

T. C.
M. Teknik Üniversitesi
Kütüphanesi
Sayı: 312

UÇUŞ MEKANİĞİ

DERS NOTLARI

Yazan:

Yüksek Mühendis Doçent

Muammer AKSAN

KUTULMUŞ MATBAASI, İstanbul — 1955

T. C.
İstanbul Teknik Üniversitesi
Kütüphanesi
Sayı: 312

20 Temmuz
aldım

1977 9004491
Mustafa B. S. K. 491
i. T. Ü. Mak. Fak.
Ferit Bal
Battar

UÇUŞ MEKANİĞİ

DERS NOTLARI

Yazan:

Yüksek Mühendis Doçent

Muammer AKSAN

UÇUŞ MEKANİĞİ

GİRİŞ

Uçuş mekaniğinin konusu, katı bir cisim gibi tasavvur edilen uçağa, atmosfer içindeki hareketi, yani uçuşu, sırasında tesir eden kuvvetleri ve momentleri ve bunların karşılıklı bağıntılarını, genel mekanik usullerine göre, etüt etmek ve bu hareketin havacılık bakımından önemli karakteristiklerini tayin etmektir. Bu etüde başlarken, ilk önce, konunun esas aktörünü teşkil eden uçağı tanımak gereklidir.

Uçak, geçiş yeri atmosfer olan ve (hava gemisi) adı altında toplanan ulaştırma vasıtaları sınıfına dahildir. Hava gemileri, atmosfer içindeki tutunmalarını temin eden kuvvetin kaynağına göre, (havadan hafif hava gemileri) ve (havadan ağır hava gemileri) olmak üzere iki gruba ayrılırlar.

Havadan hafif hava gemileri, atmosfer içindeki tutunmasını, havadan hafif bir gazla doldurulmuş kapalı bir kap hacminin, "Archimède" prensibi gereğince hasıl ettiği, statik kaldırıcı kuvvet sayesinde temin ederler; âdi balonlar ve «Zepplin» tipi idareli balonlar bu grupta yer alırlar. Bunlara (statik hava gemisi) adı da verilir.

Havadan ağır hava gemileri, atmosfer içindeki tutunmasını, özel elemanlarının havaya nazaran izafi hareketleri sebebiyle doğan aerodinamik kuvvetler sayesinde temin ederler; bunlara (dinamik hava gemisi) adı da verilir; uçak, otojir, helikopter, ornitopter ve planör, bu gruba girerler.

Uçak; havadan ağır, taşıyıcı elemanları, yani kanatları, sabit ve atmosfer içindeki hareketi için gerekli çekme kuvvetini veren bir güç sistemine malik bir hava gemisidir.

Otojir ve helikopter; dönen kanatlı ve güç sistemli havadan ağır hava gemileridir.

Ornitopter; kanatlarını kuşlarınkine benzer tarzda çırpın, mekanik sistemli havadan ağır bir hava gemisidir.

Planör; güç sistemi bulunmayan (motorsuz) havadan ağır bir hava gemisidir.

Burada, tatbikatta en geniş bir kullanım yeri bulan, uçak uçuşunun etüdü, esas konu olarak alınmıştır. Uçaklar, tahsis edildikleri hizmete veya ana yapı elemanlarının ve güç sisteminin cinsine, sayısına ve yerine göre, muhtelif kategorilere veya tiplere ayrılırlar. Uçak tiplerinin ve bir uçak yapı elemanlarının özellikleri, bu kitabın konusu dışında

İÇİNDEKİLER

	Sahife
Giriş	1
Bölüm 1 .— Atmosfer	8
Bölüm 2 .— Aerodinamik prensiplerin hatırlatılması	16
Bölüm 3 .— Profil ve kanat karakteristikleri	42
Bölüm 4 .— Parazit sürüklenme	85
Bölüm 5 .— Fazla taşıma tertibatı	103
Bölüm 6 .— Uçak güç sistemleri	112
Bölüm 7 .— Pervane ve karakteristikleri	126
× Bölüm 8 .— Uçuşun genel etüdü	147
× Bölüm 9 .— Esas performanslar	157
× Bölüm 10 .— Özel performanslar	184
× Bölüm 11 .— Eğri yörüngeli uçuş halleri	205
× Bölüm 12 .— Genel denge ve kararlılık şartları	218
× Bölüm 13 .— Kumanda yüzeyleri ve karakteristikleri	222
× Bölüm 14 .— Uzunlamasına kararlılık ve kumanda vasıfları	241
× Bölüm 15 .— Yol ve yanlamasına kararlılık ve kumanda vasıfları	274
İLÂVELER: 1) Standart atmosfer cedveli	318
2) Profil karakteristikleri	319
3) Flap karakteristikleri	322
4) Motör karakteristikleri	326
5) Pervane karakteristikleri	328
Referanslar	332

kalır. Bununla beraber, metinde geçen bazı terimlerin anlaşılmasını kolaylaştırmak maksadiyle, başlıca uçak elemanları, aşağıda kısaca tarif edilmiştir:

Kanat : Uçağın atmosfer içinde tutunmasına gerekli taşıma kuvvetini hasıl eden yapı olup, genel olarak, bir aerodinamik profil keside maliktir.

Gövde : Mürettebatı, yolcuları, eşyayı ve uçuş için gerekli teçhizatı ve malzemeyi muhafaza eden bir yapıdır; kanatlar, kuyruk yüzeyleri ve tek motorlu uçaklarda motor sehпасı buna bağlanır.

Kuyruk yüzeyleri : Bir uçağın arka kısmından ibaret olup, sabit yatay ve düşey kararlılık yüzeylerinden ve bunlara bir menteşe ile bağlanmış yatay ve düşey dümenlerden tereküp eder.

Kanatçık : Bir uçak kanadının oynak veya menteşeli bir parçasıdır ve, genel olarak, kanadın firar kenarının bir kısmını teşkil eder; başlıca görevi, uçakta bir yalpa hareketi hasıl etmektir.

İniş takımları : Uçak yerde iken onun ağırlığını taşıyan ve iniş sırasındaki vurmaları azaltmak için bir tertibat ihtiva eden eleman olup, takriben uçak ağırlık merkezinin altında iki ana iniş takımı ile uçağın kuyruk veya burun tarafında bir yardımcı iniş takımından tereküp eder; her iniş takımı, bir amortisör ve hava ile şişirilmiş bir lâstikli tekerlek ihtiva eder.

Kumandalar : Uçağın hızını, uçuş yönünü, durumunu, güç sistemini ve diğer vasıflarını pilotun kontrol etmesine yarayan vasıtalardan ibarettir. Pilot yerinde bulunan leviye ve kollar ile bunları kumanda edilecek elemana bağlayan kablolar ve çubuklardan tereküp eder.

Güç sistemi : Uçağın uçuşunu devam ettirmek için gerekli çekme kuvvetini veren bir güç kaynağı olup, motor, pervane ve muhtelif aksesuarlardan tereküp eder.

Motor : Isıl enerjiyi, mekanik işe çeviren bir makinadır.

Pervane : Bir motorun anamiline takılmak suretiyle döndürüldüğünde, havadan aldığı aerodinamik tesir ile bir çekme kuvveti hasıl eden elemandır.

Borda âletleri : Uçağın uçuşu ile ilgili durumunu ve güç sisteminin çalışma şartlarını kontrol etmek ve verilen kumandalar altındaki hareketini kontrol etmek için pilot yerinde bulunması gerekli olan âletlerdir.

**

Uçak, dünyamızı saran atmosfer içinde uçuş yapar ve metinde açıklanmış olduğu üzere, uçuş sırasında uçağa gelen kuvvetlerden ikisi

(aerodinamik kuvvet ve çekme kuvveti), havanın vasıflarına bağlıdır. Bu itibarla, evvelâ atmosferi ve onun vasıflarını bilmek icap eder (Bölüm — 1).

Uçak, rijit bir cisim gibi tasavvur edildiğinde, hava içindeki izafi hareketinden doğan aerodinamik kuvvetler ve momentler, güç sisteminin verdiği çekme kuvveti, yer çekimi ve kendi atalet vasıfları tarafından tayin edilen yörüngeler boyunca hareket eder. Bu yörüngeler, yalnız uçağın yapı mukavemeti, güç sistemi ve aerodinamik karakteristikleri ile sınırlanmıştır. Bu sınırlar, bir defa tayin edildiğinde, uçağın maksimum performanslarını ve manevra kabiliyetini gösterirler.

Bu kitabın ana maksadı, uçağın başlıca performanslarını tayin etmek ve iyi kararlılık ve kumanda vasıflarına malik olması için gerekli şartları incelemektir.

Uçuşun etüdüne başlarken, bu hareket sırasında bahis konusu olacak kuvvetleri bilmek icap eder. Bu kuvvetler, hareketin ivmeli olması halinde doğan atalet kuvvetleri bir yana bırakıldığında, yer çekiminden doğan uçağın ağırlığı, hava içindeki izafi hareketten doğan aerodinamik kuvvet ve güç sisteminin verdiği çekme kuvvetinden ibarettir.

Uçağın ağırlığı, uçuş sırasında benzin ve yağ sarfiyatı dolayısıyla azalmayı dikkate alarak, her an tamamen malûm bir kuvvettir ve uçak ağırlık merkezinde tesir eder.

Aerodinamik kuvvetler, hakiki bir akışkan olan hava içinde izafi olarak hareket eden cisimlerin, havadan aldıkları tepkilerden ibarettirler. Bu tesirlerin etüdü, teorik ve deneysel aerodinamiğin konusunu teşkil eder. Bununla beraber, uçuşun etüdünde geçen terimleri izah edebilmek için, bazı aerodinamik prensiplerini hatırlatmak, profil ve kanat aerodinamik karakteristiklerini tanımak ve bir uçağın kanattan başka parçalarının, genel olarak bir dirençten ibaret olan, sürüklenme vasıflarını bilmek faydalı sayılmıştır (Bölüm — 2, 3 ve 4).

Uçakların alçak hızlı uçuş rejimleri olarak tanınan kalkış ve iniş hareketleri sırasında fazla taşıma sağlamak için kullanılan tertibat, ayrıca tetkik edilmiştir (Bölüm — 5).

Uçağın hareketi için gerekli çekme kuvvetini veren güç sistemi, havacılığın başlangıcından beri, pistonlu motor ve pervaneden ibaret bir sistem olarak tanınmıştır. 1944 yılındanberi, uçaklarda güç sistemi olarak, bir pervaneyi döndüren gaz türbini veya doğruca bir çekme kuvveti veren tepkili motorlar kullanılmaktadır. Muhtelif motor tiplerinin etüdü, ayrı bir ders konusudur. Bununla beraber, uçuşun etüdü bakımından, muhtelif güç sistemlerinin vasıflarını ve aerodinamik bir ele-

mandan ibaret olan pervanenin karakteristiklerini tanımak gereklidir (Bölüm — 6 ve 7).

Uçağın uçuşu, biri uçak ağırlık merkezinin hareketi ve diğeri uçağın kendi ağırlık merkezi etrafındaki hareketi olmak üzere, iki hareketten terekküp eder. Uçuş sırasında uçağa gelen aerodinamik kuvvet, uçağın hıza nazaran durumuna bağlı olduğundan, bu iki hareketi teorik olarak ayırmak mümkün değildir. Problemin genel çözümü, (Bölüm — 8) 'de açıklanmış olduğu üzere, dokuz diferansiyel denklemin çözülmesini gerektirir ve bu denklemlerde yer alan faktörlerin doğru olarak bilinmemesi problemi bir kat daha zorlaştırır.

Bu bakımdan, makul bir takım takribiyetler kabul ederek, yalnız uçak ağırlık merkezinin hareketini dikkate almak suretiyle, simetrik ve devamlı uçuş hallerini ihtiva eden ve havacılıkta önemli sayılan, uçağın her hangi bir yükseklikteki maksimum yatay uçuş hızı, maksimum yükseliş hızı, tırmanış eğimi ve süresi ile tavanından ibaret "esas performansları" (Bölüm — 9); uçağın kalkış, iniş ve seyahat uçuşu vasıflarından ibaret olan "özel performansları" (Bölüm — 10) ve ayrıca uçağın yatay dönüş ve dönerek alçalış gibi en basit "eğri uçuş halleri" (Bölüm — 11) etüt edilmiştir.

Uçağın kendi ağırlık merkezi etrafındaki hareketi, uçağa bağlı üç eksene nazaran denge ve kararlılık vasıflarına bağlıdır ve bu eksenler etrafındaki kumanda kabiliyeti ile ilgilidir. Bu itibarla evvelâ, dinamik bir sistem gibi tasavvur edilen uçağın, genel denge ve kararlılık şartları incelenmiş (Bölüm — 12) ve uçak kumanda yüzeylerinin karakteristikleri tetkik edilmiştir (Bölüm — 13).

Uçak, (Bölüm — 8) 'de bildirildiği gibi, bir simetri düzlemine sahiptir ve bu simetri düzlemi içinde bulunan eksenlere nazaran, normal olarak dengededir. Uçağın, simetri düzlemine dikey, yanlama eksenini etrafındaki denge şartları ile kararlılık ve kumanda vasıfları, önemi dolayısıyla, ayrıca etüt edilmiştir (Bölüm — 14). Uçağın, simetri düzlemindeki iki eksen etrafındaki hareketleri, birbirine tesir ettiklerinden, yanlama ve yol kararlılık ve kumanda vasıfları birlikte tetkik edilmiştir (Bölüm — 15).

Uçağın, dinamik kararlılık vasıfları, konu dışı bırakılmıştır.

Eğer uçak, kendi mukavemet, güç ve aerodinamik sınırları içinde her hangi bir yörünge üzerinde uçuş yapıyor ise, ona tesir eden kuvvetler, düzdoğru bir yörünge ve sabit hızlı bir hareket halinde, statik dengede ve yörünge eğri veya her hangi bir tarzda ivmeli olduğunda, dina-

mik dengede olmalılardır. Bu problemleri etüt etmek için, ilk önce, eksenleri ve yönleri tayin etmek gereklidir. Uçağın uçuşu ile ilgili problemleri etüt etmek için, muhtelif eksen takımları kullanılır; bunların, tatbik yerleri ve tarifleri, aşağıda açıklanmıştır:

(1) Boşluğa bağlı eksen takımı : Bu eksen takımı, uçak ağırlık merkezinin hareketini etüt etmek ve bazı performans problemlerini çözmek için kullanılır. (x) eksenini, artı yönü genel uçuş tarafında olmak üzere, yataydır. (y) eksenini de yatay olup, yerdeki bir rasıda nazaran soldan sağa doğru uçuş yapan bir uçak bahis konusu olduğunda, bu eksenin artı yönü rasıdan arkasından önüne doğrudur. (z) eksenini, artı yönü aşağıdan yukarıya doğru olmak üzere, düşeydir. Bu eksenler bilhassa, (x) ve (z) eksenlerini ihtiva eden düşey düzlem içinde, uçak ağırlık merkezinin hareketini etüt etmek için kullanılır.

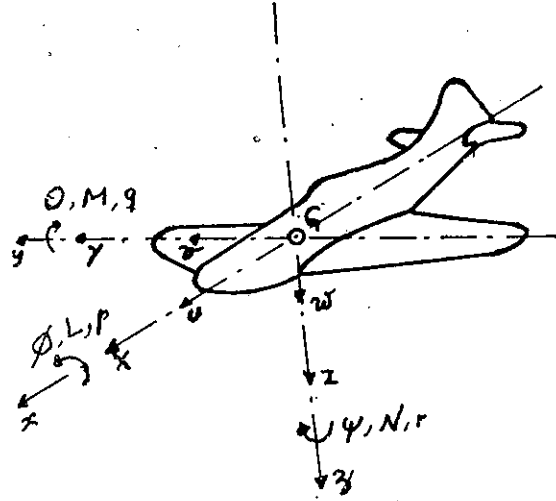
(2) Uçağa bağlı eksen takımı : Bu eksen takımı, uçağın kararlılık problemlerini etüt etmek için kullanılır. Başlangıç noktası, uçak ağırlık merkezindedir. (x) eksenini, artı yönü uçağın arkasından önüne doğru olmak üzere, uçağın uzunlama eksenidir ve çekme doğrultusuna veya kanat veterine yahut uçağın belli bir referans hattına paralel olarak alınır. (y) eksenini, artı yönü sağ kanat ucuna doğru bakmak üzere, uçağın yanlama eksenidir ve uçak simetri düzlemine dikeydir. (z) eksenini, artı yönü aşağıya doğru olmak üzere, uçağın dikey (yahut düşey) eksenidir ve uçak simetri düzlemi içinde bulunur.

(3) Rüzgâra bağlı eksen takımı : Bu eksen takımı, bilhassa rüzgâr tünellerinde yapılan aerodinamik deneylerde ve etüdlere kullanılır. (x) eksenini, izafi rüzgâr doğrultusunda olup, artı yönü uçak modeline nazaran önden arkaya doğrudur. (y) eksenini, artı momentler yönüne uygun olmak üzere, modele nazaran sağdan sola doğru artı yönde alınır ve modelin simetri düzlemine dikeydir. (z) eksenini, artı yönü aşağıdan yukarıya doğru olmak üzere, modelin simetri düzlemi içinde bulunur.

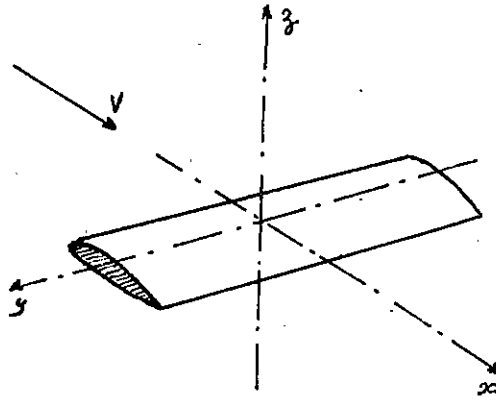
Bir uçağa gelen aerodinamik kuvvetler, aksi tasrih edilmedikçe, rüzgâra bağlı eksen takımına nazaran anlaşılmalıdır. Bu sistemde (x), (y) ve (z) eksenleri doğrultusundaki kuvvet bileşenleri, sıra ile, "sürük-leme", "yan-kayış" ve "taşma" adlarıyla tanınır.

Uçağa bağlı eksenler halinde, bir artı moment, uçağın içinde bulunan ve bir eksenin artı ucuna doğru bakan bir rasıt tarafından saat ibrelerinin hareketi yönünde bir dönüş hasıl eden moment olarak tarif edilir. Uçağa bağlı eksenlerin artı yönleri ve bu eksen takımına nazaran kuvvet, lineer hız, açısal hız, açısal hareket ve momentler (Şekil: 1) 'de gösterilmiştir. Bu sistemde (x), (y) ve (z) eksenleri etrafındaki açısal

hareketler, sıra ile, "yalpa", "yunuslama" ve "sapma" adlarını alırlar. Momentler de, açısal hareketler gibi, adlandırılırlar; meselâ, bir yunuslama momenti, (y) eksenini etrafında dönüğe sebep olan momenttir.



(Şekil: 1)
(Uçağa bağlı eksenler)



(Şekil: 2)
(Rüzgâra bağlı eksenler)

Rüzgâra bağlı eksenler halinde, yukardaki tarife göre artı moment yönleri, saat ibreleri hareketinin aksi yönünde olacaktır. Bu eksen ta-

kımı daima rasıt uçak modelinin dışında bulunmak suretiyle kullanıldığından, rasıdın bir eksenin artı kolu üzerindeki bir noktadan merkeze doğru baktığı tasavvur edilerek, artı moment yönü, her iki eksen takımında aynı olur.

**

Tatbiki mühendislik problemlerinde, en önemli noktalardan biri, denklemlerde homojen boyutlar ve birimler kullanmaktır. Bu kitapta muhtelif uçuş problemlerine ait denklemler; uzunluk (metre), kuvvet (kilo) ve zaman (saniye) olmak üzere, (M. K. S.) esas boyut sistemine göre verilmişlerdir. Bunlardan başka, sıcaklık için (santigrat) derecesi ve açılar için, yerine göre, radyan veya derece birimleri kullanılmıştır. Bazı tatbiki problemlerde, güç için (beygir), uzaklık için (kilometre) ve hız için (Km/Saat) birimleri kullanılmış olup, bu gibi hususlar her hangi bir yanlışlığı önlemek maksadiyle metinde ayrıca açıklanmıştır.

Bu kitabın esas maksadını teşkil eden performansların hesabına ve denge, kararlılık ve kumanda vasıflarının tayinine ait bölümlerinde verilen çözüm tarzları, nümerik misâllerle aydınlatılmıştır ve bu bölümlerin sonuna, öğrencilerin tatbikat yapmalarına imkân vermek üzere, problemler ilâve edilmiştir.

B Ö L Ü M — 1

ATMOSFER

1. 1. — Konu.

Uçağın uçuşu, dünyamızı saran atmosfer içinde vuku bulur ve bu itibarla uçuşun etüdü, havanın ve atmosferin vasıflarıyla ilgilidir. Bu bölüm, havanın ve atmosferin vasıflarının tetkikine ayrılmıştır. Atmosfer havasının, standart şartlar altında, deniz seviyesindeki karakteristikleri şunlardır :

Sıcaklık	: $\theta_0 = 15^\circ \text{C}$.
Basınç	: $p_0 = 760 \text{ mm cıva sütunu veya } 10332 \text{ Kg/m}^2$
Özgül ağırlık	: $a_0 = 1,2255 \text{ Kg/m}^3$
Yoğunluk	: $\rho_0 = 0,12497 \text{ Kg.sn}^2/\text{m}^4$

1. 2. — Genel vasıflar.

Hava, deniz seviyesinde bilindiği gibi, başlıcaları azot ve oksijen olan ve çok az miktarlarda su buharı, karbon gazı ve diğer gazlar ihtiva eden, bir takım gazların fiziksel bir katışımıdır. Atmosfer içinde havanın bu terkihi, su buharı müstesna, deniz seviyesinden itibaren takriben 50 kilometre yüksekliğe kadar pratik olarak değişmez ve bu terkip, hacimsel yüzde olarak, aşağıda gösterilmiştir:

Azot	: % 78,08
Oksijen	: 20,94
Su buharı	: 0,41
Karbon gazı	: 0,03
Argon	: 0,94
Hidrojen	: 0,01
Neon	: 0,0012
Helyum	: 0,0004

Hava, aerodinamik bakımdan, homojen bir gaz gibi tasavvur edilir ve onun bileşenleriyle değil, fakat bir bütün olarak vasıflarıyla ilgileni-

lir. Hava, bir gaz olduğundan, yoğunluğu basınçla çok çabuk değişir. Muhtelif maksatlar için, mevcut şartlar altında, havanın yoğunluk, viskozluk, elâstiklik ve ilh. vasıfları tetkik edilir.

Aerodinamik etüdlerde hava, kuru bir mükemmel akışkan gibi kabul edilir.

1. 3. — Gazlar karakteristik denklemi.

Bir gazın sıcaklığı ve basıncı, yeryüzünde hüküm süren normal sıcaklık ve basınçlardan çok farklı olmadığında, aşağıdaki denklemi gerçekerler :

$$p \cdot v = R \cdot T \quad (1)$$

Buradaki terimlerin anlamları şunlardır :

p	: basınç,
v	: özgül hacim,
T	: mutlak sıcaklık, $(\theta + 273)$,
R	: gazlar sabiti, hava için = 29,27

Gazlar karakteristik denklemi adını taşıyan bu denkleme daha uygun bir şekil vermek için, havanın yoğunluğu hesaba katılır. Bilindiği gibi özgül hacim, özgül ağırlığın tersine eşittir :

$$v = 1/a$$

ve yoğunluk, özgül ağırlığın kütlesidir :

$$\rho = a / g$$

Bu suretle, $v = \frac{1}{g \cdot \rho}$ olup, $(g \cdot R = k)$ koyarak, gazlar karakteristik denklemi için aşağıdaki ifade bulunur :

$$p / \rho = k \cdot T \quad (2)$$

Burada (k) bir sabit olup, hava için değeri $(9,806 \times 29,27 = 287,02)$ dir. (2) denklemi, akım şartlarından bağımsızdır ve p, ρ ve T karakteristiklerinden her hangi ikisi verildiğinde, üçüncünün belli olacağını ifade eder.

1. 4. — Nemlilik tesirleri.

Havada su buharı mevcut olmasının tesirleri aşağıda hülâsa edilmiştir :

(1) Su buharı, kuru havadan hafiftir. Eğer su buharı kuru hava ile

karışmış ise, katışım daha alçak bir özgül ağırlığa veya yoğunluğa malik olacaktır. Yüzde 100 izafi nemlilik halinde, su buharının mevcudiyeti, yoğunluğu yüzde 3 kadar azaltır. Ortalama şartlar altında (15°C ve yüzde 50 nemlilik), pratik olarak, su buharının mevcudiyeti ihmâl edilir.

(2) Su buharının tekâsüfü ve su damlacıklarının buharlaşması, bir yüksek hız akımının enerji dengesini bozar ve neticede böyle bir akımın karakterini değiştirir. Yüksek hızlı akım şartları altında, büyük sıcaklık farkları, su buharının tekâsüfüne sebep olur ve bu olay, bilhassa ses civarı bölgelerde enerji dengesinde ve şok dalgası biçiminde bir değişiklik hasıl eder ve yüksek hız rüzgâr tünellerinde, bir sis meydana getirdiğinden, deneylerin gözle tâkibini zorlaştırır.

1. 5. — Standart atmosfer.

Bir uçağın performansları hesaplandığında veya performanslarını tayin etmek için uçuş yahut rüzgâr tüneli deneyleri yapıldığında, elde edilen sonuçları benzeri diğer hesap ve deney sonuçlarıyla mukayese edebilmek için, bir referans havaya ihtiyaç vardır. Atmosfer içindeki şartlar, devamlı olarak değişir ve, genel olarak, muhtelif iki günde, aynı sıcaklık ve basınç şartlarını elde etmek mümkün değildir.

Böylece, referans olarak kullanılmak üzere, bir standart hava şartları sisteminin tesbiti gerekmektedir. Halen milletlerarası bir tatbik yeri bulan ICAO (International Civil Aviation Organization) Milletlerarası Sivil Havacılık Teşkilâtının, Milletlerarası Sivil Havacılık Anlaşmasına Ek-8 nizamnamesinde tesbit edilmiş bulunan standart şartlar aşağıda açıklanmıştır. Bu şartları gerçekleyen ideal atmosfere, 'Standart Atmosfer' adı verilir.

- Hava, kuru bir mükemmel gazdır;
- Sıcaklık, deniz seviyesinde, 15°C derecesidir;
- Basınç, deniz seviyesinde, 760 mm cısa sütunu (1013,3 milibar) dır;
- Sıcaklığın, yükseklik ile değişimi, deniz seviyesinden itibaren sıcaklığın $-56,5^{\circ}\text{C}$ olduğu yüksekliğe kadar, beher metrede $-0,0065^{\circ}\text{C}$ 'sine eşittir ve daha yükseklerde sıfırdır.

(a) şartı gereğince, kuru mükemmel gazlara ait karakteristik denklem standart atmosfere uygulanabilir.

(d) şartı gereğince, sıcaklığın, deniz seviyesinden itibaren yükseklik ile değişimi, $\theta = -56,5^{\circ}\text{C}$ oluncaya kaadr, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\theta = 15 - 0,0065 \cdot z \quad (3)$$

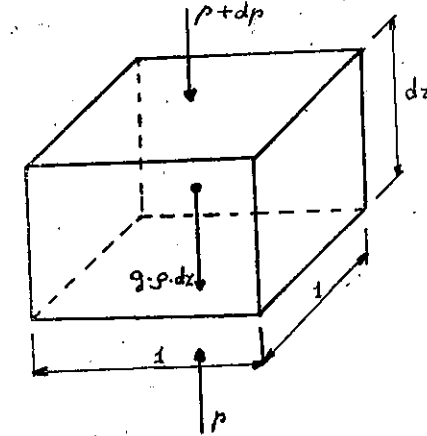
veya

$$T = 288 - 0,0065 \cdot z$$

Burada (z), deniz seviyesinden itibaren ölçülen yüksekliği metre cinsinden göstermektedir. Bu denklem, $\theta = -56,5^{\circ}\text{C}$ için, $z = 11000\text{ m}$ verir. Böylece (3) denklemi, deniz seviyesinden itibaren 11000 metre yüksekliğe kadar doğrudur ve bu hava tabakasına "troposfer" adı verilir. Bunun üstünde sıcaklık sabit ve $-56,5^{\circ}\text{C}$ 'ye eşittir ve bu hava tabakasına da "stratosfer" adı verilir.

Standart atmosfer için yukarda tesbit edilen şartları kullanmak ve yer çekimi ivmesi (g) 'nin yükseklik ile değişmediğini kabul etmek suretiyle, standart atmosfer karakteristiklerinin yükseklik ile değişimi tayin edilir.

Basıncı yüksekliğin fonksiyonu olarak ifade etmek için, Şekil: 3'de gösterilen, birim atmosfer elemanını dikkate alalım. (z) doğrultusundaki kuvvetlerin toplamı:



(Şekil: 3)

$$p - (p + dp) - g \cdot \rho \cdot dz = 0$$

veya

$$dp = -g \cdot \rho \cdot dz$$

bağıntısını verir.

Gazlar karakteristik denklemi, $\rho = \frac{p}{k \cdot T}$ tarzında hesaba katılarak:

$$\frac{dp}{p} = -g \cdot \frac{dz}{k \cdot T}$$

veya

$$\frac{dp}{p} = -\frac{1}{29,27} \cdot \frac{dz}{(288 - 0,0065 \cdot z)} \quad (4)$$

diferansiyel denklemi bulunur. Bu denklem, $d(288 - 0,0065 \cdot z) = -0,0065 \cdot dz$ bağıntısı dikkate alınarak, deniz seviyesinde $z = 0$ için basınç (p_0) ve her hangi bir (z) yüksekliğindeki basınç (p) ile gösterilerek, bu iki sınır arasında, entegre edildiğinde:

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = 5,256 \int_0^z \frac{d(288 - 0,0065 \cdot z)}{288 - 0,0065 \cdot z}$$

veya :

$$\log_e \left(\frac{p}{p_0} \right) = 5,256 \cdot \log_e \left(\frac{288 - 0,0065 \cdot z}{288} \right)$$

yahut :

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{288 - 0,0065 \cdot z}{288} \right)^{5,256} = (1 - 0,00002257 \cdot z)^{5,256} \quad (5)$$

denklemi bulunur. Bu denklem, aşağıdaki tarzda da yazılır:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{5,256} \quad (6)$$

Yoğunluğun yükseklik ile değişimini bulmak için, gazlar karakteristik denklemi bir defa daha dikkate alınarak, deniz seviyesi ve her hangi bir (z) yüksekliği için yazılır:

$$p_0 = \rho_0 \cdot k \cdot T_0$$

$$p = \rho \cdot k \cdot T$$

Bu iki ifadeyi taraf tarafa bölerek:

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\rho \cdot T}{\rho_0 \cdot T_0}$$

bağıntısı elde edilir. (6) denklemi hesaba katılarak:

$$\frac{\rho \cdot T}{\rho_0 \cdot T_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{5,256}$$

veya :

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \sigma = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{4,256} = (1 - 0,0002257 \cdot z)^{4,256} \quad (7)$$

denklemi bulunur.

Her hangi bir (z) yüksekliğindeki basınç ve yoğunluğun deniz seviyesindeki basınç ve yoğunluğa oranlarını veren (5) ve (7) denklemleri, troposfer için, yani $z = 11000$ metre yüksekliğe kadar muteberdirler.

No. — Troposfer dahilinde (σ) izafi yoğunluk, iyi bir takribiyetle, aşağıdaki pratik formül yardımıyla hesaplanabilir:

$$\sigma = \frac{20 - z}{20 + z} \quad (\text{burada } (z), \text{ km cinsindendir}).$$

Stratosfer dahilinde izoterm şartlar mevcuttur; bu tabakada havanın basınç ve yoğunluğunun yükseklik ile değişimini bulmak için, yukardaki (4) diferansiyel denklemini tekrar dikkate almak icap eder. (4) diferansiyel denklemi, stratosfer için, iki kısımda entegre edilir:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dz}{29,27 \cdot T}$$

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = 5,256 \cdot \int_0^{11000} \frac{d(288 - 0,0065 \cdot z)}{288 - 0,0065 \cdot z} \cdot \int_{11000}^z \frac{dz}{29,27 \cdot 196,5}$$

Burada (196,5); stratosferdeki sabit mutlak sıcaklıktır. Yukardaki entegraller icra edilerek:

$$\log_e \left(\frac{p}{p_0} \right) = 5,256 \cdot \log_e \left(\frac{196,5}{288} \right) - \frac{z - 11000}{29,27 \cdot 196,5} = \left(2,01 + \frac{z - 11000}{5751,55} \right)$$

veya :

$$\frac{p}{p_0} = \frac{1}{e^{\left(2,01 + \frac{z - 11000}{5751,55} \right)}} \quad (8)$$

bulunur.

Her hangi bir (z) yüksekliği ve deniz seviyesi için yazılan gazlar karakteristik denklemi, yukarda da görülmüş olduğu gibi:

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\rho \cdot T}{\rho_0 \cdot T_0}$$

bağıntısını verir ve bu bağıntı (8) denklemi ile birlikte dikkate alınarak; stratosfer için:

$$\frac{e}{e_0} = \sigma = \frac{288}{196,5} \cdot \frac{1}{e^{(2,01 + \frac{z}{5751,55})}} = \frac{1}{e^{(2,01 + \frac{z - 11000}{5751,55})}} \quad (9)$$

denklemini elde edilir.

Yukarıda, standart atmosfer şartlarına göre, troposfer ve stratosfer tabakaları için, izafi basıncı ve izafi yoğunluğu veren denklemler elde edilmiş olup, bu denklemler yardımıyla, deniz seviyesinden itibaren muhtelif yüksekliklerdeki sıcaklık, basınç ve yoğunluk hesaplanır. Bu suretle hesaplanmış olan "standart atmosfer cedveli", kitabın sonunda (İlâve: 1)'de verilmiş olup, tatbiki problemlerde yeter bir doğrulukla kullanılmaya uygundur.

Havanın viskozluk ve sıkışma vasıfları, daha ziyade aerodinamiğe ait problemleri ilgilendirdiğinden, bu bölümde bahis konusu edilmemiştir. Bununla beraber, havanın kinematik viskozluk katsayısının ve havadaki ses hızının, deniz seviyesinden itibaren muhtelif yüksekliklere ait değerleri, standart hava cedvelinde verilmiştir.

1. 6 — Muhtelif yükseklik terimleri.

Bir uçağın yükseklik saatinin gösterdiği yükseklik, bu âlet deniz seviyesinde 760 mm cıva sütununa ayarlanmış olduğunda, "basınç yüksekliği" adıyla tanınır. Basınç yüksekliği terimi, uçak borda levhalarında bulunan yükseklik saatlerinin, standart atmosfer şartlarına göre taksimata malik, özel barometrelerden ibaret olmaları dolayısıyla verilir. Eğer belli bir yükseklikteki sıcaklık, bu yüksekliğe ait standart atmosfer sıcaklığına eşit ve sıcaklığın yükseklikle değişimi ve deniz seviyesi şartları da, standart atmosfer şartlarının aynı ise, yükseklik saati doğru olarak yüksekliği gösterecektir. Başka şartlar altında, yükseklik saatinin hatalı bir yükseklik okunacaktır. En yeni uçak yükseklik saatleri, deniz seviyesinde hakiki şartlar için tashih tertibatını haizdir; fakat atmosfer karakteristiklerinin yükseklikle değişimindeki farkları tashih etmek için henüz hiç bir çare bulunamamıştır.

Uçuşta bir uçağa gelen kuvvetler, ilerdeki bölümlerde görüleceği gibi, mutlak basınca değil, fakat, havanın yoğunluğuna bağlıdır. Bu bakımdan, basınç yüksekliği, mukayese maksadı için az kullanışlıdır. Havanın yoğunluğu, basınç ve sıcaklık bilindiğinde, gazlar karakteristik denklemini yardımıyla hesaplanır. Standart atmosfer, belli bir yükseklik

için, belli bir yoğunluk ifade eder; bu suretle verilen bir yoğunluğa tekabül eden yükseklik, "yoğunluk yüksekliği" olarak tarif edilir.

Yukarıda tarif edilmiş olan iki yükseklik, basınç yüksekliği ve yoğunluk yüksekliği, hakiki yükseklik değildir. "Hakiki yükseklik", üçüncü bir yükseklik terimi olup, uçaktan bırakılan ve deniz seviyesinde yer yüzüne dikey olan bir şerit hat yardımıyla ölçülen yüksekliktir.

Tatbiki uçuş mekaniği problemlerinde hakiki yükseklik, az önemlidir; çünkü bu yükseklik, atmosferdeki şartları bildirmez. Bundan başka, hakiki yükseklik, pilot için de, her zaman önemli değildir; çünkü pilot, deniz seviyesinden olan yükseklikten ziyade, üstünde uçuş yaptığı top-rak yüzünden olan uzaklıkla ilgilenir.

B Ö L Ü M — 2

AERODİNAMİK PRENSİPLERİN HATIRLATILMASI

2. 1 — Konu.

Bu bölüm, uçuşun etüdünde geçen terimleri izah etmek maksadiyle bazı aerodinamik prensiplerin hatırlatılmasına tahsis edilmiştir.

2. 2. — Mükemmel akışkan.

Aerodinamik, havanın ve diğer gazların hareketini ve bunlara nazaran izafi olarak hareket eden katı cisimlere gelen kuvvetleri tetkik eden genel akışkanlar mekaniğinin bir koludur. Aerodinamikte, gazlara ve sıvılara, bir çok hallerde aynı kanunlara uyduklarından, “akışkan” adı verilir. Bir akışkan, her hangi bir (t) anında, aşağıdaki beş fiziksel karakteristik ile tamamen belli olur:

- 1) hacim (v);
- 2) sıcaklık (θ);
- 3) basınç (p);
- 4) yoğunluk (ρ);
- 5) viskozluk (μ).

Bu karakteristiklerin arasında bilinen bazı bağıntılar vardır. Belli bir akışkan kütlesi verildiğinde, hacim ve yoğunluk ters orantılı olarak değişirler; hacim, basınç ve sıcaklık aralarında bağıntılı olup, bunlardan her hangi ikisi bilindiğinde, üçüncüsü belli olur.

Viskozluk, hareket halinde bulunan akışkanların parçacıkları arasındaki kayma gerilmelerini karakterize eder; katran ve makina yağı gibi sıvılarda büyüktür, suda nisbeten küçüktür ve havada, küçük olmakla beraber daima ihmâl edilemez.

Analitik etüdlere kolaylaştırmak için bir “mükemmel akışkan” veya “ideal akışkan” kabul olunur. Mükemmel akışkan, viskozluğu bulunmayan ($\mu = 0$) bir ortaklık olarak tasavvur edilir.

2. 3. — Statik basınç.

Bir akışkanın her hangi bir noktasındaki basıncı, iyi bilinen fiziksel bir değerdir ve hareketsiz bir akışkan halinde bu basınç, bir manometre yardımıyla kolayca ölçülür. Hareket halindeki bir akışkanın her hangi bir noktasındaki basınç, bu noktada akışkanın malik olduğu hıza paralel ve eşit bir hızla hareket eden bir basınç anteninin, bir manometreye intikâl ettirdiği basınç olarak tarif edilir. Bu basınca «statik basınç» adı verilir.

Statik basınç, dünyamızı saran havanın barometrik basıncından ve sıvılar halinde, sıvının derinliği ile orantılı olarak değişen, hidro-statik basınçtan ibarettir.

2. 4. — Akım hatları ve süreklilik prensibi.

Hareket halindeki bir akışkanın her hangi bir noktasında hız, basınç ve yoğunluk zamanla değişmediğinde, bu harekete “sürekli akım” veya “daimî akım” adı verilir. Bu halde, akım ile hareket etmiyen belli bir kesitteki karakteristikler, zamanla değişmez.

Belli bir kesitteki karakteristikler zamanla değiştiğinde, akışkanın hareketine “süresiz veya daimî olmayan akım” adı verilir.

Bir akışkanın sürekli akımı, çok sayıda akışkan parçacıklarının hareketinden tereküp etmiş gibi tasavvur edilir ve bu parçacıklardan her hangi birinin takip ettiği yol (yani yörünge), “akım hattı” adını alır. Akım hatları, bir çok bakımlardan, akımı karakterize ederler.

Sürekli akım halinde, akım hatları zamanla değişmez; parçacıklar bir akım hattını kesmez ve birbirini takip eden parçacıklar, hemen önderindeki parçacığın yörüngesi üzerinde hareket ederler. Bu takdirde, akıma dik küçük bir kesit içindeki akım hatlarının bir “akım borusu” teşkil ettiği tasavvur edilir.

Süresiz akım halinde, akım hatları zamanla değiştiğinden, akım hatları çizilemez.

Sürekli akım halinde, akışkan parçacıklarının her hangi bir akım hattını kesmemeleri dolayısıyla, bir akım borusunun akıma dik iki muhtelif kesidinden birim zamanda geçen akışkan miktarı sabittir. Akım sürekli kaldıkça, çok sayıda akım hatlarından tereküp eden bir akım borusunun yanlarından, hiç bir akışkan girmez ve çıkmaz. Buna “süreklilik prensibi” adı verilir.

Bir akım borusunun iki muhtelif noktasındaki dik kesit alanı (A_1)

ve (A_2) ile gösterildiğinde ve bu kesitlerdeki hızlar (V_1 , V_2) ve yoğunluklar (ρ_1 , ρ_2) olduğunda, süreklilik prensibi, aşağıdaki denklem ile ifade edilir:

$$\text{Debi} = A_1 \cdot V_1 \cdot \rho_1 = A_2 \cdot V_2 \cdot \rho_2 = \text{Sabit}$$

Yoğunluk her noktada aynı bir değeri muhafaza ettiğinde (mükemmel akışkan hali), süreklilik prensibinin ifadesi:

$$A \cdot V = \text{Sabit}$$

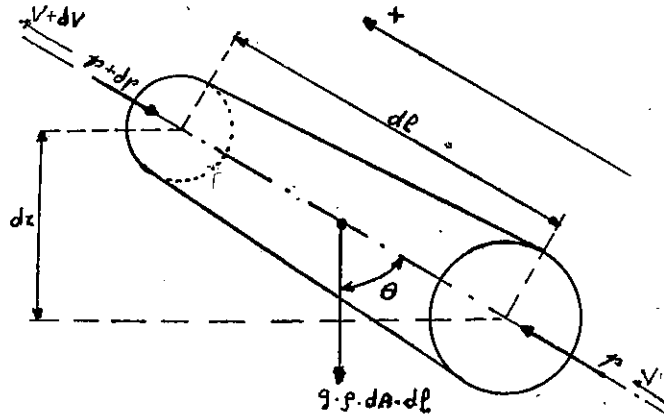
olur.

Buradan görüldüğü gibi, akım hattı boyunca hız, dik kesit alanı ile ters orantılıdır; hızın arttığı yerlerde akım borusunun kesidi küçülür, akım hatları sıklaşır ve hızın azaldığı yerlerde, akım hatları seyrekleşir.

2. 5. — Bernoulli denklemi.

Sürekli bir akım içinde dik kesit alanı (dA) olan bir akım borusunun, uzunluğu (dl) olan elemanter bir parçasının kütlesi ($dA \cdot dl \cdot \rho$) ve ağırlığı ($g \cdot dA \cdot dl \cdot \rho$) dır.

Bu elemanter parça ağırlığının, Şekil: 4'de kabul olunan artı yöne



(Şekil: 4)

göre, akım borusu merkezinden geçen akım hattı doğrultusundaki bileşeni:

$$- g \cdot dA \cdot dl \cdot \rho \cdot \cos \theta$$

veya, şekilden görüldüğü gibi,

$$dl \cdot \cos \theta = dz$$

olduğundan:

$$- g \cdot dA \cdot \rho \cdot dz$$

dir.

Hareket halindeki akışkan içinden ayrılmış olarak tasavvur edilen bu elemanın iki ucu arasındaki basınç farkı (dp) ile gösterildiğinde, bu basınç farkı, akım borusu merkezinden geçen akım hattı doğrultusunda, bir kuvvet verir.

$$p \cdot dA - (p + dp) \cdot dA = - dp \cdot dA$$

Elemanın iki ucu arasındaki hız değişiminden doğan atalet kuvveti, elemanın kütlesi ile ivmenin çarpımına eşittir:

$$F = m \cdot \gamma$$

Genel mekanikte görülmüş olduğu gibi, ivmenin ifadesi:

$$\gamma = \frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dl} \cdot \frac{dl}{dt}$$

ve, $\frac{dl}{dt} = V$ olduğundan:

$$\gamma = V \cdot \frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \cdot \frac{dV^2}{dl}$$

dir. Böylece, atalet kuvveti için:

$$- dA \cdot dl \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{dV^2}{dl} = - \frac{\rho}{2} \cdot dA \cdot d(V^2)$$

bulunur.

Tetkik edilen elemanın dengesi için, akım borusu merkezinden geçen akım hattı doğrultusundaki kuvvet bileşenlerinin toplamı sıfır olmalıdır:

$$- g \cdot dA \cdot \rho \cdot dz - dp \cdot dA - \frac{\rho}{2} \cdot dA \cdot d(V^2) = 0$$

veya

$$g \cdot \rho \cdot dz + dp + \frac{\rho}{2} \cdot d(V^2) = 0$$

Ortalama hareketin sürekli olduğu ve akımın, akım borusundan ibaret bulunduğu kabul edilerek, yukardaki diferansiyel denklem, yoğunluğu sabit sıkışmaz akışkan halinde, akım borusu boyunca entegre edilerek:

$$g \cdot \rho \cdot z + p + \frac{\rho}{2} \cdot V^2 = H$$

bulunur.

Hava ve genel olarak gazlar bahis konusu olduğunda ve düşey doğrultudaki boyutun küçük olması halinde, yani uçaklarda, yükseklik farkından doğan kuvvet, diğerlerinin yanında ihmal edilebilir ve böylece:

$$p + \frac{\rho}{2} \cdot V^2 = H' \quad (1-1)$$

bulunur. Bu denklem, sıkışamaz akışkanlar için, "Bernoulli denklemi" adını alır. Bundan sonraki paragrafta görüleceği gibi, $\left(\frac{\rho}{2} \cdot V^2\right)$ terimi dinamik basınç olup, Bernoulli denklemi: (statik basınç ve dinamik basınç toplamı, yani toplam basınç, sabittir) tarzında ifade edilir.

Sıkışabilen bir akışkan bahis konusu olduğunda, yukardaki diferansiyel denklemin entegrali:

$$\int \frac{dp}{\rho} + g \cdot z + \frac{V^2}{2} = H_0$$

ifadesini verir. Adyabatik bir değişme tasavvur edildiğinde, $p \cdot v^\gamma = K$ veya, $v \cdot g = 1/\rho$ olduğundan, $K \cdot g^\gamma = K_1$ koymak suretiyle, $p/\rho^\gamma = K_1$ olup, buradan:

$$dp = K_1 \cdot \gamma \cdot \rho^{\gamma-1} \cdot d\rho$$

elde edilir. Bu ifadeyi yukardaki denklemin birinci teriminde yerine koymak suretiyle:

$$\int \frac{dp}{\rho} = K_1 \cdot \gamma \cdot \int \rho^{\gamma-2} \cdot d\rho = K_1 \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \rho^{\gamma-1} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p}{\rho}$$

ve neticede:

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p}{\rho} + g \cdot z + \frac{V^2}{2} = H_0$$

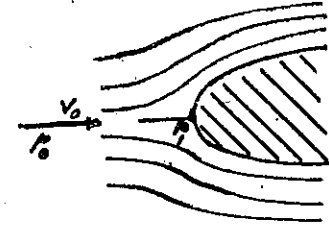
veya, yükseklik tesiri ihmal edilerek, sıkışabilen akışkan ve adyabatik değişme halinde, Bernoulli denkleminin ifadesi:

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = H_0' \quad (1-2)$$

olur.

2.6. — Dinamik basınç.

Sabit hızlı bir akışkan içine engel teşkil eden bir cisim bulunduğu, akışkan, bu cismin etrafından dolaşarak geçmek için her yönde dağılır. Dağılıma bölgesinin tam ortasındaki noktada, akışkanın hızı, pratik olarak,



(Şekil: 5)

rak, sıfırdır. "Ön durma noktası" adı verilen bu noktada, akışkanın toplam basıncı özel bir (p_1) değerine maliktir.

Bu noktayı içine alan akım borusuna Bernoulli denklemi uygulan-
dığında:

$$p_0 + \frac{\rho}{2} \cdot V_0^2 = p_1$$

yazılır. Ön durma noktasındaki basınç fazlalığı için:

$$\Delta p = p_1 - p_0 = \frac{\rho}{2} \cdot V_0^2$$

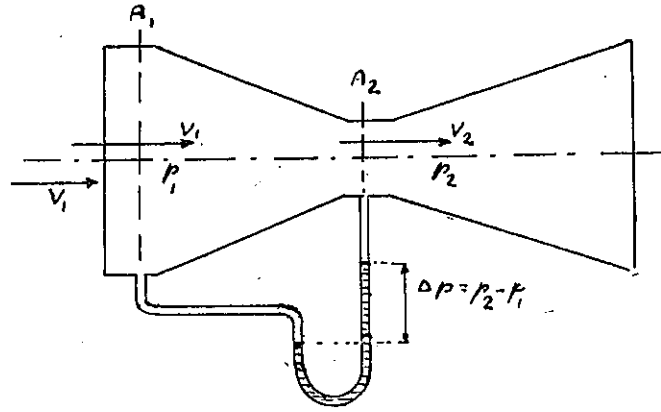
bulunur. Bu fazla basınç, havanın akımını durdurmak için gereken basınç olup, $\left(\frac{\rho}{2} \cdot V^2\right)$ terimine hidrolikte, «hız basıncı» ve aerodinamikte, «dinamik basınç» adı verilir.

2.7. — Ventüri borusu.

Yukarıdaki paragraflarda incelenen konular, hava hızının ölçülmesinde derhal bir pratik tatbik yeri bulur. Hava hızını ölçmek için ilk kullanılan cihazlardan biri, diferansiyel bir manometreye bağlanmış, bir ventüri borusudur. Ventüri borusu, alçak hızlar halinde kullanılır ve bu itibarla bu cihazın işleme prensibi, sıkışamaz akışkanlara ait Bernoulli denklemi yardımıyla açıklanır.

Ventüri borusu, önde ve arkada büyük kesitlere ve bunların arasında küçük kesitli bir boğaz kısmına malik (konverjan-diverjan) bir kandan ibarettir. Bu borunun giriş kesidinde hava, serbest akım karak-

teristiklerine maliktir (p_1, V_1). Boğaz kesidindeki karakteristikler (p_2 ve V_2) ile gösterildiğinde, ventüri borusundan geçen hava akımına, sı-



(Şekil: 6)

kışamaz akışkan haline ait Bernoulli denklemini uygulamak suretiyle:

$$p_1 + \frac{\rho}{2} V_1^2 = p_2 + \frac{\rho}{2} V_2^2$$

yazılır. Ventüri borusunun giriş kesidi alanı (A_1) ve boğaz kesidi alanı (A_2) ile gösterildiğinde, süreklilik prensibi gereğince:

$$A_1 \cdot V_1 = A_2 \cdot V_2$$

olup, buradan:

$$V_2 = \frac{A_1}{A_2} \cdot V_1$$

bulunur. (V_2) nin bu değeri yukarıdaki Bernoulli denkleminde yerine konduktan sonra, bu denklem (V_1) için çözüldüğünde:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho \left(\frac{A_1^2}{A_2^2} - 1 \right)}}$$

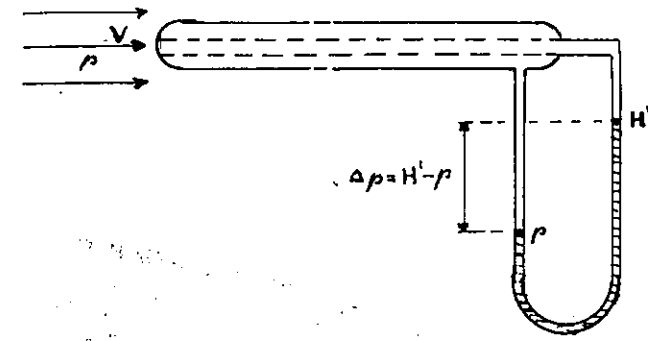
bulunur. Böylece, ventüri borusunun giriş ve boğaz kesitlerindeki statik basınçlar arasındaki farkı ölçmek suretiyle, $(A_1^2/A_2^2 - 1)$ çarpanı yardımıyla, yoğunluğu (ρ) olan havanın (V_1) hızı tayin edilir.

(p_1) ve (p_2) basınçları arasındaki fark, ventüri borusunun ağız ve boğaz kesitlerinde açılan delikleri diferansiyel bir manometreye bağlamak suretiyle ölçülür. Akım doğrultusuna paralel bir düzlem üzerinde

akışkanın kayarak geçtiği ve bu düzlemdeki küçük bir delikten yalnız statik basıncın tesir ettiği, hidrolikte yapılan deneylerle ispatlanmış bulunmaktadır. Diferansiyel manometre, ventürinin geometrisine göre, belli bir yoğunluk (meselâ deniz seviyesindeki hava) için, doğruca hızı gösterecek tarzda imâl edilir.

2.8. — Pitot borusu.

Uçağın havaya nazaran hızını ölçmek için havacılıkta kullanılan diğer bir cihaz «Pitot borusu» dur. Bu cihaz, katı bir cisim teşkil eden uçağın bozduğu akım dışındaki serbest akım içinde, havanın toplam ba-



(Şekil: 7)

sıncı ve statik basıncı arasındaki farkı ölçen diferansiyel bir manometreye bağlanmış ve iki hücreli bir borudan ibarettir.

Bu boruya nazaran izafi olarak hareket eden hava akımına, sıkıştırılamaz hale ait Bernoulli denklemini uygulamak suretiyle:

$$p + \frac{\rho}{2} \cdot V^2 = H'$$

veya:

$$\frac{\rho}{2} \cdot V^2 = H' - p$$

ve buradan da:

$$V = \sqrt{\frac{2(H' - p)}{\rho}}$$

bulunur.

Uçaklarda kullanılan hız saatleri, bu denkleme ve deniz seviyesindeki hava yoğunluğuna ($\rho_0 = 0.125$) göre taksimata maliktir. Hava yo-

ğunluğunun deniz seviyesinden olan yükseklik ile değişmesi, bu tip bir âlet üzerinde hesaplanamaz ve bu âlet yardımıyla ölçülen hıza «eşdeğer hız» adı verilir ve (V_e) ile gösterilir. Hakikî hız (V_t):

$$V_t = \sqrt{\frac{2(H' - p)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(H' - p)}{(\rho/\rho_0) \cdot \rho_0}}$$

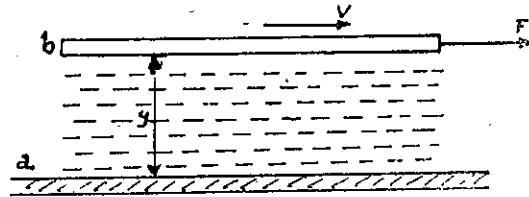
olup, $\rho/\rho_0 = \sigma$, izafî yoğunluk hesaba katılmak suretiyle:

$$V_t = V_e / \sqrt{\sigma}$$

bulunur.

2.9. — Viskozluk ve tesiri.

Hava parçacıklarının, hava içinde hareket halindeki bir katı cismin yüzüne, viskozluk sebebiyle yapışmaları, sürtünme sürüklemesi adı verilen bir kuvvetin ve, bundan sonraki paragrafta açıklanan, bir kenar tabakanın hasıl olmasına sebep olur. Hakikî akışkanların hareketiyle ilgili bazı olayların açıklanabilmesi için, viskozluk her zaman ihmâl edilemez.



(Şekil: 8)

Viskozluk ve mutlak viskozluk katsayısının değeri, aşağıdaki basit deneyle tarif edilir. Sabit bir (a) yüzeyinden uzaklığı (y) olan bir (b) yüzeyini ele alalım ve bu iki yüzey arasının, hakikî bir akışkanla dolu bulunduğunu tasavvur edelim. (b) yüzeyine tatbik edilen bir (F) kuvveti bu yüzeyi, akışkanın yoğunluğuna bağlı sabit bir (V) hızı ile hareket ettirir. Bu yüzeyin hareketine karşı gelen direnç, akışkan içindeki kayma gerilmelerinden doğar. (b) yüzeyinin alanı (A_1) ile gösterildiğinde, (τ) kayma gerilmesi için:

$$\tau = F/A_1$$

yazılır. Deneyler (τ) nun, (y) doğrultusundaki hız gradyanı (dV/dy) ile orantılı olduğunu göstermiştir. (τ) ve (dV/dy) arasındaki orantı çarpımına «mutlak viskozluk katsayısı» adı verilir ve (μ) ile gösterilir:

$$\tau = \frac{F}{A_1} = \mu \cdot \frac{dV}{dy}$$

Viskozluk katsayısı (μ), (Kg.sn/m^2) veya C. G. S. sisteminde ($\text{M.L}^{-1}.\text{T}^{-1}$) boyutlarına maliktir.

Tatbiki aerodinamiğe ait birçok problemlerde havanın yoğunluğu ve viskozluk karakteristikleri birlikte geçer ve (μ/ρ) orantısına «kinematik viskozluk katsayısı» adı verilir ve (ν) ile gösterilir. (ν) nün boyutları (m^2/sn) veya ($\text{L}^2.\text{T}^{-1}$) dir.

Viskozlukta doğan direnç, iki katı cisim arasındaki sürtünmenin aksine, basınçtan, hiss olunur derecede müteessir olmaz ve tatbiki problemlerin hemen bir çoğunda (μ) nün basınçla değişmediği kabul edilir. Diğer yandan (μ), gazlar halinde, mutlak sıcaklığın kare kökü ile orantılı olarak değişir.

Deniz seviyesinde standart şartlar altında havanın mutlak viskozluk katsayısının değeri, C. G. S. birim sisteminde; 1809.10^{-7} ve m. Kg. sn. birim sisteminde; $18,1.10^{-7}$ dir. Deniz seviyesinde standart şartlar altında havanın kinematik viskozluk katsayısının değeri $0,1475 \text{ m}^2/\text{sn}$ 'dir. Kinematik viskozluk katsayısının değeri, deniz seviyesinden itibaren yükseklik ile değişir; (ν) nün muhtelif yüksekliklerdeki değerleri, standart atmosfer cedvelinde gösterilmiştir.

Hakikî akışkanların hareketine viskozluğun tesiri, ilk defa, 1883 de İngiliz fizik bilgini Osborne Reynolds tarafından açıklanmıştır. Reynolds'un borular içindeki su akımı üzerinde yapmış olduğu deneyler, belli bir kritik hızda akım karakterinin değiştiğini göstermiştir. Reynolds, boru içinde hareket eden suyun ortasına, özel bir cihaz yardımıyla, bir ince boyalı çizgi dahil etmiş ve bu boyalı çizginin bozulup dağılması olayını etüt etmiştir. Boyalı çizginin bozulup dağılmasının, akışkan parçacıklarının her hangi bir karışmasından ileri geldiği düşünülebilir. Karışma olmadıkça çizgi bozulmaz ve akışkan parçacıkları, bir kattailler bitişik kattaillerin üzerinden kaymak suretiyle, paralel tabakalar halinde hareket ederler. Bu tarz akıma, «laminer akım» adı verilir. Karışmanın vuku bulduğu hale de kabaca, «türbülanslı akım» adı verilir.

Reynolds, bir boru içindeki suyun hareketine karşı gelen direncin, akımın karakterine bağlı olduğunu, deneylerle tesbit etmiş ve akımı karakterize etmek için, bilâhare kendi adını taşıyan «Reynolds sayısı» parametresini bulmuştur:

$$Rn = \frac{\rho \cdot V \cdot 1}{\mu} = V \cdot \rho / \nu$$

Reynolds'un deneyleri, borular içindeki su akımı halinde, (l) karakteristik boyutu için boru çapını almak suretiyle, Reynolds sayısının 12 000 ilâ 14 000 değerlerinde akım karakterinin lâminerden türbülansla değiştiğini göstermiştir.

2.10. — Kenar tabaka.

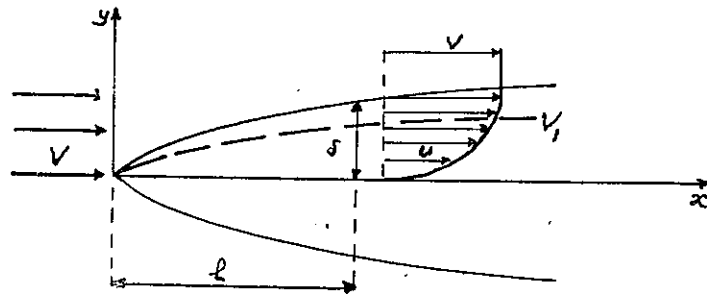
Hava içinde hareket eden bir katı cisim, viskozluk sebebiyle, bir kısım hava parçacıklarını beraberinde sürükler. Cismin yüzüne doğrudan bitişik bulunan bir hava parçacığı, viskozluk dolayısıyla cisime yapışır ve takriben cismin hızına eşit bir hızla hareket eder. Cisimden çok az uzaklıkta bulunan bir hava parçacığı da, cismin hızından biraz küçük bir hızla hareket eder. Cismin yüzünden uzaklaştıkça, hava parçacıkları, cismin hareketinden daha az müteessir olurlar ve cismin hareketinin hava parçacıklarına tesir etmediği bir noktaya varılır.

Cismin yüzünden itibaren viskozluk tesirinin koybolduğu noktaya kadar olan sahadaki hava tabakasına «kenar tabaka» adı verilir.

Kenar tabakanın cinsi, sürtünme sürüklemesini tâyin etmeğe yarar ve bundan daha önemli olarak, kenar tabaka, bir kanadın maksimum taşıma katsayısını ve kritik ayrılma (kabre) karakterini ve bir cismin basınç ve sürtünme sürüklenmesinin değerini ve bir dereceye kadar da yüksek hız vasıflarını belli eder.

Kenar tabaka teorisi, bir katı cismin yüzüne yakın sahada akışkan hareketinin karakterine viskozluğun tesirini izah etmek için, Alman bilgini L. Prandtl tarafından, 1904'de, ortaya konmuştur.

Hava akımına paralel uzun ve ince bir levhanın her iki yanında kenar tabakanın teşekkülü incelendiğinde, levhanın hücum kenarından itibaren



(Şekil: 9)

baren ölçülen (x) uzaklığı büyüdükçe kenar tabakanın (δ) kalınlığı da artar. Kenar tabaka kalınlığının artışı, viskozluk kuvvetlerinin (x) bü-

yüdükçe hava akımından daha fazla enerji aldıklarından ve daha büyük miktarda hava parçacıklarını yavaşlattıklarından ileri gelir.

Kenar tabakanın kalınlığı, serbest akım hızının değerine de bağlıdır; daha büyük bir hızda, aynı bir (x) uzaklığında, viskozluk kuvvetlerinin tesiri için daha kısa bir zaman geçeceğinden, kenar tabakanın kalınlığı küçülecektir.

Prandtl, laminar bir kenar tabakanın kalınlığı için aşağıdaki matematik ifadeyi vermiştir:

$$\delta = C \cdot \sqrt{\frac{x \cdot \mu}{\rho \cdot V}}$$

Burada (C) , sabit bir orantı çarpımı olup, takribi değeri $(5,2)$ dir. Bu ifade, (x) uzaklığı esas alınarak hesaplanan Reynolds sayısını $\frac{\rho \cdot V \cdot x}{\mu} = Rn$ ile göstermek suretiyle, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$\delta = C \frac{x}{\sqrt{Rn}}$$

Bu suretle bir cisim etrafındaki hakiki bir akışkan hareketi, iki bölge ihtiva eder:

(a) Cisimden yeter derecede uzak yerlerde, kenar tabaka dışındaki akım, bir mükemmel akışkan akımı gibi vukubulur.

(b) Cismin yüzüne çok yakın yerlerde, kenar tabaka içinde viskozluk tesirleri görülür.

Alman bilgini Blasius, 1911'de, levha yüzündeki değişen kayma gerilmelerini (x) uzaklığı boyunca entegre etmek suretiyle, laminar akımda yüzey sürtünme katsayısının denklemini vermiştir (levhanın bir tarafı için):

$$C_f = \frac{\text{Yüzey sürtünmesi}}{q \cdot A_1} = \frac{1,328}{\sqrt{Rn}}$$

Bir uçak kanadı etrafındaki akım, yalnız bir kenar bulunduğundan, Reynolds'un borular içindeki akımının aynı değildir. Bununla beraber, her iki akım, aynı genel kanunlara göre vukubulur. Böylece bir kanat üzerindeki kenar tabaka, Reynolds sayısının 200 000 ilâ 2 000 000 değerleri arasında, lâminerden türbülanslıya değişir.

Türbülanslı kenar tabakanın kalınlığı, Prandtl'a göre:

$$\delta = 0,37 \cdot l \cdot (Rn)^{-0,2}$$

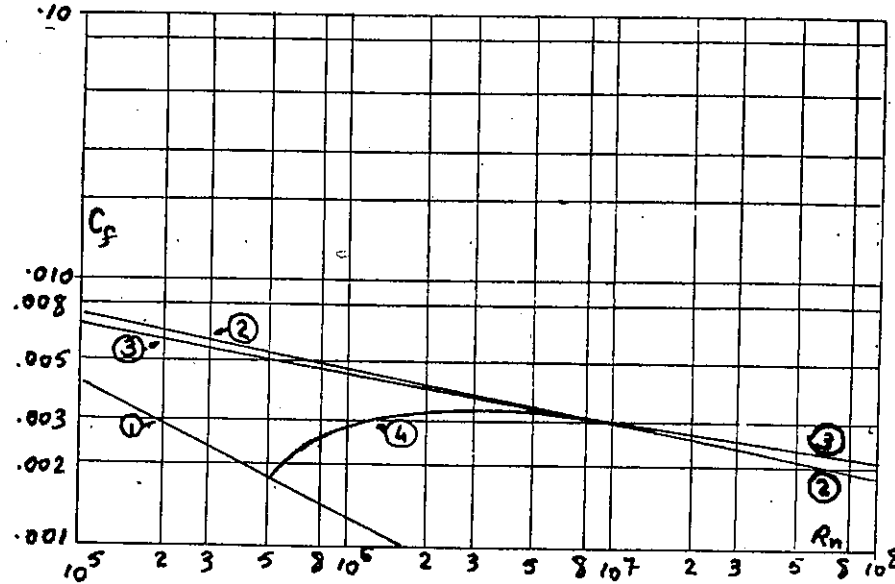
formülüyle ifade edilir. Kenar tabaka tamamen türbülanslı olduğunda, sürtünme sürüklemesi katsayısı, von Karman teorisinin değişik bir ifadesi olarak, Prandtl ve Schlichting tarafından verilmiş olan:

$$C_f = \frac{0,455}{(\log R_n)^{2,58}}$$

formülüyle hesaplanır. Kenar tabakanın kısmen laminar ve kısmen türbülanslı olması halinde, $5 \cdot 10^5 < R_n < 10^7$ sınırları arasında, C_f in değeri için, aşağıdaki formül tavsiye edilmektedir.

$$C_f = \frac{0,455}{(\log R_n)^{2,58}} - \frac{1700}{R_n}$$

Bir levha sürtünme sürüklemesi katsayısının, tamamen laminar, kısmen laminar ve kısmen türbülanslı veya tamamen türbülanslı hallerde, (R_n) ile değişimi, (Şekil: 10) da grafikte gösterilmiştir.



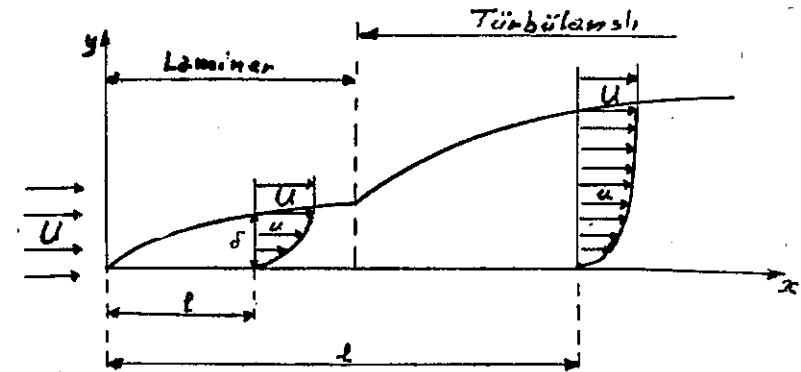
(Şekil: 10)

- (1) eğrisi, Blasius formülü, $C_f = \frac{1,328}{\sqrt{R_n}}$
- (2) eğrisi, Prandtl formülü, $C_f = 0,074 R_n^{-0,2}$
- (3) eğrisi, $C_f = \frac{0,455}{(\log R_n)^{2,58}}$
- (4) eğrisi, $C_f = \frac{0,455}{(\log R_n)^{2,58}} - \frac{1700}{R_n}$

Türbülanslı bir kenar tabaka içinde, akışkan parçacıklarının çalkantılı hareketi, hareket miktarı ve enerji mübadelesine sebep olur ve bu yüzden, kenar tabakanın dış tarafından iç tarafına doğru, bir miktar serbest akım enerjisi geçer. Bunun neticesi, türbülanslı bir kenar tabakada hız değişimini gösteren eğri, laminar kenar tabakadakinden, daha uzundur, ve sürtünme kuvveti de daha büyüktür.

Kenar tabakanın, laminardan türbülanslı hale geçişi, levha yüzünün düzgünlüğüne ve serbest hava akımının karakterine bağlıdır. Kenar tabaka, levhanın uzunluğunun ve serbest akım hızının fonksiyonu olarak ya tamamen laminar, veyahut da kısmen laminar ve kısmen türbülanslı olur.

Laminar akımdan türbülanslı akıma geçiş noktasının levha hücum kenarından olan uzaklığı, (x_{kr}), Reynolds sayısının bu noktadaki değerinin ve levha yüzünün düzgünlük derecesinin fonksiyonudur, ve levhanın uzunluğundan bağımsızdır.



(Şekil: 11)

Laminar bir kenar tabakanın sürtünme sürüklemesi, türbülanslı bir kenar tabakasınınkinden çok küçük olduğundan, sürtünme sürüklemesini azaltmak için, bir levha veya bir aerodinamik profil üzerinde, kabil olduğu kadar uzun bir kısımda, laminar bir kenar tabaka muhafaza etmeği düşünmek uygun sayılan bir keyfiyettir. Bu maksatla, laminar akım profilleri meydana getirilmiş bulunmaktadır.

Bir uçak kanadının kesidi etrafındaki hava akımı tetkik edildiğinde, şu hususlar görülür:

Evvelâ, hücum kenarında bir durma noktası vardır. Bundan sonra, kanadın üst yüzeyindeki bir kısımda, akım hızı, serbest akım hızından büyüktür. Kanat etrafında üst ve alt taraflardaki akımların sürekli ol-

ması ve ön durma noktasından ayrılan iki akım hattının firar kenarında aynı zamanda buluşmaları için, üst taraftaki yüksek hızın bir maksimum değerden sonra azalmağa başlaması lâzımdır. Kanat üst yüzeyinde maksimum hız (veya minimum basınç) noktasından ötede, bir ters basınç gradyanı vardır ve bu ters basınç gradyanı, kenar tabakanın kanat üst yüzeyinden kopup ayrılmasına sebep olur.

Kenar tabaka dışındaki bir hava parçacığının kinetik enerjisi, Bernoulli denklemini gereğince, bu parçacığı ön durma noktasından firar kenarındaki arka durma noktasına kadar ulaştırmağa ancak yeter. Kenar tabaka içindeki bir hava parçacığının kinetik enerjisi, viskozluk sebebiyle, daha küçük olup, bu parçacığı firar kenarına ulaştıramaz. Bu suretle basınç gradyanının ters bir akım hasil ettiği bir noktada kenar tabaka, kanat üst yüzeyinden koparak ayrılır.

Türbülanslı bir kenar tabaka, laminer kenar tabakadan daha yüksek bir kinetik enerjiye malik olduğundan, ayrılma daha geç vukubulur ve bu olayın, gerçekliği, deneylerle ispatlanmış bulunmaktadır.

Bir kenar tabaka, firar kenarından önde bulunan bir noktada kanat üst yüzeyinden ayrıldığında, bu ayrılma noktasındaki basınç, ön durma noktasındaki basınçtan küçük olacaktır ve bu basınç farkı, «basınç sürüklemesi» adı verilen bir kuvvet hasil edecektir. Basınç sürüklemesi, sürtünme sürüklemesinden çok büyük olabilir ve bu sebeple ayrılmayı mümkün olduğu kadar geciktirmek arzu edilen bir husustur. Kenar tabakanın ayrılması geciktirildiğinde, kanadın firar kenarına yakın bir kısmında, türbülanslı bir kenar tabaka hasil olacaktır.

2.11. — Sıkıştırılabilirlik.

Hava, aerodinamiğin alçak ve orta hızlara ait havacılık olaylarına uygulanması halinde, sıkıştırılmaz bir akışkan karakterini haizdir. Havaya nazaran hareket eden bir cisim etrafındaki ani basınç değişimlerinin, ısı mübadelesi olmaksızın, yâni adiyabatik, vuku bulduğu kabul edildiğinde, havanın statik basıncı ve yoğunluğu arasında, aşağıdaki bağıntı vardır:

$$p \left(\frac{1}{\rho} \right)^\gamma = \text{Sabit}$$

Hava için, $\gamma = 1,405$ tir ve yukardaki denklemden:

$$\frac{dp}{p} = 1,405 \frac{d\rho}{\rho}$$

yazılır. Buradan kolayca görüldüğü gibi, yoğunluğun yüzde 1 azalmasına

karşılık basınç yüzde 1,405 azalacaktır. Deniz seviyesinde standart şartlar altında, %1,405 basınç farkı, 10,7 mm cıva sütunu veya 145 mm su sütunu, yahut da 145 Kg/m² bir basınç ifade eder. Aynı şartlar altında 360 Km/Saat = 100m/sn bir hızda dinamik basınç $q = \frac{\rho}{2} V^2 = 625 \text{ Kg/m}^2$ olup, statik basıncın bu miktar kadar azalmasına, %4,3 bir yoğunluk değişimi tekabül eder. Tatbiki problemlerde bu fark ihmâl edilir; fakat daha yüksek hızlar halinde, fark daha büyük olacağından, havanın sıkıştırılabilirliği hesaba katılmalıdır.

Statik sıkıştırılma bahis konusu olduğunda, basıncın ve yoğunluğun her ikisinin artışı ile, havanın molekülleri birbirine yaklaşır; moleküllerin ortalama serbest yörüngesi kısalmış ve çarpışma frekansı artar. Hareket sırasında yoğunluğun değişmesine ait fiziksel esas o kadar basit değildir.

Sıkıştırılmaz akışkan halinde, akışkanın bir noktasındaki basınç değişimi, anı olarak, bütün diğer noktalara intikâl eder. Buna karşılık, sıkıştırılabilir akışkan halinde, basınç değişimi, akışkan içindeki ses hızından ibaret sonlu bir hıza malik, bir basınç dalgası şeklide ilerler. Bu itibarla, sıkıştırılabilir bir hava akımında yoğunluğun nasıl değiştiğini tayin etmek için, havanın ortalama moleküler hızına veya hava içindeki ses hızına yakın bir hızla, hava içinde hareket eden bir cisim etrafındaki hava akımını etüt etmek gereklidir.

Hava içinde her hangi bir hızla hareket eden bir cisim, serbest hareketleri dolayısıyla, bir çok moleküllerin çarpmasına uğrar. Bu cisme nazaran, net moleküler hız, cismin hızı dolayısıyla, bir bileşen alır ve küt bir cismin önünde, moleküllerin çarpma frekansı ve şiddeti artar. Cismin arka ucunda ise, aksi olay vuku bulacaktır. Bu suretle cismin hücum kenarında basınç artar ve firar kenarında basınç azalır.

Cisim, ortalama molenküler hız mertebesinde bir hıza malik olduğunda, pek çok, fakat sonlu sayıda moleküllerle karşılaşacaktır ve bu moleküller, cisme çarpıp geriye sıçrayacak yerde, cismin hücum kenarı etrafında yığılmak suretile, burada yüksek yoğunluklu (koyu) bir bölge vücuda getirecektir. Bu koyu bölge ve dış akım arasında, hız farkı dolayısıyla, bir enerji seviyesi farkı vardır. Eğer yüksek hızdaki dış akımdan bir molekül, bu koyu bölgeye girer ise, hasil olan karışıklık, koyu bölgenin tamamen bozulmasına sebep olacaktır. Koyu bölgenin doğması, kararsız bir olaya sebep olur ve dış çarpma devamlı olduğundan, koyu bölgenin doğması ve yıkılması da devamlıdır.

Koyu bölgenin yıkılmasıyla birlikte, bir ters basınç gradyanı da beklenen bir sonuçtur.

Koyu bölgenin yıkılması, enerji seviyesi yeter derecede büyük olduğunda, «vuruş dalgaları» adı ile tanınan, değişik yoğunluklu dalgalar şeklinde görülür. Bu dalgalar, daima, bir durma noktası veya hücum noktası civarında teşekkül ederler.

Bir vuruş dalgası, yüksek hızlı akımdan, yoğunluğu ve basıncı da yüksek olan alçak hızlı akıma doğru anı bir geçiş ifade eder. Cismin tarafında yüksek hızlı akım, serbest akımdan ibarettir ve alçak hızlı akıma durma noktası olup, burada hız sıfırdır.

Alçak ve orta hızlarda, aerodinamik verimi iyileştirmek için meydana getirilen bir cisim, nisbeten kalın bir hücum kenarına malik olduğundan, vuruş dalgalarının çabuk teşekkülüne müsaittir. Sivri hücum kenarına malik bir cisim halinde, tam uçta, yine vuruş dalgaları teşekkül edecektir; cisim kü imâl edilebilecek en sivri uçlu cisimler dahi, molekül boyutlarına nispetle, büyük bir ön yüzeye malik olacaklardır. Bununla beraber, vuruş dalgalarının teşekkülünden doğan enerji kaybı, sivri uçlu bir cisim halinde koyu bölge küçüleceğinden, daha azdır.

Uçak kanatlarında ve gövdelerinde dışarıya çıkan perçin başları, kaplama ek yerlerindeki setler gibi, yüzey pürüzlükleri, durma noktası karakterini haiz olduklarından, vuruş dalgalarının teşekkülüne ve sürüklemenin artmasına sebep olurlar. Bu bakımdan yüksek hızlara ait köpük trüksiyonlarda, yüzey düzgünlüğüne çok büyük önem verilmelidir.

2.12. — Ses hızı.

Bir akışkan içindeki ses hızı, akustik teorisinde görüldüğü gibi, akışkan içinde basınç dalgalarının yayılma hızına eşit olup, aşağıdaki denklemlerle ifade edilir:

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}$$

Gazlar halinde ses dalgaları, bir seri adiyabatik sıkışmalar ve genleşmeler ile hareket ederler ve bu olaya, adiyabatik değişme denklemleri uygulanır:

$$p \cdot \left(\frac{1}{\rho}\right)^\gamma = \text{Sabit}$$

Buradan, $\frac{dp}{d\rho} = \gamma \cdot \frac{p}{\rho}$ bağıntısı çıkarılır ve gazlar karakteristiği denklemleri hesaba katılmak suretiyle, ses hızı için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$a = \sqrt{\frac{\gamma \cdot p}{\rho}} = \sqrt{g \cdot \gamma \cdot R \cdot T}$$

Burada $g = 9,806$ ve hava için $\gamma = 1,405$ ve $R = 29,27$ olup:

$$a = 20,1 \sqrt{T}$$

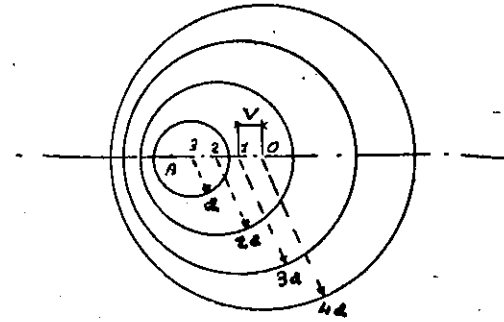
Bu denklem, $T = 273 + \theta$, mutlak sıcaklık olmak üzere, (a) ses hızı (m/sn) olarak verir.

Hava içindeki ses hızı, fiziksel bakımdan, bir elâstik titreşimin hava içinde yayılma hızından başka bir şey olmadığına göre, bu hızın aşılması hava içinde hareket eden bir cisim etrafındaki akımın karakteri değişir.

Hava içinde kabul edilen hava içinde (V) hızı ile ilerleyen bir cisim tarafından (A) noktasında hasıl edilen anı bir titreşim, merkezi (V) hareket eden küresel dalgalar tarzında yayılır.

(V) hızı ses hızından küçük ise, cismin tesiri her yönde değişik olacaktır, fakat cisimden uzaklaştıkça tesirler azalacaktır.

(V) hızı ses hızından daha büyük ise, küresel dalgalar (A) noktasındaki bir koniyi dolduracaktır; deneylere ait fotoğraflarda, cisme bağlı kararlı bir kesiklik şeklinde görülür.



(Şekil: 12)

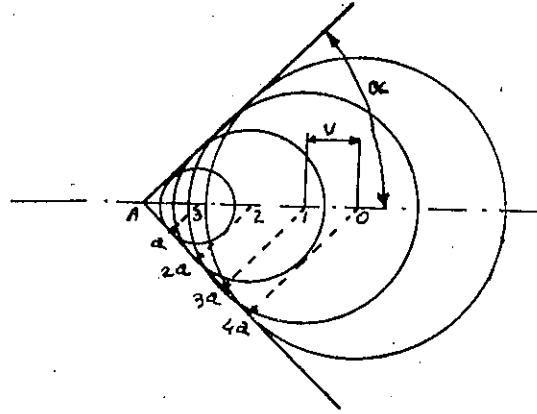
Hava önündeki bölge, cisim tesirinin tamamen dışında kalır ve cisimden uzaklaştıkça, cismin tesiri, yalnız koninin içinde hiss olunur.

Koninin yarı - açısına, mermilerin hareketini stüt ederken bu olayı ilk defa dikkati çeken, Avusturyalı fizik bilgini «E. Mach» ın adı ile «Mach açısı» denir ve bu açı:

$$\sin \alpha = a/V$$

denklemiyle ifade edilir.

Bir düzlem üzerine konmuş üçgen kesitli bir cisim etrafındaki hava akımı incelendiğinde, eğer $V < a$ ise, akım hatları cisimden uzaklaştıkça düzlenecek ve cismin tesiri, asimptotsel olarak azalacaktır; eğer $V >$



(Şekil: 13)

ise, cismin hasil ettiği kesiklik, sönmezsizin bütün akışkana geçerek, kararlı bir dalga biçiminde görünecektir.

Aynı tip olaylar, kanat kesitlerinde de vuku bulur ve bir profilin hasil ettiği kararlı dalgalar, ön ve arka uçlardan çıkan iki vuruş dalgasını zarf kabul eder.

Aerodinamikte havanın sıkıştırılabilmesini karakterize etmek için, izafi akım hızının aynı hava içindeki ses hızına oranı (V/a) kullanılır ve bu orantıya, «Mach sayısı» adı verilir:

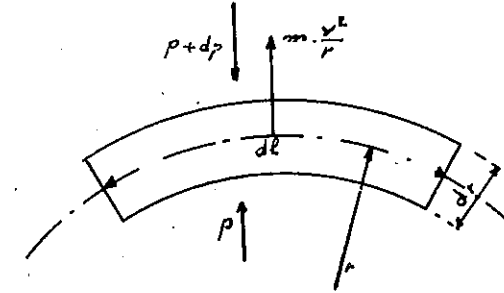
$$Mn = V/a$$

Mach sayısı, aynı zamanda, hareket halindeki bir akışkanın atalet kuvvetleri ile elâstiklik kuvvetleri arasındaki orantıyı da ifade eder.

2.13. — Eğri yörüngeli akım.

Hareket halindeki bir akışkanın her noktasında hız vektörü, sabit bir düzleme paralel olduğuna, bu akıma, «düzlemsel» veya «iki boyutlu akım» adı verilir. Bu takdirde her hangi bir noktadaki hızı, sabit düzlem içinde seçilen, birbirine dikey iki doğrultudaki bileşenleriyle göstermek mümkündür.

iki boyutlu bir akım içinde kalınlığı (dr) olan, eğri bir akım borusu kabul edelim ve bu akım borusunun şekil düzlemine dikey genişliğini



(Şekil: 14)

birim kabul edelim. Bu akım borusunun, uzunluğu (dl) olan elemanter bir parçasının kütlesi:

$$dr \cdot 1 \cdot dl \cdot \rho$$

olup, bu elemanter parça, yörüngenin eğri olması dolayısıyla, (V^2/r) den ibaret bir merkezkaç ivmeye duçar olur. Bu elemanter parçaya gelen kuvvetlerin, elemanın merkezinden geçen yörünge yarı çapı doğrultusundaki izdüşümleri, denge dolayısıyla, aşağıdaki denklemi gerçekler:

$$\left(p + \frac{dp}{dr} \cdot dr\right) \cdot 1 \cdot dl - p \cdot 1 \cdot dl - (dr \cdot 1 \cdot dl \cdot \rho) \frac{V^2}{r} = 0$$

veya:

$$\frac{dp}{dr} = \rho \cdot \frac{V^2}{r}$$

Yörüngenin eğrilik merkezinden itibaren ölçülen uzaklıklar artı sayıldığında, bu denklemin sağ tarafı, artı işaretlidir; sol tarafı da aynı işarete malik olduğundan, $dr > 0$ için $dp > 0$ olacak, yani eğrilik merkezinden uzaklaştıkça, basınç artacaktır. Bu suretle, eğri yörüngeli bir akım halinde, eğrilik merkezinin bulunduğu taraf, düşük basınç bölgesini teşkil eder. Bu sonuç, akım hatlarının eğrilğine göre, yüksek basınç ve düşük basınç bölgelerini tanımağa yarar.

Sabit enerjili ve sıkıştırılmaz bir akışkan bahis konusu olduğunda, bu hale ait Bernoulli denklemi dikkate alınarak:

$$p + \frac{\rho}{2} V^2 = \text{Sabit}$$

veya:

$$dp + \rho \cdot V \cdot dV = 0$$

bağıntısı bulunur. Bu bağıntı, yukardaki denklemde yerine konduğunda

$$\frac{dr}{r} = -\frac{dV}{V}$$

veya, bu ifadeyi entegre ederek:

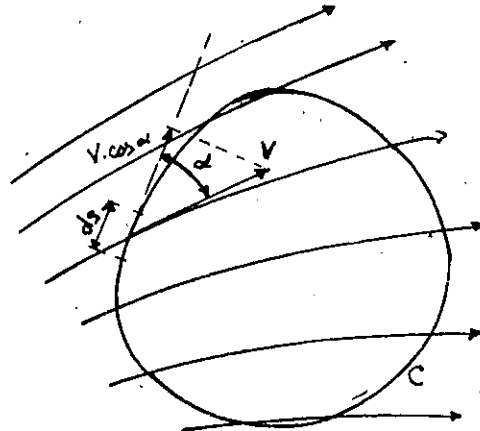
$$V \cdot r = \text{Sabit}$$

denklemini elde edilir.

Bu denklem, sabit enerjili ve eğri yörüngeli akım halinde, hızların yörünge eğrilik merkezinden olan uzaklıkla ters orantılı olduğunu ifade eder.

2.14. — Sirkülasyon (dolaşım) ve girdap (çevrinti).

Düzlemsel bir akım halinde, genel olarak, kapalı ve basit her hangi bir çevre etrafındaki sirkülasyon, teğet hız bileşeninin çevre üzerinde en



(Şekil: 15)

tegrali ile tarif edilir. Burada, «basit» terimi, çevrenin bir noktadan yalnız bir defa geçtiğini ifade etmektedir.

Kapalı (C) çevresinin bir (A) noktasındaki hız (V) ve hız doğrultusunun bu noktadaki çevre elemanı (ds) ile teşkil ettiği açı (α) olduğunda, (C) çevresi etrafındaki sirkülasyon (Γ), aşağıdaki denklemle tarif edilir:

$$\Gamma = \int_C V \cdot \cos \alpha \cdot ds$$

Bu tarif, çevrenin biçimi ne olursa olsun, doğru olduğundan, kenarları koordinat eksenlerine paralel küçük bir dik dörtgen halinde, elemanlar sirkülasyon:

$$d\Gamma = \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \cdot dx \cdot dy$$

olup, burada, $\omega = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right)$ koymak ve elemanın alanını (dA=dx · dy) ile göstermek suretiyle:

$$d\Gamma = 2 \cdot \omega \cdot dA$$

bulunur.

Bu denklem, yarıçapı (r) olan küçük bir daireye uygulandığında:

$$d\Gamma = 2 \cdot \omega \cdot \pi \cdot r^2 = (2 \cdot \pi \cdot r) \cdot (\omega \cdot r)$$

ifadesi elde edilir.

Bu son ifadede (ω), elemanın kendi merkezi etrafındaki açısal hızı olup, (ω) nın değeri, bu noktayı içine alan küçük bir elemanın ortalama açısal hızından ibarettir.

Bu suretle küçük bir eleman etrafındaki sirkülasyon, elemanın alanı (dA) ile (2 · ω) nın çarpımına eşittir; (2 · ω) ya, akışkanın bu noktadaki «girdaplığı» denir. Girdaplığa malik bir akışkan elemanına, «girdap elemanı» veya sadece «girdap = çevrinti» adı verilir ve bir girdabın şiddeti, bunun etrafındaki «sirkülasyon = dolaşım» ile ifade edilir.

Yukarıda küçük bir akışkan elemanı için elde edilen sonuç, düzlemsel akım halinde, kapalı basit bir çevre etrafındaki sirkülasyon için de doğrudur. Akışkanın bütün noktalarında (ω) sıfır olduğunda, bu harekete «girdapsız» denir. Sürekli ve girdapsız hareket halinde, toplam basınç (H), bütün akışkan içinde sabit bir değere maliktir.

Girdapsız bir akışkan hareketi halinde, yalnız akışkan ihtiva eden kapalı basit her hangi bir çevre etrafındaki sirkülasyon da, sıfırdır; fakat bir katı cisim içine alan bir çevre bahis konusu olduğunda, şartlar aynı olmayıp, özel bir dikkat gereklidir.

Bir akışkan elemanı etrafındaki sirkülasyon:

$$\Gamma = 2 \cdot \omega \cdot A$$

olup, burada (A) elemanın alanı ve (ω) onun ortalama açısal hızıdır. Elemanın alanı sıfıra doğru küçülürken, açısal hız artarak, sirkülasyonun sabit kaldığını tasavvur etmek suretiyle, «noktasal girdap» elde edilir.

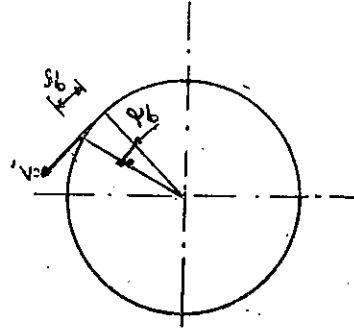
Bir noktasal girdabın şiddeti, etrafındaki sirkülasyon ile tarif edilir. Bir noktasal girdap hareketi, daire kesitli bir silindir etrafındaki akımdan oluşur. Daire kesitli bir silindir etrafında, yalnız teğet hıza malik ve hızın değeri açısal durumdan bağımsız olarak yalnız silindir merkezinde ölçülen uzaklığın fonksiyonu olan, dönел bir akım tasavvur edildiğinde çok küçük bir akışkan elemanın dengesi şartından:

$$dp = \rho \cdot \frac{v'^2}{r} \cdot dr$$

bulunur. Burada, Bernoulli denklemini dikkate almak suretiyle, (paragraf 2.13 de olduğu gibi):

$$v' \cdot r = \text{Sabit}$$

denklemini elde edilir.



(Şekil: 16)

Bu denklem, silindirin yarıçapından bağımsız olup, silindir yerinin eksenine üzerine yerleştirilmiş bir noktasal girdap halinde de doğrudur. Bu noktasal girdap etrafındaki akım hatları, girdap noktası etrafında aynı merkezli dairelerden ibarettir ve girdabın kendisi hariç olmak üzere, diğer bütün noktadaki hareket girdapsızdır. Her hangi bir noktadaki hız, girdap merkezini bu noktaya birleştiren doğruya dikeydir ve değeri $(\Gamma/2, \pi \cdot r)$ dir.

Bu suretle, düzlemsel akım halinde, girdap, akım hatları aynı merkezli dairelerden ibaret ve her hangi bir noktadaki hızın değeri, bu noktanın girdap merkezinden uzaklığı ile ters orantılı ($v \cdot r = \text{Sabit}$) bir akımdır. Bu tip harekete tabiatla kasırga, anaför veya tayfun şekillerinde, sık sık rastlanır.

Girdap merkezinde hız, $v \cdot r = \text{Sabit}$ bağıntısı gereğince, sonsuz olacaktır; fakat hakikî akışkanlar barişi konusu olduğunda, viskozluk sebe

biyle merkezdeki hız, hiç bir zaman sonsuz değildir. Bu tip akım, daire kesitli bir silindiri, kendi eksenine etrafında sabit bir açısal hızla, hakikî bir akışkan içinde döndürmek suretiyle, deneysel olarak elde edilir.

2.15. — Kutta - Joukowsky teoremi.

Bir sirkülasyon yalnız bulunduğunda, hiç bir kuvvet hasıl etmez; buna karşılık, bir sirkülasyon, bir paralel akımla birlikte bulunduğunda, bir kuvvet hasıl eder.

Sirkülasyonun, daire kesitli bir silindirin kendi eksenine etrafındaki dönел hareketiyle başladığı ve bunun üzerine bir paralel akım konduğu tasavvur edildiğinde, eğer silindirin üst tarafı paralel akım yönünde dönüyor ise, bir kaldırıcı kuvvet (taşıma) ve aksi halde aşağıya doğru yönelmiş bir kuvvet doğacaktır. Bu kuvvetin doğuşuna, belli bir noktada paralel akım ve dönел akım hızlarının vektörel toplamı sebep olur.

Dönел akım ve paralel akım aynı yönde olduklarında, bir yüksek hız ve aksi halde bir alçak hız bölgesi elde edilir.

Sisteme hiç bir enerji eklenmemiş ve sistemden hiç bir enerji alınmamış olduğundan, Bernoulli denklemi uygulanabilir. Bu suretle yüksek hız bölgesinde basınç azalır ve ancak hız bölgesinde basınç artar. Netice de, sirkülasyon ve paralel akım birlikte bulunduklarında, bir basınç farkı doğacak ve bu basınç farkı, sirkülasyona sebep olan cismin üzerine tesir eden bir kuvvet halinde kendini gösterecektir.

Bir paralel akımla birlikte bulunan bir sirkülasyonun hasıl ettiği taşıma kuvvetini tâyin etmek için:

$\bar{V}$ = paralel akım hızı (veya serbest akım hızı),

$\bar{v}$ = silindirin üst ve alt yüzeylerindeki sirkülasyondan doğan ortalama hız,

p = serbest akım basıncı,

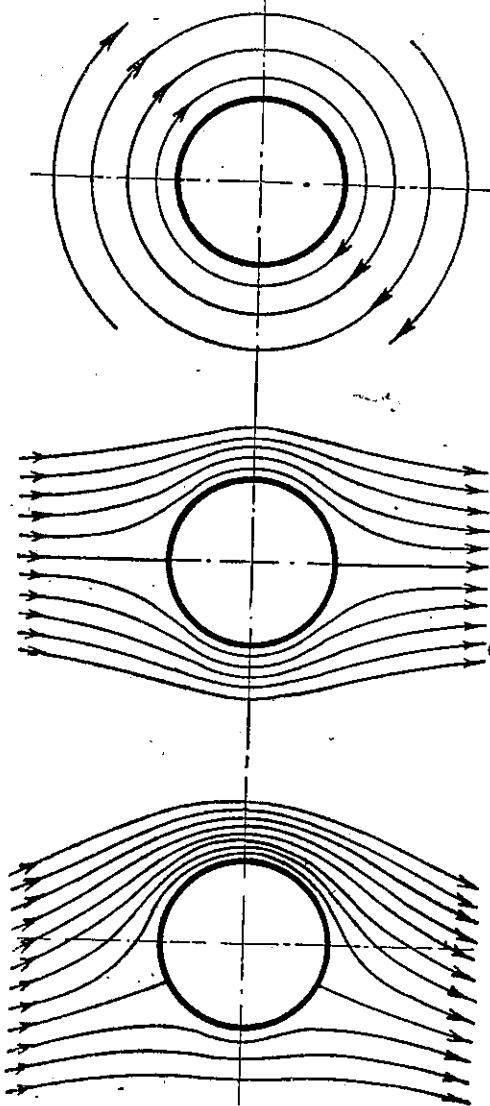
p_u = üst taraftaki ortalama basınç,

p_a = alt taraftaki ortalama basınç,

olmak üzere, serbest akım içinde alınan bir nokta ve silindirin üst yüzeyindeki bir nokta arasındaki akım hattına ve sonra yine serbest akım içinde alınan bir nokta ve silindirin alt yüzeyindeki bir nokta arasındaki akım hattına Bernoulli denklemi uygulandığında, aşağıdaki denklemler elde edilir:

$$p + \frac{\rho}{2} V^2 = p_u + \frac{\rho}{2} (V + \bar{v})^2$$

$$p + \frac{\rho}{2} V^2 = p_a + \frac{\rho}{2} (V - \bar{v})^2$$



(Şekil: 17)

Bu denklemleri (p_u) ve (p_a) için çözdükten sonra, birbirinden çıkarmak suretiyle:

$$p_a - p_u = 2 \cdot \rho \cdot V \cdot \bar{v}$$

ifadesi bulunur.

Silindirin çapı (d) ile gösterildiğinde, silindirin birim uzunluğuna gelen taşıma kuvveti için:

$$Z = (p_a - p_u) \cdot 1 \cdot d = 2 \cdot \rho \cdot V \cdot \bar{v} \cdot d$$

veya, ($2 \cdot \bar{v} \cdot d = \Gamma$) silindir etrafındaki sirkülasyondan ibaret olduğundan, neticede:

$$Z = \rho \cdot V \cdot \Gamma$$

denklemleri elde edilir. Bu denklem, «Kutta - Joukowski» teoreminin ifadesidir.

Bu usul, etrafında bir sirkülasyon mevcut olan, her hangi bir cisme uygulanabilir. Sirkülasyonu hasıl eden cisim, ne biçimde olursa olsun, daima aynı neticeye varılır. Bu denklem, bir profilin hasıl ettiği taşımayı da izah eder.

BÖLÜM — 3

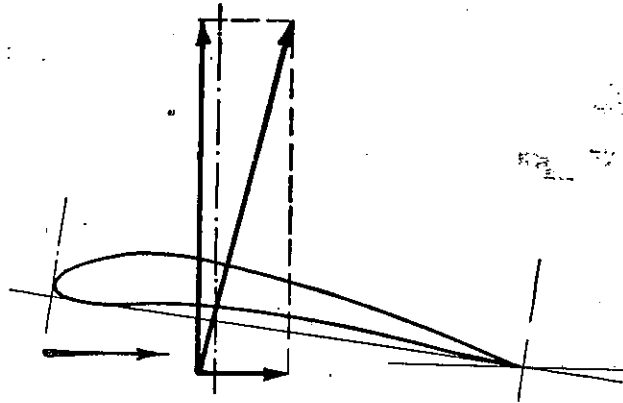
PROFİL VE KANAT KARAKTERİSTİKLERİ

3.1. — Konu.

Bir akışkan içinde, buna nazaran izafi olarak, hareket eden her cisim, akışkan tarafından bir tepki görür. Bu tepki, birçok hallerde, harekete karşı koyan bir dirençten ibarettir. Bununla beraber, bu tepkinin hareket doğrultusuna dikey bileşeni, hareket doğrultusuna paralel ve harekete karşı koyan bileşeninden bir kaç kat büyük olacak biçimde cisimler vardır. Bu kategori cisimlerin havacılıkta taşıyıcı kanatların meydana getirilmesinde kullanılması, uçakların havada tutunmasını mümkün kılmıştır. Bu bölümde, bu kategori cisimlerin vasıfları etüt edilmiştir.

3.2 — Profil.

Bir kanat, uzunluğunun ortasından geçen bir simetri düzlemine sahiptir; ve, genel olarak, hareket doğrultusu bu düzlem içinde bulunduğu



(Şekil: 18)

gibi, kanadın hava içindeki hareketinden doğan bileşke kuvvet de, bu düzlem içinde bulunur.

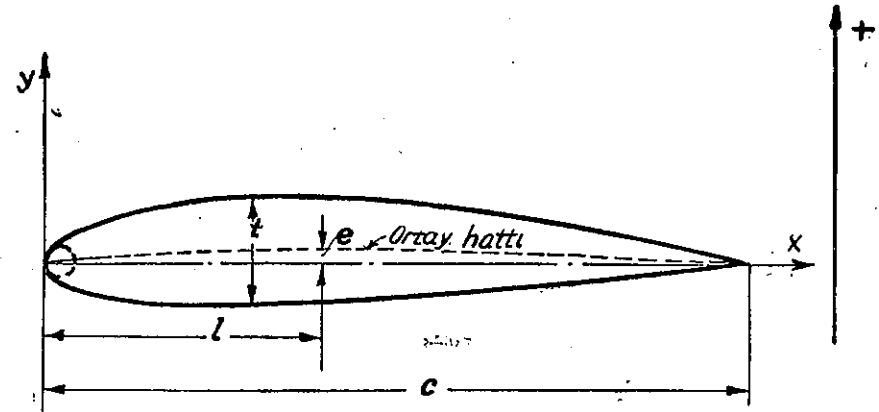
Bir kanadın simetri düzlemine paralel her kesidi, (Şekil: 18) de gösterilmiş olduğu gibi, uzamış ve yassı bir biçime, «hücum kenarı» adı verilen yuvarlak bir ön uca ve «fırar kenarı» adı verilen daha ziyade sivri bir arka uca sahiptir.

Bu keside, «Profil kesidi» veya sadece «profil» adı verilir. «Profil» terimi, içinde izafi olarak hareket ettiği havadan faydalı bir aerodinamik tepki hasıl eden bir cismi ve, aynı zamanda, böyle bir cismin kesidini ifade etmek için kullanılır. Bu tarife göre, uçakların kanatları, kuyruk yüzeyleri, bazı uçak gövdeleri ve pervane palaları profillerden ibarettirler.

3.3 — Profil geometrik vasıfları.

Bir kanadın uzunluğuna dik kesidinden ibaret olan bir profil, aşağıdaki beş geometrik vasıf ile tamamen belli olur:

1) Veter doğrultusu ve veter: Bir profilin alt yüzeyine iki noktada teğet ancak bir düzdoğru çizilebilir ve buna «veter doğrultusu» adı verilir. Bu şekilde bir teğet çizilemeyen profiller halinde, veter doğrultusu



(Şekil: 19)

için, başka bir tarif vermek gereklidir. «Veter doğrultusu», profil hücum ve fırar kenarlarının en uzakları noktalarını, veya aşağıda tarif edilen ortay hattın ön ve arka uçlarını, birleştiren düzdoğru olarak tarif edilir. Profil kesidinin, veter doğrultusu üzerindeki izdüşümünün uzunluğuna, «veter» adı verilir ve bu uzunluk (c) ile gösterilir.

2) Kalınlık: Profilin veter doğrultusuna dikey olarak ölçülen boyuna «kalınlık» adı verilir. Kalınlık, veter doğrultusu boyunca değişir. Aerodinamik ve konstrüksiyon bakımlarından, maksimum kalınlık (t) önemli olup, bunun veter oranı (t/c), yüzde olarak ifade edilir. Havacılıkta kullanılan profil kalınlıkları, uçak kanatları için yüzde 12 ilâ 24 ve kuyruk yüzeyleri için yüzde 6 ilâ 9 arasındadır.

3) Ortay hattı: Bir profilin içine, üst ve alt yüzeylerine teğet olmak üzere çizilen dairelerin merkezlerinin geometrik yerine, «Ortay hattı» adı verilir.

4) Eğrilik: Ortay hattının veter doğrultusundan olan maksimum uzaklığına, «eğrilik» adı verilir. Eğrilik (e), aerodinamik bakımından önemli olup, eğriliğin veter oranı (e/c) yüzde olarak ifade edilir. Tatbikatta kanatlar için yüzde 2 ilâ 6 eğrilığe malik profiller ve kuyruk yüzeyleri için eğriliği sıfır olan simetrik profiller kullanılır. Profillerin aerodinamik vasıfları bakımından, eğriliğin veter üzerindeki yeri (l/c) de önemlidir.

5) Hücüm kenarı yarıçapı: Merkezi, ortay hattına hücüm kenarında çizilen teğet üzerinde bulunan ve profilin üst ve alt kenarlarına teğet olan dairenin yarıçapına, «hücüm kenarı yarıçapı» adı verilir.

Profil kesitlerinin geometrik vasıfları, genel bir usul olarak, cedveller halinde gösterilir. Cedvelin, «istasyon» başlığını taşıyan sütununda (x) ekseni olarak seçilen veter doğrultusu boyunca, hücüm kenarlarından itibaren ölçülen uzaklıklar veya absisler, veter yüzdesi olarak, verilmiştir; cedvelin ordinat başlığını taşıyan iki sütunda, her (x) için, profil üst ve alt kenarlarının veter doğrultusundan itibaren ölçülen uzaklıkları veya ordinatlar, veter yüzdesi olarak, verilmiştir. Bu cedvel ile birlikte, hücüm kenarı yarıçapı, yine veter yüzdesi olarak (r/c) ve bu dairenin merkezini tayin etmek için, ortay hattına hücüm kenarında çizilen teğetin veter doğrultusuna nazaran eğimi de verilmiştir.

NACA - 23012 işaretli profilin geometrik vasıflarına ait cedvel aşağıda gösterilmiştir.

(NACA - 23012 profilinin geometrik vasıfları)

İstasyon	Ordinat	
	Üst	Alt
0	0	0
1,25	2,67	—1,23
2,50	3,61	—1,71
5,00	4,91	—2,26
7,50	5,80	—2,61
10	6,43	—2,92
15	7,19	—3,50
20	7,50	—3,97
25	7,60	—4,28
30	7,54	—4,46
40	7,14	—4,48
50	6,41	—4,17
60	5,47	—3,67
70	4,36	—3,00
80	3,08	—2,16
90	1,68	—1,23
95	0,92	—0,70
100	0,16	0,16

Hücüm kenarı yarıçapı (r/c) : 1,58

Ortay hattının eğimi : 0,305

3.4. — Profilin aerodinamik vasıfları.

Hava içinde hareket eden, veya bir hava akımı içine konan, bir profile gelen bileşke hava tepkisi, deneysel araştırmaların sonuçlarına göre, aşağıda sayılan sekiz değişkene bağlıdır:

(1) Serbest akım hızı (V_{∞}): Sabit hızlı bir hava akımı içine bir cisim konduğunda, bu cisim civarında hava hızının doğrultusu ve değeri değiştiğinden, cisimden çok uzaktaki bozulmamış serbest akım hızı dik-kate alınır. Denklemlerde yazılışı basitleştirmek için ekseriya (∞) endisi ihmâl edilerek, sadece (V) kullanılır.

(2) Havanın yoğunluğu (ρ).

(3) Cismin hareket doğrultusuna nazaran durumu.

(4) Cismin boyutları.

- (5) Havanın viskozluğu (μ).
- (6) Hava içindeki ses hızı (a).
- (7) Cismin yüzey düzgünlüğü.
- (8) Cismin genel biçimi.

Teorik bakımdan, hava tepkisine tesir eden başka değişkenler de vardır; fakat bunların tesirleri çok küçük olup, tatbikata ait problemlerde bunlar ihmâl edilir.

Profiller veya kanatlar halinde, cismin hareket doğrultusuna nazaran durumu, profil veter doğrultusunun, serbest akım hızı ile teşkil ettiği «hücum açısı» yardımıyla karakterize edilir ve bu açı, (α) ile gösterilir.

Ciscin boyunları, izafi hareket dolayısıyla hasıl olan hava tepkisine hâkim boyutlar olup, profiller veya kanatlar bahis konusu olduğunda, kanat çevresinin veterler düzlemi üzerindeki izdüşümünün alanı ile karakterize edilir ve bu alan, (S) ile gösterilir. Uçak gövdeleri ve diğer cisimler halinde, hava tepkisine hâkim yüzey olarak, cismin serbest akım hızı doğrultusuna dik kesidi veya alın yüzeyi kullanılır ve bu yüzey, (A_d) ile gösterilir.

3.5. — Aerodinamik kuvvet.

Bir akışkan içinde izafi olarak hareket eden bir cismin havadan gördüğü tepkiye, aerodinamik kuvvet adı verilir. Bu kuvvet, akışkan içindeki kayma gerilmelerinin sebep olduğu sürtünmeden ve basınçtan doğar. Minimum direnç bahis konusu olduğunda, basınç tesirleri daha önemlidir. Hava içinde hareket eden bir cisim etrafındaki statik basıncın bir kuvvet hasıl edemeyeceği ve aerodinamik kuvvetlerin esas kaynağı olarak, yalnız dinamik basıncın kaldığı açık bir keyfiyettir. Hızlı bir taşıttan dışarıya çıkarılan bir el ile hissedilen kuvvetin, dinamik basınç tesirinden ibaret olduğu, buna bir misâl olarak gösterilir.

Dinamik basıncın hasıl ettiği maksimum kuvvet, $q = \frac{\rho}{2} V^2$ dinamik basıncı ve (A_d) bu basıncın tesir ettiği alanın yüzölçümünü göstermek üzere, ilk bakışta: $F = q \cdot A_d$ olacaktır. Fakat ekseri profiller, bu denklemin ifade ettiğinden daha büyük bir kuvvet hasıl ederler. Bu husus, bir dirsekli kanalın veya bir türbin kanadının, bir akımı saptırmasını, bir profilin ile mukayese etmek suretiyle görülür.

Sürtünmesiz bir akım tasavvur edildiğinde, kanalda hız kaybı yoktur. Bu halde Newton'un ikinci kanunu, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$F = m \cdot \gamma = m \cdot \frac{dV}{dt} = \frac{m \cdot dV}{dt}$$

Bu denklem, kanaldaki dirseğe gelen kuvvetin, akımda birim zamanda vukubulan hareket miktarı değişimine eşit olduğunu ifade eder. Kanalin dik kesit yüzölçümü (A_d) ve net hız değişimi (ΔV) ile gösterildiğinde:

$$F = \rho \cdot A_d \cdot V \cdot \Delta V$$

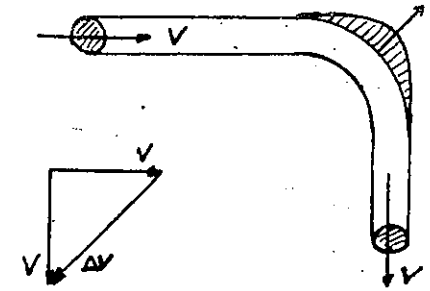
ve şekilden:

$$\Delta V = \sqrt{2} \cdot V$$

olup, neticede:

$$F = \sqrt{2} \cdot \rho \cdot A_d \cdot V^2$$

bulunur.



(Şekil: 20)

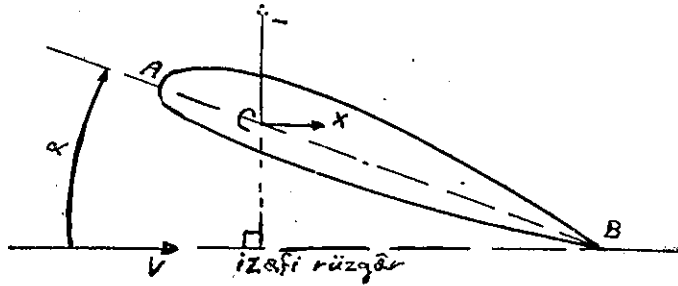
Buradan kolayca görüldüğü gibi, yalnız akımı 90 derece saptırmak suretiyle; $2 \cdot \sqrt{2} \cdot q \cdot A_d$ ye eşit bir kuvvet elde edilir.

Bir profil, dirsekli bir kanal gibi olmayıp, akımın içindedir; fakat dirsek gibi, belli bir akımın hareket miktarını değiştirmek suretiyle bir aerodinamik kuvvet hasıl eder. Bir profil, yalnız enerji bağıntısını kullanmak suretiyle elde edilenden daha büyük bir kuvvet verir. Bu sonuç, bir profilin aerodinamik bakımdan mekanik bir üstünlüğe malik olduğunu ve kuvvetleri artırmağa muktedir olduğunu ifade eder.

3.6' — Taşıma, sürüklenme ve moment.

Yukarıdaki paragrafta bir profile gelen aerodinamik kuvvetin yalnız niteliğinden bahsedilmiş olup, bu kuvvetin değeri ve doğrultusu dikkate alınmamıştır.

Bir kuvvet, tesir doğrultusu, yönü ve değeri bildirildiğinde tamamen belli olur. Havaya nazaran izafi hareketi dolayısıyla bir profile gelen aerodinamik kuvvet, serbest akım doğrultusuna dikey ve paralel bileşenleri ve profil veteriyle arakesit noktası yardımıyla bildirilir. Bileşke aerodinamik kuvvetin serbest akım hızı doğrultusuna dikey bileşenine «taşım» ve aynı doğrultuya paralel bileşenine «sürüklem» ve nihayet bu kuvvetin veter doğrultusu ile arakesit noktasına «basınç merkezi» adları verilir. Şekilde, bir profile gelen bileşke aerodinamik kuvvet, basınç merkezinde tesir eden taşıma ve sürüklem bileşenleriyle gösterilmiştir. Burada kullanılan izafi rüzgâr terimi, profilin etrafından geçen ve profilin hakikî hareket hızına eşit ve ters yönde bulunan akımı ifade etmektedir.



(Şekil: 21)

Hareket doğrultusunu esas almak suretiyle verilen «taşım» ve «sürüklem» terimleri, makul sayılır; çünkü, sürüklem, bileşke kuvvetin hareketi yavaşlatan bileşeni ve taşıma, uçağı havada tutan bileşenidir.

Sürüklem, harekete karşı koyduğundan, bunun geriletici tesirini önlemek için, bir enerji sarfetmek gereklidir. Böylece sürüklem, taşımayı elde etmek için ödenen bir vergi gibi, tasavvur edilir ve, bu anlamda, taşımanın sürüklemeye oranı, bir profilin veya kanadın aerodinamik verimini ifade eder.

Bir hava akımı içinde bulunan bir profil, civarındaki hava hızının doğrultusunu ve muhtemel olarak değerini değiştirmesi sebebiyle, hava kütlelerinin hareket miktarını değiştirerek, oldukça büyük bir aerodinamik kuvvet hasıl eder. Bir profilin, hava akımı doğrultusunu değiştirmesi, profilin akıma nazaran durumuna, yani hücum açısına, ve profilin eğrilğine bağlıdır. Hücum açısını veya eğrilği artırmak suretiyle, yüksek aerodinamik kuvvetler elde etmek mümkündür.

Bir profile gelen bileşke aerodinamik kuvvet, basit bir analitik ifade vermek imkânsızlığı dolayısıyla, cismin genel biçimi ve yüzey düzgün-

bir yana bırakıldığında, hücum açısının belli bir değeri için, deney sonuçlarına göre; V , ρ , S , μ , a değişkenlerinin fonksiyonudur:

$$F = f(V, \rho, S, \mu, a)$$

(F) kuvveti ve beş bağımsız değişgen arasındaki bağıntıya kesin bir şekil vermek maksadiyle, boyutların homojenliği prensibi uygulanır. Buna göre, bahsi geçen değişgenler, toplamlar ve çıkarmalar tarzında değil, fakat muhtelif üstlerle ve köklerle çarpmalar tarzında bir denklemlerle ifade edilmiş olmalılardır. Bu suretle x , y , z , r ve s şimdilik bilinmeyen sabit adetler ve (K) boyutsuz bir katsayı olmak üzere, aşağıdaki denklem yazılır:

$$F = K \cdot V^x \cdot \rho^y \cdot S^z \cdot \mu^r \cdot a^s$$

Bu denklemin her iki tarafı, kütle (M), uzunluk (L) ve zaman (T) esas boyutlarına nazaran yazıldığında:

$$M \cdot L \cdot T^{-2} = K \cdot (L \cdot T^{-1})^x \cdot (M \cdot L^{-3})^y \cdot (L^2)^z \cdot (L \cdot T^{-1})^r \cdot (M \cdot L^{-1} \cdot T^{-1})^s$$

denklemleri elde edilir. Bu denklemin her iki tarafının, boyutlar bakımından eşdeğer olması şartından:

$$\text{Kütle boyutu (M) için} : 1 = y + s$$

$$\text{Uzunluk boyutu (L) için} : 1 = x - 3y + 2z + r - s$$

$$\text{Zaman boyutu (T) için} : -2 = -x - r - s$$

denklemleri bulunur. Burada, beş bilinmeyen için ancak üç denklem vardır; bu yüzden ancak üç bilinmeyen, diğer ikisinin fonksiyonu olarak çözülebilir. (a) ve (μ) ikinci dereceden önemli sayılmak suretiyle, x , y , ve z için aşağıdaki ifadeler bulunur:

$$x = 2 - r - s$$

$$y = 1 - s$$

$$z = 1 - s/2$$

Böylece, bileşke aerodinamik kuvvetin denklemleri:

$$F = K \cdot (V)^{2-r-s} \cdot (\rho)^{1-s} \cdot (S)^{1-s/2} \cdot \mu^r \cdot a^s$$

veya:

$$F = K \cdot V^2 \cdot \rho \cdot S \cdot (a/V)^r \cdot (\mu/\rho \cdot V \cdot S^{1/2})^s$$

olur. ($S^{1/2}$), boyut bakımından, bir uzunluk ifade eder ve bu uzunluk (l) ile gösterilirse:

$$F = K \cdot V^2 \cdot \rho \cdot S \cdot (a/V)^r \cdot (\mu/\rho \cdot V \cdot l)^s$$

Burada, $a/V = 1/\text{Mach}$ sayısı $= 1/Mn$ ve $\mu/\rho \cdot V \cdot l = 1/\text{Reynolds}$ sayısı $= 1/Rn$ olduğu dikkate alınarak, bileşke aerodinamik kuvvet için:

$$F = K \cdot V^2 \cdot \rho \cdot S \cdot (1/Mn)^r \cdot (1/Rn)^s$$

bulunur.

Bu denklem, hava içindeki hareketi sırasında bir profile veya kanada gelen bileşke aerodinamik kuvvetin, bir çarpan farkı ile, dinamik basıncın iki katı ve kanat alanı ile Mach sayısının ve Reynolds sayısının üstel fonksiyonlarının çarpımına eşit olduğunu gösterir. Doğru bir denklem vermek hususunda karşılaşılan zorluklar sebebiyle, $(1/Mn)^r$ ve $(1/Rn)^s$ terimleri, (K) katsayısıyla birlikte dikkate alınır ve dinamik basınç belirtilmek suretiyle, tatbikatta en uygun ifade olarak aşağıdaki denklem kullanılır:

$$F = C \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

Bu denklemde, (C) boyutsuz katsayısı, hücum açısı ile değişir ve Mach sayısının ve Reynolds sayısının fonksiyonudur.

Bileşke aerodinamik kuvvetin, taşıma ve sürüklenme bileşenleri, aynı değişkenlerin fonksiyonudurlar. Bir profilin taşıma ve sürüklenme vasıfları; havanın yoğunluğundan, izafi hızdan ve profilin boyutlarından bağımsız olarak, ve hücum açısının, Reynolds sayısının ve Mach sayısının fonksiyonu olan, boyutsuz katsayılar yardımıyla gösterilir:

$$\text{Taşıma katsayısı} = C_z = \text{Taşıma}/q \cdot S$$

$$\text{Sürüklenme katsayısı} = C_x = \text{Sürüklenme}/q \cdot S$$

Bileşke aerodinamik kuvvetin tatbik noktası gibi tasavvur edilen basınç merkezinin, profil hücum kenarından olan uzaklığı da, profil veterinin yüzdesi olarak, boyutsuz bir katsayı ile gösterilir:

$$\text{Basınç merkezi katsayısı} = C_p = \overline{AC}/c$$

Bileşke aerodinamik kuvvetin tatbik noktasını bildirmek için başka bir usul de kullanılır. Bu usulde, taşıma ve sürüklenme, veter üzerinde belli bir noktada gösterilir (meselâ; profil hücum kenarı veya veterin hücum kenarından itibaren yüzde 25 içindeki «çeyrek veter noktası» gibi), ve bileşke kuvvetin, bu nokta etrafındaki momenti verilir. Hava içindeki izafi hareketi dolayısıyla bir profile gelen bileşke aerodinamik kuvvetin, profil veteri üzerinde ve basınç merkezinden başka, bir nokta etrafındaki momenti, bileşke aerodinamik kuvvet için olduğu gibi, aşağıdaki tarzda ifade edilir:

$$\text{Moment} = M = f(V, \rho, S, a, \mu)$$

Burada, boyutların homojenliği prensibini uygulamak ve yukarıda bileşke kuvvet için takip edilen işlemleri tekrarlamak suretiyle, momentin aşağıdaki denklem bulunur:

$$M = K \cdot V^2 \cdot \rho \cdot S \cdot l^{3/2} \cdot (1/Mn)^r \cdot (1/Rn)^s$$

$S^{3/2}$ terimi, boyut bakımından, bir alan ve bir uzunluk çarpımı ifade eder; bunun yerine, profiller halinde, (S.c) konur ve bu suretle:

$$M = K \cdot V^2 \cdot \partial \cdot S \cdot c \cdot (1/Mn)^r \cdot (1/Rn)^s$$

denklemini elde edilir.

Bir profilin aerodinamik moment karakteristiği, taşıma ve sürüklenme için olduğu gibi, havanın yoğunluğundan, izafi hızdan ve profilin boyutlarından bağımsız, ve profil hücum açısının, Reynolds sayısının, Mach sayısının ve etrafında momentin alındığı noktanın veter üzerindeki yerinin fonksiyonu olan, boyutsuz bir katsayı ile gösterilir:

$$\text{Moment katsayısı} = C_m = \text{Moment}/q \cdot S \cdot c$$

Aerodinamik moment, girişte açıklanmış olan eksen takımları ve yönler dikkate alınmak suretiyle, profilin hücum kenarını yukarıya doğru çevirmeğe çalıştığında, artıdır.

3.7. — Aerodinamik karakteristiklerin tâyini ve gösterilişi.

Yukarıdaki paragrafta tarif edilen profil aerodinamik karakteristikleri, yani C_z , C_x , C_p veya C_m katsayılarının muhtelif hücum açılarındaki değerleri, rüzgâr tünellerinde, profil modelleri üzerinde yapılan deneylerle tayin edilir. Bu deneylerin sonuçları, cedveller halinde veya hücum açısı () nin fonksiyonu olarak grafiklerle gösterilir.

Moment katsayısı, ya profilin hücum kenarına nazaran, veya, Birleşik Amerika'da olduğu gibi, veterin hücum kenarından itibaren 1/4 noktasına nazaran ölçülür.

Rüzgâr tünellerinde, Reynolds sayısı ve Mach sayısı, genel olarak, hakikî uçuşlardakinden küçüktür; bu itibarla, rüzgâr tünellerinde tayin edilen aerodinamik karakteristiklere ait boyutsuz katsayılar, (Rn) ölçek ve (Mn) sıkıştırılabilir tesirleri için ve ayrıca tünel duvarları ve türbülans tesirleri için tashih edildikten sonra, tam ölçek hakikî uçak kanatlarında kullanılmalıdır.

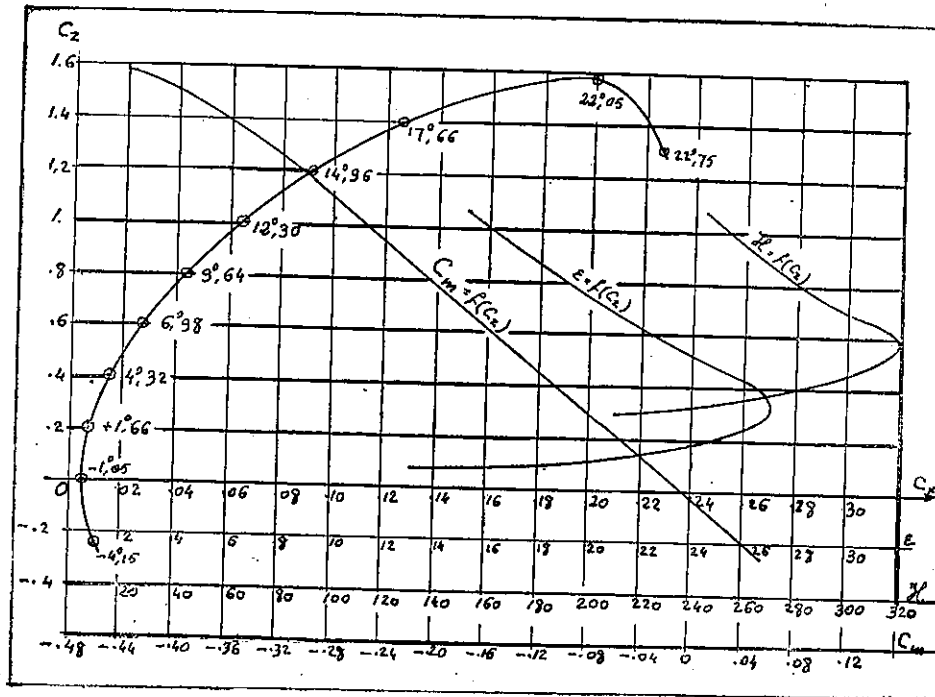
Tanınmış bazı profillerin aerodinamik karakteristikleri, kitabın sonundaki ilâvelerde verilmiştir.

Bir profil aerodinamik karakteristiklerinin diğer bir gösteriliş tarzı «Poler grafiği» dir. Rüzgâr tüneli deneyleriyle tayin edilen muhtelif hücum açılarına ait (C_x) leri absis ve (C_z) leri ordinat olarak ve noktalarını hücum açılarına göre dereceleyerek elde edilen eğriye, «Poler grafiği» adı verilir. Bir profilin poler grafiğini kullanış ve gösterişli kılmak maksadiyle, sürükleme katsayıları için, taşıma katsayılarının beş katı bir ölçek seçilmelidir.

Aynı grafik üzerinde, değişik bir absis ölçeği kullanarak, veteriner bel bir noktası etrafında hesaplanan aerodinamik moment katsayısı, taşıma katsayısının fonksiyonu olarak gösterilir.

Poler, bir profil için belli bir rüzgâr tüneli deneylerinin sonuçlarını gösteren bir grafik olduğuna göre, bu deneylere ait Reynolds sayısı ve rüzgâr tünelinin vasıfları, birlikte bildirilmelidir.

Uçuş mekaniği ve uçak inşaatı bakımından önemli olan diğer parametrelerin, (C_z) ile değişimi, absis eksenini üzerinde uygun ölçekler seçmek suretiyle, poler grafiği üzerinde gösterilir. Bu parametreler, (C_z/C_x) oraniyle tarif edilen, «Fines» ve (C_z^3/C_x^2) oraniyle tarif edilen, «güç ve ya tırmanış parametresi» dir.



(Şekil: 22)

NACA - 23012 işaretli profile ait poler grafiği, $R_n = 4,5 \cdot 10^6$ için (Şe-
kil 22) de verilmiştir.

3.8. — Açıklık oranı ve profil kesit karakteristikleri.

Bir profilin, veya bir kanadın, simetri düzlemine dikey olarak ölçülen uzunluğuna, «açıklık» adı verilir ve bu boyut, (b) ile gösterilir. Bir kanadın açıklığını karakterize etmek için, «açıklık oranı» adı verilen boyutsuz bir parametre kullanılır. Açıklık oranı, dikdörtgen bir profil halinde, açıklığın vetere oranıdır ve (A) ile gösterilir:

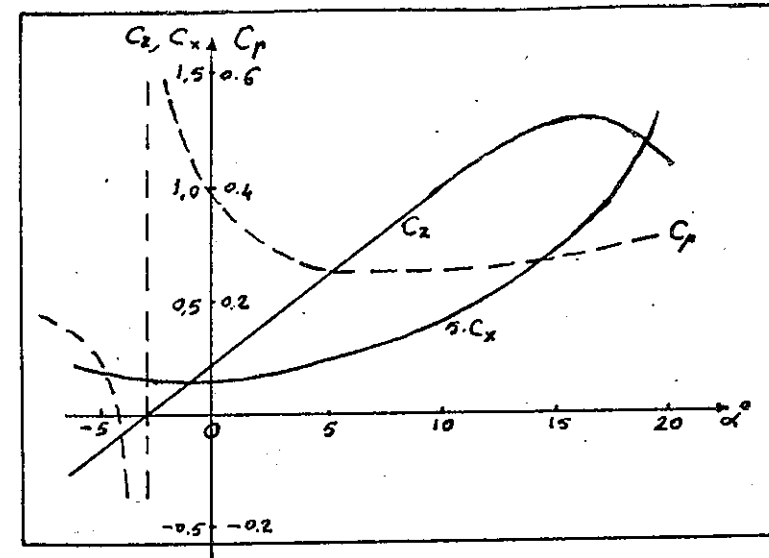
$$A = b/c$$

Plândaki biçimi dikdörtgenden farklı olan kanatlar halinde, açıklık oranı:

$$A = b^2/S$$

denklemleri yardımıyla tarif edilir; bu tarif, dikdörtgen kanat için de doğrudur.

Açıklığı (b) ve alanı (S) olan belli bir profilin, rüzgâr tüneline yapılan deneylerle tayin edilen aerodinamik karakteristikleri C_x , C_x ve C_p), hücum açısı (α)nın fonksiyonu olarak, Şekil: 23 de gösterilmişlerdir. Aerodinamik karakteristiklerin bu değerleri, bir yandan profil kesidinin ve diğer yandan açıklığın tesirlerine bağlıdır.



(Şekil: 23)

Açıklığı sonlu bir profil halinde, profil uçlarında yanlamasına hava akımları hasıl olur ve buna «üç boyutlu akım» adı verilir. Bu halde, profilin her kesidi, aynı hava akımı içinde değildir ve profil etrafındaki genel akım, açıklık oranının fonksiyonudur.

Profillerin, rüzgâr tünellerinde ölçülen, aerodinamik karakteristikleri üzerindeki açıklığın tesirini ortadan kaldırmak için, bir rüzgâr tüneli deneme odasının tam genişliğini kaplıyan, veya uçlarında açıklığına dikey birer levha bulunan, profil modelleri üzerinde deneyler yapılır. Bu halde profilin bütün kesitleri, aynı bir hava akımının tesirine uğrarlar ve dolayısıyla aynı aerodinamik karakteristiklere maliktirler. Bu hale, «iki boyutlu akım» adı verilir ve bu suretle ölçülen aerodinamik karakteristiklere, «profil kesit karakteristikleri» adı verilir.

İki boyutlu bir akım halinde, veteri (c), açıklık doğrultusundaki genişliği (dy) ve alanı (dS = c . dy) olan bir elemanter profil şeridine, belli bir hücum açısında, tesir eden taşıma ve sürüklenme kuvvetleri ve momentleri, sıra ile, dZ, dX ve dM olduğuna göre, profil kesit karakteristikleri, aşağıdaki denklemler yardımıyla tarif edilirler ve bunlar, sonlu açıklığa ait aerodinamik karakteristiklerden ayırmak için, küçük harfler ile gösterilir:

$$\begin{aligned} c_z &= dZ/q \cdot dS \\ c_x &= dX/q \cdot dS \\ c &= dM/q \cdot dS \cdot c \end{aligned}$$

3.9. — Profil aerodinamik karakteristiklerinin lineer analitik ifadeleri

Havacılıkta kullanılan profillerin, rüzgâr tüneli deneyleriyle tayin edilen, taşıma ve sürüklenme katsayılarının, havacılıkta rastlanan hücum açılara aralığında, hücum açısıyla değişimi, genel olarak, (Şekil: 23) de gösterilmiş olduğu gibidir.

(C_z), hücum açısıyla evvelâ lineer bir değişim gösterir; sonra eğim azalmağa başlar; «kritik ayrılma, veya kabre, hücum açısı» adı verilen bir hücum açısında maksimum olur ve bundan sonra, hücum açısıyla daha çabuk azalır. (C_z) nin (α) ile değişimi, havacılıkta kullanılan hücum açıları aralığında, aşağıdaki denklem yardımıyla ifade edilir:

$$C_z = C_{z0} + a \cdot \alpha$$

Bu denklemde (C_{z0}), α = 0 için, taşıma katsayısının değeridir ve (a) taşıma eğrisinin lineer kısmının eğimidir (a = dC_z/dα).

Bu denklem, taşıma katsayısının sıfır değerine ait hücum açısı (α_{z0}) gösterilerek, aşağıdaki tarzda da yazılır:

$$C_z = a \cdot (\alpha - \alpha_{z0})$$

Profilin firar kenarından, veter doğrultusu ile (α_{z0}) açısı teşkil eden bir düzdoğru çizmek suretiyle, profilin «sıfır taşıma doğrultusu» veya aerodinamik veter doğrultusu» elde edilir. Bir profilin aerodinamik veter doğrultusunun, serbest akım hızıyla teşkil ettiği açıya, «mutlak hücum açısı» adı verilir ve bu açı, (α_a) ile gösterilir. Böylece:

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_{z0}$$

olup:

$$C_z = a \cdot \alpha_a$$

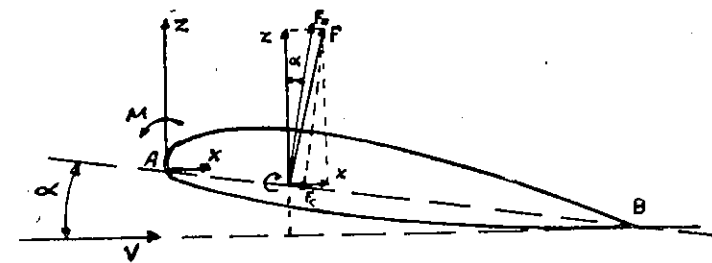
yazılır.

(C_x), hücum açısıyla, takribî olarak parabolisel bir değişim gösterir. Taşıma katsayısı eğrisinin lineer olduğu kısımda, sürüklenme katsayısı, (C_x) nin yanında, çok küçüktür; fakat kabre hücum açısı civarında, (C_x), çok çabuk artar.

Sürüklenme katsayısının, havacılıkta kullanılan hücum açıları aralığında, (C_x²) ile değişimi, takribî olarak, lineer olup, aşağıdaki denklem yardımıyla ifade edilir:

$$C_x = C_{xMin} + K \cdot C_z^2$$

Bu denklemde (C_{xMin}), sürüklenme katsayısının minimum değeri ve (K = dC_x/dC_z²) dir. Bir profil modelinin, rüzgâr tüneli deneyleriyle tayin edilen, muhtelif hücum açılara ait (C_z) ve (C_x) değerlerine göre, (C_z²) absis ve (C_x) ordinat alınarak çizilen eğri, takribî olarak bir düzdoğru olup, bunu uzatarak bulunan ordinat eksenine arakesit noktasına



(Şekil: 24)

ait (C_{x0}) değeri, pratik bakımdan, (C_{xMin}) değerinden çok az farklıdır ve tatbikat problemlerinde, bu iki değerden biri, diğerinin yerine alınabilir.

(C_p) nin, havacılıkta kullanılan hücum açıları aralığında, hücum açısı ile değişimi, (Şekil: 23) de gösterilmiş olduğu gibidir. (C_p), sıfır taşıma hücum açısında, sonsuzdur.

(C_p) yerine, bileşke aerodinamik kuvvetin, profil hücum kenarı etrafındaki momentine ait (C_m) katsayısı kullanıldığında, bileşke aerodinamik kuvvetin veter doğrultusuna dikey bileşeni (F_n) ile gösterilerek, ve momentler için kabul edilen artı yön dikkate alınarak, (Şekil: 24) den, aşağıdaki denklem yazılır:

$$M = -F_n \cdot \overline{AC}$$

veya:

$$M = -(Z \cdot \cos \alpha + X \cdot \sin \alpha) \cdot \overline{AC}$$

Burada:

$$Z = C_z \cdot q \cdot S$$

$$X = C_x \cdot q \cdot S$$

$$M = C_m \cdot q \cdot S \cdot c$$

$$\overline{AC} = C_p \cdot c$$

bağıntıları hesaba katılarak:

$$C_m = -(C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha) \cdot C_p$$

veya:

$$C_p = -C_m / (C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha)$$

yazılır. Havacılıkta kullanılan hücum açıları küçük olduğundan, $\cos \alpha \approx 1$ ve (C_x) nin yanında, $C_x \cdot \sin \alpha \approx 0$ kabul etmek suretiyle:

$$C_p = -C_m / C_z$$

denklemini elde edilir. Bu denklemden görüldüğü gibi, $C_z = 0$ için, $C_p = \infty$ dur, ve bu taktirde (C_m), sıfırdan farklı ve sonlu bir değeri haizdir.

$C_z = 0$ halinde, profile gelen bileşke aerodinamik kuvvet, aerodinamik veter doğrultusuna paraleldir. Bu kuvvet, basınç merkezinden başka bir noktaya taşındığında, genel mekanik prensiplerine göre, ilâve edilecek moment, bu halde bir çiftten ibarettir. Bir çiftin, uzayda her hangi bir nokta etrafındaki momenti sabit olduğundan, aerodinamik moment katsayısının bu özel hale ait sabit değeri, (C_{m0}) ile gösterilir.

Rüzgâr tünellerinde yapılan deneylerin sonuçlarına göre, bir profilin hücum kenarı etrafındaki aerodinamik momentine ait moment katsayısı, havacılıkta kullanılan hücum açıları aralığında, (C_z) nin lineer bir fonksiyonudur. Bu sonuçlara göre ve yukarıda (C_p) ye ait incelemeler sırasında elde edilen hususlar dikkate alınarak, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_m = C_{m0} - a_c \cdot C_z$$

Bu denklemden görüldüğü gibi, $C_z = 0$ için, C_m , sabit bir değeri haizdir. Bu denklemden (a_c), bundan sonraki paragrafta tarif edilen, profil aerodinamik merkezinin, profilin hücum kenarından olan uzaklığını, veterin yüzdesi olarak, gösteren bir parametredir.

3.0. — Profil aerodinamik merkezi.

Hava içinde izafi olarak hareket eden bir profile gelen bileşke aerodinamik kuvvetin taşıma ve sürüklenme bileşenleri, veter üzerindeki basınç merkezinde tesir ettiklerinde, bu nokta etrafındaki aerodinamik moment sıfırdır. Taşıma ve sürüklenme, başka bir noktada gösterildiklerinde, genel mekanik prensipleri gereğince, bir moment ilâve etmek lâzımdır. Taşıma ve sürüklemenin taşındığı nokta, hava hızı sabit kalmak şartıyla, momentin hücum açısıyla değişmediği bir nokta olarak seçildiğinde, bu noktaya, «aerodinamik merkez» adı verilir. Böylece aerodinamik merkez, aerodinamik momentin hücum açısından bağımsız olduğu nokta olarak tarif edilir.

Aerodinamik merkez, teorik etüdlere göre, veterin hücum kenarından itibaren dörtte birinde ($c/4$), çeyrek veter noktasında, bulunur. Hakiki kanatlar ve akışkanlar için aerodinamik merkez, $c/4$ noktasından farklıdır, fakat bu noktaya çok yakındır.

Bileşke aerodinamik kuvvetin, aerodinamik merkez etrafındaki momentine ait moment katsayısı ve aerodinamik merkezin yeri, aşağıdaki tarzda tayin edilir:

a) Sıfır taşıma hücum açısında, aerodinamik moment bir çiftten ibaret olup, bir çiftin uzayda her hangi bir nokta etrafındaki momenti sabit olduğundan, hücum açısından bağımsız olan aerodinamik merkez etrafındaki moment katsayısı için, sıfır taşımaya ait, (C_{m0}) değeri alınır.

b) Aerodinamik merkezin yeri, hakikatta veter doğrultusunun üstünde veya altında olabilir; fakat tatbiki problemler için, bu noktanın düşey yerinin önemi çok azdır ve aerodinamik merkez, veter doğrultusu üzerinde kabul edilir.

Yukarıdaki hususlar ve artı moment için seçilen yön göz önünde tutularak, aerodinamik merkez etrafındaki moment (M_t), aşağıdaki tarzda hesaplanır:

Taşıma ve sürüklemenin veter doğrultusundaki bileşenleri, bu doğrultu üzerinde kabul edilen aerodinamik merkez etrafında moment vermezler. Böylece, (Şekil: 25) den:

$$M_f = -(Z \cdot \cos \alpha + X \sin \alpha) (C_p - a_c) \cdot c$$

yazılır. Bu denklem;

$$Z = C_z \cdot q \cdot S, \quad X = C_x \cdot q \cdot S \quad \text{ve} \quad M_f = C_{m0} \cdot q \cdot S \cdot c$$

koyduktan sonra, her iki tarafını $(q \cdot S \cdot c)$ ile bölmek suretiyle, katsayılar için, aşağıdaki denklemi verir:

$$C_{m0} = -(C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha) (C_p - a_c)$$

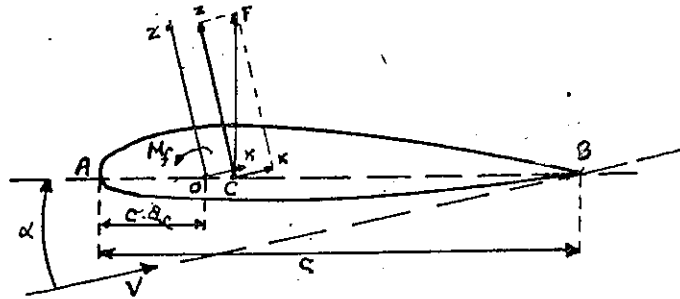
ve buradan:

$$a_c = C_p - \frac{C_{m0}}{C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha}$$

yazılır; ve nihayet havacılıkta kullanılan hücum açıları küçük olduğundan $\cos \alpha \approx 1$ ve $C_x \cdot \sin \alpha \approx 0$ kabul ederek:

$$a_c = C_p - C_{m0}/C_z$$

bulunur.



(Şekil: 25)

3.11. — Ortalama aerodinamik veter.

Yukardaki paragrafta açıklanan usul, ancak dik dörtgen ve düz kanatlara uygulanır. Uçaklarda kullanılan kanatlar, daima dik dörtgen deşillerdir. Sivrilmiş, elipsel ve ok açılı kanatlar için, bilhassa uçağın kararlılık vasıflarının etüdü bakımından, aynı aerodinamik kuvvetleri hasıl eden, hakikî kanada eşdeğer bir dik dörtgen kanat tasavvur edilir; ve bu sanal kanadın veterine, «ortalama aerodinamik veter» adı verilir. Tatbikatta, ortalama aerodinamik veter, ortalama geometrik vetere eşit kabul edilir ve bu ortalama veterin, uzunluğu ve yeri, aşağıdaki tarzda tayin edilir:

- 1) Ortalama veter, $\bar{c} = S/b$, denklemiyle hesaplanır.

- 2) Kanadın, simetri düzleminin bir tarafındaki yarısı dikkate alınır ve bu yarım kanat, simetri düzlemine paralel belli sayıda şeritlere bölünür.

- 3) Her şeridin, (ΔS) alanı hesaplanır.

- 4) Her şeridin, merkezi bulunur ve bu merkezin, simetri düzleminde olan (y) uzaklığı, geometrik konstrüksiyon veya hesaplama tayin edilir.

- 5) Şeritlerin simetri düzlemine nazaran alınan momentlerini, kanat alanının yarısına bölerek, yarım kanat merkezinin, simetri düzleminde uzaklığı $(\bar{y})$ hesaplanır:

$$\bar{y} = \frac{\sum y \cdot \Delta S}{S/2} = \frac{\int_0^{b/2} y \cdot dS}{\int_0^{b/2} dS}$$

- 6) Her şeridin merkezinden çizilen veteri üzerinde $(c/4)$ noktaları tayin ve işaret edilir.

- 7) Her şeridin $c/4$ noktasının, simetri düzlemine kanat kök kesidi hücum kenarında dikey düzlemde olan (x) uzaklığı tayin edilir.

- 8) Şeritlerin bu dikey düzleme nazaran alınan momentini, kanat alanının yarısına bölerek, eşdeğer dik dörtgen kanat veterinin $c/4$ noktasının, ileri ve geri konumu hesaplanır:

$$\bar{x} = \frac{\sum x \cdot \Delta S}{S/2} = \frac{\int_0^{b/2} x \cdot dS}{\int_0^{b/2} dS}$$

- 9) Ortalama veter $(\bar{c})$, simetri düzleminde uzaklığı $(\bar{y})$ olan bir düzlem içinde ve $(\bar{c}/4)$ noktası, yanlama dikey düzlemde $(\bar{x})$ uzaklıkta olmak üzere, yerleştirilir.

3.12. — Aerodinamik karakteristiklerin Reynolds sayısı ile değişimi.

Profillerin aerodinamik karakteristiklerini gösteren katsayıların, Reynolds sayısı ile değişimini etüt etmek için, Reynolds sayısı, kanat veteri esas alınarak hesaplanır:

$$Rn = \rho \cdot V \cdot c / \mu$$

Aerodinamikte görülmüş olduğu üzere, alçak Reynolds sayılarında kenar tabaka laminardır ve yüksek Reynolds sayılarında ise, kenar ta-

baka türbülanslıdır. Kenar tabakanın laminlerden türbülanslı hale geçişi, profil aerodinamik karakteristiklerinin, Reynolds sayısı ile değişiminin kilit noktasını teşkil eder.

Reynolds sayısı; havanın yoğunluk ve viskozluğuna, izafi akım hızına ve profil veterine bağlıdır. Modern uçakların maksimum ve minimum hızları arasındaki farkın büyük olması ve deniz seviyesinden itibaren çok büyük yükseklikler arasında uçuş yapması, Reynolds sayısının oldukça geniş sınırlar arasında değişmesine sebep olur. Diğer yandan sivrilmiş kanatlar halinde, kanat veteri açıklık boyunca değiştiğinden kanat uçları, kanat köküne nazaran daha küçük bir Reynolds sayısı ile karşılaşır.

Laminer veya türbülanslı akımların her ikisinde de, sürtünme sebebiyle enerji kaybı vardır; yani bir cismin yüzeyi civarındaki akımın enerjisi, serbest akım enerjisinin altında bir seviyededir. Bir profilin üst yüzeyindeki akımda olduğu gibi, kenar tabakanın ayrılması, daima bir ters basınç gradyanı sebebiyle vuku bulur. Laminer ve türbülanslı akımlar arasındaki fark, laminer kenar tabakanın, türbülanslı kenar tabakadan daha önce ayrılmasıdır.

Alçak hücum açılarında bir profil, ancak küçük bir taşıma değerine maliktir; kenar tabakanın cinsi ne olursa olsun, ayrılma noktası, firar kenarına çok yakındır. Bu tip ayrılma, profilin taşımasında hiss olunur bir tesir yapmaz; fakat basınç sürüklemesini artırır. Hücum açısı büyüdükçe, ayrılma noktası öne doğru kayar ve basınç sürüklemesi daha çok artar.

Çok alçak hızlar ve küçük veterli profiller halinde, Reynolds sayısı küçüktür ve kenar tabakada akımın laminlerden türbülanslı hale geçişi, ya yaktır veya profilin firar kenarına çok yakındır. Bu sebeple, küçük Reynolds sayılarında, basınç sürüklemesi büyüktür ve kabre durumu, nisbeten küçük hücum açılarında vuku bulur. Reynolds sayısı büyüyüp kenar tabaka, uzunluğunun mühim bir kısmında, türbülanslı olduğunda, ayrılma noktası geriye doğru kayar ve bu suretle, basınç sürüklemesinde bir azalma ve kabre hücum açısında ve maksimum taşımada bir artma hasıl olur.

Netice olarak denebilir ki; kabre hücum açısı, maksimum taşıma ve basınç sürüklemesi, Reynolds sayısına bağlıdır.

Paragraf (3.6) da görülmüş olduğu üzere, profil aerodinamik karakteristiklerini gösteren katsayılar, Reynolds sayısının üstel fonksiyonlarıdır:

$$C_z = 2 \cdot K_z \cdot (1/Rn)^s$$

$$C_x = 2 \cdot K_x \cdot (1/Rn)^s$$

$$C_m = 2 \cdot K_m \cdot (1/Rn)^s$$

Reynolds sayısının iki muhtelif değerine ait profil taşıma katsayılarının oranı:

$$\frac{(C_z)_1}{(C_z)_2} = \frac{(1/Rn_1)^s}{(1/Rn_2)^s} = \left(\frac{Rn_1}{Rn_2} \right)^{-s}$$

olup, ($-s = d$) koyduktan sonra, yukarıdaki denklemin her iki tarafının logaritmesini alarak:

$$d = \frac{\log C_{z1} - \log C_{z2}}{\log Rn_1 - \log Rn_2}$$

denklemini elde edilir. Muhtelif Reynolds sayılarında yapılan deneylerin sonuçları, maksimum taşıma katsayısı için, takribi olarak, sabit bir (d) değeri verir; yani ($\log C_{zMak}$) ve ($\log Rn$) arasındaki bağıntı, Reynolds sayısının (10^6) dan büyük değerleri için, lineerdir ve (d) eğiminin değeri:

$$d = \frac{\Delta \log C_z}{\Delta \log Rn} = 0,129$$

dır. Bu sonuç, $Rn = 10^6$ için (C_{zMak}) bilindiğinde, başka bir Reynolds sayısı için maksimum taşıma katsayısını hesaplamakta kullanılır.

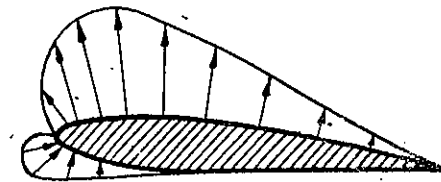
Profil minimum sürüklenme katsayısının, Reynolds sayısı ile değişimine ait deneylerin sonuçları:

$$(C_{xMin})_1 = (C_{xMin})_2 \cdot \left(\frac{Rn_2}{Rn_1} \right)^{0,11}$$

denklemini vermiştir. Bu denklem yardımıyla, bir profilin $Rn = 10^6$ için minimum sürüklenme katsayısı bilindiğinde, başka bir Reynolds sayısı için (C_{xMin}) değeri hesaplanır.

3.13. — Aerodinamik karakteristiklerin Mach sayısı ile değişimi.

Bir profil, üst tarafında hızı artırmak ve dolayısıyla basınçta bir



(Şekil: 26)

azalma hasil etmek ve aynı zamanda alt tarafında hızı azaltmak ve basınç artırmak suretiyle, taşıma meydana getirir. Profilin geometrisi ve hücum açısına bağlı olarak, üst taraftaki hız, serbest akım hızından bir kaç kat büyük olabilir ve serbest akım hızı, ses hızının altında olmasına rağmen profil üst tarafında sıkıştırılabilme tesirleri doğar.

Serbest akımdaki dinamik basınç (q_0) ve profil üzerinde bir noktadaki dinamik basınç (q) ile gösterilerek, aşağıdaki denklemle bir basınç katsayısı (C_π) tarif edilir:

$$\frac{q - q_0}{q_0} = C_\pi$$

Profil üzerinde hızın, serbest akım hızından yüksek olduğu noktalarda, bu katsayı eksidir.

Bernoulli denklemi gereğince, sabit enerjili akım için, statik ve dinamik basınçların toplamı, sabittir. Böylece:

$$p + q = p_0 + q_0$$

olup, buradan:

$$p = p_0 + q_0 - q = p_0 + C_\pi \cdot q_0$$

veya:

$$C_\pi = (p - p_0)/q_0$$

denklemi elde edilir. Bu denklem, basınç katsayısını, profil üzerinde ölçülen statik basınç ve serbest akıma ait statik ve dinamik basınçların değerlerine göre tarif etmektedir.

Profil üzerinde bir noktadaki basınç katsayısı bilindiğinde, adiyabatik bir değişme kabul edilerek, sıkıştırılabilen hale ait Bernoulli denklemi yardımıyla, bu noktadaki hız ve ses hızı, basınç katsayısının fonksiyonu olarak, aşağıdaki denklemlerle ifade edilir:

$$V^2 = V_0^2 - \frac{2}{\gamma - 1} \cdot a_0^2 \cdot \left[\left(1 + \frac{\gamma \cdot C_\pi \cdot Mn_0^2}{2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

$$a^2 = a_0^2 \cdot \left(1 + \frac{\gamma \cdot C_\pi \cdot Mn_0^2}{2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Bir noktadaki hız, ses hızına eşit olduğunda, bu noktada bir «vuruş dalgası» hasil olur ve bu özel hale ait basınç katsayısına, «Kritik basınç katsayısı» adı verilir:

$$(C_\pi)_{kr} = \frac{2}{\gamma \cdot Mn_0^2} \cdot \left[\left(\frac{Mn_0^2 (\gamma - 1) + 2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right]$$

Sıkıştırılabilmenin ihmâl edilecek kadar küçük olduğu alçak bir hıza basınç katsayısı ($C_{\pi 0}$) ile gösterildiğinde, sıkıştırılabilen hale ait basınç katsayısı için, Glauert, 1928 de aşağıdaki denklemi vermiştir:

$$C_\pi = \frac{C_{\pi 0}}{\sqrt{1 - Mn_0^2}}$$

Profil aerodinamik karakteristiklerinin, Mach sayısı ile değişimine ilişkin sonuçlar, şu suretle hülûsa edilir:

1) Basınç katsayısı, bir profil etrafındaki akımı karakterize eden parametre olup, taşıma ve sürüklenme katsayılarına benzer. Bir noktadaki hız, serbest akım hızından büyük olduğunda, basınç katsayısı eksidir ve aksi halde ratıdır.

2) Bir profil yüzeyi üzerinde basınç katsayısının değişimi bilindiğinde, yüzeyin alanında entegre ederek, taşıma ve basınç sürüklenmesi elde edilir.

3) Basınç dağılışı (veya basınç katsayısının değişimi) bilindiğinde, sıkıştırılabilme tesirlerinin başladığı serbest akım Mach sayısı, yukarıda verilmiş olan $(C_\pi)_{kr}$ denklemi yardımıyla tayin edilir.

4) Basınç katsayısının Mach sayısı ile değişimi, Glauert denklemiyle ifade edilir.

5) Glauert denklemi, ses civarı hızların başladığı noktaya kadar, ($Mn = 0,85$) muteberdir.

6) Glauert denklemi, aynı şekilde, taşıma ve aerodinamik moment katsayılarının, Mach sayısı ile değişimini de ifade eder:

$$C_z = (C_z)_0 / \sqrt{1 - Mn_0^2}$$

$$C_m = (C_m)_0 / \sqrt{1 - Mn_0^2}$$

Bu denklemlerde, (0) endisi, alçak hız değerlerini göstermektedir. Havacılıkta kullanılan küçük hücum açıları aralığında, $dC_z/d\alpha = a$ eğimi sabit olduğundan, benzer tarzda:

$$a = a_0 / \sqrt{1 - Mn_0^2}$$

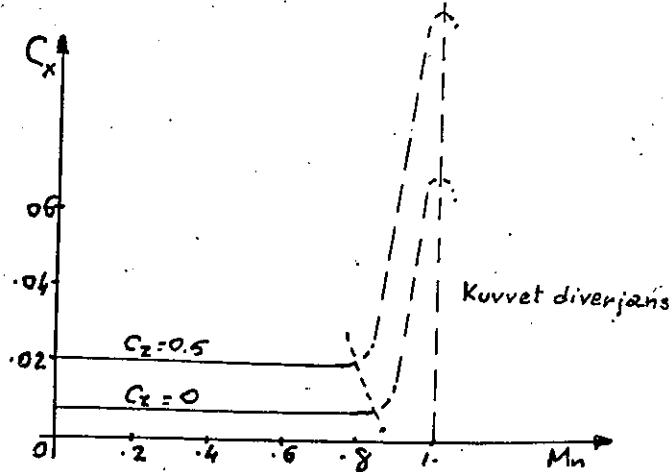
yazılır.

Yukarıda C_x , C_m ve $a = dC_x/dz$ nin Mach sayısı ile değişimini gösteren denklemler, Mach sayısının 0,6 ilâ 0,8 değerlerine kadar, eksantrik profiller için, deneylerle çok iyi uygunluk gösterirler.

Belli bir taşıma katsayısına ait sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ile değişimi, Mach sayısının bir değerinde anı bir artış gösterir ve noktadan ötede uçuş, ancak uçağın güç sistemi artan sürüklemeyi karşılamaya yetecek bir çekme kuvveti verdiğinde mümkündür.

Ses hızı civarı geçildikten sonra, sürüklenme katsayısının değeri azalır; fakat hiç bir zaman ses altı bölgedeki ilk değerine kadar küçülmez.

Verilen bir C_x için sürüklenme katsayısını, Mach sayısının fonksiyonu olarak gösteren eğrinin, anı olarak yukarıya doğru dikleştiği Mach sayısına «kuvvet diverjans Mach sayısı» adı verilir. Kuvvet diverjans



(Şekil: 27)

Mach sayısı, genel olarak, profil üzerinde bir noktadaki akım hızının ses hızına eşit olduğu serbest akım Mach sayısından ibaret olan, kritik Mach sayısından yüzde 10 ilâ 15 daha büyüktür.

3.14. — Taşıma, endüklenmiş sürüklenme ve aşağıya saptırma.

Bir mükemmel akışkanın, dik kesit biçimi ne olursa olsun, silindirselsel bir cisim etrafındaki devamlı ve iki boyutlu akımı (potensiyel akım) için, aşağıdaki ifadelerin gerçekliği, klâsik hidrodinamikte ispatlanmış bulunmaktadır:

(1) Basınç sürüklemeleri toplamından ibaret olan bileşke sürüklenmesidir.

(2) Cismin etrafında sirkülasyon bulunmadığında, taşıma sıfırdır.

(3) Eğer cismin etrafında bir (Γ) sirkülasyonu varsa, bir taşıma kuvveti olacaktır. Bu taşıma, sirkülasyonla ve akışkanın serbest akım hızı ile doğru orantılı olup, birim uzunluğa ait değeri, Kutta-Joukowski teoremiyle ifade edilir (Bölüm 2, paragraf 2.15).

Mükemmel akışkan faraziyesi, profillere gelen sürtünme ve basınç sürüklemelerini izah etmediğinden, tam doğru değildir. Bununla beraber, bir hakiki akışkan halinde, kenar tabaka içindeki sürtünme kuvvetleri, profillerin net taşıması üzerinde pek az bir tesir yaparlar. Fakat buna karşılık, profil taşıma teorisinde, kenar tabakanın ayrılması çok önemli olmadığından, mükemmel akışkan faraziyesi tamamen doğrudur. Bu faraziye, iki ve üç boyutlu akımlar halinde, profil taşıma teorisinin, matematik tarzda incelenmesini basitleştirir.

Deneyler göstermiştir ki, profilin üst tarafında bulunan hava parçacıklarının hızı, alt tarafta bulunanların hızından daha büyüktür. Bernoulli denklemi gereğince, profilin üst tarafında basınç azalmış ve alt tarafında basınç artmıştır; ve bu basınç farkı, bir taşıma hasıl eder.

Taşıma, iki boyutlu akım halinde, paralel akımla birlikte bulunan bir sirkülasyon tarafından hasıl edildiğinden, profil kesidi yerine bir sirkülasyon tasavvur etmek mümkündür; yani, profilin üst ve alt taraflarındaki basınç farkı, profil kesidi hücum kenarı etrafında alt yüzeyden üst yüzeye doğru, bir girdabın tesirine eşdeğerdir.

Bir profilin taşıması, hücum açısıyla değiştiğinden, sirkülasyon ve hücum açısı arasında bir bağıntı kurmak lâzımdır. Teori ve deneyler, pratikte kullanılan hücum açıları aralığında, sirkülasyonun mutlak hücum açısıyla orantılı olduğunu göstermiştir; mutlak hücum açısının sıfır değerinde, sirkülasyon ve taşıma sıfırdır.

Sirkülasyon, (hız . uzunluk) boyutlarını haiz olduğundan, hız için paralel akım hızını ve uzunluk için profil veterini seçerek ve orantı sabitini ($a_0/2$) ile göstererek:

$$\Gamma = \frac{a_0}{2} \cdot V \cdot c \cdot \alpha_a$$

denklemini yazılır. Buradan, birim açıklığa ait taşımayı (Z_1) ile gösterecek, aşağıdaki denklem yazılır:

$$Z_1 = \rho \cdot V \cdot \Gamma = \rho_0 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot c \cdot \alpha_a \quad (1)$$

Bir profilin toplam taşıması için, daha önce (paragraf-3.6) aşağıdaki denklem verilmiş bulunmaktadır:

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

Bu denklem, veteri (c) ve açıklığı (birim) olan bir kanat için, bu takdirde $S = c \cdot 1$ olduğundan;

$$Z_1 = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot c \quad (2)$$

olur. (1) ve (2) denklemleri karşılaştırılarak:

$$C_z = a_0 \cdot \alpha_a$$

elde edilir ve bu denklem, deneysel sonuçlara göre evvelce paragraf (3.9) da verilen denklemden ibaret olup, taşıma katsayısının, mutlak hücum açısı ile doğru orantılı olduğunu ifade eder. Klâsik hidrodinamik teoride, (α_a) radyan olarak ölçüldüğünde, ince profiller için, $a_0 = 2\pi$ olduğu gösterilir. Sonlu kalınlığa malik profillere ait deneylerin sonuçları, prafil kesidi taşıma katsayısının eğimi için, (2π) den küçük değerler verir. Bu eğim, (η) «profil yeterlik faktörü» olmak üzere: $a_0 = 2 \cdot \pi \cdot \eta$ tarzında ifade edilir; (η) nın değeri, deneysel sonuçlara göre, takribî olarak, (0,9) dır. Taşıma katsayısı eğrisinin eğimi, kanat açıklığının da fonksiyonu olup, bu konu, kanat plân biçiminin tesirlerine ait (paragraf 3.16) da incelenmiştir.

Bir profile eşdeğer olan girdap, profilin ön tarafında yukarıya doğru ve arka tarafında aşağıya doğru birer ilâve akım hasil eder. İki boyutlu akım halinde, bu ilâve akımlar birbirini tamamen karşıladığından, her hangi bir saptırma bahis konusu değildir.

Açıklığı sonlu profiller halinde, profilin yerini tutan girdap, profilin uçlarında anî olarak kesilemez. Bu konuyla ilgili olarak, klâsik hidrodinamikte mükemmel akışkanlar için gerçekliği ispatlanmış bulunan önemli bazı girdap vasıflarının hatırlatılması faydalı sayılmıştır:

(1) Bir girdap hattı, bir uca malik olamaz; ya sonsuza kadar uzanır, yahut da bir kapalı yörünge teşkil eder.

(2) Bir girdap hattının şiddeti (yani sirkülasyon), girdap hattı boyunca sabittir.

(3) Bir akışkan içindeki girdaplar, daima aynı akışkan parçacıklarına bağlanmış olarak kalırlar.

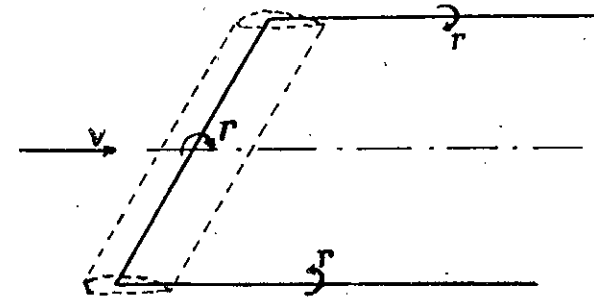
(4) Her hangi bir yörünge etrafındaki sirkülasyon, daima aynı akışkan parçacıklarından teşekkül ettiğinden, zamandan bağımsızdır.

Bir kanadın her kesidi etrafında, bir (Γ) sirkülasyonu vardır. Yalnız taşıma bahis konusu olduğunda, kanat yerine aynı şiddette bir girdap koymakla şartlar değişmeyeceğinden, her iki halde birim açıklığa ait taşımanın değeri, Kutta - Joukowski teoremi ile ifade edilir.

Kanadın yerini tutan girdap hattına, «taşıma hattı» adı verilir. Bu girdapların, akışkan içinde fiziksel gerçeklik ifade etmelerini ve profil içine konmuş olduklarını belirtmek için, bunlara, «bağlanmış girdap» denir.

Yukarıda ifade edilen ilk iki teorem gereğince, bağlanmış girdaplar, taşımanın sıfır olduğu kanat uçlarında kesilemezler ve bunlar, kanadın dışına çıkarak, akışkan içinde fiziksel gerçel girdaplar haline gelirler. Bunlara, «serbest girdaplar» veya «yarı sonsuz girdaplar» adı verilir.

Kanat uçlarında teşekkül eden bu yarı sonsuz girdaplar, 3. cü teorem gereğince, kanat uçlarına çarpan akışkan parçacıklarının akım hattı boyunca geriye doğru sürüklenirler. Akım sürekli olduğundan, serbest girdaplar, sonsuza kadar uzanırlar. Bu girdaplar sisteminin basit bir şeması (Şekil: 28) de gösterilmiştir. Buna, «at nalı biçimli girdap» denir.



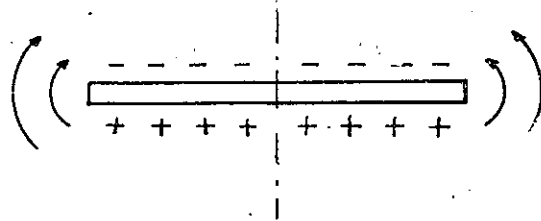
(Şekil: 28)

Serbest girdapların şiddeti, bağlanmış girdaplarınkinin aynıdır ve dönme yönü, üst taraftan dolaşmak suretiyle, dıştan içe doğrudur.

Serbest girdaplar, her hangi bir kanat kesidinde, aşağıya doğru yönelmiş akım hatları hasil ederler. Buna, «aşağıya saptırma» adı verilir.

Kanat kesidindeki aşağıya saptırma hızı (w') ile gösterilir. (w') nün, kanat açıklığı boyunca değişimi, her serbest girdaba ait ilâve hız, (r) bahis konusu girdaptan olan uzaklığı göstermek üzere, (F'/r) ile orantılı olduğundan, her iki uçtaki serbest girdapların hasıl ettiği hızları birbirine ilâve ederek, tayin edilir.

Bir kanadın üst ve alt tarafındaki basınçlar farklı olduğundan, (Şekil 29), kanat uçlarında, alt taraftaki yüksek (+) basınçtan üst taraftaki a



(Şekil: 29)

çak (—) basınca doğru yanlamasına bir kımın mevcut olduğu, duman tüellerinde deneylerle görülmüştür.

Kanadın ortasındaki bir kesitte, hızı (V) olan paralel akım hızı tesir eder. Eğer açıklık sonsuz ise, akım iki boyutlu olacak ve tek dış hız, bu hızdan ibaret bulunacaktır. Açıklığın sonlu olması sebebiyle, kanat kesidinde (V) hızına ilâve olarak, bir aşağıya saptırma hızı (w') bulunacaktır. Böylece, bahis konusu kesitte, (Şekil: 30) da gösterilmiş olduğu gibi (V_{bil}) den ibaret ibleşke hız tesir eder.

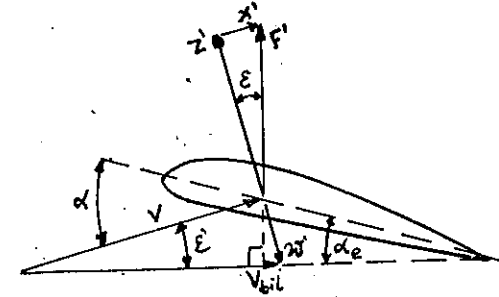
Prandtl, açıklığı sonlu kanat için, aşağıdaki faraziyeyi kurmuştur.

Bir kanat kesidindeki şartlar, paralel hız (V_{bil}) olmak üzere, iki boyutlu akımdakinin aynıdır. Başka deyimle, kesitteki bir rasıt için, sonsuzdan gelmiş olsun veya olmasın, yalnız hızı (V_{bil}) den ibaret olan akımın tesirleri vardır. Bu kesitte birim açıklığa gelen aerodinamik kuvvet, ($\rho V_{bil} \cdot F'$) ile ifade edilir. Bu kuvvet, mükemmel akışkan halinde, bileşke hızı dikeydir. (Şekil: 30) da (F') ile gösterilmiştir. Kanat bir bütün olarak tasavvur edildiğinde, taşıma, serbest akım hızı (V) ye, yani uçak bahis konusu olduğunda uçuş hızına dikeydir ve sürüklenme, aynı hızla paraleldir. Böylece, (F') kuvveti, (Z') ve (X') bileşenlerine ayrılır. Hız ve kuvvet üçgenlerinin benzerliğinden, (Şekil: 30), aşağıdaki bağıntılar yazılır:

$$\frac{Z'}{F'} = \frac{V}{V_{bil}} = \cos \epsilon'$$

$$\frac{X'}{Z'} = \frac{w'}{V} = \tan \epsilon'$$

Burada (ϵ'), (V) ve (V_{bil}) arasındaki açıdan ibaret olup, buna, kanat kesidindeki, «aşağıya saptırma açısı» denir.



(Şekil: 30)

Prandtl'in kanat teorisinde kabul edildiği ve deneylerle ispatlanmış olduğu, (w') hızı, (V) nin yanında çok küçüktür ve $\cos \epsilon' \cong 1$ ve $\tan \epsilon' \cong \sin \epsilon' \cong \epsilon'$ (radyan) kabul ederek:

$$Z' = F' \quad \text{ve} \quad X'/Z' = w'/V = \epsilon$$

bağıntıları yazılır.

Kanat kesidinde, veter ve sonsuzdaki (V) hızı doğrultuları arasındaki açıya, «geometrik hücum açısı» denir. Kesitteki bir rasıda nazaran, sirkülasyonu tayin eden, «müessir hücum açısı», veter ve (V_{bil}) doğrultuları arasındaki açıdan ibarettir. Bu açı, (Şekil: 30) da, (α_e) ile gösterilmiştir. Böylece, geometrik hücum açısı (α) olan bir kesit, açıklığı sonsuz olan bir profilin bir kesidi olarak, iki boyutlu akımda (α_e) den ibaret bir hücum açısı altındaki aynı kuvvetlerin tesirine uğrayacaktır.

Bu sonuçlar şu suretle özetlenir:

- (1) Sonlu açıklığın tesiri. kanatta bir aşağıya saptırma hasıl eden uçlardaki yarı sonsuz girdapları dikkate almaktan ibarettir.
- (2) Aşağıya saptırma, hız vektörünü döndürerek, müessir hücum açısını küçültür.
- (3) Serbest akım hızına nazaran geriye doğru bir eğim alan bileşke aerodinamik kuvvet, bir sürüklenme bileşeni verir. Bu sürüklemeye, «endüklenmiş sürüklenme» adı verilir ve bu, (X_i) ile gösterilir.

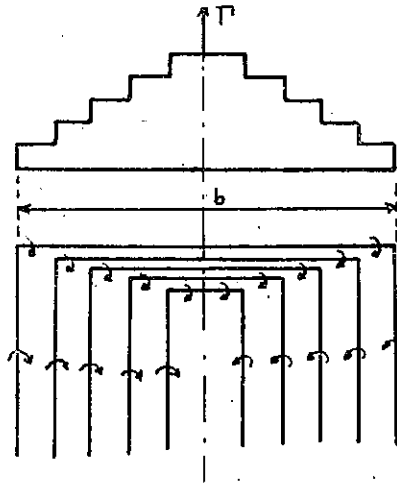
$$\alpha_e = \alpha - w'/V \quad X_i = Z' \cdot (w'/V)$$

Aşağıya saptırma hızı (w') ye de bazen, «endüklenmiş hız» adı verilir.

Endüklenmiş sürüklenme, bir mükemmel akışkan bahis konusu olduğundan, sürtünme ile ilgili değildir. Uçuş bahis konusu olduğunda, bu sürüklemeyi karşılamak için gerekli enerji, sürtünmeden doğan sürüklenme gibi ısı şeklinde kaybolmaz; fakat, kanadın gerisinde uçlardaki yarı sonsuz girdapların etrafındaki dönel hareketin sebep olduğu kinetik enerji olarak hissolunur.

Buraya kadar açıklığı sonlu bir kanadın özel bir kesidindeki şartlar bahis konusu edilmiştir. Kanadın bir bütün olarak karakteristikleri bahis konusu olduğunda, bu elemanter tesirleri, açıklık boyunca toplamak gereklidir. Fakat bu takdirde, derhal bir zorluk ortaya çıkmaktadır. Endüklenmiş hızın değeri, uç girdaplarından olan uzaklıkla ters orantılı olduğundan, uçlarda sonsuz olacaktır. Halbuki, teoride bu hız esas itibarıyla çok küçük farzedilmiştir.

Prandtl, bu zorluğu önlemek için, at nalı biçimli bir tek taşıma hatı yerine, (Şekil: 31) de gösterildiği gibi, birbiri üzerine konmuş muh-



(Şekil: 31)

telif açıklıklarda bir çok sayıda taşıma hatları tasavvur etmiştir. Bu takdirde, her kesit için, Kutta - Joukowsky teoremi muteberdir ve taşımanın açıklık boyunca dağılışı, (Γ) nin dağılışıyla orantılıdır. Birbiri üstüne koyma prensibini sonsuz sayıda at nalı biçimli girdap sistemlerine uygulayarak, açıklık boyunca devamlı taşıma dağılışı ve kanat arkasında bir levhadan ibaret serbest girdap sistemi elde edilir. Bu tasvir sayesinde, açıklık boyunca verilen bir taşıma dağılışına uygun elemanter at nalı biçimli girdapların dağılışı tayin etmek mümkündür.

Prandtl, çok özel ve basit bir taşıma dağılışı bulmuştur. Bu, elipsel taşıma dağılışıdır. Bu, özellikleri şunlardır:

- (1) Aşağıya saptırma, açıklık boyunca sabittir.
- (2) Endüklenmiş sürüklenme, verilen bir toplam taşıma, açıklık ve hız için, mümkün en küçük değerdedir.
- (3) Elipsel dağılışı, teorik olarak, plân biçimi elipsel ve burulmasız bir kanat halinde elde edilir.
- (4) Plândaki biçimi sivrilmiş ve burulmasız kanatların taşıma dağılışı, deneysel sonuçlara göre, elipsel dağılışa yaklaşıktır.

Bu vasıflara göre, açıklık üzerinde her kesit için, (w'/V) nin değeri aynıdır; bütün elemanlara ait kuvvetler toplandığına, toplam aerodinamik kuvvet elde edilir. Toplam taşıma ve endüklenmiş sürüklenme arasında, aynı bağıntılar vardır:

$$X_i/Z = w'/V$$

veya

$$C_{xi}/C_z = w'/V$$

Bu neticeler, tatbiki aerodinamikte Bernoulli teoremi ve Kutta - Joukowsky teoremi gibi çok önemlidir.

Kanat kesidindeki endüklenmiş hız (w') nün değeri, kanadın çok gerisindeki aşağıya saptırma hızınınkinin aynı değildir. Bu olayın fiziksel izahı şöyledir. Havanın kanada tatbik ettiği kuvvet, ancak basınç kuvvetinden ibarettir ve basınç, kanat civarında atmosfer basıncından büyüktür. Kanat etrafından geçen havanın basıncı, çok gerilerde ortalıktaki basınca eşit olur ve bunun neticesi, kanat gerisinde bir kısım basınç enerjisi, kinetik enerjiye çevrilerek, aşağıya saptırma hızı artacaktır.

Kanadın, etrafındaki hava akımını saptırması sebebiyle hasıl olan kuvvet, mükemmel akışkan halinde, ikinci Newton kanunu yardımıyla hesaplanır:

$$F = m \cdot \gamma = m \cdot \frac{dV}{dt} = \frac{m}{dt} \cdot dV$$

Burada $\left(\frac{m}{dt}\right)$ kanat etrafından birim zamanda geçen havanın kütesidir. Kanadın, yarı çapı kendi açıklığına eşit bir daire kesidinden geçen havayı saptırdığını kabul ederek:

$$\frac{m}{dt} = \rho \cdot \frac{\pi}{4} \cdot b^2 \cdot V$$

yazılır. Bu suretle tasavvur edilen daire kesitli akım borusundaki toplam hız değişimi (w) olup, bu hava kütlesinin hareket miktarının birim zamandaki değişimi, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\Delta E = \rho \cdot \frac{\pi}{4} \cdot b \cdot V \cdot w$$

Burada (w), kanat gerisinde çok uzaktaki endüklenmiş hız olup, kanat kesidindeki (w') den farklıdır.

Kanatın hava akımını saptırması neticesi hasıl olan kuvvet, hava bir mükemmel akışkan gibi kabul edildiğinde, yalnız taşımadan ibarettir ve bu kuvvetin değeri, birim zamandaki hareket miktarı değişimine eşittir:

$$Z = \rho \cdot \frac{\pi}{4} \cdot b^2 \cdot V \cdot w \quad (1)$$

Birim zamanda havaya verilen enerji, veya birim zamandaki iş, birim zamanda geçen havanın kinetik enerjisine eşittir:

$$X_i \cdot V = \rho \cdot \frac{\pi}{4} \cdot b^2 \cdot V \cdot \frac{w^2}{2}$$

Diğer yandan, $X_i/Z = w'/V$ bağıntısından, $Z = X_i \cdot V/w'$ veya:

$$Z = \rho \cdot \frac{\pi}{4} \cdot b^2 \cdot \frac{V}{w'} \cdot \frac{w^2}{2} \quad (2)$$

denklemleri elde edilir. Taşımayı veren (1) ve (2) denklemlerinin karşılaştırılmasından:

$$w' = \frac{1}{2} \cdot w$$

bağıntısı elde edilir.

Böylece; kanattaki aşağıya saptırma açısı için (radyan olarak):

$$\epsilon' = \frac{w'}{V} = \frac{2 \cdot Z}{\rho \cdot \pi \cdot b^2 \cdot V^2} = \frac{Z}{q \cdot \pi \cdot b^2} = \frac{C_z \cdot q \cdot S}{q \cdot \pi \cdot b^2} = \frac{C_z}{\pi \cdot A} \quad (3)$$

ve, $C_{xi} = X_i/q \cdot S$ denklemiyle tarif edilen endüklenmiş sürüklenme katsayısı için de:

$$C_{xi} = C_z \cdot \frac{w'}{V} = C_z \cdot \epsilon' = \frac{C_z^2}{\pi \cdot A}$$

denklemleri elde edilir.

15. — Sürüklenme.

Bir profilin yerini tutan girdap sistemleri, yalnız taşımanın doğuşuna açıklar. Sürüklenmenin doğuşunu açıklamak için, havanın viskozluğunu hesaba katmak lâzımdır. Bir kanadın toplam sürüklenmesi, açıklığı kanat halinde, taşımanın endüklenmiş olduğu endüklenmiş sürüklenme ve havanın viskozluğundan doğan sürtünme sürüklenmesi toplamından ibarettir. Sürtünme sürüklenmesi, havanın viskozluğu dolayısıyla kanat yüzeylerinde teşekkül eden kenar tabaka içindeki enerji kaybını ifade eder.

Kanatın hava ile temasta bulunan yüzeyinin (A_s) alanına, bu yüzeyin düzgünlük derecesine, hava akımının laminar veya türbülanslı karakterine ve nihayet Reynolds sayısına bağımlı olarak, bir sürtünme katsayısı tarif edilir:

$$C_f = X_f/q \cdot A_s$$

Bu denklemde (X_f), havanın viskozluğunun sebep olduğu sürütme kuvvetidir.

Alanı (S) olan bir levha için! $A_s = 2 \cdot S$ dir. Bu bağıntı dikkate alınarak, aşağıdaki denklem yardımıyla, bir «sürtünme sürüklenmesi katsayısı» tarif edilir:

$$C_{xf} = X_f/q \cdot S$$

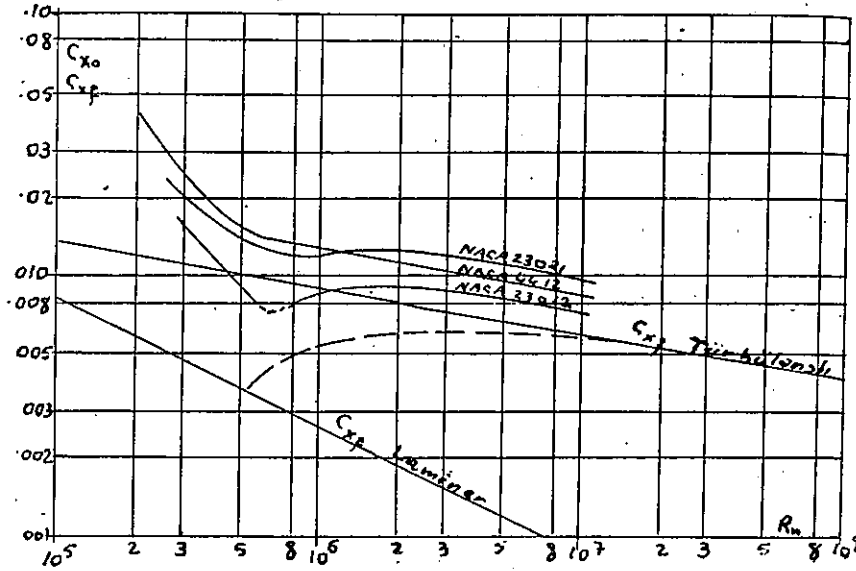
Bu suretle, $C_{xf} = 2 \cdot C_f$ dir. C_{xf} ve C_f katsayılarının değerleri, Reynolds sayısının fonksiyonu olup, akımın laminar veya türbülanslı oluşuna göre değişirler.

C_f katsayısının, Reynolds sayısıyla değişimi, Bölüm—2 paragraf 2.10'da, $Rn \leq 5 \cdot 10^5$ için, Blasius formülü ile verilmiş bulunmaktadır.

Kenar tabakadaki akım, «geçiş noktası» adı verilen bir noktadan itibaren, türbülanslı bir karakter alır. C_{xf} katsayısının, laminar ve türbülanslı kenar tabaka tipleri için, Reynolds sayısıyla değişimi, (Şekil: 32) 'de grafikte gösterilmiştir. Aynı grafikte, NACA 23021, NACA 4412 ve NACA 23012 profillerinin, $C_z = 0$ için C_{x0} katsayılarının, Rn ile değişimi de verilmiştir.

Bir profil etrafından geçen hava akımı, ön tarafta aralanır ve arka tarafta tekrar kapanır, ve bu suretle profilin yüzeylerine dikey basınç kuvvetleri hasıl olur. Bunların, yatay kabul edilen serbest akım hızı doğrultusundaki bileşenleri, mükemmel akışkan halinde, birbirini karşılarlar; fakat hakiki akışkan halinde, bu bileşenlerin toplamı, sıfır değildir. Bu kuvvete, «basınç veya şekil sürüklenmesi» adı verilir. Havacılıkta kul-

lanılan akımsal biçimli cisimler için bu sürüklenme çok küçük olup, tabiri olarak, sürtünme sürüklenmesinin onda biri kadardır.



(Şekil: 32)

Sonsuz açıklıklı bir profil halinde sürüklenme, şekil sürüklenmesi ve sürtünme sürüklenmesi toplamından ibaret olup, bu iki sürüklenmenin toplamına, "profil sürüklenmesi" adı verilir. Açıklığı sonlu hakiki kanatlar halinde, bundan önceki paragrafta açıklandığı gibi, bir üçüncü tür sürüklenme (endüklenmiş sürüklenme) ilâve edilir.

Neticede, bir kanadın belli bir hücum açısı altındaki toplam sürüklenme katsayısı için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_x = c_x + C_{xi} = c_x + \frac{C_z^2}{\pi A}$$

Bu denklemde, profil sürüklenme katsayısı (c_x) hücum açısının R_n 'nin fonksiyonudur; buna karşılık endüklenmiş sürüklenme katsayısı (C_{xi}), hücum açısının ve kanadın plân biçimine bağlı olan açıklık oranının fonksiyonudur.

Bazı profillerin sürüklenme karakteristikleri, kitabın sonundaki iller ve tablolar verilmektedir. Diğer cisimlerin sürüklenme vasıfları, (Bölüm - 4)'de bildirilmiştir.

3.16. — Kanat plân biçimi ve tesirleri.

Bir kanadın plân biçimi, ona tam üstten bakıldığında görülen biçimdir. Kanadın plân biçimi, doğruca açıklık oranıyla ilgilidir ve endüklenmiş sürüklemeye tesir eder.

Yukarıda (paragraf - 3.14) endüklenmiş sürüklenme ve aşağıya saptırma açısı için verilen denklemler, ancak taşımanın açıklık boyunca dağılışı elipsel veya plân biçimi bir elips olan kanatlar için muteberdir. Taşıma dağılışı elipsel olmadığında, bu sonuçları uygun tarzda tâdil etmek gereklidir. Bu halde, aşağıya saptırma açıklık üzerinde sabit olmadığında, teorik hesaplar çok daha karışıktır; bununla beraber, burulmasız kanatlara ait sonuçlar, basittir. Bu takdirde, (δ) endüklenmiş sürüklenme katsayısı tashih parametresi ve (τ) aşağıya saptırma tashih parametresi olmak üzere, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi A} (1 + \delta)$$

$$\epsilon = \frac{C_z}{\pi A} (1 + \tau)$$

Pratikte, $e = \frac{1}{1 + \delta}$ denkleminde tarif edilen, "açıklık etkisi faktörü"

(e) kullanılır ve ($e.A$)'ya, "müessir açıklık oranı" adı verilir:

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

Elipsel bir taşıma dağılışı malik kanatlar için, ($e = 1$) dir. Sivrilmiş burulmasız kanatlar için (δ) ve (τ)'nin değerleri, sivrilik oranının fonksiyonu olarak, (Şekil: 33)'de gösterilmiştir; burada sivrilik oranı, uç veterin kök vetere orantısı olarak alınmıştır. Şekilden görüldüğü gibi, normal sivrilik oranları için, endüklenmiş sürüklenme katsayısı tashih parametresi çok küçük olup ihmal edilir; buna karşılık, sivrilik oranı bire eşit olan dikdörtgen kanatlar için, aşağıya saptırma tashih parametresi, dikkatle alınacak kadar, büyüktür.

Açıklık etkisi faktörü, deneylerin sonuçlarına göre, tayin edilir; bu faktörün değeri, kanat biçimine göre, 0,85 ilâ 0,95 arasındadır.

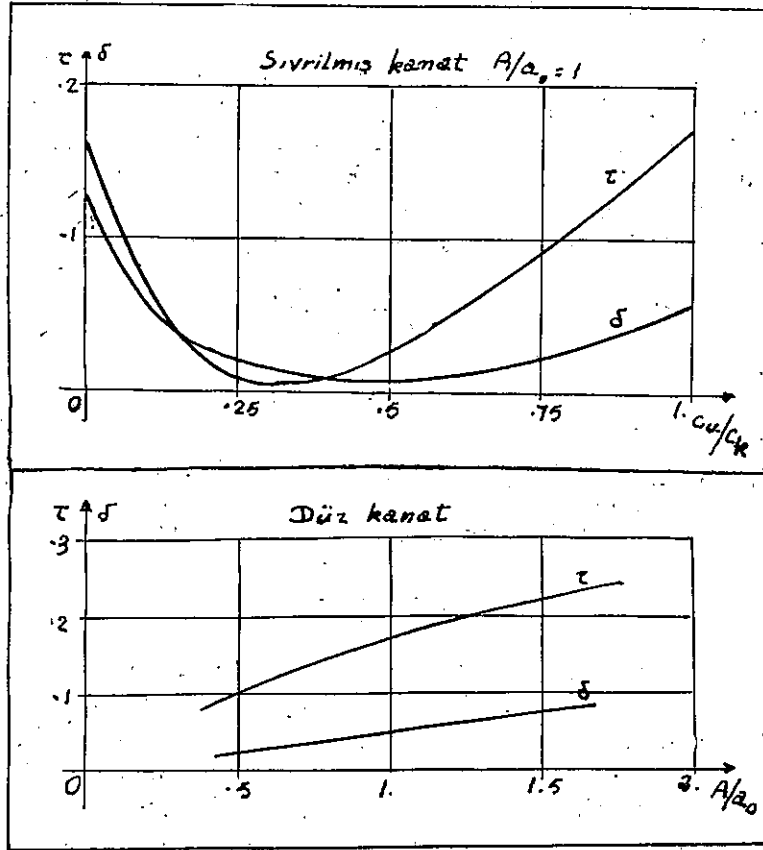
Elipsel taşıma dağılışı, teorik olarak, minimum endüklenmiş sürüklenme verir ve, bu ideal dağılışı, aşağıdaki tarzlarda elde edilir:

- (1) Geometrik plân biçimi elips olan bir kanat kullanmak.
- (2) Profil kesidini açıklık boyunca değiştirmek.

(3) Hücüm açısını açıklık boyunca değiştirmek üzere, kanada burulma vermek.

(4) Sivrilmiş kanatlarda, son iki tarzı kombine etmek.

Kanadın toplam sürüklenme katsayısı, verilen şartlara göre, tayin edilir. Kanat profilinin aerodinamik karakteristikleri, sonsuz açıklık oranı için:



(Şekil: 33)

veya $(e \cdot A_1)$ gibi belli bir açıklık oranı için verilmiştir. Taşıma katsayısının seçilen bir değeri için, açıklık oranı $(e \cdot A_1)$ olan kanadın sürüklenme katsayısı (C_{x1}) ile gösterilerek, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_{x1} = c_x + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A_1}$$

Plân biçimi aynı fakat açıklık oranı başka $(e \cdot A_2)$ olan kanat için:

$$C_{x2} = c_x + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A_2}$$

Yukarıdaki iki denklemi taraf tarafa çıkarıp, neticeyi C_{x2} için yazarak:

$$C_{x2} = C_{x1} + \frac{C_z^2}{\pi} \left(\frac{1}{e \cdot A_2} - \frac{1}{e \cdot A_1} \right)$$

denklemi elde edilir.

Hücüm açıları için, $e_1 = \frac{1}{1 + \tau}$ koyarak, açıları derece cinsinden ifade etmek suretiyle, aşağıdaki denklem bulunur:

$$\alpha_2 = \alpha_1 + \frac{57,3 C_z}{\pi} \left(\frac{1}{e_1 \cdot A_2} - \frac{1}{e_1 \cdot A_1} \right)$$

Taşıma katsayısı eğrisinin eğimi için, benzer tarzda:

$$a_2 = \frac{a_1}{1 + \frac{57,3}{\pi} \cdot a_1 \left(\frac{1}{e_1 \cdot A_2} - \frac{1}{e_1 \cdot A_1} \right)}$$

Profil kesidinin $(A_1 = \infty)$ aerodinamik karakteristikleri verildiğinde, aşağıdaki denklemler elde edilir:

$$C_z = c_z + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{57,3 C_z}{\pi \cdot e_1 \cdot A}$$

$$a = a_0 \left(\frac{1}{1 + \frac{57,3 a_0}{\pi \cdot e_1 \cdot A}} \right)$$

Havacılıkta kullanılan muhtelif kanat plân biçimleri, (Şekil: 34) de gösterilmiştir. Kanat plân biçimi, bir dereceye kadar, kanadın kabre vassıflarını da tayin eder; eğer, sivrilik oranı küçük ise, kanadın kök ve uç kesitlerindeki Reynolds sayıları arasında mühim bir fark bulunacak ve, özel tedbir alınmadığında, kabre durumu uçlarda daha önce başlayacaktır.

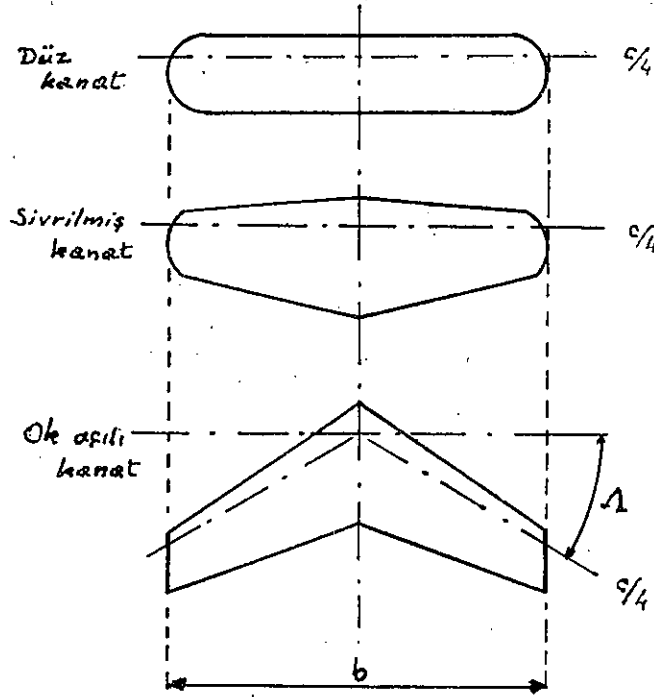
Kanat plân biçiminin tesirlerini, teorik olarak etüt etmek mümkündür; fakat daha doğru sonuçlar, ancak hakiki deneylerle elde edilir ve, mevcut olduklarında, deneysel bilgiler kullanılmalıdır.

Uçuş problemlerinin etüdünü kolaylaştırmak ve basitleştirmek için,

kanat sürüklenme katsayısını, taşıma katsayısının fonksiyonu olarak ver-
ren, basit bir analitik ifadeye ihtiyaç vardır. Bir kanat poler eğrisinin
en doğru bir analitik ifadesi, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$C_x = k_0 + k_1 \cdot C_z + k_2 \cdot C_z^2 + k_3 \cdot C_z^3 + \dots$$

Bu denklemde; k_0 , k_1 , k_2 , k_3 ve ilh., bilinmeyen sabit çarpanlar-
dır. Maksimum uygunlukta bir denklem elde etmek için, bu denklemi



(Şekil: 34)

terimlerinin sayısı minimum olmalıdır; : böylece, en basit bir ifade ola-
rak aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_x = k_0 + k_2 \cdot C_z^2$$

Bu denklem, poler eğrisi minimum sürüklenme katsayısı civarında düz
bir değişme gösteren ekseri profiller için, taşıma katsayısının (sıfır) ve
(birim) değerleri arasında, yeter bir doğrulukla uygulanır; bu sınırlar
dışında, denklemin verdiği değerler, hakiki değerlerden büyükçe ayrı-
lıklar gösterir.

Bu denklem, bundan önceki sayfada verilmiş olan:

$$C_x = c_x + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

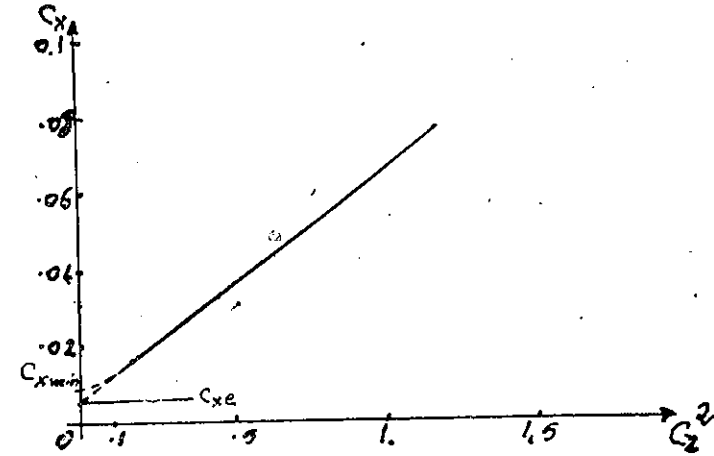
denkleminde benzerlik halindedir.

Deneylerin sonuçlarına göre, $(C_x - C_z^2)$ eğrisi çizilir ve bu grafik
eğrisiyle, (dC_x/dC_z^2) eğimi ve;

$$e = \frac{1}{\pi \cdot A \cdot (dC_x/dC_z^2)}$$

denkleminde, (e) faktörü hesaplanır. Bu eğrinin, ordinat eksenine ara-
tesit noktası, (C_{xe}) yi verir. Gerçekte, profil sürüklenmesi sabit olma-
dığından, C_{xe} değeri, (C_{xMin}) den biraz büyüktür.

Uçak kanatları halinde, gövdenin ve pervane rüzgârının aratesirleri
de dikkate alınmalıdır. Gövdenin mevcudiyeti, kaba bir konstrüksiyon-
da, açıklık etkisi faktörünün değerini küçültür. Gövdenin uygun bir



(Şekil: 35)

tarzda yerleştirilmesi, bu faktörü artırır. Kanat gövdenin ortasında bir
konstrüksiyon ve uygun kaportalar sayesinde, açıklık etkisi faktörünü,
yalnız kanadinkinden büyük yapmak mümkündür.

3.17 — Sivrilik, burulma ve ok açısı.

İmalât bakımından en iyi kanat tipi, sivrilmiş olmalıdır. Bir pro-
fil kesidi kâfidir ve hesaplar basittir. İlk masrafların ve yedek parçala-

rın ucuz olması aranan, aerodinamik ve yapı hafifliği şartları daha önemli tutulan ticari uçaklar için, sivriligi bulunmayan bir kanat seçmek, en uygun tarzdır. Aerodinamik verim ve yapı hafifliği önemi sayıldığında, en zayıf bir çözüm tarzı teşkil eder. Minimum endüklümüş sürüklenme veren, aşağıya saptırması sabit dağılımlı kanat, teorik olarak, elipsel bir plân biçimine veya burulma ile birlikte lineer bir sivriliğe malik olmalıdır. Bazen, açıklık boyunca profil kesidi değiştirilir, bu takdirde, kanat uç kesitleri, kök kesitlerden farklı bir taşıma katsayısına malik olacaklardır.

Kanat uçlarına uygun bir biçim verilmedikçe, kanattan maksimum verim elde edilemez. Dikdörtgen kanatlarda, veterin ve kalınlığın tedrici azalmasını temin için, yuvarlak uçlar tercih edilir.

Kanadın küçük sürüklenme karakterine ek olarak, kalkış ve iniş aletli yaklaşma sırasındaki emniyet bakımından, kanadın kabre vasıfları da iyi olmalıdır. En iyi kabre vasıfları, pilotun önceden yeterli ikaza amlık olmasını, kabrenin tedrici vuku bulmasını ve kabre durumundan sonra çok az veya hiç vril temayülü bulunmamasını gerektirir. Bu bakımlardan en iyi çözüm, kabre durumu ilk önce kanat kök kesidinde başlayan ve tedrici olarak uçlara doğru yayılan ve, bir vril başlangıcının hasıl olmaması için, kabre durumu her iki yarım kanatta aynı zamanda vuku bulan tarzdır.

Sivrilmiş bir kanat halinde, uçlardaki kabre durumunu geciktiren problemi, bu kesitlerde Reynolds sayısının değeri küçük olduğunda dikdörtgen bir kanada nazaran, daha zordur. Açıklık boyunca taşıma dağılımını iyileştirme neticesi, uçlardaki aşağıya saptırmanın azalması, bu kesitlerin, sivrilmemiş eşdeğer bir kanattan daha büyük bir hücum açısı altında çalışmasına sebep olur.

Ok açılı kanatlar halinde, kenar tabakanın açıklık boyunca uçlara doğru akışı ve ayrılmanın, normal bir kanada nazaran, uç kesitlerde hücum kenarına çok yakın başlaması sebebiyle, benzer zorluklarla karşılaşılır. Bütün bu zorluklar, uç kesitlerdeki müessir hücum açısı, kök kesitlerdekenden küçük olacak tarzda, kanada bir aerodinamik burulma vermek suretiyle önlenir.

Bazı hallerde aerodinamik merkezi, uçak ağırlık merkezine nazaran, iyi bir boylamasına kararlılık temin edecek tarzda yerleştirmek için kanada ok açısı vermek gerekir. Ok açılı kanatların esas üstünlüğü, yüksek hızlar halinde olup, bu konu bundan sonraki paragrafta incelenmiştir.

3.18. — Yüksek hızlar.

Yüksek hızlarda rastlanan problemler, aşağıda açıklanan hız rejimlerine bağlıdır:

- 1) Ses altı, $Mn < 0,75$
- 2) Ses civarı, $0,75 < Mn < 1,20$
- 3) Ses üstü, $1,20 < Mn < 5$

Fiziksel olarak, ses altı rejim, yalnız ses hızından küçük hızları ihtisar eder; ses civarı rejim, diğer iki rejimin bir katışımı gibi tasavvur edilebilir; ses üstü rejim, çok yüksek hızların bahis konusu olduğu hallerden biridir.

Gerçekte, kanat konstrüksiyonuna ve hücum açısına bağlı olarak, $Mn = 0,75$ 'den küçük Manch sayılarında, ses civarı rejim elde etmek mümkündür; bununla beraber, iyi etüt edilmiş bir kanat, ciddi sıkıştırılabilme tesirlerine uğramaksızın, $Mn = 0,85$ değerinde, yatay uçuş yapabilir. Diğer yandan, hücum açısında bir artışı gerektiren manevralar yapıldığında, daha küçük Manch sayılarında, sıkıştırılabilme tesirleriyle karşılaşılır; yahut da, çok yüksek hızlarda durma noktası bölgesinde ve kenar tabakanın yüzeye yakın kısımlarında, ses altı rejim bulunur.

Bir profilin, her hangi bir noktasında $Mn = 1$ haline tekabül eden serbest akımın Manch sayısına, "kritik Manch sayısı" adı verilir. $Mn = 1$ 'den büyük hızlarda vuruşuz akım elde etmek mümkün olduğundan, kritik Manch sayısı çok fazla geçilmedikçe, ciddi zorluklarla karşılaşılmaz.

Paragraf (3.13)'de tarif edilen kuvvet diverjans Mach sayısı, kritik Mach sayısı ile karıştırılmamalıdır.

Yüksek hızlarda hizmet görmek üzere etüt edilen bir uçak projesinde en mühim nokta, kuvvet diverjans Mach sayısının yeter derecede büyük olmasıdır. Bu husus, aşağıda açıklanan usullerden biriyle sağlanır:

1) İnce bir profil kullanmak; bu profiller, yüksek hızlarda rastlanan taşıma katsayıları aralığında, yüzeylerde bariz bir hız artışı göstermezler.

2) Kanada bir ok açısı vermek.

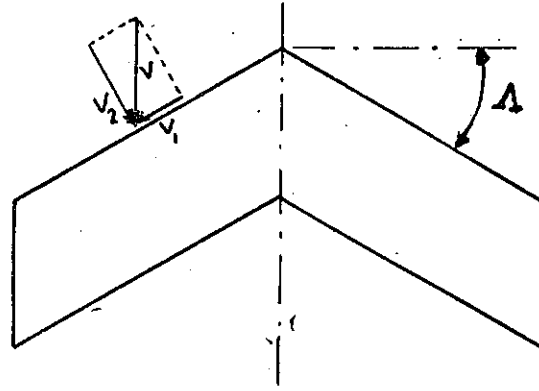
3) Açıklık oranı küçük bir kanat kullanmak.

4) Kenar tabakayı almak.

Ok açılı bir kanat, aerodinamik karakteristikler bakımından, hızın kanat hücum kenarına dikey bileşeniyle ilgilidir ve (Şekil: 36)'dan aşağıdaki bağıntı yazılır:

$$V_2 = V \cdot \cos \Lambda$$

Ok açılı bir kanadın kuvvet diverjans Mach sayısının, dikdörtgen bir kanadinkinden büyük olduğunu, deneyler göstermiş bulunmaktadır.



(Şekil: 36)

Ok açılı kanatların bir mahzuru, geriye doğru ok açısı halinde, kenar tabakanın, uçlara doğru hareketine sebep olması ve bunun neticesi, kenar tabaka uçlarda kalınlaşarak, kabre durumunun uçlarda daha önce vuku bulmasıdır.

Deneyler, dönel bir cisim etrafındaki üç boyutlu akımın, iki boyutlu akıma nazaran, daha geç sıkıştırılabilme tesirlerine uğradığını göstermiştir. Bir kanadın açıklık oranı, 2 veya 3 gibi, küçük bir değere indirildiğinde, takribi olarak üç boyutlu bir akım elde edildiğinden, bu halde kuvvet diverjans Mach sayısı büyüyecektir.

Deneyssel sonuçlara göre, kenar tabakanın alınması, kuvvet diverjans Mach sayısını, takribi olarak, 0,1 kadar arttırır.

Kuvvet diverjans Mach sayısını arttırmak için en iyi usul, aynı zamanda sürükleme katsayısının artışını minimum tutarak, kanat ok açısını büyütmektir. Profil izafi kalınlığının yüzde bir küçültülmesi, kuvvet diverjans Mach sayısında ancak 0,012 bir artış hasil eder. Açıklık oranının birim küçülüşü, kuvvet diverjans Mach sayısında 0,01 bir artışa sebep olur. Bunlara karşılık, 45 derecelik bir ok açısı, yüzde 8 ve 60 derecelik bir ok açısı, yüzde 15 bir artış verir.

PROFİL VE KANAT KARAKTERİSTİKLERİ

Problemler:

1. — NACA — 23012 profil kesitli bir kanat için, $A = 6$ ve $S = 30 \text{ m}^2$ verilmiştir. Bu kanadın, standart deniz seviyesi şartları altında, $V = 180$ Km/Saat hızda, 2250 Kg taşıma hasil etmesi için, hücum açısı ne olacaktır?
2. — Problem (1) 'deki kanadın, bulunan hücum açısı altında, sürüklenmesi nedir?
3. — Problem (1) 'deki kanat, $\sigma = 0,86$ olan bir yükseklikte, $V = 180$ Km/Saat hızda, 2250 Kg taşıma hasil ettiğinde, hücum açısının değeri nedir?
4. — Bir profilin taşıma eğrisi eğimi, sıkışabilmenin ihmâl edildiği halde, $a' = 5,75$ 1/Radyan olarak verilmiştir. $M_n = 0,7$ halinde, (a) 'nın değerini tayin ediniz?
5. — Bir profilin, $R_n = 10^6$ için, $C_{z\max} = 1,2$ ve $C_{x\min} = 0,012$ değerleri tayin edilmiştir. Aynı karakteristiklerin, $R_n = 10^7$ için, değerlerini tayin ediniz? (— $s = 0,13$ verilmiştir).
6. — İki boyutlu akım şartlarında, bir profilin $\alpha = 10^\circ$ için, $c_z = 1,0$ ve $c_x = 0,035$ verilmiştir. $A = 6$ olduğunda, $e = e_1 = 1$ kabul ederek, $C_z = 1,0$ için, (α) nin ve (C_x) in değerleri nedir?
7. — Bir profil için, $A = 6$ halinde, $e_1 = 0,9$, $a = 0,085$ 1/d° ve $\alpha = -3^\circ$ bulunmuştur. Bu profil, $b = 12,6$ m ve $c = 1,8$ m olan bir kanatta kullanılmıştır. $e_1 = 0,9$ değeri muhafaza edilerek, deniz seviyesinde $\alpha = 6^\circ$ ve $V = 180$ Km/Saat için, taşımayı tayin ediniz?
8. — Bir kanat için, $b = 10$ m, $S = 15 \text{ m}^2$ ve $e = 0,96$ değerleri verilmiştir. Bu kanadın taşıma ve sürükleme katsayıları arasındaki bağıntı:

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

denkleminle gösterilmiştir. Bu kanat, $\sigma = 0,86$ olan bir yükseklikte, $V = 144$ Km/Saat hızda, 100 Kg sürükleme ve 1000 Kg taşıma hasil ettiğine göre (C_{x_0}) nin değeri nedir?

9. — Bir profil için, deneylerle, aşağıdaki değerler ölçülmüştür:

C_z :	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2
C_x :	0,0096	0,011	0,02	0,029	0,047	0,066	0,095

Bu profile ait (C_x) ve (e) değerlerini tayin ediniz?

10. — Bir kanat, rüzgâr tüneline tecrübe ediliyor ve sıfır taşıma hücum kenarı etrafındaki moment katsayısı — 0,02 bulunuyor. Aynı kanat, $\alpha = 8^\circ$ için, $C_z = 0,7$, $C_x = 0,02$ ve $C_m = -0,02$ veriyor. Bu kanat aerodinamik merkezini tayin ediniz?

11. — Aşağıdaki vasıfları verilen bir profilin aerodinamik merkezini tayin ediniz? Sıfır taşımada; $C_{m1/4} = -0,04$ ve $\alpha = 8^\circ$ de; $C_z = 0,06$, $C_{m1/4} = -0,10$.

12. — Bir kanadın $b = 30$ m, $c_{\text{öke}} = 6$ m, $c_{\text{uq}} = 3$ m boyutları veterlerin ortasından geçen hatta nazaran ok açısı $\Lambda = 30^\circ$ verilmiştir. Bu kanat ortalama veterini ve bunun yerini tayin ediniz?

13. — Bir profilin taşıma eğrisi eğimi $a = 5,2$ 1/Radyan ve $e_1.A$ dir. Bu profil, müessir açıklık oranı $e.A = 6$ ve $S = 28$ m² olan bir kanatta kullanılmıştır. Bu kanadın, deniz seviyesinde $\alpha = 6^\circ$ hücum açısı altında, 1360 Kg taşıma hasıl etmesi için, hız ne olmalıdır? Bu kanat için $\alpha_{z0} = -1^\circ$ dir.

14. — Ağırlığı $W = 1500$ Kg olan bir uçak, 270 Km/Saat sabit bir hızla uçuş yapmaktadır. Yükseklik âletinde $h = 1500$ m ve termometre $\theta = 30^\circ \text{C}$ okunuyor. Hızı ve yüksekliği muhafaza etmek için, 150 Kg çekme kuvveti gerekmektedir. (a) Taşıma ve sürüklenme nedir? (b) Yarı günlük yüksekliği ve izafi yoğunluk nedir?

15. — Bir profil, $A = 6$ için, $\alpha = 10^\circ$ de, $C_z = 1,0$ ve $C_x = 0,065$ karakteristik değerlere maliktir. Bu profil, $A = 12$ ile, $W = 200$ Kg ve $S = 10$ m² olan bir planörde kullanılmıştır. (a) $C_z = 1,0$ için, sürüklenmenin değeri ve taşıma/sürüklenme oranı nedir? (b) Hücum açısının değeri nedir? (c) Vetere dikey ve paralel kuvvet bileşenleri nedir?

16. — Problem (15)'deki profil, $A = 8$ ile, $W = 1800$ Kg ve $S = 36$ m² olan bir uçakta kullanılmıştır. $C_z = 1,0$ için, sürüklenmeyi ve taşıma/sürüklenme oranını tayin ediniz?

17. — Bir profil için, $C_{m0} = C_{m1/4} = -0,08$ ve $C_{z\text{mak}} = 1,6$ değerleri verilmiştir. $C_{z\text{mak}}$ ve $C_{z\text{mak}}$ 'un 1/2, 1/4 ve 1/8 değerlerinde, C_p 'yi tayin ediniz?

18. — Bir profilin $A = 6$ için taşıma eğrisi eğimi $a = 0,075$ 1/d^o olup bu profil, $A_H = 3$ ve $\alpha_{z0} = -1,8^\circ$ ile $S_H = 0,5$ m² olan bir yatay kuyruk yüzeyinde kullanılmıştır. $\alpha_H = 5^\circ$ ve $V = 150$ Km/Saat için, bu yüzeyin taşıması nedir?

BÖLÜM — 4

PARAZİT SÜRÜKLEME.

4.1. — Konu.

Tasarlanan bir uçağın maksimum hız, düşey yükseliş hızı, seyir hızı ve ilh. gibi performanslarını hesaplamak için, onun toplam sürüklenmesini bilmek lâzımdır. Bu sürüklenme, uçak projesinin gelişme safhasına bağlı olarak, değişik bir takım usuller yardımıyla tahmin edilir. Bir uçağın toplam sürüklenmesinin, bir ilk tahmini, uçağı teşkil eden belli parçalara ait özel sürüklemeleri toplamak suretiyle yapılır. Bu bölümde, bir uçağın toplam sürüklenmesinin tahminiyle ilgili konular incelenmiştir.

4.2. — Sürüklenme tipleri.

Önceki bölümlerde, muhtelif tip sürüklemelerden bahsedilmiş olup, bunlar aşağıda tekrarlanmıştır:

- 1) Şekil veya basınç sürüklenmesi;
- 2) Sürtünme sürüklenmesi;
- 3) Endüklenmiş sürüklenme.

Bir kanadın sürüklenmesi, ses altı rejimlerde, basınç ve sürtünme sürüklemeleri toplamından ibaret olan profil kesit sürüklenmesi ve endüklenmiş sürüklenme toplamına eşittir.

Ses civarı ve ses üstü rejimlerde, kanat sürüklenmesini elde etmek için, yukarıdaki üç sürüklemeye "dalga sürüklenmesi" adı verilen, diğer bir tip sürüklenme daha ilâve edilmelidir.

Kanat sürüklenmesi, uçuş halindeki bir uçağın toplam sürüklenmesinin ancak bir kısmından ibarettir; uçağın toplam sürüklenmesinin diğer kısımları, gövde, kuyruk takımı, iniş takımı, motor soğutma sistemi, hava alığı, bağlantı parçaları ve uçağın birbirine yakın parçalarından geçen hava akımının aratesiri tarafından hasıl edilir.

Performans hesapları bakımından, uçağı havada tutan taşımanın elde edilmesiyle ilgisi bulunmayan ve yalnız hareketi geciktiren bilûmum

sürüklemelere, “parazit sürüklenme” adı verilir. Bu tarife göre, endüklemiş sürüklenme müstesna, kanadın profil kesit sürüklemesi de dahil olmak üzere, uçağın muhtelif parçalarının sürüklemesi, parazit sürüklenmenin içine girer.

Uçağın, kanattan başka, bütün diğer parçalarının sürüklemesi, altı hızlarda, basınç veya sürtünme tesirlerinin birinden doğar; yüksek hızlarda, bir ek basınç tesiri olarak, dalga sürüklemesi işe karışır. Sıcaklığı veya ses üstü uçuşlar için tasarlanan bir uçak bahis konusu olduğunda, bu sonuncu tip sürüklemeyi azaltmak maksadiyle özel bir itina gereklidir.

Soğutma sürüklemesi, hava soğutmalı bir motorun silindirlerinin etrafından veya su soğutmalı bir motorun soğutma radyatörlerinden, havanın zorla geçirilmesinden doğan enerji kaybından ileri gelir. Tepkili motorlar halinde, kuyruktaki fışkırtma lülesini ve yanma borusunu soğutmak için kullanılan hava, doğrudan kompresörden alınır; bu sebeple bir tepkili motorun soğutması, doğrudan sürüklemeyi arttırmaz ve soğutma tesiri motordan alınan enerjide bir azalış şeklinde kendini gösterir.

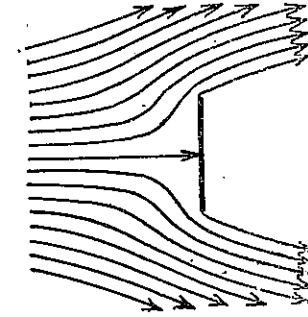
Hava alığının iyi bir konstrüksiyonu ve normal olarak kaybolan ekzos gazları enerjisinin kullanılması sayesinde, hava soğutmalı bir motoru, sürüklenme hasil etmeksizin soğutmak mümkündür. Bu husus, basit bir tarzda, motor kaportasının arka kısmında, ekzos borusunun etrafında bu borunun arka ucu ventürinin boğaz kesidine gelmek üzere, ventürü biçiminde bir kanal koymak suretiyle elde edilir. Ventürü biçimli kanalın arka ucu, atmosfere ve ön ucu motor kompartımanına açılır. Ekzos borusundaki yüksek hızlı akım, viskozluk sebebiyle, havayı beraberinde sürükler ve dışarıya atar. Ventürü biçimli kanalın boğaz kesidindeki düşük basınç, motor kompartımanından ilâve bir hava çeker. Buna benzeyen bir sistem sayesinde, motor kompartımanına hava sevk etmek için enerji sarfına lüzum kalmaz; soğutma havasını hareket ettirmek için gereken enerji, ekzos gazlarının kaybolan enerjisinden temin edilir. Eğer ventürü biçimli kanal iyi etüt edilmiş ise, bir miktar tepki çekmesi, ve ekso soğutma sürüklemesi, elde etmek de mümkündür.

Aratesir sürüklemesi, biri diğerine bağlanmış veya yakın bulunan cisim etrafındaki hava akımlarının karışmasından doğar. Bu iki hava akımı tatlıca karışmadığında, türbülans hasil olur ve bu, sürüklenmeyi arttıran bir enerji kaybı ifade eder.

4.3 — Düz levha sürüklemesi ve eşdeğer parazit alan.

Bir düz levha, hava akımına paralel durduğunda, yüzey sürtünme

tarafından hasil edilen bir sürüklenme doğar. Bir levha, hava akımına dik olarak konduğunda, yüzeylerdeki sürtünme sürüklemesi, çok az önemlidir ve sürüklenme, hemen tamamen, basınç kuvvetlerinin tesirinden doğar.



(Şekil: 37)

Akıma dik kalın bir düz levha etrafındaki akım hatları incelendiğinde, levhanın tam ortasında bir durma noktası bulunduğu ve bu noktanın etrafında akımın, levha yüzüne takriben paralel olduğu görülür. Bundan başka, levhanın arka tarafında, düşük basınçlı bir iz vardır. Bu izin içinde anaförler ve serbest girdaplar tarzında, bir hareket mevcuttur. Akım hatlarının, levha gerisinde, genişçe aralanmış olması ve tatlı bir tarzda kaynaşmamaları, akımın sabit enerjili tipten olmadığını gösterir ve bu sebeple, levhanın arka yüzeyindeki basınçları tayin etmek için, Bernoulli denklemi uygulanamaz.

Levha ön yüzeyinin tam ortasında, durma basıncı tesir eder; bütün diğer noktadaki basınç, durma basıncından küçüktür. Levhanın arka yüzeyine gelen basınç, akım hatlarının aralanmış olması sebebiyle, ortalıktaki basıncın altında bir değere maliktir. Böylece, levhanın her iki yüzeyine gelen basınç kuvvetleri, hareketi yavaşlatır ve levhanın sürüklenmesini doğurur.

Levhanın geometrisine ve deneyin yapıldığı Reynolds sayısının değerine bağlı olmak üzere, levhanın alanına nisbet edilmiş sürüklenme katsayısı için, 2'ye eşit değerler elde edilir. Bununla beraber, büyük bir levha için, Reynolds sayısının uçuşlardaki değerlerinde, $C_x = 1,28$ kabul edilir.

Levhanın alanı (A_1) olmak üzere, levhanın sürüklenmesi için:

$$X = C_x \cdot q \cdot A_1 = 1,28 \cdot q \cdot A_1 \quad (1)$$

denklemi yazılır.

Bir uçağın parazit sürüklemesi, kolaylık için ekseriya, levha alanı cinsinden ifade edilir. Önce uçağın verilen bir hızdaki parazit sürüklemesi hesaplanır; bu sürüklemeyi, yukarıdaki (1) denkleminin sağ tarafına eşit kılmak suretiyle elde edilen ifadeyi (A_1) için çözerek, uçağın parazit sürüklemesinin aynı sürüklemeye malik bir levhanın alanı bulunur.

Parazit sürüklemenin daha kullanışlı bir ifadesi, "eşdeğer parazit alan" olup, (f) ile gösterilir. Eşdeğer parazit alan, sürüklenme katsayısı C_x 'den ibaret olan sanal bir levhanın alanı olarak tarif edilir. Bu taktirde, parazit sürüklenme, basit olarak, dinamik basınç ve eşdeğer parazit alan çarpımına eşittir:

$$X = f \cdot q \quad (2)$$

Yukarıdaki (1) ve (2) denklemlerinin karşılaştırılmasından:

$$f = 1,28 \cdot A_1 \quad (3)$$

denklemini elde edilir.

Bir uçağın muhtelif parçalarının sürüklemesi, bu parçaların özel alanına nisbet edilerek, aşağıdaki denklemle tayin edilir:

$$X_n = C_{x_n} \cdot A_n \cdot q$$

Burada (C_{x_n}), bahis konusu parçanın özel sürüklenme katsayısı ve (A_n), bu katsayının nisbet edilmiş olduğu alandır. Bazı uçak parçalarına ait özel sürüklenme katsayılarının ortalama değerleri ve bunların nisbet edilmiş olduğu alanlar, aşağıdaki tabloda gösterilmiştir:

Parçanın adı	Vasıfları	C_{x_n}	A_n
Kanat	t/c; % 10 — 20	0,005 — 0,009	S
Kuyruk takımı	t/c; % 8 — 12	0,006 — 0,008	S_H veya S_v
Gövde	Akımsal biçimli	0,05	A
Gövde	Önde motor	0,09 — 0,13	=
Gövde	Nakliye tipi	0,07 — 0,10	=
Motor beşiği	Küçük uçaklar, kanat üstünde	0,25	=
Motor beşiği	Büyük uçaklar, hücum kenarında	0,05 — 0,09	=
Motor beşiği	Türbin, hücum kenarında	0,05 — 0,09	=
Flap	% 60 açıklık, 30 derece	0,02 — 0,03	S

Bu tabloda (S), kanat alanı, (S_H) veya (S_v), yatay veya düşey kuyruk yüzeyi alanı ve (A_d), dik kesit alanıdır.

Böylece, uçağın eşdeğer parazit alanı, aşağıdaki tarzda hesaplanır:

$$f = \sum C_{x_n} \cdot A_n$$

Bu suretle hesaplanan (f) alanı, aratesirler için, kendi değerinin 5'i kadar arttırılmalıdır; ayrıca, kumanda manivelâları, Pitot borusu, telsiz anteni ve ilh. gibi çıkıntı teşkil eden parçaların sürüklemesine hesaba katmak için, yüzde 5 ilâ 10 arttırılır.

Bir uçağın, kanat alanına nisbet edilmiş, toplam parazit sürüklenme katsayısı (C_{x_0}) aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$f = C_{x_0} \cdot S$$

Neticede, uçağın toplam sürüklenme katsayısı için:

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_1} = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

denklemini elde edilir. Komple uçağın, deneylerle tayin edilen C_z ve C_x katsayılarına göre, ($C_x - C_z^2$) eğrisi çizilir. Bu eğri, havacılıkta kullanılan normal hücum açıları aralığında, bir düz doğrudan ibarettir. Bu düz doğrunun, ordinat eksenine arakesit noktası, (C_{x_0}) yi verir. Bu düz doğrunun eğimi, $K = dC_x/dC_z^2$ nin değerine göre, $e = 1/\pi \cdot A \cdot K$ denkleminde (e) faktörü hesaplanır; burada (e), "uçak yeterlik faktörü" adını alır. Bu faktörün değeri, bir çok uçaklar için, 0,7 ile 0,85 arasındadır.

4.4. — Diğer cisimlerin sürüklenme katsayıları.

Bir levhanın sürüklenme katsayısı ($C_x = 1,28$) bir standart gibi kabul edilir ve diğer cisimlerin, aerodinamik yeterlikleri, buna nazaran ifade edilir. Taşıma vermiyen her hangi bir cisimin sürüklenme katsayısı, (A_d) dik kesit veya alın yüzeyi alanını göstermek üzere:

$$C_x = \frac{X}{q \cdot A_d}$$

denkleminde tarif edilir, ve muhtelif cisimlerin sürüklemeleri, aynı alın yüzeyine malik bir düz levhanın sürüklemesiyle mukayese edilir. Eğer, $C_x/1,28$ oranı, birden büyük ise, bahis konusu cisim, bir düz levhadan daha az bir aerodinamik yeterliktedir.

Aşağıdaki şekilde, muhtelif cisimlerin sürüklenme katsayıları ve $C_x/1,28$ orantısının değerleri gösterilmiştir.

Bu şekilden, incelik orantısı (uzunluk/çap) 3/1 olan akımsal bi-

çimli bir cismin, C_x için, en iyi 0,045 değerini ve $C_x/1,28$ orantısı için yüzde 3,5 verdiği görülmektedir.

	C_x	$C_x/1,28$		C_x	$C_x/1,28$
	1,28			0,42	0,33
	1,12	0,79		1,53	1,2
	1,2	0,54		0,078	0,06
	0,24	0,19		1,25	0,98
	0,51	0,39		0,3	0,23
				0,048	0,037

(Şekil: 38)

4.5. — Kürenin sürüklenme katsayısı ve türbülans faktörü.

Bir kürenin sürüklenme katsayısı, deneylerin sonuçlarına göre, Reynolds sayısının değişimine karşı çok hassastır. Alçak Rn 'lerde, kürenin C_x 'i oldukça büyüktür (takribi olarak 0,5 veya daha fazla); buna karşılık, yüksek Rn 'lerde, kürenin C_x 'i, 0,07 gibi bir değere düşer. Küre sürüklenme katsayısının bu değişimi, kenar tabaka tipinin tesirine dair iyi bir misâl teşkil eder.

Viskozluklu bir akışkan halinde, bir kenar tabakanın mevcut olduğu ve bunun karakterinin, Reynolds sayısına bağlı olduğu, bölüm—2'de açıklanmış bulunmaktadır. Laminer bir kenar tabakanın enerji seviyesi, türbülanslı bir kenar tabakaninkinden alçak olduğundan, bir ters basınç gradyanı tesiriyle laminer kenar tabakanın daha önce ayrıldığı, bölüm—2 paragraf 2.10'da bildirilmiştir.

Bir küre etrafındaki akım incelendiğinde, kürenin tam ön tarafında bir durma noktası vardır ve bu noktadaki basınç, ortalık basıncından çok büyüktür. Hava, durma noktasından itibaren, kürenin etrafından dolayarak geçtiğinde, Bernoulli denklemi gereğince, hızı artar ve basıncı azalır. Kürenin üzerinde ve durma noktasından itibaren, takribi olarak 42°'de

bulunan noktalardaki basınç, atmosfer basıncına eşittir ve durma noktasından 90°'de bulunan noktalardaki basınç, teorik olarak, en alçak bir değerdedir:

$$p_1 = p - \frac{5}{4} q$$

Bu denklemde (p_1), kürenin yüzeyindeki basıncı ve (p), ortalıktaki atmosfer basıncını göstermektedir ve (q), dinamik basınçtan ibarettir.

Mükemmel akışkan bahis konusu olduğunda, akım hatları kürenin yüzeyinden ayrılmaz; kürenin ön ve arka yüzeylerinde aynı basınç dağılışı mevcuttur ve hiç bir sürüklenme hasil olmaz.

Hakiki akışkanlar halinde, durma noktasından itibaren 90°'deki noktalar geçildiğinde, bir ters basınç gradyanı tesiriyle akım hatları, kürenin yüzeyinden ayrılırlar. Eğer kenar tabaka laminer ise, akım daha fazla ilerlemeden ayrılma vuku bulacaktır ve kürenin arkasında, düşük basınçlı büyük bir iz teşekkül edecektir. Neticede, kürenin ön ve arka yüzeyleri arasında, dengelenmemiş bir basınç kuvveti hasil olacak ve bu, yüksek bir sürüklenme doğuracaktır.

Yüksek Reynolds sayılarında, kenar tabakanın laminlerden türbülanslıya geçişi, laminer akımdaki ayrılma noktasından önce vuku bulur ve akım, arka yüzeyde daha büyük bir uzunluk için küreye yapışık kalır. Bu olay, yüksek Reynolds sayılarında, kürenin arka tarafındaki düşük basınçlı izin daha küçük olmasına sebep olur. Neticede, kürenin yüzeyleri arasındaki basınç kuvvetlerinin farkı ve dolayısıyla sürüklenme daha küçüktür.

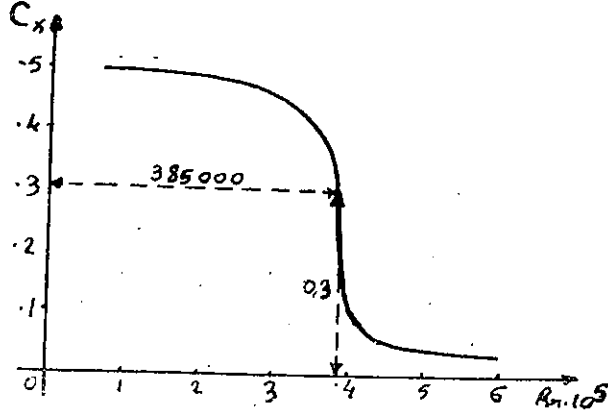
Bir küre için, Reynolds sayısı, kürenin çapı esas alınmak suretiyle tarif edilir:

$$Rn = \frac{\rho \cdot V \cdot d}{\mu}$$

Deneyler, serbest havada (bir rüzgâr tüneline değil) takribi olarak 385.000'den ibaret bir Reynolds sayısında laminler akımda ayrılma noktasının, kenar tabakanın laminlerden türbülanslı hale geçiş noktasıyla birleştiğini ve küre sürüklenme katsayısını, Reynolds sayısının fonksiyonu olarak gösteren eğrinin, bu noktada ani bir alçalışa malik olduğunu göstermiş bulunmaktadır.

Küre sürüklenme katsayısının, kenar tabakanın laminlerden türbülanslı hale geçiş aralığına ait, ortalama değeri, takribi olarak, (0,3) 'tür. Serbest havada, $C_x = 0,3$ 'e ait Reynolds sayısı, 385 000 civarındadır. Bununla beraber, eğer bir küre bir rüzgâr tüneline deneylere tâbi tu-

tulur ise, genel olarak, Reynolds sayısının daha alçak değerlerinde geçiş vuku bulacaktır. Bu olay, tüneldaki akım şartlarının, serbest havadaki aynı olmadığını ifade eder. Bu farkın, tünel duvarlarının tesirinden başka, tüneldaki akımın, serbest hava akımından alçak bir türbülans derecesine malik olmasından ileri gelir. Türbülans, küçük hava parçacıkları gruplarının hızlı titreşiminden ibaret olup, türbülanslı bir kenar



(Şekil: 39)

tabakanın teşekkülüne sebep olur ve hakiki olarak mevcut olandan daha büyük bir Reynolds sayısı tesiri verir. Bir tünelin türbülans derecesi, "türbülans faktörü" terimiyle ölçülür ve (T. F.) ile gösterilir. Türbülans faktörü, serbest havadaki 385 000'den ibaret geçiş Reynolds sayısının tüneldaki geçiş Reynolds sayısına oranı olarak tarif edilir:

$$T. F. = \frac{385\,000}{\text{Tünel geçiş } Rn}$$

Tünelin müessir Reynolds sayısı, T. F. cinsinden, aşağıdaki denklemle ifade edilir :

$$Rn_0 = (T. F.) Rn$$

Bu denklemde (Rn_0) tünelin müessir Reynolds sayısı ve (Rn) tüneldaki hakiki Reynolds sayısıdır.

4. 6. — Cisim biçiminin tesirleri.

Akımsal biçim terimi, ses altı rejimlerde alçak bir sürüklenme katsayısı veren cisimlerin biçimini karakterize etmek için kullanılır. Böyle bir cisim, hava içinde minimum bir titreşim hasıl ederek hareket eder ve bunun etrafında sabit enerjili bir akım elde edilir.

Bir akımsal cisim, yuvarlak bir hücum kenarına ve tedrici olarak incelmek suretiyle bir noktaya varan sivri bir firar kenarına maliktir.

Alçak hızlarda iyi bir aerodinamik yeterlikle çalışmak üzere meydana getirilmiş bir cisim, yuvarlak hücum kenarı tarafından hasıl edilen kuvvetli vuruş dalgaları sebebiyle, ses üstü rejimler için, iyi bir biçim sayılmaz.

4. 7. — Aratesir sürüklemesi.

Bir uçağın net sürüklemesi, onun muhtelif parçalarının sürüklemeleri toplamı gibi tasavvur edilir; bu usulün doğru olmadığı, deneylerle ispatlanmış bulunmaktadır.

Kanat ve gövde etrafındaki akımların aratesiri, genel olarak, kanadın profil sürüklemesinde ve keza gövde sürüklemesinde bir artışa sebep olur. Genel olarak, iki veya daha fazla cisimlerin etrafından geçen akımların karışması, bunların sürüklenme karakteristiklerini değiştirir. Ekseri hallerde, net sürüklenme artar.

Aratesir sürüklemesi, kaporta adı verilen, uygun tarzda etüt edilmiş arakesit yüzeyleri yardımıyla, minimum kılınır. Kaportalar, yanyana duran cisimler etrafındaki akımların tatlı bir tarzda karışmasını sağlar. Kanat ve gövde, kuyruk takımları ve gövde, ilh. gibi bilûmum arakesitler, minimum aratesir sürüklemesi verecek tarzda etüt edilmelidir.

Aratesir sürüklemesinin hesabı için, yeter hiç bir analitik metot yoktur; bu sebeble, aratesir sürüklemesinin tayini, komple modellerin rüzgâr tüneli deneyleriyle yapılmalıdır.

Minimum sürüklemeli konstrüksiyon, muhtemel bilûmum sürüklenme kaynaklarının, etraflıca etüt edilmesini gerektirir. Meselâ; dışarıya çıkmış perçin başları, iyice alıştırılmamış soğutma kapakları, açık bırakılmış tekerlek yuvaları ve itina edilmemiş pencereler ve rüzgâr siperlikleri, uçağın toplam sürüklemesine tesir ederler. Bunlardan her birinin sürüklemesindeki payı küçüktür; fakat birlikte bulunduklarında, uçağın maksimum hızında büyük bir azalmaya sebep olurlar.

4. 8. — Pistonlu motor soğutma sürüklemesi.

Motor soğutmasından doğan sürüklenme artışı, soğutma sisteminden geçen havanın hareket miktarındaki değişimin sebep olduğu tepkiye eşit kabul edilir :

$$X_s = m (V - V_1)$$

Bu denklemde (X_s), soğutma sürüklemesi, (m), soğutma sisteminden

bir saniyede geçen havanın kütlesi, (V), serbest akım hızı ve (V_i), soğutma sisteminin arkasındaki izin hızıdır.

Serbest akım dinamik basıncı (q) ve soğutma sistemindeki basınç azalışı (Δp) olmak üzere, :

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}}$$

$$V_i = \sqrt{\frac{2}{\rho} (q - \Delta p)}$$

olup, buradan :

$$\frac{V_i}{V} = \sqrt{1 - \frac{\Delta p}{q}}$$

ve nihayet :

$$X_s = m \cdot V \cdot \left(1 - \sqrt{1 - \frac{\Delta p}{q}}\right)$$

denklemini elde edilir.

Motor beşiği sürüklemesindeki artışı, (Δp/q)'nin bir fonksiyonu olarak tayin etmek için, (A_d) motor beşiğinin dik kesit alanı ve (A_i) motorun eşdeğer delik alanı olmak üzere, debi için aşağıdaki ifade yazılır:

$$m = \rho \cdot A_i \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}}$$

Neticede; motor beşiği dik kesit alanına nisbet edilmiş soğutma sürüklemesi katsayısı için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$C_{s_s} = \frac{X_s}{q \cdot A_d} = 2 \frac{A_i}{A_d} \sqrt{\frac{\Delta p}{q}} \cdot \left(1 - \sqrt{1 - \frac{\Delta p}{q}}\right)$$

Bu denklem, bilinen (A_i/A_d) oranının değerine göre, (C_{s_s})'i (Δp/q)'nin fonksiyonu olarak verir. (A_i/A_d) ortalama 0,1 civarında bir değere maliktir. Soğutma kapakları kapalı olduğunda, (Δp = 0), C_{s_s} = 0 dır. Soğutma kapakları tam açık olduğunda, (Δp/q = 1) olup, C_{s_s} = 0,20 değerini alır ve bu halde, motor beşiği sürüklemesi, takribi olarak, dört defa artmıştır.

4.9. — Dalga sürüklemesi.

Dalga sürüklemesi, vuruş dalgalarının teşekkülüyle ilgili olup, bu konuyu incelemeğe vuruş dalgalarının vasıflarını ve bunların nasıl olduğu yüksek hızlı akımları tanımakla başlamak gereklidir.

Vuruş dalgaları, bölüm -2, paragraf 2.11'de açıklanmış olduğu gibi, bir basınç kesiklik yüzeyinden ibarettirler; yüksek basınçlı koyu bir böl-

le alçak basınçlı ve yoğunluklu bir bölgenin yanyana bulunmasının neticesi olarak hasıl olurlar.

Bir vuruş dalgası, bundan geçen havanın sıkıştırılmasını ifade eder; böylece, dalganın ön tarafındaki basınç ve yoğunluk, daima, dalga arkasındakinden küçüktür. Dalga geçilirken, mevcut kinetik enerji bir kısmı, ısıya çevrilir ve sonra ortalıkta kaybolur.

Vuruş dalgaları, şiddet ve yönlerine göre sınıflandırılır. Sivri bir cismin ucundaki çok zayıf dalga, "Mach dalgası" ve küt bir cismin önündeki kuvvetli dalga sadece, "vuruş dalgası" olarak adlandırılır. Bir yüzeye dikey olarak teşekkül eden bir vuruş dalgasına, "dik dalga" ve yüzey ile bir açı teşkil eden dalgaya, "eğik dalga" adı verilir. Eğik dalgalar, yalnız ses altı akımlarda ve dik dalgalar, ses üstü akımlarda bulundurlar.

Vuruş dalgalarından başka, ses üstü akımda, "genişleme dalgaları" da teşekkül eder. Bir genişleme dalgası, hızda bir artış ve basınçta bir azalma ile karakterize edilir ve hiç bir enerji kaybına sebep olmaz. Genişleme dalgaları, yalnız ses üstü akımda hasıl olur ve daima yüzeye eğiktirler. Vuruş dalgaları veya genişleme dalgaları, ses üstü akımda havanın bir cisimi geçmek için akarken yönünü değiştirmeye zorlandığı bilimum hallerde vuku bulurlar. Bundan başka, hava daima cisim yüzeyine paralel akmağa çalışır; böylece, eğer hava eğri bir yüzey üstünden geçiyor ise, devamlı yön değişimi sebebiyle, sonsuz sayıda zayıf dalgalar teşekkül edecektir.

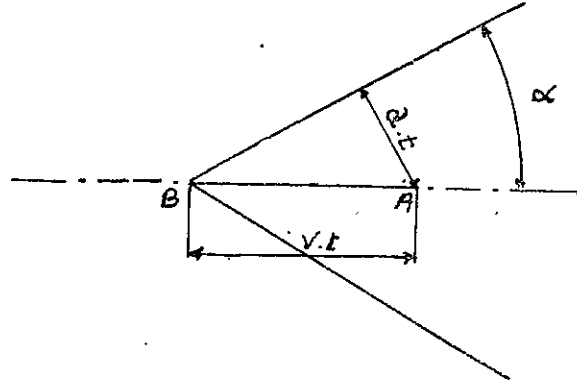
Ses altı akımda, hızdaki bir artış, akım borusunun kesidinde bir dalgalanma ile birlikte; ses üstü akımda ise, hız arttığında akım hatları aranır.

Bir vuruş dalgasından geçen akım, daima antropide bir artış hasıl eder; yani akımdaki mevcut enerjiden bir miktar kaybolur. Uçak bahis konusu olduğunda, antropinin artışı, vuruş veya dalga sürüklemesinin sebebidir; bu itibarla, uçağın uçuşunu devam ettirmek için, vuruş dalgalarının sebep olduğu enerji kaybını karşılamak gereklidir.

Ses civarı sürüklemeye, vuruş dalgalarının teşekkülünden doğan sürüklemeye artışı, yalnız antropi artışının hasıl ettiğinden çok büyüktür. Bu olay, vuruş dalgası ve kenar tabaka arasındaki aratesirin bir neticesidir.

Ses civarı akım şartlarında, profil üzerindeki akımın hızı, hücum kenarından itibaren biraz uzaklaşmadıkça, ses hızına varmaz. Bu sebeple, ses civarı akımda, eğik dalgalara rastlanmaz.

Bir vuruş dalgasının hareket doğrultusuyla teşkil ettiği açı, dalganın yayılma hızı ve cisimin ilerleme hızı ile tayin edilir. Bir Mach dalgası halinde, dalga takribi olarak ses hızıyla yayılır ve dalga açısını ölçme suretiyle cisimin hızı tayin edilir. Kuvvetli bir vuruş dalgası halinde, yayılma hızı ses hızından büyüktür ve dalga, daha ziyade yüzeye dikeydir.



(Şekil: 40)

A noktasından B noktasına (V) hızıyla ilerleyen bir parçacık, yayılma hızı ses hızından ibaret olan bir basınç titreşimi hasil eder. Eğer $V < a$ ise, titreşimin önü, daima parçacığın ilerisinde bulunacaktır. Eğer $V > a$ ise, parçacık titreşimden daha ilerde olup, parçacığın yaydığı basınç titreşimi, yarı tepe açısı (α) olan bir dalga teşkil edecektir:

$$\alpha = \arcsin \frac{a \cdot t}{V \cdot t} = \arcsin \frac{a}{V}$$

Mach dalgasında olduğu gibi, dalgaya sebep olan titreşim zayıf ise, $a = V_{kr}$ olup:

$$\alpha = \arcsin \frac{V_{kr}}{V} = \arcsin \frac{1}{Mn}$$

bulunur ve (γ) açısına, "Mach açısı" adı verilir.

4.10. — Sürükleme ve sınır pike hızı.

Bir uçağın sınır pike hızı, onun düşey (veya sıfır taşımada) bir dalış uçuşunda ulaştığı maksimum hız olarak tarif edilir. Pervaneli veya tepkili bir uçak halinde, sınır pike hızı, güçsüz olarak hesaplanır. Modern uçakların sınır pike hızı çok yüksek olup, pervane bayrak konumuna getirilmedikçe sürükleme hasil olur; eğer hız yeter yükseklikte ise, tepkili

motorun yanma hücrelerinden geçen hızlı akım yakıcıları söndürecek ve bunun neticesi olarak tepkili motor enerji vermiyecek ve sürüklemeye bir artış hasil edecektir. Bir roket uçağın güçlü sınır pike hızı, roketin çekmesi hızdan müteessir olmadığından, güçsüz haldekinden çok daha büyüktür.

Sıfır taşımada güçsüz bir dalış tasavvur edildiğinde, sürükleme ağırlığa eşittir:

$$X = W = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

Bu denklemi hız için çözerek :

$$V = \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{C_x}}$$

denklemi elde edilir. Buradan, sınır Mach sayısı:

$$Mn_T = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{W}{a^2 \cdot S} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{C_x}}$$

olup, $a = \sqrt{\frac{\gamma \cdot p}{\rho}}$ bağıntısı hesaba katılarak:

$$Mn_T = \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{2}{\gamma} \cdot \frac{1}{C_x} \cdot \frac{1}{p}}$$

veya:

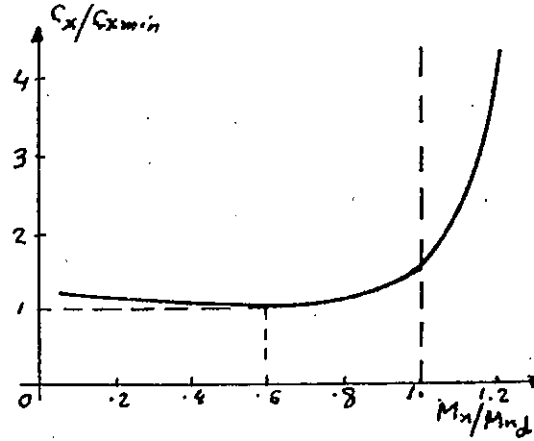
$$Mn_T = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\gamma \cdot p \cdot S \cdot C_{xMin}} \cdot \frac{C_{xMin}}{C_x}}$$

denklemi bulunur. Bu denklemde (C_{xMin}) sıfır taşımada en uygun Mach sayısındaki en alçak sürükleme katsayısıdır.

Deneysel araştırmaların sonucu olarak, ses altı ve ses civarı rejimlerde C_x/C_{xMin} ve Mn_T/Mn_d arasında bir genel bağıntı tayin edilmiş olup, burada (Mn_d) kanat kök kesidine ait kuvvet diverjans Mach sayısıdır. Bu bağıntı, (Şekil: 41) 'de gösterilmiştir. Şekilden görüldüğü gibi, minimum sürükleme, $Mn/Mn_d = 0,6$ 'da hasil olur. Bu sonuç, minimum sürükleme katsayısının Rn ile azalışının, Mach sayısı ile artışını, $Mn/Mn_d = 0,6$ değerine ulaşıncaya kadar karşıladığını ifade eder.

Yukarıdaki sonuncu denklemde, $\left(\frac{2 \cdot W}{\gamma \cdot p \cdot S \cdot C_{xMin}}\right)$ terimi, verilen bir uçak ve yükseklik için sabittir. (C_x/C_{xMin}) malûm olunca, (Mn_T) doğrudan bu denklem yardımıyla hesaplanır. (C_x/C_{xMin}), (Mn_T) nın bir fonksiyonu olduğundan, bu denklem, aproksimasyon usulüyle çözülür.

Misâl: Aşağıdaki karakteristikleri haiz bir uçak tasavvur edilmiştir. $W/S = 220 \text{ Kg/m}^2$, $C_{x\text{Min}} = 0,021$, $M_{nd} = 0,69$. Bu uçağın, standart hava



(Şekil: 41).

basıncın ($p = 5500 \text{ Kg/m}^2$) olduğu 5000 metre yükseklikteki sınır pik hızının tayini istenmektedir.

Yukardaki denklemden :

$$\frac{C_x}{C_{x\text{Min}}} = \frac{2 \cdot W}{\gamma \cdot p \cdot S \cdot C_{x\text{Min}}} \cdot \frac{1}{Mn_T^2}$$

olup, $\gamma = 1,4$ alarak:

$$C_x/C_{x\text{Min}} = \frac{2,721}{Mn_T^2}$$

elde edilir.

Evvelâ, $Mn_T = 1$ kabul ederek, birinci takribiyetle:

$$C_x/C_{x\text{Min}} = 2,721 \quad \text{bulunur.}$$

($C_x/C_{x\text{Min}}$) nin bu değeri için, (Şekil: 41) den $Mn/M_{nd} = 1,15$ okunur. böylece, sınır Mach sayısının birinci takribiyet değeri için:

$$(Mn_T)_1 = 1,15 \cdot 0,69 = 0,793 \quad \text{bulunur.}$$

Sınır Mach sayısının bu değerine göre:

$$(C_x/C_{x\text{Min}})_2 = 2,721 / (0,793)^2 = 4,32$$

olup, (Şekil: 41) den, bu değer için $Mn/M_{nd} = 1,2$ okunur. Sınır Mach sayısının ikinci takribiyet değeri:

$$(Mn_T)_2 = 1,2 \cdot 0,69 = 0,827 \quad \text{olur.}$$

İşlemi üçüncü bir defa daha tekrar ederek, neticede:

$$Mn_T = 0,825$$

bulunur; böylece, 5000 metrede $a = 321,3 \text{ m/sn}$ olduğundan, $V_T = a \cdot Mn_T = 321,3 \cdot 0,825 = 265 \text{ m/sn} = 954 \text{ Km/Saat}$ bulunur.

4.11. — Sürüklenme ve güç.

Güç, bir saniyede yapılan işten ibaret olduğuna göre:

$$\text{Güç} = \text{Kuvvet} \cdot \text{hız}$$

denklemini yazılır. Bu denklem, bir uçağa uygulandığında, ivmesiz ve yatay uçuş halinde, çekme kuvveti sürüklemeye eşit olduğundan, hız, uçağın havaya nazaran hakiki hızını göstermek üzere, aşağıdaki denklem bulunur:

$$P = X \cdot V = T \cdot V$$

Burada (X) ve (T) kilo ve hız (m/sn) olarak ifade edildiğinde, gücü (Beygir) olarak ifade etmek için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$P = \frac{X \cdot V}{75}$$

Burada, sürüklenme yerine açık ifadesini koymak suretiyle:

$$P = \frac{\rho \cdot V^3 \cdot C_x \cdot S}{150}$$

denklemini bulunur. Bu denklem, sürüklenme katsayısının sabit bir değeri için, gerekli gücün, hızın kübiyle orantılı olarak arttığını ifade eder. İvmesiz yatay uçuşta (çekme kuvvetinin verdiği cüzî taşıma ihmâl edilecek), bir uçağın taşıması ağırlığına eşittir:

$$Z = W = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

Buradan:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot C_z \cdot S}}$$

bulunur. Hızın bu değerini, yukardaki güç denkleminde yerine koyarak:

$$P = \frac{W}{75} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{C_x}{C_z^{3/2}}$$

denklemini elde edilir. Gerekli gücün minimum olması için, $C_z^{3/2}/C_x$ oranını en büyük değerini haiz olmalıdır.

Bir uçak için:

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

bağıntısının doğru olduğu kabul edilerek, güç için aşağıdaki denklem yazılır:

$$P = \frac{\rho \cdot V^3 \cdot C_x \cdot S}{150} = \frac{\rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{x_0}}{150} + \frac{\rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_z^2}{150 \cdot \pi \cdot e \cdot A}$$

İvmesiz yatay uçuş halinde:

$$C_z = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$$

olduğundan:

$$P = \frac{\rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{x_0}}{150} + \frac{4 \cdot W^2}{150 \cdot \pi \cdot e \cdot A} \cdot \frac{1}{\rho \cdot V \cdot S}$$

veya, bu denklemin her iki tarafını (V) ile çarparak:

$$P \cdot V = \frac{\rho \cdot S \cdot C_{x_0}}{150} \cdot V^4 + \frac{4 \cdot W^2}{150 \cdot \pi \cdot e \cdot A \cdot \rho \cdot S}$$

denklemini elde edilir. Burada; $P \cdot V = y$, $V^4 = x$, $\rho \cdot S \cdot C_{x_0}/150 = E$ ve $\frac{4 \cdot W^2}{150 \cdot \pi \cdot e \cdot A \cdot \rho \cdot S} = B$ koyarak aşağıdaki denklem bulunur:

$$Y = E \cdot x + B$$

Bu denklem, (P.V), (V^4)'ün fonksiyonu olarak grafikte gösterildiğinde, bir düz doğru elde edileceğini ve bunun eğiminin (C_{x_0}) ile doğru orantılı olduğunu ifade eder. Bu sonuç, uçuş veya rüzgâr tüneli deneyi malumatına göre, (C_{x_0}) ve (e)'yi tayin etmek için bir usul verir. Bu usul kullanılırken, bazı hususlara dikkat etmek gereklidir.

1) $C_x = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$ denklemi, uçağın sürüklemesini tam olarak ifade etmez.

2) R_n ve M_n tesirleri, uçuş hızları aralığında, sürüklenme katsayısının değerlerini değiştirirler.

3) Eğer çekme doğrultusu yukarıya doğru eğilmiş ise (alçak hızla yatay uçuş hallerinde olduğu gibi) $C_z = 2W/\rho V^2 S$ bağıntısı tam doğru değildir.

4) Pervaneli bir uçağın pervane rüzgârının tesiri, eğer bu rüzgâr uçağın üstünden geçiyor ise, alçak hızlarda taşıma ve sürüklenme değerlerini değiştirir.

Misâl: Bir uçağın verilen şartlar altında toplam sürüklenme katsayısı $C_x = 0,20$ dir. Kanat alanı 16 m^2 olduğuna göre, 200 Beygir çekme gücü veren bir pervaneli güç sistemiyle deniz seviyesinde ne kadar hız yapar?

Yukardaki güç denkleminde:

$$V^3 = \frac{150 \cdot P}{\rho \cdot S \cdot C_x} = \frac{150 \cdot 200}{0,125 \cdot 0,20 \cdot 16} = 75000$$

veya, $V = 42,17 \text{ m/sn}$ bulunur.

Misâl: Aşağıda karakteristikleri verilen uçağın $\sigma = 0,742$ yükseklikte, 720 Km/Saat hızla ivmesiz yatay uçuşu için ne kadar güce ihtiyaç vardır? $W = 4500 \text{ Kg.}$, $S = 25 \text{ m}^2$, $C_x = 0,01 + 0,05 C_z^2$

Evvelâ; $C_x = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$ denkleminde bu uçuşa ait C_z hesaplanır.

$$C_z = \frac{2 \cdot 4500}{0,125 \cdot 0,742 \cdot 40000 \cdot 25} = 0,097$$

C_x nin bu değerine tekabül eden sürüklenme katsayısı:

$$C_x = 0,01 + 0,05 (0,097)^2 = 0,01047$$

olup; güç denkleminde istifade edilerek:

$$P = \frac{\rho \cdot V^3 \cdot C_x \cdot S}{150} = \frac{0,125 \cdot 0,742 \cdot 8 \cdot 10^6 \cdot 0,01047 \cdot 25}{150} = 1294,8 \text{ Beygir}$$

bulunur.

PARAZİT SÜRÜKLEME

Problemler.

1. — Alın yüzeyi $A_d = 0,1 \text{ m}^2$ olan ve 3/1 incelik oranlı akımsal çimli bir cismin $V = 150 \text{ Km/Saat}$ hızdaki sürüklemesi nedir? Bu cisim için, $C_x = 0,04$ kabul edilir.

2. — Bir levha gibi kabul edilen $0,25 \text{ m}^2$ alana malik bir rüzgâr perliğinin, $V = 540 \text{ Km/Saat}$ hızdaki sürüklemesinin tayini? Bu sürüklenme ne kadar bir güç ifade eder?

3. — Dik kesit alanı $A_d = 1 \text{ m}^2$ ve $C_x = 0,012$ olan bir mermi $V = 360 \text{ Km/Saat}$ hızla çekmek için, gerekli kuvvet nedir? Bu kuvvet ne kadar bir güç ifade eder?

4. — Bir uçağın ağırlığı $W = 10.000 \text{ Kg}$ ve kanat alanı $S = 40 \text{ m}^2$ olup, taşıma — sürüklenme bağıntısı;

$$C_x = 0,01 + 0,05 \cdot C_z^2$$

denklemleriyle verilmiştir. Bu uçağın, deniz seviyesinde, $V = 720 \text{ Km/Saat}$ hızla uçuş yapması için, gerekli gücün tayini? (Not: İvmesiz yatay uçuşta ağırlık = taşıma kabul edilir.)

5. — Bir uçağın, deniz seviyesinde, $V = 550 \text{ Km/Saat}$ sabit hızla yatay uçuşu için, 540 Kg bir çekme kuvvetine ihtiyaç vardır. Bu uçağın en düşük sürüklenmiş sürüklenmesi, aynı şartlar altında, 90 Kg olduğuna göre, eşdeğer parazit alanı nedir? (Not: İvmesiz yatay uçuşta, çekme = sürüklenme kabul edilir.)

B Ö L Ü M — 5

FAZLA TAŞIMA TERTİBATI.

5.1. — Genel düşünceler.

Profil aerodinamik karakteristiklerinden taşıma katsayısının maksimum değeri, bariz ve önemli bir tarzda sınırlıdır. Bu karakteristik, uçağın kabre hızıyla yakından ilgilidir; çünkü, ivmesiz yatay uçuşta kuvvetlerin dengesine ait:

$$\text{Taşıma} = Z = \text{Ağırlık} = W$$

bağıntısından, taşıma yerine açık ifadesini koyduktan sonra, hız için:

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{C_z}}$$

bulunur. Bu denklemden görüldüğü gibi, minimum hız veya kabre hızı ($V_{\min}$) taşıma katsayısının maksimum değerinde elde edilir. Verilen bir ağırlık ve yükseklik için, ($V_{\min}$), $1/\sqrt{S \cdot C_{z_{\max}}}$ ile doğru orantılıdır. Kabre hızını makul miktarda küçük tutmak için, $S \cdot C_{z_{\max}}$, kabil olduğu kadar büyük olmalıdır.

Eğer kanat alanı (S) büyütülür ise, sürüklenme artacaktır ve bunun neticesi uçağın maksimum hızı küçülecektir. Bu itibarla kanat alanını büyütme, kabre hızını küçültmek için, tam iyi bir çözüm değildir. Değişken kanat alanları, deneme mahiyetinde inşa edilmiştir; fakat, pek azı müstesna, iyi bir sonuç alınamamıştır. Kabre hızını küçültmek için, kanat alanını arttırmakta karşılaşılan zorluklar, bu maksatla $C_{z_{\max}}$ 'u büyütmenin önemini arttırmıştır.

Maksimum taşıma katsayısı, deneysel sonuçlara göre, profil eğriliği ile çok çabuk artar. Yüzde 8 eğrilik, sıfır eğrilige ait $C_{z_{\max}}$ 'un değerini, yüzde 105 arttırır. $C_{z_{\max}}$ 'un hakikaten büyük (meselâ $C_{z_{\max}} = 2$ gibi) değerlerini elde etmek için, gerekli eğrilige malik profiller kullanmak lâzımdır. Bu takdirde, elde edilen C_{m_0} ve $C_{x_{\min}}$ değerleri, küçük C_z 'lerdeki yüksek hızlar için uygun değildir. Değişken eğrilikli kanatlar inşa ve tecrübe edilmiştir. Bunlar, genel olarak elâstik bir yapı gerektirir; bu suretle kanadın alçak hızlı uçuşlarda, büyük bir eğrilige ve yüksek hızlı

uçuşlarda, küçük bir eğrilige malik olması temin edilir. Bununla beraber modern yüksek hızlı uçaklarda, yapı elâstikliğinin sebep olduğu çeşitli titreşimler, bu tip kanatları kullanışsız hale getirmiş bulunmaktadır.

Profil taşıma katsayısının; bir maksimumdan sonra azalmağa başlamasına, büyükçe hücum açılarında, profil üst yüzeyinden kenar tabakanın ayrılması sebep olur. Bu itibarla, kenar tabakanın ayrılmasını geciktirmek suretiyle, maksimum taşıma katsayısının değerini arttırmak mümkündür. Bir profilin üst yüzeyinde açılan bazı noktalardan, emme suretiyle kenar tabakanın alınması, ayrılmayı geciktirir ve maksimum taşıma katsayısını arttırır. Kenar tabakayı almak için sarfedilen enerji çok fazla olmamak şartıyla, bu usul, yüksek hızlı uçaklar için tavsiye edilir. Fakat, kuvvet diverjans Mach sayısı da arttığından, sürüklemenin izafi olarak azalışı, kalkış ve yüksek hızlı uçuşlar için iyi bir sonuçtır fakat iniş için istenmeyen bir şarttır. Kenar tabakanın ayrılmasını geciktirmek için alınan tedbirlere, "kenar tabaka kontrolü" adı verilir.

Hülâsa olarak; maksimum taşıma katsayısını arttırmak için, şu üç çare mevcuttur:

- 1) Kanat alanını değiştirmek.
- 2) Profil eğrilğini arttırmak.
- 3) Kenar tabakayı kontrol etmek.

Bu maksatla tatbikatta, flaplar ve yarıklar kullanılmaktadır. Flaplar, tipine göre, yukardaki çarelerden yalnız (2) sayılıyı veya (1) ve (2) sayılıları ihtiva eder. Yarıklar, yalnız ve sabit olarak bulunduğunda, (3) sayılı çareyi ve hareketli yarıklar veya yarıklı flaplar halinde, her üç çareyi ihtiva eder.

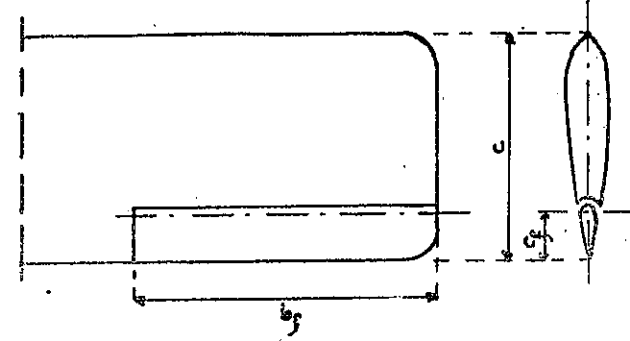
5.2. — Flaplar ve tesirleri.

Bir flap, bir profilin firar kenarında bulunan menteşeli bir kısımdan ibarettir. En basit flap tipi, (Şekil: 42) de gösterilmiş olup, buna "basit veya adi flap" adı verilir.

Adi flap, uçaklarda kanatçıklar, yükseklik dümenleri, istikamet dümenleri veya fletnerler tarzında, kumanda yüzeyleri adı altında da kullanılır.

Bir adi flap, tarafsız durumda, esas profilin kesidini bozmadığından, profilin aerodinamik karakteristiklerini değiştirmez. Flap, tarafsız durumundan itibaren oynatıldığında, yani profil veter doğrultusuna nazaran bir açı aldığı anda, esas profil sabit bir hücum açısı muhafaza etmekte iken, taşımada bir değişme ve sürüklemeye bir artış hasıl eder.

Flabın aşağıya doğru oynatılması, profilin eğrilğini arttırır. Aşağıya flap, profilin alt yüzeyini yalayan hava akımının önünde bir engel yaparak, buradaki hava hızını küçültür ve basıncı fazlaştırır. Firar yandan, aşağıya indirilmiş olan flabın arkasında, düşük basınçlı bölge hasıl olur ve profilin üst yüzeyindeki hava, bu düşük basınçlı böl-



(Şekil: 42)

geyi doldurmak için hızlanır; bu suretle profil üst yüzeyinin ön ve arka kısımları arasındaki basınç farkı, bu yüzeyde hızın artmasına ve dolayısıyla basıncın azalmasına sebep olur. Neticede; esas profil sabit bir hücum açısı altında iken, flabın aşağıya doğru oynatılması, profilin alt tarafında basıncı arttırmak ve üst tarafında basıncı azaltmak suretiyle, normal profilinkinden daha büyük bir taşıma hasıl eder.

Flabın aşağıya doğru oynatılması halinde, profil üst yüzeyindeki hızın artışı, büyük hücum açılarında, profil üst yüzeyinden kenar tabakanın ayrılmasını da geciktirir.

Bir firar kenarı flabının oynatılması, esas olarak, profilin eğrilğini değiştirir ve neticede, $C_{z_{mak}}$ gibi, $C_{z_{min}}$ de artar; sıfır taşıma hücum açısı, küçülür; kabre hücum açısı, ancak pek az değişir ve (C_{mo}), eksi yönde büyükçe bir artış gösterir. Bütün bu tesirler, eğrilik artışı tesirlerinin ayıdır. Sürüklenme katsayısındaki artış, aynı bir $C_{z_{mak}}$ artışı elde etmeğe gerekli bir eğrilik artışına tekabül edenden, daha büyüktür.

Flaplarla elde edilen bu büyük C_x artışı, performanslara ait bölümde görüleceği gibi, uçağın süzülüş açısını değiştirir ve iniş sırasında bir uçağın hızının daha çabuk azalmasına sebep olur, ve nihayet, çok az yüzey pürüzlerine malik uçakların, inişteki yüzme temayülünü büyük ölçüde azaltır. Bu tesirler, bazı maksatlar için, $C_{z_{mak}}$ 'un artışı kadar faydalıdır.

5.3. — Flap tesirlerinin analitik etüdü.

Flapların profil karakteristikleri üzerindeki tesirleri, kolayca takdim edileceği gibi, flabın oynama miktarına bağlıdır ve bu, "flap açısı" ile karakterize edilir. Flap açısı, flap veteri doğrultusunun, esas profil veteri doğrultusuyla teşkil ettiği açıdır ve bu açı, taşımada artış has ettiği yönde artı sayılır; yani flabın aşağıya doğru oynatılması halinde flap açıları artıdır.

Flaplı profiller üzerinde yapılan deneyler, havacılıkta en çok kullanılan hücum açıları aralığında, aşağıdaki sonuçları vermiştir:

- 1) Taşıma katsayısını hücum açısının fonksiyonu olarak gösteren eğrinin eğimi, $dC_z/d\alpha$, flabın oynatılmasıyla değişmez; yani taşıma eğrisi flap oynatıldığında, esas profilinkine paralel kalmak üzere yer değiştirir.
- 2) Taşıma katsayısının artışı, flap açılarının sınırlı bir aralığında flap açısıyla doğru orantılıdır.

Esas profilin taşıma katsayısı, bölüm-3, paragraf 3.9'da görülmüş olduğu gibi, mutlak hücum açılarını kullanmak suretiyle, aşağıdaki denklem yardımıyla ifade edilir:

$$(C_z)_1 = a_1 \cdot \alpha_a$$

Bu denklemde (1) endisi, esas profile ait taşıma katsayısını ve taşıma eğrisi eğimini belirtmek için konmuştur.

Yukarıda açıklanan deneysel sonuçlara göre, (a_1) eğimi, flap açısından bağımsızdır ve flabın oynatılmasından doğan taşıma değişimi (ΔC_z) , flap açısıyla doğru orantılıdır; (a_2) sabit bir orantı çarpanı olmak üzere, aşağıdaki denklem yazılır:

$$\Delta C_z = a_2 \cdot \delta$$

Bu denklemde (δ) flap açısını göstermektedir. Bu suretle flaplı bir profilin taşıma katsayısı için:

$$(C_z)_2 = a_1 \cdot \alpha_a + a_2 \cdot \delta \quad (1)$$

denklemini bulunur.

Uçak kuyruk yüzeyleri bahis konusu olduğunda, bunlarda hemen ekseriya simetrik profiller kullanıldığından, mutlak hücum açısı, geometrik hücum açısının aynı olup, (α_a) yerine (α) yazılır.

Yukardaki (1) denklemi, $a_2/a_1 = k$ koymak suretiyle, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$C_z = a_1 (\alpha + k \cdot \delta) \quad (2)$$

Burada (k) , profil açıklık oranından bağımsız olup, yalnız flap veterinin profil veterine oranının $(c_f/c=E)$, flap hücum kenarı ile esas profil arasındaki aralığın ve flap hücum kenarı biçiminin fonksiyonudur.

$$\frac{a_2}{a_1} = \frac{dC_z/d\delta}{dC_z/d\alpha} = \frac{d\alpha}{d\delta}$$

Yukardaki bağıntı dikkate alınarak, taşıma katsayısında aynı bir değişim elde etmek için, sabit flap açısıyla gerekli hücum açısının, sabit hücum açısıyla gerekli flap açısına oranının, (a_2/a_1) oranına eşit olduğu sonucu bulunur.

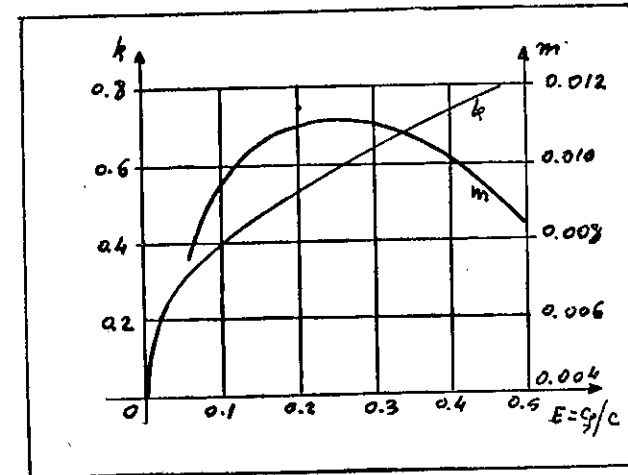
Flabın oynatılmasının, profil sürüklemesinde hasıl ettiği tesiri, analitik bir tarzda ifade etmek imkânsızdır. Bu hususta kesin bilgiye ihtiyaç bulunduğu, deneylere lüzum vardır. Bu konuya dair bazı deney sonuçları, kitabın sonundaki ilâvelerde verilmiştir.

Bir flap, bağlı bulunduğu profilin taşıma ve sürüklemesinde bir artışla birlikte, profilin aerodinamik moment karakteristiğini de değiştirir. Adi flaplar halinde bu moment değişimi, aşağıdaki denklem yardımıyla ifade edilir:

$$\Delta C_{m0/4} = -m \cdot \delta \quad (3)$$

Burada (m) parametresi, $(c_f/c=E)$, flap veteri oranının bir fonksiyonudur.

Yukardaki (2) ve (3) denklemlerinde yer alan (k) ve (m) parametreleri, taşıma hattı teorisine dayanılarak, Glauert tarafından teorik olarak etüt edilmiş olup, bu etüdün sonuçları, (Şekil: 43)'de gösterilmiş-



(Şekil: 43)

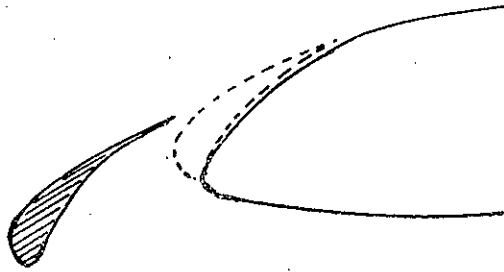
tir. Flaplar üzerinde yapılan deneylerin sonuçlarına göre, bu teorik değerler, daima büyük taraftadır ve tatbikatta yüzde 20 kadar indirilerek kullanılmalıdır.

Yukarda açıklanan hususlardan başka, flaba gelen aerodinamik tepkinin, flap veteri doğrultusuna dikey bileşeni ve flap menteşe eksenindeki momentini de önemli olup, bunlar, ilgileri dolayısıyla, kumanda yüzeylerine ait bölümde incelenmiştir.

5.4. — Yarıklar ve tesirleri.

Başka bir tip fazla taşıma tertibatı, kanat hücum kenarındaki yarıklardan ibarettir. Yarıklar, Almanya'da Lachmann ve İngiltere'de Handley-Page tarafından etüt edilmiş ve tatbikat sahasına konmuştur.

Bir yarı, (Şekil: 44) 'de gösterilmiştir. Öndeki taramış parçaya, "ön kanatçık" adı verilir. Kapalı durumda ön kanatçık, profilin hücum kenarını teşkil eder ve profile takribi olarak esas kesidini verir; açık durumda, hücum kenarında bir yarı, hasıl eder. Profil üst tarafındaki dü-



(Şekil: 44)

şük basınç sebebiyle bu yarıktan, yüksek hızlı bir hava akımı geçer. Bu yüksek hızlı akım, profilin üst yüzeyindeki hızı arttırmak suretiyle, basıncı azaltır ve kenar tabakanın ayrılmasını geciktirir; neticede, maksimum taşımayı artırır.

Yarığın tesirinin yeter olması için, bütün kanat açıklığına devam etmesi gereklidir.

Yarıklar, profil üst yüzeyinden kenar tabakanın ayrılmasını geciktirmek suretiyle maksimum taşımayı arttırdıklarından, kabre hücum açısı da artar.

Yarıklı profillere ait deneyler, kabre durumunun altındaki hücum açılarında taşıma katsayılarının, normal profilinkilerden biraz küçüldüğünü ve taşıma eğrisi, eğiminin, pratik olarak değişmediğini göstermiştir.

Sivrilmiş kanatlar halinde, uçlarda daha evvel başlayan kabre durumunu geciktirmek ve aynı zamanda, kabre durumunda yanlamasına kumanda tesirini muhafaza etmek için, sağ ve sol kanatlarda uçlara doğru, açıklığın yarısına kadar uzayan yarıklar kullanmak faydalıdır.

Yarıklar, sabit veya açılır-kapanır tipten olurlar. Yarığın istenen uçuş hallerinde açılması veya kapatılması, iki tarzda meydana getirilir:

- a) Bir levhayı yarığın üstüne kaydırmak.
- b) Ön kanatçığı esas kanada bitiştirmek veya ayırmak.

Sonuncu tarzda, ön kanatçık, pilot tarafından kumanda edilerek veya otomatik olarak hareket ettirilir.

Yarıklar, kanat firar kenarına yakın kısımlarda, flaplarla birlikte olarak da kullanılır. Bir adi flabın menteşe eksenini biraz geriye almak ve flabın hücum kenarına özel bir biçim vermek suretiyle, flap aşağıya doğru açıldığında, aynı zamanda, flapla esas kanat arasında bir yarı, hasıl edilir. Bu sistem, havacılıkta "Lachmann yarıklı flabı" adıyla tanınmıştır.

5.5. — Çeşitli flap ve yarı, tipleri.

Havacılıkta umumî bir kullanış yeri bulan flap ve yarı, tipleri, aşağıdaki şekilde gösterilmiş ve bunların geometrik ve başlıca aerodinamik karakteristikleri, hizalarında verilmiştir.

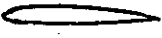
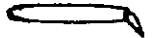
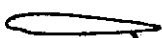
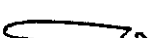
Handley-Page tipi otomatik yarıklar, alçak hücum açıları altında, hücum kenarındaki basınç tesiriyle esas kanata yapışarak kapalı tutulurlar; büyük hücum açıları, otomatik olarak, açık duruma gelirler.

Yarıklar, kabre durumundaki hücum açısının değerini arttırdıklarından, bu büyük hücum açısına uygun iniş takımları inşa etmekte karşılaşılan zorluklar sebebiyle, havacılıkta fazla bir kullanış yeri bulamamışlardır. Ancak, flaplarla birlikte (yarıklı flap tarzı) veya paragraf 5.4'ün son fıkrasında açıklanmış olan maksatlar için kullanılırlar.

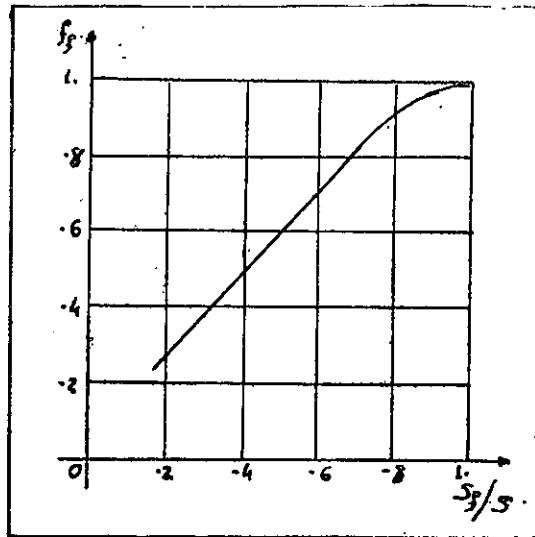
Pike bombardıman uçaklarında, pike hızını azaltmak için, bir çeşit flapın ibaret, hava frenleri kullanılmaktadır. Bu frenler, kanadın taşıma ve moment karakteristiklerinde büyük bir tesir hasıl etmemelidir.

Not: Paragraf 5.3'de verilen analitik etütte flabın, bütün profil açıklığını kapladığı tasavvur edilmiştir. Bütün kanat açıklığına devam etmeyen yarı, flap halinde, taşıma katsayısının artışı, aşağıdaki denklem yardımıyla hesaplanır:

$$\Delta C_z' = \Delta C_z (f_f + K_i - 0,1)$$

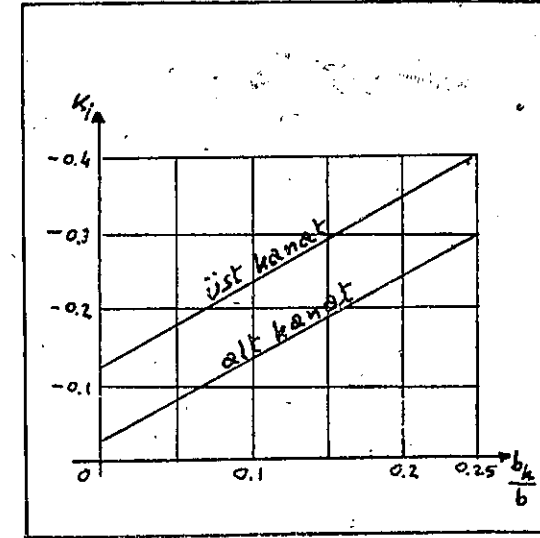
Tarif	Şema	C_{zmak}	α C_{zmak} 'da	$-C_{mo}$
Esas profil NACA—23012		1,54	15,5°	0,01
Adi flap 0,2c 60° açılmış		2,38	12,5°	0,22
Yarım flap 0,2c 60° açılmış		2,53	12°	0,18
Yarıklı flap 0,2c 50° açılmış		2,76	13,5°	0,25
Fowler flabı 0,27c 30° açılmış		2,90	10,5°	0,42
Sabit yarık		2,02	24,5°	—

(Şekil: 45)

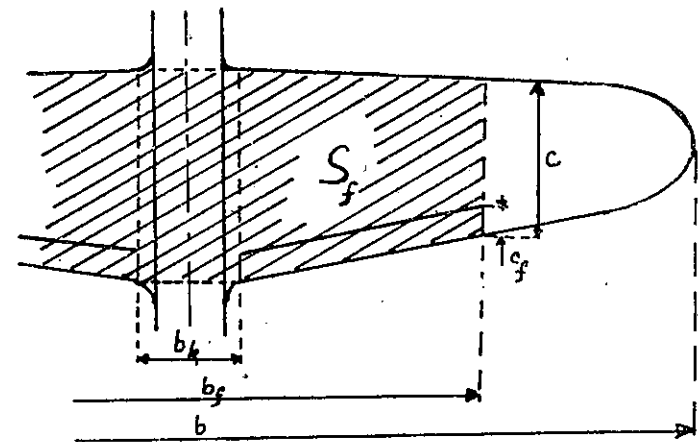


(Şekil: 46)

Bu denklemde (ΔC_z), tam açıklığı kaplayan flaba ait taşıma katsayısı artışı olup, paragraf 5.3'deki usule göre hesaplanır; (f_f) parametresi, flaplı kanat alanı ve toplam kanat alanı oranının fonksiyonu olarak, (Şekil: 46) da verilmiştir ve (K_i) parametresi, eksi işaretli olup, gövde altındaki kesiklik ile kanat açıklığı arasındaki oranın fonksiyonu olarak, (Şekil: 47) 'de verilmiştir. Yukarıda geçen terimler, (Şekil: 48) 'de gösterilmiştir.



(Şekil: 47)



(Şekil: 48)

B Ö L Ü M — 6

UÇAK GÜÇ SİSTEMLERİ

6. — Genel düşünceler.

Bir uçağın atmosfer içindeki hareketi için, onun bu hareketinden yararlanarak sürüklemeyi karşılayacak bir çekme kuvvetine lüzum vardır. Çekme kuvveti, uçağın güç sistemi tarafından temin edilir. Uçakların performansları, büyük ölçüde, çekme kuvvetine ve güç sistemine bağlıdır.

Havacılığın gelişmeğe başladığı zamandanberi uçaklarda, pistonlu (döner, zamanlı, patlamalı) motor ve motorun döndürdüğü pervaneden ibaret güç sistemi kullanılmıştır ve bu güç sistemi, bugün dahi, ekseri uçakları teşkil etmektedir. Bu güç sistemine, 1944'denberi, dört güç sistemi daha ilave edilmiştir: Gaz türbini-pervane, türbinli tepkili motor, ısı tepkili motor ve fişek motor (roket).

Bir motor, yakıt ve yakıcı katışımının ısı potansiyel enerjisini, kuvvetlerin tesirini ortaya koyan, dinamik enerjiye çeviren bir termik makinedir. Fişek motor müstesna, diğer motorların hepsi, yakıcı madde olarak, dünyamızı saran atmosferdeki oksijenden faydalanırlar; fişek motor, yakıcı maddeyi de beraberinde taşır.

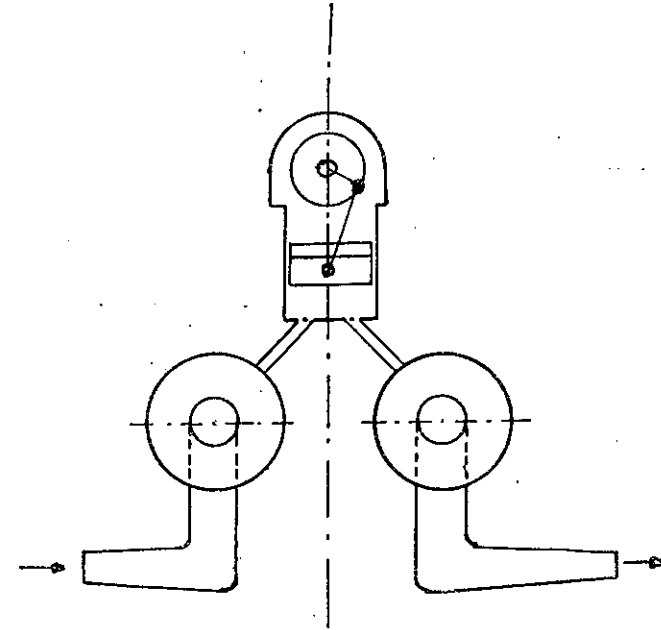
Bir termik makina, en genel ve en mükemmel şekilde, üç kademe ihtiva eder:

- (1) Statik kademe: Ön taraftaki hava alığı ve arkadaki ekzos borusu ve fişkırma lülesi ile bunlara ait iraksak ve yakınsak kanallardan ibarettir.
- (2) Döner kademe: Havanın basıncını daha yüksek nisbetlerde arttıran veya azaltan, kompresör ve türbin gibi döner çalışan cihazları ihtiva eder.
- (3) Hacimsel kademe: Havanın sıkıştırıldığı, yanmanın vuku bulduğu ve yanmış gazların genişlediği silindir ve bunun içinde alternatif bir hareketle işleyen pistondan ibarettir.

Eğer yalnız statik kademe mevcut ise, en basit termik makina, ısı tepkili motor (ramjet) elde edilir.

Eğer statik ve döner kademelerden her ikisi de mevcut, türbin yalnız

kompresörü döndürmek için kullanılıyor ve enerji, bir lüleden çok yüklerle fişkıran ekzos gazlarının kinetik enerjisi olarak elde ediliyor türbinli tepkili motor (turbojet) bahis konusudur.



(Şekil: 49)

Eğer statik ve döner kademelerden her ikisi de mevcut ve ekzos gazlarının maksimum enerjisi, türbin yardımıyla, bir anamıl üzerinde mekanik, yani döndüren, bir tarzda toplanıyor ise, gaz türbini bahis konusudur.

Eğer yalnız statik ve hacimsel kademeler mevcut olup dinamik enerji, bir anamıl üzerinde mekanik olarak toplanıyor ise, bilinen adı pistonlu motor elde edilir.

Eğer, döner kademedeki türbin hariç olmak üzere, her üç kademe mevcut ise, 1930 ve 1950 yılları arasında havacılıkta geniş bir kullanım yeri bulmuş olan, kompresörlü pistonlu motor bahis konusudur. Bu tipte kompresörü döndürmek için gerekli güç, doğrudan anamilden alınır.

Eğer her üç kademe mevcut ve kompresörü döndürmek için gerekli güç ekzos gazlarındaki kinetik enerjiyle çalışan bir türbin yardımıyla temin ediliyor ise, turbo-kompresörlü pistonlu motor bahis konusudur.

Bu tiplere, ekzos gazlarının maksimum enerjisini bir türbin yardımıyla toplayıp anamile vermek suretiyle elde edilen, en mükemmel tip,

“kompaunt motor” ve ekzos gazlarının çalıştırdığı türbin yardımıyla motor ve onun parçaları tarafından ısıtılan havayı sıkıştırdıktan sonra sebest genişlemeğe bırakmak suretiyle kinetik şekilde bir yardımcı fayda enerjisi elde edilen tip de ilâve edilir.

6.2. — Pistonlu motorlar.

Bir pistonlu motorun mekanik ve termodinamik özellikleri, bu kitabın konusu dışında kalır. Bu itibarla, burada uçakların performansları bakımından lüzumlu karakteristikler incelenecektir.

Uçak motorlarında yakıt olarak, benzin kullanılır ve benzini yakmak için, hava lâzımdır. Elde edilen güç, motorun kullandığı her kilogram hava veya bırakılan ısının fonksiyonudur; böylece, bir motorun hava sarfiyatı kabiliyeti, onun hasıl ettiği güçü tayin eden başlıca parametredir.

Silindirlerdeki gaz basıncı; piston, piston kolu ve manivela yardımıyla motorun anamiline bir çift tatbik eder ve anamil tarafından döndürülür pervane, bölüm - 7’de incelenen aerodinamik esaslara göre, bir çekme verir.

Bir uçak bahis konusu olduğunda, çekme kuvvetiyle uçağın havaya nazaran ilerleme hızının çarpımı ($P_u = T \cdot V$), faydalı veya alınan güç ve pervanenin verimini ifade eder. Motor tarafından pervaneye verilen güç, motorun anamili üzerinde ölçülen fren beygir gücünden ibarettir; böylece, çekme randımanı, veya pervane randımanı, için aşağıdaki denklem bulunur:

$$\eta_p = \text{Faydalı güç} / \text{Fren gücü}$$

Motorun silindirlerinde yakıtın yanmasıyla hasıl olan ısı enerjisinin bütünü, anamilde fren gücü olarak elde edilemez. Sürtünmeler, motor parçalarının ısınması ve ekzos gazları birer enerji kaybı teşkil ederler. Fren gücünün, birim zamanda sarfedilen yakıtın yanmasıyla hasıl olan ısı enerjisiye oranına, motorun “termik randımanı” adı verilir ve η_t ile gösterilir:

$$\eta_t = \text{Frengücü} / \text{Isıl güç}$$

Neticede; toplam randıman, çekme randımanı ile termik randımanın çarpımına eşittir:

$$\eta_0 = \eta_p \cdot \eta_t$$

Normal uçuş hızlarında en iyi pervane randımanı, yüzde 85 ve 90 arasındadır ve pistonlu motorlar için, termik randımanın değeri, uçağın seyahat uçuşu şartları altında, takribi olarak, yüzde 30 dır; böylece, toplam randıman, ortalama yüzde 26 bir değere maliktir. Toplam randımanın bu değeri, kompaunt motor halinde biraz artar, takriben yüzde 30 olur.

Pistonlu motorlar için bir de “mekanik randıman” bahis konusudur. Mekanik randıman, fren gücüyle motorun (basınç-hacim) diyagramından tayin edilen endike güç arasındaki orandır ve motorun hareketli parçalarının sürtünmesinin sebep olduğu enerji kaybını ifade eder. İyi etüt edilmiş bir uçak motoru için mekanik randıman, takribi olarak, yüzde 85 tir.

Bir pistonlu motorun fren gücü, devir sayısının ve çiftin fonksiyonu olarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$P = \frac{2 \cdot \pi \cdot N \cdot Q}{60.75}$$

Bu denklemde (P), beygir olarak motorun fren gücünü; (N) anamili dakikadaki devir sayısını ve (Q), (Kg.m) olarak, motor çiftini göstermektedir.

Motorun bir saniyedeki yakıt sarfiyatı w_b kilogram olduğuna göre, bir saniyede hasıl edilen ısı enerjisinin değeri:

$$P_t = w_b \cdot H_b \cdot J$$

olup, burada H_b yakından özgül ısı değeri (Kalori/Kg) ve (J), kalorinin mekanik eşdeğeri ($J = 426 \text{ Kg.m/Kalori}$) dir ve bu denklem P_t yi, saniyede (Kg.m) olarak verir.

Uçak motorlarında, özgül benzin sarfiyatı (q , Kg/Bg/Saat) saatte beygir güç başına kilogram olarak gösterilir; böylece, benzin için ortalama $H_b = 10.500 \text{ Kalori/Kg}$ kabul ederek, motorun termik randımanı için aşağıdaki ifade bulunur:

$$\eta_t \cong 0,06/q$$

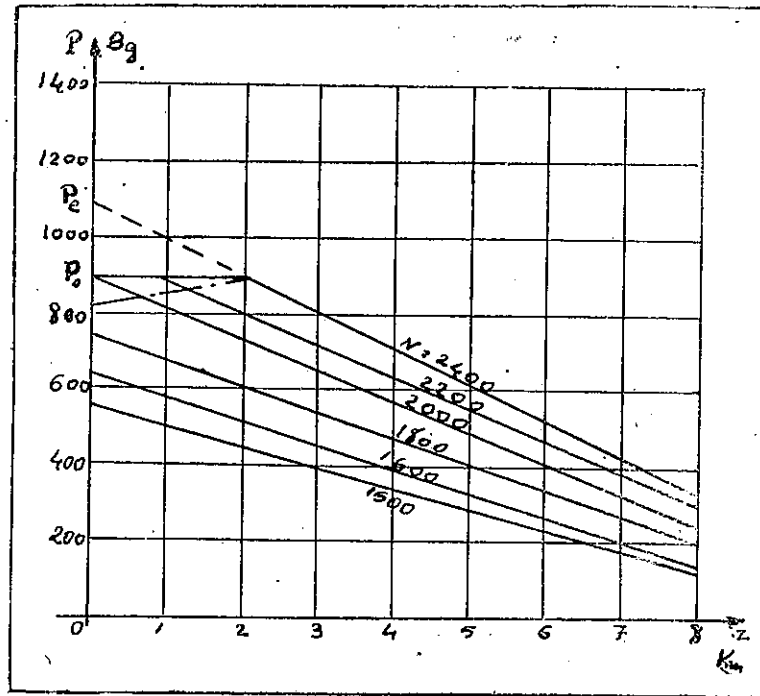
Bir pistonlu motorun gücüne tesir eden başlıca faktörler; beher kilo havaya bırakılan ısı ve bir devirde silindire giren benzin/hava katışımının oranıdır.

Adi pistonlu motorlarda, motorun silindirlerine giren benzin-hava katışımı, motorun çalıştığı yükseklikteki atmosfer basıncındadır. Atmosfer basıncı, deniz seviyesinden itibaren yükseklikle azaldığından, verilen bir devir sayısında ve karbüratör keleşinin sabit bir durumunda motorun fren gücü de, yükseklikle azalır. Adi pistonlu motorların fren gücünün, deniz seviyesinden itibaren yükseklikle değişimi, izafi hava yoğunluğunun 1,3 üstüyle orantılıdır; tatbikatta, iyi bir takribiyetle, aşağıdaki denklem uygulanır:

$$P(z) = P_0 (1,1 \sigma - 0,11)$$

Diğer yandan, bir pistonlu motorun fren gücü, silindir içindeki basınçla orantılıdır ve dolayısıyla, silindirlere giren benzin-hava katışımı mutlak basıncından ibaret olan “emme basıncı”nın fonksiyonudur. Deniz seviyesinde, karbüratör kelebeğinin tam açık (tam gaz) durumunda, motorun gücünü arttırmak için, kompressörler kullanılır ve bu tip motorlar «aşırı beslemli motor» adı evrilir. Adı pistonlu motorların gücünün deniz seviyesinden itibaren yükseklikle azalışını önlemek için, kompressör motorlar meydana getirilmiştir.

Bir kompressörlü motor, deniz seviyesinde tam gazda çalıştığında çok büyük bir emme basıncı ve silindirlerde yüksek bir basınç elde edilir. Motor parçalarının mukavemeti bakımından, emme basıncını sınırlar.



(Şekil: 50)

gereklidir. Motorun konstrüksiyonuyla belli olan «nominal emme basıncı»nı geçmemek için, karbüratör kelebeği, deniz seviyesinde, kısmen kapatılır ve yükseklikle hava yoğunluğunun azalışını karşılamak için, karbüratör kelebeği, tedrici olarak açılır. Verilen bir devir sayısında, verilen emme basıncını muhafaza etmek için, karbüratör kelebeğinin tam açıldığı yüksekliğe, “kritik yükseklik” adı verilir. Bir kompressörlü motorun, belli

devir sayılarındaki fren gücünün, yükseklikle değişimi, (Şekil: 50) de gösterilmiştir.

Gücün, kritik yüksekliğin üstünde, yükseklikle değişimi, adi motorlar için yukarıda verilen denkleme uygun olarak vuku bulur.

Motorun nominal işleme rejimine ait güç eğrisini, deniz seviyesine kazandırarak bulunan (P_0) değerine, “eşdeğer güç” adı verilir. Eşdeğer bir kompressörlü motorun, tam gazda ve nominal devir sayısında, deniz seviyesinde vereceği gücü ifade eder.

Kritik yüksekliğin altında, sabit bir emme basıncında, motorun fren gücü, takribi olarak sabittir. Deniz seviyesinden itibaren, havanın yoğunluğu ve basıncı yükseklikle azaldığından, silindirlerdeki yanmış gazların sarıya atılması ve silindirlerin doldurulması, yükseklikle iyileşir, kompressörün motor anamiliinden aldığı güç azalır ve neticede, motorun fren gücü, $1/\sqrt[3]{e}$ ile orantılı olarak (takriben 500 metrede yüzde 1,64 kadar) artar.

Motorun gücünü, daha büyük yüksekliklerde arttırmak maksadiyle, ikinci bir kompressör veya iki vitesli kompressör kullanılır.

Bir pistonlu motorun fren gücünü arttırmak için diğer bir çare, devir sayısını arttırmaktır. Bu takdirde, birim zamanda sarf edilen havanın miktarı arttığından, güç de artar. Fakat, yüksek devir sayılarında sürtünmenin artması, bu kazancı karşılar. Kompressörlü motorlar halinde, devir sayısının sınırı, motor parçalarının mukavemetiyle, emniyetli yatak yüküyle ve nihayet soğutma ile tâyin edilir.

Karbüratör kelebeğinin durumu ve emme basıncı sabit kalmak şartıyla, bir pistonlu motorun fren gücünün, devir sayısı ile değişimi, bir maksimumdan geçer. Bu maksimum veya buna yakın bir güç ve buna tekabül eden devir sayısı, sırasıyla, “nominal güç” ve “nominal devir sayısı” adlarını alırlar. Motorların nominal karakteristikleri, motoru imâl eden fabrikalar tarafından bildirilirler. Kompressörlü motorlar halinde, nominal karakteristiklerle birlikte, kritik yükseklik de bildirilmelidir. Bazı motor karakteristikleri, kitabın sonundaki ilâvelerde verilmiştir.

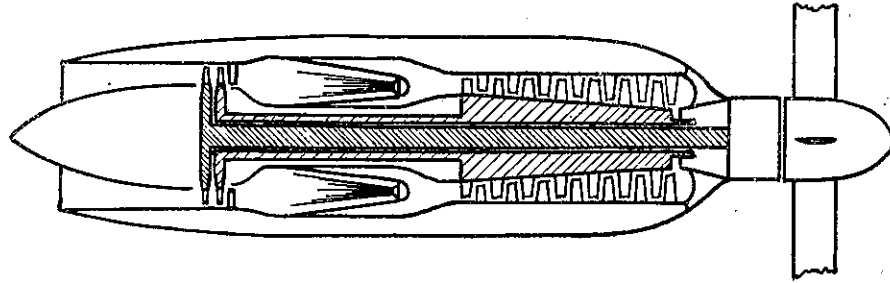
Pistonlu motorların, uçuşun etüdü bakımından bir diğer önemli karakteristikliği de, özgül benzin sarfiyatıdır. Yukarıda da açıklandığı gibi, bu karakteristik, saatte beygir güç başına sarfedilen kilogram benzin olarak ifade edilir. Pistonlu motorların özgül benzin sarfiyatı, benzin-hava katışımı oranının ve, verilen bir katışım oranı için, P/N oranının fonksiyonudur ve P/N oranının yüksek değerlerinde, özgül benzin sarfiyatı, küçüktür.

Pistonlu motorların yağ sarfiyatı, yalnız motor devir sayısının fonksiyonudur ve yüksek devir sayılarında, küçük devir sayılarından daha fazladır.

6.3. — Gaz türbinleri.

Pistonlu motor ve pervaneden ibaret güç sistemleri, kaydedilen başarımlar sayesinde, motorun beygir güç başına ağırlığı en küçük değeri elde edilmiş olmasına rağmen, yüksek uçuş hızlarında pervane pala uçlarındaki izafi hızın ses hızına yaklaşması sebebiyle pervane randımanı düşer. Çabuk düştüğünden, saatte 800 kilometre veya daha yüksek uçuş hızları için uygun değildirler. 800 Km/Saat'in üstünde uçuş yapmak üzere tasarlanan bir uçak, en iyi pistonlu motor ve pervane terkipleri kullanıldığı takdirde dahi, motor ve yakıt ağırlığı toplamının, çok yüksek olduğu görülür. Bu itibarla, yüksek hızlı uçaklar için, başka bir güç sistemi aramak icap etmektedir.

Daimi akımlı kompresörlerin gelişmesi ve 550 santigrat ve daha yüksek sıcaklıklarda işleyebilen türbinlerin ortaya çıkması, gaz türbinlerinin inşasını, maddî olarak, mümkün kılmıştır. Bir gaz türbini, pistonlu motorların fasıllı akımla çalışmasına karşılık olarak, daimî bir hava akımıyla çalışır; aynı ağırlıkta bir pistonlu motora nazaran, bir kaç kat daha büyük hava akımı elde etmeğe imkân verir, ve yüksek hızlarda, büyük pistonlu motorlarından daha yüksek bir çekme gücü hasıl eder.



(Şekil: 51)

Bir gaz türbininde, öndeki hava alığından giren hava, ıraksak kısma girer ve burada havanın, hızı azalır ve basıncı artar. Merkezkaç veya eksenel bir kompresör yardımıyla basıncı izantropik olarak daha fazla arttırılan hava, yanma hücrelerine geçer. Burada püskürtülen yakıtın yanmasıyla hasıl olan yüksek sıcaklıklı gazlar, sabit basınçla bir miktar genişler. Bundan sonra, yüksek sıcaklıklı ve basınçlı yanmış gazlar, arkadaki türbini döndürürler.

Gaz türbinleri, halen havacılıkta, iki tarzda kullanılmaktadırlar:

(1) Yanma hücrelerinden çıkan gazlar, atmosfer basıncına kadar genişleyerek, maksimum enerjisi bir türbin tarafından alınır ve motorun eksenelinden ibaret olan türbinin miline bağlanmış bir pervane yardımıyla çekme kuvveti elde edilir. Bu takdirde, bir gaz türbini ve pervaneden ibaret güç sistemi bahis konusudur.

(2) Yanma hücrelerinden çıkan gazlar, evvelâ kısmen genişleyerek, taraftaki kompresörü ve diğer yardımcı cihazları işletmeğe yetecek bir hızla hasıl eden bir türbini döndürürler ve sonra, atmosfer basıncına kadar genişleyerek, bir lüleden çok yüksek hızla fışkırmak suretiyle, kinetik enerji verirler. Bu takdirde, bir türbinli tepkili motor bahis konusudur.

6.4. — Gaz türbinli pervaneli güç sistemi.

Prensibi kısaca yukarda açıklanmış olan gaz türbini ve pervaneden ibaret güç sistemleri, takribi olarak, yüzde 20 bir kinetik enerji de hasıl ederler. Performans hesabında bu kinetik enerjiyi de dikkate almak gereklidir.

Bir gaz türbini pervaneden ibaret güç sisteminin toplam çekme gücü, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$P_u = \eta_p \cdot P_m + \frac{T_i \cdot V}{75}$$

Bu denklemde (P_u) toplam alınan güç, (Beygir);

(η_p) pervane randımanı;

(P_m) anamil üzerinde ölçülen fren gücü, (Beygir);

(T_i) ilâve tepki çekme kuvveti, (Kg), ve

(V) uçuş hızı (m/sn) dir.

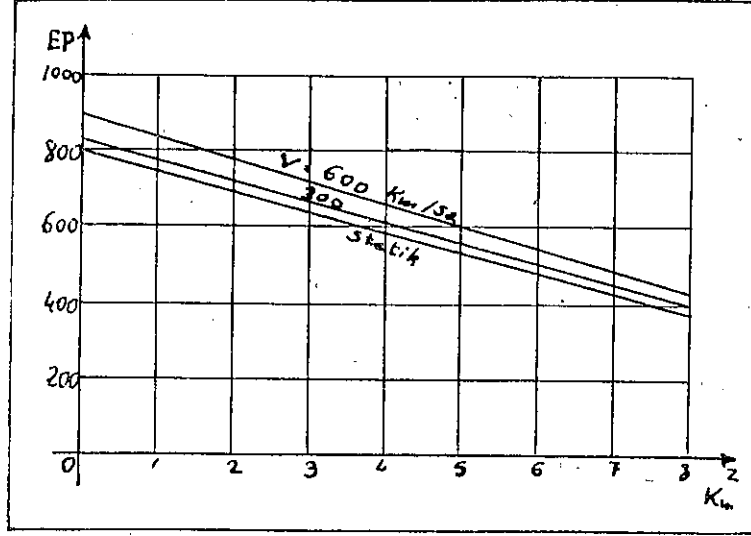
Bu denklem, (EP) eşdeğer mekanik gücü göstermek üzere, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$P_u = \eta'_p \cdot (EP)$$

Bu tip güç sisteminin, verilen bir hızdaki, eşdeğer mekanik gücünün, yükseklikle değişimi, (Şekil: 52) de gösterilmiştir. Buradan, gaz türbinli pervane sistemi güç karakteristiklerinin, adi pistonlu motorlarındaki gibi, hava yoğunluğunun azalması sebebiyle, yükseklikle azaldığı görülmektedir.

Gaz türbini - pervane sisteminde, gücün önemli kısmı pervaneye verildiğinden, bu sistemin çekme randımanı, pistonlu motor ve pervaneden

ibaret sisteminkine benzer ve; yüksek uçuş hızlarında ($M_n = 0,7$ üstünde) pervane randımanı düşmeğe başlar; fakat toplam çekme gücünün tepkiden doğan kısmı bunu karşılayarak, net çekme randımanı (η'_p) iyileşir. Böylece, gaz türbini - pervaneden ibaret güç sistemi, ses altı yüksek hızlar için en iyi güç sistemi olarak kendini gösterir.



(Şekil: 52)

6.5. — Türbinli tepkili motorlar.

İşleme prensibi yukarıda açıklanmış olan türbinli tepkili motorların net çekme kuvveti, motordan birim zamanda geçen havanın hareket miktarındaki değişimle bağıntılıdır. Yanmış gazların genişlemesinin tam olduğunu ve yakıt kütesinin, havanın kütlesi yanında ihmal edilebilecek kadar az olduğunu kabul ederek, net çekme aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$T_n = \frac{w_a}{g} (V_i - V)$$

Bu denklemde (T_n) net çekme kuvveti, (Kg);

(w_a) birim zamanda akan havanın ağırlığı, (Kg/sn);

(g) Yer çekimi ivmesi, 9,806 (m/sn²), ve

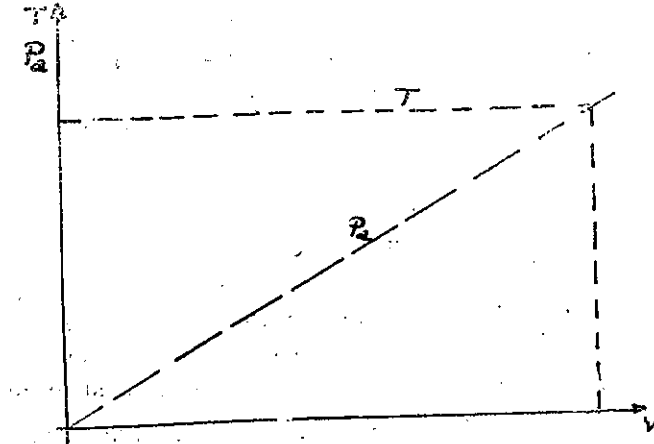
(V_i) Ekzos gazlarının lüleye nazaran fışkıрма hızı, (m/sn) dir,

Bu denklemden görüldüğü gibi, uçuş hızı (V) arttığında, çekmeyi sabit tutmak için, (V_i) 'yi veya (w_a) 'yı arttırmak lazımdır. Türbinin devir sayısı sabit kaldığında, uçuş hızındaki bir artış, orta büyüklükteki hızlarda, net çekmede biraz azalmaya sebep olur. Bununla beraber, daha yüksek hızlarda, (w_a) hızla arttığından, net çekme de artar. Tatbikatta çekme, takribi olarak, hızla değişmez yani sabit kabul edilir.

Bir türbinli tepkili motorun faydalı gücü, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$P_u = \frac{T_n \cdot V}{75}$$

Bu denklemden görüldüğü gibi, faydalı güç, uçuş hızıyla doğru orantılı olarak artar. Türbinli tepkili motorların bu karakteristiği, hava alığının iyi bir konstrüksiyonu sayesinde, ses üstü hızlarda da mevcuttur.



(Şekil: 53)

Tepkili motorun mekanik gücü, fışkıran gazların kinetik enerjisiyle serbest hava akımının kinetik enerjisi arasındaki farktan ibarettir:

$$P = \frac{1}{2} \cdot \frac{w_a}{g} \cdot V_i^2 - \frac{1}{2} \cdot \frac{w_a}{g} \cdot V^2 = \frac{w_a}{2g} (V_i^2 - V^2)$$

Böylece, bir tepkili motorun termik randımanı ve çekme randımanı için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$\eta_t = \frac{\frac{w_a}{2g} (V_1^2 - V^2)}{w_b \cdot H_b \cdot J}$$

$$\eta_p = \frac{\frac{w_a}{2g} (V_1 - V) \cdot V}{\frac{w_a}{2g} (V_1^2 - V^2)} = \frac{2}{1 + V_1/V}$$

6. 6. — Isıl tepkili motor.

Bu tip tepkili motorlarda, havanın bütün sıkıştırılması, öndeki ıraksak kanalda vuku bulur. Bu kanalda, giren havanın hızı azalarak statik basıncı artar. Yanma hücrelerinde bu sıkıştırılmış hava içine püskürtülerek yakından yanmasıyla hasil olan gazlar, atmosfer basınca kadar genişleyerek, kinetik tarzda bir çekme kuvveti verirler.

Bu sistem, esas motorun sürüklemesinden büyük bir net çekme kuvveti elde etmek için, $Mn = 1$ 'den büyük hızlarda kullanılmalıdır. Ses üstü hızlarda, hava alığının önünde veya ıraksak kanalın içinde bir sıkıştırılma vuruşu hasil olur. Bir sıkıştırılma vuruşu, $Mn = 2$ 'de takribi olarak, 4'e eşit bir sıkıştırılma oranı verir. Daha yüksek Mach sayılarında bu oran da, daha yüksektir.

Bu sistemde, dönerek çalışan türbin bulunmadığından, sıcaklık sınırları, türbinli tepkili motorlara nazaran, daha çok yüksektir.

Isıl tepkili motorlarla ilgili ana problemlerden biri, alevin kararlılığıdır. Motorun içinden geçen havanın yüksek hızlı akımı, yanmayı söndürmeğe çalışır. Devamlı alev elde etmek için, çeşitli tertibat etüt edilmiş olup, bunların mahzuru, akıma karşı bir direnç hasil etmelerindedir.

Isıl tepkili motorlar, pilotlu uçaklarda, deneme mahiyetinde yardımcı güç sistemi olarak, iyi sonuçlar vermişlerdir. Bu sistemin başlıca tatbiki yeri, ses üstü hızlarda işleyen güdümlü mermiler olarak görülmektedir. İkinci dünya harbinde Almanlar tarafından kullanılmış olan (V-1) bombaları, ısıl tepkili motorların biraz farklı bir tatbikatını teşkil eder.

Isıl tepkili motorların termik randımanı ve çekme randımanı, bundan önceki paragrafta türbinli tepkili motorlar için verilen aynı denklemlerle ifade edilirler.

6. 7. — Fişek motor.

Yukardaki paragraflarda bahsedilen güç sistemlerinin hepsi, işleme

bakımından, atmosfer havasıyla ve, biraz da, uçuş hızıyla bağıntılıdır. Fişek motorun işlemesi, atmosfer şartlarından ve hızdan bağımsızdır. Atmosferden bağımsızlık, dünya atmosferi dışındaki uçuşlar için, tek güç sisteminin, fişek motor olduğunu gösterir. Buna karşılık, yakıtın yanmasına gerekli yakıcı maddenin, bu sistemle birlikte taşınması, fişek motor için bir mahzur teşkil eder. Bir gram benzini yakmak için, normal olarak, 15 gram havaya ihtiyaç bulunduğu hesaba katılırsa, bu hendikap daha kolay takdir edilir. Bu mahzuru karşılamak için, fişek motorlarda, çok yüksek fişekleme hızı veren ısı değeri yüksek yakıt ve yakıcı kullanılmalıdır. Bunun neticesi, makbul bir randıman elde etmek için, fişek motor, ancak çok yüksek hızlara uygundur. Fişek motorun hakiki bir örneği, ikinci dünya harbinde Almanlar tarafından yapılmış ve kullanılmış olan (V-2) uçan bombalardır.

Bir fişek motorda, yakıtın yanış derecesi ve gazların fişekleme hızı, bütün hızlarda sabittir; böylece, fişek motorlarda çekme kuvveti, yakıt sarfiyatı ve termik randıman, bütün uçuş hızlarında sabit bir değer muhafaza ederler. Deniz seviyesinden itibaren yükseklikle, atmosfer basıncı azaldığından, gazlar daha büyük bir genişleme imkânı bulurlar ve bu suretle, ısıl enerjinin daha büyük bir kısmı kullanılır ve çekme ve yakıt sarfiyatı iyileşirler.

Fişek motorlarda, fazla gerilmelere uğrayan hareketli parçalar bulunmadığından, sıcaklık ve basınç sınırları yüksektir ve bu sayede, yüksek bir termik randıman elde etmek mümkündür.

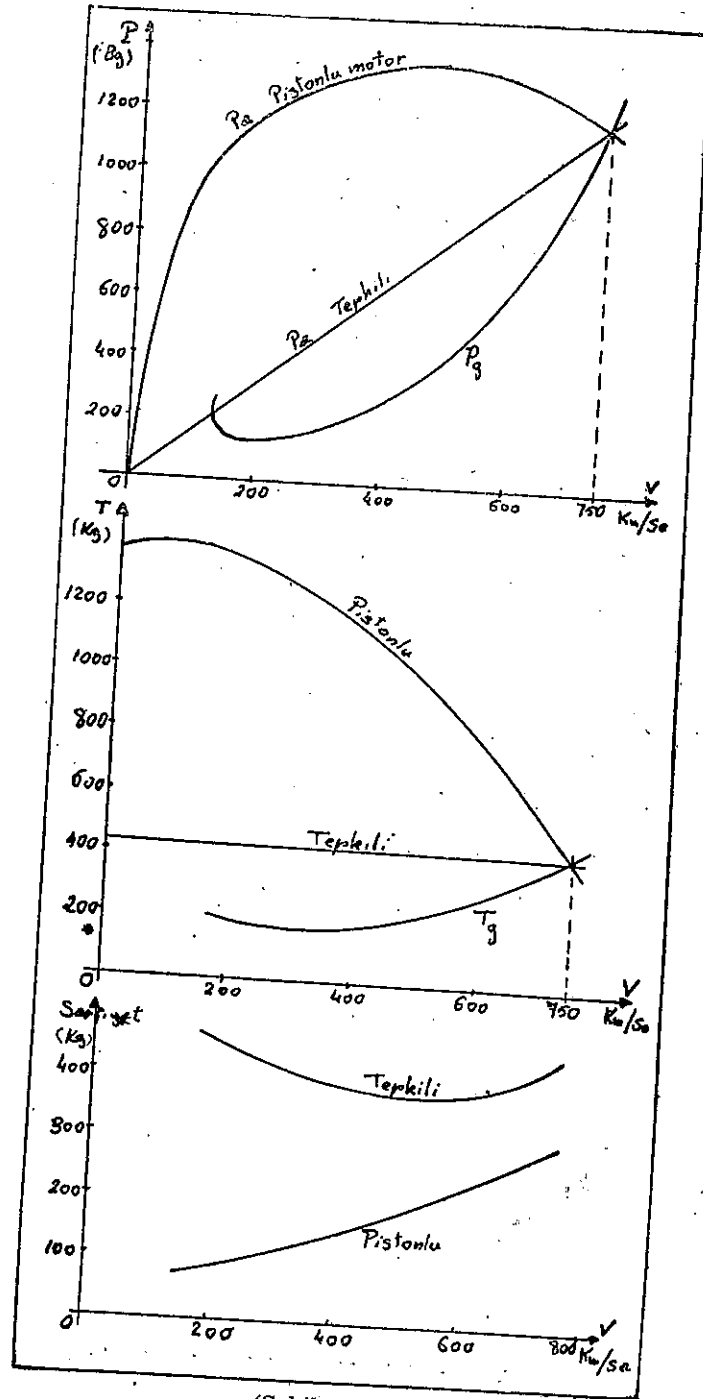
6. 8. — Muhtelif güç sistemlerinin karakteristiklerinin mukayesesi.

Her güç sistemi, en az bir bakımdan, diğerlerine üstündür. Özel bir maksat için bir motorun seçilmesi, mümkün vasıfların bir uzlaştırılmasını gerektirir. Burada bir pistonlu motor ve pervaneden ibaret güç sistemiyle bir türbinli tepkili motorun mukayesesi yapılmıştır.

Bu iki güç sisteminden her biri, özel bir uçağı deniz seviyesinde saatte 750 kilometre bir hızla çekmeğe yetecek güç hasil ettiği tasavvur edilerek, bu güç sistemlerinin, diğer şartlar altındaki çekme, alınan güç ve benzin sarfiyatı karakteristiklerinin değişimi, (Şekil: 54)'de gösterilmiştir.

Bu eğrilerden, istenen karakteristiklerden ekserisi için, pistonlu motorların üstün olduğu görülmektedir. Bütün hız aralığında büyük yakıt ekonomisi ve, bilümmum hızlarda büyük tırmanış imkânı veren, büyük çekme fazlalığı, pistonlu motorun bariz üstünlükleridir.

Faydalı gücün, deniz seviyesinden itibaren yükseklikle değişimi bakımından, bu iki güç sistemi arasında, pek az fark vardır.



(Şekil: 54)

Bu iki güç sisteminin, boş ağırlıklarının eşitliği esas alınarak yapılan mukayesesi, benzin sarfiyatı müstesna, türbinli tepkili motor için bazı üstünlük gösterir. Tepkili motor, yüksek hızlarda daha üstündür. Yüksek hızlarda, minimum bir sürüklemeye imkân veren temiz konstrüksiyon, tepkili güç sistemi halinde, pistonlu motor ve pervaneden ibaret sistemine nazaran, daha kolay elde edilir.

Motor karakteristiklerinin maksimum hız, tırmanış ve seyir süresi ve seyir menzli performansları üzerindeki tesirleri, bölüm-9 ve 10'da incelenmiştir.

B Ö L Ü M — 7

PERVANE VE KARAKTERİSTİKLERİ.

7.1. — Tarifler.

Pervane, bir motorun mekanik gücünü çekme kuvvetine çevirmeye yarayan bir gereç olup, motorun hasıl ettiği gücü alarak, uçağı hava içinde hareket ettirmeye gerekli bir çekme kuvveti verir. Pervane, bu görevi başarmak için, belli bir hava kütlesini, uçağın hareketine ters bir yönde hareket ettirir. Uçağı çeken kuvvet, pervanenin belli bir hava kütlesini geriye doğru itmesi sebebiyle elde edilen tepkiden ibarettir. Geriye doğru hareket eden havaya, "pervane rüzgârı" adı verilir. Bu hava, hareketi dolayısıyla, bir kinetik enerjiye maliktir ve bu kinetik enerji, bir kayıp ifade eder. Ayrıca, havanın pervaneyi teşkil eden palalar üstündeki sürtünmesi gibi, diğer enerji kayıpları da vardır. Bu suretle pervanenin hasıl ettiği faydalı güç, veya çekme gücü, motor tarafından pervaneye verilen güçten azdır ve bir pervane projesinde en önemli nokta, yüksek bir çekme randımanı temin etmektir.

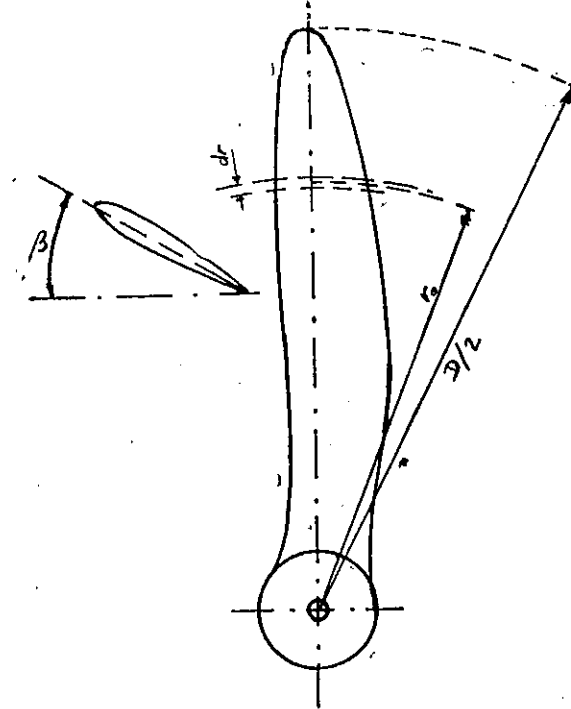
Uçak pervaneleri, ekseriya bir pistonlu motor yardımıyla döndürülürler ve her motor, nominal gücünü, en iyi olarak, belli bir devir sayısında verir. Böylece, bir pervanenin çekme randımanı, motorun en iyi devir sayısındaki gücünü alacak tarzda etüt ve inşa edilmelidir.

Bir pervane, bir göbek etrafına eşit açısal aralıklarla takılmış iki, üç veya dört paladan teşekkül eder. Pervane palaları, aerodinamik profil biçiminde bir dik keside maliktirler. Pervanelerde, izafi kalınlığı küçük ve maksimum finesi büyük profil kesitleri tercih edilir.

Palaların etrafında döküntüleri ve göbek merkezinden geçen eksenine "pervane eksenini" ve pala uçlarının bu eksen etrafında çizdikleri dairenin çapına, veya iki palalı bir pervane halinde pala uçları arasındaki uzaklığa, "pervane çapı" adı verilir.

Bir pervane palasını, aynı merkezli ve birbirinden (dr) uzaklıkta iki silindirle keserek elde edilen parçaya, «pala elemanı» denir. Bir pala elemanı, küçük bir kanada benzer ve pervane eksenine dikey bir düzleme nazaran, belli bir eğime maliktir. Pala elemanı veter doğrultusunun, per-

ne eksenine dikey bir düzlemle teşkil ettiği açıya, "konum açısı" adı verilir ve bu açı (β) ile gösterilir. (β) açısı, ilerdeki paragraflarda görüleceği gibi, pala boyunca değişir. Bu itibarla, bir pervanenin pala konumunu karakterize etmek için, pervane ekseninden itibaren uzaklığı pervane yarı çapının dörtte üçüne eşit olan kesit esas alınır.



(Şekil: 55)

Bir pervanenin "standart geometrik hatve" si, esas kesidin bir devirde eksen doğrultusundaki ilerlemesidir. Pervane işleminde, devir başına ilerleme, esaslı bir önem taşır ve buna, "müessir hatve" adı verilir. Bu iki hatvenin analitik ifadeleri aşağıda verilmiştir:

$$h_0 = 2 \cdot \pi \cdot r_0 \cdot \tan \beta$$

$$h_e = v/n = 2 \cdot \pi \cdot r_0 \cdot \tan \gamma$$

Bu denklemlerdeki terimlerin anlamları şunlardır:

h_0 : Standart geometrik hatve, (m);

h_e : Müessir hatve, (m);

r_0 : Esas keside ait yarı çap, genel olarak pervane yarı çapının 0,75 kati, (m);

- β : Esas kesit. konum açısı, (derece);
 γ : Pala kesidine tesir eden bileşke hızın dönme hızıyla teşkil ettiği açı, $\tan \gamma = v/2 \cdot \pi \cdot n \cdot r_0$, (derece);
 v : İlerleme hızı, (m/sn);
 n : Pervanenin devir sayısı, (1/sn).

Pervaneler, pala konum açısının uçuş sırasında sabit veya değişken olmasına göre sınıflandırılırlar. Pala konum açısı sabit olan pervaneler "sabit hatveli" ve uçuşta hatvesi değiştirilebilen pervanelere, "değişken hatveli" adları verilir. Değişken hatveli pervaneler halinde, uçuşlarda kullanılan pala konumları, "küçük hatve", "büyük hatve" ve kesitlerin ortalama rüzgâr yatağında bulunduğu minimum sürüklenme veren "baki rak konumu" dur.

7.2. — Basit pala elemanı teorisi.

Pala elemanı teorisinde, pervane palası dönen bir profil gibi tasavvur edilir ve helisel bir yörünge takip eden her pala elemanı, bir profil kesidi gibi bir aerodinamik tepki hasil eder.

Pervane ekseninden uzaklığı (r) olan bir kesitte, veteri (c) ve genişliği (dr) olan bir pala elemanı tasavvur edildiğinde, bu eleman, alanı (dS = c.dr) 'den ibaret küçük bir profile benzer. Bu elemana, bileşenleri uçağın (V) ilerleme hızı ve bu kesitteki pervanenin (U = 2.π.n.r) dönme hızı olan bir bileşke hava akımı tesir eder:

$$V_{bil} = \sqrt{V^2 + U^2}$$

Bileşke hava hızına nazaran bir (α) hücum açısı kadar eğik bulunan pala elemanı, bir aerodinamik kuvvet hasil eder. Bu aerodinamik kuvvetin bileşke hıza dikey ve paralel doğrultulardaki bileşenleri, profil halinde olduğu gibi, pala elemanının taşımasını ve sürüklenmesini verir:

$$dZ = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V_{bil}^2 \cdot dS$$

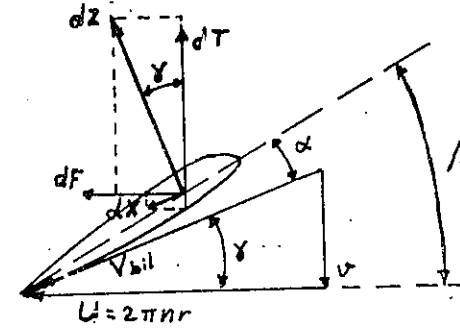
$$dX = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V_{bil}^2 \cdot dS$$

Bu elemanter aerodinamik kuvvetin, pervane dönme hızına dikey ve paralel doğrultulardaki bileşenleri için, (Şekil: 56) dan, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$dT = dZ \cdot \cos \gamma - dX \cdot \sin \gamma = \frac{\rho}{2} \cdot V_{bil}^2 (C_z \cdot \cos \gamma - C_x \cdot \sin \gamma) \cdot dS$$

$$dF = dZ \cdot \sin \gamma + dX \cdot \cos \gamma = \frac{\rho}{2} \cdot V_{bil}^2 (C_z \cdot \sin \gamma + C_x \cdot \cos \gamma) \cdot dS$$

Burada (dT), elemanter çekme kuvvetini ve (dF), elemanter direnci göstermektedir. Pervane ekseninden uzaklığı (r) olan (dF) kuvveti, bu eksen etrafında bir moment verir ve bu momente, "elemanter çift" adı verilir; bu çift, motor çifti tarafından karşılanır:



(Şekil: 56)

$$dQ = r \cdot dF$$

(Şekil: 56) dan, $\tan \gamma = V/U$ ve $\tan \delta = C_x/C_z = 1/\epsilon$ bağıntıları yazılır. Bu bağıntılar hesaba katılarak, elemanter çekme ve direnç için, aşağıdaki ifadeler bulunur:

$$dT = dZ \cdot \frac{\cos (\gamma + \delta)}{\cos \delta}$$

$$dF = dZ \cdot \frac{\sin (\gamma + \delta)}{\cos \delta}$$

Elemanter faydalı güç, elemanter çekmenin ilerleme hızıyla çarpımına eşittir:

$$dP_u = dT \cdot V = dZ \cdot V \cdot \frac{\cos (\gamma + \delta)}{\cos \delta}$$

Elemanter direncin dönme hızıyla, veya elemanter çiftin açısal hızla, çarpımı, elemanter alınan güce eşittir:

$$dP_m = dF \cdot U = dZ \cdot U \cdot \frac{\sin (\gamma + \delta)}{\cos \delta}$$

Böylece, pala elemanının randımanı için, aşağıdaki denklem bulunur:

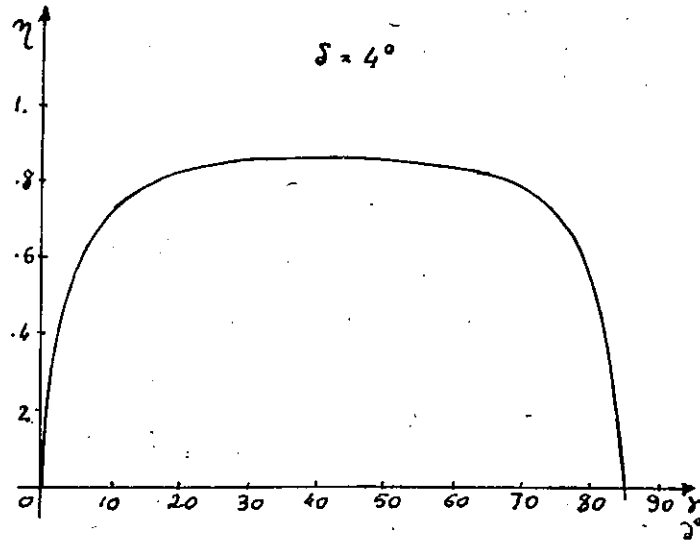
$$\eta = \frac{dP_u}{dP_m} = \frac{V}{U} \cdot \frac{1}{\tan (\gamma + \delta)} = \frac{\tan \gamma}{\tan (\gamma + \delta)}$$

Pala elemanı randımanının bu ifadesi, verilen bir (δ) için, randımanı (γ)'nin fonksiyonu olarak göstermektedir ve dη/dγ = 0 şartından, maksimum randıman için:

$$\eta = \frac{\pi}{4} - \frac{\delta}{2}$$

bağıntısı elde edilir. Aynı denklem, verilen bir (γ) yani (V) hızı ve devir sayısı için, pala elemanı randımanının (δ) ne kadar küçük ise, o kadar büyük olacağını göstermektedir. Başka deyimle, verilen bir pala elemanı, verilen (V) ve (n) şartlarında, maksimum finese ait hücum açısında çalıştığında, randımanı maksimumdur.

Havacılıkta kullanılan profillerin maksimum finesi 15 ilâ 20 arasında bulunduğundan, (δ) açısı 4° ile 3° arasında değerler alır; yani (δ) genel olarak, küçüktür ve maksimum randıman, takribi olarak $\gamma = 45^\circ$ civarında elde edilir.



(Şekil: 57)

rında elde edilir. Bir pala elemanı randımanının, $\delta = 4^\circ$ için, (γ) ile değişimine ait grafik, (Şekil: 57) de gösterilmiştir. Fines büyük olduğunda $\eta = f(\gamma)$ eğrileri, genel olarak, maksimum civarında yassıdır; buradan (γ)nın oldukça geniş sınırlar arasında değişen değerleri için, iyi bir randıman muhafaza edildiği sonucu çıkarılır.

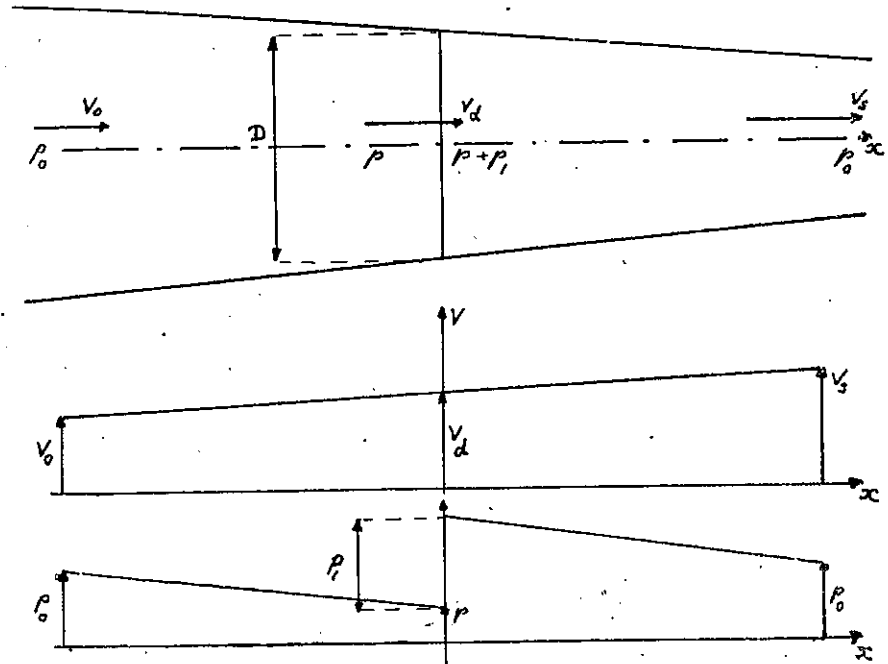
Dönme hızı ($U = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot r$), pala elemanının pervane ekseninden (r) uzaklığıyla doğru orantılıdır. Diğer yandan, (Şekil: 56)'dan, $\alpha = \beta - \gamma$ bağıntısı yazılır. Böylece, verilen bir (V) ve (n) değerleri için, palanın her kesidinde maksimum bir randıman elde etmek, (her kesitte hücum açısının maksimum finese ait değerini muhafaza etmesi) için, pervane eksenine yaklaşıldıkça (γ) büyüdüğünden, palaya bir burulma vererek

açısını göbeğe doğru büyültmek icap eder. Bu suretle, bütün pala elemanlarının en iyi randımanla çalışmaları sağlanır.

7.3. — Hareket miktarı teorisi.

Pervane, kendisine gelen havayı geriye doğru ivmelendirmek suretiyle bir çekme kuvveti hasıl eder. Çekme kuvvetine ait en basit ve en doğru teori, Froude ve Rankine tarafından verilmiş olup, bu teoride aşağıdaki beş basitlik kabul edilir:

- 1) Pervane, çok sayıda palalardan teşekkül eder ve onun yerine, çapı pervaneninkine eşit olan ve "itici disk" adı verilen bir disk alınır.
- 2) Çekme kuvveti, itici disk alanına eşit olarak dağılmıştır.
- 3) Hava akımı devamlı ve girdapsızdır; havanın pervane gerisindeki dönül akımı ihmâl edilir.
- 4) Hava hızının pervane eksenı boyunca değişimi devamlıdır ve itici diski geçerken, hava hızında kesiklik yoktur.
- 5) Havanın statik basıncı, itici diski geçerken, bu diskin birim alanına gelen eksenel kuvvete eşit bir değer kadar, ani olarak artar.



(Şekil: 58)

Bu kabullere göre, ön tarafta ve çok uzakta hızı (V_0) ve statik basıncı (p_0) olan hava akımı, itici diske yaklaşırken hızı artar ve statik basınç azalır. Diskin hemen önünde hız (V_d) ve statik basınç (p) dir. Diskin arkasında hız, aynı, (V_d) değerini muhafaza eder; statik basınç ($p + p_1$) olmuştur. Pervanenin arkasında çok uzakta, hava akımının hızı (V_s) olduğunda, statik basınç azalarak, ortalıktaki (p_0) değerini alır.

Havanın hareketi girdapsız farzedildiğinden, pervanenin ön ve arka taraflarındaki akımlara Bernoulli denklemi uygulanarak, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$p_0 + \frac{\rho}{2} \cdot V_0^2 = p + \frac{\rho}{2} \cdot V_d^2$$

$$p_0 + \frac{\rho}{2} \cdot V_s^2 = (p + p_1) + \frac{\rho}{2} \cdot V_d^2$$

Bu iki denklemi taraf tarafa çıkararak;

$$p_1 = \frac{\rho}{2} \cdot (V_s^2 - V_0^2) \quad (1)$$

denklemleri elde edilir.

Çekme kuvveti, itici diskten birim zamanda geçen havanın hareket miktarındaki değişime eşittir:

$$T = A_d \cdot \rho \cdot V_d \cdot (V_s - V_0)$$

Bu denklemde (A_d), itici disk alanını göstermektedir

$$\left(A_d = \frac{\pi}{4} \cdot D^2 \right).$$

İtici diskteki statik basınç artışı, bu disk birim alanına gelen çekme kuvvetinden ibarettir:

$$p_1 = \frac{T}{A_d} = \rho \cdot V_d (V_s - V_0) \quad (2)$$

(p_1) için bulunan (1) ve (2) denklemlerini karşılaştırarak:

$$V_d = \frac{V_s + V_0}{2}$$

elde edilir. Buradan, hava akımı hızındaki artışın yarısının, itici disk ön tarafında ve diğer yarısının, disk arka tarafında vuku bulduğu sonucu çıkarılır. Böylece, çekme kuvveti için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$T = \frac{1}{2} \cdot A_d \cdot \rho \cdot (V_s^2 - V_0^2) \quad (3)$$

4. — İdeal randıman.

Yukardaki sonuçlardan faydalanarak, pervanenin ideal randımanı bulunabilir. İdeal randıman, faydalı gücün sarfedilen güce oranından ibarettir. Faydalı güç, çekme kuvvetinin ilerleme hızıyla çarpımına eşittir. Sarfedilen güç, pervane tarafından birim zamanda görülen toplam işten ibaret olup, hava akımı kinetik enerjisinin artışına eşittir:

$$\text{Kinetik enerji artışı} = \frac{1}{2} \cdot (A_d \cdot \rho \cdot V_d) \cdot (V_s^2 - V_0^2)$$

Böylece, ideal randıman için, aşağıdaki ifade yazılır:

$$\eta_i = \frac{T \cdot V_0}{\frac{1}{2} \cdot (A_d \cdot \rho \cdot V_d) \cdot (V_s^2 - V_0^2)}$$

Burada, (V_d) ve (T) için bundan önceki paragrafta bulunan denklemler dikkate alınarak, neticede ideal randıman için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\eta_i = \frac{2 \cdot V_0}{V_0 + V_s} = \frac{2}{1 + V_s/V_0}$$

Bu denklem, bir mükemmel pervanenin ideal randımanını ifade eder. Hakiki bir pervane ile bu randıman asla elde edilemez; çünkü, bu randımanın hesabında, aşağıdaki kayıplar dikkate alınmamıştır:

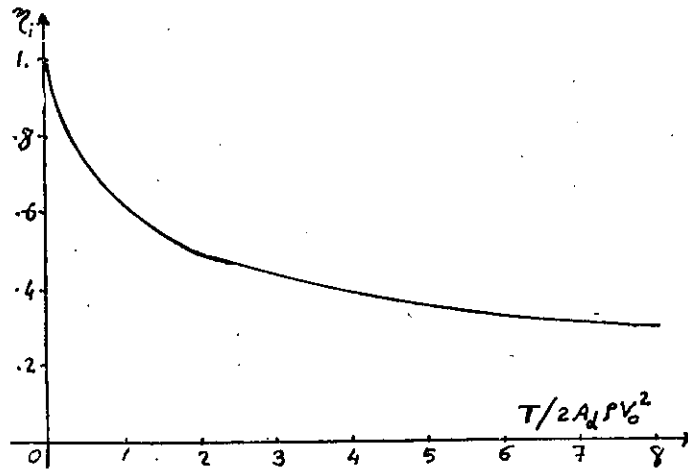
- Pervane rüzgârının dönel akım enerjisi.
- Hava içinde hareket eden pervane palalarının sürtünme sürüklenmesi.
- Çekme, disk alanına eşit dağılmış olmayıp, uçaklardaki zayıflık sebebiyle kenarlarda ve göbekteki zayıflık sebebiyle, merkezde sıfıra düşer.
- Pala sayısının sonlu olmasının ve dolayısıyla çekmenin bir noktadan diğerine değişmesinin sebep olduğu zayıflık.

İdeal randıman pratikte hiç bir zaman elde edilememekle beraber, pervane hesapları bakımından bir takım faydalı bilgiler sağlar. Hakiki pervane randımanları, normal kullanım aralığında, ideal randımanın yüzde 80 ilâ 88 i arasındadır. İdeal randıman, pervanenin işlemesi için uygun şartları tayin etmeğe de yarar. İdeal randıman için yukarıda bulunan denklemden, randımanın (V_s/V_0) oranıyla bağıntılı olduğu ve randımanın yüksek olması için, pervane rüzgârı hızının kabil olduğu kadar küçük olması gerektiği görülmektedir.

Randımanın, ilerleme hızı, çekme ve pervane çapıyla nasıl değiştiğini görmek için, çekme kuvvetinin yukarıda (3) denklemiyle verilen desini ve ideal randıman denklemini dikkate alarak, bunların arasında (V_0) 'i ifna etmek suretiyle, aşağıdaki denklem yazılır:

$$\frac{1 - \eta_i}{\eta_i^2} = \frac{T}{2 \cdot A_d \cdot \rho \cdot V_0^2}$$

Bu denklem, randımanı, boyutsuz $(T/2 \cdot A_d \cdot \rho \cdot V_0^2)$ oranının fonksiyonu olarak ifade eder ve randımanın, bu oranla değişimi, (şekil: 59) gösterilmiştir. Buradan, aşağıdaki sonuçlar çıkarılır:



(Şekil: 59)

- 1) İdeal randıman, çekmenin artmasıyla azalır.
- 2) İdeal randıman, ilerleme hızının artmasıyla artar.
- 3) İdeal randıman, hava yoğunluğunun artmasıyla artar.
- 4) İdeal randıman, disk alanının veya pervane çapının artmasıyla artar.

Bu sonuçlara göre, randımanı artırmak için, pervane çapı büyük olmalıdır; fakat, pervane çapı büyüyünce, pervane palalarının sürtünmesi de büyüyeceğinden, hakikî pervanelerin randımanı, çap belli bir sınıra kadar büyüdükçe artmaz.

7.5. — Pervane karakteristikleri.

Bir pervanenin çekme kuvveti, hiç şüphesiz, pervaneyi teşkil eden bütün pala elemanlarına ait elemanter çekmelerin toplamıdır. Aynı tarzda, bütün pala elemanlarına ait elemanter dirençlerin pervane eksenine etrafındaki momentlerinin toplamı, pervane çiftini verir.

Basit pala elemanı teorisinde görüldüğü gibi, bir pala elemanının, verilen bir (β) konum açısındaki çekmesi, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$dT = dZ \cdot \frac{\cos(\gamma + \delta)}{\cos \delta} = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V_{bil}^2 \cdot \frac{\cos(\gamma + \delta)}{\cos \delta} \cdot c \cdot dr$$

Veya, $V_{bil} = V/\sin \gamma$ bağıntısını hesaba katarak:

$$dT = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot \frac{\cos(\gamma + \delta)}{\sin^2 \gamma \cdot \cos \delta} \cdot c \cdot dr$$

denklemini elde edilir. Bu diferansiyel denklem, bir pala boyunca entegre edilerek ve pala sayısı (B) ile çarpılarak, pervanenin çekmesi bulunur:

$$T = B \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \int_0^{D/2} C_z \cdot \frac{\cos(\gamma + \delta)}{\sin^2 \gamma \cdot \cos \delta} \cdot c \cdot dr$$

Bu denklemde (c) ve (dr) , doğruca pervane çapıyla bağıntılı olup, $(c \cdot dr)$, (D^2) nin fonksiyonudur. Verilen bir profil kesidi ve (β) açısı için, elemanın çekmesi, doğruca (ϕ) hücum açısının, veya $(\alpha = \beta - \gamma)$ olduğundan (γ) nin fonksiyonudur. (γ) yerine $(\gamma = \arctan V/2 \cdot \pi \cdot n \cdot r)$ bağıntısı dikkate alınarak, (D) pervane çapını göstermek üzere, $(J = V/n \cdot D)$ denklemiyle tarif edilen, «ilerleme oranı» kullanılır.

Bir pervane bahis konusu olduğunda, paragraf (7.1) de bildirildiği gibi, konum açısı, pervane yarı çapının dörtte üçündeki kesitte ölçülür.

Böylece, verilen bir konum açısı ve pala sayısı için, pervane çekmesi, (T_k) ilerleme oranının fonksiyonu boyutsuz bir katsayı olmak üzere, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$T = T_k \cdot \rho \cdot V^2 \cdot D^2$$

Benzer bir tarzda, pervane çifti için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$Q = Q_k \cdot \rho \cdot V^2 \cdot D^3$$

Yukarıdaki iki denklemde yer alan katsayılar yerine, daha kullanışlı katsayılar bulmak için, çekme kuvvetinin ifadesi aşağıdaki tarzda yazılır:

$$T = T_k \cdot \left(\frac{V}{n \cdot D} \right)^2 \cdot \left(\frac{n \cdot D}{V} \right)^2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot D^2$$

Burada, $T_k \left(\frac{V}{n \cdot D} \right)^2 = C_T$ koyarak, (C_T) ilerleme oranının fonksiyonu boyutsuz bir katsayı olmak üzere:

$$T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$$

ve benzer bir tarzda:

$$Q = C_Q \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$$

denklemleri bulunur.

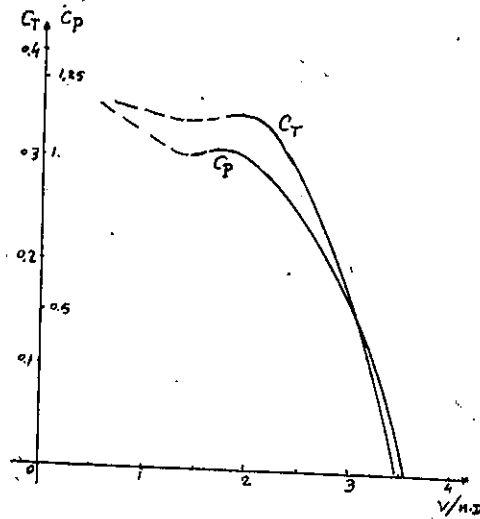
Pervanenin sarfettiği güç, yâni alınan güç, çiftin açısal hızla çarpımına eşit olduğundan, $(P = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot Q)$, (C_P) boyutsuz güç katsayısı göstermek üzere, aşağıdaki denklem yazılır:

$$P = C_P \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$$

Bu suretle, pervane randımanının $(\eta = T \cdot V / P)$ denkleminde, (T) ve (P) yerine yukarıdaki ifadeleri konarak, randıman için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\eta = \frac{C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \cdot V}{C_P \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5} = \frac{C_T}{C_P} \cdot \frac{V}{n \cdot D} = \frac{C_T}{C_P} \cdot J$$

Geometrik vasıfları verilen bir pervanenin çekme, çift ve güç karakteristikleri, özel ölçme âletleriyle teşhiz edilmiş rüzgâr tünellerinde deneylerle tâyin edilir. Bu deneylerin sonuçları, C_T ve C_Q veya C_P katsayılarını, muhtelif konum açıları için, (J) nin fonksiyonu olarak gösteren grafiklerle bildirilir; böyle bir grafik, (Şekil: 60) da verilmiştir.

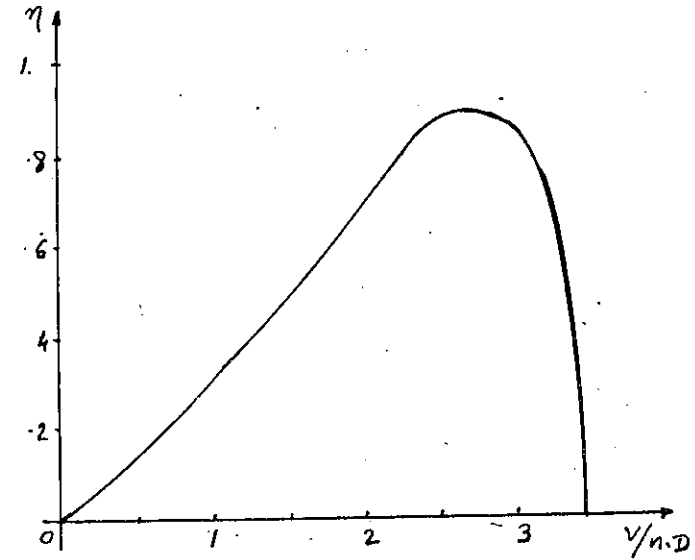


(Şekil: 60)

Bu grafikler yardımıyla, verilen uçuş şartlarında, çekme ve randıman hesaplanır. Sabit hızlı işleme halinde P , ρ , n , D ve V bilinmekte olup, grafikten C_P , β ve C_T tâyin edilir ve yukardaki denklemler yardımıyla T ve (η) hesaplanır.

Pervanenin sabit hatveli veya değişgen hatveli olmasına göre, çekmenin ve randımanın hesabı, ileride ayrı bir paragrafta incelenmiştir.

Pervane randımanının, verilen bir (β) açısı için (J) ile değişimi, (Şekil: 61) de gösterilmiştir.



(Şekil: 61)

Pervane karakteristiklerinin diğer bir gösteriliş tarzı, (C_P) katsayısını (J) nin fonksiyonu olarak veren eğriyi, randımana göre işaretlemektir. Bu tarz grafik, geometrik olarak aynı aileye mensup pervanelerin mukayesesini ve verilen hizmet şartlarına uygun pervane seçimini, büyük ölçüde kolaylaştırır.

7.6. — Diğer pervane katsayıları.

Bir uçak için verilen özel şartlara uygun pervanenin seçimini kolaylaştırmak maksadiyle, başka karakteristik katsayılar kullanılır. Deneyler, ekseriya, geometrik benzerlikte ve konum açısı eşit aralıklarla değişen pervane aileleri üzerinde yapılır. Böyle bir aile içinden, özel bir uçak için, (P, n, V) ve (η) şartlarının bir terkibine en uygun pervane-

nin seçilmesi, uçak projelerinde sık sık rastlanan problemlerden biridir. Mümkün en iyi pervaneyi, uygun bir tarzda seçmek için, yukarıdaki faktörleri ihtiva eden fakat pervanenin çapını veya herhangi bir boyutunu ihtiva etmeyen bir katsayı bulmak gereklidir. Yalnız (P, n ve V) faktörlerini ihtiva eden böyle bir katsayı, aynı zamanda randımanın mukadderatını da kolaylaştırır.

Pervane çapından bağımsız olarak (P, n ve V) faktörlerini ihtiva eden bir katsayı, $(C_p = P/\rho \cdot n^3 \cdot D^5)$ ve $(J = V/n \cdot D)$ denklemlerini aşağıdaki tarzda elde edilir:

$$\text{Katsayı} = \frac{(V/n \cdot D)^5}{C_p} = \frac{V^5}{n^5 \cdot D^5} \cdot \frac{\rho \cdot n^3 \cdot D^5}{P} = \frac{\rho \cdot V^5}{P \cdot n^2}$$

Bu suretle tarif edilen katsayıya, «hız-güç katsayısı» adı verilir. (C_s) ile gösterilir:

$$C_s = V \cdot \sqrt[5]{\frac{\rho}{P \cdot n^2}}$$

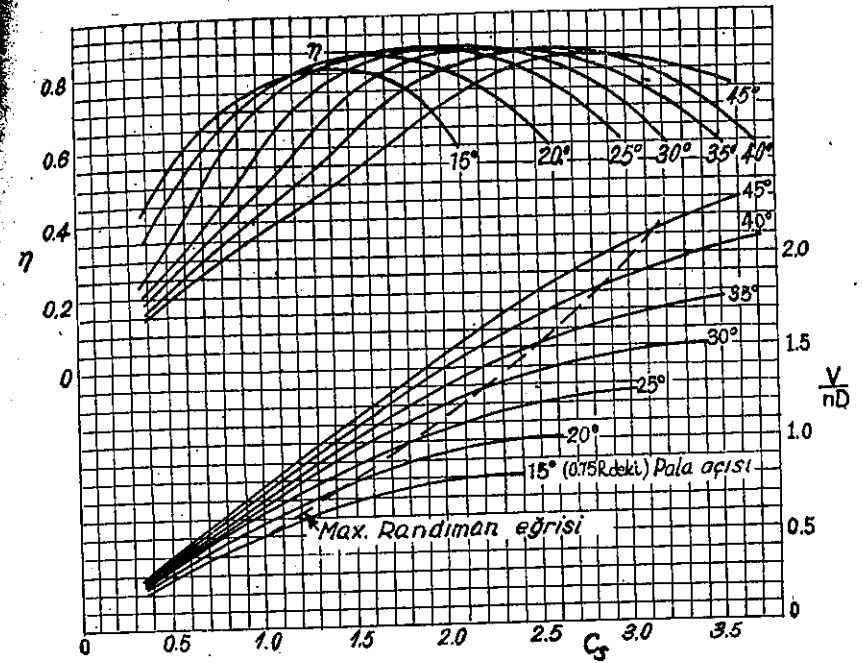
Tatbikatta hızlar (Km/Saat), güçler (Beygir) ve devir sayısı (devir/dakika) olarak ifade edildiğinde, izafi hava yoğunluğu hesaba katılarak hız-güç katsayısı için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$C_s = \frac{V/100}{\left[\frac{P}{100} \cdot \left(\frac{n}{1000} \right)^2 \right]^{1/5}} \cdot \sigma^{1/5}$$

Hız-güç katsayısı kullanıldığında, pervane çapını ihtiva eden boyutsuz parametre olarak, ilerleme oranı alınır ve bir pervane ailesine ait karakteristikler, (η) ve (J) yi, muhtelif (β) lar için, (C_s) in fonksiyonu olarak gösteren eğrilerle verilir. Bu eğriler yardımıyla, çeşitli pervane problemlerini çözmek için, grafiklerde randıman eğrilerinin zarfı ve verilen (C_s) için maksimum randıman hattı da gösterilir. Üç palalı bir pervane ailesine ait böyle bir grafik, (Şekil: 62) de verilmiştir.

Bu grafiği kullanarak, verilen motor gücü, devir sayısı ve ilerleme hızı için, en uygun pervanenin konum açısını ve çapını tayin etmek için aşağıda sıralanan işlemleri yapmak kâfidir:

- 1) Verilen işleme şartlarına göre, C_s hesaplanır.
- 2) Randıman eğrilerinden hatve veya konum açısı tayin edilir.
- 3) İlerleme oranı eğrilerinden, hesaplanan C_s ve bulunan konum açısına tekabül eden $(V/n \cdot D)$ bulunur.
- 4) V, n ve $V/n \cdot D$ bilindiğine göre, D hesaplanır.



(Şekil: 62)

Bu usul; P, n, V, ρ , D, β ve η faktörlerinden dördü bilindiğinde diğer üçünün çabuk ve kolay tayinine imkân vardır.

7.7. — Pala ucu hızı tesiri.

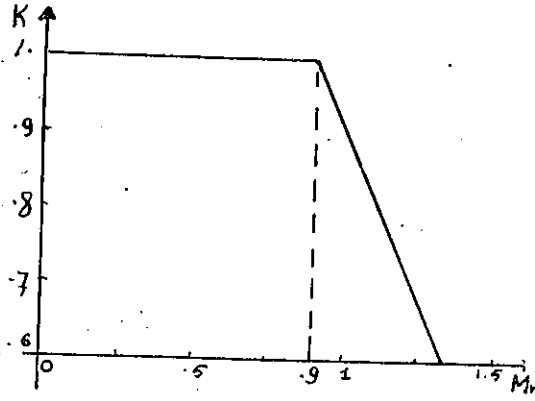
Yukarıdaki paragraflarda incelenen hususlar, bir profil karakteristiklerinin hızla değişmediği haller için muteberdir. Hız artıp ses hızı (a) ya yaklaştığında, yani pala uçlarındaki Mach sayısı (1) e yakın değerler aldığı anda, profil kesidinin aerodinamik karakteristikleri büyük ölçüde değişirler. Bu değişme, kalın profiller için $Mn = 0,7$ değerinde başlar; pervane palalarının uçlarında kullanılan ince simetrik profiller için, $Mn = 0,9$ değerinde hiss olunur.

Bunun neticesi olarak, finesin küçülmesi, hiç şüphesiz, pervanenin randımanını azaltır. Pala uçlarındaki diğer zayıf dolayısıyla, pervane randımanının azalışı, daha büyüktür. Bu karışık tesirleri tam olarak tayin etmekte karşılaşılan zorluklar dolayısıyla, yüksek hızların yalnız pervane randımanına tesir ettiği kabul edilir.

Bu sabit usulde, yüksek hızlardaki hakikî randıman (η_r) , aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$\eta_r = K \cdot \eta$$

Bu denklemde (K), Mach sayısının fonksiyonu bir faktör olup, «sir faktörü» adını taşır ve bu faktörün, Mn ile değişimi; (Şekil: 63) gösterilmiştir.



(Şekil: 63)

Burada bahsi geçen Mach sayısı, pala ucundaki bileşke hıza göre hesaplanır:

$$(V_{bil})_{uq} = \sqrt{V^2 + (\pi \cdot n \cdot D)^2}$$

7.8. — Değişgen hatveli pervaneler.

Bir uçak için, verilen hizmet şartlarına uygun en iyi randımanlı olarak seçilen bir pervane, başka uçuş şartları altında düşük bir randımana maliktir.

Önceki paragraflarda incelenen konular göstermiştir ki, bir pervanenin randımanı, sabit (β) değerleri için, ($V/n \cdot D$) nin ancak bir değerinde maksimumdur. Maksimum randımana ait (V) ve (n) değiştiğinde, ($V/n \cdot D$) değişir ve randıman küçülür. Maksimum randımana ait ($V/n \cdot D$) değeri, verilen bir pervane için, yalnız (β) nin fonksiyonudur. Böylece, uçuş sırasında (β) yı değiştirmek suretiyle, oldukça geniş sınırlar arasında değişen ($V/n \cdot D$) değerlerinde, maksimum randıman elde etmek mümkündür.

Sabit bir açısal hızla dönen bir pervane halinde, (Şekil: 56) da görüldüğü gibi, bir pala elemanına ait hücum açısı ($\alpha = \beta - \gamma$) denklemiyle verilmiştir ve diğer yandan, $\gamma = \arctan \frac{V}{2 \cdot \pi \cdot n \cdot r}$ dir. İlerleme hızı (V)

küçük olduğunda, (J) ve (γ) küçüktürler. Eğer ilerleme hızı artarsa, J büyüyecektir ve, ($\alpha = \beta - \gamma$) bağıntısı gereğince, (β) nin sabit olması halinde, hücum açısı küçülecektir. Maksimum randıman elde etmek için, paragraf (7.2) de açıklanmış olduğu gibi, ilk önce pala geometrik olarak burulmalıdır ve bundan başka, uçuş şartlarına göre (γ) tahmin etmek için geometrik hatve, veya pala konum açısı değiştirilmelidir.

Uçuşta pala konum açısını değiştirmeye imkân veren bir mekanizmaya malik pervanelere, «değişgen hatveli» adı verilir. Böyle bir pervane, doğru olarak işletildiğinde, her hangi bir ilerleme oranı için, en verimli pala konum açısını seçmeye imkân verir ve sabit hatveli pervanelere nazaran, hakiki bir üstünlük ifade eder.

Yüksek bir konum açısına getirilen bir pervane, motorun hasıl ettiğiğinden daha büyük bir çift gerektirir ve bunun neticesi, motorun devir sayısını düşürür. Pistonlu motorların maksimum gücü veya nominal gücü belli bir devir sayısında elde edilmesi sebebiyle, motorun bu belli devir sayısındaki çalışması pervane tarafından bozulduğunda, motordan alınan güçte bir azalma vuku bulacaktır.

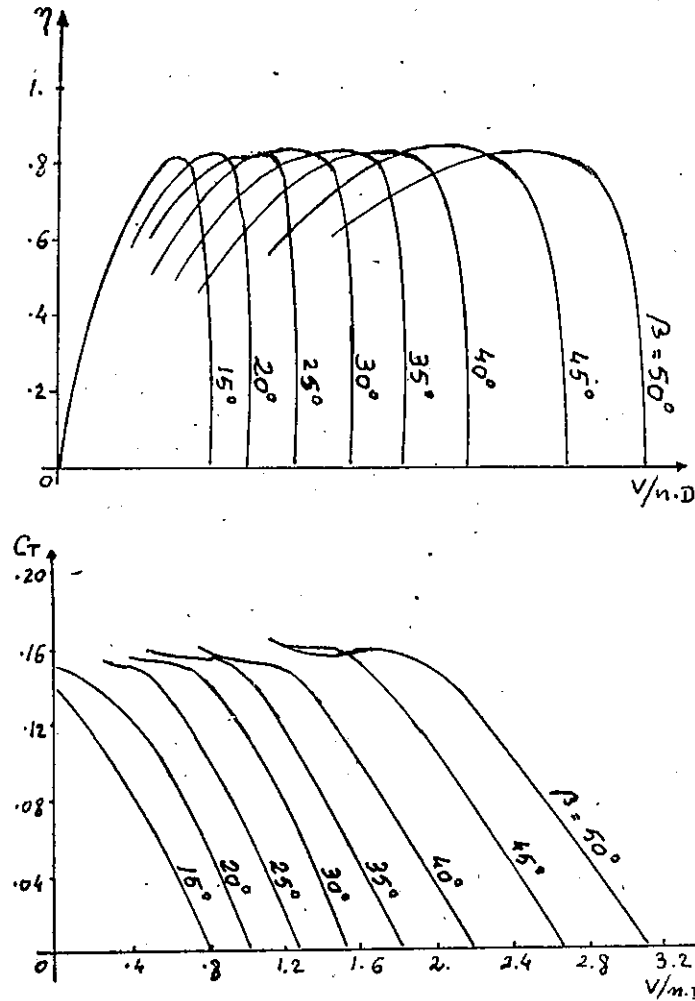
Benzer tarzda, eğer pervane motorun tam gazdaki çiftini kullanmıyorsa muki değildir değilse, pervane motorun hızlanmasına sebep olacak ve neticede, motorun verimli çalışması bozulacak, motorda veya pervanede yahut da her ikisinde yapı hasarı vuku bulacaktır.

Motorun nominal değerinden fazla veya eksik çift ihtimallerini önlemek ve aynı zamanda, bütün şartlarda en iyi randımanlı pala konumları elde etmek maksadiyle, «sabit hızlı» adı verilen pervaneler meydana getirilmiş bulunmaktadır. Bir sabit hızlı pervane, gaz kolunun durumu ne olursa olsun, sabit bir dönme hızı muhafaza etmek için, pala konum açısını otomatik olarak değiştirir. İstenen dönme hızını pilot seçer ve bundan sonra pervanenin pala konumu, tamamen otomatik olarak değişir.

Değişgen hatveli pervanelerin ve, bir otomatik değişgen hatveli pervaneden ibaret olan, sabit hızlı pervanelerin karakteristikleri, (Şekil: 60) daki gibi grafiklerle gösterilir; ancak, karakteristik katsayıların ($V/n \cdot D$) ile değişimine ait eğriler, yalnız bir pala konumu için değil, fakat muhtelif bir çok pala konumları için verilir. Tipik randıman ve çekme katsayısı eğrileri, Şekil: 64) de gösterilmiştir.

Bu tip pervanelerin en verimli işleme tarzı, pala konum açısı devamlı olarak değişerek, her pala konum açısında, zarf üzerindeki randıman değerini vermesidir.

Değişken hatveli pervaneye malik uçaklarda, kalkış ve tırmanışta küçük hatve ve maksimum hızla uçuş veya seyahat uçuşu için büyük



(Şekil: 64)

hatve kullanılır. Bu pervanelerin hatvesi, yâni pala konum açısı, pilot tarafından, elektrikli, hidrolik veya mekanik bir tertibat yardımıyla kumanda edilir.

Çok motorlu bir uçakta, motorlardan birinin ârızalanması halinde, bu motoru daha fazla hasardan korumak için, durdurmak gerektir. Bu maksatla, pervane hatvesi, pala veterleri ortalama uçuş rüzgârı içinde bulunacak tarzda, yüksek bir değere getirilir. Buna, «bayrak konumu»

denir. Bu durumda pervane, motor anamiline hiç bir çift tatbik etmediğinden, motor işlemez ve aynı zamanda, boşa dönen pervanenin sürüklenmesi minimumdur.

Pervane hatvesi sıfırdan geçerek eksi bir değer aldığı anda, «ters konum» elde edilir. Bu durumda pervanenin çekmesi, geriye doğru yönelmiştir. Bu tertibat, uçağın iniş mesafesini kısaltmak maksadiyle, tecrübe mahiyetinde kullanılmaktadır.

7.9. — Motor redüktörü.

Pistonlu motorların gücü, devir sayısı ile bağıntılıdır. Motorun gücünü artırmak ve daha iyi şartlar altında çalışmasına imkân vermek için, devir sayısının yüksek olması gereklidir. Buna karşılık, pervane randımanını yüksek tutmak ve randımanın düşmesine sebep olan yüksek pala uçuş hızlarını önlemek için, pervanenin devir sayısı, büyük olmamalıdır. Pervane karakteristiklerine ait eğrilerin incelenmesinden görüldüğü gibi, verilen bir pervanenin randımanı, $(V/n.D)$ oranının oldukça büyük değerlerinde maksimum olur ve bu oran, verilen bir uçuş hızı ve pervane çapı için, devir sayısı ile ters orantılı olarak değişir.

Pervane devir sayısını, mümkün olduğu kadar, küçültmek maksadıyla, uçak motorlarında, motor anamili ve pervane arasına, devir sayısını küçülten bir redüktör tertibatı ilâve edilir. Tatbikatta, pervane devir sayısının motorunkine oranı olarak tarif edilen, «redüktör oranı» için, 0,45 ile 0,70 arasında değişen değerlere rastlanmaktadır.

7.10. — Pervane seçimi.

En çok rastlanan pervane seçimi problemi; motor gücü, devir sayısı, uçuş yüksekliği ve uçağın takribi uçuş hızı verildiğinde, karakteristikleri bilinen bir pervane ailesinden, en iyi randımanlı pervanenin çapını ve pala konum açısını tâyin etmektir. Tatbikatta başka tip pervane seçimi problemleriyle de karşılaşılır.

Pervane seçiminde, hız-güç katsayısı (C_s) in fonksiyonu olarak, muhtelif pala konum açıları için, $(V/n.D)$ ve (η) eğri demetleri kullanılır. Takip edilecek usul, paragraf (7.6) da açıklanmıştır.

Uçak performanslarının incelenmesinde (Bölüm-9) görüleceği gibi, bir uçağın maksimum hızı, motor pervane sisteminden alınan güçle bağıntılıdır. Diğer yandan, pervane seçimi probleminde, uçuş hızını önceden bilmek icap eder. Böylece, pervane seçimi ve uçak performanslarının hesabı problemleri, birbirleriyle ilgilidir. Pervane seçimi problemi, elde edilmesi mümkün maksimum hızı veya en yüksek randımanı, benzer

uçaklara ait sonuçları dikkate almak suretiyle, önceden takribî olarak tahmin ederek, müteakip aproksimasyon usulüyle çözülür.

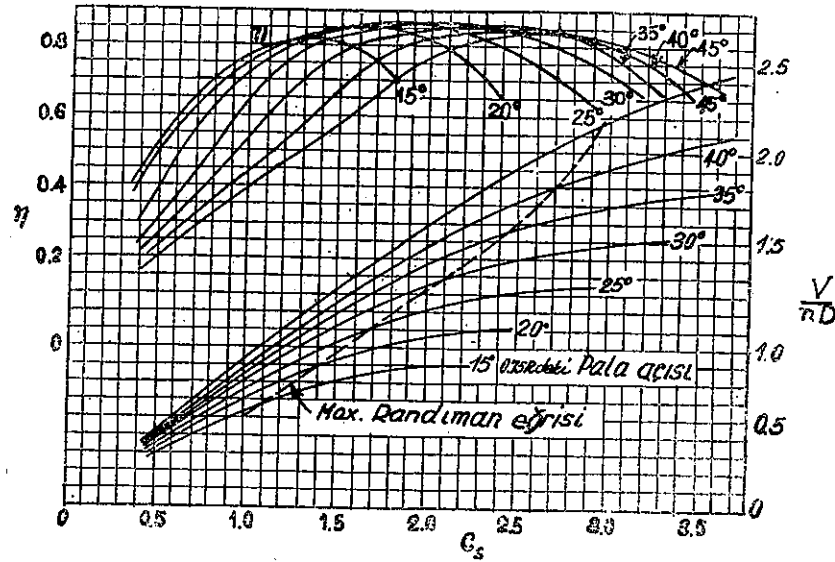
Pervane çapını hesaplamak için pratik bir formül, aşağıda verilmiştir:

$$D = \sqrt[4]{\frac{P}{\sigma \cdot V \cdot n^2}}$$

Bu formül; güç (Beygir), hız (Km/Saat) ve devir sayısı (Devir/Dakika) olmak üzere, iki palalı bir pervanenin çapını (metre) olarak verir. Yüksek hız istendiğinde, (0,925) çarpanı ilâve edilmelidir. Üç palalı pervane halinde, bu formüle göre hesaplanan çap, yüzde 8 küçültülmelidir.

Pervane seçimi problemi ve bununla ilgili bazı hususlar, aşağıda bir nümerik misâl ile açıklanmıştır.

Misâl: Fren gücü 2000 (Devir/Dakika) da 400 Beygir ve redüktör oranı (0,5) olan bir motor ve karakteristikleri (Şekil: 65) de verilen bir



(Şekil: 65)

pervane ihtiva eden bir uçak tasavvur edilmektedir (1). Bu uçağın deniz seviyesinde 324 (Km/Saat) hızda yatay uçuşunda, pervane randımanının maksimum olması için, pervane pala konum açısı, pervane çapı ve bu halde pervane randımanı nedir? (2). Aynı uçağın yukarıda hesaplanan (β) ve (D) değerleri sabit kaldığında, deniz seviyesinde 180 (Km/Saat) hızda pervane randımanının değeri ne olur? (3). Değişken

hatveli bir pervane bahis konusu olduğunda, 1. ci halde bulunan (D) hafıza edilerek, deniz seviyesinde 180 (Km/Saat) hızda, (β) ve (η) değerleri nedir?

(1) Verilen şartlara göre, $C_s = 2,45$ hesaplanır. Grafikten, verilen (S_s) e ait maksimum randıman eğrisi üzerinde, interpolasyon suretiyle, $\beta = 34^\circ.5$ ve $\eta = 0,835$ bulunur. (J) nin bu değerine göre; $D = V/J \cdot n = 3,60$ (metre) ve maksimum randımanı için, $\eta = 0,86$ elde edilir.

(2) $\beta = 34^\circ.5$ ve $D = 3,60$ (m) olduğuna göre, $V = 180$ (Km/Saat) için, $\eta = 0,835$ hesaplanır. Grafikten randıman için, $\eta = 0,59$ bulunur.

(3) Değişken hatveli pervane bahis konusu olduğunda, deniz seviyesinde $V = 180$ (Km/Saat) için, $C_s = 1,36$ hesaplanır. Pervane çapı verildiğine göre, $\eta = 0,835$ dir. (C_s) in ve (J) nin bu değerleri için, grafikten, interpolasyon suretiyle, $\beta = 27^\circ$ ve $\eta = 0,73$ bulunur.

PERVANE VE KARAKTERİSTİKLERİ

Problemler:

1. — Bir pervanenin çapı $D = 3$ m olup, deniz seviyesinde $V = 180$ Km/Saat hızda, $T = 450$ Kg bir çekme kuvveti veriyor. Hareket miktarı teorisi yardımıyla; (a) Pervane diskindeki hız artışını ve (b) Pervane rüzgârı eksenel hızını tayin ediniz.
2. — Ağırlığı $W = 1000$ Kg olan bir helikopter, $D = 9$ m çaplı bir rotora maliktir. Rotor izindeki hız artışı, düşey alçalış hızının yarısına eşit olmak üzere, deniz seviyesindeki sabit düşey alçalış hızının değeri ne olmalıdır?
3. — Bir helikopterin rotor çapı $D = 15$ m dir. Rotor izindeki hız artışı, düşey alçalış hızının 0,6 katı olduğuna ve açılış hızı $w = 12$ m/s değerleriyle sınırlanmış bulunduğu göre, deniz seviyesinde, maksimum helikopter ağırlığı ne olmalıdır?
4. — Bir uçak, nominal rejim vasıfları $P_0 = 2000$ Bg ve $N_0 = 2600$ l/dk olan ve redüktör oranı (1/2) den ibaret bir motor ve karakteristikleri (Şekil: 62) de verilmiş olan üç palalı bir pervane ihtiva ediyor.
(a) Deniz seviyesinde, $V = 540$ Km/Saat hızda, randımanın maksimum olması şartına göre, pervane çapının ve randımanın tayini.
(b) Pervane, değişgen hatveli ve sabit hızlı kabul edilerek, yukarıda seçilen pervanenin, deniz seviyesinde, $V = 180$ Km/Saat hızdaki randımanını tayin ediniz.
5. — Nominal rejim vasıfları 3000 m yükseklikte, $P_0 = 300$ Bg ve $N_0 = 1900$ l/dk olan kompressörlü bir motorla donatılmış olan bir uçağın, 3000 m yükseklikte 270 Km/Saat hızda, en iyi randımanlı pervane çapı nedir? Bu halde, randımanın değeri nedir? Pervane karakteristikleri, (Şekil: 65) de verilmiştir.

BÖLÜM — 8

UÇUŞUN GENEL ETÜDÜ.

8.1. — Konu.

Uçağın uçuşu problemi, bütün genelliğiyle ele alındığında, kendi ağırlığı, çekme kuvveti ve aerodinamik kuvvetler ve momentler tesiri altında, havada tamamen serbest bir cismin hareket denklemlerini bulmaktan ibarettir.

Uçağa tesir eden kuvvetlerden ağırlık, yön ve büyüklük bakımlarından tamamen malûm ve muayyendir ve bu kuvvetin, uçuş sırasında değişmediği kabul edilir.

Aerodinamik tesirler, verilen bir uçak halinde, Bölüm-3 ve 4 de görüldüğü veçhile, hava yoğunluğunun, uçuş hızının ve hücum açısının fonksiyonudurlar. Bu fonksiyonlar, aerodinamik lâboratuvar deneyleriyle, önceden tayin edilmiş olan, uçağın poler ve moment eğrileriyle bellilolurlar.

Çekme kuvveti, uçağa nazaran sabit bir doğrultuda ve yönde tesir eder ve güç sisteminin belli bir işleme rejimi için, hava yoğunluğunun ve uçuş hızının fonksiyonudur. Tepkili güç sistemi ihtiva eden uçaklar halinde, çekme kuvvetinin hızdan bağımsız olduğu kabul edilir.

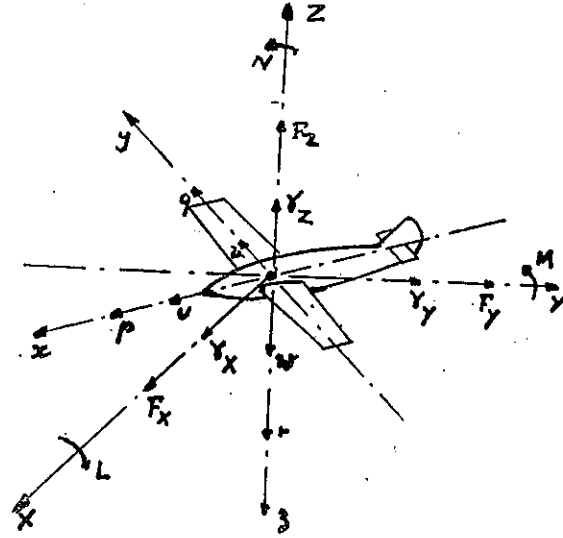
Pilotun arzusuna göre uçuş ve motor kumandalarının kullanılması halinde, uçak şeklinin ve güç sistemi işleme rejiminin değişmesi, problemi daha çok karıştırır. Bu itibarla burada, ilk adım olarak problemi basitleştirmek için, yalnız rijit uçak ve sabit rejim (yâni bütün kumanda kolları kilitli hal) etüt edilecektir.

8.2. — Genel uçuş denklemleri.

Uçağın bütün kumandalar kilitli hareket denklemleri, Newton'un hareket kanunları gereğince, her hangi bir doğrultudaki dış kuvvetler toplamının, hareket miktarı değişimine ve bir eksen etrafındaki dış momentler toplamının, hareket miktarı momentinin değişimine eşit olduklarını yazmak suretiyle bulunur.

Dış kuvvetlerin, boşluğa bağlı X, Y ve Z eksenleri üzerindeki bile-

şenleri F_x , F_y ve F_z ; bu kuvvetlerin aynı eksenler etrafındaki momentleri L , M ve N olsun.



(Şekil: 66)

Aynı eksenler doğrultusundaki ivmeler γ_x , γ_y ve γ_z ile gösterildiğinde, uçak ağırlık merkezinin hareket denklemleri için:

$$\Sigma F_x = m \cdot \gamma_x$$

$$\Sigma F_y = m \cdot \gamma_y$$

$$\Sigma F_z = m \cdot \gamma_z$$

ifadeleri bulunur.

Uçuş hızının, uçağa bağlı Oxyz eksen takımındaki bileşenleri sıra ile u , v ve w ; uçağın anı dönme hızı (Ω) nın aynı eksenler üzerindeki bileşenleri p , q ve r ile gösterilerek, boşluğa bağlı eksen takımına nazaran ivmeler için, Coriolis teoremi gereğince, aşağıdaki ifadeler bulunur:

$$\gamma_x = \frac{du}{dt} + q \cdot w - r \cdot v$$

$$\gamma_y = \frac{dv}{dt} + r \cdot u - p \cdot w$$

$$\gamma_z = \frac{dw}{dt} + p \cdot v - q \cdot u$$

Öylece, uçak ağırlık merkezinin hareket denklemleri, aşağıdaki yazılır:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_x &= m \cdot \left(\frac{du}{dt} + q \cdot w - r \cdot v \right) \\ \Sigma F_y &= m \cdot \left(\frac{dv}{dt} + r \cdot u - p \cdot w \right) \\ \Sigma F_z &= m \cdot \left(\frac{dw}{dt} + p \cdot v - q \cdot u \right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Hareket miktarının, boşluğa bağlı OXYZ eksenlerine nazaran momentleri E_x , E_y ve E_z ile gösterilerek, uçağın kendi ağırlık merkezi etrafındaki hareketi için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$\Sigma L = \frac{dE_x}{dt}$$

$$\Sigma M = \frac{dE_y}{dt}$$

$$\Sigma N = \frac{dE_z}{dt}$$

Uçağın, uçağa bağlı eksenlere nazaran atalet momentleri I_x , I_y ve I_z ve u , v ve w eksenlerin ikişer ikişer teşkil ettikleri düzlemlere nazaran atalet çarpımları J_{xy} , J_{yz} ve J_{zx} olsun. Uçağın Oxyz eksenlerine nazaran hareket miktarı momentleri için, aşağıdaki ifadeler yazılır:

$$e_x = p \cdot I_x - q \cdot J_{xy} - r \cdot J_{zx}$$

$$e_y = q \cdot I_y - r \cdot J_{yz} - p \cdot J_{xy}$$

$$e_z = r \cdot I_z - p \cdot J_{zx} - q \cdot J_{yz}$$

Uçak, Oxx düzlemine nazaran simetrik bir cisim gibi kabul edildiğinden, (Oy) eksen, uçağın bir asal atalet eksenidir ve bu takdirde J_{xy} ve J_{yz} atalet çarpımları sıfırdır. Böylece, yukarıdaki ifadeler aşağıdaki tarzda yazılırlar:

$$e_x = p \cdot I_x - r \cdot J_{zx}$$

$$e_y = q \cdot I_y$$

$$e_z = r \cdot I_z - p \cdot J_{zx}$$

Uçağın, bileşenleri u , v ve w olan bir ilerleme hızına ve bileşenleri p , q ve r olan bir dönme hızına malik olduğu gözönünde tutularak, boşluğa bağlı sabit OXYZ eksen takımına nazaran hareket miktarı moment-

lerinin değişimi, ivmeler için olduğu gibi, aşağıdaki denklemlerle ifadesi edilir:

$$\frac{dE_x}{dt} = \frac{de_x}{dt} - e_y \cdot r + e_z \cdot q$$

$$\frac{dE_y}{dt} = \frac{de_y}{dt} - e_z \cdot p + e_x \cdot r$$

$$\frac{dE_z}{dt} = \frac{de_z}{dt} - e_x \cdot q + e_y \cdot p$$

Böylece, uçağın kendi ağırlık merkezi etrafındaki dönme hareketi için:

$$\Sigma L = \frac{de_x}{dt} - e_y \cdot r + e_z \cdot q$$

$$\Sigma M = \frac{de_y}{dt} - e_z \cdot p + e_x \cdot r$$

$$\Sigma N = \frac{de_z}{dt} - e_x \cdot q + e_y \cdot p$$

veya, e_x , e_y ve e_z yerine yukardaki ifadeleri konarak:

$$\Sigma L = \frac{dp}{dt} \cdot I_x - \frac{dr}{dt} \cdot J_{xz} + r \cdot q \cdot (I_z - I_y) - p \cdot q \cdot J_{xz}$$

$$\Sigma M = \frac{dq}{dt} \cdot I_y - r \cdot p \cdot (I_x - I_z) + (p^2 - r^2) \cdot J_{xz}$$

$$\Sigma N = \frac{dr}{dt} \cdot I_z - \frac{dp}{dt} \cdot J_{xz} + p \cdot q \cdot (I_y - I_x) + q \cdot r \cdot J_{xz}$$

ve nihayet, uçağın her hangi bir denge durumundan çok küçük ayrılmaları bahis konusu olduğunda, p , q ve r açısal hızları çok küçük olduklarından bunların kareleri ve ikişer ikişer çarpımları ihmal edilerek:

$$\Sigma L = \frac{dp}{dt} \cdot I_x - \frac{dr}{dt} \cdot J_{xz}$$

$$\Sigma M = \frac{dq}{dt} \cdot I_y$$

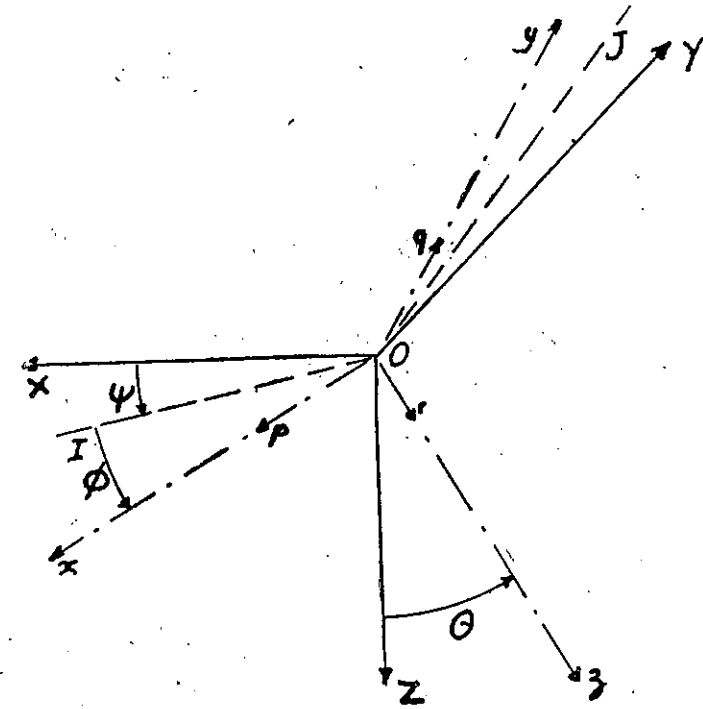
$$\Sigma N = \frac{dr}{dt} \cdot I_z - \frac{dp}{dt} \cdot J_{xz}$$

denklemleri elde edilir.

(2)

Uçağın genel uçuş denklemlerini tamamlamak için, (1) ve (2) denklemler gruplarına, uçağa bağlı eksenlerin, boşluğa bağlı sabit eksenlere nazaran durumunu tayin eden, Euler açılarının değişimini veren denklemleri de ilâve etmek lâzımdır. Euler açıları, aşağıdaki tarzda tarif edilirler:

Boşluğa bağlı ve uçağa bağlı eksen takımları, sırasıyla, OXYZ ve Oxyz olduğuna göre, XOY ve xOy düzlemlerinin arakesidi OI olsun. (OZ) eksenini etrafında artı yönde ölçülen XOİ açısı (ψ), (Oz) eksenini et-



(Şekil: 67)

rafında artı yönde ölçülen IOx açısı (ϕ) ve (OI) eksenini etrafında artı yönde ölçülen ZOz açısı (θ) ile gösterilir. Bu suretle OI, Oz ve OZ eksenleri etrafındaki açısal hızlar, sırasıyla $d\psi/dt$, $d\phi/dt$ ve $d\theta/dt$ dir.

(IOz) düzlemine dikey (OJ) doğrultusu, bir eksen gibi tasavvur edilerek, OIJz eksen takımına nazaran uçak dönme hızının bileşenleri şunlardır:

$$OI; \frac{d\theta}{dt}$$

$$OJ; \frac{d\psi}{dt} \cdot \sin \theta$$

$$Oz; \frac{d\phi}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \cdot \cos \theta$$

(Oxyz) eksen takımındaki p, q ve r açısal hızları:

$$p = \frac{d\theta}{dt} \cdot \cos \phi + \frac{d\psi}{dt} \cdot \sin \theta \cdot \sin \phi$$

$$q = -\frac{d\theta}{dt} \cdot \sin \phi + \frac{d\psi}{dt} \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi$$

$$r = \frac{d\phi}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \cdot \cos \theta$$

olup, buradan:

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{p \cdot \sin \phi + q \cdot \cos \phi}{\sin \theta}$$

$$\frac{d\phi}{dt} = r - \frac{p \cdot \sin \phi + q \cdot \cos \phi}{\cos \theta}$$

$$\frac{d\theta}{dt} = p \cdot \cos \phi - q \cdot \sin \phi$$

(3)

denklemleri elde edilir.

Böylece, uçağın uçuşunu bütün genelliğiyle etüd etmek için, (1), (2) ve (3) gruplarından ibaret dokuz diferansiyel denklemi çözmek gereklidir. Eğer F_x , F_y ve F_z kuvvetleri ve L, M ve N momentleri (u, v, w, p, q, r, ψ , ϕ ve θ değişgenlerinin fonksiyonu olarak biliniyorlar ise, bu dokuz diferansiyel denklemin çözümü, uçağın hareketini tamamen tayin edecektir.

Bu problem, kuvvetlerin ve momentlerin açık matematik ifadeleri bulunmayıp ancak deneylerle tayin edilmeleri sebebiyle, genel olarak çözülemez. Bu bakımdan problemi, basitleştirerek ancak özel bazı haller için çözmek mümkündür.

8.3. — Simetrlili uçuş.

Uçuşun etüdü problemini basitleştirmek için, rijit uçak ve sabit rejim şartlarına ilâve olarak, uçağın bir simetri düzlemine malik olduğu,

dış kuvvetlerin ve uçağın ilerleme hızının bu düzlem içinde bulunduğu ve uçağın dönme hızının bu düzleme dikey olduğu farzedilir.

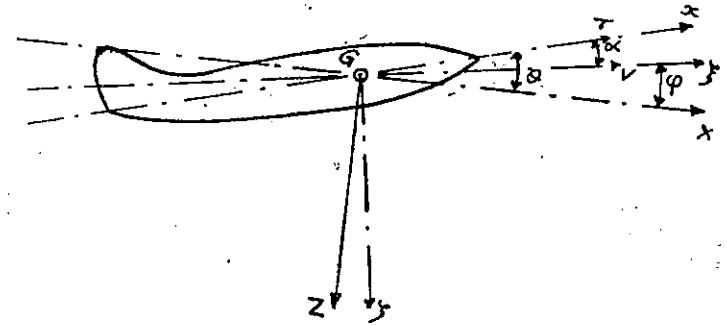
Hakikat, bu kadar basit değildir. Uçak, geometrik bakımdan olduğu kadar, dinamik bakımdan da simetrlili bir cisim değildir. Motor sayısı ve pervaneleri aynı yönde dönen uçaklarda, bir devrilme momenti oluşur; bunu karşılamak için, sağ ve sol kanatların alanını veya hücum açısını farklı yapmak ve düşey kuyruk yüzeyini, simetri düzlemine zaran, hafifçe çarpık koymak gereklidir. Bunlara rağmen, (Oxz) düzlemi, uçağın bir simetri düzlemi olarak kabul edilir.

Bu şartlar altında, uçağın simetri düzlemi düşeydir ve uçak ağırlık merkezinin hareketi, bu düzlem içinde etüd edilir. Bu takdirde, yörüngeye bağlı (Oξζ) eksen takımı kullanılarak, dış kuvvetlerin yörüngeye teğet ve dikey doğrultulardaki bileşenlerini dikkate almak suretiyle, uçak ağırlık merkezinin hareketi için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$\Sigma F_{\xi} = m \cdot \frac{dV}{dt}$$

$$\Sigma F_{\zeta} = m \cdot V \cdot \frac{d\varphi}{dt}$$

Bu denklemlerde (φ), yörünge teğetinin yatay ile teşkil ettiği açıyı göstermektedir.



(Şekil: 68)

Uçağın, çekme doğrultusunda kabul edilen, uzunlama eksenini (Ox), yataya nazaran bir (θ) eğimine maliktir ve bu eksenin hızla teşkil ettiği hücum açısı (α) olup, şekilden açılar için, aşağıdaki bağıntı yazılır:

$$\varphi = \theta - \alpha$$

Böylece, simetrlili uçuş halinde, uçak ağırlık merkezinin hareketi için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = T \cdot \cos \alpha - X - W \cdot \sin (\theta - \alpha)$$

$$m \cdot V \cdot \frac{d(\theta - \alpha)}{dt} = T \cdot \sin \alpha + Z - W \cdot \cos (\theta - \alpha)$$

$$p = \frac{d\theta}{dt}$$

$$\frac{M}{I} = \frac{dp}{dt}$$

Burada (T) çekme kuvveti, hızın bir fonksiyonudur; (X) sürüklenme, (Z) taşıma ve (M) momenti, hücum açısının, hızın ve, uçağın dönüş hızı değiştirdiğinden, (p) nin fonksiyonlarıdır. Bu fonksiyonlar bilindiğinde, V, α, θ ve p değişkenlerini tayin etmek için, dört diferansiyel denklem vardır.

Çok kararlı bir uçak ve eğimi çok küçük bir yörünge bahis konusundadır, uçağın kendi ağırlık merkezi etrafındaki hareketi ihmal edilir, (p = 0). Bir fırlatılma, değişik bir rüzgâr içinde, daima rüzgâr yönünde kaldığını kabul etmekle aynı mertebeden olan bu takribiyet, ancak yataya nazaran çok küçük bir eğime malik yörüngeler halinde kabul edilebilir ve yatay uçuş halinde, tamamen doğrudur.

Bu takribiyetle birlikte, çekme kuvvetinin hız doğrultusunda olduğunu kabul ederek, uçak ağırlık merkezinin hareketi için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = T - X - W \cdot \sin \varphi$$

$$m \cdot V \cdot \frac{d\varphi}{dt} = Z - W \cdot \cos \varphi$$

Bu denklemlerin çözümü, ancak bazı özel hallerde mümkündür. Bu itibarla, problemi bir kademe daha basitleştirmek lâzımdır.

8.4. — Simetrili ve sürekli uçuş.

Simetrili ve sürekli uçuşun incelenmesine başlamadan önce, bu uçuş rejimlerinin vasıflarını ve bu rejimleri elde etmek için gerekli şartları açıklamak faydalıdır. Bu suretle, uçuş denklemlerinin nasıl basitleştirileceğini görmek daha kolaydır.

Simetrili uçuşla ilgili şartlar, bundan önceki paragrafta açıklanmıştır. Bunlara ilâve olarak şu şartlar kabul edilir.

Bir uçuş rejimi, bunu tayin eden bütün faktörler sabit olduğunda, sürekli olarak kalır. Tatbikatta tam bir sürekli uçuş rejimi bulmak, oldukça zordur. Çoğu zaman, hız devamlı olarak değişir. Tırmanış uçuşunda, uçak yüklenildiğinden, havanın yoğunluğu sabit değildir. Yatay uçuşta, benzin sarfı dolayısıyla, uçağın ağırlığı azalır. Bu zorlukları önlemek için, hâlihazırda değişen uçuş halleri, muhtelif sürekli uçuş hallerinin sıralanması gibi tasavvur edilir.

Sürekli bir uçuş hali, sâkin bir hava içinde vuku bulur; ancak, havanın yere nazaran, yatay ve ivmesiz bir harekete malik olması, buna bir engel teşkil etmez.

Uçak, şekil değiştirmiyen rijit bir cisimdir; Uçağın ağırlığı sabittir ve ağırlık merkezi, uçağa nazaran, yerini değiştirmez.

Böylece, simetrili ve sürekli uçuş halleri, aşağıdaki vasıflarla tayin edilir:

(1) İlerleme hızı (V), simetri düzlemi içindedir ve sabit bir değere maliktir.

(2) Simetri düzlemi düşeydir.

(3) Açısal hız (p), sıfırdır.

Bu şartlar altında, uçağın hareketi, düzlemsel bir hareketten ibarettir. Uçağın durumu, sabit bir doğrultusunun (meselâ uzunlama ekseninin) yatayla teşkil ettiği (θ) açısı yardımıyla ve uçuş rejimi, bu sabit doğrultunun hızla tenkil ettiği (α) hücum açısı yardımıyla tayin edilir.

Not. — Burada tarif edilen hücum açısı, Bölüm - 3 de kanat için tarif edilmiş olan hücum açısından, «kanat tesbit açısı» kadar farklıdır. Kanat tesbit açısı, kanat veter doğrultusu ve uçak uzunlama eksenindeki açıdan ibaret olup, verilen bir uçak için sabittir.

8.5. — Simetrili ve sürekli uçuş denklemleri.

Simetrili ve sürekli uçuş halinde, uçağa tesir eden kuvvetler şunlardır:

Atalet kuvvetleri, ağırlık müstesna, sıfırdır. Ağırlık, uçağın ağırlık merkezinde ve düşey doğrultuda tesir eden, sabit bir kuvvettir.

Çekme kuvveti, güç sisteminin tipi ne olursa olsun, motorun veya motorların, belli bir işleme rejimi için, değeri, doğrultusu ve tatbik noktası bilinen bir kuvvetten ibarettir.

Aerodinamik tesirler, uçağın ağırlık merkezine taşındıklarında, bir

bileşke kuvvetle bir momente (bu halde bu momente, «yunuslama momenti» denir) eşdeğerdir. Bileşke aerodinamik kuvvetin hıza dikey paralel bileşenleri, taşımayı ve sürüklemeyi verir. Uçağın ağırlık merkezi etrafındaki açılal hızı sıfır olduğundan, yunuslama momenti de sıfırdır.

Bu şartlar altında, uçuş problemi, statik bir probleme çevrilmiştir. Uçuş ve uçağa tesir eden kuvvetler toplamının sıfıra eşit olduğunu yazarak uçuş denklemleri elde edilir. Bu maksatla, kuvvetlerin uçuş yörüngesi teğet ve dikey doğrultulardaki bileşenlerini dikkate almak kâfidir:

$$T - W \cdot \sin \varphi = X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

$$W \cdot \cos \varphi = Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

Pervaneli güç sistemi ihtiva eden uçaklar halinde, çekme kuvveti P_u rine, ($P_u = T \cdot V$) faydalı gücü hesaba katmak suretiyle, yukarıda verilen birinci denklem, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$P_u - V \cdot W \cdot \sin \varphi = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^3 \cdot S$$

Bu denklem, simetrik ve sürekli uçuş halinde, faydalı gücün, uçuş için gerekli güçle, yörüngenin eğimine göre artı veya eksi olan, uçak ağırlığının birim zamanda yaptığı işe eşit olduğunu ifade eder ve faydalı güç, uçağın güç sisteminden alınan güce eşittir.

8.6. — Başlıca uçuş halleri.

Havacılıkta «uçak performansları» adıyla tanınan başlıca uçuş halleri, yukarıdaki paragraflarda açıklanan takribiyetler dahilinde, iki sınıfa ayrılır:

Birinci sınıfta, esas performanslar olarak adlandırılan şu vasıflar vardır: Maksimum yatay uçuş hızı (veya sadece maksimum hız), düşey doğrultudaki yükseliş hızı, benzin sarfiyatının minimum olduğu ekonomik uçuş hızı, tırmanış süresi ve tavan.

İkinci sınıfta, uçağın uçuş hızının ve ağırlığının değişimini hesaba katan ve özel performanslar olarak adlandırılan şu vasıflar vardır: kalkış rulesi, iniş rulesi, seyir menzili ve seyir süresi.

Bu uçuş halleri, bundan sonra gelen bölümlerde etüd edilmiştir.

BÖLÜM — 9

ESAS PERFORMANSLAR

9.1. — Konu.

Bir uçağın performansı, onun bazı şeyler yapma kabiliyetidir. Bir uçağın kararlılık, manevra ve kumanda vasıflarını nümerik olarak değerlendirmek zordur; bu vasıflar, ancak nitelik bakımından tarif edilirler. Bir uçağın diğer kabiliyetlerini, yeter bir doğrulukla, tayin etmek mümkün olup bunlara, «performans» adı verilir.

Performans adı altında toplanan vasıflar şunlardır: Deniz seviyesinde ve muhtelif yüksekliklerde maksimum ve minimum yatay ivmesiz uçuş hızı, en iyi yükseliş hızı ve tırmanış açısı, muhtelif yüksekliklere tırmanış süresi, teorik ve pratik tavan, süzülüş açısı, kalkış ve iniş mesafeleri, seyir menzili ve seyir süresi.

Bundan önceki bölümde (Paragraf - 8.6) açıklanmış olduğu gibi, bir uçağın performansları, iki sınıfa ayrılır. Bu bölümde, bu sınıfların birincisi olan «esas performanslar» incelenmiştir.

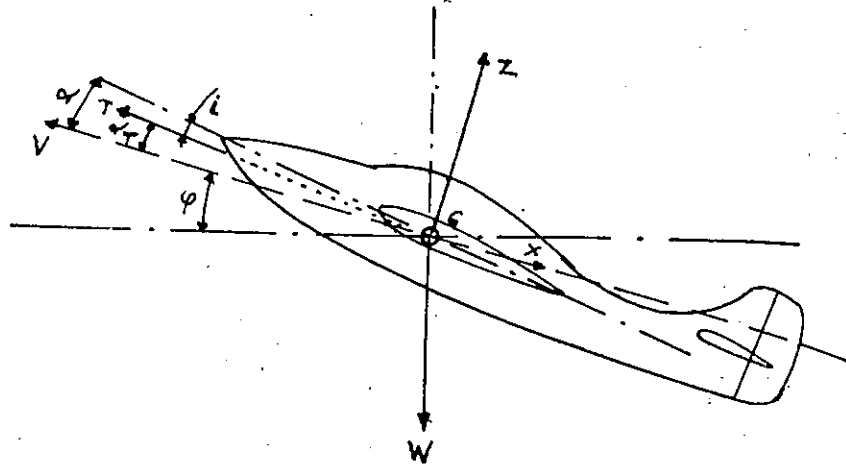
Bir uçağın esas performansları, onun ivmesiz uçuş şartları altındaki vasıfları olarak tarif edilir. Bu tarife göre, esas performans problemi, aşağıdaki karakteristiklerin bir analizi demektir:

- 1) Kabre hızı, veya minimum uçuş hızı.
- 2) Maksimum hız.
- 3) Maksimum yükseliş hızı ve buna ait uçuş hızı.
- 4) Maksimum tırmanış açısı ve buna ait uçuş hızı.
- 5) Tırmanış süresi.
- 6) Teorik ve pratik tavan.

Mevcut bilgiler, henüz proje safhasında bulunan bir uçağın esas performanslarını, oldukça büyük bir doğrulukla ve hassasiyetle, tayin etmeğe imkân vermektedir.

Uçuş sırasında bir uçağa gelen kuvvetler, basınç merkezinin uçak ağırlık merkezinde bulunduğu, çekmenin ve sürüklemenin uçak ağırlık

merkezinde tesir ettikleri kabul edilerek, bir şema tarzında, (Şekil 69) da gösterilmiştir. Burada, genel olarak çekme uçuş yörüngesi boyu



(Şekil: 69)

tesir etmediğinden, çekme doğrultusu, yörüngeye nazaran eğimli almıştır. Uçağın ivmesiz düzdoğru bir hareketi bahis konusu olduğunda uçağa ağırlık merkezi etrafında dönüş yaptıran veya uçuş yörüngesini eğrilik verdiren, dengelenmemiş momentler ve kuvvetler yoktur. Pervane tesirleri ve, diğer kuvvetlerin yanında, kuyruk yükü ihmal edilmiştir.

Böylece, uçak dengede ve ivmesiz düzdoğru uçuş halinde olup, yörüngeye teğet ve dikey doğrultular için, statik denge denklemleri uygulanır:

$$T \cdot \cos \alpha_T - W \cdot \sin \varphi - X = 0 \quad (1)$$

$$Z - W \cdot \cos \varphi + T \cdot \sin \alpha_T = 0 \quad (2)$$

Bu denklemlerdeki terimlerin anlamları şunlardır:

T : Çekme (Kg).

W : Ağırlık (Kg).

X : Sürüklenme (Kg).

Z : Taşıma (Kg).

φ : Yörüngenin yataya nazaran eğimi (derece).

α_T : Çekme doğrultusunun yörüngeye nazaran eğimi (derece).

Bu iki denklem, ivmesiz uçuş hâline ait genel denklemler olup, bunların yardımıyla yatay uçuş ve tırmanış uçuşu etüt edilir. Birinci denk

in, sol tarafında çekmeyi ihtiva eden terimi yalnız bıraktıktan sonra, iki tarafını (V) ile çarparak:

$$T \cdot V \cdot \cos \alpha_T = X \cdot V + W \cdot V \cdot \sin \varphi \quad (3)$$

denklemi elde edilir. Bu denklem, güç sisteminin verdiği faydalı gücün, uçuşa gerekli güç ve, yörüngenin eğimine göre, uçak ağırlığının birim zamanda düşey doğrultuda gördüğü iş toplamına eşit olduğunu ifade eder.

Böylece, esas performanslar, gerekli gücü ve faydalı gücü (veya gerekli çekmeyi ve net çekmeyi) uçuş hızının fonksiyonu olarak gösteren eğriler bir defa bulunduktan sonra, kolayca tayin edilir ve esas performans probleminin önemli kısmı, bu eğrilerin elde edilmesinden ibarettir.

Yatay uçuşta maksimum hız, gerekli güç ve faydalı güç eğrilerinin, yüksek hızlar tarafındaki arakesit noktasıyla tayin edilir. Yükseliş hızı, yatay uçuşa gerekli olandan artan faydalı güçle bağıntılıdır ve bu iki güç eğrisi arasındaki uzaklık, yükseliş hızını tayin eder.

9.2. — Kabre hızı.

Bir uçağın, güçsüz halde yatay uçuştaki kabre hızı, bölüm-5'de açıklanmış olduğu gibi, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_{z \max} \cdot \rho \cdot S}} \quad (4)$$

Bu denklemden görüldüğü gibi, bir uçağın kabre hızı, havanın yoğunluğuyla, kanat yüklemesiyle (W/S) ve uçağın maksimum taşıma katsayısıyla bağıntılıdır. Uçağa bir ivme tatbik eden uçuş hallerinde, uçağın zahiri ağırlığı, ivmenin yer çekimi ivmesine oranı olarak tarif edilen "yük katsayısı" (n) ile gösterilerek, (n.W) olup, bu takdirde kabre hızı:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot W}{C_{z \max} \cdot \rho \cdot S}}$$

denklemiyle hesaplanır.

Bir uçağın güçlü haldeki kabre hızı, yukardaki denklemlerle elde edilenlerden daha küçüktür ve pervane rüzgârının kanat üzerindeki tesiriyle ve yörüngenin yataya nazaran eğimiyle bağıntılıdır.

9.3. — İvmesiz yatay uçuşa gerekli güç.

Uçak yatay uçuş halinde bulunduğunda, (φ) açısı sıfırdır ve yatay uçuşa ait denklemler, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$T \cdot \cos \alpha_T - X = 0 \quad (5)$$

$$Z - W + T \cdot \sin \alpha_T = 0 \quad (6)$$

Bu denklemlerin birincisi, sürüklenme yerine açık ifadesini koymak suretiyle, yatay uçuş halinde gerekli çekmenin ifadesini verir:

$$T = \frac{X}{\cos \alpha_T} = \frac{C_x \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2 \cdot \cos \alpha_T} \quad (7)$$

İkinci denklemden, taşıma yerine açık ifadesini koyduktan sonra yörünge hızı, veya uçuş hızı, için aşağıdaki denklem elde edilir:

$$V = \sqrt{\frac{2(W - T \cdot \sin \alpha_T)}{C_z \cdot \rho \cdot S}} \quad (8)$$

Yukardaki (7) ve (8) denklemleri birlikte dikkate alınarak gerekli çekme ve uçuş hızı için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$T = \frac{W \cdot C_x}{C_z \cdot \cos \alpha_T + C_x \cdot \sin \alpha_T} \quad (9)$$

$$T = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_z + C_x \cdot \tan \alpha_T}} \quad (10)$$

Yatay uçuş sırasındaki hızlar aralığında, yukarda verilen gerekli çekme ve uçuş hızı denklemlerinde geçen $(C_x \cdot \sin \alpha_T)$ ve $(C_x \cdot \tan \alpha_T)$ terimleri, karşılıklı olarak, $(C_z \cdot \cos \alpha_T)$ ve (C_z) terimlerinin yanında çok küçük olup, bunlar ihmal edilerek, gerekli çekme ve uçuş hızı için aşağıdaki denklemler elde edilir:

$$T = \frac{W \cdot C_x}{C_z \cdot \cos \alpha_T} \quad (11)$$

$$V = \sqrt{\frac{C_z \cdot \rho \cdot S}{2 \cdot W}} \quad (12)$$

Bundan başka, yatay uçuş halinde, (α_T) açısı normal olarak küçük olduğundan, $\cos \alpha_T \approx 1$ farzederek, gerekli çekme için:

$$T = W \cdot (C_x / C_z) \quad (13)$$

denklemini yazılır. Bu denklemin her iki tarafını hızla çarparak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$T \cdot V = W \cdot \frac{C_x}{C_z} \cdot V \quad (14)$$

Bu denklemin sağ tarafı, uçağın (V) hızıyla ivmesiz yatay uçuşuna gerekli gücü ve sol tarafı, aynı hızda güç sisteminin verdiği faydalı gücü ifade etmektedir.

Bu denklemden, hız yerine (12) denkleminin verilen ifadesi konarak ve gücü (Beygir) olarak ifade ederek, gerekli güç için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$P_g = \frac{1}{75} \cdot W \cdot \frac{C_x}{C_z} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_z \cdot \rho \cdot S}} \quad (15)$$

Gerekli gücü hızın fonksiyonu olarak gösteren eğriyi çizmek için, en kolay usul, ilk önce (12) denkleminin hızı ve sonra (14) denkleminin gerekli gücü hesaplamaktır. Bazı hallerde gücü, (15) denkleminin hesaplamak, daha uygundur.

Ses altı hızlar bahis konusu olduğunda, bölüm - 4 (paragraf - 4.3)'de açıklanmış olduğu gibi, bir uçağın sürüklenme katsayısıyla taşıma katsayısı arasındaki bağıntı, analitik olarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A} \quad (16)$$

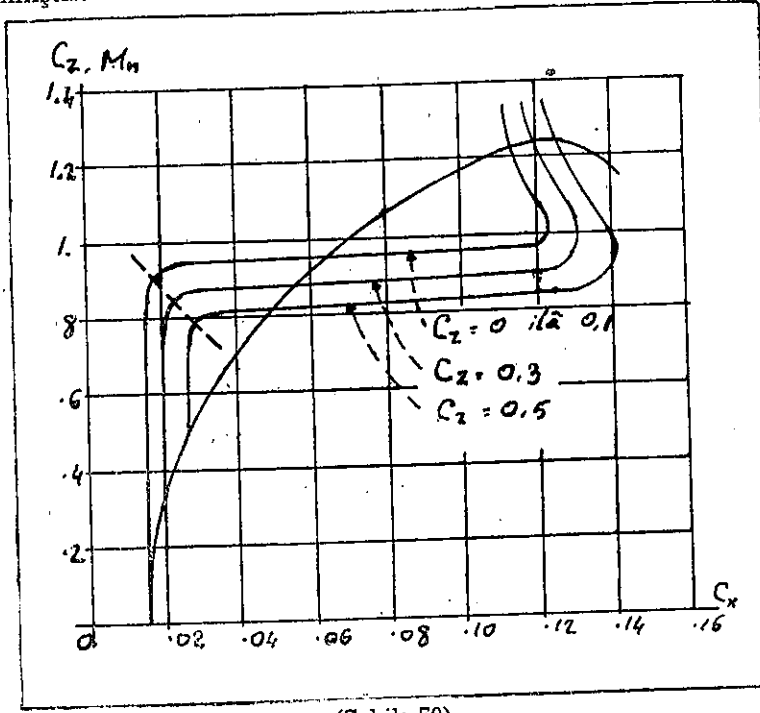
Bu takdirde, esas performanslar, eğer faydalı güç için de benzer bir denklem bulunur ise, analitik bir tarzda tayin edilirler.

Yüksek hızlarda gerekli gücün tayiniyle ilgili en önemli nokta, uçağın taşıma ve sürüklenme katsayılarının, Mach sayısı ile değişmesidir. Bölüm-3 (paragraf-3.13)'de açıklanmış olduğu gibi, taşıma katsayısının verilen bir değerine ait sürüklenme katsayısı, kuvvet diverjans Mach sayısına ulaşılmadıkça, değişmez ve kuvvet diverjans Mach sayısında, ani olarak artar. İncelenen uçağın bir modelini, rüzgâr tüneline deneylere tâbi tutarak, taşıma katsayısının muhtelif değerleri için, sürüklenme katsayısının Mach sayısı ile değişimini gösteren eğriler elde edilir. Böyle bir deney sonucu, (Şekil: 70)'de gösterilmiştir. Buna benzer bilgilerin yokluğu halinde, incelenen uçağa benzeyen uçaklara ait deney sonuçları yardımıyla, muhtelif taşıma katsayılarındaki kuvvet diverjans Mach sayısı tahmin edilmelidir.

Ses civarı hızlarda, rüzgâr tüneline bulunan malûmat güvenilir olmadığından bu rejimlere ait performans garantileri tam doğru sayılamaz.

Tepkili uçakların performanslarını tayin etmek için, güç eğrisi yerine, gerekli çekme eğrisini kullanmak kolaylık temin eder.

Gerekli güç ve gerekli çekme eğrilerinin tayini, aşağıdaki misâlde açıklanmıştır.



(Şekil: 70)

Misâl: Toplam ağırlığı $W = 5000$ (Kg) ve kanat alanı $S = 20$ (m²) olan bir uçağın, deniz seviyesinde, kabre hızından itibaren 540 (Km/h) hıza kadar olan hızlar aralığı için, gerekli güç ve gerekli çekme eğrilerinin tayini istenmektedir. Bu uçağın, alçak hızlar rejimine ait sürat karakteristikleri, (Şekil: 71)'de verilmiş olup buna göre $C_{z\max} = 1,25$ dir.

Bu uçağın, deniz seviyesindeki kabre hızı için (4) denklemi gereğince

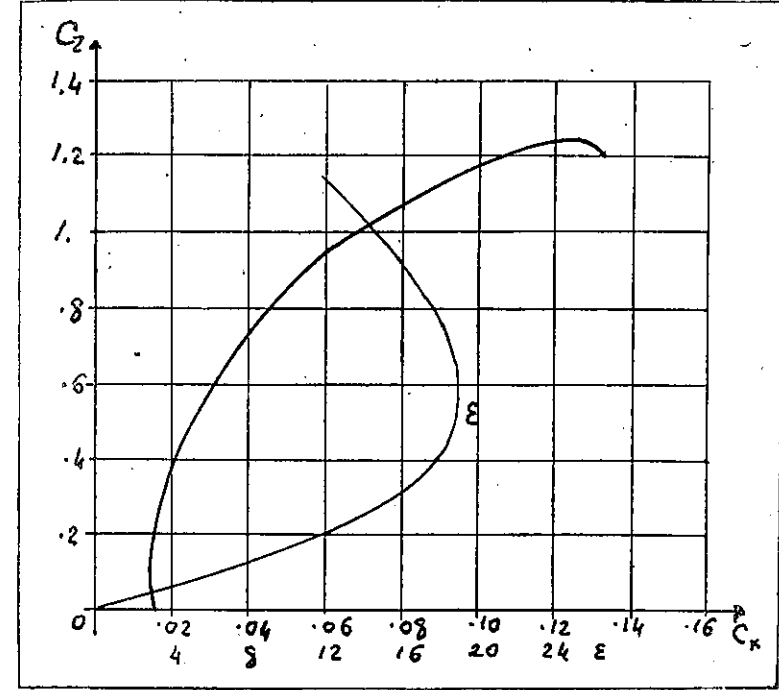
$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_{z\max} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{16 \cdot 5000}{1,25 \cdot 20}} = 56,6 \text{ (m/sn)}$$

bulunur. Diğer yandan, (12) denkleminden, (C_x) için, aşağıdaki yazılır:

$$C_x = \frac{W}{q \cdot S} = \frac{5000}{\frac{1}{16} \cdot V^2 \cdot 20} = \frac{4000}{V^2}$$

Hesapları, aşağıdaki gibi, bir cetvel halinde toplamak daha fay

dır. 1 inci satıra, (m/sn) olarak hızlar; 2 inci satıra, yukarıda verilen denklemle hesaplanan (C_z) ler; 3 üncü satıra, (Şekil: 71) den okunan (C_x) ler; 4 üncü satıra, C_x/C_z oranının değerleri; 5 inci satıra, (13)

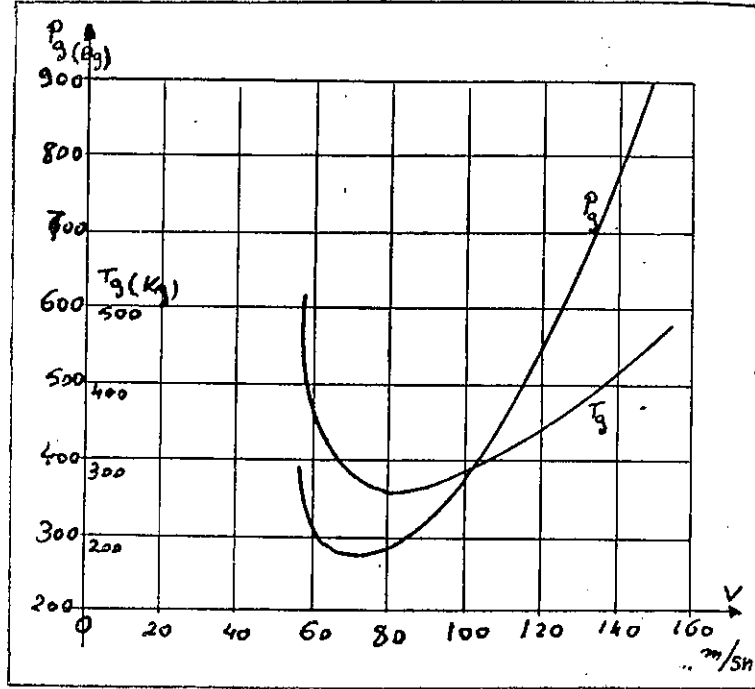


(Şekil: 71)

denklemleriyle hesaplanan gerekli çekme (T_g), (Kg) olarak ve nihayet 6 ncı satıra, gerekli güç (Beygir) olarak yazılmıştır.

V m/sn	150	125	100	90	80	70	60	56,6
C_z	0,178	0,256	0,4	0,494	0,625	0,816	1,11	1,25
C_x	0,016	0,018	0,022	0,026	0,033	0,047	0,088	0,125
C_x/C_z	0,09	0,07	0,055	0,0526	0,0528	0,0576	0,0793	0,1
$T_g = W \cdot \frac{C_x}{C_z}$	450	350	275	263	264	288	396	500
$P_g = \frac{T_g \cdot V}{75}$	900	583	367	316	282	269	317	377

Bu cedvele göre, gerekli çekmeyi ve gerekli gücü hızın fonksiyonu olarak gösteren eğriler, (Şekil: 72) 'de çizilmiştir.



(Şekil: 72)

9.4. — Yükseklik ve ağırlık tesirleri.

Alçak hızlarda, belli bir taşıma katsayısına ait sürüklenme katsayısı hızla değişmez. Bu hızlar rejiminde, deniz seviyesinde standart bir ağırlıkta gerekli güç ve başka her hangi bir yükseklikte ve ağırlıkta gerekli güç arasında, bundan önceki paragrafta elde edilen sonuçlardan faydalanarak, basit bir bağıntı kurulur.

Deniz seviyesinde standart ağırlıktaki hız (V_0) ve gerekli güç (P_{g0}) ile ve başka şartlar altındaki hız (V) ve gerekli güç (P_g) ile gösterilerek, (12) ve (15) denklemlerinden:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot W_0}{\rho_0 \cdot C_z \cdot S}} \quad V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot C_z \cdot S}}$$

$$P_{g0} = \frac{1}{75} \sqrt{\frac{2 \cdot W_0^3 \cdot C_x^2}{\rho_0 \cdot S \cdot C_z^3}} \quad P_g = \frac{1}{75} \sqrt{\frac{2 \cdot W^3 \cdot C_x^2}{\rho \cdot S \cdot C_z^3}}$$

Deniz seviyesinde ve yükseklikte (C_z) ve (C_x) katsayılarının aynı

göre malik olduklarını farzederek, (bu faraziye, hücum açısının her halde aynı olduğunu ifade eder), yukardaki hız ve gerekli güç denklemlerini taraf tarafa bölmek suretiyle:

$$V = V_0 \cdot \sqrt{\frac{W/W_0}{\sigma}} \quad (17)$$

$$P_g = P_{g0} \cdot \sqrt{\frac{(W/W_0)}{\sigma}} \quad (18)$$

benzer tarzda :

$$T_g = T_{g0} \cdot (W/W_0) \quad (19)$$

denklemleri elde edilir.

Yalnız yüksekliğin değişimi dikkate alındığında, (17) ve (18) denklemleri, aynı hücum açısında, izafi yoğunluk (σ) yükseklikle azaldığından, hızın ve gerekli gücün yükseklikle arttığını ifade ederler. Böylece, uçak deniz seviyesinden itibaren yükseldiğinde, gerekli güç eğrisi, yukarıya ve sağa doğru yer değiştirirerek, koordinat eksenlerine nazaran saat ibrelerinin hareketi yönünde döner.

Benzer tarzda, ağırlıkta bir artış da, gerekli güç eğrisinin yukarıya ve sağa doğru yer değiştirmesine sebep olur.

Yükseklerde havanın yoğunluğu deniz seviyesindekinden küçük olduğundan, verilen bir hızda, yükseklikteki dinamik basınç, deniz seviyesindeki dinamik basınçtan küçüktür. (12) denklemi gereğince, verilen bir hızda, yükseklikteki taşıma katsayısı, aynı hızda deniz seviyesindeki taşıma katsayısından büyük olmalıdır. Poler eğrisinin takribi olarak düşey olan kısmına tekabül eden yüksek hızlarda, (C_x)'in (C_z) ile değişimi, çok azdır, ve bunun neticesi, bu hızlarda, taşıma katsayısındaki bir artış, sürüklenme katsayısında çok küçük bir artışa sebep olur. Verilen bir hızda, dinamik basıncın yükseklerde daha küçük olması sebebiyle, eğer (C_x) hissolunacak kadar değişmez ise, bu hızdaki gerekli çekme ($C_x \cdot q \cdot S$), yükseklerde deniz seviyesindekinden küçük olacaktır; dolayısıyla, verilen bir hızdaki gerekli güç de, yükseklerde deniz seviyesindekinden küçük olacaktır.

Kabre civarındaki alçak hızlarda, (C_x)'in (C_z) ile değişimi, yüksek hızlardakinden daha büyüktür. Sürüklenme katsayısının artışı, yüksekliklerde dinamik basıncın azalmasını, fazlasıyla karşılar ve bunun neticesi, verilen bir hızda yükseklikteki gerekli güç, alçak hız rejiminde, deniz seviyesindekinden büyük olacaktır.

Eğer ağırlık oranı ($W/W_0 = 1$) ise, (17) denklemi, aşağıdaki tarzda yazılır :

$$V = V_0 / \sqrt{\sigma}$$

Burada (V_0), eşdeğer hızdan ibarettir. Aynı eşdeğer hızda, deniz seviyesinde ve her hangi bir yükseklikte dinamik basınç aynı oldu. Bir uçağın taşıma ve sürüklenme karakteristikleri, her iki halde de aynıdır. Bununla beraber, gerekli güç karakteristikleri, hakiki hızlar farkından, aynı değildir.

Aynı eşdeğer hızda, gerekli güç, deniz seviyesinde; $P_{ge} = X$ yükseklikte; $P_g = X \cdot V_0 / \sqrt{\sigma}$ olup, neticede:

$$P_g = P_{ge} / \sqrt{\sigma}$$

denklemleri elde edilir. Bu denklem, aynı eşdeğer hızda uçağın hareketi için, yüksekliklerde, deniz seviyesindeki kadar fazla güce ihtiyacı olduğunu ifade eder.

Yukardaki sonuçlar, ancak kuvvet diverjans Mach sayısının birinci derejeli daki uçuş hızları için doğrudur. Uçak çok daha büyük yüksekliklerde uçuş yaptığında, havanın sıcaklığı ve dolayısıyla bu yüksekliklerdeki uçuş hızı küçülür. Bu olay, verilen bir hakiki hızda, yüksekliklerdeki uçuş hızının, deniz seviyesindeki büyük bir değere malik olduğunu gösterir. Buradan, verilen bir hakiki hızda bir uçağın kuvvet diverjans olayına, yüksekliklerde deniz seviyesinden önce rastlanacağı sonucu çıkarılır.

Eğer deniz seviyesinde ve yüksekliklerde eşit Mach sayısı şartları altında alınırsa ise, (hız ve yoğunluk yükseklikle azaldığından, eşit Mach sayısı için, yükseklikte dinamik basınç daha küçüktür) yükseklikteki uçuş hızının, deniz seviyesindeki büyük bir değere maliktir. Bu sonuç, her bir hızda yükseklikteki (C_x)'in, deniz seviyesindeki büyük değere malik olduğunu ifade eder. Bununla beraber, eğer alçak sürüklemeli bir ses emme profili kullanılır ise, ve sürüklenme katsayısının küçük değerlerine tekabül eden taşıma katsayıları aralığında uçuş yapılır ise, sürüklenme katsayısının artışı çok küçük olacak ve kuvvet diverjans Mach sayısının artışı, yükseklikle hissolunan bir değişim göstermeyecektir. Bu şartlar altında, kuvvet diverjans olayının vuku bulduğu noktada sürüklenme katsayısının artışı, yükseklikte, deniz seviyesindeki çok daha büyük olacaktır.

9.5. — Maksimum hız ve alınan güç.

Bir uçağın verilen bir hızda yatay ivmesiz uçuş yapmasına imkân sağlamak için, bu hızdaki gerekli gücü karşılamak üzere, uçağın güç sistemi

tarafından yeter bir faydalı güç hasıl edilmelidir. Bu güce, "alınan güç" denir.

Maksimum hız (V_{mak}), uçak güç sisteminin verdiği maksimum gücün, ivmesiz yatay uçuşu muhafaza etmek için gerekli güce eşit olarak tarif edilir. Maksimum hızdan küçük ve kabre hızından büyük bütün hızlarda, alınan güç, uçağın hareketi için gerekli güçtür. İvmesiz yatay uçuşu muhafaza etmek için, karbüratör kelepçesi kısmen kapatılmalıdır. Aksi takdirde, alınan gücün fazlası, ya da motorun aşırı ısınmasına sebep olacaktır veya daha büyük hızlara doğru bir ivme hasıl edecektir.

Sabit hatveli pervane ile teçhiz edilmiş uçaklar, ancak hızın belli bir değeri (hesap hızı), motorun nominal gücünü kullanmaya muktedir olurlar. Bu hızdan alçak hızlarda, pervaneyi döndürmek için gerekli güç, motoru yavaşlatır ve yüksek hızlarda, yüksek devir sayılarını önlemek için, gaz kolunu kısmen kapatmak gerekir. Bu şart, alçak hızlı hafif ticari uçaklar müstesna, sabit hatveli pervanelerin hizmetten kaldırılmasına sebep olmaktadır. Modern pervaneli uçaklarda, hatvesi değişkenli veya sabit hızlı değişken hatveli pervaneler kullanılmaktadır. Bu sayede, motorun daha verimli işlemesi ve her hangi bir hızda, motor gücünün tamamen kullanılması mümkün olur.

Oldukça geniş sınırlara malik değişken hatveli sabit hızlı bir pervane kullanıldığında, devir sayısı sabittir ve motor, mümkün bütün uçuş hızlarında nominal gücünü verir. Karbüratör hava almasının konstrüksiyonuna bağlı olarak, hava giriş kanalındaki basınç tesiriyle, motorun fren gücü, uçuş hızıyla değişir. Modern kompresörlü motorlar, verilen bir hızda emme basıncı değeriyle çalışmak üzere sınırlanmış olduklarından, deniz seviyesinde, hava almadaki basınç tesiri, genel olarak, ihmal edilir; çünkü, bu tip motorlarda, deniz seviyesinde gücün artmasını önlemek için, karbüratör kelepçesini kısmen kapatmak icap eder.

Bir pervane yardımıyla çekme hasıl eden güç sistemi halinde, faydalı güç (veya alınan güç), aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$P_a = \eta \cdot P_m \quad (22)$$

Bu denklemde pervane randımanı (η), bölüm-7'de görülmüş olduğu gibi (C_s)'nin ve ($V/n \cdot D$)'nin fonksiyonudur.

Sabit hatveli pervane bahis konusu olduğunda, karbüratör kelepçesinin sabit bir durumunda motor çiftinin sabit olduğunu kabul ederek, verilen hesap şartlarına ait ($V/n \cdot D$) değerine ve başka ($V/n \cdot D$) değerlerine ait motor güçleri arasında, (η) endisi verilen şartlara ait değerleri göstermek üzere, aşağıdaki bağıntılar yazılır:

$$\frac{n}{n_0} = \sqrt{C_p / C_{p0}} \quad (23)$$

$$P_m = P_{m0} \cdot \left(\frac{n}{n_0} \right) \quad (24)$$

Bu suretle, $(V/n \cdot D)$ 'nin muhtelif değerleri için, verilen şartlara göre seçilen sabit hatveli pervanenin karakteristiklerinden, C_p ve C_T tayin edilir. Pervane randımanı, bölüm - 7 (paragraf - 7.5) 'de verilmektedir.

$$\eta = \frac{C_T}{C_p} \cdot \left(\frac{V}{n \cdot D} \right)$$

denklemleriyle hesaplanır. Devir sayısı, motorun fren gücü ve nihayet alınan güç, sıra ile, yukarıda verilen, (23), (24) ve (22) denklemleri yardımıyla bulunur.

Adi pistonlu motor ve sabit hatveli pervane halinde, sabit devir sayısında motor gücünün ve sabit uçuş hızında pervane devir sayısının, deniz seviyesinden itibaren yükseklikle değişimi ve her hangi bir uçuş şartındaki randımanla verilen hesap şartlarına ait randıman arasındaki (η/η_m) oranının, $\left(\frac{V}{n \cdot D} \right) / \left(\frac{V}{n \cdot D} \right)_0$ oranıyla değişimi, kitabın sonunda pervane karakteristiklerine ait ilâveler arasında verilmiştir.

Değişken hatveli (sabit hızlı) pervane bahis konusu olduğunda, devir sayısı ve C_p katsayısı sabittir ve, verilen şartlara göre, pervane karakteristiklerinden tayin edilen değerini muhafaza eder. Muhtelif uçuş hızlarına ait (C_T) ve (β) değerleri, $(V/n \cdot D)$ dikkate alınarak, pervane ailesinin karakteristik eğrilerinden, (C_p) 'nin sabit değerine göre, bulunur. Pervane randımanı;

$$\eta = \frac{C_T}{C_p} \cdot \left(\frac{V}{n \cdot D} \right)$$

denklemleriyle ve alınan güç, (22) denklemleriyle hesaplanır.

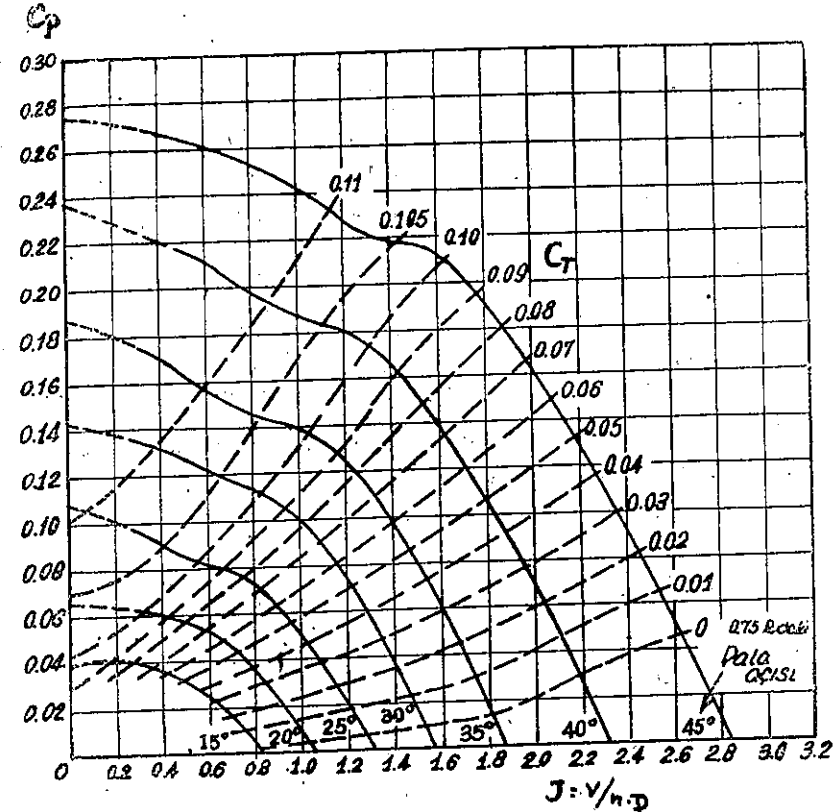
Değişken hatveli pervaneye malik uçakların alınan gücünün tayini aşağıdaki bir misâlde açıklanmıştır.

Misâl: Nominal gücü, dakikada 2000 devirde, 400 beygir olan bir motor ve karakteristikleri (Şekil: 65) ve (Şekil: 73) 'de verilen aileden bir pervane ihtiva eden bir uçak bahis konusudur. Deniz seviyesinde 330 Km/Saat hızda, pervane randımanı maksimum olmak üzere, değişken hatveli bir pervane seğilmiştir. Bu uçağın alınan güç eğrisinin tayini istenmektedir.

Verilen şartlara göre:

$$C_s = \frac{3.3}{\sqrt[3]{4 \cdot (2)^2}} = 1,875$$

up, (Şekil: 65) 'deki pervane karakteristiklerinden, maksimum randı-



(Şekli: 73)

man için, $\beta = 25^\circ$, $\frac{V}{n \cdot D} = 1,025$ ve $\eta_m = 0,865$ okunur. $D = \frac{V}{J \cdot n} = 2,7$ (m) bulunur.

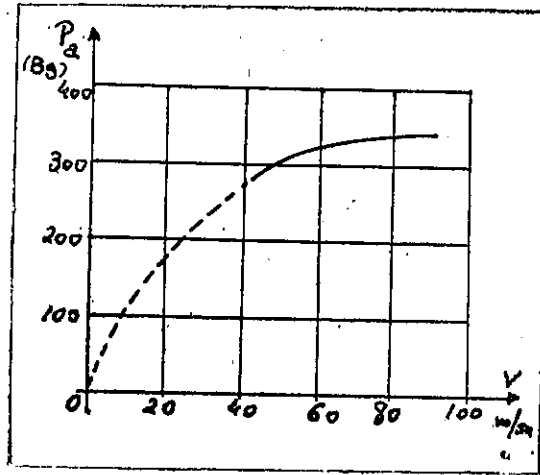
Verilen şartlara göre, $(\beta = 25^\circ$ ve $\frac{V}{n \cdot D} = 1,025)$, (Şekil: 73) 'den $C_p = 0,046$ okunur veya bu katsayı, $C_p = P / \rho_0 \cdot n^3 \cdot D^5$ denklemleriyle hesaplanır.

Alınan gücün hesabı, aşağıdaki cedvelde toplanmıştır ve bu cedvelde göre çizilen alınan güç eğrisi, (Şekil: 74) 'de gösterilmiştir.

$n_0 = \frac{2000}{60} = 33,3$ (devir/sn), $D = 2,7$ (m) ve $C_P = 0,046$ için
nan gücün hesabı.

$\frac{V}{n \cdot D}$	C_T	β°	η	P_a (Bg)	$V = J_n D$ m/sn
0,3	0,085	16,8	0,555	213	27
0,4	0,075	17	0,652	261	36
0,5	0,068	18	0,738	294	45
0,6	0,060	18,5	0,782	313	54
0,7	0,054	19,5	0,824	330	63
0,8	0,048	21	0,835	334	72
0,9	0,0435	22,5	0,850	340	81
1,0	0,0395	23,5	0,86	345	90
1,025	0,0396	25	0,865	346	92

Eğer hızlar büyük ise, havanın sıkıştırılabilmesinin pervane randımanına tesiri hesaba katılmalıdır.



(Şekil: 74)

Bir pistonlu motorun fren gücü, deniz seviyesinden itibaren, yükseklikle azalır. Bir kompressörlü motor, kritik yüksekliğine kadar, gücün azalmasını karşılar, kritik yüksekliğin üstünde, güç yine azalır. Bir uçağa takılı bulunan bir kompressörlü motorun kritik yüksekliği, hava

ındaki basınç tesiri dolayısıyla, yalnız motorun kritik yüksekliğinden bağımsızdır. İyi etüt edilmiş bir hava alığı sayesinde, kritik yükseklik artar.

Gaz türbini, türbinli tepkili motor ve kompaunt motor ihtiva eden bir uçağın alınan gücü, havanın yoğunluğuyla bağıntılıdır ve yükseklikle azalır. Fişek motorun gücü, yükseklikten bağımsızdır.

Bir tepkili uçak bahis konusu olduğunda, alınan güç, çekme bilindigine göre, basitçe hesaplanır:

$$P_a = \frac{T \cdot V}{75} \quad (25)$$

Türbinli tepkili motorların çekme karakteristiklerine ait özel bilgilerin yokluğu halinde, uçuş hızları aralığında, çekmeyi sabit kabul etmekle yapılan hata, çok küçüktür.

9. 6. — Gaz kolu kısmen kapalı uçuş hali.

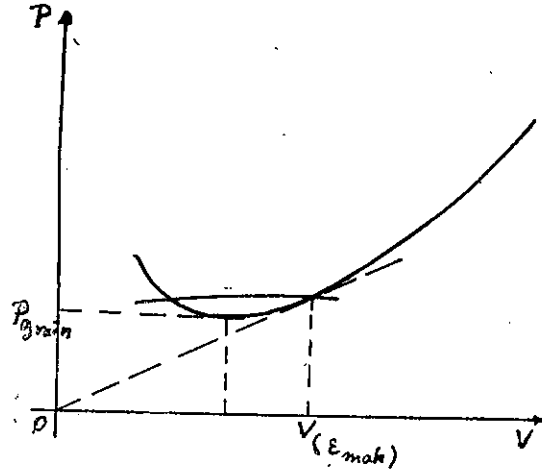
Karbüratörün keleşğini kumanda eden gaz kolu kısmen kapatılarak yapılan uçuşlarda, ivmesiz yatay uçuş hızı, maksimum hız için olduğu gibi, gerekli güç ve alınan güç eğrileri yardımıyla tayin edilir. Bu takdirde, alınan güç eğrisi, gaz kolunun durumuyla bağıntılı olarak, tam gaz durumuna ait eğrinin altında bulunur.

Ekonomik bir işletme sağlamak maksadiyle, motor özgül benzin sarfiyatının en küçük bir değerinde ve motorun hareketli parçalarını en az aşındıran alçak bir devir sayısında uçuş yapmak gereklidir. Pistonlu motorlar, lăboratuar deneylerinin sonuçlarına göre, bu şartları, nominal rejiminin yüzde 65'i civarında gerçeklerler. Yolcu uçakları bahis konusu olduğunda, yalnız maksimum hız değil, fakat aynı zamanda, nominal rejimin verilen muhtelif yüzdelerindeki yatay uçuş hızları da önemlidir.

Gaz kolu kısmen kapalı uçuş hali, bundan sonraki bölüm - 10 da incelenen, seyir menzili ve seyir süresi performanslarıyla ilgilidir. Bir uçağın gerekli güç eğrisine koordinat merkezinden çizilen teğetin eğimi, $P_g = W \cdot \frac{C_x}{C_z} \cdot V$ denklemi gereğince, (C_x/C_z) oranı minimum, veya fines maksimum, olan uçuşa tekabül eder ve bu suretle, maksimum seyir menziline ait uçuş hızı elde edilir. Bir uçağın gerekli güç eğrisine çizilen yatay teğet, minimum gerekli güçle uçuşu tăyin eder ve maksimum seyir süresine ait uçuş hızını verir.

Minimum gerekli güce ait hızdan daha küçük hızlarla uçuş yapıldığında, (Şekil: 75)'in incelenmesinden görüldüğü gibi, yükseklik sabit kalmak şartıyla alınan güçte bir artış, kabre hızına ulaşıncaya kadar,

uçuş hızında bir azalmaya sebep olur. Minimum gerekli güce ait hız, daha küçük hızlardaki yatay uçuş, gaz kolu için, kumanda tersliği göstermektedir. Pratik olarak, bu bölgede uçuş yapılmaz. Bir uçak, pilot tarafından istenilerek, bu bölgeye girmez; ancak arizi olarak girer. M



(Şekil: 75)

selâ; bir uzun mesafe görevinde en iyi seyir menzili hızıyla uçuş yapan bir uçak, gaz kolu durumunda hiç bir değişiklik olmaksızın, her hangi bir sağınak tesiriyle veya yüklemesinin değişmesiyle dengesi bozulduğunda, hızı küçülerek bu bölgeye girer. Uçağı bu durumdan kurtarmak için, gaz kolunu açarak gücü arttırmak ve uçağın başını hafifçe aşağıya doğru eğmek lâzımdır; bu takdirde biraz yükseklik kaybedilecektir. Bir tepkili uçağın en iyi seyir süresi hızıyla uçuşunda, benzer bir olay vuku bulur.

9.7. — Tırmanış performansı.

Bir uçağın, bulunduğu seviyeden itibaren, yükseklik kazanarak yaptığı uçuşa, "tırmanış uçuşu" denir.

Bir uçak, güç sisteminin nominal rejiminde, maksimum hızdan küçük bir hızla uçuş yaptığında, alınan güç gerekli güçten büyüktür ve bu güç farkı, uçağın tırmanış uçuşu yapmasına imkân verir.

Tırmanış uçuşuna ait hareket denklemlerini bulmak için, bu bölümün 1 inci paragrafındaki (Şekil: 69) ile (1) ve (2) denklemlerini dik-kate almak lâzımdır. Bu denklemler, çekme doğrultusunun yörüngeye nazaran eğimi, (α_T) küçük ve yörüngeyi yataya nazaran eğimi (φ), 15° 'den ufak olduğundan, ($T \cdot \sin \alpha_T$) terimini diğerlerinin yanında ih-

mal ederek ve bundan başka, ($\cos \alpha_T \cong 1$) ve ($\cos \varphi \cong 1$) kabul ederek, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$T - X = W \cdot \sin \varphi \quad (26)$$

$$Z = W \quad (27)$$

Bu denklemlerden birincinin her iki tarafını, uçuş hızı (V) ile çarpıp ve ağırlık (W) ile bölerek:

$$\frac{V(T - X)}{W} = V \cdot \sin \varphi$$

denklemini elde edilir. Burada ($V \cdot \sin \varphi$), uçuş hızının düşey doğrultudaki bileşeninden ibaret olup, buna, "yükseliş hızı" adı verilir.

Aynı denklemden, ($T - X$) terimi, çekme fazlasını, veya ($T \cdot V - X \cdot V$) terimi, alınan güç fazlasını ifade eder. Böylece, (w) yükseliş hızını göstermek üzere, aşağıdaki denklem yazılır:

$$w = \frac{\text{Güç fazlası}}{W}$$

Veya, saniyede beygir olarak ifade edilen alınan güç (P_a) ve gerekli güç (P_g) ile gösterilerek, yükseliş hızı (m/sn) için:

$$w = \frac{(P_a - P_g) \cdot 75}{W} \quad (28)$$

denklemini bulunur.

Verilen bir uçağın gerekli güç ve alınan güç eğrileri bir defa çizildikten sonra, her hangi bir hızdaki güç fazlası ve yükseliş hızı, tayin edilir. Güç fazlasının maksimum olduğu hızda, yükseliş hızı maksimum olacaktır. Güç sisteminin nominal rejimine ait alınan güç ve uçağın gerekli güç eğrileri ve (28) denklemini yardımıyla, muhtelif uçuş hızlarındaki yükseliş hızlarını tayin ederek, yükseliş hızını uçuş hızının fonksiyonu olarak gösteren eğri çizilir ve bu eğriye bir yatay teğet çizerek, maksimum tırmanış hızı bulunur.

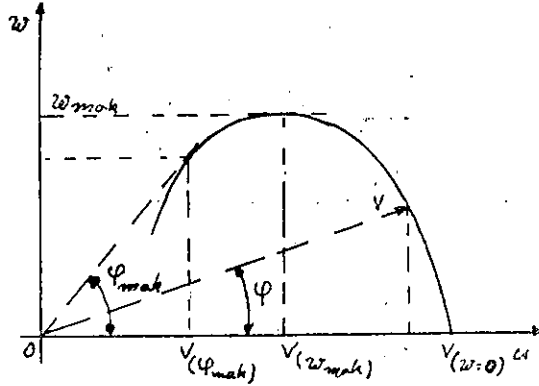
Yükseliş hızı, yörünge üzerindeki uçuş hızının düşey doğrultudaki bileşeninden ibaret olduğundan, aşağıdaki denklem yardımıyla, her uçuş hızına ait tırmanış açısı tayin edilir:

$$\sin \varphi = w/V \quad (29)$$

Tırmanış uçuşu yapan bir uçağın, yatay doğrultudaki hızı, $u = V \cdot \cos \varphi$ olup, (u) absis ve (w) ordinat olmak üzere, hodograf eğrisi çizilir.

Hodograf üzerinde, merkezden çıkan bir ışının uzunluğu, uçuş hızını

ve bu ışının absis eksenine teşkil ettiği açı, tırmanış açısını verir. Hız eğrisine çizilen yatay teğet, maksimum yükseliş hızını ve aynı eğriye merkezden çizilen teğet de, maksimum tırmanış açısını tayin eder. Böyle bir eğri, (Şekil: 76) 'da gösterilmiştir.



(Şekil: 76)

Güç sisteminin işleme rejimine göre, alınan güç eğrisi değiştiğinden, uçağın tırmanış performansları da değişir.

Uçuş yörüngesinin yataya nazaran eğimi 15° 'den büyük olduğunda, yukarıda kabul edilen $(\cos \varphi \cong 1)$ takribiyeti, hatalıdır ve bu takdirde, daha doğru bir etüt gereklidir. Bu halde, yine (σ_T) küçük farzedilerek, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$\begin{aligned} T - X &= W \cdot \sin \varphi \\ Z &= W \cdot \cos \varphi \end{aligned}$$

Burada; $X = C_x \cdot q \cdot S$ ve $Z = C_z \cdot q \cdot S$ bağıntılarını dikkate alarak ve yukardaki denklemleri, $(q \cdot S)$ için çözerek:

$$q \cdot S = \frac{T}{C_x} - \frac{W \cdot \sin \varphi}{C_x}$$

$$q \cdot S = \frac{W \cdot \cos \varphi}{C_z}$$

ifadeleri bulunur. $(q \cdot S)$ 'nin bu iki ifadesini eşit kıldıktan sonra, $\varphi < 30^\circ$ halinde, $\cos \varphi = \sqrt{1 - \sin^2 \varphi}$ bağıntısını, takribi olarak, $\cos \varphi \cong 1 - \frac{1}{2} \cdot \sin \varphi$ kabul ederek:

$$C_x \cdot \sin \varphi + C_x \left(1 - \frac{\sin \varphi}{2}\right) = C_z \cdot \frac{T}{W}$$

buradan da:

$$\sin \varphi = \frac{C_x \cdot \frac{T}{W} - C_x}{C_z - \frac{C_x}{2}} \quad (30)$$

denklemleri elde edilir.

Verilen uçuş şartlarına göre, (30) denklemleriyle, yörüngenin eğimi tayin edildikten sonra, yukarıda verilen hareket denklemlerinin ikincisinden uçuş hızı hesaplanır:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos \varphi}{C_x \cdot \rho \cdot S}} \quad (31)$$

Yükseliş hızı, $w = V \cdot \sin \varphi$ denklemleriyle hesaplanır.

Eğer $\varphi > 30^\circ$ ise, $(\cos \varphi)$ 'nin tam ifadesini dikkate almak icap eder.

9.8. — Tırmanış süresi ve tavan.

Bir uçağın, deniz seviyesinden itibaren, verilen bir yüksekliğe ulaşması için geçen zamana, "tırmanış süresi" denir.

Yükseliş hızı, düşey doğrultuda katedilen mesafenin zamana nazaran değişiminden ibaret olup, diferansiyel tarzda:

$$w = \frac{dz}{dt}$$

veya buradan:

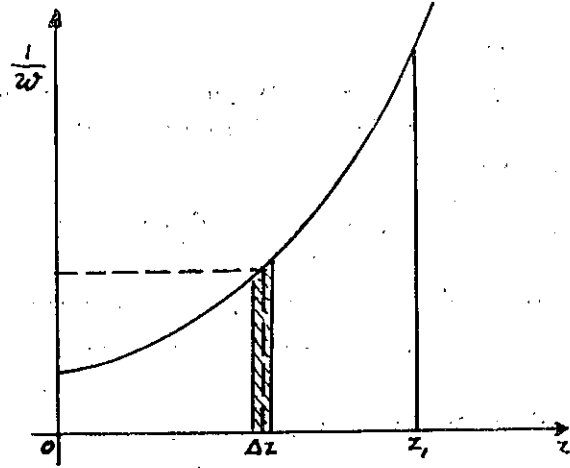
$$dt = \frac{dz}{w}$$

yazılır.

Uçağın, verilen bir (z_1) yüksekliğine ait tırmanış süresini bulmak için, yukardaki diferansiyel denklemleri, $(z = 0)$ ve $(z = z_1)$ sınırları arasında entegre etmek icap eder:

$$t = \int_0^{z_1} \frac{dz}{w} \quad (32)$$

Bu işlemi yapabilmek için, yükseliş hızını, yüksekliğin fonksiyonu olarak bilmek gereklidir. Yükseliş hızını yüksekliğin fonksiyonu olarak gösteren analitik bir ifade bulunmadığında, (32) denkleminin entegrasyonu (Şekil: 77) 'de gösterildiği gibi, grafik usulle yapılır. Yükseliş hızı, yükseklikle değişimini lineer kabul ederek, deniz seviyesindeki yükseliş hızına ve teorik tavana göre tırmanış süresinin hesabı, bu paragrafın sonunda açıklanmıştır.



(Şekil: 77)

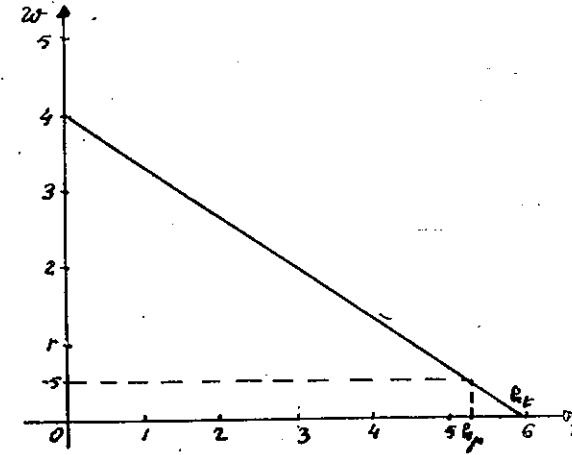
En iyi tırmanış süresi, her yükseklikte maksimum yükseliş hızıyla tırmanış uçuşu yaparak elde edilir.

Bir uçağın ulaşabildiği en büyük yüksekliğe, "tavan" adı verilir. Tavan, teorik olarak, yükseliş hızının değeri sıfırdır. Yükseliş hızını, deniz seviyesinden itibaren yüksekliğin fonksiyonu olarak gösteren eğriyi uzatarak, bu eğrinin yükseklik eksenine arakesit noktası, tavanı verir. Bu suretle tayin edilne tavana, "teorik tavan" denir; çünkü, biraz önce tırmanış süresine ait incelemelerden görüldüğü gibi, bir uçağın bu yüksekliğe ulaşması için, sonsuz zamana ihtiyaç vardır. Bu sebeple, tatbikatta "pratik tavan" kullanılır ve pratik tavan, yükseliş hızının ($w = 0$ m/sn) değerine malik olduğu yükseklik olarak tarif edilir.

Teorik ve pratik tavanların tayini, doğruca muhtelif yüksekliklerdeki alınan güç ve gerekli güç eğrilerini çizmek suretiyle yapılır. Eğer yeter sayıda alınan güç ve gerekli güç eğrileri çizilmiş ise, alınan güç eğrisinin gerekli güç eğrisine teğet olduğu yükseklik, teorik tavanı verir. Tavanın bu suretle tayini, hassas omlakla beraber, yorucu olduğundan

atlanmaz. Tatbikatta kullanılan daha basit bir usul, aşağıda açıklanmıştır.

Yükseliş hızının, deniz seviyesinden itibaren yükseklikle değişimi, pratik olarak, lineer kabul edilir. Deniz seviyesine ve başka iki yüksekliğe ait yükseliş hızlarını tayin ederek, yükseliş hızını deniz seviyesinden itibaren yüksekliğin fonksiyonu olarak gösteren eğri çizilir. Bu eğri uzatarak, yükseklik eksenine arakesit noktası yardımıyla, teorik tavan ve pratik tavanın $w = 0,5$ doğrusuyla arakesit noktası yardımıyla de, pratik tavan tayin edilir. Bu işlem, (Şekil: 78) 'de gösterilmiştir.



(Şekil: 78)

(Şekil: 78) 'de kolayca görülen geometrik bağıntılardan, aşağıdaki ifadeler yazılır :

$$h_p = \frac{h_t(w_0 - 0,5)}{w_0} \quad (33)$$

$$w_z = w_0 \left(1 - \frac{z}{h_t}\right) \quad (34)$$

Bu denklemlerdeki terimlerin anlamları şunlardır :

h_p : Pratik tavan (m).

h_t : Teorik tavan (m).

w_0 : Deniz seviyesinde yükseliş hızı (m/sn) .

w_z : Her hangi bir (z) yüksekliğindeki yükseliş hızı (m/sn) .

z : Deniz seviyesinden itibaren her hangi bir yükseklik (m) .

Her hangi bir yükseklikteki yükseliş hızının (34) denklemiyle verilen ifadesini, tırmanış süresine ait (32) denkleminde yerine koymak suretiyle, tırmanış süresi için, analitik bir ifade elde edilir:

$$t = 2,303 \cdot \frac{h_t}{w_0} \cdot \log \left(\frac{h_t}{h_t - h} \right) \quad (35)$$

İki muhtelif (z_1) ve (z_2) yüksekliğine ait (t_1) ve (t_2) tırmanış sürelerine (35) denklemi uygulanarak, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$t_1 = 2,303 \cdot \frac{h_t}{w_0} \cdot \log \left(\frac{h_t}{h_t - z_1} \right)$$

$$t_2 = 2,303 \cdot \frac{h_t}{w_0} \cdot \log \left(\frac{h_t}{h_t - z_2} \right)$$

Bu iki denklemi taraf tarafa bölerek ve logaritmeleri üstel tarzda ifade ederek, aşağıdaki denklem bulunur:

$$\left(\frac{h_t}{h_t - z_2} \right)^{t_2/t_1} = \frac{h_t}{h_t - z_1}$$

Burada, $t_2/t_1 = 2$ kabul ederek, gerekli ıslahât yapıldıktan sonra;

$$h_t = (z_1)^2 / (z_1 - z_2) \quad (36)$$

denklemi elde edilir. Bu denklem, birinci yüksekliğe ait tırmanış süresi ikinci yüksekliğe ait tırmanış süresinin yarısına eşit olan iki yükseklik yardımıyla, teorik tavanı verir.

9.9. — Tırmanış parametresi.

Tırmanış uçuşuna ait (26) denkleminin her iki tarafını, uçuş hızı (V) ile çarparak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$T \cdot V - X \cdot V = V \cdot W \cdot \sin \varphi$$

Burada ($T \cdot V$), alınan güçten ibaret olup, bunun yerine, pistonlu motor ve pervaneden mürekkep bir güç sistemi halinde, ($75 \cdot \eta \cdot P$) veya (P_a) yazılır. Diğer yandan, sürüklenme yerine ($X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$) koymak suretiyle:

$$P_a - V \cdot W \cdot \sin \varphi = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^3 \cdot S$$

ve (27) denkleminde, taşıma yerine ($Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$) koyduktan sonra, hız için:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_z \cdot \rho \cdot S}}$$

denklemi bulunur. Hızın bu ifadesini, yukardaki denklemde yerine koymak suretiyle ve bu denklemin sol tarafında ($V \cdot \sin \varphi = w$) bağıntısını dikkate alarak, aşağıdaki denklem yazılır:

$$P_a = \frac{C_x}{C_z^{3/2}} \cdot W \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}} + W \cdot w \quad (37)$$

Verilen bir uçak ve güç sisteminin nominal çalışma rejimi için, maksimum yükseliş hızı, (verilen bir yükseklikte), $C_x / C_z^{3/2}$ oranının minimum değerinde elde edilir. Bu oranın tersinin karesi, "tırmanış parametresi" dir ($\mathcal{H} = C_z^3 / C_x^2$).

Teorik tavanı ($w = 0$) olup, verilen bir uçağın tavanının maksimum veya (ρ) 'nun minimum olması için, yine $C_x / C_z^{3/2}$ oranı minimum veya tırmanış parametresinin değeri maksimum olmalıdır.

9.10. — Kanat yüklemesi ve güç yüklemesi.

İvmesiz yatay uçuşa ait (5) denklemi, (α_T) küçük farzedilerek ($\cos \alpha_T \cong 1$), aşağıdaki tarzda yazılır:

$$T = X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

Bu denklemin her iki tarafını (V) ile çarptıktan sonra, $T \cdot V = P_a$ bağıntısı hesaba katılarak:

$$P_a = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^3 \cdot S$$

ve buradan:

$$V^3 = P_a / \left(C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \right)$$

bulunur.

Verilen bir uçak, verilen bir yükseklik ve güç sisteminin belli bir işleme rejimi bahis konusu olduğunda, (uçağın ağırlığı, kanat alanı, havanın yoğunluğu, motorun fren gücü ve pervanenin randımanı malûm ve sabittir), yatay uçuş hızının maksimum olması için, (C_x) in değeri, minimum olmalıdır. Bu şartlar altında, maksimum hız için, (k) sabit bir çarpanı göstermek üzere, aşağıdaki denklem yazılır:

$$V_{\max} = k \cdot \sqrt[3]{\frac{P}{S}} \quad (38)$$

Burada; $\frac{P}{S} = \frac{P}{W} \cdot \frac{W}{S} = \left(\frac{W}{S}\right) / \left(\frac{W}{P}\right)$ yazarak, şu sonuçlar çıkarılır.

Maksimum hız değerinin büyük olması için, $\left(\frac{W}{S}\right)$ büyük ve $\left(\frac{W}{P}\right)$ küçük olmalıdır.

(W/S) oranına, "kanat yüklemesi" adı verilir ve (Kg/m^2) olarak ifade edilir.

(W/P) oranına, "güç yüklemesi" adı verilir ve (Kg/Bg) olarak (tepkili uçaklar bahis konusu olduğunda (W/T) "çekme yüklemesi" (Kg/Kg) kullanılır) ifade edilir.

Böylece, bir uçağın maksimum hızının büyük olması için, kanat yüklemesi büyük ve güç yüklemesi küçük olmalıdır.

Bundan önceki paragrafta bulunan (37) denkleminde, verilen bir uçak ve verilen bir yükseklik halinde, yükseliş hızı için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$w = \frac{P_a}{W} - \frac{C_x}{C_z^{3/2}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{W}{S}} \quad (39)$$

Bu denklem, verilen şartlar altında, yükseliş hızının büyük olması için, kanat yüklemesinin ve güç yüklemesinin küçük olması gerektiğini ifade eder.

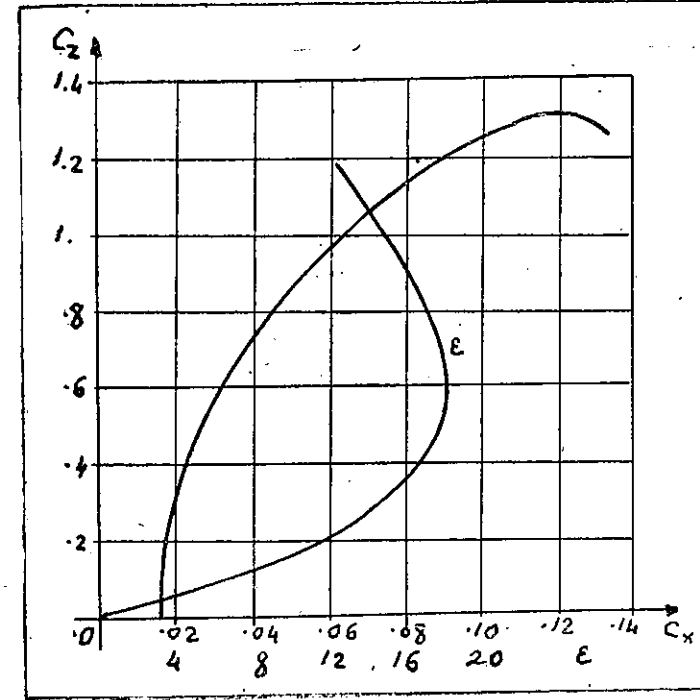
Benzer tarzda, tavanın yüksek olması için, kanat yüklemesi ve güç yüklemesi küçük olmalıdır.

Böylece; küçük bir güç yüklemesi, uçağın maksimum hızını, yükseliş hızını ve tavanını arttırmak için iyidir. Buna karşılık, büyük bir maksimum hız elde etmeğe uygun olan yüksek bir kanat yüklemesi, yükseliş hızı ve tavan için uygun değildir.

Esas performanslar.

Problemler

1. — Ağırlığı $W = 4500 \text{ Kg}$ ve kanat alanı $S = 20 \text{ m}^2$ olan bir uçağın, poler ve fines eğrileri, aşağıdaki grafikte gösterilmiştir.



(Şekil: 78 a)

Bu uçak, bir tepkili motorla teçhiz edilmiş olup, motorun çekme vasıfları, aşağıda verilmiştir: Deniz seviyesinde, $T = 1800 \text{ Kg}$ 5000 m yükseklikte, $T = 1000 \text{ Kg}$ 10.000 m de, $T = 500 \text{ Kg}$

(a) Bu uçağın, deniz seviyesinde, 5000 m ve 10.000 m yüksekliklerde $V_{\max}$, $V_{\min}$, $w_{\max}$ ve $\varphi_{\max}$ vasıflarını ve maksimum yükseliş hızına ve maksimum tırmanış açısına tekabül eden uçuş hızlarını tayin ediniz?

(b) Teorik ve pratik tavanını tayin ediniz?

(c) 10.000 m yüksekliğe tırmanış süresini tayin ediniz?

2. — Problem (1)'deki uçak, deniz seviyesindeki nominal rejim

vasıfları aşağıda verilen bir pistonlu motor ve sabit hızlı bir pervane ile teçhiz edilmiştir:

$P_0 = 2000$ Bg, $N_0 = 2600$ 1/dk ve redüktör = 1/2

Pervane, deniz seviyesinde $V = 480$ Km/Saat hızda, en iyi randıman elde etmek şartına göre, (Şekil: 62) deki grafik yardımıyla seçilecektir.

(a) Bu uçağın, deniz seviyesinde, V_{mak} , w_{mak} ve φ_{mak} vasıfları ve maksimum yükseliş hızına ve maksimum tırmanış açısına tekabül eden uçuş hızlarını tayin ediniz?

(b) Teorik ve pratik tavanını tayin ediniz?

(c) 10.000 m yüksekliğe tırmanış süresini tayin ediniz?

3. — Ağırlığı $W = 5400$ Kg ve kanat alanı $S = 25$ m² olan uçağın, taşıma ve sürüklenme bağıntısı, $C_x = 0,015 + 0,05 C_z^2$ denklemleriyle verilmiştir; ve $\alpha_{z0} = 0$ dır.

(a) Bu uçağın, deniz seviyesinde, 600 Km/Saat hıza kadar, gerekli güç eğrisini çiziniz?

(b) Bu uçağın, 5000 m yükseklikte, 600 Km/Saat hıza kadar, gerekli güç eğrisini çiziniz?

4. — Ağırlığı $W = 1500$ Kg, kanat alanı $S = 20$ m² ve eşdeğer parabolik alanı $f = 0,6$ m² olan bir uçağın, kanat profili NACA - 23012 ve açıklık oranı $A = 6$ olup, bu uçak, deniz seviyesinde, $P_0 = 185$ Bg ve $N_0 = 1900$ 1/dk nominal rejim vasıflarına malik bir pistonlu motorla teçhiz edilmiştir. Pervane randımanı, $\eta = 0,81$ sabit değerini muhafaza ettiği kabul edilerek, deniz seviyesinde ve 1500 m yükseklikte V_{mak} , w_{mak} ve φ_{mak} vasıflarını tayin ediniz?

5. — Ağırlığı $W = 2800$ Kg, kanat alanı $S = 20$ m² ve eşdeğer parabolik alanı $f = 0,5$ m² olan bir uçağın, kanat profili NACA - 23012 ve açıklık oranı $A = 7,2$ olup, bu uçak, deniz seviyesinde $P_0 = 1200$ Bg güç veren bir pistonlu motorla teçhiz edilmiştir. Pervane randımanı $\eta = 0,81$ sabit değerini muhafaza ettiği kabul edilerek, deniz seviyesinde ve 3000 m yükseklikte, V_{mak} , w_{mak} ve φ_{mak} vasıflarını ve maksimum yükseliş hızına ve maksimum tırmanış açısına tekabül eden uçuş hızlarını tayin ediniz?

6. — Ağırlığı $W = 600$ Kg ve kanat alanı $S = 10$ m² olan bir uçağın, aerodinamik vasıfları aşağıda verilmiştir:

$$C_x = 0,03 + 0,066 C_z^2 \text{ ve } C_{z_{mak}} = 1,5$$

Bu uçağın, deniz seviyesinde ve 1000 m yükseklikte, $V = 125$ Km/Saat sabit hızla uçuşu için gerekli gücü tayin ediniz?

7. — Bir uçağın ağırlığı $W = 8000$ Kg ve kanat alanı $S = 50$ m² olup, taşıma ve sürüklenmesi arasındaki bağıntı aşağıdaki denklemlerle verilmiştir:

$$C_x = 0,0156 + 0,049 C_z^2$$

Bu uçağın, deniz seviyesinde ve 3000 m yükseklikte, $V = 360$ Km/Saat sabit hızla yatay uçuşu için gerekli gücü tayin ediniz?

8. — Bir uçağın ağırlığı $W = 2300$ Kg olup, deniz seviyesinde 135 Bg bir güç fazlalığına maliktir ve teorik tavanı 6000 m dir.

Bu uçağın, deniz seviyesindeki yükseliş hızını, 1500 m ve 2500 m yüksekliklerle tırmanış süresini tayin ediniz?

9. — Bir uçağın deniz seviyesindeki yükseliş hızı $w_0 = 6$ m/sn ve pratik tavanı $h_p = 5500$ m dir.

Bu uçağın, 3000 m yüksekliğe tırmanış süresini ve teorik tavanını tayin ediniz?

B Ö L Ü M — 10

ÖZEL PERFORMANSLAR.

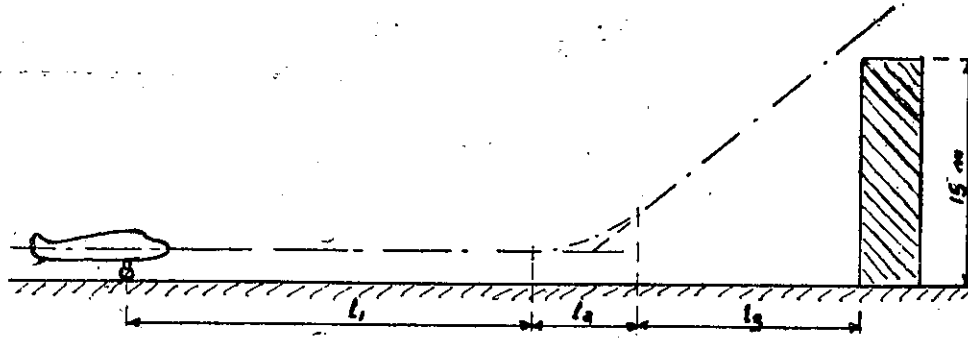
10.1. — Konu,

Bir uçak, görevini layikiyle başarmak için, mevcut imkânlardan faydalanarak, kalkış ve iniş yapmalıdır; önceden tayin edilmiş bir uzaklığa kadar uçmalıdır ve makul bir süre havada kalmalıdır. Bu hareketler sırasında uçuş hızı sabit değildir ve uçağın, ivmeli hareketleriyle ilgili bu vasıflarına, “özel performanslar” denir.

Özel performanslara tahsis edilen bu bölümde, sırasıyla, bir uçağın kalkış, iniş, seyir menzili ve seyir süresi problemleri incelenmiştir.

10.2. — Kalkış.

Bir uçağın, yer yüzünde durmuş vaziyetten harekete geçerek havaya çıkmasına, “kalkış” adı verilir. Kalkış hareketi, aerodromun vaziyetine göre, aşağıdaki safhaları ihtiva eder.



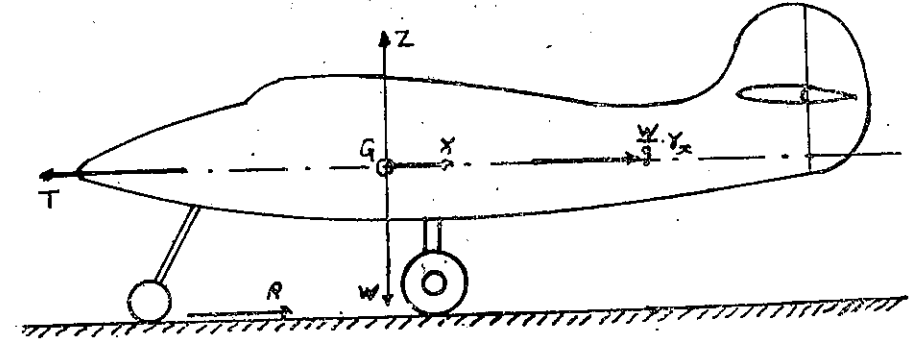
(Şekil: 79)

Uçak, yerde durmuş iken, frenleri bırakılır ve motora tam gaz verilir; harekete geçen uçak, ivmelenerek hız kazanır ve uzunca bir süre, yerde tekerlekleri üzerinde koşar. Havada tutunmasına yetecek bir hız elde ettiğinde, uçağın tekerleklerinin yerle teması kesilir. Kalkış hareketinin bu safhasına, “kalkış rulesi” denir.

Uçak, tekerlekleri yerden kesildikten sonra, eğer meydan yeter dercede uzun ise, ruledeki hücum açısını muhafaza ederek, ivmelenmek suretiyle yükseklik alır; eğer meydan kenarındaki engellerin üstünden geçmek gerekiyor ise, uçak bir tırmanış uçuşu yapmalıdır. Bu takdirde, kalkış rulesi ile tırmanış arasında, eğri yörüngeli çok kısa bir “ara safha” bulunur.

Böylece, bir uçağın kalkış hareketi, genel olarak, kalkış rulesi, ara safha ve, meydan seviyesinden itibaren ($h = 15$ m) bir yüksekliğe ulaşmaya kadar devam eden, “tırmanış safhası” olmak üzere, üç safhadan tereküp eder.

Kalkış rulesi sırasında uçağa tesir eden kuvvetler, (Şekil: 80) 'de gösterilmiştir.



(Şekil: 80)

Kalkış rulesinin başında, hız çok küçük olduğundan, taşıma ve sürüklenme de çok küçüktür; bu sırada, çekmeye karşı gelen kuvvet, uçak tekerleklerinin yerdeki yuvarlanma sürtünmesinden doğan dirençten ibarettir.

Uçak hız kazandıkça, taşıma ve sürüklenme artar; tekerleklerle gelen yük ve yerdeki sürtünme direnci azalır. Tekerleklerin yerden kesilmesi anında, uçağın bütün ağırlığı, kanat taşıması tarafından karşılanır.

Kalkış rulesinin her hangi bir zamanında, kuvvetler dengede olmalıdır. Uçağa yatay doğrultuda tesir eden kuvvetlerin dengesi, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$T - X - \mu(W - Z) - \frac{W}{g} \cdot \gamma_x = 0 \quad (1)$$

Bu denklemde (μ), uçak tekerleklerinin yerdeki yuvarlanma sürtünme katsayısını ve (γ_x), uçağın yatay doğrultudaki ivmesini göster-

mektedir; diğer terimlerin anlamı, bundan önceki bölümlerdekini nıdır.

(μ) katsayısının değeri, uçak alanının tipine göre değişir; bu sayının bazı değerleri şunlardır :

Asfalt veya beton uçuş pisti	: 0,02
Sert toprak meydan	: 0,04
Kısa çimenli adi meydan	: 0,05
Uzun çimenli adi meydan	: 0,10
Yumuşak toprak meydan	: 0,10 ilâ 0,30

Yukardaki denklemden, ivme için :

$$a_x = g \left\{ \frac{T - [X + \mu(W - Z)]}{W} \right\}$$

yazılır. Bu denklem, uçağa gelen yatay ivmenin, çekme ve (aerodinami sürüklenme ve yerdeki yuvarlanma direnci toplamından ibaret olan) ya vaşlatıcı kuvvet arasındaki farkla doğru orantılı olduğunu ifade etmek tedir. Çekme fazlasından ibaret olan bu farka, "ivmelendirici kuvvet" denir :

$$F = T - X - \mu(W - Z)$$

Böylece :

$$a_x = \frac{g}{W} \cdot F$$

yazılır. Diğer yandan, ivme, genel mekanikten bilindiği gibi, aşağıdaki denklemlerle ifade edilir :

$$a_x = \frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dl} \cdot \frac{dl}{dt} = \frac{dV}{dl} \cdot V = \frac{1}{2} \cdot \frac{d(V^2)}{dl}$$

Buradan :

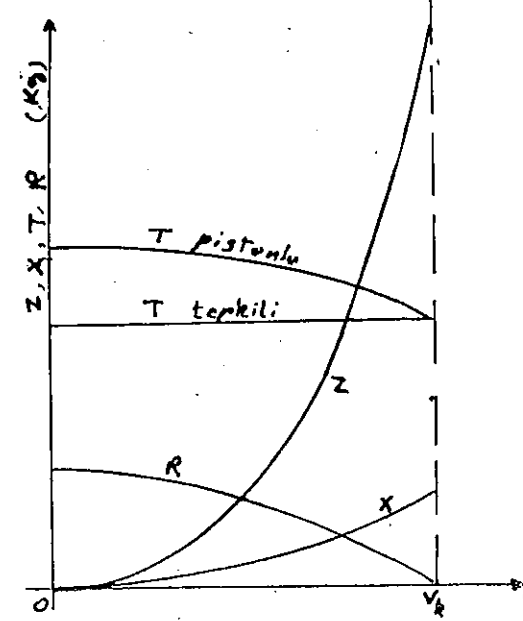
$$\frac{1}{2} \cdot \frac{d(V^2)}{dl} = \frac{g}{W} \cdot F$$

veya, uzunluk için çözerek:

$$dl = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{d(V^2)}{F} \quad (2)$$

denklemini elde edilir. Bu denklem, kalkış rulesinde entegre edilerek, kalkış rulesinin uzunluğu bulunur. Bu işlemi yapmak için, ivmelendirici kuvveti, hızın fonksiyonu olarak gösteren analitik bir ifadeye ihtiyaç vardır.

Kalkış sırasında uçağa tesir eden bütün kuvvetler, hızla değişir. Kuvvetlerin tipik değişme tarzı, (Şekil: 81) 'de gösterilmiştir. Bu şekilde (V_k), uçağın yerden kesildiği zamanda haiz olduğu hız olup, buna "kalkış hızı" denir.



(Şekil: 81)

Uçak yerden kesildikten sonra, uçağa büyük bir hücum açısı verildiğinde, sürüklenme çok büyük olacaktır. Bu husus ve kalkışın üçüncü safhasında tırmanış sırasında, fazla güce ihtiyaç bulunacağı dikkate alınarak, maksimum taşıma katsayısının yüzde 70'ine tekabül eden hız (veya $1,2V_{min}$), kalkış hızı olarak seçilir.

Kalkış rulesi sırasındaki hücum açısı, pratik maksatlar için, sabit kabul edildiğinde, uçağın taşıma ve sürüklenme katsayıları da sabittir ve böylece :

$$X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S = \text{Sabit} \cdot V^2$$

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S = \text{Sabit} \cdot V^2$$

yazılır.

Yerdeki yuvarlanma sürtünmesinden doğan direnç, taşıma ile bağlantılı olup:

$$R = \mu(W - Z) = \mu \left(W - C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \right)$$

veya :

$$R = \text{Sabit} - \text{Sabit} \cdot V^2$$

bulunur.

Kalkışın başlangıcında ($V = 0$) iken, çekmenin değerine, "statik çekme" denir ve (T_s) ile gösterilir. Pervaneli güç sistemi ihtiva eden bir uçak çekme kuvvetinin ($V = 0$)'dan kalkış hızına kadar değişimi, takribi olarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$T = T_s - (T_s - T_k) \frac{V^2}{V_k^2} \quad (3)$$

Bu denklemde (T_k), çekmenin, kalkış hızındaki değeridir. Tepkili bir uçağın çekme kuvveti, takribi olarak, hızdan bağımsız ve sabittir.

Böylece, çekmenin genel ifadesi :

$$T = \text{Sabit} - \text{Sabit} \cdot V^2$$

olup, tepkili bir uçak halinde, sağ taraftaki ikinci terim sıfırdır.

Pervaneli uçaklar halinde, statik çekmenin değeri, sabit hatveli pervane için, motorun fren gücü başına (1,50) Kg ve değişgen hatveli pervane için, motorun fren gücü başına (1,75 ilâ 1,80) Kg alınır.

Yukardaki incelemelerin sonucu olarak; X , Z , T ve R , hızın ikinci dereceden (parabolsel) fonksiyonlarıdır ve bu kuvvetlerin, (V^2) ile değişimi lineerdir. İvmelendirici kuvvet [$F = T - X - \mu(W - Z)$] için de, keyfiyet aynıdır; bu kuvvet, ($V = 0$) iken, maksimum değerini haizdir.

İvmelendirici kuvvetin, ($V = 0$)'daki değeri (F_s) ve ($V = V_k$)'daki değeri (F_k) ile gösterilerek, aşağıdaki denklem bulunur:

$$F = F_s - (F_s - F_k) \frac{V^2}{V_k^2} \quad (4)$$

İvmelendirici kuvvetin bu ifadesini, (2) denkleminde yerine koyduktan sonra, elde edilen ifadeyi, ($V = 0$) ve ($V = V_k$) sınırları arasında entegre ederek, kalkış rulesinin uzunluğu için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$l = \frac{W}{2 \cdot g} \int_0^{V_k} \frac{d(V^2)}{F_s - (F_s - F_k) \frac{V^2}{V_k^2}}$$

$$l = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_k^2}{F_s - F_k} \cdot \log_e \left(\frac{F_s}{F_k} \right) \quad (5)$$

Bu denklem yardımıyla kalkış rulesinin uzunluğu hesaplanır. Daha basit bir denklem elde etmek için, (1) uzunluğu boyunca tesir eden ve (V_k) hızını elde etmeğe gerekli sabit kuvveti (F_m) ile göstererek:

$$l = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_k^2}{F_m}$$

yazılır. Bu suretle :

$$F_m = \frac{F_s - F_k}{\log_e (F_s/F_k)}$$

veya, $F_m/F_s = k$ koymak suretiyle:

$$l = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_k^2}{k \cdot F_s}$$

bulunur; burada :

$$k = \frac{1 - F_k/F_s}{\log_e (F_s/F_k)}$$

olup, (F_s) ve (F_k) değerleri ve (F_s/F_k) oranı hesaplanarak, (k) tayin edilir ve yukardaki denklem yardımıyla, kalkış rulesinin uzunluğu bulunur.

Kalkış rulesi sırasındaki yavaşlatıcı kuvvet, yukarda da açıklandığı gibi, aerodinamik sürüklenme ve yerdeki yuvarlanma sürtünme direnci toplamından ibarettir:

$$R_t = X + \mu(W - Z) = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S + \mu \left(W - C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \right)$$

Kalkış rulesinin minimum olması için, hücum açısını tayin etmek istendiğinde, uçağın ($C_z - C_x$) bağıntısı, bölüm-4 (paragraf 4.3)'de açıklandığı gibi :

$$C_x = C_{xe} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

kabul edilerek, $dR/dC_z = 0$ şartından bulunur ve bunun için $C_z = \frac{\mu \cdot \pi \cdot e \cdot A}{2}$ elde edilir.

Kalkış rulesinden sonra, bir ara safha bulunduğunda, uçağın bu safhada, yatay doğrultuda katettiği uzunluk, aşağıdaki pratik formül yardımıyla hesaplanır :

$$l_a = 0,017 \cdot \frac{W}{F_k} (V_k^2) \quad (6)$$

Kalkışın son safhası, bir tırmanış uçuşundan ibarettir ve uçağın, meydan seviyesinden itibaren ($h = 15$ m) bir yükseklik kazanıncaya kadar yerde katettiği uzunluğu hesaplamak faydalıdır. Tırmanış uçuşuna ait, bölüm -9 (paragraf -9.7) 'de açıklanmış olan hususlar dikkate alınarak, uçağın meydan seviyesindeki maksimum yükseliş hızı (w_0) ve bu safhada yörünge üzerindeki uçuş hızı (V_3) olmak üzere, uçağın bu safhada yatay doğrultuda katettiği uzunluk için, aşağıdaki denklem yazılır :

$$l_3 = \frac{15}{w_0} \cdot \sqrt{V_3^2 - w_0^2} \quad (7)$$

Burada (w_0), uçuş hızı (V_3) 'ün yanında çok küçük olduğundan, (V_3^2) 'nin yanında (w_0^2) 'yi ihmal ederek:

$$l_3 = 15 \cdot \frac{V_3}{w_0} \quad (8)$$

denklemini elde edilir.

Yukardaki incelemelerden görüldüğü gibi, kalkış rulesinin uzunluğu, ivmelendirici kuvvetin değeriyle bağıntılıdır: $F = T - (X + R)$

Kalkış rulesi uzunluğunu kısaltmak için, (T) 'yi arttırmak veya ($X + R$) 'i azaltmak lazımdır. Bir uçağın sürüklemesini azaltmak için, çok az imkân mevcuttur. Bununla beraber, kalkış sırasında flaplar açıldığında taşıma arttığından, ($R = \mu(W - Z)$) azalacak ve aynı zamanda, kalkış hızı küçülecektir; bu takdirde, aerodinamik sürüklenme de artacaktır. Her uçak için, (R) 'nin değerindeki azalma, aerodinamik sürüklemadaki artış tarafından yok edilmeyecek tarzda, bir flap açısı tayin etmek gereklidir.

Kalkış sırasında, kalkış rulesi uzunluğunu kısaltmak maksadiyle, çekmeyi arttırmak için, kompressörlü motorlar, 3 ilâ 5 dakikayı geçmiyen kısa bir süre, devir sayısı ve emme basıncı artırılarak aşırı beslemeli tarzda çalıştırılır. Pistonlu motorların, "kalkış gücü" adı verilen bu

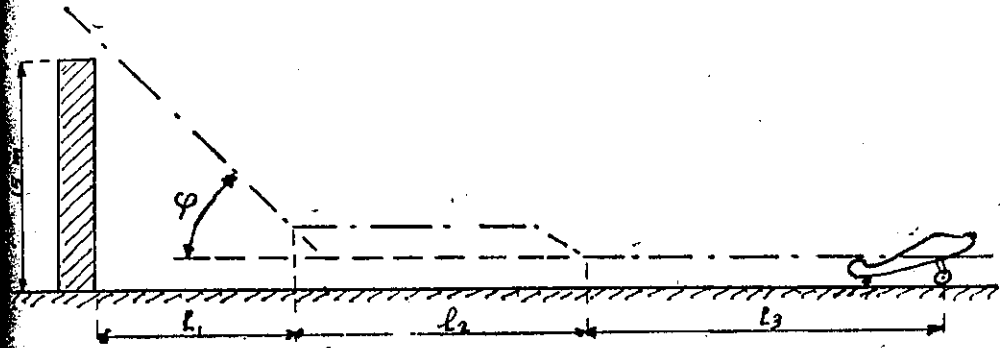
karakteristiği ve buna ait işleme rejimi, motor fabrikaları tarafından, motorun diğer karakteristikleriyle birlikte bildirilir.

Kalkış rulesi uzunluğunu kısaltmak için yeni bir usul, yalnız kalkış sırasında kısa bir süre işleyen ve sabit bir çekme veren bir fişek motordan ibaret, yardımcı güç sistemi kullanmaktır.

Kalkışın yukardaki etüdünde, ortalıktaki hava hareketsiz kabul edilmiştir. Havanın yere nazaran bir hıza malik olması, yani bir rüzgârlı hava halinde, rüzgârı önden almak suretiyle kalkış yapılır ve bu takdirde kalkış rulesi uzunluğu kılalacaktır. Rüzgârın kalkış üzerindeki tesirleri, iniş üzerindeki tesirleriyle birlikte, ileride ayrı bir paragrafta incelenmiştir.

10.3. — İniş.

Bir uçağın, görevini bitirdikten sonra, yeryüzüne geri gelmesine ve yerde durmasına, "iniş" denir. Bir uçak iniş sırasında, güç sistemi çekme sıfır olacak tarzda işlerken, normal bir süzülüş yaparak meydana yaklaşır ve meydan kenarında ($h = 15$ m) yükseklikte bir engelin üstünden geçtikten sonra, meydan seviyesinden yarım metre bir yüksek-



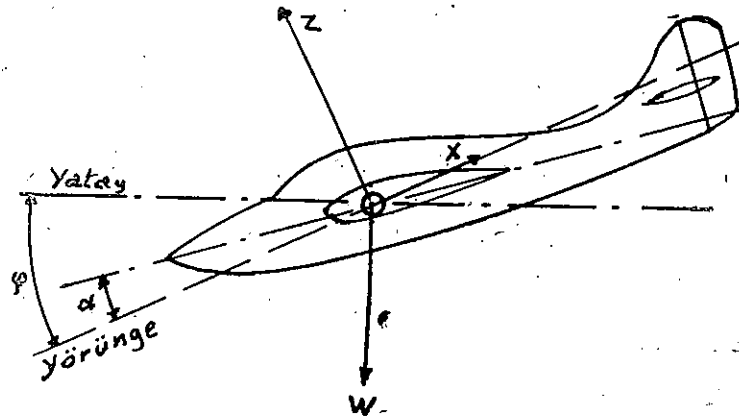
(Şekil: 82)

likte yatay bir durum alır. Bu yükseklikte meydan yüzüne paralel olarak yatay uçuş yaparken hız azaldığından, leviye tedrici olarak geriye doğru çekilerek, uçak kabre durumuna getirilir ve uçak, tekerlekleriyle yere oturur. Bundan sonra uçak, yerde tekerlekleri üzerinde, koşmağa devam eder ve nihayet, hızı sıfır olduğunda, durur. Uçak meydan üzerinde koşarken, duruncaya kadar, leviye geriye çekilmiş vaziyette tutulur.

Böylece, bir uçağın inişi, «güçsüz süzülüş», «yere paralel yatay uçuş» ve nihayet yerde «iniş rulesi» olmak üzere, üç safhadan tereküp eder.

İniş sırasında, gaz kolu kapatıldığından, pervaneli uçaklar halinde çekme sıfırdır; fakat, boşa dönen pervanelerin bir frenlemesi vardır. Buna karşılık, tepkili uçaklar halinde, küçük bir çekme mevcuttur.

İnişin birinci safhasını teşkil eden süzülüş sırasında uçuş hızının emniyet şartları gözönünde tutularak, en küçük bir değeri haiz olmak aranır. Kumanda yüzeylerinin tesirini muhafaza etmek için, bu safhadaki hız, minimum hızdan en az yüzde 20 büyük olmalıdır.



(Şekil: 83)

Süzülüş sırasında uçağın, yataya nazaran eğimi (φ) olan bir yörünge üzerinde, ivmesiz bir hareketle, uçuş yaptığı tasavvur edilerek, kuvvetlerin dengesi şartından, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$W \cdot \cos \varphi = Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \quad (9)$$

$$W \cdot \sin \varphi = X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \quad (10)$$

Bir uçağın süzülüş uçuşuna ait en önemli performansları, düşey doğrultudaki «alçalış hızı», «süzülüş açısı» ve bunlara ait uçuş hızından ibaretir.

Yukardaki iki denklemi taraf tarafa bölerek, süzülüş açısı için:

$$\tan \varphi = \frac{X}{Z} = C_x / C_z \quad (11)$$

denklemleri bulunur. Bu denklemden kolayca görüldüğü gibi, süzülüş açısı

uçağın finesiyle ters orantılı olup, minimum süzülüş açısı, maksimum finese ait hücum açısı altında elde edilir; ve süzülüş açısı, uçak ağırlığının kanadın bağımsızdır.

Bir uçağın, verilen bir hücum açısı altındaki, süzülüş açısı (11) denklemleriyle tayin edildikten sonra, yukardaki (9) denkleminde, yörünge üzerindeki uçuş hızı için:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos \varphi}{C_z \cdot \rho \cdot S}} \quad (12)$$

denklemleri yazılır.

Alçalış hızı, uçuş hızının düşey doğrultudaki bileşeninden ibaret olup:

$$w = V \cdot \sin \varphi \quad (13)$$

denklemleriyle hesaplanır.

Süzülüş sırasında uçuş hızını hesaplamak için, yukarıda verilen (12) denklemleri, ancak $\varphi < 45^\circ$ olduğunda doğrudur. $\varphi > 45^\circ$ halinde, eğimli bir dalış (pike) bahis konusudur ve bu takdirde uçuş hızı, (10) denkleminde çıkarılan:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \sin \varphi}{C_x \cdot \rho \cdot S}} \quad (14)$$

denklemleriyle hesaplanmalıdır.

Meydana yaklaşmak maksadıyla yapılan süzülüş sırasında uçağın, meydana kenarında ($h = 15 \text{ m}$) yükseklikte bir engel üstünden geçtikten sonra, yatay doğrultuda katettiği uzunluk, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$l_1 = 15 / \tan \varphi \quad (15)$$

Bu uzunluğun kısa olması için, süzülüş açısı büyük, veya finenin değeri küçük olmalıdır. İnişin bundan sonraki safhalarında, uçağın büyük bir hücum açısı altında bulunması gerektiğinden, biraz önce de açıklanmış olduğu gibi, uçuş hızı ($1,2 V_{\min}$) veya ($C_z = 0,7 C_{z_{\max}}$) olacak tarzda bir hücum açısı seçilmelidir.

İnişin ikinci safhasını teşkil eden, yere paralel yatay uçuş sırasında, uçuş hızı küçüldüğünden, uçağın hareket denklemleri aşağıdaki tarzda yazılır:

$$X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S = - \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt}$$

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S = W$$

Bu iki denklemden:

$$W \cdot \frac{C_z}{C_x} = - \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt}$$

ifadesi yazılır.

Uçağın bu safhada yatay doğrultuda katettiği uzunluğu tayin etme için;

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dl} \cdot \frac{dl}{dt} = \frac{dV}{dl} \cdot V$$

bağıntısı dikkati alınarak:

$$dl = - \frac{l}{g} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot V \cdot dV$$

denklemini bulunur. Bu diferansiyel denklemini, $(V = V_1)$ ve $(V = V_{min})$ sınırları arasında entegre ederek, uçağın bu safhada katettiği uzunluk hesaplanır:

$$l_2 = - \frac{l}{g} \int_{V_1}^{V_{min}} \frac{C_z}{C_x} \cdot V \cdot dV$$

Burada (V_1) , inişin birinci safhasını teşkil eden süzülüşün sonundaki uçuş hızı olup, evvelce de açıklanmış olduğu gibi, $(V_1 = 1,2V_{min})$ dır. Bu yatay uçuş safhasında, hız değiştiğinden hücum açısı ve dolayısıyla C_z ve C_x katsayılarının değeri de değişir. Basitlik maksadiyle, (V_1) ve (V_{min}) arasındaki ortalama fines (ε_2) sabit kabul edilerek, yere paralel yatay uçuş sırasında uçağın katettiği uzunluk için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$l_2 = \frac{0,44 \cdot W \cdot \varepsilon_2}{g \cdot \rho \cdot C_{zmax} \cdot S} \quad (16)$$

Uçağın, (V_{min}) hızıyla yere oturduktan sonra, hızı sıfır oluncaya kadar yerde katettiği uzunluğu, yani iniş rulesi uzunluğunu, tayin etmek için, bu safhada uçağa tesir eden kuvvetlerin dengesine ait denklemi dikkate almak lâzımdır:

$$X + \mu(W - Z) + \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = 0$$

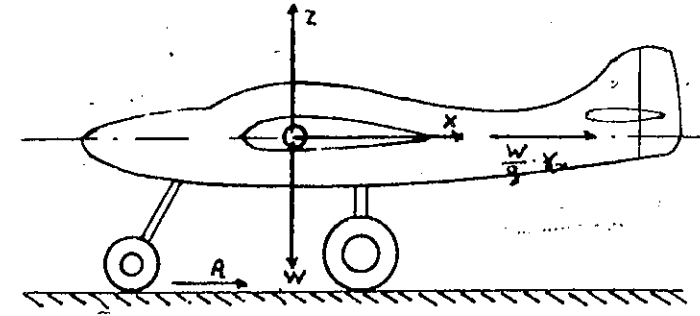
Bu denklemden, tekerleklerin yerdeki sürtünme direnci $(R = \mu(W - Z))$ ile gösterilerek ve ivme yerine;

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dl} \cdot V$$

adesini koyarak, aşağıdaki diferansiyel denklem yazılır:

$$dl = - \frac{W}{g} \cdot \frac{V \cdot dV}{X + R}$$

İniş rulesi uzunluğu, bu diferansiyel denklemini $(V = V_{min})$ ve $(V = 0)$ sınırları arasında entegre ederek bulunur. İniş rulesi sırasında uçağın hücum açısı, iniş takımlarının konstrüksiyonuyla belli olan, sa-



(Şekil: 84)

bit bir değere maliktir. Hücum açısının bu değerine tekabül eden taşıma ve sürüklenme katsayılarının değerleri (C_{zn}) ve (C_{xn}) ile gösterilerek ve, diğer yandan, (V_{min}) hızındaki taşımanın uçak ağırlığına eşit olduğu dikkate alınarak, iniş rulesi uzunluğu için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$l_3 = \frac{V_{min}}{2 \cdot g \left(\frac{C_{zn}}{C_{zn}} - \mu \right)} \cdot \log_e \left(\frac{C_{zn}}{\mu} \right) \quad (17)$$

İniş rulesi uzunluğu için, kalkış rulesi hesabındakine benzeyen bir usul takip edilerek, (F_m) iniş rulesi sırasındaki ortalama frenleyici kuvveti göstermek üzere, aşağıdaki denklem bulunur:

$$l_3 = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_{min}^2}{F_m} \quad (18)$$

İniş rulesi sırasında, çekme sıfır kabul edilerek, uçağa gelen frenleyici kuvvet:

$$F = X + \mu(W - Z)$$

olup, iniş rulesi uzunluğunu kısaltmak için, sürüklenme büyük ve taşıma

küçük olmalıdır. Bu maksatla, hızın oldukça büyük olduğu iniş rul başlangıcında, aerodinamik bir fren kullanılır ve uçak tekerlek yere oturduktan sonra, flaplar kapatılır. Hız azaldıkça aerodinamik tesiri kalmadığından, tekerleklerde mekanik fren kullanılarak (μ) değeri artırılır. Tekerlek frenlerinin, uçak yere oturunca tatbiki mesisi, uçakta kapaklanma (kapotaj) temayülü hasıl eder ve aynı anda frenlerde ve tekerlek lâtistiklerinde bozulma ihtimâli doğur. Bu sebeple, aerodinamik sürüklenme tesiriyle hızda yeter bir azalma etmeden tekerlek frenleri kullanılmamalıdır.

İniş rulesi sırasında tekerlek frenlerinin kullanılması halinde, rulesi uzunluğunu hesaplamak için, (V_f) frenlerin tatbik edildiği göstermek üzere, (18) denklemini aşağıdaki tarzda iki terimli olarak yazılır :

$$l_g' = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_{\min}^2 - V_f^2}{(F_m)_1} + \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_f^2}{(F_m)_f} \quad (19)$$

Bu denkleminde (F_m)₁, frenleyici kuvvetin frenler tatbik edilmeden önceki safhaya ait ortalama değerini ve (F_m)_f, aynı kuvvetin frenler tatbik edildikten sonraki safhaya ait ortalama değerini göstermektedir.

10.4. — Rüzgârın kalkış ve iniş tesiri.

Rüzgârlı havada kalkış ve iniş, daima rüzgârı önden alarak yapılır ve bu suretle, kalkış ve iniş ruleleri kısalmır.

Sabit (u) hızlı bir rüzgâr halinde, ortalıktaki havanın yere nazaran hareketi sebebiyle, uçağın yere nazaran katettiği uzunluk, havada katettiği olduğu uzunluğun aynı değildir. Rüzgârı önden alarak kalkış yapan bir uçağın yere nazaran katettiği uzunluk, havada katettiği uzunluk ile havanın yere nazaran katettiği uzunluğun cebirsel toplamına eşittir. Rüzgârı önden alarak yapılan iniş halinde de, aynı bağıntı vardır.

Böylece, bir uçağın kalkış veya iniş rulesi için gerekli süre (t_1) ile gösterilerek, rüzgâra karşı kalkış veya iniş rulesi uzunluğu için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$l_u = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_y^2 - U^2}{(F_m)_u} - U \cdot t_1$$

Bu denkleminde (V_y), kalkış için (V_k) ve iniş için ($V_{\min}$) dir ve (F_m)_u rüzgâra karşı kalkış veya iniş rulesi sırasında uçağa tesir eden ortalama ivmelendirici veya frenleyici kuvveti göstermektedir.

Rüzgâra karşı kalkış veya iniş sırasında yerdeki rule için gerekli süre (t_1), aşağıdaki denklemle tayin edilir:

$$t_1 = \frac{W}{g} \cdot \frac{V_y - U}{(F_m)_u}$$

Neticede, rüzgâra karşı kalkış veya iniş sırasında, yer rulesi uzunluğu için, aşağıdaki denklem elde edilir :

$$l_u = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_y^2 - U^2}{(F_m)_u} - \frac{W}{g} \cdot \frac{(V_y - U) \cdot U}{(F_m)_u} \quad (20)$$

Rüzgârı önden alarak yapılan kalkış veya iniş hareketlerinin tırmanma veya süzülüş safhalarına rüzgârın tesiri, genel olarak, yörüngenin yataya nazaran eğimini arttırır. Hızı (U) olan bir rüzgâra karşı tırmanış veya süzülüş yörüngesinin eğimi (φ_u) ile gösterilerek, (φ) sâkin hava-aki eğim ve (V) uçağın bahis konusu uçuş hallerinde havaya nazaran hızı olmak üzere, aşağıdaki bağıntı yazılır :

$$\tan \varphi_u = \frac{\tan \varphi}{1 - U/V} \quad (21)$$

10.5. — Seyir menzili ve seyir süresi.

Uçaklarda, motorların maksimum ve nominal rejimleri yalnız kalkış, tırmanış ve maksimum hızla yatay uçuş hallerinde kullanılır. Seyahat uçuşlarında, gaz kolu kısmen kapatılarak, ekonomik bir uçuş şartı temin edilir. Bir uçağın, taşıdığı akar yakıt miktarıyla havada katettiği yatay uzunluğa, "seyir menzili" ve havada kaldığı zamana, "seyir süresi" denir.

Esas performanslara ait incelemeler sırasında görüldüğü gibi, (bölüm - 9, paragraf - 9.3 ve denklem - 14), ivmesiz yatay uçuş halinde, uçuşa gerekli güç, alınan güce eşittir:

$$W \cdot \frac{C_x}{C_z} \cdot V = 75 \cdot \eta \cdot P$$

Verilen bir uzaklığa, minimum yakıt sarfederek ulaşmak için, motorun özgül benzin sarfiyatı ve pervane randımanı sabit farzedildiğinde, (C_x/C_z) oranı minimum veya uçağın finesi maksimum olmalıdır. Böylece, gerekli güç eğrisine, koordinat merkezinden çizilen teğetin temas noktası, ekonomik uçuş hızını tayin eder. Hakikatta, motorun özgül benzin sarfiyatı ve pervane randımanı, uçuş hızının fonksiyonudur; bu bakımdan, daha doğru hesaplar için, bu faktörlerin hızla değişimini bilmek lâzımdır.

Seyir menzili problemi, verilen bir miktar benzinle en büyük uzaklığa ulaşmak veya verilen bir uzaklığı mümkün en az benzin sarfederek

katetmektir. Diğer yandan, seyir süresi problemi, verilen bir miktar benzinle en uzun zaman havada kalmaktır.

Verilen bir uzaklığı, minimum benzin sarfiyle katetmek için, birim zamandaki benzin sarfiyatı minimum olmalı ve, aynı zamanda, bu uzaklık en kısa bir zamanda katedilmelidir. Buna karşılık, verilen bir miktar benzinle en uzun zaman havada kalmak için, yalnız birim zamandaki benzin sarfiyatının minimum olması kâfidir. Ekonomik uçuş bakımından, biraz önce de açıklandığı gibi, minimum benzin sarfiyatı, uçağın maksimum finese tekabül eden hücum açısı altında seyahat ederek elde edilir.

Verilen bir ağırlıkla yerden kesilen uçağın ağırlığı, benzin sarfedildikçe azalır. Uçağın ağırlığı azaldığından, maksimum finese ait hücum açısı altındaki uçuş hızı ve gerekli güç küçülür. Alınan gücün, her zaman gerekli güce eşit olması için, gaz kolu tedrici olarak kapatılır. Motor gücü küçüldüğünden, birim zamandaki benzin sarfiyatı ve dolayısıyla uçak ağırlığının azalması daha küçük olur.

Uçuş hızı ve devir sayısı değiştiğinden, $\frac{V}{n \cdot D}$ değişir ve bunda pervane randımanı da müteessir olur.

Böylece, bir uçağın seyir menzilini hesaplamak, basit bir problem değildir. Ancak, motorun özgül benzin sarfiyatı ve pervane randımanı için sabit ortalama değerler kabul ederek, takribi bir hesap yapmak mümkündür.

Pistonlu motor ve pervaneden ibaret güç sistemi ihtiva eden uçağın seyir menzilini ve seyir süresini hesaplamak için, aşağıdaki varsayımlar kabul edilmiştir:

- W : Uçağın başlangıçtaki toplam ağırlığı, (Kg).
- W_t : Kalkıştan itibaren (t) saniye sonunda uçağın ağırlığı, (Kg).
- B : Taşınan toplam yakıt ağırlığı, (Kg).
- B_t : (t) saniye sonunda sarfedilen yakıt ağırlığı, (Kg), (B_t = W - W_t).
- q : Özgül yakıt sarfiyatı, (Kg/Bg/Saat).
- P_t : (t) anında motorun fren gücü, (Bg).

Diferansiyel bir (dt) zaman aralığında sarfedilen benzinin ağırlığı (dB), veya uçak ağırlığının azalışı (-dW), aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$dB = \frac{q \cdot P_t}{3600} \cdot dt \quad (2)$$

Her an, alınan gücün gerekli güce ve uçak ağırlığının taşımaya eşit olduğu gözönünde tutularak, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$75 \cdot \eta \cdot P_t = C_x \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \cdot V$$

$$W_t = C_z \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S$$

Bu iki denklemden, her hangi bir (t) zamanındaki motor gücü için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$P_t = \frac{W_t \cdot V}{75 \cdot \eta \cdot (C_z/C_x)}$$

Motor gücünün bu ifadesi, (22) denkleminde yerine konarak:

$$dB = \frac{q \cdot W_t \cdot V}{3600 \cdot 75 \cdot \eta \cdot (C_z/C_x)} \cdot dt$$

ve, (dt) zamanında katedilen diferansiyel uzaklık (dl = V · dt) bağıntısı, diğer yandan, W_t = W - B_t bağıntısı gözönünde tutularak;

$$dl = \frac{3600 \cdot 75 \cdot \eta \cdot (C_z/C_x)}{q} \cdot \frac{dB}{W - B_t}$$

diferansiyel denklemi elde edilir. Bu denklem; (η), (q) ve (C_z/C_x) sabit farzedilerek, (B_t = 0) ve (B_t = B) sınırları arasında entegre edilerek, kilometre cinsinden, katedilen uzaklık için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$l_s = 270 \cdot \frac{\eta}{q} \cdot \frac{C_z}{C_x} \int_0^B \frac{dB}{W - B_t} = 270 \cdot \frac{\eta}{q} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot \log_e \left(\frac{W}{W - B} \right)$$

$$l_s = 621,8 \cdot \frac{\eta}{q} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot \log \left(\frac{W}{W - B} \right) \quad (23)$$

Bu denklem, maksimum seyir menzilini hesaplamak için, "Breguet formülü" adıyla tanınır. Seyir menzilinin maksimum olması için, finese maksimum olmalıdır.

Seyir süresini hesaplamak için, yukarda verilen (22) denklemi, dB = -dW bağıntısı gözönünde tutularak, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$dt = - \frac{3600}{q \cdot P_t} \cdot dW \quad (24)$$

Diğer yandan, ivmesiz yatay uçuşa ait güç ve taşıma denklemleri den;

$$P_t = \frac{1}{75 \cdot \eta} \cdot \frac{C_x}{C_z^{3/2}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W_t^3}{\rho \cdot S}}$$

bağıntısı bulunur. Motor gücünün bu ifadesi, (24) denkleminde yerini konarak, aşağıdaki diferansiyel denklem elde edilir:

$$dt = - \frac{3600 \cdot 75 \cdot \eta}{q} \sqrt{\frac{\rho}{2} \cdot S} \cdot \frac{C_z^{3/2}}{C_x} \cdot \frac{dw}{\sqrt{W_t^3}}$$

Bu diferansiyel denklem; (η), (q) ve ($C_z^{3/2}/C_x$) sabit farzedilerek ($W_t = W$) ve ($W_t = W - B$) sınırları arasında entegre edilerek, seyir süresini saat olarak veren analitik ifade bulunur:

$$t_s = 106,08 \cdot \frac{\eta}{q} \cdot \frac{C_z^{2/2}}{C_x} \cdot \sqrt{\rho \cdot S} \left(\frac{1}{\sqrt{W-B}} - \frac{1}{\sqrt{W}} \right) \quad (25)$$

Seyir süresinin maksimum olması için, ($C_z^{3/2}/C_x$) oranı maksimum olmalıdır.

Bir uçağın taşıma ve sürüklenme katsayıları arasında;

$$C_x = C_{xe} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

bağıntısının bulunması halinde, maksimum seyir menzili, yâni (C_z/C_x)_{mak} için:

$$\frac{\partial (C_z/C_x)}{\partial C_z} = 0 \text{ şartından;}$$

$$C_{xe} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A} \quad (26)$$

ve benzer tarzda, maksimum seyir süresi, yâni ($C_z^{3/2}/C_x$)_{mak} için;

$$\frac{\partial (C_z^{3/2}/C_x)}{\partial C_z} = 0 \text{ şartından:}$$

$$C_{xe} = \frac{C_z^2}{3 \cdot \pi \cdot e \cdot A} \quad (27)$$

ifadeleri elde edilir.

Tepkili bir uçağın seyir menzilini hesaplamak için, (T) her hangi bir andaki çekmeyi ve (q_i) saatte kilogram olarak bir kilogram çekmeye ait (Kg/Kg/Saat) özgül benzin sarfiyatını göstermek üzere, aşağıdaki denklem yazılır:

$$dW = - \frac{T \cdot q_i}{3600} \cdot dt \quad (28)$$

(dt) zamanında katedilen diferansiyel uzaklık ($dl = V \cdot dt$) için;

$$dl = - \frac{3600}{T \cdot q_i} \cdot V \cdot dW \quad (29)$$

denklemleri bulunur. Diğer yandan, ivmesiz yatay uçuş halinde:

$$T = X = W \cdot \frac{C_x}{C_z} \quad \text{ve} \quad V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_z \cdot \rho \cdot S}}$$

bağıntıları vardır.

Böylece, tepkili bir uçağın, kilometre olarak seyir menzili için, (q_i), (C_z) ve (C_x) sabit farzedilerek, aşağıdaki denklem bulunur:

$$(l_s)_i = \frac{10 \cdot 18}{q_i \cdot \sqrt{\rho \cdot S}} \cdot \frac{C_z^{1/2}}{C_x} (\sqrt{W} - \sqrt{W-B}) \quad (30)$$

Tepkili bir uçağın seyir süresini hesaplamak için, (28) denkleminde:

$$dt = - \frac{3600}{T \cdot q_i} \cdot dW \quad (31)$$

yazılır. $T = W \cdot (C_x/C_z)$ bağıntısı hesaba katılarak, yukarda kabul edilmiş olan takribiyetler dahilinde, tepkili bir uçağın, saat olarak seyir süresi için, aşağıdaki denklem bulunur:

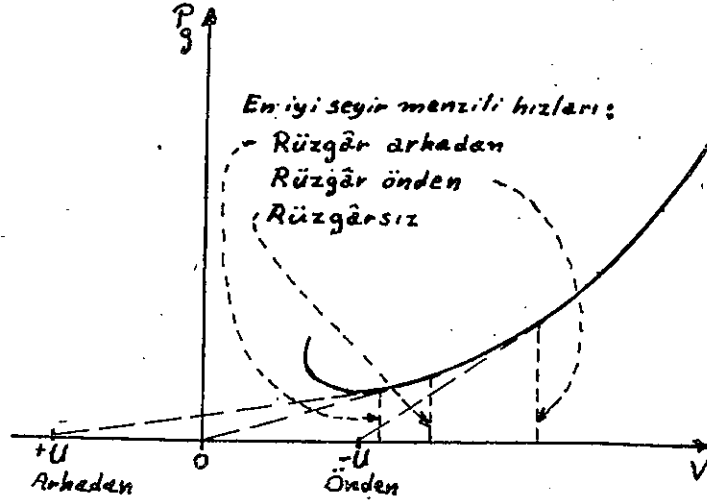
$$(t_s)_i = \frac{2,303}{q_i} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot \log \left(\frac{W}{W-B} \right) \quad (32)$$

Tepkili uçaklar halinde, seyir menzilinin maksimum olması için, ($C_z^{1/2}/C_x$) oranı ve seyir süresinin maksimum olması için de, (C_z/C_x) oranı maksimum olmalıdır. En iyi seyir menzili, (30) denkleminde (ρ) payda tarafında bulunduğundan, deniz seviyesinden itibaren yüksekliklerde elde edilir. Seyir süresi, yükseklikten bağımsızdır; bununla beraber, yükseklikle benzin sarfiyatı karakteristikleri iyileştigiinden, yükseklikte daha büyük bir seyir süresi elde etmek mümkündür.

10.6. — Rüzgârın seyahat karakteristiklerine tesiri.

Yukardaki incelemelerde, havanın sâkin olduğu tasavvur edilmiştir. Seyir menzili bakımından, önden rüzgâr, uçağı yavaşlatır ve önceden tayin edilen bir yere ulaşmak için, zaman artar. Arkadan rüzgâr, daha çabuk bir seyahat sağlar. Seyir süresi, rüzgârdan müteessir olmaz.

Bir uçağın gerekli güç eğrisi, (Şekil: 85) 'de gösterilmiştir. U devamlı bir rüzgâr içinde uçtuğunda, gerekli güç eğrisi değişmez. U kat uçağın yere nazaran hızı, havaya nazaran hızının aynı değildir.



(Şekil: 85)

uçak, hızı (U) olan bir rüzgâra karşı, havaya nazaran (U) 'ya eşit bir hızla uçuyorsa, uçağın yere nazaran hızı sıfır olacaktır; yani önden rüzgâr alarak uçuş yapıldığında, koordinat merkezi sağa doğru yer değiştirir.

Arkadan rüzgâr halinde, aksi olay vuku bulur.

En iyi seyir menziline ait hız, (Şekil: 85) de görüldüğü gibi, önden rüzgâr halinde artar ve arkadan rüzgâr halinde küçülür.

Devamlı rüzgâr halinde, kilometre olarak seyir menzili, (artı) işareti arkadan rüzgâra ve (eksi) işareti önden rüzgâra ait olmak ve (U) (Km/Saat) olarak rüzgâr hızını göstermek üzere, aşağıdaki denklem hesaplanır:

$$(l_s)_U = (l_s)_{U=0} \pm U \cdot (t_s) \quad (33)$$

Burada, sâkin havaya ait seyir menzili ve seyir süresi yerine (23) ve (25) denklemleriyle verilen ifadeleri konarak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$(l_s)_U = 621,8 \frac{\eta}{q} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot \log \left(\frac{W}{W-B} \right) \pm 106,08 \frac{\eta}{q} \cdot \frac{C_z^{3/2}}{C_x} \cdot \sqrt{\rho \cdot S} \left[\frac{1}{\sqrt{W-B}} - \frac{1}{\sqrt{W}} \right] \cdot U$$

Bu denklemde kullanılacak (C_z) ve (C_x) değerleri, şu suretle tayin edilir; (Şekil: 85) deki çizilişeye göre, hızı (U) olan rüzgâr haline ait en iyi seyir menzili hızı tayin edilir, ve sonra, $C_z = \frac{2 \cdot W}{V^2 \cdot \rho \cdot S}$ denkleminde (C_z) ve uçağın poler eğrisinden buna tekabül eden (C_x) bulunur.

ÖZEL PROFORMANSLAR.

Problemler.

1. — Bölüm-9 (1) problemindeki uçak için, $C_{z_{mak}} = 1,5$ verilmiştir.

Bu uçağın, deniz seviyesinde, asfalt uçuş pisti üzerinde; (a) sıfır rüzgârla ve (b) önden $U = 20$ Km/Saat rüzgârla, kalkış rulesi uzunluğunu ve süresini tayin ediniz?

2. — Bölüm-9 (2) problemindeki uçak için, $C_{z_{mak}} = 1,5$ olduğuna göre, deniz seviyesinde, beton uçuş pisti üzerinde; (a) sıfır rüzgârla ve (b) önden $U = 20$ Km/Saat rüzgârla, kalkış rulesi uzunluğunu ve süresini tayin ediniz?

3. — Bir uçağın ağırlığı $W = 25000$ Kg ve kanat alanı $S = 100$ m² olup, aerodinamik vasıfları, aşağıda verilmiştir:

$$C_x = 0,02 + 0,05 \cdot C_z^2 \quad \text{ve} \quad C_{z_{mak}} = 1,8$$

Bu uçağın güç sistemi, $T_s = 7000$ Kg statik çekme ve $V_k = 1,2 V_{min}$ kabul edilen kalkış hızında $T_k = 5750$ Kg çekme vermektedir.

Bu uçağın, deniz seviyesinde asfalt uçuş pisti üzerinde; (a) sıfır rüzgârla ve (b) önden $U = 25$ Km/Saat rüzgârla, kalkış rulesi uzunluğunu ve süresini tayin ediniz?

4. — Bir uçağın ağırlığı $W = 13500$ Kg ve kanat alanı $S = 70$ m² olup, flaplar açık iken $C_{z_{mak}} = 2,2$ ve frenler kullanıldığında, asfalt uçuş pisti üzerinde $\mu = 0,5$ yuvarlanma sürtünme katsayısı vermektedir.

Bu uçağın, (a) deniz seviyesinde, frensiz olarak, asfalt pist üzerinde, iniş rulesi uzunluğunu tayin ediniz?

(b) Aynı şartlar altında, fakat iniş hızının 0,8 katına eşit bir hızda frenler kullanıldığında, iniş rulesi uzunluğu nedir?

Not: İniş hızı $V_1 = 1,2 V_{min}$ alınır; uçağın, V_1 hızında $\epsilon_1 = 8$ verilmiştir.

5. — Problem (4) 'ü, 2500 m yükseklik için çözünüz?

6. — Problem (4) 'ü, deniz seviyesinde, $0,5V_1$ hızda frenler tatbik edildiğine göre çözünüz?

7. — Bir uçağın ağırlığı $W = 4500$ Kg ve kanat alanı $S = 20$ m² olup, aerodinamik vasıfları, $C_x = 0,02 + 0,05 \cdot C_z^2$ denklemiyle verilmiştir. Bu uçak, $B = 600$ Kg akar yakıt taşımaktadır ve güç sisteminin yakıt sarfiyatı $q = 0,230$ Kg/Bg/Saat olarak verilmiştir. Pervanenin $\eta = 0,85$ sabit randıman değeri için; (a) sıfır rüzgârla seyir menzilini ve seyir süresini; (b) arkadan $U = 50$ Km/Saat rüzgârla seyir menzilini ve seyir süresini ve (c) önden $U = 50$ Km/Saat rüzgârla seyir menzilini ve seyir süresini tayin ediniz?

8. — Bir uçağın ağırlığı $W = 9000$ Kg ve kanat alanı $S = 50$ m² olup, bu uçak 4000 Kg yakıt taşımaktadır. Bu uçağın aerodinamik vasıfları, bölüm - 9 problem (1) 'deki grafikte verilmiştir.

Bu uçak, bir tepkili güç sistemine maliktir. Güç sisteminin özgül yakıt sarfiyatı, deniz seviyesinde, $q = 0,55$ Kg/Kg çekme/Saat ve 5000 m yükseklikte, $q = 0,45$ Kg/Kg çekme/Saat olarak verilmiştir.

Bu uçağın, (a) deniz seviyesinde ve (b) 5000 m yükseklikte, seyir menzilini ve seyir süresini tayin ediniz?

9. — Bir uçağın ağırlığı $W = 11.500$ Kg olup, 3200 litre benzin taşımaktadır. Uçağın, $P = 1000$ Bg güçlü iki motor ihtiva ettiğine ve maksimum finesi, 10,6 olduğuna göre, $\eta = 0,81$ kabul ederek, seyir menzilini tayin ediniz? Güç sisteminin özgül yakıt sarfiyatı, $q = 0,245$ Kg/Bg/Saat dir.

B Ö L Ü M — 11

EĞRİ YÖRÜNGELİ UÇUŞ HALLERİ.

11.1. — Genel düşünceler.

Bir uçağın eğri yörüngeli hareketler ihtiva eden uçuşlarına, "manevra" denir. Bu tarife göre; dönüş, luping, vril, tono, düzeltme ve kabre ve bunların muhtelif kombinezonları, manevralardan ibarettir.

Bir eğri yörüngeli uçuş, yani bir manevra, sırasında uçakta, yer çekimi ivmesinden küçük veya büyük, ivmeler hasıl olur. Bir uçağın manevra kabiliyeti, onun kumanda yeterliği, kararlılık vasıfları, genel aerodinamik karakteristikleri ve nihayet yapı mukavemetiyle sınırlanmıştır. Yapı mukavemeti, yüksek hızlarda, hemen bütün uçakları sınırlandıran bir şarttır.

Bir uçak, kendisine bağlı eksen takımı dikkate alındığında, üç eksenlerden her birinin doğrultusunda bir ilerleme hareketi ve bu eksenlerden her birinin etrafında bir dönme hareketi yapar. Böylece uçak, üç ilerleme ve üç dönmeden ibaret, altı serbestlik derecesine maliktir.

İleriye doğru uçuş, (x) ekseni boyunca hareketten ibarettir; (y) ekseni doğrultusundaki harekete, "kanat kayışı" denir; düşey doğrultuda ivmeli uçuş, (z) ekseni üzerinde bir hareket bileşeni ihtiva eder. (x) ekseni etrafındaki dönme hareketine, "yalpa"; (y) ekseni etrafındaki dönme hareketine, "yunuslama" ve nihayet (z) ekseni etrafındaki dönme hareketine de, "sapma" adları verilir.

Bir uçağın havada yaptığı her hangi bir manevra, yukarda sayılan altı esas hareketin bir terkididir ve bu esas hareketlere ayrılır.

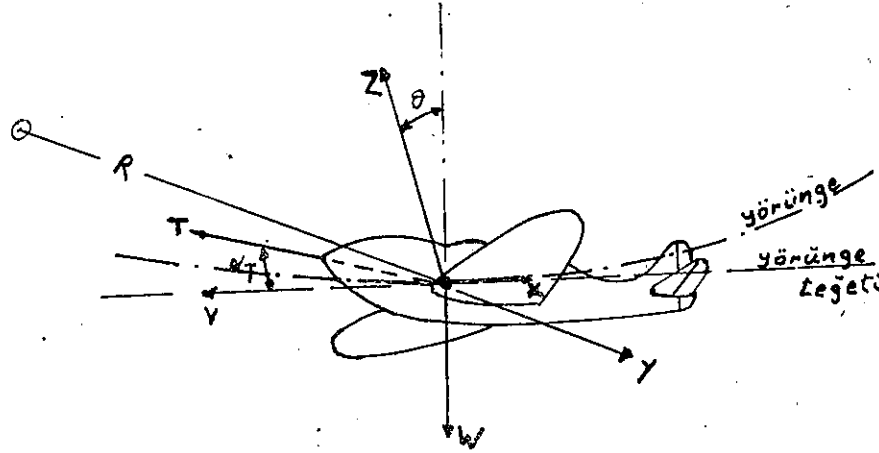
Bir uçağın eğri yörüngeli bir uçuş yapması veya böyle bir durumdan düzeltilmesi, kararlılık ve kumanda problemleriyle ilgili olup, bu konular, (Bölüm - 14 ve 15) 'de incelenmiştir.

Bu bölümde, bir uçağın eğri yörüngeli uçuşlarının en basitlerinden ve normal olarak en sık rastlananlarından ibaret olan, yatay dönüş (yani viraj) ve dönerek süzülüş hareketleriyle ilgili karakteristikler incelenmiş ve önemi dolayısıyla, kabre ve vril hareketleri izah edilmiştir.

11.2. — Yatay dönüş (viraj).

Bir uçağın, sabit bir düşey eksen etrafındaki hareketine, "yatay dönüş", veya "viraj", denir. Burada, problemi basitleştirmek maksadıyla, koordine dönüş tetkik edilmiştir. Bir koordine dönüş, uçağın (x) ve (z) eksenlerini ihtiva eden simetri düzleminin, aynı zamanda, uçuş yörüngesine uçak ağırlık merkezinde çizilen teğeti de ihtiva ettiği bir dönüştür. Bir koordine dönüş sırasında uçak, yörüngesi üzerinde bir yunuslama hareketi yapabilir; fakat sapma hareketi alamaz. Böylece, kayışlı veya savrulmalı bir dönüş, koordine dönüş değildir.

Yatay dönüş yapan bir uçağa, düz uçuştaki kuvvetlere ilâve olarak, bir merkezkaç kuvvet tesir eder. Bu merkezkaç kuvvet, bir aerodinamik kuvvetle karşılanmalıdır. Bu maksatla, dönüş yapan bir uçak, uzunlama eksenini etrafında döndürülerek, uçağın kanatları yataya nazaran bir (θ) açısı kadar yatırılır. Böylece, uçuş hızına dikey olan ve uçağın simetri düzlemi içinde bulunan toplam taşıma, düşey doğrultuya nazaran, aynı (θ) açısı kadar bir eğim alır; taşımanın düşey doğrultudaki bileşeni, uçağın ağırlığını ve yatay doğrultudaki bileşeni de, bahsi geçen merkezkaç kuvveti karşılar.



(Şekil: 86)

Bir uçağın yatay dönüş hareketiyle ilgili başlıca karakteristikleri, dönüş yarıçapı (R), açısal hızı (ω) ve yatış açısı (θ) dir. Bu üç karakteristik, bir koordine dönüş sırasında uçağa tesir eden kuvvetlerin denge-sini ifade eden denklemler yardımıyla tayin edilirler.

Yatay dönüş sırasında uçağa gelen kuvvetler, (Şekil: 86) 'da göste-

rilmiştir. Bu kuvvetlerin dengede olması şartından, düşey, yörünge yarıçapı ve yörünge teğeti doğrultularındaki kuvvet bileşenleri için, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$Z \cdot \cos \theta + T \cdot \sin \alpha_T \cdot \cos \theta - W = 0$$

$$Z \cdot \sin \theta + T \cdot \sin \alpha_T \cdot \sin \theta - Y = 0$$

$$T \cdot \cos \alpha_T - X - \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = 0$$

Problemi basitleştirmek için, uçuş hızının sabit olduğunu ve çekmenin hız doğrultusunda tesir ettiğini kabul ederek, yukardaki üç denklem aşağıdaki tarzda yazılır:

$$Z \cdot \cos \theta - W = 0 \quad (1)$$

$$Z \cdot \sin \theta - Y = 0 \quad (2)$$

$$T - X = 0 \quad (3)$$

Bu denklemlerden ve basitleştirilmiş yatay dönüşü gösteren (Şekil: 87) 'den, aşağıdaki bağıntılar bulunur:

$$\tan \theta = Y/W$$

$$Y^2 + W^2 = Z^2$$

Yatay dönüş sırasında uçağa gelen merkezkaç kuvvetin ifadesi, genel mekanikten bilindiği gibi, aşağıdaki denklemlerle verilmiştir:

$$Y = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} = \frac{W}{g} \cdot \omega^2 \cdot R = \frac{W}{g} \cdot \omega \cdot V \quad (4)$$

Merkezkaç kuvvetin bu ifadelerini dikkate alarak:

$$\tan \theta = \frac{V^2}{g \cdot R} = \frac{\omega^2 \cdot R}{g} = \frac{\omega \cdot V}{g} \quad (5)$$

bağıntıları yazılır. Diğer yandan, taşımanın ve sürüklemenin açık ifadelerini hesaba katarak ve sabit hızlı uçuş halinde gerekli gücün alınan güce eşit olduğunu gözönünde tutarak, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$Y^2 + W^2 = Z^2 = \left(C_z \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \right)^2 \quad (6)$$

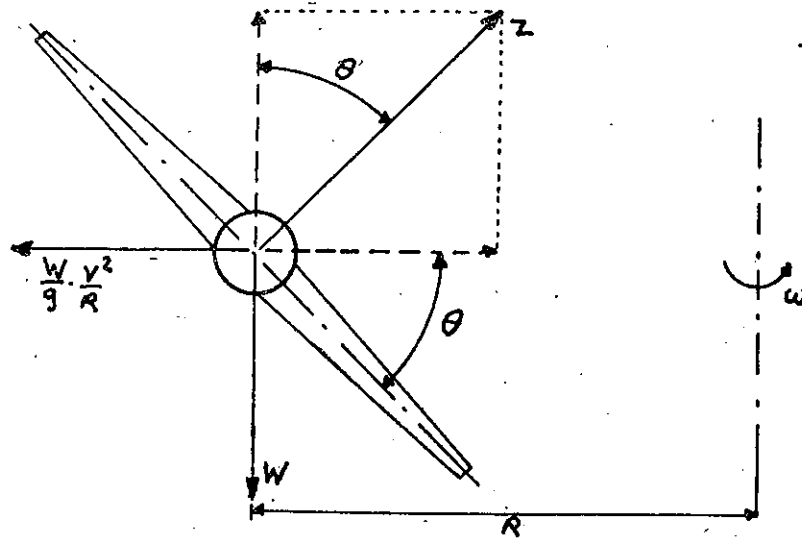
$$T = X = C_x \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \quad (7)$$

$$75 \cdot \eta \cdot P = C_x \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \cdot V \quad (8)$$

Uçağın yatay dönüş sırasındaki uçuş hızı, (8) denkleminde hesaplanır :

$$V = \left(\frac{150 \cdot \eta \cdot P}{C_x \cdot \rho \cdot S} \right)^{1/3} \quad (9)$$

Uçuş hızının bu ifadesi ve merkezkaç kuvvetin (4) denklemlerinde



(Şekil: 87)

ki birinci ifadesi, (6) denkleminde yerlerine konarak, dönüş yarıçapı için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$R^2 = \frac{1}{g^2} \cdot \frac{1}{\left(\frac{C_z \cdot \rho \cdot S}{2 \cdot w} \right)^2 - \left(\frac{C_x \cdot \rho \cdot S}{150 \cdot \eta \cdot P} \right)^{4/3}} \quad (10)$$

Bu denklemin payda tarafındaki ikinci terim, uçaklarda rastlanan normal değerlere göre, birincinin yanında çok küçük olduğundan ihmal edilerek:

$$R = \frac{2 \cdot w}{g \cdot C_x \cdot \rho \cdot S} \quad (11)$$

denklemini bulunur. Bu denklem, minimum dönüş yarıçapının, deniz seviyesinde ve maksimum taşıma katsayısına ait hücum açısı altında elde edileceğini ifade etmektedir.

Uçak, deniz seviyesinden itibaren yükseldikçe, (ρ) küçülecek ve (R) büyüyecektir; (10) denkleminin paydası sıfır olduğunda (R) sonsuz

büyükte bir değer alacaktır. (10) denkleminin paydasını sıfıra eşit kılacak :

$$\frac{75 \cdot \eta \cdot P}{W} = \frac{C_x}{C_z^{3/2}} \cdot \left(\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S} \right)^{1/2}$$

ifadesi elde edilir ve bu, tavandaki güç denkleminde ibarettir. Buradan, (10) denkleminin payda tarafındaki ikinci terimin ihmal edilmesi halinde, ($C_{z\max}$) ve (C_z^3/C_x^2)_{mak} değerlerine ait hücum açıları arasındaki bir hücum açısında, ($R_{\min}$) elde edileceği sonucu çıkarılır.

(6) denkleminde merkezkaç kuvvet yerine ($Y = \frac{W}{g} \cdot \omega \cdot V$) ifadesi ve uçuş hızı yerine (9) denkleminde verilen ifadesi konarak, açısal hız için aşağıdaki denklem bulunur.

$$\omega^2 = g^2 \left[\frac{C_z^2}{C_x^{2/3}} \cdot \frac{(\rho \cdot S)^{4/3}}{16 \cdot W^2} \cdot (75 \cdot \eta \cdot P)^{2/3} - \left(\frac{C_x \cdot \rho \cdot S}{150 \cdot \eta \cdot P} \right)^{2/3} \right] \quad (12)$$

Bu denklemde, kerre içindeki ikinci terim, birincinin yanında çok küçük olduğundan, ihmal edilerek:

$$\omega = \frac{g}{4 \cdot W} \cdot \frac{C_z}{C_x^{1/3}} \cdot (\rho \cdot S)^{2/3} \cdot (75 \cdot \eta \cdot P)^{1/3} \quad (13)$$

denklemini elde edilir. Açısal hızın maksimum olması için, (ρ) ve (C_z^3/C_x) oranı maksimum olmalıdır.

En dar dönüş, deniz seviyesinde, ($C_{z\max}$)'a ait hücum açısı altında elde edildiği halde, maksimum açısal hızlı dönüş, deniz seviyesinde, (C_z^3/C_x) oranının maksimum değerine tekabül eden hücum açısı altında elde edilir.

Motor gücü, deniz seviyesinden itibaren, yükseklikle küçüldüğünden, (12) denkleminin büyük mutaraza içini sıfıra eşit kılacak olarak tayin edilen bir yükseklikte, açısal hız sıfır olacaktır. Bu takdirde;

$$(75 \cdot \eta \cdot P)^2 = (C_z^3/C_x^3) \cdot \frac{2 \cdot W^3}{\rho \cdot S}$$

ifadesi elde edilir ve bu, (C_z^3/C_x^3) oranının minimum değeri için, tavandaki güç denkleminde ibarettir. Buradan, açısal hızın, (C_z^3/C_x) ve (C_z^3/C_x^2) oranlarının maksimum değerlerine ait hücum açıları arasındaki bir hücum açısı altında maksimum olacağı sonucu çıkarılır.

Yatay dönüş sırasındaki yatış açısı, (5) denklemlerinin sonuncusunda, (ω) ve (V) yerine, karşılıklı olarak, (13) ve (9) denklemleriyle verilen ifadeleri konarak, aşağıdaki denklemle tayin edilir:

$$\tan \theta = \frac{C_z}{C_x^{2/3}} \cdot \frac{(\rho \cdot S)^{1/2}}{1,259 \cdot W} \cdot (75 \cdot \eta \cdot P)^{2/3} \quad (14)$$

Bu denklemden görüldüğü gibi, (θ) açısı, deniz seviyesinde ve hücum açısının (C_z^3/C_x^2) oranını maksimum kılan değerinde, maksimumdur.

Bir uçağın, (θ) açısı kadar yatarak yatay dönüş yapması halinde (14) denklemi, taşıma yerine açık ifadesi konarak, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$W = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot \cos \theta \quad (15)$$

Verilen bir yükseklikte ve sabit (C_z) altında uçuş hızı, yatış açısıyla artar ve hızın artışı, $(\cos \theta)$ 'nin kare köküyle ters orantılıdır.

Verilen bir uçak için, yükseklik ve uçuş hızı sabit tutulduğunda, taşıma katsayısı, $(\cos \theta)$ ile ters orantılı olarak değişir.

Yatay dönüş sırasında, minimum uçuş hızı, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$(V_{\min})_{\theta} = V_{\min} / \sqrt{\cos \theta} \quad (16)$$

Verilen bir uçak halinde, (ρ) ve (θ) 'nin sabit değerleri için, seçilen bir uçuş hızına ait (C_z) , (15) denklemi yardımıyla hesaplanır. Taşıma katsayısının bu değerine tekabül eden (C_x) , uçağın poler grafiğinden tayin edilir. Uçuş hızının, (C_z) ve (C_x) 'in bu değerlerine göre, gerekli güç hesaplanır. Bu suretle, verilen bir uçağın, verilen bir yükseklik ve yatış açısı için, $P_g = f(V)$ eğrisi çizilir.

Dönüş yarıçapının minimum değeri, akrobasi uçakları için, önemli bir performanstır. Yatay dönüş sırasında, $P_a \geq P_g$ şartı altında, $(R_{\min})$ maksimum taşıma katsayısına ait hücum açısında elde edilir. Minimum dönüş yarıçapı, aşağıdaki usul takip edilerek tayin edilir.

Uçuş hızının seçilen bir değeri için, yukarıda verilen (8) denklemi yardımıyla (C_x) ve uçağın poler grafiğinden, buna tekabül eden (C_z) tayin edilir. Verilen uçuş yüksekliği için, (C_z) 'nin bu değerine göre, (15) denklemi yardımıyla, (θ) hesaplanır. Yatış açısının bu değerine göre, (5) denklemlerinin birincisinden, (R) hesaplanır. Uçuş hızının muhtelif değerleri için, aynı işlemler tekrarlanarak, $R = f(V)$ eğrisi çizilir ve bu eğri yardımıyla, $(R_{\min})$ tayin edilir.

360 derecelik tam bir yatay dönüş için gerekli zaman:

$$t_d = 2 \cdot \pi \cdot R / V$$

olup, yukardaki (5) denklemlerinin birincisi hesaba katılarak, aşağıdaki denklem bulunur:

$$t_d = \frac{2 \cdot \pi \cdot V}{g \cdot \tan \theta} \quad (17)$$

11.3. — Yatay dönüş sırasında uçağa gelen fazla yük.

Yatay dönüş sırasındaki taşıma, (1) denkleminde görüldüğü gibi, uçağın ağırlığından büyüktür. Bir uçağın yatay dönüş yapabilmesi için, uçak yapısının mukavemeti, uçak ağırlığından daha büyük kuvvetlere dayanıklı olmalıdır. Bir uçak, kendi ağırlığının (n) katı bir yüke dayanan tarzda inşa edilmiş olduğunda, $(Z = n \cdot W)$ koyarak, aşağıdaki denklem yazılır:

$$Y^2 + W^2 = Z^2 = n^2 \cdot W^2$$

Bu denklemde, $Y = W \cdot \tan \theta$ bağıntısı hesaba katılarak, yük katsayısı için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\tan \theta = \sqrt{n^2 - 1} \quad \text{veya} \quad n = 1 / \cos \theta \quad (18)$$

Yük katsayısının bu ifadesi, bir uçağın, yapı mukavemeti bakımından, yatay dönüş sırasında alabileceği en büyük yatış açısını tayin eder.

Benzer tarzda, dönüş yarıçapı ve açısal hız için, aşağıdaki denklemler bulunur:

$$R_{\min} = \frac{2 \cdot W}{g \cdot C_z \cdot \rho \cdot S} \cdot \frac{1}{\sqrt{n^2 - 1}} \quad (19)$$

$$\omega_{\max} = g \cdot \sqrt{\frac{C_z \cdot \rho \cdot S}{2 \cdot W}} \cdot \sqrt{\frac{n^2 - 1}{n}} \quad (20)$$

Yatay dönüş sırasındaki uçuş hızının, (9) denklemiyle verilen ifadesini, $n \cdot W = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$ denkleminde yerine koyarak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\frac{C_z^3}{C_x^2} = \frac{2 \cdot n^3 \cdot W^3}{S \cdot \rho (75 \cdot \eta \cdot P)^2} \quad (21)$$

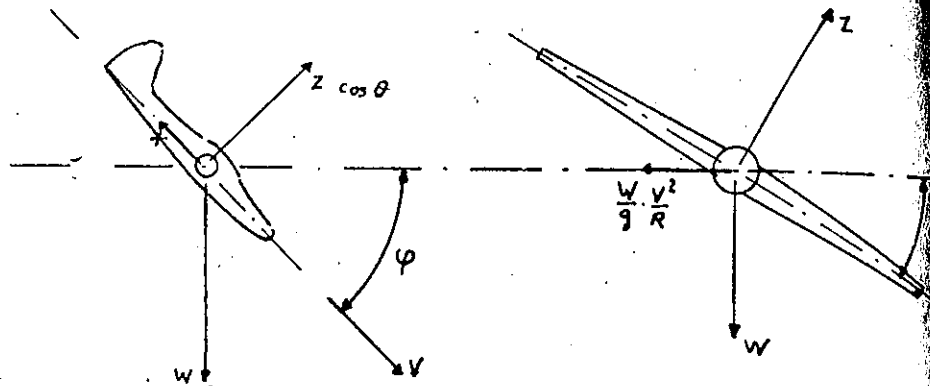
Verilen bir uçak ve bir yükseklik için, W , S , P , η , n ve ρ malûmdur. Böylece, (21) denklemi yardımıyla, (C_z^3/C_x^2) oranı hesaplanır. Uçağın poler grafiği üzerine çizilen, $C_z^3/C_x^2 = f(C_z)$ eğrisinden, bu oranın yukarıda hesaplanan değerine ait (C_z) ve (C_x) katsayıları tayin edilir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının bu değerleri, (19) ve (20) denklemlerinde yerlerine konarak, uçağın $(R_{\min})$ ve $(\omega_{\max})$ karakteristikleri hesaplanır.

Aksi problemi çözmek, yani bir uçağın yatay dönüşüne ait $(\theta_{\max})$,

($R_{\min}$) ve ($\omega_{\max}$) karakteristiklerinin değerlerini tesbit ederek (n) katsayısını tayin etmek de mümkündür. Yük katsayısının bu üç ait değerleri sıralandığında, maksimum yatış açısının en büyük yük sayısı verdiği, bundan sonra, maksimum açısal hıza ait yük katsayısı geldiği ve minimum dönüş yarıçapının en küçük yük katsayısı hasıl ettiği görülür.

11.4. — Dönerek süzülüş.

Dönerek süzülüş, motor gaz kolu kapalı olarak düzgün süzülüş sırasında uçağın, aynı zamanda, dönüş yapmasından ibarettir. Bu



(Şekil: 88)

nevra sırasında uçağa gelen kuvvetler, şematik olarak, (Şekil: 88) gösterilmiştir.

Yörünge üzerindeki hız sabit olarak yapılan bir dönerek süzülüş sırasında, uçağa gelen kuvvetlerin dengede olması şartından, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$\begin{aligned} W \cdot \cos \varphi &= Z \cos \theta \\ W \cdot \sin \varphi &= X \\ \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} &= Z \cdot \sin \theta \end{aligned}$$

Bu denklemlerde (φ), uçuş yörüngesinin yataya nazaran eğimini (θ) uçağın yataya nazaran yatış açısını göstermektedir. Bu halde uçuş yörüngesi, dikey eksenli ve yarıçapı ($R \cdot \cos^2 \varphi$) olan bir silindir üzerindeki helisel bir eğriden ibarettir. 360 derecelik bir tam dönüş için uçağın dikey doğrultudaki alçalışı (yani yörüngenin hatvesi):

$$h = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi$$

denklemleriyle verilmiştir.

Yukarda, kuvvetlerin dengesine ait üç denklem, yörünge hatvesinin minimum olması için çözülerek, kanat yüklemesi ve sürüklenme arasında bağıntı bulunur. Diğer yandan, yörünge hatvesinin minimum olması için, yatış açısı, tarkibi olarak, 45° olmalı ve uçak maksimum taşıma katsayısına ait hücum açısı altında bulunmalıdır.

11.5. — Kabre ve vril.

Bir uçağın kabre hızı, bölüm-9 paragraf-9.2'de açıklanmış olduğu gibi, güçsüz yatay uçuş halinde:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_{z\max} \cdot \rho \cdot S}}$$

denklemleriyle ve, yer çekiminin (n) katı bir ivme hasıl eden bir uçuş sırasında:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot W}{C_{z\max} \cdot \rho \cdot S}}$$

denklemleriyle hesaplanır. Bu denklemlerden görüldüğü gibi, bir uçağın kabre hızı, sabit değildir ve uçağın ağırlığıyla, havanın yoğunluğuyla ve uçuş sırasında uçakta hasıl olan ivmeye değişir ve bundan başka, güçle de bağıntılı olup, güçlü uçuş haline ait kabre hızı, yukardaki denklemlerden elde edilenden küçük bir değere malikdir.

Yataya nazaran (φ) eğimli bir uçuş sırasında uçağa gelen kuvvetler, (Şekil: 89) 'da gösterilmiş olup, kuvvetlerin statik dengede olması şartından, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$\begin{aligned} Z &= W \cdot \cos \varphi - T \cdot \sin \alpha_T \\ X &= T \cdot \cos \alpha_T - W \cdot \sin \varphi \end{aligned}$$

Bu denklemlerde, taşıma ve sürüklemenin açık ifadeleri yerlerine konduktan sonra, ($q \cdot S$) çarpımının her iki denklemden çıkarılan ifadelerini eşit kılarak, aşağıdaki denklem yazılır:

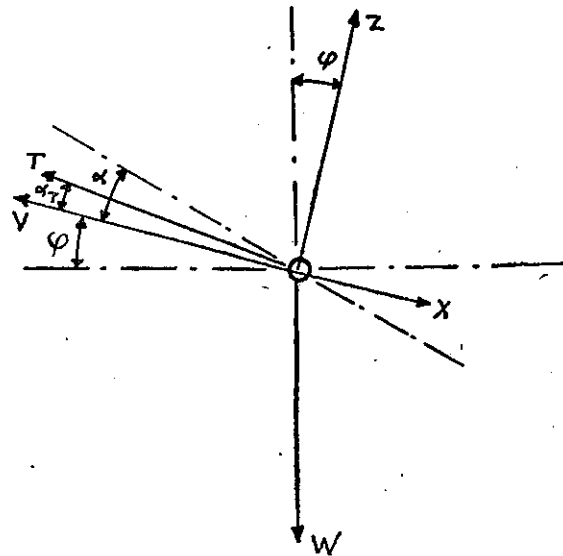
$$\frac{T}{W} (C_z \cdot \cos \alpha_T + C_x \cdot \sin \alpha_T) = C_z \sin \varphi + C_x \cos \varphi$$

Burada;

$$\cos \varphi = \sqrt{1 - \sin^2 \varphi}$$

bağıntısı yerine, $\varphi < 30^\circ$ olduğunda, takribi olarak $\cos \varphi \cong 1 - \frac{1}{2} \sin^2 \varphi$ yazarak, (φ) için aşağıdaki denklem bulunur:

$$\sin \varphi = \frac{\frac{T}{W} \left(\frac{C_z}{C_x} \cdot \cos \alpha_T + \sin \alpha_T \right) - 1}{\frac{C_z}{C_x} - \frac{1}{2}} \quad (22)$$



(Şekil: 89)

Yörünge üzerindeki hız; yukardaki kuvvetlerin statik dengesine göre birinci denklemde taşıma yerine açık ifadesini koyduktan sonra, bu denklemin hız için çözerek elde edilir:

$$V = \sqrt{\frac{2(W \cdot \cos \varphi - T \cdot \sin \alpha_T)}{C_x \cdot \rho \cdot S}} \quad (23)$$

Kanat pervane rüzgârından tesir görmediğinde, C_z ve C_x katsayıları kabre hücum açısına ait değerlerini haizdir. (W) , malûmdur; (T) , malûmdur veya tahmin edilir. (α) ve (i_k) , malûm olup, (α_T) (Şekil: 89) da yazılan

$$\alpha_T = \alpha - i_k$$

bağıntısına göre hesaplanır. Böylece (φ) ve $(V_{\min})$ tâyin edilir.

$\varphi > 30^\circ$ halinde, $(\cos \varphi)$ yerine, tam ifadesini dikkate almak gerekir.

İyi kabre karakteristiklerine mâlik bir kanat, evvelâ orta kısmı üz-

rinde taşıma azalışı gösterir ve böyle bir kanat, tamamen kabre durumuna gelinceye kadar, kanatçıklar tesirini muhafaza eder. Bu tip bir kanat ihtiva eden bir uçak, kabre durumunda, pek az yalpa temayülü gösterir veya hiç göstermez. Kabreden sonra, normal olarak, uçağın başını aşağıya doğru döndüren eksi bir yunuslama ve bundan sonra da, bir pike uçuşu başlar. Eğer, kabre durumunda iken, pilot tarafından kanatçıklar oynatılır veya simetrisiz bir sağına tesir eder ise, uçak normal ilerleme hareketine ilâve olarak, bir yalpa hareketi alacaktır.

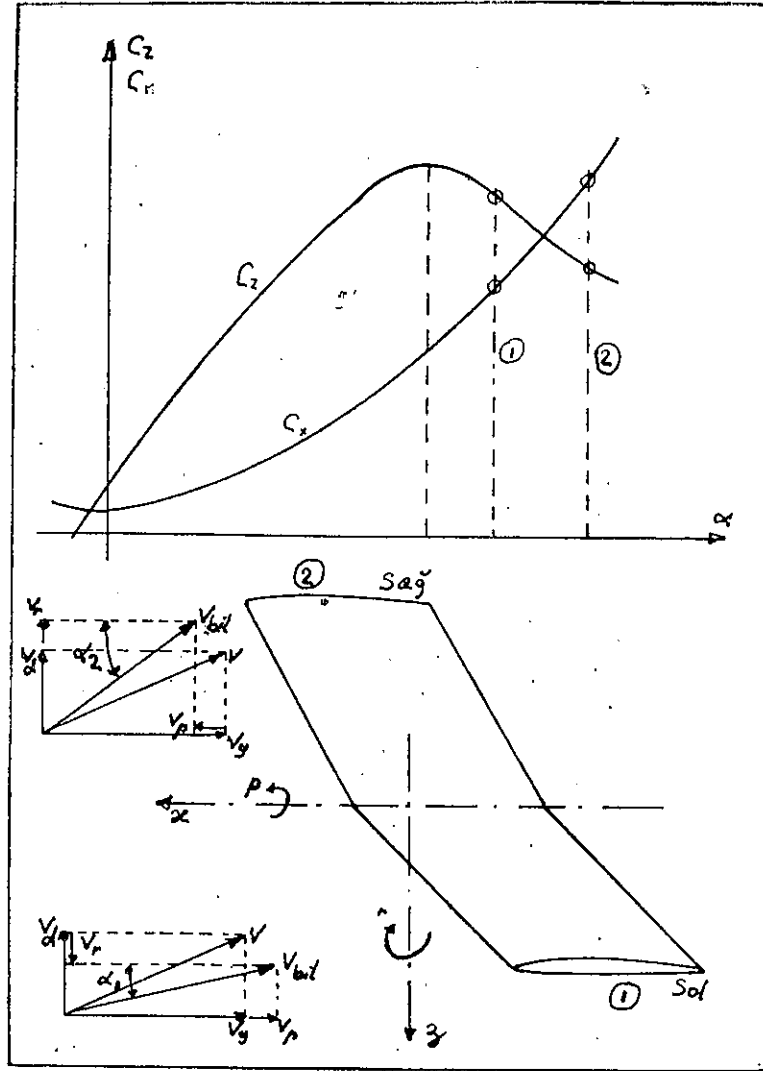
Bir yalpa hareketi neticesinde kanatlar yatay durumdan ayrıldıklarından, yalpa yapan bir uçağın yanlamasına dengesi bozulur ve yalpa dolayısıyla bir kayış, savrulma veya dönüş hareketi başlar. Eğer bir yalpa, bir kabre durumuyla birlikte vuku bulursa, uçakta karışık bir manevra hasıl olur. Kabre durumundakinden büyük bir hücum açısı altında bir uçuş tipinden ibaret olan bu manevraya, «vril» denir. Vril, bir uçağın kabredekinden küçük normal bir hücum açısı altında yaptığı, bundan önceki paragrafta incelenmiş olan, helisel yörüngeli dönerek süzülüş uçuşuyla karıştırılmamalıdır.

Bir kanadın taşıma ve sürüklenme katsayılarını, hücum açısının fonksiyonu olarak gösteren (Şekil: 90) ın incelenmesinden, şu sonuçlar çıkarılır:

Yalpa hareketi sağ kanadı aşağıya doğru düşürür ve kanat kabre durumunda bulunduğu göre, sağ kanadın sürüklenmesi, sol kanadınkinden daha büyük (grafikğin -1- ve -2- noktaları) olup, böylece sağ kanadı yavaşlatan bir sapma hareketi doğar. (Şekil: 90) ın altındaki şemada kanat uçlarının yanında, ilerleme hızının yatay ve düşey bileşenleri ile yalpa ve sapma hızlarının vektörel diyagramları çizilmiştir. Bu diyagramlar, sağ ve sol kanatlara gelen bileşke izafi rüzgârı göstermektedir. Bu diyagramlardan görüldüğü gibi, aşağıya doğru hareket eden sağ kanadın hücum açısı, yukarıya doğru hareket eden sol kanadınkinden büyüktür. Kanat, kabre durumundakinden büyük bir hücum açısı altında bulunduğundan, (Şekil: 90) daki grafikten görüldüğü gibi, sağ kanat taşıma katsayısının değeri, sol kanadınkinden küçüktür. Böylece, yalpa ve sapma hareketlerini otomatik olarak devam ettiren bir durum hasıl olur ve bu vril hareketinden ibarettir.

Görüldüğü gibi vril, bir uçağın kabre durumundan büyük bir hücum açısı altında uçuş yapmasının, ayrılmaz bir neticesidir ve otomatik olarak devam ettiğinden, bu hareketi kontrol etmek veya uçağı bu durumdan düzeltmek çok zordur. Kabre durumundaki bir uçağın kanatçıkları,

normal olarak, tesirsizdir ve uçağı vrilden çıkarma, tesirlerini muhafaza ettikleri takdirde, yönelti ve yükselti dübenlerini kullanmak suretiyle temin edilir.



(Şekil: 90)

Bir uçağın vrilden çıkarılması, uçak ağırlık merkezinin konumuyla bağıntılıdır; ağırlık merkezinin önde bulunması iyidir. Ağırlık merkezinin konumu, bir dereceye kadar, vrilin tipini tâyin eder. Yalpa hare-

ketinin hâkim bulunduğu bir vrile, «normal vril» ve sapma hareketinin hâkim bulunduğu bir vrile de, «yatık vril» adları verilir.

Uçak ağırlık merkezi konumunun sınırları iyi bir tarzda tâyin edilmiş olmak şartıyla, vrile girmez bir uçak meydana getirmek için, yükselti dümeninin yukarıya doğru hareketini sınırlamak ve kanadı, ilk önce merkez kısmında kabre durumu gösterecek tarzda tertiplemek kâfidir.

EĞRİ YÖRÜNGELİ UÇUŞ HALLERİ.

Problemler.

1. — Bir uçak için aşağıdaki malûmat verilmiştir:

Kanat profili; Clark - Y, $A = 6$; $W = 3000$ Kg, $S = 20$ m², $f = 0,20$ m².

(a) Deniz seviyesinde, $V = 240$ Kb/Saat sabit hız için gerekli hücum açısı nedir?

(b) Bu uçak, deniz seviyesinde aynı hızla, 30° yatışla yatay dönüş yaptığında, dönüş yarı çapı nedir?

2. — Bir yarış uçağı, $W = 1600$ Kg ağırlıkla, bir direk etrafında, $V = 600$ Km/Saat hızla, dönüş yapmaktadır. Dönüş yarı çapı $R = 50$ m olduğuna göre, yatış açısını ve merkezkaç kuvveti tâyin ediniz.

3. — Ağırlığı $W = 1800$ Kg olan bir uçak, deniz seviyesinde, $V = 270$ Km/Saat hızla, 50° yatarak dönüş yapmaktadır.

(a) Merkezkaç kuvvet nedir?

(b) Gerekli taşıma nedir?

(c) Dönüş yarı çapı nedir?

4. — Bir uçağın aşağıdaki vasıfları verilmiştir:

$$W = 9000 \text{ Kg}, W/S = 280 \text{ Kg/m}^2, C_{z\text{mak}} = 1,2$$

ve maksimum taşıma katsayısında;

$$C_x = 0,20, \alpha_T = 20^\circ; T/W = 1/2.$$

Bu uçağın, deniz seviyesinde, minimum dönüş yarı çapını tâyin ediniz.

BÖLÜM — 12

GENEL DENGE VE KARARLILIK ŞARTLARI

12.1. — Tarifler.

Bundan önceki bölümlerde uçağın, ağırlık merkezi etrafındaki açısal hızı sıfır kabul edilerek, ivmesiz uçuş rejimlerine ait performansları aerodinamik prensiplerini uygulamak suretiyle etüt edilmiş bulunmaktadır. Bundan sonra, uçağın havada nasıl idare edildiği konusu gelir.

Uçağın, sabit bir hızda ve yükseklikte düz ve tatlı olarak uçuş kabiliyeti, atmosfer içindeki sağınakların tesirinden düzelmesi ve pilotun kumandalarına yeterlikle itaat etmesi, onun kararlılık ve kumanda karakteristikleriyle ilgilidir. Bir uçağın mükemmel olması için, yeter performans karakteristiklerine ek olarak, iyi kararlılık ve kumanda vasıflarına da malik olması lâzımdır.

Bu karakteristikler incelenirken, aşağıdaki hususlar kabul edilir:

- (1) Uçak, yapısı şekil değiştirmiyen, rijit bir cisimdir.
- (2) Uçak, onu teşkil eden parçalardan geçen izafi rüzgârın hasıl ettiği aerodinamik kuvvetler tarafından havada taşınır.
- (3) Uçak, kuvvet - diverjans Mach sayısının altındaki hızlarda uçuş yapmaktadır.

Bir uçağın, kendi ağırlık merkezi etrafındaki hareketini etüt etmek için, ilk önce kabul edilen yönlerin ve işaretlerin tesbiti gereklidir. Bu maksatla, merkezi uçağın ağırlık merkezinde bulunan, uçağa bağlı eksen takımı kullanılır. Bu eksen takımı, «giriş» bahsinde tarif edilmiş olup, çekme veya kanat veteri, yahut ta uçağın belli bir referans hattı doğrultusuna paralel olan (x) eksenine «uzunlama eksen», uçağın simetri düzlemine dikey olan (y) eksenine «yanlama eksen» ve uçak yatay durumda iken, düşey olan ve uçağın simetri düzlemi içinde bulunan (z) eksenine «düşey eksen» adları verilir.

Uçuş sırasında uçağa gelen kuvvetlerin, uçağın ilerleme ve açısal hızlarının bu eksenler üzerindeki bileşenleri, bu eksenler etrafındaki momentler, açısal hareketler ve bu açısal hareketlere verilen isimler, kuv-

vetlerin, momentlerin ve açısal hareketlerin artı yönleri, aşağıdaki cevde toplu olarak gösterilmiştir.

Momentlerin ve açısal hareketlerin artı yönleri, uçağın içinde bulunan ve bir eksenin artı ucuna doğru bakan bir rasıda nazaran, saat ibreleri hareketi yönünden ibarettir. Buna göre, artı bir yalpa halinde, uçak sağa yatar; artı bir yunuslama, uçağın başını yukarıya doğru döndürür; ve nihayet artı bir sapma, uçağa sağa viraj yaptırır.

Eksenler	x	y	z
Eksenin adı	Uzunlama	Yanlama	Düşey
Kuvvet bileşeni	F_x	F_y	F_z
Artı yönü	Öne	Sağa	Aşağıya
Lineer hız bileşeni	u	v	w
Moment	L	M	N
Açısal hareket	ϕ	θ	ψ
Adı	Yalpa	Yunuslama	Sapma
Artı yönü	Sağa yatış	Yukarıya	Sağa sapış
Açısal hız bileşeni	p	q	r
Atalet momenti	I_x	I_y	I_z

Bundan önceki bölümlerde, kanat hücum açısı, izafi rüzgâr ve kanat veteri doğrultuları arasındaki açı olarak tarif edilmiştir. Kanat veteri doğrultusu, genel olarak, uçağın uzunlama eksenine paralel olmadığından, hararlılık ve kumanda karakteristiklerinin etüdünde, uçak uzunlama ekseninin izafi rüzgâr doğrultusuyla teşkil ettiği açıya, «Uçak hücum açısı» denir ve bu açı, (z) den (x) e doğru ölçülür. Kanat veteri doğrultusu ve uçak uzunlama eksen arasındaki açıya, «Kanat tesbit açısı» adı verilir.

12.2. — Denge şartları.

Bir cisim, ona tesir eden bütün kuvvetlerin toplamı ve bütün momentlerin toplamı sıfır olduğunda, bir denge durumundadır. Buna, «statik denge» denir.

Bir uçak, bir statik denge durumunda iken, hiç bir ivmeyi haiz değildir ve pilot tarafından kumandalardan birinin oynatılması veya atmosferdeki sağıklar tesiriyle kuvvet veya moment dengesi bozulunca-ya kadar, düzgün bir uçuş muhafaza eder.

Uçağın uzaydaki hareketi, (u, v, w, p, q, ve r) den ibaret altı hız bileşeni bilindiğinde, tamamen malumdur. Bu itibarla uçak, altı serbestlik derecesine malik, bir dinamik sistem gibi tasavvur edilir. İvmesiz ve düz doğru yörüngeli bir uçuş halinde, her serbestlik derecesine statik denge şartları uygulanarak, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= 0, & \Sigma F_y &= 0, & \Sigma F_z &= 0 \\ \Sigma L &= 0, & \Sigma M &= 0, & \Sigma N &= 0 \end{aligned}$$

Uçağı simetrikli iki yarıya ayıran uçağın simetri düzlemi, (x) ve (z) eksenleri üzerindeki ve (y) ekseni etrafındaki hareket bileşenlerini ihtiva eder; bunlara, normal olarak, uçağın uzunlamasına hareketi denir. Uçak simetri düzleminin dışında bulunan diğer üç hareket bileşeni, uçağın yanlamasına hareketleriyle ilgilidir.

Simetrikli bir cisim gibi tasavvur edilen uçağın, simetrikli hareketleri bahis konusu olduğunda, simetri düzleminin dışındaki serbestlik derecelerine ait denge şartları, kendiliğinden gerçekleşir. Böylece, statik denge denklemlerinin sayısı üçe iner:

$$\Sigma F_x = 0, \quad \Sigma F_z = 0, \quad \Sigma M = 0$$

Bu denklemlerin ilk ikisi, uçağın ivmesiz simetrikli uçuşuna ait performansların incelenmesinde kullanılmış bulunmaktadır. Üçüncü denklem yardımıyla uçağın, uzunlamasına statik denge, kararlılık ve kumanda vasıfları etüt edilir. Bu konu, (Bölüm - 14) de incelenmiştir.

12.3. — Kararlılık şartları.

Bir dinamik sistemin bir denge durumu bulunduktan sonra, dengenin kararlılık vasıflarını tâyin etmek gereklidir. Bir denge durumunun herhangi bir bozuluşu, denge durumunu geri getirecek yönde bir hareket başlatah kuvvetler veya momentler hasıl ettiğinde, bu denge durumu, statik olarak kararlıdır, veya sistem, «statik kararlılık» karakterine maliktir.

Bir dinamik sistem, denge durumuna getirildikten ve statik kararlılık temin edildikten sonra, dengenin bozulması halinde başlayan hareketin karakterini incelemek lâzımdır. Eğer bu hareket, sonunda denge durumunu tesis ederse, sistem dinamik bakımından da kararlıdır; yâni «dinamik kararlılığa» maliktir. Eğer bu hareket, sistemi ilk denge durumuna yöneltmekle beraber, denge durumu hiç bir zaman kurulmazsa, sistem dinamik bakımından kararsızdır. Bir uçağın dinamik kararlılık vasıfları, (giriş) bahsinde de açıklanmış olduğu gibi, bu kitabın konusu dışında bırakılmıştır.

Bir uçak, ağırlık merkezi etrafında üç açısız hız bileşeni ihtiva ettiğinden, üç nevi kararlılık bahis konusudur: (yalpa kararlılığı), (yunuslama kararlılığı) ve (sapma kararlılığı).

Bunlardan ikincisi, yunuslama kararlılığı, veya «uzunlamasına kararlılık», (Bölüm - 14) de incelenmiştir. Uçağın simetri düzlemi içinde bulunan (x) ve (z) eksenleri etrafındaki hareketleri, karşılıklı olarak birbirine tesir ettiklerinden, yalpa ve sapma kararlılıkları, «yanlamasına kararlılık» adıyla, (Bölüm - 15) de incelenmiştir.

BÖLÜM — 13

KUMANDA YÜZEYLERİ VE KARAKTERİSTİKLERİ

13.1. — Genel düşünceler.

Bir kumanda yüzeyi, pilotun arzusuna göre, yalpa veya yunuslama, yahut sapma hareketi yaptırarak, uçağın uçuştaki durumunu değiştirmeye yarayan bir tertibattır. Bu maksatla bir uçakta, yalpa yaptıran kanatçıklar, yunuslama yaptıran yükselti dümenleri ve sapma yaptıran yönelti dümenleri olmak üzere, üç kumanda yüzeyi vardır. Bu yüzeyler, sıra ile, kanadın, yatay ve düşey stabilizelerin firar kenarlarında bulunan menteşeli birer basit flaptan ibarettirler.

Kanatçıklar ve yükselti dümenleri, pilot yerinde bulunan ve alt tarafında üniversal bir mafsala malik basit bir çubuktan ibaret olan leviyeyi el ile oynatarak, kumanda edilirler. Leviyenin sağa doğru oynatılması, sağ kanatçığı yukarıya, ve aynı zamanda sol kanatçığı aşağıya, doğru hareket ettirir; aksi halde kanatçıklar ters yönlerde hareket ederler. Leviyenin geriye doğru oynatılması, yükselti dümenini yukarıya (aksi halde aşağıya) doğru hareket ettirir.

Yönelti dümeni, pilot yerinde bulunan ve basit olarak ortasındaki bir mil etrafında dönen bir çubuktan ibaret falaka ve pedalları ayaklarla oynatarak kumanda edilir. Sağ pedalın öne doğru oynatılması, yönelti dümenini sağa (sol pedalın öne doğru oynatılması halinde sola) doğru hareket ettirir.

Uçuşta pilot, leviye veya pedallar yardımıyla, kumanda yüzeyini hareket ettirir ve uçak bu kumandaya itaat ederek, pilotun isteğine göre, uçuştaki durumunu değiştirir. Böylece, bir kumanda yeterlikte olmalı, yani uçak istenen uçuş manevralarını emniyetli bir tarzda yapmalıdır. Bundan başka, kumanda yüzeylerini hareket ettirmeye gerekli kuvvetler, uygun yönlerde ve doğrultuda tesir etmeli ve pilotun fiziksel iktidarında içinde bulunmalıdır.

Bir kumanda yüzeyi, genel olarak, ait bulunduğu esas yüzeye gelen hava basıncının dağılımını değiştirmek suretiyle, bu yüzeyin taşıma katsayısının değerinde bir değişikliğe sebep olur. Taşıma katsayısı değeri-

ni değişmesi neticesi, uçağın moment dengesi bozulur ve uçak, eksenlerinden biri veya daha fazlası etrafında, açısal bir hareket alır.

Bu bölümde, kumanda yüzeylerinin, aşağıdaki karakteristikleri etüt edilmiştir:

(1) Kumanda tesiri: Kumanda yüzeyi hareketinin, ait bulunduğu esas yüzeyin taşıma veya kuvvet karakteristiklerinde hasıl ettiği değişikliği tâyin eder.

(2) Menteşe momenti: Kumanda yüzeyini hareket ettirmeye gerekli kuvveti tâyin eder.

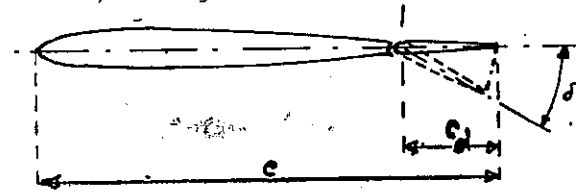
(3) Aerodinamik denge: Menteşe momentinin değerini değiştirmeye yarar.

(4) Fletnerler: Kumanda yüzeyinin menteşe momenti karakteristiklerini değiştirmek suretiyle bir aerodinamik denge veya âyarlama sağlar ve bazı hallerde basit bir kumanda yüzeyi gibi de kullanılır.

13.2. — Kumanda tesiri.

Bir profilin firar kenarında bulunan bir flabı oynatarak, hücum açısı sabit bir değer muhafaza etmekte iken, profil taşıma katsayısının artırıldığı, (Bölüm - 5) de görülmüş olduğu gibi, bilinen bir keyfiyettir ve bir flabın genel tesiri, esas profilin eğriliğini değiştirmekten ibarettir.

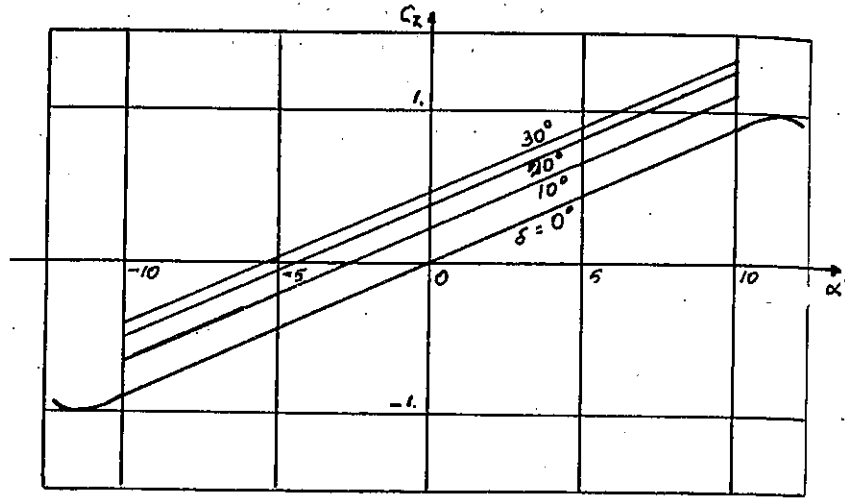
Yatay ve düşey kuyruk yüzeylerinde, ekseriya, simetrlili profil kesitleri kullanılır. Simetrlili bir profil kesidi, menteşe eksenini kerisindeki veteri esas profil veterinin (0,20) katı ($c_d/c = 0,20$) olan basit bir kumanda yüzeyiyle birlikte, (Şekil: 91) de gösterilmiştir. Burada «basit kumanda yüzeyi» terimi, menteşe ekseninin önünde, tesirli bir alana ma-



(Şekil: 91)

lik olmıyan ve yalnız kumanda yüzeyinin serbestçe dönmesine imkân veren yuvarlak bir hücum kenarı ihtiva eden kumanda yüzeyini karakterize etmektedir. Kumanda yüzeyinin serbestçe hareket etmesi için, dümen hücum kenarıyla esas profil arasında (0,005 . c) kadar bir aralık bırakılır.

Yukarıda açıklanan tarzda bir profil ve dümen ter kibinin, muhtemelen dümen açıları için, deneylerle t a y i n edilmiş, hücum açısının fonksiyonu olarak taşıma katsayısı eğrileri, (Şekil: 92) de gösterilmiştir.



(Şekil: 92)

(c_d/c) oranının muhtelif değerlerine ait benzer eğrilerin incelenmesinden, şu sonuçlar çıkarılır:

(1) Bu eğrilerin eğimi, ($dC_z/d\alpha$), havacılıkta normal olarak rastlanılan hücum açıları aralığında, aynı bir değere maliktir; yâni ($dC_z/d\alpha$) dümen açısından bağımsızdır.

(2) Sıfır taşıma hücum açısı, dümen açısıyla küçülür.

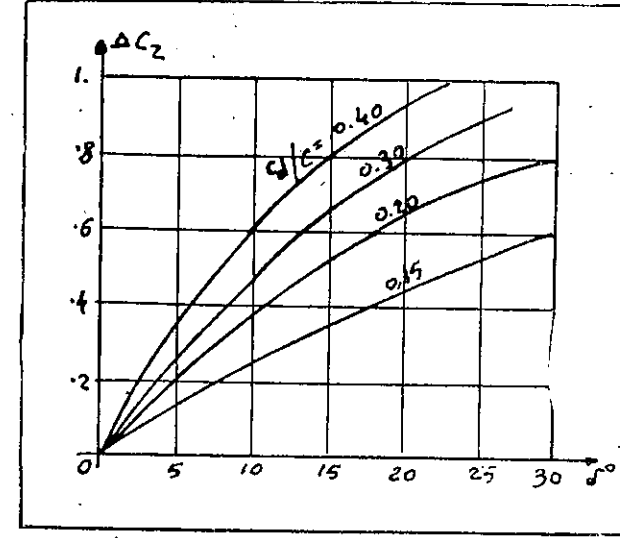
(3) Maksimum taşıma katsayısına ait hücum açısı, pek az değişir.

(4) Dümenin hareketiyle hasil olan taşıma katsayısı artışı, dümen açısının (15°) ye kadar olan değerleri için, dümen açısıyla lineer olarak değişir; yâni ($dC_z/d\delta$) türevi, tasrih edilen dümen açıları aralığında, (c_d/c) oranının fonksiyonu, sabit bir değeri haizdir.

Taşıma katsayısı artışı (ΔC_z) nin, muhtelif (c_d/c) oranları için dümen açısı (δ) nin fonksiyonu olarak değişimi, deneysel sonuçlara göre (Şekil: 93) de gösterilmiştir.

Bir profilin taşıma katsayısında (artı) bir değişim hasil eden dümen açısına (artı) işaret verilir. Bir yatay yüzey bahis konusu olduğunda, dümenin aşağıya doğru hareketi, (Bölüm - 5) de görülmüş olduğu gibi

taşıma katsayısının değerini artırdığından, artı bir işaret alır. Bu işaretleme tarzına göre, bir ($+\delta$), bir ($+\Delta C_z$) ve bir ($-\delta$), bir ($-\Delta C_z$) haber eder ve neticede, ($dC_z/d\delta$) türevinin işareti, daima artıdır.



(Şekil: 93)

($dC_z/d\delta$) türevine, «dümen tesir parametresi» adı verilir. Bu parametre, bir dümenin, bir menteşe yardımıyla bağlı bulunduğu yüzeyin taşıma veya kuvvet katsayısını değiştirme kabiliyetini ifade eder. Dümen tesiri, aşağıdaki denklemden görüldüğü gibi, ($d_c/d\delta$) terimiyle de karakterize edilir ve bu takdirde, dümen tesir parametresi (τ) ile gösterilir:

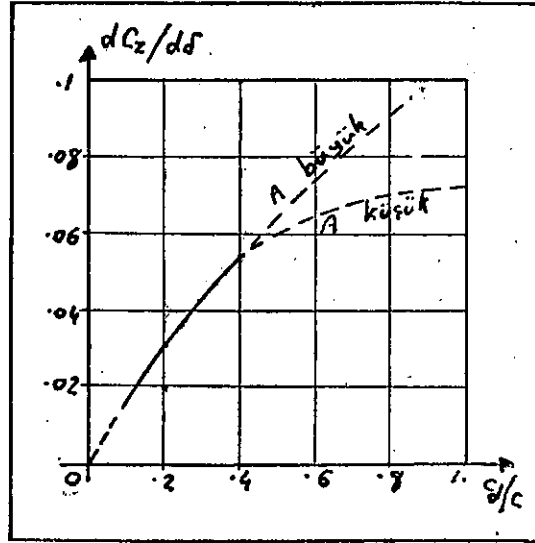
$$\tau = \frac{dC_z/d\delta}{dC_z/d\alpha} = \frac{d\alpha}{d\delta}$$

Bir profilin, deneylerle t a y i n edilmiş ve (Şekil: 93) dekine benzeyen eğrileri yardımıyla, dümen tesir parametresinin (c_d/c) oranıyla değişimini gösteren grafik elde edilir. Böyle bir grafik, (Şekil: 94) de gösterilmiştir.

($c_d/c = 1$) halinde, yâni bütün profil bir dümen gibi çalıştığında, dümen tesir parametresinin değeri, profilin taşıma katsayısı eğrisinin eğimine eşittir.

Dümen tesir parametresinin değeri, dümen ile esas prafil arasındaki aralığın ve, ilerde (paragraf - 13.4) de etüt edilen, dümenin aerodinamik dengesinin fonksiyonudur. Dümen ve sabit yüzey arasındaki aralık, elâs-

tik bir parça ile kapatıldığında ve aerodinamik denge sağlamak maksadıyla dümen yüzeyi menteşe ekseninin önüne doğru uzatıldığında, dümen tesir parametresinin değeri artar.



(Şekil: 94)

Aerodinamik denge için fletner kullanıldığında (paragraf-13.5), dümenle aynı yönde hareket eden bir fletner, dümenin tesirini artırır ve dümenle ters yönde hareket eden bir fletner, dümenin tesirini azaltır.

Misâl: Bir uçak, yatay kuyruk yüzeyinin tam açıklığını kaplayan ve veteri toplam veterin yüzde 25 i olan bir yükselti dümeni ihtiva etmektedir. Bu yüzeye ait dümen karakteristikleri, (Şekil: 92, 93 ve 94) de gösterilmiştir. (1) Yükselti dümeni tesir parametresinin tâyini. (2) $c_H = 3$ ve $\delta = -6^\circ$ halinde, yatay kuyruk taşıma katsayısının tâyini.

(Şekil: 94) den $c_d/c = 0,25$ için, $dC_z/d\delta = 0,04$ okunur.

Yatay kuyruk yüzeyi taşıma katsayısı, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$(C_z)_H = C_{z(\delta=0)} + \frac{dC_z}{d\delta} \cdot \delta$$

$\delta=0$ ve $\alpha=3^\circ$ için, (Şekil 92) den, $C_{zH} = 0,27$ okunur ve neticede,

$$C_{zH} = 0,27 + (0,04) \cdot (-6) = 0,03$$

bulunur.

13.3. — Menteşe momenti.

Bir kumanda yüzeyi ihtiva eden bir profil halinde, kumanda yüzeyine gelen basınç dağılışı, kumanda yüzeyinin menteşe eksenini etrafında bir moment hasil eder. Bu moment, kumanda yüzeyinin, menteşesi etrafında dönmesine sebep olur veya kumanda yüzeyini istenen bir durumda tutmak için, ters yönde ve eşit değerde bir moment tatbik etmek gerekir.

Bir kumanda yüzeyine gelen bileşke aerodinamik kuvvetin, kumanda yüzeyi menteşe eksenini etrafındaki momentine, «menteşe momenti» denir ve bu moment (H_m) ile gösterilir.

Uçakların yatay ve düşey kuyruk yüzeylerinde kullanılan simetrik bir profil halinde, $\alpha = 0$ için, $C_z = 0$ dır. Dümen açısı $\delta = 0$ iken, dümen de dahil olmak üzere, bütün profilin üst ve alt yüzeylerinde simetrik bir basınç dağılışı mevcuttur ve bu halde, dümen menteşe momenti sıfırdır.

Dümen açısı sıfır iken, profile artı bir hücum açısı verildiğinde, üst ve alt yüzeylerdeki simetrik basınç dağılışı bozulur; alt yüzeyde basınç artmış ve üst yüzeyde basınç azalmıştır. Böylece, menteşe eksenini gerisinde yukarıya doğru yönelmiş bir bileşke aerodinamik kuvvet hasil olur ve bu kuvvet, dümen menteşe eksenini etrafında, dümeni yukarıya doğru hareket ettiren bir moment verir.

Profil hücum açısı sıfırda iken, dümene aşağıya doğru bir açı verildiğinde, üst ve alt yüzeylerdeki basınç dağılışı daha bâriz bir fark mevcuttur; bilhassa dümenin alt tarafındaki basınç artmıştır. Böylece, menteşe eksenini gerisinde yukarıya doğru yönelmiş bir bileşke aerodinamik kuvvet hasil olur; ve bu kuvvet, dümen menteşe eksenini etrafında, dümeni yukarıya doğru hareket ettiren bir moment verir.

Dümen açısı sıfır iken profile, veya profil hücum açısı sıfır iken dümene, ters yönlerde bir açı verildiğinde, dümeni aşağıya doğru hareket ettiren menteşe momentleri elde edilir.

Menteşe momenti, dümen açıları için paragraf (13.2) de bildirilen işaretleme tarzına göre, dümene artı yönde, yani bir yükselti dümeni halinde aşağıya doğru, bir açısal hareket verdiğinde (artı) ve aksi halde (eksi) kabul edilir.

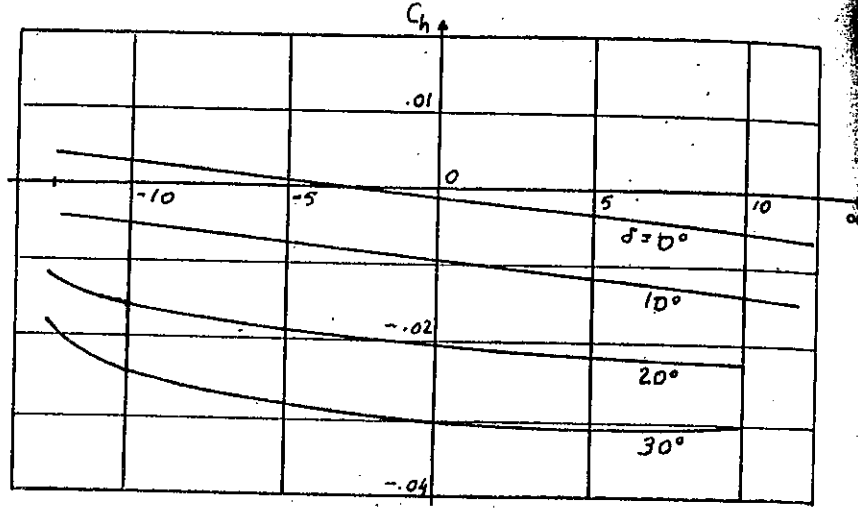
Profil hücum açısından ve dümen açısından doğan menteşe momentine dair yukarıda verilen izahattan, kabul edilen bu işaretleme tarzına göre, profil hücum açısının ve dümen açısının artı değerlerinde, menteşe momentinin eksi olduğu kolayca görülür.

Menteşe momenti, bir profilin aerodinamik momenti gibi, izafi hızdan doğan dinamik basınçla ve dümenin geometrik boyutlarıyla doğru

orantılı olarak değişir. Dümen alanı (S_d) ve dümen veteri (c_d) üzere, menteşe momenti için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$H_m = C_h \cdot q \cdot S_d \cdot c_d$$

Bu denklemde (C_h), boyutsuz bir çarpan olup, «menteşe moment katsayısı» adını alır ve bu katsayı, profil hücum açısının, dümen açısının ve dümen veter oranı (c_d/c) nin fonksiyonudur. Dümen alanı (S_d), dümen veteri (c_d) gibi, dümenin menteşe eksenine gerisindeki



(Şekil: 95)

mina aittir. Dümenin açıklığı (b_d) ile gösterildiğinde, yukardaki denklemde, ($S_d \cdot c_d$) yerine, ($b_d \cdot c_d^2$) terimi yazılır. Burda (c_d), dümenin menteşe eksenine gerisindeki kısmının ortalama veterini göstermektedir.

Simetrik bir profile ait ve ($c_d/c = 0.15$) olan bir dümenin menteşe momenti katsayısının, muhtelif (δ) lar için, (α) ile değişimine ait ve deneylerle tayin edilmiş eğriler, (Şekil: 95) de gösterilmiştir. Bu eğrilerin incelenmesinden, aşağıdaki iki önemli sonuç çıkarılır:

(1) Profil hücum açısının, sıfır taşımadan itibaren ölçülen (artı) ve (eksi) 12° değerleri arasında, dümenin (30°) ye kadar olan açıları için, dümen menteşe momenti katsayısının, profil hücum açısı ile değişimi, takribî olarak, lineerdir:

$$(\Delta C_h)_\alpha = \alpha \cdot \frac{\partial C_h}{\partial \alpha}$$

(2) Yukarda bahsi geçen lineer değişim aralığında verilen bir profil hücum açısında, dümen menteşe momenti katsayısının, dümen açısı değişimi de, takribî olarak, lineerdir:

$$(\Delta C_h)_\delta = \delta \cdot \frac{\partial C_h}{\partial \delta}$$

Bu iki deneysel sonuç göz önünde tutularak, menteşe momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_h = \alpha \cdot \frac{\partial C_h}{\partial \alpha} + \delta \cdot \frac{\partial C_h}{\partial \delta} \quad (2)$$

Bu denklemin sağ tarafındaki birinci terim, profil hücum açısından doğan dümen menteşe momentine ve ikinci terim, dümen açısından doğan dümen menteşe momentine ait kısımları ifade etmektedir.

Menteşe momenti için, yukarda kabul edilen işaretleme tarzına göre ($\partial C_h / \partial \alpha$) ve ($\partial C_h / \partial \delta$) türevlerinin her ikisi de, daima eksidir.

Kumanda yüzeylerinin menteşe momenti karakteristikleri, uçağın manevra vasıflarına tesir ettiklerinden, çok önemlidir. Uçağın uçuştaki durumu değiştiğinde veya uçağın durumunu değiştirmek maksadıyla bir kumanda yüzeyi oynatıldığında, pilot ilgili kumandaya (leviyeye veya pedala) uygun yönde ve yeter bir kuvvet tatbik etmelidir.

Bir yükselti dümeni bahis konusu olduğunda, paragraf (13.1) de açıklandığı gibi, pilotun leviyeyi çekmesi, bu dümeni yukarıya doğru hareket ettirir. Yükselti dümeninin yukarıya doğru, yâni eksi bir açısal hareketi, eksi bir menteşe momentine tekabül ettiğinden, leviyeyi çeken bir kuvvet (eksi) ve leviyeyi iten bir kuvvet (artı) kabul edilir.

Kumanda kuvveti ile menteşe momenti arasındaki bağıntıyı tayin etmek için, yükselti dümenine ait (Şekil: 96) daki basit kumanda sistemi şeması dikkate alınarak, bu şekilden kolayca aşağıdaki denklemler yazılır:

$$F_e \cdot l_e = F_l \cdot l_l$$

$$F_l \cdot d = H_m$$

Buradan:

$$F_e = \frac{l_l}{l_e \cdot d} \cdot H_m$$

veya: $\frac{l_l}{l_e \cdot d} = G$ koyarak:

$$F_e = G \cdot H_m$$

denklemini elde edilir.

Yukarda kabul edilen işaretleme tarzına göre, bir artı kumanda kuvveti (öne doğru), yükselti dümenini aşağıya doğru hareket ettirmeli. Yükselti dümeninin aşağıya doğru (yani artı) bir açısal hareketi, yukarıda açıklandığı gibi, eksi bir menteşe momenti hasil eder. Böylece bir artı kumanda kuvvetinin hasil ettiği menteşe momenti, bu momentin tesiriyle hareket eden dümenin aldığı yeni durumda hasil olan eksi menteşe momentini tamamen karşıladığında, dümen bu yeni durumunu muhafaza eder. Yukarda bulunan (3) denkleminin sağ tarafındaki (H_m) terimi, dümenin hasil ettiği menteşe momentine eşit ve ters işaretli olmalıdır. Neticede, aşağıdaki denklem yazılır:

$$F_e = - G \cdot H_m \quad (4)$$

Bu denklemde, dümen menteşe momenti (H_m) yerine, (1) denklemiyle verilen açık ifadesi ve (C_h) yerine de, (2) denklemiyle verilen ifadesi konarak, kumanda kuvveti için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$F_e = - G \cdot q \cdot b_d \cdot c_d^2 \left(\alpha \cdot \frac{\partial C_h}{\partial \alpha} + \delta \cdot \frac{\partial C_h}{\partial \delta} \right) \quad (5)$$

Yukarıdaki denklemlerde geçen (G) terimine, «kumanda sistemi mekanik oranı» adı verilir.

(G) nin değerinin hesaplanması, kumanda sisteminin kablolar ve makaralardan tereküp etmesi veya dirsekler, dişliler, nihayetsiz vidalar, yahut eksantrikler ihtiva etmesi halinde, yukarıdakinden değişik olacaktır; bununla beraber, nisbeten basit bir mekanik probleminden ibarettir.

Kumanda sisteminin mekanik oranı (G) tayin edildikten sonra, menteşe momenti bilindiğinde, (5) denklemi yardımıyla kumanda kuvveti hesaplanır. Kumanda kuvveti, menteşe momentıyla aynı işareti haizdir.

Yükselti dümeni halinde, yukarda açıklandığı gibi, dümeni aşağıya doğru hareket ettiren bir menteşe momenti artı işaretlidir ve (Şekil: 96) da ki şemaya göre, leviyenin üst ucuna tatbik edilen ve öne doğru yönelmiş bir kumanda kuvveti artı işaretli olacaktır.

Menteşe momenti katsayısının, yukarda (2) denklemiyle verilen ifadesinde, yazılışı basitleştirmek maksadiyle, ($\partial C_h / \partial \alpha$) yerine ($C_{h\alpha}$) ve benzer tarzda ($\partial C_h / \partial \delta$) yerine ($C_{h\delta}$) koyarak, menteşe momenti için aşağıdaki denklem yazılır:

$$H_m = q \cdot b_d \cdot c_d^2 (\alpha \cdot C_{h\alpha} + \delta \cdot C_{h\delta}) \quad (6)$$

Dümen veteri (cd), açıklık boyunca sabit olmadığında, bunun yerine ortalama veter değeri alınır.

Yukardaki denklemde uçuş hızı, (q) terimiyle hesaba girmektedir. Bütün diğer terimler sabit kaldığında, menteşe momenti ve (5) denklemi gereğince kumanda kuvveti, eşdeğer hızın karesiyle doğru orantılıdır. Hız iki kat olunca, kumanda kuvveti dört kat büyük olacaktır.

Dümen boyutlarının tesiri, ($b_d \cdot c_d^2$) terimiyle hesaba girmiş olup, diğer terimler sabit tutularak geometrik boyutlar iki kat olduğunda, kumanda kuvveti, sekiz kat büyük olacaktır.

Böylece, yüksek hızlar ve büyük uçaklar bahis konusu olduğunda, kumanda kuvvetleri, çok büyük değerler alır ve bir pilotun fiziksel iktidarının dışına çıkar. Kumanda kuvvetlerini, normal bir pilotun tatbik edebileceği kuvvet sınırları içinde tutmak için, menteşe momentinin değerini küçültmek gereklidir.

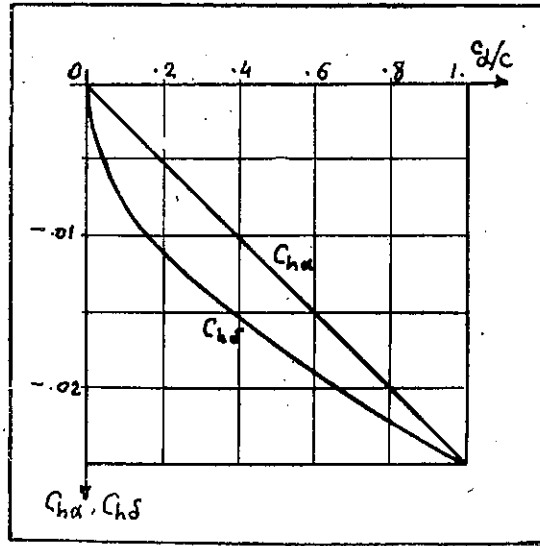
Simetrili bir profilin menteşe momenti katsayısının ($C_{h\alpha}$) ve ($C_{h\delta}$) parametrelerinin, (cd/c) oranıyla değişimine ait, deneylerle tayin edilmiş, eğriler, (Şekil: 97) de gösterilmiştir. Buna benzer eğriler yardımıyla, kumanda kuvvetinin hesabı, aşağıda bir misâl ile açıklanmıştır.

Misâl: Geometrik benzerlikte iki uçak, kumanda sistemi mekanik oranı $G = 2$ olmak üzere, menteşe momenti karakteristikleri (Şekil: 97) de verilen ve ($cd/c = 0,30$) dan ibaret bir yükselti dümeni ihtiva etmektedir.

(1) Birinci uçakta ($cd = 0,3$ m ve $b_d = 2,4$ m) olup, bu uçak deniz seviyesinde 270 Km/Saat eşdeğer hızla uçuş yaparken, $\alpha_H = 1^\circ$ ve $\delta = 3^\circ$ için leviye kumanda kuvvetinin tayini.

(2) İkinci uçakta ($cd = 0,6$ m ve $b_d = 4,8$ m) olup, yatay stabilize ve yükselti dümeni açıları birinci uçağın aynı değerleri için, deniz seviye-

sinde 540 Km/Saat hızla uçuş yaparken leviye kumanda kuvvetinin tayıni.



(Şekil: 97)

(Şekil: 97) den, $cd/c = 0,30$ için, $C_{hx} = -0,0075$ ve $C_{h\delta} = -0,0134$ okunur. Böylece:

$$C_h = (1) \cdot (-0,0075) + (3) \cdot (-0,0134) = -0,0477$$

bulunur. Leviye kumanda kuvveti:

$$F_c = -G \cdot H_m = -2 \cdot C_h \cdot q \cdot b_d \cdot c_d^2$$

olup, birinci uçak için, verilen uçuş şartlarında:

$$(F_c)_1 = -2 \left[\frac{1}{16} \left(\frac{270}{3,6} \right)^2 \right] \cdot 2,4 \cdot (0,3)^2 \cdot (-0,0477) = -7,24 \text{ Kg}$$

ve ikinci uçağın verilen uçuş şartlarındaki leviye kumanda kuvveti:

$$(F_c)_2 = -2 \left[\frac{1}{16} \left(\frac{540}{3,6} \right)^2 \right] \cdot 4,8 \cdot (0,8)^2 \cdot (-0,0477) = -231,82 \text{ Kg}$$

bulunur. Burada (eksi) işareti, kuvvetin önden arkaya doğru yönelmiş, yâni çekici yönde olduğunu ifade eder.

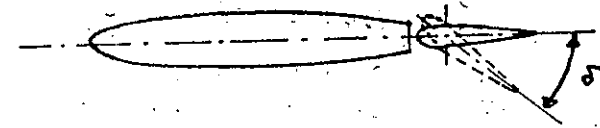
Bu misâlde görüldüğü gibi, alçak hızlı küçük uçaklar halinde, basit bir dümeni hareket ettirmek için gerekli kumanda kuvveti, normal bir pilotun fiziksel iktidarı içindedir. Buna karşılık, büyük ve yüksek hızlı

uçaklar halinde, bütün dümenler için ve yüksek hızlı küçük uçaklar halinde, kanatçıklar için, kumanda kuvvetini küçültmek ve normal bir insanın fiziksel iktidarı sınırları içinde tutmak gereklidir.

Kumanda sistemi mekanik oranının değeri, leviyenin ve pedalın açısal hareketi, pilot yeri geometrik boyutları tarafından sınırlanmış olduğundan, bunu büyütmek suretiyle kumanda kuvvetinde ancak az bir miktar azalma elde etmek mümkündür. Kumanda kuvvetini daha fazla küçültmek için, geriye kalan bir çare, dümen menteşe momenti katasayısını değiştirmektir.

13.4. — Aerodinamik denge.

Bir kumanda yüzeyinin menteşe momenti, yukardaki paragrafta görülmüş olduğu gibi, bu yüzeye gelen hava basıncının dağılışımdan doğmaktadır. Basınç dağılışıını değiştirmek suretiyle, menteşe momentinin değerini değiştirmek, akla gelen ilk çaredir. Basit bir dümenin tesirli alanı, tamamen menteşe ekseninin gerisindedir. Menteşe ekseninin önüne bir miktar tesirli dümen alanı ilâve etmek, dümenin menteşe momentini değiştirmek için bir imkân sağlar.



(Şekil: 98)

Kumanda yüzeyinin bir açısal hareketi halinde, menteşe ekseninin önünde bulunan dümen alanına gelen hava basıncının verdiği bileşke aerodinamik kuvvetin dümen menteşe eksenine etrafındaki momenti, menteşe eksenine gerisindeki dümen alanına gelen hava basınçlarının aynı eksen etrafındaki momentine nazaran, ters bir işarete maliktir. Neticede, dümenin toplam menteşe momenti ve dolayısıyla, uçağa her hangi bir manevra yaptırmak için pilottan istenen kumanda kuvveti de küçülür.

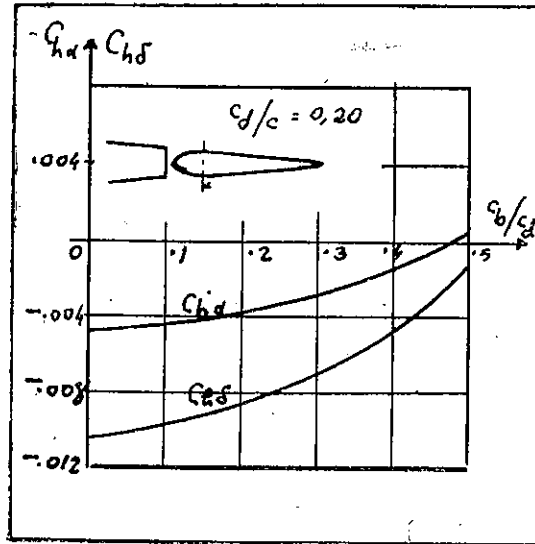
Bu suretle, bir dümene gelen aerodinamik tesirlerin momentleri birbirini karşıladığından, bu usule, «aerodinamik denge» adı verilir.

Bir aerodinamik denge, menteşe ekseninin önüne ilâve edilen tesirli dümen alanının yerine ve dümen hücum kenarının biçimine göre, muhtelif tarzlarda temin edilir.

Menteşe eksenine önüne ilâve edilen tesirli dümen alanı, bütün dümen açıklığına devam ettiğinde, «konsol tipi denge» veya, bu tarzda men-

teşe eksenini geriye alınmış olduğundan, «eksen geri alınmış denge» elde edilir. Bu tip aerodinamik denge, imalatı ve ilerde (paragraf 13.6) da açıklanan kütleli dengelerin elde edilmesinde kolaylık sağlar. Buna karşılık, dümen ile sabit yüzey arasındaki açıklığı kapatmak zordur; bunun neticesi, maksimum taşıma değeri azalır ve dümenin yüzme temas yüzü, bilhassa sabit yüzeyin kabre durumunda, artar.

Konsol tipi dengenin, dümen menteşe momenti karakteristiklerine tesiri, (c_b/c_d) oranının değeriyle ve dümen hücum kenarının biçimiyle bağıntılıdır. Bu tesir, genel olarak, (C_{hz}) ve $(C_{h\delta})$ parametrelerinin değerlerinin, artı yönde değişmesine sebep olur.



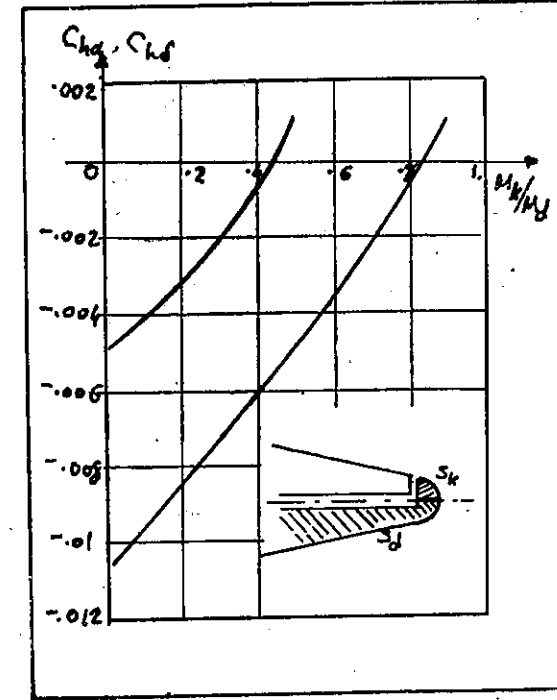
(Şekil: 99)

$(c_d/c = 0,20)$ olan bir dümenin, konsol tipi aerodinamik denge ihtiva etmesi halinde, (C_{hz}) ve $(C_{h\delta})$ parametrelerinin (c_b/c_d) ile değişimi, (Şekil: 99) da gösterilmiştir.

Menteşe ekseninin önüne ilâve edilen tesirli dümen alanını, dümen açıklığının yalnız bir kısmında toplamak suretiyle, «kürek tipi denge» elde edilir. Dümenin iki uçlarındaki kürekler, sabit yüzeyin hücum kenarına kadar uzadığında, «sipersiz kürek tipi denge» ve küreklerin önünde bir miktar sabit yüzey bulunduğu, «siperli kürek tipi denge» adları verilir.

Kürek tipi aerodinamik denge, dümenin kütleli dengesini ve sabit yüzey ile dümen arasındaki açıklığın kapatılmasını kolaylaştırır. Buna

karşılık, küreklere gelen büyük hava basınçları, yüzeyde burulma yüklerine sebep olur.



(Şekil: 100)

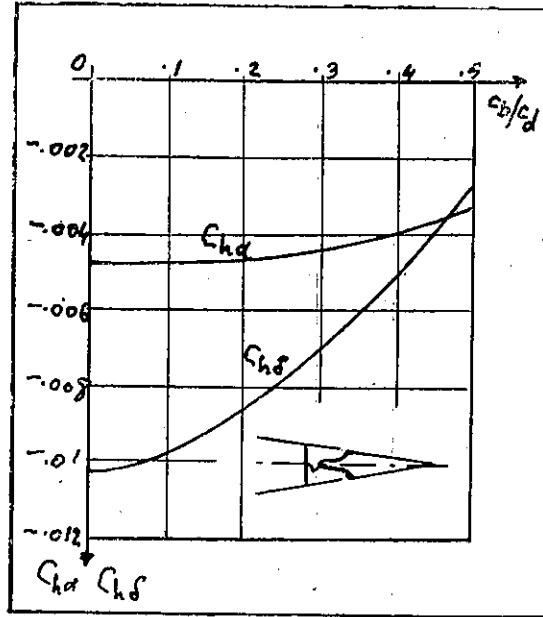
Kürek tipi dengenin tesiri, kürek alanının menteşe eksenini etrafındaki momentinin, dümen alanının aynı eksen etrafındaki momentine oranı ile bağıntılıdır. Burada bahsi geçen alan momentleri, kürek veya dümen alanını, bu alanlardan her birinin geometrik merkezinin menteşe ekseninden olan uzaklığı ile çarpımına eşittir. Bir kürek tipi dengenin şekli (Şekil: 100) de gösterilmiştir.

Daha yeni, fakat imâl bakımından biraz zor, diğer bir aerodinamik denge tipi, «kapalı denge» olup, bu tipin genel biçimi, (Şekil: 101) de verilmiştir.

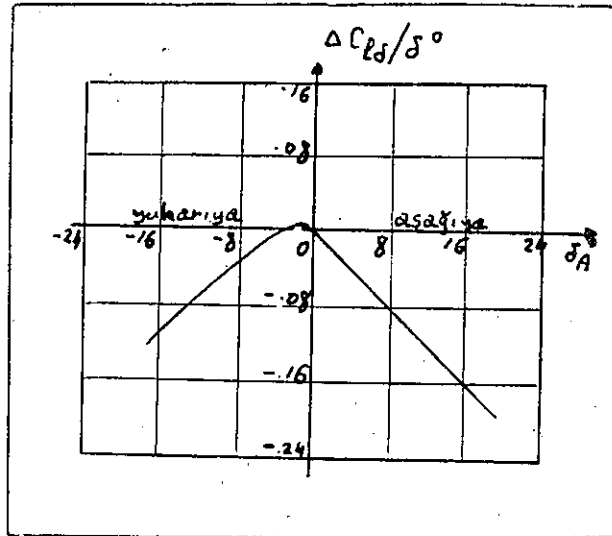
Bu tip dengede, dümen hücum kenarı ve sabit yüzey arasındaki açıklık, elâstik bir perde ile kapatılmıştır. Bu perde, dengenin tesirini artırır.

Kumanda yüzeylerinin firar kenarını değiştirmek de, bu yüzeye gelen hava basıncının dağılışına tesir ettiğinden, menteşe momenti karakteristiklerini değiştirir. Dümenin firar kenarına köşeli bir biçim vermek

ve bu köşenin açısını büyültmek suretiyle, konsol tipi dengeye eşdeğer tesirler elde edilir.



(Şekil: 101)



(Şekil: 102)

Ekseriya kanatçıklarda kullanılan diğer bir aerodinamik denge tipi, «friz denge» olup, bu tip dengenin tesiri, (Şekil: 102) de gösteril-

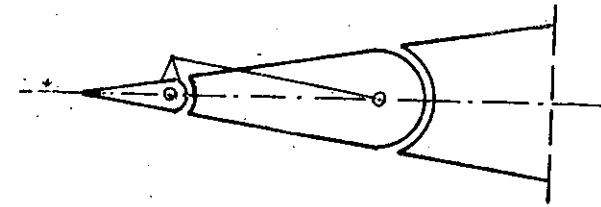
miştir. Bu tipte, kanatçığın menteşe eksenini geriye alınmıştır ve kanatçığın hücum kenarına, sivri tarafı alt yüzey hizasında olmak üzere, köşeli bir biçim verilmiştir. Bu suretle, ($C_{h\delta}$), aşağıya doğru hareket eden kanatçık için (eksi) dir ve yukarıya doğru hareket eden kanatçık için, (artı) dır. Kanatçıklar, kumanda sistemiyle birbirine bağlanmış olup, aşağıya inen kanatçığın eksi menteşe momenti, yukarıya çıkan kanatçığın artı menteşe momenti tarafından, kısmen karşılanır ve böylece, leviye kuvveti, iki kanatçığın net menteşe momentine tekabül eder.

Kanatçıklar halinde, ($C_{h\delta}$) parametresinin tesirleri, daha az önemlidir. İstenen aerodinamik dengeyi elde etmek için, kanatçıkların aşağıya ve yukarıya doğru açısal hareketlerini, dikkatle ayarlamak icap eder. Bu tip denge, büyük ve yüksek performans uçakları için tavsiye edilmez; fakat, küçük ve orta büyüklükteki normal performanslı uçaklar için, faydalıdır.

13.5. — Fletnerler.

Bir fletner, bir kumanda yüzeyinin firar kenarında, açıklığın ancak bir kısmını kaplayan, kısa veterli küçük bir flaptan ibarettir. Fletnere gelen hava basıncının bileşkesi, menteşe ekseninden büyük bir uzaklıkta bulunduğundan, dümen menteşe momentinde büyük değişikliklere sebep olur. Bir fletner, ait bulunduğu dümenin yalnız ($C_{h\delta}$) parametresine tesir eder. Tatbikatta muhtelif tip fletnerler kullanılmakta olup, bunlar aşağıda açıklanmıştır.

Bir dümen menteşe momentini, verilen bir uçuş şartında (kumanda kuvveti sıfır olmak üzere) uçağı denge durumunda tutmak için kulla-

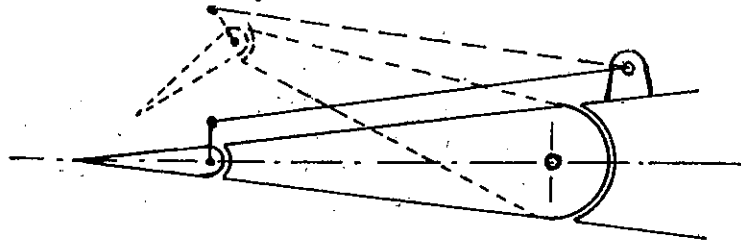


(Şekil: 103)

nılan fletnere, «ayarlı fletner» denir. Bu tip fletner, yerde veya pilotun arzusuna göre uçuşta, verilen uçuş şartına uygun bir açısal duruma ayarlanır ve bundan sonra, bu açısal durumunu muhafaza eder, (Şekil: 103).

Bağlanmış olduğu dümenle birlikte ve fakat dümen açısının sabit bir oranında açısal olarak hareket eden ve bu suretle yalnız ($C_{h\delta}$) parametresine tesir ederek, dümen menteşe momentini değiştirmek için

kullanılan fletnerlere, «bağlanmış fletner» denir. Bir bağlanmış fletner dümen ile aynı yönde hareket ettiğinde, dümen menteşe momentinin değerini artırır ve dümen ile ters yönde hareket ettiğinde, dümen menteşe momentini küçültür. Kumanda kuvvetini küçültmek için, dümen ile ters yönde hareket eden bağlanmış fletner kullanmak lâzımdır ve bu halde «denge fletneri» adını alır.



(Şekil: 104)

Fletneri doğruca pilot yerindeki hususî kumandalara bağlamak suretiyle, «kumanda fletneri» elde edilir. Kumanda fletneri, dümeni hareket ettirmek için gerekli bütün menteşe momentini temin eder ve bu takdirde, kumanda kuvveti, doğruca fletnera ait menteşe momenti karakteristikleriyle tâyin edilir.

Fletnerler, tipi ne olursa olsun, dümen menteşe momentini değiştirmek için kullanılırlar. Fletnerler, hiç bir laçkalık veya gevşeklik olmaksızın, sıkıca bağlanmalıdır. Laçka fletnerler, dümenleri kırabilen, tehlikeli titreşimlere sebep olurlar.

Fletnerler, bir flaba bağlanmış bir basit flap gibi tesir ettiklerinden, dümenin ($dC_z/d\delta$) tesir parametresinin değerini de değiştirirler. Bir denge fletneri, dümen tesir parametresinin değerini küçültür ve dümen ile aynı yönde hareket eden bir bağlanmış fletner, bu parametreyi büyültür.

Fletnerler, iyi bir âyarlamaya ihtiyaç gösterdiklerinden ve dümenlerde tehlikeli titreşimlere sebep olduklarından, bilhassa yüksek hızlı büyük uçaklarda, son zamanlarda, bir enerji kaynağı yardımıyla işleyen ve pilota yardım eden, «güçlü kumanda sistemleri» kullanılmaktadır.

13.6. — Kütlesel denge.

Kumanda yüzeylerinin, tehlikeli veya sönümüz kısa periyotlu titreşimlerini önlemek için gerekli tedbirler alınmalıdır. Bu tedbirler, dü-

menin menteşe eksenini etrafındaki kütleli dengesi, dümen yapısının rijitliği ve fletner bağlama sisteminin sıkılığı olarak özetlenir.

Bir kumanda yüzeyinin ağırlık merkezi, ya menteşe ekseninin üzerinde, yahut da menteşe ekseninin biraz önünde bulunmalıdır ve hiç bir zaman bu eksenin gerisinde olmamalıdır.

Ağırlık merkezi menteşe ekseninin gerisinde bulunan bir yükselti dümeni halinde, kuyrukta yukarıya doğru yönelmiş bir ivme hasıl eden bir sağnak tasavvur edildiğinde, bu ivmenin yükselti dümenindeki tesiri, dümenin ağırlık merkezinde ve aşağıya doğru yönelmiş bir atalet kuvveti verir. Bu atalet kuvveti, dümenin ağırlık merkezi menteşe ekseninin gerisinde bulunduğundan, dümeninde aşağıya doğru (artı) bir açısal hareket hasıl eder. Yükselti dümeninin bu suretle aşağıya doğru hareketi, yatay kuyruk yüzeyinin yukarıya doğru yönelmiş olan taşımasını artırır ve bu taşıma artışı, sağnağın tesirini artırmaya çalışır. Uçağın atmosferdeki sağnaklara bu tarzda karşı koyması, kumanda yüzeylerinin ve uçağın sönümsüz veya genliği artan tehlikeli titreşimlere uğramasına sebep olur.

Bunun aksine, kumanda yüzeyinin ağırlık merkezi menteşe ekseninin önünde bulunduğu, sağnak tesirine karşı koyan bir çisal hareket hasıl olur ve bu hareket sönümlüdür.

Kumanda yüzeyinin ağırlık merkezi tam menteşe eksenini üzerinde bulunduğu, hiç bir tesir hasıl olmaz.

Bu sonuçlar, yükselti dümenleri için olduğu kadar, yönelti dümenlerine ve kanatçıklara da uygulanır.

Resmî uçuşa elverişlilik nizamnameleri, bütün kumanda yüzeylerinin, kendi menteşe eksenlerine nazaran, statik olarak, kütleli dengede olmasını ve her hangi bir dengesizliğin, menteşe ekseninin önünde bulunmasını âmirdir.

Bir kumanda fletnerinin, kendi menteşe eksenini etrafında, tam kütleli dengede olması da çok önemlidir.

Dümen hücum kenarına ait aerodinamik denge tipleri, kütleli denge ağırlıklarının ilâvesini büyük ölçüde kolaylaştırırlar. Basit flap biçiminde dümenler bahis konusu olduğunda veya firar kenarı dengesi yahut da, güçlü kumanda sistemi halinde, gerekli kütleli dengeliği sağlamak için, menteşe ekseninin önünde hususî bağlama noktaları derpiş etmek icap eder.

KUMANDA YÜZEYLERİ VE KARAKTERİSTİKLERİ.

Problemler.

1. — Bir yatay kuyruk yüzeyi için, aşağıdaki malûmat verilmiştir:

$$S_H = 4,5 \text{ m}^2, \quad c_d/c = 0,35$$

Bu yüzeyin, $V_0 = 360 \text{ Km/Saat}$ hızda, (a) $\alpha = 7^\circ$ ve (b) $\delta = 3^\circ$ için taşıma değişimini, (Şekil: 92) deki grafik yardımıyla, hesaplayınız.

2. — Bir düşey kuyruk yüzeyi için, aşağıdaki malûmat verilmiştir:

$$c_d/c = 0,40, \quad a_v = 0,052 \text{ ve sıfır taşımada, hücum açısı sıfırdır.}$$

Bu yüzeyin $\alpha_v = -4^\circ$ de sıfır taşıma vermesi için gerekli dümen açısını, (Şekil: 93) deki grafik yardımıyla, tâyin ediniz.

3. — Bir dümen için, aşağıdaki malûmat verilmiştir:

$$\bar{c}_d = 0,41 \text{ m}, \quad b_d = 3,78 \text{ m}, \quad c_d/c = 0,40, \quad \alpha = 4^\circ \text{ ve } \delta = -6^\circ$$

Bu dümenin, $V_0 = 240 \text{ Km/Saat}$ hızda, menteşe momentini, (Şekil: 97) deki grafik yardımıyla, hesaplayınız.

BÖLÜM — 14

UZUNLAMASINA KARARLILIK VE KUMANDA VASIFLARI

14.1. — Konu.

Uçak, bir dinamik sistemden ibaret olup, onun uzunlamasına kararlılık vasıflarını etüt etmek için, ilk önce bir denge durumunun bulunması lâzımdır. Bir uçağın, bir denge durumu bulunduktan sonra, bu denge durumuna ait hücum açısını muhafaza etmesi, onun kararlılık vasıflarını tâyin eder.

Evvelce de açıklanmış olduğu gibi, burada uçağın yalnız statik kararlılık vasıfları incelenmiştir. Bir uçağın statik uzunlamasına kararlılığı, iki tarzda ifade edilir :

(1) Sabit dümen, veya kumanda durumu, kararlılığı: Uçağın esas geometrik plânından doğan statik kararlılığından ibaret olup, fiziksel bakımdan, kumandalar statik denge durumunda tesbit edilmiş iken kararlılığı ifade eder.

(2) Serbest dümen, veya kumanda kuvveti, kararlılığı: Uçağın, serbest bırakılan kumanda yüzeyinin hasıl ettiği tesirlerle ilgili kararlılığı olup, uçağı statik denge durumuna ait hücum açısından başka bir hücum açısı altında tutmak için gerekli kumanda kuvvetini tâyin eder.

Böylece, bu bölümde ilk önce, bir uçağın statik uzunlamasına denge şartları ve bundan sonra sabit dümen ve serbest dümen statik kararlılık vasıfları incelenmiştir.

14.2. — Statik uzunlamasına denge ve yatay kuyruğun lüzumu.

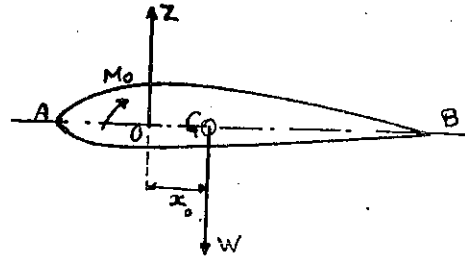
Bir uçağın, simetrikli uçuş halinde, statik uzunlamasına dengesi, (bölüm - 12) 'de açıklanmış olduğu gibi, uçağa gelen kuvvetlerin ve momentlerin toplamlarının sıfır olmasını gerektirir.

Bir dikdörtgen kanat yalnız olarak tasavvur edildiğinde, sabit hızla yatay uçuşta bu kanada gelen aerodinamik tesirler, kanat profil kesidi aerodinamik merkezinden geçen, bir bileşke kuvvet ile bir momente eşdeğerdir. Hücum açısının normal uçuşlardaki küçük değerleri için, bileş-

ke kuvvet yerine, takribi olarak, taşıma alınır. Böylece, bu kanadın statik uzunlamasına dengesi, aşağıdaki denklemlerle ifade edilir:

$$\begin{aligned} T &= X \\ W &= Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} V^2 \cdot S \\ M_G &= M_0 + Z \cdot x_0 = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

Burada (M_G), kanadın (G) ağırlık merkezi etrafındaki toplam yunuslama momentini ve (M_0), kanada gelen aerodinamik tesirlerin profil ke-



(Şekil: 105)

sidi aerodinamik merkezine nazaran momentini göstermekte olup, bu sonuncu moment, (paragraf-3.10), aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$M_0 = C_{m0} \cdot q \cdot S \cdot \bar{c} \quad (2)$$

Burada ($\bar{c}$), kanat ortalama veteridir. Denge ve kararlılık problemlerinin etüdünde, hakiki kanat yerine, veteri onun ortalama veterine (paragraf-3.11) eşit bir eşdeğer kanat tasavvur edilerek, problem basitleştirilir.

Yukardaki (1) denkleminde (M_0) ve (Z) yerine açık ifadeleri konarak ve denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot \bar{c}$) ile bölerek, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\frac{M_G}{q \cdot S \cdot \bar{c}} = C_{m0} + \frac{x_0}{\bar{c}} \cdot C_z$$

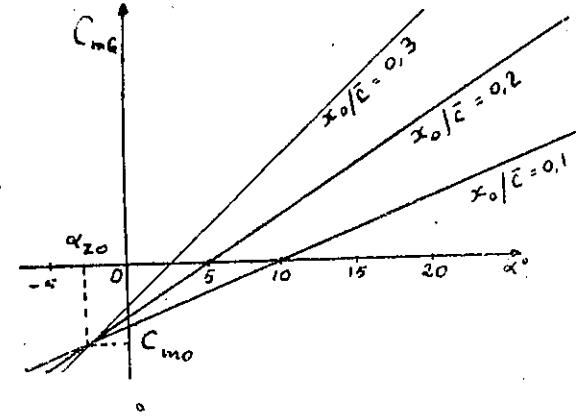
Ağırlık merkezi etrafındaki toplam yunuslama momenti (M_G) yerine;

$$C_{mG} = M_G / q \cdot S \cdot \bar{c} \quad (3)$$

denklemle tarif edilen, (C_{mG}), «yunuslama momenti katsayısı» hesaba katılarak ve [$C_z = a \cdot (\alpha - \alpha_{z0})$] bağıntısı dikkate alınarak, aşağıdaki denklem bulunur:

$$C_{mG} = C_{m0} + \frac{x_0}{\bar{c}} \cdot a \cdot (\alpha - \alpha_{z0}) \quad (4)$$

Bu denkleme göre, (C_{mG}) katsayısını, (α)'nın fonksiyonu olarak gösteren eğri, absisi (α_{z0}) ve ordinatı (C_{m0}) olan noktadan çıkan bir düz doğrudan ibarettir ve bu doğrunun eğimi, (x_0) ile orantılı olup, ağırlık



(Şekil: 106)

merkezi, kanat kesidi aerodinamik merkezine nazaran ne kadar geride ise, eğim o kadar büyüktür.

Verilen bir uçak halinde, C_{m0} , α_{z0} ve x_0 malûmdur ve (4) denklemini göre çizilen, $C_{mG} = f(\alpha)$ eğrisinin absis eksenile arakesit noktası, uçağın statik uzunlamasına denge haline ait hücum açısını verir. Hücum açısının bu değerine tekabül eden C_z ve uçuş yüksekliğine ait (ρ) değerlerine göre, ($W = Z$) taşıma denklemi yardımıyla, bu denge durumuna ait uçuş hızı hesaplanır.

Uçuş yüksekliği veya hızı değiştiğinde, taşıma denklemi gereğince, (C_z) ve (α) değişecek ve neticede uçağın denge durumu bozulacaktır. Uçağın, başka bir hücum açısında dengede olması için, kuyruk tarafına bir «yatay kuyruk yüzeyi» ilâve etmek lâzımdır.

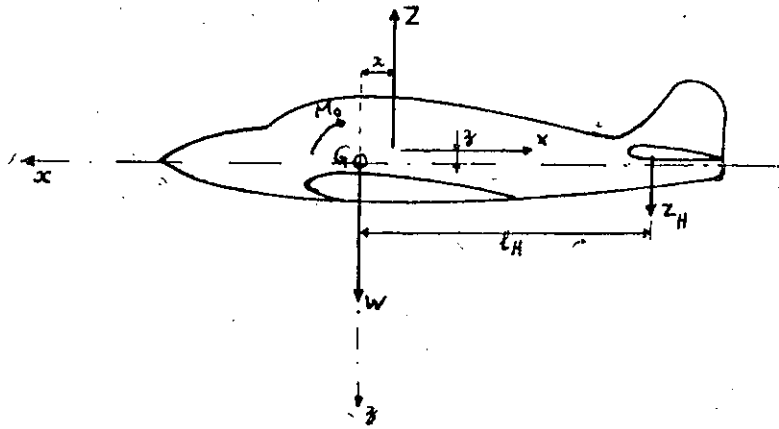
Yatay kuyruk yüzeyi, iki parçadan mürekkep olup, birincisi uçağa nazaran sabittir ve «yatay stabilize» adını alır; diğeri, stabilizeye mentesheli ve pilot yerindeki leviyeye bir kumanda sistemiyle bağlı bulunan «yükselti dümeni» dir.

Yatay kuyruk yüzeyinin başlıca üç görevi vardır:

X (1) Kanada nazaran sabit bir durumda, bu yüzeye gelen hava basıncının bileşkesi, uçak ağırlık merkezi etrafında, yatay kuyruk yunuslama momentinden ibaret (M_H) bir moment hasil ederek, verilen bir uçuş tında, uçağın statik uzunlamasına dengesini temin eder. Ekseriyetle çok kullanılan yükseklikte seyahat hızıyla uçuş halinde, statik uzunlamasına denge şartına göre, yatay kuyruk tesbit edilir ve yatay kuyruk yüzeyi veter doğrultusunun, uçak uzunlama eksenine teşkil ettiği açı "yatay kuyruk tesbit açısı" denir ve bu açı (i_H) ile gösterilir.

X (2) Kumanda sistemi yardımıyla yükselti dümeni oynatılarak hasil edilen bir ilâve yunuslama momenti, uçağın (y) eksen etrafında bir döndürme hareketine imkân sağlar.

X (3) Geriye dönmez bir mekanizma yardımıyla yavaşça kumanda edilerek, her hangi bir hücum açısı veya ağırlık merkezi konumu için, uçağın statik uzunlamasına dengesini temin eder. Bu maksatla pilot yerinde bulunan bir volan veya manivela ve uygun bir kumanda sistemi yardımıyla, yatay kuyruk tesbit açısı veya yükselti dümeninin açısı değiştirilir. Bu son maksat için, yükselti dümeninin firar kenarına, bir kumanda fletneri ilâve edilir.



(Şekil: 107)

Bir uçağın statik uzunlamasına dengesini etüt etmek için, onun toplam yunuslama momentini, daha teferrüatlı olarak yazmak lazımdır ve tatbikattaki önemi dolayısıyla, çekmenin sıfır olduğu, süzülüş haline ait uzunlamasına denge etüt edilir.

Bir uçağa, simetrik ve sabit hızlı süzülüş uçuşunda gelen başlıca kuvvetler ve momentler, şematik olarak, (Şekil: 107) 'de gösterilmiştir.

Bu takdirde, uçağın ağırlık merkezi etrafındaki toplam yunuslama momenti, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$M_G = M_0 + (x) \cdot Z + (z) \cdot X - (l_H) \cdot (Z_H) \quad (5)$$

Bu denklemde; (M_G), (M_0), (Z) ve (X) yerine açık ifadeleri ve yatay kuyruğun alanı (S_H), taşıma katsayısı (C_{zH}) ve yatay kuyruktaki zafi rüzgâra ait dinamik basınç (q_H) olmak üzere, yatay kuyruk yüzeyinin taşıması yerine de, ($Z_H = C_{zH} \cdot q_H \cdot S_H$) ifadesi konduktan sonra, denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot c$) ile bölerek, katsayılar için, aşağıdaki denklem bulunur:

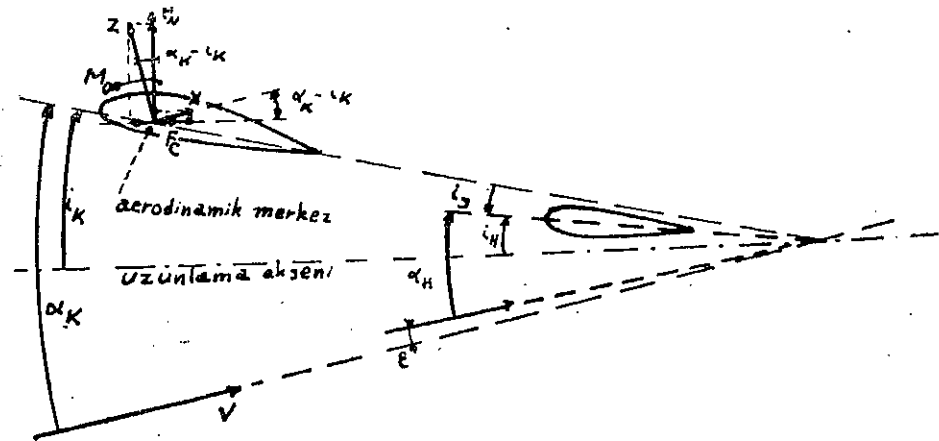
$$C_{mG} = C_{m0} + \frac{x}{c} \cdot C_z + \frac{Z}{c} \cdot C_x - \frac{q_H \cdot S_H \cdot l_H}{q \cdot S \cdot c} \cdot C_{zH} \quad (6)$$

Statik uzunlamasına denge için, uçağın ağırlık merkezi etrafındaki toplam yunuslama momenti sıfır olmalıdır, yani:

$$C_{mG} = 0$$

olmalıdır.

Kanada ve yatay kuyruk yüzeyine gelen hava tesirleri, bu elemanların aerodinamik merkezlerine taşındıklarında, bileşenleri taşıma ve sü-rüklemeye olan bir bileşke kuvvet ile hücum açısında bağımsız bir momente eşdeğerlerdir. Bu kuvvetler ve momentler, teferrüatlı olarak, (Şekil: 108) 'de gösterilmiştir.



(Şekil: 108)

Bu şekilde, (i_H) ve (i_K) karşılıklı olarak, kanadın ve yatay kuyruk yüzeyinin sıfır taşıma doğrultularının, uçak uzunlama eksenine teşkil ettiği açıları göstermektedir.

tikleri tesbit açılarıdır ve (ε) , yatay kuyruk yüzeyindeki kanat saptırmasıdır. Taşıma ve sürüklenme, tarifleri gereğince, izafi hıza dikey ve paraleldir. Bunların uçak ağırlık merkezi etrafındaki momentleri hesaplanırken, leviye kollarının uzunluğu, hücum açısıyla değişir. Hesaplarda bu zorluğu önlemek için, taşıma ve sürüklenme yerine, bileşke aerodinamik kuvvetin, uçak uzunlama eksenine dikey ve paralel bileşenleri kullanılır.

Kanat bileşke aerodinamik kuvvetinin (F_N) ve (F_C) bileşenleri için (Şekil: 107) 'den, aşağıdaki ifadeler yazılır:

$$\begin{cases} F_N = Z_K \cos(\alpha_K - i_K) + X_K \sin(\alpha_K - i_K) \\ F_C = X_K \cos(\alpha_K - i_K) - Z_K \sin(\alpha_K - i_K) \end{cases} \quad (7)$$

Taşıma ve sürüklenme katsayılarına benzer tarzda, aşağıdaki denklemlerle, dikey kuvvet ve paralel kuvvet katsayıları tarif edilir:

$$C_N = F_N / q \cdot S, \quad C_C = F_C / q \cdot S$$

Yukardaki (7) denklemlerinin her iki tarafını $(q \cdot S)$ ile bölerek, katsayılar için, aşağıdaki denklemler elde edilir:

$$\begin{cases} C_N = C_{zK} \cos(\alpha_K - i_K) + C_{xK} \sin(\alpha_K - i_K) \\ C_C = C_{xK} \cos(\alpha_K - i_K) - C_{zK} \sin(\alpha_K - i_K) \end{cases} \quad (8)$$

Yatay kuyruk yüzeyine ait bileşke aerodinamik kuvvet de, benzer tarzda dikey ve paralel bileşenlere ayrılarak, bu bileşenler için, (C_{NH}) ve (C_{CH}) katsayıları tarif edilir ve bu katsayıları, yatay kuyruk yüzeyi taşıma ve sürüklenme katsayılarının fonksiyonu olarak veren, aşağıdaki denklemler yazılır:

$$\begin{cases} C_{NH} = C_{zH} \cos(\alpha_H - i_H) + C_{xH} \sin(\alpha_H - i_H) \\ C_{CH} = C_{xH} \cos(\alpha_H - i_H) - C_{zH} \sin(\alpha_H - i_H) \end{cases} \quad (9)$$

Yukardaki (8) ve (9) denklemlerinde (α_K) ve (α_H) , karşılıklı olarak, kanadın ve yatay kuyruk yüzeyinin hücum açılarını göstermektedir.

Diğer taraftan, (5) denklemindeki (X) sürüklenme kuvveti ve (6) denklemindeki (C_x) sürüklenme katsayısı, komple uçağa ait değerleri göstermektedir. Buna karşılık, (7) denklemindeki kuvvetler ve (8) denklemindeki katsayılar yalnız kanada ait değerleri göstermekte olup, bunları komple uçağa ait olanlardan ayırmak için, (K) endisleri ilâve edilmiştir.

Komple uçağın, verilen uçuş şartlarındaki toplam yunuslama momenti, kanada, yatay kuyruk yüzeyine, gövdeye, motor beşiklerine ve uçağın diğer parçalarına gelen aerodinamik tesirlere ait momentlerin toplamından ibaret olup, kanat ve yatay kuyruk yüzeyi hariç olmak üzere uça-

ğın bütümüm diğer parçalarının, uçak ağırlık merkezi etrafında hasıl ettikleri yunuslama momentlerinin toplamı (M_b) ile gösterilerek, (Şekil: 108) 'deki işaretleri kullanarak, uçağın toplam yunuslama momenti için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$M_G = M_0 + x_0 \cdot F_N + z_0 \cdot F_C + M_b + M_{0H} + h_H \cdot F_{CH} - l_H \cdot F_{NH}$$

Bu denklemin sağ tarafındaki yatay kuyruk yüzeyine ait (M_{0H}) ve $(h_H \cdot F_{CH})$ terimleri, diğerlerinin yanında çok küçük olduklarından, ihmal edilirler. Bu denklemin her iki tarafını, $(q \cdot S \cdot \bar{c})$ ile bölerek, "yatay kuyruk verimi" adı verilen (q_H / q) oranını (η_H) ve "yatay kuyruk hacim parametresi" adı verilen $(S_H \cdot l_H / S \cdot \bar{c})$ oranını da (v_H) ile göstererek, uçak yunuslama momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$C_{mG} = C_{m0} + \frac{x_0}{\bar{c}} \cdot C_N + \frac{z_0}{\bar{c}} \cdot C_C + C_{mb} - C_{NH} \cdot \eta_H \cdot v_H \quad (10)$$

Bu denklemden (C_{mb}) , başta gövde olmak üzere uçağın [kanat ve yatay kuyruk yüzeyi hariç] diğer parçalarının hasıl ettiği yunuslama momentine ait katsayıdır $(C_{mb} = M_b / q \cdot S \cdot \bar{c})$.

Uçağın statik uzunlamasına dengesi için, evvelce de açıklanmış olduğu gibi, $C_{mG} = 0$ olmalıdır. Yukardaki (10) denklemini yardımıyla, $C_{mG} = f(C_z)$ fonksiyonunu grafik olarak gösteren eğri çizilir ve bu eğrinin absis eksenine ait noktası, denge durumuna ait taşıma katsayısını ve uçağın poleri yardımıyla hücum açısını tayin eder.

Normal uçuşlardaki hücum açıları aralığında, $(\alpha_K - i_K)$ açısı küçük olduğundan, (8) denklemlerinde, $\cos(\alpha_K - i_K) \cong 1$, $\sin(\alpha_K - i_K) \cong \alpha_K - i_K$ ve $C_x \sin(\alpha_K - i_K) \cong 0$ kabul edilerek, (10) denkleminin yalnız kanada ait olan ilk üç terimi için, aşağıdaki ifade yazılır:

$$(C_m)_K = C_{m0} + \frac{x_0}{\bar{c}} \cdot C_z + \frac{z_0}{\bar{c}} [C_x - C_z(\alpha_K - i_K)]$$

Diğer yandan, kanat aerodinamik karakteristikleri arasındaki (paragraf - 3.9) :

$$C_x = C_{x_{min}} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

$$C_z = a_K (\alpha_K - i_K)$$

bağıntıları hesaba katılarak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$(C_m)_K = (C_{m0} + \frac{z_0}{\bar{c}} \cdot C_{x_{min}}) + \frac{x_0}{\bar{c}} \cdot C_z + \frac{z_0}{\bar{c}} \left(\frac{1}{\pi \cdot e \cdot A} - \frac{1}{57,3 \cdot a_K} \right) \cdot C_z^2 \quad (11)$$

Tatbikatta rastlanan normal değerler için, bu denklemin sağ tarafındaki sonuncu terimin çarpanı, diğerlerinin yanında çok küçük olup, bu terim hesaplarda ihmâl edilir.

Gövde ve diğer parçaların yunuslama momentinin tâyini çok karışıktır. Burada, teorik mülâhaazlar bir yana bırakılarak, oldukça doğru sonuçlar veren, basit ve pratik usullerin izahıyla yetinilmiştir.

Bir kanat, yalnız olarak tasavvur edildiğinde, aerodinamik momentinin hücum açısından bağımsız olduğu, bir aerodinamik merkezi bulunduğu malûmdur. Kanada, bir gövde veya iki motor beşiği ilâve edildiğinde, yalnız kanadın aerodinamik merkezi, bu elemanların tesiriyle ileriye doğru yer değiştirir. Kanat aerodinamik merkezinin bu yer değiştirme miktarı, deneysel sonuçlara göre, kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak:

gövde için (Δ_g) = 0,02 ilâ 0,04 (ortalama 0,03) ve

iki motor beşiği için (Δ_b) = 0,025 ilâ 0,045 (ortalama 0,035)

dir.

Kanat aerodinamik merkezinin kanat hücum kenarından uzaklığı, ortalama veterin yüzdesi olarak, (a_c) ile gösterildiğinde, kanat, gövde ve iki motor beşiğinden ibaret sistemin aerodinamik merkezinin, kanat hücum kenarından uzaklığı, kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$a_c' = a_c - \Delta_g - \Delta_b \quad (12)$$

Yukarda kanat yunuslama momenti için bulunan (11) denkleminde ($x_0/\bar{c}$) yerine, uçak ağırlık merkezinin, kanat, gövde ve iki motor beşiğinden ibaret sistemin aerodinamik merkezinden olan izafi uzaklığı konarak, aynı denklem, kanat, gövde ve iki motor beşiğinin yunuslama momentini de ifade etmek için kullanılır. Böylece, uçak ağırlık merkezinin kanat hücum kenarından olan uzaklığı, ortalama kanat veterinin yüzdesi olarak, (x_g) ile gösterildiğinde, (11) denkleminde (C_z) nin çarpanı, yalnız kanat halinde:

$$\frac{x_0}{c} = x_g - a_c \quad (13)$$

ve kanat, gövde ve iki motor beşiğinden ibaret sistem halinde:

$$\left(\frac{x_0}{c}\right)' = x_g - a_c' \quad (14)$$

olacaktır.

Yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momenti katsayısı, (10) denkleminin sağ tarafındaki sonuncu terimden ibaret olup, aşağıdaki tarzda ifade edilir:

$$(C_m)_H = - C_{zH} \cdot \eta_H \cdot v_H \quad (15)$$

Kanat ve yatay kuyruk yüzeyi hücum açıları arasında, (Şekil: 108) den, aşağıdaki bağıntı yazılır:

$$\alpha_H = \alpha_K - \varepsilon - i_K + i_H \quad (16)$$

Diğer yandan, genel olarak kuyruk yüzeylerinde simetrik profiller kullanıldığından, aşağıdaki bağıntılar vardır:

$$C_{zH} = a_H \cdot \alpha_H$$

$$a_H = dC_{zH}/d\alpha_H$$

Böylece, yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momenti için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$(C_m)_H = - a_H \cdot \eta_H \cdot v_H (\alpha_K - \varepsilon - i_K + i_H).$$

Bu denklemin sağ tarafındaki mutarazanın içini, (α_K) ile bölerek ve dışını aynı açı ile çarparak ve ($C_z = a_K \cdot \alpha_K$) bağıntısı hesaba katılarak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$(C_m)_H = - C_z \cdot \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left(1 - \frac{\varepsilon}{\alpha_K} + \frac{i_H - i_K}{\alpha_K}\right) \quad (17)$$

Kanat ve yatay kuyruk yüzeyi sıfır taşıma doğrultuları arasındaki açı sıfır olduğunda ($i_H - i_K = 0$), yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem yazılır:

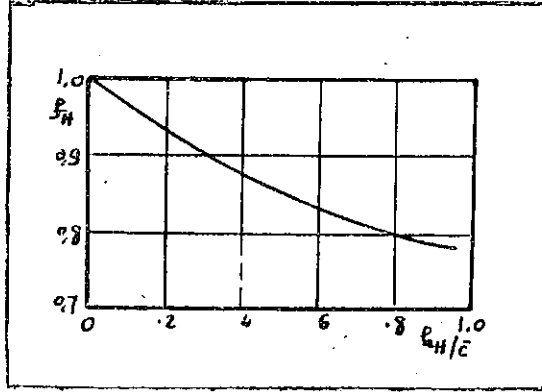
$$(C_m)_H = - C_z \cdot \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left[1 - \frac{\varepsilon}{\alpha_K}\right] \quad (18)$$

Yatay kuyruk yüzeyinin yunuslama momentini tâyin etmek için, kanat saptırmasını bilmek gereklidir. Kanat saptırması, bölüm-3 paragraf (3.14)' de etüt edilmiş olup, teorik olarak, kanat aerodinamik merkezinde, $\varepsilon_0 = 57,3 \cdot C_z/\pi \cdot A$ ve yatay kuyruk civarında, $\varepsilon = 114,6 \cdot C_z/\pi \cdot A$ derecedir.

Kanat saptırması, açıklık ve sivrilik oranlarının fonksiyonu olduğu gibi, yatay kuyruk yüzeyinin kanat sıfır taşıma doğrultusundan olan düşey uzaklığıyla da bağıntılıdır. Yatay kuyruk yüzeyi, takriben kanat sıfır taşıma doğrultusu hizasında bulunduğu, kanat saptırması, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$\frac{\varepsilon}{\alpha_K} = \frac{4 - \frac{l_H}{3 \cdot c}}{A + 2} \quad (19)$$

Yatay kuyruk yüzeyi, kanat sıfır taşıma doğrultusu hizasında bulunmadığında, (19) denklemiyle hesaplanan (ϵ)'u, yatay kuyruğun kanat sıfır taşıma doğrultusundan olan izafi uzaklığının fonksiyonu (f_H) parametresiyle çarpmak lazımdır. (f_H)'nın, izafi uzaklık (h_F/c) ile değişimi, deneysel sonuçlara göre, (Şekil: 109) 'da gösterilmiştir.



(Şekil: 109)

Yatay kuyruk ve kanat sıfır taşıma doğrultuları arasındaki açı, ($i_H - i_K = i_Y$) sıfırdan farklı olduğunda, (18) denkleminin sağ tarafına;

$$(-a_H \cdot \eta_H \cdot v_H \cdot i_Y)$$

terimi ilâve edilmelidir. (i_Y) açısı, değişik bir yatay kuyruk yüzeyi tesbit açısından ibaret olup, istenen bir yükseklikte seyahat hızıyla yatay uçuşta, uçağın dengesi şartına göre tâyin edilir.

Uçağın toplam yunuslama momentinin (i_Y) ile değişme derecesi için, yukardaki etütlerin sonucu olarak:

$$\frac{dC_{mG}}{di_Y} = -a_H \cdot \eta_H \cdot v_H$$

ifadesi yazılır. Böylece ($-a_H \cdot \eta_H \cdot v_H$), (i_Y)'nin bir derece değerine tekabül eden, yunuslama momentini değişimini gösterir. Verilen bir uçağın ($i_Y = 0$) haline ait $C_{mG} = f(C_Z)$ eğrisi çizildikten sonra, bu grafiğin meselâ sağ tarafındaki ikinci bir ordinat ölçeği üzerine ($-a_H \cdot \eta_H \cdot v_H$) değerinin tam sayı katları işaret edilerek, uzunlamasına dengenin istendiği her hangi bir (C_Z) değeri için gerekli yatay kuyruk yüzeyi tesbit açısı (i_Y) tâyin edilir.

14.3. — Statik uzunlamasına kararlılık (sabit dümen hali).

Bir uçağın statik uzunlamasına kararlılığı, bir denge bozulması halinde, ilk denge durumuna geri gelmesi karakteridir. Uçak, taşıma katsayısının bilinen bir değerinde dengede iken, hücum açısının büyümesi, sürüklemeyi arttırarak uçağı yavaşlatır ve aynı zamanda taşıma da artacağından, uçuş yörüngesi eğrilir. Bu halde, toplam yunuslama momentini eksi ise, uçak ilk denge durumuna geri gelecektir; yâni uçak, statik bakımdan «kararlı»dır. Eğer aynı halde, uçağın burnunu yukarıya doğru döndürmeğe çalışan bir artı yunuslama momentini hasil olursa, uçak ilk denge durumundan uzaklaşacaktır; yâni uçak, statik bakımdan «kararsız»dır.

Böylece bir uçağın statik uzunlamasına kararlılık şartı, toplam yunuslama momentinin, taşıma ile değişiminin fonksiyonudur ve (dC_{mG}/dC_Z) türevi eksi olduğunda uçak, «statik uzunlamasına kararlılık» vasfını haizdir; aksi halde kararsızdır. ($dC_{mG}/dC_Z = 0$) halinde, uçak, «devamlı kararlılık» karakterine maliktir.

Süzülüş uçuşu ve sabit dümen halinde, bir uçağın toplam yunuslama momentini, uçağı teşkil eden elemanların hasil ettikleri yunuslama momentlerinin toplamından ibaret olup, bu momentlere ait boyutsuz katsayılar, statik uzunlamasına dengenin etüdü sırasında, bundan önceki paragrafta hesaplanmış bulunmaktadır. Bir uçağın statik uzunlamasına kararlılık vasıflarını etüt etmek için, toplam yunuslama momentini katsayısının, taşıma katsayısıyla değişimini tâyin etmek gereklidir. Bu suretle, bundan önceki paragrafta elde edilen ifadeler dikkate alınarak, aşağıdaki denklem yazılır:

$$\frac{dC_{mG}}{dC_Z} = \frac{dC_{m0}}{dC_Z} + \frac{x_0}{c} \cdot \frac{dC_N}{dC_Z} + \frac{z_0}{c} \cdot \frac{dC_C}{dC_Z} + \left[\frac{dC_m}{dC_Z} \right]_g - \frac{dC_{NH}}{dC_Z} \cdot \eta_H \cdot v_H \quad (20)$$

Bu denklemin ilk üç terimi, kanattan; dördüncü terimi, gövdeden ve motor beşiklerinden; sonuncu terimi de, yatay kuyruk yüzeyinden ileri gelen tesirleri ifade etmektedir. Bu tesirler, sıra ile, aşağıda etüt edilmiştir.

(20) denkleminin birinci terimi, aerodinamik merkezin terifi gereğince sıfırdır. İkinci ve üçüncü terimlerdeki türevler, kanat bileşke aerodinamik kuvvetinin (F_N) ve (F_C) bileşenlerine ait boyutsuz katsayıları veren, (8) denklemleri yardımıyla hesaplanır:

$$\frac{dC_N}{dC_z} = \cos(\alpha_K - i_K) - C_z \sin(\alpha_K - i_K) \frac{d\alpha_K}{dC_z} + \frac{dC_x}{dC_z} \sin(\alpha_K - i_K) + C_x \cos(\alpha_K - i_K) \frac{d\alpha_K}{dC_z}$$

$$\frac{dC_C}{dC_z} = \frac{dC_x}{dC_z} \cos(\alpha_K - i_K) - C_x \sin(\alpha_K - i_K) \frac{d\alpha_K}{dC_z} - \sin(\alpha_K - i_K) - C_z \cos(\alpha_K - i_K) \frac{d\alpha_K}{dC_z}$$

Normal uçuşlarda, genel olarak, hücum açısı küçük olduğundan, $\sin(\alpha_K - i_K) \cong 0$ ve $\cos(\alpha_K - i_K) \cong 1$ kabul edilir, ve diğer yandan:

$$C_x = C_{x_{min}} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

$$\frac{dC_x}{d\alpha_K} = a_K$$

bağıntıları hesaba katılarak, aşağıdaki ifadeler yazılır:

$$\frac{dC_N}{dC_z} \cong 1$$

$$\frac{dC_C}{dC_z} \cong \frac{dC_x}{dC_z} - \frac{C_z}{a_K} = C_z \left[\frac{2}{\pi \cdot e \cdot A} - \frac{0,0174}{a_K} \right]$$

Not: Sağ tarafta mutaraza içindeki sonuçlu terimde yer alan (0,0174) grpanı, kanat taşıma katsayısı eğrisinin eğimi (a_K), (1/derece) olarak ifade edildiğinden ilâve edilmıştır.

Böylece, kanadın statik uzunlamasına kararlılığa tesiri, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_K = \frac{x_0}{c} + \frac{z_0}{c} \left[\frac{2}{\pi \cdot e \cdot A} - \frac{0,0174}{a_K} \right] \cdot C_z \quad (21)$$

(x_0) ve (z_0), kanat aerodinamik merkezinin, uçak ağırlık merkezine nazaran koordinatlarıdır ve kanadın statik uzunlamasına kararlılığa tesiri, uçak ağırlık merkezinin kanat aerodinamik merkezine nazaran yeriyle bağıntılıdır. Eğer uçağın ağırlık merkezi, kanat aerodinamik merkezinin önünde ise, (x_0) eksi işaretli olacağından, kanadın tesiri kararlılık yönündedir ve aksi halde, kararsızlık yönünde olacaktır.

(21) denkleminin sağ tarafında ve ikinci teriminde mutaraza içindeki ifade, havacılıkta kullanılan ortalama değerler için, takribi olarak,

(0,1) mertebesinde; yani ($C_z = 1$) iken bu terim, ($x_0 = z_0$) için, birinci terimin onda biri kadardır. Bu terimi, normal uçuşlarda ihmal ederek, kanadın statik uzunlamasına kararlılığa tesiri basitleştirilir. Uçak ağırlık merkezinin ve kanat aerodinamik merkezinin, kanat hücum kenarından olan uzaklıkları, karşılıklı olarak ve kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak, (x_g) ve (a_c) ile gösterilerek, kanadın statik uzunlamasına kararlılığa tesiri için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\left[\frac{dC_m}{dC_z} \right]_K = \frac{x_0}{c} = x_g - a_c \quad (22)$$

Uçağın ağırlık merkezi, kanat aerodinamik merkezinde bulunduğu da, kanadın kararlılığa tesiri sıfırdır.

Gövdenin, ve varsa motor beşiklerinin, statik uzunlamasına kararlılığa tesiri, hemen daima, kararsızlık yönündedir. Bu tesirin analitik etüdü, çok karışıktır ve ara tesirler dolayısıyla gövde etrafındaki hava akımı değişmesinin dikkate alınmasını gerektirir.

Burada, statik denge için olduğu gibi, oldukça doğru sonuçlar veren basit pratik usuller açıklanmıştır.

Gövdenin (varsa motor beşiklerinin) yunuslama momenti katsayısı, onun maksimum genişliği (b_g) ve uzunluğu (l_g) ile kanat boyutlarının fonksiyonu olarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$(C_m)_g = K_g \cdot \frac{b_g^2 \cdot l_g}{a_K \cdot S \cdot c} \cdot C_z \quad (23)$$

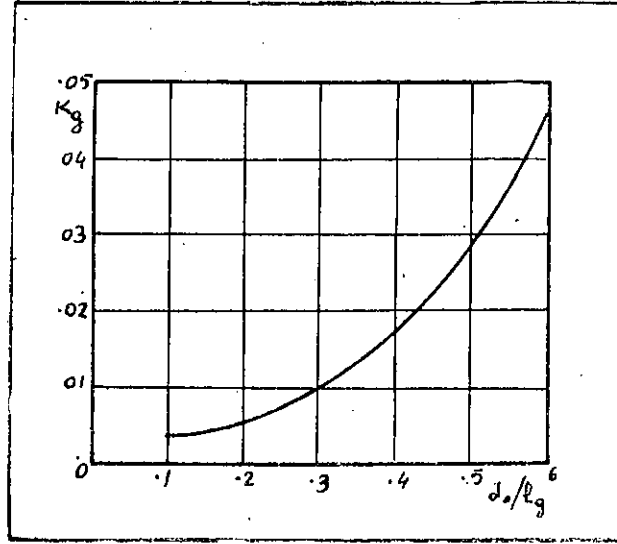
Bu denklem, deneylerin sonuçlarına göre kurulmuş, pratik bir formülünden ibarettir ve (b_g) ve (l_g) yerine motor beşiklerine ait değerler konarak, motor beşiklerine de uygulanır. Bu denklemdeki (K_g) parametresinin değeri, ortalama kanat veteri (1/4) noktasının, gövde üzerindeki yeriyle bağıntılı olup, kanat (1/4) noktasının gövde burnundan olan izafi uzaklığı (d_0/l_g) nin fonksiyonu olarak, deneysel sonuçlara göre, (Şekil: 110) 'da gösterilmiştir.

Bu suretle, gövdenin (veya motor beşiklerinin) statik uzunlamasına kararlılığa tesiri, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\left[\frac{dC_m}{dC_z} \right]_g = K_g \cdot \frac{b_g^2 \cdot l_g}{a_K \cdot S \cdot c} \quad (24)$$

Gövdenin ve motor beşiklerinin statik uzunlamasına kararlılığa tesirini tâyin etmek için, statik denge bahsindeki usul de uygulanır. Bu usulde, (22) denklemindeki (a_c) yerine, kanat, gövde ve motor beşik-

rinden ibaret aracın aerodinamik merkezinin, kanat hücum kenarından olan izafi uzaklığını gösteren, (denklem — 12), (a_e') değerini koymak kâfidir.



(Şekil: 110)

Yatay kuyruk yüzeyinin statik uzunlamasına kararlılığa tesiri, çok önemlidir ve bu tesir:

$$C_{NH} = \frac{dC_{NH}}{d\alpha_H} \cdot \alpha_H$$

$$\alpha_H = \alpha_K - \varepsilon + i_H - i_K$$

$$\frac{dC_{NH}}{dC_z} = \frac{dC_{NH}}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{dC_z}$$

$$\frac{d\alpha_H}{dC_z} = \frac{d\alpha_K}{dC_z} - \frac{d\varepsilon}{dC_z}$$

$$\frac{d\varepsilon}{dC_z} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha_K} \cdot \frac{d\alpha_K}{dC_z}$$

$$\frac{dC_{NH}}{d\alpha_H} = a_H \quad \text{ve} \quad \frac{dC_z}{d\alpha_K} = a_K$$

bağıntıları dikkate alınarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\left[\frac{dC_m}{dC_z} \right]_H = - \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left[1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha_K} \right] \quad (25)$$

Böylece, bir uçağın uzunlamasına statik karrallık vasfı, (21), (24) ve (25) denklemleri yardımıyla etüt ve tâyin edilir.

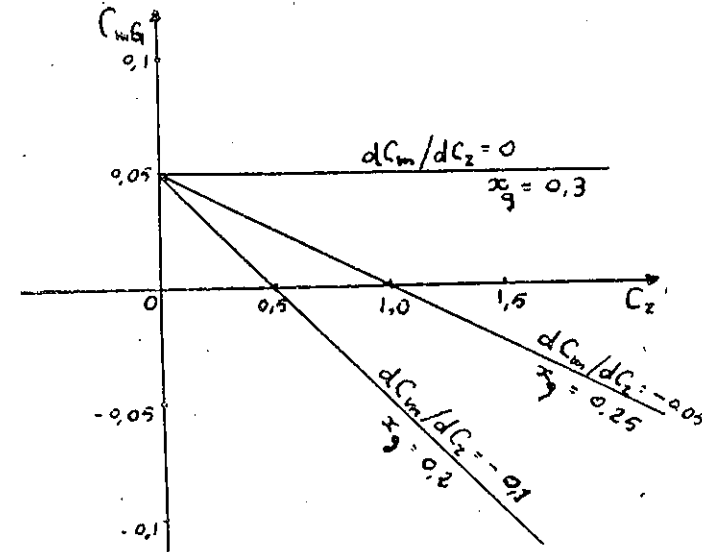
14.4. — Tarafsız nokta.

Yukardaki etütlerin neticesi olarak, verilen bir uçağın, süzülüş uçuşunda ve sabit dümen halinde, statik uzunlamasına kararlılığını tâyin eden denklem, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$\frac{dC_{mG}}{dC_z} = \frac{x_0}{c} + \left[\frac{dC_m}{dC_z} \right]_g - \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left[1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha_K} \right] \quad (26)$$

Bu denklem, verilen bir uçak için, belli bir (dC_{mG}/dC_z) değeri verir. Bundan önceki paragrafta da bildirildiği gibi, uçak ağırlık merkezi yerinin, kanat terimindeki tesiri önemlidir; buna karşılık, gövde ve yatay kuyruk terimindeki tesiri, ihmâl edilecek kadar küçüktür.

Ağırlık merkezi yerinin, bir uçağın toplam yunuslama momentine tesiri, (Şekil: 111) de açıklanmıştır. Bu şekilde görüldüğü gibi, ağırlık



(Şekil: 111)

merkezinin yeri değiştiğinde, $C_z = 0$ haline ait C_{mG} noktasından çıkan düz doğrultulardan ibaret olan ($C_{mG} - C_z$) eğrilerinin (dC_{mG}/dC_z) eğimi değişir. Uçağın ağırlık merkezi geriye kaydıkça, eksi işaretli olan bu türevin, nümerik değeri küçülür ve nihayet sıfır olur. Bu durumda,

$dC_{mG}/dC_z = 0$ olup, uçak, devamlı kararlılık halindedir. Ağırlık merkezinin bu konumuna, "tarafsız nokta" adı verilir. Böylece, tarafsız nokta, bir uçağın statik uzunlamasına karakterini muhafaza ederek, ağırlık merkezinin en geri konumunu tâyin eder.

Tarafsız noktanın, kanat hücum kenarından olan uzaklığı, kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak, (N_0) ile gösterilir. Tarafsız noktanın kanat aerodinamik merkezinden olan uzaklığı, (26) denkleminde $dC_{mG}/dC_z = 0$ şartına göre, tâyin edilir:

$$\left(\frac{x_0}{c}\right)_{N_0} = -\left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_g + \frac{a_H}{a_K} \eta_H \cdot v_H \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K}\right)$$

Neticede :

$$N_0 = a_c + \left[\frac{x_0}{c}\right]_{N_0} = a_c - \Delta_g - \Delta_b + \frac{a_H}{a_K} \eta_H \cdot v_H \left[1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K}\right]$$

denklemi yazılır. Verilen bir uçak için (N_0) bilindiğinde, uçak ağırlık merkezinin kanat hücum kenarından olan her hangi bir (x_g) izafi konumuna ait statik uzunlamasına kararlılık karakteri, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\frac{dC_{mG}}{dC_z} = x_g - N_0 \quad (27)$$

Böylece, bir uçağın statik uzunlamasına kararlılığı, kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak ifade edilen, uçak ağırlık merkezi ile tarafsız noktası arasındaki izafi uzaklığa eşittir.

14.5. — Güç sistemi tesirleri.

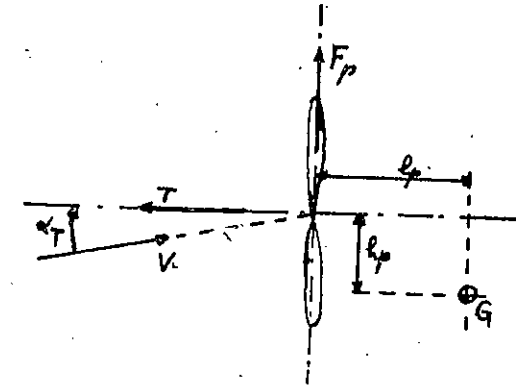
Yukardaki paragraflarda, uçağın süzülüş uçuşuna ait statik uzunlamasına kararlılık vasıfları etüt edilmiştir. Güç sisteminin tesirleri, önemli olmakla beraber, bunları analitik olarak ifade etmek için, yeterli bilgi mevcut değildir. Bu yüzden, güç sistemi tesirleri, nitelik bakımından açıklanmış ve basit pratik usuller verilmiştir.

Pervaneli uçaklar halinde, güç sisteminin statik uzunlamasına kararlılığı tesirleri, iki sınıfa ayrılır :

- (1) Güç sisteminin hasıl ettiği kuvvetlerden doğan doğru tesirler;
- (2) Aratesirlerden doğan vasıtalı tesirler.

Bir pervane, eksenini uçuş hızı doğrultusuna paralel olduğunda, yalnız bir çekme verir. Pervane eksenini hız doğrultusu ile bir (σ_p) açısı teşkil ettiğinde, serbest hava akımı pervane eksenini doğrultusuna zor-

landığundan, hareket miktarı değişimi dolayısıyla, çekmeden başka, pervane düzleminde ve pervane eksenine dikey bir kuvvet hasıl eder. Bu



(Şekil: 112)

iki kuvvet, (Şekil: 112) 'de şematik olarak gösterilmiştir. Çekmenin ve dikey kuvvetin, uçak ağırlık merkezi etrafındaki momentleri toplamı (M_p) , aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$M_p = T \cdot h_p + F_p \cdot l_p \quad (28)$$

Bir pervaneli güç sisteminin hasıl ettiği bu yunuslama momentinin, uçağın statik uzunlamasına kararlılık vasıflarına tesirini etüt etmek için, (T) ve (F_p) kuvvetlerinin hücum açısı veya (C_z) ile değişimlerini bilmek ve bundan başka, kanat önündeki yukarıya saptırmayı da hesaba katmak lâzımdır.

Pervane eksenini uçuş hızına paralel olduğunda, dikey kuvvetin tesiri sıfırdır. Pervane eksenini uçuş hızıyla bir açı teşkil ettiğinde, çekme sıfır olduğu halde dahi, dikey kuvvetten doğan tesir vardır.

Pervane rüzgârının kanat, gövde ve yatay kuyruktaki aratesirlerinin, uçağın kararlılık vasıflarına tesiri, daha az önemli olmamakla beraber, basit ve doğru olarak hesaplanamaz. Kanat ve gövdeye ait vasıtalı tesirleri, küçük olduklarından, ihmâl etmek mümkündür. Yatay kuyruk yüzeyi, pervane rüzgârı içinde bulunduğu, bu yüzeyin hücum açısı ve (η_H) parametresinin değeri değişir.

Pervane tesirlerini hesaplamak için, bu hususla ilgili parametreler, her özel halde, deneylerle tâyin edilmelidir. Bir önproje hesaplarında, aşağıdaki basit usul uygulanır:

Bu usul, süzülüş uçuşunda tâyin edilen tarafsız noktayı, pervane te-

sirlerini hesaba katmak maksadıyla, (ΔN_0) kadar öne doğru kaydırmaktan ibaret olup, muhtelif tip uçaklar için (ΔN_0) değerleri, (c) 'nin yüzdesi olarak, aşağıda verilmiştir:

Bir motorlu av uçağı :	$\Delta N_0 =$	4
İki motorlu orta taşıt :	$=$	8
İki motorlu bombardıman :	$=$	6
Dört motorlu uçaklar :	$=$	10

Tepkili güç sistemi ihtiva eden uçaklar halinde, güç sisteminin, statik uzunlamasına kararlılığa tesirleri, şunlardan ibarettir:

- (1) Çekme tesiri;
- (2) Hava alğıındaki dikey kuvvet tesiri;
- (3) Kuyruktaki endüvi akım tesiri.

Çekmenin, uçak ağırlık merkezi etrafındaki momentine ait katsayı, aşağıdaki denklemle tarif edilir :

$$(C_m)_T = T \cdot h_T / (q \cdot S \cdot \bar{c})$$

İvmesiz yatay uçuşta, $q = \frac{W/S}{C_z}$ bağıntısı hesaba katılarak, $(C_m)_T$ nin ifadesi, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$(C_m)_T = \frac{T \cdot h_T}{W \cdot \bar{c}} \cdot C_z \quad (29)$$

Tepkili uçaklarda çekme, takribi olarak, hızdan bağımsız olduğundan, çekmenin statik uzunlamasına kararlılığa tesiri, aşağıdaki denklemle ifade edilir :

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_T = \frac{T \cdot h_T}{W \cdot \bar{c}} \quad (30)$$

Çekme doğrultusu, uçak ağırlık merkezinin altında bulunduğu, (h_T) artı işaretli olduğundan, çekmenin tesiri, kararsızlık yönünde olacaktır.

Hava alğı eksen ve uçuş hızı arasında (α_i) gibi bir açı bulunduğu, serbest hava akımı bu eksen boyunca hareket etmeğe zorlandığından, hareket miktarı değişimi dolayısıyla, hava alğı düzleminde ve çekme doğrultusuna dikey bir kuvvet (N_i) hasıl olur. Tepkili motorun hava sarfiyatı, $(w, \text{Kg/sn})$ ile gösterilerek, bu dikey kuvvet için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$N_i = \frac{w}{g} \cdot \frac{\alpha_i}{57,3} \cdot V$$

(w) , uçuş hızıyla değişir; fakat (w) 'yi sabit kabul etmekle yapılan hata, çok küçüktür.

Hava alğıındaki dikey kuvvetin, uçak ağırlık merkezi etrafındaki momentine ait katsayı:

$$(C_m)_{N_i} = \frac{N_i \cdot l_i}{q \cdot S \cdot \bar{c}}$$

olup, bu kuvvetin uçak statik uzunlamasına kararlılığına tesiri:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_{N_i} = \frac{2 \cdot w \cdot l_i}{57,3 \cdot g \cdot S \cdot V \cdot \bar{c}} \cdot \frac{d\alpha_i}{dC_z} \quad (31)$$

denklemleriyle etüt ve tâyin edilir. Bu işlem, her özel hal için, $(d\alpha_i/dC_z)$ değerinin deneylerle tâyini gerektirir.

Kuyruktaki endüvi akımın tesiri, yatay kuyruk yüzeyinin ekzos lülesine nazaran yerile bağıntılıdır. Tepkili uçakların kuyruk yüzeyleri, yüksek sıcaklıktaki ekzos gazlarından, emniyetli bir uzaklıkta bulunmalıdır. Eğer ekzos lülesi kuyruğun gerisinde ise, endüvi akımın tesiri sıfırdır. Eğer ekzos lülesi kuyruğun altında ise, ekzos gazlarının anaforlu akımı, etrafındaki düzgün akımı içine çekerek, kuyruktaki hava akımını bozar ve yatay kuyruk yüzeyinin hücum açısını değiştirerek, uçağın statik uzunlamasına kararlılık karakterine tesir eder. Bu tesir, her özel hal için, deneylerle tâyin edilmelidir.

Tepkili uçaklar halinde, güç sisteminin kararlılığa tesirleri, mevcut uçaklara ait değerlere göre, aşağıdaki tarzda özetlenir:

(1) Çekme tesiri; çekme doğrultusunun, uçak ağırlık merkezinden olan uzaklığıyla bağıntılıdır.

(2) Hava alğıındaki dikey kuvvet tesiri; $(dC_m/dC_z)_{N_i}$ nin değeri, 0,01 ile 0,04 arasındadır.

(3) Kuyruktaki endüvi akım tesiri; $(dC_m/dC_z)_E$ nin değeri, 0,04 civarındadır.

14.6. — Statik uzunlamasına kararlılık (serbest dümen hali).

Bir uçağın statik uzunlamasına kararlılığının pilot tarafından hissedilmesine yarayan diğer bir faktör, yükselti dümeni veya leviye serbest iken elde edilen bir denge durumunda, hızı değiştirmek için gerekli ku-

manda kuvvetidir. Yükselti dümeni, hız sıfır iken, kendi ağırlığı tesiriyle menteşesi etrafında açısal bir durum alır. Hızın sıfırdan farklı olduğu normal uçuşta, serbest bırakılan yükselti dümeni, yüzeylerine gelen hava basıncının dağılışına göre, rüzgâr yatağında veya rüzgâra karşı dalgalanır. Bu basınç dağılışıdan doğan aerodinamik kuvvet, (bölüm - 31) de görülmüş olduğu gibi, dümenin menteşe eksenine etrafında, bir menteşe momenti hasıl eder. Yükselti dümeni, menteşe momenti tesiriyle, menteşesi etrafında hareket ederek, uçağın uzunlamasına denge ve kararlılık vasıflarını değiştirir.

Bir uçağın statik uzunlamasına kararlılığının, serbest dümen halindeki bu değişimi, pek tabii olarak, yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momentiyi ve yükselti dümeninin menteşe momentiyiyle bağıntılıdır.

Bir dümenin menteşe momenti ve bununla ilgili karakteristikleri, (bölüm-13) 'de etüt edilmiş olup, menteşe momenti katsayısı, aşağıdaki denklemle ifade edilir :

$$C_h = \alpha \cdot C_{h\alpha} + \delta \cdot C_{h\delta}$$

Yatay kuyruk yüzeyinin verilen bir hücum açısında hasıl olan momenti, ($C_{h\alpha}$) parametresiyle bağıntılıdır. Yükselti dümeni, bu suretle açısal bir hareket alır ve ($C_{h\delta}$) parametresi tesiriyle değişen basınç dağılışı, dümenin ilk hareketini önlemeğe çalışır. Bu iki parametrenin tesirleri birbirini tamamen karşıladığında, menteşe momenti sıfırdır ve bu hale ait dümen açısına, «dümen yüzme açısı» adı verilir ve bu açı (δ_y) ile gösterilir. Yukardaki denklemde, $C_h = 0$ yazdıktan sonra, bu denklemin (δ) için çözerek, (δ_y) hesaplanır:

$$\delta_y = - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \cdot \alpha_H \quad (32)$$

Yükselti dümeni yüzme açısının, yatay kuyruk yüzeyi hücum açısıyla değişimi :

$$\frac{d\delta_y}{d\alpha_H} = - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \quad (33)$$

denkleminle ifade edilir.

Havacılıkta, bütün dümenlerin yüzme temayülünün, mümkün olduğu kadar, sıfıra yakın bir değere indirilmesi istenir. Bu maksatla, ($C_{h\alpha}$) sıfır olmalıdır. Aynı zamanda, bilhassa yüksek hızlı büyük uçaklarda, ($C_{h\delta}$) parametresi de küçük olmalıdır.

Bir uçağın serbest dümen haline ait statik uzunlamasına kararlılık vasıflarını etüt etmek için, sabit dümen halindeki kararlılığı tâyin eden

(dC_{mG}/dC_z) ifadesine, serbest dümen tesirlerini ilâve etmek lâzımdır. Bu tesir, pek tabii olarak, yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momentine ait terimde yer alır.

Yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momenti katsayısı, paragraf 14.2'de görüldüğü gibi, aşağıdaki denklemle ifade edilir :

$$(C_m)_H = - C_{zH} \cdot \eta_H \cdot v_H \quad (15)$$

Uçağın toplam yunuslama momentinin, yükselti dümeni açısıyla değişimi, ($dC_{mG}/d\delta$) türevile tâyin edilir ve bu türev, aşağıdaki denklemle ifade edilir :

$$\frac{dC_{mG}}{d\delta} = - \frac{dC_{zH}}{d\delta} \cdot \eta_H \cdot v_H \quad (34)$$

Denklemlerin yazılışını basitleştirmek için, bu türev, ($C_{m\delta}$) ile gösterilir.

Serbest dümen tesiri, $\left[C_{m\delta} \cdot \frac{d\delta_y}{dC_z} \right]$ den ibaret olup, bir yandan (33) ve (34) denklemlerini ve diğer yandan :

$$\frac{dC_{zH}}{d\delta} = a_H \cdot \tau \quad \text{ve} \quad \frac{d\alpha_H}{dC_z} = \frac{1}{a_K} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K} \right)$$

bağıntılarını hesaba katarak, aşağıdaki denklem elde edilir :

$$\left(\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right)_{\text{tes}} = \frac{a_H}{a_K} \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \cdot \eta_H \cdot v_H \cdot \tau \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K} \right) \quad (35)$$

Bu ifade, sabit dümen hali için paragraf 14.3'de bulunan (26) denklemin ilâve edilerek, serbest dümen haline ait statik uzunlamasına kararlılık ifadesi elde edilir:

$$\left(\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right)_{\text{ser}} = \frac{x_0}{c} + \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_g - \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K} \right) \cdot \left(1 - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \cdot \tau \right) \quad (36)$$

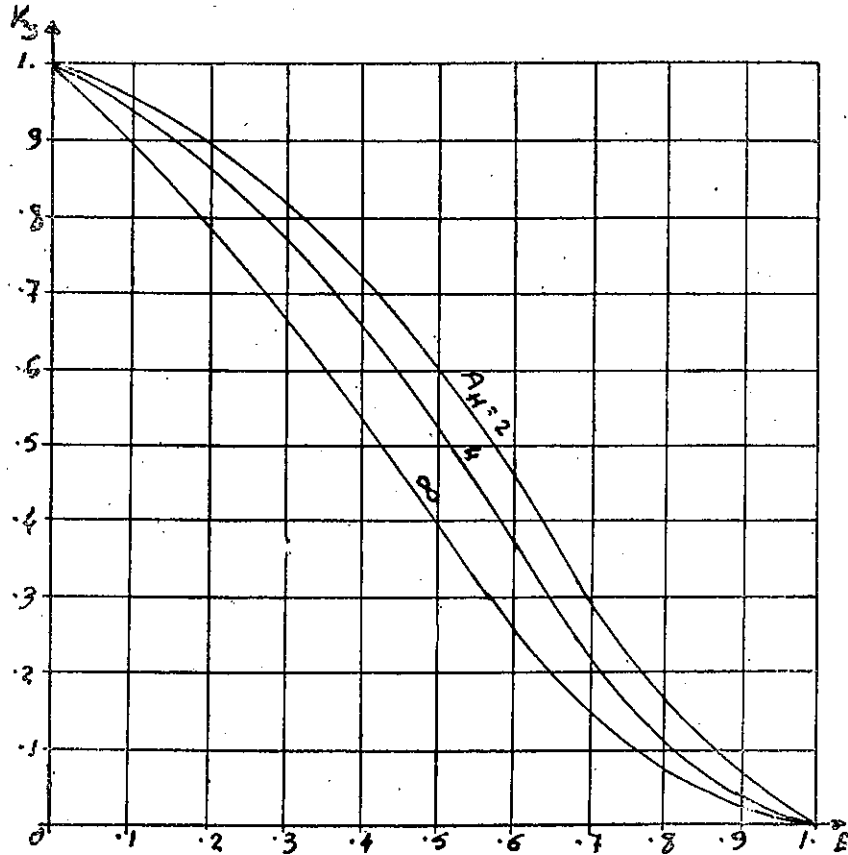
Serbest dümen kararlılık şartı, sabit dümen kararlılık denkleminde yatay kuyruk yüzeyine ait terime :

$$\left(1 - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \cdot \tau \right)$$

çarpanını ilâve etmiştir. Bu çarpan, (K_s) ile gösterilir. (K_s), dümen veterinin yatay kuyruk yüzeyi veterine oranı ($E = c_d/c_H$) nın fonksiyonu olarak, yatay kuyruk yüzeyinin muhtelif açıklık oranları için, (Şekil: 113) 'de gösterilmiştir.

Serbest dümen haline ait tarafsız noktanın, kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak, kanat hücum kenarından olan izafi uzaklığı, tarafsız noktanın tarifine göre, aşağıdaki denklemle tayin edilir.

$$(N_0)_{ser} = a_c - \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_g + \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K} \right) \cdot K_s \quad (37)$$



(Şekil: 113)

Sabit dümen ve serbest dümen hallerine ait tarafsız noktalar arasındaki izafi uzaklık, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\Delta N_0 = \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K} \right) (1 - K_s) \quad (38)$$

Veya, (K_s) yerine açık ifadesi konarak ve (34) denklemi dikkate alınarak;

$$\Delta N_0 = \frac{C_{m\delta}}{a_K} \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_K} \right) \quad (39)$$

denklemini elde edilir.

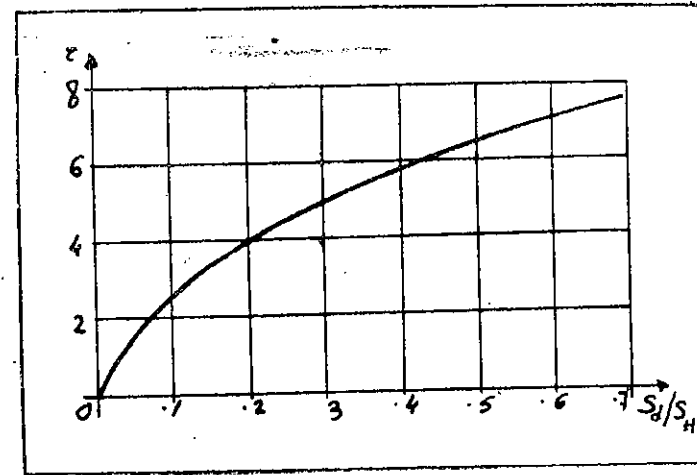
14.7. — Dümen gücü.

Bir dümenin oynatılması halinde, sabit yüzeyin taşıma katsayısında hasil olan değişim, (bölüm - 13, paragraf - 13.2) de etüt edilmiş bulunmaktadır. Yükselti dümeninin oynatılması, uçak ağırlık merkezi etrafında, bir ek yunuslama momenti hasil ederek, uçağın toplam yunuslama momenti katsayısını değiştirir.

Toplam yunuslama momenti katsayısının, dümenin bir derecelik hareketine tekabül eden değişimine, "dümen gücü" adı verilir ve dümen gücü, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\frac{dC_{mG}}{d\delta} = -a_H \cdot \eta_H \cdot v_H \frac{d\alpha_H}{d\delta}$$

Burada $(d\alpha_H/d\delta)$ türevi, (Bölüm - 13) de görülmüş olduğu gibi, dümen tesir parametresinden ibaret olup, (τ) ile gösterilir. (τ) , dümen alanı (S_d) nin yatay kuyruk yüzeyi toplam alanı (S_H) ya oranının fonksiyonu-



(Şekil: 114)

dur. (S_d) , yükselti dümeninin menteşe eksenindeki kısmının alanıdır. (τ) nun, (S_d/S_H) oranıyla değişimi, deneysel sonuçlara göre, (Şekil: 114) de gösterilmiştir.

Uçağın ivmesiz yatay uçuştaki denge durumuna ait taşıma katsayısının, yükselti dümeni açısıyla değişimi, aşağıdaki denklemle etüt ve tâyin edilir.

$$C_{mG} = C_{m0} + \frac{x_0}{c} C_z + (C_m)_g - (\alpha_K - \varepsilon + i_H - i_K + \tau \cdot \delta) a_H \cdot \eta_H \cdot v_H \quad (40)$$

Yükselti dümeni hareketinin tesiri, bu denklemdeki $(\tau \cdot \delta)$ terimiyle ifade edilmiştir. Uçağın statik uzunlamasına kararlılık karakterinin, yükselti dümeninin açısız hareketiyle değişmediği kabul edilir. Sabit güçlü uçuş halinde, bu faraziye tamamen doğru değildir. Bununla beraber, yüksek güçlü uçuşlarda, bunu kabul etmekle yapılan hata, emniyet tarafındadır.

Bir uçağın, muhtelif yükselti dümeni açılarına ait, $C_{mG} = f(C_z)$ eğrileri yardımıyla, her (C_z) ye tekabül eden denge dümen açısı tâyin edildikten sonra, statik uzunlamasına denge şartını gerçekleyen $\delta = f(C_z)$ eğrisi çizilerek, normal uçuşlara ait değerler için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$\delta = \delta_0 + \frac{d\delta}{dC_z} \cdot C_z \quad (41)$$

Bu denklemde (δ_0) , sıfır taşımaya ait yükselti dümeni açısını göstermektedir. Statik denge için, $C_{mG} = 0$ şartından, (40) denklemi yardımıyla, $(d\delta/dC_z)$ ve (δ_0) hesaplanır:

$$\delta = \frac{C_{m0} + \frac{x_0}{c} C_z + (C_m)_g - (\alpha_H - \varepsilon + i_H - i_K) a_H \cdot \eta_H \cdot v_H}{a_H \cdot \eta_H \cdot v_H} \quad (42)$$

$$\frac{d\delta}{dC_z} = \frac{\frac{x_0}{c} + dC_m/dC_z - \frac{a_H}{a_K} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha_K}\right) \cdot \eta_H \cdot v_H}{a_H \cdot \eta_H \cdot v_H (d\alpha_H/d\delta)} \quad (43)$$

Bu sonuncu denklemin payı, (dC_{mG}/dC_z) den ve paydası, $(-C_{m\delta})$ dan ibarettir:

$$\frac{d\delta}{dC_z} = - \frac{dC_{mG}/dC_z}{dC_m/d\delta} \quad (44)$$

Yukardaki (42) denklemde, $C_z = 0$ koymak ve bu halde $(C_m)_g = 0$ olduğunu dikkate almak suretiyle, (δ_0) nın ifadesi bulunur:

$$\delta_0 = \frac{C_{m0} - (\alpha_{z0} + i_H - i_K) a_H \cdot \eta_H \cdot v_H}{-dC_m/d\delta} \quad (45)$$

$$\delta_0 = - \frac{C_{m0}}{C_{m\delta}} - \frac{\alpha_{z0} + i_H - i_K}{\tau} \quad (46)$$

Verilen bir dümen gücü halinde, yükselti dümeni açısının, statik denge durumuna ait taşıma katsayısıyla değişimi, (44) denklemi gereğince, (dC_{mG}/dC_z) nin, yâni uçak ağırlık merkezinin tarafsız noktadan olan uzaklığının fonksiyonudur. Uçak ağırlık merkezi tarafsız noktada bulunduğu, $dC_{mG}/dC_z = 0$ olduğundan, bu halde $d\delta/dC_z = 0$ dır.

Bir yükselti dümeni, mümkün bütün hücum açılarında, uçağın statik uzunlamasına dengesini muhafaza etmeğe yeter olmalıdır. Uçağın ağırlık merkezi öne doğru kaydıkça, uçağın kararlılık değeri arttığından, denge elde etmek için, daha büyük dümen açısı gerekecektir. Sınır şart olarak, bir yükselti dümeni, C_{zmak} da denge temin etmeğe yeter güçte olmalıdır.

Bu suretle, yükselti dümeninin yukarıya doğru maksimum açısı, maksimum taşıma katsayısında, dengeyi sağlamalıdır. Bu şart, uçak ağırlık merkezinin ön sınırını tâyin eder. Bu takdirde, (41) denklemi, $(d\delta/dC_z)$ yerine (44) denklemiyle verilen ifadesi konarak, C_{zmak} için, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$\left(\frac{dC_{mG}}{dC_z}\right)_{mak} = (\delta_0 - \delta_{mak}) \cdot \frac{dC_m/d\delta}{C_{zmak}} \quad (47)$$

Bir uçağın statik uzunlamasına kararlılık değeri, süzülüş uçuşunda, güçlü hale nazaran, daha büyük olduğundan, ağırlık merkezinin ön sınırı, süzülüş haline göre tâyin edilir.

Yukardaki etütlerde uçağın yeter bir yükseklikte uçuş yaptığı ve hava akımının, yerin yakınlığından müteessir olmadığı kabul edilmiştir.

Normal tip uçaklarda, bilhassa iniş sırasında olduğu gibi, yerin yakınlığı, uçağın etrafındaki hava akımına ve dolayısıyla, uçağın uzunlamasına denge ve kararlılık vasıflarına tesir eder. En büyük tesir, kuyruktaki kanat saptırmasının azalmasıdır ve bunun neticesi, yatay kuyruk yüzeyinin hücum açısı büyür ve verilen bir (C_z) değerinde dengeyi muhafaza etmek için, daha büyük dümen açısı gerekir.

Ağırlık merkezinin ön sınırı, yükselti dümeninin yukarıya doğru maksimum açısının, C_{zmak} değerinde denge sağlaması şartına göre tâyin edildiğinden, yükselti dümeni için en kritik şart, yer civarında ve C_{zmak} da denge sağlamaktan ibaret olacaktır. C_{zmak} da denge elde etmeğe gerekli yükselti dümeni açısını, yer tesirini de hesaba katarak, tâyin et-

mek için, çok takribî bir usul kuyruktaki kanat saptırmasının, yer tesiriyle, yüzde 50 azaldığını kabul etmektir:

$$\varepsilon_y = 0,5 \varepsilon$$

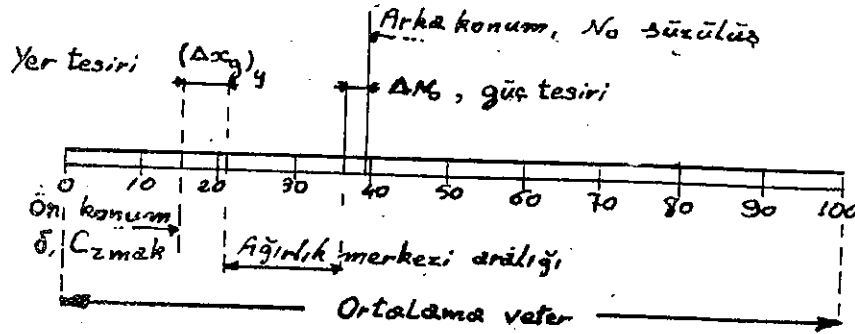
Yükselti dümeni açısının, yer tesiriyle değişimi:

$$(\Delta\delta)_y = \frac{\Delta\varepsilon}{\tau}$$

olup, uçak ağırlık merkezi ön sınırının, yer tesiriyle değişimi, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$(\Delta x_g)_y = (\Delta\delta)_y \cdot \frac{dC_m/d\delta}{C_{zmak}} \quad (48)$$

Yükselti dümeninin yukarıya doğru maksimum açısı için bu suretle tayin edilen değere, 5° bir tolerans ilâve edilmelidir.



(Şekil: 115)

Uçak ağırlık merkezinin, ön ve arka sınırları ve kullanılan ağırlık merkezi aralığı, (Şekil: 115) de gösterilmiştir.

14.8. — Yükselti dümeni kumanda kuvveti.

Yükselti dümeni kumanda kuvveti, Bölüm - 13 (paragraf - 13.3) de incelenmiş olduğu gibi, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$F_e = -G \cdot C_h \cdot S_d \cdot c_d \cdot q_H$$

Burada, menteşe momenti katsayısı (C_h) yerine, fletner açısı (β) ve $\partial C_h / \partial \beta = C_{h\beta}$ olmak üzere, yükselti dümeninin fletner ihtiva ettiği genel hale ait:

$$C_h = a \cdot C_{hz} + \delta \cdot C_{h\delta} + \beta \cdot C_{h\beta}$$

ifadesi konarak:

$$F_e = -G \cdot S_d \cdot c_d \cdot q_H (\alpha_H \cdot C_{hz} + \delta \cdot C_{h\delta} + \beta \cdot C_{h\beta}) \quad (49)$$

denklemini elde edilir.

Diğer yandan:

$$\alpha_H = \alpha_K - \varepsilon + i_H - i_K = \frac{C_z}{a_K} \left[1 - \frac{d\varepsilon}{da_K} \right] + i_y$$

$$\delta = \delta_0 \quad \frac{C_z}{C_{m\delta}} \left[\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right]_{sab}$$

bağıntıları vardır. Bu bağıntılar ve ivmesiz yatay uçuşta $C_z = \frac{W/S}{q}$ olduğu hesaba katılarak ve:

$$K = -G \cdot S_d \cdot c_d \cdot q_H$$

$$K_h = C_{hz} \cdot i_y + C_{h\delta} \cdot \delta_0$$

koyarak, kumanda kuvveti için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$F_e = K \cdot \frac{\rho}{2} V^2 (K_h + C_{h\beta} \cdot \beta) - K \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left[\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right]_{ser} \quad (50)$$

Hızın, yükselti dümeni kumanda kuvvetine tesiri, yukardaki denklemde görüldüğü gibi, yalnız birinci terimdedir ve bu tesir, genel olarak, kararlılık değerinden bağımsızdır. Yükselti dümeni kumanda kuvveti, hızın fonksiyonu olarak grafikte gösterildiğinde, birinci terim, hızın karesiyle orantılı bir kuvvet ve ikinci terim, hızdan bağımsız sabit bir kuvvet verir. İkinci terim, ağırlık merkezinin verilen bir konumu için, serbest dümen kararlılık halinde, sabit ve eksi (çekme) kuvvet verir.

Bir uçağın, leviye bırakılarak verilen bir hızda dengede olması için ($F_e = 0$), yukardaki (50) denkleminin birinci teriminde yer alan ve fletner tesirini ifade eden ($C_{h\beta} \cdot \beta$) terimi kullanılır. Bu denklem, $F_e = 0$ halinde hız yerine (V_{den}) konarak, fletner tesiri için, aşağıdaki ifade bulunur:

$$C_{h\beta} \cdot \beta = \frac{2 \cdot W/S}{\rho \cdot V_{den}^2} \cdot \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right)_{ser} - K_h$$

Bu ifade, (50) denkleminde yerine konarak, kumanda kuvveti için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$F_e = K \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right)_{ser} \cdot \left(\frac{V^2}{V_{den}^2} - 1 \right) \quad (51)$$

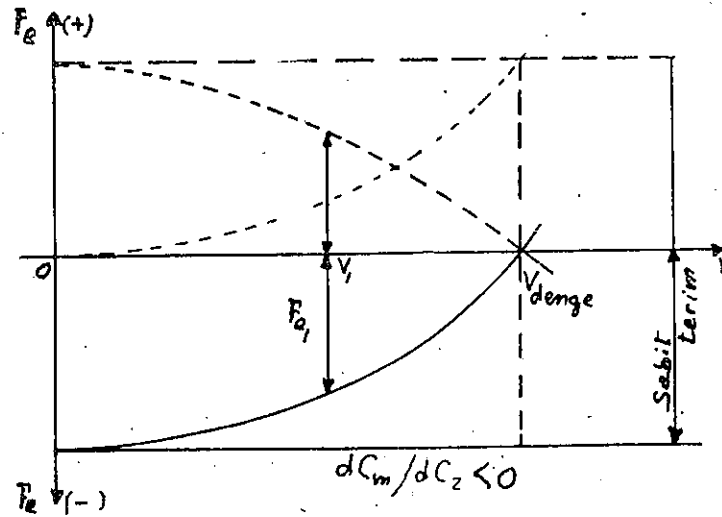
Kumanda kuvvetini hızın fonksiyonu olarak gösteren eğrinin eğimi:

$$\frac{dF_e}{dV} = 2 \cdot K \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right)_{ser} \cdot \frac{V}{V_{den}^2}$$

olup, bu denklem, $V = V_{den}$ halinde, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$\frac{dF_e}{dV} = 2 \cdot K \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{C_{h\delta}}{C_{hm}} \left(\frac{dC_{mG}}{dC_z} \right)_{ser} \cdot \frac{1}{V_{den}} \quad (52)$$

Verilen bir (V_1) hızında, kumanda kuvveti (F_{e1}) olsun. Bu hızda denge elde etmek ($F_e = 0$) için, fletner tesiri, (F_{e1}) e eşit, fakat ters yönde bir kuvvet hasil etmelidir. Serbest dümen kararlılık halinde,



(Şekil: 116)

(Şekil: 116) da görüldüğü gibi, (F_{e1}) eksidir; bu sebeple, bir artı kumanda kuvvetine lüzum vardır. Fletner, $F_e = -G \cdot H_m$ bağıntısı gereğince, bir eksi menteşe momenti hasil etmek üzere, aşağıya doğru (artı) bir açı alarak, yükselti dümenini yukarıya doğru hareket ettirmelidir.

(dF_e/dV) türevi, pilotun uzunlamasına kararlılığı hissetmesinde esas faktör olup, çok önemlidir. Bunun değeri büyük olduğunda, uçuş hızını değiştiren diğer faktörlerin tesiri önlenmiş olup, pilotun uçağı dengede tutması kolaylaşır ve verilen bir denge hızını muhafaza etmek için, pilot tarafından büyük bir dikkat gerektirmez.

Dümen kumanda sistemi mekanizmasındaki sürtünmeler, kararlılığın pilot tarafından hissedilmesini maskeleyecek derecede büyük olmalıdır.

Tatbikat: Bir uçağın geometrik ve aerodinamik vasıfları verilmiş olup, aşağıdaki uçuş şartlarına ait değerlerin tâyini istenmektedir:

1) Bu uçağın, 3000 m yükseklikte ($\sigma = 0,742$) ve 360 Km/Saat sabit hızla yatay uçuşta uzunlamasına dengede olması için, yatay kuyruk yüzeyi açısı (i_y) nin değeri ne olmalıdır?

2) Bu uçağın, ($i_y = -4^\circ$) için, deniz seviyesinde ve denge durumunda, ivmesiz yatay uçuş hızının değeri nedir?

3) Bu uçağın, sabit dümen ve serbest dümen hallerine ait tarafsız noktalarının, yüzde $\bar{c}$ olarak, konumları nelerdir?

4) Bu uçağın, (1) deki uçuş şartlarında ve serbest dümen halinde dengede olması için, (i_y) nin değeri ne olmalıdır?

5) Bu uçak, (i_y) nin (1) de tâyin edilen değeriyle, 3000 m yükseklikte ve 270 Km/Saat sabit hızla yatay uçuşta denge durumunu muhafaza etmesi için, gerekli dümen açısı ve kumanda kuvvetinin değerleri nedir?

Verilen malûmat: $W = 7950$ Kg, $S = 51,5$ m², $b = 20$ m, $A = 7,75$, kanat profili: $C_{m0} = -0,007$, $C_{x_{min}} = 0,0067$, $a_c = 0,23$, $e = 0,88$, $a_K = 0,079$ l/d°, kanat sivrilik oranı = 1/2, uçak ağırlık merkezinin yeri, kanat hücum kenarından 0,27 $\bar{c}$ geride ve kanat sıfır taşıma doğrultusundan 0,05 $\bar{c}$ yukarda, $\Delta_g = 0,03$, $\Delta_b = 0,04$ (iki motor beşiği için), $\epsilon = 0,4 \alpha_K$, $S_H = 12,45$ m², $S_d = 3,75$ m², $l_H = 8,54$ m, $A_H = 3,6$, $\eta_H = 0,9$, $c_d = 0,56$ m, $G = 0,25$, $a_H = 0,06$, $C_{hx} = -0,007$, $C_{h\delta} = -0,013$.

Çözümü:

1) Verilen uçuş şartına ait taşıma katsayısı: $C_z = \frac{W/S}{q}$ denkleminde hesaplanır: $C_z = 0,333$ bulunur.

Kanat yunuslama momenti katsayısını veren (11) denklemindeki sabit terimlerin değerleri, verilen malûmata göre şunlardır:

$$\frac{z_0}{c} = -0,05, \quad \frac{x_0}{c} = 0,04, \quad \frac{z_0}{c} \left(\frac{1}{\pi \cdot e \cdot A} - \frac{1}{57,3 \cdot a_K} \right) = 0,0087$$

Böylece:

$$(C_{mG})_{K,g} = -0,00734 + 0,11 C_z + 0,0087 C_z^2$$

yazılır ve $C_z = 0,333$ için, $(C_{mG})_{K,g} = 0,0303$ bulunur.

Verilen malûmata göre; $v_H = 0,81$, $\eta_H = 0,9$ ve $1 - \frac{\epsilon}{\alpha_K} = 0,6$ olup,

$i_y = 0$ halinde, yatay kuyruk yunuslama momenti katsayısı (18) denleminden hesaplanır:

$$(C_{mG})_H = -\frac{0,06}{0,079} \cdot 0,9 \cdot 0,81 \cdot 0,6 \cdot C_z = -0,332 \cdot C_z = -0,1106$$

Diğer yandan; $a_H \cdot \eta_H \cdot v_H = 0,0437$ olup, toplam yunuslama momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_{mG} = -0,00734 + 0,11 C_z + 0,0087 C_z^2 - 0,332 C_z - 0,0437 \cdot i_y$$

Bu denklem, $C_z = 0,333$ için, denge halinde $C_{mG} = 0$ yazılarak:

$$i_y = -0,0803/0,0437 = -1,83 \text{ derece bulunur.}$$

2) $i_y = -4^\circ$ halinde, uçağın toplam yunuslama momenti katsayısı için, (C_z') terimi ihmal edilerek, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_{mG} = -0,00734 - 0,222 C_z + 0,1748$$

Denge halinde, $C_{mG} = 0$ olup, yukardaki denklemden; $C_z = 0,754$ bulunur. Deniz seviyesinde C_z nin bu değeriyle yatay uçuşta hız:

$$V = 4 \cdot \sqrt{\frac{W/S}{C_z}} = 57,2 \text{ m/s veya } 205 \text{ Km/Saat hesaplanır.}$$

3) Bir uçağın sabit dümen haline ait tarafsız noktasının, kanat hücum kenarından olan uzaklığı, kanat ortalama veterinin yüzdesi olarak, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$N_0 = a_c - \Delta_g - \Delta_b + \frac{a_H}{a_K} \cdot \eta_H \cdot v_H \left(1 - \frac{\varepsilon}{\alpha_K}\right)$$

Tetkik edilen uçağa ait nümerik değerler, yukardaki denklemde yerlerine konarak:

$$(N_0)_{sab} = 0,482 \text{ bulunur.}$$

Serbest dümen halinde, yukardaki denklemin yatay kuyruk yüzeyine ait olan sonuncu terimi, (K_s) çarpanı alır. $K_s = 1 - (C_{hz}/C_{h\delta}) \cdot \tau$ olup, tetkik edilen uçak için $S_d/S_H = 0,8$ olduğundan (Şekil: 114) den $\tau = 0,5$ okunur. Böylece, $K_s = 0,731$ olup, neticede:

$$(N_0)_{ser} = 0,403 \text{ bulunur.}$$

4) Bir uçağın serbest dümen halinde toplam yunuslama momenti katsayısı, sabit dümen halinde bu katsayıyı veren denklemin, yatay kuyruk yüzeyi tesirini ifade eden sonuncu terimine (K_s) çarpanı ilâve edi-

lerek hesaplanır. Böylece, tetkik edilen uçağın serbest dümen haline ait yunuslama momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_{mG} = -0,00734 + 0,11 C_z - 0,243 C_z - 0,032 \cdot i_y$$

Verilen uçuş şartında $C_z = 0,333$ olduğundan, yukardaki denklem $C_{mG} = 0$ yazıldıktan sonra, i_y için çözülerek:

$$(i_y)_{ser} = -1,61 \text{ derece bulunur.}$$

5) Tetkik edilen uçağın, toplam yunuslama momenti katsayısı, yükselti dümeni tesirini de ihtiva etmek üzere, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$C_{mG} = -0,00734 + 0,11 C_z + 0,0087 C_z^2 - 0,332 C_z - 0,0437 \cdot i_y - 0,0437 \cdot \tau \cdot \delta$$

Burada, $i_y = -1,83$ derecedir ve verilen uçuş şartı için, $C_z = 0,59$ bulunur. Yukarda tâyin edilmiş olduğu gibi, $\tau = 0,5$ olup, denge için $C_{mG} = 0$ şartından:

$$\delta = -7,33 \text{ derece bulunur.}$$

Yükselti dümeni kumanda kuvveti, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$F_e = -G \cdot C_h \cdot S_d \cdot c_d \cdot q_H$$

Verilen uçuş şartında, biraz önce hesaplandığı üzere, $C_z = 0,59$ dir. Yatay kuyruk yüzeyi hücum açısının ifadesi:

$$\alpha_H = \frac{C_z}{a_K} \left[1 - \frac{\varepsilon}{\alpha_K}\right] + i_y$$

olup, tetkik edilen uçak ve uçuş şartı için $\alpha_H = 2,65$ derece bulunur.

Diğer yandan, menteşe momenti katsayısının ifadesi:

$$C_h = \alpha_H \cdot C_{h\alpha} + \delta \cdot C_{h\delta}$$

olup, verilen malûmata göre: $C_h = 0,07674$ bulunur. Verilen uçuş şartında, $q_H = 239$ hesaplanır. Hesaplanan değerleri ve verilen malûmatı yukardaki denklemde yerlerine koyarak, kumanda kuvveti için:

$$F_e = -9,6 \text{ Kg bulunur.}$$

Kumanda kuvvetinin eksi işaretli olması, bu kuvvetin bir çekme kuvveti olduğunu ifade eder.

UZUNLAMASINA KARARLILIK VE KUMANDA VASIFLARI

Problemler:

1. — Bir uçağın geometrik ve aerodinamik vasıfları aşağıda verilmiştir: $W = 39.000 \text{ Kg}$, $S = 152 \text{ m}^2$, $b = 37,5 \text{ m}$, $S_H = 32 \text{ m}^2$, $l_H = 8,65 \text{ m}$, kanat profili: NACA - 23015, $a_K = 0,098$, $A = 9$, $a_e = 0,239$, $C_{m0} = -0,008$, $C_{x\min} = 0,0067$; Uçak ağırlık merkezi, $x_g = 0,22$; $\Delta_g = 0,04$, $\Delta_b = 0,06$ (4 motor), $A_H = 3,6$, $\varepsilon = 0,3 \alpha$, $q_H = q$; profil aerodinamik merkezi, sıfır taşıma doğrultusundan, $0,06 \cdot \bar{c}$ yukardadır.

Bu uçağın, 4000 m yükseklikte ($\sigma = 0,6686$), $V = 240 \text{ Km/Saat}$ sabit hızda statik uzunlamasına dengede olması için, sabit dümen halinde, (iy) ne olmalıdır?

2. — Problem (1)deki uçağın, sabit dümen ve serbest dümen taraf-sız noktalarını tâyin ediniz.

3. — Bir uçağın aşağıdaki vasıfları verilmiştir:

$W = 600 \text{ Kg}$, $S = 10 \text{ m}^2$, $b = 8 \text{ m}$, $A = 6$, $S_H = 1,8 \text{ m}^2$, $S_d = 0,875 \text{ m}^2$, $l_H = 4,27 \text{ m}$, $A_H = 4$, $\Delta_g = 0,03$, $q_H = q$, $\varepsilon = 0,35 \alpha$, uçak ağırlık merke-zinin yeri $x_g = 0,30$; kanat, dik dörtgen, profil, NACA - 4412, $a_K = 0,098$, $C_{m0} = -0,088$, $C_{x\min} = 0,0071$, profil aerodinamik merkezi; $a_e = 0,242$ aerodinamik merkez ve uçağın ağırlık merkezi, sıfır taşıma doğrultusu-nun, $0,02 \cdot \bar{c}$ üstündedir.

Bu uçağın, deniz seviyesinde $V = 150 \text{ Km/Saat}$ sabit hızda statik uzunlamasına dengede olması için, (iy) ne olmalıdır?

4. — Problem (3)deki uçağın, sabit dümen ve serbest dümen taraf-sız noktalarını tâyin ediniz.

5. — Bir uçak için aşağıdaki malûmat verilmiştir:

$W = 1450 \text{ Kg}$, $S = 20 \text{ m}^2$, $A = 6$, $S_H = 3,4 \text{ m}^2$, $l_H = 4,42 \text{ m}$, $A_H = 2,9$, $S_d = 1,9 \text{ m}^2$, $\bar{c}_H = 1,08 \text{ m}$, $\bar{c}_d = 0,6 \text{ m}$; kanat aerodinamik vasıfları: $C_z = 0,074 \alpha$, $C_x = 0,009 + 0,056 \cdot C_z^2$, $C_p = 0,25 + 0,068/C_z$; Uçak ağırlık merke-zinin, kanat sıfır taşıma doğrultusuna paralel olarak, hücum kenarın-dan uzaklığı $= 71 \text{ cm}$, sıfır taşıma doğrultusuna dikey uzaklığı, yukarıya doğru, 61 cm ve $\bar{c} = 203 \text{ cm}$ dir.

(a) Kanat yunuslama momenti katsayısını, (C_z) nin fonksiyonu ola-

rak gösteren eğriyi çiziniz. (b) $iy = 0$ ve $q_H = 0,8q$ farzederek, yatay kuyruk yüzeyi yunuslama momenti katsayısını, (C_z) nin fonksiyonu ola-rak çiziniz. (c) Bu uçağın, deniz seviyesinde $V = 150 \text{ Km/Saat}$ sabit hız-da, statik uzunlamasına dengede olması için, (iy) nin değerini tâyin ediniz?

6. — Menteşe momenti parametrelerinin değerleri aşağıda verilmiş olan bir yükselti dümenine ait menteşe momenti katsayısının, dümen açısıyla, değişimini, $\alpha_H = 10^\circ, 5^\circ, 0^\circ, -5^\circ$ ve -10° için, grafikte gösteriniz. Bu dönmenin, yüzme açısını tâyin ediniz.

$$C_{hz} = -0,006 \quad C_{h\delta} = -0,01$$

7. — Bir uçağın aşağıdaki vasıfları verilmiştir:

$W/S = 98 \text{ Kg/m}^2$, $S = 47,5 \text{ m}^2$, $S_H = 11,1 \text{ m}^2$, $l_H = 9,15 \text{ m}$, $b = 19,5 \text{ m}$, $\bar{c} = 2,65 \text{ m}$, $S_V = 7,8 \text{ m}^2$, $b_H = 7,3 \text{ m}$, $i_K = 2^\circ$, $i_H = 0^\circ$, $\eta_H = 0,9$, $a_e = 0,24$, $a_K = 0,10$, $C_{m0} = -0,01$, $\alpha_{z0} = -3^\circ$, $e = 0,80$, $C_{x(\text{uçak})} = 0,025$, $b_g = 2,4 \text{ m}$, $h_1 = 3 \text{ m}$, $h_2 = 2,1 \text{ m}$, $l_g = 17 \text{ m}$. Ağırlık merkezi -nin yeri, $x_g = 0,30$.

Bu uçağın, sabit dümen ve serbest dümen tarafsız noktalarını tâyin ediniz.

8. — Problem (7)deki uçağın, ağırlık merkezi $x_g = 0,35$ de bulun-duğunda, $C_z = 0,5$ halinde statik uzunlamasına dengede olması için, ya-tay kuyruk yüzeyinin tesbit açısı (i_H) ne olmalıdır?

9. — Bir plânörün geometrik ve aerodinamik vasıfları aşağıda ve-rilmiştir: kanat profili NACA - 23015, $A = 8$, $a_e = 0,24$, yatay kuyruk yü-zeyi profili NACA - 0009, $A_H = 4$, $v_H = 0,6$, $\eta_H = 0,9$, $d\varepsilon/d\alpha = 0,4$, $\Delta_g = 0,08$, $S_d/S_H = 0,35$, $C_{hz} = -0,003$ ve $C_{h\delta} = -0,0055$.

Bu plânörün, sabit dümen ve serbest dümen tarafsız noktalarını tâ-yin ediniz.

10. — Bir uçağın aşağıdaki geometrik ve aerodinamik vasıfları ve-rilmiştir: $a_H = 0,08$, $\alpha_{z0} = -2^\circ$, $i_K = 0^\circ$, $i_H = 1^\circ$, $d\varepsilon/d\alpha = 0,5$, $S_d = 1,4 \text{ m}^2$, $\bar{c}_d = 0,46 \text{ m}$, $\eta_H = 0,9$, $N_0 = 0,35$, $W/S = 195 \text{ Kg/m}^2$, $\delta_0 = -3^\circ$, $G = 0,625$, $C_{m0} = -0,012$, $C_{hz} = -0,002$, $C_{h\delta} = -0,005$

(a) Bu uçağın, ağırlık merkezi yeri $x_g = 0,20$ olduğuna göre, $C_{h\delta} = -0,006$ kabul ederek (fletner), $V = 270$ ve 450 Km/Saat hızlar için, ku-manda kuvvetinin, fletner açısı (β) ile değişimini gösteren eğrileri çiziniz.

(b) Aynı uçağın, yukarda çizilen eğriler yardımıyla, kumanda kuv-vetinin hızla değişimini tâyin ediniz.

BÖLÜM — 15

YOL VE YANLAMASINA KARARLILIK VE KUMANDA VASIFLARI

15.1. — Konu ve genel düşünceler.

Bundan önceki bölmede, izâfi rüzgâr simetri düzlemi içinde iken, uçağın yanlama eksenini etrafındaki hareketi ve bununla ilgili denge, kararlılık ve kumanda vasıfları etüt edilmiş bulunmaktadır. Bu bölümde, izâfi rüzgârın simetri düzlemi dışına çıkması halinde, uçakta hasıl olan sapma ve yalpa hareketleri ve uçağın, bunlarla ilgili kararlılık ve kumanda vasıfları etüt edilmiştir. Uçak, simetrik bir cisim gibi tasavvur edildiğinden, simetri düzleminde bulunan (z) ve (x) eksenleri etrafında, konstrüksiyonu gereğince, dengededir. Bu bakımdan, bir uçağın bu iki eksene nazaran dengesi, ayrıca incelenecek bir konu teşkil etmez.

Burada ilk önce, uzunlamasına kararlılık bahsinde olduğu gibi, güçsüz hal tetkik edilmiş ve güç sisteminin tesirleri ayrıca etüt edilmiştir.

Bir uçak, yatay uçuşta iken yana yattığında, düşeye nazaran eğilen taşıma, bir yanlama kuvvet bileşeni verir ve bir yanlama hızı hasıl eder. Bu takdirde, izâfi rüzgâr, uçağın simetri düzlemi dışına çıkar. Uçak uzunlama ekseninin izâfi rüzgârla teşkil ettiği açıya, «sapma açısı» denir ve bu açı, (ψ) ile gösterilir. Rüzgâra bağlı eksen takımı dikkate alındığında, izâfi rüzgârın uçak uzunlama eksenini teşkil ettiği açıya, «yan kayış» denir ve bu açı, (β) ile gösterilir. (ψ) ve (β) açıları, aynı nümerik değere maliktir, fakat işaretleri terstir:

$$\psi = -\beta$$

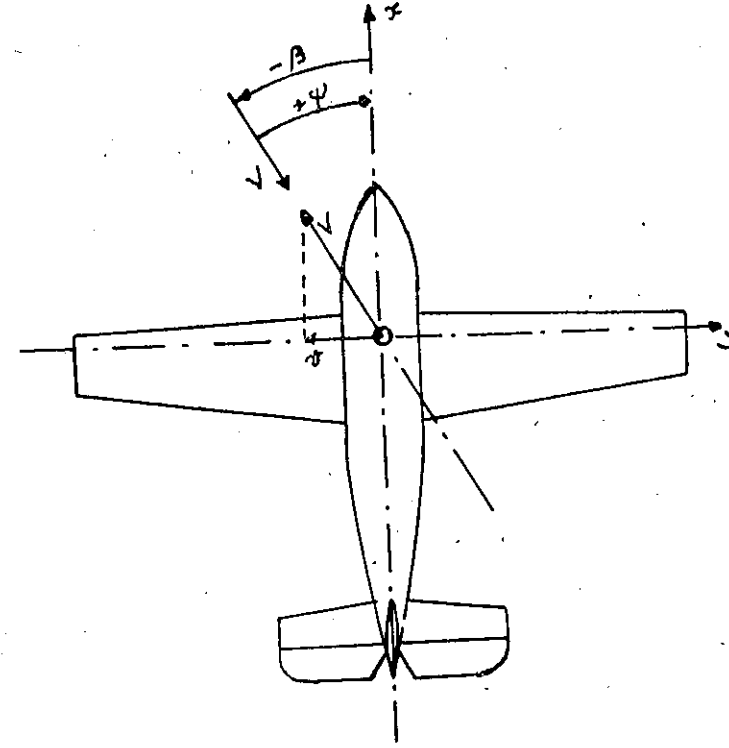
(ψ) açısı, Bölüm - 12, paragraf (12.1) de açıklanmış olduğu üzere, uçağın burnu, izâfi rüzgârın sağında bulunduğu anda, (artı) işaretlidir.

İzâfi rüzgâr hızının, uçağın yanlama eksenini doğrultusundaki bileşeni, yan rüzgârdan (veya yankayı hızından) ibaret olup, (v) ile gösterilir. Yankayı hızı, (V) ve (ψ) ile bağıntılıdır:

$$\psi = -\arctan v/V$$

Yankayı hızı, yukarıda açıklandığı gibi, bir yatıştan ve keza simet-

risiz güç şartlarından, yönelti dümeninin oynatılmasından veya bu üç halin bir terkiibinden hasıl olur.



(Şekil: 117)

Uçkata bir açısal sapma hızı, ilerde görüleceği gibi, yalpa momentleri hasıl eder ve, karşılıklı olarak, bir açısal yalpa hızı, sapma momentleri verir. Bu karşılıklı tesirlere, «çapraz tasirler» adı verilir.

Bu bölümde, sıra ile, yol kararlılığı ve kumandası, yanlama kararlılık ve kumanda vasıfları ve çapraz tesirler etüt edilmiştir.

15.2. — Yol kararlılık vasıfları.

Bir uçak, bir yankayı aldığında, uçağın ağırlık merkezinden geçen düşey eksenini etrafında, bir sapma momenti hasıl olur ve sapma momenti, (N) ile gösterilir. Sapma momenti, sapma açısını küçültecek bir yönde olduğunda, yâni uçağın uzunlama eksenini izâfi rüzgâr yatağına getirmeğe çalıştığında, uçak, «statik yol kararlılık» karakterini haizdir; aksi halde, uçak, yol bakımından kararsızdır.

Bir uçağın yol kararlılık vasıfları, aşağıdaki denklemle tarif edilen sapma momenti katsayısının, sapma açısıyla (veya yankayışla) değişimini etüt ederek tâyin edilir:

$$C_n = N/q \cdot S \cdot b \quad (1)$$

Bir uçağın statik yol kararlılığı, statik uzunlamasına kararlılık gibi, sapma momenti katsayısının (ψ) veya (β) açısıyla değişimini ifade eden ($dC_n/d\psi$) veya ($dC_n/d\beta$) türeviyle tâyin edilir. Uçağın statik yol kararlılık karakterini haiz olması için, $dC_n/d\psi < 0$ veya $dC_n/d\beta > 0$ olmasıdır.

Bir uçağın net statik yol kararlılığı, uçağın muhtelif parçalarından müteessir olur. Burada, ilk önce, her parçanın tesiri ayrı ayrı etüt edilmiş ve sonra, bu tesirler toplanarak, uçağın net yol kararlılık karakteri etüt edilmiştir.

Bir kanat, yankayış halinde, ok açısından doğan bir sapma momenti hasil ederek, uçağın yol kararlılığına tesir eder. Kanadın diyedir açısından doğan tesir, çok az olup, genel olarak, ihmâl edilir.

Bir kanadın ok açısı, kanadın bir referans doğrusunun yanlama eksen doğrultusu ile teşkil ettiği açıdır; referans doğrultusu olarak, kanat kesitleri veterlerinin hücum kenarından itibaren veterin dörtte birindeki noktalarının geometrik yerinden ibaret olan, «çeyrek veter hattı» alınır. Ok açısı, (Λ) ile gösterilir ve arkaya doğru (artı) kabul edilir.

Bir yankayış halinde, izafi rüzgâr hızının çeyrek veter hattına dikey bileşeni, ok açılı bir kanadın sağ ve sol yarılarında, aynı değildir. Bu hız bileşeni, (Şekil: 118) de görüldüğü gibi, bir artı (ψ) halinde, izafi rüzgâra nazaran ileriye çıkan sol yarı kanatta, daha büyüktür. Bu sebeple, sağ ve sol yarı kanatların sürüklemeleri eşit değildir ve neticede, bir sapma momenti hasil olur. Artı ok açılı bir kanat halinde, sağ yarı kanada ait sürüklemenin, uçak ağırlık merkezinden geçen düşey eksen etrafındaki momenti, yarı kanat geometrik merkezinin uçak simetri düzleminden uzaklığını ($\bar{y}$) ile göstererek:

$$(N)_{\text{sağK}} = X_{\text{sağK}} \cdot \bar{y} = C_x \cdot \bar{y} \cdot \frac{S}{2} \cdot q \cdot \cos^2(\psi + \Lambda)$$

ve sol kanada ait moment:

$$(N)_{\text{solK}} = X_{\text{solK}} \cdot \bar{y} = C_x \cdot \bar{y} \cdot \frac{S}{2} \cdot q \cdot \cos^2(\psi - \Lambda)$$

olup, kanadın net sapma momenti, bu iki momentin farkından ibarettir:

$$N_K = (N)_{\text{sağK}} - (N)_{\text{solK}}$$

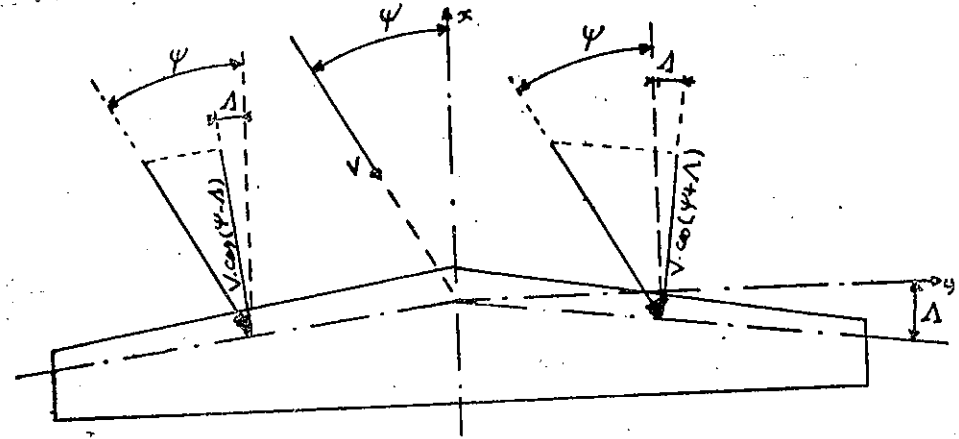
$$N_K = C_x \cdot \bar{y} \cdot \frac{S}{2} \cdot q \cdot \cos^2(\psi + \Lambda) - C_x \cdot \bar{y} \cdot \frac{S}{2} \cdot q \cdot \cos^2(\psi - \Lambda)$$

Bu ifade basitleştirilerek:

$$N_K = -C_x \cdot \bar{y} \cdot \frac{S}{2} \cdot q (4 \cdot \cos \Lambda \cdot \sin \Lambda \cdot \cos \psi \cdot \sin \psi)$$

veya, sapma açısı küçük olduğunda, takribî olarak, $\cos \psi \cong 1$ ve $\sin \psi \cong \psi$ (radyan) yahut $\sin \psi = \psi/57,3$ koyarak, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$N_K = -\frac{2 \cdot \bar{y} \cdot C_x \cdot S \cdot q \cdot \psi}{57,3} \cdot \sin \Lambda \cdot \cos \Lambda = -\frac{\bar{y} \cdot C_x \cdot S \cdot q \cdot \psi}{57,3} \cdot \sin 2 \Lambda$$



(Şekil: 118)

Bu denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot b$) ile bölerek, kanat sapma momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$(C_n)_K = \frac{N_K}{q \cdot S \cdot b} = -C_x \cdot \frac{\bar{y}}{b} \cdot \frac{\psi}{57,3} \cdot \sin 2 \Lambda \quad (2)$$

Kanadın, yol kararlılığına tesiri, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\frac{dC_{nK}}{d\psi} = -C_x \cdot \frac{\bar{y}}{b} \cdot \frac{\sin 2 \Lambda}{57,3} \quad (3)$$

Verilen bir uçak için, b , $\bar{y}$ ve Λ konstrüksiyonla malumdur. Kanat ok açısından doğan sapma momenti, C_x ve ψ ile doğru orantılıdır. Artı ok açılı kanat halinde, (ψ) nin artı değerleri için, kanat sapma momenti eksidir; yâni ok açılı bir kanadın tesiri, kararlılık yönündedir.

Bir ok açılı kanadın yol kararlılığına tesiri, mevcut uçaklara ait deneysel sonuçlara göre, aşağıdaki pratik formül yardımıyla da hesaplanır:

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_K = -0.00006 (\Lambda^0)^{1/2} \quad (4)$$

Bir gövde, yankayış halinde, büyük yan yüzeye malik olması dolayısıyla, uçağın statik yol kararlılığında önemli bir tesir hasıl eder. Gövdenin yol kararlılığına tesiri, intizamsız biçimi dolayısıyla, kolayca tahmin edilemez; fakat bu tesir, ihmâl de edilemez.

Bir elipsoyit etrafındaki mükemmel akışkan akımını esas alan teorik etütlere göre, gövdenin yol kararlılığına tesiri, onun yan görünüşteki boyutlarıyla bağıntılıdır. Elipse benzeyen bir dik keside ve akımsal bir biçime malik bir gövdenin, yol kararlılığına tesirini ifade eden, $dC_{ng}/d\psi$ türevinin değeri, gövdenin burnundan itibaren uzunluğunun dörtte bir noktasında, takribî olarak, sıfırdır. Uçağın ağırlık merkezi, gövde uzunluğunun buradan itibaren dörtte bir noktasının önünde bulunduğunda, gövde, uçak ağırlık merkezi etrafında yol bakımından kararlılık yönünde bir tesir verir. Uçağın ağırlık merkezi bu dörtte bir noktanın gerisinde bulunduğunda, gövdenin tesiri kararsızlık yönündedir.

Gövdenin, yankayış halinde, hasıl ettiği sapma momenti (N_g), dinamik basınçla ve gövdenin hacmile (dik kesit alanı . uzunluk) orantılıdır:

$$N_g = (C_{ng})_v \cdot q \cdot A_d \cdot l_g$$

Burada $(C_{ng})_v$, gövdenin (v) yan rüzgâr tesirine ait sapma momenti katsayısıdır. Kanat geometrik boyutlarına nisbet edilmiş gövde sapma momenti katsayısı (C_{ng}), aşağıdaki denklemle tarif edilir:

$$C_{ng} = \frac{(N_g)_v}{q \cdot S \cdot b} = (C_{ng})_v \cdot \frac{q \cdot A_d \cdot l_g}{q \cdot S \cdot b} \quad (5)$$

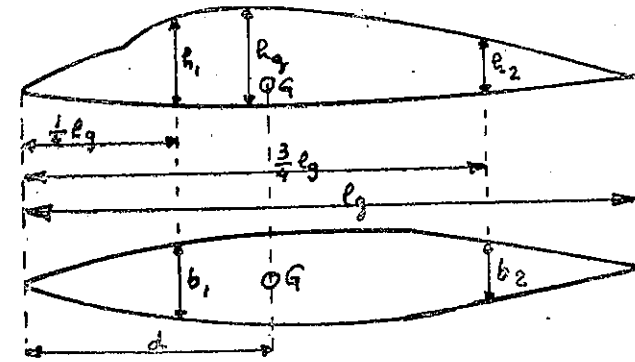
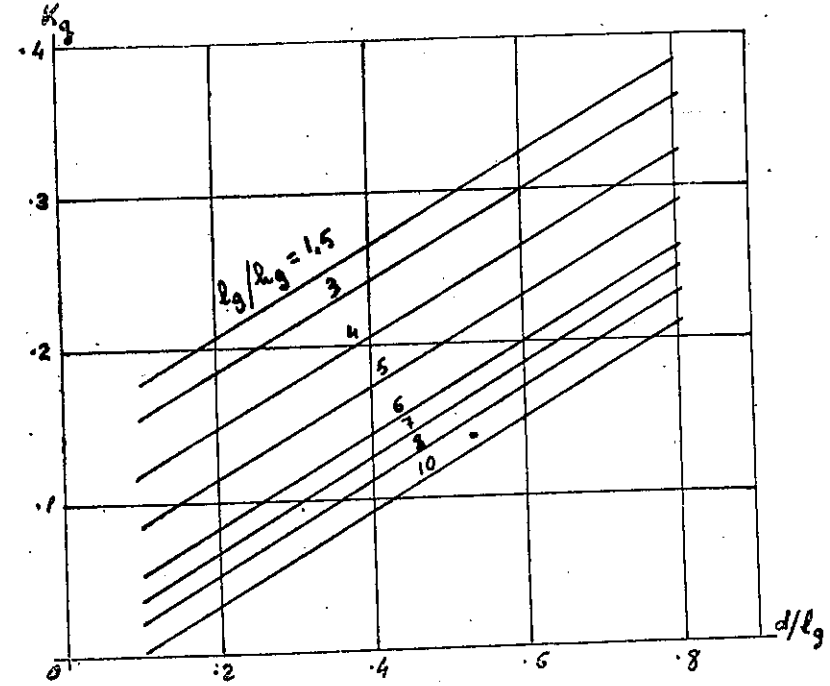
(C_{ng}) katsayısı, sapma açısının fonksiyonudur ve uçak ağırlık merkezinin gövde ön ucundan olan izâfî uzaklığı (d/l_g) ve gövdenin incelik oranı (l_g/h_g) ile bağıntılıdır.

Gövde sapma momenti katsayısı (C_{ng}) nin, (ψ) ile değişimi, deneysel sonuçlara göre ve iyi bir takribiyetle, aşağıdaki formül yardımıyla hesaplanır:

$$\frac{dC_{ng}}{d\psi} = 0.96 \cdot \frac{K_g}{57.3} \cdot \frac{S_g}{S} \cdot \frac{l_g}{b} \left(\frac{h_1}{h_2}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{b_2}{b_1}\right)^{1/3} \quad (6)$$

Bu denklemdeki terimlerin anlamları ve (K_g) parametresinin, muhtelif gövde incelik oranları için, (d/l_g) ile değişimi, (Şekil: 119) da gösterilmiştir.

Kanat ve gövde terkininin yol kararlılığına tesiri, bu iki elemanın ayrı



(Şekil: 119)

ayrı tesirleri toplamından farklıdır. Bu fark, kanatla gövde arasındaki aratesirden doğar ve hafifçe kararlılık yönündedir. Bu aratesir farkı,

(Δ_1) ile gösterilir ve bunun ortalama değeri ($-0,0001$) olup, kanadın gövdeye nazaran yerine göre değişir. Kanat, gövdenin üst kenarında bulunduğu anda:

$$\Delta_1 = -0,0002$$

gövdenin ortasında bulunduğu anda:

$$\Delta_1 = -0,0001$$

ve gövdenin alt kenarında bulunduğu anda:

$$\Delta_1 = 0$$

alınır.

Bir uçağın gövdesi, genel olarak, komple uçağın ağırlık merkezinin gövde ön ucundan uzaklığı, gövde uzunluğunun yüzde 30 ilâ 50 si arasında bulunacak tarzda yerleştirilir. Bu itibarla, gövdenin tesiri, genel olarak, kararsızlık yönündedir. Gövdenin arka kısmına, sırt veya karın tarafına, ilâve edilen küçük açıklık oranlı ufak yüzeyler, büyük yankayışlarda, gövdenin kararlılığını artırır.

Gövdenin, yol bakımından önemli olan, kararsızlık tesirlerini önlemek için, gövdenin arka tarafına bir «düşey kuyruk yüzeyi» ilâve edilir.

Düşey kuyruk yüzeyi, iki parçadan mürekkep olup, birincisi uçağa nazaran sabittir ve «düşey stabilize» adını alır; diğeri, düşey stabilizeye menteşli ve pilot yerindeki pedallara bir kumanda sistemiyle bağlı bulunan, «yönelti dümeni» dir.

Düşey kuyruk yüzeyi, gövdeye nazaran sabit bir durumda, yankayışta bu yüzeye gelen bileşke aerodinamik kuvvet dolayısıyla, düşey kuyruk yüzeyi sapma momentinden ibaret (N_V) bir moment hasıl ederek, uçağın statik yol kararlılığını temin eder. Kumanda sistemi yardımıyla yönelti dümeni oynatılarak, bir ilâve sapma momenti hasıl edilir ve bu suretle, uçağın (z) eksenini etrafında bir açısal hareketine imkân sağlanır.

Düşey kuyruk yüzeyi, statik yol kararlılığının esas kaynağını teşkil eder. Bir düşey kuyruk yüzeyinin, yankayış halinde, hasıl ettiği aerodinamik kuvvetin uçak simetri düzlemine dikey bileşeni, Bölüm - 12 de kabul edilern işaretleme tarzına göre, uçağın sağ tarafına doğru yönelmiş olduğunda, (artı) kabul edilir. Düşey kuyruk yüzeyi, veterler düzlemi düşey olan bir profilden ibaret olup, bir artı sapma açısı halinde, artı bir hücum açısına maliktir ve artı bir dikey kuvvet bileşeni verir. Böylece, veterler düzlemi uçak simetri düzlemine paralel olan bir düşey kuyruk yüzeyinin hücum açısı (α_V), uçağın sapma açısına eşittir:

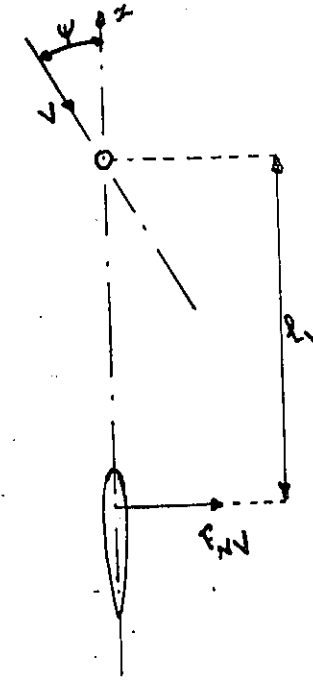
$$\alpha_V = \psi = -\beta$$

Bir düşey kuyruk yüzeyinin taşıması, (ψ) nin $\pm 12^\circ$ arasındaki değerleri için, bu yüzeye gelen bileşke aerodinamik kuvvetin dikey bileşenine eşit kabul edilir.

Düşey kuyruk yüzeyinin, uçak ağırlık merkezi etrafında hasıl ettiği sapma momenti, (Şekil: 120) den, aşağıdaki tarzda hesaplanır:

$$N_V = F_{NV} \cdot l_V$$

Burada (l_V), düşey kuyruk yüzeyi aerodinamik merkezinin uçak ağırlık merkezinden olan uzaklığı olup, kabul edilen işaretleme tarzına göre, eksidir; böylece, bir artı sapma açısı halinde, dikey kuvvet artı olur.



(Şekil: 120)

duğundan, düşey kuyruk yüzeyinin sapma momenti eksidir. Hesaplarda (l_V) uzunluğu, uçağın geometrik bir boyutu gibi kabul edilerek, düşey kuyruk yüzeyinin sapma momenti, aşağıdaki denkleme ifade edilir:

$$N_V = - F_{NV} \cdot l_V \quad (7)$$

Yankayış küçük olduğunda, düşey kuyruğun dikey kuvveti taşımasına eşit kabul edilerek, düşey kuyruk yüzeyinin alanı (S_v) ve bu yüzeydeki izâfi rüzgâr hızına ait dinamik basınç (q_v) ile gösterilerek ve (C_{zv}), düşey kuyruk yüzeyinin taşıma katsayısını göstermek üzere, dikey kuvvet için, aşağıdaki ifade yazılır:

$$F_{NV} = -C_{zv} \cdot q_v \cdot S_v$$

Diğer yandan, genel bir usul olarak, düşey kuyruk yüzeyi simetrik bir profile malik olduğundan:

$$C_{zv} = \alpha_v \cdot \frac{dC_{zv}}{d\alpha_v}$$

olup, $\alpha_v = \psi$ bağıntısı dikkate alınarak, neticede:

$$N_v = -\psi \cdot \frac{dC_{zv}}{d\psi} \cdot q_v \cdot S_v \cdot l_v \quad (8)$$

Bu denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot b$) ile bölerek, kanat boyutlarına nisbet edilmiş düşey kuyruk yüzeyi sapma momenti katsayısının ifadesi elde edilir:

$$C_{nv} = -\psi \cdot \frac{dC_{zv}}{d\psi} \cdot \frac{q_v \cdot S_v \cdot l_v}{q \cdot S \cdot b}$$

Burada, yatay kuyruk yüzeyi için olduğu gibi, (q_v/q) oranına, «düşey kuyruk verimi» denir ve (η_v) ile gösterilir ve ($S_v \cdot l_v / S \cdot b$) oranına da, «düşey kuyruk hacim parametresi» denir ve (v_v) ile gösterilir. Böylece, düşey kuyruk yüzeyi sapma momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$C_{nv} = -\psi \cdot \frac{dC_{zv}}{d\psi} \cdot \eta_v \cdot v_v \quad (9)$$

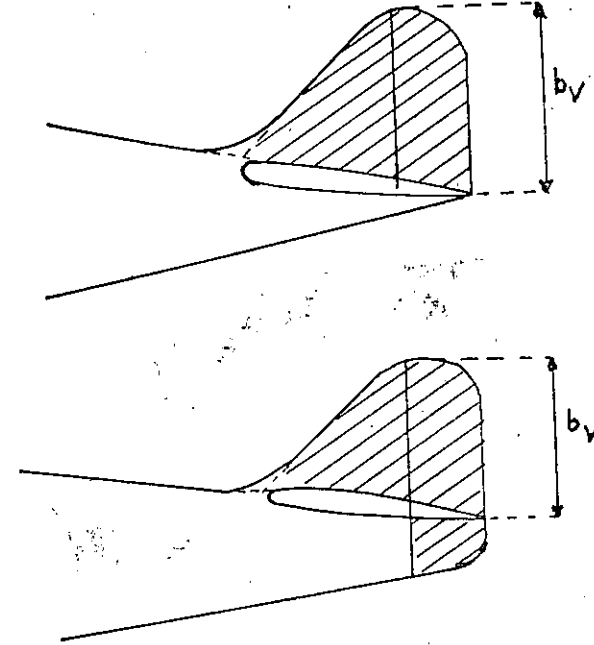
Düşey kuyruk yüzeyinin alanı (S_v)'yi tâyin etmek için, genel olarak kabul edilen usul, (Şekil: 121) de gösterilmiştir. Düşey kuyruğun müessir açıklık oranı (A_v), yatay kuyruk yüzeyinin uç levha tesiri dolayısıyla, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$A_v = 1,55 \frac{b_v^2}{S_v} \quad (10)$$

Düşey kuyruk yüzeyi sapma momenti katsayısı (C_{nv}) nin, (ψ) ile değişimi, (ψ) nin $\pm 15^\circ$ değerleri arasında lineerdir. Böylece, düşey kuyruk yüzeyinin, uçağın yol kararlılığına tesiri için, aşağıdaki ifade yazılır:

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi} \right)_v = -\frac{dC_{zv}}{d\psi} \cdot \eta_v \cdot v_v \quad (11)$$

Düşey kuyruk yüzeyi, hücum açısının $\pm 16^\circ$ değerinde, kabare durumuna gelir. Daha büyük hücum açılarında, düşey kuyruk yüzeyi ta-



Şekil: 121

şıma katsayısı hücum açısıyla küçülmeğe başladığından, düşey kuyruğun yol kararlılığına tesiri, kararsızlık yönündedir. Düşey kuyrukta büyük hücum açıları hasıl eden büyük yankayışlar halinde, gövde ve düşey kuyruk terkininin kararsızlık tesirlerini önlemek maksadiyle, gövdenin sırt tarafına sabit bir yüzey ilâve edilir.

Gövde ve kanat etrafından geçen pervane rüzgârı, kuyrukta, kanadın aşağıya saptırmasına benzeyen, bir yan saptırma hasıl ederek, düşey kuyruk yüzeyinin hücum açısını değiştirir. Bu yan saptırma açısı (σ_y) ile gösterilir ve (ψ) nin fonksiyonudur. Böylece, düşey kuyruk yüzeyinin müessir hücum açısı:

$$c_v = \psi - \sigma_y = \psi \left(1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi} \right)$$

olup, diğer yandan:

$$\frac{dC_{zv}}{d\psi} = \frac{dC_{zv}}{d\alpha_v} \cdot \frac{d\alpha_v}{d\psi}$$

$$\frac{d\alpha_v}{d\psi} = 1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi}$$

$$\frac{dC_{zv}}{d\alpha_v} = a_v$$

bağıntıları hesaba katılarak, düşey kuyruk yüzeyi sapma momenti kat-sayısı için:

$$C_{nv} = -a_v \cdot \psi \left(1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi} \right) \eta_v \cdot v_v \quad (12)$$

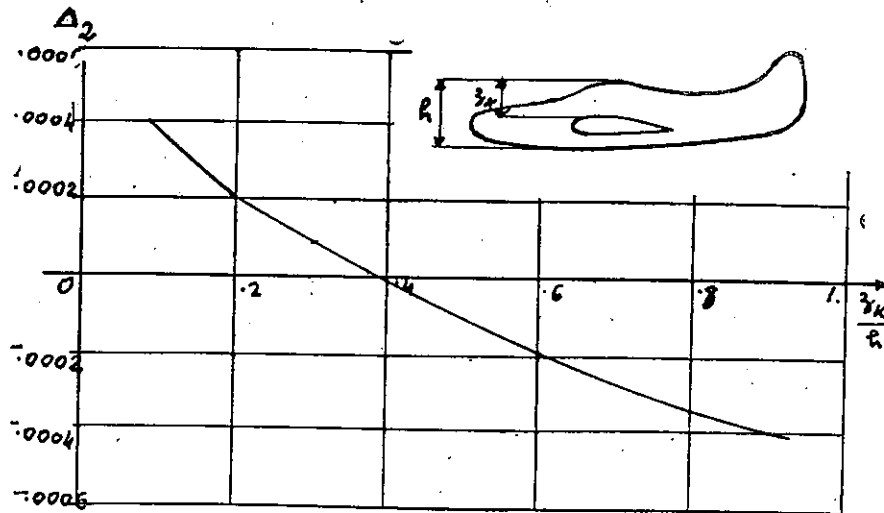
ve düşey kuyruğun uçak yol kararlılığına tesiri için:

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi} \right)_v = -a_v \left(1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi} \right) \eta_v \cdot v_v \quad (13)$$

denklemleri elde edilir. Bu sonuncu denklem:

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi} \right)_v = -a_v \cdot \eta_v \cdot v_v + \Delta_2$$

tarzında yazılarak, yan saptırma tesirini ifade eden ikinci terim (Δ_2),



Şekil: 122

her özel hal için, deneylerle tayin edilmelidir. (Δ_2) nin, kanadın göv-

deye nazaran düşey doğrultudaki yerinin fonksiyonu olarak değişimi, deneysel sonuçlara göre, (Şekil: 122) de gösterilmiştir.

Neticede; bir uçağın yol kararlılık vasfı, yukarda ayrı ayrı etüt edil-en uçak elemanlarının bu kararlılığa olan tesirleri toplamından iba-ret olarak, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\frac{dC_n}{d\psi} = \left(\frac{dC_n}{d\psi} \right)_k + \left(\frac{dC_n}{d\psi} \right)_g + \Delta_1 + \left(\frac{dC_n}{d\psi} \right)_v + \Delta_2 \quad (14)$$

Bir uçağın statik yol kararlılığını ifade eden ($dC_n/d\psi$) nin değeri hakkında, genel bir usul yoktur; bu değer, normal tip uçaklarda, —0,0015 ve —0,0020 arasında bulunmalı ve hiç bir zaman —0,0005 den büyük olmamalıdır. Uçakların statik yol kararlılık değeri için, tatbikatta elde edilen ortalama değerlere göre, aşağıdaki pratik formül tavsiye edilir:

$$\frac{dC_n}{d\psi} = -0,00023 \left(\frac{W}{b^2} \right)^{1/2}$$

15.3. — Yol kumandası vasıfları.

Bir uçağın, (z) eksenini etrafındaki açısal hareketinin kontrol altına alınmasına, «yol kumandası» adı verilir ve bu kumanda, «yönelti dü-meni» yardımıyla temin edilir.

Bir uçak, simetrik bir cisim gibi kabul edildiğinden, normal olarak, sıfır yankayış altında, yol bakımından dengededir. Bununla beraber, bazı uçuş hallerinde veya manevralar sırasında, sıfır yankayış muhafaza etmek istendiğinde, bu halde hasıl olan sapma momenti, yönelti dümeni yardımıyla karşılanmalıdır.

Yönelti dümeni, yerde kalkış ve iniş sırasında, uçağın yörüngesini kontrol etmek için; tek pervaneli uçaklarda, pervanenin dönel akım te-sirini karşılamak için; iki veya daha fazla motorlu uçaklarda, simetrisiz güç tesirlerini dengelemek için; yankayış hasıl etmek için ve, ilerde gö-rüleceği üzere, yalpadan ve kanatçıkların oynatılmasından doğan ters sapma momentlerini dengelemek için kullanılır.

Yönelti dümeninin, ek sapma momenti hasıl etme kabiliyeti, uçağın serbest dümen yol kararlılık vasfıyla ilgili olup, yükselti dümeni halin-de olduğu gibi (paragraf-14.7), «dümen gücü» ile ($dC_n/d\delta$) ifade edi-lir. Yönelti dümeni tesir parametresi ($d\alpha_v/d\delta = \tau$) ile gösterilerek, yö-nelti dümeninin gücü için:

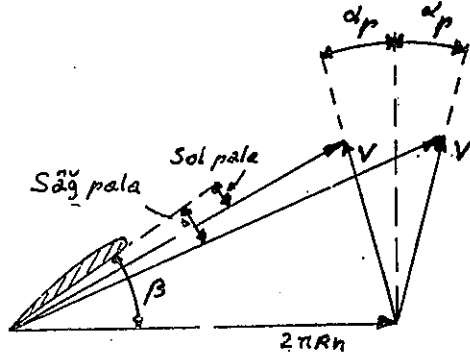
$$\frac{dC_n}{d\delta} = -a_v \cdot \eta_v \cdot v_v \cdot \tau \quad (15)$$

denklemleri yazılır. (τ) parametresinin değeri, (S_d/S_v) nin fonksiyonu olarak, (Şekil: 114) deki grafikten tâyin edilir.

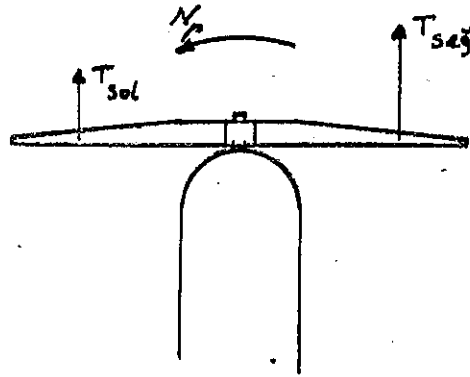
Yönelti dümeni gücü $(dC_n/d\delta)$ nın değeri, uçaktan uçağa değişir, iyi bir ortalama değer olarak. $(-0,001)$ tavsiye edilir.

Düşey kuyruk yüzeyi pervane rüzgârı içinde bulunduğunda, yönelti dümeninin tesiri, tam güç rejiminde, hızla önemli olarak değişir. Yönelti dümeni, tek motorlu akrobasi tipi uçaklarda, pervane rüzgârının dönel akım tesirini karşılamalıdır. Bu şart, yüksek güç ve alçak hız halinde, bilhassa uçak gemilerine iniş yapacak uçaklar için, kritiktir.

Düz uçuşta, yol denge durumunun hızla değişmesi, hemen tamamen, tek pervanenin dönel akım tesirinden doğar. Tepkili uçakların ve ters



(Şekil: 123 a)



(Şekil: 123 b)

yönlerde dönen çift pervaneli uçakların yol denge durumu, hızla değişmez.

Tek pervaneli uçaklarda, pervanenin dönel akımı tesiriyle yol denge durumunun değişmesi, yan saptırma ve pervane sapma momenti olmak üzere, iki sebepten ileri gelir. Yan saptırma, bundan önceki paragrafta açıklanmış bulunmaktadır. Yüksek güç ve alçak hız halinde, (q_v/q) oranının değeri büyüdüğünden, yan saptırma açısı (σ_y) artar. Yan saptırma tesirini karşılamak için, sağa doğru dönen pervaneler halinde, yönelti dümenini sağa doğru oynatmak gerekir.

Yol denge durumunun hızla değişmesinin başlıca sebebi, pervane sapma momentidir. Pervane eksenini, izâfi rüzgâra nazaran, yukarıya veya aşağıya doğru bir eğim aldığı anda, yukardan aşağıya doğru hareket eden palanın müessir hücum açısı, aşağıdan yukarıya doğru hareket eden palanınkinden büyüktür. İki paladan her birinin hakiki çekmesi farklı olup, bunun neticesi olarak, bir sapma momenti hasıl olur. Sağa dönen bir pervane, uçağın kabre yapması halinde, sola doğru, yâni eksi, bir sapma momenti hasıl eder.

Benzer tarzda, pervane eksenini izâfi rüzgâra nazaran sağa veya sola doğru saptığında, bir yunuslama momenti hasıl olur.

Pervane sapma momenti ve yan saptırma tesirleri aynı yönde olup, birbirine ilâve olunurlar. Her iki tesir, bilhassa yüksek güç halinde ve alçak hızlarda daha fazla hissedilir.

Tek pervaneli bir uçağın düşey stabilizesine, sağa dönen pervane halinde, sola doğru bir tesbit açısı verilerek, pervane sapma momenti tesiri karşılanır ve bu suretle, yönelti dümeninin boyutları ve alçak hızlarda gerekli sağa dümen açısı, azaltılmış olur.

Çok motorlu uçaklar halinde, yönelti dümeni, en kritik motor boşa dönerken ve bütün diğer motorlar tam güçle işlerken, kalkışta $1,2V_{min}$ hızla sıfır yankayış muhafaza etmeğe muktedir olmalıdır. Simetrisiz güç halinde hasıl olan pervane sapma momentine ait katsayı, aşağıdaki denklemlerle hesaplanır:

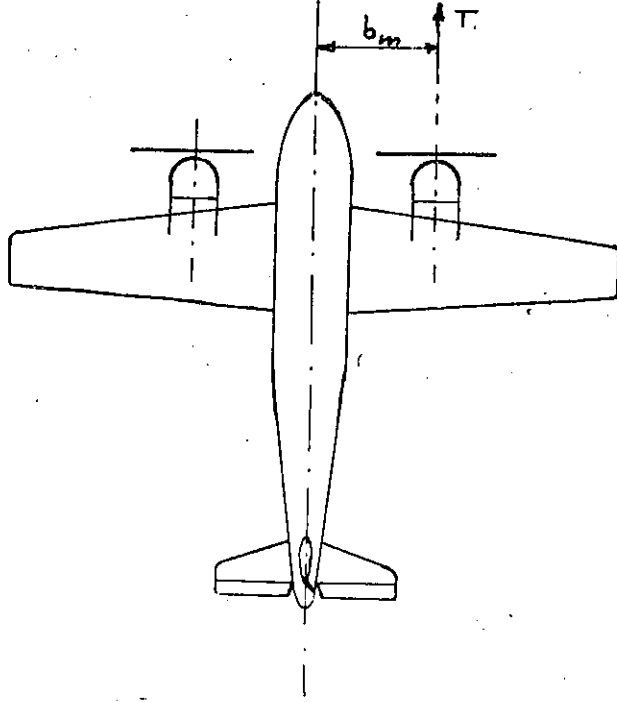
$$(C_n)_T = \frac{75 \cdot \eta \cdot P \cdot b_m}{V \cdot q \cdot S \cdot b} \quad (16)$$

Burada (b_m) , yandaki kritik motor çekme doğrultusunun uçak simetri düzleminden uzaklığıdır.

Simetrisiz güç halindeki pervane sapma momenti, yukardaki denklemler gereğince, (V^3) ile ters orantılıdır. Yönelti dümeni sonuna kadar oynatıldığında, sabit bir sapma momenti değeri verir. Yönelti dümeni, verilen bir hızda, simetrisiz güçten doğan pervane sapma momentini kar-

şılmalıdır; yönelti dümeni, bu hızdan daha küçük hızlarda, simetrisiz güç tesirini karşılayamaz.

Yönelti dümeni kumanda gücüne ilgili bir başka şart, yalpa hareketleri ihtiva eden manevralar sırasında hasıl olan zıt sapma momenti.



Şekil: 124

nin karşılanmasıdır. Bu şart, genel olarak, çok büyük değildir ve pek az hallerde, kritik inşaat şartını teşkil eder.

Zıt sapma momenti, kanat yatışının bir neticesi olarak ve aynı zamanda, kanatçıkların normal tesirinden ileri gelir ve alçak hızlarda kritiktir. Bu itibarla, yönelti dümeni, minimuma yakın hızlarda, zıt sapma momentlerini karşılamağa yetecek bir kumanda gücüne malik olmalıdır.

Kanadın yalpa hareketinden doğan sapma momenti, yalpa açısal hızı (p, radyan/sn) olmak üzere, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$(C_n)_{yalpa} = -\frac{1}{8} \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot C_z \quad (17)$$

15.4. — Yol kararlılığı (serbest dümen hali).

Yönelti dümeni, serbest bırakıldığında, uçağın yol kararlılık vasıflarını değiştirir. Yönelti dümeni yüzme açısı, yükselti dümeninininkine benzer tarzda, aşağıdaki denklemle tarif ve tayin edilir:

$$\delta_y = -\frac{dC_h/d\alpha_v}{dC_h/d\delta} \cdot \alpha_v \quad (18)$$

Uçak bir yankayı aldığında, düşey kuyruk yüzeyinin hasıl ettiği düzeltici sapma momenti, yönelti dümeni rüzgâr yatağında bulunduğu da küçülür ve yönelti dümeni rüzgâra karşı dalgalandığında büyür.

Serbest dümen halinde, düşey kuyruk yüzeyinin müessir hücum açısı, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$(\sigma_v)_e = \psi - \sigma_y + \tau \cdot \delta_y \quad (19)$$

Serbest dümen halinde, düşey kuyruk yüzeyi sapma momentinin katsayısı:

$$(C_n)_v = -a_v \cdot \eta_v \cdot v_v (\psi - \sigma_y + \tau \cdot \delta_y)$$

olup, (18) denklemi hesaba katılarak:

$$(C_n)_v = -a_v \cdot \eta_v \cdot v_v (\psi - \sigma_y - \psi \cdot \left(\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)_v \cdot \tau) \quad (20)$$

denklemi elde edilir.

Düşey kuyruk yüzeyinin, serbest dümen halinde, uçağın yol kararlılığına tesiri, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_{v, ser} = -a_v \cdot \eta_v \cdot v_v \left(1 - \left(\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)_v \cdot \tau\right) + \Delta_2 \quad (21)$$

Serbest dümen halinde, sabit dümen halindeki ifadenin birinci terimine (denklem: 13);

$$K_s = 1 - \left(\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)_v \cdot \tau$$

çarpanı ilâve edilmiştir. (K_s), yatay kuyruk yüzeyi serbest dümen halinde olduğu gibi, (1. 6), (Şekil: 113) deki grafikten tayin edilir.

15.5. — Yönelti dümeni kumanda kuvveti.

Yönelti dümeninin kullanılmasını gerektiren uçuş hallerinde, pedala tatbik edilen kuvvet, pilotun fiziksel iktidarıyla sınırlıdır. Yüksek hızlı

uçaklarda, uçağın pilot tarafından kumanda edilebilmesi için, yönelti dümeni, aerodinamik bakımdan dengelenmelidir.

Bir uçağın serbest dümen halindeki yol kararlılık vasfı, verilen bir hızda yankayış hasil etmek için, pilotun pedala bir kuvvet tatbik etmesini gerektirir.

Yönelti dümeni kumanda kuvveti (F_p); kumanda sistemi mekanik oranı (G) ve dümen menteşe momenti (H_{mv}) ile doğru orantılıdır. (F_p), sağ pedala öne doğru tesir ettiğinde, (artı) kabul edilir. Sağ pedalin ileriye doğru itilmesi, bölüm-13 (paragraf-13.1) 'de açıklanmış olduğu gibi, yönelti dümenini sağa doğru, artı yönde, hareket ettirir; ve yönelti dümeninin sağa doğru oynaması halinde, artı bir menteşe momenti hasil olur. Böylece, yönelti dümeni kumanda kuvveti için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$F_p = G \cdot H_{mv} \quad (22)$$

Burada (H_{mv}) yerine açık ifadesi konarak; genel hal için:

$$F_p = G (C_{hx} \cdot \psi + C_{h\delta} \cdot \delta + C_{h\beta} \cdot \beta) q \cdot \eta_v \cdot S_d \cdot c_d \quad (23)$$

denklemini elde edilir.

Düşey kuyruk yüzeyinin müessir hücum açısı, yan saptırma dolayısıyla (ψ) 'den farklı olduğundan, yukardaki denklemde (ψ) yerine, $\psi(1 - d\sigma_y/d\psi)$ koymak icap eder.

Bir sapma (veya yankayış) hasil etmeğe gerekli dümen açısı, basit olarak:

$$\delta = - \frac{d\delta}{d\psi} \cdot \psi$$

denklemini ile ifade edilir. Artı sapma açısı halinde, düşey kuyruk yüzeyinde düzeltici bir sapma momenti elde etmeğe gerekli dümen açısı (sola doğru) eksi olduğundan, yukardaki denklemin sol tarafına (eksi) işareti ilâve edilmiştir.

Burada;

$$\frac{d\delta}{dC_n} \cdot \frac{dC_n}{d\psi} = \frac{(C_n\psi)_{sab}}{C_{n\delta}}$$

bağıntısı dikkate alınarak:

$$\frac{d\delta}{d\psi} = \frac{(C_n\psi)_{sab}}{C_{n\delta}}$$

yazılır. Böylece, yönelti dümeni kumanda kuvveti için:

$$F_p = G \cdot q \cdot \eta_v \left[C_{hx} \psi \left(1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi}\right) - C_{h\delta} \cdot \frac{(C_n\psi)_{sab}}{C_{n\delta}} \cdot \psi + C_{h\beta} \cdot \beta \right] \cdot S_d \cdot c_d \quad (24)$$

denklemini elde edilir.

Yönelti dümeni kumanda kuvvetinin, sapma açısı (ψ) ile değişimi:

$$\frac{dF_p}{d\psi} = G \cdot q \cdot \eta_v \cdot \left[C_{hx} \left(1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi}\right) - C_{h\delta} \cdot \frac{(C_n\psi)_{sab}}{C_{n\delta}} \right] \cdot S_d \cdot c_d$$

veya:

$$\frac{dF_p}{d\psi} = - G \cdot q \cdot \eta_v \cdot S_d \cdot c_d \cdot C_{h\delta} \cdot \frac{(C_n\psi)_{ser}}{C_{n\delta}} \quad (25)$$

denklemini etüt ve tâyin edilir.

Yönelti dümeni kumanda kuvvetinin sapma açısıyla değişimi, dümenin normal aerodinamik dengeli olması halinde, hızın karesiyle orantılıdır. Yukarda bulunan (25) denklemi, menteşe momenti değişiminin lineer ve yol kararlılık değerinin sabit olduğu hallerde, yâni sapma ve yönelti dümeni açılarının $\pm 20^\circ$ değerleri arasında, doğrudur.

Misâl: Bir tepkili av uçağının, düşey kuyruk yüzeyi yok iken, yol kararlılık değeri, rüzgâr tüneli deneyleriyle tâyin edilmiş olup, $C_n\psi = 0,001$ dir. Bu uçağın kanat alanı $S = 19,6 \text{ m}^2$ ve açıklığı $b = 10,7 \text{ m}$ olup, kanat takriben gövdenin ortasındadır. Bu uçağa, ağırlık merkezinin uzaklığı $l_v = 4,9 \text{ m}$ ve $A_v = 2$ olan bir düşey kuyruk yüzeyi ilâve ediliyor.

$\eta_v = 0,81$ için, uçağın net yol kararlılık değeri ($-0,001$) olmak üzere, düşey kuyruk yüzeyinin alanı ne olmalıdır?

Verilen malûmata göre:

$$(C_n\psi)_K + (C_n\psi)_g + \Delta_1 = 0,001$$

olup, kanadın gövdeye nazaran yeri takriben gövdenin ortasında bulunduğu, (Şekil: 122) 'den $\Delta_2 = -0,0001$ okunur ve $A_v = 2$ için, $a_v = 0,056$ alınır. Uçağın net yol kararlılık değerinin ifadesi:

$$C_n\psi = (C_n\psi)_K + (C_n\psi)_g + \Delta_1 + (C_n\psi)_v + \Delta_2$$

olup, ilk üç terimin toplamı, rüzgâr tüneli deneylerine göre ($0,001$) ve sonuncu terim ($-0,0001$) olduğuna göre, $C_n\psi = -0,001$ olması için:

$$(C_n\psi)_v = -0,0019$$

olmalıdır. Diğer yandan: $(C_{n\psi})_V = -a_V \cdot \eta_V \cdot v_V$ olup, buradan: $v_V = 0,042$ bulunur. Nihayet;

$$v_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S \cdot b} \quad \text{denkleminde :}$$

$$S_V = 1,8 \text{ m}^2 \quad \text{bulunur.}$$

15.6. — Yanlamasına kararlılık vasıfları.

Uçağın bir yankayış alması halinde, yukarda bahsedilenlerden başka, biri (yalpa momenti) ve diğeri (yan kuvvet) olmak üzere, iki önemli tesir daha doğar.

İzafi rüzgârın simetri düzlemi dışına çıktığı yankayış halinde, uçağa gelen aerodinamik tesirler, uçak ağırlık merkezinden geçen (x) eksen etrafında bir moment verir; bu momente, “yalpa momenti” adı verilir ve bu moment, (L) ile gösterilir.

Bir yankayış sırasında hasıl olan yalpa momenti, yankayışı küçülterek uçağın uzunlama eksenini izafi rüzgâr yatağına getirmeğe çalıştığında, uçak, “statik yanlamasına kararlılık” vasfını haizdir.

Bir uçağın yanlamasına kararlılık vasfı, aşağıdaki denklemle tarif edilen, «yalpa momenti katsayısı»nın sapma açısıyla değişiminin göre tâyin edilir :

$$C_1 = L/q \cdot S \cdot b \quad (26)$$

Yalpa momenti ve sapma açısı için, bölüm-12’de kabul edilen işaretleme tarzına göre, $(dC_1/d\psi > 0)$ halinde uçak, statik yanlamasına kararlılık vasfına maliktir.

Bir uçağın net statik yanlamasına kararlılık vasfı, diğer kararlılık vasıfları için olduğu gibi, uçağın muhtelif kısımlarının ayrı ayrı tesirleri toplamı olarak tâyin edilir.

Yankayış halinde doğan yalpa momenti, başlıca kanat diyedre açılarından ve düşey kuyruk yüzeyinden ileri gelir.

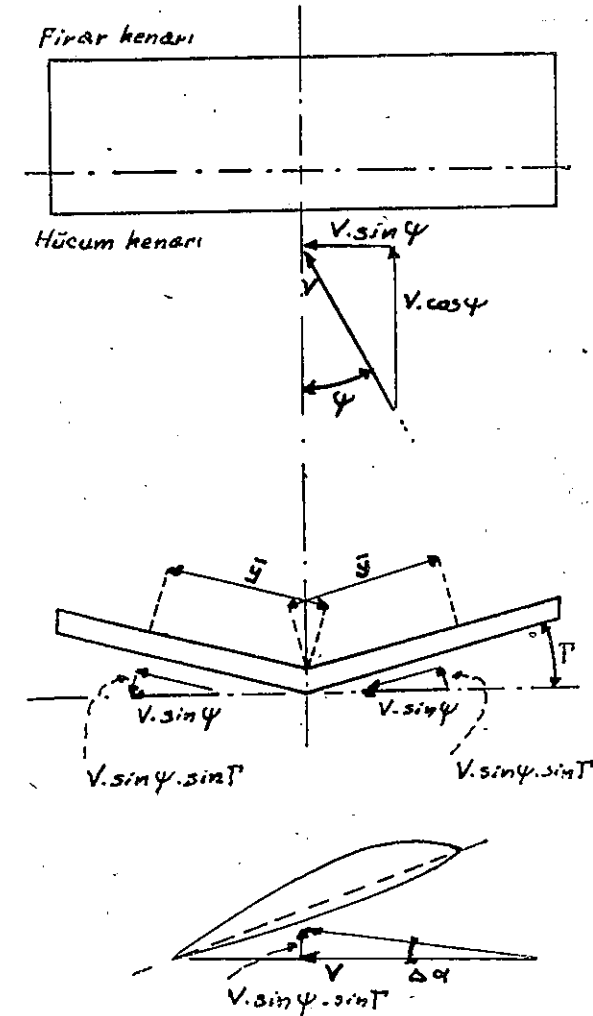
Bir kanadın diyedre açısı, uçağın yanlama eksenini doğrultusu ve kanat ekseninin uçak uzunlama eksenine dikey bir düzlem üzerindeki izdüşümü arasındaki dar açıdır. Diyedre açısı, kanat ucu kanat kökünden yukarda bulunduğunda (artı) kabul edilir. Kanat eksenini olarak, kanat çeyrek veter hattı alınır.

Bir yankayış halinde, diyedre açılı bir kanadın sağ ve sol yarılarına gelen aerodinamik kuvvetler farklıdır.

Not : Artı diyedre açılı kanat ihtiva eden bir uçağın yanlamasına kararlılık vasfına malik olması için, bu uçak bir yana yattığında ve yatan kanat tarafında bir yankayış aldığında, kanat diyedre açısından doğan yalpa momenti, yatan kanadı yükseltmeğe çalışmalıdır.

Kanat diyedre açısının yanlamasına kararlılığa tesirinin hesabı, basit olarak, aşağıda açıklanmıştır.

Bir kanat, sola yankayış (artı sapma) aldığında, izafi hız, yanlama



Şekil: 125

eksen doğrultusunda ve $(V \cdot \sin \psi)$ ye eşit bir bileşen verir. Bu hız bile-

geni, diyedir açılı bir kanat halinde, (Şekil: 125), kanat düzlemine paralel ve dikey iki bileşene ayrılır. Kanat düzlemine dikey bileşen, izafi rüzgâra nazaran ileriye çıkan yarı kanatta yukarıya ve diğer kanatta aşağıya doğru yönelmiş olup, değeri: $(V \cdot \sin \psi \cdot \sin \Gamma)$ dir. Bu dikey bileşen, her iki yarı kanadın müessir hücum açısını (Δ) kadar değiştirir:

$$\Delta z = \frac{V \sin \psi \cdot \sin \Gamma}{V}$$

Kanat diyedir açısı, genel olarak, küçüktür ve sapma açısının da küçük olduğu normal hallerde, açılar derece cinsinden ifade edilmek üzere:

$$\Delta z = \frac{\psi \cdot \Gamma}{57,3}$$

yazılır.

Artı diyedir açılı kanat ve artı sapma halinde, sol yarı kanatta hücum açısı artmış ve sağ yarı kanatta hücum açısı, aynı miktar azalmıştır. Hücum açısının değişmesi, her iki yarı kanadın taşımalarını, doğru orantılı olarak değiştirir.

Kanat taşıma katsayısının değişimi:

$$\Delta C_z = \Delta z \cdot \frac{dC_z}{dz} = \Delta z \cdot a_K$$

veya

$$\Delta C_z = \frac{\psi \cdot \Gamma}{57,3} \cdot a_K$$

olup, bir yarı kanadın taşıma değişimi için:

$$\Delta Z = \Delta C_z \cdot q \cdot \frac{S}{2} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\psi \cdot \Gamma}{57,3} \cdot a_K \cdot q \cdot S$$

yazılır.

Sağ ve sol yarı kanatlardaki taşıma değişimleri ters yönlerde olduğundan, bunların uçak ağırlık merkezinden geçen (x) eksenine etrafındaki momentleri, birbirine ilâve edilirler. Yukarda kabul edilen şartlar altında, her iki yarı kanat, artı yönde bir yalpa momenti verirler.

Her iki yarı kanadın taşımalarını, bunların geometrik merkezinde tesir ediyormuş gibi kabul ederek, sapma halinde, kanat diyedir açısından doğan yalpa momenti için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$L_K = 2 \cdot \Delta Z \cdot \bar{y} = \frac{\psi \cdot \Gamma}{57,3} \cdot a_K \cdot q \cdot S \cdot \bar{y} \quad (27)$$

Burada $(\bar{y})$, yarı kanat geometrik merkezinin, uçak simetri düzleminde olan uzaklığını göstermektedir,

Diyedir açısı, bütün açıklığı kaplamayıp, yalnız her iki yarı kanadın uçlara doğru bir kısmında bulunduğu, bir yarı kanadın diyedir açılı parçasının alanı (S_Γ) olmak üzere, (S_Γ) 'nin geometrik merkezinin uçak simetri düzleminde olan uzaklığı yine $(\bar{y})$ ile gösterilerek, kanat yalpa momenti için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$L_K = \frac{2 \cdot \psi \cdot \Gamma}{57,3} \cdot a_K \cdot q \cdot S_\Gamma \cdot \bar{y} \quad (28)$$

Bu denklemin her iki tarafını $(q \cdot S \cdot b)$ ile bölerek, kanat yalpa momenti katsayısının ifadesi elde edilir:

$$(C_l)_K = \frac{2 \cdot \psi \cdot \Gamma}{57,3} \cdot a_K \cdot \frac{S_\Gamma}{S} \cdot \frac{\bar{y}}{b} \quad (29)$$

Kanat yalpa momenti, yukardaki denklemden görüldüğü gibi, (ψ) ile doğru orantılıdır. Kanat diyedir açısının, statik yanlamasına kararlılığa tesiri, kanat yalpa momenti katsayısının, (ψ) ile değişiminden ibaret olup, aşağıdaki denklemle tayin edilir:

$$\left(\frac{dC_l}{d\psi} \right)_K = \frac{2 \cdot \Gamma}{57,3} \cdot a_K \cdot \frac{S_\Gamma}{S} \cdot \frac{\bar{y}}{b} \quad (30)$$

Ok açılı kanatlar halinde, her iki yarı kanattaki müessir hız, yukarıda paragraf (15.2)'de görüldüğü gibi, farklı olduğundan, bunların taşımaları da farklı olup, bu fark bir yalpa momenti hasıl eder. Artı ok açılı bir kanat ve artı sapma açısı halinde, izafi rüzgâra nazaran ileriye çıkan sol yarı kanatta taşıma artar ve geride kalan sağ yarı kanatta taşıma azalır. Bu şartlar altında, kanat ok açısından doğan yalpa momenti için, paragraf (15.2)'dekine benzer bir usul takip edilerek, aşağıdaki denklem bulunur:

$$L_K = C_z \cdot q \cdot \frac{S}{2} \cdot \bar{y} \cdot (4 \cdot \cos \Lambda \cdot \cos \psi \cdot \sin \Lambda \cdot \sin \psi)$$

Küçük sapma açıları halinde $\cos \psi \cong 1$ ve $\sin \psi \cong \psi^\circ / 57,3$ kabul ederek,

$$L_K = C_z \cdot q \cdot S \cdot \bar{y} \cdot \frac{\psi}{57,3} \cdot \sin 2 \Lambda \quad (31)$$

denklemini elde edilir. Bu denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot b$) ile bölerek, ok açısından doğan kanat yalpa momenti katsayısı için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$(C_l)_K = C_z \cdot \frac{\bar{y}}{b} \cdot \frac{\psi}{57,3} \cdot \sin 2\Lambda \quad (32)$$

Kanat ok açısının, statik yanlamasına kararlılığa tesiri, ok açısından doğan yalpa momenti katsayısının, (ψ) ile değişiminden ibaret olup:

$$\left(\frac{dC_l}{d\psi}\right)_K = C_z \cdot \frac{\bar{y}}{b} \cdot \frac{\sin 2\Lambda}{57,3} \quad (33)$$

denkleminle tayin edilir.

Uçağın gövdesi, bir yankayı halinde, bir yanlama kuvveti hasıl eder. Bu yanlama kuvveti, (Y_g) ile gösterilir ve bu kuvvetin, yanlamasına kararlılığa tesirine ait hesaplarda, aşağıdaki denklemle tarif edilen, "yanlama kuvveti katsayısı" kullanılır:

$$C_Y = Y_g / q \cdot S$$

(C_Y), sapma açısının 15 dereceden küçük değerlerinde, sapma açısı lineer olarak değişir:

$$C_Y = \psi \cdot \frac{dC_Y}{d\psi}$$

Eğer yanlama kuvvetinin tatbik noktası, gövdenin yan yüzeyinde, uçak ağırlık merkezinin üstünde ise, yanlama kuvveti, artı sapma açısı halinde, uçak ağırlık merkezinden geçen (x) eksenini etrafında bir artı yalpa momenti verecektir ve kararlılık yönünde bir tesir hasıl edecektir. Aksi halde, yanlama kuvvetinin tesiri ters yönde olacaktır.

Yanlama kuvvetinin verdiği yalpa momenti, bu kuvvetin tatbik noktası ve uçak ağırlık merkezi arasındaki düşey uzaklık (h) ile gösterilecek, aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$L_g = Y_g \cdot h$$

Burada (Y_g) yerine, yukarıda tarif edilen yanlama kuvveti katsayısına göre ifade edilen değeri konarak, gövde yalpa momenti için:

$$L_g = \psi \cdot \frac{dC_Y}{d\psi} \cdot q \cdot S \cdot h \quad (34)$$

ve bu denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot b$) ile bölerek, gövde yalpa momenti katsayısı için:

$$(C_l)_g = \psi \cdot \frac{dC_Y}{d\psi} \cdot \frac{h}{b} \quad (35)$$

denklemleri elde edilir.

Gövdenin tesiri, kanadın diyedri ve ok açılarından doğan tesirlerin yanında, genel olarak, küçüktür; fakat yüksek gövdeler halinde önemlidir.

Kanadın gövdeye nazaran yerinden, bir ek tesir doğar. Bu ek tesir, analitik usullerle hesaplanamaz. Deneysel sonuçlara göre, gövdenin üst kenarında bulunan bir kanat, artı diyedri ve aksi halde eksi diyedri tesirleri hasıl eder; kanat gövdenin ortasında bulunduğu anda, ek tesir sıfırdır.

Yanlamasına kararlılıkla ilgili etütlerde, "diyedri tesiri" terimi kullanılır. Diyedri tesiri, yalpa momenti katsayısını, sapma açısının fonksiyonu olarak gösteren eğrinin eğimi ($dC_l/d\psi$) türevinden ibaret olup, bu türev, yazılıştaki basitlik sağlamak maksadıyla;

$$\frac{dC_l}{d\psi} = C_{l\psi}$$

tarzında yazılır. Bu terimin değeri, kanat diyedri açısı doğru orantılıdır ve diyedri tesirinin değişimi:

$$\Delta C_{l\psi} = 0,0002 (\Delta \Gamma^\circ)$$

denkleminle ifade edilir. ($C_{l\psi}$) değeri, (0,0002) 'ye eşit olan bir uçağa, (bir derece müessir diyedre malik) denir.

Böylece, diyedri tesiri için, aşağıdaki denklem yazılır:

$$C_{l\psi} = C_{l\psi(\Gamma=0)} + 0,0002 (\Gamma^\circ) \quad (36)$$

Diyedri tesirinin bu denklemle tayininde en zor kısım, kanat geometrik diyedri açısı sıfır iken diyedri tesirinin değerini gösteren, $C_{l\psi(\Gamma=0)}$ terimini tahmin etmektir. Bu terimin değeri, kanat ucu biçimiyle ve hücum açısıyla değişir. Ucu bir veter uzunluğunda yuvarlak olan ve maksimum ordinatları ortay hatlar üzerinde bulunan bir kanadın $C_{l\psi(\Gamma=0)}$ değerinin (α) ile değişimi, (Şekil: 126) da gösterilmiştir.

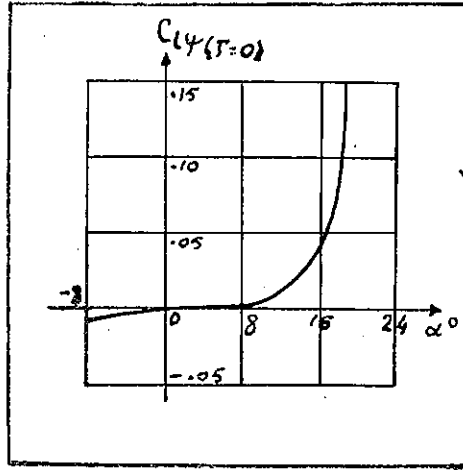
Kanadın gövde üzerindeki yerinin tesiri, (36) denkleminde, geometrik diyedri açısı (Γ) yerine, müessir diyedri açısını koymak suretiyle hesaba katılır. Müessir diyedri açısı, geometrik diyedri açısına, üstte kanat halinde (3°) derece ve altta kanat halinde (-3°) ilâve ederek bulunur.

Bir yankayı halinde, düşey kuyruk yüzeyine (ψ) açısı altında çarpan izafi rüzgâr, (F_{nv}) gibi bir dikey kuvvet bileşeni hasıl eder. Dü-

şey kuyruk yüzeyi, tamamen uçak uzunlama ekseninin üstünde bulunduğunda, bu kuvvet, (x) eksenini etrafında, bir yalpa momenti verir:

$$L_v = a_v \cdot \alpha_v \cdot q_v \cdot S_v \cdot h_v \quad (37)$$

Bu denklemin her iki tarafını $(q \cdot S \cdot b)$ ile bölerek, düşey kuyruk yüzeyi yalpa momenti katsayısı elde edilir:



Şekil: 126

$$(C_l)_v = a_v \cdot \alpha_v \cdot \frac{q_v \cdot S_v \cdot h_v}{q \cdot S \cdot b} \quad (38)$$

Burada; $q_v/q = \eta_v$, $S_v \cdot h_v/S \cdot b = v_v (h_v/l_v)$ ve kuyruktaki yan sapırma dolayısıyla $\alpha_v = \psi (1 - d\sigma_y/d\psi)$ dir.

Düşey kuyruk yüzeyinin yanlamasına kararlılık vasfına tesiri:

$$(C_{l\psi})_v = a_v (1 - \frac{d\sigma_y}{d\psi}) \cdot \eta_v \cdot v_v \cdot \frac{h_v}{l_v} \quad (39)$$

denklemlerle tayin edilir. Bu denklem:

$$(C_{l\psi})_v = a_v \cdot \eta_v \cdot v_v \cdot \frac{h_v}{l_v} + \Delta_v$$

tarzında yazılır. (Δ_v) 'nin değeri, kanadın gövde üzerindeki yerinin fonksiyonu olup, deneysel sonuçlara göre:

üstte kanat halinde	: $\Delta_v = - 0,00016$
ortada kanat halinde	: $= 0$
ve altta kanat halinde	: $= + 0,00016$

değerleri alınır.

Çekici pervaneli bir uçak, bir yankayı aldığında, pervane rüzgârı da sapar. Pervane rüzgârı içinde dinamik basıncın değeri, izafi rüzgârından büyüktür. Kanadın pervane rüzgârı içindeki kısmının taşıması, dinamik basınç tesiriyle artmıştır. Bu suretle pervane rüzgârı, yankayı halinde, simetrisiz bir taşıma dağılımına sebep olarak, kararsızlık yönünde bir tesir doğurur. Bu tesir, flaplar açıldığında, daha büyüktür.

Alçak hızlarda, (q_v/q) oranının değeri arttığından, güçlü uçuş halinde, bilhassa flaplar açık iken, diyedir tesirinde bir azalma beklenmelidir. Hız azalıp taşıma katsayısı arttıkça, daha büyük kararsızlık tesirleri doğacaktır.

Muhtelif kararsızlık tesirleri üstüste ilâve edildiğinde, güçsüz halde ve flaplar kapalı iken, statik yanlamasına kararlılık vasfına malik bir uçak, güçlü halde ve flaplar açık olarak uçuşta, kararsızlık gösterecektir.

15.7. — Yanlama kumanda vasıfları.

Bir uçağı, yalnız yükselti ve yönelti dümenleriyle uçuşta idare etmek mümkündür; fakat bu tarz kumanda kifâyetsizdir. Modern uçaklara ait manevra şartlarını gerçeklemek için, uçağın uzunlama eksenini etrafındaki yatışını, yâni yalpa hareketini, yeter bir tarzda kontrol edecek, bir kumandaya lüzum vardır.

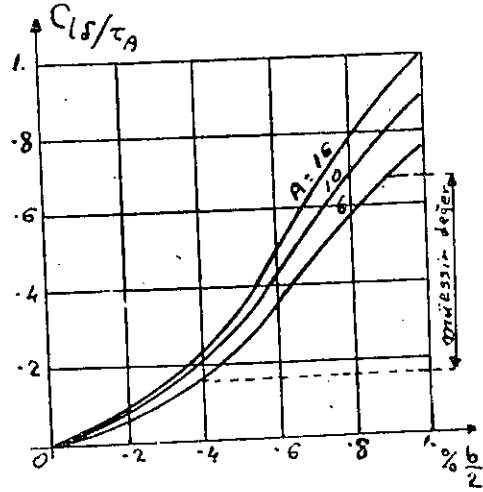
Yanlama kumanda, daima, kanat uç kısımlarının firar kenarındaki basit flaplardan ibaret olan, kanatçıklar yardımıyla temin edilir. Kanatçıklar, simetrisiz hareket ederler; yâni bir yandaki kanatçık aşağıya inerken, diğer yandaki kanatçık yukarıya çıkar. Uçaklarda, kanatçıkların aşağıya hareketi yukarıya hareketinden küçük olacak tarzda, bir yanlama kumanda sistemi kullanılır.

Kanatçıklar, biri yüzey boyutlarını ve diğeri aerodinamik denge vasıflarını tâyin eden iki şarta uygun olmalıdır. Yanlama kumanda, alçak hızlarda, yatışa sebep olan simetrisiz düşey sağnakların tesirini önlemeye yetecek bir yalpa momenti hasil etmelidir. Bu şart, kanatçıkların yüzeyini tâyin eder. Maksimum taşıma katsayısına yakın hücum açıları altındaki alçak hızlarda, kanatçık hareketinin tamamını kullanmak ve iniş sırasında kanatları yatay bir durumda tutmak için yeter yanlama kumandaya malik olmak istenir.

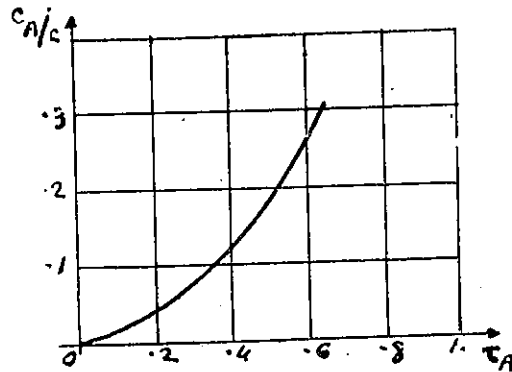
Yanlama kumanda, yüksek hızlarda, verilen bir leviye kuvvetiyle, uçağı yeter derecede büyük bir açısal hızla (x) eksenini etrafında döndürmelidir. Bu şart, kanatçıkların aerodinamik dengesini tâyin eder.

Bunlardan başka, yankayı ve simetrisiz güçle uçuş hallerinde, eksi diyedir tesiri de karşılanmalıdır.

Kanatçıkların simetrisiz oynaması, her iki yarı kanatta taşıma dağılımını değiştirerek, bir yalpa momenti hasil eder. Kanatçık yalpa momenti, hakiki taşıma değişimine göre, şerit entegral usulüyle hesapla-



(Şekil: 127 a)



(Şekil: 127 b)

nır. Bu hesaba ait denklemler, oldukça karışık olmakla beraber, tatbikatta kullanılan kanat biçimlerini ve kanatçık boyutlarını dikkate alarak, nisbeten basit formüller bulunmuştur.

Kanatçığın oynamasından doğan yalpa momenti (L_A) ile gösterilir ve bu momente ait "kanatçık yalpa momenti katsayısı" (C_{1A}), aşağıdaki denklemle tarif edilir:

$$L_A = C_{1A} \cdot q \cdot S \cdot b \quad (40)$$

Kanatçık tesir parametresi, $\tau = da/d\delta_A$ ve kanatçık kumanda gücü, $dC_{1\delta}/d\delta_A = C_{1\delta}$ (1/Radyan) hesaba katılarak, kanatçık yalpa momenti katsayısı için:

$$C_{1A} = \left(\frac{C_{1\delta}}{\tau} \right) \cdot \frac{\tau \cdot \delta_A}{57,3} \quad (41)$$

denklemini yazılır. Burada (δ_A), bir kanatçığın derece olarak açısal hareketini göstermektedir. Böylece, kanatçık yalpa momenti, aşağıdaki denklem ile ifade edilir:

$$L_A = \left(\frac{C_{1\delta}}{\tau} \right) \cdot \frac{\tau \cdot \delta_A}{57,3} \cdot q \cdot S \cdot b \quad (42)$$

($C_{1\delta}/\tau$)'yu, muhtelif kanat açıklık oranları için, kanatçık ve kanat açıklıkları arasındaki oranın fonksiyonu olarak gösteren grafik, (Şekil: 127) de verilmiştir. Bu şekilde, kanatçık tesir parametresi (τ) nun, kanatçık veteri ve kanat veteri arasındaki oranla değişimini gösteren grafik de verilmiştir.

Kanat sivrilik oranının tesiri, normal olarak çok küçük olduğundan, hesaplarda ihmal edilir.

($C_{1\delta}/\tau$) grafiği, her biri eşit miktarlarda oynayan bir çift kanatçığa göre tayin edilmiştir. Kanatçıkların farklı olarak işlemesi halinde, ortalama değer kullanılmalıdır:

$$\delta_A = \frac{1}{2} (\delta_u + \delta_a)$$

Hesaplarda ($C_{1\delta}/\tau$) nun hakiki değerini tayin etmek için, kanatçık dış ucunun açıklık üzerindeki yerine tekabül eden değer ile kanatçık iç ucuna tekabül eden değer arasındaki fark alınır.

Misâl: $A = 6$ olan bir kanat açıklığı $0,5$ ($b/2$) olan bir kanatçık ihtiva etmektedir ve kanatçığın dış ucu, $0,9$ ($b/2$) kesidinde bulunmaktadır. (Şekil: 127) 'deki grafikten, $A = 6$ eğrisi üzerinde, $0,9$ ($b/2$) 'de bulunan uç için, $C_{1\delta}/\tau = 0,69$ ve kanat yarı açıklığının $0,9 - 0,5 = 0,4$ kesidinde bulunan kanatçık iç ucu için, $C_{1\delta}/\tau = 0,17$ okunur. Buna göre,

$$C_{1\delta}/\tau = 0,69 - 0,17 = 0,52 \quad \text{bulunur.}$$

Kanatçıkların oynatılmasıyla hasıl olan açısız yalpa hızı (p) yerine, $(p \cdot b / 2 \cdot V)$ boyutsuz parametrenin değeri tâyin edilir. Bu parametre, yalpa hareketi sırasında, kanat uç kesidi hücum açısının, uçak simetri düzleminde bulunan kesidin hücum açısından farkını (radyan olarak) gösterir. Uçak bir tonu manevrası yaparken, kanat ucunun çizdiği helisin açısı, bu parametreye eşittir.

Minimum şart olarak, taşıt uçakları için, $\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = 0,07$ ve akrobasi tipi uçaklar için, $\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = 0,09$ tavsiye edilir.

Sabit bir açısız yalpa hızı, kanatçıkların hasıl ettiği yalpa momenti ve yalpa hareketinden doğan kanat amortisman momenti toplamı sıfır olduğunda elde edilir:

$$L_A + L_p = 0$$

Kanatçıkların oynatılmasıyla doğan yalpa momenti, uçağın (x) eksenini etrafındaki açısız hareketini ivmelendirerek, kanatlardaki taşıma dağılışını değiştirir. Kanat taşımasının açıklık boyunca dağılışı, (p) 'nin fonksiyonudur ve kanatçık yalpa momentine karşı koyan bir yalpa momenti hasıl eder. Buna, "kanat amortisman momenti" adı verilir.

Açısız yalpa hızının sebep olduğu kanat taşıma dağılışının değişimi, her hangi bir kanat kesidinde, yalpa dolayısıyla hasıl olan hücum açısı değişiminden ileri gelir:

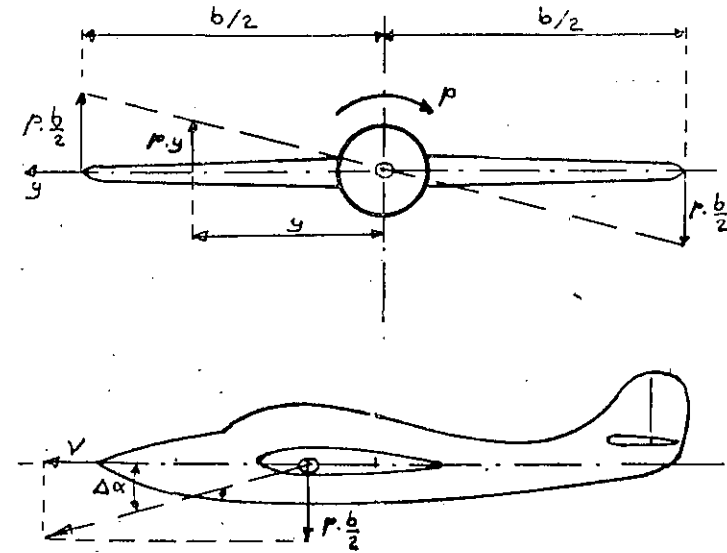
$$\Delta \alpha = \frac{p \cdot y}{V} \quad (\text{radyan})$$

Burada (p), radyan/sn açısız yalpa hızı ve (y), kesidin uçak simetri düzleminde olan uzaklığıdır.

Uçak, uzunlama eksenini etrafında, bölüm-12'de kabul edilen işaretleme tarzına göre, sağ kanadı aşağıya doğru hareket ettiren bir artı açısız yalpa hızı aldığı anda, sağ yarı kanatta yukarıya doğru ve sol yarı kanatta aşağıya doğru yönelmiş bir hız bileşeni doğar. Bu hız bileşeni, sol yarı kanatta, hücum açısını ve dolayısıyla taşımayı azaltır ve sağ yarı kanatta, hücum açısını ve taşımayı artırır. Neticede, açısız yalpa hızına nazaran ters yönde, yani bu hareketi amorti eden, bir moment hasıl olur. Bu momente, "kanat amortisman momenti" adı verilir.

Kanat amortisman momenti oldukça büyüktür ve hızlı bir yalpa hareketi istendiğinde, kanatçıkların çok kuvvetli bir tesire malik olmasını gerektirir.

Kanat amortisman momenti, taşıma değişimini kanat açıklığı boyunca entegre ederek hesaplanır. Bu momentin değeri, kanat geometrik biçiminin ve taşıma dağılışının fonksiyonudur. Yalpa sebebiyle hücum açısının değişmesi, kanat açıklığı boyunca sürüklenme dağılışını da değiştirir; fakat hesaplarda, çok küçük olduğundan, sürüklenme değişimi ihmal edilir.



Şekil: 128

Kanat amortisman momentini tâyin etmek için, aşağıdaki denklemle tarif edilen, amortisman momenti katsayısı (C_1) kullanılır:

$$L_p = C_1 \cdot q \cdot S \cdot b$$

Amortisman momenti katsayısı, $(p \cdot b / 2 \cdot V)$ parametresinin fonksiyonu olup, yazılışı basitleştirmek maksadıyla:

$$\frac{dC_1}{d \frac{p \cdot b}{2 \cdot V}} = C_{1p}$$

yazılır. Böylece :

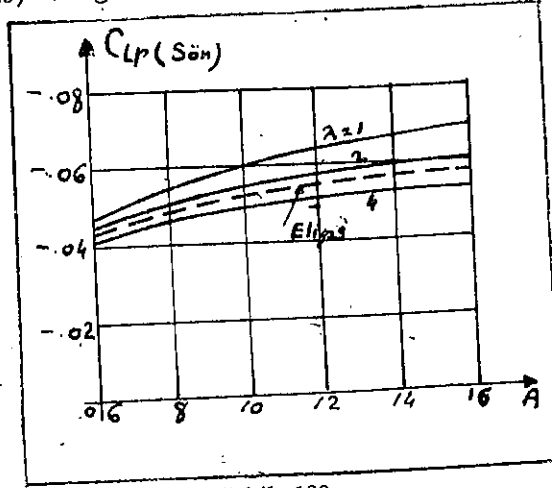
$$C_1 = C_{1p} \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \quad (43)$$

ve

$$L_p = C_{1p} \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot q \cdot S \cdot b \quad (44)$$

denklemleri elde edilir.

(C_{lp}) türevi, daima eksidir ve bunun değerinin, muhtelif kanat sivriliği oranları için, kanat açıklık oranıyla değişimi, deneysel sonuçlara göre, (Şekil: 129) 'da gösterilmiştir.



Şekil: 129

Kanatçık yalpa momenti için bulunan (42) denklemi ve kanat amortisman momenti için bulunan (44) denklemi toplamı, sabit açısız yalpa hızında, sıfır olmalıdır:

$$L_A + L_p = 0$$

veya

$$\left(\frac{C_{l\delta}}{\tau}\right) \cdot \frac{\tau \cdot \delta_A}{57,3} \cdot q \cdot S \cdot b + C_{lp} \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot q \cdot S = 0$$

Bu denklem, basitleştirildikten sonra, ($p \cdot b / 2 \cdot V$) için çözülerek:

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = - \frac{\left(\frac{C_{l\delta}}{\tau}\right) \cdot \frac{\tau \cdot \delta_A}{57,3}}{C_{lp}} \quad (45)$$

denklemi elde edilir.

Bu denklemin sağ tarafındaki bütün terimler, verilen kanat biçimine göre sabittirler. Böylece ($p \cdot b / 2 \cdot V$) parametresi, kanatçık açısı (δ_A) ile doğru orantılıdır ve uçuş hızından bağımsızdır.

Bu denklemden, kanatçık açısı için:

$$\delta_A = - \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot \frac{57,3 \cdot C_{lp}}{\tau \cdot \left(\frac{C_{l\delta}}{\tau}\right)} \quad (46)$$

ifadesi bulunur. Burda (δ_A), evvelce de açıklanmış olduğu gibi, bir kanatçığın oynama açısıdır ve kanatçıkların farklı işlemesi halinde, iki kanatçık açısının ortalamasıdır.

İşaret bakımından, kanatlardan her hangi birinde bir kanatçık açısı, artı bir yalpa momenti hasil ettiğinde, (sağ kanat aşağıya), artı kabul edilir. Keza, bir kanat kesidinde, açısız yalpa hareketinden doğan hücum açısı değişimi (Δz), artı bir yalpa momenti hasil ettiğinde, artıdır.

Yukardaki etüt, kanadın rijit olması halinde doğrudur. Hakikatta kanatçıklar, kanatta bir burulma hasil eder ve bu burulma, kanatçıkların tesirini zayıflatır. Kanatçık tesirinin zayıflaması, uçuş hızıyla artar. Kanadın burulmaya karşı rijitliği küçük olduğunda, kanat burulmasından doğan yalpa momentinin, kanatçık yalpa momentine eşit olduğu bir yüksek hız bulunur ve bu hızın üstündeki hızlarda, kanatçıkların oynatılması, uçakta ters yönde bir yalpa hareketi hasil eder. Bu hıza, "kanatçık terslik hızı" denir.

Misâl: Dikdörtgen ve $A = 6$ bir kanat, dış ucu kanat ucunda bulunan, $c_A/c = 0,2$ ve yüzde 40 açıklıklı kanatçıklar ihtiva etmektedir. Kanatçıkların her iki yarı kanatta eşit oynadığı kabul edilerek:

1) $\delta_A = 6^\circ$ için, $\frac{p \cdot b}{2 \cdot V}$ nin tâyini?

2) $b = 12$ m olduğuna göre, $V = 360$ Km/Saat hız için, (d°/sn) cinsinden açısız yalpa hızının tâyini?

Dikdörtgen kanat ve $A = 6$ için, (Şekil: 129) 'daki grafikten; $C_{lp} = -0,48$ ve (Şekil: 127) 'deki grafiklerden, $c_A/c = 0,2$ için; $\tau = 0,5$ ve $\% \frac{b}{2} = 1,0$ için; $C_{l\delta}/\tau = 0,78$ ve $\% \frac{b}{2} = 0,6$ için; $C_{l\delta}/\tau = 0,37$ okunur. Bulunan bu değerlere göre: $C_{l\delta}/\tau = 0,78 - 0,37 = 0,41$ ve

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = - \frac{\delta_A \cdot \tau \cdot \left(\frac{C_{l\delta}}{\tau}\right)}{57,3 \cdot C_{lp}} = - \frac{(6) \cdot (0,5) \cdot (0,41)}{57,3 \cdot (-0,48)} = 0,048 \text{ elde edilir.}$$

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \text{ nin bu değerine göre; } p = 0,48 \cdot \frac{2 \cdot V}{b} = 0,48 \cdot \frac{2 \cdot 100}{12} = 0,8 \text{ radyan/saniye veya } p = 0,8 \cdot 57,3 = 45,8 \text{ } d^\circ/sn \text{ bulunur.}$$

15.8. — Kanatçık kumanda kuvveti.

Uçaklarda iki kanatçık bulunduğu ve kanatçıklardan biri aşağıya inerken diğeri yukarıya çıktığından, kanatçık kumanda kuvvetinin

hesabı, diğer dümenlerinkine nazaran, biraz karışıktır. Bununla beraber, kanatçık kumanda kuvveti, yükselti ve yönelti dümenlerinkine benzer bir tarzda etüt edilir. Bu etüt için, ilk önce, kabul edilen terimleri ve işaretleri tesbit etmek lazımdır.

Bir kanatçığın açısı, derece cinsinden, (δ_A) ile gösterilir; bu açı, yukarıya çıkan kanatçık için (δ_u) ve aşağıya inen kanatçık için (δ_a) olup, kanatçıkların hareketi farklı olduğunda:

$$\delta_A = \frac{1}{2}(\delta_u + \delta_a)$$

kabul edilir.

Bir kanatçığın alanı (S_A) , açıklığı (b_A) ve ortalama veteri (c_A) ile gösterilir ve $S_A = b_A \cdot c_A$ yazılır.

Kanatçık kumanda kuvveti, bölüm-12'de kabul edilen işaretleme tarzına göre, pilotun sağ tarafına doğru yöneldiğinde, (artı) dır. Menteşe momentleri, diğer dümenlerde olduğu gibi, kumanda yüzeyinin firar kenarını aşağıya doğru hareket ettirdiğinde, (artı) kabul edilirler.

Kanatçıkların açıları, kumanda sistemi mekanik oranı yardımıyla, bir artı yalpa halinde, (artı) kabul edilirler.

Bir artı kumanda kuvveti, bölüm-13 paragraf (13.1)'de açıklanmış olduğu gibi, sağ kanatçığı yukarıya ve, aynı zamanda, sol kanatçığı aşağıya doğru oynatarak, uçakta bir artı yalpa hareketine sebep olur. Bu halde, kumanda sistemi mekanik oranı, yukarıya çıkan sağ kanatçık için (G_u) ve aşağıya inen sol kanatçık için (G_a) ile gösterilerek, kanatçık kumanda kuvveti ve kanatçık menteşe momentleri arasında, aşağıdaki bağlantı yazılır:

$$F_A = (H_{mA})_u \cdot G_u - (C_{mA})_a \cdot G_a \quad (47)$$

Burada (u) endisi, yukarıya çıkan kanatçığa ve (a) endisi, aşağıya inen kanatçığa ait değerleri göstermektedirler.

Menteşe momentinin ifadesi, bir kanatçık için:

$$H_{mA} = C_h \cdot q \cdot S_A \cdot c_A$$

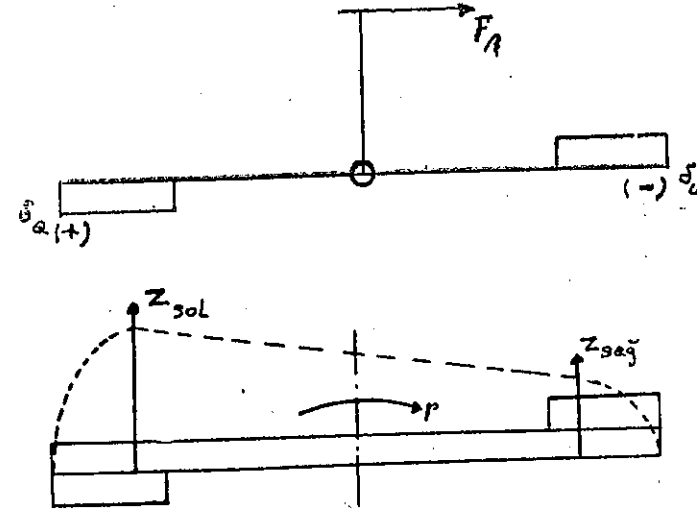
olup, bir kanat ve kanatçık terkihi bahis konusu olduğundan, menteşe momentleri katsayısının değeri, $(\alpha = 0)$ ve $(\delta = 0)$ halinde, $C_h = C_{h0}$ ile gösterilerek:

$$C_h = C_{h0} + \alpha \cdot C_{h\alpha} + \delta \cdot C_{h\delta} \quad (48)$$

denklemleri ifade edilir.

Kanat uçuş yörüngesi hızının sebep olduğu hücum açısı değişimi, her

iki kanatçıkta eşit ve ters yönlerde olup, menteşe momentine tesir etmez. Müessir $(\Delta\gamma)$, yalpa hızı dolayısıyla kanatçıktaki hücum açısı değişiminden ibarettir. Bu hücum açısı değişiminin değeri, kanat ucunda $\left(\frac{p \cdot b}{2 \cdot V}\right)$ ye eşittir ve kanatçığın her hangi bir noktasında, bu noktanın, uçak simetri düzleminden uzaklığı (y) olduğuna göre, $\left(\frac{p \cdot b}{2 \cdot V}\right)$ yi $\left(\frac{y}{b/2}\right)$ oranıyla çarparak hesaplanır.



Şekil: 130

Kanatçığın, iç kenarından itibaren, açıklığının $(1/4)$ 'ünde bulunan bir noktadaki hücum açısı değişimi, deneysel sonuçlara göre, bütün kanatçık için, ortalama hücum açısı değişimini verir. Her iki kanatçığın, iç kenarlarından itibaren, $(b_A/4)$ 'de bulunan noktalarının arasındaki uzaklık, kanat açıklığına paralel olarak, (b_1) ile gösterilir. Böylece, hücum açısı değişimi, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$\Delta\gamma = \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot \frac{b_1}{b} \cdot 57,3 \quad (^\circ) \quad (49)$$

Kanatçık menteşe momentleri katsayısının, yukarıda (48) denklemiyle verilen ifadesi, bir artı yalpa halinde, sağ ve sol kanatçıklar için, aşağıdaki tarzda yazılır:

$$\begin{aligned} C_{hu} &= C_{h0} + (\alpha + \Delta\gamma) C_{h\alpha} - \delta_u \cdot C_{h\delta} \\ C_{ha} &= C_{h0} + (\alpha - \Delta\gamma) C_{h\alpha} + \delta_a \cdot C_{h\delta} \end{aligned}$$

Menteşe momenti katsayılarının bu ifadeleri, kanatçık kumanda kuvvetini veren (47) denkleminde hesaba katılarak:

$$F_A = (C_{hu} \cdot G_u - C_{ha} \cdot G_a) \cdot q \cdot S_A \cdot c_A$$

veya, $G_u = G_a = -G$ koyarak:

$$F_A = -G \cdot q \cdot S_A \cdot c_A \cdot [2 \cdot \Delta\alpha \cdot C_{hz} - (\delta_u + \delta_a) \cdot C_{hd}]$$

ve, $\delta_A = \frac{1}{2}(\delta_u + \delta_a)$ bağıntısı dikkate alınarak:

$$F_A = -2 \cdot G \cdot q \cdot S_A \cdot c_A \cdot (\Delta\alpha \cdot C_{hz} - \delta_A \cdot C_{hd}) \quad (50)$$

denklemini elde edilir.

Burada $(\Delta\alpha)$ yerine, (49) denkleminde ve (δ_A) yerine de, (46) denkleminde verilen ifadeleri konarak, iki kanatçığa ait kumanda kuvveti için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$F_A = -2 \cdot G \cdot q \cdot S_A \cdot c_A \cdot \left(\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot \frac{b_1}{b} \cdot 57,3 \cdot C_{hz} + \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \cdot \frac{57,3 \cdot C_{1p}}{\tau \cdot \left(\frac{C_{1d}}{\tau} \right)} \cdot C_{hd} \right)$$

veya:

$$F_A = -2 \cdot G \cdot q \cdot S_A \cdot c_A \cdot \left(\frac{b_1}{b} \cdot C_{hz} + \frac{C_{1p}}{\tau \cdot \left(\frac{C_{1d}}{\tau} \right)} \cdot C_{hd} \right) \cdot 57,3 \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \quad (51)$$

Misâl: Bir dikdörtgen kanat ve iki kanatçığı için, aşağıdaki malûmat verilmiştir: $A = 6$, $b = 12$ m, $b_A = 3$ m, $c_A/c = 0,2$, $b_1/b = 0,625$, $G = 0,9$, $C_{hz} = -0,0043$, $C_{hd} = -0,0082$ ve kanatçığın dış ucu, kanat ucundadır.

1) $V = 360$ Km/Saat eşdeğer hızda, $\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = 0,06$ için, kanatçık kumanda kuvvetinin tâyini?

2) $V = 450$ Km/Saat eşdeğer hızda, $F_A = 12$ Kg için $\frac{p \cdot b}{2 \cdot V}$ nin hesabı?

Verilen malûmata göre, (Şekil: 127 ve 129) 'daki grafiklerden, aşağıdaki değerler okunur:

$$C_{1d}/\tau = 0,51, \quad \tau = 0,5, \quad C_{1p} = -0,048 \quad \text{ve} \quad c_A = 0,4 \text{ m.}$$

Diğer yandan, $V = 360$ Km/Saat = 100 m/sn için, $q = 625$ Kg/m² dir. Bu değerler (51) denkleminde yerlerine konarak:

$$F_A = -2 \cdot 0,9 \cdot 0,12 \cdot 0,4 [0,625 (-0,0043) + \frac{(-0,048)}{0,5 \cdot 0,51} (-0,0082)] 57,3 \cdot 0,06 \cdot 725$$

$$F_A = 29 \text{ Kg}$$

bulunur.

Problemin 2. nci kısmında, $V = 450$ Km/Saat = 125 m/sn için, $q = 977$ Kg/m² olup, (51) denkleminde $(p \cdot b/2 \cdot V)$ için çözülerek ve hesaplanan değerler yerlerine konarak:

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = 0,0159 \text{ (1/Radyan)}$$

ve buna göre de: $p = 0,29$ Radyan/Saniye veya $p = 18,9$ d°/sn bulunur.

15.9. — Çapraz tesirler.

Bir uçağın yol ve yanlama karakteristikleri, birbiriyle yakından bağıntılıdır. Kanatçıkların oynatılması ve yalpa hızı, sapma hızı, bir yalpa momenti hasıl ederek, yalpaya sebep olur. Burada, bu çapraz tesirler, sırayla etüt edilmiştir.

Kanatçıklardan ve yalpa hızından doğan zıt sapma momenti.

Bir yalpa momenti elde etmek maksadiyle kanatçıklar oynatıldığında, iki sebepten dolayı, bir sapma momenti hasıl olur. Kanatçıklar oynatıldığında, endüklenmiş sürüklenme, aşağıya inen kanatçık tarafında artar ve yukarıya çıkan kanatçık tarafında azalır. Sürüklemeler arasındaki bu fark, uçak ağırlık merkezinden geçen düşey eksen etrafında, bir sapma momenti hasıl eder; buna, «kanatçık sapma momenti» adı verilir.

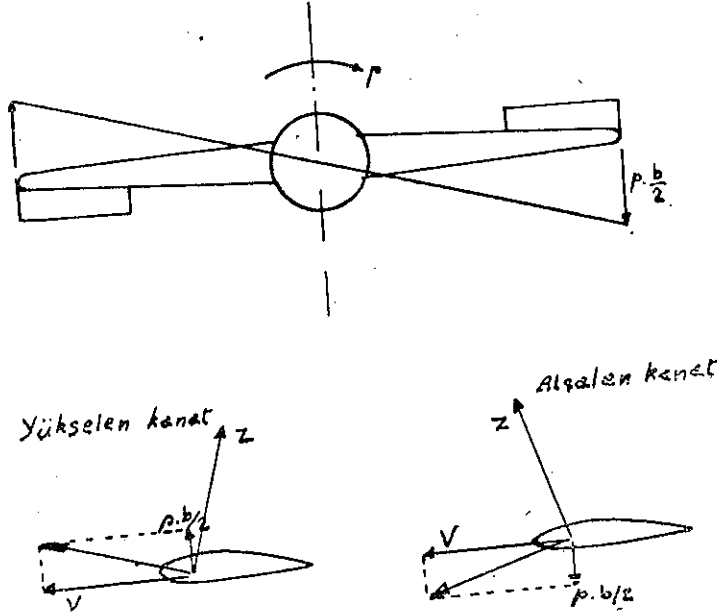
Uçak yalpa yapmağa başladığında, taşımayı gösteren vektör, aşağıya inen kanatta, öne doğru ve yukarıya çıkan kanatta, arkaya doğru bir eğim alır. Bunun neticesi, bir sapma momenti hasıl olur; buna da, «yalpadan doğan sapma momenti» denir.

Bu iki sapma momenti, aynı yöndedir ve, bir sağa yalpa halinde, uçağın burnunu sola saptırmağa çalışırlar. Bu momentler tesiriyle uçağın rotasındaki değişme, uçağa verilen kumandaya nazaran, ters yöndedir ve bu sebeple, bu tesire, «zıt kanatçık sapması» denir.

Kanatçıkların oynatılması halinde, sağ ve sol yarı kanatlardaki profil sürüklemeleri de farklıdır ve bu fark, bir ek sapma momenti daha verir. Bu ek sapma momenti, yukarıda bildirilen kanatçık sapma momentine ve yalpadan doğan sapma momentine ilâve edilmelidir; fakat, profil sürüklemesi farkı, normal tip kanatçıklar halinde, nisbeten küçük-

tür. Bazı tip kanatçıklarda, profil sürüklemesi farkı, oldukça büyük ve uygun yönde bir sapma momenti hasıl eder.

Bir yalpa sırasında hasıl olan zıt kanatçık sapma momenti, rüzgâr tüneline ölçülen sapma momentine, yalpadan doğan sapma momentini



(Şekil: 131)

ilâve ederek, tâyin edilir. Yalpadan doğan sapma momenti, kanat geometrik biçiminin bir fonksiyonu olarak hesaplanır.

Kanatçık sapma momentini, analitik olarak, hesaplamak mümkündür. Bununla beraber, en doğru bilgi, rüzgâr tüneli deneyleriyle elde edilir.

Kanatçıkların oynatılmasından ve yalpadan doğan toplam zıt sapma momenti katsayısı, takribî olarak, aşağıdaki formülle ifade edilir:

$$C_n = -\frac{C_z}{8} \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \quad (52)$$

Bu formül, normal biçimdeki kanatlar için $\pm$ %5 takribiyetle doğrudur. Toplam zıt sapma momenti, bu denklemde görüldüğü gibi, taşıma katsayısıyla ve $(p \cdot b/2 \cdot V)$ ile doğru orantılıdır. $(p \cdot b/2 \cdot V)$ nin de-

ğeri, (45) denklemi gereğince, (δ_A) ile doğru orantılı olduğundan, toplam zıt sapma momenti de, kanatçık açısıyla doğru orantılıdır.

Zıt sapma momenti katsayısının, $(p \cdot b/2 \cdot V)$ ile değişimi:

$$\frac{dC_n}{d \frac{p \cdot b}{2 \cdot V}}$$

türeviyle ifade edilir ve bu türev, basit olarak, C_{np} tarzında yazılır.

Böylece, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$C_{np} = -\frac{C_z}{8} \quad (53)$$

Bir uçağın yol kararlılık vasfı bakımından, taşıma katsayısının yüksek bir değerinde, kanatçığın tam oynamasından doğan zıt sapmayı (veya yankayı) tâyin etmek gereklidir. Bu karakteristik, aşağıdaki denklem yardımıyla tâyin edilir:

$$\beta \cdot \frac{dC_n}{d\beta} = -\frac{C_z}{8} \cdot \frac{p \cdot b}{2 \cdot V} \quad (54)$$

Verilen bir $\left(\frac{p \cdot b}{2 \cdot V}\right)$ değeri, kanatçık açısının maksimum değerine tekabül etmelidir. Bu suretle bulunan (β) değeri, takribî olarak, 15 dereceden büyük olmamalıdır. Statik yol kararlılık vasfı $(dC_n/d\beta)$ nın değeri arttığında, zıt sapma azalır.

Sapma hızından doğan yalpa momenti.

Uçak bir sapma hareketi aldığı sırada, kanat açıklığı boyunca, müessir hız aynı değildir. Bu haldeki hız değişimi, bir artı sapma hızı bahis konusu olduğunda, sağ yarı kanadın merkezinde arkaya doğru ve sol yarı kanatta öne doğru olmak üzere, $\Delta V = r \cdot \frac{b}{4}$ e eşittir. Bu hız değişimi, sağ yarı kanatta izafi hızı (ΔV) kadar azaltır ve sol yarı kanatta, aynı miktar, artırır. Böylece, izafi rüzgâra nazaran, ileriye çıkan sol yarı kanadın taşıması artmış ve geride kalan sağ yarı kanadın taşıması azalmıştır ve bu taşıma farkı, uçağın (x) eksen etrafında, bir artı yalpa momenti hasıl eder; yâni sağa doğru bir sapma hızı, sağa doğru bir yalpa momentine sebep olur.

Sapmadan doğan yalpa momenti katsayısının, sapma hızıyla değişimi, (r) ile gösterilen sapma hızı yerine $(r \cdot b/2 \cdot V)$ parametresi alınarak:

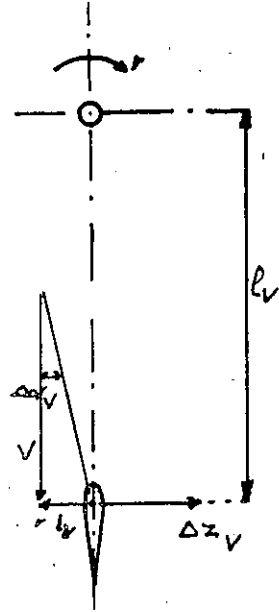
ma) gerektirir. Yüksek hızlarda, verilen bir yatış açısına tekabül eden sapma, küçülecektir.

Yukardaki denklem, aynı zamanda, yan alanı küçük ($C_Y \psi$ küçük) olan bir uçağın, sabit yankayıslarda, nisbeten küçük yatış açılarıyla, büyük yankayış alacağını göstermektedir.

Yatan bir uçağı, yalnız yönelti dümenini kullanarak düzeltmek istendiğinde, ağırlığın yanlama eksen doğrultusundaki bileşeni, gövdeye gelen yanlama kuvveti karşılayıncaya kadar, uçağın uçuş yörüngesi, alçak kanat tarafına doğru dönmeğe devam eder. Bu bakımdan, atmosferdeki sağnaklar tesiriyle yalpa yapan bir uçağın, rotasındaki değişimin minimum olması için, yanlama kuvvet katsayısının değeri büyük olmalıdır.

15.11. — Sapmanın amortismanı.

Statik yol kararlılığına malik ($C_n \psi < 0$) bir uçağın, sıfır yankayış sırasındaki denge durumu bozulduğunda, bu denge durumu etrafında, nor-



(Şekil: 134)

mal olarak, salınımlı bir hareket başlar. Bu hareketi sönümlendiren etkilere, «sapmanın amortismanı» adı verilir.

Sapmanın amortismanı, düşey kuyruk yüzeyinden ve kanattan doğar.

Sapma açısal hızı (r , rad/sn), (Şekil: 134) de görüldüğü gibi, düşey kuyruk üzerinde, ($r \cdot l_v$) ye eşit bir lineer hız bileşeni verir. Bu hız bileşeni, serbest akım hızıyla birlikte, düşey kuyruk yüzeyinin hücum açısını ($\Delta \alpha_v$) kadar değiştirir. Böylece, düşey kuyruk yüzeyinin taşıması, açısal sapma hızına nazaran ters yönde değişerek, uçağın salınımlı hareketini amorti eder.

Düşey kuyruk yüzeyi hücum açısının değişimi:

$$\Delta \alpha_v = \arctan \frac{r \cdot l_v}{V}$$

olup, ($\Delta \alpha_v$) küçük olduğundan:

$$\Delta \alpha_v = 57,3 \cdot \frac{r \cdot l_v}{V} \quad (d^\circ) \quad (58)$$

denklemini yazılır.

Bir artı açısal sapma hızı halinde, düşey kuyruk yüzeyindeki taşıma değişiminin, (z) eksen etrafındaki sapma momenti (eksi) olup;

$$(N_v)_{s\delta} = - \Delta Z_v \cdot l_v$$

veya,

$$(N_v)_{s\delta} = - 57,3 \cdot \frac{r \cdot l_v^2}{V} \cdot a_v \cdot q_v \cdot S_v \quad (59)$$

denklemini elde edilir. Bu denklemin her iki tarafını ($q \cdot S \cdot b$) ile bölerek, boyutsuz katsayılar için, aşağıdaki denklem bulunur:

$$(C_{nv})_{s\delta} = - 57,3 \cdot \frac{r \cdot l_v^2}{V \cdot b} \cdot a_v \cdot \frac{q_v S_v}{q \cdot S} \quad (60)$$

Görüldüğü gibi, statik yol kararlılığına tesir eden faktörler, sapmanın amortismanına da tesir etmektedirler. Şu farkla ki, burada kuyruğun uzaklığı (l_v), karesiyle girmektedir. Amortisman tesiri, açısal sapma hızıyla doğru orantılı ve uçuş hızıyla ters orantılı olarak değişir.

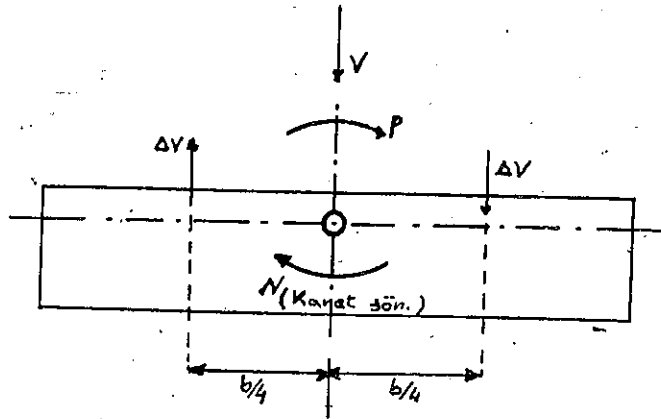
Hesaplarda, açısal-sapma hızı (r) yerine, ($r \cdot b/2 \cdot V$) parametresi kullanılır. Bu parametre, bir sapma sırasında, kanat ucundaki hız değişimini ifade eder.

Düşey kuyruk yüzeyinden doğan sapma amortisman momenti katsayısının, ($r \cdot b/2 \cdot V$) ile değişimi:

$$\left(\frac{dC_n}{d \frac{r \cdot b}{2 \cdot V}} \right)_{V, s\ddot{o}} = (C_{nr})_{s\ddot{o}} = -57,3 \cdot a_v \cdot \frac{2 \cdot l_v^2}{b^2} \cdot \frac{b_v \cdot S_v}{q \cdot S} \quad (61)$$

denklemlerle ifade edilir.

Kanattan doğan sapma amortismanı, sapma sırasında, iki yarı kanattaki hız değişiminin ters yönlerde olmasından ileri gelir. Bir artı açısal sapma hızında, dik dörtgen kabul edilen iki yarı kanadın geometrik merkezindeki hız değişimi, $\Delta V = r \cdot b/4$ den ibaret olup, izafi rüzgâra nazaran ileriye çıkan sol yarı kanatta, öne ve geride kalan sağ yarı kanatta, arkaya doğrudur. İki yarı kanadın sürüklemesi, hızlar gibi, farklı olup, bu sürüklenme farkı, uçağın (z) eksenini etrafında, açısal sapma hızıyla ters yönde, bir sapma momenti verir; bu moment, kanattan doğan sapma amortisman momentinden ibarettir.



(Şekil: 135)

Kanat sapma amortisman momenti katsayısı, deneysel sonuçlara göre, aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$(C_{nK})_{s\ddot{o}} = -\frac{(C_{rK})}{6} \cdot \frac{r \cdot b}{V} \quad (62)$$

Gövdeden doğan sapma amortisman tesirleri, genel olarak, çok küçük olup, hesaplarda ihmal edilir ve bir uçağın, sapmadaki amortisman vasıfları, dikey kuyruk yüzeyinden ve kanattan doğan sapma amortisman momentlerini toplamak suretiyle hesaplanır.

YOL VE YANLAMASINA KARARLILIK VE KUMANDA VASIFLARI.

Problemler.

1. — Bir uçağın aşağıdaki vasıfları verilmiştir:

$S = 18,6 \text{ m}^2$, $b = 12,2 \text{ m}$, $l_v = 6,1 \text{ m}$, $\eta_v = 0,9$, $(C_{n\psi})_g = 0,0012$, $a_v = 0,05$. Bu uçağın, $C_{n\psi} = -0,0015$ değerinde yol kararlılık vasfına malik olması için, dikey kuyruk yüzeyinin alanı ne olmalıdır?

2. — Bir uçağın, güçlü uçuş şartları için, aşağıdaki malûmat verilmiştir: $S = 32,5 \text{ m}^2$, $b = 13,7 \text{ m}$, $l_v = 8,53 \text{ m}$, $\eta_v = 1,2$, $a_v = 0,06$, $d\sigma_y/d\psi = 0,1$, $(C_{n\psi})_g = 0,0013$, $(C_{n\psi})_{per} = 0,0006$

Bu uçağın statik yol kararlılık değeri $C_{n\psi} = -0,0011$ olması için gerekli dikey kuyruk yüzeyi alanı nedir?

3. — Bir dik dörtgen kanat için, aşağıdaki malûmat verilmiştir:

$b = 12 \text{ m}$, $\bar{c} = 1,5 \text{ m}$, $\bar{y} = 3 \text{ m}$, $\Gamma = 3^\circ$, $a_K = 0,09$

Bu kanadın, yanlamasına kararlılık değerini ve müessir diyedri açısını tâyin ediniz?

4. — Bir kanadın aşağıdaki vasıfları verilmiştir:

$S = 18 \text{ m}^2$, $A = 6$, $\lambda = 1,5$, $\Gamma = 5^\circ$, $a_K = 0,075$

Bu kanadın, yanlamasına kararlılık değerini ve müessir diyedri açısını tâyin ediniz.

5. — Bir kanat için, aşağıdaki malûmat verilmiştir:

$S = 32 \text{ m}^2$, $A = 8$, $C_{l\psi} = 0,00047$

Bu kanadın, 1500 m yükseklikte, $\psi = 6^\circ$ ve $V = 270 \text{ Km/Saat}$ hızda, yalpa momentini hesaplayınız.

6. — Bir uçak, $A = 8$ ve sivrilik oranı $= 2$ olan bir kanada maliktir. Bu uçağın, bir kanatçık açıklığı $b_A = 0,45(b/2)$ ve kanatçık veteri $c_A = 0,2(\bar{c})$ olup, kanatçığın dış ucu kanat dış ucundadır ve her iki kanatçık eşit hareket etmektedir.

(a) $\delta_A = 10^\circ$ için, $\frac{p \cdot b}{2 \cdot V}$ nin değerini tâyin ediniz?

(b) $b = 14 \text{ m}$ olduğuna göre, $V_e = 450 \text{ Km/Saat}$ için, (p) yi hesaplayınız.

İLÂVE — 1. Standart atmosfer cedveli

z 1000 m	θ C°	P Kg/m ²	ρ Kg.sn ² /m ⁴	σ	a m/sn	γ 10 ⁴ . m ² /sn
0	15	10,332	0,124966	1	340,5	0,145
0,5	11,75	9,737	0,119067	0,9528	338,6	0,151
1	8,5	9,167	0,113407	0,9075	337	0,158
1,5	5,25	8,624	0,107946	0,8638	335	0,164
2	2	8,108	0,102672	0,8216	333	0,1705
2,5	— 1,25	7,617	0,097598	0,7810	331	0,178
3	— 4,5	7,150	0,092737	0,7421	329	0,185
3,5	— 7,75	6,707	0,088051	0,7046	327	0,193
4	— 11	6,287	0,083551	0,6686	325	0,2015
4,5	— 14,25	5,887	0,079228	0,6340	323	0,2105
5	— 17,5	5,509	0,075079	0,6008	321	0,220
5,5	— 20,75	5,150	0,071093	0,5689	319	0,230
6	— 24	4,810	0,067282	0,5384	317	0,240
6,5	— 27,25	4,490	0,063620	0,5091	315	0,252
7	— 30,5	4,187	0,060121	0,4811	313	0,263
7,5	— 33,75	3,900	0,056647	0,4533	310,5	0,275
8	— 37	3,630	0,05356	0,4286	308,5	0,288
8,5	— 40,25	3,375	0,050486	0,4040	306	0,303
9	— 43,5	3,143	0,04755	0,3805	304	0,318
9,5	— 46,75	2,907	0,044763	0,3582	302	0,333
10	— 50	2,695	0,042088	0,3368	300	0,350
10,5	— 53,25	2,494	0,039527	0,3163	297	0,368
11	— 56,5	2,306	0,037102	0,2969	295	0,380
12		1,971	0,031691	0,254		0,451
13		1,682	0,027068	0,217		0,528
14		1,437	0,023119	0,186		0,618
15		1,228	0,019745	0,158		0,723
16		1,050	0,016858	0,135		0,847
17		896	0,014408	0,115		0,993
18		765	0,012297	0,0984		1,161
19		653	0,010596	0,0841		1,360
20		558	0,008973	0,0718		1,580

z : Yükseklik

p : Basınç

a : Ses hızı

θ : Sıcaklık

ρ : Yoğunluk

σ = ρ/ρ₀ : İzafi yoğunluk

İLÂVE — 2

Profil karakteristikleri

Aşağıdaki profil aerodinamik karakteristikleri, A = 6 ve Rn = 3,5 · 10⁶ alınarak ölçülmüştür (NACA — T. R. 460).

Profil	C _{zmak}	α _{zmak} d°	α ₂₀ d°	a 1/d°	C _{xmin}	K	C _{m0}	—C _{zmak}
0006	0,88	16	—0,1	0,074	0,0065	—	—0,002	0,87
0009	1,27	18	0	0,073	0,0074	0,06	—0,003	1,19
0012	1,53	22	0	0,073	0,0083	0,059	—0,002	1,41
0015	1,53	22	0	0,073	0,0093	0,058	0	1,41
2412	1,62	23	—1,8	0,073	0,0085	0,061	—0,044	1,30
2415	1,55	22	—1,7	0,073	0,0099	0,062	—0,040	1,42
2418	1,43	20	—1,9	0,071	0,0112	0,062	—0,037	—
2421	1,36	20	—1,7	0,070	0,0117	0,063	—0,036	—
4412	1,65	22	—3,9	0,073	0,0092	0,061	—0,089	0,80
4415	1,57	20	—3,8	0,073	0,0105	0,061	—0,083	—
4418	1,47	21	—3,7	0,070	0,0116	0,061	—0,078	—
4421	1,37	23	—3,4	0,067	0,0132	0,064	—0,071	—
6312	1,66	20	—5,5	0,073	0,0102	0,059	—0,110	—
6315	1,55	19	—5,4	0,073	0,0120	0,059	—0,105	—
Clark - Y	1,55	17	—5	0,072	0,0094	0,061	—0,063	0,89
Gö. 387	1,33	15	—6,8	0,072	0,0123	0,068	—0,095	—
Gö. 398	1,59	18,5	—5,8	0,074	0,0106	0,064	—0,083	0,78

Not: (1) Burada (a = dC_z/dα) eğimi, α_a = 10° için verilmiş olup, Cz = 0 iken 1,03 ile ve A = ∞ halinde, 1,38 ile çarpılmalıdır.

(2) K = dC_x/dC_z² eğimi, Cz = 0,3 ve Cz = 0,8 arasında tâyin edilmiş olup, bu değer, Cz = 0 ve Cz = 1,0 arasında da aynı kabul edilir.

Profil karakteristikleri

Aşağıdaki profil aerodinamik karakteristikleri, $A = \infty$ ve $Rn = 8 \cdot 10^5$ alınarak ölçülmüştür (NACA — T. R. 610).

Profil	C_{zmak}	α_{z0} d°	a_0 1/d°	C_{xmin}	C_{xmin} A = 6	C_{m0}	a_c	
							Ön	Üst
0006	0,91	0	0,098	0,0054	0,0054	0	0,7	2
0009	1,39	0	0,098	0,0064	0,0064	0	1	5
0012	1,66	0	0,099	0,0096	0,0096	0	0,6	3
0015	1,66	0	0,097	0,0077	0,0077	0	1,2	4
2412	1,72	-2	0,098	0,0061	0,0062	-0,043	0,5	3
2415	1,66	-1,7	0,097	0,0068	0,0069	-0,040	1,4	5
2418	1,53	-1,9	0,094	0,0076	0,0076	-0,038	1,1	2
4412	1,74	-4	0,098	0,0071	0,0073	-0,088	0,8	2
4415	1,72	-4	0,097	0,0076	0,0079	-0,085	1	1
4418	1,57	-3,7	0,092	0,0079	0,0081	-0,078	1,4	1
23012	1,74	-1,2	0,1	0,0070	0,0071	-0,008	1,2	7
23015	1,73	-1,1	0,098	0,0081	0,0082	-0,008	1,1	6
23018	1,58	-1,2	0,097	0,0091	0,0091	-0,006	1,7	6
23021	1,50	-1,2	0,092	0,0101	0,0102	-0,005	2,3	7

Not: Aerodinamik merkezin yeri (a_0), c/4 noktasının önünde ve sıfır taşıma doğrultusunun üstündeki uzaklıkları, vaterin yüzdesi olarak verilmiştir.

Flaplı profil karakteristikleri.

Aşağıdaki profillerin, 0,2c vaterli yarım flap ihtiva ettiklerine göre, iki muhtelif flap açısına ait aerodinamik karakteristikleri, aynı şartlar altında ölçülmüştür (NACA T. R. 610).

Profil	C_{zmak}	α_{z0} d°	a_0 1/d°	C_{xmin}	C_{m0}	a_c		β d°
						Ön	Üst	
0012	2,35	-13,1	0,091	0,167	-0,220	0,6	3	60
23012	2,48	-14,3	0,088	0,166	-0,236	1,2	7	60
23015	2,54	-15,6	0,085	0,201	-0,228	1,2	7	75
23018	2,70	-16,2	0,086	0,198	-0,245	1,1	6	75
23021	2,74	-16,5	0,094	0,191	-0,300	2,3	7	75

İLÂVE — 3

Flap karakteristikleri

Aşağıdaki malûmat, «Royal Aeronautical Society, Data Sheets, 1949» dan alınmıştır.

İzafi kalınlığı (t/c) yüzde 12 olan ve bütün açıklığı boyunca yarım falcı ihtiva eden bir profilin, muhtelif flap veteri oranları için, (ΔC_z) taşıma artışını ve (ΔC_{x0}) profil sürüklemesi artışını, flap açısı (β) nın fonksiyonu olarak gösteren grafikler, bundan sonraki sayfalarda verilmiştir.

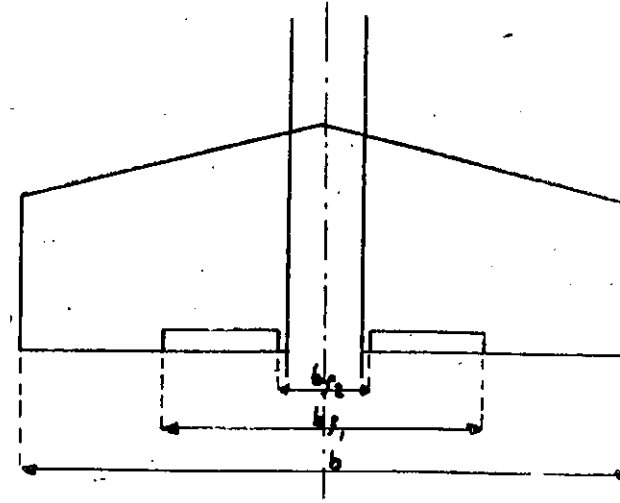
Flap, kanat açıklığının yalnız bir kısmında bulunduğu anda, bu grafikler yardımıyla tayin edilen artış değerleri, taşımalarda (λ) ve sürüklemelerde (μ) parametreleriyle çarpılmalıdır. Bu parametreler, kanat sivrilik oranının ve flap açıklığının fonksiyonudur. Bu parametrelerin değerleri, aşağıdaki cedvellerde verilmiş olup, (b_f/b) flap dış ucu için (artı) ve (b_{f2}/b) flap iç ucu için (eksi) kabul edilirler. Böylece, (') işaretli değerler, kısmî flaba ait olmak üzere, aşağıdaki bağıntılar yazılır:

$$\Delta C_z' = \Delta C_z \cdot \lambda \quad \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$$

$$\Delta C_{x0}' = \Delta C_{x0} \cdot \mu \quad \mu = \mu_1 - \mu_2$$

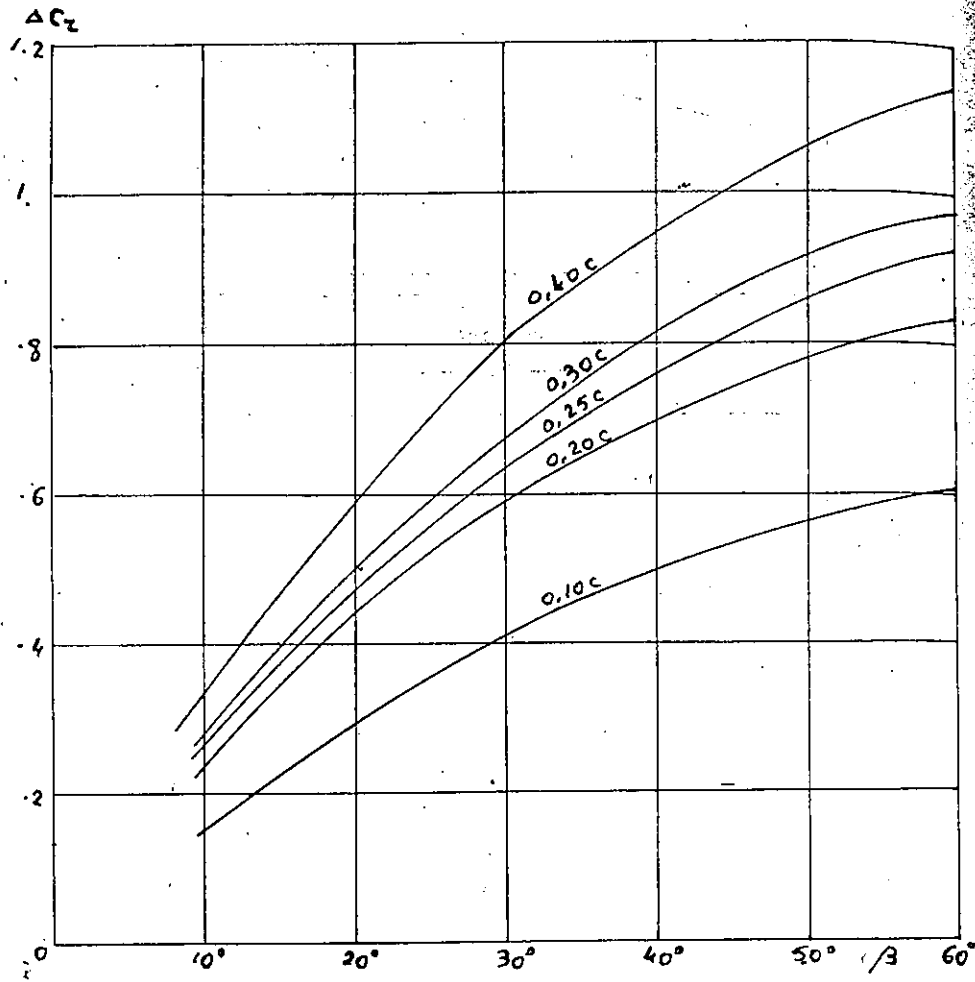
		μ				
		Kanat sivrilik oranı				
		1/1	2/1	Elips	4/1	Sonsuz
$\frac{b_f}{b}$	0,1	0,1	0,125	0,13	0,155	1,58
	0,2	0,2	0,243	0,255	0,29	0,305
	0,3	0,3	0,365	0,38	0,42	0,438
	0,4	0,4	0,48	0,495	0,54	0,56
	0,5	0,5	0,585	0,606	0,645	0,66
	0,6	0,595	0,68	0,71	0,74	0,76

		λ			
		Kanat sivrilik oranı			
		1/1	2/1	Elips	4/1
$\frac{b_f}{b}$	0,1	0,115	0,125	0,13	0,139
	0,2	0,23	0,25	0,257	0,27
	0,3	0,35	0,375	0,38	0,4
	0,4	0,46	0,49	0,50	0,522
	0,5	0,57	0,60	0,615	0,64
	0,6	0,67	0,705	0,72	0,738
	0,7	0,77	0,80	0,82	0,823

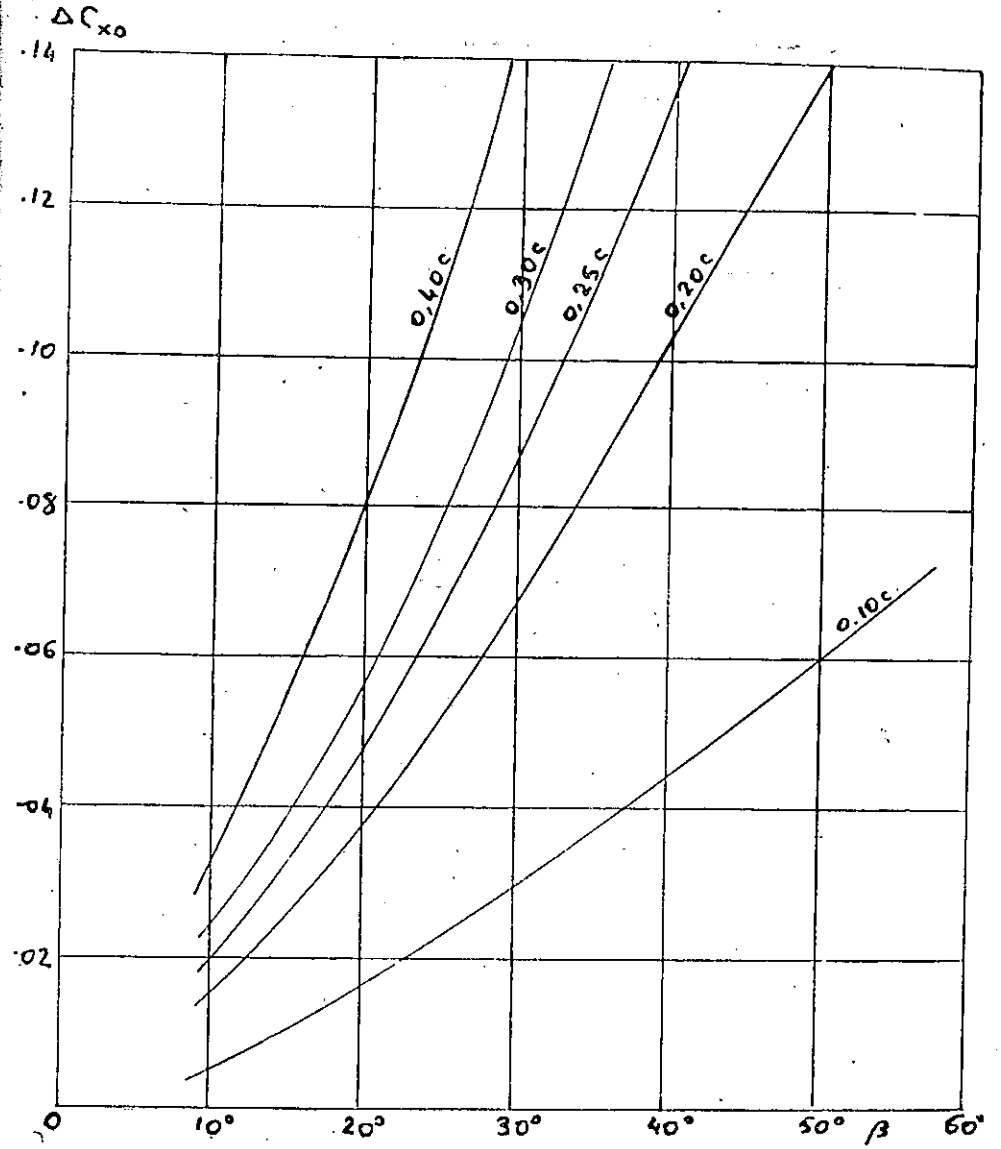


(Şekil: 136)

$t/c = 0.12$, Yarım flap , bütün ısıklık



(Şekil: 137)



(Şekil: 138)

İ L Â V E — 4. Motor karakteristikleri

1) Pistonlu motorlar:

Tip	Rejimler PxNxz	Oran	Sarfiyat q	Ağırlık W _m	Not
De Havilland Gipsy Major. 10 serisi	145×2550×0 142×2400×0 120×2300×1140	1	0,255 0,256 0,242	148	4 silindir ters sıra hava soğu.
Gipsy Queen 70 serisi	380×3000×0 355×2700×1296 265×2400×2440	0,711	0,318 0,268 0,214	315	6 silindir ters sıra hava soğu.
Bristol Hercules 672	1690×2800 1590×2500×1600 1320×2400×2590	0,444	0,210	886	14 silindir çift yıldız süpapsız
Wright Cyclone - 7	800×2600×1680 700×2400×2225	0,5625		479	7 silindir tek yıldız
Cyclone — 9	1525×2800 1275×2500×1070 1125×2500×3235	0,4375		635	9 silindir tek yıldız
Cyclone - 18	2500×2800 2100×2400×1340 1800×2400×4880	0,4375		1309	18 silindir çift yıldız enjeksiyon
SNECMA 4L - 02	170×2500×0 170×2500×0 110×2160×0	1	0,230 0,203	155	4 silindir ters sıra hava soğu.
Renault 12S	600×3300 439×3250×2400 300×2900×2800	0,572	0,304 0202	527	12 silindir ters 60° V hava soğu.
R. 210	1600×2600 1300×2400×2000 1050×2225×2800	0,5625		950	14 silindir çift yıldız
Rolls-Royce Griffon 74	2004×2750 2045×2750×0 1510×2600×2800	0,510		953	12 silindir 60° V su soğut.

Mootr karakteristikleri

2) Gaz türbinleri ve türbinli tepkili motorlar:

Tip	Rejimler T veya PxN	Oran	Sarfiyat q	Ağırlık W _m	Not
De Havilland Ghost 50	2270×10250 1950× 9750		1,08 1,05	1012	Tepkili
Bristol Proteus - 3	3220+545×12000 2920+500×11700	0,09	0,322 0,331	1203	Gaz türbini
SNECMA TB. 1000	1300+260×15000 1100+250×14000	0,109	0,315	600	Gaz türbini
Rolls-Royce Nene	2266 1815×11800		1	725	Tepkili
Allison J - 35	2315× 7900 2000× 7500		1,12	1196	Tepkili

Not: Yukardaki pistonlu motor, gaz türbini ve türbinli tepkili motor karakteristikleri, «Jane's All The World's Aircraft - 1952/53» den alınmıştır.

Pistonlu motor rejimleri; 1. incisi «kalkış», 2. incisi «nominal» ve 3. ün-cüsü «ekonomik seyahat» olmak üzere, üç muhtelif rejim için verilmiştir. Rejim vasıflarının ilk rakamı, «beygir gücü» ikinci rakamı, «dakikada devir sayısını» ve üçüncü rakamı da, (metre olarak) «kritik yüksekliği» göstermektedir.

(Oran) sütununda, pervane devir sayısının, motor anamalininkine oranı verilmiştir.

(Sarfiyat) sütununda, pistonlu motor ve gaz türbinleri için, saatte beygir güc başına sarfiyat (Kg/Bg/Saat) ve tepkili motorlar için, yine saatte çekme başına sarfiyat (Kg/Kg/Saat) karakteristikleri verilmiştir.

(Ağırlık) sütununda, normal teçhizatı dahil olmak üzere, boş motor ağırlıkları, Kg olarak, verilmiştir.

Gaz türbini rejimleri, anamildeki güç (Bg) ve ilâve çekme (Kg) olarak ve kompresör devir sayısı (1/dk) olmak üzere, üç rakamla ifade edilmiştir.

Tepkili motor rejimleri, statik çekme (Kg) ve türbin devir sayısı (1/dk) olmak üzere gösterilmiştir.

İLÂVE — 5

Pervane karakteristikleri

1. — Değişgen hatveli pervaneler.

Değişgen hatveli bir pervane ailesinin karakteristikleri, Bölüm 7 de açıklanmış olduğu gibi, genel bir usul olarak, (η) ve $(j = V/n \cdot D)$ karakteristiklerini, pervane yarı çapının 0,75 inde ölçülen pala konum açısı (β) nin muhtelif değerleri için, hız - güç katsayısı (C_s) nin fonksiyonu olarak grafiklerle gösterilir ve bu grafikte, randıman eğrilerinin zarfı, yahut da, (C_s) değerine ait maksimum randıman hattı da çizilir. Bundan başka, güç katsayısı (C_p) yi, pala konum açısının muhtelif değerleri için, $(V/n \cdot D)$ nin fonksiyonu olarak gösteren eğriler verilir ve bu eğriler, çekme katsayısı (C_T) nin aynı değerlerine ait noktaların geometrik yeri işaretlenerek, derecelenir.

Değişgen hatveli ve iki palalı bir pervane ailesine ait bu grafikler, metinde (Şekil: 65) ve (Şekil: 73) de verilmiş bulunmaktadır.

Değişgen hatveli ve üç palalı bir pervane ailesine ait $C_p = f(v/n \cdot D)$ grafiği, bundan sonraki sayfada verilmiştir. Bu pervane ailesinin η ve J eğrileri, metinde (Şekil: 62) dedir.

2. — Sabit hatveli pervaneler.

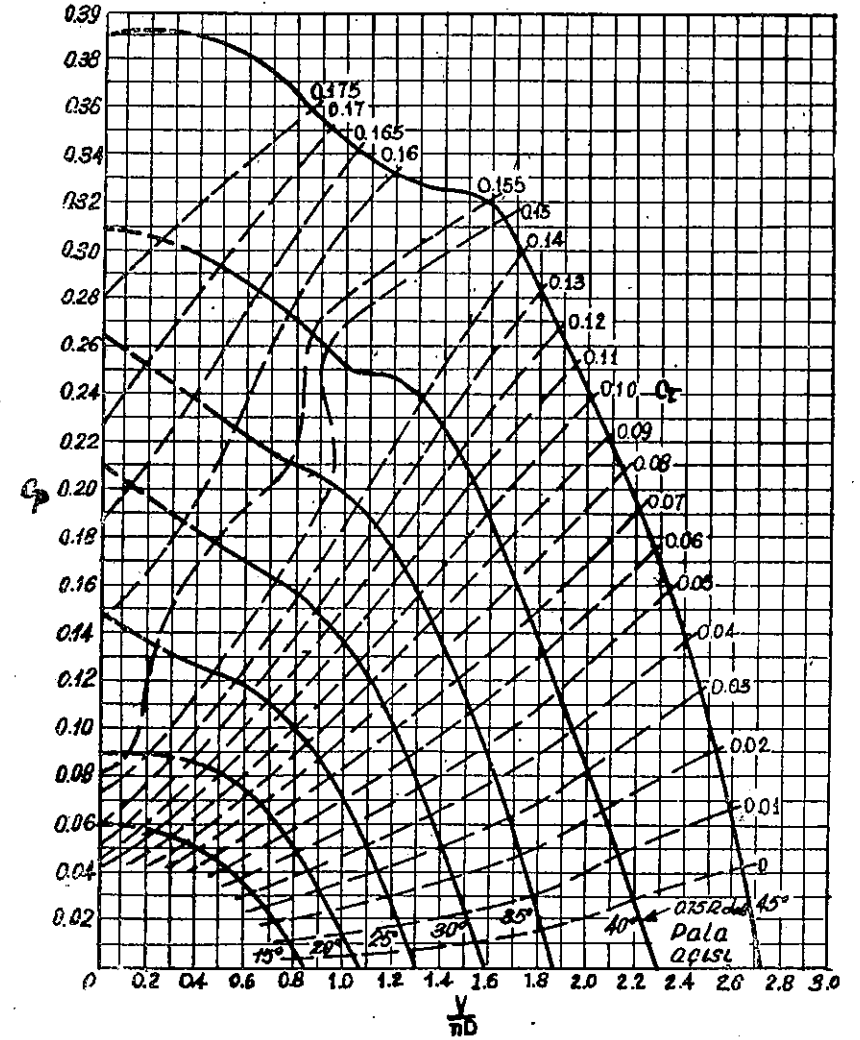
Sabit hatveli pervanelerde, bir yandan, motor gücünün ve pervane devir sayısının yükseklikle değişimini ve diğer yandan, pervane devir sayısının hızla değişimini hesaba katmak lâzımdır. Âdi motor mekanik gücünün yükseklikle değişimi, bölüm - 6, paragraf (6.2) de verilmiş olan:

$$P(z) = P_0(1,1 \cdot \sigma - 0,11)$$

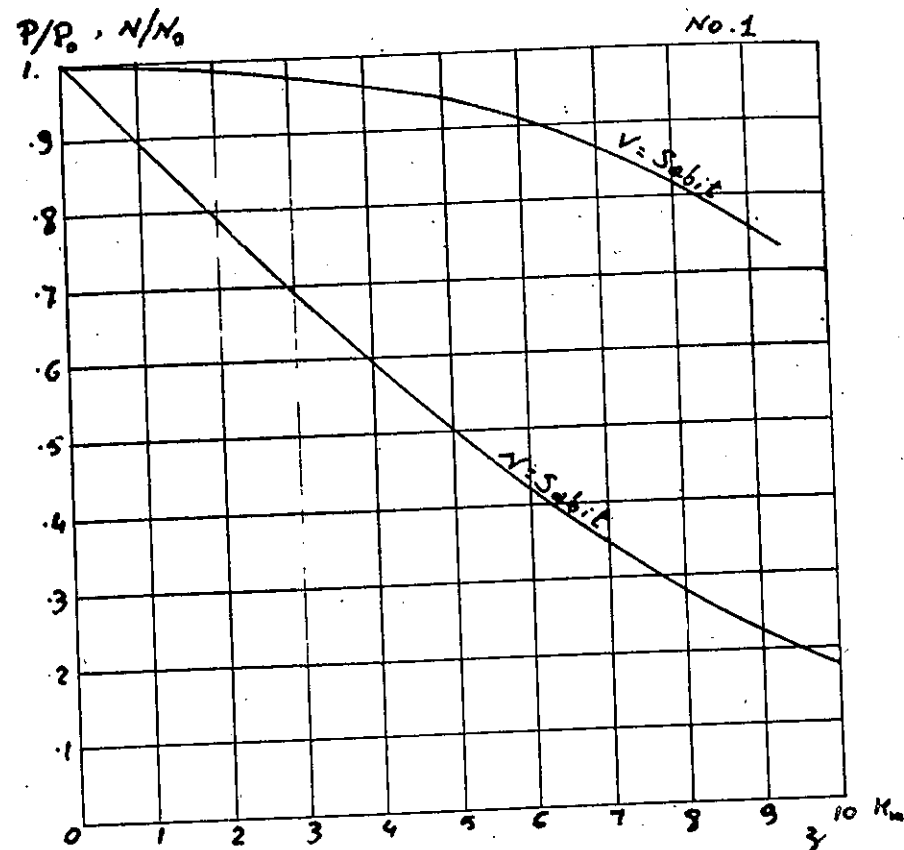
denklemleriyle hesaplanır veya, (Şekil: 140) daki (1) No. 1 grafikten tâyin edilir. Bu grafikte, pervane devir sayısının, hız sabit iken, yükseklikle değişimini veren eğri de gösterilmiştir.

Pervane devir sayısının, uçuş hızıyla değişimi, (Şekil: 141) deki grafik yardımıyla tâyin edilir.

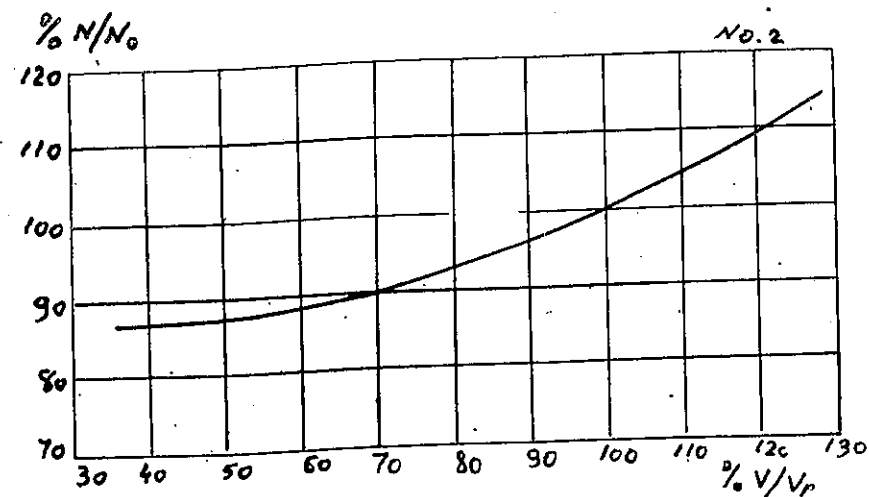
Uçuş hızı ve pervane devir sayısı değiştiğinde, $(V/n \cdot D)$ nin değeri ve dolayısıyla, pervane randımanı da değişir. Pervane seçimine esas alınan hesap şartlarına ait değerler, (η_p) ve (j_p) ile gösterilerek, (η/η_p) nin (J/J_p) ile değişimi, (Şekil: 142) deki grafik yardımıyla tâyin edilir. Bu üç grafik, sabit hatveli bir pervane ihtiva eden bir uçağın, her hangi bir yükseklikteki alınan gücünü, muhtelif hızlar için hesaplamakta kullanılır.



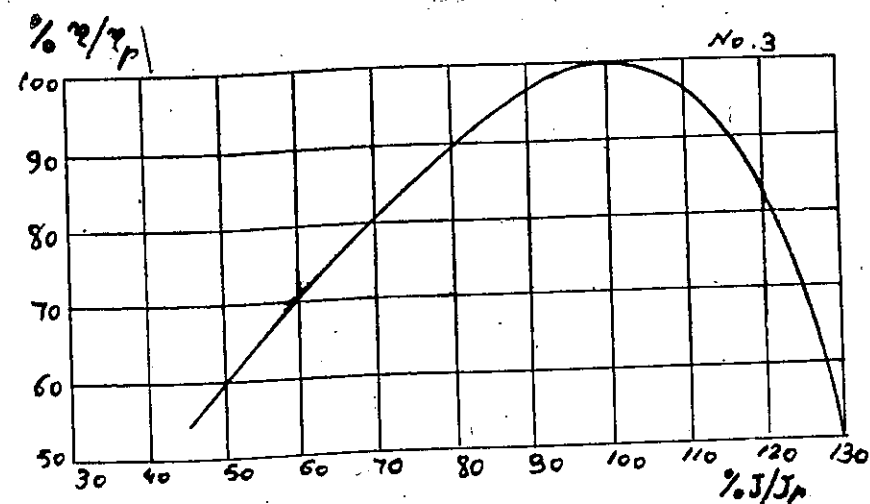
(Şekil: 139)



(Şekil: 140)



(Şekil: 141)



(Şekil: 142)

REFERANSLAR

- Aerodynamic Theory - W. F. Durand (C. I. T. 1943 Reprinted edition)
Applied Hydro - and Aeromechanics - L. Prandtl, O. G. Tietjens
Aérodynamique - E. Allard
Aérodynamique Expérimentale - P. Rebuffet
Aerodynamics of the Airplane - C. B. Millikan
Technical Aerodynamics - K. D. Wood
Introduction to Aeronautics - C. F. Toms
Mécanique de l'Aviation - P. de Valroger
The Elements of Airfoil and Airscrew Theory - H. Glauert
Airplane Propeller Principles - W. C. Nelson
Elements of Practical Aerodynamics - Bradley Jones
Airplane Performance, Stability and Control - C. D. Perkins, R. E. Hage
Airworthiness of Aircraft - ICAO. Annex 8 (1951)
Data Sheets - Aerodynamics - Royal Aeronautical Society (1949)
Jane's All World's Aircraft - (1952/53)
The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections From Tests in the Variable Density Wind Tunnel - E. N. Jacobs, K. E. Ward, R. M. Pinkerton. N. A. C. A. - T. R. 460
Characteristics of six Propellers, Including High-Speed Range - Th. Theodorsen, G. W. Stickle, M. J. Brevoort. N. A. C. A. - T. R. 594
Tests of Related Forward-Camber Airfoils in the Variable Density Wind Tunnel - E. N. Jacobs, R. M. Pinkerton, H. Greenberg. N. A. C. A. - T. R. 610
Aerodynamics Characteristics of Horizontal Tail Surfaces - A. Silverstein, S. Katzoff. N. A. C. A. - T. R. 688
Determination of Control Surface Characteristics From N. A. C. A. Plain-Flap and Tab Data - M. B. Ames Jr, R. I. Sears. N. A. C. A. - T. R. 721
Theoretical Relationships for an Airfoil with a Hinged Flap - H. Glauert. R. and M. 1095
Baughman's Aviation Dictionary and Reference Guide.