

**T.C.
MİLLÎ EĞİTİM BAKANLIĞI**

UÇAK BAKIM

**UÇUŞ TEORİSİ
440FB0008**

Ankara, 2011

- Bu modül, mesleki ve teknik eğitim okul/kurumlarında uygulanan Çerçeve Öğretim Programlarında yer alan yeterlikleri kazandırmaya yönelik olarak öğrencilere rehberlik etmek amacıyla hazırlanmış bireysel öğrenme materyalidir.
- Millî Eğitim Bakanlığınca ücretsiz olarak verilmiştir.
- **PARA İLE SATILMAZ.**

İÇİNDEKİLER

| | |
|--|----|
| AÇIKLAMALAR | ii |
| GİRİŞ | 1 |
| ÖĞRENME FAALİYETİ-1 | 3 |
| 1. UÇUŞ TEORİSİ | 3 |
| 1.1.Kaldırma, Ağırlık, İtme ve Sürüklenme Arasındaki İlişkiler | 3 |
| 1.2.Süzülme Oranı | 4 |
| 1.3. Sabit Durum Uçuşu | 5 |
| 1.4. Performans | 6 |
| 1.5. Dönüş Teorisi | 7 |
| 1.6. Yük Faktörü Etkisi | 9 |
| 1.7. Yapısal Sınırlar | 11 |
| 1.7.1. Metal Malzemelerin Sağlamlığı | 11 |
| 1.7.2. Yapı Limitleri | 12 |
| 1.7.3. Aerodinamik Limitler | 12 |
| 1.8. Kaldırma Kuvvetini Artırma | 13 |
| UYGULAMA FAALİYETİ | 15 |
| ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME | 17 |
| ÖĞRENME FAALİYETİ-2 | 19 |
| 2. UÇUŞ STABİLİTESİ (KARARLILIK) VE DİNAMİĞİ | 19 |
| 2.1. Uzunlamasına Kararlılık (Longitudinal Stability) | 21 |
| 2.2. Yatay Kararlılık (Lateral Stability) | 22 |
| 2.3. Doğrusal Kararlılık(Directional Stability) | 23 |
| UYGULAMA FAALİYETİ | 26 |
| ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME | 28 |
| ÖĞRENME FAALİYETİ-3 | 30 |
| 3. YÜKSEK HIZ UÇUŞLARI | 30 |
| 3.1. Ses Hızı | 30 |
| 3.1.1. Ses Hızından Düşük Süratteki Uçuşlar (Subsonic) | 31 |
| 3.1.2. Ses Hızına Yakın Süratteki Uçuşlar (Transonic) | 31 |
| 3.1.3. Ses Hızından Yüksek Süratteki Uçuşlar (Supersonic) | 31 |
| 3.1.4. Mach Sayısı | 32 |
| 3.1.5. Kritik Mach Sayısı | 32 |
| 3.1.6. Ses Duvarı | 32 |
| 3.1.7. Şok Dalgası | 32 |
| 3.1.8. Aerodinamik | 37 |
| 3.2. Yüksek Hızda Uçak Motorunun Aldığı Hava Akımını Etkileyen Faktörler | 41 |
| 3.3. Kritik Mach Sayısında Geri Süpürmenin (Sweepback) Etkileri | 42 |
| 3.3.1. İnceltmiş Kanat Profili Kullanmak | 42 |
| 3.3.2. Ok Açısı Verilmiş (Swept) Kanat Profilleri Kullanmak | 43 |
| 3.3.3. Öne ve Arkaya Doğru Ok Açılı Kanatlar | 45 |
| UYGULAMA FAALİYETİ | 47 |
| ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME | 49 |
| MODÜL DEĞERLENDİRME | 50 |
| CEVAP ANAHTARLARI | 51 |
| KAYNAKÇA | 52 |

AÇIKLAMALAR

| | |
|--|--|
| KOD | 440FB0008 |
| ALAN | Uçak Bakım |
| DAL | Uçak Gövde- Motor Uçak Elektroniği |
| MODÜL | Uçuş Teorisi |
| MODÜLÜN TANIMI | Tekniğine uygun olarak uçuş teorisi için gerekli hesaplamaları hatasız yapabilmenin kazandırıldığı bir öğrenme materyalidir. |
| SÜRE | 40 / 24 |
| ÖN KOŞUL | Aerodinamik modülünden başarılı olmak |
| YETERLİLİK | Uçuş Teorisi modülü ile uçuş teorisi için gerekli hesaplamaları yapmak |
| MODÜLÜN AMACI | Genel Amaç: Bu modül ile uygun ortam sağlandığında uçuş teorisi için gerekli hesaplamaları tekniğine uygun olarak hatasız yapabileceksiniz. Amaçlar: <ol style="list-style-type: none">1. Kaldırma, ağırlık, çekiş ve sürüklenme arasındaki ilişkileri tekniğine uygun olarak inceleyebileceksiniz.2. Uzunlamasına, yatay ve doğrusal stabilite hesaplarını tekniğine uygun olarak hatasız yapabileceksiniz.3. Yüksek hız uçaklarının motor girişindeki hava akışını etkileyen unsurları tekniğine uygun olarak inceleyebileceksiniz. |
| EĞİTİM ÖĞRETİM ORTAMLARI VE DONANIMLARI | Ortam Sınıf, atölye, laboratuvar, işletme, kütüphane, ev, bilgi teknolojileri ortamı (internet) vb. kendi kendinize veya grupla çalışabileceğiniz tüm ortamlar Donanım Yolcu uçağı maketi, deney araçları, resimler, projeksiyon cihazı |
| ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME | Modül içinde yer alan her öğrenme faaliyetinden sonra verilen ölçme araçları ile kendinizi değerlendireceksiniz. Öğretmen modül sonunda ölçme aracı (çoktan seçmeli test, doğru-yanlış testi, boşluk doldurma, eşleştirme vb.) kullanarak modül uygulamaları ile kazandığınız bilgi ve becerileri ölçerek sizi değerlendirecektir. |

GİRİŞ

Sevgili Öğrenci,

Günümüzde teknolojinin hızlı gelişimi uçakları da etkilemekte ve havacılık sektörü her gün yeniliklerle karşılaşmaktadır. Bu teknolojik gelişmelere bağlı olarak uçak dizaynı da yolculukların daha güvenli, ekonomik, konforlu yapılabilmesi için değişimler göstermektedir. Ancak tüm bu değişimler belirli aerodinamik kanunlar çerçevesinde ve uçuş teorilerine uygun olarak gerçekleşmek zorundadır.

Uçak bakım teknisyeni olarak çalışmaya başladığınızda işinizi severek yapabilmeniz için uçuş teorilerini öğrenmeniz ve uygulama alanlarını kavramanız gereklidir.

Bu modülde uçağa etkiyen kuvvetleri ve bunların ilişkilerini, kararlılığını ve yüksek hız uçuşlarını çeşitli formül ve deneylerle görerek öğreneceksiniz.

ÖĞRENME FAALİYETİ-1

AMAÇ

Kaldırma, ağırlık, çekiş ve sürüklenme arasındaki ilişkileri tekniğine uygun olarak inceleyebilecek ve hesaplamaları yapabileceksiniz.

ARAŞTIRMA

- Uçuş sırasındaki bir uçağa etki eden kuvvetleri araştırarak inceleyiniz.
- Uçak kanatlarındaki kaldırıcı kuvveti meydana getiren faktörleri araştırarak sebeplerini inceleyiniz.
- Düz uçuş, dönüş, iniş ve kalkışlarda bu kuvvetlerin durumunu inceleyiniz. Yapmış olduğunuz çalışmaları rapor hâline getirerek sınıfa sununuz.

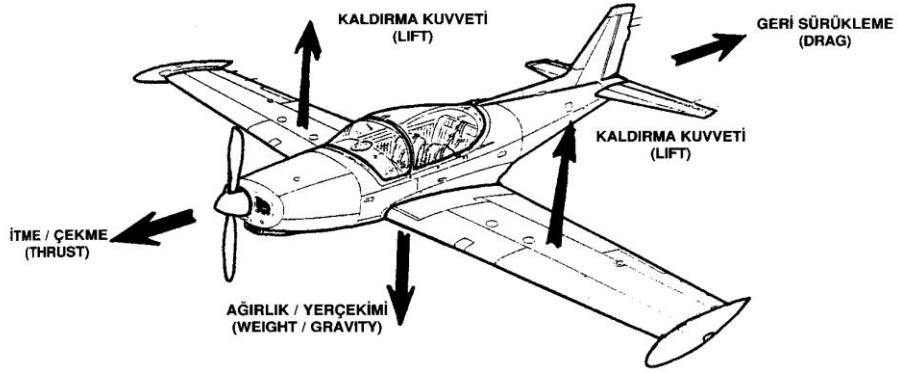
1. UÇUŞ TEORİSİ

1.1.Kaldırma, Ağırlık, İtme ve Sürüklenme Arasındaki İlişkiler

Uçuş sırasındaki bir uçağa dört temel kuvvet etki etmektedir. Bunlar; kaldırma kuvveti (lift), ağırlık (weight, gravity), itme-çekme (thrust) ve geri sürüklenme (drag) kuvvetidir. Bu kuvvetlerin oluşma nedenleri ve yönleri:

- **İtme-çekme (thrust):** Uçağın havada ileriye doğru hareket etmesini sağlayan kuvvet olup jet motoru ya da pervane tarafından meydana getirilmektedir.
- **Geri sürüklenme (drag):** Uçuş doğrultusuna paralel ve itme kuvvetine ters yönde oluşan bir aerodinamik kuvvet olup uçak yüzeylerinin sürtünmesi, havanın yoğunluğu gibi faktörlerin sonucunda meydana gelmektedir.
- **Kaldırma kuvveti (lift):** Uçuş doğrultusuna 90°'lik açıyla yukarı yönlü oluşan bir kuvvet olup kanatlardaki dinamik ve statik basınç farkından oluşmaktadır.
- **Ağırlık (gravity-weight):** Uçağın ağırlığından kaynaklanan ve daima aşağı yönlü oluşan yer çekiminin meydana getirdiği kuvvettir.

Uçağı etkileyen bu dört kuvvet teorik olarak uçağın ağırlık merkezinde (center of gravity) keşişmektedir. Bu nokta aynı zamanda uçağın denge noktasıdır. Resim 1.1'de bu kuvvetlerin yönleri gösterilmektedir.



Resim 1.1: Uçağı etkileyen kuvvetler

Aerodinamik kuvvetler ile ilgili bir eşitlik çözülrken kuvvetlerin meydana gelmesine sebep olan faktörlerin tespit edilmesine ihtiyaç vardır. Kuvvetlerin oluşmasına ve etkilenmesine sebep olan pek çok faktör bulunmasına rağmen en önemlileri şunlardır:

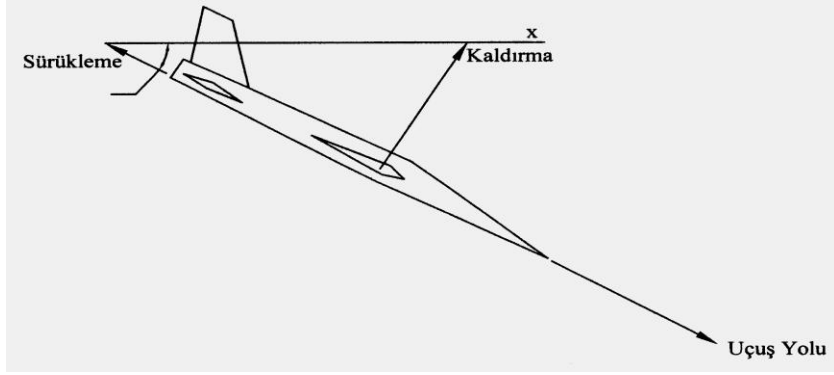
- Hava akış hızı (V)
- Hava akışkanının yoğunluğu (ρ)
- Profilin kapladığı alan - Kanat alanı (S)
- Profil yüzeyini şekli
- Hücüm açısı (α)
- Viskozite etkileri (μ)
- Sıkıştırılabilirlik özellikleri

1.2.Süzülme Oranı

Pervaneli ya da jet motorlu bir uçak, uçuşunu devam ettirebilmek için mutlaka motor gücüne ihtiyaç duyar. Ancak, uçuş esnasında her zaman bir motor arızasının meydana gelmesi mümkündür. Fakat motor arızası başlar başlamaz uçak, serbest bırakılan bir taş parçası gibi hemen yere düşmez. Motoru duran bir uçak belirli bir alçalma durumuna geçer.

Süzülüş oranı, süzülüş açısı ile ilgilidir. Süzülüş açısının tanjantı, gerçekte süzülüş oranının karşılığıdır. Şekil 1.2 incelenirse süzülüş açısının tanjantının vektörlerin oluşturduğu üçgenin karşı dik kenarının yandaki dik kenara oranına eşit olduğu görülür. Karşı dik kenar, sürüklenme kuvvetini; yandaki dik kenar da kaldırma kuvvetini gösterdiğinden;

$$\tan\gamma = \frac{\text{Sürüklenme}}{\text{Kaldırma}} = \frac{D}{L} \text{ olur.}$$



Resim 1.2: Süzülüş oramı vektör grafiği

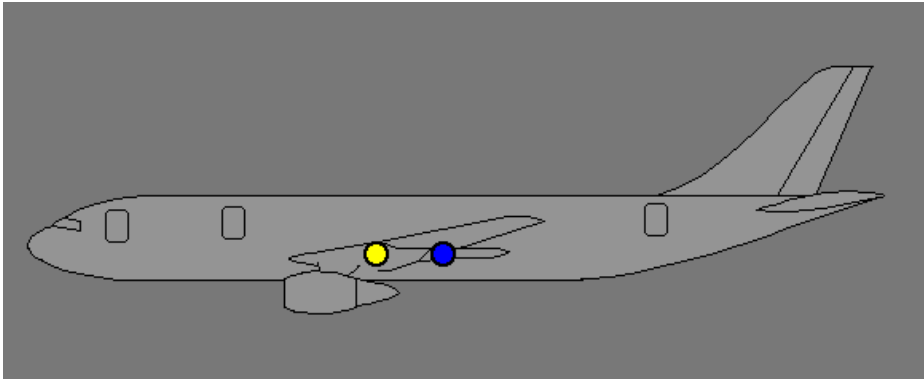
1.3. Sabit Durum Uçuşu

Sabit durum uçuşu sırasında uçağa sadece dört temel kuvvet etki eder. Bu kuvvetler; itme, geri sürüklenme, yer çekimi (ağırlık) ve kaldırma kuvvetidir. Bu kuvvetlerin uçuş pozisyonuna göre yönleri ve şiddetleri farklı olabilir.

Sabit durum uçuşunun gerçekleşebilmesi için uçağın denge konumunda olması gerekir. Denge konumu için de üç şartın oluşması gerekir. Bunlar;

- Lift=Weight (Dikey kuvvetlerin toplamı sıfır)
- Thrust=Drag (Yatay kuvvetlerin toplamı sıfır)
- Saat yönü momenti=Saatin tersi yönündeki moment (Toplam moment sıfır)

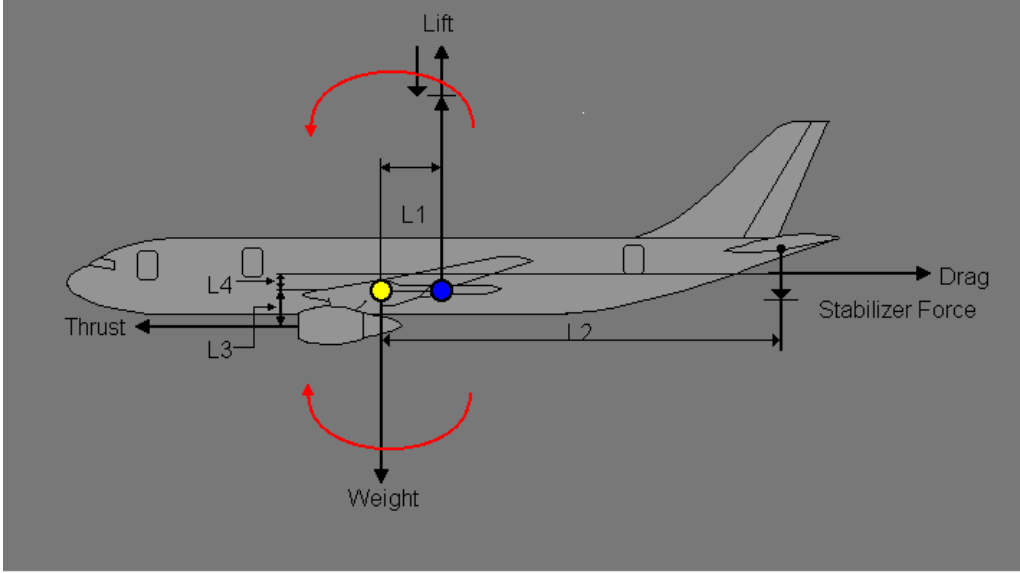
Toplam momentin sıfır olması durumu moment alınacak noktaların nereleri olduğu sorusunu akla getirir. Bu durumda 2 moment noktası düşünülmelidir. Birincisi daha önce de bahsettiğimiz ağırlık merkezi (CG), ikincisi ise ağırlık merkezine göre daha arkada bulunan kaldırma kuvveti merkezidir (center of lift).



Resim 1.3. Ağırlık merkezi ve kaldırma kuvveti merkezi

Uçağa saatin tersi yönünde moment uygulayan tek kuvvet kaldırma kuvvetidir. İtme kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yatay stabilize etkisi ise saat yönünde moment uygular (Resim1.4). Bu durumda denge denklemleri şu şekilde oluşur:

$$\text{Lift} \times L_1 = \text{Thrust} \times L_2 + \text{Drag} \times L_3 + \text{Yatay Stabilize} \times L_4$$



Resim 1.4. Uçağı etkileyen kuvvetlerin momenti

1.4. Performans

Bir hava taşıtından beklenenleri belirten niteliklerin tümüne performans adı verilir. Bir uçağın performansları; seyir hızı, maksimum hız, yükselme hızı, yakıt ikmali yapmadan gidebileceği mesafe, kalkış ve iniş mesafeleri gibi parametreleri kapsar.

Bu performansların analiz edilebilmesi için bazı eğrilerden faydalanılır. Bu eğrilerden en çok kullanılanları şunlardır:

- Stall hızı
- Maksimum hız
- Maksimum menzil hızı
- Maksimum havada kalış hızı
- Mutlak tavan
- Maksimum tırmanış açısı hızı
- Maksimum tırmanış oranı hızı

1.5. Dönüş Teorisi

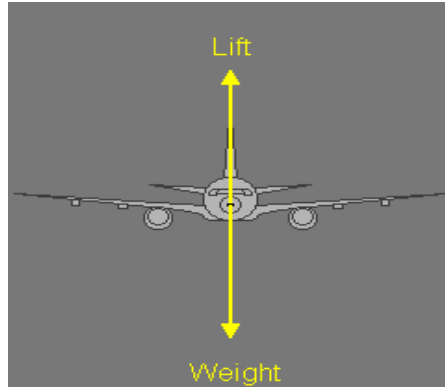
Uçaklar üç eksen etrafında hareket ettiklerinden dolayı geniş bir hareket alanına sahiptir. Uçaklar yatay ve dikey dönüşler yapabildiği gibi her ikisinin bileşimi olan hareketleri de yapabilir.

Dönüş yapan bir uçak, (otomobillerin aksine) dengeli uçuştadır. Bunun anlamı, dönüş yapan uçakta otomobildeki gibi pilotu dönüşün dışına iten bir yanal kuvvetin bulunmamasıdır. Bazı dönüşlerde yatış yapan uçağa etki eden kuvvetlerin bileşkesi dönüşün merkezine doğru etki eder. Bu tip dönüşlere balanslı ve koordineli dönüş adı verilir. Bazen de uçaklar ufki dönüş ismi verilen şekilde dönüş yapar. Bunun anlamı ise sabit bir irtifada kalarak dönüş yapmaktır.

Dönüş işlemi uçakta yön dümeni kullanılarak yapılmaz. Çünkü böyle bir uygulama neticesinde yanal kuvvetler oluşup uçak savrulur ve kumandanın dışına çıkabilir. Bu nedenle dönüş işlemi yüksek süratli uçaklarda aileron ve irtifa dümeninin koordinasyonlu olarak kullanılması ile yapılır. Ufki uçuş yapan bir uçakta dönüş yapılacağı zaman öncelikle aileron'larla (kanatçık) uçağa yatış kumandası verilir. Uçak belirli derecede yatış yaptıktan sonra irtifa dümenine kumanda verilerek uçağın dönmesi sağlanır.

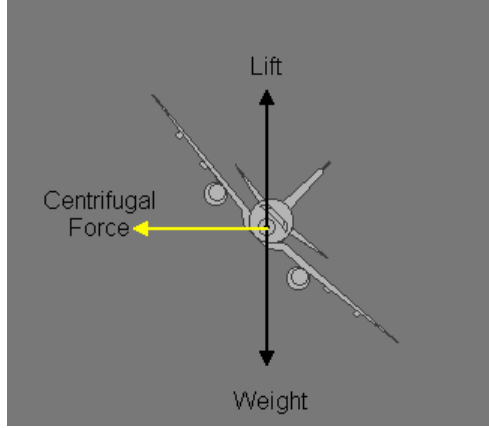
Yatış yapan bir uçağa dönüş yaptıran kumanda yüzeyi, irtifa dümenidir. Uçağı döndüren kuvvet ise kaldırma kuvvetidir. Yatış hâlindeki bir uçağın kaldırma kuvveti dikey ve yatay olmak üzere iki bileşen vektöre ayrılır. Yatay bileşen vektör, uçağa dönüş merkezine doğru bir ivme kazandırır.

Uçaklar sabit bir irtifada hareket ederken kanatlar birbirlerine paralel durmaktadır ve kaldırma kuvveti ağırlığa eşittir ($lift=weight$) (Resim 1.5).



Resim 1.5: Sabit irtifa uçuşu

Dönüş başladığında ise denge bozulur. Dönüşün sağlanabilmesi için yeterli ivmenin kazandırılması gerekir. Bu durumda dengeli ve koordineli bir dönüş yapılmasına yardımcı olan yeni bir kuvvet meydana gelir. Yatay ekseninde oluşan bu kuvvet merkez kaç kuvvetidir (centrifugal force). Resim 1.6 oluşan bu kuvveti göstermektedir.

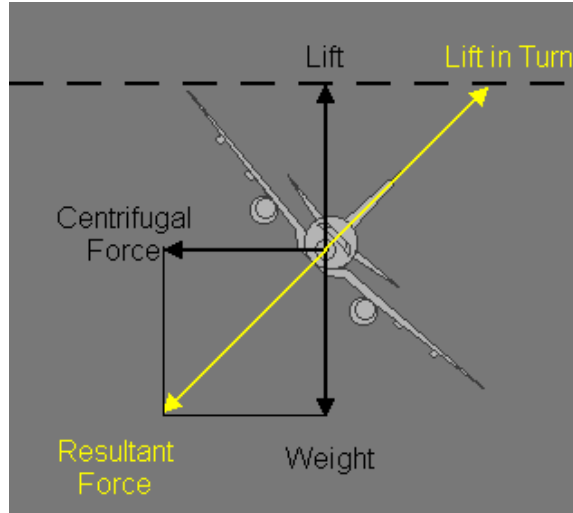


Resim 1.6: Merkezkaç kuvvetinin oluşumu

Dönüş sırasında irtifanın korunabilmesi için dönüş esnasındaki kaldırma kuvvetinin, merkezkaç kuvveti ve ağırlığın oluşturduğu bileşke kuvvete (resultant force) eşit olması gerekir.

Dikey eksendeki kaldırma kuvvetinin ve ağırlığın büyüklüğünde bir değişim olmaz. Bu durumda oluşan bileşke kuvvetin karşılanması için kaldırma kuvveti denklemi:

$$LIFT = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot Q \cdot V^2 \cdot S$$



Resim 1.7: Bileşke kuvvetinin oluşumu

Denklemden görüleceği gibi kaldırma kuvvetinin arttırılabilmesi için ya kaldırma kuvveti katsayısı (C_L), ya da hız (V) arttırılmalıdır. Uçak cruise uçuşta ise kaldırma kuvveti katsayısı artırılır. Eğer düşük hızlarda uçuyor ise C_L değeri maksimum değerine yakın olduğu için değiştirilmez ve hız arttırılarak dönüş yapılır.

Düşük hızlarda daha küçük açılarla dönüş yapılırken büyük hızlarda daha büyük açılarla dönüş yapılabilir. Tüm bu hesaplar yapılırken uçağın stall'a girmemesi gereklidir. Bunun için aşağıdaki formül kullanılabilir:

$$\frac{V_S(\text{turn})}{V_S(\text{level})} = \sqrt{n}$$

$V_S(\text{turn})$: Dönüş sırasındaki stall hızı

$V_S(\text{level})$: Düz uçuştaki stall hızı

n: Yük faktörü

Örnek:

60°'lik açıyla dönüş yapmakta olan bir uçağın düz uçuştaki stall hızı 100 knot ve yük faktörü 2 ise bu uçağın dönüş stall hızı ne olmalıdır?

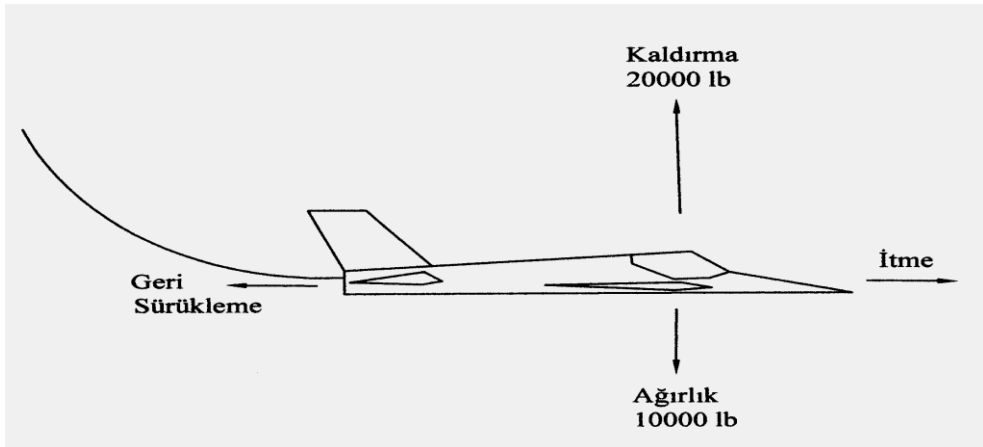
Çözüm:

$$V_S(\text{level})=100 \text{ knot} \quad n=2 \quad V_S(\text{turn})=?$$

$$\frac{V_S(\text{turn})}{V_S(\text{level})} = \sqrt{n} \quad \frac{V_S(\text{turn})}{100} = \sqrt{2} \quad V_S(\text{turn})=141 \text{ knot}$$

1.6. Yük Faktörü Etkisi

Bir uçağın uçabilmesi için her zaman sadece ağırlığa eşit bir kaldırma kuvveti gerekmez, bazen ağırlıktan daha fazla bazen de daha az bir kaldırma kuvvetine ihtiyaç duyulur. Şayet bir uçak sabit irtifada dönüş yapıyorsa, dalıştan çıkıyorsa ağırlığa ilave olarak bir merkezkaç kuvvet meydana getirir. Resim 1.8'de görüldüğü gibi uçak dalıştan çıkıp tam düz (ufki) uçuşa geçmekte olduğu an kaldırma kuvveti, kaldırma kuvveti ile merkezkaç kuvvetinin vektörel toplamına eşit olur. Bu nedenle gerekli olan kaldırma kuvveti ağırlıktan daha büyük olur.

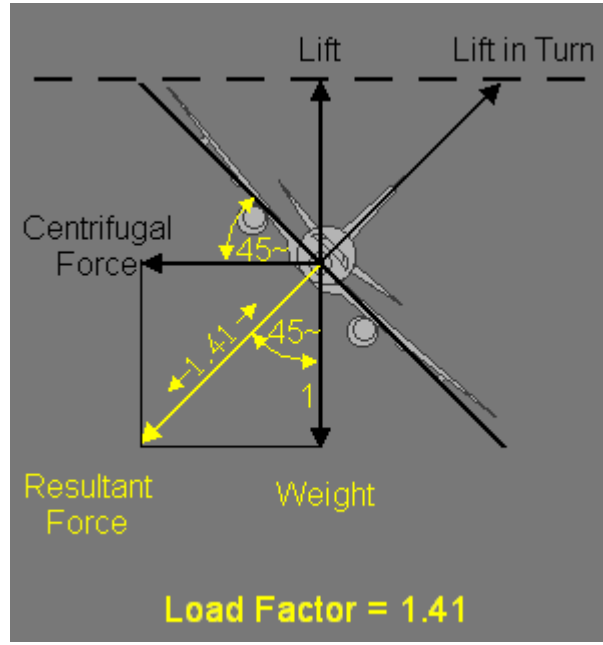


Resim 1.8: Dalıştan çıkan bir uçakta kaldırma ve ağırlık arasındaki ilişki

Resim 1.9’da 45°lik açıyla dönüş yapmakta olan uçakta oluşan merkez kuvveti ve ağırlık ile birlikte meydana getirdiği bileşke kuvvet görülmektedir. Oluşan bileşke kuvvetin ağırlığa oranına yük faktörü (load factor) denir. ‘n’ ile gösterilir. Aynı zamanda g(c)i yükü (g load) olarak da adlandırılır.

$$n = \frac{\text{Bileşke Kuvvet (Resultant Force)}}{\text{Ağırlık (Weight)}}$$

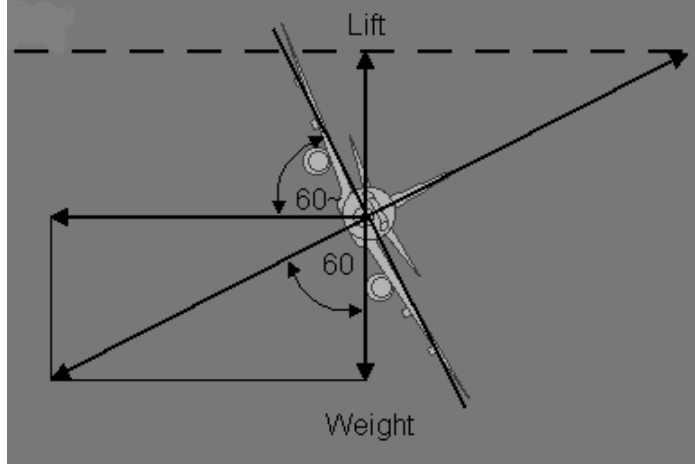
Resim 1.9’daki 45°lik açıyla yapılan dönüşte yük faktörünün değeri 1.41’ dir.



Resim 1.9: Yük faktörü

Dönüş açısı büyüdükçe yük faktörünün değeri de artar. Resim 1.10’da 60°lik açıyla yapılan dönüşte yük faktörünün değeri 2 olur.

Uçakların yapısal dayanıklılığına bağlı olarak güvenlik açısından ve yolculukların daha konforlu yapılabilmesi için yük faktörü ve buna bağlı olarak dönüş açıları sınırlandırılmıştır. Askeri uçaklarda bu sınır yüksek iken yolcu uçaklarında daha düşüktür.



Resim 1.10: Büyük açıyla dönüşte yük faktörü

1.7. Yapısal Sınırlar

Tüm hava araçları gibi uçaklar da ağırlığına nazaran en sağlam olacak şekilde imal edilir. Uçak ağırlığının uçak performansını olumsuz etkileyeceği gibi uçağın imalat ve işletim maliyetleri de artar. Bu nedenle uçaklar düşük yoğunluğa sahip hafif madenlerle yapılır ve yapısal sağlımlıkları hassas olarak hesaplanır.

Yapısal ağırlığın artırılması daha fazla thrust kuvvetine ihtiyaç gösterir. Bu durum motor büyüklüğünün artmasına neden olur. Tüm bunlar, uçak imalatında küçük ağırlık artışları ile beraber gelen sorunları gösterir. Uçakların gövde sağlımlıklarının hassas bir şekilde hesaplanarak normal çalışma yüklerinin belirlenmiş olduğundan gövde yapısının her zaman için aşırı bir yüklemeye maruz kalması ve hasara uğraması mümkündür. Bu nedenle her uçak için bir yapı limiti belirlenmiştir.

Ayrıca uçaklarda yapı limitlerinden başka aerodinamik limitler de bulunur. Uçak yapısına etki eden aerodinamik kuvvetlerin tesirleri, “aeroelastik etkilerin” meydana gelmesine sebep olur.

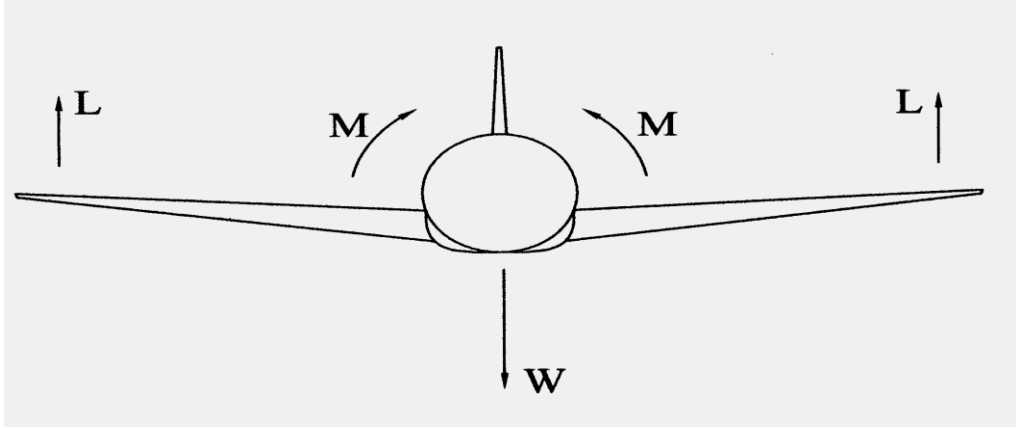
Uçaklarda belirli limitler belirlenmiş olmasına rağmen fazla ivmelenme veya aşırı sürat nedeni ile bu limitlerin geçilmesi ve uçak yapısının aşırı bir gerilmeye maruz kalması mümkündür.

1.7.1. Metal Malzemelerin Sağlımlığı

- **Gerilme ve uzama:** Gerilme ve uzama, malzemelerin sağlımlıklarını belirtmek amacıyla kullanılan iki terimdir. Gerilme, üzerine kuvvet uygulanan bir cismin birim alanına karşılık gelen kuvvet olarak tanımlanır. Gerilme kuvveti, malzemenin kesit alanına bağlıdır yani malzemenin kesit alanı arttırılırsa

gerilme kuvveti azaltılabilir. Uzama ise madenin deformasyon veya şeklinde meydana gelen değişiklik olarak tanımlanır.

- **Yorgunluk:** Madenler yalnız aşırı yükleme altında parçalanmaz. Limitin altındaki kuvvetin uzun bir süre cisme uygulanması ile de cisimler zarar görebilir. Eğer bir teneke parçası bir yöne doğru bir kez bükülürse kopmayabilir. Fakat aynı parça, defalarca farklı yönlere bükülürse teneke zarar görerek kopar. Bu durum maddenin yorgunluğu konusunda bir fikir verebilir.



Resim 1.11: Dönüş sırasında oluşan bükme momenti

1.7.2. Yapı Limitleri

Bir uçak uçuş esnasında dönüş yaparken ivmelenmeye maruz kaldığı zaman kanatların gövde ile birleştiği noktalarda bükme momentleri oluşur (Şekil 1.11). Genellikle yapısal limitlerin büyük bir çoğunluğunu bu bükme momentleri oluşturur. Yapısal limitler, maksimum ivmelenme sonucunda oluşan yük faktörüne göre tespit edilir ki yük faktörünün bu özelleşmiş hâline plan yük faktörü adı verilir. Uçakların servis ömürlerinin belirlenmesinde yük limiti yani plan yük faktörü kullanılır. Bu nedenle servis ömrünün maksimum tutulabilmesi ve güvenli uçuşun temini için uçuşta plan yük faktörünün aşılmamasına özen gösterilmelidir.

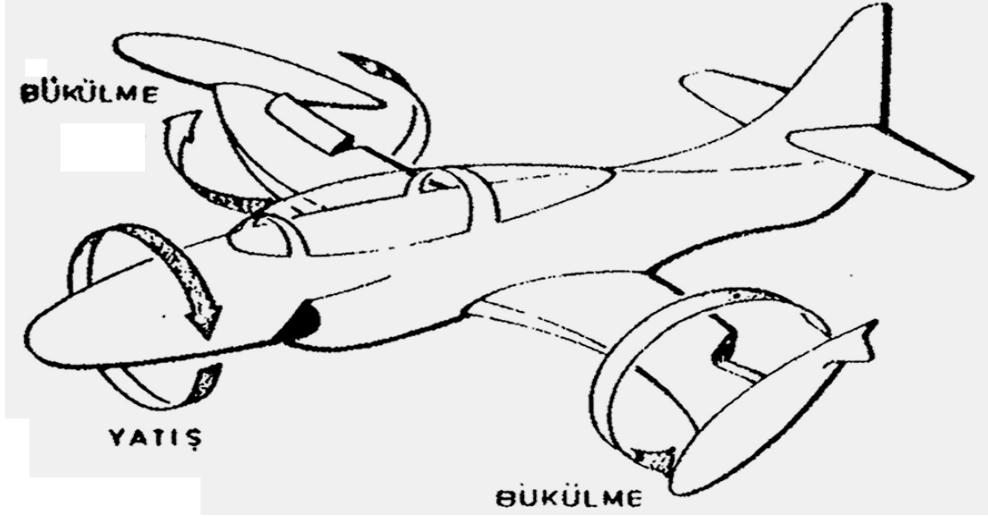
Bir uçağın dayanabileceği en son yük limitine kısaca “son limit” adı verilir. Son limit, genel olarak plan yük limitinden 1,5 kat daha büyük bir değere sahiptir. Son limit aşıldığı zaman uçak yapısı kesin olarak bozulur ve yüksek ihtimalle kanatları gövdeden ayrılır.

1.7.3. Aerodinamik Limitler

“Aeroelastik limit” olarak da isimlendirilen aerodinamik limitler, aerodinamik kuvvetler ile uçak yapısının elastikiyeti arasındaki ilişkileri belirtir. Aeroelastik etkilerin bir şekline “kanat burkulması” adı verilir ve kanat yapısının kesinlikle hasara uğramasına sebep olur. Şayet uçak maksimum hızının üzerinde uçarsa kanat hücum kenarına çarpan yüksek dinamik kuvvetler sebebi ile kaldırma kuvvetinde bir değişiklik meydana gelir ve kanat

burkudur. Kanatta oluşan bir bükme momenti, yüksek hücum açılarında kaldırma kuvvetindeki artma nedeni ile daha da şiddetlenir ve kanadın parçalanmasına neden olur.

Yüksek süratlerde bazen kanadın titrediği görülür. Kanadın elastikiyeti neticesi meydana gelen bu titremeye maksimum süratlerde uçulduğu zaman rastlanır. Ancak bu titremeler kanat burkulmasındaki gibi kanadı ani olarak hasara uğratmaz.



Şekil 1.12: Aeroelastik etkiler neticesinde kanatçıkların ters etki vermesi

Aeroelastik kuvvetlerin bir sonucu olarak kanatçıkların ters bir etki göstermesi mümkündür. Kanatçıklara yatış kumandası verildiği zaman kanatlarda meydana gelen farklı yöndeki kuvvetler, her kanatta kaldırma kuvveti ile beraber farklı kuvvet çiftleri meydana getirir. Bu durumda, yukarı hareket eden kanatçığın bulunduğu kanadın firar kenarına yakın bir yerde yatış momentini meydana getiren kuvvet gelişir. Bu kuvvet, söz konusu kanatta kaldırma kuvvetinin tersi yönünde geliştiği için, kanadı firar kenarında bükmek ister. Diğer kanatta yani kanatçığı aşağı inen kanatta da bu durumun tersinin gerçekleştiğini söyleyebiliriz. Bazen kanat böyle bir durumda Şekil 1.12'deki gibi burkulabilir ve neticede kanatçıklar ters etki yapabilir.

1.8. Kaldırma Kuvvetini Artırma

Bir uçağın, tüm uçuşlarında kanatlarında meydana getirdiği kaldırma kuvveti farklı olabilir. Diğer bir deyişle uçağın yükü her uçuşta aynı olmayabilir. Dolayısı ile uçaktan daima belirli bir kaldırma kuvveti meydana getirmesi beklenemez.

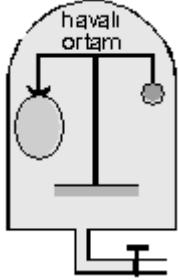
Uçak kanatlarında meydana gelen kaldırma kuvvetinin artırılması veya azaltılması için yapılması gerekenler kaldırma kuvveti eşitliğinden bulunabilir.

$$L=1/2.C_L.Q.V^2 S$$

Yukarıdaki kaldırma eşitliğine göre hava yoğunluğunun ve kanat alanının uçuş sırasında sabit kaldığı göz önünde bulundurulursa kaldırma kuvveti değişiminin hücum açısı (C_L) ve hava hızı (V) ile ilgili olduğu görülür. Yani uçuş sırasında kaldırma kuvveti artırılmak istendiğinde yapılması gereken ya motor thrust'ını arttırmak ya da yatay stabilizeye kumanda vererek hücum açısını arttırmaktır. Bu durumlarda kanat hücum açısının stall'a sebep olmamasına dikkat edilmelidir.

UYGULAMA FAALİYETİ

Tüpün test işlemlerini yapınız.

| İşlem Basamakları | Öneriler |
|---|--|
| <ul style="list-style-type: none">➤ Çalışma ortamınızı hazırlayınız.➤ Bir tüp içerisinde aşağıdaki düzeneği kurunuz.  <ul style="list-style-type: none">➤ Tüpün havasını boşaltınız.➤ Bu kez teraziyi tüpün havası alındığında dengede olacak şekilde ayarlayınız.➤ Tüpe hava veriniz.➤ Her işlemde gözlemlerinizi not alınız. | <ul style="list-style-type: none">➤ İş önlüğünüzü giyerek çalışma masanızı düzenleyiniz.➤ Çalıştığınız deney masasının üzerinde deneyle ilgisi olmayan araç gereç ve malzemeyi kaldırınız.➤ Teraziyi dengeleyiniz.➤ Terazide asılı hacmi farklı iki cismin hareketini inceleyiniz.➤ Birkaç kez deneyerek denge noktasını bulabilirsiniz.➤ Terazide asılı hacmi farklı iki cismin hareketini inceleyiniz.➤ Gözlem sonuçlarınızı faaliyette öğrendiğiniz konular ile karşılaştırarak sınıf ortamında tartışınız. |

KONTROL LİSTESİ

Bu faaliyet kapsamında aşağıda listelenen davranışlardan kazandığınız beceriler için **Evet**, kazanamadığınız beceriler için **Hayır** kutucuğuna (X) işareti koyarak kendinizi değerlendiriniz.

| Değerlendirme Ölçütleri | Evet | Hayır |
|---|------|-------|
| 1. Çalışma ortamınızı faaliyete hazır duruma getirdiniz mi? | | |
| 2. Kullanacağınız araç gereci uygun olarak seçtiniz mi? | | |
| 3. Kullanacağınız malzemelerin sağlamlığını kontrol ettiniz mi? | | |
| 4. Kullanacağınız malzemelerin güvenilirliğini kontrol ettiniz mi? | | |
| 5. Cisimleri havalı ortamda terazide dengelediniz mi? | | |
| 6. Tüpün havasını boşaltınca terazideki cisimlerin hareketini gözlemlediniz mi? | | |
| 7. Havası alınmış ortamda teraziyi dengelediniz mi? | | |
| 8. Tüpe hava verdikten sonra cisimlerin hareketini gözlemlediniz mi? | | |
| 9. Deney sonuçlarınızı faaliyet içeriği ile karşılaştırdınız mı? | | |
| 10. Çalışma ortamınızı temizleyip düzenlediniz mi? | | |
| 11. Faaliyetten aldığınız sonuçları arkadaşlarınızla tartıştınız mı? | | |

DEĞERLENDİRME

Değerlendirme sonunda “Hayır” şeklindeki cevaplarınızı bir daha gözden geçiriniz. Kendinizi yeterli görmüyorsanız öğrenme faaliyetini tekrar ediniz. Bütün cevaplarınız “Evet” ise “Ölçme ve Değerlendirme”ye geçiniz.

ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME

Aşağıdaki soruları dikkatlice okuyunuz ve doğru seçeneği işaretleyiniz.

- 350 knot hızla uçmakta olan bir uçağın thrust kuvveti için aşağıdaki kıyaslamalardan hangisi doğrudur?
 - Thrust>Drag
 - Thrust=Drag
 - Thrust=Lift
 - Thrust>weight
- Aşağıdakilerden hangisi bir uçağın uçuşu esnasında etki eden dört temel kuvvetten biri değildir?
 - Kaldırma
 - Ağırlık
 - Döndürme
 - Sürükleme
- Denge durumunda bulunan bir uçak için aşağıdakilerden hangisi söylenemez?
 - Thrust=Drag
 - Toplam moment sıfırdır.
 - Lift=Weight
 - Thrust=Lift
- Aşağıdakilerden hangisinin artması kaldırma kuvvetini arttırmaz?
 - CL katsayısı
 - Hız
 - Yüzey alanı
 - Drag
- Stall hızı için söylenenlerden hangisi yanlıştır?
 - İrtifa arttıkça stall artar.
 - Kaldırma katsayısının artırılması ile stall sürati azalır.
 - Stall hızı, uçak ağırlığının karekökü ile doğru orantılı olarak değişir.
 - Motor itme gücünün stall hızına etkisi yoktur.
- Aşağıdakilerden hangisi aerodinamik kuvvetlerin hesaplanmasında kullanılan elemanlardan biri değildir?
 - Aerodinamik kuvvet katsayısı
 - Hava yoğunluğu (kg/cm^3)
 - Hücum acısı (α)
 - Kanat alanı (m^2)

Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan yerlere doğru sözcükleri yazınız.

7. Uçuş doğrultusuna paralel ve itme kuvvetine ters yönde oluşan aerodinamik kuvvete.....denir.
8. Dönüş sırasında irtifanın korunabilmesi için dönüş esnasındaki kaldırma kuvvetinin, merkez kaç kuvveti ve ağırlığın oluşturduğu kuvvete eşit olması gerekir.
9. Uçağın havada tutunabilmesi için hızını belli bir değerin altına düşürmemesi gerekir. Bu hızın altında uçağın havada tutunamayıp ani olarak yükseklik kaybetmesine..... denir.
10.,üzerine kuvvet uygulanan bir cismin birim alanına karşılık gelen kuvvet olarak tanımlanır.

DEĞERLENDİRME

Cevaplarınızı cevap anahtarıyla karşılaştırınız. Yanlış cevap verdiğiniz ya da cevap verirken tereddüt ettiğiniz sorularla ilgili konuları faaliyete geri dönerek tekrarlayınız. Cevaplarınızın tümü doğru ise bir sonraki öğrenme faaliyetine geçiniz.

ÖĞRENME FAALİYETİ-2

AMAÇ

Uzunlamasına, yatay ve doğrusal stabilite hesaplarını tekniğine uygun olarak hatasız yapabileceksiniz.

ARAŞTIRMA

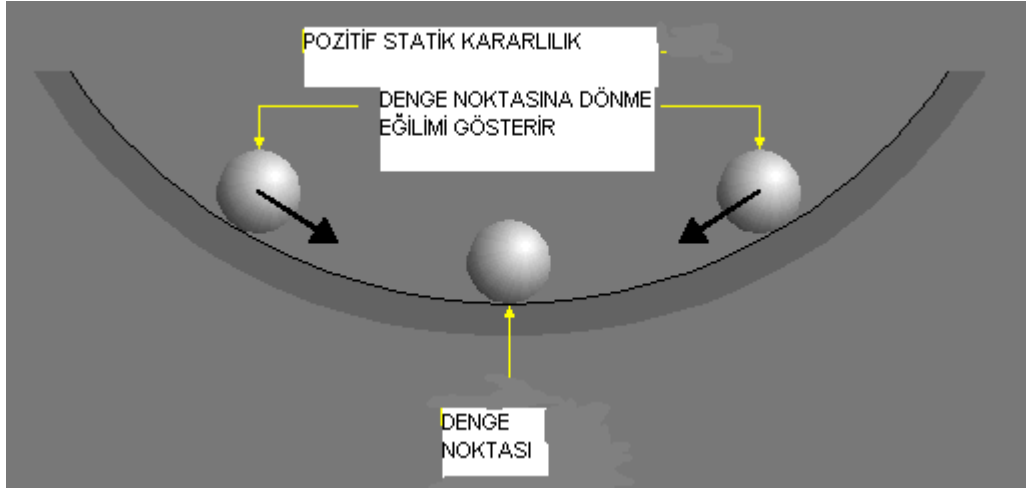
- Kanat profiline uzunlamasına uygulanan kuvvet ve momentleri araştırınız.
- Uçağa etkileyen başlıca kuvvet ve momentleri araştırınız.
- Kararlılık çeşitlerini araştırınız.
- Yapmış olduğunuz araştırmaları rapor hâline getirerek sınıfa sununuz.

2. UÇUŞ STABİLİTESİ (KARARLILIK) VE DİNAMİĞİ

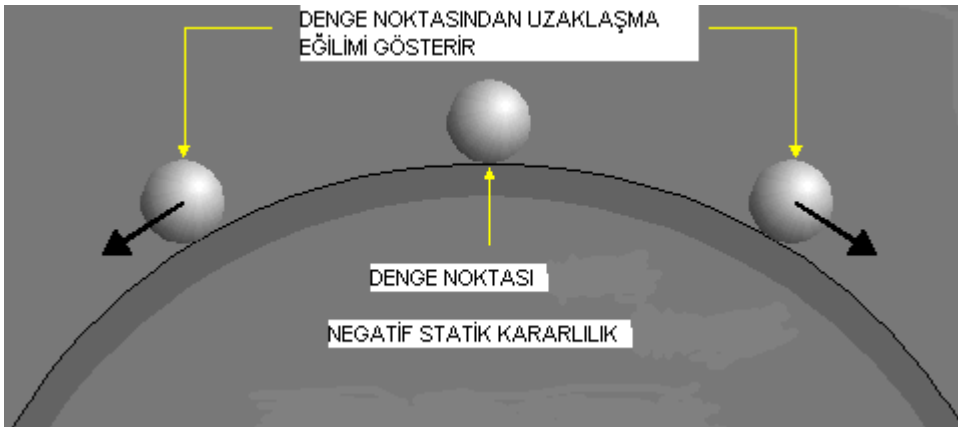
Sabit hız ve yükseklikte uçmakta olan bir uçağın, atmosfer içindeki türbülansların etkisi ile meydana gelen dengesizliklerden kurtulması ve pilotun uçağa vermek istediği kumandalara uyması, uçağın kararlılık ve kumanda nitelikleriyle ilgilidir. Uçağın mükemmel olabilmesi için yeterli performans karakteristiklerine ek olarak iyi derecede kumanda ve kararlılık özelliklerine de sahip olması gerekir.

Kararlılık; uçağın planlanan rotasında ve uçuş irtifasında pilotun müdahalesi olmadan uçuşunu sürdürebilmesidir. Statik kararlılık ve dinamik kararlılık olmak üzere iki çeşit kararlılık vardır.

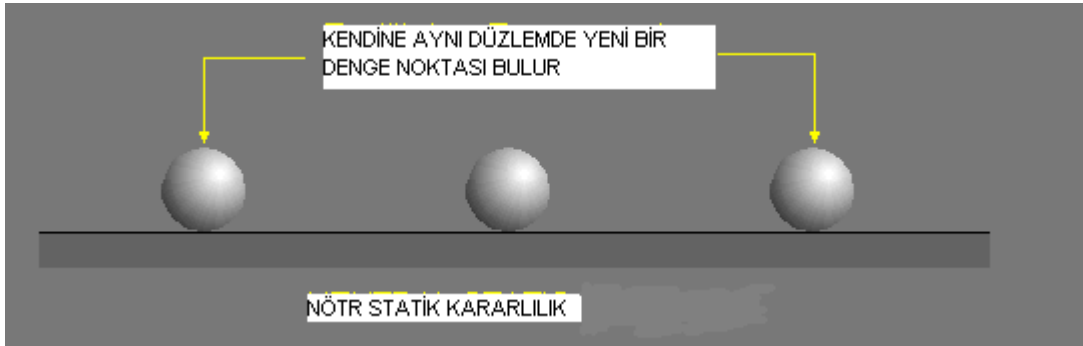
- **Statik kararlılık:** Pozitif statik kararlılık, negatif statik kararlılık ve nötr statik kararlılık olmak üzere üç çeşittir. Pozitif statik kararlılıkta cisim denge noktasından hareket ettiğinde tekrar aynı noktaya dönme eğilimi gösterir (Resim 2.1). Negatif statik kararlılıkta cisim hareket ettiğinde denge noktasından giderek uzaklaşır (Resim 2.2). Nötr statik kararlılıkta ise cisim denge noktasından hareket ettiğinde kendine aynı düzlemde yeni bir denge noktası bulur (Resim 2.3).



Resim 2.1: Pozitif statik kararlılık



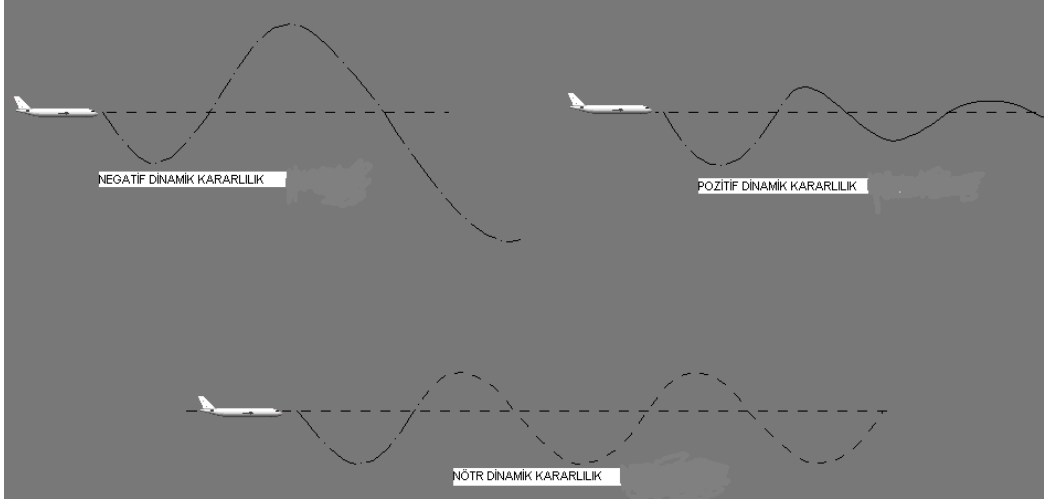
Resim 2.2: Negatif statik kararlılık



Resim 2.3: Nötr statik kararlılık

- **Dinamik kararlılık:** Sadece pozitif statik kararlılık durumunda oluşur. Üç çeşittir. Nötr dinamik kararlılık, cismin hareketinin aynı şiddette süregelmesidir.

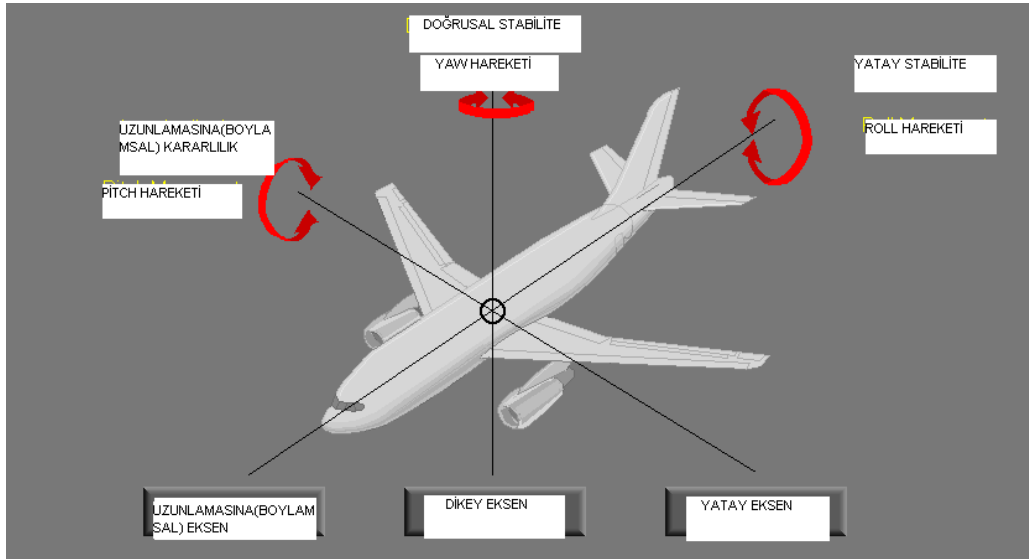
- **Pozitif dinamik kararlılık**, cismin hareketinin giderek sönümlenmesidir. Negatif dinamik kararlılık ise cismin hareketinin giderek artması ve sönümlenmemesidir. Aşağıdaki resimde bir uçağın dinamik kararlılıkta ki hareketleri görülmektedir.(Resim 2.4)



Resim 2.4: Dinamik Kararlılık Çeşitleri

2.1. Uzunlamasına Kararlılık (Longitudinal Stability)

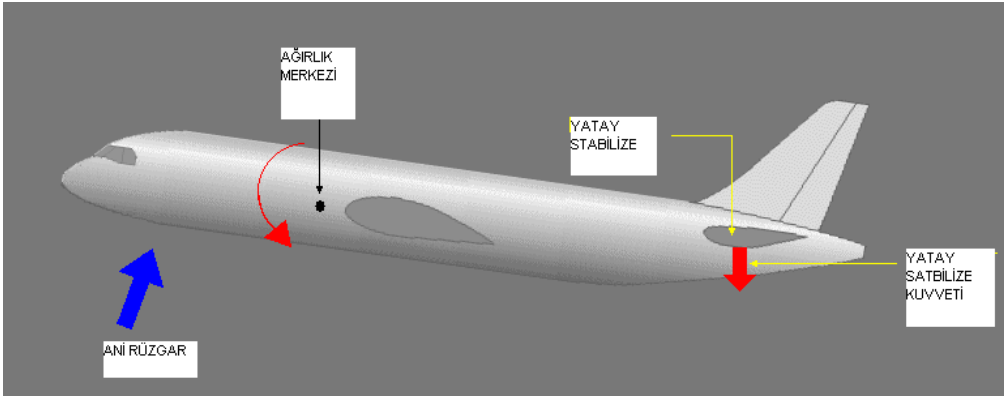
Kararlılık çeşitlerini anlayabilmek için öncelikle bu kararlılığın oluştuğu uçak eksenlerinin bilinmesi gereklidir. Uçak eksenleri ve bu eksenlerde oluşan kararlılıklar Resim 2.5'te görülmektedir. Bu eksenlerin her biri 90° lik açılar oluşturmaktadır.



Resim 2.5: Uçak eksenleri ve bu eksenlerde oluşan kararlılıklar

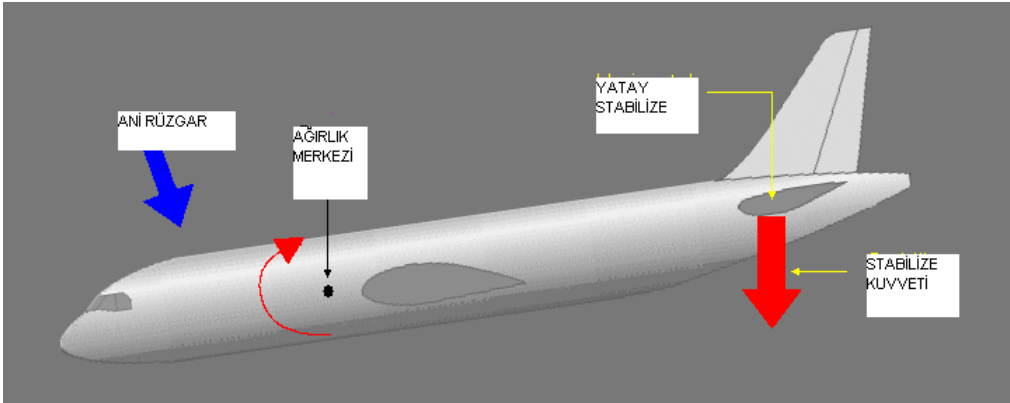
Uzunlamasına kararlılık yatay eksen etrafında meydana gelir. Uçağın hücum açısının değişimine neden olan herhangi bir etki sonucu (ani rüzgar, hava akımı) tekrar uçağın denge konumuna gelmesini sağlar. Bunu sağlamak içinde yunuslama hareketini (pitch) oluşturan yatay stabilize ve kanatları kullanır.

Düz uçuş sırasında yatay stabilize aşağı yönlü bir kuvvet uygular. Bu kuvvetin etkisi de moment noktası olan ağırlık merkezine uzaklığından dolayı yüksektir. Uçağın altından yukarı yönlü bir ani rüzgarın etkisi ile uçağın burnu yukarı kalktığında yatay stabilizenin hücum açısı değişir. Dolayısıyla aşağı yönlü yatay stabilize kuvveti azalır. Uçak tekrar denge konumuna gelir (Resim 2.6).



Resim 2.6: Yukarı yönlü ani rüzgar etkisi ile yatay stabilize kuvvetin değişimi

Ani rüzgar uçağa yukarıdan aşağıya doğru etki ettiğinde (Resim 2.7) uçak saatin tersi yönünde bir moment kazanır. Buna bağlı olarak yatay stabilizerin hücum açısı değişir. Aşağı yönlü stabilize kuvveti artar. Uçak tekrar denge konumuna gelir.



Resim 2.7: Aşağı yönlü ani rüzgar etkisi ile yatay stabilize kuvvetin değişimi

2.2. Yatay Kararlılık (Lateral Stability)

Yatay kararlılık boylamsal ekseninde (uzunlamasına) meydana gelir. Bu kararlılık hücum açısı, kanat dihedral açısı ve geriye ok açısı (sweepback angle) ile gerçekleşir.

Uçağın kanadı aşağıdan ani bir rüzgar alırsa uçak diğer tarafa doğru uzunlamasına eksen etrafında yatar. Yani rüzgarı aldığı kanat yukarı doğru, diğer kanat aşağı doğru hareket eder. (Resim 2.8) Bu durumda hücum açısı, kanat dihedral açısı ve geriye ok açısından dolayı aşağıya doğru hareket eden kanatta oluşan kaldırma kuvveti, yukarıya doğru hareket eden kanatta oluşan kaldırma kuvvetinden daha büyük olur. Uçak tekrar dengeye gelir.

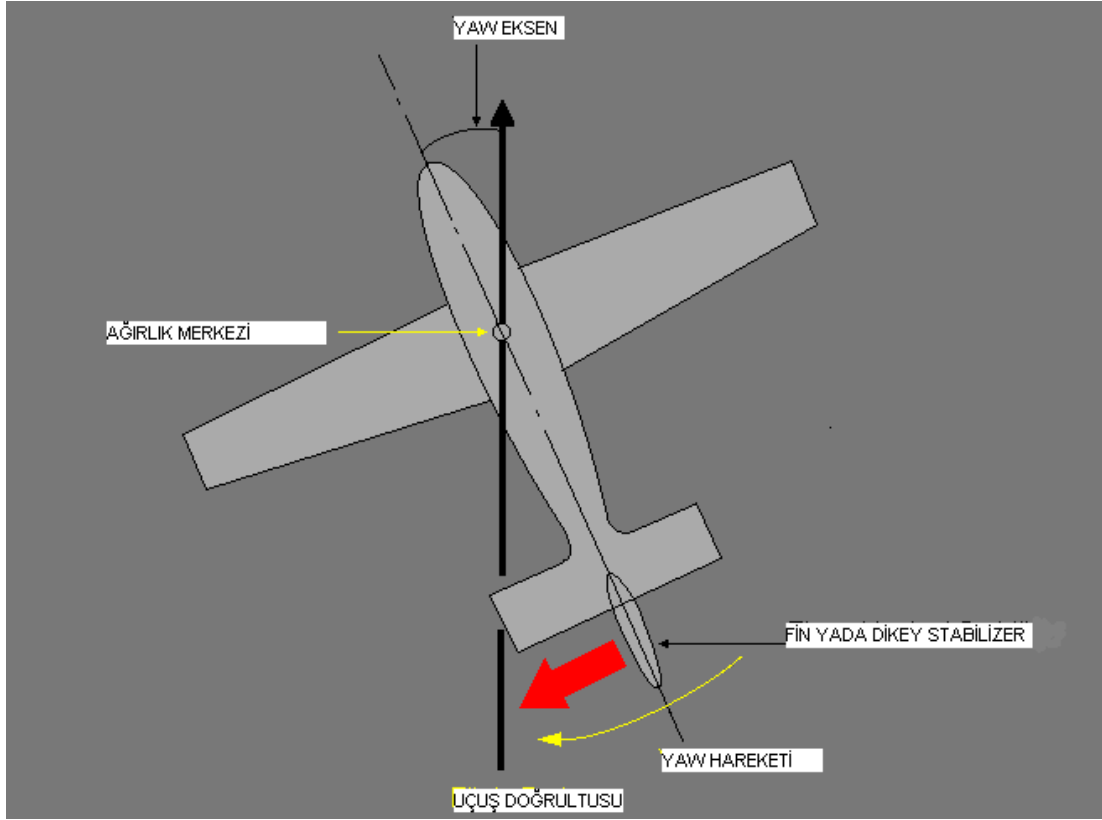


Resim 2.8: Kanat altından ani rüzgar alıp yatay kararlılığın bozulması

2.3. Doğrusal Kararlılık(Directional Stability)

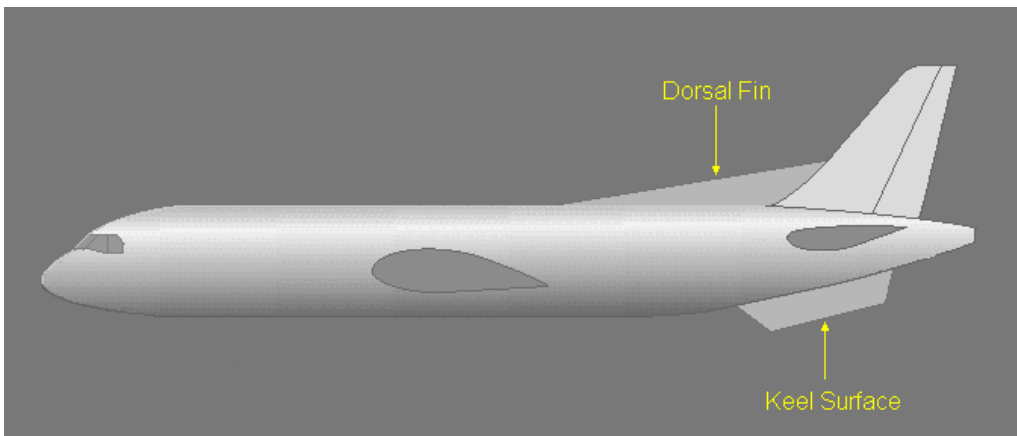
Doğrusal kararlılık (directional stability) dikey eksen (vertical axis) etrafında meydana gelir. Bu kararlılık dikey stabilizer (vertical stabilizer ya da fin) ve kanatların geriye ok açısı (sweepback angle) ile sağlanır.

Resim 2.9'da sağ yanal alandan alınan basınç farkından dolayı uçuş doğrultusundan sapmış olan bir uçak görülmektedir. Bu uçağın tekrar denge konumuna gelmesi ağırlık merkezinin ön kısmına uygulanan momentin ağırlık merkezinin arka kısmına uygulanan momentten daha az olmasıyla sağlanır. Arka kısma uygulanan moment yaw ekseninde dönüş sağlayarak uçağın tekrar uçuş doğrultusuna gelmesini sağlar.



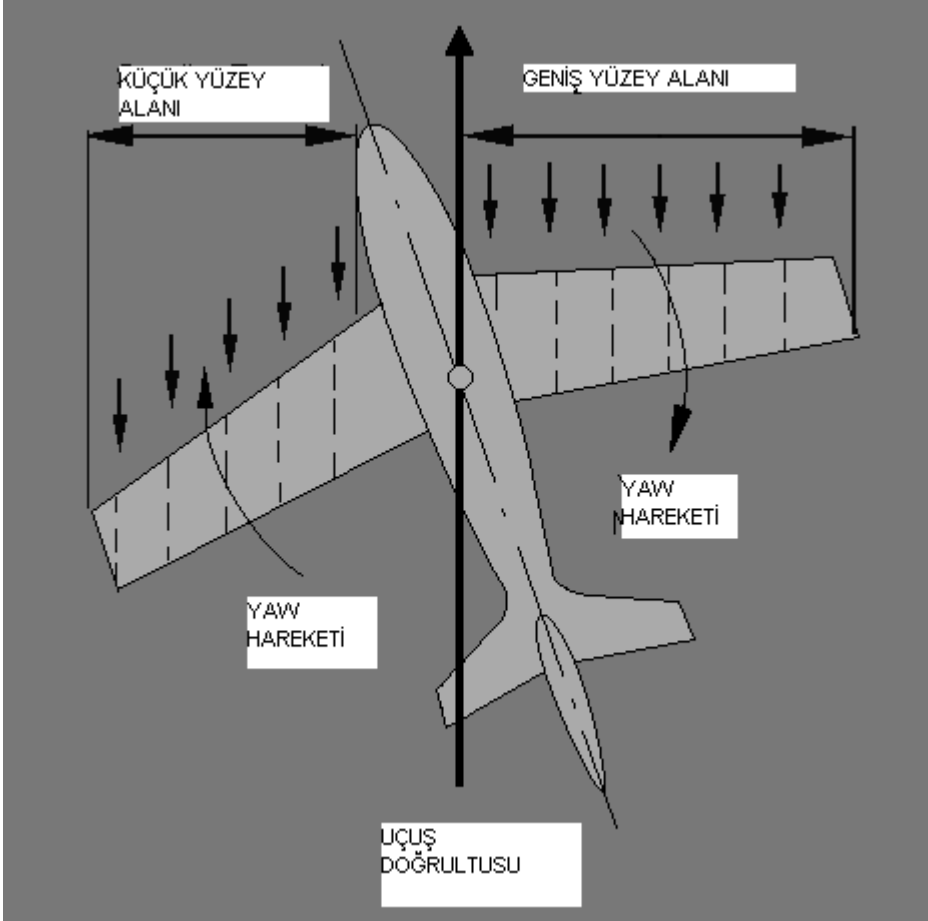
Resim 2.9: Doğrusal kararlılığın sağlanması

Bazı uçaklarda ise doğrusal kararlılığı artırmak için ağırlık merkezinin arkasına ek yüzeyler yerleştirilir. Resim 2.10'da bu yüzeyler görülmektedir.



Resim 2.10: Doğrusal kararlılığı artıran ek yüzeyler

Resim 2.11’de uçuş doğrultusundan sola doğru sapsmış olan uçağın geriye ok açılı (sweepback angle) kanatları sayesinde tekrar uçuş doğrultusuna dönmesi görülmektedir. Uçağın sağ kanadı hava akımını dik açıyla karşıladığı için sol kanada göre daha fazla yüzey alanına sahiptir. Dolayısıyla sağ kanat sol kanada göre daha fazla drag oluşturmakta ve yaw ekseninde dönüş momenti sağlamaktadır.



Resim 2.11: Geriye ok açısının etkisi

UYGULAMA FAALİYETİ

Uçak maketini kullanarak ekstenel hareketleri inceleyiniz.

| İşlem Basamakları | Öneriler |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none">➤ Çalışma ortamınızı hazırlayınız.➤ Şekil olarak uçağa benzeyen maket gibi bir cisim temin ediniz.➤ Kullandığınız maketi taşıyabilecek demir tel, kablo, tahta çubuk gibi bir cismi, maketin ağırlık merkezi olabilecek yerden yatay eksten boyunca saplayınız.➤ Telin iki ucundan tutarak makete iki yönde pitch hareketi yaptırınız.➤ Aynı işlemi diğer iki eksten için gerçekleştirerek maketinizin hareketini inceleyiniz. | <ul style="list-style-type: none">➤ İş önlüğünüzü giyerek çalışma masanızı düzenleyiniz.➤ Çalıştığınız deney masasının üzerinde deneyle ilgisi olmayan araç gereç ve malzemeyi kaldırınız.➤ Karton, köpük, ağaç, kil gibi malzemeler ile kendiniz de yapabileceğiniz gibi herhangi bir maket uçak da kullanabilirsiniz.➤ Yatay eksten kanatlara paralel olarak kabul edilebilir.➤ Bu hareket yunuslama adı verilen burun aşağı, burun yukarı hareketidir.➤ Yaptığınız işlem ve gözlemlerinizi not ederek, faaliyet konuları ile karşılaştırınız. |

KONTROL LİSTESİ

Bu faaliyet kapsamında aşağıda listelenen davranışlardan kazandığınız beceriler için **Evet**, kazanamadığınız beceriler için **Hayır** kutucuğuna (X) işareti koyarak kendinizi değerlendiriniz.

| Değerlendirme Ölçütleri | Evet | Hayır |
|--|------|-------|
| 1. Çalışma ortamınızı faaliyete hazır duruma getirdiniz mi? | | |
| 2. Kullanacağınız araç gereci uygun olarak seçtiniz mi? | | |
| 3. Kullanacağınız malzemelerin sağlamlığını kontrol ettiniz mi? | | |
| 4. Kullanacağınız malzemelerin güvenilirliğini kontrol ettiniz mi? | | |
| 5. Her üç eksen için kullandığınız maketin hareketlerini gözlemlediniz mi? | | |
| 6. Dene sonuçlarınızı faaliyet içeriği ile karşılaştırdınız mı? | | |
| 7. Çalışma ortamınızı temizleyip düzenlediniz mi? | | |
| 8. Faaliyetten aldığınız sonuçları arkadaşlarınızla tartıştınız mı? | | |

DEĞERLENDİRME

Değerlendirme sonunda “Hayır” şeklindeki cevaplarınızı bir daha gözden geçiriniz. Kendinizi yeterli görmüyorsanız öğrenme faaliyetini tekrar ediniz. Bütün cevaplarınız “Evet” ise “Ölçme ve Değerlendirme”ye geçiniz.

ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME

Aşağıdaki soruları dikkatlice okuyunuz ve doğru seçeneği işaretleyiniz.

1. Bir cisim denge noktasından hareket ettiğinde tekrar aynı noktaya dönme eğilimi gösteriyorsa hangi çeşit kararlılığa sahiptir?
A) Pozitif statik kararlılık
B) Nötr statik kararlılık
C) Pozitif dinamik kararlılık
D) Nötr dinamik kararlılık
2. Bir cismin hareketinin giderek artması ve sönümlenmemesi hangi kararlılığı ifade eder?
A) Pozitif dinamik kararlılık
B) Negatif dinamik kararlılık
C) Pozitif statik kararlılık
D) Negatif statik kararlılık
3. Uzunlamasına(Boylamsal) ekseninde oluşan kararlılık ve yapılan hareket nedir?
A) Uzunlamasına kararlılık-yaw
B) Yatay kararlılık- roll
C) Doğrusal kararlılık- pitch
D) Yatay kararlılık- yaw
4. Uzunlamasına kararlılık hangi ekseninde meydana gelir?
A) Yatay eksen
B) Dikey eksen
C) Uzunlamasına eksen
D) Enlemsel eksen
5. Dikey ekseninde oluşan kararlılık ve yapılan hareket nedir?
A) Uzunlamasına kararlılık-yaw
B) Yatay kararlılık- roll
C) Doğrusal kararlılık- yaw
D) Doğrusal kararlılık- pitch
6. Yatay kararlılığın sağlanmasında aşağıdakilerden hangisi etkili değildir?
A) Hücüm açısı
B) Sweepback açısı
C) Dihedral açısı
D) Fin

7. Dorsel Fin ve Keel Surface hangi kararlılığın arttırılmasında kullanılır?
A) Uzunlamasına
B) Yatay
C) Doğrusal
D) Dikey kararlılık

Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan yerlere doğru sözcükleri yazınız.

8. Düz uçuş sırasındaaşağı yönlü bir kuvvet uygular.
9.sadece pozitif statik kararlılık durumunda oluşur.
10. Uçağın kanadı aşağıdan ani bir rüzgar alırsa; uçak diğer tarafa doğrueksen etrafında yatar.

DEĞERLENDİRME

Cevaplarınızı cevap anahtarıyla karşılaştırınız. Yanlış cevap verdiğiniz ya da cevap verirken tereddüt ettiğiniz sorularla ilgili konuları faaliyete geri dönerek tekrarlayınız. Cevaplarınızın tümü doğru ise bir sonraki öğrenme faaliyetine geçiniz.

ÖĞRENME FAALİYETİ-3

AMAÇ

Yüksek hız uçaklarının motor girişindeki hava akışını etkileyen unsurları tekniğine uygun olarak inceleyebileceksiniz.

ARAŞTIRMA

- Ses hızı, ses-altı “subsonic” uçuş, “transonic” uçuş, “supersonic” uçuş, Mach sayısı, kritik Mach sayısı, sıkıştırılabilirlik, şok dalga, aerodinamik ısınma yüzey kuralı konularını araştırarak rapor hazırlayınız.
- Yüksek hız uçaklarının motor girişindeki hava akışını etkileyen unsurları araştırarak rapor hâline getiriniz.
- Kritik Mach sayısında geri-süpürmenin (sweepback) etkilerini araştırarak bir rapor hazırlayınız.

3. YÜKSEK HIZ UÇUŞLARI

3.1. Ses Hızı

Teknolojideki gelişmeler uçakların çok yüksek hızlarda uçmalarına imkân vermiştir fakat bu yüksek hızlarda yapılan uçuşlarda, düşük hızlı uçuşlarda rastlanmayan bazı değişik uçuş karakteristikleri ile karşılaşmıştır. Bu farklar doğal olarak yüksek hızlarda uçmak üzere imal edilecek uçak projelerini etkilemiştir.

Ses hızına yakın veya ses hızında uçuş yapan uçakların performans ve profil karakteristiği gibi birçok parametre, ses hızından düşük hızlardaki (subsonic) uçuşlardan farklı olarak bazı değişik yöntem ve kanunlarla analiz edilir. Yapılan analizin doğru olabilmesi için uçuş sürati, ses hızı referans alınarak çeşitli kısımlara ayrılmıştır. Bu kısımlar ses hızından düşük süratteki uçuşlar, yüksek süratteki uçuşlar ve ses hızına yakın uçuşlardır.

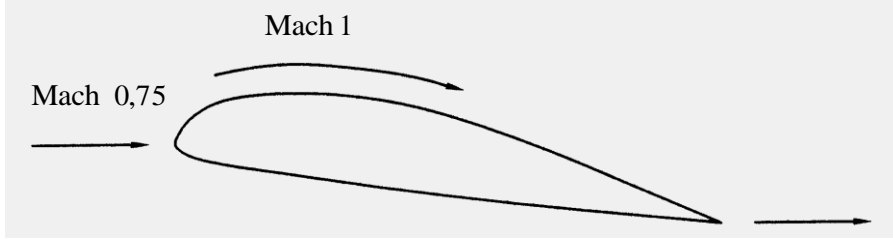
- Subsonic süratler (ses hızından düşük): 0 - 0,75 Mach
- Pervaneli uçaklar ve helikopterler (Cessna-172, CASA CN-235)
- Transonic süratler (ses hızına yakın): 0,75 - 1,3 Mach

- Jet yolcu uçakları > Airbus ve Boeing ailesi
- Supersonic süratler (ses hızı) : 1,3 - 5 Mach
- Jet savaş uçakları (F-16, F-4 Phantom, Concorde, Tu-144)
- Hypersonic süratler (ses hızından yüksek): 5 Mach ve üzeri
- İnsanlı ve insansız roketler

Not: 1 Mach (ses hızı) \cong 340 metre/saniye \cong 1200 km/s (deniz seviyesinde ve standart koşullarda)

3.1.1. Ses Hızından Düşük Süratteki Uçuşlar (Subsonic)

Pozitif kaldırma katsayısına sahip bir profilin üst yüzeyindeki akış hızı, profilin kendisinin gerçek hızından yüksektir. Bu durum, kaldırma kuvvetinin meydana gelmesi için gereklidir. Bu nedenle profilin üstündeki hız ile akış hızı arasında mutlaka bir fark bulunur. Bu iki hız, lokal ve serbest akış Mach sayısı olarak tanımlanır.



Şekil 3.1: Subsonic süratte sınır hız

Profilin serbest akış Mach sayısı 0,75 Mach'a yaklaşınca, Şekil 3.1'deki örnekte profilin üst yüzeyindeki lokal Mach sayısının 1,0 Mach olduğu görülmektedir. Bu nedenle, 0,75 Mach serbest akış hızına profilin "kritik Mach sayısı" (M_{CRIT}) ismi verilir ve subsonic ile transonic süratler arasında sınır olarak kabul edilir. Kritik Mach sayısı, ilk sonic hızın meydana geldiği, profilin serbest akış Mach sayısı olarak tanımlanır. Bu hız, çeşitli profillerde değişiktir. Bununla beraber M_{CRIT} , hangi uçak için olursa olsun, daima 1,0'dan küçüktür. Bu konuda bilinmesi gereken en önemli nokta, uçağın kritik Mach sayısının altındaki her hızda hava akışının tamamen subsonic olduğudur. Kritik Mach sayısının üzerindeki her hızda sonic akış mevcuttur.

3.1.2. Ses Hızına Yakın Süratteki Uçuşlar (Transonic)

Profilin serbest akış Mach sayısı, örneğin 0,78 Mach'a yükseltirse profilin üst yüzeyinde supersonic akış gelişir. Hız 0,98 Mach olunca da bütün kanattaki akış hemen hemen supersonic olur.

3.1.3. Ses Hızından Yüksek Süratteki Uçuşlar (Supersonic)

Ses hızının üzerindeki uçuşlarda serbest akış Mach sayısı 1,3 Mach'ın üzerinde ve profilin tamamı supersonic olduğu kabul edilir. Supersonic hızdan daha düşük akış hızlarının geliştiği tek bölge, kanat hücum kenarında bulunan durgun bölgedir.

3.1.4. Mach Sayısı

Uçuş hızının yerel ses hızına oranı; $M = \frac{V}{a}$

Mach sayısı olarak kabul edilir. Eşitlikte;
M: Mach sayısı, V: Uçuş hızı, a: Yerel ses hızıdır.

M sayısı, ilk kez Avusturyalı araştırmacı Ernest Mach tarafından kullanıldığı için onun adıyla anılmaktadır. M sayısının birden küçük, bire eşit ve birden büyük değerler alır. Bu değerlere hız sınıflandırılması yapılır:

M < 1 için subsonic,
M = 1 için transonic,
M > 1 için supersonic

3.1.5. Kritik Mach Sayısı

Herhangi bir süratteki hava akışı etkisinde bulunan bir kanat profiline üst yüzeyindeki hava akış hızı, (lokal akış Mach sayısı) her zaman için serbest akış Mach sayısından yüksektir.

Lokal akış Mach sayısı 1 Mach'a eşitlendiği zaman kanat transonic akış süratine geçişi söz konusu olur. Bu nedenle bir kanadın lokal akış Mach sayısı 1'e eşit olduğu durumdaki serbest akış Mach sayısına kritik Mach sayısı (M_{CRIT}) adı verilir.

3.1.6. Ses Duvarı

Daha önce de belirtildiği transonic süratlerde ses hızı aşılrken bazı olaylar gerçekleşir. Bu olayların tümüne aerodinamikte ses duvarı adı verilir. Ses duvarında gerçekleşen en belirgin ve önemli olay, şok dalgasının meydana gelmesidir.

3.1.7. Şok Dalgası

3.1.7.1. Normal Şok Dalgası

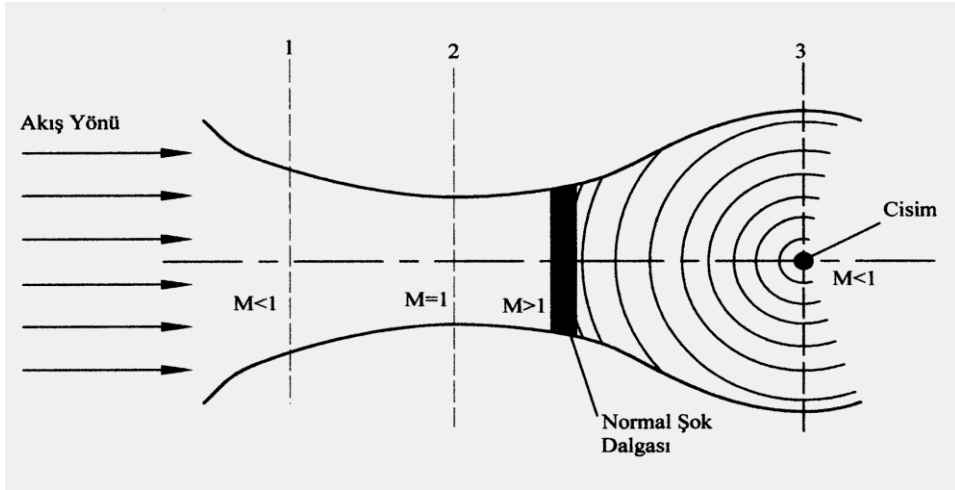
Şekil 3.2'de bir normal şok dalgası görülmektedir. Bu ventüri içinden akış esnasında iki husus kabul edilir:

- İstasyon 1 ile istasyon 3 arasındaki basınç farkı, istasyon 2'nin ses hızı kazanmasına yeterlidir.
- İstasyon 1'de ve istasyon 3'te akış hızı subsonic'tir.

Bu hususlar kabul edilince istasyon 1 ile 2 arasında hızın artacağı görülür çünkü sıkıştırılmayan bir akışta alan küçültülmektedir.

İstasyon 2'de akış hızı ses hızına eşittir. İstasyon 2'den sonra hızı artmaya devam etmektedir çünkü ses hızında hareket eden akışkanlarda geçiş alanı düşürüldüğünde hız düşer, kesit arttırıldığında akış hızı artar. İstasyon 3, subsonic hıza sahip olduğu için supersonic akış istasyon 2 ile 3 arasında bir noktada subsonic akış hızına düşmektedir. Bu nokta, şok dalgasının meydana geldiği noktadır.

Normal şok dalgası oluşumunun anlaşılabilmesi için istasyon 3'te bir cismin basınç değişikliği yaptığını kabul edelim. Cisimden ayrılan basınç dalgaları akışa karşı hareket eder. Basınç dalgalarının ses hızındaki bu hareketi, hava akışı ile karşılaşınca kadar devam eder. Bu karşılaşma noktasından sonra basınç dalgası daha ileriye geçemez ve yığılma olur. Basınç dalgalarının hava akışına karşı daha fazla ilerleyemedikleri bu noktaya normal şok dalgası ismi verilir. Hava akışı, normal şok dalgasını geçerken hızla supersonic hızdan subsonic hıza düşerek sıkışır.



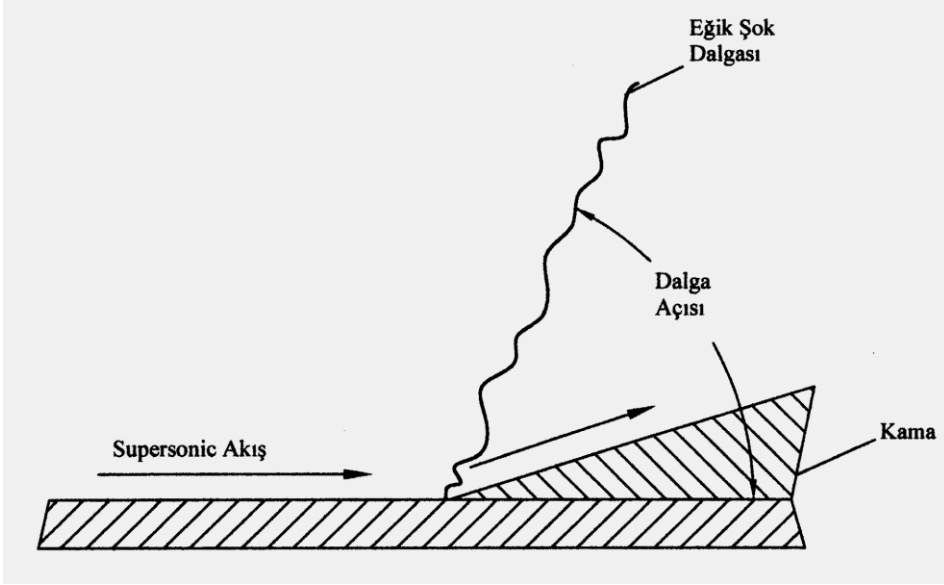
Şekil 3.2 : Normal şok dalgası oluşumu

Akışın yönünde bir değişme olmaması ve bu sıkışma içinde akışın yönünün daima dalgaya 90° olması nedenleri ile bu şok dalgasına normal (dikey) şok dalgası adı verilir. Sıkışma sebebi ile bütün şok dalgalarının arkasındaki hava akışının hızı ön tarafındaki hızdan düşüktür. Normal şok dalgası, daima hava akış hızını supersonic'ten subsonic hıza düşürür. Normal şok dalgasının arkasındaki akış hızı her zaman subsonic'tir.

3.1.7.2. Eğik Şok Dalgası

Bir sıkışma dalgası olması nedeni ile eğik şok dalgası normal şok dalgasına benzer; fakat normal şok dalgasından farkı, akış yönünün değişmesidir. Şekil 3.3'de supersonic akış içinde kama şeklinde bir cisim görülmektedir. Hava akışı kama ucuna vardığı zaman yönünü değiştirir ve kamanın yüzeyine paralel bir yol takip eder. Hava akışının ani yön değiştirmesi, eğik şok dalgasını meydana getirir. Eğik şok dalgasının açısına dalga açısı adı verilir. Dalga

açısı, hava akışının Mach sayısına ve kamanın açısına göre değişir. Büyük açılı kama ve düşük akış Mach sayısı, daha büyük bir dalga açısı verir.



Şekil 3.3: Eğik şok dalgası oluşumu

Eğik şok dalgası, normal şok dalgasından daha zayıftır fakat yine de hava akışında enerji kaybını temsil eder. Sıkışma dalgası olduğu için hava akışı eğik şok dalgasını geçerken hızında azalma olur. Bununla beraber, şok dalgasının arkasındaki akış hızı daima supersonic'tir. Halbuki normal şok dalgasının arkasındaki akış hızı subsonic'tir.

3.1.7.3. Şok Dalgasında Enerji Kaybı

Hava akışı, bir şok dalgasını geçerken hemen sıkışır. Bu sıkışma, hava akışının kinetik enerjisini azaltır ve şok dalgasının arkasında basınç ve ısı artışına neden olur. Artan ısının bir kısmı atmosfere geçer bir kısmı da hava akışının geçmiş olduğu yüzey tarafından dağıtılır. Bu atmosfere ve yüzeye geçen ısı, enerji kaybıdır. Uçuş esnasında hava akışının toplam enerjisi, motorun thrust kuvveti olduğundan sıkışma dalgaları oluşurken hava akışında harcanan bu enerjinin motor tarafından karşılanması gerekir. Bu nedenle, bu enerji kaybı bir çeşit sürüklemeyi temsil eder ve bu sürüklemeye “dalga sürüklemesi” adı verilir.

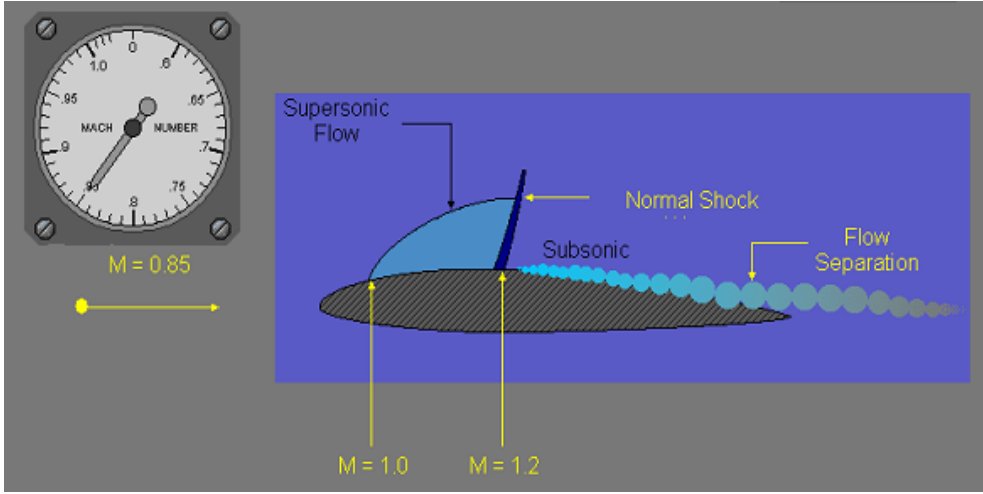
Normal şok dalgaları, eğik şok dalgalarından daha kuvvetlidir ve normal şok dalgalarında oluşan dalga sürüklemesi ve enerji kaybı daha yüksektir.

3.1.7.4. Kanat Üzerinde Şok Dalgası Oluşumu

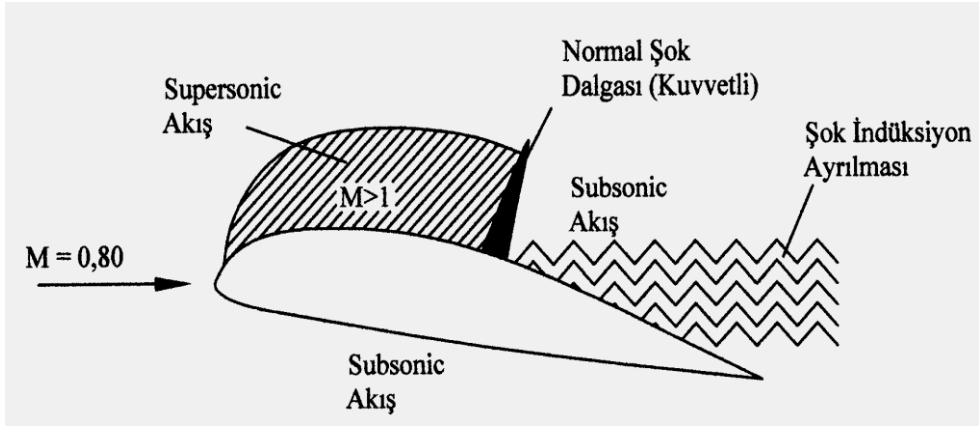
Profilin serbest akış Mach sayısı, örneğin 0,85 Mach Şekil 3.4'te görüldüğü gibi profilin üst yüzeyinde supersonic akış gelişir. Bu süratte kanat üst yüzeyinde gelişen bir patlama oluşur. Süratin subsonic'ten supersonic'e yükselmesi ile profilin hücum kenarında herhangi bir şok dalgası meydana gelmez. Şekilde profilin üstündeki hat supersonic akışın

sınırlarını göstermektedir. Şok dalgası, profilin üzerinde sadece supersonic akışın subsonic akış süratine düştüğü yerde meydana gelir. Normal şok dalgasının oluşumu, supersonic akış hızının subsonic'e düştüğünü gösterir.

Serbest akış hızı 0,85 Mach'a çıkartılırsa supersonic akış alanı artar ve şok dalgası kanat üzerinde geriye hareket eder (Şekil-3.5). Normal şok dalgasının şiddeti, sınır tabakasının kinetik enerjisinin şokun yarattığı basıncı yenemeyeceği bir büyüklüğe çıkar. Bu durum, sınır tabakasının profilin üst yüzeyinden ayrılmasına neden olur. Bu olaya "şok indüksiyon ayrılması" adı verilir.



Şekil 3.4: Transonic süratte üst şok dalgası

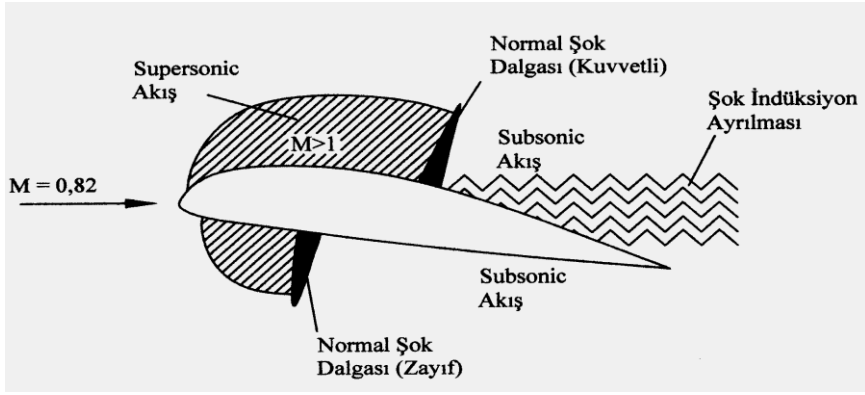


Şekil 3.5: Transonic süratte şok indüksiyon ayrılması

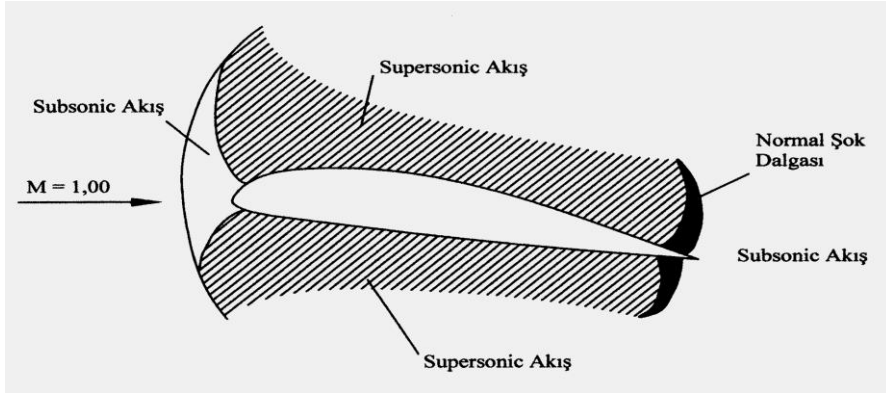
Şekil 3.6'da serbest akış Mach sayısının 0,82 Mach'a artırıldığı görülmektedir. Profilin üst tarafındaki normal şok dalgasının şiddeti artmış ve biraz daha geriye hareket etmiştir. Bu durumda şok indüksiyon ayrılması daha da kuvvetlidir. Alt yüzeyde de akış hızı supersonic'e ulaşmış ve bu bölgede de normal şok dalgası oluşmuştur.

Hız 0,98 Mach olduğunda bütün kanattaki akış supersonic'tir denebilir. Üst ve alt taraftaki şok dalgaları neredeyse firar kenarına ulaşır. Aynı zamanda supersonic akış alanı hücum kenarına doğru ilerler. Söz konusu sürat 0,82 Mach ile karşılaştırılacak olursa kanattaki türbülanslı akış alanı oldukça azdır fakat alt yüzeyde sınır tabakası ayrılmaya başlar.

Serbest akış Mach sayısı 1 olduğu zaman kanatta subsonic olarak kalan tek yer, profilin ucundaki durgun noktadır (Şekil-3.7). Kanadın firar kenarındaki şok dalgaları firar kenarına bağlanır fakat bu dalgalar bu anda normal şok dalgası karakteristiğindedir. Bu nedenle şok dalgasının arkasındaki akış subsonic'tir.

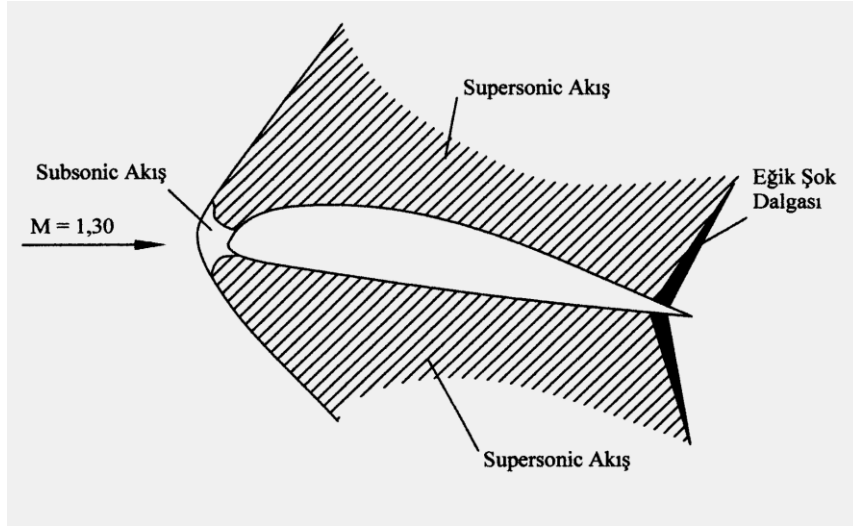


Şekil 3.6: Transonic süratte alt şok dalgası



Şekil 3.7: Mach 1'de oluşan supersonic akış oluşumu

Serbest akış Mach sayısı 1,30 Mach'a yükseltildiği zaman yine sadece hücum kenarındaki durgun nokta subsonic akışın etkisi altında kalır. Bu durumda, Şekil 3.8'de görüldüğü gibi şok dalgaları değişmeye başlar ve bu dalgalar eğik şok dalgaları hâline gelir.



Şekil 3.8: Mach 1,3'te kanat üzerindeki hava akışı

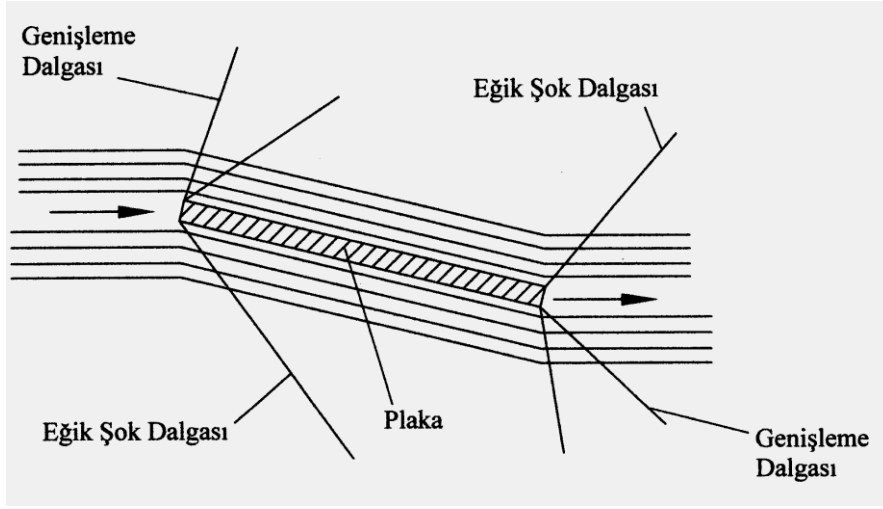
3.1.8. Aerodinamik

3.1.8.1. Aerodinamik Kuvvet

Süpersonic süratlerde aerodinamik kuvvetlerin meydana gelmesi, subsonic süratlerde aerodinamik kuvvetlerin oluşumuna benzer.

Supersonic süratlerde, düz bir plaka son derece verimli bir profil olarak veya aerodinamik kuvvet yaratan eleman olarak kabul edilir. Şekil 3.9'da görüldüğü gibi düz bir plakanın üzerinden geçecek olan hava akışı hücum kenarına ait köşeyi dönerken genişler. Genişleme sonucunda bir dalga meydana gelir. Bu dalgaya genişleme dalgası denir. Genişleme dalgasının oluşumu, plakanın üst yüzeyindeki hava akış hızının serbest akış hızından daha yüksek olduğunu gösterir. Dolayısı ile plakanın üst yüzeyindeki akışın basınç ve yoğunluğu düşüktür. Alt yüzeydeki hava akışı ise hücum kenarını geçerken sıkışacağından bir eğik şok dalgası meydana getirir. Bu nedenle plakanın alt tarafındaki akışın hızı serbest akış hızından düşük olduğu gibi basıncı da daha yüksek olur. Her iki hava akışı, levhanın firar kenarını dönerken üst yüzeyde bir şok dalgası, alt yüzeyde ise bir genişleme dalgası oluşur.

Hava akışı tarafından yaratılan basınç farkı, plakanın alanına etki ettiği zaman aerodinamik kuvvet oluşur. Hücum kenarını aşan hava akışı, firar kenarına gelinceye kadar plakanın üzerinde sabit bir hızda hareket eder. Yüzey üzerindeki akış muntazam bir şekilde olduğu için yüzey üzerindeki basınç dağılımı da muntazam olur.



Şekil 3.9: Supersonic akışta düz plaka

Eğer plakanın hücum açısı arttırılırsa alt yüzeydeki şok dalgasının şiddeti artar, bunun sonucu olarak alt yüzeydeki statik basınç da artar. Aynı zamanda, üst yüzeydeki genişleme dalgasının artması da üst yüzeydeki statik basıncı düşürür, basınç farkı artar ve aerodinamik kuvvet arttırılmış olur. Hava akış hızının artışlarında da aynı şekilde basınç farkı ve aerodinamik kuvvet büyür.

3.1.8.2. Kaldırma Kuvveti

Supersonic hızlardaki kaldırma kuvveti de subsonic hızlarda meydana geldiği gibi oluşur. Kaldırma kuvveti, supersonic hızlarda da aerodinamik kuvvetin izafi rüzgara olan dikey bileşenidir. Subsonic hızlarda kaldırma kuvveti, profil üzerinde meydana getirilen hız farkından doğmaktaydı. Supersonic hızlarda da bu durum aynı olup kaldırma kuvveti sıkışma ve genişleme dalgaları tarafından hız ve basınçta meydana getirilen değişikliğin neticesinde doğar.

3.1.8.3. Sürükleme

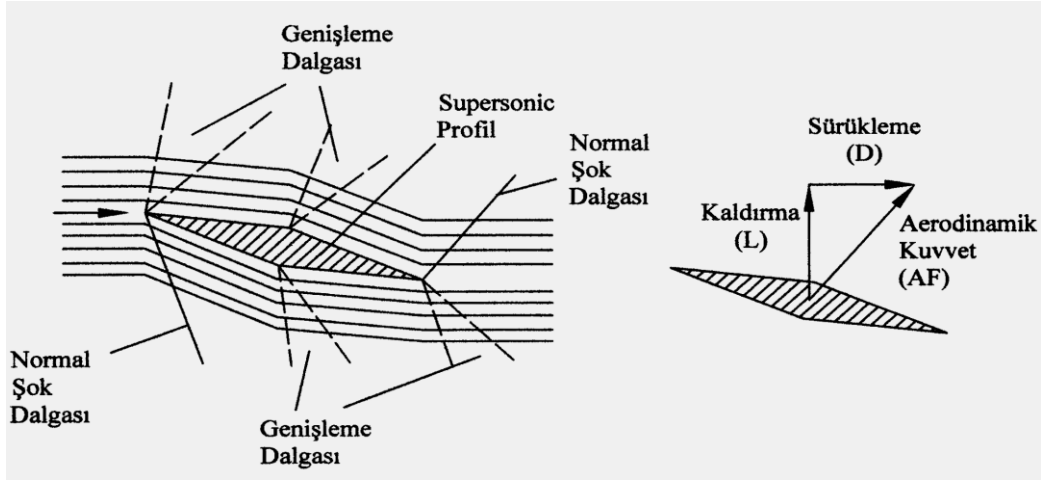
Supersonic süratlerde de subsonic süratlerde olduğu gibi sürükleme, aerodinamik kuvvetin izafi rüzgar yönüne paralel olan bileşenidir. Subsonic süratlerde bir uçağın sürükleme kuvvetinin temel olarak indüksiyon sürüklemesi ile parazit sürüklemenin toplamına eşit olmasına rağmen supersonic hızlarda durum değişir ve gerek indüksiyon sürüklemesi gerek parazit sürükleme dalga sürüklemesinin yanında çok küçük kalır.

Transonic uçuş hızlarından supersonic'e geçen bir profil etrafındaki hava akışının yoğunluğunun değişmesi sürükleme kuvvetini yaratır. Düz plaka, kaldırma kuvveti meydana getirirken aynı zamanda sürükleme de meydana getirir. Aerodinamik kuvvet plakaya dik doğrultuda gelişmektedir. Hücum açısı altında sürükleme kuvveti aerodinamik kuvvetin izafi rüzgar akış yönüne paralel olan bileşenidir. Eğer plakaya sıfır hücum açısı verilirse plakanın üst ve alt yüzeyleri arasında hiçbir basınç farkı oluşmaz ve aerodinamik kuvvet de oluşmaz.

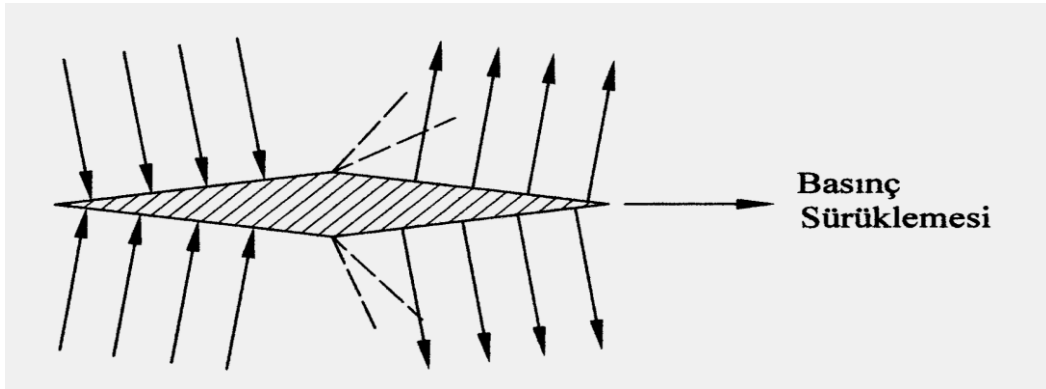
Buradan, sürüklenme kuvvetinin kaldırma meydana gelirken oluştuğu anlaşılır. Bu sürüklenme, subsonic süratlerde indüksiyon sürüklemesidir fakat supersonic süratlerde bu durum değişir. Buradaki sürüklenme, dalga sürüklemesinden başka bir şey değildir. Düz plaka, aerodinamik olarak son derece verimli olmasına rağmen yapı bakımından yetersizdir. Bu nedenle, supersonic uçaklarda Şekil 3.10’da görülen profiller kullanılır. Bu profile “çift kama” biçimli profil adı verilir. Çift kama şeklindeki bir profilin üzerindeki basınç farkı, hava akışı şok ve genişleme dalgalarını geçerken yoğunlukta meydana gelen değişiklik tarafından yaratılır. Üst yüzeyde hava akışı profilin hücum kenarında genişleme dalgasını geçerken basınç atmosferik basıncın altına düşer. Bundan sonra hava akışı, veter boyunun yarısında bulunan köşeyi dönerken basınç tekrar düşer. Alt yüzeyde, hava akışı şok dalgasını geçer ve profilin alt ön yarısında basınç artar. Bu durum, yukarı doğru bir kuvvet yaratır. Bundan sonra hava akışı alt yüzeyi dönerken genişleme dalgası meydana getirir; basınç atmosfer basıncının altına düşer. Profile etki eden tüm basınç kuvvetleri matematiksel olarak toplandığında, net basınç farkı; yani aerodinamik kuvvet elde edilmiş olur. Aerodinamik kuvvet geriye doğru açıktır.

Çift kama şeklindeki bir profil sıfır hücum açısı altında, düz plakalara benzemez ve bu haliyle profil Şekil 3.11’de görüldüğü gibi basınç dalgası meydana getirir. Her iki hava akışı da hücum kenarı şok dalgasından geçer ve profilin ön kısmındaki basınç artar. Veterin yarısında alt ve üst akışların her ikisi de genişleme dalgası meydana getirir. Profilin arka kısmında basınç düşer, böylece çift kama şeklindeki sıfır hücum açısı altında ve supersonic süratlerde kaldırma meydana getirmez fakat sürüklenme kuvveti yaratır. Bu sürüklemeye “basınç sürüklemesi” adı verilir. Profil üzerinde görülen bu basınç farkı yoğunluk değişmesi nedeni ile meydana geldiğinden subsonic süratlerde oluşmaz. Aynı zamanda bu basınç sürüklemesi, dalga sürüklemesinin bir kısmını oluşturmuş olur. Bu nedenle belirli bir kalınlığa sahip profiller kaldırma meydana getirirken sürüklenme kuvveti meydana getirdikleri gibi profilin ön ve arka yüzeyleri arasındaki basınç farkından da yine sürüklenme kuvveti yaratır.

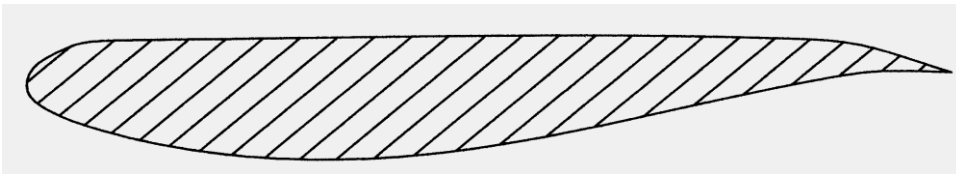
Uçaklardan giderek daha hızlı uçmaları beklenmeye başlandığından beri geleneksel subsonic ve supersonic kanat profilleri bazı sorunlar çıkarmaya başladı. Kanat ses hızına yaklaşınca yüzeylerinde olağanüstü bir basınç oluşuyor, uçak ses hızını geçince oluşan gürültüyü yaratan sıkışma dalgaları da basıncı iyice arttırıyordu. Ayrıca kanadın yüzeylerinden geçen hava akışı nedeniyle kanat yüzeyi çok ısınıyordu. Bu sorunları ortadan kaldırmak için 1965 yılında NASA tarafından yapılan yeni tasarımda, kanat üst yüzeyi düzleştirilip alt yüzeyinde bir bombeye sahip olan bir kanat profili elde edildi. Bu tasarım, sıkışma dalgalarının kanadın daha gerilerine itilmesini sağlıyor ve şok dalgalarının yıkıcı etkilerini azaltıyordu. Sonuçta, aerodinamik direnç azaltılmış oluyordu. Şekil 3.12’de NASA’nın çizimlerine dayanılarak yapılmış bir profil şekli görülmektedir.



Şekil 3.10: Geleneksel supersonic profil



Şekil 3.11: Supersonic profilde sıfır hücum açısı altında oluşan basınç sürüklemesi

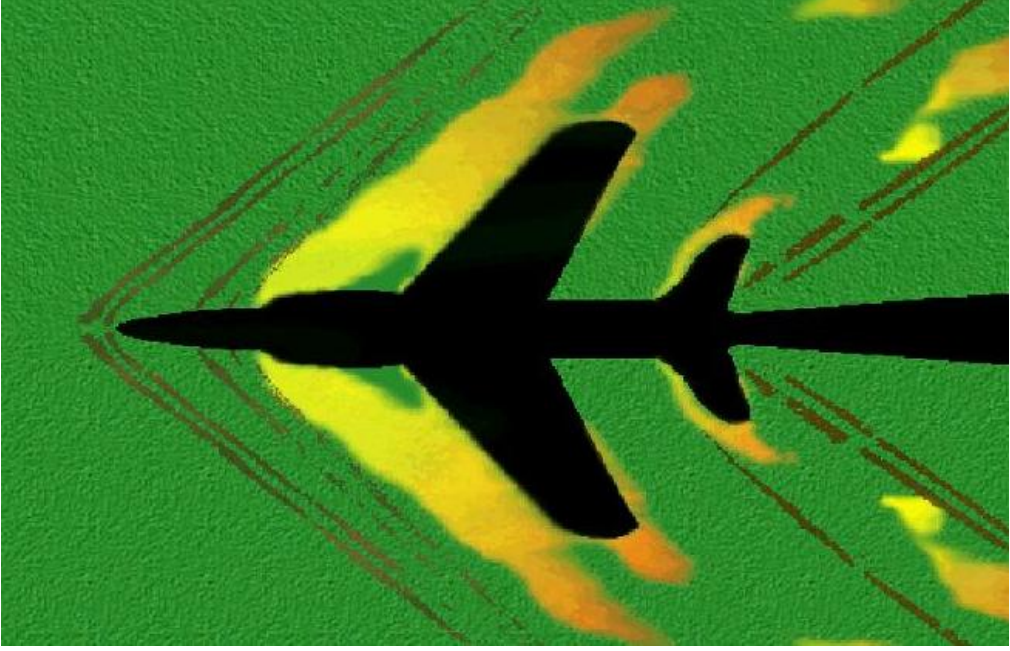


Şekil 3.12: NASA'nın geliştirmiş olduğu supersonic profil

Supersonic süratler için tasarlanmış uçakların gövde şekillerinin en belirgin özelliği "kola şişesi" şeklinde oluşlarıdır. Şekil 3.13'te görülen bu şekil, dalga sürüklemesini azaltır. Saha kuralı adı verilen bu yöntemde akış uçağın etrafından geçerken hava bir yöne hareket ettirilerek etkisi azaltılır.

Eğer saha kuralı uygulanmamış bir uçağın gövdesi incelenecek olursa gövde genişliği uçak burnundan geriye gidildikçe kanatların bulunduğu yere kadar büyür. Kanatların bulunduğu kısımda ise genişlik birdenbire çok daha fazla büyümeye başlar ve akış hâlindeki hava, kanat tarafından ani olarak yan tarafa itilir. Bunun neticesi olarak sıkışma meydana gelir. Hâlbuki, kanatların bulunduğu kısımda küçültülecek olursa havanın sıkışması önlenir

ve dalga sürüklemesi azaltılmış olur. Bu nedenle gövde planformu bir kola şişesi biçimini alır. Kanatların gerisinde gövde genişliği tekrar büyümek sureti ile kuyruğa kadar genişlikte muntazam bir azalma elde edilir. Saha kuralı, motoru gövde içerisine yerleştirilmiş uçaklar için geçerli bir durumdur.



Şekil 3.13: Saha kuralına uygun olarak tasarlanmış gövde şekli

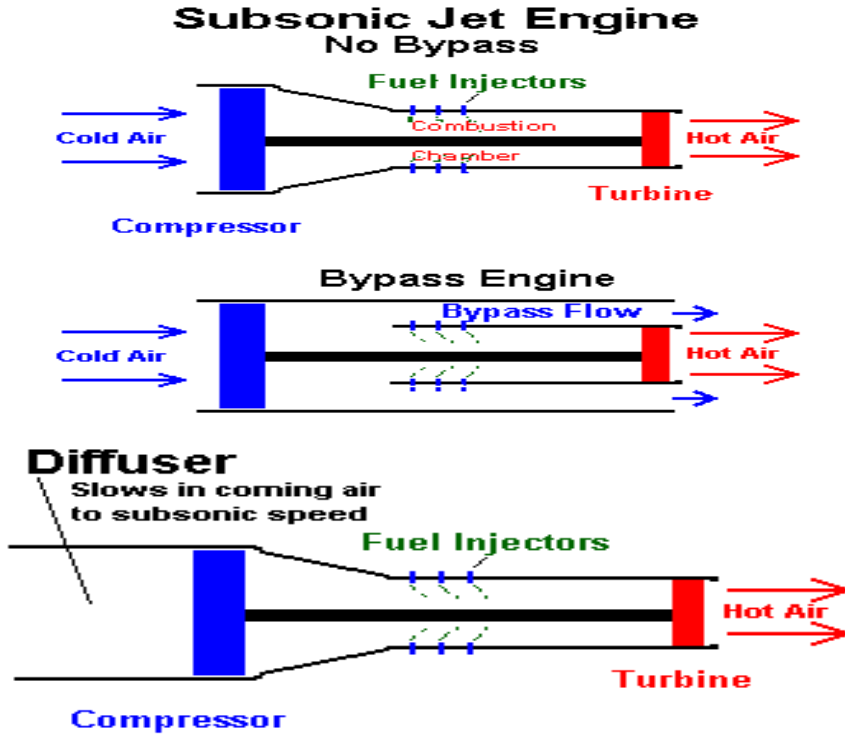
3.2. Yüksek Hızda Uçak Motorunun Aldığı Hava Akımını Etkileyen Faktörler

Tepkimeli jet motorları ile donatılmış uçaklarda motor verimi, aldığı hava akımı ile doğrudan ilgilidir. Motorun aldığı hava ne kadar düzgün olursa yani hava akımı içerisindeki türbülanslar ne kadar düşük güçlü olursa motor verimi de o oranda artar.

Motor hava alışıındaki (giriş) akımın bozulmaması için hava alışı aerodinamik özelliklere uygun olarak tasarlanır ve bu tasarımlar rüzgar tünellerinde denir.

Motor hava alışı yerleştirilirken bazı noktalara dikkat edilmelidir. Örneğin, motora girecek olan havanın kinetik enerjisinin yüksek olması arzu edilir, bu nedenle hava girişi uçak burnuna yakın yerlere yerleştirilir. Ya da motor olduğu gibi gövdeden uzak bir yere, örneğin kanatlara yerleştirilir.

Motora alınan hava akımını etkileyen diğer bir durum da uçağın uçağı hücum açısidir. Uçağın izafi rüzgar yönü ile yaptığı açı ne kadar büyürse motor girişindeki hava akışı o denli bozulur.



Şekil 3.14: Motor hava girişi

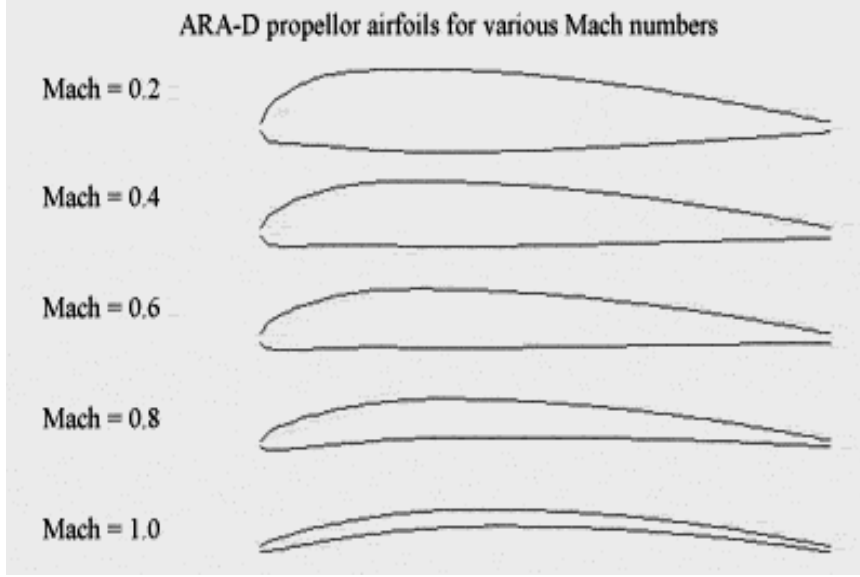
3.3. Kritik Mach Sayısında Geri Süpürmenin (Sweepback) Etkileri

Bir hava aracının yüksek hızda yolculuk yaptığı zaman karşılaşılan geri sürüklenmeyi ertelemenin birkaç yolu vardır, örneğin transonic (ses altından ses üstüne geçerken oluşan durumlarla ilgili) dalga sürüklenmesinin yükseltilmesi ya da sürüklenmeyi artırmak - ayrılma Mach sayısını /divergence Mach number (sürüklenme dik olarak yükselirken serbest akımın Mach sayısı) artırmak. Böylece ilkinde daha yakın bir akım sağlanmış olunur. Bunu yapmanın iki yolu vardır; ince airfoil (kanat) yapısı kullanmak ve ok açısı verilmiş/sweepback (Kanatın dış kesitinin iç kesitten aşağı yönde yapılmasıyla kanadın arkaya doğru bir açı yapması) kanat kullanmaktır.

3.3.1. İnceltilmiş Kanat Profili Kullanmak

İnce airfoil (kanat) yapısı kullanmak transonic akımla ilgili sürüklenmeyi artırmak kalınlık-kiriş (t/c) oranı ile aşağı yukarı ilişkilidir. Eğer ince bir kanat profili kullanılırsa kanat yüzeyindeki hava akışının hızı daha kalın profillere göre daha az olur, böylece bir sonic nokta oluşup akım ayrılması Mach sayısına ulaşılmadan serbest akış Mach sayısında uçuş yapma şansımız olur. İnce kanatları kullanmanın dezavantajı ise ses altı uçuşlarda bu kanatların kaldırma kuvveti oluşturma konusunda daha az verimli olması ve kanatlara

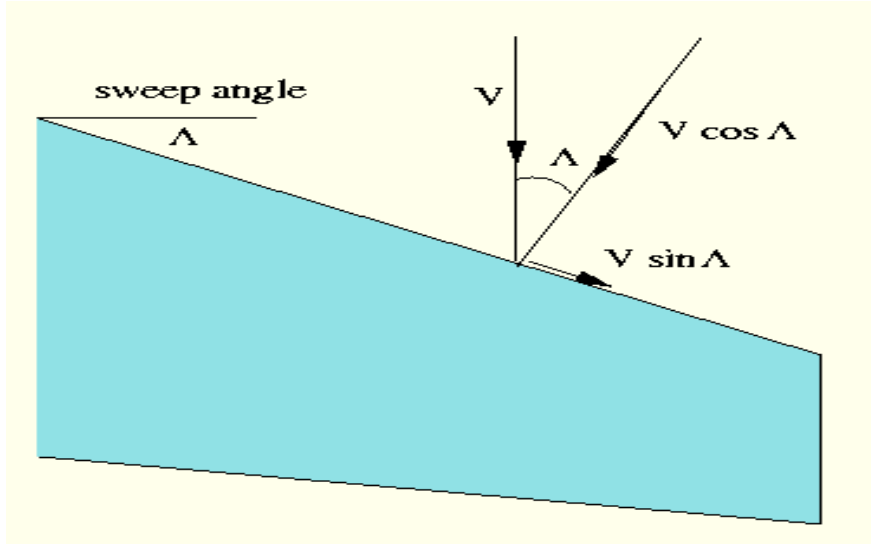
konulan yakıt tankları, destek elemanları gibi yapılara kalın profillere göre daha az uyum sağlamasıdır.



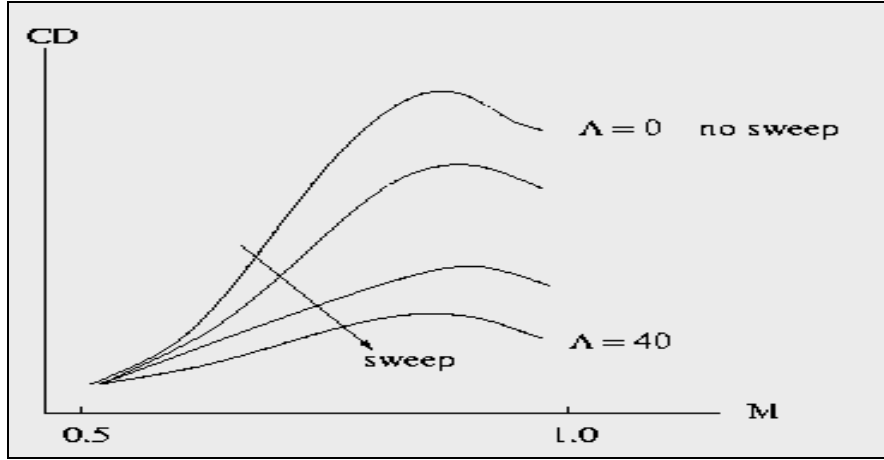
Şekil 3.15: Kanat profilinin Mach sayısına etkileri

3.3.2. Ok Açısı Verilmiş (Swept) Kanat Profilleri Kullanmak

1935'te Alman aerodinamikçi Adolf Busemann sweeplenmiş bir kanadın sıkıştırılabilirliğin etkilerini azaltıp geciktireceğini öngördü. Bu ek olarak tüm Mach sayılarının dalga sürüklemelerini de azaltacaktı.



Şekil 3.16: Ok açısı verilmiş (swept) kanat profilleri



Grafik 3.1: Sweepback'in geri sürüklenme ve kritik Mach sayısına etkisi

Sweepback'in kullanımı hücum kenarlarındaki efektif hızı azaltır. Çünkü hız bileşeninin hücum açısına paralel olması aerodinamik davranıştaki değişimlere katkıda bulunmaz. Ve $M' = M / \cos \Lambda$ (Busemann'ın bağımsızlık prensibi) formülü ile hesaplanan kritik Mach sayısının değerini azaltır.

Bu teknik çözüm sadece transonic sürüklenme hızını geciktirmekle kalmaz bir sonraki figürde gösterildiği gibi transonic sistemdeki sürüklenme artışının oranını da düşürür.

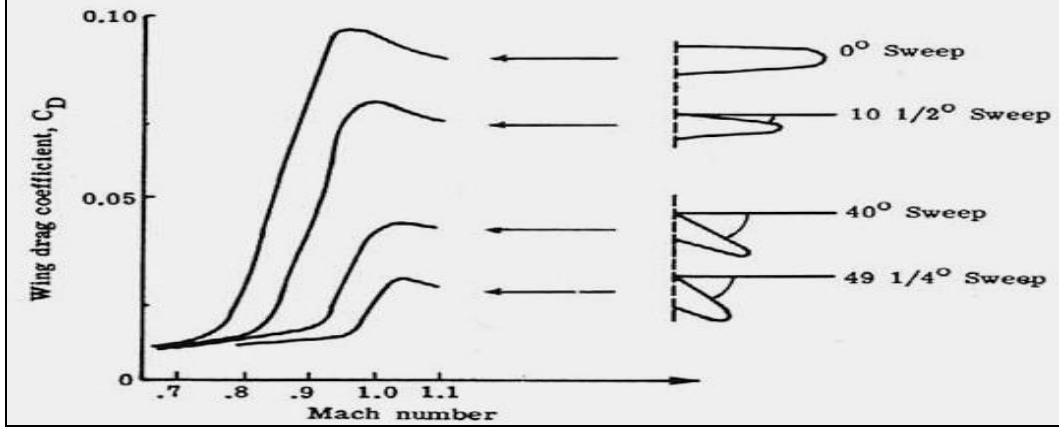
Grafik 3.1'den de anlaşılacağı gibi kanat açısı 0° 'den 40° 'ye doğru arttıkça geri sürüklenme azalmaktadır. Bu durumda akım ayrılması da gecikeceğinden ve sweep uygulanmamış bir kanada nazaran daha az akım ayrılması gözleneceğinden kritik Mach sayısına daha yüksek bir subsonic hızda ulaşılabilecektir.

Ayrıca geriye doğru ok açısı yatay kararlılık için dengeleyici bir faktördür. Yatış yapan geriye ok açılı bir kanatta alçakta olan kanadın hücum kenarına çarpan hava akımı yukarıdaki kanada göre daha dik bir açıyla çarpacağından alçaktaki kanatta daha fazla kaldırma kuvveti oluşacak bu da kanatları yatay duruma getirme eğilimini ortaya çıkaracaktır.

Sweepelenmiş kanatların kullanılmasının en büyük dezavantajı kanatta kanadın bir ucundan diğer ucuna akım oluşuyor olması, kanat uçlarına doğru sınır tabakanın kalınlaşması ve kanat köklerine (kanadın gövdeye en yakın olduğu yerler) doğru sweep'in öne doğru olmasıdır. Sweepback durumunda daha erken bir ayrılma olacak ve kanat uçlarında stall olacak, aileronların dönme/roll hareketindeki verimi daha az olacaktır. Kanadın bir ucundan diğer ucuna oluşacak akım stall şeridi kullanılarak azaltılabilir. Bu sayede aileronlarda güçlü bir sınır tabakanın oluşması da engellenmiş olunur.

Kanadın en-boy oranı/aspect ratio (uçanın kanadının inceliğini ve akıcılığını nitelemeye yarayan ölçü-oran) transonic dalga artışında kritik Mach sayısını etkileyen bir başka etmendir. Aspect ratio dörtten daha az olursa kritik Mach sayısında önemli artışlar meydana

gelir. Bu durum supersonic uçuşlar için avantaj olsa da ancak düşük en-boy oranına sahip kanatlar geri sürüklemeyi artıracığından ses altı hızlarda dezavantaja sahiptir.



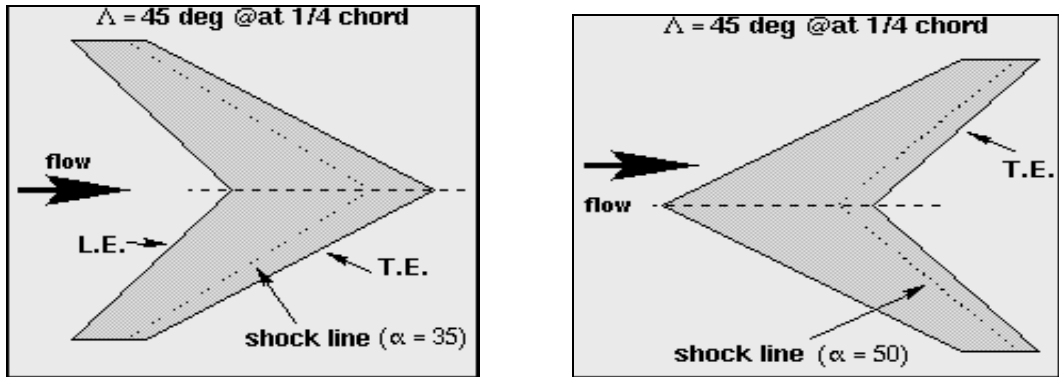
Grafik 3.2: Sweep açıları ve Mach sayısına etkileri

Benzer bir fayda öne doğru sweepte de elde edilebilir fakat bu şekilde bazı kararlılık problemleri yaşanacaktır ve uçağın manevra edilmesinde birbirini izleyecek zorlular ortaya çıkacaktır.

Arkaya doğru sweep transonic hızlar ve düşük supersonik hızlar için ideal olsa da düşük hızlarda bir miktar geri sürüklenme meydana getirmektedir (yüksek geri sürüklenme oluşturarak ve kaldırma katsayısını düşürerek). Uçağın kullanım amacına uygun olarak spesifik değişken ölçülerde sweep uygulaması yapılabilir.

3.3.3. Öne ve Arkaya Doğru Ok Açılı Kanatlar

Öne doğru sweeplenmiş kanadın düşük hızlardaki faydaları uzun zamandır bilinmektedir.1947'de Weissinger ve 1950'de Multhopp. Fakat kaldırmada düzensiz uzunlamasına dağılım ve kökte fazladan bükülme momenti oluşturmaktadır



Şekil 3.17: Öne ve arkaya doğru sweeplenmiş kanat profili

En büyük yükler kanadın kök kısmında oluşmaktadır. Geri sweep ile daha basamaklı bir yükleme yapılırken ortalama yayılım uygulanarak maksimum kaldırma sağlanmış olur. Doğrusal kaldırma yüzey teorisi sayesinde bu konuyla ilgili hızlı hesaplamalar yapılabilir.

Transonic hızlarda sweep geri sürüklenmenin artmasını engellemek ve geciktirmek için gereklidir. Son yıllardaki araştırmalar (Wachli,1993) sabit şok bölgesinde inceme oranı, şok dalgası sweepi, en-boy oranı (aspect-ratio)ve alan konularında öne doğru sweeplenmiş kanadın arkaya doğru sweeplenmiş bir kanada nazaran daha düşük hücum açısına sahip olduğu saptanmıştır. Bu da daha düşük profil geri sürüklenmesi ve kanat köklerinde daha az bükülme momenti oluşturmaktadır.

Kanat kökündeki sabit bükülme momenti göz önüne alındığında öne doğru sweeplenmiş kanatlar biraz daha yüksek en-boy oranı (aspect-ratio)'na sahip olmakla birlikte bu durum profil geri sürüklenmesinde daha fazla azalmaya sebep olmaktadır.

Kanatlardaki stall kanat köklerinde başlar ve dışarıya doğru ilerler. Eğer kanada geriye doğru bir eğim verilmişse kanat uçlarında nadiren stall başlar ve içeriye doğru ilerler.

UYGULAMA FAALİYETİ

Uçuş hızı hesaplamalarını yapınız.

| İşlem Basamakları | | | Öneriler |
|---|------------|------------|---|
| <ul style="list-style-type: none">➤ Çalışma ortamınızı hazırlayınız.➤ Aşağıdaki tabloda Mach olarak verilen uçuş hızlarının hız sınıfını ve diğer birimlerdeki eşitliğini bularak tabloya yazınız. | | | <ul style="list-style-type: none">➤ İş önlüğünüzü giyerek çalışma masanızı düzenleyiniz.➤ Çalıştığınız deney masasının üzerinde deneyle ilgisi olmayan araç gereç ve malzemeyi kaldırınız.➤ Öğrenme faaliyetinin bilgi sayfalarından yararlanabilirsiniz. |
| UÇUŞ HIZI | | | |
| (MATCH) | (m/saniye) | (km/saat) | HIZ SINIFI |
| 0,7 | | | |
| | | 1500 | |
| | 720 | | |
| | 1700 | | |
| 5,5 | | | |
| 1,2 | | | |
| | | 900 | |
| 3 | | | |
| | 500 | | |

KONTROL LİSTESİ

Bu faaliyet kapsamında aşağıda listelenen davranışlardan kazandığınız beceriler için **Evet**, kazanamadığınız beceriler için **Hayır** kutucuğuna (X) işareti koyarak kendinizi değerlendiriniz.

| Değerlendirme Ölçütleri | Evet | Hayır |
|---|------|-------|
| 1. Çalışma ortamınızı faaliyete hazır duruma getirdiniz mi? | | |
| 2. Kullanacağınız araç gereci uygun olarak seçtiniz mi? | | |
| 3. Verilen tablonun her hücresini doğru olarak doldurdunuz mu? | | |
| 4. Faaliyetten aldığınız sonuçları arkadaşlarınızla tartıştınız mı? | | |

DEĞERLENDİRME

Değerlendirme sonunda “**Hayır**” şeklindeki cevaplarınızı bir daha gözden geçiriniz. Kendinizi yeterli görmüyorsanız öğrenme faaliyetini tekrar ediniz. Bütün cevaplarınız “**Evet**” ise “Ölçme ve Değerlendirme”ye geçiniz.

ÖLÇME VE DEĞERLENDİRME

Aşağıdaki soruları dikkatlice okuyunuz ve doğru seçeneği işaretleyiniz.

- 0 – 0,75 Mach arasındaki uçuşlar aşağıdakilerden hangisidir?
 - Subsonic uçuş
 - Transonic uçuş
 - Supersonic uçuş
 - Hypersonic uçuş
- Uçak hızının, uçuğu yükseklik ve ortam sıcaklığına göre olan havadaki ses hızına olan oranına ne ad verilir?
 - Ses hızı
 - Ses duvarı
 - Ses dalgası
 - Mach sayısı
- Uçak hızı ses hızına yaklaştığında, burun radomunda oluşan basıncın bir anda çok yüksek değerlere ulaşmasıyla meydana gelen etki aşağıdakilerden hangisidir?
 - Ses hızı
 - Mach sayısı
 - Ses duvarı
 - Ses dalgası
- Aşağıdakilerden hangisi yüksek hız uçuşlarında motorun aldığı hava akımı etkileyen hususlarla ilgili değildir?
 - Tepkimeli jet motorları ile donatılmış uçaklarda motor verimi aldığı hava akımı ile doğrudan ilgilidir.
 - Motorun aldığı hava ne kadar düzgün olursa yani hava akımı içerisindeki türbülanslar ne kadar düşük güçlü olursa motor verimi de o oranda artar.
 - Motor hava alığındaki (giriş) akımın bozulmaması için hava alığı aerodinamik özelliklere uygun olarak tasarlanır.
 - Motora girecek olan havanın kinetik enerjisinin düşük olması arzu edilir.
- Aşağıdakilerden hangisi bir hava aracının yüksek hızda yolculuk yaptığı zaman karşılaştığı geri sürüklenmeyi ertelemenin yollarından biri değildir?
 - İnce airfoil (kanat) yapısı kullanmak
 - Ok açısı verilmiş/sweeplenmiş kanat kullanmak
 - Transonic dalga sürüklemesinin azaltılması ya da sürüklemeyi azaltmak
 - Mach sayısını artırmak

DEĞERLENDİRME

Cevaplarınızı cevap anahtarıyla karşılaştırınız. Yanlış cevap verdiğiniz ya da cevap verirken tereddüt ettiğiniz sorularla ilgili konuları faaliyete geri dönerek tekrarlayınız. Cevaplarınızın tümü doğru “Modül Değerlendirme”ye geçiniz.

MODÜL DEĞERLENDİRME

Aşağıdaki cümlelerde boş bırakılan yerlere doğru sözcükleri yazınız.

1. Uçağa uçuşu esnasında.....olmak üzere dört temel kuvvet etki eder.
2. Kanat üst yüzeyinde gelişen ve kaldırma kuvvetinin oluşmasını sağlayan basınç basınçtır.
3. Bir uçağın simetrik uçuş hâlinde, uzunlamasına statik dengesi, uçağa gelen kuvvetlerin ve momentlerin toplamlarının olması gerekir.
4. Bir cisim üzerine tesir eden kuvvet ve momentlerin toplamı sıfır olduğu zamanki dengesine denge denir.
5. 1.3 Mach - 5 Mach arasındaki uçuşa uçuş denir.

DEĞERLENDİRME

Cevaplarınızı cevap anahtarıyla karşılaştırınız. Yanlış cevap verdiğiniz ya da cevap verirken tereddüt ettiğiniz sorularla ilgili konuları faaliyete geri dönerek tekrarlayınız. Cevaplarınızın tümü doğru ise bir sonraki modüle geçmek için öğretmeninize başvurunuz.

CEVAP ANAHTARLARI

ÖĞRENME FAALİYETİ-1'İN CEVAP ANAHTARI

| | |
|----|---------|
| 1 | B |
| 2 | C |
| 3 | D |
| 4 | D |
| 5 | D |
| 6 | C |
| 7 | DRAG |
| 8 | BİLEŞKE |
| 9 | STALL |
| 10 | GERİLME |

ÖĞRENME FAALİYETİ-2'NİN CEVAP ANAHTARI

| | |
|----|--------------------|
| 1 | A |
| 2 | B |
| 3 | B |
| 4 | A |
| 5 | C |
| 6 | D |
| 7 | C |
| 8 | YATAY STABİLİZE |
| 9 | DİNAMİK KARARLILIK |
| 10 | UZUNLAMASINA |

ÖĞRENME FAALİYETİ-3'ÜN CEVAP ANAHTARI

| | |
|---|---|
| 1 | A |
| 2 | D |
| 3 | C |
| 4 | D |
| 5 | C |

MODÜL DEĞERLENDİRME CEVAP ANAHTARI

| | |
|---|------------------------------|
| 1 | Lift-drag-thrust- prawity |
| 2 | Dinamik |
| 3 | Sfır |
| 4 | Statik |
| 5 | Supersonic |

KAYNAKÇA

- YÜKSELEN M. Adil, **Aerodinamik**, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri, İstanbul, 1994.
- KAYA Şahin, **Uçaklar ve Helikopterler**, İnkılap Kitapevi, İstanbul, 1999.