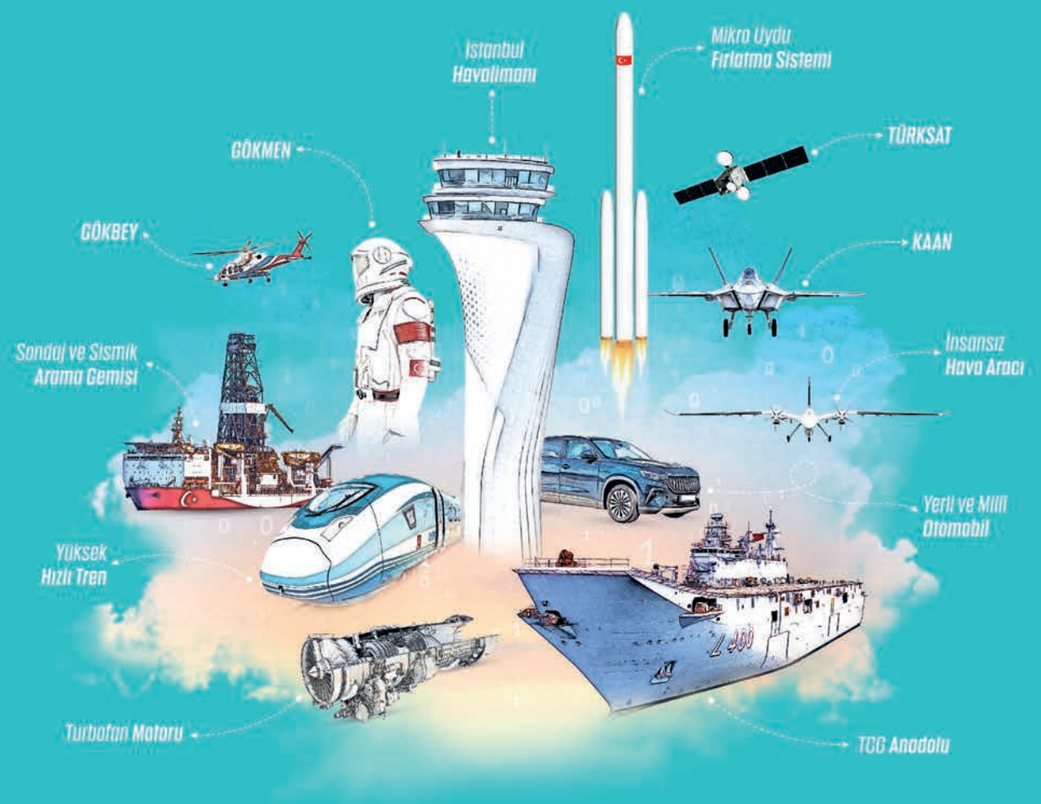
# Bu kitaba sığmayan daha neler var!

eba
www.eba.gov.tr

Karekodu okut, bu kitapla ilgili EBA içeriklerine ulaş!

## Teknoloji Yolculuğumuz




BU DERS KİTABI MİLLÎ EĞİTİM BAKANLIĞINCA
ÜCRETSİZ OLARAK VERİLMİŞTİR.
PARA İLE SATILAMAZ.

ISBN: 978-975-11-8881-6

*Bandrol Uygulamasına İlişkin Usul ve Esaslar Hakkında Yönetmeliğin Beşinci Maddesinin İkinci Fıkrası Çerçevesinde Bandrol Taşıması Zorunlu Değildir.*

UÇAK BAKIM ALANI HAVA ARACI AERODİNAMİĞİ 11 DERS MATERYALİ

MESLEKİ VE TEKNİK ANADOLU LİSESİ

UÇAK BAKIM ALANI

# HAVA ARACI AERODİNAMİĞİ



11 DERS MATERYALİ

**MESLEKİ VE TEKNİK ANADOLU LİSESİ**

UÇAK BAKIM ALANI

# HAVA ARACI AERODİNAMİĞİ

## 11

## DERS MATERYALİ

**YAZARLAR**

Ayşegül YÜCEL

Erdem TEKİN

Ozan KAYA

MİLLÎ EĞİTİM BAKANLIĞI YAYINLARI ..... 9895
YARDIMCI VE KAYNAK KİTAPLAR DİZİSİ .....3347

Her hakkı saklıdır ve Millî Eğitim Bakanlığına aittir. Ders materyalinin metin, soru ve şekilleri kısmen de olsa hiçbir surette alınıp yayımlanamaz.

**HAZIRLAYANLAR**

DİL UZMANI
Osman Nuri GÜVEN

PROGRAM GELİŞTİRME UZMANI
Ergül SIRKINTI

ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME UZMANI
Şerife ERTUĞRUL

GÖRSEL TASARIM UZMANI
Filiz KAYA

ISBN: 978-975-11-8881-6

Millî Eğitim Bakanlığının 24.12.2020 gün ve 18433886 sayılı oluru ile Meslekî ve Teknik Eğitim Genel Müdürlüğünce ders materyali olarak hazırlanmıştır.



# İSTİKLÂL MARŞI

Korkma, sönmez bu şafaklarda yüzen al sancak;
Sönmeden yurdumun üstünde tüten en son ocak.
O benim milletimin yıldızıdır, parlayacak;
O benimdir, o benim milletimindir ancak.

Çatma, kurban olayım, çehreni ey nazlı hilâl!
Kahraman ırkıma bir gül! Ne bu şiddet, bu celâl?
Sana olmaz dökülen kanlarımız sonra helâl.
Hakkıdır Hakk'a tapan milletimin istiklâl.

Ben ezelden beridir hür yaşadım, hür yaşarım.
Hangi çılgın bana zincir vuracakmış? Şaşarım!
Kükremiş sel gibiyim, bendimi çiğner, aşarım.
Yırtarım dağları, enginlere sığmam, taşarım.

Garbın âfâkını sarmışsa çelik zırhlı duvar,
Benim iman dolu göğsüm gibi serhaddim var.
Ulusun, korkma! Nasıl böyle bir imanı boğar,
Medeniyyet dediğin tek dişi kalmış canavar?

Arkadaş, yurduma alçakları uğratma sakın;
Siper et gövdeni, dursun bu hayâsızca akın.
Doğacaktır sana va'dettiği günler Hakk'ın;
Kim bilir, belki yarın, belki yarından da yakın.

Bastığın yerleri toprak diyerek geçme, tanı:
Düşün altındaki binlerce kefensiz yatanı.
Sen şehit oğlusun, incitme, yazıktır, atanı:
Verme, dünyaları alsan da bu cennet vatanı.

Kim bu cennet vatanın uğruna olmaz ki feda?
Şüheda fışkıracak toprağı sıksan, şüheda!
Cânı, cânânı, bütün varımı alsın da Huda,
Etmesin tek vatanımdan beni dünyada cüda.

Ruhumun senden İlâhî, şudur ancak emeli:
Değmesin mabedimin göğsüne nâmahrem eli.
Bu ezanlar -ki şehadetleri dinin temeli-
Ebedî yurdumun üstünde benim inlemeli.

O zaman vecd ile bin secde eder -varsa- taşım,
Her cerîhamdan İlâhî, boşanıp kanlı yaşım,
Fışkırır ruh-ı mücerret gibi yerden na'şım;
O zaman yükselerek arşa değer belki başım.

Dalgalan sen de şafaklar gibi ey şanlı hilâl!
Olsun artık dökülen kanlarımın hepsi helâl.
Ebediyyen sana yok, ırkıma yok izmihlâl;
Hakkıdır hür yaşamış bayrağımın hürriyyet;
Hakkıdır Hakk'a tapan milletimin istiklâl!

**Mehmet Âkif Ersoy**

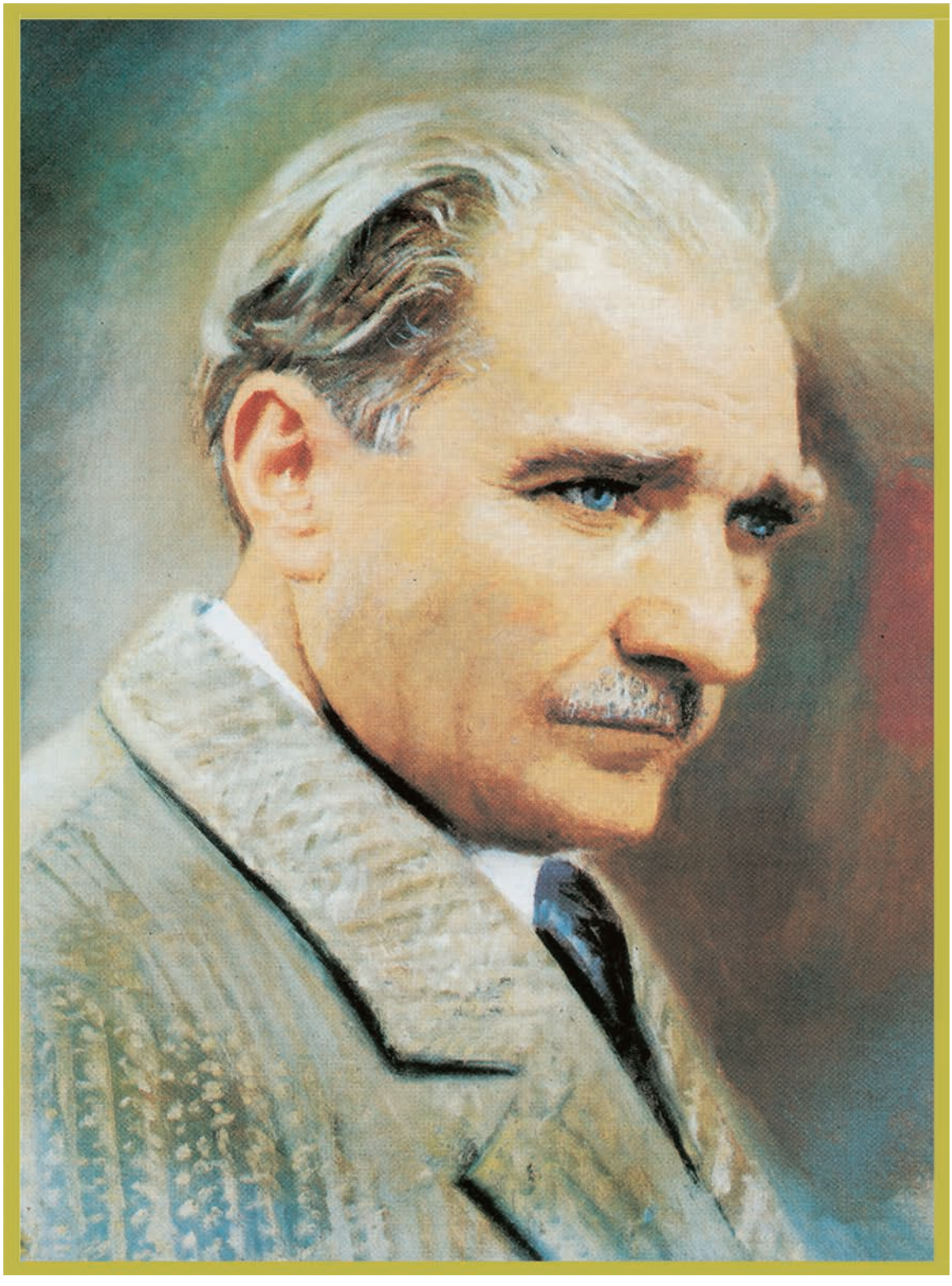
## GENÇLİĞE HİTABE

Ey Türk gençliği! Birinci vazifen, Türk istiklâlini, Türk Cumhuriyetini, ilelebet muhafaza ve müdafaa etmektir.

Mevcudiyetinin ve istikbalinin yegâne temeli budur. Bu temel, senin en kıymetli hazinendir. İstikbalde dahi, seni bu hazineden mahrum etmek isteyecek dâhilî ve hâricî bedhahların olacaktır. Bir gün, istiklâl ve cumhuriyeti müdafaa mecburiyetine düşersen, vazifeye atılmak için, içinde bulunacağın vaziyetin imkân ve şeraitini düşünmeyeceksin! Bu imkân ve şerait, çok namüsait bir mahiyette tezahür edebilir. İstiklâl ve cumhuriyetine kastedecek düşmanlar, bütün dünyada emsali görülmemiş bir galibiyetin mümessili olabilirler. Cebren ve hile ile aziz vatanın bütün kaleleri zapt edilmiş, bütün tersanelerine girilmiş, bütün orduları dağıtılmış ve memleketin her köşesi bilfiil işgal edilmiş olabilir. Bütün bu şeraitten daha elîm ve daha vahim olmak üzere, memleketin dâhilinde iktidara sahip olanlar gaflet ve dalâlet ve hattâ hıyanet içinde bulunabilirler. Hattâ bu iktidar sahipleri şahsî menfaatlerini, müstevlîlerin siyasî emelleriyle tevhit edebilirler. Millet, fakr u zaruret içinde harap ve bîtap düşmüş olabilir.

Ey Türk istikbalinin evlâdı! İşte, bu ahval ve şerait içinde dahi vazifen, Türk istiklâl ve cumhuriyetini kurtarmaktır. Muhtaç olduğun kudret, damarlarındaki asil kanda mevcuttur.

Mustafa Kemal Atatürk



MUSTAFA KEMAL ATATÜRK

# İÇİNDEKİLER

Ders Materyalinin Tanıtımı ..... 13

1. ÖĞRENME BİRİMİ

## AERODİNAMİK HESAPLAMALAR

1.1. ISA BİRİMLERİNİ KULLANARAK AERODİNAMİK HESAPLAMALAR ..... 16
1.1.1. Standart Hava ..... 16
1.1.2. Atmosfer ..... 17
1.1.2.1. Troposfer ..... 17
1.1.2.2. Stratosfer ..... 18
1.1.2.3. Mezosfer ..... 18
1.1.2.4. Termosfer ..... 18
1.1.2.5. Ekzosfer ..... 18
1.2. AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İLGİLİ HESAPLAMALAR ..... 20
1.2.1. Hava Basıncı ..... 20
1.2.2. Hava Sıcaklığı ..... 22
1.2.3. Hava Yoğunluğu ..... 24
1.2.4. Viskozite ..... 24
1.2.5. Venturi Etkisi ..... 26
1.2.6. Bernoulli Prensibi ..... 27
1.3. AERODİNAMİK TERİMLER İÇİN RÜZGÂR TÜNELİ DENEYLERİ ..... 30
1.3.1. Airfoil Yapı ..... 30
1.3.2. Bir Cisim Etrafındaki Hava Akışı ..... 30
1.3.2.1. Sınır Tabakası ..... 30
1.3.2.2. Laminer ve Türbülanslı Akış ..... 31
1.3.2.3. Upwash ve Downwash ..... 31
1.3.2.4. Vortisler ..... 32
1.3.2.5. Durgunluk Noktası ..... 32
1.3.3. Airfoil Yapı İle İlgili Terimler ..... 32
1.3.3.1. Hücum ve Firar Kenarları ..... 32
1.3.3.2. Kamburluk (Camber) ..... 33
1.3.3.3. Veter (Kord) Hattı ..... 33
1.3.3.4. İncelik Oranı ..... 33
1.3.3.5. Ortalama Aerodinamik Veter ..... 33
1.3.3.6. Kanat Açıklık Oranı ..... 34
1.3.3.7. Hücum Açısı ..... 34
1.3.3.8. Wash In ve Wash Out ..... 35
1.3.3.9. Basınç Merkezi ..... 35

# İÇİNDEKİLER


1.3.3.10. Sivrilme Oranı ..... 35
1.3.3.11. Toplam ve Net Kanat Alanı ..... 36
1.3.4. Uçağa ve Airfoil Yapıya Etki Eden Kuvvetler ..... 36
1.3.4.1. İtki (Çekiş – Thrust) ..... 36
1.3.4.2. Ağırlık (Gravity) ..... 36
1.3.4.3. Kaldırma (Lift) Kuvveti ..... 36
1.3.4.4. Sürükleme (Drag) Kuvveti ..... 37
1.3.5. Aerodinamik Kuvvetler İle İlgili Terimler ..... 37
1.3.5.1. Aerodinamik Bileşke ..... 37
1.3.5.2. Polar Diyagram ..... 38
1.3.5.3. Stall ..... 38
1.3.6. Drag Çeşitleri ..... 39
1.3.6.1. Parazit ve Profil Drag ..... 39
1.3.6.2. İndüksiyon (Induced) Drag ..... 41
1.3.6.3. Şok (Wave) Drag ..... 42
1.3.7. Döner Kanat Aerodinamiği ..... 42
1.3.7.1. Pervane Teorisi ..... 43
1.3.7.2. Güç İletme Şekillerine Göre Pervaneler ..... 44
1.3.7.3. Döner Kanatlarda Anti Tork ..... 44
1.3.8. Rüzgâr Tünelleri ..... 45
ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME ..... 48


2. ÖĞRENME BİRİMİ

## UÇUŞ TEORİSİ HESAPLAMALARI


2.1. UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLERİ HESAPLAMA ..... 50
2.1.1. Uçuş Performansına Etki Eden Kuvvetler ..... 50
2.1.2. Aerodinamik Kuvvetler ..... 51
2.1.3. Yük Faktörü ve Etkileri ..... 52
2.1.4. Süzülme Oranı ..... 52
2.1.5. Kaldırma Kuvvetinin Artırılması ..... 55
2.1.6. Dönüş Etkilerini Hesaplama ..... 56
2.2. STABİLİTE HESAPLARI ..... 62
2.2.1. Yatay Eksende Boylamsal Stabilite (Longitudinal Stability About The Lateral Axis) ..... 63
2.2.2. Boylamsal Eksende Yatay Stabilite (Lateral Stability About The Longitudinal Axis) ..... 64
2.2.3. Dikey Eksende Yönsel Stabilite (Directional Stability About The Vertical Axis) . 64

# İÇİNDEKİLER


2.3. YÜKSEK HIZ UÇUŞLARINI HESAPLAMA ..... 68
2.3.1. Ses Hızına Bağlı Hesaplamalar ..... 68
2.3.2. Mach Sayısı ..... 69
2.3.2.1. Serbest Akış Mach Sayısı ..... 69
2.3.2.2. Lokal Mach Sayısı ..... 69
2.3.2.3. Kritik Mach Sayısı ..... 69
2.3.3. Yüksek Hızın Hava Akışına Etkisi ve Sıkıştırma ..... 69
2.3.4. Şok Dalgası ..... 70
2.3.5. Aerodinamik Isınma ve Yüzey Kuralı ..... 71
ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME ..... 74


3. ÖĞRENME BİRİMİ

## UÇUŞ KUMANDALARI VE KONTROL SİSTEMLERİ BAKIMI


3.1. UÇUŞ KUMANDA YÜZEYLERİNİN BAKIMI ..... 76
3.1.1. Ana Uçuş ve Yardımcı Uçuş Kumanda Yüzeyleri ..... 76
3.1.1.1. Ana Uçuş Kumanda Yüzeyleri ..... 77
3.1.1.2. Yardımcı Uçuş Kumanda Yüzeyleri ..... 79
3.1.2. Vortex Jeneratörleri ve Stall Durumu ..... 84
3.1.3. Kütle Dengeleme (Mass Balance) ..... 85
3.1.4. Uçuş Kumanda Yüzeylerinin Balans Ayarı ..... 86
3.1.4.1. Statik Balans Ayarı ..... 86
3.1.4.2. Dinamik Balans Ayarı ..... 87
3.2. UÇUŞ KUMANDALARI KONTROL SİSTEMLERİNİN BAKIMI VE ONARIMI ..... 90
3.2.1. Mekanik Kumanda Sistemi ..... 90
3.2.1.1. Mekanik Kumanda Sistemi Bileşenleri ..... 90
3.2.1.2. Mekanik Kumanda Sisteminin Avantajları ..... 91
3.2.1.3. Mekanik Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları ..... 91
3.2.2. Hidrolik Kumanda Sistemi ..... 91
3.2.2.1. Hidrolik Kumanda Sistemi Bileşenleri ..... 91
3.2.2.2. Hidrolik Kumanda Sisteminin Avantajları ..... 92
3.2.2.3. Hidrolik Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları ..... 92
3.2.3. Pnömatik Kumanda Sistemi ..... 92
3.2.3.1. Pnömatik Kumanda Sistemi Bileşenleri ..... 92
3.2.3.2. Pnömatik Kumanda Sisteminin Avantajları ..... 93
3.2.3.3. Pnömatik Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları ..... 93
3.2.4. Elektrikli Kumanda Sistemi ..... 93
3.2.4.1. Elektrikli Kumanda Sisteminin Bileşenleri ..... 93

# İÇİNDEKİLER


3.2.4.2. Elektrikli Kumanda Sistemlerinin Avantajları ..... 94
3.2.4.3. Elektrikli Kumanda Sistemlerinin Kullanım Alanları ..... 94
3.2.5. Fly-by Wire Kumanda Sistemi ..... 94
3.2.5.1. Fly-by-Wire Kumanda Sisteminin Bileşenleri ..... 95
3.2.5.2. Fly-by-Wire Kumanda Sisteminin Avantajları ..... 95
3.2.5.3. Fly-by-Wire Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları ..... 95
3.3. ÇEVRESEL ETKİLERİ GİDERİCİ SİSTEMLERİN BAKIM AYARLARI ..... 98
3.3.1. FCM (Feel and Centering Mechanism) ..... 98
3.3.2. Yaw Damper ..... 98
3.3.3. Mach Trim ..... 99
3.3.4. Rudder Limiter ..... 99
3.3.5. Gust Lock ..... 100
3.3.6. Rigging ..... 100
3.3.7. Stall Koruma Sistemleri ..... 100
ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME ..... 103

CEVAP ANAHTARI ..... 104
KAYNAKÇA ..... 105

# DERS MATERYALİNİN TANITIMI




Ders materyaline ait karekodu gösterir.

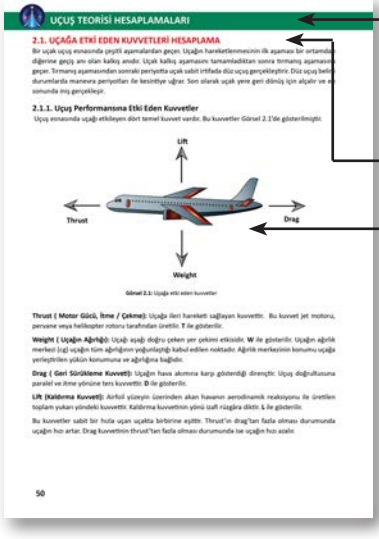
Ders materyalinin alan/dal bilgisini gösterir.

Ders materyaline ait ISBN no gösterir.

Ders materyalinin adını gösterir.

Ders materyaline giriş görselini gösterir.

Ders materyalinin sınıf numarasını gösterir.

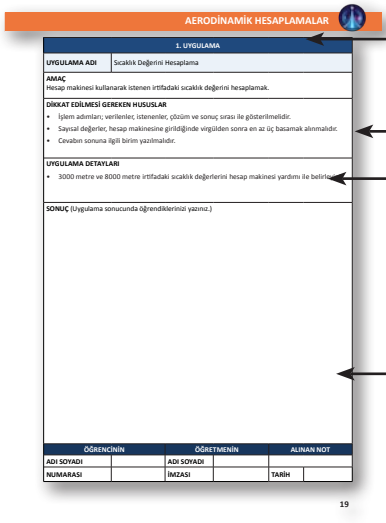



Öğrenme birimi adını gösterir.

Konu başlıklarını gösterir.

Konuları destekleyen görselleri gösterir.

# DERS MATERYALİNİN TANITIMI


AERODİNAMİK HESAPLAMALAR

1. UYGULAMA

| | |
|---|---|
| UYGULAMA ADI | Sıcaklık Değerini Hesaplama |

**AMAÇ**
Hesap makinesi kullanarak istenen irtifadaki sıcaklık değerini hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**
- İşlem adımları, verilenler, istenenler, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**
- 3000 metre ve 8000 metre irtifadaki sıcaklık değerlerini hesap makinesi yardımı ile belirleyiniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | ALINAN NOT | |
|---|---|---|---|---|---|
| ADI SOYADI | | ADI SOYADI | | | |
| NUMARASI | | İMZASI | | TARİH | |

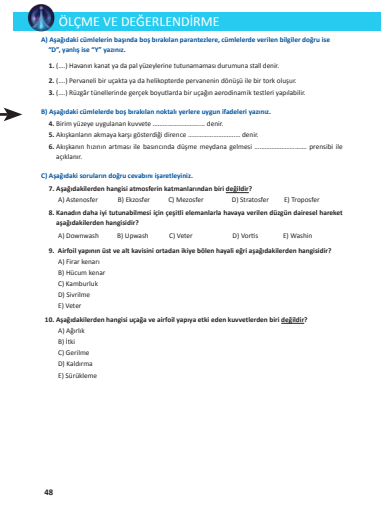
19

Uygulama numarasını gösterir.

Uygulamanın amacını gösterir.

Uygulama aşamalarını gösterir.

Uygulama sonucunu gösterir.


ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME

**A) Aşağıdaki cümlelerin başında boş bırakılan parantezlere, cümlelerde verilen bilgiler doğru ise "D", yanlış ise "Y" yazınız.**

1. (....) Havanın kanat ya da pal yüzeylerine tutunamaması durumuna stall denir.
2. (....) Pervaneli bir uçakta ya da helikopterde pervanenin dönüşü ile bir tork oluşur.
3. (....) Rüzgâr tünellerinde gerçek boyutlarda bir uçağın aerodinamik testleri yapılabilir.

**B) Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan noktalı yerlere uygun ifadeleri yazınız.**

4. Birim yüzeye uygulanan kuvvete ..... denir.
5. Akışkanların akmaya karşı gösterdiği dirence ..... denir.
6. Akışkanın hızının artması ile basıncında düşme meydana gelmesi ..... prensibi ile açıklanır.

**C) Aşağıdaki soruların doğru cevabını işaretleyiniz.**

7. **Aşağıdakilerden hangisi atmosferin katmanlarından biri değildir?**
A) Astenosfer B) Ekzosfer C) Mezosfer D) Stratosfer E) Troposfer

8. **Kanadın daha iyi tutunabilmesi için çeşitli elemanlarla havaya verilen düzgün dairesel hareket aşağıdakilerden hangisidir?**
A) Downwash B) Upwash C) Veter D) Vortis E) Washin

9. **Airfoil yapının üst ve alt kavisini ortadan ikiye bölen hayali eğri aşağıdakilerden hangisidir?**
A) Firar kenarı
B) Hücum kenar
C) Kamburluk
D) Sivrilme
E) Veter

10. **Aşağıdakilerden hangisi uçağa ve airfoil yapıya etki eden kuvvetlerden biri değildir?**
A) Ağırlık
B) İtki
C) Gerilme
D) Kaldırma
E) Sürüklenme

48

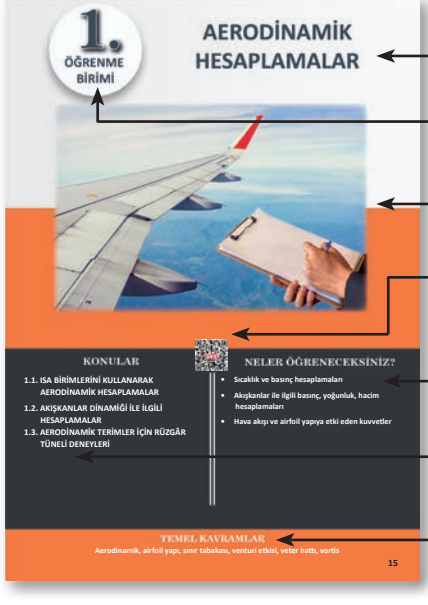
Ölçme ve değerlendirme soru tipini gösterir.

**GENEL AĞ KAYNAKÇASI VE GÖRSEL KAYNAKÇASI**

Materyalin genel ağ kaynakçasına ve görsel kaynakçasına buradan ulaşılabilir.
Karekoda ulaşılamaması durumunda aşağıdaki linki kullanabilirsiniz.
http://kitap.eba.gov.tr/karekod/Kaynak.php?KOD=2507

*Kaynakça, TDK yazım kuralları ve kaynak gösterme biçimi esas alınarak hazırlanmıştır.

Genel ağ kaynakçası ve görsel kaynakçasına ait karekodu gösterir.


1. ÖĞRENME BİRİMİ

AERODİNAMİK HESAPLAMALAR

KONULAR

1.1. ISA BİRİMLERİNİ KULLANARAK AERODİNAMİK HESAPLAMALAR
1.2. AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İLGİLİ HESAPLAMALAR
1.3. AERODİNAMİK TERİMLER İÇİN RÜZGÂR TÜNELİ DENEYLERİ

NELER ÖĞRENECEKSİNİZ?

- Sıcaklık ve basınç hesaplamaları
- Akışkanlar ile ilgili basınç, yoğunluk, hacim hesaplamaları
- Hava akışı ve airfoil yapıya etki eden kuvvetler

TEMEL KAVRAMLAR
Aerodinamik, airfoil yapı, sınır tabakası, venturi etkisi, veter hattı, vortis

15

Öğrenme biriminin adını gösterir.

Öğrenme biriminin numarasını gösterir.

Öğrenme birimine giriş görselini gösterir.

Öğrenme birimine ait karekodu gösterir.

Öğrenme biriminde neler öğrenileceğini gösterir.

Öğrenme biriminin konu başlıklarını gösterir.

Öğrenme biriminde kullanılan temel kavramları gösterir.

1. ÖĞRENME BİRİMİ

# AERODİNAMİK HESAPLAMALAR



## KONULAR

1.1. ISA BİRİMLERİNİ KULLANARAK AERODİNAMİK HESAPLAMALAR

1.2. AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İLGİLİ HESAPLAMALAR

1.3. AERODİNAMİK TERİMLER İÇİN RÜZGÂR TÜNELİ DENEYLERİ

## NELER ÖĞRENECEKSİNİZ?

- Sıcaklık ve basınç hesaplamaları
- Akışkanlar ile ilgili basınç, yoğunluk, hacim hesaplamaları
- Hava akışı ve airfoil yapıya etki eden kuvvetler

## TEMEL KAVRAMLAR

Aerodinamik, airfoil yapı, sınır tabakası, venturi etkisi, veter hattı, vortis

## 1.1. ISA BİRİMLERİNİ KULLANARAK AERODİNAMİK HESAPLAMALAR

**Aerodinamik,** hava içerisinde bir cismin hareket etmesi ya da havanın bir cisim üzerinde hareket etmesi ile ilgili olayları inceleyen bilim dalıdır.

### 1.1.1. Standart Hava

Bir uçağın uçabilmesi, aerodinamik ilkeler ile mümkündür. T'Uçaklar, aerodinamik ilkelere göre üretilir. Uçakların güvenli uçuşları bu kurallara göre sağlanır. Fizik kuralları değişmez ve güvenilirdir ama ortam hava olunca birtakım problemlerle karşılaşılabilir. Günlük hava koşulları birbirini tutmaz. Bu nedenle bu tür bir etkiyi ortadan kaldırmak için diğer fizik kurallarında da olduğu gibi aerodinamik ilkelere de bazı standartlar getirilmiştir. Standartlar, çeşitli kuruluşlarca belirlenen ve evrensel olarak kabul gören yazılı dokümanlardır. Bunlardan biri de Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü [ICAO (International Civil Aviation Organization)] tarafından oluşturulmuştur. Uluslararası Standart Atmosfer [ISA (International Standard Atmosphere)] evrensel olarak kabul gören yazılı dokümandır.

**Standart Havanın Özellikleri**

- Hava, kuru bir gazdır.
- Sıcaklığı, deniz seviyesinde 15 °C'tur.
- Basıncı, deniz seviyesinde 760 mmHg (1013 mbar) olarak ölçülür.
- Yoğunluğu deniz seviyesinde 1,225 kg/m$^3$tür.
- Sıcaklığı, deniz seviyesinden yükseldikçe her bir metrede 0,0065 °C azalır. Bu azalma -56,5 °C olduğunda sabitlenir ve hava daha yüksek seviyelerde aynı sıcaklıkta kalmaya devam eder.

**Beşinci Madde İle İlgili Matematiksel Bağıntı**

**T** = (15 – 0,0065z)

**T**: Sıcaklık (°C)

**Z**: Deniz seviyesinden yükseklik (m)

**Denklem Sonucu**

Hava, bilimsel olarak belirli bir yükseklikten sonra -56,5 °C'ta sabitlenmektedir. Sabitlenen sıcaklık denklemde yerine konarak hesaplama yapılırsa elde edilen z değeri, 11000 metredir. Sıcaklık, 11000 metreye kadar yerden her 1 metre yükseldiğinde 0,0065 °C azalır ve 11000 metreden sonra -56,5 °C olarak sabit kalır. 20000 metreden sonra ise sıcaklık tekrar artarken basınç değeri azalmaya devam eder (Tablo 1.1).

**Tablo 1.1:** Sıcaklık ve Basıncın İrtifa İle Değişimi

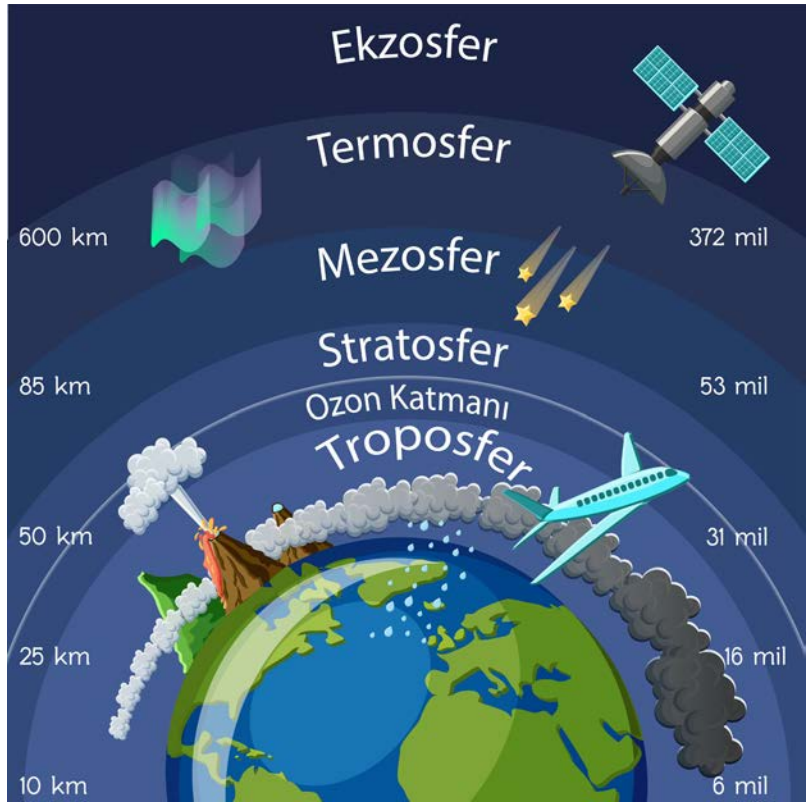
| İrtifa (metre) | Sıcaklık (Celcius) | Basınç (mmHg) | Basınç (mbar) |
|---|---|---|---|
| 0 | 15 | 760 | 1013 |
| 1000 | 8,5 | 674 | 899 |
| 5000 | -17,5 | 403 | 537 |
| 10000 | -50 | 198 | 264 |
| 11000 | -56,5 | 170 | 226 |
| 20000 | -56,5 | 41 | 55 |
| 30000 | -46,5 | 8 | 11 |
| 40000 | -22,1 | 2 | 2,8 |

### 1.1.2. Atmosfer

Havadan oluşan ve dünyanın etrafını yüzlerce kilometre çapında saran kütleye **atmosfer** denir. Atmosfer; deniz seviyesinde %78'i nitrojen, %21'i oksijen ve kalan %1'i ise argon, neon helyum, karbondioksit, su buharı gibi çeşitli gazlardan oluşur. Deniz seviyesinden 20 km yükseldikten sonra oksijen miktarı kademeli olarak azalır. Yaklaşık 60 km yükseklikte ise oksijene rastlanmaz. Buradan anlaşılıyor ki, belirli bir irtifadan sonra uçak motorları oksijen ile beslenemeyecek ve dolayısıyla yanma gerçekleşmeyecektir. Bunun sonucunda itki elde edilemeyecek ve uçuş imkânsız hâle gelecektir.

Atmosfer, beş temel tabakadan meydana gelir. Bu tabakalar birbirinin üzerine biner ve yeryüzünden yukarı doğru sıralanır (Görsel 1.1).

1. Troposfer (Troposphere)
2. Stratosfer (Stratospere)
3. Mezosfer (Mesosphere)
4. Termosfer (Thermosphere)
5. Ekzosfer (Exosphere)




**Görsel 1.1:** Atmosferin tabakaları

#### 1.1.2.1. Troposfer

Troposfer, %75'e yakın kütle oranıyla atmosferin en alt tabakasıdır. Dünyanın şekli nedeniyle kutuplarda 25000 feet, Ekvator'da ise 50000 feet yüksekliğe kadar olan kısmı oluşturur. Troposferin üst sınırlarındaki sıcaklık, -56.5 °C'tur. Daha yukarılarda bulunan tabakalarda sıcaklık değerleri değişiklik gösterir.

Yaşamsal ve meteorolojik olaylar troposfer içerisinde gözlemlenir. Troposfer, içerisinde su buharı barındırır. Yağmur ve kar gibi hava olayları bu tabakada meydana gelir. Sivil hava taşımacılığı için kullanılan uçaklar bu tabaka içerisinde hareket eder. Bu nedenle havacılığı en çok ilgilendiren tabakadır.

### 1.1.2.2. Stratosfer

Troposferin üzerindeki tabakadır. Stratosferdeki hava yoğunluğu, troposfere göre oldukça düşüktür. Bu durum, sesten yüksek hızlarda hareket edebilen jet uçakları için avantaj sağlar. Meteoroloji balonları da bu tabakada çalışır. Aynı zamanda ozon tabakası da stratosfer içerisinde bulunur.

### 1.1.2.3. Mezosfer

Stratosferin üzerinde bulunan mezosferde oksijen neredeyse tükenmiştir. Hava yoğunluğu ihmal edilebilir bir seviyeye inmiştir. Bununla birlikte mezosferde hava basıncı yok denecek kadar azdır.

### 1.1.2.4. Termosfer

Mezosferin üzerinde bulunan termosfer, iletişim araçları tarafından kullanılan radyo dalgalarının hareket edebildiği tabakadır. Ayrıca termosfer, güneşten gelen ultraviyole ışınlara karşı bir koruma alanı oluşturur. Kutup bölgelerinden gözlemlenebilen aurora ışıkları termosferdeki koruma alanının bir sonucudur (Görsel 1.2).



**Görsel 1.2:** Aurora ışıkları

### 1.1.2.5. Ekzosfer

Atmosferin en üst tabakasıdır. Yeryüzünden 10000 km yüksekte biten ekzosferde uyduların hareket ettiği kabul edilir.

| 1. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Sıcaklık Değerini Hesaplama |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak istenen irtifadaki sıcaklık değerini hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- 3000 metre ve 8000 metre irtifadaki sıcaklık değerlerini hesap makinesi yardımı ile hesaplayınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

## 1.2. AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İLGİLİ HESAPLAMALAR

Sıvılar gibi gazlar da akışkan olarak ifade edilir. Dolayısıyla hava da bir akışkandır. **Akışkanlar dinamiği**, akışkanların özelliklerini ve hareketlerini inceleyen bilim dalıdır.

### 1.2.1. Hava Basıncı

Birim yüzeye uygulanan kuvvete **basınç** denir. Havanın statik basıncı hesaplanırken iki farklı yöntem izlenir. Bunların ilki ve yaygın olanı 1 $m^2$ yüzeye uygulanan 1 Newton kuvvettir ve **Pascal (Pa)** olarak adlandırılır. İkinci yöntem ise ISA'ya göre belirlenen birimdir. Bu birim deniz seviyesindeki 1 $cm^2$'ye etki eden 1 kg'lık hava ağırlığıdır.

$$1Pa = \frac{1N}{1m^2} \qquad P = \frac{F}{A}$$

P= Basınç (Pa)

F= Kuvvet (N)

A = Alan ($m^2$)

Bu bağıntılardan yola çıkarak havanın deniz seviyesindeki basıncı 760 mmHg veya 29,92 inçHg olarak bulunabilir. Deniz seviyesindeki hava basıncı 101325 Pa ya da 1013 mbar'dır. Atmosfer basıncı, başka bir deyişle açık hava basıncı barometre ile ölçülür (Görsel 1.3). Kapalı hacimdeki gazın basıncı ise manometre ile ölçülür (Görsel 1.4).




**Görsel 1.3:** Barometre



**Görsel 1.4:** Manometre

Sıvının, içerisinde bulunduğu kabın birim alanına uyguladığı kuvvete **statik basınç** denir. Basınç; sıvının yoğunluğu, yer çekimi ivmesi ve sıvının yüksekliği ile doğru orantılıdır (Görsel 1.5). Bunlardan biri artarsa sıvı basıncı da artar.



**Görsel 1.5:** Sıvı yüksekliğinin basınca etkisi

$P = \rho \cdot g \cdot h$

P: Basınç (Pa)

ρ: Sıvının yoğunluğu ($kg/m^3$)

g: Yer çekimi ivmesi ($m/s^2$)

h: Sıvının yüksekliği (m)

Kapalı hacimdeki bir gazın statik basınç hesabı U tipi manometrede belirtilmiştir. Tüpler arasındaki seviye farkı $P_1$ kabı içindeki gaz basıncının $P_2$ kabı içindeki gaz basıncından daha yüksek olduğunu gösterir (Görsel 1.6).

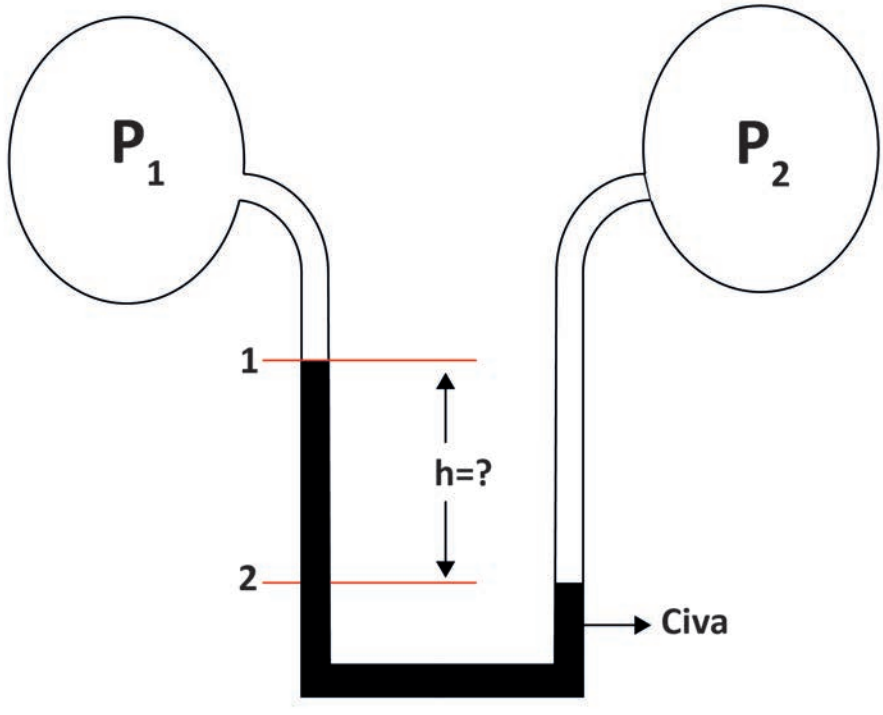
Buna göre

$P_1 - P_2 = \rho \cdot g \cdot (h_2 - h_1)$ şeklinde bir formül elde edilir.

P: Basınç (Pa)

ρ: Gazın yoğunluğu (kg/m$^3$)

g: Yer çekimi ivmesi (m/s$^2$)




**Görsel 1.6:** U tipi manometre

Bir borunun içinden geçen akışkanın akış yönü doğrultusunda oluşturduğu basınca **dinamik basınç** denir.

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

q: Dinamik basınç (Pa)

ρ: Akışkanın yoğunluğu (kg/m$^3$)

V: Akışkanın hızı (m/s)

### 1.2.2. Hava Sıcaklığı

**Isı ve sıcaklık** kavramları birbiri ile sıklıkla karıştırılmaktadır. Isı bir enerji çeşididir. Sıcaklık ise ısı enerjisiyle ilgili bir ölçümdür. Isı, farklı sıcaklıklara sahip madde arasında sıcaklığı yüksek olandan düşük olana aktarılan enerji olarak ifade edilebilir. Sıcaklık ise maddenin tanecik boyutundaki kinetik enerjisinin bir ölçümüdür. ISA'ya göre hava, deniz seviyesinde 15 °C'tur ve 11000 metre irtifadan sonra belirli bir yüksekliğe kadar -56,5 °C'ta sabit kalır. Sıcaklık bilimsel hesaplamalarda sadece Celcius derece olarak ifade edilmez. Bunun yanında Kelvin ve Fahrenheit ölçü sistemleri ile de ifade edilebilir. Celcius ve diğer ölçü birimleri arasındaki dönüşüm aşağıdaki şekilde yapılır:

$T\,[K] = T\,[°C] + 273{,}16$ $\qquad$ $T\,[°F] = (T\,[°C] \,.\, 1{,}8) + 32$

T [K]: Sıcaklık (Birimi Kelvin)

T [°C]: Sıcaklık (Birimi Celcius)

T [°F]: Sıcaklık (Birimi Fahrenheit)

| 2. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Hava Sıcaklığının Hesaplanması |
| **AMAÇ**<br>Hesap makinesi kullanarak belirli bir irtifadaki havanın farklı ölçü sistemlerindeki sıcaklık değerlerini hesaplamak. | |
| **DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**<br>• İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.<br>• Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.<br>• Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır. | |
| **UYGULAMA DETAYLARI**<br>• 4000 metredeki havanın sıcaklığını Celcius, Kelvin ve Fahrenheit ölçü sistemlerine göre bulunuz. Deniz seviyesindeki hava 15 °C'tur. | |
| **SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.) | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

| 3. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Kapalı Hacimdeki Gaz Basıncının Hesaplanması |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak U tipi manometrede basınç farkını hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- U tipi bir manometrede her iki hazne su ile doludur, boruda ise cıva bulunmaktadır. $P_1$ basıncı 20 kPa, $P_2$ basıncı 40 kPa'dır. Cıvanın yoğunluğu 13573 kg/m$^3$tür. Buna göre cıvadaki seviye farkı kaç cm'dir?

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

### 1.2.3. Hava Yoğunluğu

**Yoğunluk,** maddenin birim hacimde ne kadar kütleye sahip olduğunu ifade eder. Birimi kg/$m^3$tür ve ρ simgesi ile gösterilir. Hava yoğunluğu, deniz seviyesinde 1,225 kg/$m^3$tür ve yerden yükseldikçe azalır.

$P = \rho . R . T$

P = Basınç (Pa)

ρ = Yoğunluk (kg/m3)

R = Gaz sabiti (J/Kg.K)

T = Sıcaklık (K)

Formülde görülen **R**, gaz sabitidir ve 287 J/kg.K olan değeri değişmez. Deniz seviyesinden, bir başka deyişle atmosfer tabakaları arasından yükseldikçe basınç giderek düşer. Yoğunluk ve basınç arasında bir doğru orantı olduğu denklemde görülmektedir. Bu durumda basınç düştükçe havanın da yoğunluğu azalacaktır. Sıcaklık belirli bir irtifaya kadar düşer, daha sonra ise değişik oranlarda tekrar yükselir.

Uçakların yüksekten uçma sebeplerinin başında hava yoğunluğu gelir. Havanın yoğunluğu yer yüzeyine yaklaştıkça artar bu durum yakıt tüketimini artırır. Bunun yanında uçağın daha yoğun bir havanın içerisinde süratle hareket etmesi yapısal hasar almasını kaçınılmaz kılar.

### 1.2.4. Viskozite

**Viskozite,** akışkanların akmaya karşı gösterdiği dirençtir. Bir başka deyişle akmazlığının ölçüsüdür. Aynı eğime sahip iki farklı yüzeyin birine su diğerine zeytinyağı döküldüğünde su, zeytinyağına göre yüzeyden çok daha hızlı bir şekilde akıp gidecektir. Buradan elde edilen sonuç ise zeytinyağının daha akmaz olduğu, yani viskozitesinin daha yüksek olduğudur.

Viskozite, akışkanın molekülleri arasındaki bağ ile şekillenir. Sıvıların moleküler bağları gazlara göre daha yüksektir. Anlaşılacağı üzere havanın viskozitesi, sıvılara göre oldukça düşüktür. Bunun yanında sıcaklığın sıvılar ve gazların viskozitesi üzerine etkisi farklı çalışır. Sıcaklık arttıkça sıvı molekülleri arasındaki bağ zayıflayacağından, sıvıların viskozitesi düşecektir. Gazlarda ise durum tam tersidir. Gazların sıcaklığı arttıkça moleküler hareketleri artacak ve viskozitesi de sıcaklık ile doğru orantılı olarak artacaktır. Uçakların yüksekten uçmalarının bir diğer sebebi de yer yüzeyine yakın havanın sıcaklığı yüksek değerlerde olduğu için viskozitesinin de yüksek olmasıdır. Düşük irtifalarda kanat yüzeylerine ihtiyaçtan fazla yapışmak isteyen hava sürtünmeyi daha da artırır. Sonuç olarak böyle durumlarda yakıt tüketimi artar ve yüksek hızda giden uçaklarda yapısal hasarlar meydana gelir.

| 4. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Farklı Akışkanlar ile Viskoziteyi Gözlemlemek |

**AMAÇ**

Farklı özelliklere sahip akışkanların eğimli bir yüzeydeki davranışlarını incelemek.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye ve sınıf kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, koruyucu gözlük ve eldiven kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik tabela ve işaretlere uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipmanlar kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelerde ve alanlarda çalışırken dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Sınıfta dörder kişilik gruplar oluşturunuz.
- Gres yağı, makine yağı, motor yağı ve su dolu kapları önceden atölyenizde hazırlayınız.
- Eğimli bir yüzeye dört farklı akışkanı aynı anda dökünüz.
- Akışkanların davranışlarını inceleyiniz ve viskozite özelliklerini birbiri ile kıyaslayınız.

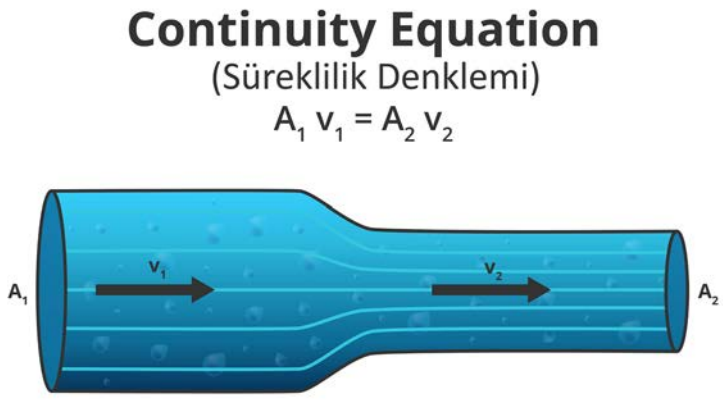
**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

### 1.2.5. Venturi Etkisi

İtalyan fizikçi Giovanni Battista Venturi (Covanni Batista Venturi) tarafından geliştirilen ve soy ismi ile anılan bu prensibe göre farklı kesit alanlarına sahip bir boru içerisinden geçen akışkanın debisi sabittir. Daralan ya da genişleyen yapıya sahip bu boruya Venturi borusu ismi verilmiştir (Görsel 1.7).




**Görsel 1.7:** Venturi borusu ve süreklilik kuralı

$Q_1 = Q_2$

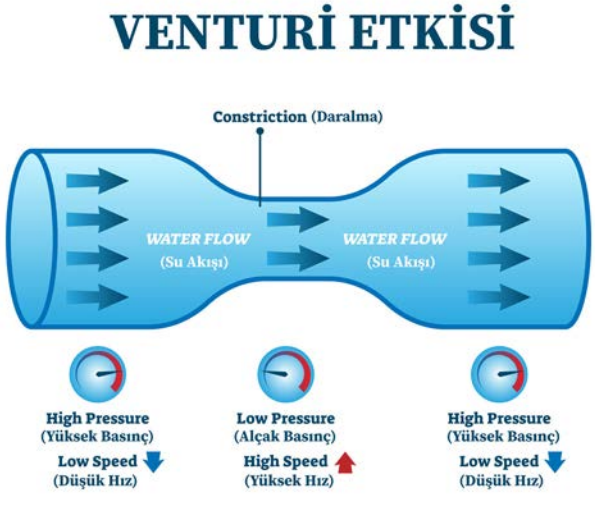
$A_1 . V_1 = A_2 . V_2$

Q: Debi

A: Kesit alanı ($m^2$)

V: Akışkan hızı (m/s)

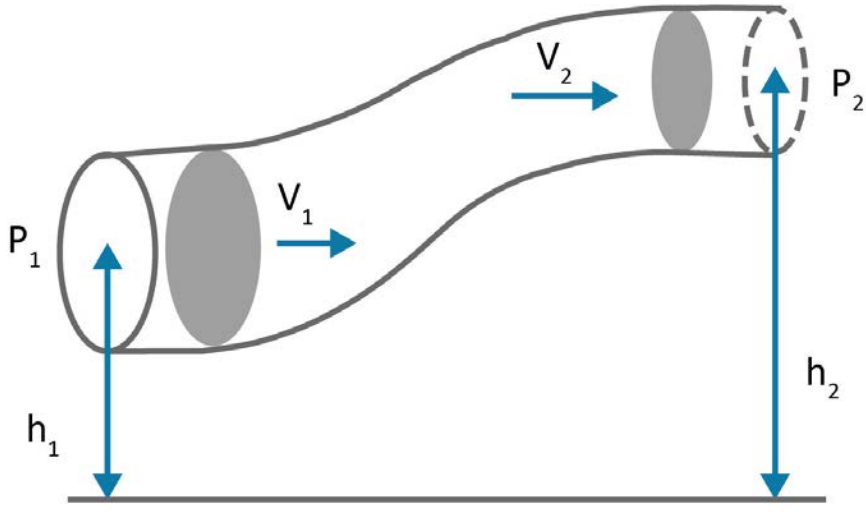
Debi, kesit alanı ile akışkan hızının çarpılmasıyla bulunur. Debi sabit ise borunun her iki tarafındaki kesit alanı ve akışkan hızının çarpımları birbirine eşittir. Bu durumda alan ve hız arasında ters bir orantı gözlenir. Alan daraldıkça hız artar (Görsel 1.8). Buna **süreklilik kuralı** denir. Bahçe hortumunun ucu sıkıldığında akan suyun hızlı bir şekilde çıkarak daha ileriye gitmesi venturi etkisi ve **süreklilik kuralı** ile açıklanabilir.




**Görsel 1.8:** Alan ve hız arasındaki ilişki

### 1.2.6. Bernoulli Prensibi

Uçak, insan hayatına İsviçreli matematikçi ve fizikçi Daniel Bernoulli tarafından ortaya atılan **Bernoulli prensibi** ile girmiştir. Bernoulli prensibi ile uçak kanadının airfoil yapı icadı mümkün olmuştur. Prensibe göre bir akışkanın hızı arttıkça basıncı düşer. Bernoulli denklemi bu durumu açıklar (Görsel 1.9).




**Görsel 1.9:** Bernoulli prensibi

$$\frac{P_1}{\rho}+\frac{V_1^2}{2}+g.z_1=\frac{P_2}{\rho}+\frac{V_2^2}{2}+g.z_2=Sabit$$

P: Basınç (Pa)

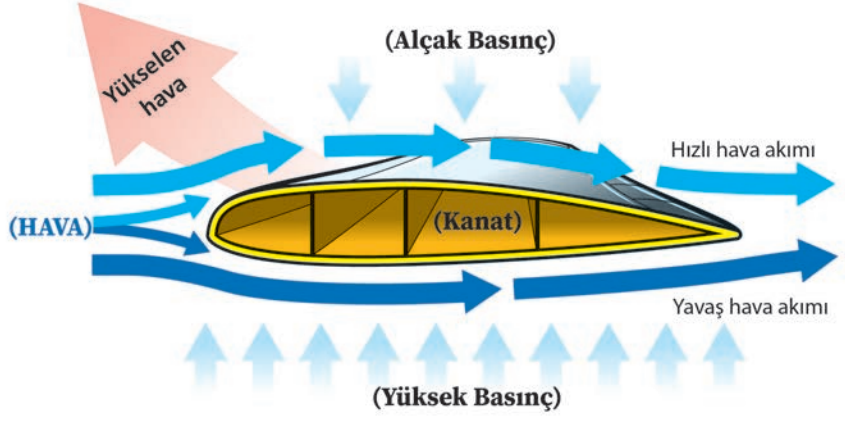
V: Akışkan hızı (m/s)

ρ: Yoğunluk (kg/m3)

g: Yer çekimi ivmesi (m/s2)

z: İrtifa (m)

Basınç ve akışkan hızı arasındaki ilişki incelendiğinde, herhangi bir ortamda bulunan akışkanın hızı arttığında basıncın düştüğü gözlemlenir (Görsel 1.10).




**Görsel 1.10:** Airfoil yapı üzerindeki basınç ve hız ilişkisi

Uçak kanadının profili, **airfoil** olarak adlandırılır ve su damlasına benzetilir. Daha düz bir forma sahip uçak kanadının alt yüzeyinden hava normal bir hız ile geçer. Bombeleştirilmiş olan üst yüzeyde venturi borusundaki gibi bir alan daralması durumu yaşanır. Bu durum sonucunda havanın hızı profilin üst yüzeyinde artar. Alt yüzeyde hava daha yavaş akarken üst yüzeyde daha hızlı akar. Bu durumun sonucunda alt yüzeyde basınç yüksek olurken üst yüzeyde aynı yoğunluğa ve şartlara sahip havanın basıncı düşük olur. Profilin altındaki basınç, üstündeki basıncı yeneceğinden bu kanat profili yükselecektir. Kanat profili altındaki yüksek basınca **pozitif basınç**, üstündeki düşük basınca ise **negatif basınç** denir. Bu, uçuşun temel prensibidir.

| 5. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Venturi Borusu ile Akışkan Hızı Hesabı |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak bir venturi borusu içindeki akışkanın hızını hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Bir Venturi borusunun girişindeki suyun hızı 3 m/s, çapı 2 m, çıkış çapı ise 3 m'dir. Buna göre çıkıştaki suyun hızı nedir? Tüm sürtünme kayıpları ihmal edilecektir.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

| 6. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Bernoulli Prensibi ile Basınç ve Hız Hesabı |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak Bernoulli prensibine göre basınç ve hız hesabı yapmak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Genişleyen hacimdeki bir borunun içerisinden su geçmektedir. Suyun giriş hızı 10 m/s ve basıncı 10 Pa'dır. Çıkış hızı ise 5 m/s'dir. Buna göre çıkıştaki su basıncı kaçtır? Yer çekimi ivmesini 10 $m/s^2$ alınız ve tüm sürtünme kayıplarını ihmal ediniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

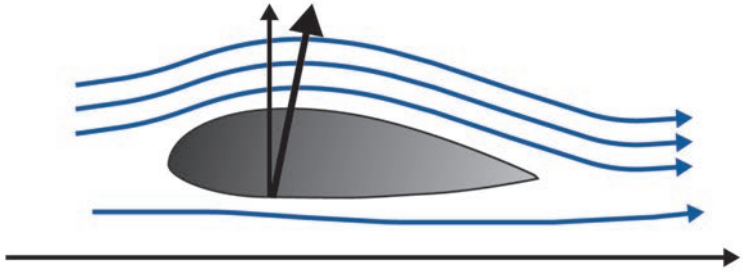
| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

## 1.3. AERODİNAMİK TERİMLER İÇİN RÜZGÂR TÜNELİ DENEYLERİ

Airfoil yapının sahip olduğu geometrik form sayesinde kaldırma kuvveti oluşur. Bunun yanında hava, airfoil yapı üzerinden akarken bazı aerodinamik olaylar da meydana gelir.

### 1.3.1. Airfoil Yapı

Uçak kanatları su damlasına benzeyen bir kesittedir. Bu kesite **airfoil** denir (Görsel 1.11). Airfoil yapı, fizik kuralları sayesinde bir taşıma kuvveti oluşturur. Bu yapı aynı zamanda sürtünmeyi en aza indirerek uçağın yakıt kullanımını azaltmada etkin rol oynar. Sürtünmenin azalması aynı zamanda uçak kanadı ve gövdesi üzerindeki yapısal hasarları da engeller.



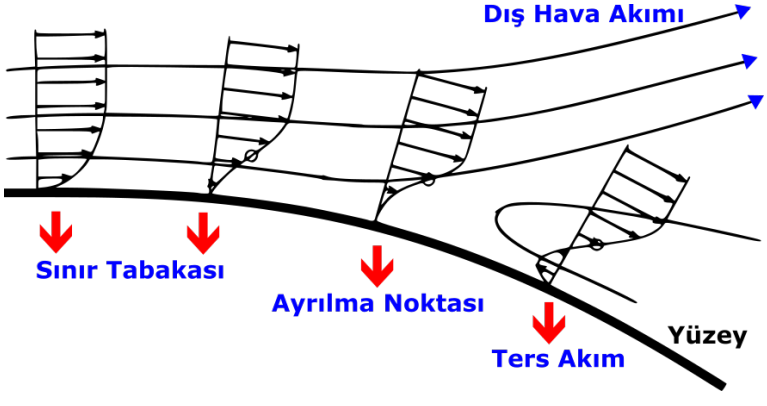
**Görsel 1.11:** Airfoil yapı

### 1.3.2. Bir Cisim Etrafındaki Hava Akışı

Airfoil yapının detaylarını ve yapının üzerine etki eden kuvvetleri anlamak için öncelikle hava akışı kavramlarını incelemek gerekir.

#### 1.3.2.1. Sınır Tabakası

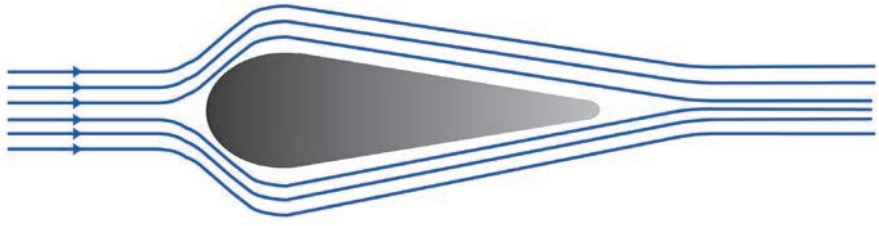
Airfoil yapı üzerinden geçen hava akımı, viskozitesi gereğince yüzeye tutunma eğilimi gösterir. Hava akımı yüzeye ince bir film tabakası şeklinde tutunur. Bu duruma **sınır tabakası** adı verilir (Görsel 1.12). Sınır tabakası, kaldırma kuvvetinin oluşumu için en etkili terimlerden biridir. Basınç farkı, airfoil yapının alt ve üst yüzeylerinde oluşan bu tabaka sayesinde gerçekleşir. Sınır tabakasının hız profiline bakıldığında yüzeye dokunduğu noktada hızı neredeyse sıfırdır. Yüzey üzerinde istenmeyen sebeplerden (kir kalıntıları, buz oluşumları ya da yanlış çakılmış bir perçin gibi) sınır tabakası, film tabakası şeklindeki formunu kaybedebilir. Bu durum havanın kanat yüzeyine tutunamayacağını dolayısıyla basınç farkının oluşmayacağını gösterir. Bu problemlerin fazla olması durumunda kaldırma kuvveti oluşmaz.



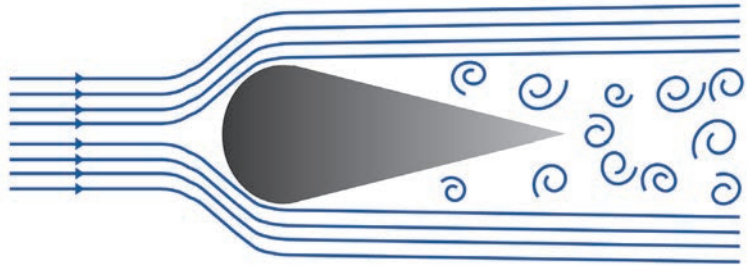

**Görsel 1.12:** Sınır tabaka

### 1.3.2.2. Laminer ve Türbülanslı Akış

Bir akışkanın ilgili yüzey üzerinde düzgün ve çizgisel bir hareket hâlinde akmasına **laminer (düzgün) akış** denir (Görsel 1.13). Akışkanın molekülleri birbirine çarpıyor ve akış birbirine karışıyorsa bu duruma **türbülanslı (çalkantılı) akış** adı verilir (Görsel 1.14). Kanat profili üzerinde sınır tabakasının oluşması için istenen laminer akıştır. Teknisyenin çalışması sırasında basit işlemleri yaparken bile dikkatli olması son derece önemlidir. Buz önleme sistemi düzgün çalışmıyorsa ya da buz temizleme işlemi doğru yapılmamışsa kanat üzerinde oluşan buz parçacıkları laminer akışı bozar ve yerini türbülanslı akışa bırakır. Aynı şekilde, teknisyen kanat üzerinde çalışıyor ve çalışma ortamını işi sonrasında temizlemiyorsa oluşan kir birikintileri hava akışını engeller. Perçinleme, uçak kanadı ve gövdesi üzerindeki çalışmalarda oldukça dikkat edilmesi gereken işlerden biridir. Yanlış atılmış bir perçin, airfoil yapının pürüzsüz yüzeyini bozar ve çeşitli çıkıntılar meydana getirir. Bunun sonucunda laminer akış yine bozulur. Teknisyenler, çalışma esnasında titiz, düzenli ve mutlaka temiz çalışmalıdır.



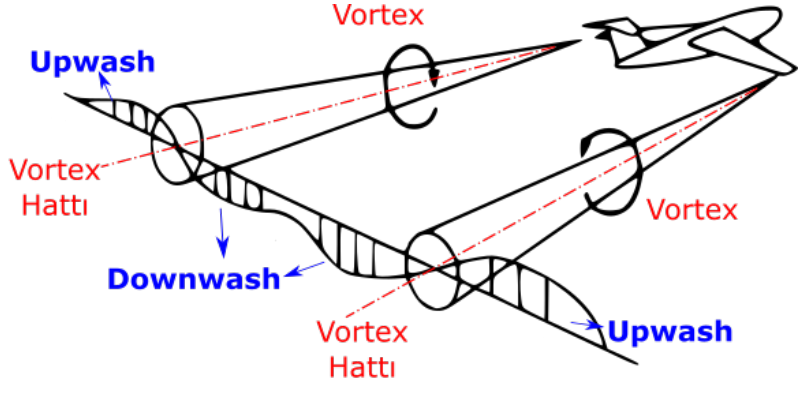
**Görsel 1.13:** Laminer akış



**Görsel 1.14:** Türbülanslı akış

### 1.3.2.3. Upwash ve Downwash

Uçuş esnasında kanat profilinin havayı yukarıya yönlendirmesi **upwash** olarak adlandırılır. Upwash oluşumunda hücum açısı önemli unsurlardan biridir. Kanat profili hava akımını aşağıya yönlendiriyorsa buna da **downwash** denir (Görsel 1.15).



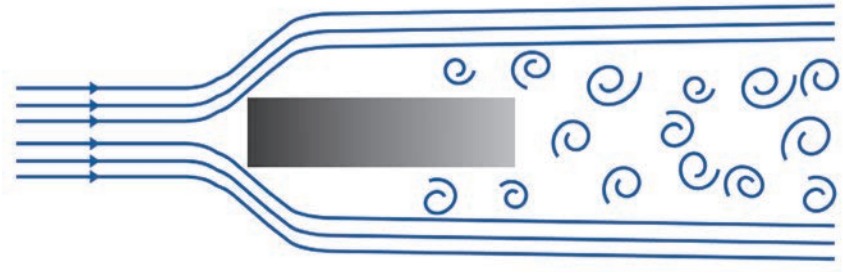

**Görsel 1.15:** Upwash ve downwash

### 1.3.2.4. Vortisler

Kanat profilinin bitimi itibarıyla ayrılan havada, ufak **vortisler (vortex)** oluşabilir (Görsel 1.16). Vortisler, hava akımının düzgün dairesel hareketler sergilemesi anlamına gelir. Hava akışının dairesel hareket yaptığı hatta **vortex hattı** denir. Vortisleri türbülanslı akış ile karıştırmamak gerekir. Küt cisimler, üzerinden geçen hava akımında türbülans meydana getirir (Görsel 1.17). Akışın kanat üzerine daha iyi yapışması ve kanat üzerinde türbülans oluşumunu engellemek için çeşitli elemanlar ile vortisler meydana getirilir. Bu sayede hava kanat yüzeyine eşit dağılır ve havanın tutunma oranı artar.



**Görsel 1.16:** Kanat uçlarında oluşan vortisler



**Görsel 1.17:** Küt cisimlerin arkasında oluşan vortisler

### 1.3.2.5. Durgunluk Noktası

Havanın kanat ile karşılaştığı uç nokta olan hücum kenarı ile havanın kanattan ayrıldığı nokta olan firar kenarında dinamik basınç sıfır olur. Bu noktalara **durgunluk noktası (stagnation point)** denir. Bu iki nokta, kanat altı ve üstü olmak üzere havanın ikiye ayrıldığı veya birleştiği noktadır.

## 1.3.3. Airfoil Yapı İle İlgili Terimler

Airfoilin yapısı su damlasına benzeyen basit bir geometrik form gibi görünse de içeriğinde çok hassas hesaplanması gereken ifadeler barındırır.

### 1.3.3.1. Hücum ve Firar Kenarları

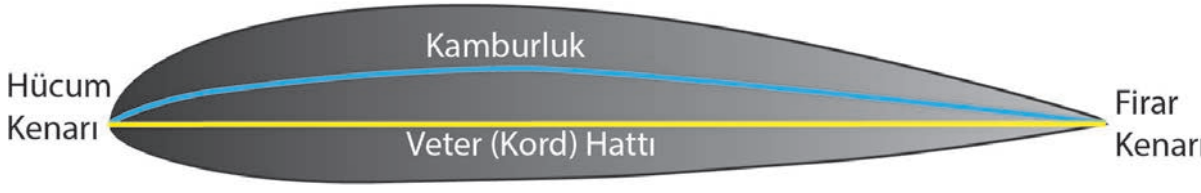
Havanın airfoil yapı ile ilk temas gerçekleştirdiği noktaya **hücum kenarı** denir. Havanın kanadı terk ettiği noktaya da **firar kenarı** adı verilir.

### 1.3.3.2. Kamburluk (Camber)

Airfoil yapının üst ve alt kavisini ortadan ikiye bölen hayali çizgiye **kamburluk** denir. Düşük hızlı yük uçaklarının kanat profillerinde kamburluğun fazla olması istenir. Veter çizgisi ile kamburluk eğrisi arasında kalan en uzak mesafeye **maksimum kamburluk** denir.

### 1.3.3.3. Veter (Kord) Hattı

Kanat profil kesiti üzerinde, hücum kenarı ile firar kenarı arasında çekilen hayalî çizgiye **veter (kord) hattı** veya **veter (kord) uzunluğu** denir (Görsel 1.18). Ortalama veter uzunluğu kanat alanının kanat açıklığına bölünmesi ile elde edilir. Kamburluk ve veter hattı özdeş kanat simetrik bir kanattır. Hesaplamalarda **C** ile gösterilir.




**Görsel 1.18:** Hücum kenarı, firar kenarı, kamburluk ve veter hattı

### 1.3.3.4. İncelik Oranı

Veter hattının herhangi bir noktasından çizilen ve kanat profilinin üst ve alt yüzeylerini en uzak noktalarından birbirine bağlayan çizginin (kanat kalınlığı) veter uzunluğuna oranına **incelik oranı** denir (Görsel 1.19). Kanat profilinin üst ve alt yüzeyleri arasındaki en uzun mesafeye **maksimum kalınlık** adı verilir.




**Görsel 1.19:** İncelik oranı

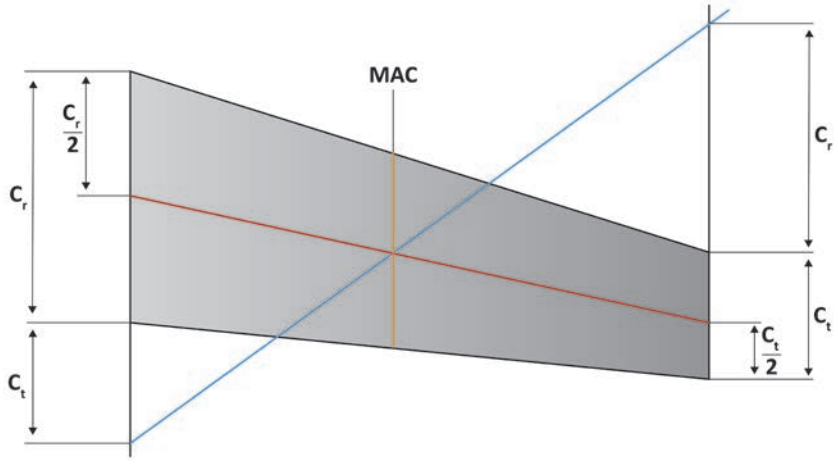
### 1.3.3.5. Ortalama Aerodinamik Veter

Ortalama aerodinamik veter [MAC (Mean Aerodynamic Chord)] kanadın geometrik merkezinden geçen veter hattıdır. Aerodinamik hesaplamalar ve ağırlık merkezi için referans amacıyla kullanılır. Veter uzunluğu ile karıştırılmamalıdır. Hesaplamalarda $\mathbf{C_{ort}}$ ile gösterilir.

**Ortalama Aerodinamik Veter Hattını Bulma Adımları**

1. Kanat kökündeki veter merkezi ($C_r$) belirlenir.
2. Kanat ucundaki veter merkezi ($C_t$) belirlenir.
3. Kök ve uçtaki veter merkezleri arasında düz bir çizgi çekilir.
4. Uç veter boyu köke, kök veter boyu uca, tersi yönde bakacak şekilde eklenir.
5. Ekleme sonunda oluşan çizgilerin son noktaları arasına bir çizgi çekilir.

6. Görsel 1.20'de merkezde görülen kesişim noktası MAC'dır ($C_{ort}$) (Eğer uçak kanat profili sivri ya da delta kanat ise MAC değeri kök veterinin 2/3'ü kabul edilir.).




**Görsel 1.20:** Ortalama aerodinamik veterin hesaplanması

### 1.3.3.6. Kanat Açıklık Oranı

Kanat açıklığının (b) ortalama aerodinamik vetere ($C_{ort}$) oranına **kanat açıklık oranı** denir. Bu oran aerodinamik hesaplamalar için oldukça önemli bir ifadedir. Uçuş performansını ve yakıt verimliliğini doğrudan etkiler. Aynı yüzey alanına sahip iki kanadın açıklık oranı fazla olanından daha fazla kaldırma kuvveti elde edilir.

$$KAO = \frac{b}{C_{ort}}$$

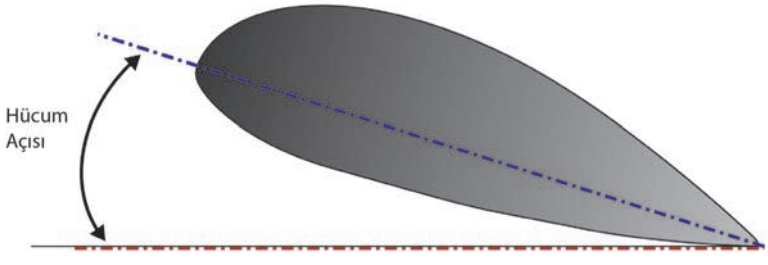
KAO: Kanat açıklık oranı

b: Kanat açıklığı

$C_{ort}$: Ortalama aerodinamik veter

### 1.3.3.7. Hücum Açısı

Kanat veter hattı ile hava akışının doğrusu arasında kalan açıya **hücum açısı** denir. Hücum açısı arttıkça havanın kanat üzerinde aldığı yol artacağından hızı da artar. Bu durum, kanat üzerindeki basıncın daha da düşmesine ve kanat altı basıncın artmasına sebep olur. Kanat üst yüzeyindeki basıncın düşmesi ile kaldırma kuvveti artar. Buna rağmen kanat tasarımına bağlı olarak kritik açı (ortalama $15^o$-$20^o$) aşılırsa kanat yüzeyine hava tutunamaz ve kaldırma kuvveti de ortadan kalkar. Havanın kanat yüzeyine tutunamaması olayına **stall** denir. Hücum açısının artırılması durgunluk noktası alanını artıracağı için sürtünme kuvveti de artar (Görsel 1.21).




**Görsel 1.21:** Hücum açısı

### 1.3.3.8. Wash In ve Wash Out

Hücum açısının kanat uçlarına doğru artması yönünde yapılan kanat tasarımına **wash in**, azalması yönünde yapılan kanat tasarımına ise **wash out** adı verilir. Uçak kanatları çoğunlukla wash out tasarımı ile üretilir.

### 1.3.3.9. Basınç Merkezi

Kaldırma, ağırlık, itki ve sürükleme olarak anılan tüm aerodinamik kuvvetlerin merkezlendiği hayalî noktaya **basınç merkezi** denir. Asimetrik bir airfoil yapının hücum açısı arttıkça basınç merkezi hücum kenarına doğru yer değiştirir. Hücum açısı azaldıkça basınç merkezi firar kenarına doğru hareket eder. Simetrik kanat profillerinde ise hücum açısındaki değişim, basınç merkezini etkilemeyecek ya da ihmal edilebilir seviyede etki edecektir.

### 1.3.3.10. Sivrilme Oranı

Uç veter uzunluğunun kök veter uzunluğuna oranına **sivrilme oranı [TR (Taper Ratio)]** adı verilir.

$$TR = \frac{C_t}{C_r}$$

TR: Sivrilme oranı

$C_t$: Uç veter uzunluğu

$C_r$: Kök veter uzunluğu

| **7. UYGULAMA** | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Ortalama Aerodinamik Veter Hesaplama | | | | |
| **AMAÇ**<br>Ölçüleri verilen uçak kanadının ortalama aerodinamik veter uzunluğunu hesaplamak ve çizmek. | | | | | |
| **DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**<br>• İşlem adımları; verilenler, istenen, çözüm ve sonuç sırası ile gösterilmelidir.<br>• Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.<br>• Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır. | | | | | |
| **UYGULAMA DETAYLARI**<br>• Öğretmeninizin belirleyeceği kök ve uç veter uzunlukları ile teknik resim kurallarına uygun kanat çizimini yapınız.<br>• Kanat resmini, kaba hatlarıyla üst görünüş olarak ölçekli çiziniz.<br>• Çizim kâğıdının masanızdan kaymasını önlemek için kâğıt bant ile kâğıdı masaya yapıştırınız.<br>• Çizim kâğıdının temizliği için cetvelin kenarlarını temizleyiniz.<br>• Ortalama aerodinamik veter uzunluğunu ölçünüz.<br>• Bulduğunuz değerler ile kanadın sivrilme oranını ve kanat açıklık oranını hesaplayınız. | | | | | |
| **SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.) | | | | | |
| **ÖĞRENCİNİN** | | **ÖĞRETMENİN** | | | |
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

### 1.3.3.11. Toplam ve Net Kanat Alanı

Hesap yapılırken uçağa kuş bakışı bakıldığında kanat alanı gövdeye dâhil edilirse **toplam kanat alanı (S)**, gövde kısmı hariç tutulursa **net kanat alanı** bulunur. Kanat alanları düz kanatlarda veter uzunluğu (C) ile kanat açıklığının (b) çarpımıyla elde edilir. Sivrilen tipteki kanatlarda ise ortalama veter uzunluğu ($C_{ort}$) ile kanat açıklığının (b) çarpımıyla elde edilir.

## 1.3.4. Uçağa ve Airfoil Yapıya Etki Eden Kuvvetler

Aerodinamik kuvvetler **kaldırma (lift)** ve **sürükleme (drag)** kuvvetleridir. Bunların yanında uçağa da etki eden **itme kuvveti [itki (thrust)]** bulunur. Bir diğer kuvvet ise **ağırlıktır (gravity)**. Ağırlık, uçağı etkileyen ama aerodinamik kuvvet sınıfında yer almayan bir kuvvet türüdür (Görsel 1.22).




**Görsel 1.22:** Uçağa ve kanat profiline etki eden kuvvetler

### 1.3.4.1. İtki (Çekiş – Thrust)

Uçağın ileriye doğru uçmasını sağlayan kuvvettir. Motor tarafından elde edilir. **T** ile gösterilir.

### 1.3.4.2. Ağırlık (Gravity)

Aşağı doğru olan ve yer çekiminin meydana getirdiği kuvvettir. Ağırlık, aerodinamik sınıfında yer almaz **G** ile gösterilir.

### 1.3.4.3. Kaldırma (Lift) Kuvveti

Uçağın havada tutunabilmesini ve yükselmesini sağlayan yukarı yönlü aerodinamik kuvvete **kaldırma kuvveti** denir. **L** ile gösterilir. Aşağıda kaldırma kuvvetinin hesabı verilmiştir. Taşıma (kaldırma) katsayısı birimsiz (boyutsuz) bir değer olup özel airfoil yapıların rüzgâr tüneli testlerine sokularak elde edilen polar diyagramlar vasıtasıyla belirlenmektedir. Hücum açısı değiştikçe katsayı da değişir. Bir kanat tipinde, 16 derecelik hücum açısı konumunda taşıma katsayısı 1,2 değerini alabilir.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot S$$

L: Kaldırma (lift) kuvveti (N) ρ: Havanın yoğunluğu (kg/m$^3$)

V: Akış hızı (m/s) S: Kanat alanı (m$^2$)

CL: Taşıma katsayısı (Birimsiz bir değerdir.)

### 1.3.4.4. Sürükleme (Drag) Kuvveti

Hava akışı içerisindeki uçağın gidiş yönünün ters doğrultusuna bakan, hava sürtünmesinden kaynaklı oluşan aerodinamik bir kuvvettir. **D** ile gösterilir. Sürükleme hesabı aşağıda gösterilmiştir. Sürükleme katsayısı, taşıma katsayısında olduğu gibi polar diyagramdan belirlenebilir.

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S$$

D: Sürükleme (drag) kuvveti (N)

ρ: Havanın yoğunluğu (kg/m$^3$)

V: Akış hızı (m/s)

S: Kanat alanı (m$^2$)

$C_D$: Sürükleme katsayısı (Birimsiz bir değerdir.)

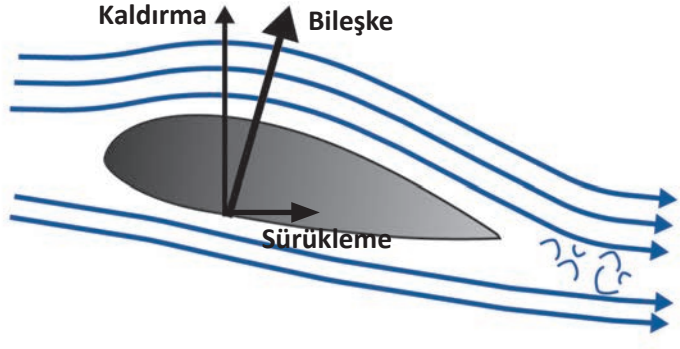
## 1.3.5. Aerodinamik Kuvvetler İle İlgili Terimler

Drag (sürükleme) kuvveti, aerodinamik bir kuvvettir ve uçak üzerinde birçok farklı sebeple ortaya çıkabilir. Drag çeşitlerini ve oluşma sebeplerini iyi bilen bir teknisyen, uçak gövdesi ve kanadı üzerinde bakım faaliyetlerini gerçekleştirirken uçuş güvenliğini tehlikeye atabilecek bütün değişkenlerin farkında olur. Bunların yanında aerodinamik hesapları iyi bilen bir tasarımcı daha verimli kanat profilleri tasarlayabilir.

### 1.3.5.1. Aerodinamik Bileşke

Kanat üzerine uygulanan aerodinamik kuvvetlerin yani kaldırma (lift) ve sürükleme (drag) kuvvetlerinin bileşkesine **aerodinamik bileşke** adı verilir (Görsel 1.23). Hücum açısı, kritik açıya kadar arttıkça her iki kuvvet de artacağından aerodinamik bileşke de artacaktır. Kritik açı aşılırsa kaldırma (lift) kuvveti ortadan kalkar.

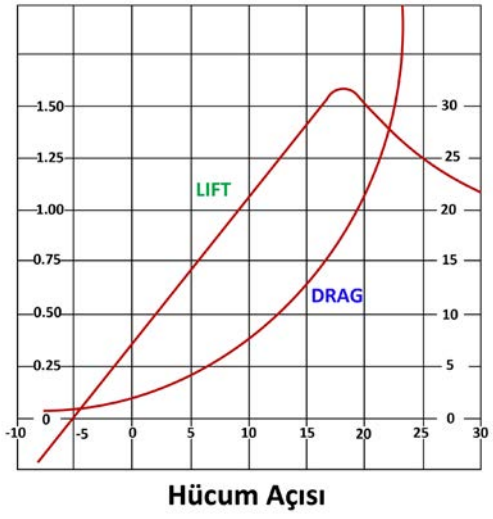
Aerodinamik kuvvetlere ve dolayısıyla aerodinamik bileşkeye etki eden bazı faktörler bulunur. Bunların en önemlileri; hava akış hızı, havanın yoğunluğu, kanat yüzey alanı, kanat profilinin şekli, hücum açısı, havanın viskozite değerleri ve havanın sıkıştırılabilme özelliğidir. Bunların yanında hız, basınç, sıcaklık, kanat profil kalınlığı ya da kamburluğu, flapların ve slatların özellikleri, kanat yüzeyinin temizliği ve buzlanma gibi faktörler de aerodinamik kuvvetlere etki eder.




**Görsel 1.23**: Aerodinamik bileşke

### 1.3.5.2. Polar Diyagram

Taşıma (kaldırma-lift) ve sürükleme (drag) kuvveti hesaplarında kullanılan katsayıların (CL ve CD) seçilebildiği diyagrama **polar diyagram** denir (Görsel 1.24). Bu diyagram, özel airfoil yapılar üzerinde yapılan rüzgâr deneyi testleri sayesinde oluşturulur.




**Görsel 1.24:** Polar diyagram

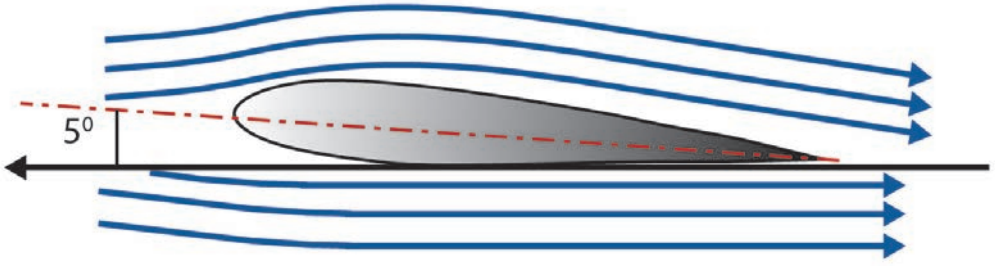
### 1.3.5.3. Stall

Hücum açısı arttıkça kanat üst yüzeyindeki basınç (negatif basınç) azalırken alt yüzeydeki basınç (pozitif basınç) artar. Sonuç itibarıyla kaldırma kuvveti de artar. Polar diyagramdan maksimum taşıma katsayısı, kaldırma kuvveti denklemindeki yerine konursa kaldırma kuvvetinin arttığı görülür. Bunun yanında, hücum açısı ve aynı zamanda taşıma katsayısının kritik değeri ($C_{Lmax}$) aşılırsa kanat üst yüzeyine hava tutunmaz. Kanat alt yüzeyindeki hava akımından kaynaklı sürükleme (drag) kuvveti de maksimuma yükselir. Bu durumda kanat profili üzerinde hiçbir kaldırma (lift) kuvveti oluşmaz ve uçuş güvenliği tümüyle riske girer. Bu aerodinamik olaya **stall** adı verilir. Bazı kaynaklarda **stall** yerine **perdövites** tanımı da kullanılır.

Hücum açısının kritik değerleri kanat profiline bağlı olarak değişkenlik gösterebilir. Aşağıda bahsedilenler hücum açısı için ortalama kritik değerlerdir.

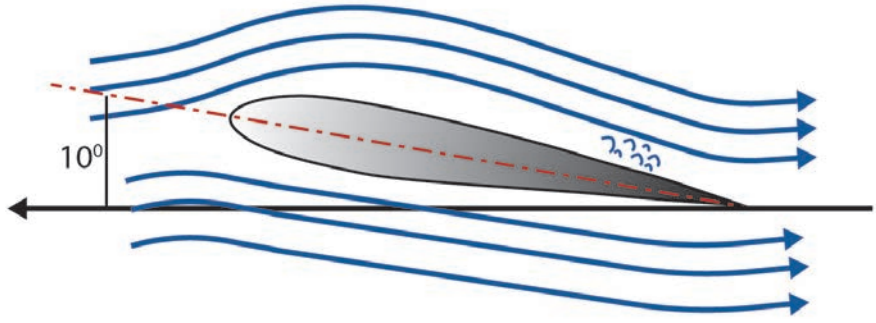
**0° Hücum Açısı:** Standart durumdur. Airfoil yapının üst yüzeyinde negatif basınç, alt yüzeyinde ise pozitif basınç oluşur. Hücum açısı bu noktadan sonra arttırılırsa basınç merkezi de veter hattı boyunca hücum kenarına doğru yer değiştirir.

**5°–6° Hücum Açısı:** Kanat üst yüzeyindeki basınç azalır. Kanat alt yüzeyindeki basınç ise artar. Basınç farkı yükseldiğinde kaldırma kuvveti de artar. Bu noktadan sonra basınç merkezi hücum kenarına bir miktar daha yaklaşır (Görsel 1.25).



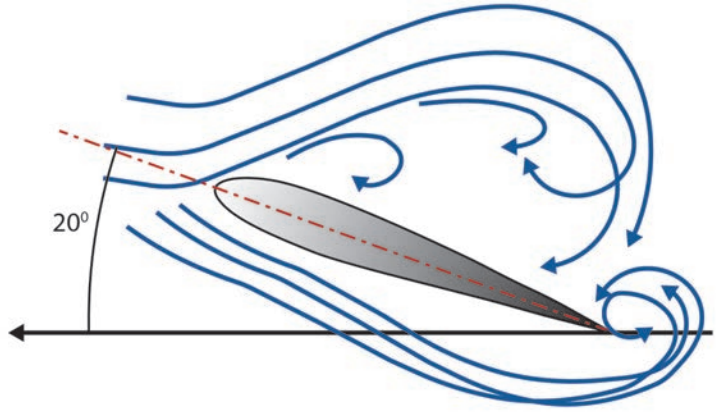

**Görsel 1.25**: 5°lik hücum açısında hava akışı

**10°–12° Hücum Açısı:** Kanat alt yüzeyindeki basınç 5°lik hücum açısına nazaran artacaktır. Üst yüzeyin firar kenarında ise türbülanslar oluşmaya başlar. Basınç merkezi hücum kenarına oldukça yaklaşır ve aerodinamik bileşke kuvvet azalmaya başlar (Görsel 1.26).




**Görsel 1.26:** 10°lik hücum açısında hava akışı

**15°–20° Hücum Açısı:** Kritik değer hücum açısı ve taşıma katsayısı değeri aşılmıştır. Hava akışının kanattan ayrılma noktası (air flow seperation) hücum kenarı üzerindedir. Kanat profilinin üst yüzeyinden hava akışı tümüyle kesilmiştir. Kanat altı yüzeyinde sürüklenme kuvveti en yüksek seviyeye ulaşmıştır. Bu noktada artık kaldırma kuvveti oluşmaz. Uçak artık stall durumuna girmiştir (Görsel 1.27).




**Görsel 1.27:** 20°lik hücum açısında hava akışı ve stall olayı

## 1.3.6. Drag Çeşitleri

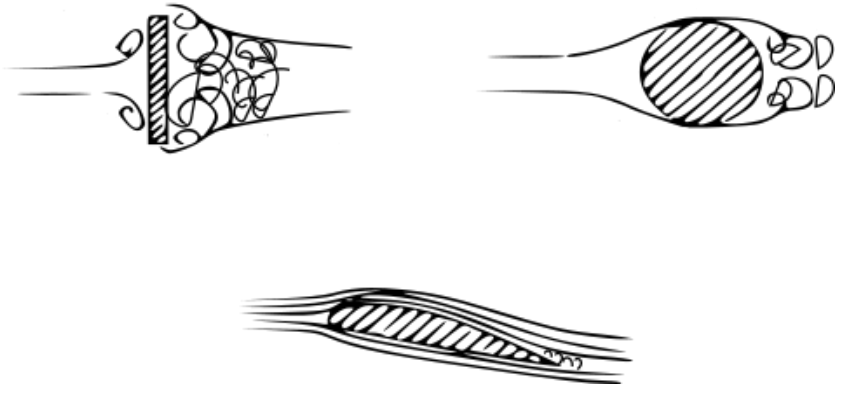
Hava içerisinde hareket eden veya üzerinde bir hava akımı olan cismin karşılaştığı sürükleme kuvvetine **drag (sürükleme)** denir. Sürtünme ile sürükleme kavramları birbirine karıştırılmamalıdır. Sürtünme iki katı cismin birbiri üzerinde oluşturduğu bir dirençtir. Sürükleme ise katı cisim ile akışkan arasındaki ilişkiyi tanımlar. Uçak kanatları drag (sürükleme) kuvveti etkisi altındadır. Her ne kadar negatif bir etken gibi görünse de bazı durumlarda uçağı frenleyebilmek için bu drag kuvvetinden yararlanılır. Uçaklarda kullanılan hava freni buna örnektir. Birden çok drag çeşidi vardır.

### 1.3.6.1. Parazit ve Profil Drag

Kanadın üzerinde yapısal kaynaklı oluşan drag kuvvetleri üç boyutta düşünülürse **parazit drag**, iki boyutta düşünülürse **profil drag** adını alır. Parazit drag, form (şekil) drag, friction (sürtünme) drag ve interference (bağlantı noktası) drag olarak üç farklı boyuttadır. Profil drag ise yalnızca form ve friction draglara sahiptir. Bunlar, yapısal dragların iki ya da üç boyutlu ileri düzey aerodinamik hesaplamalarında kullanılmak üzere geliştirilmiş kavramlardır.

### a) Form (Şekil) Drag

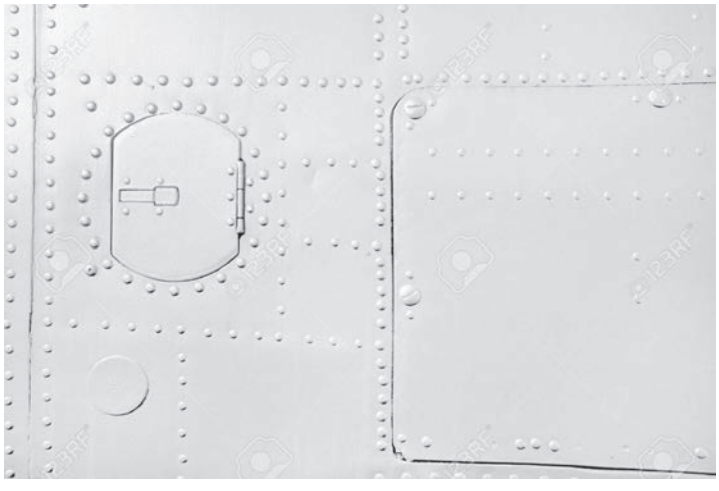
Uçağın ya da kanadın şeklinden kaynaklı oluşan drag kuvvetidir (Görsel 1.28). Bir küp, hava içerisinden geçirilirse havayla sert bir temas gerçekleşir ve sürükleme kuvveti çok yüksek seviyelerde olur. Buna nazaran, kanatların su damlacığına benzeyen airfoil yapısı, havayla temas ettiği anda yüzeyi üzerinden laminer bir akış ile hava akımının geçmesi beklenir. Bu durumda drag hiç oluşmaz denemez ama minimum seviyeye indirgenmiş olur. Form drag bazı kaynaklarda **pressure (basınç) drag** ismini de almaktadır. Form drag, hem parazit dragın hem de profil dragın bir boyutudur.



**Görsel 1.28:** Form drag etkenleri

### b) Friction (Sürtünme) Drag

Kanat yüzeyi üzerindeki çeşitli etkenlerin oluşturduğu drag çeşidine **friction (sürtünme) drag** denir (Görsel 1.29). Bunlara örnek olarak yanlış çakılmış perçinlerin başları veya uygun boyutta kullanılmamış cıvatalar verilebilir. Ayrıca uçak gövdesi üzerinde bulunan antenler, problar veya çeşitli kapı ya da açıklık elçekleri de bu draga neden olur. Yalnızca yapısal kaynaklı değil, aynı zamanda doğru buz önleme ya da temizleme işlemi yapılmamış yüzeylerde oluşan buz parçacıkları ya da kirlilikler de sürtünme dragını oluşturur. Sürtünme dragı, hem parazit dragın hem de profil dragın bir boyutudur.



**Görsel 1.29:** Friction drag etkenleri

**c) Interference (Bağlantı – Engel) Drag**

Kanadın uçağın gövdesi ya da motorlar ile bağlantı noktasında birleştirme işlemlerinden kaynaklı bir form bozukluğu bulunur. Interference drag, bu form bozukluğundan kaynaklı oluşan bir drag türüdür (Görsel 1.30). Kanadın kaporta (fairing) ya da motor bağlantı noktası (pylon) kısımlarında oluşur. Bazı kaynaklarda **engel sürüklemesi** olarak da geçmektedir. Interference drag; sadece parazit dragın bir boyutudur, profil drag boyutlarından biri değildir.



**Görsel 1.30:** Interference drag etkenleri

### 1.3.6.2. Induced (İndüksiyon) Drag

Kanatların uç veter doğrultusunda oluşan vortislerin (girdapların) dönüşleri sırasında oluşturdukları kayba **induced drag** denir. Bu vortisler, kanat profilinin alt kısmındaki yüksek basınç alanının üst kısımda kalan alçak basınç alanına çıkmaya çalışmasından oluşur. Modern uçaklarda **winglet** (Görsel 1.31) ya da **wing-tip** (Görsel 1.32) tasarımlar bu drag çeşidinin kaybını oldukça azaltmaktadır.



**Görsel 1.31:** Winglet



**Görsel 1.32:** Wing-Tip

### 1.3.6.3. Wave (Şok) Drag

Ses üstü hızlara ulaşabilen hava taşıtlarında şok dalgaları sonucu oluşan drag cinsine **wave drag** denir (Görsel 1.33). Oldukça yüksek seviyelerde drag kuvveti oluşur.



**Görsel 1.33:** Şok dalgası

### 1.3.7. Döner Kanat Aerodinamiği

Döner kanat aerodinamiği, pervaneli uçaklarda ve helikopterlerde itme (thrust) oluşumunu açıklar. Pervaneli uçaklarda taşıma kuvvetini kanatlar oluştururken itkiyi pervane oluşturur. Helikopterlerde ise hem taşıma hem de itki, helikopter pervanesinden üretilir. Bir pervanenin orta noktasına **hub** denir. Bu noktaya bağlı her bir döner eleman **pal (blade-pala)** adını alır. Pervaneler ahşap ya da kompozit malzemeden imal edilir. Ayrıca, Titanyum ve Nikel süper alaşımları gibi malzemeler de kullanılmaktadır. Pervaneler, uçlara doğru sivrilerek tasarlanır (Görsel 1.34). Yüksek hızlarda, kökü ile aynı boyutta uçlara sahip olan pervaneler yapısal hasar almaktadır. Çözüm olarak bu sivrilme geliştirilmiştir ve bu sayede aerodinamik olarak uçlara binen yük, yapısal hasara neden olmaz.



**Görsel 1.34:** Çeşitli pervane formlar

### 1.3.7.1. Pervane Teorisi

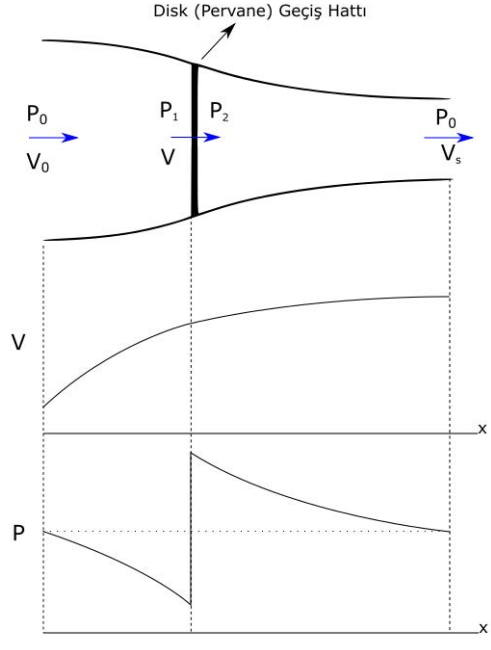
**İtki,** uçağın ileri doğru hareketini sağlayan kuvvettir ve bir kaynak tarafından üretilir. Bu kaynak iki farklı tasarım hâlinde görülür. Birincisi, gaz türbinli motorun havayı sıkıştırarak çeşitli yanma işlemlerinden sonra tekrar genişletmesiyle itki üretilmesidir. Bu motor tiplerine örnek olarak yolcu uçaklarında kullanılan turbofan motor ve savaş uçaklarında kullanılan turbojet motorlar verilebilir. İkincisi ise bir pervanenin ürettiği çekiş kuvvetini (thrust) sağlamaktır. Buna örnek olarak turboprop bir motor ya da içten yanmalı pistonlu bir motorla çalışan pervaneli uçaklar ile turboşaft motor ile çalışan helikopterler verilebilir.

Pervanenin çalışma prensibi özünde iki farklı teori ile açıklanabilir. Momentum (disc) teorisi ve pal (blade) elemanları teorisidir. Her iki teorinin beraber kullanıldığı teori ise **pal elemanları momentum teorisidir**. Bu teoriler, pervanelerin de sahip olduğu airfoil yapıyla ve Bernoulli prensibiyle birleşerek pervanelerin çalışmasını sağlar.

#### a) Momentum (Disc) Teorisi

Serbest hava akımını uçuşun tersi yönüne doğru ivmelendirerek büyük bir basınç farkı elde etmek ve böylece ileri yönlü bir itki elde etmek mümkündür (Görsel 1.35). Aşağıdaki görsel üzerinde hız eğrisi incelendiğinde sayfa düzlemine göre solda bulunan serbest akımlı havanın hızı pervane yaklaştıkça (Burada pervane yandan görünüş olarak belirtilmiştir.) artacaktır. Pervaneyi geçme anında hızı aynı kalacaktır. Pervaneyi geçtikten sonra yeterince uzaklaşan havanın hızı artmaya devam edecektir.

Sayfa düzlemine göre solda bulunan serbest akımlı havanın basıncı ($P_0$), pervaneden hemen önce $P_1$ basıncına çıkacaktır. Pervaneyi geçmesiyle birlikte basıncı $P_2$'ye yükselecektir. Yeterince uzaklaşan hava, tekrar serbest hava akımı olarak yoluna devam edecektir ve basınç ilk hâline gelecektir. Buradaki değişim dinamik basınçtır. Pervanenin orta noktalarda bulunduğu bu hava koridorunda çok yüksek miktarda dinamik basınç farkı oluşur. Bu basınç farkı, uçağın ileri yönlü gitmesini sağlayan **itkiyi (thrust)** oluşturur.




**Görsel 1.35:** Momentum teorisi grafikleri

**b) Pal (Blade) Elemanları Teorisi**

Teoriye göre sonsuz sayıda, sonsuz incelikte profiller yan yana eklenerek bir hub etrafında birleştirilir ve pal elemanı elde edilir. Bu form sayesinde elde edilen dönme enerjisi ile birlikte itki (thrust) oluşturulabilir.

### 1.3.7.2. Güç İletme Şekillerine Göre Pervaneler

**a) Çekici Pervaneler:** Pervane yapısı, uçağın önünde bulunur. Bu tip pervaneler uçağı arkasından çekerek itme sağlar (Görsel 1.36).



**Görsel 1.36:** Çekici pervaneli uçak

**b) İtici Pervaneler:** Pervane, uçağın gerisinde veya kanat arkalarında yer alır (Görsel 1.37).



**Görsel 1.37:** İtici pervaneli uçak

### 1.3.7.3. Döner Kanatlarda Anti Tork

Pervaneli bir uçakta ya da helikopterde pervanenin dönüşü ile birlikte bir tork oluşur. Bu, helikopterin ya da uçağın o yönde dönmesini sağlar. Pervaneli uçaklarda pervane, pilotun bakış açısına göre saat yönünde döner. Bu nedenle uçak gövdesi de saat yönüne doğru dönmek ister. Sol kanat, sağ kanada göre daha yüksekte monte edilerek bu problemin önüne geçilir. Helikopterlerde ise helikopterin gövdesi tepe pervanesinin dönme yönünde dönmek ister. Kuyruk pervanesi ile tersi yönde bir anti tork oluşturulur ve helikopterin stabil bir uçuş gerçekleştirmesi sağlanır.

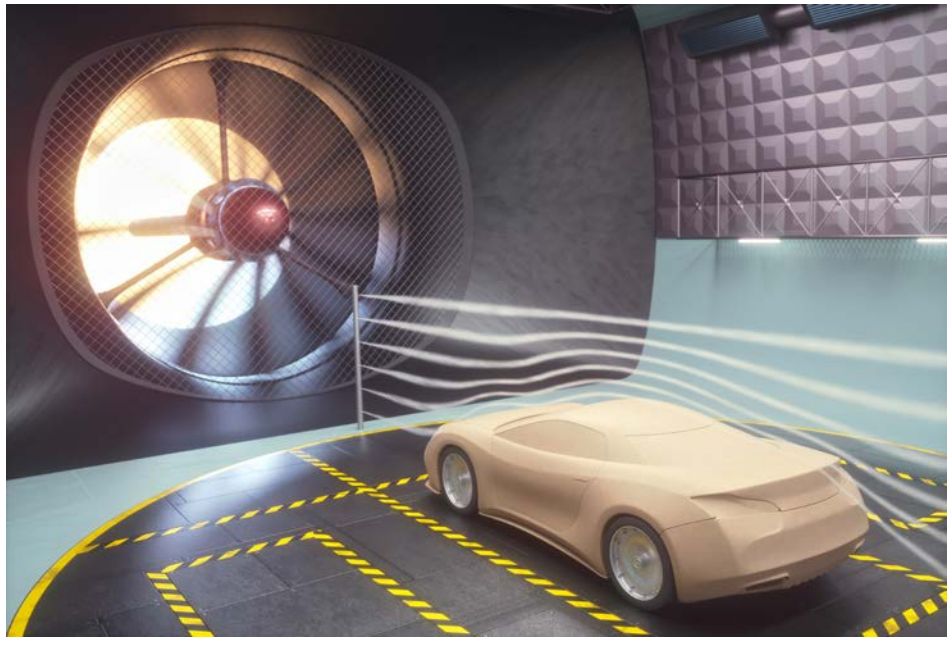
### 1.3.8. Rüzgâr Tünelleri

Üretici bir firma yeni bir kanat ya da uçak tasarımı geliştirdiğinde bunu fiilen uçurarak kanadın testini yapamaz. Bu tür çalışmaların öncelikle test edilmesi gerekir. Bu testler rüzgâr tünellerinde yapılmalıdır. Rüzgâr tünelleri yalnızca otomobillerin ya da uçakların testi için kullanılmaz. Amaçları çok daha geniş ölçeklidir. Binalar ve köprüler için de rüzgâr tüneli testleri yapılabilir.

Rüzgâr tünellerinde bir cismin aerodinamik testleri yapılabilir. Cismin üzerinden geçen hava akımı gözlemlenebilir (Görsel 1.38). Bu sayede yeni tasarımların aerodinamik koşulları sağlayıp sağlamadığı görülebilir. Ayrıca edinilen veriler mevcut bir tasarımın veriminin iyileştirilmesinde de kullanılabilir. Bir kanat profilinde oluşan drag kuvvetlerini, rüzgâr tünellerinden elde edilen veriler ile en aza indirgemek buna bir örnektir.

Bir otomobilin rahatlıkla test edilmesine olanak sağlayacak büyüklüklerde rüzgâr tünelleri mevcuttur. Bunun yanında bir köprüye ya da bir yolcu uçağına rüzgâr tüneli deneyi yapılması boyutundan dolayı çok mümkün değildir. Bunun için rüzgâr tünelinde, aerodinamik testi yapılacak yapının ölçekli ama küçük bir modeli kullanılabilir. Mühendislik ve analiz programları sayesinde gerçek koşullar taklit edilir ve doğru sonuçlar elde edilir.

Rüzgâr tünelleri, açık devre ve kapalı devre gibi tasarımlara sahiptir. Açık devre tasarımlar, içerisinde hava akımı olmayan sistemlerdir. Maliyeti yüksek ve gürültülü çalışan sistemlerdir. Kapalı sistemler ise içerisindeki havayı döndürerek verimi artırır ve çevrede ses kirliliğine neden olmaz. Bu nedenle çok daha fazla tercih edilir.



**Görsel 1.38:** Rüzgâr tüneli testi ve hava akım çizgileri

| 8. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Rüzgâr Tüneli Deneyi |

**AMAÇ**

Rüzgâr tüneli ile farklı geometrik şekillere sahip cisimlerin üzerindeki hava akımını gözlemlemek.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye ve sınıf kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, koruyucu gözlük ve eldiven kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik tabela ve işaretlere uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipmanlar kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelerde ve alanlarda çalışırken dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.
- Rüzgâr tünelinin hava giriş ve çıkış kısımlarına herhangi bir cisim koymayınız.
- Hava giriş ve çıkış kısımlarına yaklaşmayınız.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Sınıfta dörder kişilik gruplar oluşturunuz.
- Küre, küp, silindir ve airfoil yapılarını deney ortamında hazır bulundurunuz.
- Fan hızını %100 olarak belirleyiniz.
- Cisimlerin üzerinden geçen hava akımını gözlemleyiniz ve aradaki farkların sebeplerini tartışınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

| 9. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Drag Kuvvetinin Hesaplanması |

**AMAÇ**

Rüzgâr tüneli ile airfoil yapının hücum açısına göre ne kadar drag kuvveti ürettiğini hesaplamak.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye ve sınıf kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, koruyucu gözlük ve eldiven kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik tabela ve işaretlere uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipmanlar kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelerde ve alanlarda çalışırken dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.
- Rüzgâr tünelinin hava giriş ve çıkış kısımlarına herhangi bir cisim koymayınız.
- Hava giriş ve çıkış kısımlarına yaklaşmayınız.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Sınıfta dörder kişilik gruplar oluşturunuz.
- Airfoil yapıyı rüzgâr tüneline koyunuz.
- Fan hızını %100 olarak belirleyiniz.
- Hücum açısına $5^o$, $10^o$, $15^0$ ve $20^o$ olacak şekilde dört farklı deney uygulayınız.
- Her bir hücum açısında oluşan drag kuvvetini not alınız.
- Oluşan drag kuvveti değerleri arasındaki farkı tartışınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

# ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME

**A) Aşağıdaki cümlelerin başında boş bırakılan parantezlere, cümlelerde verilen bilgiler doğru ise "D", yanlış ise "Y" yazınız.**

**1.** (….) Havanın kanat ya da pal yüzeylerine tutunamaması durumuna stall denir.

**2.** (….) Pervaneli bir uçakta ya da helikopterde pervanenin dönüşü ile bir tork oluşur.

**3.** (….) Rüzgâr tünellerinde gerçek boyutlarda bir uçağın aerodinamik testleri yapılabilir.

**B) Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan noktalı yerlere uygun ifadeleri yazınız.**

**4.** Birim yüzeye uygulanan kuvvete …… denir.

**5.** Akışkanların akmaya karşı gösterdiği dirence …… denir.

**6.** Akışkanın, hızının artması ile basıncında düşme meydana gelmesi …… prensibi ile açıklanır.

**C) Aşağıdaki soruların doğru cevabını işaretleyiniz.**

**7. Aşağıdakilerden hangisi atmosferin katmanlarından biri değildir?**

A) Astenosfer B) Ekzosfer C) Mezosfer D) Stratosfer E) Troposfer

**8. Kanadın daha iyi tutunabilmesi için çeşitli elemanlarla havaya verilen düzgün dairesel hareket aşağıdakilerden hangisidir?**

A) Downwash B) Upwash C) Veter D) Vortis E) Washin

**9. Airfoil yapının üst ve alt kavisini ortadan ikiye bölen hayalî eğri aşağıdakilerden hangisidir?**

A) Firar kenarı
B) Hücum kenar
C) Kamburluk
D) Sivrilme
E) Veter

**10. Aşağıdakilerden hangisi uçağa ve airfoil yapıya etki eden kuvvetlerden biri değildir?**

A) Ağırlık
B) İtki
C) Gerilme
D) Kaldırma
E) Sürükleme

2. ÖĞRENME BİRİMİ

# UÇUŞ TEORİSİ HESAPLAMALARI



## KONULAR

2.1. UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLERİ HESAPLAMA

2.2. STABİLİTE HESAPLARI

2.3. YÜKSEK HIZ UÇUŞLARININ HESAPLAMALARI

## NELER ÖĞRENECEKSİNİZ?

- Uçağa etki eden kuvvetleri hesaplama
- Kaldırma kuvvetinin artırılmasını hesaplama
- Dönüş etkilerini hesaplama
- Stabilite hesaplama
- Yüksek hız uçuşları hesaplama

## TEMEL KAVRAMLAR

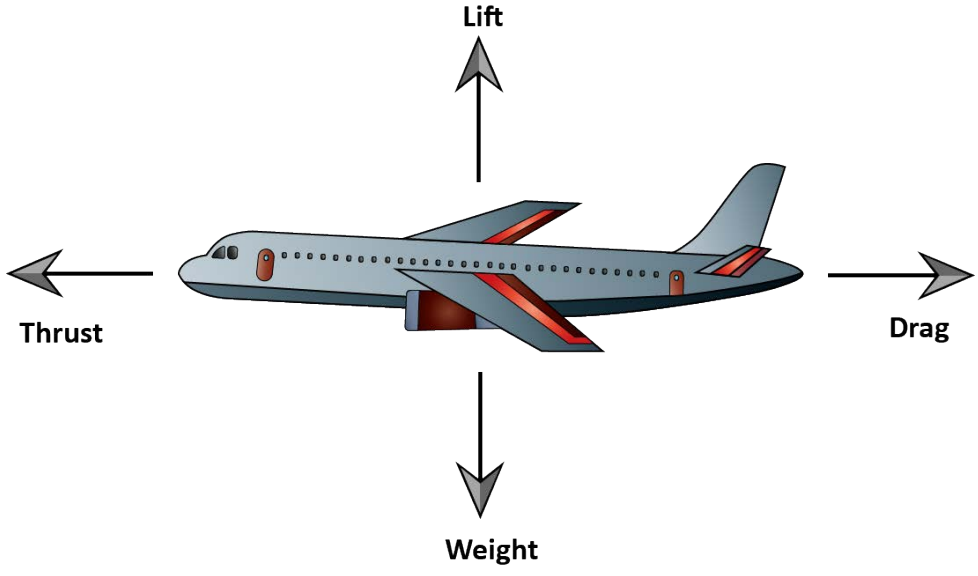
Drag, lift, mach, ses hızı, stabilite, şok dalgası, thrust, weight

## 2.1. UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLERİ HESAPLAMA

Bir uçak uçuş esnasında çeşitli aşamalardan geçer. Uçağın hareketlenmesinin ilk aşaması bir ortamdan diğerine geçiş anı olan kalkış anıdır. Uçak kalkış aşamasını tamamladıktan sonra tırmanış aşamasına geçer. Tırmanış aşamasından sonraki periyotta uçak sabit irtifada düz uçuş gerçekleştirir. Düz uçuş belirli durumlarda manevra periyotları ile kesintiye uğrar. Son olarak uçak yere geri dönüş için alçalır ve en sonunda iniş gerçekleşir.

### 2.1.1. Uçuş Performansına Etki Eden Kuvvetler

Uçuş esnasında uçağı etkileyen dört temel kuvvet vardır. Bu kuvvetler Görsel 2.1'de gösterilmiştir.




**Görsel 2.1:** Uçağa etki eden kuvvetler

**Thrust (Motor Gücü, İtme / Çekme):** Uçağa ileri hareketi sağlayan kuvvettir. Bu kuvvet jet motoru, pervane veya helikopter rotoru tarafından üretilir. **T** ile gösterilir.

**Weight (Uçağın Ağırlığı):** Uçağı aşağı doğru çeken yer çekimi etkisidir. **W** ile gösterilir. Uçağın ağırlık merkezi (cg) uçağın tüm ağırlığının yoğunlaştığı kabul edilen noktadır. Ağırlık merkezinin konumu uçağa yerleştirilen yükün konumuna ve ağırlığına bağlıdır.

**Drag (Geri Sürükleme Kuvveti):** Uçağın hava akımına karşı gösterdiği dirençtir. Uçuş doğrultusuna paralel ve itme yönüne ters kuvvettir. **D** ile gösterilir.

**Lift (Kaldırma Kuvveti):** Airfoil yüzeyin üzerinden akan havanın aerodinamik reaksiyonu ile üretilen toplam yukarı yöndeki kuvvettir. Kaldırma kuvvetinin yönü izafi rüzgâra diktir. **L** ile gösterilir.

Bu kuvvetler sabit bir hızla uçan uçakta birbirine eşittir. Thrust'ın drag'tan fazla olması durumunda uçağın hızı artar. Drag kuvvetinin thrust'tan fazla olması durumunda ise uçağın hızı azalır.

Lift kuvvetinin weight'den fazla olması uçağın yükselmesine, weight'in lift kuvvetinden fazla olması ise uçağın alçalmasına neden olur. Kısaca uçuş esnasında T-W-D-L arasındaki ilişki Tablo 2.1'de verilmiştir.

**Tablo 2.1:** Uçuş Esnasında Uçağa Etki Eden Kuvvetler Arasındaki İlişki

| Uçuş Esnasında Uçağa Etki Eden Kuvvetler Arasındaki İlişki | | |
|---|---|---|
| Sabit hızla düz uçuş | T = D | W = L |
| Hızlanan düz uçuş | T > D | W = L |
| Yavaşlayan düz uçuş | T < D | W = L |
| Uçağın kalkışı | T > D | W < L |
| Uçağın yaklaşması | T < D | W > L |
| İnişten sonra pistte | T < D | W = L |
| Düz uçuşta yükselme | T = D | W < L |

### 2.1.2. Aerodinamik Kuvvetler

Aerodinamik kuvvet kanat alanı ile net basınç farkının çarpılması sonucu bulunur. Ancak aerodinamik kuvvetlerin oluşmasına ve etkilenmesine sebep olan birçok faktör bulunmaktadır. Bu faktörler şunlardır:

- Hücum açısı (α)
- Havanın akış hızı (V)
- Hava akış yoğunluğu (ρ)
- Profilin şekli
- Profilin kapladığı alan (S)
- Viskozite etkileri (μ)
- Sıkıştırılabilme özellikleri

Aerodinamik kuvvet eşitliğindeki basınç farkı, hücum açısı ile değişir. Her hücum açısı için dinamik basınçtaki artış basınç farkında artışa neden olur. Bu durumda aerodinamik kuvvet eşitliği; dinamik basınç, kanat alanı ve $C_F$ katsayısı çarpımı ile bulunur.

$$AF = \frac{\rho V^2 S C_F}{2}$$

Denklemde;

AF: Aerodinamik kuvvet (lb)

ρ : Hava yoğunluğu

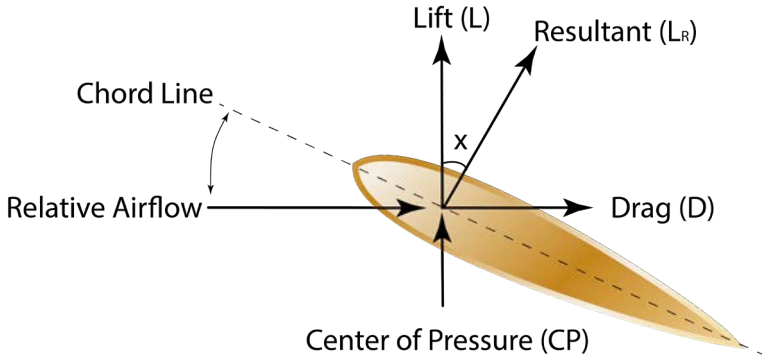
S: Kanat alanı ($ft^2$)

$C_F$: Aerodinamik kuvvet katsayısı

V: Hız (ft/sn.)

2 : Sabit sayı

Görsel 2.2'de aerodinamik kuvvetin bileşenleri gösterilmiştir.




**Görsel 2.2:** Aerodinamik kuvvetin bileşenleri

Aerodinamik kuvvetin bileşenleri olan lift ve drag için kuvvet değerleri aşağıdaki gibi bulunabilir:

- **Lift Eşitliği**

$L = AF \cos x$ şeklinde olur. Diğer taraftan aerodinamik kuvvet $AF = \frac{\rho V^2 S C_F}{2}$ olduğu için

$L = \frac{\rho V^2 S C_F \cos x}{2}$ denklemi bulunur.

Kısaca $C_F$. cosx yerine $C_L$ yazılırsa yukarıdaki lift eşitliği; $L = \frac{\rho V^2 S C_L}{2}$ şeklinde ifade edilir. Denklemde L, taşıma kuvvetidir ve birimi kgf'tir.

- **Drag Eşitliği**

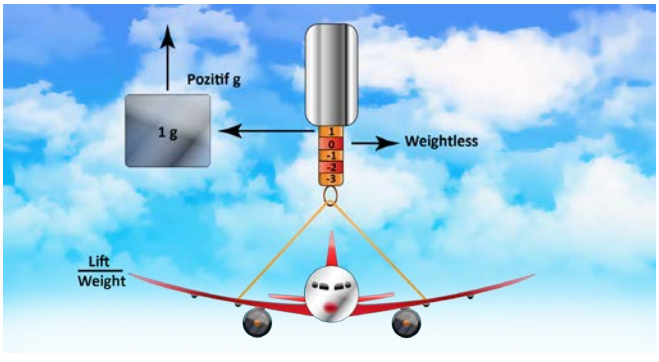
$D = AF \sin x$ şeklinde olur. Diğer taraftan aerodinamik kuvvet $AF = \frac{\rho V^2 S C_F}{2}$ olduğu için

$D = \frac{\rho V^2 S C_F \sin x}{2}$ denklemi bulunur.

Kısaca $C_F$. sinx yerine $C_D$ yazılırsa yukarıdaki drag eşitliği; $D = \frac{\rho V^2 S C_D}{2}$ şeklinde ifade edilir. Denklemde D, sürükleme kuvvetidir ve birimi kgf'tir.

### 2.1.3. Yük Faktörü ve Etkileri

Toplam yükün yani kanatlarda üretilen liftin uçağın ağırlığına olan oranına **yük faktörü** denir.Diğer bir deyişle uçağın ağırlığının manevra sırasında uygulanan yüke oranıdır. Yük faktörü **n** birimi ile ifade edilir. Yük faktörü uçağın her manevrasında değişiklik gösterir. İvmesiz düz bir uçuşta kanatlardaki yük, lift kuvvetinin uçak toplam ağırlığına olan oranına eşittir. Bu durumda yük faktörü 1 n'dir (Görsel 2.3).

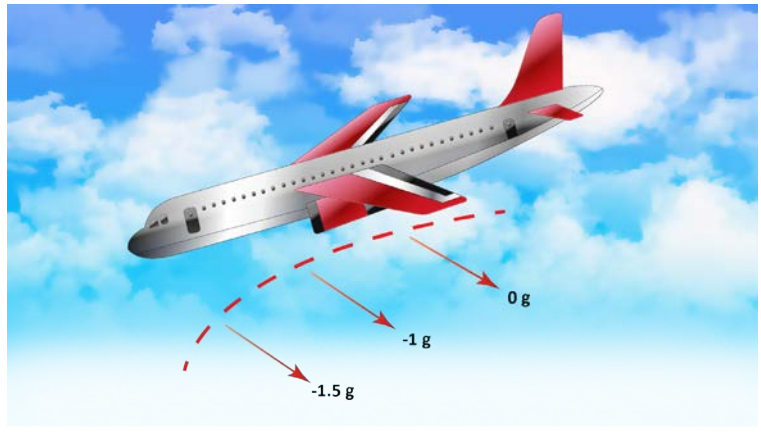



**Görsel 2.3:** İvmesiz düz uçuşta yük faktörü

Yük faktörü şu orantı ile elde edilir:

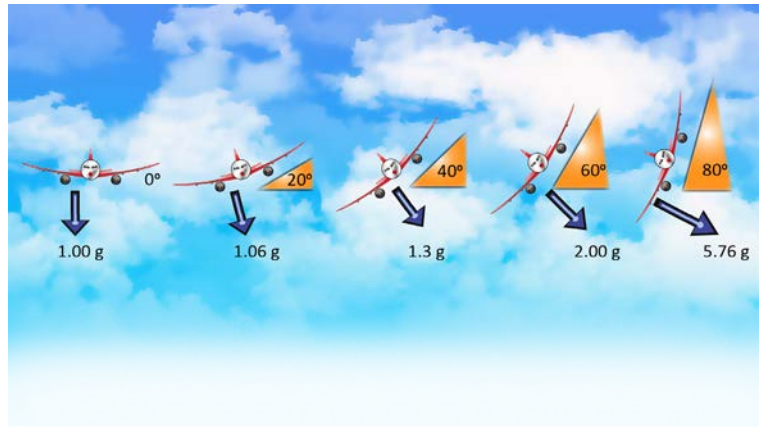
$$n = \frac{lift}{weight}$$

Yük faktörü tüm uçuş manevralarında söz konusudur. Normal uçuş esnasında yük faktörü 1n'den büyük ise **pozitif yük faktörü** olarak tanımlanır. Belirli şartlar altında uçak dengesinde meydana gelen ani sapmalar atalet momentine sebep olabilir. Bu atalet oluşumu dönüşte ağırlığın liftten daha büyük hâle gelmesine neden olur. Bu durum negatif yük faktörü olarak tanımlanır. Görsel 2.4'te verilen örnekte elevatör ileri doğru ani ve güçlü bir şekilde kumanda edilmiştir. Bu durum uçakta **negatif yük faktörüne** sebep olur.




**Görsel 2.4:** Uçakta negatif yük faktörü

Tüm yatışlı dönüşlü manevralarda uçağın ağırlığı arttığı için yüksek yük faktörü meydana gelir. Uçağın yatış açısı 45˚den fazla olduğu durumlarda yük faktörü belirgin olarak değişir. Yük faktörü yatış 90˚ye yaklaşırken hızlı bir şekilde artar (Görsel 2.5).




**Görsel 2.5:** Uçağın yük faktörü değişimi

Yük faktörünün uçak üzerinde birtakım etkileri vardır. Bu etkiler şunlardır:

- **Yapısal Sınırlamalar**

Bir uçakta herhangi bir yapısal hasar veya arıza meydana gelmeden karşı koyabileceği gerilim miktarına **uçağın yük faktörü limiti** denir. Genel havacılıkta ortak olan pozitif yük faktörü limiti +3,5 g ile +3,8 g, negatif yük faktörü limiti ise -1,5 g ile -1,8 g arasındadır.

- **Stall Hızı Değişimi**

Uçak kanadında üretilen kaldırma kuvvetinin ağırlığı taşıyamadığı duruma **stall** denir. Bir uçağın stall hızı, normal hava koşullarında belirli bir yük faktöründe belirli bir hızda uçarken kanatların yeterli lifti üretmek için gerekli olan minimum hızıdır. Bu nedenle yük faktörü arttıkça, uçağın stall hızı da artar çünkü daha fazla lift gereklidir. Artan stall hızı uçağın daha erken yani daha yüksek hızda stall olacağı anlamına gelir. Bu durumda uçağın havada tutunması için gereken hız daha yüksek olur. Gerçekte yük faktörünün karekökü oranında stall hızı artar.

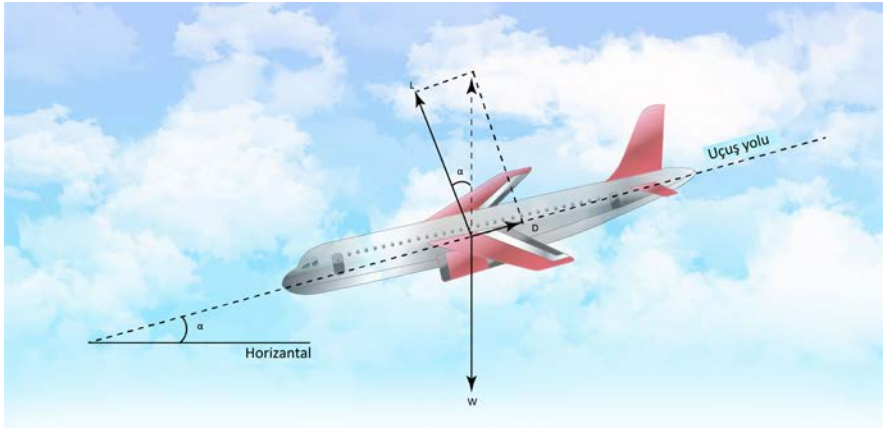
- **Türbülans Etkisi**

Belirli şartlar altında dikey hava hareketi şeklindeki türbülanslar, uçak kanadı üzerinde sert bir yük gerilimine neden olur. Düşük hücum açısıyla yüksek hızda uçan bir uçak aniden dikey hava hareketi ile karşılaşırsa airfoil üzerindeki izafi rüzgâr daha fazla yukarı doğru akış gösterir. Bu, rüzgârın hücum açısını artırır.

## 2.1.4. Süzülme Oranı

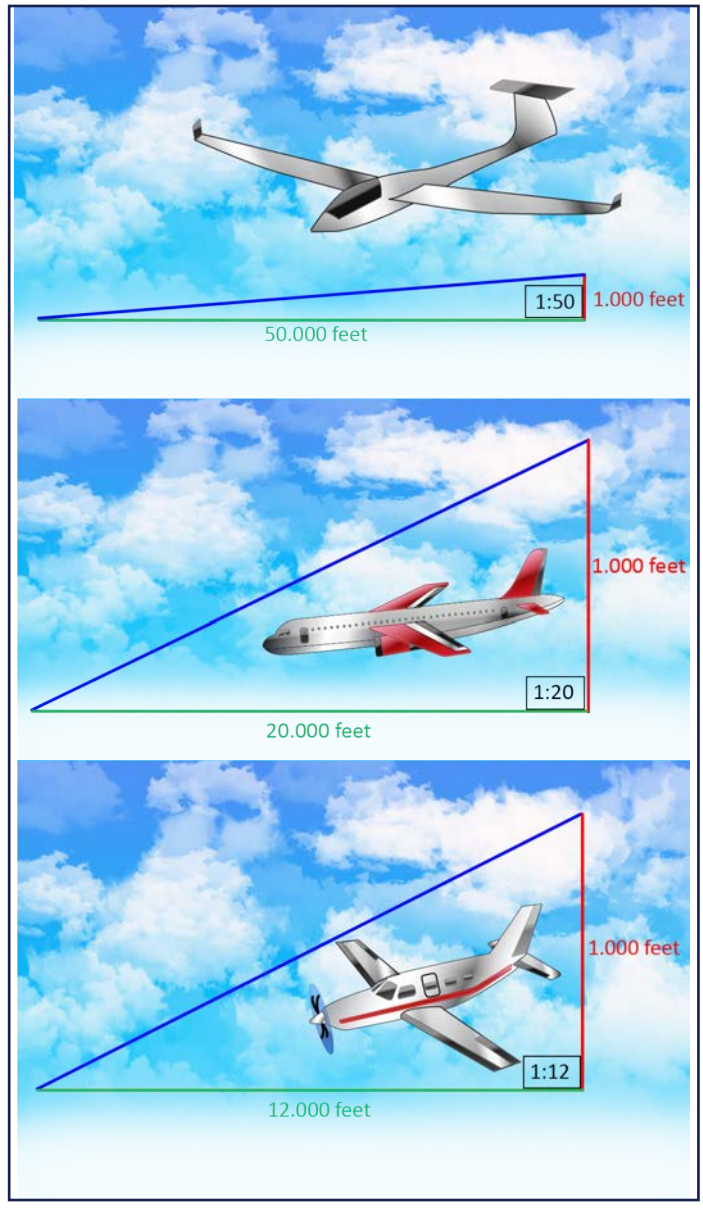
Uçakta meydana gelebilecek motor arızası durumlarında uçak normal uçuş tutumuyla alçalır ve daha sonra süzülmeye başlar. Uçağın sabit süzülmesi sırasında lift, drag, weight dengede tutulur. Çünkü thrust mevcut değildir. Bu durum lift drag bileşkesinin weight'e karşı eşit ve zıt yönde olması anlamına gelir. Görsel 2.6'da drag doğrudan geriye doğru etki ederken süzülüş yoluna paralel olduğu görülmektedir. Lift süzülme doğrultusuna dik açıdadır. Lift ile weight arasındaki açının, süzülme hattı ile yatay arasındaki açıya eşit olduğu görülür. Süzülme oranı şu şekilde formüle edilir:

$$\frac{Drag}{Lift} = \tan a$$




**Görsel 2.6:** Süzülme anındaki kuvvetler

Bir uçaktaki süzülme oranı kaybedilen irtifaya karşı kazanılan mesafeyi gösterir. Örneğin süzülme oranı 1:20 olan bir uçak 1000 feet alçalmaya karşılık 20000 feet mesafede uçar. Görsel 2.7'de süzülme oranı örnekleri verilmiştir. Genellikle süzülme oranı; küçük tek motorlu eğitim uçakları için 1:12, yolcu uçakları için 1:20 iken planörler için 1:50'dir.



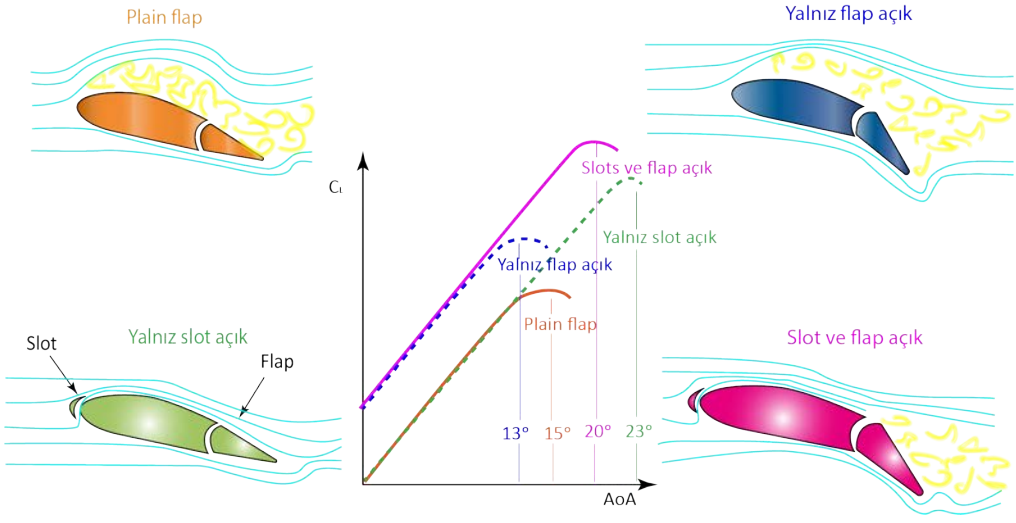

**Görsel 2.7:** Uçaklarda bazı süzülme oranları

## 2.1.5. Kaldırma Kuvvetinin Artırılması

Bir uçak kanadında meydana gelen kaldırma kuvveti uçağın yüküne göre farklılık gösterebilir. Lift eşitliği incelendiğinde havanın yoğunluğu, kanat alanı, hücum açısı ve havanın hızı kaldırma kuvvetini etkileyen parametrelerdendir. Uçak kanatlarındaki kaldırma kuvvetinin artırılması veya azaltılması için yardımcı kaldırma araçları kullanılır. Kaldırmayı artırmak için flaplar, slatlar ve slotlar kullanılmaktadır. Flaplar airfoil şeklini değiştirerek kanat alanını artırır. Kanat alanının artması kaldırma kuvvetinde artış sağlar. Slatlar ise düşük hızda yüksek hücum açısı sağlar. Yüksek hücum açısı kaldırma kuvvetini artıran etkenlerden biridir.

Slotlar ise bazı uçakların hücum kenarında bulunur. Uçağın stolla girmeden yüksek hücum açısı imkânı sağlar ve bu da kaldırma kuvvetini artırmaya yardımcı olur (Görsel 2.8).

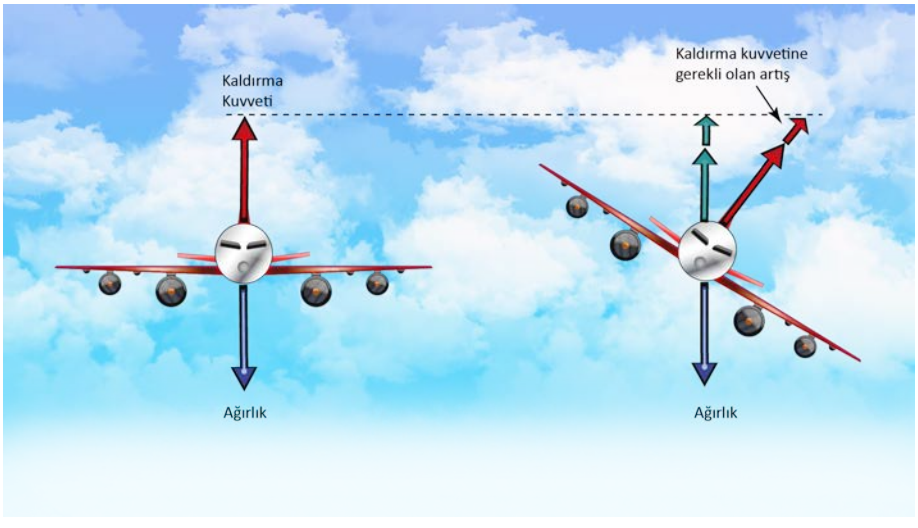
Modern jet uçaklarında kanatlar genellikle yüksek hız ve yüksek irtifaya göre tasarlanmıştır. Bu durumda kaldırma kuvvetini artırma ihtiyacı daha çok kalkış, iniş, yaklaşma ve tırmanma esnasında ortaya çıkar.




**Görsel 2.8**: Kaldırma kuvvetini artırmada flap ve slotun etkisi

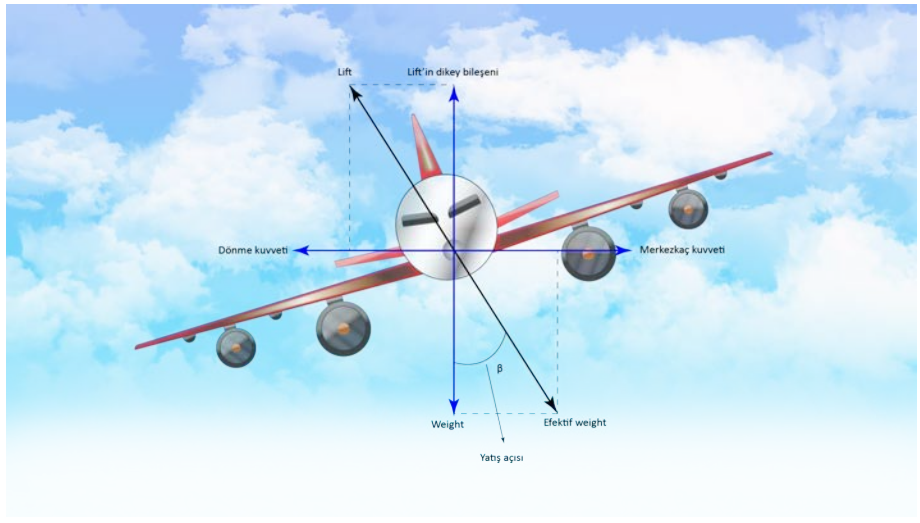
## 2.1.6. Dönüş Etkilerini Hesaplama

Uçaklar yatay ve dikey dönüşler yapabildiği gibi her ikisinin bileşimi olan hareketleri de yapabilir. Dönüş sırasında uçağın ağırlığı dikey yönde etki eder. Ancak ağırlığı karşılayan kaldırma kuvveti yatış açısına bağlı olarak bir eğim kazanır. Düz uçuşta ihtiyaç duyulan kaldırma kuvveti, uçak yatışa geçtiğinde ağırlığı karşılayacak durumda olmaz (Görsel 2.9).




**Görsel 2.9**: Yatışa geçen uçakta gerekli olan kaldırma kuvveti

Dengeyi sağlamak için hücum açısını ve kaldırma kuvvetini artırmak gerekir. Hücum açısının artması drag kuvvetini artırır. Bu durumda motora gaz verilmezse uçağın hızı düşer. Dairesel hareket eden bir cismin, dönüşün merkezine doğru sabit bir ivmeye sahip olması gerekir. Bu ivme, hıza ve dönüş yarıçapına bağlı olarak değişir. Taşıma kuvvetinin yatay bileşeni, bu ivmeyi yaratan **merkezcil kuvvettir**. Görsel 2.10'da L.sin β olarak verilmiştir. β yatış açısını temsil eder. Merkezcil kuvvet ile dengede bulunan kuvvet **merkezkaç kuvvettir (CF)**. Merkezcil kuvvet ile merkezkaç kuvveti birbirine eşittir. Merkezkaç kuvvetinin normal ivmelenmenin bir sonucu olarak meydana geldiği dikkate alınırsa merkezkaç kuvveti kütle ile ivmenin çarpımı sonucuna eşittir.




**Görsel 2.10**: Dönüş esnasında meydana gelen kuvvetler

$CF = \frac{m V^2}{r}$ merkezkaç kuvveti eşitliğidir.

CF: Merkezkaç kuvvet (N)

V: Uçak hızı (m/sn.)

m: Kütle (kg)

r: Dönüş yarıçapı (m) ifade eder.

Yukarıdaki denklem üzerinde $m = \frac{W}{g}$ eşitliğine göre düzenleme yapılırsa

$CF = \frac{W V^2}{gr}$ denklemi elde edilir. W uçağın ağırlığını (kg), g yer çekimi ivmesini (m/sn$^2$) ifade eder.

Görsel 2.10'da uçağın koordineli ve ufki dönüş yaptığı vektörlerin dengesinden anlaşılır.

Buna göre L. $\sin\beta = CF = \frac{m V^2}{r}$ ile L. $\cos\beta = W$ denklemleri elde edilir. Birinci eşitlik ikinci eşitliğe

bölünürse $\mathrm{Tan}\,\beta = \frac{V^2}{gr}$ bulunur. r eşitliğin bir tarafına yalnız bırakılırsa $r = \frac{V^2}{g \tan\beta}$ eşitliği bulunur.

Buradaki **r dönüş yarıçapını** ifade eder.

| 1. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Uçuş Performansına Etki Eden Kuvvetleri Hesaplama |

**AMAÇ**
Uçağın kalkışı esnasında uçağa etki eden kuvvetler arasındaki ilişkiyi açıklayabilmek.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Uçağın kalkışı esnasında lift, thrust, weight, drag arasında nasıl bir denge olduğunu açıklayınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ...../ ...../20... |

| 2. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Süzülme Oranını Hesaplama |

**AMAÇ**
Süzülme oranı verilen uçağın alçalma ve mesafe hesabını yapmak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Süzülme oranı 1:30 olan bir uçağın kaç feet alçalışa karşılık kaç feet mesafe uçabildiğini hesaplayınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ...../ ...../20... |

| 3. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Kaldırma Kuvvetinin Arttırılmasını Hesaplama |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak belirli bir irtifadaki uçağın kaldırma kuvvetini hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Bir uçak standart atmosfer koşullarında 280 km/saat sabit bir hızda uçmaktadır. Uçağın kanat alanı 42 $m^2$dir. Uçak 4000 m yükseklikte uçuş gerçekleştirdiğine göre kaldırma kuvveti ne olur? Uçağın kaldırma kuvvetini artırmak için hangi parametrelerde değişiklik yapılmalıdır? Açıklayınız ($C_L$:0,17, 4000 m yükseklikte standart havanın yoğunluğu: 0,819 kg/$m^3$).

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ...../ ...../20... |

| 4. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Yük Faktörünü Hesaplama |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak belirli bir yatış açısındaki uçağın yük faktörünü hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Bir uçağın 60˚lik yatış açısıyla yapacağı dönüş esnasındaki yük faktörü değerini hesaplayınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ……/ …../20… |

| 5. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Dönüş Etkilerini Hesaplama |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak bir uçağın dönüş yaptığında meydana gelen çemberin yarıçapını hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

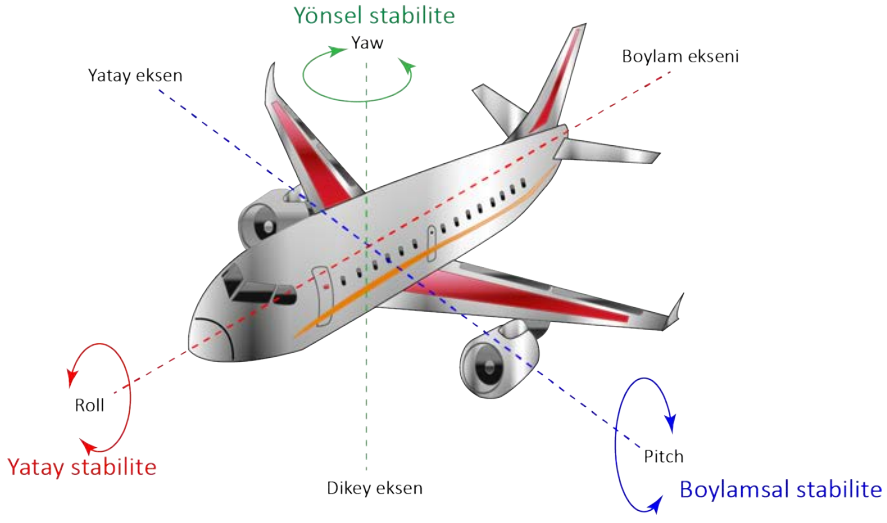
- Bir uçağın hakiki hava sürati 190 kts'dir. Bu uçak 30˚lik bir açıyla dönüş yaptığında çemberin yarıçapının kaç m olduğunu hesaplayınız (1 kt = 1, 51 m/s g = 9,81 alınacaktır.).

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ...../ ...../20... |

## 2.2. STABİLİTE HESAPLARI

Bir uçağa hiçbir kumanda verilmeden belirli uçuş şartlarına dönebilme yeteneğine **stabilite** denir. Uçak bazı uçuş şartlarında stabil, bazı uçuş şartlarında kararsız olabilir. **Kontrol**, pilotun manevra yaparak uçağı istenen konuma getirme gücü anlamına gelir. Herhangi bir nedenle uçağın uçuş koşulları bozulabilir. Bu durumda uçak orijinal konumuna dönme eğilimi gösterirse uçak stabildir. Öte yandan uçak, orijinal konumundan daha da uzaklaşıyorsa kararsızdır. Uçak bunların hiçbirini yapmıyorsa ve yeni konumunda kalmayı tercih ediyorsa buna da **nötr kararlılık** denir. Bazen de bu durum yeni koşullara uyum sağlayarak yeni denge şeklini oluşturur. Bir uçağın stabilitesi her eksene göre ifade edilir. Uçak eksenleri ve bu eksendeki kararlılıklar Görsel 2.11'de gösterilmektedir.

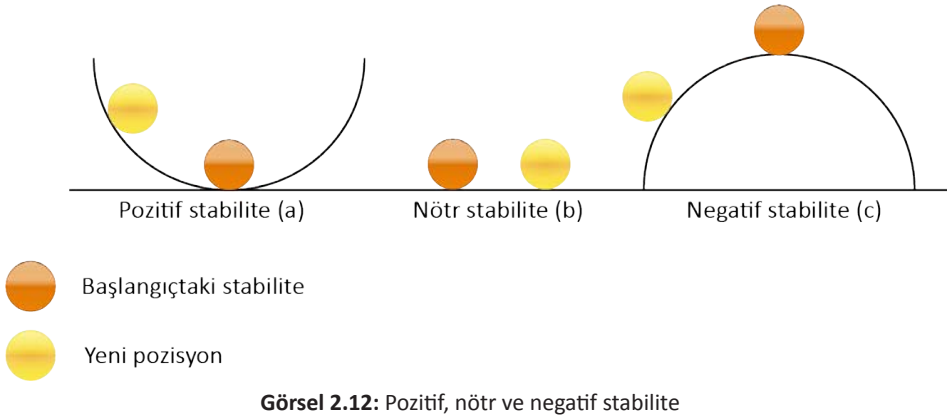



**Görsel 2.11**: Uçak eksenleri ve bu eksendeki kararlılıklar

- **Statik Stabilite**

Uçuş gereği değişen durum sonrası uçağı orijinal pozisyona döndüren kuvvetlerin aktif hâle gelmesine **statik stabilite** denir. Statik stabilite üç şekilde incelenir:

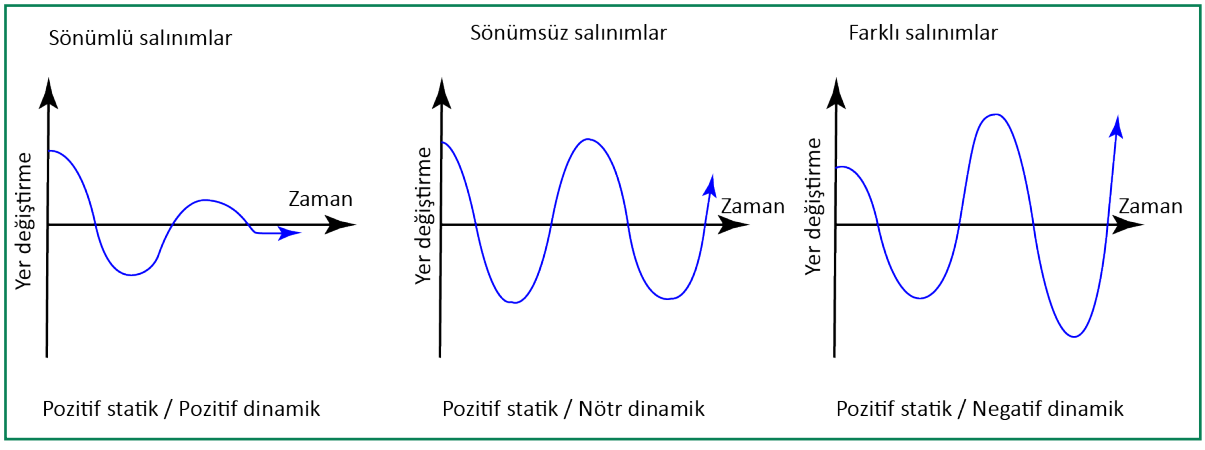
- **Pozitif Statik Stabilite:** Herhangi bir müdahale veya düzeltmeye ihtiyaç duymadan uçağın önceki pozisyonunu almasına denir (Görsel 2.12.a).
- **Nötr Statik Stabilite:** Uçak, bozulmadan sonra yeni aldığı konumu korur ve düzelme için müdahaleye ihtiyaç duymaz (Görsel 2.12.b).
- **Negatif Statik Stabilite:** Uçağın stabilitesi bu durumda değişir ve değişen konumunu koruyamaz (Görsel 2.12.c).




**Görsel 2.12:** Pozitif, nötr ve negatif stabilite

- **Dinamik Stabilite**

Dinamik stabilite sadece pozitif statik stabilite durumunda oluşur. Statik stabilite, uçağı orijinal hücum açısına döndürme eğiliminde olan bir kuvvet oluşturur. Ancak bu dengenin nasıl kurulacağını belirleyen uçağın dinamik stabilitesidir. Dinamik stabilite, uçağın belirli bir süre boyunca yer değiştirmeye verdiği tepki süresiyle yani zaman ile belirlenir. Stabilite, zaman içerisinde gitgide denge konumuna yaklaşan salınımlar şeklinde gerçekleşir. Salınım küçüldükçe uçak orijinal konumuna döner. Uçak bu durumda pozitif statik stabilite ve pozitif dinamik stabiliteye sahip olur. Görsel 2.13'te bir uçağın kendi başına bırakıldığında nasıl davranabileceği pitch hareketi için gösterilmektedir. Belirli bir uçağın üç ekseni etrafında oldukça farklı stabilite özelliklerine sahip olmasına rağmen tam olarak aynı hususlar roll ve yaw için de geçerlidir.

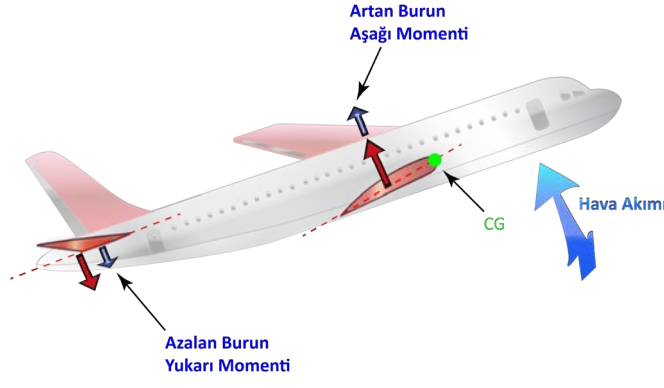



**Görsel 2.13:** Pozitif statik stabilitede meydana gelen pozitif, nötr ve negatif dinamik stabilite

## 2.2.1. Yatay Eksende Boylamsal Stabilite (Longitudinal Stability About The Lateral Axis)

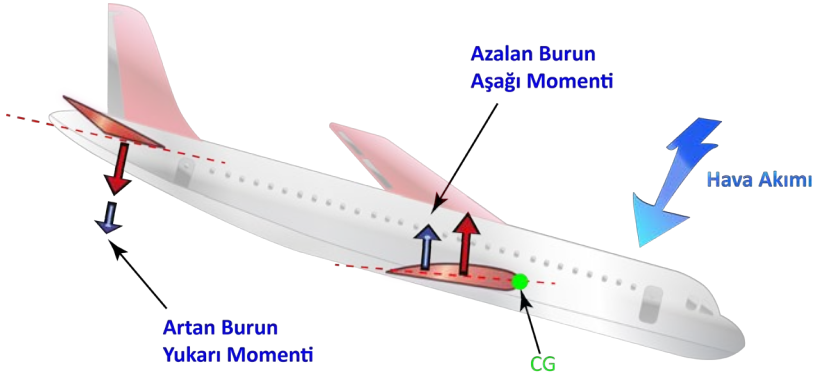
Bir uçak izafi rüzgâra göre sabit bir hücum açısında ise yani burnunu aşağı indirip dalma veya burnunu kaldırıp durma eğiliminde değilse boylamsal stabiliteye sahiptir. Uçak bir dış etkenden dolayı yatay eksen etrafında pitch hareketi yaparsa kanatların ve yatay stabilizenin hücum açısı değişir. Uçak değişen bu durum karşısında ya denge noktasına geri döndürecek ya da sapmayı daha da artıracak bir tepki gösterir. Dengenin sağlanması için yatay stabilize kullanılır. Yatay stabilize genellikle uçağın kuyruğunda yer alır. Düz uçuş esnasında yatay stabilize aşağı yönlü bir kuvvet uygular. Bu kuvvet moment noktasına uzak olduğu için yüksektir.

Görsel 2.14'te uçak dengede iken uçağın altından yukarı yönlü ani bir rüzgâr ile birlikte uçak burun yukarı hareket yaptırmıştır. Bu durumda yatay stabilizenin hücum açısı azalır ve sebep olduğu burun yukarı momenti azalır.




**Görsel 2.14:** Yukarı yönlü ani rüzgâr etkisiyle değişen momentler

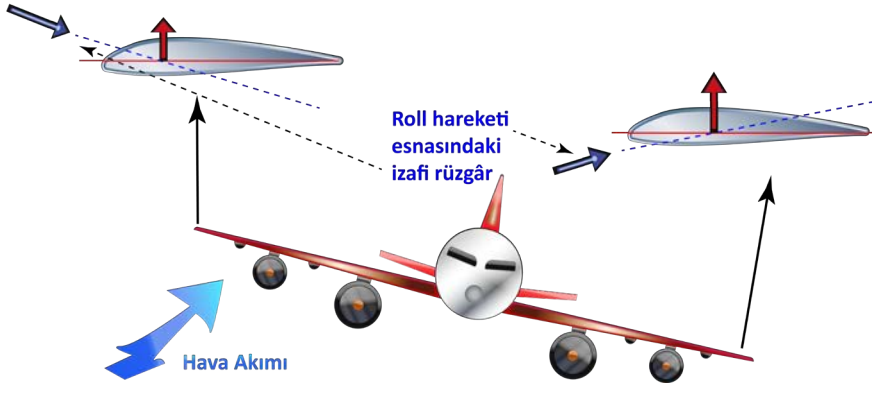
Kanatların kaldırma kuvvetinin neden olduğu burun aşağı momenti yatay stabilize burun yukarı momentinden fazla olur. Dolayısıyla bu momentler eşitleninceye kadar uçak burun aşağı yaparak düz uçuşa geçer. Ani rüzgâr uçağa yukarıdan aşağıya doğru etki ettiğinde bu durumun tam tersi gerçekleşir (Görsel 2.15).




**Görsel 2.15:** Aşağı yönlü ani rüzgâr etkisiyle değişen momentler

### 2.2.2. Boylamsal Eksende Yatay Stabilite (Lateral Stability About The Longitudinal Axis)

Uçağın bir dış etkene bağlı olarak roll hareketi yapması sonucu değişen kanatların tekrar düzelme eğilimine **yatay stabilite** denir. Yatay stabilite kanat dihedral açısı, geriye ok açısı (sweepback angle) ve hücum açısı ile gerçekleşir. Uçağa roll hareketi yaptıracak bir etken söz konusu olduğunda bir kanat aşağıya yatarken diğeri yukarı kalkar. Aşağı hareket eden kanatta izafi rüzgârın etkisiyle efektif hücum açısı, yukarı kalkan kanattan daha fazla olur. Bunun nedeni dihedral açısı ve geriye ok açısıdır. Bu nedenle aşağıdaki kanadın kaldırma kuvveti diğerinden fazla olur. Sonuç olarak uçak tekrar dengeye gelir (Görsel 2.16).



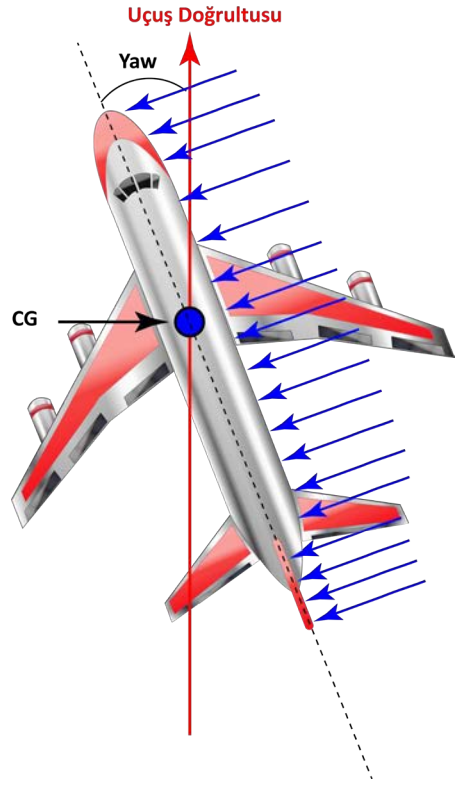

**Görsel 2.16:** Uçağa etki eden izafi rüzgâr ile değişen yatay stabilite

### 2.2.3. Dikey Eksende Yönsel Stabilite (Directional Stability About The Vertical Axis)

Dikey eksen etrafındaki kararlılığa **yönsel stabilite** denir. Uçak bir dış etken nedeniyle dikey eksen etrafında yaw hareketi yaparsa rudder'a kumanda verilmeden uçağın kendiliğinden orijinal pozisyonuna dönmesi yönsel stabilitedir. Yönsel stabiliteyi sağlamak için şu yöntemler kullanılır:

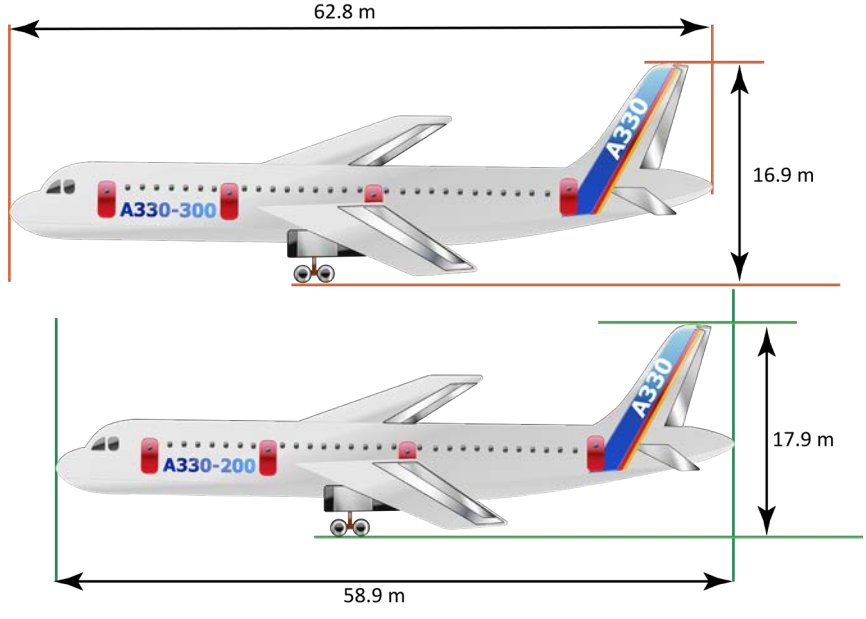
- CG'nin gövdenin önüne yakın olması
- Dikey stabilize
- Dorsal fin
- Geriye ok açısı

Uçak burnunu bir tarafa çevirdiği esnada karşıdan gelen hava fileleri gövdenin bir tarafına etki eder. Görsel 2.17'de hava fileleri uçağın sağ tarafına etki etmektedir. Eğer CG'nin önündeki moment kolu CG'nin arkasındaki moment kolundan küçük ise uçak orijinal durumuna geri döner.



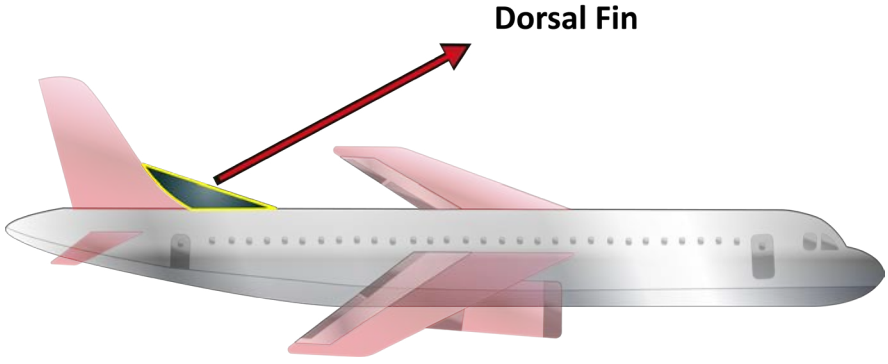

**Görsel 2.17:** Yönsel stabilitenin sağlanması

Dikey stabilizenin alanı ne kadar geniş olursa yönsel stabilite de bu oranda yüksek olur. Dikey stabilize CG'ye ne kadar uzak olursa yönsel stabilite de o oranda fazla olur. Uçağın stabilizesinin büyük olması veya stabilizesinin CG'ye uzaklığının fazla olması yeterli yönsel denge sağlar. Görsel 2.18'de A330-300 ile A330-200 arasındaki boy farkına bağlı olarak dikey stabilize uzunlukları verilmiştir.



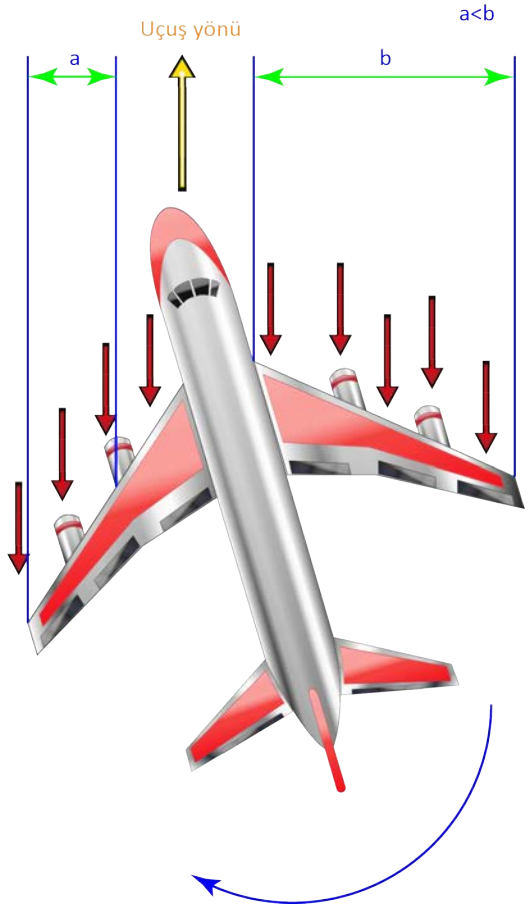

**Görsel 2.18:** A330-300 ile A330-200 arasındaki dikey stabilize uzunlukları

Yönsel stabiliteyi artırmak için kullanılan bir diğer yöntem dorsal fin'dir. Bu yöntem CG'nin arkasında kalan yanal yüzeyi genişletir ve böylece yönsel stabilitenin artmasını sağlar (Görsel 2.19).




**Görsel 2.19:** Yönsel stabiliteyi artıran dorsal fin

Uçak kanatları, dikey eksende stabilitesini koruyabilmek ve yüksek hızlı uçuşlarda daha iyi tutunabilmek için geriye ok açılı tasarlanmıştır. Uçak, ani rüzgâr ile savrulduğu durumlarda geriye ok açılı kanat yapısı sayesinde tekrar stabilitesini koruyabilir ve alması gereken pozisyonu alabilir. Görsel 2.20'de uçağın uçuş doğrultusundan sola saptığı görülmektedir. Sağ kanat üzerinden geriye doğru daha fazla hava akarken sol kanattan daha fazla drag meydana gelir. Bu durum tekrar sağa doğru yaw eksende dönüş momenti sağlar. Böylece uçak geriye ok açılı kanatları sayesinde tekrar uçuş doğrultusuna gelir.




**Görsel 2.20:** Geriye ok açısının yönsel stabilite üzerindeki etkisi

| 6. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Stabilite Hesaplamaları Yapma |

**AMAÇ**
Stabilitenin nasıl sağlandığını test edebilmek.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Bir adet bilye ve 3 adet sac levha alınız. Bu levhalardan ilkini içe bükünüz. İkincisini dışa bükünüz. Sonuncusunu da düz bir şekilde bırakınız. Ardından bilyeyi sırasıyla levha üzerinde hareket ettiriniz ve elde ettiğiniz stabilite çeşitlerini not alıp öğretmeninize kontrol ettiriniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

**UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER**

| İŞLEM | PUAN | ALINAN PUAN |
|---|---|---|
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ...../ ...../20... |

## 2.3. YÜKSEK HIZ UÇUŞLARINI HESAPLAMA

Düşük hızlarda kullanılan aerodinamik prensipler havanın sıkıştırılamaz olduğu varsayımına dayanır. Düşük hızlarda havanın sıkıştırılamaz olduğu varsayımının doğuracağı hatalar ihmal edilebilecek kadar küçüktür. Bu sıkışma, TAS (true air speed) değeri 300 knot'ı geçtikten sonra hesaba katılması gereken bir etkendir. Bununla birlikte, ses hızına yaklaşıldığında havanın sıkışması ve genleşmesi uçağı yalayarak geçen hava filelerinin akım çizgisini etkileyecek niteliktedir.

Yüksek hızlı uçuş terimi yaklaşık olarak 0,6 mach ve üzerindeki uçak hızlarını belirtmek için kullanılır. Çoğu ulaşım kategorisi uçakları mach 0,7 ile 0,85 arasında seyreder.

### 2.3.1. Ses Hızına Bağlı Hesaplamalar

Ses hızı, belirli koşullar altında belirli bir sıcaklıkta bir akışkandan geçen basınç dalgasının yayılma hızıdır. Ses hızı mutlak sıcaklıkla orantılıdır ve **LSS (Local speed of sound)** ile ifade edilir. Deniz seviyesinde, standart bir günde ses hızı ortalama; 340 m/sn. (660 kt TAS) ve sembolü (a) dır.

Şu formül ile hesaplanır: $a(LSS) = 39\sqrt{K}$ eşitliğinden bulunur. K: Sıcaklık

İrtifa arttıkça sıcaklığın düşmesine bağlı olarak ses hızı da düşecektir. Ses hızı referans alınarak uçuş sürati belirli gruplara ayrılmıştır. Gruplar şunlardır:

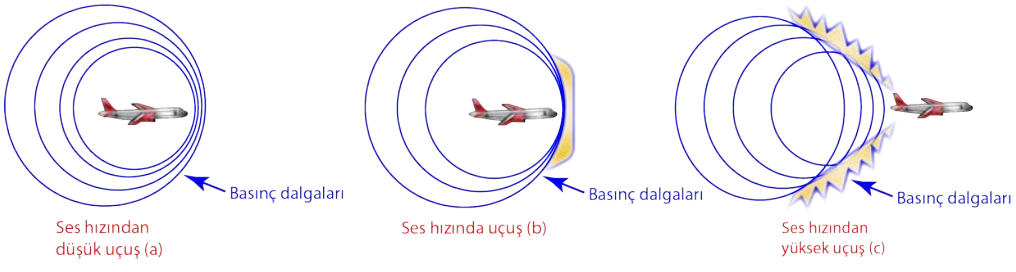
- **Ses hızından düşük süratteki uçuşlar:** Subsonik süratler
- **Ses hızına yakın süratteki uçuşlar:** Transonik süratler
- **Ses hızıyla aynı süratteki uçuşlar:** Süpersonik süratler
- **Ses hızından yüksek süratteki uçuşlar:** Hipersonik süratler

Ses hızının aşılması, genellikle süpersonik uçuşlar esnasında gerçekleşir. Uçak, hızını artırarak ses hızını geçtiğinde, bir şok dalgası meydana gelir. Bu şok dalgası, hava moleküllerinin ani bir şekilde sıkışıp sıkışmaması sonucu oluşur ve genellikle bir "ses patlaması" olarak duyulur. Bu ses patlaması, genellikle **sonik patlama** olarak ifade edilir. Bu olay, tipik olarak bir uçağın ses duvarını kırdığı durumu ifade eder.

Görsel 2.21.a'da ses hızından daha düşük bir hızda uçan uçağın durumu gösterilmektedir. Başlangıç noktası A olan uçağın her yöne yayılan basınç dalgaları görülmektedir. Bu basınç dalgaları istikrarlı bir şekilde uçaktan uzaklaşmaktadır. B noktasına ulaşıldığında uçaktan epeyce uzaklaşmış olacaktır.

Görsel 2.21.b'de ise uçağın ses hızında hareket ettiği durumu gösterilmektedir. Burada basınç dalgaları da ses hızında hareket etmektedir. Bunun sonucunda basınç dalgaları uçağın önünde birikerek **şok dalgası** adı verilen bir basınç dalgasına dönüşür.

Görsel 2.21.c'de ses hızından çok daha hızlı hareket eden bir uçağın durumu gösterilmektedir. Bu durumda uçak kendi basınç dalgalarını geride bırakacak ve basınç dalgaları konisi oluşturacaktır.




**Görsel 2.21:** Hıza bağlı olarak değişen basınç dalgaları

### 2.3.2. Mach Sayısı

Gerçek mach sayısı (True mach number), gerçek hava hızının (TAS) lokal ses hızına (LSS) oranına denir. Mach sayısı **M** simgesiyle ifade edilir. Tablo 2.2'de ses hızına göre uçakların Mach değerlerinin sınıflandırılması verilmiştir. Mach sayısı şu orantıyla elde edilir:

$$M = \frac{TAS}{LSS}$$ 1 Mach =340 metre/saniye =1200 km/saat.

**Tablo 2.2:** Ses Hızına Göre Mach Değerleri ve Genel Uçak Karakteristiği

| SES HIZI | MACH DEĞERİ | GENEL UÇAK KARAKTERİSTİĞİ |
|---|---|---|
| Subsonik | 0,00-0,75 M | Pervaneli uçaklar ve helikopterler, eğitim uçakları, nakliye uçakları:CESSNA 172, CASA CN235. |
| Transonik | 0,75-1,2 M | Jet yolcu uçakları: Boeing 737, Airbus A310. |
| Süpersonik | 1,2-5 M | Modern savaş uçakları ve jet yolcu uçakları: F-104 Starfighter, XB-70 Valkyrie, Concorde. |
| Hipersonik | 5M ve üzeri | İnsansız roketler. NASA X-43 |

#### 2.3.2.1. Serbest Akış Mach Sayısı

Uçağın etrafından geçen ve uçağın basıncından etkilenmeyen izafi rüzgârın mach değeridir. Serbest akış mach sayısı **MFS** ile gösterilir.

#### 2.3.2.2. Lokal Mach Sayısı

Lokal mach sayısı hava akışının belirli bir noktasındaki hava hızının LSS'ye oranıdır. Lokal mach sayısı **ML** ile gösterilir.

#### 2.3.2.3. Kritik Mach Sayısı

Kritik mach sayısı uçağın herhangi bir noktasındaki lokal mach sayısının 1.0 mach sayısına eşitlendiği andaki serbest akış mach sayısı değeridir. Kritik mach sayısı **MCRIT** ile gösterilir. MCRIT hücum açısına bağlı olarak değişiklik gösterir. Hücum açısı arttıkça kanat profili üzerindeki havanın ivmesi artar. Bu durumda ses hızına daha erken ulaşılır.

### 2.3.3. Yüksek Hızın Hava Akışına Etkisi ve Sıkıştırma

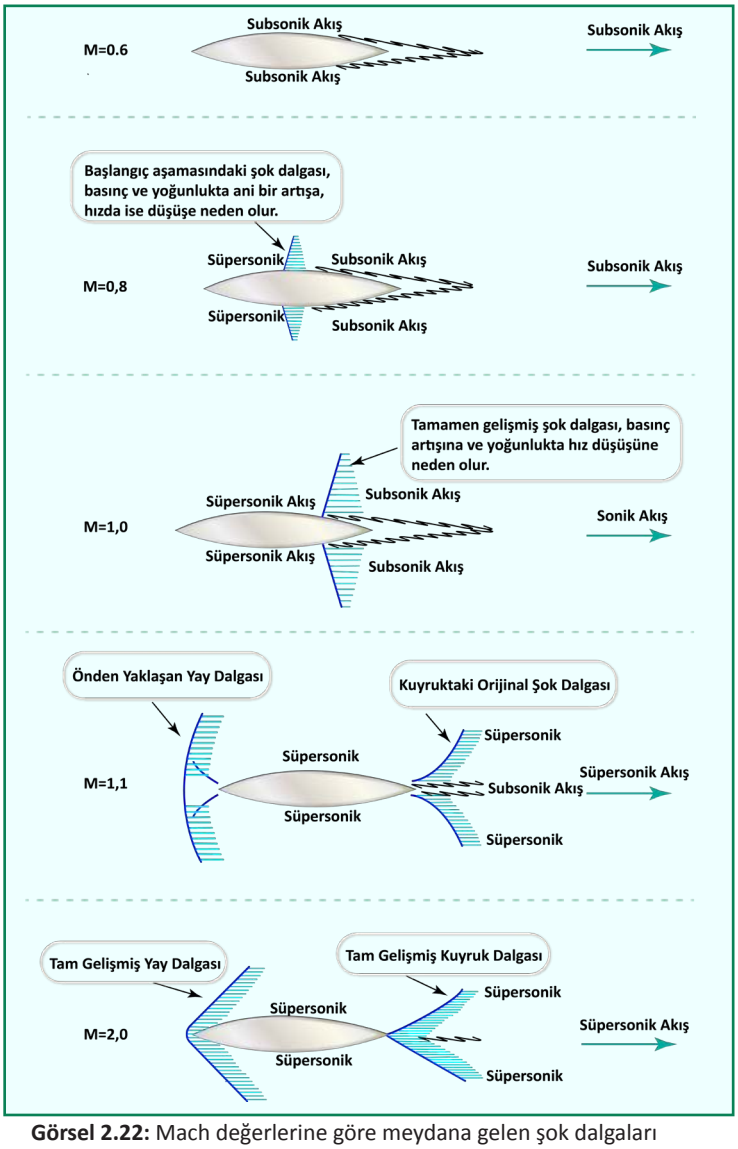
Yüksek hızda uçan uçaklarda motor verimi, aldığı hava akımı ile doğrudan ilişkilidir. Yüksek hızda uçuş gerçekleşirken motorun kompresör kademelerine giren havanın hızı, ses altı hızlara düşürülmelidir. Ses hızının hemen üzerindeki değerlerde uçuş gerçekleştiren uçaklar için motor hava alıkları şok dalgalarını minimuma indirecek geometrik şekilde tasarlanır. Ses hızından çok daha yüksek uçuş gerçekleştiren uçaklar için motor hava alıklarını kumanda eden paneller kullanılır. Bu tasarım hava alığını daraltarak motor girişindeki havada şok dalgası oluşumunu engeller.

Ses hızının altındaki uçuş hızlarında hava basıncında meydana gelen değişiklik, yoğunlukta düşük miktarda değişikliğe sebep olur. Bu durum ihmal edilebilir olarak görülür ve hava sıkıştırılamayan bir akışkan olarak kabul edilir. Yüksek hızlı uçuşlarda bu durum ihmal edilebilir düzeyde değildir. Hava akımından doğan basınç havanın yoğunluğunda önemli ölçüde değişikliğe neden olur. Bu nedenle yüksek hız uçuşlarında havanın sıkıştırılabildiği ve lift üretilen yüzeylerin bu sıkışmadan etkilendiği hesaba katılmalıdır.

### 2.3.4. Şok Dalgası

Yolcu uçaklarında genelde kaldırma kuvveti üretmek için kasıtlı olarak kanadın üst yüzeyindeki hava hızlandırılır. Uçak ses hızının altında uçuyor olsa bile hızın artmasıyla kanatların üzerinden akan havanın bir kısmı 1 M değerine kadar hızlandırılır. Kanadın üst yüzeyindeki havanın 1,0 M'ye ulaştığı değer kritik mach değeridir. Bu noktaya gelindiğinde kanat üzerinde **şok dalgası** meydana gelir. Şok dalgasının önündeki hava hızı 1,0 M veya üzerinde iken şok dalgasının arkasındaki hava hızı ses altındadır. Yani şok dalgaları hava hızının ses hızından fazla olduğu değerlerde oluşmaz.

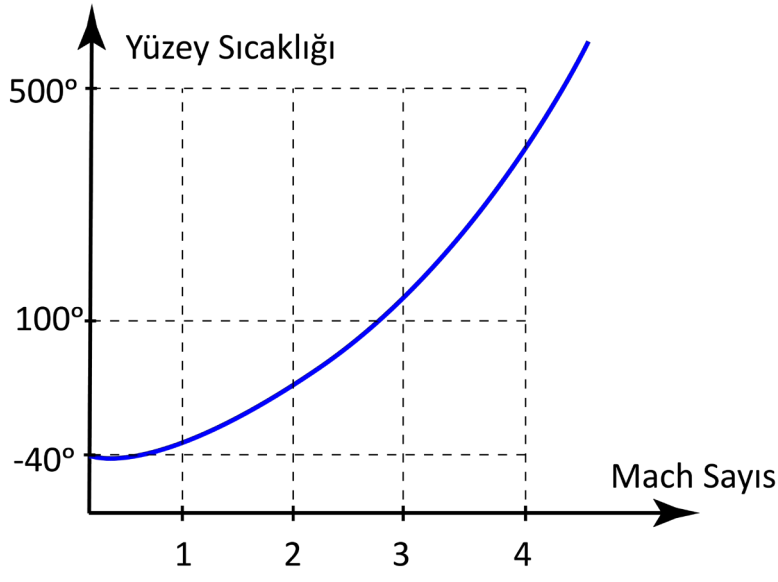
Şok dalgalarının meydana geldiği noktada genel geçer fizik kuralları geçerliliğini yitirir. Şok dalgasından geçen havanın sıcaklığı, yoğunluğu ve basıncı artar. Uçağın hızı artırıldığında kanat profili üzerindeki süpersonik alan genişler. Şok dalgası firar kenarına doğru kaymaya başlar. Kanadın alt yüzeyindeki eğrilik üst yüzeyden düşük olduğu için şok dalgası daha geride ortaya çıkar. MFS 1,0 olduğu zaman kanadın hem alt hem üst tarafındaki şok dalgaları firar kenarına ulaşır. Bu süreçte hücum kenarının hemen önünde yay dalgası denilen bir şok dalgası görülür. MFS 1,0 geçtiğinde ön şok dalgası geriye kayar ve hücum kenarına temas eder. Bu noktadan sonra ön ve arka şok dalgaları hava hızının artmasından etkilenmez ve pozisyonlarını korur. Ancak hız arttığında şok dalgası yerini korumasına rağmen arkaya doğru eğilmeye başlar. Görsel 2.22'de mach değerlerine göre meydana gelen şok dalgaları verilmiştir.




**Görsel 2.22:** Mach değerlerine göre meydana gelen şok dalgaları

### 2.3.5. Aerodinamik Isınma ve Yüzey Kuralı

Hava içinde hareket eden bir cisim sürtünme nedeniyle ısınır. Cismin hızının artması sürtünmeyi artırır ve buna bağlı olarak ısınma da artar. Bununla birlikte durağanlık noktasındaki basınç artar. Gaz sıkıştırıldığında sıcaklığı da artar. Hızın 2,0 M'nin altında olduğu değerler için yapısal anlamda sıcaklıktaki bu artış önemli değildir. Bu değerin üstündeki uçuşlarda ısıya dayanıklı yapısal malzemelerin kullanılması zorunludur. Mach değeri 1,0- 2,0 arasındayken uçağın yüzeyindeki sıcaklık, yolcular için ideal olan kabin sıcaklığını korumayı zorlaştıracak derecede artabilir. Bu sıcaklığı harcamak veya uçağın kabinini bu sıcaklığa karşı muhafaza etmek için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. Yüksek hızlı uçuşlar için tasarlanan askerî uçaklar ve uzaya giden hava araçlarında yüksek sıcaklığa dayanıklı malzemeler kullanılır. Böylece ortaya çıkan ısı etrafa yayılarak harcanmış olur. Grafik 2.1'de dış ortam sıcaklığı -40˚de iken 28000 feet irtifada mach değerindeki artışın yüzey sıcaklığına etkisi gösterilmiştir.




**Grafik 2.1:** Mach değeri ile yüzey sıcaklığı arasındaki ilişki

| 7. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Ses Hızına Bağlı Hesaplamaları Yapma |

**AMAÇ**
Hesap makinesi kullanarak TAS değerini hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Ortam sıcaklığı -54 ˚C ile mach sayısının 0,84 olduğu FL 360'ta uçmakta olan bir uçağın TAS değerini hesaplayınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ……/ …../20… |

| 8. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Mach Sayısını Hesaplama |

**AMAÇ**

Hesap makinesi kullanarak bir uçağın verilen değerlerde mach değerini hesaplamak.

**DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN HUSUSLAR**

- İşlem adımları; verilenler, istenenler, çözüm, sonuç sırası ile belirtilmelidir.
- Sayısal değerler, hesap makinesine girildiğinde virgülden sonra en az üç basamak alınmalıdır.
- Cevabın sonuna ilgili birim yazılmalıdır.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Bir F-16 savaş uçağı saatte yaklaşık olarak 2400 km hıza ulaşmaktadır. Jetlerin uçtuğu ortalama irtifa 10-12 km aralığında, ses hızı yaklaşık olarak 1072 km/saat olduğuna göre uçağın mach değerini hesaplayınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | ...../ ...../20... |

# ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME

**A) Aşağıdaki cümlelerin başında boş bırakılan parantezlere, cümlelerde verilen bilgiler doğru ise "D", yanlış ise "Y" yazınız.**

**1.** (….) Uçak sabit hızda alçalıyor ise L<W ve D = T olur.

**2.** (….) Uçağın ağırlığı artarsa süzülme oranı da artar.

**3.** (….) Pozitif yük faktörü limiti +3,5 g ile +3,8 g arasındadır.

**4.** (….) Ses hızı mutlak sıcaklık ile doğru orantılıdır.

**B) Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan noktalı yerlere uygun ifadeleri yazınız.**

**5.** Uzunlamasına kararlılık …… ile sağlanır.

**6.** Dönme yarıçapını azalttıkça yük faktörü …… değişiklik gösterir.

**7.** Subsonic hıza doğru hava akışı …… olarak değişiklik gösterir.

**C) Aşağıdaki soruların doğru cevabını işaretleyiniz.**

**8. Uçağa etki eden kuvvet çeşitleri aşağıdakilerden hangisidir?**

A) Lift, weight, thrust, drag

B) Lift, weight, kritik mach, drag

C) Lift, weight, gravity, drag

D) Lift, weight, thrust, mach

E) Weight, gravity, thrust, drag

**9. Uçaklarda meydana gelen süzülmede süzülme açısı nedir?**

A) Uçak ve hava akışı B) Uçak ve uçuş yolu C) Yer ve süzülüş yolu

D) Yer ve hava akışı E) Uçak ve hava akışı

**10. Kanadın alt veya üst yüzeyinin hangi noktasında 1 Mach'ı aşkın hızlarda şok dalgası meydana gelir?**

A) Flaplarda B) Firar kenarında C) Flaplar ve slatlarda

D) Hücum kenarında E) Kanadın her iki yüzeyinde

**11. Aşağıdakilerden hangisi yönsel stabiliteyi artırmak için kullanılan yöntemlerden biri değildir?**

A) CG'nin gövdenin önüne yakın olması

B) Dorsal fin

C) Dikey stabilize

D) Geriye ok açısı

E) Yatay stabilize

3. ÖĞRENME BİRİMİ

# UÇUŞ KUMANDALARI VE KONTROL SİSTEMLERİ BAKIMI



## KONULAR

3.1. UÇUŞ KUMANDA YÜZEYLERİNİN BAKIMI

3.2. UÇUŞ KUMANDALARI KONTROL SİSTEMLERİNİN BAKIMI VE ONARIMI

3.3. ÇEVRESEL ETKİLERİ GİDERİCİ SİSTEMLERİN BAKIM AYARLARI

## NELER ÖĞRENECEKSİNİZ?

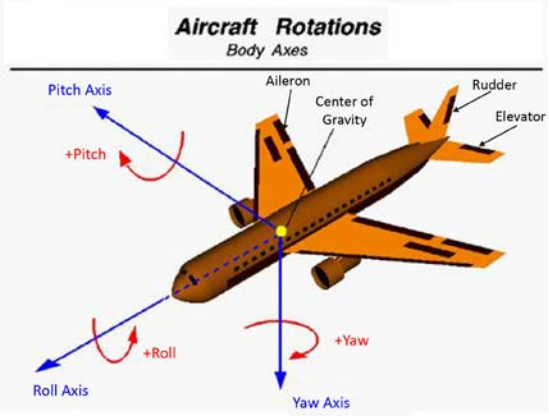
- Ana ve yardımcı uçuş kumandaları
- Uçuş kumanda yüzeylerinin bakım, onarım, test ve ayar işlemleri
- Uçuş kumandaları kontrol sistemlerinin çeşitleri ve çalışmaları
- Çevresel etkileri giderici sistemlerin bakım, onarım, test ve ayar işlemleri

## TEMEL KAVRAMLAR

Fly-by Wire, hidrolik, pnömatik, pitching, rigging, roll, stall, yaw

## 3.1. UÇUŞ KUMANDA YÜZEYLERİNİN BAKIMI

Bir uçağın istenen konuma yönelmesini ve sağlıklı bir uçuşun süregelmesini sağlayan hareketli mekanik aksamlara **ana uçuş kumanda yüzeyleri** ve **yardımcı uçuş kumanda yüzeyleri** denir. Ana uçuş kumanda yüzeyleri, uzunlamasına eksen (Longitudinal Axis), dikey eksen (Vertical Axis) ve yatay eksen (Lateral Axis) olmak üzere bir uçağın üç temel eksen etrafında hareket etmesini sağlar (Görsel 3.1).




**Görsel 3.1:** Uçaklarda aerodinamik uçuş eksenleri

a) **Uzunlamasına Eksen (Longitudinal Axis):** Bu eksen uçağın burnundan kuyruğuna doğru uzanır. Pilotun yatay stabilizasyonu kontrol ettiği eksendir. Uçağın yuvarlanma (roll) hareketi, aileron ve spoiler kumanda yüzeyleri kullanılarak bu eksen etrafında gerçekleşir.

b) **Dikey Eksen (Vertical Axis):** Uçağın ağırlık merkezinden geçip gövdenin üstünden altına doğru dikey biçimde uzanan eksendir. Uçağın burnundan sağa-sola doğru yön değiştirmesi (yaw) bu eksen etrafında gerçekleşir. Uçağın yaw hareketi, rudder (istikamet dümeni) kumanda yüzeyi kullanılarak bu eksen etrafında gerçekleşir.

c) **Yatay Eksen (Lateral Axis):** Uçağın ağırlık merkezinden geçip bir kanattan diğer kanada doğru uzanan eksendir. Uçakların bu eksen etrafında yaptığı harekete **Pitch (yunuslama)**denir. Uçağın pitch hareketi, irtifa dümeni (elevator) ve hareketli yatay stabilize (stabilizator) kumanda yüzeyleri kullanılarak bu eksen etrafında gerçekleşir.

### 3.1.1. Ana Uçuş ve Yardımcı Uçuş Kumanda Yüzeyleri

Uçaklar, havada manevra yapmak ve istenen rotaya yönlendirilmek için karmaşık bir kontrol sistemine sahiptir. Bu sistemler, ana uçuş kumanda yüzeyleri ve yardımcı uçuş kumanda yüzeylerinden oluşur (Görsel 3.2).




**Görsel 3.2:** Ana uçuş ve yardımcı uçuş kumanda yüzeyleri

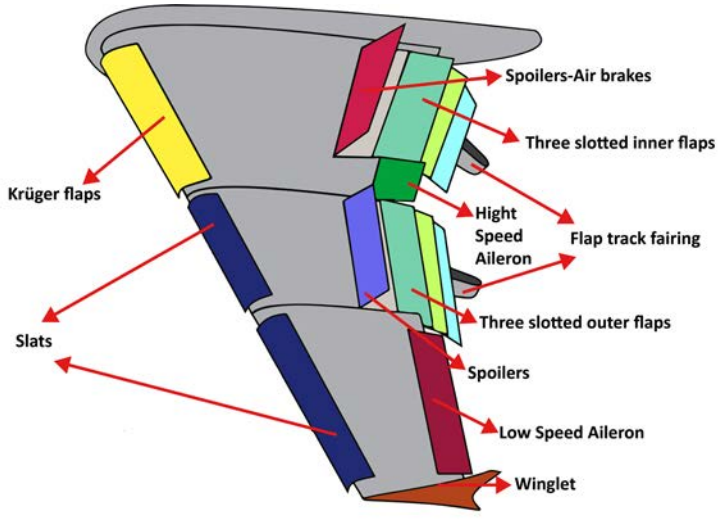
Ana uçuş kumanda yüzeyleri uçağın üç temel eksen yönünde (pitching, rolling, yawing) hareket etmesini sağlar. Yardımcı uçuş kumanda yüzeylerinin görevi ise uçağın aerodinamik performansını optimize etmek, iniş ve kalkış performansını artırmak, dönme hareketlerini kontrol etmek ve kritik uçuş durumlarında güvenliği sağlamaktır. Ana hatlarıyla eğitim, yolcu ve kargo uçaklarında kullanılan ana uçuş ve yardımcı uçuş kumanda yüzeyleri şunlardır (Görsel 3.3):

**Ana Uçuş Kumanda Yüzeyleri**

- Aileron (Kanatçık)
- Elevator (İrtifa dümeni)
- Rudder (İstikamet dümeni)

**Yardımcı Uçuş Kumanda Yüzeyleri**

- Flap
- Slat
- Slot
- Spoiler
- Tab




**Görsel 3.3:** Kanat üzerindeki uçuş kumanda yüzeyleri

### 3.1.1.1. Ana Uçuş Kumanda Yüzeyleri

Uçağın üç temel eksen yönünde (pitching, rolling, yawing) hareket etmesini sağlayan ana uçuş kumanda yüzeylerinin genel özellikleri şöyledir:

**a)** **Aileron**: Aileron, uçağın her iki kanadında bulunan ve kanat profilinin en uçtaki firar kenarına monte edilmiş hareketli yüzeydir (Görsel 3.4). Genellikle alüminyum alaşımlı veya kompozit malzemelerden imal edilir.



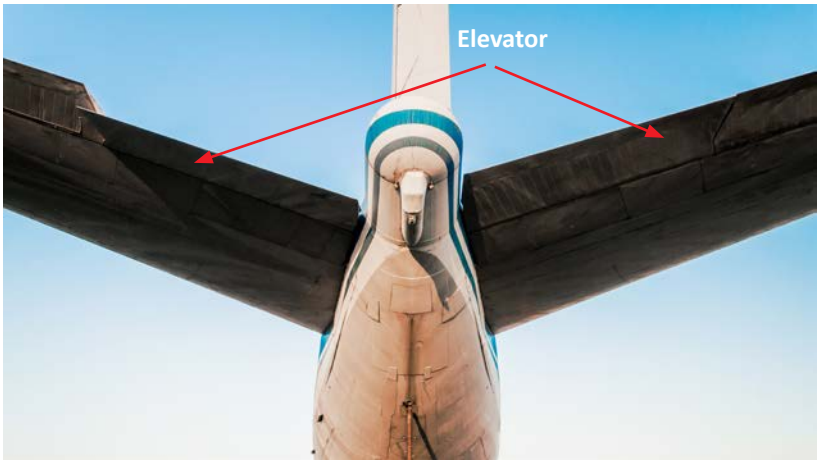

**Görsel 3.4:** Aileron

Aileronlar, pilotun kontrol kolundaki hareketlerini hidrolik veya elektrikli sistemler aracılığıyla algılar. Pilot, sağa veya sola dönme komutunu verdiğinde bu komutlar uçağın kontrol yüzeylerine iletilir ve aileronlar hareket etmeye başlar. Hareketli bir aileron, kanadın aerodinamik direncini değiştirir ve uçağın dönme hareketini başlatır.

Aileronların çalışma prensibi aerodinamik kuvvetlerle de ilişkilidir. Aileronun yukarı hareketi, kanadın alt yüzeyindeki basıncı artırırken aynı anda üst yüzeydeki basıncı azaltır. Bu farklılık, kanadın yanal yönde dönmesini ve uçağın dönme hareketinin gerçekleşmesini sağlar.

Pilot sağa veya sola dönme komutu verdiğinde aileronlar aynı yönde hareket eder. Bu hareket, uçağın kanatlarında farklı aerodinamik kuvvetler oluşturur ve uçağın roll hareketini gerçekleştirir.

**b)** **Elevator**: Elevator, uçağın yükseklik kontrolünü sağlayan kontrol yüzeyidir. Elevator, uçağın burnunun yukarı veya aşağı yönde eğilmesini sağlar. Bu hareket, uçağın yüksekliğini değiştirerek tırmanma, alçalma veya düz uçuş yapmasına olanak tanır. Elevator, genellikle uçağın yatay kuyruk yüzeyinde bulunur (Görsel 3.5). Bu yüzey, **kuyruk konisi** veya **stabilizatör** olarak da adlandırılır. Elevator, stabilizatörün arka kenarında konumlanır ve bu kenara menteşelenir.




**Görsel 3.5:** Elevator

Elevator, genellikle sağ ve sol elevator olmak üzere iki parçalı bir yapıya sahiptir. Elevatorlerin iskelet yapısı sparlar ve riblerden oluşur. Yüzeyi ise alüminyum alaşımı ya da karbon fiber gibi hafif malzemelerle kaplanır. Elevatorların aerodinamik tasarımı, yükseklik kontrolü sırasında stabilite ve verimlilik sağlamak için optimize edilmiştir. Aerodinamik kısıtlamalar ve tasarım faktörleri, elevatorların boyutunu, şeklini ve konfigürasyonunu etkiler.

Elevator, uçağın temel kontrol yüzeylerinden biri olduğu için uçuş güvenliği ve stabilitesi için son derece önemlidir. Uçağın istenen yükseklik değişikliklerini hassas bir şekilde gerçekleştirmesi ve pilotun komutlarına doğru bir şekilde yanıt vermesi kritik öneme sahiptir. Bu nedenle elevatorun tasarımı, yapısal sağlamlığı ve kontrol mekanizmaları titizlikle incelenir ve test edilir.

**c)** **Rudder**: Rudder (dümen), bir uçağın yanal (sağa ve sola) yönelimini kontrol etmek için kullanılan kontrol yüzeyidir. Rudder, uçağın yönünü (yaw) kontrol etmek için kullanılır. Uçağın düzlemi boyunca bir eksen etrafında dönmesini sağlar. Örneğin uçağın sağa dönmesi isteniyorsa rudder sağa çevrilir; uçağın sola dönmesi isteniyorsa rudder sola çevrilir.

Rudder, uçağın dikey kuyruk bölgesinde bulunur (Görsel 3.6). Rudder, kuyruğun firar kenarına menteşelenmiştir ve kuyruğun dikey ekseni etrafında dönerek uçağın yönünü değiştirir.




**Görsel 3.6:** Rudder

Rudder, genellikle hafif ve dayanıklı malzemelerden yapılır. Alüminyum alaşımları veya karbon fiber gibi malzemeler sıklıkla kullanılır. Rudder'ın kontrolü, pilotun ayaklarını kullanmasıyla gerçekleşir. Pilot, istenilen yönelim değişikliğini sağlamak için pedalları kullanır. Sol pedala basarak rudder'ı sola, sağ pedala basarak rudder'ı sağa döndürür.

Rudder, uçağın yönünü kontrol etmek ve istenilen rotayı korumak için önemlidir. Özellikle rüzgâr veya motor kuvvetleri gibi dış etkenler nedeniyle uçakta yön değişiklikleri meydana gelebilir. Rudder, bu tür durumlarda pilotun uçağı düzgün bir şekilde yönlendirmesine yardımcı olur. Rudder, belirli bir hızdan sonra zarar görmemek için "Rudder Limiter" adı verilen bir sistemle sınırlanır. Bu sistem, hava akımı üzerindeki etkiyi ölçer ve belirli bir hızda rudder'ın dönme açısını sınırlar.

### 3.1.1.2. Yardımcı Uçuş Kumanda Yüzeyleri

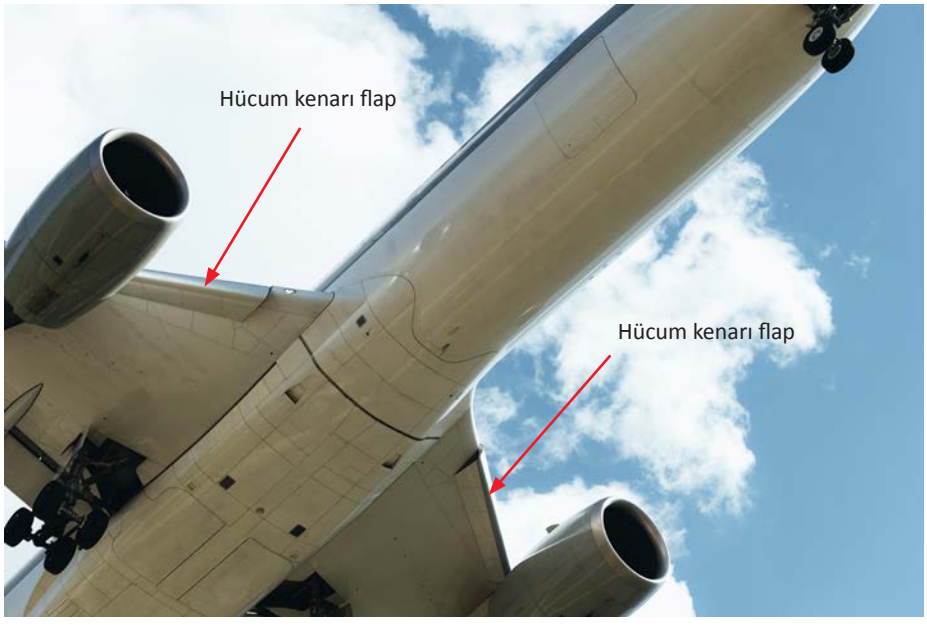
Uçakların iniş, kalkış ve aerodinamik performansına destek olan yardımcı uçuş kumanda yüzeylerinin genel özellikleri şöyledir:

**a)** **Flap**: Flaplar, uçağın kalkış, iniş ve düşük hızlı uçuşlarda aerodinamik performansını artırmak için kullanılır. Açıldıklarında, kanat profilinin şekli ve kanat yüzeyi artar. Böylece kaldırma kuvveti artar ve uçağın daha düşük hızlarda havada kalması sağlanır. Bu özellik, kalkışta gerekli minimum hızı düşürür ve iniş sırasında daha yavaş bir hızda güvenli bir şekilde yaklaşmayı sağlar. Flaplar genellikle kanadın firar kenarında bulunur (Görsel 3.7). Flaplar kanadın orta kısmından kök kısmına doğru olacak şekilde yerleştirilir.




**Görsel 3.7:** Flap

Bazı uçaklarda hücum kenarı flaplar da bulunabilir. Hücum kenarı flapları, uçağın kanatlarının ön kenarına yerleştirilen ve genellikle uçuş sırasında açılıp kapanabilen hareketli kontrol yüzeyleridir (Görsel 3.8). Bu flaplar, uçağın düşük hızlı uçuşlarda ve kalkış / iniş sırasında aerodinamik performansını artırmak için kullanılır. Hücum kenarı flapları, kanat profiline ek bir kavis ekleyerek kanat üzerindeki hava akışını değiştirir. Bu, kanadın kaldırma kuvvetini artırır ve uçağın daha düşük hızlarda havada kalmasını sağlar. Aynı zamanda, hücum kenarı flapları uçağın kalkış ve iniş sırasında daha dik bir açıyla havaya kalkmasını ve daha kısa mesafelerde durmasını sağlar.

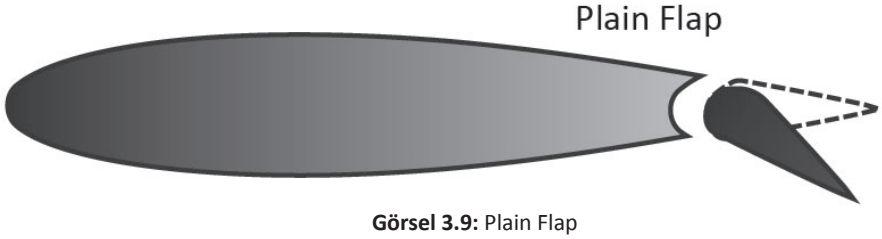



**Görsel 3.8:** Hücum kenarı flap

Flapların açılması, uçağın kalkış ve iniş performansını önemli ölçüde etkiler. Kalkış sırasında flapların açılması kalkış mesafesini kısaltabilir ve iniş sırasında indirme hızını azaltarak iniş güvenliğini artırabilir. Ancak, flapların açılması aynı zamanda direnç artışına neden olur. Bu da uçağın hızını azaltıp motor gücü gereksinimini artırabilir.

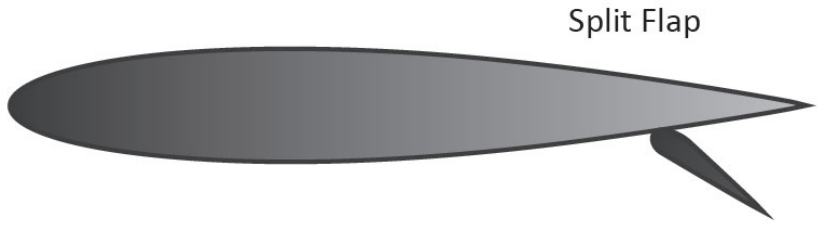
Flaplar, farklı uçak tasarımlarında farklı şekillerde bulunabilir. Bazı yaygın flap tipleri şunlardır:

- **Plain Flap (Düz Flap):** Düz flaplar, kanat arkasında basitçe açılıp kapanabilen temel flap tipleridir (Görsel 3.9). Bunlar genellikle kalkış ve iniş sırasında kullanılır ve kaldırma kuvvetini artırmak için kanat yüzeyini artırır.



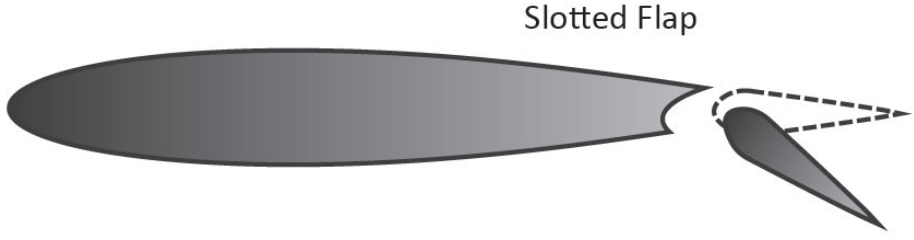

**Görsel 3.9:** Plain Flap

- **Split Flap (Kaymalı Flap):** Bu flaplarda kanat üst kısmında herhangi bir değişiklik olmaz. Alt kısımda ise hava akışını bozacak şekilde flap aşağı iner (Görsel 3.10).



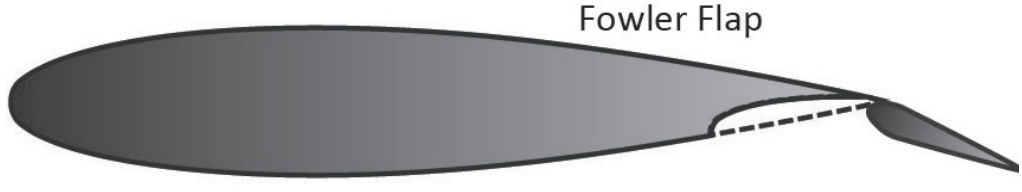

**Görsel 3.10:** Split Flap

- **Slotted Flap (Yarıklı Flap ):** Yarıklı flaplar, kanat yüzeyiyle aralarında bir boşluk bulunan ve kanat arkasında açılıp kapanan flap tipleridir (Görsel 3.11). Bu boşluk, kanat üzerinde daha düzgün bir hava akışı sağlar ve kaldırma kuvvetini artırır.



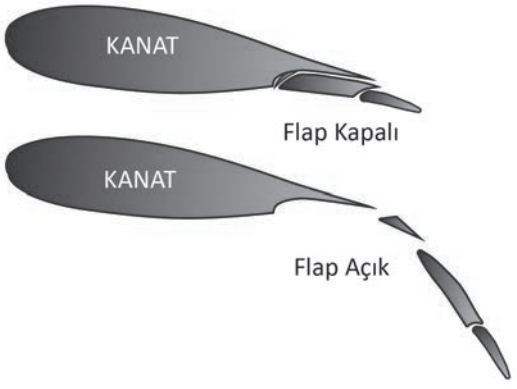

**Görsel 3.11:** Slotted Flap

- **Double-Slotted Flaps (Çift Yarıklı Flap):** Çift yarıklı flaplar, kanat üzerinde iki ayrı boşluk bulunan ve genellikle büyük kaldırma artışı sağlayan flap tipleridir. Bunlar genellikle daha büyük ve yüksek performanslı uçaklarda kullanılır.
- **Fowler Flap:** Fowler flaplar, açıldıklarında hem arkaya doğru hem de aşağıya doğru hareket eden flap tipleridir (Görsel 3.12). Bu hareket, kanat arkasında daha büyük bir yüzeyin açılmasını sağlar ve kaldırma kuvvetini artırırken sürüklenmeyi azaltır.



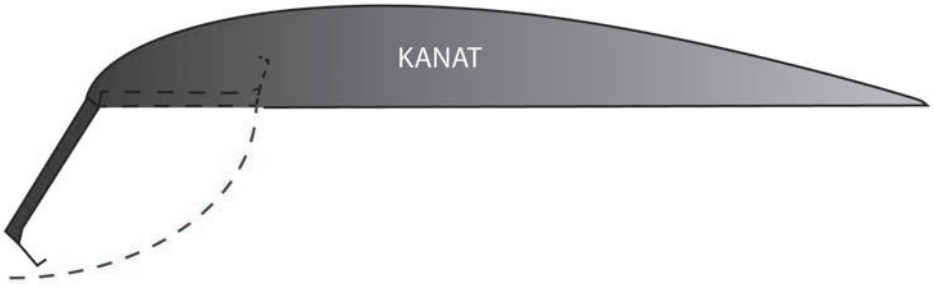

**Görsel 3.12:** Fowler Flap

- **Split-Fowler Flap (Yarıklı Kaymalı Flap):** Hem split hem fowler flap özelliği taşır. Birden fazla parçası vardır. Dışarıya doğru kayarak uzanır ve parçalar arasında yarıklar oluşur (Görsel 3.13). Günümüz yolcu uçaklarında yaygın olarak kullanılmakla beraber mekanizması çok parçalı ve karmaşıktır.




**Görsel 3.13:** Split-Fowler Flap

- **Kruger Flap:** Kanat hücum kenarının alt kısmında bulunur. Bazı uçaklarda bulunur. Örneğin, Boeing 727'de kullanılmaktadır (Görsel 3.14).




**Görsel 3.14:** Kruger Flap

**b)** **Slat:** Slatlar, uçağın kanatlarının hücum kenarına yerleştirilen ve uçuş sırasında açılıp kapanabilen hareketli aerodinamik yüzeylerdir (Görsel 3.15). Slatlar açıldığında kanat profilinin ön kenarına ek bir kavis eklenir. Bu, kanat yüzeyinin artmasına ve genişlemesine yol açar. Bu artış, kanat üzerindeki basınç dağılımını değiştirir ve kaldırma kuvvetini artırır. Bu sayede uçağın düşük hızlarda daha fazla kaldırma kuvveti üretmesi sağlanır. Kalkış sırasında slatların açılması uçağın minimum hızını düşürür ve kalkış mesafesini kısaltır. İniş sırasında ise slatlar açık tutularak uçağın daha düşük hızlarda güvenli bir şekilde yaklaşmasına olanak tanınır.




**Görsel 3.15:** Slat

**c) Slot:** Slotlar, kanatların ön kenarında bulunan ve hava akışını yönlendiren özel açıklıklardır (Görsel 3.16). Slotlar, kanat profilinin ön kenarındaki hava akışını kontrol ederek kanat performansını optimize eder.

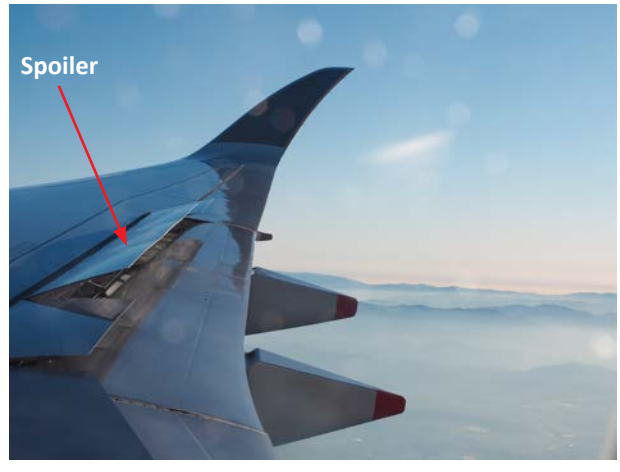
Slotlar, kanat üzerindeki hava akışını düzenler ve kanadın daha geç bir hava akımı kopmasına yol açarak stall (hava akımının kopması) davranışını iyileştirir. Bu, uçağın daha düşük hızlarda daha stabil bir şekilde uçmasını sağlar ve pilotlara daha fazla manevra yeteneği sunar. Slotlu uçaklar genellikle yavaş uçuş gerektiren görevlerde kullanılır.




**Görsel 3.16:** Slot

**ç) Spoiler:** Spoilerlar, uçağın kanatlarında bulunan ve uçuş sırasında kanat yüzeyindeki kaldırma kuvvetini azaltmak veya sürüklenmeyi artırmak için kullanılan hareketli aerodinamik yüzeylerdir. Genellikle iniş sırasında veya hava freni olarak kullanılır.

Spoilerlar, kanatların üst yüzeyine yakın bir konumda yer alır ve genellikle kanat boyunca bir veya daha fazla sıra hâlinde bulunur (Görsel 3.17). Spoilerlar, birçok uçakta kanat üzerindeki sabit bir kısmın içine gizlenmiştir ve ihtiyaç duyulduğunda dışarı çıkarılır.




**Görsel 3.17:** Spoiler

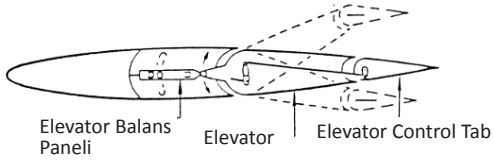
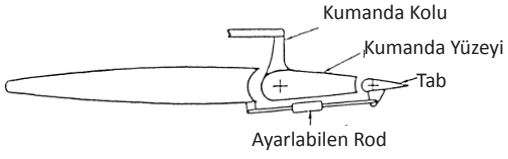
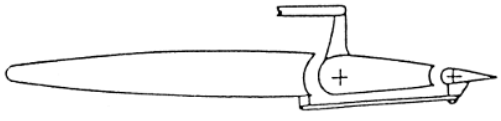
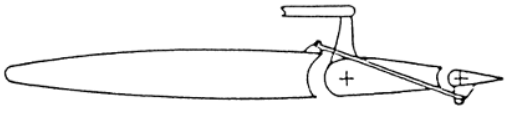
Kullanım amacına göre spoilerlar üç gruba ayrılır.

- **Flight Spoiler:** Uçağın tipine göre her iki kanatta farklı sayıda olabilir. Flight spoiler, uçağa roll hareketi için yardımcı olur. Aileronlarla beraber senkronize bir şekilde otomatik çalışır.
- **Speed Brake:** Speed brake spoilerlar, uçağın hız kaybetmesini ve alçalmasını sağlar.

- **Ground Spoiler:** Ground spoiler, uçuş esnasında kullanılmaz. Uçak yere indiğinde tüm spoilerlar, en yüksek açıda kalkar, drag kuvvetinden faydalanarak etkin frenleme yapılmasını sağlar.

**d)** **Tab:** Tab, herhangi bir kontrol yüzeyinin menteşe hattındaki momentini sıfıra düşürmek için kullanılır. Bu, pilotun uçuş kumandalarına sürekli bir güç uygulaması gerekliliğini ortadan kaldırır. Doğru tab ayarı yapılmış bir uçakta, pilot kumandalara dokunmasa bile uçak, ilgili eksendeki mevcut durumunu büyük oranda korur. Tablar ana uçuş kumanda yüzeylerinin firar kenarında bulunur. Kullanım amacına göre tablar, Tablo 3.1'de gösterilmektedir.

**Tablo 3.1:** Tab Çeşitleri

| NO. | TAB | GÖREVİ | RESİM |
|---|---|---|---|
| 1 | Control tab | Hidrolik olmadığında ana uçuş kumanda yüzeyini ters yönde hareket ettirir. |  |
| 2 | Trim tab | İstenmeyen kaçışları üzerine alır, düz bir uçuş sağlar. |  |
| 3 | Balance tab | Ana uçuş kumanda yüzeylerine yardımcı olmak ve sistem bırakıldığında hava fileleri yardımıyla kumanda yüzeylerini nötrlemek görevini yapar. |  |
| 4 | Anti balance tab | Rudder firar kenarında bulunur. Düşük hızda dönüş kolaylığı, yüksek hızda dönüş zorluğu sağlar. |  |

## 3.1.2. Vortex Jeneratörleri ve Stall Durumu

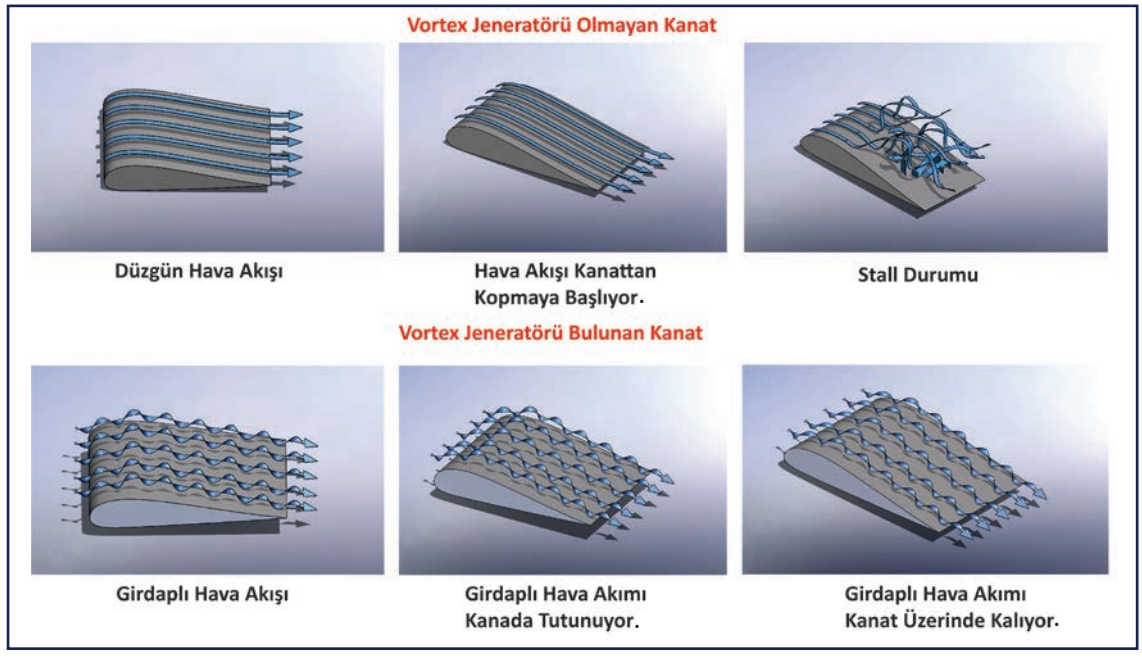
Bir kanadın hücum kenarına çarpan hava molekülleri, kanat yüzeyine paralel bir şekilde akarken bu alana **Laminar Boundary Layer (yapraklı sınır tabakası)** adı verilir. Bu tabaka, hava moleküllerinin yüzeye en yakın geçtiği sınırdır. Ancak, hücum açısının artmasıyla birlikte hava molekülleri kanadın sonuna kadar gitmeden önce kanat yüzeyinden ayrılmaya ve türbülans oluşturmaya başlar. Bu kısım ise **Turbulent Boundary Layer (türbülanslı sınır tabakası)** olarak adlandırılır. Türbülanslı hava akımı, kanat üzerindeki düşük basıncı bozarak kaldırma kuvvetinin azalmasına ve geri sürükleme etkisinin artmasına neden olur. Kumanda yüzeyleri gibi kanadın firar kenarında bulunan ve hava akımının oraya ulaşmadan kanadı terk ettiği kısımlar, artık uçak kumandalarına yanıt vermez. Bunun önüne geçmek veya kumandaların etkisiz hâle gelmeden önce fark edilmesini sağlamak için bazı hücum kenarı düzenleri, vortex jeneratörleri veya kanat yapısında değişiklikler tasarlanmıştır.

Vortex jeneratörleri, uçak kanatlarının üst yüzeyinde bulunan ve aerodinamik akışı düzenlemek ve kontrol etmek için kullanılan küçük yükseltici yüzeylerdir (Görsel 3.18). Genellikle kanat köşesine yakın bir konumda bulunur ve kanat profili boyunca uzanır.




**Görsel 3.18:** Vortex jeneratörleri

Vortex jeneratörleri, kanat üzerinde bir tür hava akımı döngüsü oluşturarak çalışır. Bu akım döngüsü, kanat yüzeyindeki hava akışının düzenlenmesine ve kontrol edilmesine yardımcı olur. Vortex jeneratörleri genellikle kanat üzerindeki sürüklenme noktalarını kontrol etmek ve aerodinamik performansı optimize etmek için stratejik olarak yerleştirilir. Görsel 3.19'da vortex jeneratörleri kullanılmayan ve kullanılan kanat yüzeyleri arasındaki fark gösterilmektedir.



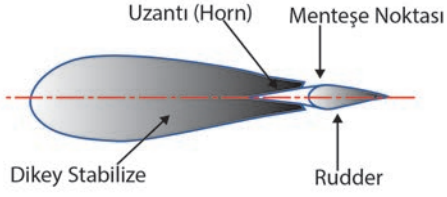

**Görsel 3.19:** Vortex jeneratörü bulunan ve bulunmayan kanat arasında hava akımı farkı

Stall durumu, kanat yüzeyindeki akışın ayrılmasıyla başlar. Normal şartlarda kanat yüzeyinde akan hava, kanat profili boyunca düzgün bir şekilde akar ve kanat yüzeyine yapışık kalır. Ancak, yüksek hücum açıları veya düşük hava hızları gibi durumlarda hava akımı kanat yüzeyinden ayrılmaya başlar ve türbülans oluşturur.

Bu ayrılma, kanadın ürettiği kaldırma kuvvetini azaltır veya ortadan kaldırır. Kaldırma kuvvetinin azalmasıyla birlikte uçağın burnu yükselir ve uçak düşük hızlarda uçarken kontrolünü kaybedebilir. Uçakta stall durumu oluştuğunda tipik olarak kanatlar sallanır, uçak düşer veya rotadan çıkar.

### 3.1.3. Mass Balance (Kütle Dengeleme)

Mass balance (kütle dengeleme) yöntemi, uçağın daha yüksek hızlarda uçarken kontrol yüzeylerinde meydana gelen salınımını (flutter) önlemek için kullanılır. Flutter, genellikle kanat, menteşe veya kuyruk düzlemi gibi kontrol yüzeylerinin bükülmesi veya salınımıyla ortaya çıkar. Bu durum, uçuş kontrol sisteminin bakımının yetersiz olması veya kokpit kontrolleri ile kontrol yüzeyleri arasındaki boşluklar gibi nedenlerle oluşabilir. Ayrıca kontrol yüzeyinin ağırlık merkezi, menteşe hattının arkasında olduğunda da flutter riski artar.Bir kontrol yüzeyi aşağı doğru hareket ettirildiğinde yukarıya doğru bir aerodinamik kuvvet oluşur ve ana kanat profilinin kaldırma kuvveti artar. Ancak ağırlık merkezi menteşe hattının arkasında ise atalet nedeniyle kontrol yüzeyi geride kalır ve salınımlar oluşabilir. Bu sorunu çözmek için kontrol yüzeyine ağırlıklar eklenerek ağırlık merkezi menteşe hattının üzerine veya hemen ilerisine taşınabilir. Bu, atalet momentlerini azaltarak menteşe çevresindeki dengesizlikleri düzeltebilir. Kütle dengeleme yöntemleri; elevator, rudder ve aileron gibi kontrol yüzeylerinde kullanılabilir (Görsel 3.20).




**Görsel 3.20:** Ana uçuş kumanda yüzeylerine mass balance uygulaması

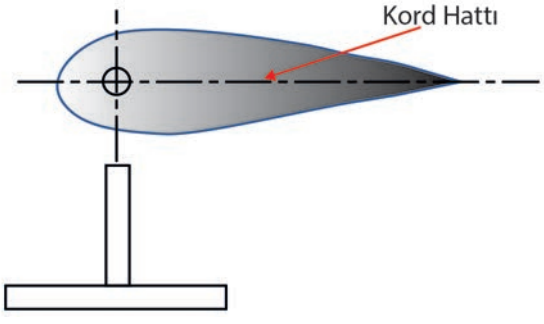
### 3.1.4. Uçuş Kumanda Yüzeylerinin Balans Ayarı

Uçuş kumanda yüzeylerinin balans ayarı; uçağın aerodinamik performansını, stabilitesini, güvenliğini ve uçuş konforunu artırmak için önemlidir. Üretim aşamasında ya da tamir / bakım sonrasında kumanda yüzeylerinin balans ayarı yapılmalıdır. Bu balans ayarlama durumu önce statik balans ayarı sonra da dinamik balans ayarıyla yapılır.

#### 3.1.4.1. Statik Balans Ayarı

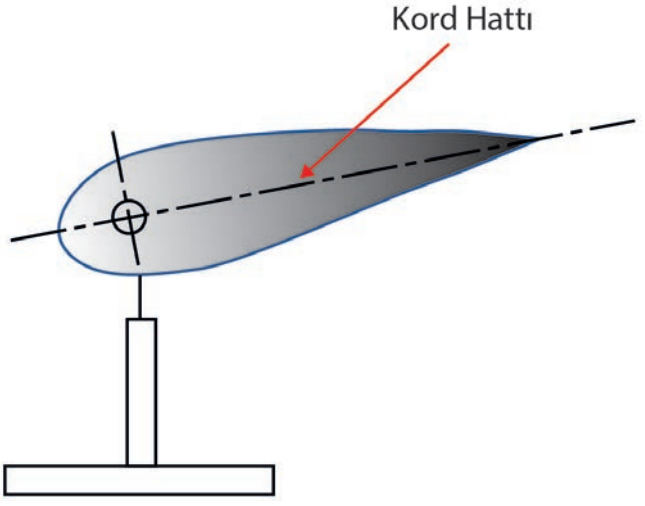
Statik balans, uçuş kumanda yüzeylerinin ağırlık merkezinin düzgün bir şekilde dağılmasını sağlar. İlk adım, kumanda yüzeylerinin doğru bir şekilde monte edilip edilmediğini kontrol etmektir. Herhangi bir montaj hatası varsa hata düzeltilmelidir. Kumanda yüzeyinin ağırlık merkezini belirlemek için ölçümler yapılır. Bu, genellikle kumanda yüzeyinin geometrisine ve uçağın tasarımına bağlı olarak yapılır. Ağırlık merkezinin kumanda yüzeyinin genel ağırlık merkezi ile uyumlu olması için gereken ek ağırlıklar hesaplanır ve eklenir. Bu ağırlıklar, kumanda yüzeyinin belirli bölgelerine monte edilir. Bu işlem genellikle dengeleme kitleri kullanılarak yapılır. Kumanda yüzeyleri, statik olarak dengelendikten sonra uçak üzerindeki montaj pozisyonlarından emin olmak için yeniden kontrol edilir.

Normalde kanat kord hattının (hücum kenarıyla firar kenarını birleştiren doğru) yer düzlemi ile yaptığı açının 0° olması beklenir (Görsel 3.21).



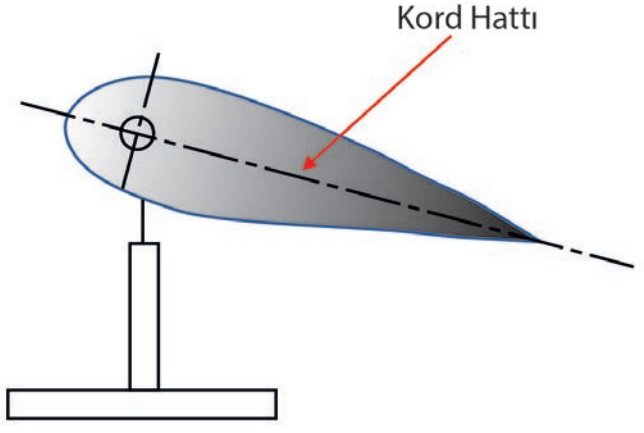

**Görsel 3.21:** Statik balans uygulaması 0° hâli

Ancak bazı uçaklarda bu açının 0° den farklı olması istenir. Kumanda yüzeyinin firar kenarı, menteşe hizasının üzerinde olduğunda "over balance" olarak adlandırılır ve negatif (-) açı değeriyle ifade edilir (Görsel 3.22).




**Görsel 3.22:** Statik balans over balance durumu

Kumanda yüzeyinin firar kenarı, menteşe hizasının altında olduğunda ise "under balance" olarak adlandırılır ve pozitif (+) açı değeriyle belirtilir (Görsel 3.23). Örneğin Boeing 737 tipi uçaklarda kanatçıkların 0,5° over balance durumuna ayarlandığı bilinmektedir.




**Görsel 3.23:** Statik balans under balance durumu

### 3.1.4.2. Dinamik Balans Ayarı

Dinamik balans, uçuş sırasında kumanda yüzeylerinin titreşimlerini azaltır. Bu işlem genellikle uçuş testlerinde gerçekleştirilir. Uçak, belirli hız ve koşullarda uçurularak kumanda yüzeylerinin titreşim düzeyleri ölçülür. Titreşim düzeyleri yüksekse kumanda yüzeylerine dinamik balans ağırlıkları eklenir. Bu ağırlıklar, titreşimi azaltmak için kumanda yüzeyinin belirli bölgelerine stratejik olarak monte edilir. Daha sonra uçak yeniden test edilir ve uçağın titreşim seviyeleri kontrol edilir. Gerekli görülürse ayarla ilgili ek ayarlamalar yapılır ve testler tekrarlanır.

| 1. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Spoiler Sökme Takma |

**AMAÇ**
Ulusal ve uluslararası standartlara göre spoilerın sökme takma işlemlerini yapabilmek.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Spoilerın sökme takma işlemlerini, üzerinde çalışacağınız uçağın SRM'sinde verilen işlem basamaklarına uyarak yapınız.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

| 2. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Aileron Bakımı Yapma |

**AMAÇ**
Ulusal ve uluslararası standartlara göre aileronun bakım işlemlerini yapabilmek.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Aileronların üzerinde herhangi bir hasar, çatlak, korozyon veya diğer belirtilerin olup olmadığını gözlemleyiniz. Ayrıca menteşe bağlantılarını ve bağlantı noktalarını kontrol ediniz.
- Kumanda kollarının, kabloların ve mekanizmaların sağlam olduğundan emin olunuz. Herhangi bir gevşeklik veya aşınma varsa gerekli onarımları yapınız.
- Aileronların serbestçe ve tam hareket edip etmediğini kontrol ediniz. Herhangi bir kısıtlama veya sıkışma durumunda sorunu gideriniz.
- Aileronların yüzeylerini kir, yağ ve diğer kalıntılardan temizleyiniz. Bunun için uygun temizlik malzemeleri ve solüsyonlar kullanınız. Ayrıca yüzeylerin koruyucu kaplamalarını kontrol ediniz.
- Aileron menteşelerini ve bağlantı noktalarını yağlayınız ve yağ seviyelerini kontrol ediniz.
- Aileronların açılarını ve trim ayarlarını kontrol ediniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

## 3.2. UÇUŞ KUMANDALARI KONTROL SİSTEMLERİNİN BAKIMI VE ONARIMI

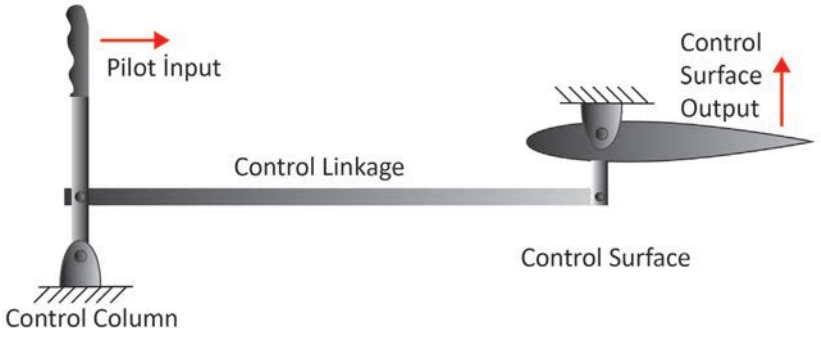
Uçuş kumanda sistemleri, uçakların hareketini kontrol etmek için kullanılan önemli sistemlerdir. Çalışma sistemleri; uçağın tipine, tasarımına, kullanım amacına ve ekonomik tercihlere bağlı olarak değişebilir. Çoğunlukla uçaklarda kullanılan uçuş kumanda kontrol sistemleri şunlardır:

- Mekanik
- Hidrolik
- Pnömatik
- Elektrik
- Fly-By Wire

### 3.2.1. Mekanik Kumanda Sistemi

Havacılık tarihinde, uçuş kumanda yüzeylerini kontrol etmek için kullanılan mekanik sistemler uzun bir geçmişe sahiptir. Bu sistemler, havacılık endüstrisinde önemli bir rol oynamıştır. Sistem, pilotun fiziksel kumanda girişleriyle doğrudan kumanda yüzeylerini hareket ettirmesi esasına dayanır.

Mekanik kumanda sistemleri, pilotun fiziksel kumanda girişlerini hidrolik veya elektrik motorları yerine bağlı olan mekanik bağlantılar aracılığıyla uçağın kontrol yüzeylerine ileten bir sistemdir. Pilotun kumanda kolları veya pedalları üzerindeki hareketleri; kablolar, krank mili, kumanda kolları ve diğer mekanik bağlantılar vasıtasıyla kumanda yüzeylerine iletilir. Bu mekanik bağlantılar, pilotun girişlerine doğrudan yanıt verir ve uçağın istenen manevralarını gerçekleştirir (Görsel 3.24).




**Görsel 3.24:** Mekanik kumanda sistemi

#### 3.2.1.1. Mekanik Kumanda Sistemi Bileşenleri

Mekanik kumanda sistemi, aşağıdaki ana bileşenlerden oluşur:

- **Kumanda Kolları ve Pedallar:** Pilotun uçağın kontrol yüzeylerini manipüle etmek için kullandığı fiziksel kumanda aygıtlarıdır.
- **Kablolar ve Bağlantı Elemanları:** Kumanda girişlerini kontrol yüzeylerine ileten mekanik bağlantılardır. Bu kablolar ve bağlantı elemanları, pilotun kumanda hareketlerini doğrudan kumanda yüzeylerine iletmek için tasarlanmıştır.
- **Aktüatörler:** Kumanda yüzeylerini hareket ettiren hidrolik veya elektrik motorlarına benzeyen mekanik bileşenlerdir. Bu aktüatörler, pilotun kumanda girişlerine bağlı olarak kumanda yüzeylerini hareket ettirir.
- **Krank Milleri ve Mekanik Bağlantılar:** Kumanda girişlerini kontrol yüzeylerine ileten mekanik bileşenlerdir. Bu bileşenler, pilotun kumanda kolları veya pedalları üzerindeki hareketlerini kumanda yüzeylerine iletmek için kullanılır.

### 3.2.1.2. Mekanik Kumanda Sisteminin Avantajları

Mekanik kumanda sistemlerinin birçok avantajı vardır:

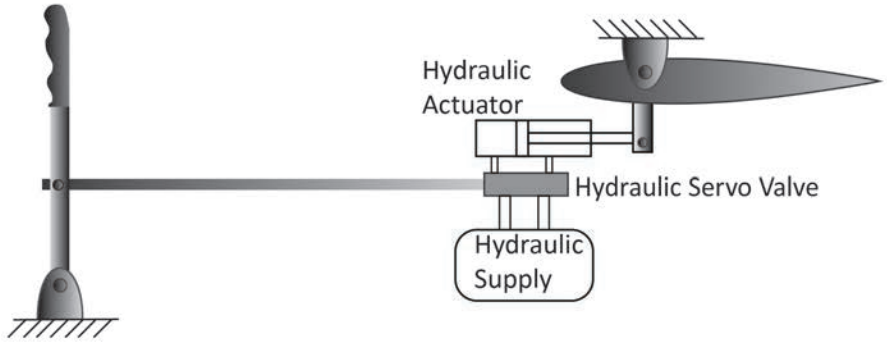
- **Güvenilirlik:** Mekanik kumanda sistemleri, basit ve dayanıklı yapılarıyla bilinir ve genellikle daha az arıza yapar.
- **Kolay Bakım:** Mekanik sistemler, hidrolik veya elektrikli sisteme kıyasla daha az karışıktır. Bu nedenle bakımı daha kolaydır.
- **Duyarlılık:** Mekanik kumanda sistemleri, pilotun kumanda girişlerine doğrudan yanıt verir ve pilotun uçak üzerindeki kontrolünü daha da artırır.

### 3.2.1.3. Mekanik Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları

Mekanik kumanda sistemleri, genellikle hafif ve orta boy uçaklarda ve bazı askerî uçaklarda kullanılır. Bununla birlikte, bazı ticari uçaklarda da tercih edilebilir. Özellikle geleneksel tasarımların korunduğu veya yedekleme sistemleri olarak kullanıldığı durumlarda tercih edilir.

## 3.2.2. Hidrolik Kumanda Sistemi

Hidrolik kumanda sistemi, pilotun kokpitteki kumanda kollarını veya pedallarını hareket ettirdiğinde hidrolik basınç kullanarak kumanda yüzeylerini (aileron, elevator, rudder) manipüle eden bir sistemdir. Bu sistemde pilotun kumanda girişlerine hızlı ve güçlü bir şekilde yanıt vermek için hidrolik sıvı kullanılır. Hidrolik kumanda sistemi, genellikle büyük ve ağır uçaklarda kullanılır çünkü bu tür uçaklar için daha fazla güç ve kontrol gereklidir (Görsel 3.25).




**Görsel 3.25:** Hidrolik kumanda sistemi

### 3.2.2.1. Hidrolik Kumanda Sistemi Bileşenleri

Hidrolik kumanda sistemi, aşağıdaki ana bileşenlerden oluşur:

- **Hidrolik Pompa:** Hidrolik pompa, hidrolik sıvıyı basınç altına alarak kumanda sistemine bağlar. Bu pompa genellikle uçağın motorundan veya başka bir güç kaynağından güç alır.
- **Hidrolik Silindirler veya Motorlar:** Hidrolik sıvının kontrol yüzeylerine iletilmesini sağlayan hidrolik silindirler veya motorlar, kumanda yüzeylerini hareket ettirir. Bu silindirler veya motorlar, pilotun kumanda girişlerine göre doğrudan veya endirekt olarak hareket eder.
- **Hidrolik Sıvı Deposu ve Borular:** Hidrolik sıvı deposu, hidrolik sıvının depolandığı ve dağıtıldığı bir depodur. Borular, hidrolik sıvının pompadan silindirlere veya motorlara iletilmesini sağlar.
- **Kontrol Vanaları ve Bağlantı Elemanları:** Hidrolik kumanda sistemi, kontrol vanaları ve bağlantı elemanları aracılığıyla pilotun kumanda girişlerine uygun şekilde yanıt verir. Bu vanalar, hidrolik sıvının doğru şekilde yönlendirilmesini sağlar.

- **Menteşeler ve Bağlantılar:** Kumanda yüzeyleri, menteşeler ve bağlantı elemanları kullanılarak uçağın gövdesine bağlanır. Bu bağlantı elemanları, hidrolik kumanda sisteminin mekanik kısmını oluşturur.

#### 3.2.2.2. Hidrolik Kumanda Sisteminin Avantajları

Hidrolik kumanda sistemlerinin birçok avantajı vardır:

- **Güçlü ve Hızlı Tepki:** Hidrolik sistemler, pilotun kumanda girişlerine hızlı ve güçlü bir şekilde yanıt verebilir. Bu da uçağın daha hassas bir şekilde kontrol edilmesini sağlar.
- **Yüksek Güvenilirlik:** Hidrolik sistemler, genellikle mekanik sistemlere göre daha az hareketli parçaya sahiptir. Bu da daha az aşınma ve bakım gerektirir.
- **Yüksek Güç ve Kontrol:** Hidrolik sistemler, büyük ve ağır uçaklarda daha fazla güç ve kontrol sağlayabilir. Bu da uçağın daha güvenli ve verimli bir şekilde uçmasını sağlar.

#### 3.2.2.3. Hidrolik Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları

Hidrolik kumanda sistemleri, genellikle büyük ve ağır uçaklarda kullanılır. Ticari yolcu uçakları, askerî uçaklar ve diğer büyük uçaklar genellikle hidrolik kumanda sistemleriyle donatılmıştır. Bununla birlikte hidrolik sistemlerin bazı türleri, küçük ve orta boyutlu uçaklarda da kullanılabilir.

### 3.2.3. Pnömatik Kumanda Sistemi

Pnömatik kumanda sistemi, genellikle küçük ve orta boyutlu uçaklarda kullanılan bir sistemdir. Bu sistemde kumanda kollarından gelen hareket, bir pnömatik sistem aracılığıyla kontrol yüzeylerine iletilir. Kumanda kollarının hareketiyle birlikte bir basınç hortumu veya boru aracılığıyla sıkıştırılmış hava, kumanda yüzeylerini hareket ettiren pnömatik silindirlere iletilir. Bu silindirler, kumanda yüzeylerini istenen yönde hareket ettirerek uçağın yönlendirilmesini sağlar.

#### 3.2.3.1. Pnömatik Kumanda Sistemi Bileşenleri

Pnömatik kumanda sistemi, aşağıdaki ana bileşenlerden oluşur:

- **Kumanda Kolları ve Pedallar:** Pilotun uçağın hareketlerini kontrol etmek için kullandığı kumanda kolları ve pedallar, pnömatik kumanda sisteminin giriş noktalarını oluşturur.
- **Pnömatik Aktüatörler:** Kumanda kollarından gelen hareket, pnömatik aktüatörler aracılığıyla kumanda yüzeylerine iletilir. Bu aktüatörler, basınçlı hava kullanarak kontrol yüzeylerini hareket ettirir.
- **Hava Deposu ve Basınçlandırma Sistemi:** Pnömatik sistemde basınçlı hava sağlamak için bir hava deposu ve basınçlandırma sistemi bulunur. Bu sistem, pilotun kumanda girişlerine yanıt olarak gereken basınçlı havayı sağlar.
- **Kontrol Vanaları ve Borular:** Hava deposundan gelen basınçlı hava, kontrol vanaları ve borular aracılığıyla pnömatik aktüatörlere iletilir. Bu vanalar, pilotun kumanda girişlerine göre basınçlı havayı yönlendirir.
- **Menteşeler ve Bağlantı Elemanları:** Kumanda yüzeyleri, menteşeler ve bağlantı elemanları kullanılarak uçağın gövdesine bağlanır. Bu bağlantı elemanları, pnömatik kumanda sisteminin mekanik kısmını oluşturur.

### 3.2.3.2. Pnömatik Kumanda Sisteminin Avantajları

Pnömatik kumanda sisteminin birçok avantajı vardır:

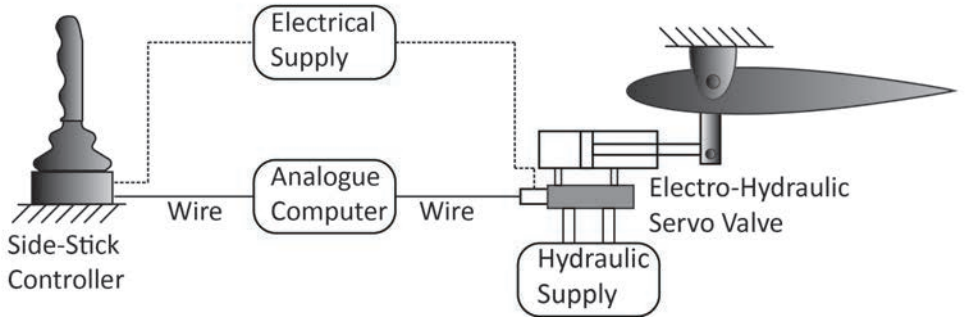
- **Basitlik ve Güvenilirlik:** Pnömatik sistemler, mekanik kumanda sistemlerine göre daha az hareketli parçaya sahiptir. Bu da daha az aşınma ve bakım gerektirir.
- **Hızlı Tepki:** Basınçlı hava, hızlı ve doğrudan bir şekilde kontrol yüzeylerine iletilir. Bu da pilotun kumanda girişlerine hızlı bir şekilde yanıt verilmesini sağlar.
- **Hafiflik:** Pnömatik sistemler, hidrolik sistemlere kıyasla daha hafif olabilir. Bu da uçağın genel ağırlığını azaltabilir.

### 3.2.3.3. Pnömatik Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları

Pnömatik kumanda sistemleri, genellikle küçük ve orta boyutlu uçaklarda kullanılır. Özellikle hafif uçaklar, eğitim uçakları ve özel uçaklar için yaygın olarak tercih edilir. Bununla birlikte büyük ve ticari uçaklarda da bazı uygulamalarda kullanılabilmektedir.

## 3.2.4. Elektrikli Kumanda Sistemi

Elektrikli kumanda sistemleri, pilotun kokpitteki kumanda kollarını veya pedallarını kullanarak verdiği elektrik sinyalleriyle kontrol yüzeylerini (ailerons, elevators, rudder) hareket ettirir. Bu sistemlerde, kumanda girişleri uçuş kontrol bilgisayarlarına veya elektrikli kumanda birimlerine iletilir. Ardından bu birimler; motorlar, servo motorlar veya diğer aktüatörler aracılığıyla kumanda yüzeylerini hareket ettirir (Görsel 3.26). Elektrikli kumanda sistemleri, güvenlik ve güvenilirlik açısından çeşitli güvenlik önlemlerine sahiptir. Bu sistem, herhangi bir arıza durumunda otomatik olarak yedek sistemlere geçiş yapabilir.




**Görsel 3.26:** RC tipi model uçakta elektrikli kumanda sistemi

### 3.2.4.1. Elektrikli Kumanda Sisteminin Bileşenleri

Elektrikli kumanda sistemi, aşağıdaki ana bileşenlerden oluşur:

- **Kumanda Birimleri:** Pilotun kumanda girişlerini alır ve bu girişleri uygun elektrik sinyallerine dönüştürür. Bu birimler genellikle uçuş kontrol bilgisayarları veya özel kumanda birimleri olabilir.
- **Aktüatörler:** Elektrikli kumanda sistemlerinde kullanılan aktüatörler, kumanda yüzeylerini hareket ettiren elektrik motorları veya servo motorlardır. Bu motorlar, pilotun kumanda girişlerine yanıt olarak kumanda yüzeylerini doğru konumlara getirir.
- **Elektrikli Güç Kaynakları:** Elektrikli kumanda sistemleri, güç sağlamak için uçağın elektrik sisteminden veya özel güç kaynaklarından elektrik enerjisi alır. Bu güç kaynakları, uçakta bulunan jeneratörler, piller veya diğer elektrikli sistemlerden gelebilir.

- **Kontrol Bilgisayarları ve Yazılım:** Elektrikli kumanda sistemlerinin işleyişini kontrol etmek için bilgisayarlar ve özel yazılımlar kullanılır. Bu bilgisayarlar, pilotun kumanda girişlerini değerlendirir, kumanda yüzeylerini hareket ettirir ve uçağın istenilen hareketini sağlar.

### 3.2.4.2. Elektrikli Kumanda Sistemlerinin Avantajları

- **Hafiflik:** Elektrikli kumanda sistemleri, hidrolik ve pnömatik sistemlere kıyasla daha hafif bileşenlere sahiptir. Bu da uçağın genel ağırlığını azaltır.
- **Daha Az Bakım:** Elektrikli kumanda sistemleri, hareketli parça ve sızdırmazlık gibi potansiyel arıza noktalarını azaltır. Bu da bakım maliyetlerini ve zamanını azaltır.
- **Daha İyi Kontrol:** Elektrikli kumanda sistemleri, daha hassas kontrol sağlayabilir ve pilotun kumanda girişlerine daha hızlı yanıt verebilir.
- **Esneklik:** Elektrikli kumanda sistemleri, yazılım güncellemeleri ve yeniden programlama ile daha esnek bir şekilde yapılandırılabilir ve uçağın performansını optimize etmek için ayarlanabilir.

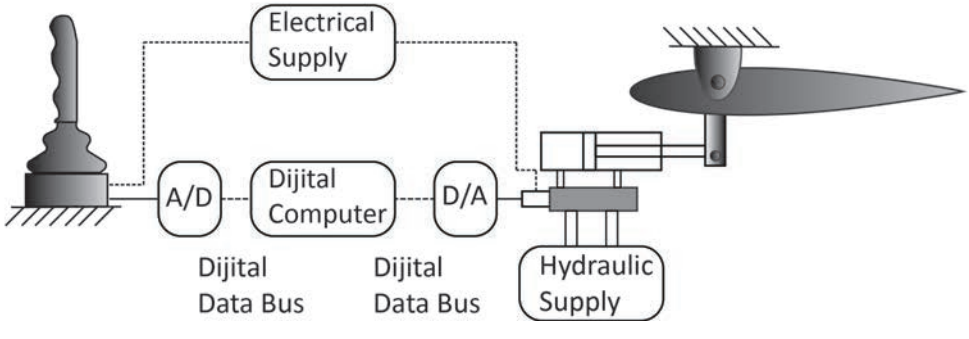
### 3.2.4.3. Elektrikli Kumanda Sistemlerinin Kullanım Alanları

Elektrikli kumanda sistemleri, genellikle hafif uçaklardan büyük ticari uçaklara kadar çeşitli uçak tiplerinde kullanılır. Bu sistemler, modern havacılık endüstrisinde yaygın olarak tercih edilmektedir. Bu sistemlerin gelecekteki uçak tasarımlarında da önemli bir rol oynaması beklenmektedir.

## 3.2.5. Fly-by Wire Kumanda Sistemi

Havacılık endüstrisindeki teknolojik gelişmeler, geleneksel mekanik kumanda sistemlerini aşarak fly-by-wire (FBW) kumanda sistemlerinin kullanımını yaygınlaştırmıştır. Fly-by-wire kumanda sistemleri, elektronik sinyallerin kullanılmasıyla kumanda yüzeylerini hareket ettirir. Bu da daha hassas kontrol, artırılmış güvenlik ve uçuş performansının iyileştirilmesini sağlar.

Fly-by-wire kumanda sistemleri, pilotun kokpitteki kumanda girişlerini elektronik sinyallere dönüştürerek kumanda yüzeylerini hareket ettirir (Görsel 3.27). Bu sistemde, pilotun kumanda girişleri, uçuş kontrol bilgisayarlarına veya kumanda birimlerine iletilir. Ardından bu bilgisayarlar, kumanda yüzeylerini hareket ettirmek için gerekli elektrik sinyallerini oluşturur ve elektrik motorları, servo motorlar veya diğer aktüatörler aracılığıyla kumanda yüzeylerini hareket ettirir. Fly-by-wire sistemleri, uçuş sırasında otomatik stabilizasyon ve otomatik pilot gibi gelişmiş uçuş kontrol özelliklerini destekleyebilir.




**Görsel 3.27:** FBW kumanda sistemi

### 3.2.5.1. Fly-by-Wire Kumanda Sisteminin Bileşenleri

Fly-by-Wire kumanda sistemi, aşağıdaki ana bileşenlerden oluşur:

- **Elektronik Kontrol Birimleri (ECU):** ECU'lar, pilotun kumanda girişlerini işleyen ve kumanda yüzeylerini hareket ettiren ana bilgisayar sistemleridir. Bu birimler, uçağın durumunu sürekli olarak izler ve gerektiğinde kumanda yüzeylerini ayarlar.
- **Aktüatörler ve Motorlar:** Kumanda yüzeylerini hareket ettiren motorlar veya aktüatörler, ECU'ların komutlarına yanıt olarak çalışır. Bu motorlar genellikle elektrikli veya hidrolik olabilir. Bu motorlar kumanda yüzeylerini hızlı ve hassas bir şekilde hareket ettirir.
- **Sensörler:** Fly-by-Wire sistemleri, uçağın durumunu izlemek için çeşitli sensörler kullanır. Bunlar; hızölçerler, ivmeölçerler, jiroskoplar, hava sıcaklık sensörleri ve diğerleri gibi çeşitli fiziksel ölçümleri sağlar.
- **Yazılım ve Algoritmalar:** FBW sistemlerinin işleyişini kontrol eden özel yazılımlar ve algoritmalar, pilotun kumanda girişlerini değerlendirir, uçağın durumunu analiz eder ve uygun kumanda çıkışlarını hesaplar.

### 3.2.5.2. Fly-by-Wire Kumanda Sisteminin Avantajları

- **Hassas Kontrol:** FBW sistemleri, pilotun kumanda girişlerine hassas bir şekilde yanıt verir ve uçağın istenen hareketini sağlar.
- **Yüksek Güvenilirlik:** Elektronik sistemlerin artan güvenilirliği ve otomatik hata algılama yetenekleri, FBW sistemlerinin güvenilirliğini artırmıştır.
- **Esneklik ve Otomasyon:** FBW sistemleri, otomasyon ve otomatik pilot sistemleriyle entegre edilebilir ve pilotun iş yükünü azaltarak uçuş güvenliğini artırabilir.

### 3.2.5.3. Fly-by-Wire Kumanda Sisteminin Kullanım Alanları

FBW kumanda sistemleri, modern savaş uçaklarından yolcu uçaklarına kadar çeşitli uçak tiplerinde kullanılmaktadır. Bunlar daha hafif, daha güvenilir ve daha esnek bir kontrol sağladıkları için havacılık endüstrisinde geniş bir kullanım alanına sahiptir.

| 3. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Fly-By Wire Sisteminin Bakım ve Onarımı |

**AMAÇ**

Ulusal ve uluslararası standartlara göre uçuş kumandaları kontrol sistemlerinin bakım ve onarımını yapmak.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Fly-by-Wire sisteminde kullanılan sensörlerin ve bağlantıların düzgün çalıştığından emin olunuz.
- Pilotun kumanda yüzeylerini kontrol etmek için kullandığı yoke ve pedalların, Fly-by-Wire sistemiyle uyumlu olduğundan emin olunuz.
- Fly-by-Wire sisteminin kontrol bilgisayarlarının sağlıklı bir şekilde çalıştığından emin olunuz.
- Fly-by-Wire sisteminin kontrol komutlarını uygulayan aktüatörlerin çalışıp çalışmadığını kontrol ediniz.
- Uçağın Fly-by-Wire sisteminin güncel yazılıma sahip olduğundan emin olunuz.
- Bir sorun bulunursa ilgili uçağa ait AMM ve SRM kitapçığındaki talimatlara uyarak ilgili sisteme ait parça söküm-takım ve bakım işlemlerini gerçekleştiriniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

| 4. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Mekanik Kumanda Sisteminin Bakım ve Onarımı |

**AMAÇ**

Ulusal ve uluslararası standartlara göre uçuş kumandaları kontrol sistemlerinin bakım ve onarımını yapmak.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Kumanda kablolama ve bağlantı noktalarını gözden geçiriniz.
- Kumanda yüzeylerinde aşınma veya hasar olup olmadığını kontrol ediniz.
- Kiri ve yağı temizlemek için kabloları ve bağlantı noktalarını siliniz.
- Kablolarda yırtılma, kesilme veya aşınma olup olmadığını kontrol ediniz.
- Kumanda yüzeylerinin doğru pozisyonda olduğundan emin olunuz.
- Kumanda kablolarının doğru gerilimde olduğundan emin olunuz. Gerektiğinde, kablo gerilimini ayarlayınız.
- Güvenlik kilidinin ve korumaların doğru şekilde çalıştığından emin olunuz.
- Kırık veya hasarlı parçaları ilgili SRM kitapçığına göre tamir ediniz veya değiştiriniz.
- Sistemin çalışıp çalışmadığını tekrar kontrol ediniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

| UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER | | |
|---|---|---|
| **İŞLEM** | **PUAN** | **ALINAN PUAN** |
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

## 3.3. ÇEVRESEL ETKİLERİ GİDERİCİ SİSTEMLERİN BAKIM AYARLARI

Uçakların havada ya da yerde karşılaşabileceği çeşitli çevresel etkenler (rüzgâr, buzlanma, termal aktiviteler vb.) bulunmaktadır. Uçaklar için bu etkenlerin uçuş esnasında minimize edilmesini sağlayan bazı sistemler geliştirilmiştir.

### 3.3.1. FCM (Feel and Centering Mechanism)

Feel and Centering Mechanism, genellikle hidrolik veya mekanik bir sistem olarak tasarlanmıştır. Bu mekanizma, pilotun kumanda yüzeylerini hareket ettirdiğinde kumanda yüzeylerine doğru bir direnç uygular ve pilotun bu direnci hissetmesini sağlar. Ayrıca kumanda yüzeylerini merkez pozisyonlarına geri getiren bir merkezleme kuvveti sağlar.

Bu sistem genellikle yaylar, sönümleyiciler ve hidrolik valfler gibi bileşenlerden oluşur. Pilotun kumanda kollarına uyguladığı kuvvet, bu bileşenler aracılığıyla kumanda yüzeylerine iletilir. Kumanda yüzeylerinin merkez pozisyonuna geri dönmesini sağlamak için merkezleme kuvveti, genellikle yaylar veya hidrolik silindirler kullanılarak oluşturulur.

### 3.3.2. Yaw Damper

Yaw damper sistemi, uçağın dikey istikrarını sağlamak için yaw ekseni etrafında otomatik olarak kontrol edilen bir döner stabilizatör kullanır. Bu stabilizatör, uçağın kuyruk kısmında bulunur ve yan rüzgârlar veya diğer dış etkenler nedeniyle oluşabilecek dönme hareketlerini dengelemek için kullanılır.

Yaw damper sistemi genellikle uçuş kontrol bilgisayarları tarafından kontrol edilir (Görsel 3.28). Bu bilgisayarlar; uçağın hızını, yönünü ve diğer parametrelerini sürekli olarak izler ve gerektiğinde yaw stabilizasyonunu sağlamak için uygun kontrol sinyallerini üretir. Bu sinyaller, yaw damper tarafından algılanır ve stabilizatörün uygun şekilde ayarlanmasını sağlar.




**Görsel 3.28:** Yaw damper

### 3.3.3. Mach Trim

Mach Trim sistemi, uçağın ses hızının (Mach hızı) değişmesi durumunda oluşabilecek aerodinamik etkileri dengelemek için tasarlanmış otomatik bir kontrol sistemidir (Görsel 3.29). Bu sistem, uçağın hızının Mach 0,5'ten Mach 1,0'e kadar değiştiği sınırlar içinde otomatik olarak stabiliteyi sağlamak için kullanılır.

Mach Trim sistemi, uçağın hızını algılayan hava hızı sensörleri ve uçuş kontrol bilgisayarları tarafından kontrol edilir. Bu bilgisayarlar, uçağın Mach hızını sürekli olarak izler ve hız değişikliklerine yanıt olarak uygun kontrol sinyallerini üretir.

Mach hızının artması durumunda uçağın aerodinamik özellikleri değişir ve bu da uçağın stabilitesini etkileyebilir. Mach Trim sistemi, bu değişikliklere yanıt olarak kuyruk yüzeylerini (genellikle yatay stabilizatör) otomatik olarak ayarlayarak uçağın dengesini sağlar.

Özellikle süpersonik uçuşlarda, uçağın hızı Mach 1,0'e yaklaştığında veya Mach 1,0'i geçtiğinde, aerodinamik etkilerin daha da belirgin hâle gelmesi nedeniyle Mach Trim sistemi önem kazanır. Bu sistem, uçağın hızının Mach 1,0'in altında veya üstünde olduğu durumlarda stabiliteyi korumak için gereklidir.




**Görsel 3.29:** Mach Trim

### 3.3.4. Rudder Limiter

Rudder limiter genellikle hidrolik veya mekanik bir sistem olarak tasarlanmıştır. Bu sistem, pilotun kumanda girişlerine yanıt olarak rudder'ın açısını kontrol eder. Ancak, belirli hızlarda veya diğer belirli uçuş koşullarında, rudder'ın açısını sınırlamak için bu sisteme önceden belirlenmiş sınırlar konmuştur. Örneğin yüksek hızlarda rudder'ın aşırı açılması, aerodinamik kuvvetler nedeniyle rudder'ın zarar görmesine veya uçağın istikrarını tehlikeye atmasına neden olabilir. Rudder limiter, bu durumu engellemek için rudder'ın maksimum açısını belirli bir sınırda tutar.

Rudder limiter genellikle uçuş kontrol bilgisayarları tarafından kontrol edilir. Bu bilgisayarlar, uçağın hızını ve diğer uçuş parametrelerini sürekli olarak izler ve gerektiğinde rudder'ın açısını otomatik olarak ayarlar.

### 3.3.5. Gust Lock

**Gust lock**, uçak park hâlindeyken veya rüzgârlı hava koşullarında uçağın kontrol yüzeylerini (aileron, elevator, rudder) sabitlemek için kullanılan bir sistemdir. Bu sistem, uçağın hareket etmemesini ve kontrol yüzeylerinin rüzgârın etkisi altında ani hareketler yapmasını engellemek amacıyla tasarlanmıştır.

### 3.3.6. Rigging

Bir uçağın kontrol yüzeylerinin (ailerons, elevators, rudder) doğru şekilde hizalanması ve ayarlanması işlemine **rigging** denir. Rigging işlemi genellikle uçağın bakım periyotlarında ve düzenli aralıklarla gerçekleştirilir. Bu işlem, genellikle deneyimli teknisyenler veya bakım personeli tarafından yapılır. Rigging sırasında kontrol yüzeylerinin montajı, menteşe hizası, açıları ve bağlantı noktaları dikkatlice ayarlanır.

Rigging süreci, genellikle uçağın üreticisinin belirttiği spesifikasyonlara ve talimatlara göre yapılır. Bu talimatlar, kontrol yüzeylerinin doğru konumunu ve açılarını belirlemek için kullanılır. Rigging işlemi sırasında kontrol yüzeylerinin serbestçe hareket edebilmesi ve uçağın aerodinamik dengesinin sağlanması önemlidir.

### 3.3.7. Stall Koruma Sistemleri

Stall, uçağın havada kalabilmesi için gereken minimum hızın altına düşmesi veya kanat hücum açısının uçağın sınırlarının üzerine çıkması durumunda ortaya çıkar. Bu durumda kaldırma kuvveti kaybolur ve uçak baş aşağı yönelerek irtifa kaybeder.

Stall durumunu, hız bilgisini algılayan statik port ve pitot tüpü aracılığıyla ve özellikle stall'a en yatkın bölgeye yerleştirilen bileşenlerle anlamak mümkündür. Bu riski azaltmak için yapılan önlemler, yapısal düzenlemeler ve uyarı sistemleri olarak iki ana kategoriye ayrılır

**Yapısal Düzenlemeler**

- Kanat hücum kenarının gövdeye yakın kısmına Stall Strip (Stall çubuğu) adı verilen üçgen formda bir metal parça takılabilir. Bu parça kanadın aerodinamik yapısını kanat ucundan daha önce stall olacak şekle getirir. Bundan sonra ikaz sistemi devreye girer. Kumandalar hâlâ aktif olduğu için de uçak stall'a girmeden kurtarılabilir.
- Kanadın "incidence" açısı kanat ucunda (wingtip) kanat köküne (wingroot) göre daha düşük tasarlanabilir. Gövdeye yakın kısmı daha önce stall'a girer. Bu kanat yapısına burkulmuş **"Twisted"** kanat denir.
- Kesit olarak kanat ucunda düşük hıza uygun form, kanat kökünde yüksek hıza uygun form kullanılabilir.

**Uyarı Sistemleri**

- Stall başlangıcında pilotu durumdan haberdar etmek için levyeyi suni olarak sarsan, titreten sistemler kullanılabilir. Bu sisteme **levye sarsıcı (stick shaker)** denir.
- Pilota uyarı verilmesine rağmen pilotun düzeltme komutu vermemesi durumunda devreye girerek otomatik olarak levyeyi ileri iten sistemler kullanılabilir. Bunlar levye itici, "stick pusher" olarak da isimlendirilir.
- Ses ya da ışıkla pilotun uyarılmasını sağlayan sistemdir.
- Uçuş kontrol bilgisayarları, stall durumunda tüm kumandalara hükmederek uçağı stall'den kurtaracak kumandayı verir. "Fly by wire" sistemli uçaklarda kullanılabilir.

| 5. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Mach Trim Sisteminin Bakım Ayarlarının Yapılması |

**AMAÇ**

Ulusal ve uluslararası standartlara göre çevresel etkileri giderici sistemlerin bakım ayarlarını yapmak.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Uygulama yapacağınız uçağın AMM ve SRM kitapçıklarını hazırlayınız.
- AMM'de belirtilen talimatlara uygun olarak Mach Trim sisteminin bakım ayarlarını uygun teçhizatla yapınız.
- Mach Trim sisteminin çalışıp çalışmadığını kontrol ediniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

**UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER**

| İŞLEM | PUAN | ALINAN PUAN |
|---|---|---|
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

| 6. UYGULAMA | |
|---|---|
| **UYGULAMA ADI** | Feel and Centering Mechanism Bakım Ayarları |

**AMAÇ**
Ulusal ve uluslararası standartlara göre çevresel etkileri giderici sistemlerin bakım ayarlarını yapmak.

**ALINMASI GEREKEN ÖNLEMLER**

- Atölye kurallarına uyunuz.
- İş elbisesi, eldiven ve koruyucu gözlük kullanınız.
- İş güvenliğine yönelik işaret levhalarına uyunuz.
- Gürültülü ortamlarda kulaklık veya kulak tıkacı gibi koruyucu ekipman kullanınız.
- Kesici, delici, yanıcı gibi tehlike barındıran makinelere karşı temkinli yaklaşınız ve bu alanlarda dikkatli olunuz.
- Öğretmeninizin gerekli gördüğü diğer tüm iş güvenliği tedbirlerine uyunuz.

**UYGULAMA DETAYLARI**

- Uygulama yapacağınız uçağın AMM ve SRM kitapçıklarını hazırlayınız.
- AMM'de belirtilen talimatlara uygun olarak FCM sisteminin bakım ayarlarını uygun teçhizatla yapınız.
- Feel and Centering Mechanism sisteminin çalışıp çalışmadığını kontrol ediniz.

**SONUÇ** (Uygulama sonucunda öğrendiklerinizi yazınız.)

**UYGULAMAYA İLİŞKİN DEĞERLENDİRMELER**

| İŞLEM | PUAN | ALINAN PUAN |
|---|---|---|
| İş Güvenliği | 10 | |
| Temizlik / Düzen | 10 | |
| Bilgi | 30 | |
| Beceri | 40 | |
| Süre Kullanımı | 10 | |
| Toplam | 100 | |

| ÖĞRENCİNİN | | ÖĞRETMENİN | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **ADI SOYADI** | | **ADI SOYADI** | | | |
| **NUMARASI** | | **İMZASI** | | **TARİH** | |

**A) Aşağıdaki cümlelerin başında boş bırakılan parantezlere, cümlelerde verilen bilgiler doğru ise "D", yanlış ise "Y" yazınız.**

**1.** (….) Pnömatik kumanda sistemi, genellikle küçük ve orta boyutlu uçaklarda kullanılan bir sistemdir.

**2.** (….) Gust Lock, bir uçağın kontrol yüzeylerinin (aileron, elevator, rudder) doğru şekilde hizalanması ve ayarlanması işlemidir.

**3.** (….) Hidrolik kumanda sistemleri, genellikle büyük ve ağır uçaklarda kullanılır.

**4.** (….) Rudder, uçağın burnunun yukarı veya aşağı yönde eğilmesini sağlar.

**B) Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan noktalı yerlere uygun ifadeleri yazınız.**

**5.** Ana uçuş kumanda yüzeyleri, uçağın pitching, rolling ve …… eksenlerinde hareket etmesini sağlar.

**6.** Pilotun kokpitteki kumanda girişlerini, elektronik sinyallere dönüştürerek kumanda yüzeylerini hareket ettirmesini sağlayan kumanda sistemine …… sistemi denir.

**7.** Uçağın havada kalabilmesi için gereken minimum hızın altına düşmesi veya kanat hücum açısının uçağın sınırlarının üzerine çıkması uçağın taşıma kuvvetini kaybetmesi durumuna …… denir.

**C) Aşağıdaki soruların doğru cevabını işaretleyiniz.**

**8. Aşağıdakilerden hangisi ana uçuş kumanda yüzeylerinden biridir?**

A) Aileron B)Flap C) Slat D) Spoiler E) Tab

**9. Aşağıdakilerden hangisi yardımcı uçuş kumanda yüzeylerinden biridir?**

A) Aileron B) Elevator C)Rudder D) Slot E) Taileron

**10. Aşağıdakilerden hangisi tab çeşitlerinden biri değildir?**

A) Anti-balance
B) Balance
C) Control
D) Critical
E) Trim

| 1. ÖĞRENME BİRİMİ | |
|---|---|
| 1. D | 6. Bernoulli |
| 2. D | 7. A |
| 3. Y | 8. D |
| 4. Basınç | 9. C |
| 5. Viskozite | 10. C |

| 2. ÖĞRENME BİRİMİ | |
|---|---|
| 1. D | 7. sıkıştırılamaz |
| 2. Y | 8. A |
| 3. D | 9. C |
| 4. D | 10. E |
| 5. Yatay stabilize | 11. E |
| 6. artarak | |

| 3. ÖĞRENME BİRİMİ | |
|---|---|
| 1. D | 6. Fly-by Wire |
| 2. Y | 7. Stall |
| 3. D | 8. A |
| 4. Y | 9. D |
| 5. Yawing | 10. D |

- MEB, Meslekî ve Teknik Eğitim Genel Müdürlüğü, Uçak Bakım Alanı Çerçeve Öğretim Programı, Ankara, 2020.
- Durmuş, S. (2022). Uçak Teorisi ve Temel Uçak Bilgisi. Ankara: Nobel Akademik Yayıncılık
- EASA. (2010). Total Training Support/ Module 8.
- Esi, E. Uçak Teknik Temel Uçuş Kumandaları. İstanbul: Türk Hava Yolları Eğitim Akademisi
- Forenz, T. (2016). Basic Aerodynamics. USA: Aircraft Technical Book Company
- GoldAir. (2011). Temel Aerodinamik.
- Hellenic Aviation Training Academy. (2010). Part 66 Syllabus, Basic Aerodynamics.
- Pehlivanoğlu, Y. V. (2013). Havacılık ve Uzay Bilimlerine Giriş. İstanbul: Hava Harp Okulu Yayınları
- SR Technics. MODULE 8 Basic Aerodynamic.
- TDK Yazım Kılavuzu


## GENEL AĞ KAYNAKÇASI VE GÖRSEL KAYNAKÇASI

Materyalin genel ağ kaynakçasına ve görsel kaynakçasına buradan ulaşılabilir.

Karekoda ulaşılamaması durumunda aşağıdaki linki kullanabilirsiniz.

http://kitap.eba.gov.tr/karekod/Kaynak.php?KOD=2507

*Kaynakça, TDK yazım kuralları ve kaynak gösterme biçimi esas alınarak hazırlanmıştır.