

Okan Üniversitesi MYO

MUTK111

HAVACILIK ve UÇAK BİLGİSİ

Ders Yürütücüsü:

Öğr. Gör. Eren Kayaoğlu

eren.kayaoglu@okan.edu.tr

Ders 9

Havacılık ve Uçak Bilgisi

Ders Sunumları (.pdf) + Kaynaklar

<http://okanuni.eren.xyz>

Web adresinden indirebilirsiniz.

MUTK111 – Havacılık ve Uçak Bilgisi



UÇUŞ TEORİSİ

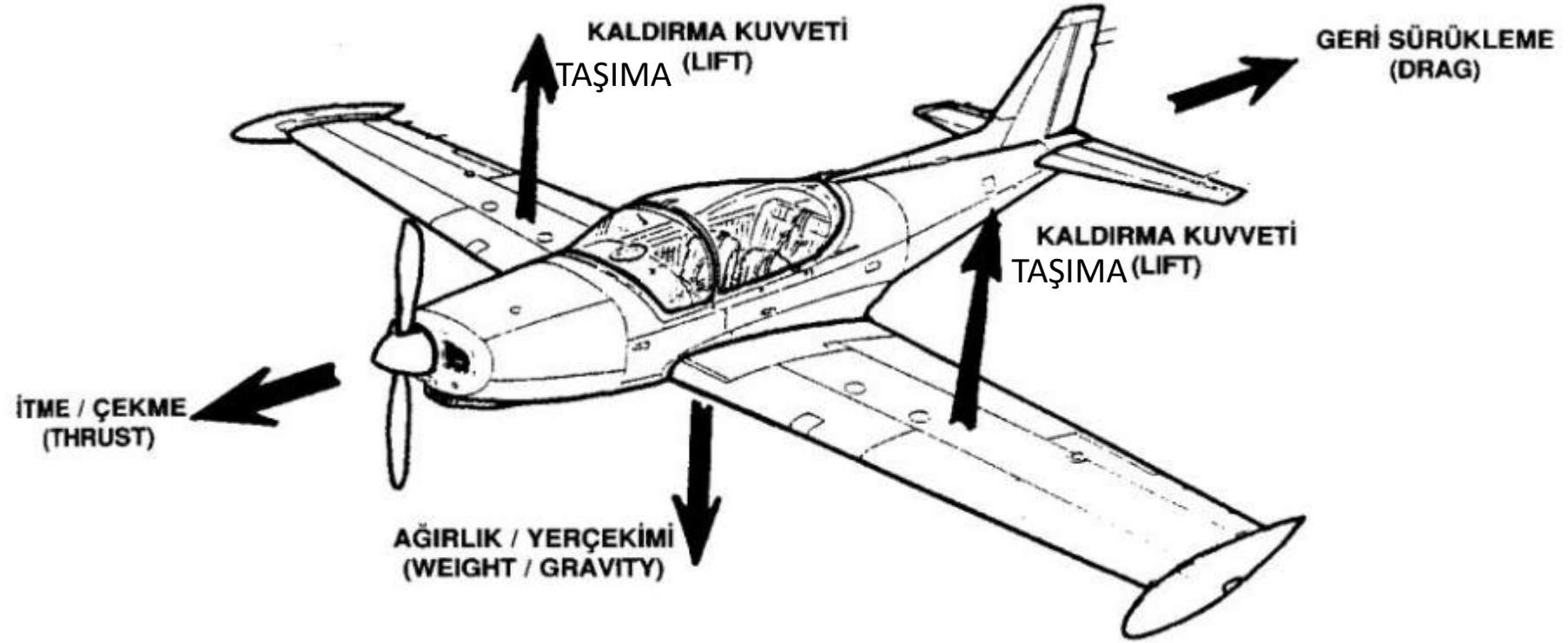
Uçuş Teorisi

- ✓ Taşıma / Taşıma Merkezi
- ✓ Ağırlık / Ağırlık Merkezi
- ✓ Denge / Denge Denklemi
- ✓ Süzülme Performansı
- ✓ Dönüş Teorisi / Yük Faktörü
- ✓ İtki – Ağırlık Oranı
- ✓ Uçuş Zarfı ve Performans Kriterleri

Uçuş Teorisi

Taşıma, Ağırlık, İtme ve Sürüklenme
Ağırlık Merkezi ve Taşıma Merkezi

Uçuş Teorisi

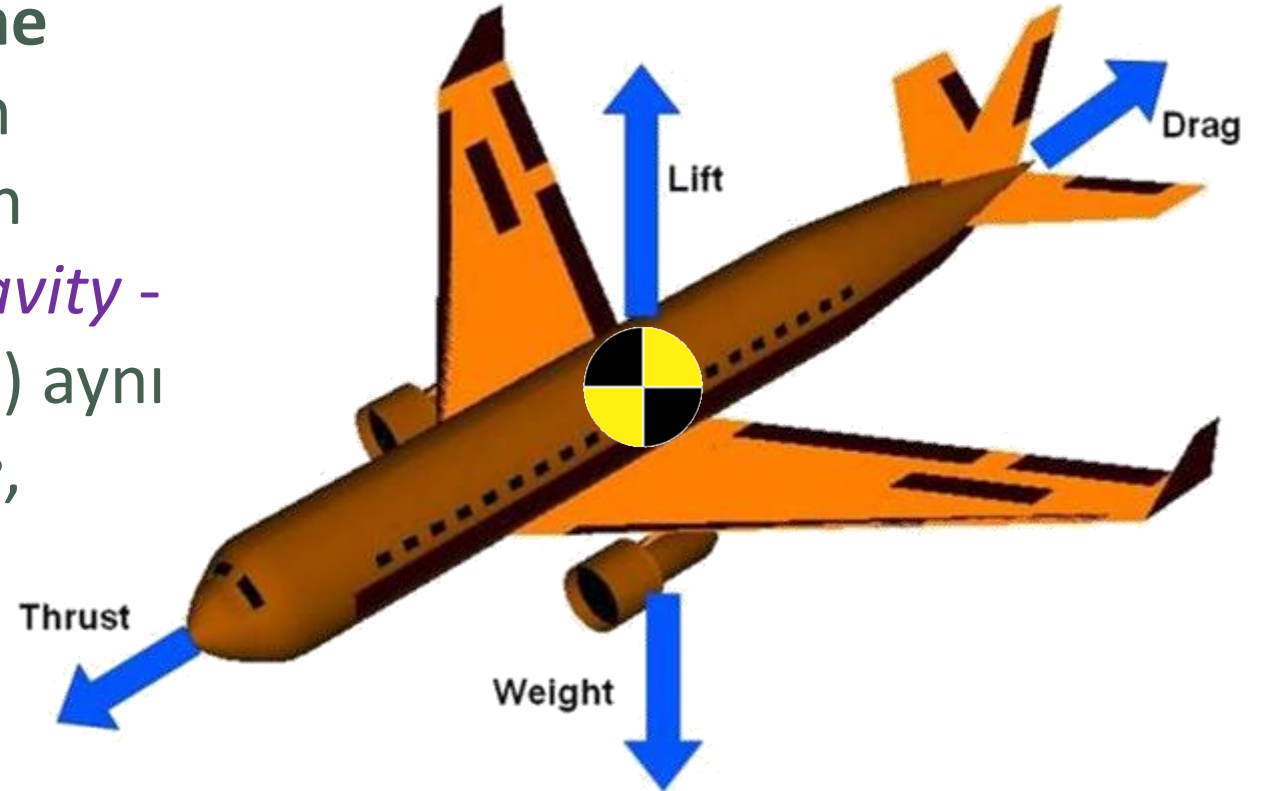


- **İtme / itki (thrust)**: Uçağın havada ileriye doğru hareket etmesini sağlayan kuvvet olup jet motoru ya da pervane tarafından meydana getirilmektedir.
- **Geri sürüklenme (drag)**: Uçuş doğrultusuna paralel ve itme kuvvetine ters yönde oluşan bir aerodinamik kuvvet olup uçak yüzeylerinin sürtünmesi, havanın yoğunluğu gibi faktörlerin sonucunda meydana gelmektedir.
- **Taşıma / kaldırma (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.

Uçuş Teorisi

Taşıma, Ağırlık, İtme ve Sürüklenme

- Uçağı etkileyen bu dört kuvvetin doğrultuları, teorik olarak uçağın ağırlık merkezinde (*center of gravity - CG*) kesişmektedir. Bu nokta (CG) aynı zamanda uçağın denge (*balance, equilibrium point*) noktasıdır.



Uçuş Teorisi

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

Taşıma, Ağırlık, İtme ve Sürüklenme

- Kuvvetlerin oluşmasına ve etkilenmesine sebep olan pek çok faktör bulunmasına rağmen en önemlileri şunlardır:

- Hava akış hızı, hava hızının karesi (V) [m/s]
- Hava akışkanının yoğunluğu (ρ) [kg/m³]
- (Havanın) Sıkıştırılabilirlik özellikleri
- (Havanın) Viskozite etkileri (μ)

Kanat profilinin şekli ve karakteristik özellikleri

- Kanat alanı (S) [m²]
- Hücüm açısı (α)

Uçuş Teorisi



Ağırlık Merkezi ve Taşıma Kuvveti Merkezi

- Sabit durum uçuşu sırasında uçağa sadece **dört temel kuvvet** etki eder. Bu kuvvetler; itme, geri sürüklenme, yer çekimi (ağırlık) ve taşıma (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;
 1. Lift = Weight (*Dikey kuvvetlerin toplamı sıfır*)
 2. Thrust = Drag (*Yatay kuvvetlerin toplamı sıfır*)
 3. Saat yönü momenti = Saat yönü tersi momenti (*Toplam moment sıfır*)

Uçuş Teorisi

Uçak Ağırlığı

Uçuş Teorisi

Uçak Ağırlığının Belirlenmesi

- Ağırlık, dünyanın yerçekiminin uçakta yarattığı kuvvettir.
- Uçağın her parçasının kendine özgü bir ağırlığı ve kütlesi vardır ve bazı problemler için dağılımın bilinmesi önemlidir.
- Genel uçak manevrası için yalnızca toplam ağırlık ve ağırlık merkezi konumunun bilinmesi gerekir.
- Ağırlık merkezi, herhangi bir nesnenin kütlesinin ortalama/yaklaşık konumudur.

Uçuş Teorisi

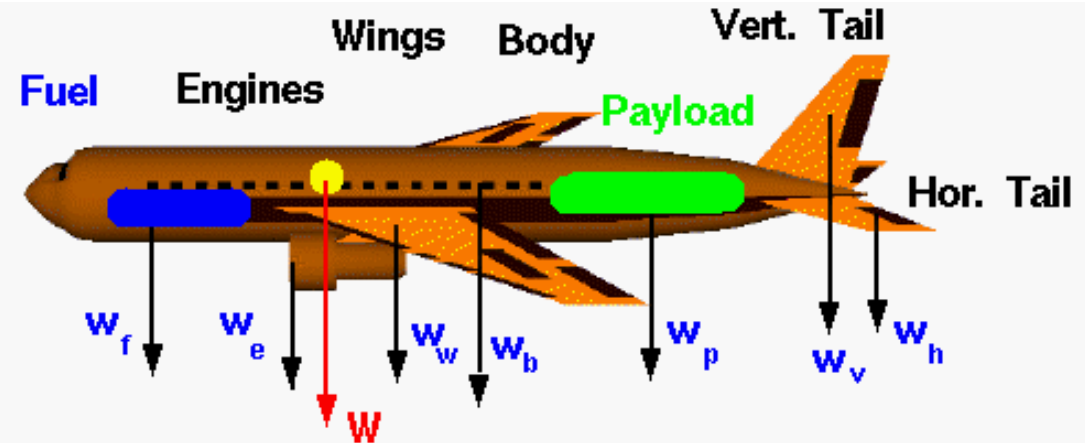
Uçak Ağırlığının Belirlenmesi

- Bir uçak birçok parçanın birleşimidir; kanatlar, motorlar, gövde ve kuyruk, ayrıca yük ve yakıt.
- Her parça, mühendisin Newton'un ağırlık denklemini ' $w = m * g$ ' kullanarak tahmin edebileceği veya hesaplayabileceği, kendisiyle ilişkili bir ağırlığa sahiptir.
- Uçağın toplam ağırlığı W , basitçe tüm tekil bileşenlerin ağırlığının toplamıdır.

Uçuş Teorisi

Uçak Ağırlığının Belirlenmesi

- *Fuel*: Yakıt
- *Engines*: Motorlar
- *Wings*: Kanatlar
- *Body/Fuselage*: Gövde
- *Payload*: Faydalı Yük



Each component has some weight $w_i = m_i g$ where m_i is the component mass and g is the gravitational acceleration

Total aircraft weight W is the sum of the component weights.

$$W = w_f + w_w + w_e + w_p + w_t + \dots$$

Discrete: $W = \sum_i^n w_i$

Differential: $W = \int w(x) dx$

- $W = w(\text{fuselage}) + w(\text{wing}) + w(\text{engines}) + w(\text{payload}) + w(\text{fuel}) + \dots$

Uçuş Teorisi

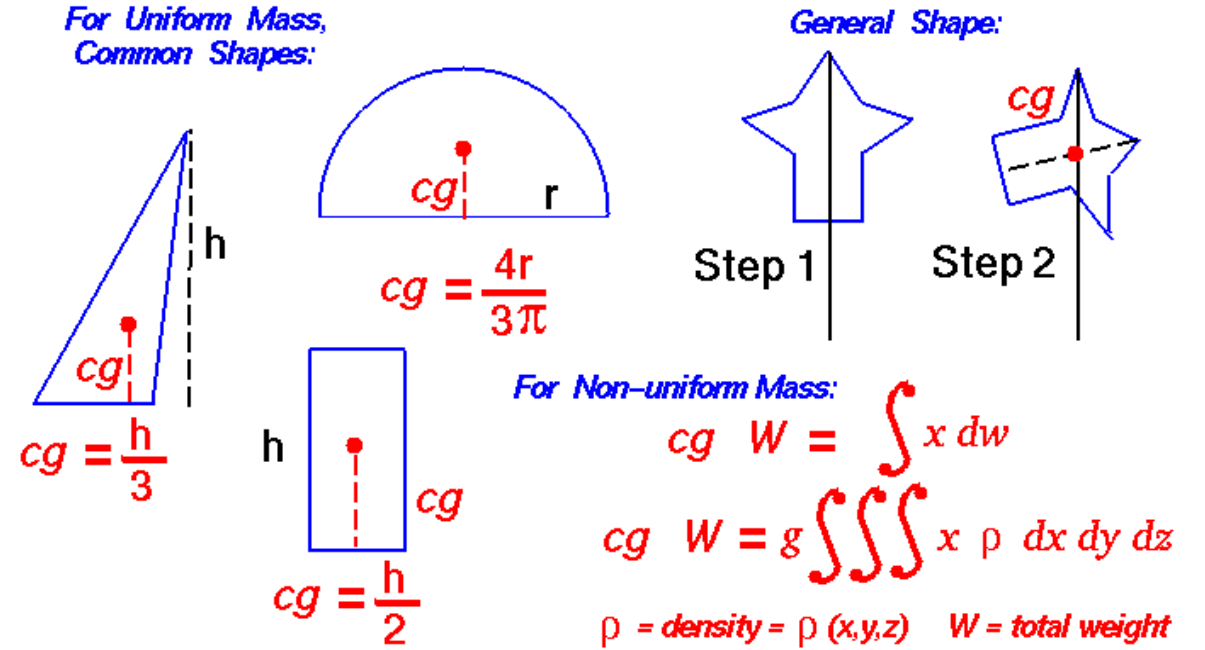
Uçak Ağırlığının Belirlenmesi

- *Fuel*: Yakıt
- *Engines*: Motorlar
- *Wings*: Kanatlar
- *Body/Fuselage*: Gövde
- *Payload*: Faydalı Yük

$$W = w_f + w_w + w_e + w_p + w_t + \dots$$

Uçuş Teorisi

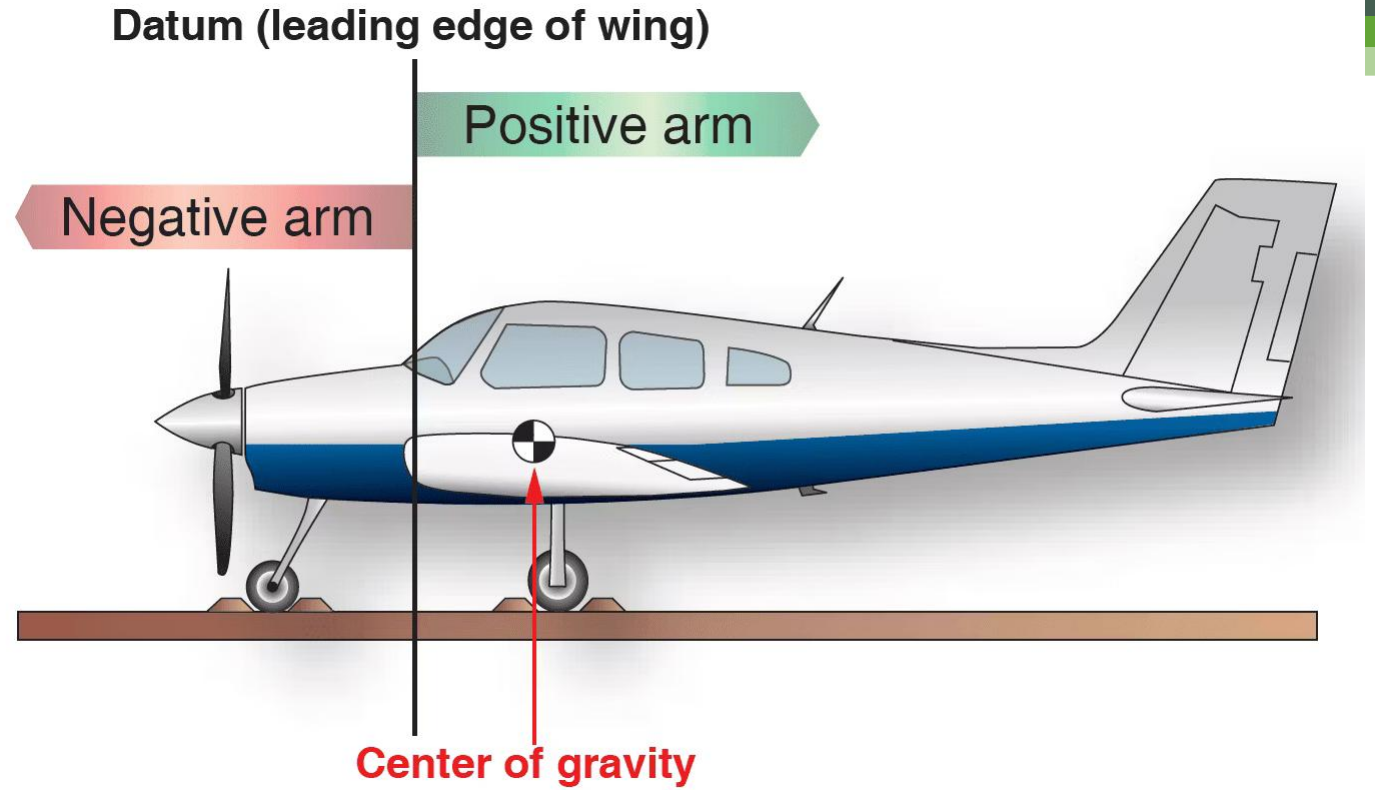
Ağırlık Merkezi



- Ağırlık merkezi (**C**enter of **G**ravity), nesnelerin geometrik bir özelliğidir. Ağırlık merkezi, bir nesnenin ağırlığının ortalama konumudur.
- Herhangi bir cismin uzaydaki hareketini, cismin ağırlık merkezinin bir yerden başka bir yere ötelenmesi ve cismin serbestçe dönmesi durumunda ağırlık merkezi etrafında dönmesi cinsinden tam olarak tanımlayabiliriz.
- Nesne bir menteşe gibi başka bir nokta etrafında dönmekle sınırlıysa, hareketini yine de tanımlayabiliriz.

Uçuş Teorisi

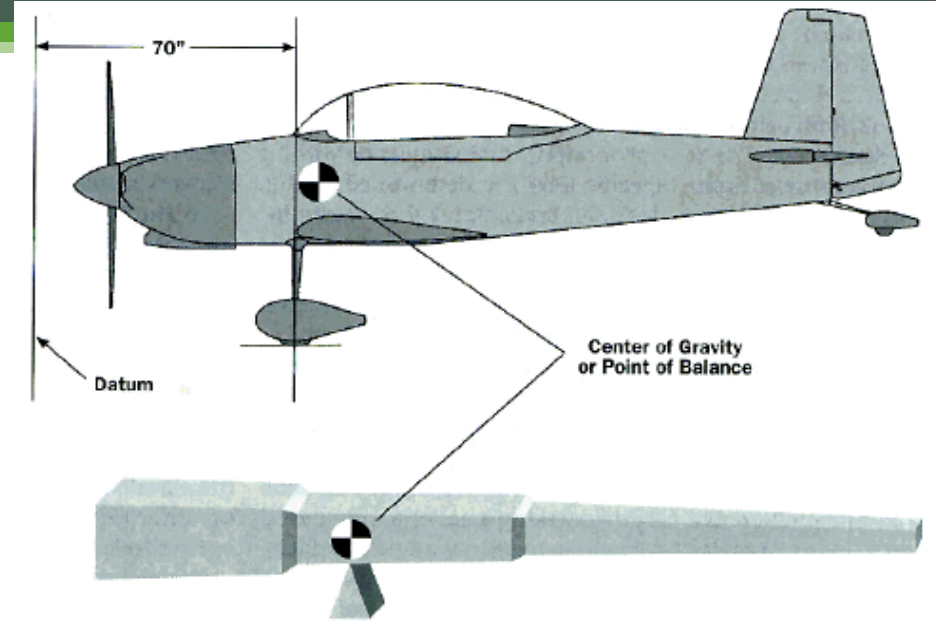
Ağırlık Merkezi



- **Uçuşta hem uçaklar hem de roketler ağırlık merkezleri etrafında dönerler.** Öte yandan bir uçurtma, dizgin noktası etrafında döner. Ancak bir uçurtmanın trimi yine de ağırlık merkezinin dizgin noktasına göre konumuna bağlıdır, çünkü her nesne için ağırlık her zaman ağırlık merkezi üzerinden hareket eder.

Uçuş Teorisi

Ağırlık Merkezi



- Genel olarak, ağırlık merkezinin (**CG**) belirlenmesi karmaşık bir prosedürdür çünkü kütle (ve ağırlık) nesne boyunca eşit olarak dağılmayabilir. Kütle düzgün bir şekilde dağılmışsa, problem büyük ölçüde basitleşir. Nesnenin bir simetri doğrusu (veya düzlemi) varsa, CG simetri doğrusu üzerindedir. Tek tip malzemedен oluşan katı bir blok için, ağırlık merkezi basitçe **geometrik merkezde** yani fiziksel boyutların ortalama konumundadır.

Uçuş Teorisi

Ağırlık Merkezi

- Cismin kütlesi düzgün dağılmamışsa, ağırlık merkezini belirlemek için diferansiyel ve integral hesaplamalar gerekebilir. Ağırlığa göre sürekli bir fonksiyonun entegrasyonunu belirtmek için $\int dw$ sembolü kullanılırsa, ağırlık merkezi şu şekilde belirlenebilir: $CG \cdot W = \int x dw$
- Burada x bir referans çizgisine olan mesafedir, dw diferansiyel ağırlık artışıdır ve W nesnenin toplam ağırlığıdır. Sağ tarafı hesaplamak için ağırlığın geometrik olarak nasıl değiştiğini belirlememiz gerekir. Ağırlık denkleminde: $w = m \cdot g$
- $m = \rho \cdot V$ (ρ : yoğunluk, V : hacim)
- $w = g \cdot \rho \cdot V$ (g : yerçekimi ivmesi, m : kütle)
- $dw = g \cdot \rho \cdot dV$ $dw = g \cdot \rho(x,y,z) \cdot dx dy dz$ [$cg \cdot W = g \cdot \int \int \int x \cdot \rho(x,y,z) dx dy dz$]

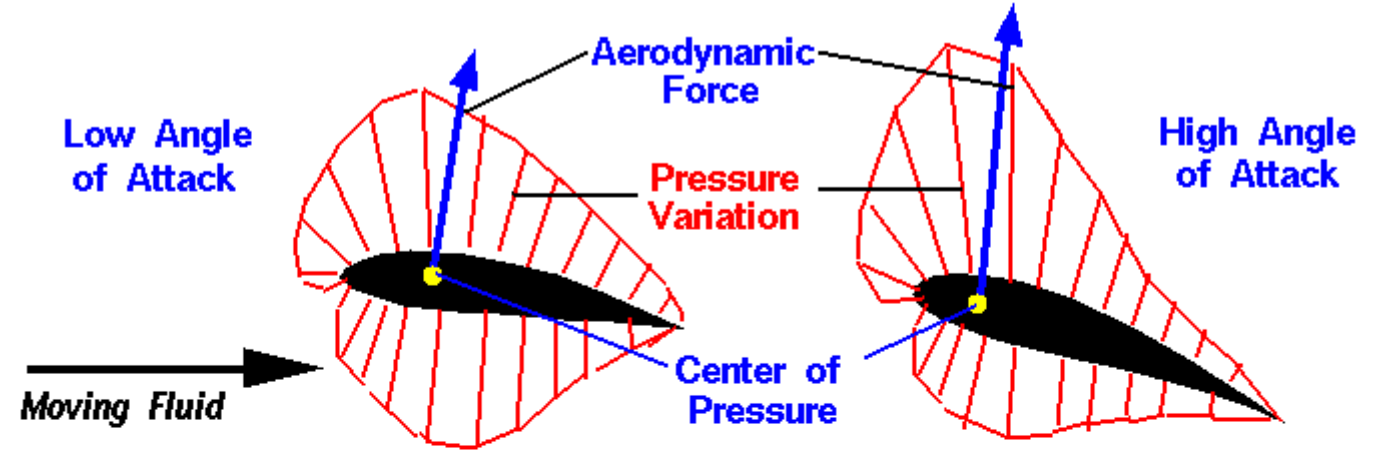
Uçuş Teorisi

Basınç Merkezi / Taşıma Merkezi

Uçuş Teorisi

Basınç Merkezi (Center of Pressure)

- Bir cisim bir akışkan içinde hareket ederken, akışkanın hızı cismin yüzeyi etrafında değişir. Hız değişimi, şekildeki ince kırmızı çizgilerle gösterildiği gibi, nesnenin yüzeyinde bir basınç değişimi üretir. Cisim çevresindeki yüzey alanı ile basınç çarpımını integre etmek, nesne üzerindeki aerodinamik kuvveti belirler. Bu tek kuvvetin, nesnenin yüzeyindeki basıncın ortalama konumu boyunca etki ettiğini düşünebiliriz. Bir cismin ağırlığının ortalama konumunu ağırlık merkezi olarak adlandırdığımız gibi, **basınç değişiminin ortalama konumuna da basınç merkezi** diyoruz. Aerodinamik kuvvet daha sonra uçuşta basınç merkezi boyunca hareket eden taşıma ve sürüklenme olmak üzere iki bileşene ayrılabilir.



Center of Pressure is the average location of the pressure.
Pressure varies around the surface of an object. $P = P(x)$

$$cp = \frac{\int x p(x) dx}{\int p(x) dx}$$

Aerodynamic force acts through the center of pressure.
Center of pressure moves with angle of attack.

Uçuş Teorisi

Basınç Merkezi (*Center of Pressure*)

- Bir kanat profili için basınç merkezini belirlerken dikkate alınması gereken birkaç önemli sorun vardır. **Hücum açısını değiştirdiğimizde, kanat profili üzerindeki her noktadaki basınç değişir.** Bu nedenle, **basınç merkezinin konumu da değişir.** Basınç merkezinin hareketi, farklı tasarımlar için hareketin miktarı (ve bazen yönü) farklı olduğundan, erken kanat tasarımcıları için büyük bir soruna neden oldu. Genel olarak, kanat profili etrafındaki basınç değişimi aynı zamanda kanat profiline bir tork veya 'bükme kuvveti' uygular. Uçan bir kanat profili bir şekilde engellenmezse, havada hareket ederken ters dönecektir. (Başka bir komplikasyon olarak, akış alanındaki viskozite ve sıkıştırılabilirlik etkilerinden dolayı basınç merkezi de hareket eder.)
- Bu tasarım problemlerinden bazılarını çözmek için, havacılık mühendisleri, bir kanat profili üzerindeki kuvvetleri, yukarıda açıklanan aerodinamik kuvvetle ve torku hesaba katmak için bir **aerodinamik momentle** birleştirerek karakterize etmeyi tercih ederler.
- Bir uçağın, model roketin veya uçurtmanın trimi hesaplanırken, genellikle aerodinamik kuvvetler kanat profillerinin aerodinamik merkezine uygulanır. Aracın basınç merkezi, bileşenlerin merkezlerinin alan ağırlıklı ortalaması olarak alınır.

Uçuş Teorisi

Aerodinamik Merkez

- Bir cisim bir akışkan içinde hareket ederken, akışkanın hızı cismin yüzeyi etrafında değişir. Hızın değişimi, nesnenin yüzeyinde bir basınç değişimi üretir. Cisim çevresindeki yüzey alanı ile basınç çarpımını integre etmek, nesne üzerindeki aerodinamik kuvveti belirler. Bu kuvvetin, nesnenin yüzeyindeki basıncın ortalama konumu boyunca etki ettiğini düşünebiliriz.
- Bir cismin ağırlığının ortalama konumunu ağırlık merkezi olarak adlandırdığımız gibi, **basınç değişiminin ortalama konumuna da basınç merkezi** diyoruz. Genel olarak, nesne etrafındaki basınç dağılımı da nesneye bir tork veya moment verir.
- Uçan bir kanat profili bir şekilde kontrol edilmezse havada hareket ederken takla atacaktır.

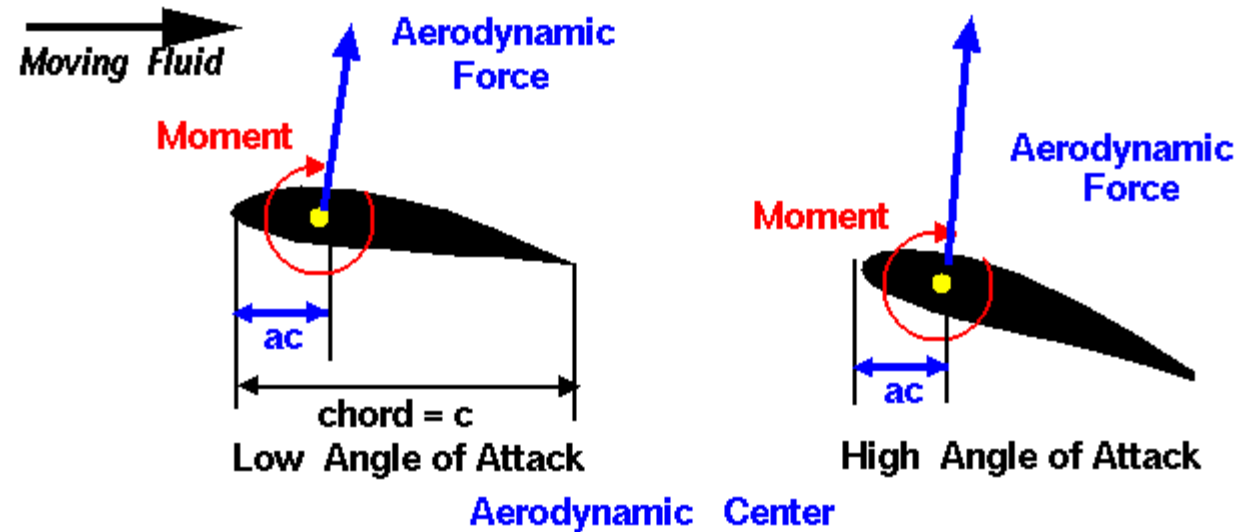
Uçuş Teorisi

Aerodinamik Merkez

- Bir kanat profilini hücum açısında düşünürsek, (teorik olarak) kanat etrafındaki basınç değişimini belirleyebilir ve aerodinamik kuvveti ve basınç merkezini hesaplayabiliriz. Ancak hücum açısını değiştirirsek, basınç dağılımı değişir ve dolayısıyla aerodinamik kuvvet ve basınç merkezinin konumu değişir. Dolayısıyla, kuvvetleri analiz etmek için basınç merkezini kullanırsak, bir kanat profilinin aerodinamik davranışını belirlemek çok karmaşıktır. Basınç dağılımını biliyorsak, kanat profili üzerindeki herhangi bir nokta için momenti hesaplayabiliriz.
- Hem deneysel hem de teorik olarak, aerodinamik kuvvetin, düşük hızlı kanat profillerinin çoğunda hücum kenarının $1/4$ veter boyu kadar gerisinde bir yere uygulanması durumunda, aerodinamik momentin büyüklüğünün hücum açısı ile neredeyse sabit kaldığı bulunmuştur. Mühendisler, aerodinamik momentin sabit kaldığı yeri kanat profilinin aerodinamik merkezi (AC) olarak adlandırır. Aerodinamik merkezin aerodinamik kuvvetin uygulandığı yer olarak kullanılması, aerodinamik analizde basınç merkezinin hücum açısı ile hareket etme sorununu ortadan kaldırır. (Süpersonik kanat profilleri için, aerodinamik merkez $1/2$ veter konumuna daha yakındır.)

Uçuş Teorisi

Aerodinamik Merkezi



For low speed, thin airfoils (flat plate) :

$$ac = \frac{c}{4}$$

- Aerodinamik merkez etrafındaki moment, hücum açısıyla değişmez (sabittir).
- Aerodinamik merkez hücum açısına bağlı olarak yer değiştirmez.

Uçuş Teorisi

Ağırlık Merkezi ve Taşıma Merkezi
(*Center of Gravity / Center of Lift*)

Uçuş Teorisi

Ağırlık Merkezi ve Taşıma Kuvveti Merkezi

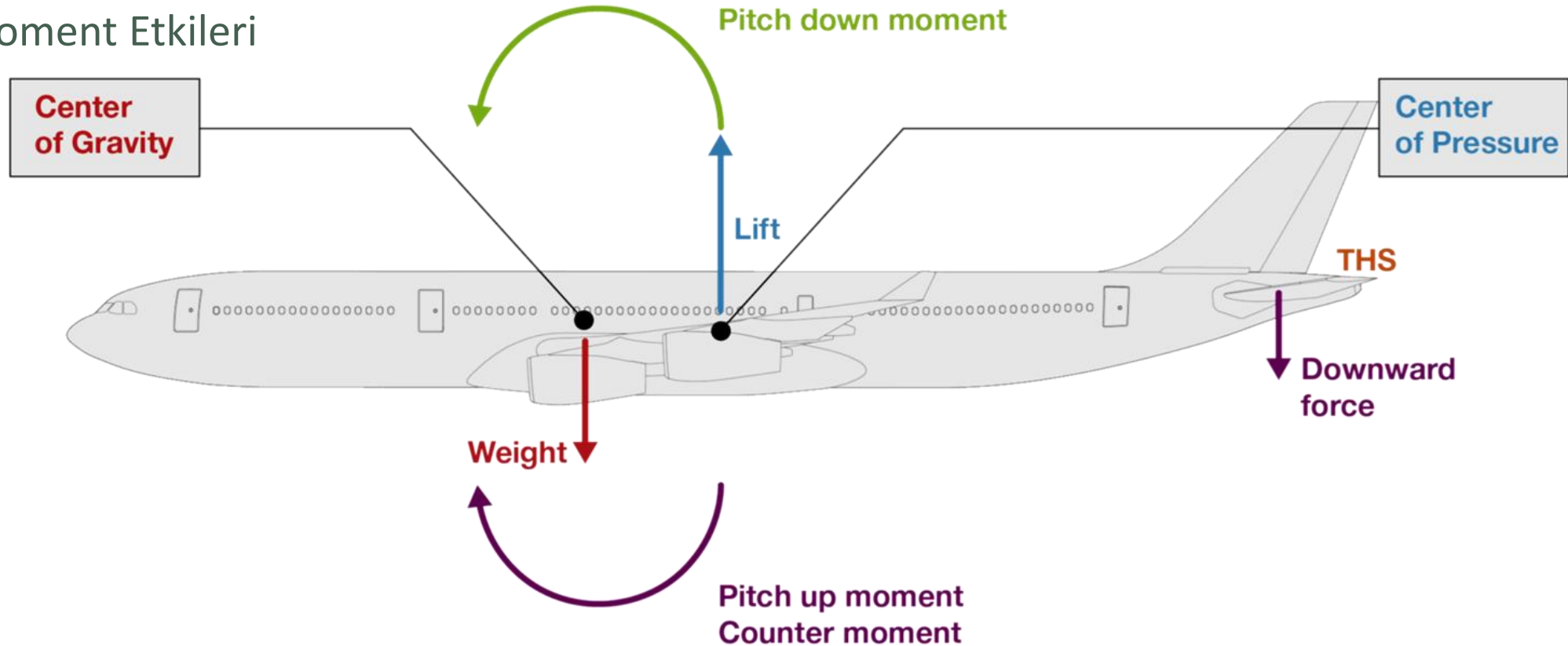
- Toplam momentin sıfır olması durumu, moment alınacak noktaların nereler olduğu sorusunu akla getirir. Bu durumda 2 moment noktası düşünülmelidir.
 - Birincisi ağırlık merkezi (**CG**)
 - İkincisi ise ağırlık merkezine göre daha arkada bulunan taşıma kuvveti merkezidir (Center of Lift – **CL** / Center of Pressure)

Uçuş Teorisi

Ağırlık Merkezi ve Taşıma Kuvveti Merkezi

Örnek Görsel:

- Moment Etkileri

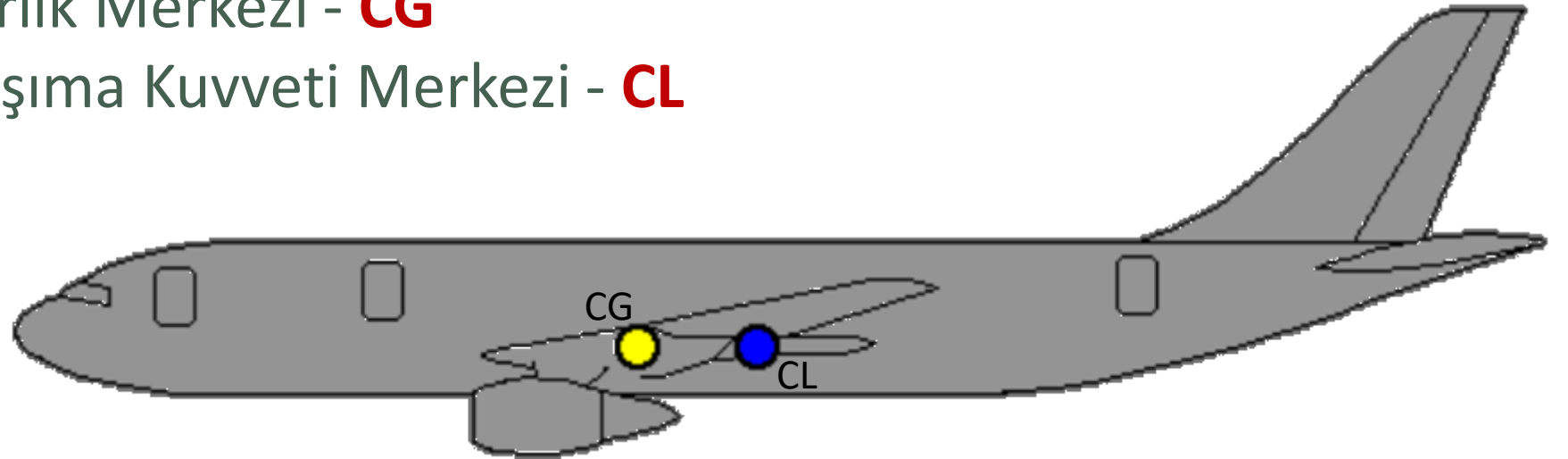


Uçuş Teorisi

Ağırlık Merkezi (CG) ve Taşıma Kuvveti Merkezi (CL)

Örnek Görsel:

- Sarı Nokta: Ağırlık Merkezi - **CG**
- Mavi Nokta: Taşıma Kuvveti Merkezi - **CL**



MUTK111 – Havacılık ve Uçak Bilgisi

UÇUŞ TEORİSİ

DENGE
SÜZÜLME

Uçuş Teorisi

Denge Denklemi

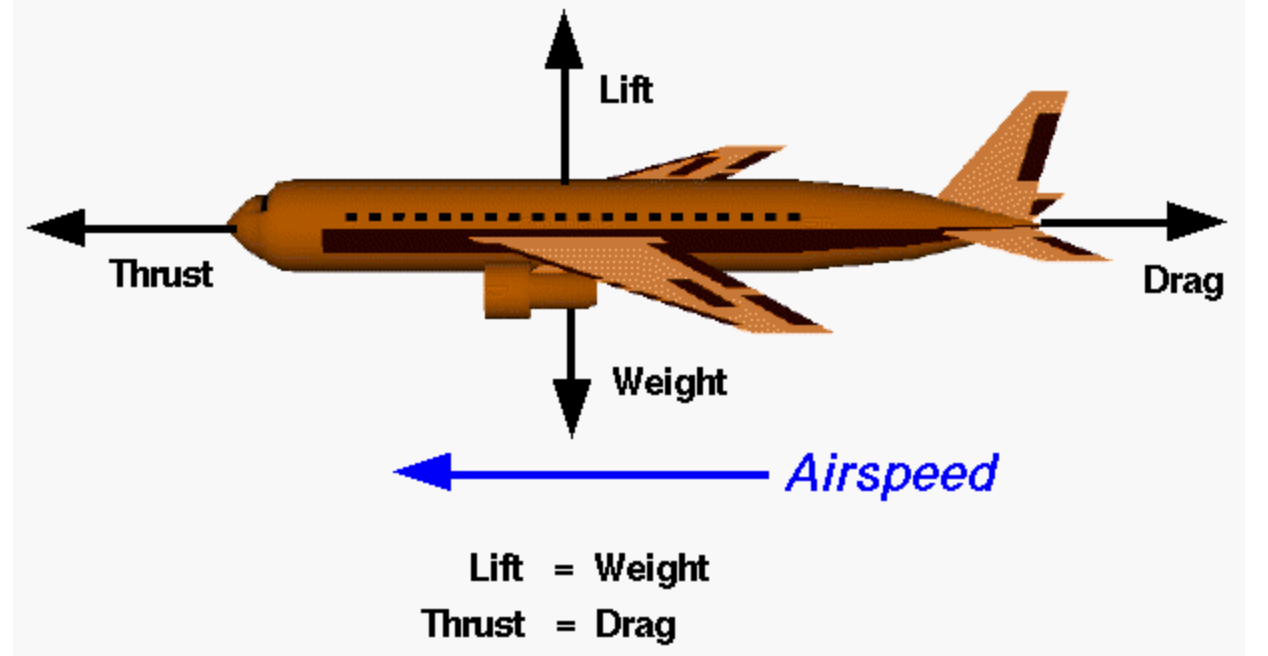
Uçuş Teorisi

Seyir Hali – Kuvvetlerin Dengesi

- Uçan bir uçağa etki eden dört kuvvet vardır: Taşıma, ağırlık, itme ve sürüklenme. Bir kuvvet, hem büyüklüğü (boyutu) hem de onunla ilişkili bir yönü olduğu anlamına gelen bir vektördür. Bir cisme etki eden kuvvetlerin boyutu ve yönü tam olarak dengelenmişse, cisme etki eden net kuvvet yoktur ve cismin dengede olduğu söylenir. Newton'un birinci hareket yasasından, hareketsiz bir cismin hareketsiz kalacağını ve hareket halindeki bir cismin (sabit hız) üzerine bir dış kuvvet etki etmedikçe hareket halinde kalacağını biliyoruz. **Net bir dış kuvvet yoksa, nesne sabit bir hızı koruyacaktır.**
- İdeal bir durumda, uçuş halindeki bir uçağa etki eden kuvvetler net bir dış kuvvet üretemez. Bu durumda kaldırma, ağırlığa eşittir ve itme, sürüklemeye eşittir. **Bu duruma en yakın örnek seyir halindeki bir uçaktır.** Yakılan yakıt nedeniyle ağırlık azalırken, toplam uçak ağırlığına göre değişiklik çok küçüktür. **Uçak, seyir hızı adı verilen sabit bir hava hızını korur.**
- Rüzgarın bağıl hızını hesaba katarsak, seyir halindeki bir uçağın yer hızını belirleyebiliriz. **Yer hızı, vektör toplama kullanılarak hava hızı artı rüzgar hızına eşittir.** Uçağın hareketi saf bir ötlemedir. Sabit bir yer hızıyla, uçağın menzilini, belirli bir yakıt yüküyle uçağın uçabileceği mesafeyi belirlemek nispeten kolaydır.

Uçuş Teorisi

Seyir Hali – Kuvvetlerin Dengesi

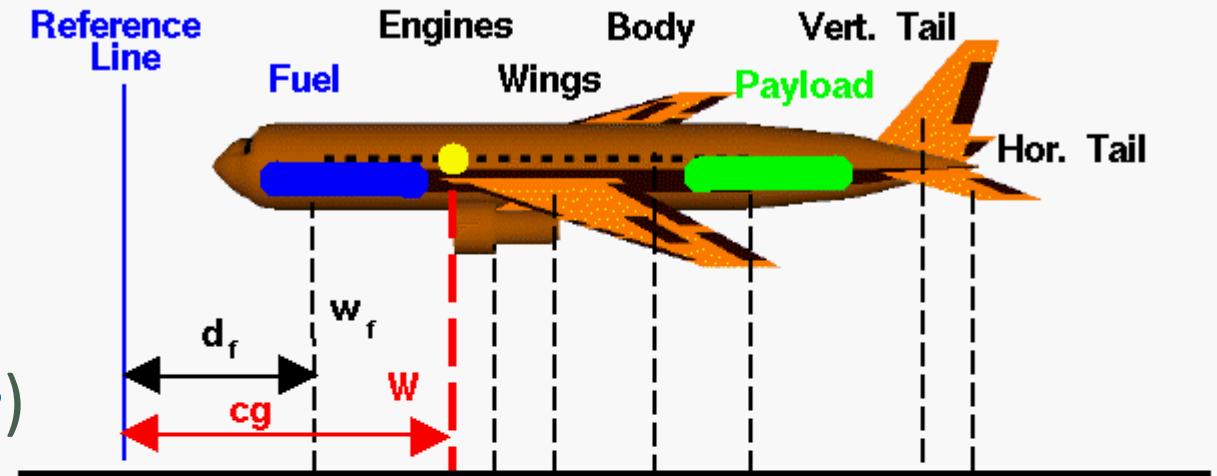


- Seyir (Denge) Halinde; **uçak sabit hava hızında düz bir çizgide hareket eder.**
- Pilot gaz ayarını değiştirirse veya kanat hücum açısını arttırsa, kuvvetler dengesiz hale gelir. Uçak daha büyük kuvvet yönünde hareket edecektir. Newton'un ikinci hareket yasasından uçağın ivmesini hesaplayabiliriz.

Uçuş Teorisi

Denge Denklemi

- *Örnek Görsel*: Belirlenmiş bir referans çizgisine (*reference line*) göre, uçaktaki temel yapısal ağırlıklardan kaynaklanan momentlerin dengesi



Each component has some weight w_i
located some distance d_i from reference line.

Distance cg times the weight W equals the sum of the
component distance times weight.

$$cg W = d_f w_f + d_e w_e + d_w w_w + d_p w_p + \dots$$

$$cg W = \sum_i^n (wd)_i$$

Uçuş Teorisi

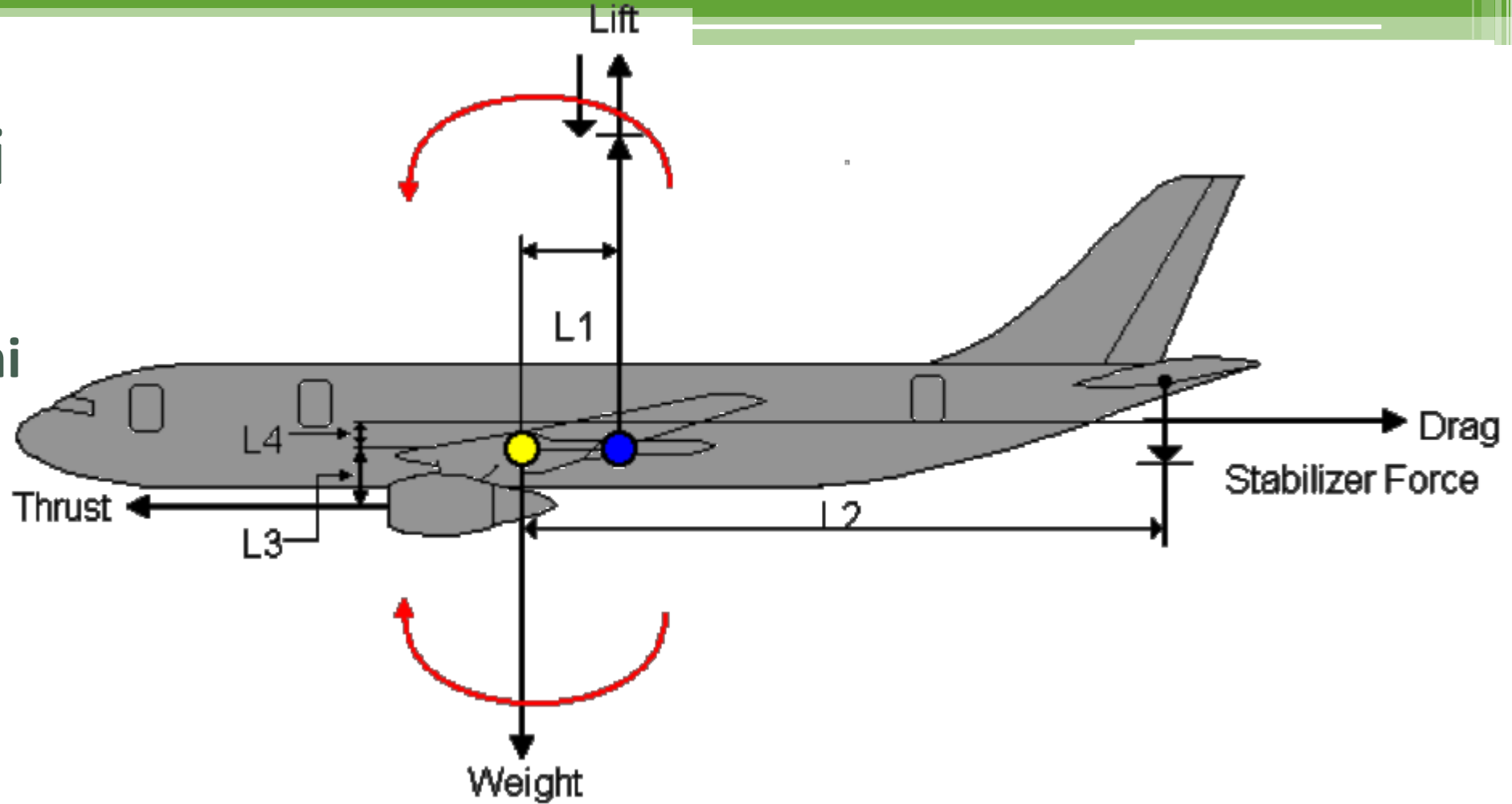
Denge Denklemi

- Uçağa saatin tersi yönünde moment uygulayan tek kuvvet taşıma (kaldırma) kuvvetidir. İtme kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yatay stabilize etkisi ise saat yönünde moment uygular.
- Ağırlık Merkezine göre momentlerin denge denklemi:

$$\text{Taşıma} \times L_{\text{Lift}} = \text{Yatay Stabilize Kuvveti} \times L_{\text{SF}} + \text{İtme} \times L_{\text{Thrust}} + \text{Sürüklenme} \times L_{\text{Drag}}$$

Uçuş Teorisi

Denge Denklemi



- Bu durumda denge denklemi şu şekilde oluşur:

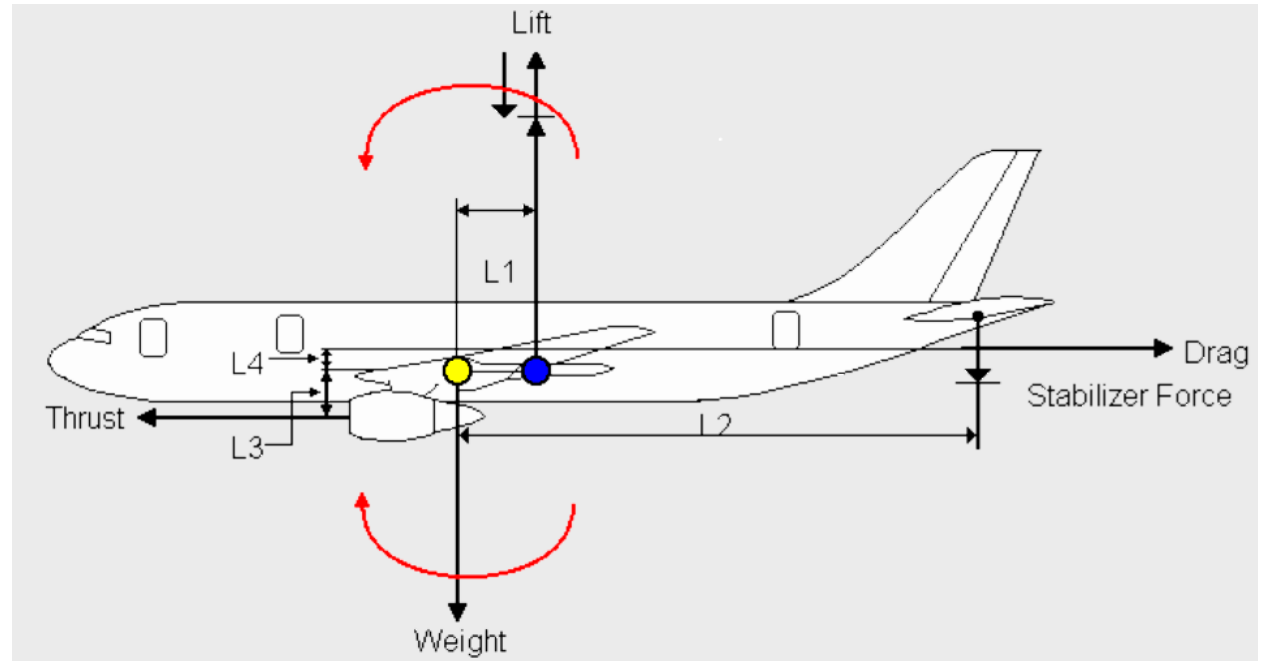
$$\text{Lift} \times L_1 = \text{Stabilizer Force} \times L_2 + \text{Thrust} \times L_3 + \text{Drag} \times L_4$$

Uçuş Teorisi

Denge Denklemleri

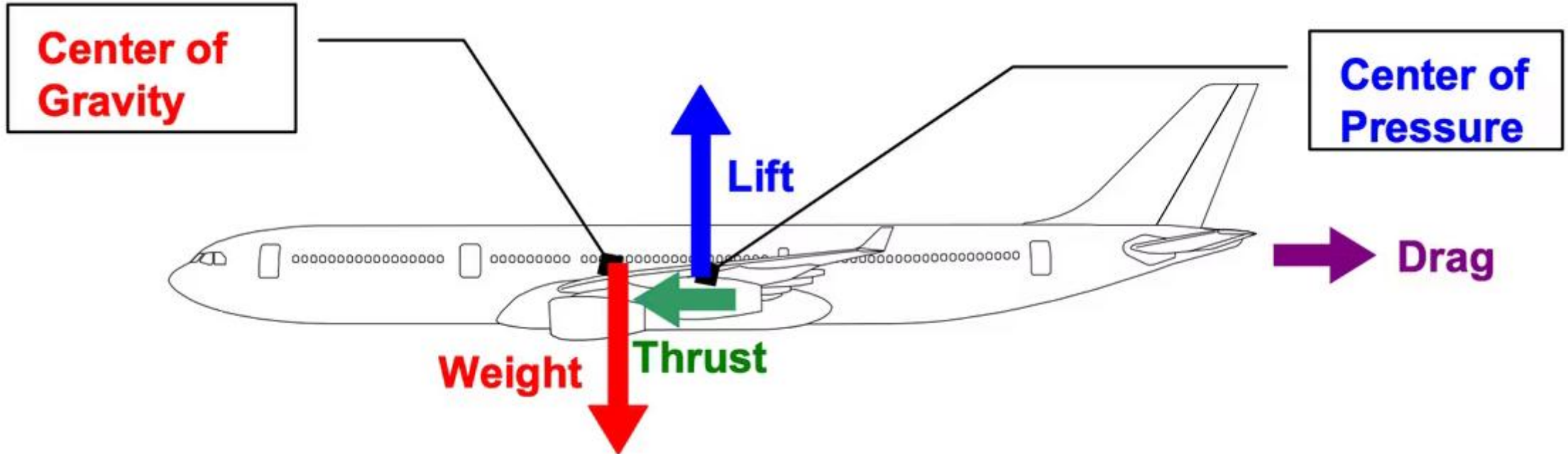
- Moment denge denklemi:

$$L \cdot L_1 = SF \cdot L_2 + T \cdot L_3 + D \cdot L_4$$



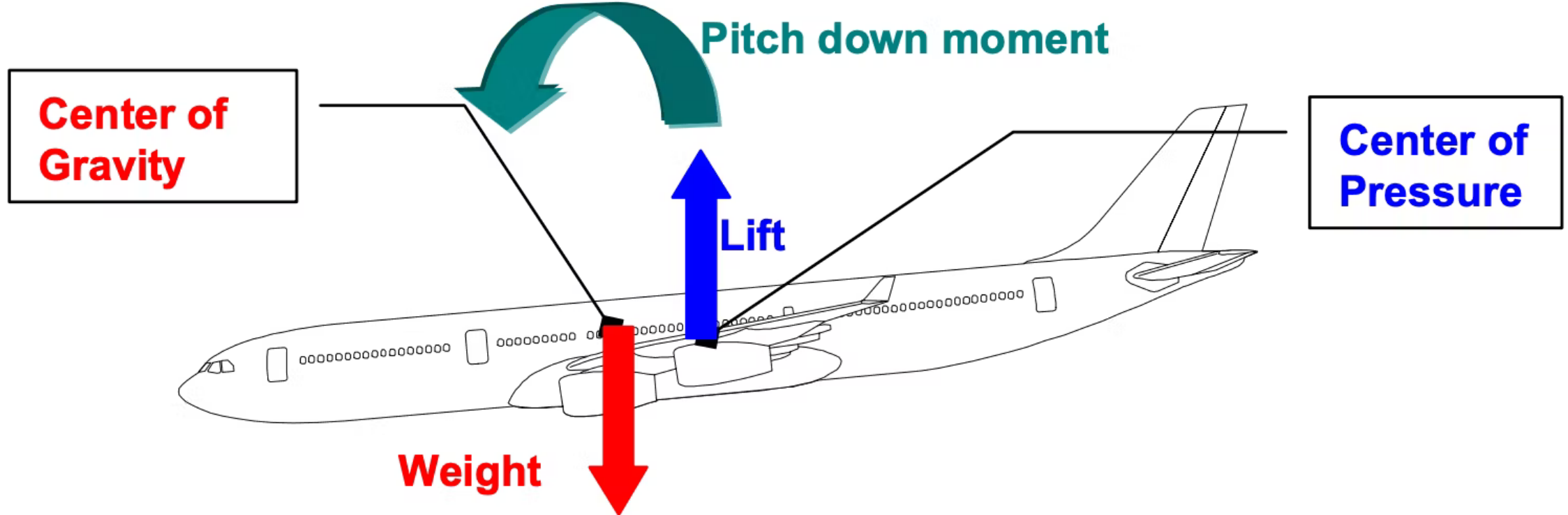
Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

- Düz, ivmesiz uçuşta, uçağa etki eden dört ana kuvvet vardır. Bu kuvvetler taşıma, ağırlık, itme ve sürüklemedir. Bir uçağın dengede kalabilmesi için bu kuvvetlerin dengede olması gerekir.
- Aşağıdaki şemada bu kuvvetler gösterilmektedir. Ağırlık uçağın CG'si aracılığıyla etki eder ve taşıma kuvveti kanat tarafından oluşturulur. Açıklama amacıyla, motorların ürettiği itme kuvveti ve itmeye karşı koyan sürüklenme kuvveti kanadın aerodinamik merkezinden (taşıma kuvvetinin oluşturduğu momentin sabit kaldığı nokta) etkiyormuş gibi düşünülebilir.



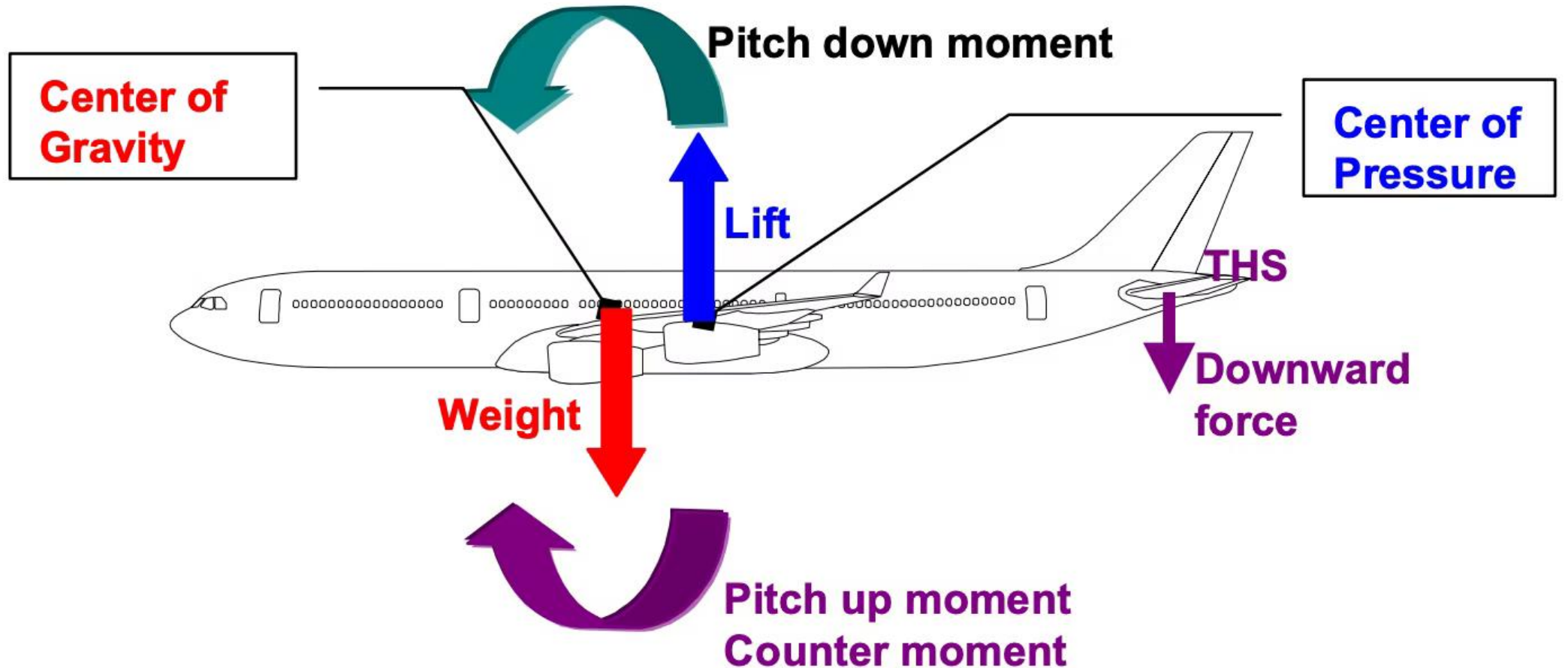
Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

- Gerçek hayatta bu güçler dengede kalmaz. İncelenirse, taşımanın CG'den belli bir mesafede gerçekleştiği görülecektir. Bu, ağırlıkla birlikte taşıma kuvvetinin bir burun aşağı moment (*pitch-down*) oluşturduğu anlamına gelir. Buna taşıma-ağırlık çifti (*lift-weight couple*) denir. Ayrıca, itme kuvveti CG'nin altında kalan düzlemde, sürüklemeye ise CG'nin üstünde kalan düzlemde etki eder. Bu, bir burun yukarı momenti (*pitch-up*) yaratır. Bu çift itme-sürüklemeye çifti (*thrust-drag couple*) olarak bilinir. Çoğu uçakta taşıma-ağırlık çifti, itme-sürüklemeye çiftinden kat kat daha güçlüdür. Yani net moment güçlü bir burun aşağı (*nose down*) etkisi yaratır.



Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

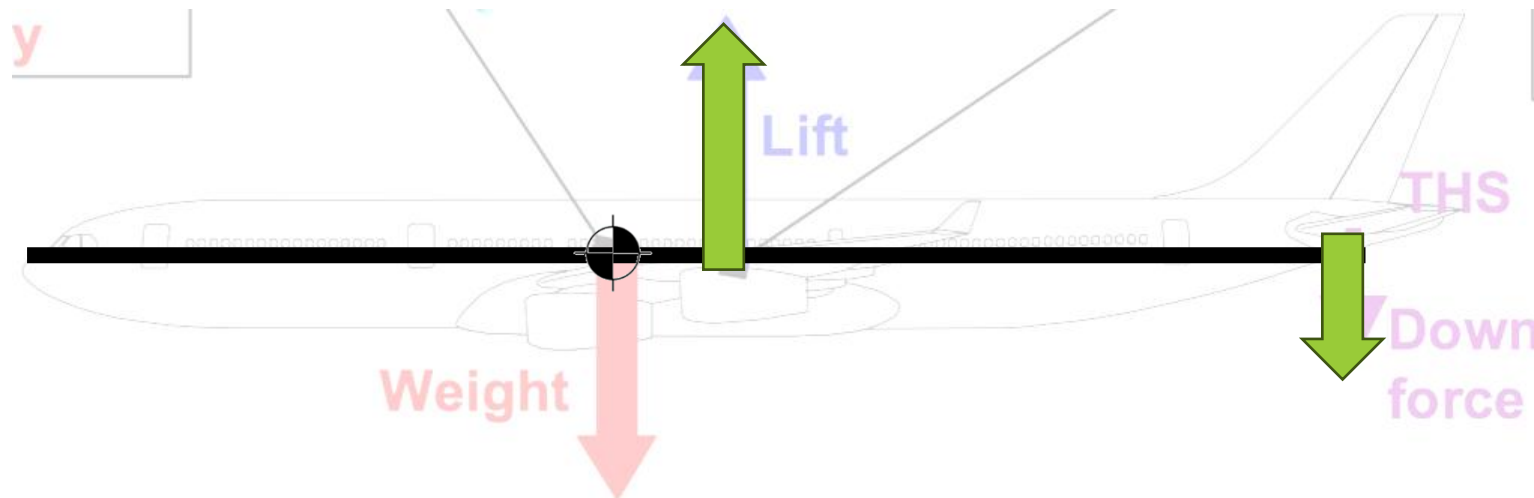
Taşıma-ağırlık çifti bu çok büyük yunuslama momentini (*pitch-down*) yaratıyorsa, bir uçak nasıl düz bir şekilde uçabilir?



Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

Taşıma-ağırlık çifti büyük bir yunuslama momenti (*pitch-down*) yaratıyorsa, bir uçak nasıl düz bir şekilde uçabilir?

- Bu noktada uçağın kuyruğu devreye girer. Uçağın yatay stabilizatörü negatif taşıma kuvveti oluşturacak şekilde tasarlanmıştır (neredeyse tüm ticari uçaklarda böyledir). **THS Downward Force**
- Aşağıya doğru etki eden bu negatif taşıma, taşıma-ağırlık momentine karşı koymak için CG etrafında saat yönünde bir moment oluşturur. Bu nedenle yatay dengeleyicinin, ürettiği kuvvetin uçağın burnunu yukarı bakacak şekilde tutmaya yetecek şekilde pilot tarafından ayarlanması (*trim*) gerekir.



Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

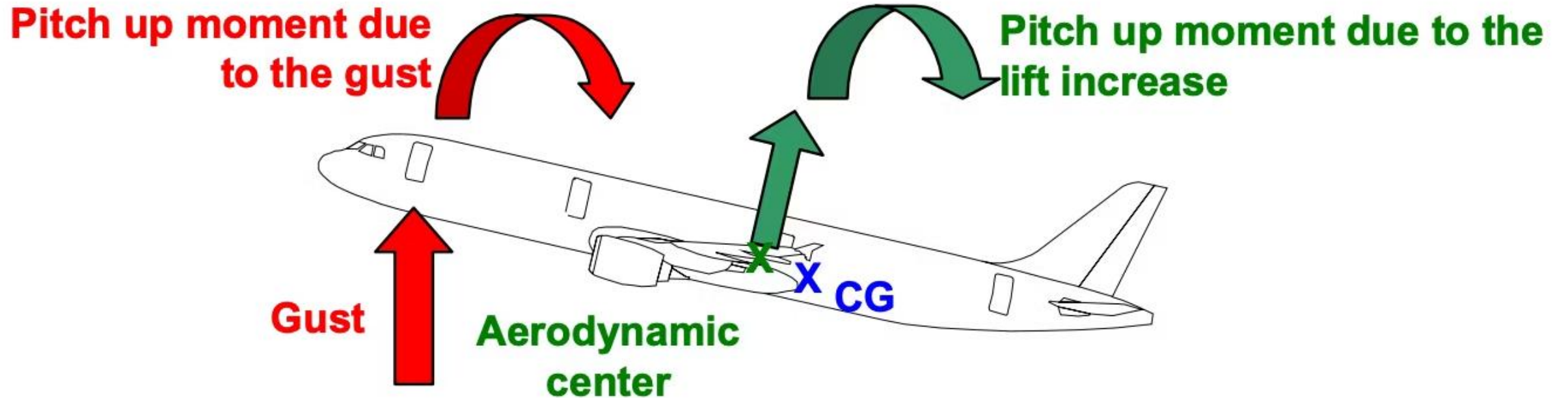
- CG'deki herhangi bir hareket uçağın dengesini etkileyecektir. Örneğin ileri doğru hareket ederse taşıma kuvveti ile CG arasındaki mesafe artar, bu da burun aşağı momentini artırır. Bu, uçağı düz ve düz tutmak için yeterince büyük bir karşı kuvvet oluşturmak amacıyla pilotun yatay dengeleyiciyi çok daha fazla manipüle etmesini gerektirir. Benzer şekilde, CG geriye doğru hareket ettirilirse burun aşağı yunuslama momenti azalır ve yatay stabilizatör tarafından daha az sürüklenme üretilmesi gerekir.
- Ayrıca, CG ne kadar geride olursa (*more aft*), uçak da o kadar az stabil olacaktır. Pilotun, uçağı doğru yörüngede tutmak için kontrolleri sürekli hareket ettirmesi gerekir. Tersi durumda, CG'nin konumu ne kadar ileride olursa, uçak o kadar stabil olur. Güçlü taşıma-ağırlık momenti nedeniyle burun daha ağır hale gelir. Bu durumda uçak daha az seğirir ve pilotun uçağı kontrol etmek için daha az çaba harcaması gerekir. Dolayısıyla CG'nin konumu uçağın kararlı (*stable*) kalacağı şekilde olmalıdır, ancak aynı zamanda daha az eforla kontrol edilebilir olmalıdır. Sonuç olarak bu iki çok önemli faktör (*handling and stability*) arasında bir uzlaşma ve denge söz konusudur.

Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

- Peki seyir halindeyken CG hareket ettirildiğinde ne olur? Sonuç aynıdır. CG ne kadar ileride olursa uçak o kadar **stabil** (kararlı) olur ve ne kadar geride olursa uçak o kadar az stabil (kararsız) olur.
- Ancak öyle bir nokta vardır ki, eğer CG çok geriye hareket ettirilirse, taşıma kuvveti tarafından oluşturulan momentin dengesiz yükselmesine yol açar. Bu, CG kanat aerodinamik merkezinin arkasına geçtiğinde meydana gelir.
- CG tam olarak aerodinamik merkezde olduğunda, taşıma kuvveti artık moment üretmez çünkü bunu yapacak bir kuvvet kolu yoktur. Yani momentler açısından nötrdür. Bu nedenle nötr nokta olarak bilinir. CG nötr noktanın arkasına hareket ettiğinde, taşıma kuvveti saat yönünde bir yükselme momenti (nose up) oluşturur. Bu durumda, eğer uçak şiddetli bir rüzgara (**gust**) maruz kalırsa, uçak burnu yukarıda, son derece dengesiz (kararsız) bir duruma girer.

Uçuş Teorisi / Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler

- Sonuç, seyir sırasında istikrarlı uçuşu sağlamak için CG'nin asla nötr noktanın arkasına gitmemesi gerektirir.



Uçuş Teorisi

Süzülme Oranı
(*Glide Ratio*)

Uçuş Teorisi

Süzülme Açısı (Glide Angle / Glide Slope)

- 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.
- Motor arızası meydana geldiğinde, uçak serbest bırakılan bir taş parçası gibi düşmez.
- Motoru duran bir uçak belirli bir alçalma durumuna geçer.
- Süzülüş/süzülme oranı, süzülme açısı ile ilgilidir.

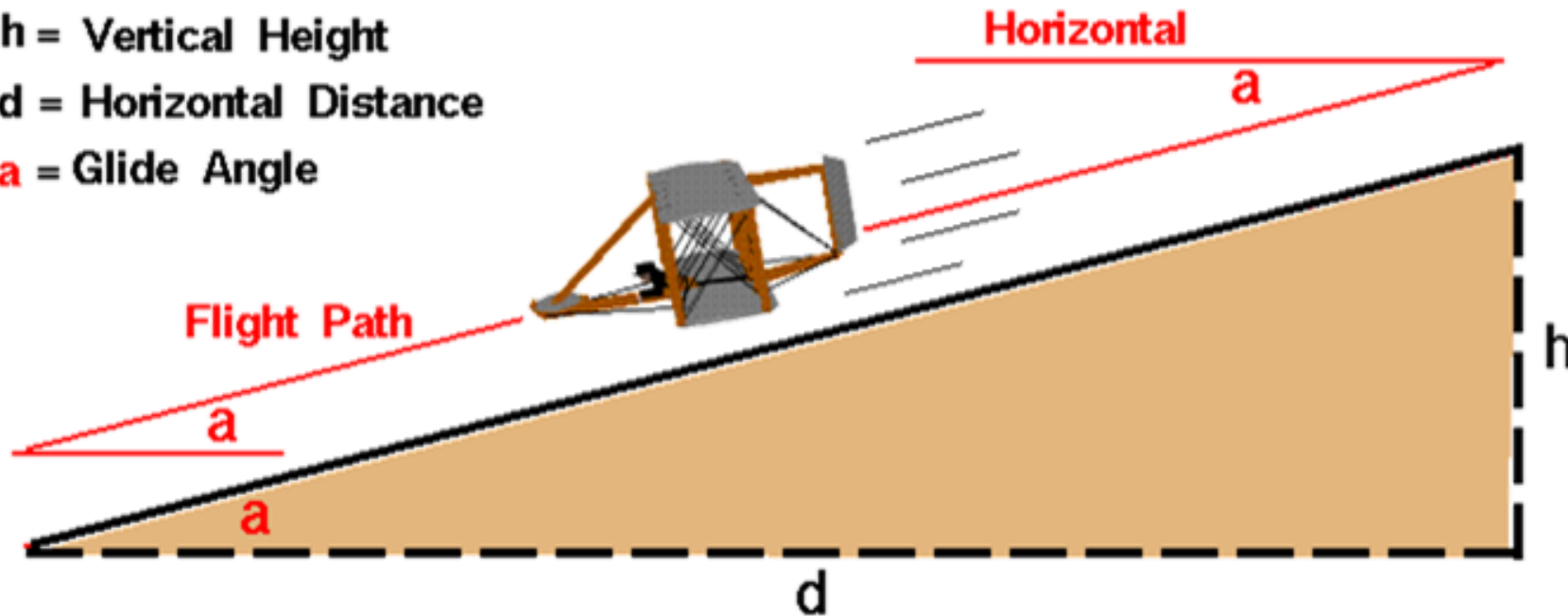
Uçuş Teorisi

Süzülme Açısı (Glide Angle / Glide Slope)

h = Vertical Height

d = Horizontal Distance

a = Glide Angle



From trigonometry : $\tan(a) = \frac{h}{d}$

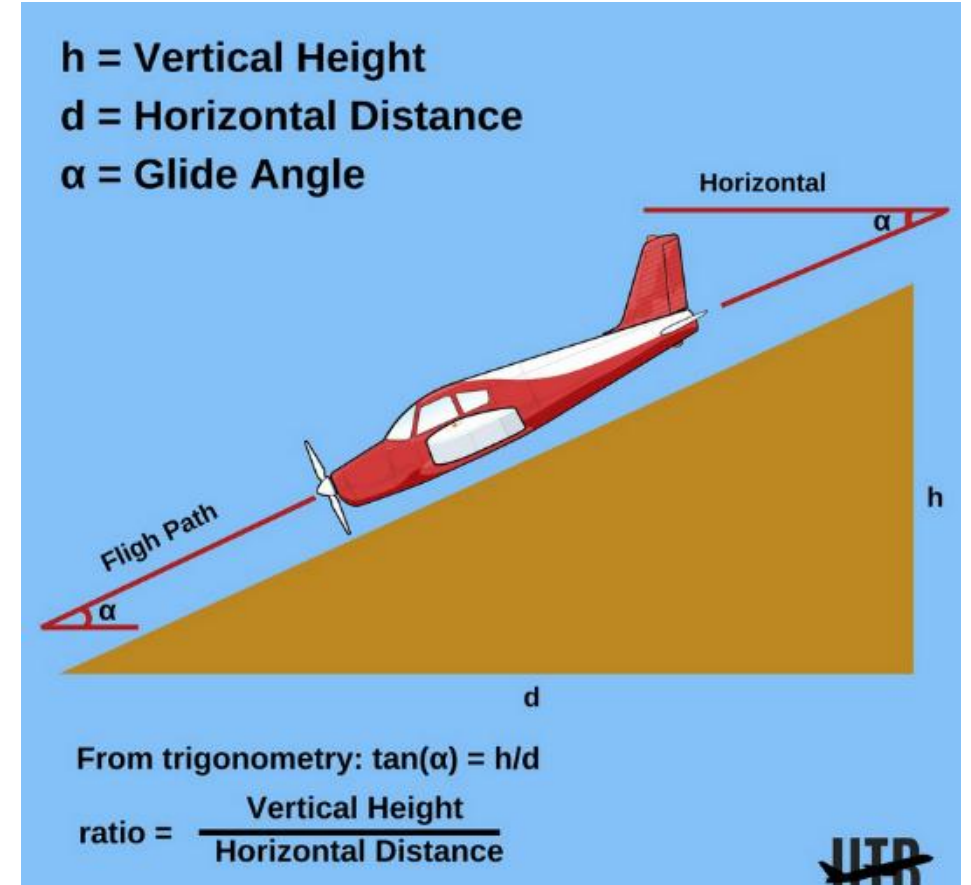
ratio = $\frac{\text{Vertical Height}}{\text{Horizontal Distance}}$

Uçuş Teorisi

Süzülme Açısı (Glide Angle / Glide Slope)

Süzülme Açısı = Dikey Yol / Yatay Yol

(Dikeyde kaybedilen irtifa bölü yatayda alınan mesafe)



Uçuş Teorisi

Süzülme Oranı (Lift to Drag Ratio)

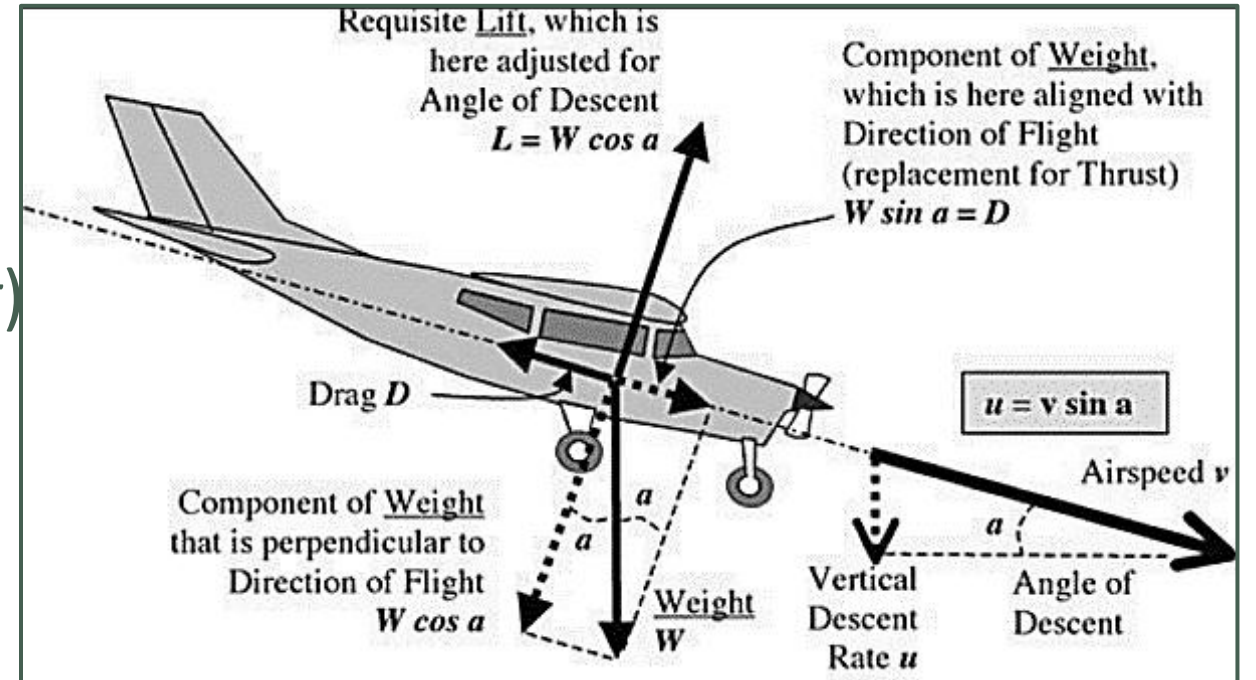
- Taşıma / Sürüklenme Oranı
(L/D)

a = süzülme açısı (*angle of descent*)

Kuvvetler düzenlenirse:

$$L = W \cos(a)$$

$$D = W \sin(a)$$



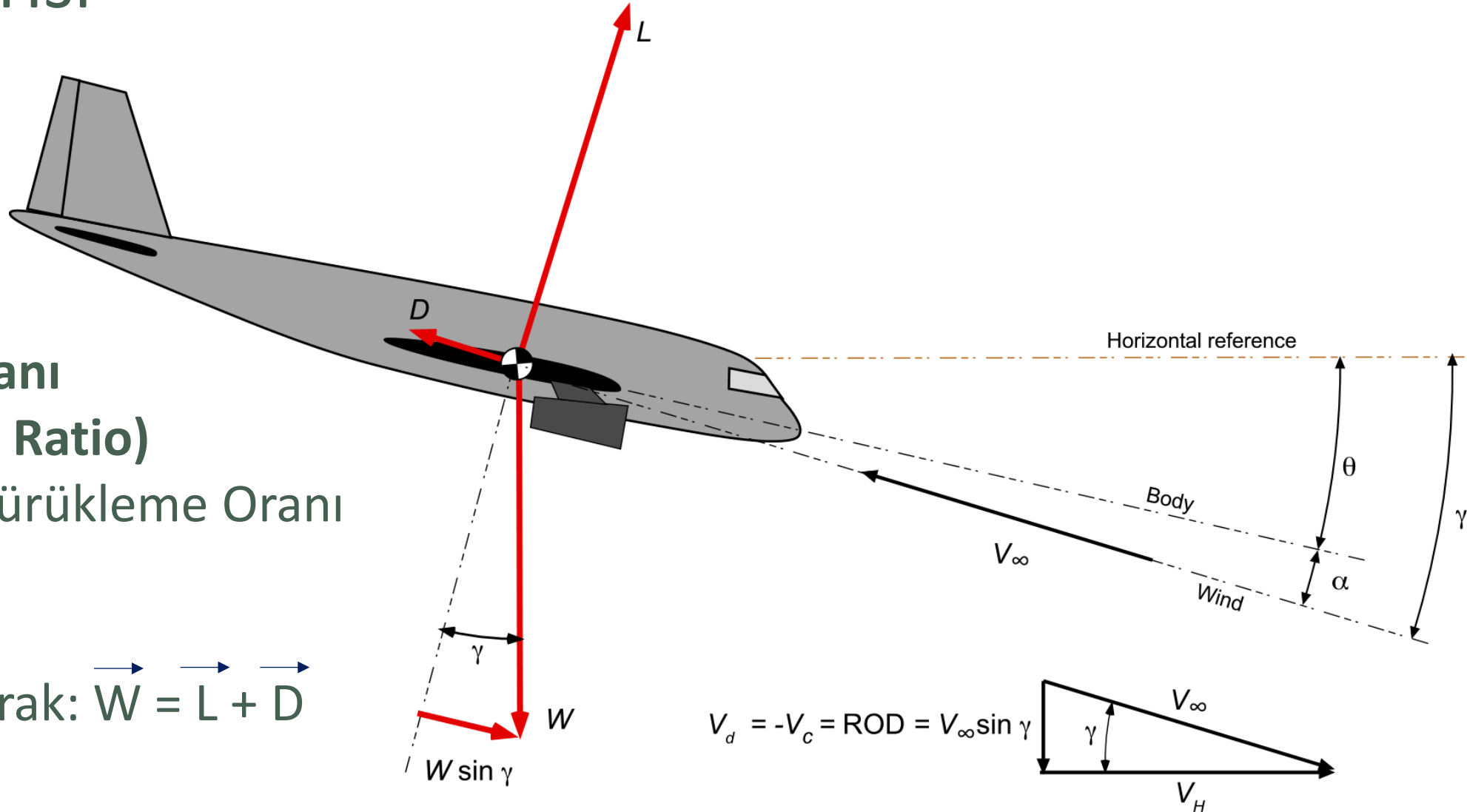
L ve D , ağırlık kuvvetinin bileşenleri haline gelir. Süzülme açısının kotanjantıdır. $\text{Cot}(a)$

Uçuş Teorisi

Süzülme Oranı (Lift to Drag Ratio)

- Taşıma / Sürüklenme Oranı
(L/D)

Vektörel olarak: $\vec{W} = \vec{L} + \vec{D}$

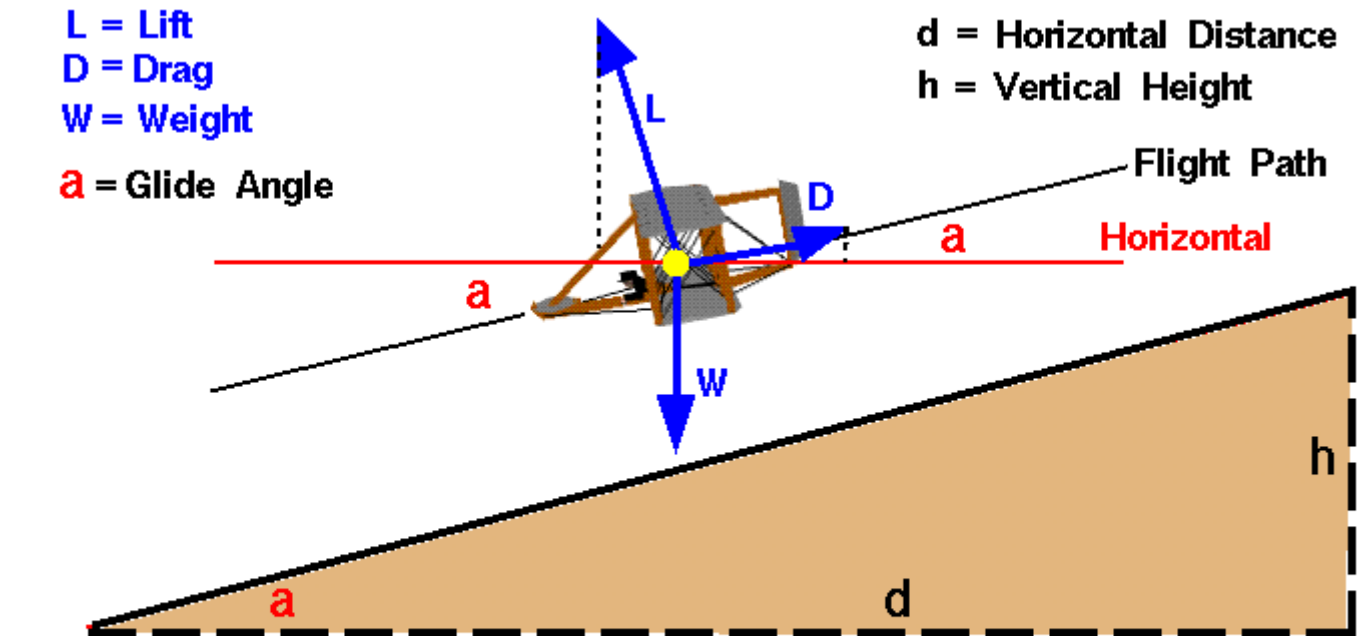


Uçuş Teorisi

Süzülme Oranı (Lift to Drag Ratio)

- Taşıma / Sürüklenme Oranı (Lift to Drag Ratio)

Düzenlenirse, süzülme açısı (Lift / Drag) **L/D** oranını verir.



Horizontal Force Equation: $L \sin(a) = D \cos(a)$

$$\text{ratio} = \frac{\text{Lift}}{\text{Drag}} = \frac{L}{D} = \frac{cl}{cd} = \frac{1}{\tan(a)} = \frac{d}{h} = \frac{\text{distance}}{\text{height}}$$

Uçuş Teorisi / Süzülme Performansı

Bir uçağın Süzülme Oranı, ileri yolculuk mesafesinin bu mesafede kaybedilen irtifaya bölümüdür. Süzülme oranı, uçuş sırasında bir uçağa etki eden dört temel kuvvetin (taşıma, sürüklenme, ağırlık ve itme) tamamından etkilenir. Tüm bu faktörler sabit kalırsa süzülme oranı değişmeyecektir.

Ancak rüzgar hızı, yatayda süzülme mesafesi üzerinde çok etkilidir. Arka rüzgarda, artan yer hızı nedeniyle elde edilen süzülme mesafesi artacak, karşı rüzgarda ise sonuç olarak daha yavaş yer hızı nedeniyle azalacaktır.

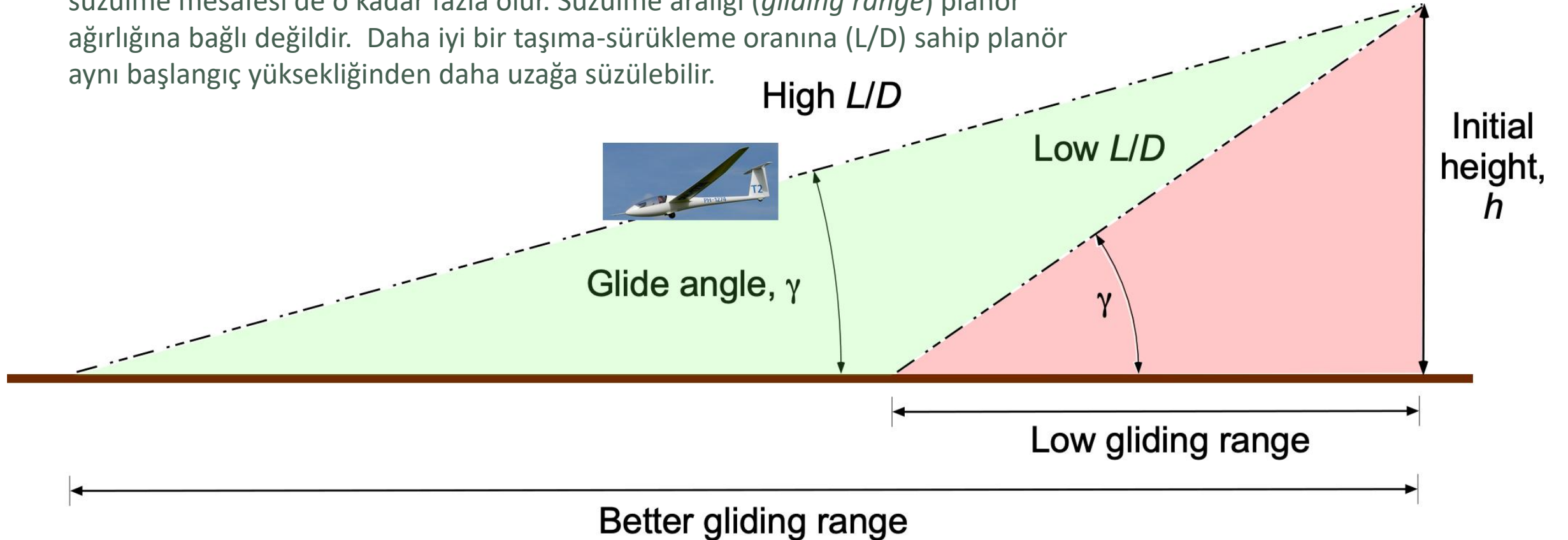
Uçağın ağırlığındaki değişiklikler, uçak doğru hızda uçuğu sürece süzülme açısını etkilemez. Süzülme mesafesini belirleyen taşıma-sürüklenme (L/D) oranı olduğundan, ağırlık onu etkilemeyecektir. Süzülme oranı yalnızca uçağa etki eden aerodinamik kuvvetlerin ilişkisine dayanır. Ağırlığın tek etkisi uçağın süzüleceği süreyi değiştirmektir. Uçak ne kadar ağırsa, aynı süzülme oranını elde etmek için hava hızının da o kadar yüksek olması gerekir. Eğer iki uçak aynı L/D oranına sahip ancak farklı ağırlıklarda ise ve aynı yükseklikten süzülmeye başlarsa, daha yüksek bir hızda süzülen daha ağır uçak aynı konma noktasına daha kısa sürede ulaşacaktır. Her iki uçak da aynı mesafeyi kat edecek ancak daha hafif olanın bunu yapması daha uzun zaman alacaktır.

İniş takımı veya flaplar açılırsa, sürüklenme artacak ve yunuslama açısı azaltılmadığı sürece uçak hızı azalacaktır. Yunuslama azaldığında süzülme açısı artar ve kat edilen mesafe azalır.

Menzil için en iyi hız, en iyi taşıma-sürüklenme oranını veren hücum açısına karşılık gelir. Süzülme hızındaki herhangi bir değişiklik, süzülme oranında da orantılı bir değişikliğe yol açacaktır. En iyi süzülme hızı dışındaki herhangi bir hızda süzülme oranı değişecektir. En iyi süzülme hızından daha düşük bir hızda alçalırken, indüklenen sürüklenme artar. En iyi süzülme hızından daha yüksek bir hızla alçalırken parazitik sürüklenme artar. Her iki durumda da iniş hızı artacaktır. Kaynak: <https://skybrary.aero/articles/glide-performance>

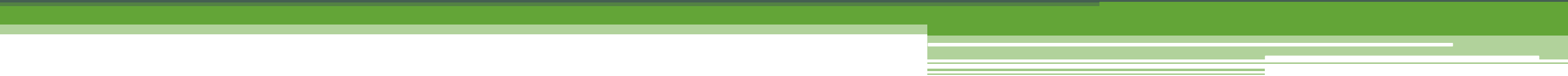
Uçuş Teorisi / Süzülme Performansı

Planör (uçak) başlangıç irtifası ne kadar yüksekse ve L/D oranı ne kadar iyiye süzülme mesafesi de o kadar fazla olur. Süzülme aralığı (*gliding range*) planör ağırlığına bağlı değildir. Daha iyi bir taşıma-sürüklenme oranına (L/D) sahip planör aynı başlangıç yüksekliğinden daha uzağa süzülebilir.



MUTK111 – Havacılık ve Uçak Bilgisi

UÇUŞ TEORİSİ



YÜK FAKTÖRÜ

Uçuş Teorisi

Dönüş Teorisi

Uçuş Teorisi

Dönüş Teorisi

- Yerde ya da suda hareket eden araçların aksine uçaklarda üçüncü bir hareket boyutu bulunmaktadır. Uçak bu 3. boyuttaki hareketini korumak için sürekli taşıma kuvvetine muhtaçtır.
- Dönüşler sırasında bu taşıma kuvveti de kanat düzleminde kalmak suretiyle yer değiştirir. Bu yüzden kritik bir yatış açısı söz konusudur. Birçok uçakta kritik yatış açısı 60 derecedir. Bu kritik açı geçildiğinde tutunma kaybı gerçekleşir.
- Özellikle ticari uçaklarda kritik yatış açısı uçuş güvenliği açısından çok önemlidir. Akrobasi uçakları ve askeri uçaklar görevleri sebebiyle kritik yatış açısını dikkate almak durumunda kalmayabilirler.

Uçuş Teorisi

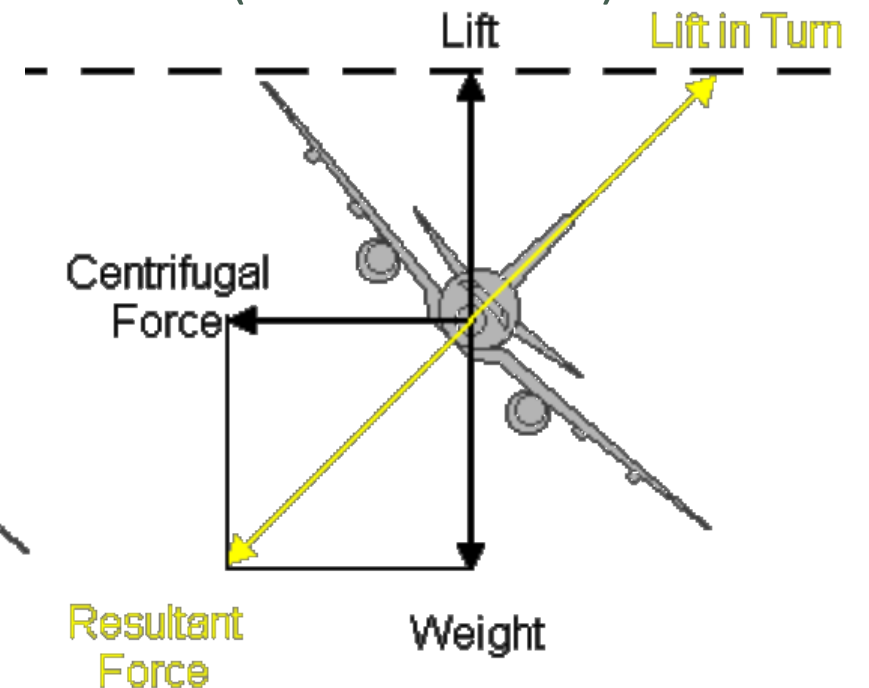
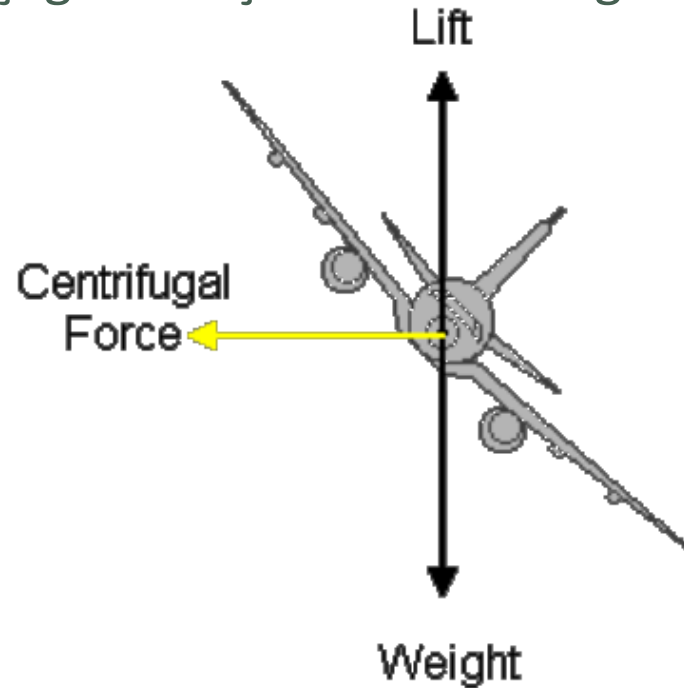
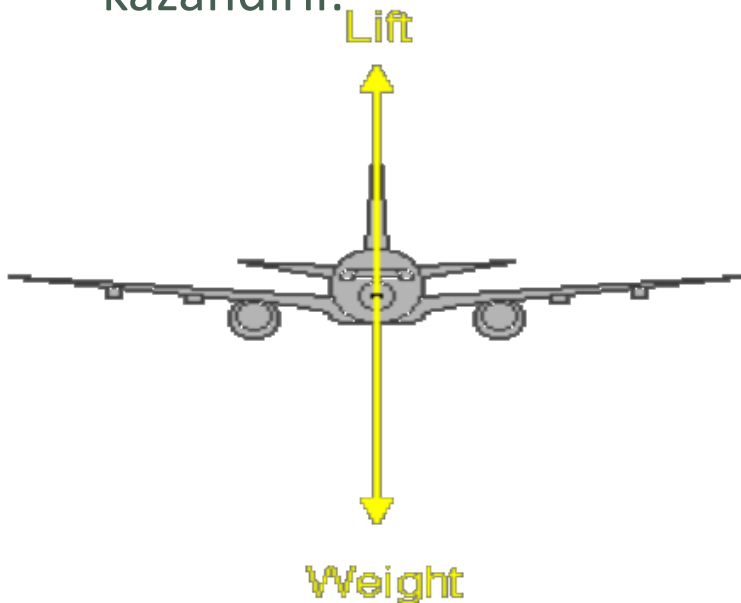
Dönüş Teorisi

- Dönüş işlemi uçakta sadece yön dümeni kullanılarak yapılamaz. Çünkü böyle bir uygulama neticesinde yanıl kuvvetler oluşup uçak savrularak kumandadan çıkabilir. Bu nedenle dönüş işlemi, uçaklarda eleron (aileron) ve istikâmet 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 dümene kumanda verilerek uçağın dönmesi sağlanır.

Uçuş Teorisi

Dönüş Teorisi

- Yatış hâlindeki bir uçağın kaldırma kuvveti dikey ve yatay olmak üzere iki bileşen vektöre ayrılır. Yatay bileşen vektör, uçağa dönüş merkezine doğru bir ivme (merkezcil ivme) kazandırır.



Uçuş Teorisi

Dönüş Teorisi

- 1) Uçaklar sabit bir irtifada hareket ederken kanatlar birbirlerine paralel durumdadır ve taşıma kuvveti ağırlığa eşittir (*Lift = Weight*).
- 2) Dönüş başladığında 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 merkezkaç kuvvetidir (*Centrifugal Force*).

Uçuş Teorisi

Dönüş Teorisi

- 3) Dönüş sırasında irtifanın korunabilmesi için dönüş esnasındaki kaldırma kuvvetinin, merkezkaç kuvveti ve ağırlığın oluşturduğu bileşke kuvvete (*Resultant Force*) eşit olması gerekir. Dikey eksenindeki taşıma kuvvetinin ve ağırlığın büyüklüğünde bir değişim olmaz. Bu durumda oluşan bileşke kuvvetin karşılanması için taşıma kuvveti denklemi: **$Lift = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$** Kaldırma kuvvetinin arttırılabilmesi için ya taşıma katsayısı (C_L), ya da hız (V) arttırılmalıdır.

Uçuş Teorisi

Dönüş

Örnek Görsel:

Bir uçak üzerindeki kuvvetler, sabit seviyede dönüş

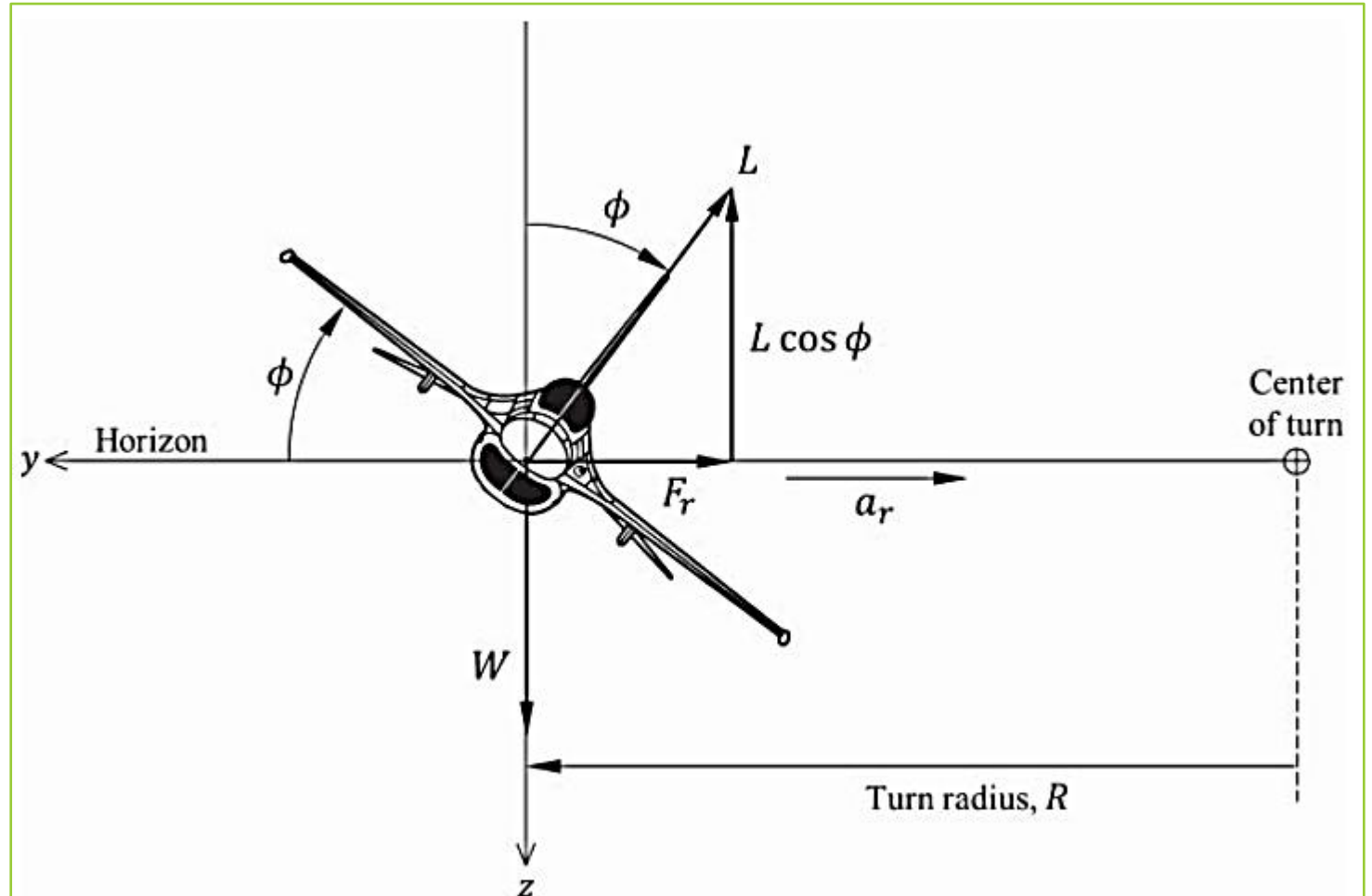


Figure 5.65 Forces on an aircraft in a steady, level turn.

Uçuş Teorisi

Yük Katsayısı

Yük Katsayısı

- **Yük katsayısı:** (n) Herhangi bir cismin herhangi bir hareketinde üzerine etki eden kütlelesel kuvvetlerin toplamının, ağırlığının şiddetine oranıdır.

Kaynak: https://web.itu.edu.tr/~halit/AircraftStructures/Bolum_2.pdf

$$\text{Yük katsayısı} = \frac{\text{taşıma}}{\text{ağırlık}} \quad \text{ve ya} \quad n = \frac{L}{W}$$

Yük Katsayısı/Faktörü

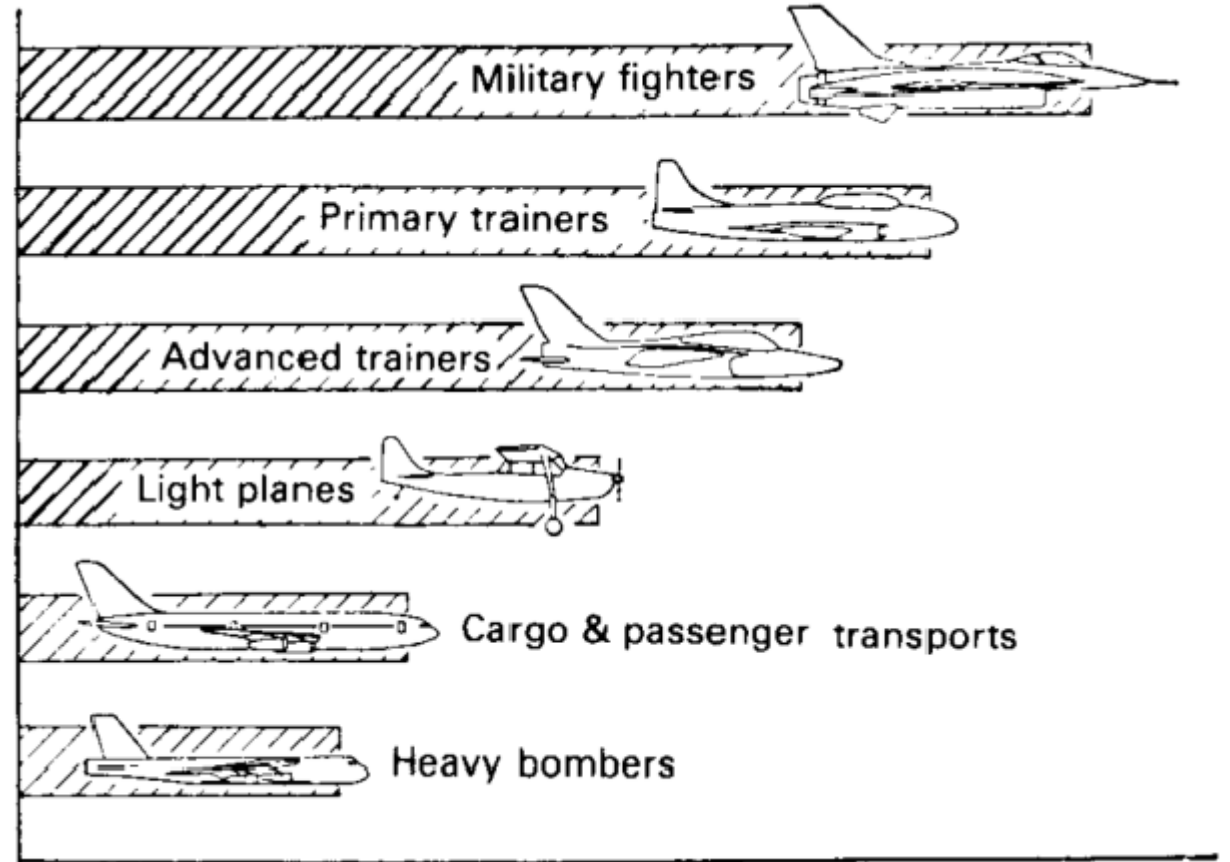
- İvmeli hareket durumunda, taşıma kuvveti ve ağırlık denkleğini gösteren formülde yük katsayısı (η) bileşenini ilave edecek şekilde değişiklik yapılırsa:

$$\eta \cdot W = L = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot s$$

Yük Katsayısı (*Load Factor*)

Yük katsayısı:

- *Örnek Görsel*: Farklı uçak tiplerinin yük katsayılarının göreceli karşılaştırması



Kaynak: Niu, 1988 (Relative Design Load Factors)

Yük Katsayısı

- Genel olarak hava taşıtlarının hem yatay hem de düşey ivmesi vardır. Örneğin, T motor itkisi D uçak sürüklemesinden daha büyük olduğunda uçak öne doğru ivmelenir. Yataydaki ve düşeydeki etkilerin, uçak ağırlığına (W) bölünmesi ile söz konusu doğrultulardaki yük katsayıları bulunabilir.

$$\eta \cdot W = L = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot s \qquad V_{\min} = V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \eta}{\rho \cdot s \cdot C_{L\max}}}$$

Uçuş Teorisi

Yük Faktörü – Stall Hızı İlişkisi

- 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

Uçuş Teorisi

Maksimum Yük Faktörü

Stall'a girmeden en büyük yük faktörü hesaplaması:

- Lift ile Weight eşitliğinden **n** hesaplanır.
- Belli bir uçak, ağırlık ve uçuş irtifası için **n_{max}** hesaplanabilir.
- Uçak yapısal dayanım limiti **değildir**.

Maximum n available prior to stall

At any point in flight

$$L = nW = C_L \rho S V^2 / 2$$

Solving for n:

$$n = \frac{C_L \rho S}{2W} V^2$$

For a given weight, altitude and aircraft, max n is

$$n_{MAX} = \frac{C_{LMAX} \rho S}{2W} V^2$$

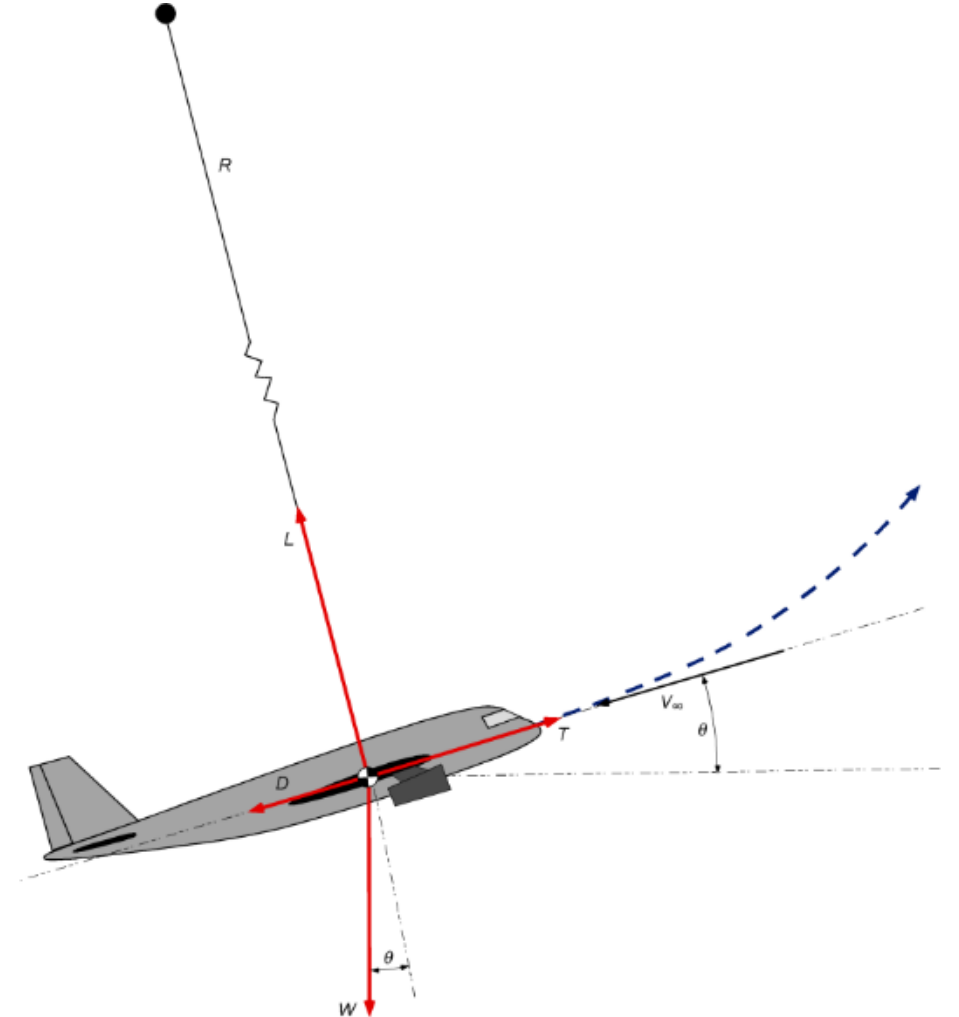
Defines stall limit load factor line, not structural limit load factor

Yük Faktörü

Dikey Düzlemde Manevralar

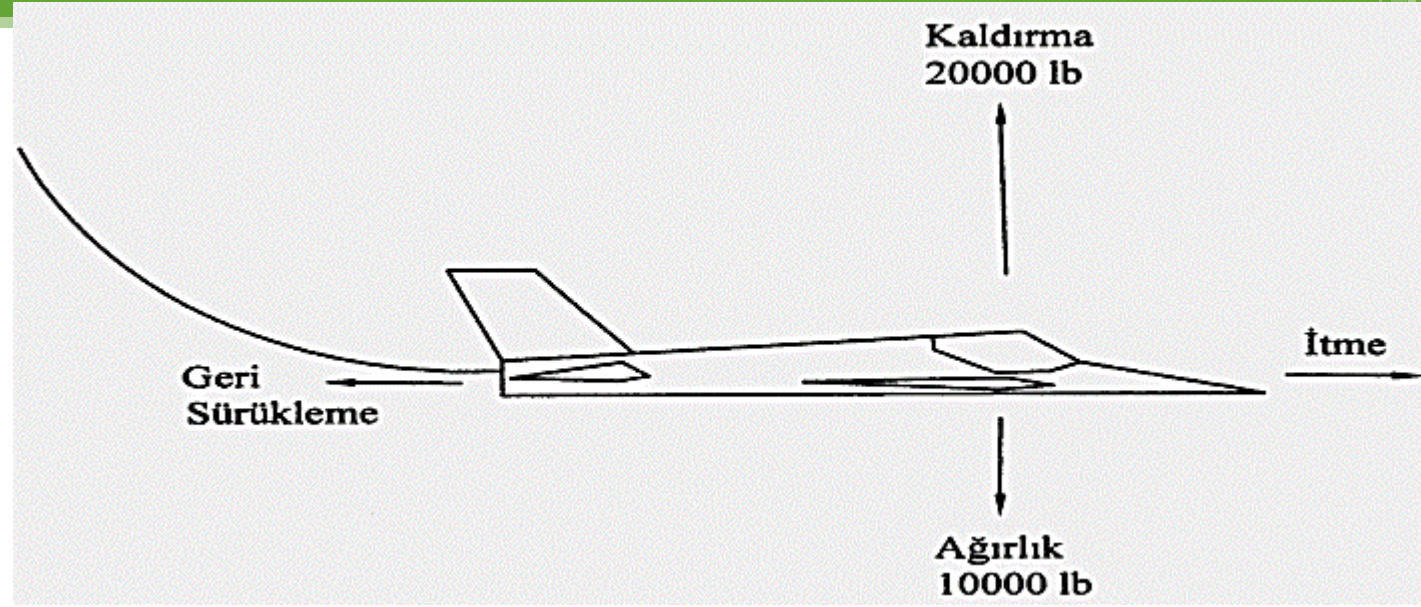
- Şekilde gösterildiği gibi, R = sabit yarıçaplı dairesel bir uçuş yolu ve V sabit hava hızıyla dikey bir düzlemde manevra yapan bir uçağa uygulanan kuvvetleri düşünelim.
- Fazla kaldırma, $L = nW$, yani etkin "g" sayısı olacak şekilde yük faktörü n ile ilişkilidir. Dolayısıyla uçuş yolunun belirli bir yarıçapı için yük faktörünün uçak hızının karesiyle arttığı görülebilir. Ayrıca, belirli bir hava hızı için yük faktörü yarıçapla ters orantılıdır, yani daha hızlı ve/veya daha dar bir uçuş yolu daha yüksek bir yük faktörü üretecektir.

$$R = \frac{V_{\infty}^2}{g(n - 1)}$$



Uçuş Teorisi

Yük Faktörü Etkisi

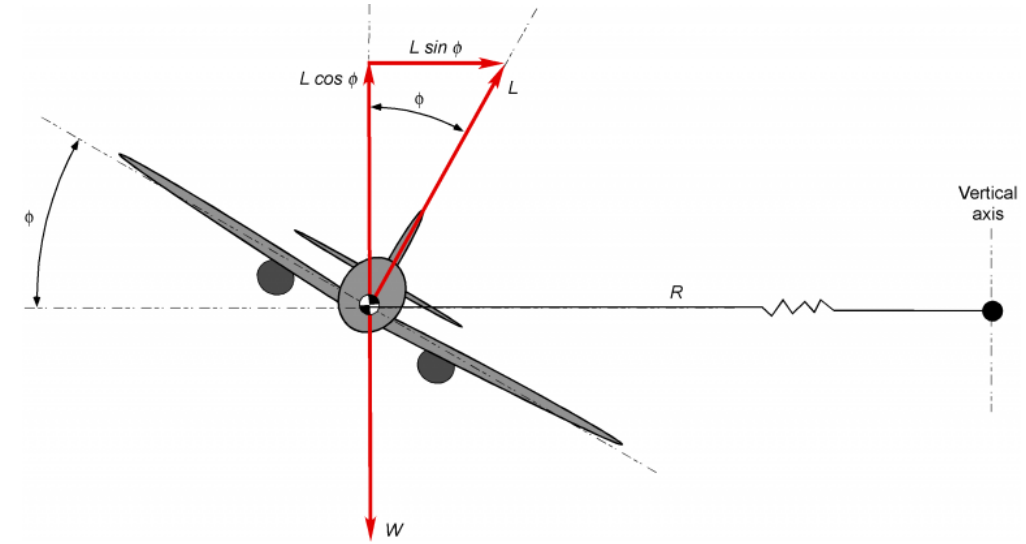


- Bir uçağın uçabilmesi için her zaman sadece ağırlığına eşit bir kaldırma kuvveti yeterli değildir. Bu ağırlıktan, bazen daha fazla bazen de daha az kaldırma kuvvetine ihtiyaç duyulur.
- Bir uçak sabit irtifada dönüş yapıyorsa veya dalıştan çıkıyorsa, ağırlığa ilave olarak bir merkezkaç kuvvet meydana getirir. Şekildeki örnekte uçak dalıştan çıkıp tam düz (ufki) uçuşa geçmekte olduğu an kaldırma kuvveti, ağırlık kuvveti ile merkezkaç kuvvetinin vektörel toplamına eşit olur. Bu durumda gerekli olan kaldırma kuvvetinin ağırlıktan daha büyük olması gerekir.

Yük Faktörü

Yatay Düzlemde Manevralar

- Şekilde gösterildiği gibi, phi yatış açısıyla tamamen yatay bir dönüşte ve sabit bir V hava hızında uçarken bir uçağın üzerindeki kuvvetleri düşünelim. Bir dönüş gerçekleştirmek için, yalnızca uçağın ağırlığını dengelemek için değil aynı zamanda gerekli aerodinamik kuvveti oluşturmak için kanattaki taşıma kuvvetinin yine uçağın ağırlığından daha büyük olması gerektiği, yani $L > W$ olması gerektiği açıktır. Dönüşü gerçekleştirmek için gereken merkezci ivmeyi yaratmak için içe doğru radyal kuvveti üretilir. Sonuç, yük faktörünün yatış açısı phi'nin kosinüsünün tersiyle artması gerektiğini göstermektedir. Örneğin, 60° yatışlı bir dönüş $n = 2$ 'ye, yani iki yük faktörüne karşılık gelecektir.



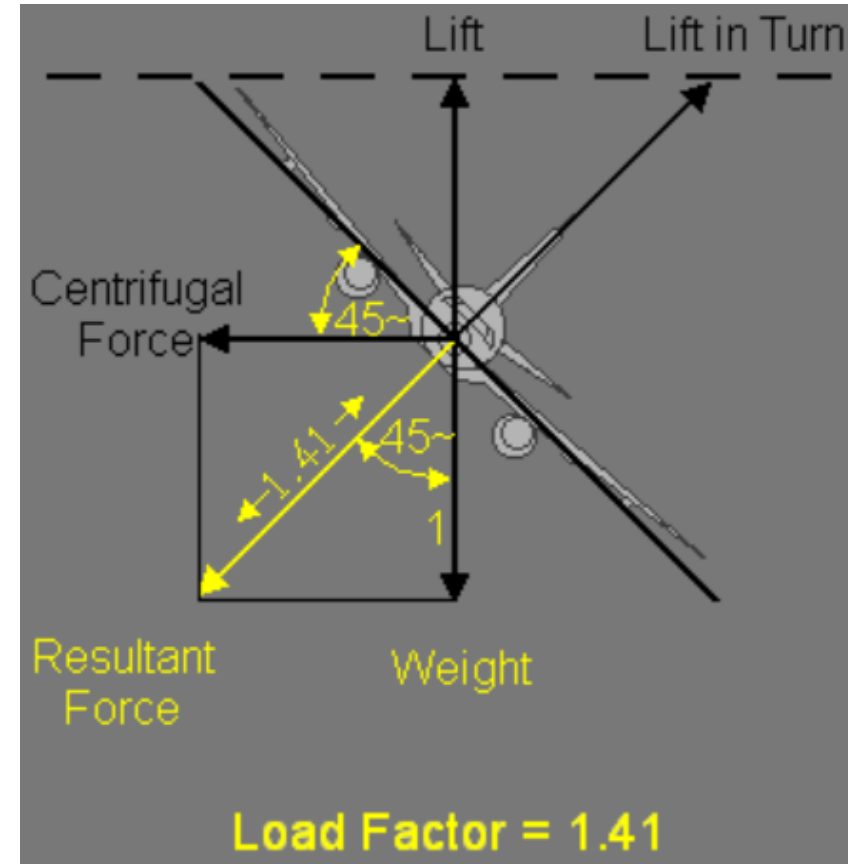
$$L = \frac{W}{\cos \phi}$$

$$n = \frac{W}{W \cos \phi} = \frac{1}{\cos \phi}$$

Uçuş Teorisi

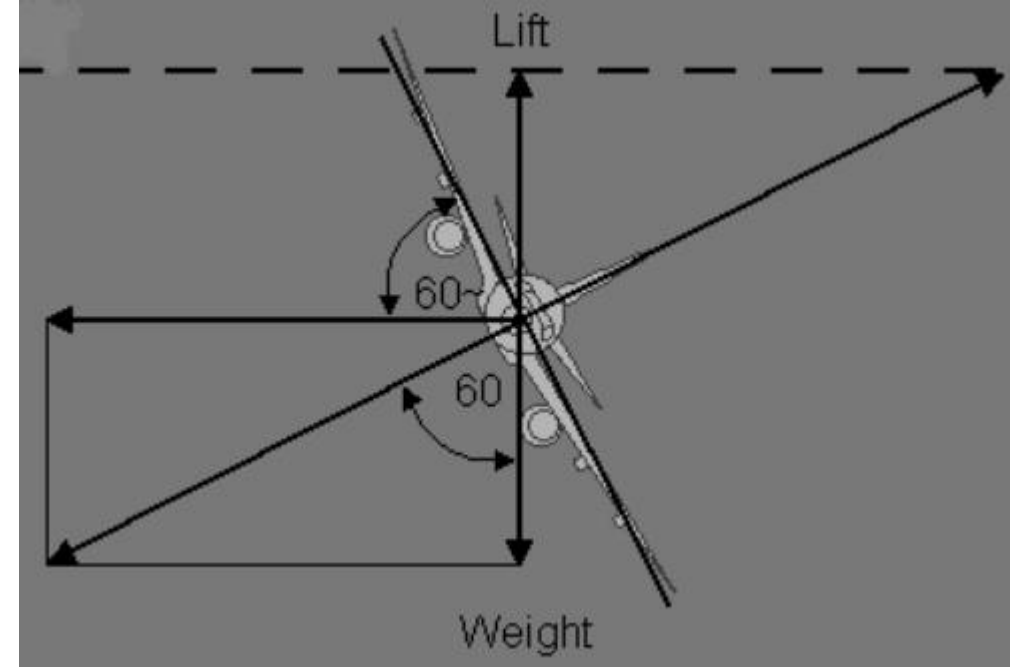
Yük Faktörü

- Şekilde, 45°'lik açıyla dönüş (yatış) yapmakta olan uçakta oluşan merkezci ivmenin (merkezkaç), ağırlık ile birlikte meydana getirdiği bileşke kuvvet görülmektedir.
- Oluşan bileşke kuvvetin ağırlığa oranına **yük faktörü (load factor)** denir. 'n' ile gösterilir. Aynı zamanda g yükü (**g load**) olarak da adlandırılır.



Uçuş Teorisi

Yük Faktörü



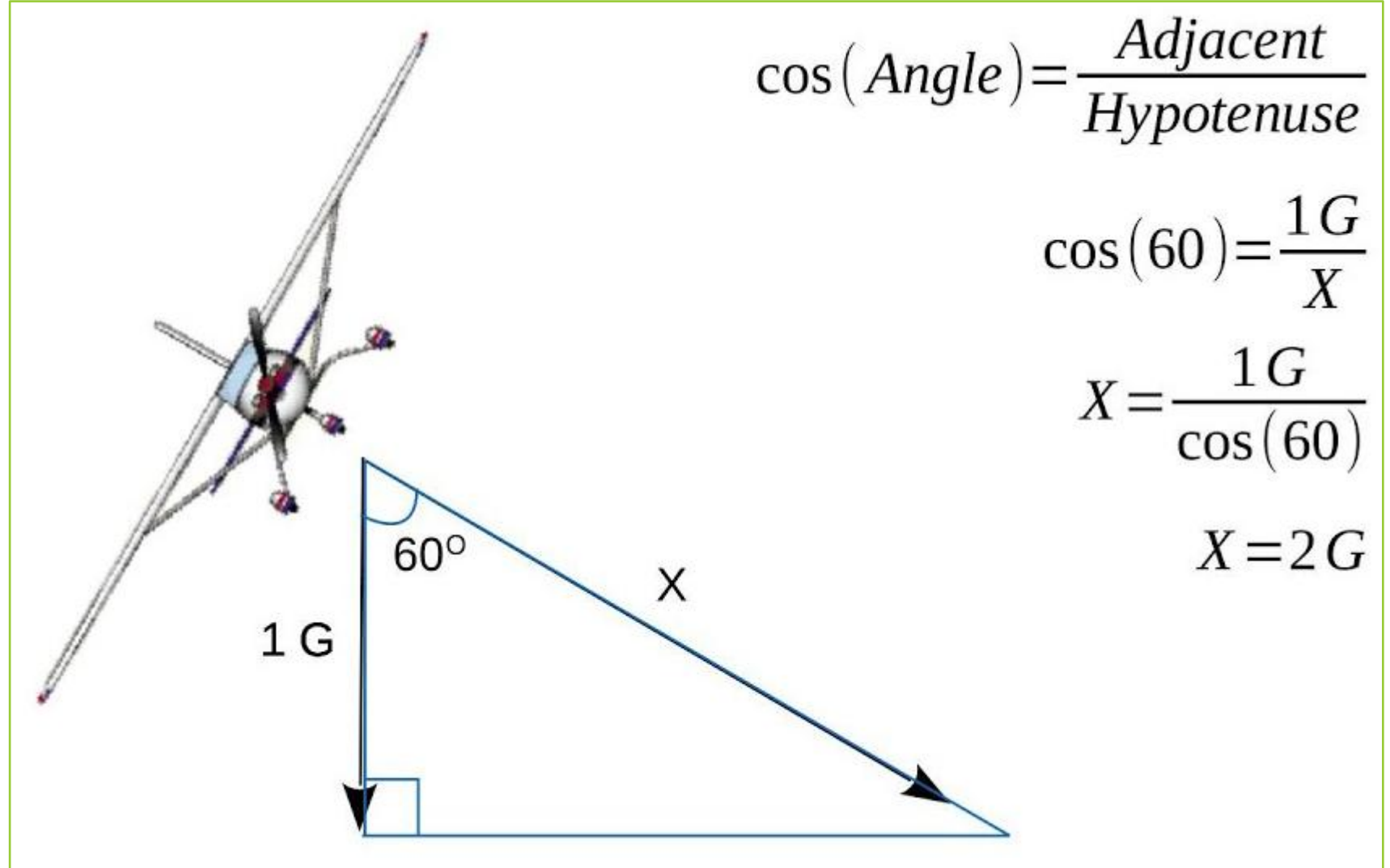
- Dönüş açısı büyüdükçe yük faktörünün değeri de artar. Şekildeki 60°'lik açıyla yapılan dönüşte (yatış) yük faktörünün değeri 2 olur.
- Uçakların yapısal dayanıklılığına bağlı olarak güvenlik açısından ve yolculukların daha konforlu yapılabilmesi için yük faktörü ve buna bağlı olarak dönüş açıları sınırlandırılmıştır. Askeri uçaklarda bu sınır yüksek iken yolcu uçaklarında daha düşüktür.

Uçuş Teorisi

Yük Faktörü

Örnek Görsel:

60° dönüş açısında 2G'lik etki (Yük faktörü n=2)



Uçuş Teorisi

İtki/Ağırlık Oranı

Hücum Açısı – Sürüklenme İlişkisi

Uçuş Teorisi

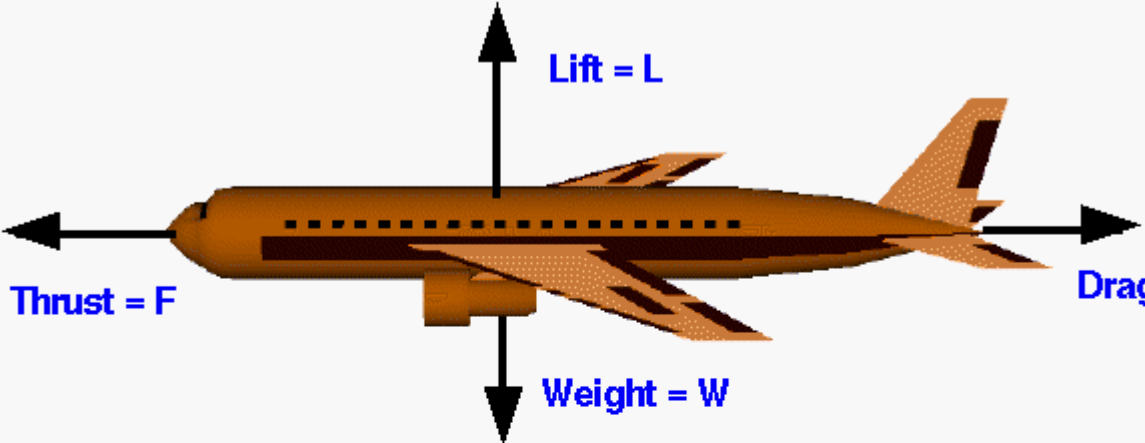
İtki / Ağırlık Oranı (*Thrust to Weight Ratio*)

- Uçan bir uçağa etki eden dört kuvvet vardır: Taşıma, ağırlık, itme ve sürüklenme. Kuvvetler, hem büyüklüğü hem de yönü olan vektörel büyüklüklerdir. Uçağın havadaki hareketi, çeşitli kuvvetlerin göreceli büyüklüğüne ve yönüne bağlıdır. Bir uçağın ağırlığı, uçağın yapımında kullanılan boyut ve malzemeler ile uçağın taşıdığı yük ve yakıt ile belirlenir. Ağırlık her zaman dünyanın merkezine doğru yönlendirilir.
- İtme, uçakta kullanılan tahrik sisteminin boyutuna ve tipine ve pilot tarafından seçilen gaz ayarına göre belirlenir. İtme normalde uçağın merkez hattı boyunca ileriye doğru yönlendirilir. Taşıma ve sürüklenme, uçağın şekline ve boyutuna, hava koşullarına ve uçuş hızına bağlı olan aerodinamik kuvvetlerdir. İtme, uçuş yoluna dik olarak yönlendirilir ve sürüklenme, uçuş yolu boyunca yönlendirilir.

Uçuş Teorisi

İtme / Ağırlık Oranı (*Thrust to Weight Ratio*)

- Taşıma/Sürüklenme oranının toplam uçak aerodinamiği için bir verimlilik parametresi olması gibi, itme/ağırlık oranı da toplam uçak tahriki için bir verimlilik faktörüdür.



$$\text{ratio} = \frac{F}{W} = \frac{\text{Thrust}}{\text{Weight}} = \frac{m a}{m g} = \frac{a}{g}$$

a = acceleration
 g = gravitational acceleration

m = aircraft mass

High F/W = High Acceleration = High Climb Rate
 $F/W > 1.0$ can accelerate vertically.

Uçuş Teorisi

İtki / Ağırlık Oranı (*Thrust to Weight Ratio*)

- Newton'un sabit kütle için ikinci hareket yasasından, F kuvveti, kütle (m) çarpı ivme (a) eşittir:

$$F = m * a$$

- Yatay ivmeyi göz önünde bulundurur ve sürüklemeyi ihmal edersek, net dış kuvvet F itme kuvvetidir. Newton ağırlık denkleminde:

$$W = m * g$$

- Burada W ağırlıktır ve g, İngiliz birimlerinde 32,2 ft/s'ye ve metrik birimlerde 9,8 m/s'ye eşit yerçekimi sabitidir. Kütle için çözülürse:

$$m = W / g$$

$$F = W * a / g$$

$$F / W = a / g$$

Uçuş Teorisi

İtme / Ağırlık Oranı (*Thrust to Weight Ratio*)

- F/W itme-ağırlık oranı uçağın ivmesi ile doğru orantılıdır. Yüksek itme/ağırlık oranına sahip bir uçak yüksek ivmeye sahiptir. Çoğu uçuş koşulu için, yüksek itme/ağırlık oranına sahip bir uçak, aynı zamanda yüksek bir aşırı itme değerine sahip olacaktır. Yüksek aşırı itme, yüksek bir tırmanma oranına neden olur. **İtme/ağırlık oranı birden büyükse ve sürüklenme küçükse, uçak bir roket gibi dümdüz yukarıya doğru hızlanabilir.** Benzer şekilde, roketler havalanmak için roketin ağırlığından daha büyük bir itme kuvveti geliştirmelidir.
- NOT: İtme/ağırlık oranıyla ilgili verileri kullanırken dikkatli olunmalıdır. Gövdeler ve motorlar farklı üreticiler tarafından üretildiğinden ve aynı motor farklı uçak gövdelerinde yer alabildiğinden, literatürde genellikle motorun itme ağırlık oranı tek başına tanımlanır. Ağırlığa karşı yüksek itme, motorun itme verimliliğinin bir göstergesidir. Ancak uçak performansını belirlerken, önemli faktör sadece motorun değil, uçağın ağırlığına oranlı itme kuvvetidir. Başka bir sorun, ağırlık sabit kalırken bir motorun itme gücünün irtifa ile azalması nedeniyle ortaya çıkar. **Motorlar için itme/ağırlık oranları, genellikle motorun üreteceği maksimum değeri veren deniz seviyesindeki statik koşullarda belirtilir.**

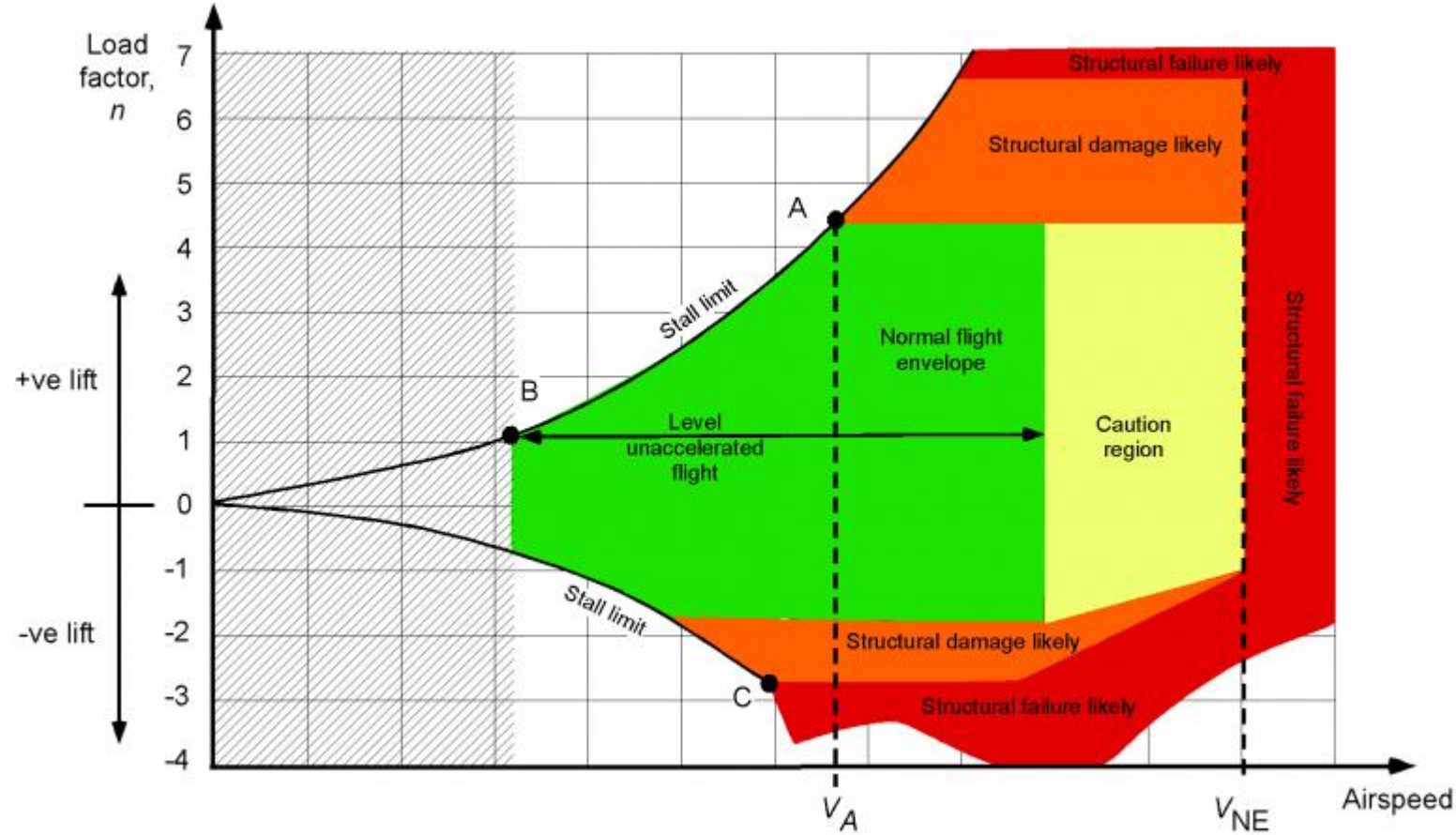
Uçuş Teorisi

Uçuş Zarfı
Performans

Uçuş Teorisi / Uçuş Zarfı

Hava Hızı – Yük Faktörü Diyagramı

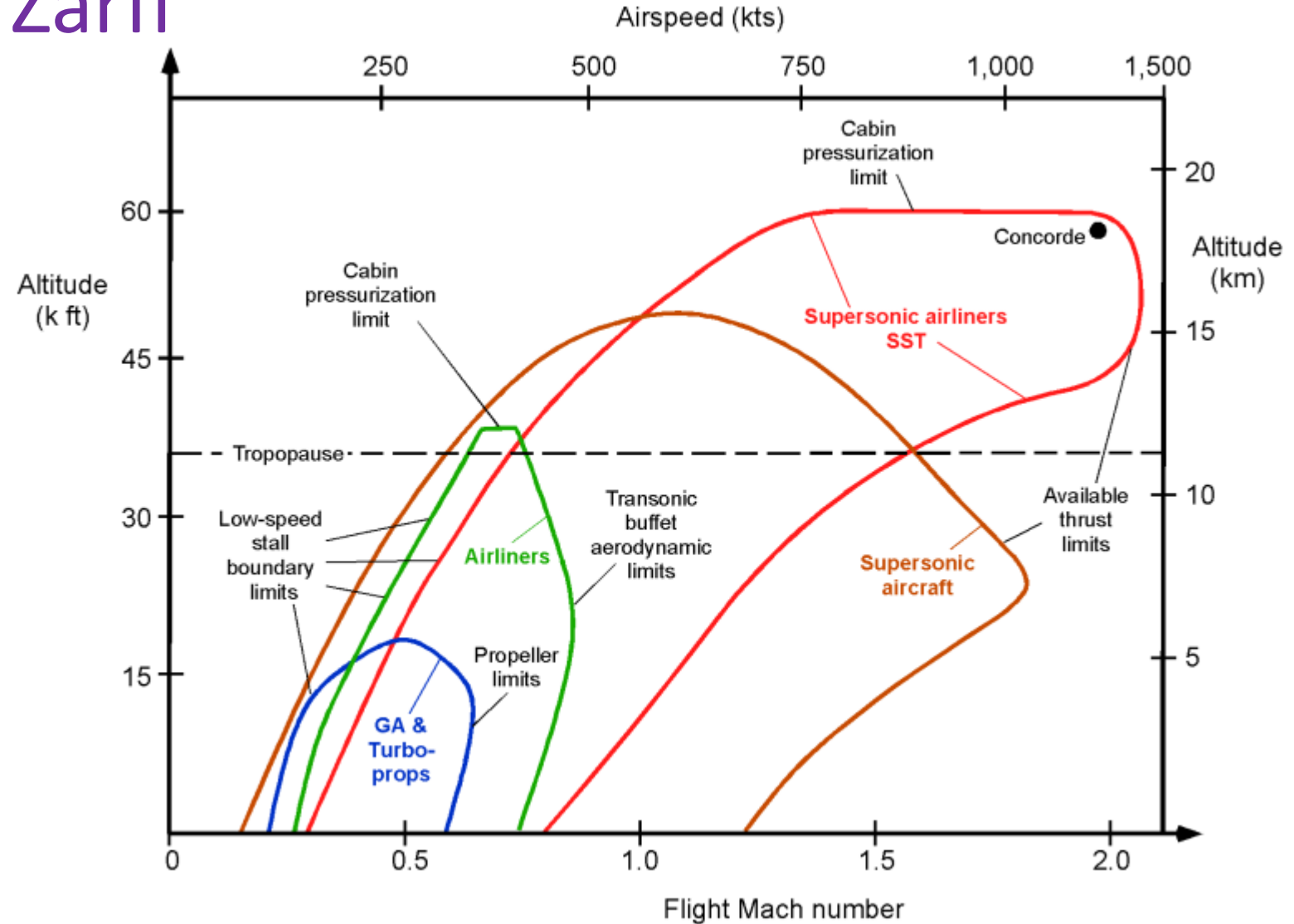
- Hava hızı-yük faktörü veya V-n diyagramı, bir uçağın çalışma zarfının bir biçimidir. Yandaki şekil, belirtilen hava hızının fonksiyonu olarak bir uçak için temsili V-n diyagramını göstermektedir. Ancak bazen “hava hızı” ekseninde eşdeğer hava hızı veya Mach sayısı kullanılabilir.



Uçuş Teorisi / Uçuş Zarfı

İrtifa – Mach Sayısı

- Ulaşılabilir irtifalar ve hızlar açısından farklı tipteki uçakların temsili uçuş zarfları.



Uçuş Teorisi

Performans

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

Performansların analiz edilebilmesi için bazı eğrilerden faydalanılır. En çok kullanılanlar:

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

MUTK111 – Havacılık ve Uçak Bilgisi

Havacılık Dünyasından Ek Bilgi

Farklı ve Özgün Uçak Tipleri

Özgün Uçak Örnekleri

PZL Wilga 2000 (DRACO)

STOL – Short Take Off and Landing

- Kaynak: <https://www.instagram.com/cessnateur/>



Özgün Uçak Örnekleri

PZL Wilga



Havacılık Tarihinden Örnekler

Handley Page Victor K2

- Kaynak: <https://www.instagram.com/cessnateur/>



Havacılık Tarihinden Örnekler

Handley Page Victor K2

- Kaynak: <https://www.instagram.com/cessnateur/>



Özel Uçaklar

Private Aircrafts

Örnek Görsel:

Learjet 28/29
İkisi mürettebat olmak üzere 8-10
kişi taşıma kapasiteli, çift motorlu,
yüksek hızlı iş jetidir. FAA tarafından
29 Temmuz 1979'da
sertifikalandırılmıştır.



Kaynaklar: (web)

- **NASA – Glenn Research Center / Aerodynamics Index ***
- <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/short.html>
- **Prof. Dr. M. Adil Yükselen / Ders Notları – İTÜ UUBF Öğretim Üyesi ***
- <https://web.itu.edu.tr/yukselen/>
- https://de.wikipedia.org/wiki/Weight_and_Balance
- <https://www.cfinotebook.net/notebook/aerodynamics-and-performance/weight-and-balance>
- <https://simpleflying.com/aircraft-weight-balance-safe-flight-operations/>
- <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/gliders-sailplanes/>
- <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/maneuvers-gusts/>

*(Tavsiye niteliğindedir)

Kaynak Kitaplar: (.pdf)

- **Havacılığa Giriş (T.C. Anadolu Üniversitesi Yayını No: 3214)***
E-ISBN 9789750628139 / (Açıköğretim Fakültesi Yayını No: 2085)
 - <https://ets.anadolu.edu.tr/storage/nfs/HIS102U/ebook/HIS102U-15V1S1-8-0-1-SV1-ebook.pdf>
- **Uçak Bilgisi ve Uçuş İlkeleri (T.C. Anadolu Üniversitesi Yayını No: 3301)***
E-ISBN 9789750628139 / (Açıköğretim Fakültesi Yayını No: 2164)
 - <https://ets.anadolu.edu.tr/storage/nfs/HIS201U/ebook/HIS201U-16V1S1-8-0-1-SV1-ebook.pdf>
- **Uçuş Teorisi (MEGEP)***
 - http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/U%C3%A7u%C5%9F%20Teorisi.pdf
- **Aircraft Basic Science (8th Edition - McGraw Hill Education)***
M.J. Kroes, J.R. Rardon, M.S. Nolan
 - <https://www.okan-elibrary.com/>