

## 5. Bölüm

### Uçuşun Esasları – Kanatlar, Kuyruk Yüzeyleri

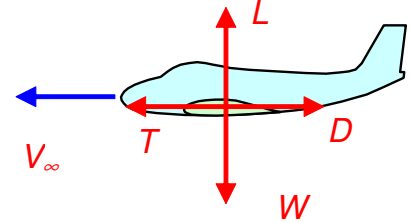
- 5.1- Uçağa etki eden temel kuvvetler
- 5.2- Uçak Kanatlarının Tipik Geometrisi
- 5.3- Taşımanın Oluşumu
- 5.4- Taşıma Katsayısı
- 5.5- Yerel taşıma. Veter ve açıklık doğrultularında değişimi
- 5.6- Açıklık oranının etkisi, İki-boyutlu kanat
- 5.7- Sürüklenme Kuvveti
- 5.8- Akım ayrılması, tutunma kaybı
- 5.9- Aşırı taşıma düzenekleri: Flaplar, slatlar
- 5.10- Yunuslama Momenti
- 5.11 Kanadın Dengesi ve Kararlılığı
- 5.12 Yatay Kuyruk Yüzeyi
- 5.13- Üst görünümüne göre kanat tipleri
- 5.14- Kanadın yerleştirilmesine göre uçak tipleri
- 5.15- Dihedral açalarına göre kanat tipleri

## 5.1 – Uçağa etki eden temel kuvvetler

Bir uçağın en basit uçuş hali, *sabit irtifada düzgün-simetrik uçuş* halidir. Bu haldeki uçuşun sürdürülebilmesi için uçağın ağırlığına eşit bir taşıma kuvvetine gereksinim vardır.

$$L = W$$

Aerodinamik taşıma ancak uçağın belli yüksek bir hızla uçması halinde sağlanabilir. Hava içinde yüksek hızla hareket eden bütün cisimlerde olduğu gibi uçağa bir direnç kuvveti (sürüklenme) etki eder. Uçuşun aynı şekilde devam ettirilebilmesi için sürüklenme kuvvetinin de bir çekme (veya itki) kuvvetiyle dengelenmesi gereklidir.



$$T = D$$

Uçağın bütün elemanlarının (kanat, kuyruk, gövde gibi) taşımaya olumlu veya olumsuz katkıları vardır. Ancak uçağın gereksinim duyduğu taşıma kuvvetini esas itibarıyla kanatlar sağlar. Uçağın sürüklenmesi de kanatlar yanında gövde, kuyruk takımı, iniş takımları ve benzeri diğer elemanlardan da kaynaklanır.

## 5.2- Uçak Kanatlarının Tipik Geometrisi

Uçak kanatlarının geometrisi uçuş rejimine (küçük hız, yüksek hız, sesüstü hızlar gibi) bağlı olmakla birlikte gerek üst görünümünün ve gerekse kesit geometrilerinin tipik bazı özellikleri vardır.

### Kanat üst görünüm geometrisi

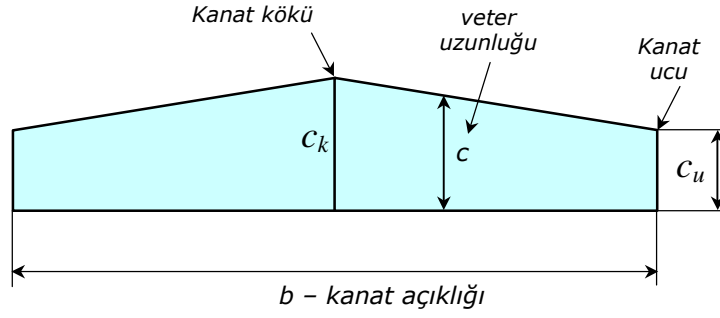
Bir uçak kanadına (iki kanat bir arada) üstten bakıldığında yanlamasına doğrultuda bir uçtan diğer uca uzaklığına *kanat açıklığı* (span), gövde doğrultusundaki genişliğine ise *veter uzunluğu* (cord length) adı verilir.

Dikdörtgensel üst-görünümlü bir kanat için veter uzunluğu bütün açıklık boyunca aynıdır.



Dikdörtgensel üst-görünümlü bir kanadın açıklığının veter uzunluğuna oranı *açıklık oranı* (aspect ratio) olarak adlandırılır.

$$AR = \frac{b}{c} > 1$$



Daha genel (örneğin trapez şeklinde) bir üst görünüm için veter uzunluğu açıklık boyunca değişir. Böyle bir kanat için açıklık oranı daha uygun bir formülle

$$AR = \frac{b \cdot b}{c \cdot b} = \frac{b^2}{S}$$

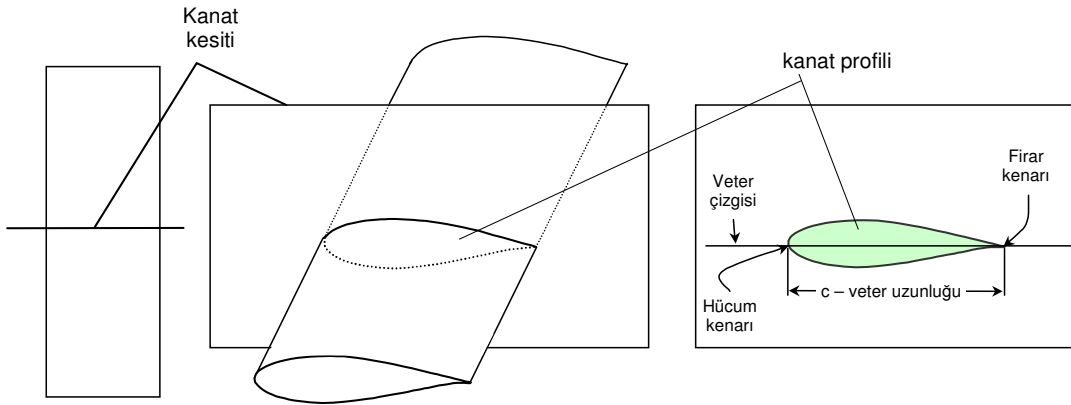
şeklinde yazılabilir. Burada  $S$  kanadın üst-görünüm alanıdır.

Kanatların açıklık oranları daima 1 değerinden büyüktür. Açıklık oranı

- sesaltı uçaklarda genellikle büyük olarak nitelendirilirken ( $AR > 6 \div 8$ ),
- sesüstü uçaklarda daha küçüktür. ( $AR < 5 \div 6$ ).
- Planörlerde ise bu oran çok büyüktür ( $AR \sim 15 \div 20$ ).

### Kanat kesiti (Kanat profili)

Kanatların boylamasına doğrultuda (gövde doğrultusu) kesilmeleri halinde elde edilen yanal kesit görünümüne *kanat profili* (airfoil, aerofoil) adı verilir.



Kanat profillerinin uçuş doğrultusu ve yönüne göre en öndeki noktalarına *hücum kenarı* (leading edge), en geride kalan noktalarına ise *fırar kenarı* (trailing edge) adı verilir.

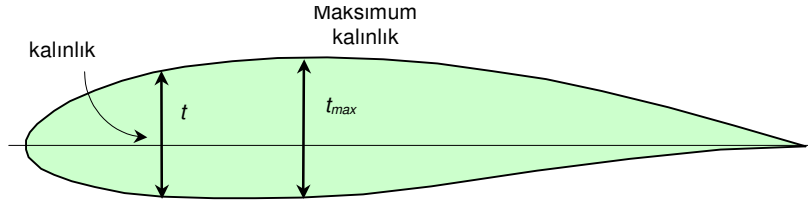
Hücum ve fırar kenarlarından geçen doğruya *veter çizgisi* (chord line), hücum ve fırar kenarları arasındaki uzaklığa ise *veter uzunluğu* (chord length) adı verilir.

Bütün kanat profillerinin fırar kenarları sivridir. Bu husus aerodinamik taşımanın oluşturulması ve kalitesi açısından önemlidir.

Bütün uçak kanatları basık yapılardır. Kanatların basıklıkları kesit profillerinin *kalinlik oranı*yla ölçülür.

Bir kanat profinin kalınlığı hücum kenarında sıfır değerinden başlayarak veter boyunca değişir. Firar kenarında yine sıfıra gider (veya çok yaklaşır). Kalınlığın veter boyunca aldığı en büyük değere *maksimum kalınlık* ve bu kalınlığa erişilen noktaya *maksimum kalınlık noktası konumu* denir.

Bir kanat profinin maksimum kalınlığının veter uzunluğuna oranı *kalinlik oranı* (thickness ratio) olarak adlandırılır.



**Kalinlik oranı:** Maksimum kalınlığın veter boyuna oranı

$$\delta = \frac{t_{max}}{c}$$

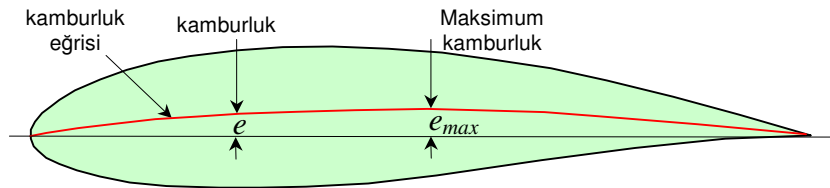
$\delta < \%10$  *ince profil*

$\delta \sim \%10-14$  *orta kalınlıkta profil*

$\delta > \%14$  *kalın profil*

Bazı kanat profilleri veter çizgisine göre simetrik iken, diğerleri simetrik değildir. Simetrik olmayan kanat profillerine *kamburluklu kanat profili* (cambered airfoil) adı verilir.

Kanat profinin veter boyunca üst ve alt yüzeyleri arasındaki bütün orta noktaları birleştirilen çizgi *kamburluk eğrisi* (camber line), veter boyunca herhangi bir konumda kamburluk eğrisinin veter çizgisine olan dikey uzaklığı *kamburluk* (camber), bu kamburluklardan en büyüğünün değeri *maksimum kamburluk*, ve maksimum kamburluğun görüldüğü veter konumu da *maksimum kamburluk noktası konumu* olarak adlandırılır.



Bir kanat profinin maksimum kamburluğunun veter uzunluğuna oranı *kamburluk oranı* (camber ratio) olarak adlandırılır.

**Kamburluk oranı:** Maksimum kamburluğun veter boyuna oranı

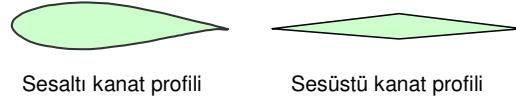
$$\gamma = \frac{e_{max}}{c}$$

*Uçak kanatlarında*  $\% 1 - 4$

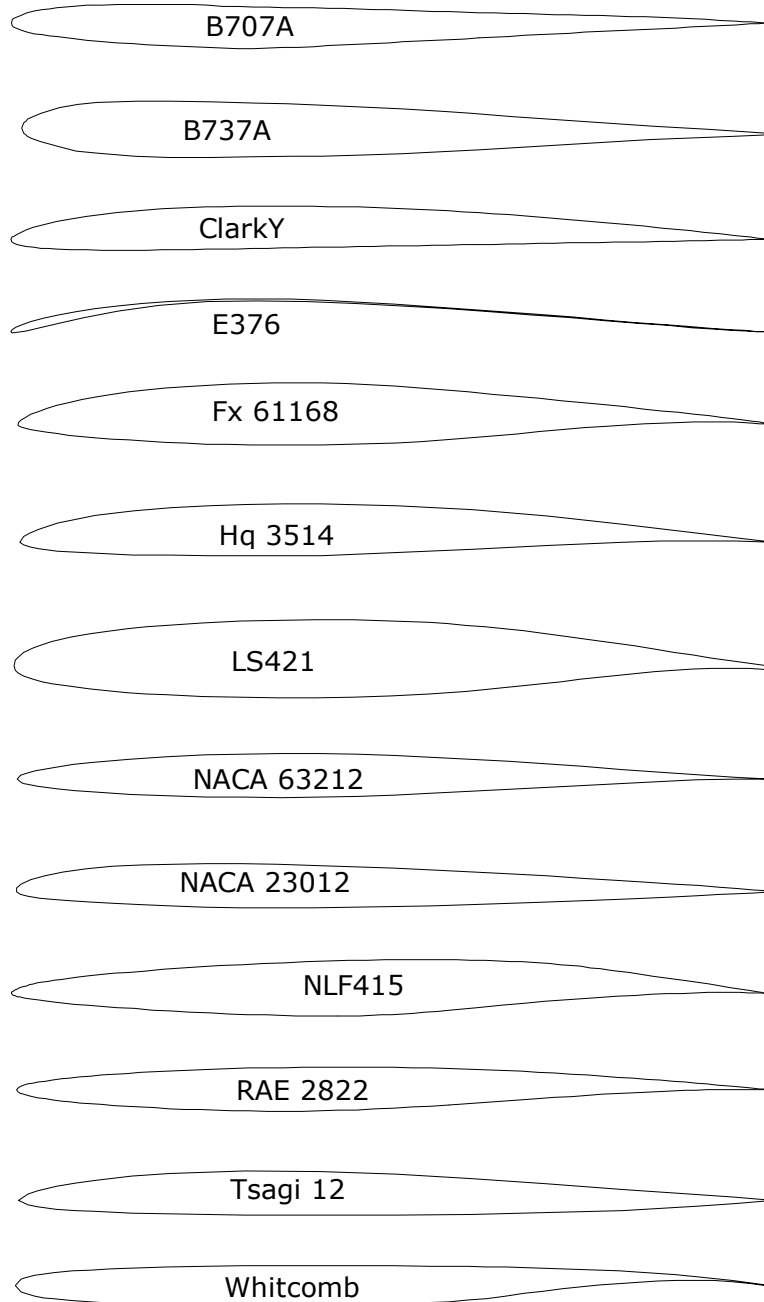
*Kompresör ve türbin pallerinde*  $\% 8 - 10$

Kanat profillerinin kamburluk oranları taşıma kuvvetini yakından ilgilendirir. Kalınlık oranı ve kalınlık dağılımı ise taşıma kuvvetinin kalitesiyle ilgilidir.

Sesaltı ve sesüstü hızlardaki uçak kanatlarının kesit profilleri kendi aralarında tipik benzerlikler gösterirler. Sesaltı kanat profilleri yuvarlak hücum kenarlı ve orta ve yüksek kalınlık oranına sahip iken, sesüstü kanat profilleri genellikle sivri hücum kenarlı ve düşük kalınlık oranlıdır.

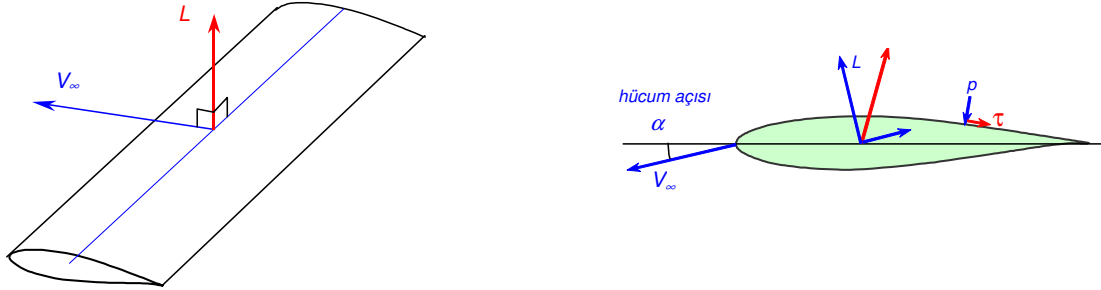


Şekilde bazı örnek kanat profilleri görülmektedir.



### 5.3- Taşımanın Oluşumu

Bir kanadın taşıma kuvveti, kanadın uçuş ve açıklık doğrultularına dik doğrultuda ve kanadın sırtı yönünde pozitif işaretli olarak tanımlanır.



Kanat profilinin uçuş doğrultusu ile veter çizgisi arasında kalan açı **hücum açısı** (angle of attack) olarak adlandırılır. Hücum açısının büyüklüğünün kanadın taşıma kuvveti ile yakından ilgisi vardır. Ancak hücum açıları genellikle sınırlı açılardır ( $\alpha < 15 \div 20^\circ$ )

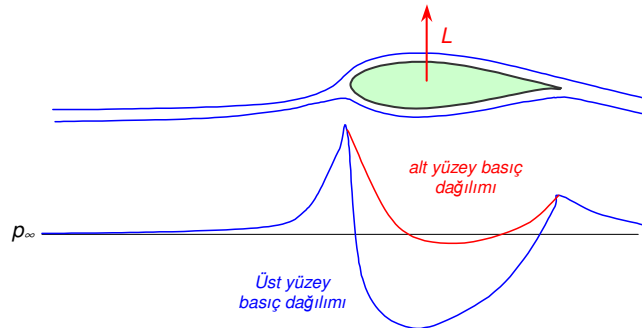
Taşıma kuvveti bir kanat yüzeyi boyunca havanın oluşturduğu yüzeysel kuvvetlerin bileşkesidir.

Kanat yüzeyinin her bir noktasında havanın yüzeye uyguladığı yerel kuvveti, yüzeye dik ve teğetsel doğrultuda olmak üzere iki bileşene ayırmak mümkündür. Yüzeye, birim alan başına dikey doğrultuda etkiyen kuvvete **basınç**, teğetsel doğrultuda etkiyen kuvvete **sürtünme** adı verilir. Basınç kuvvetleri kanat yüzeyine doğru yönelmiştir. Sürtünme kuvvetleri ise kanadın uçuş yönüne zıt yöndedir.

Taşıma kuvveti yerel kuvvetlerin uçuş doğrultusuna dik doğrultudaki bileşenlerinin bileşkesidir. Kanadın basık bir geometri olması ve uçuş doğrultusunun veter doğrultusuna yakın olması (hücum açısı küçük) nedeniyle taşıma kuvveti daha ziyade basınç kuvvetlerinden kaynaklanır. Sürtünme kuvvetlerinin taşıma üzerindeki etkisi ihmal edilebilecek kadar küçüktür.

Bir kanadın taşıma kuvveti oluşturabilmesi için üst yüzeyindeki basınçların genel olarak alt yüzeydekilere kıyasla daha küçük olması gerekir. Bu fark ne kadar fazla ise taşıma kuvveti o kadar daha büyük olur.

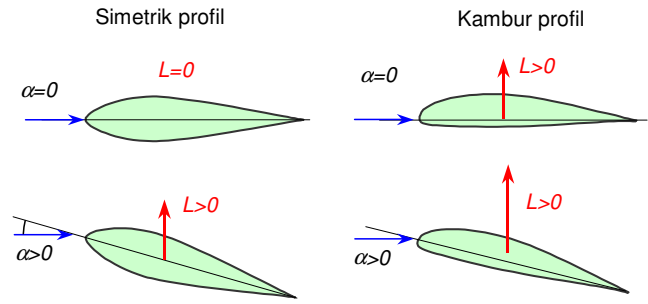
Kanadın alt ve üst yüzeyleri arasında bir basınç farkı oluşması aslında kanat etrafından geçen havanın hız kazanmasıyla ilgilidir. **Hava hızlandıkça basıncı azalır.** Kanadın üst yüzeyinden geçen hava alt yüzeyden geçene kıyasla daha fazla hızlandığı için üst yüzeydeki basınçlar alt yüzeydekilere kıyasla daha küçük olur. Böylece bir basınç farkı doğar.



**Simetrik** kesit profiline sahip bir kanat **sıfır hücum açısı**yla uçurulduğu takdirde alt ve üst yüzeyindeki basınç dağılımları simetrik olacağından hiçbir **taşıma kuvveti üretmez**.

Taşıma kuvveti oluşması için bu simetrinin bozulması gerekir ki, basınç dağılımının belirtilen simetrisi iki yolla bozulabilir:

- Hücüm açısı,
- Kamburluk



Her iki halde de sivri firar kenarının etkisiyle hava firar kenarını düzgün şekilde terk etmek zorunda kalır.

Bu da üst yüzeyden havanın daha hızlı geçmesine neden olur. Uygulamada kamburluk ve hücüm açısı etkilerinden birlikte yararlanır.

### 5.4- Taşıma Katsayısı

Taşıma kuvvetinin kanadın üst-görünüm alanıyla orantılı olduğunu hemen söylemek mümkündür. Yani büyük bir uçağın taşıma kuvveti küçük bir uçağa kıyasla daha büyüktür.

Taşıma kuvvetinin kanadın geometrisiyle de yakından ilgili olduğunu söylemek mümkündür. Örneğin, simetrik kesitli kanatla kambur kesitli kanat arasındaki farklılık yukarıda belirtildi. Buna göre kamburluğu farklı kanatların taşımalarının da farklı olacağını kolaylıkla anlamak mümkündür.

Aslında hücüm açısını da geometriyi bir parçası olarak düşünmek mümkündür. Yani hava akımı aynı kanadın etrafından geçerken farklı hücüm açılarında farklı kuvvetler oluşturarak, adeta kanattan farklı bir geometriymiş gibi etkilenmektedir.

Taşıma kuvveti kanadın havaya nazaran uçuş hızına da bağlıdır. Yani kanat ne kadar hızlı uçarsa o kadar büyük taşıma kuvveti oluşturacaktır. Tecrübeler taşıma kuvvetinin hızın karesiyle orantılı olduğunu göstermektedir.

Taşıma kuvveti bütün bunlar dışında havanın yoğunluğuna da bağlıdır. İrtifa ile atmosfer içindeki hava yoğunluğu azalır (veya basınçlandırılmış bir rüzgar tüneline havanın yoğunluğu büyüktür). Bu da taşıma kuvvetini etkiler.

Buna göre taşıma ile bu parametreler arasında şeklinde bir ilişki kurmak mümkündür. Burada

$$L \propto (\rho_{\infty}, V_{\infty}^2, S, C_L)$$

$L$	Taşıma kuvveti olup	boyutu	kütlexivme	$\left[ M \frac{L}{T^2} \right]$
$\rho_{\infty}$	havanın yoğunluğu olup	boyutu	kütle/hacim	$\left[ \frac{M}{L^3} \right]$
$V_{\infty}$	havanın hızı olup	boyutu	Uzunluk/zaman	$\left[ \frac{L}{T} \right]$
$S$	kanat alanı olup	boyutu	Uzunluğun karesi	$\left[ L^2 \right]$

dir. Bu parametrelerin boyutları yukarıdaki bağıntıda konulup karşılaştırma yapılırsa

$$L \propto (\rho_{\infty}, V_{\infty}^2, S, C_L) \rightarrow \left[ M \frac{L}{T^2} \right] \propto \left[ \frac{M}{L^3} \right] \left[ \frac{L}{T} \right]^2 [L^2] [C_L] = \left[ M \frac{L}{T^2} \right] [C_L]$$

$C_L$  büyüklüğünün boyutsuz bir katsayı olacağı görülür. Bu boyutsuz büyüklüğe **taşıma katsayısı** adı verilir.

Taşıma kuvveti ile bu kuvveti etkileyen parametreler arasındaki ilişki genellikle

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S$$

şeklinde bir formülle ifade edilir. Burada

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2$$

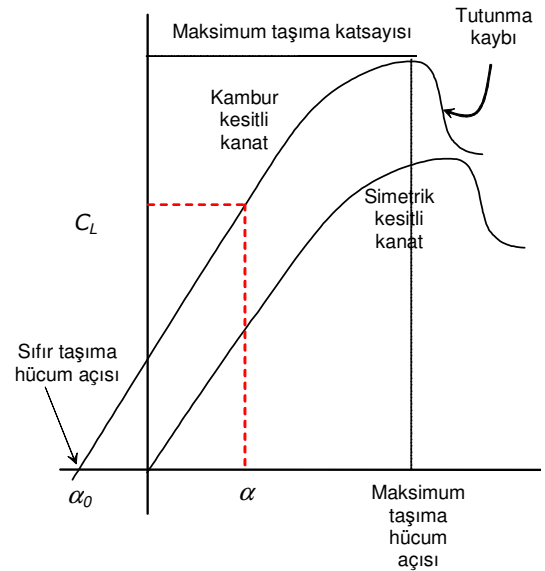
büyüklüğü dinamik basınç olarak da adlandırılır. Böylece bir kanadın taşıma katsayısı

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S}$$

şeklinde, taşıma kuvveti dinamik basınca ve kanat alanına bölünerek elde edilir.

Taşıma kuvvetini rüzgar tüneline yapılan deneysel çalışmalarla ölçmek veya teorik yöntemlerle yaklaşık olarak tahmin etmek mümkündür. Değişik hücum açılarındaki deneyler yaparak taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi elde edilebilir.

Bir kanadın taşıma katsayısının hücum açısı ile tipik değişimi şekilde görüldüğü gibidir.



Taşıma hücum açısının küçük ve orta olarak nitelendirildiği değerlerinde ( $\alpha < 8-10$  derece) genellikle lineer veya lineere çok yakın olarak değişmektedir. Yüksek hücum açılarındaki ise önce bu lineerlik bozulmakta, bir maksimum taşıma noktasından sonra da taşıma azalmaktadır. Taşımanın azaldığı bölgeye **tutunma kaybı** (stall - perte de vitesse) bölgesi denilmektedir.

Kamburluk etkisiyle taşıma eğrisi paralel olarak yukarı kaymakta, bu nedenle sıfır hücum açısında bir taşıma değeri gözükmemektedir. Taşıma negatif bir hücum açısında ( $\alpha_0$ ) sıfır olmakta, bu nokta **sıfır taşıma hücum açısı** olarak adlandırılmaktadır.

Taşımanın lineer olarak değiştiği bölgede herhangi bir hücum açısındaki taşıma katsayısı hücum açısına genel olarak

$$C_L = a(\alpha - \alpha_0)$$

$$a = \frac{dC_L}{d\alpha}$$



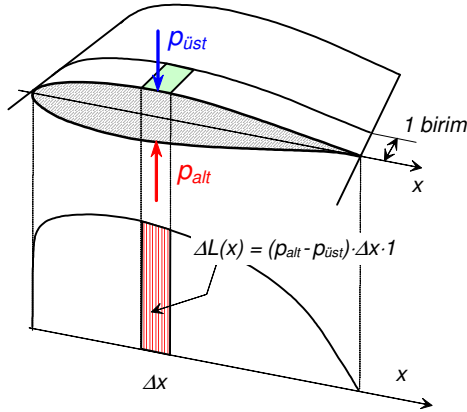
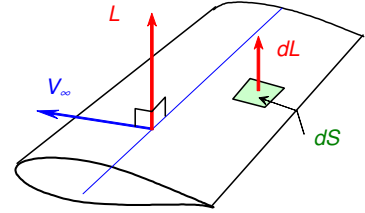
şeklinde bağlanır. Burada  $a$  büyüklüğü taşıma katsayısının hücum açısı ile değişim hızını (türevini) belirtmekte olup, **taşıma eğrisi eğimi** olarak adlandırılmaktadır.

## 5.5- Yerel taşıma. Veter ve açıklık doğrultularında değişimi

Taşıma kuvveti bir kanadın bütün yüzeyi boyunca oluşan basınç kuvvetlerinin bileşkesi olarak tanımlanmış, böyle bir kuvvetin yaratılması için kanadın alt ve üst yüzeyleri arasında genel bir basınç farkı oluşması gerektiği belirtilmiştir.

Kanadın herhangi bir noktasında alt ve üst yüzey arasındaki basınç farkı, bu noktadaki yerel taşıma kuvveti olarak nitelendirilebilir. Yani taşıma kanat alanı üzerine yayılmış bir yük olarak düşünülebilir.

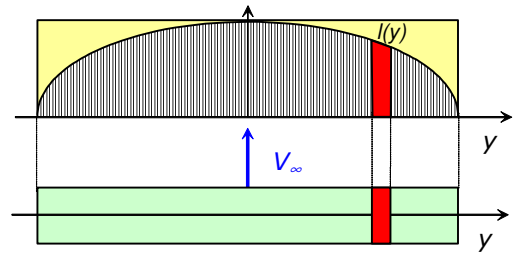
Yerel taşıma kanat üzerindeki her noktada aynı değildir. Genel olarak veter ve açıklık doğrultularında değişim gösterir.



Nitekim kanadın üst ve alt yüzeyinde basıncın veter boyunca değiştiği hatırlanırsa yerel taşımanın veter boyunca değiştiği hemen görülür. Kanadın şekilindeki gibi birim açıklıklı bir dilimi göz önüne alınırsa, bu dilim boyunca taşımanın şekildekine benzer tarzda bir değişim göstereceği söylenebilir.

Yerel taşıma bu kanat diliminin uç noktaları sayılabilecek hücum ve firar kenarında sıfırdır. Kanadın birim açıklıktaki bir dilimi için veter boyunca yayılı taşıma kuvvetleri integre edilerek bu kanat dilimine etkiyen taşıma kuvveti elde edilebilir. Bu kuvvet de kanat açıklığı boyunca yerel taşıma kuvveti olarak nitelendirilebilir.

Taşımanın kanat açıklığı boyunca şekilde belirtildiği tarzda bir değişiklik göstereceğini söylemek mümkündür. Şöyle ki; bir kanadın iki ucunda alt ve üst yüzeyler arasında önemli bir basınç farkı oluşamayacağı için yerel taşıma sıfır olacak, kanadın orta bölgelerinde ise taşıma muhtemelen en büyük değerini alacaktır. Böylece açıklık boyunca taşımada bir değişim oluşacaktır.



Yukarıdaki şekle göre kanat orta bölgelerde taşıma üretirken, uç bölgelerde aynı büyüklükte taşıma üretememektedir. Buna göre taşıma dağılımını temsil eden eğrinin üzerindeki gölgelendirilmiş alanı taşıma kuvveti için bir kayıp olarak nitelendirmek mümkündür.

## 5.6- Açıklık oranının etkisi, İki-boyutlu kanat

Kanat ucundaki kayıplar taşıma kuvvetinin kendisine oranlandığı taktirde aynı özellikteki (Aynı veter boyunda, aynı kesit profiline sahip, aynı yoğunluk ortamında hızda uçurulan)

iki kanattan açıklığı daha büyük olanın kayıp oranının daha küçük olduğu, diğer bir deyişle taşımasının daha verimli olduğunu söylemek mümkündür.

Kanat açıklığının çok büyük (teorik olarak sonsuz) olması halinde kayıp oranı ihmal edilebilir mertebelere iner.

Böyle bir kanat *iki-boyutlu kanat* olarak adlandırılır. Bu kanadın açıklığı boyunca her yerinde taşımanın aynı olduğu kabul edilir.

Bu nedenle de iki-boyutlu kanadın aerodinamik katsayıları, kanat profili karakteristikleri olarak bilinir. Yalnız, iki-boyutlu bir kanadın taşıma katsayısı tanımlanırken, açıklığın sonsuz alınması halinde kanat alanı sonsuz olacağı ve bu da anlamsız olacağı için, referans alan olarak kanadın birim açıklıktaki bir kısmının alanı alınır. Böylece iki boyutlu kanadın taşıma katsayısı

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$$

şeklinde tanımlanır. Burada  $c$  veter uzunluğudur.

Şekilde bir kanat profilinin taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi, aynı kesit profili kullanılarak imal edilmiş bir üç-boyutlu kanadın taşıma katsayısıyla karşılaştırılmıştır.

Üç-boyutlu kanadın maksimum taşıma katsayısı kesit profilinin taşıma katsayısına kıyasla daha küçük iken maksimum taşıma hücum açısı daha büyüktür.

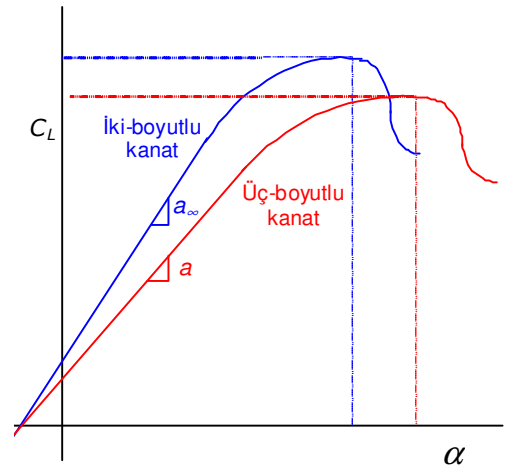
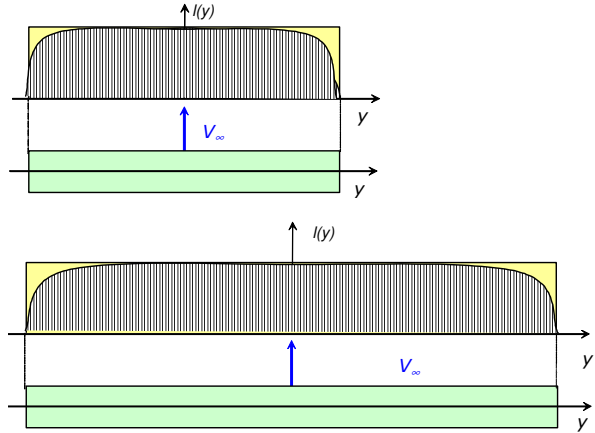
Ayrıca üç-boyutlu kanadın herhangi bir hücum açısındaki taşıma katsayısı iki-boyutlu kanadın aynı hücum açısındaki taşıma katsayısından daha küçüktür. Diğer bir deyişle üç-boyutlu kanadın taşıma eğrisi eğimi, iki-boyutlu kanadın taşıma eğrisi eğiminden küçüktür.

Üç-boyutlu bir kanadın aerodinamik karakteristikleri, kanat profili karakteristiklerinden elde edilebilir. Nitekim bunun bir sonucu olarak bir çok üç-boyutlu kanat için taşıma eğrisi eğimini aynı kesit profilinin kullanıldığı iki-boyutlu kanadın taşıma eğrisi eğimine *yaklaşık olarak*

$$a = \frac{a_\infty}{1 + \frac{a_\infty}{\pi AR}}$$

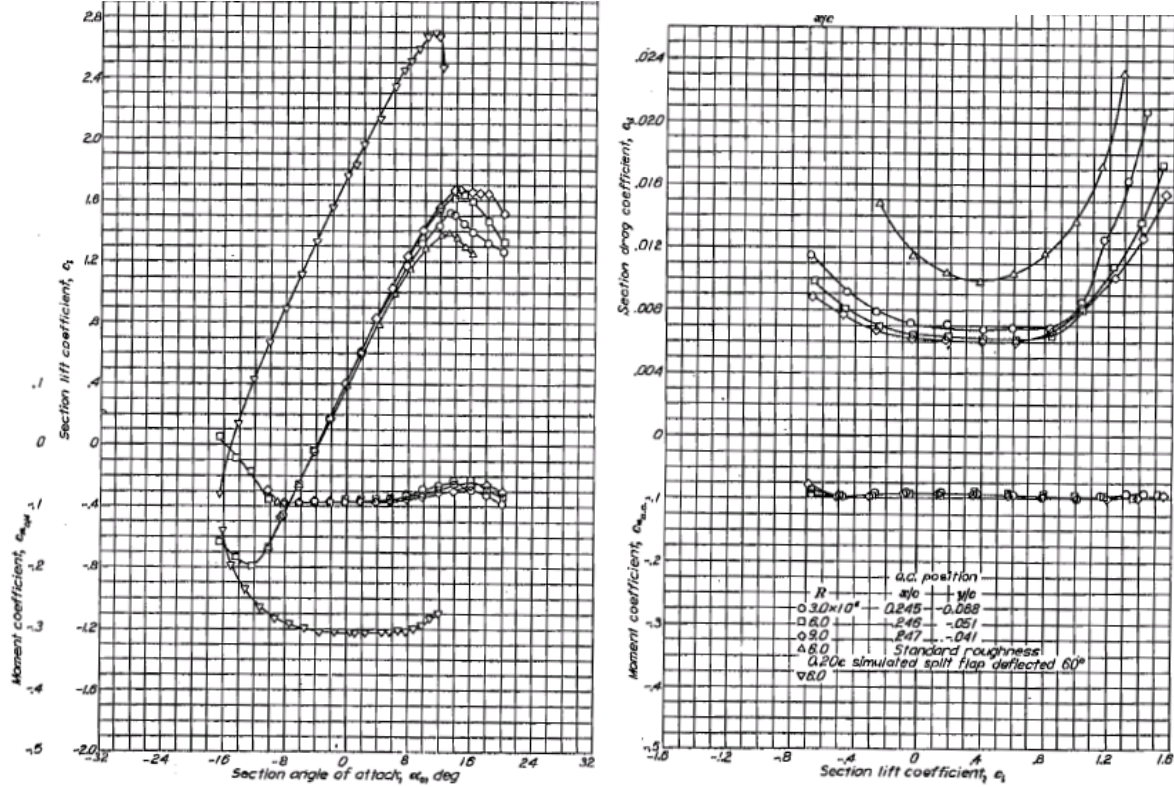
şeklinde bağlamak mümkündür. Burada  $a_\infty$  iki-boyutlu kanadın taşıma eğrisi eğimini,  $AR$  ise üç-boyutlu kanadın açıklık oranını belirtmektedir.

İki-boyutlu kanat karakteristikleri literatürde çoğu zaman kanat profili karakteristikleri olarak adlandırılır. Havacılığın ilk 50 yılında kanatlarla ilgili çalışmaların çoğunu kanat



profilleri üzerindeki deneysel teorik çalışmalar oluşturmuştur. Bu çalışmaların önemli bir kısmı raporlar halinde literatüre katılmıştır. Aşağıdaki şekilde örnek olarak NACA4412 kanat profilinin deneysel yolla elde edilmiş ve NACA'nın (National Advisory Committee for Aeronautics) 824 numaralı raporunda sunulmuş olan aerodinamik katsayıları görülmektedir.

### NACA 4412 Profilinin aerodinamik karakteristikleri ([NACA Report 824](#))



### Örnek problem:

NACA 4412 profili kullanılarak imal edilen bir kanadın açıklık oranı 8 olduğuna göre 2 derece hücum açısındaki taşıma katsayısını hesaplayınız.

### Çözüm:

NACA 4412 profili için taşıma eğrisi eğimi  $a_{\infty} = 5.97 \text{ rad}^{-1}$

NACA 4412 profili için sıfır taşıma hücum açısı  $\alpha_0 = -3.96 \text{ deg}$

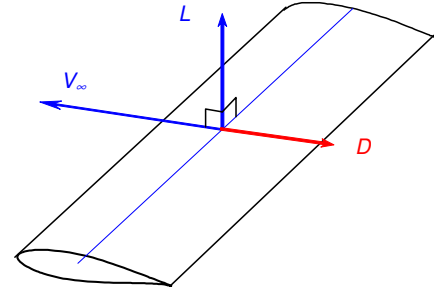
Kanat eliptik kabul edilirse

Kanadın taşıma eğrisi eğimi 
$$a = \frac{a_{\infty}}{1 + \frac{a_{\infty}}{\pi AR}} = \frac{5.97}{1 + \frac{5.97}{\pi \times 8}} = 4.824$$

Taşıma katsayısı 
$$c_l = a (\alpha - \alpha_0) = 4.824 \times [2 - (-3.96)] \times \frac{\pi}{180} = 0.502$$

## 5.7- Sürüklenme Kuvveti

Kanat uçak için gereksinim duyulan taşıma kuvvetini oluştururken bir yandan da uçağın ilerlemesini zorlaştıran bir aerodinamik direnç kuvveti yaratır. Bu kuvvete **sürüklenme kuvveti** (Drag) adı verilir. Sürüklenme kuvveti uçuş doğrultusunda, uçuş yönüne zıt yönde pozitif işaretli olmak üzere tanımlanır.



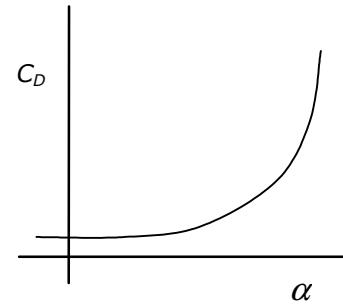
Sürüklenme kuvvetini esas itibariyle kanat üzerinde oluşan basınç ve sürtünme kuvvetlerinin uçuş doğrultusundaki bileşenleri yaratmaktadır.

Gerek basınç dağılımı, gerekse sürtünme dağılımı çeşitli etkenlerden etkilenmektedir. Bunlar arasında kesit profili geometrisi ve hücum açısını, açıklık oranını, çok yüksek hızlarda ortaya çıkan şok dalgalarının etkisini saymak mümkündür. Bütün bu etkiler aerodinamik derslerinde ayrıntılı olarak incelenecektir.

Sürüklenme kuvveti de taşıma kuvveti gibi hava yoğunluğuna, hızın karesine ve kanat alanına bağlı olup

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$$

şeklinde bir sürüklenme katsayısı tanımlamak mümkündür. Sürüklenme katsayısı başlıca kanat geometrisine ve hücum açısına bağlıdır. Hücum açısı ile tipik değişimi şekilde gösterildiği gibidir.

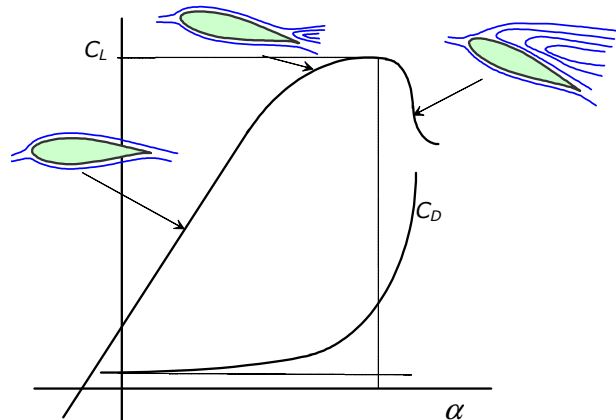


## 5.8- Akım ayrılması, tutunma kaybı

Gerek taşıma katsayısının gerekse sürüklenme katsayısının hücum açısıyla değişimlerinin:

- küçük ve orta hücum açılarında çok düzenli olduğu (taşıma katsayısı lineere yakın değişim gösterirken, sürüklenme katsayısı hemen hemen sabit kalmaktadır),

- yüksek diye nitelendirilebilecek hücum açılarında ise bu düzenin bozulduğu (taşıma artışları yavaşlamakta, hatta bir noktadan sonra hücum açısı ile taşıma azalabilmekte, sürüklenmedeki artışlar ise çok hızlanmaktadır)



dikkati çekmektedir. Bu düzen ve düzensizliklerin nedeni aslında havanın kanat üzerinde düzenli veya düzensiz geçişiyle ilgilidir.

Küçük ve orta hücum açılarında hava kanadın etrafından hayli düzgün bir şekilde ve yüzeye yapışık olarak (yüzeyi izleyecek tarzda) geçer, ve kanadı firar kenarından düzgün bir şekilde terk eder.

Buna karşılık yüksek olarak nitelendirilen hücum açılarında (8-10 derece gibi) kanadın üst yüzeyinde firar kenarı yakınlarında akım yüzeyi izleyemez duruma gelir. Yüzeyden ayrılır. Bu noktanın gerisinde girdaplı, karmaşık bir akım bölgesi oluşur. Bu da taşıma artışlarını kısıtlar.

Daha büyük hücum açılarında ise üst yüzeydeki akım hücum kenarına yakın bir noktadan itibaren yüzeyden ayrılır. Bu durumda hücum açısı arttırıldıkça taşıma artmadığı gibi aksine azalmaya başlar. Bu olaya **tutunma kaybı** (stall – perte de vitesse) adı verilir.

### 5.9- Aşırı taşıma düzenekleri: Flaplar, slatlar

Bir uçağın taşıma kuvveti hava yoğunluğu ve kanat alanı yanında özellikle uçuş hızı ve taşıma katsayısının fonksiyonu olup, uçuş süreci boyunca uçağın ağırlığını asgari biçimde karşılaması beklenir:

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S \geq W$$

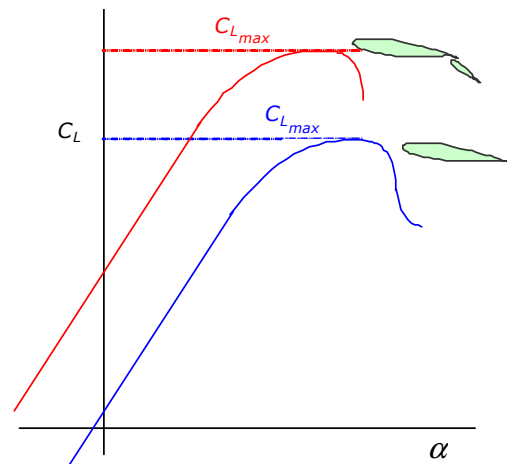
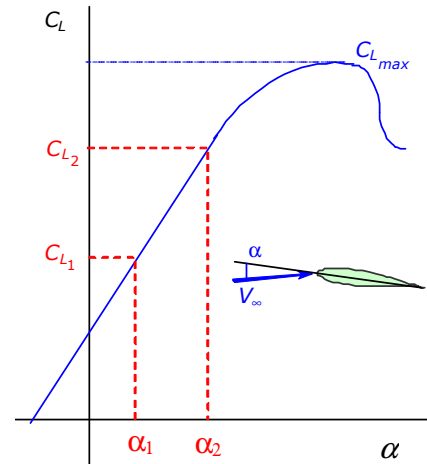
Uçağın kanat alanında önemli bir değişim olmaz. Buna göre belli bir irtifada uçağın hızı azaldıkça (örneğin iniş sırasında olduğu gibi) gerekli taşıma kuvvetinin sağlanabilmesi için taşıma katsayısının arttırılması gerekir.

Taşıma katsayısı ise hücum açısının fonksiyonu olup, bir kanadın faydalı kullanımı maksimum bir hücum açısı ile sınırlıdır. Kesit profilinin geometrisi değişmedikçe, maksimum taşıma katsayısından daha büyük bir taşıma katsayısı elde etmek mümkün değildir.

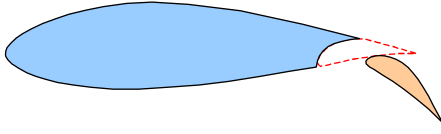
Buna göre bir uçak maksimum taşıma katsayısı ile sınırlı minimum bir hızdan daha küçük hızda havada tutunamaz:

$$W = L = C_{L_{max}} \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty_{min}}^2 S$$

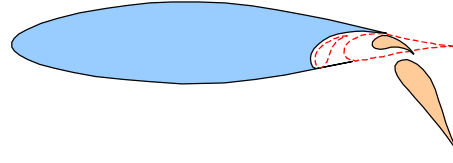
$$V_{\infty_{min}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} C_{L_{max}} S}}$$



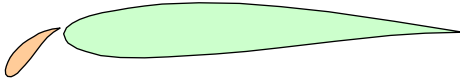
Ancak **flap** ve **slat** adı verilen elemanlarla kanadın kamburluğunu yapay olarak değiştirmek ve böylece taşıma katsayısını arttırmak mümkündür. Bu tip elemanlara **aşırı taşıma düzenekleri** (high-lift devices) adı verilmektedir.



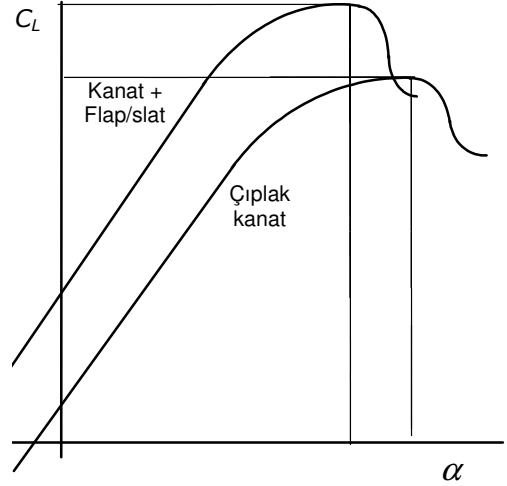
NACA 63,4-420 profili gerisinde **tek-aralıklı Fowler flabı** -  $CL_{max}=2.95$  (NACA TR-824)



NACA 65<sub>3</sub>-118 profili gerisinde **çift-aralıklı flap** -  $CL_{max}=3.28$  (NACA TR-824)



Teorik yolla üretilmiş bir slat-kanat kombinasyonu



## 5.10- Yunuslama Momenti

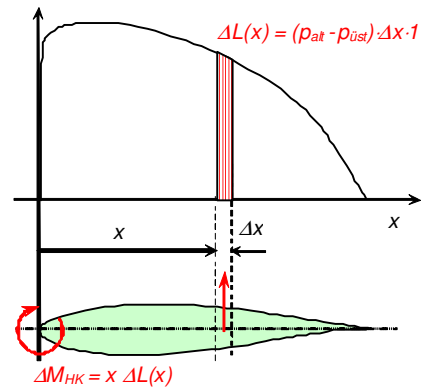
Veter boyunca yayılı taşımanın seçilen bir nokta etrafında oluşturduğu aerodinamik momente yunuslama momenti (pitching moment) adı verilir.

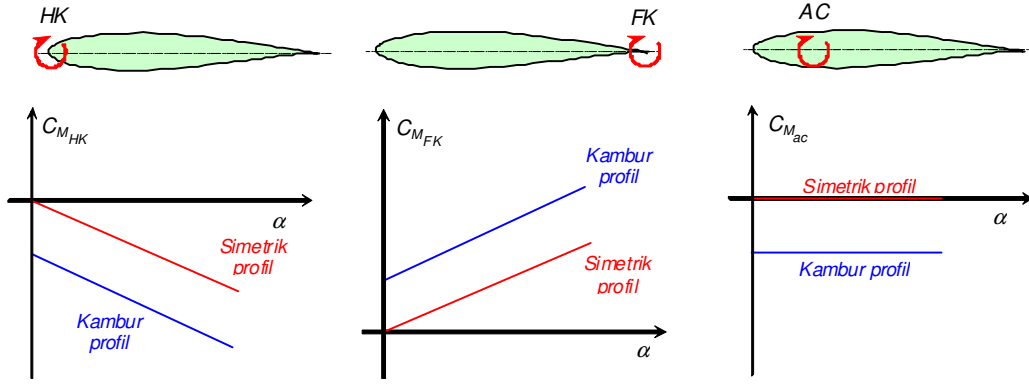
Kanat burnunu yukarı doğru döndürecek moment pozitif işaretli olarak tanımlanır. Taşıma ve sürüklenme katsayılarına benzer biçimde bir *yunuslama katsayısı* tanımlanır:

$$C_{M_y} = \frac{M_y}{q_\infty S \bar{c}}$$

Burada  $\bar{c}$  kanadın ortalama veter uzunluğudur.

Yunuslama katsayısı veter boyunca seçilen noktaya göre değişiklik gösterir. Ayrıca hücum açısıyla değişir. Aşağıdaki şekilde simetrik ve kambur kesitli kanatlar için sırasıyla hücum kenarı etrafında, firar kenarı etrafında ve *aerodinamik merkez* etrafındaki yunuslama katsayılarının hücum açısıyla tipik değişimleri görülmektedir.





İlk şekilde görüldüğü gibi taşımanın etkisiyle hücum kenarı etrafında burun aşağı (negatif) bir yunuslama oluşmakta ve bu moment hücum açısıyla artan taşıma ile birlikte negatif yönde artmaktadır. Simetrik profil için sıfır hücum açısında taşıma oluşmadığı gibi yunuslama da oluşmamaktadır.

Ortakdaki şekilde firar kenarı etrafındaki yunuslamanın pozitif işaretli olduğu ve hücum açısıyla birlikte pozitif yönde arttığı görülmektedir. Simetrik profil halinde sıfır hücum açısında yine yunuslama sıfırdır.

Sonuncu şekilde ise yunuslamanın hücum açısıyla (taşımayla) değişmediği bir noktadaki değerleri görülmektedir. **Aerodinamik merkez** olarak adlandırılan bu nokta etrafındaki moment simetrik profil halinde sıfır, cambur profil halinde ise negatif bir değere sahiptir.

Uçakların dinamiğiyle ve tasarımıyla ilgili çalışmalarda kanat ve kuyruk yüzeylerinin taşıma ve yunuslamalarının aerodinamik merkez etrafında belirtilmesi tercih edilir.

Aerodinamik merkez iki-boyutlu kanatlar için genellikle **çeyrek veter noktasına** çok yakındır. Üç-boyutlu kanatlarda ise üst görünüme bağlı olarak ortalama bir aerodinamik merkez hesaplamak mümkündür.

## 5.11 Kanadın Dengesi ve Kararlılığı

Denge (veya statik denge) bir cisme etkiyen kuvvetlerin (ve aynı şekilde momentlerin) birbirini dengelemesi şeklinde tanımlanır.

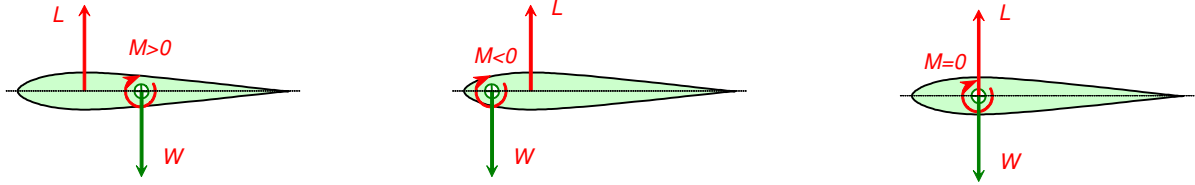
Bir kanat için kuvvetlerin dengesi, örneğin sabit irtifada, sabit hızla düzgün-simetrik bir uçuş hali için taşıma kuvvetiyle ağırlığın, itki kuvvetiyle sürüklemenin dengelenmesi olarak belirtilebilir. Bu uçuşun aynı nitelikte devam ettirilebilmesi için ayrıca kuvvetlerin ağırlık merkezi etrafında oluşturdukları momentlerin de birbirini dengelemesi gereklidir.

Örnek olarak öncelikle basit olması nedeniyle simetrik kesitli bir kanadın dengesi incelenirse, bu kanada aşağıdaki şekillerde de gösterildiği gibi:

- ağırlık merkezinde aşağı doğru bir ağırlık kuvveti etkiyecektir.
- hücum açısıyla orantılı ve yukarı doğru bir taşıma kuvveti etkiyecektir. Hücum açısı uygun seçildiği takdirde ağırlığa eşit olacak taşıma kuvveti ağırlık kuvvetini dengeleyebilecektir.
- Kesitin simetrik olması nedeniyle aerodinamik merkez etrafındaki yunuslama momenti sıfır olacak ve hücum açısıyla birlikte değişmeyecektir.

Bu durumda:

- ilk şekilde görüldüğü gibi ağırlık merkezi aerodinamik merkezin gerisinde olduğu takdirde taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında bir burun yukarı (pozitif) moment oluşturacaktır. Bu moment bir başka momentle dengelenmediği için hücum açısının artmasına, artan hücum açısı da taşımanın ve dolayısıyla momentin artmasına neden olacak, artan moment hücum açısının daha da artmasına yol açacak ve bu süreç tutunma kaybına kadar gidecektir.



- İkinci şekilde görüldüğü gibi ağırlık merkezi aerodinamik merkezin önünde olduğu takdirde taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında bir burun aşağı (negatif) moment oluşturacaktır. Bu moment bir başka momentle dengelenmediği için hücum açısının azalmasına, azalan hücum açısı da taşımanın azalmasına neden olacak, bu durumda kuvvetlerin dengesi bozulacak, yani taşıma kuvveti ağırlığı karşılayamayacaktır.
- Üçüncü şekilde olduğu gibi ağırlık merkezi tam aerodinamik merkez üzerinde olursa taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında moment oluşturmayacak, dolayısıyla gerek kuvvetlerin, gerekse momentlerin dengesi sağlanmış olacaktır. Ancak bu denge durumu çok kritik olup, ağırlık merkezindeki en ufak bir kaçıklık diğer iki durumdaki sonuçlara varılmasına neden olacaktır.

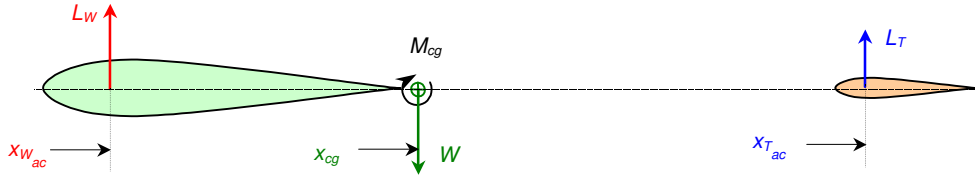
Görüldüğü gibi dikdörtgensel üst-görünümlü simetrik kesitli bir kanadın yalnız başına kararlı biçimde uçurulması mümkün değildir. Nitekim böyle bir kanadın kararlı bir şekilde uçuşunu sağlamak için *yatay kuyruk* (horizontal tail) adı verilen ilave bir taşıyıcı yüzeyden yararlanılır.

## 5.12 Yatay Kuyruk Yüzeyi

Yatay kuyruk yüzeyi genellikle uçağın ana kanadına benzeyen ikinci bir kanat görünümünde olmakla birlikte ana kanattan hayli küçüktür. Bu nedenle oluşturduğu taşıma kuvveti de ana kanada kıyasla hayli küçüktür.

Şekilde görüldüğü gibi simetrik kesitli, dikdörtgensel üst görünümü bir kanadın gerisinde yine simetrik kesitli ve dikdörtgensel üst-görünümlü bir yatay kuyruk yüzeyini göz önüne alalım. Böyle bir yerleştirme halinde sistemin ağırlık merkezinin normal şartlarda kanatla kuyruk yüzeyi arasında, kanada daha yakın bir konumda olması beklenir. Bu durumda uçağın ağırlığını taşıyacak biçimde yukarı doğru olması gereken kanat taşıma kuvvetinin ( $L_w$ ) ağırlık merkezi etrafında oluşturacağı moment burun yukarı yönde olacağından bunun dengelenebilmesi için kuyruk yüzeyinin oluşturacağı momentin de zıt (burun aşağı) yönde olması beklenir. Yani kuyruğun taşımasının ( $L_T$ ) kanatla aynı yönde (yukarı doğru) olması ve bunun için de kuyruğun hücum açısının da kanat gibi pozitif yönde olması gereklidir.





Bu durumda uçağın statik dengesi incelenirse:

- Uçağın ağırlığı

$$W = L_w + L_T$$

şeklinde kanat ve kuyruk tarafından birlikte dengelenecektir. Yani uçağın ağırlığını karşılayan taşıma kuvvetinin bir kısmı kuyruk yüzeyi tarafından sağlanacaktır.

- Ağırlık merkezi etrafında kanat ve kuyruğun oluşturacakları momentler birbirini

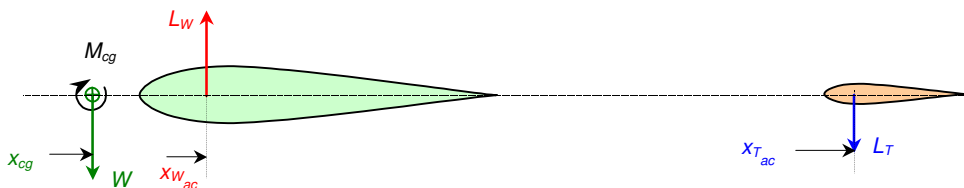
$$M_{cg} = L_w (x_{cg} - x_{wac}) - L_T (x_{Tac} - x_{cg}) = 0$$

şeklinde dengeleyecektir.

Uçağın kararlılığına gelince; kanat ve kuyruk yüzeyleri gövdeye göre aynı konumda iken uçağın hücum açısında aniden çok küçük bir artma olduğu takdirde

- kanat ve kuyruk yüzeylerinin her ikisinin hücum açıları da aynı miktarda artacak,
- bu hücum açısı artışları kanat ve kuyruk taşımalarında artışa neden olacak,
- kanat alanının daha büyük olması nedeniyle kanattaki taşıma artışı kuyruktakine kıyasla daha fazla olacak,
- böylece kanadın yarattığı moment kuyruğunkine kıyasla daha fazla büyüyeceğinden ağırlık merkezi etrafında burun yukarı bir moment oluşacak,
- ağırlık merkezi etrafında oluşacak burun yukarı moment hücum açısının daha da artmasına neden olacak,
- hücum açısındaki artış aynı olayların devam etmesine yol açacak
- tekrarlanan bu olaylar uçağın tutunma kaybına uğramasına kadar devam edecektir.

Uçağın kararlı bir uçuş yapabilmesi için uygun bir çözüm ağırlık merkezinin, ilave ağırlıklar kullanılarak şekilde görüldüğü gibi kanadın aerodinamik merkezinden daha ileri bir konuma taşınmasıdır.



Bu durumda uçağın statik dengesi incelenirse:

Kanadın taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında burun aşağı bir moment yaratacağından, bunun dengelenebilmesi için kuyruk yüzeyinin zıt yönde (burun yukarı) moment yaratması gerekir. Bunun için de kuyruk taşıma kuvvetinin aşağı doğru, yani kuyruk hücum açısının negatif olması gerekir. Böylece uçağın ağırlığı

$$W = L_W - L_T \quad \rightarrow \quad W + L_T = L_W$$

şeklinde dengelenirken, ağırlık merkezi etrafındaki moment de

$$M_{cg} = -L_W (x_{Wac} - x_{cg}) + L_T (x_{Tac} - x_{cg}) = 0$$

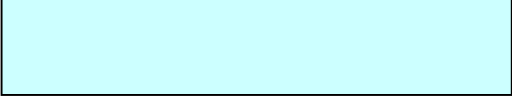
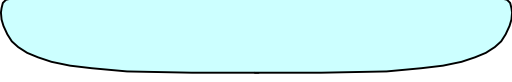
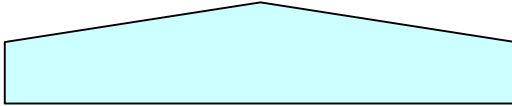
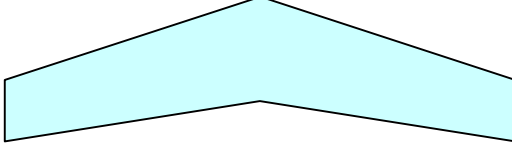
şeklinde dengelenecektir.

Görüldüğü gibi, bu halde kuyruk yüzeyi uçağın ağırlığını taşıma yönünde bir katkı sağlamadığı gibi, kanadın taşımasının bir kısmı kuyruğun oluşturduğu kuvveti dengelemek için harcanmaktadır.

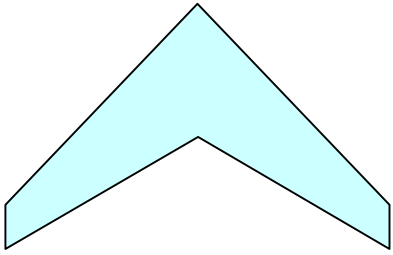
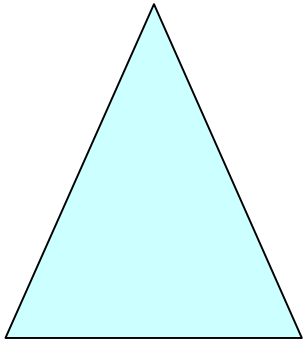
Uçağın kararlılığına gelince; yine kanat ve kuyruk yüzeyleri gövdeye göre aynı konumda iken uçağın hücum açısında aniden çok küçük bir artma olduğu taktirde:

- kanat hücum açısı bir miktar artarken, esasen negatif olan kuyruk hücum açısı pozitif yönde değişecek (yani negatif hücum açısının mutlak değeri azalacak),
- bu hücum açısı değişimleri kanat taşımasını arttırırken kuyruktaki negatif yönlü (aşağı doğru) taşıma kuvvetini azaltacak,
- Kanadın oluşturduğu burun aşağı moment kuyruğun oluşturduğu burun yukarı momentden fazla olacağı için, ağırlık merkezi etrafında burun aşağı bir moment oluşacak,
- ağırlık merkezi etrafında oluşacak burun aşağı moment hücum açısının azalmasına neden olarak uçağın eski hücum açısına dönmesini sağlayacaktır.

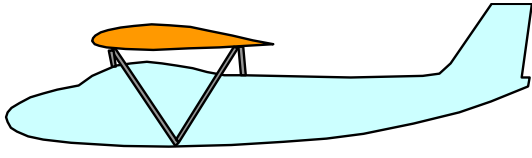
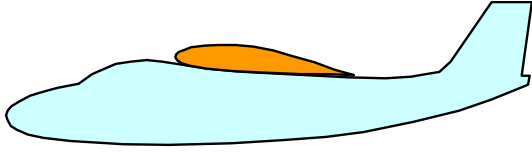
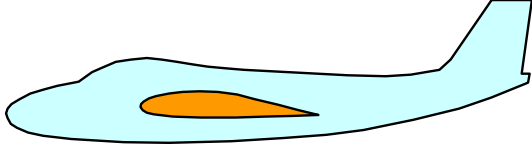
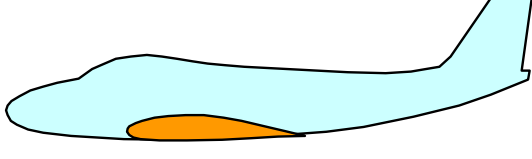
**5.13- Üst görünümüne göre kanat tipleri****Açıklık oranı büyük kanatlar**

	Dikdörtgensel üst görünümlü kanat
	Eliptik kanat
	Trapez kanat
	Ok açılı kanat

**Açıklık oranı küçük kanatlar**

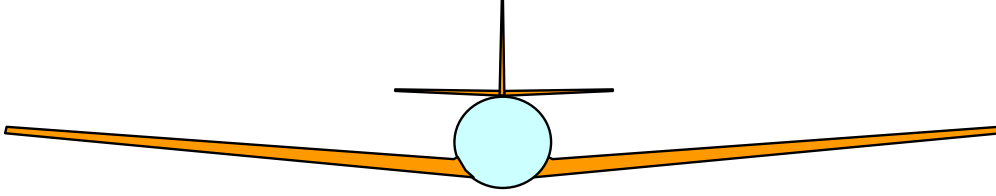
	Yüksek ok açılı kanat
	Delta kanat

**5.14- Kanadın yerleştirilmesine göre uçak tipleri**

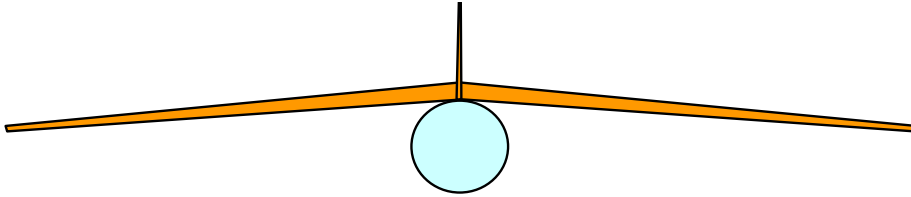
	Parasol kanat
	Üstten kanat
	Ortadan kanat
	Alttan kanat

## 5.15- Dihedral açılara göre kanat tipleri

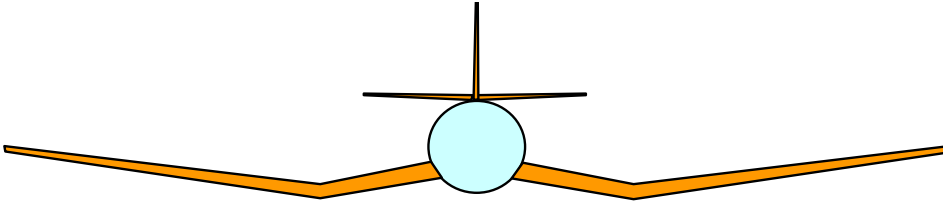
**Pozitif dihedral**



**Negatif dihedral**



**Çift dihedral (W kanat)**



**Çift dihedral (M kanat)**

