

## İKİNCİ BÖLÜM

### HAVA TAŞITLARINA GELEN YÜKLER

#### 2.1. GİRİŞ

Hava taşıt elemanlarının son boyutlandırılması yapılmadan önce yapıya gelen tüm yük durumları bilinmelidir. Bu yük durumları hem uçuş hem de yerde gözönüne alınırlar. Taşıta, ömrü boyunca gelebilecek tüm yük durumlarını incelemek olanaksız olduğundan; uygulamada, her yapı elemanına gelecek kritik yükler gözönüne alınır. Bu koşullar önceki deney ve incelemeler gözönüne alınarak imalatçı kuruluşça belirlenir.

Hava taşıtı yapılarına gelen yüklerin hesabı, bir mühendislik teşkilatlanmasında yük grubu adı verilen grubun birincil sorumluluğu olmasına rağmen bu konudaki temel ve genel bilgiler gerilme analizcisi için de esastır. Bu nedenle bu bölümde hava taşıtlarına gelen yüklerin esaslarına ve kaynaklarına değinilecektir.

#### 2.2. GENEL DEĞERLENDİRME

Her hava taşıtı, özel görevini emniyetle yerine getirmek üzere dizayn edilir. Bunun sonucunda, boyut, yapılaş ve performansa bağlı çok çeşitli yapılar ortaya çıkar. Ticari amaçlı ulaştırma uçakları özel olarak, bir havaalanından diğerine yolcu taşımak için dizayn edilir.

Bu tür uçaklara isteyerek asla keskin manevralar yaptırılmaz. Av ve bombardıman uçakları ise, keskin manevralara dayanacak şekilde tasarılırlar. Tasarım

koşulları, genellikle uçak yapısının göçmesine neden olacak yük katsayısına erişilmeden önce pilotun bilincini yitirmeyeceği ve insan vücudunun dayanabileceği en büyük ivmeye göre saptanır.

Dizaynın optimumluğu yanında, hava taşıtlarının emniyeti, yapı bütünlüğü ve güvenilirliğini sağlamak için hem sivil hem de askeri hükümet organları, çeşitli hava taşıtlarının yapı dizaynında kullanılacak yüklerin şiddeti ile ilgili belirli şartnameler ve gereksinimler oluşturmuşlardır. Aşağıda tanımlanan terimler genellikle hava taşıtlarına gelen yüklerle ilgili şartnamelerde kullanılır.

Sivil kuruluşlarca kullanılan sınır yükler veya askeri kuruluşlarca kullanılan uygulanan yükler, taşıtın bütün ömrü boyunca maruz kalacağı en fazla yüklerdir. Nihai yükler genellikle dizayn yükleri olarak belirtilir, sınır yüklerin bir emniyet katsayısı (EK) ile çarpımıdır:

$$EK = \frac{\text{nihai yük}}{\text{sınır yük}}$$

Genellikle pratikte her dizaynda roket yapılarında 1,25'den başlayıp uçak yapılarında 1,5' a kadar değişen bir emniyet katsayısı şu belirsizliklerden dolayı kullanılır:

- 1- Teorik analizlerde yapılan basitleştirici kabuller
- 2- Malzeme özelliklerinde ve kalite kontrolü standartlarında değişimler
- 3- Pilot tarafından bazı tehlike hallerinde yaptırılacak hareketler sonucu ortaya çıkacak, belirlenmiş yük sınırlarını aşan yükler.

Sınır yükler ve nihai yükler genelde belirli yük katsayıları ile tanımlanır. Sınır yük katsayısı, bir taşıtta sınır yükleri bulmak için temel yüklerin çarpıldığı katsayıdır. Benzer şekilde nihai yük katsayısı ise, nihai yükleri bulmak için temel yüklerin çarpıldığı katsayıdır. Başka bir deyişle bu, sınır yük katsayısı ile emniyet katsayısının çarpımıdır.

### 2.3. TEMEL UÇUŞ YÜK DURUMLARI

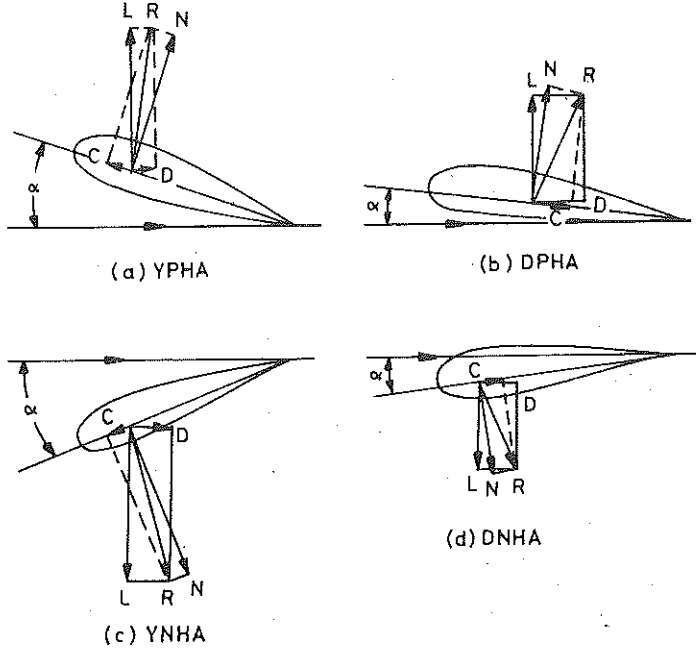
Dört temel koşuldaki biri, herhangi bir uçuş durumunda uçağın herhangi bir parçasına gelen en büyük yükü oluşturur. Bu dört koşul: yüksek pozitif hücum açısı,

düşük pozitif hücum açısı, yüksek negatif hücum açısı, düşük negatif hücum açısıdır. Tüm bu koşullar simetrik uçuş manevralarını simgeler. Yani, uçağın simetri düzlemine dik herhangi bir hareket yoktur.

Yüksek pozitif hücum açısı (YPHA) durumu, kanatta tutunma kaybı olmadan verilebilen en büyük hücum açısı ile elde edilir. Yatay olarak alınan bağıl rüzgar doğrultusuna dik taşıma kuvveti ve buna paralel sürüklenme kuvveti Şekil 2.1a'da gösterilmiştir. Bu kuvvetlerin bileşkesi R'nin rüzgar doğrultusunda yani geriye doğru bir bileşeni her zaman vardır. Fakat yüksek hücum açısı  $\alpha$  nedeniyle bunun kanat veteri doğrultusunda öne doğru bir C bileşeni oluşur.  $\alpha$ 'nin en büyük değerinde öne doğru en büyük C bileşeni elde edilir. Kararsız akış durumundaki belirsizlikler, bu durumdaki tutunma (stall) hücum açısının, kararlı akış durumundaki tutunma hücum açısı  $\alpha$  'dan daha büyük değerler almasını gerektirir. Kararlı akış durumundaki en büyük taşıma katsayısının 1,25 katına karşılık gelen taşıma katsayısındaki hücum açısı değeri sıkça kullanılır ve aerodinamik veriler, kararlı akış durumu için rüzgar tünellerinde ölçülen verilerden elde edilir. Hava akışı kararlı duruma geçmeden önce, yüksek hücum açısı ve taşıma katsayısı değerleri, her an için deneysel olarak elde edilebilir; fakat kararsız durum sırasında, taşıma ölçümlerinden doğru taşıma değerlerini elde etmek güçtür. YPHA durumunda Şekil 2.1a'da gösterilen N normal kuvvetinden doğan eğilme momentleri, kanadın üst yüzeyinde basınç gerilmeleri oluşturur. Bu basınç gerilmeleri, açıklık boyunca uzanan dikey giriş bağlantılarına ve bunlara komşu yatay girişlere etkirler. YPHA durumunda kanat kesidinin üst yüzeyinin ön kısmında basınç gerilmeleri, alt yüzeyinin arka kısmında çekme gerilmeleri kritiktir. Aerodinamik yunuslama moment katsayısı negatif olan kanatlar için R bileşke kuvvetinin tesir çizgisi, kanatta yukarı doğru etkiyen bir yük oluşturan diğer uçuş durumlarına göre, YPHA durumunda oldukça öndedir. Bu durumda, yatay kuyruktaki yukarı doğru etkiyen yük, diğer pozitif uçuş tarzları durumlarından daha büyüktür; çünkü yunuslama ivmesi yok sayılır ve yatay kuyruktaki yük, aerodinamik kuvvetlerin uçak ağırlık merkezi etrafındaki momentleri dengelemelidir.

Düşük pozitif hücum açısı (DPHA) durumunda kanat, sınır yük katsayısının belirttiği taşımayı sağlayabilecek en düşük hücum açısına sahiptir. Belirli bir taşımada, gösterge hava hızı arttığında hücum açısı azalır; dolayısı ile DPHA hali uçağın dalışta ulaşabileceği en büyük gösterge hava hızına karşılık gelir. Müsaade edilebilir dalış hızı sınırı uçak türüne bağlıdır; fakat bu, genelde uçağın işlevine göre yataş uçuşta erişilebilen en büyük gösterge hızının 1,2 ila 1,5 katı olarak alınabilir. Bazı şartnameler, uçağın sürekli düşey dalışta uçak ağırlığının sürüklemeye eşit olduğu serbest düşme hızının hesaplanmasını ve dalış hızının serbest düşme hızının bir yüzdesi ile

sınırlandırılmasını gerektirir. Hatta avcı uçaklarında bile nadiren dalış hızı, serbest düşme hızına eşit olarak dizayn edilir; çünkü bu gibi uçaklarda serbest düşme hız o kadar yüksektir ki, bundan dolayı aerodinamik ve yapı problemleri ortaya çıkar. Uçaklara bir hız sınırlaması getirilerek pilotun dalış hızı sınırını aşmaması sağlanır.



Şekil 2.1

Şek. 2.1b'de gösterildiği gibi DPHA durumunda, veter doğrultusunda kanadın gerisine doğru etkileyen C kuvveti bütün pozitif uçuş durumlarındakilerin en büyüğüdür. Bu durumda kanat eğilme momenti kanadın üst ve arka giriş flanşında ve bunun komşu takviyelerinde en büyük basınç gerilmelerini, alt ve ön giriş flanş ve bunun komşu takviyelerinde ise büyük çekme gerilmeleri yaratır. Bu durumda kanadın bileşke R kuvvetinin tesir çizgisi diğer bütün pozitif uçuş durumlarına göre oldukça arkada bulunur. Bu kuvvetin uçak ağırlık merkezine göre, momenti (yunuslama) en büyük negatif değerde bulunur; dolayısı ile bu kuvvetlerin sebep olduğu momentleri dengelemek için oluşturulan aşağı doğru yatay kuyruk yükü diğer pozitif uçuş durumlarına nazaran daha büyüktür.

Şek. 2.1c, yüksek negatif hücum açısı (YNHA) hali, istenerek yapılan uçuş

manevralarında kanada gelen yüklerin aşağı doğru etki ettiği durumlarda veya uçağın aniden aşağı sağnamlara girmesi sırasında oluşur. İstencrek yaratılan negatif uçuş durumlarındaki yük katsayıları pozitif uçuş durumlarındakilerden oldukça düşüktür, çünkü klasik uçaklar negatif uçuş durumlarında uzun süre bulunacak şekilde uçmazlar ve bu halde pilot rahat bir konumda olmayıp emniyet kemerinden asılmış vaziyette bulunacaktır.

YNHA halinde, daimi akım şartlarında genellikle kanat negatif tutunma durumunda farzedilir. YPHA durumunda en büyük taşıma katsayısının anlık değerinin daimi akımdakini geçer varsayımı nadiren burada kullanılır; çünkü negatif manevraları aniden gerçekleştirmek kolay değildir. Yüksek negatif açısı halinde kanat eğilme momentü, en yüksek basınç gerilmelerini kanat altının ön kısmında ve en yüksek çekme gerilmelerini kanat üstünün arka kısmında oluşturur. Bileşke R kuvvetinin tesir çizgisi konumu diğer negatif uçuş tarzlarına nazaran oldukça geridedir, dolayısı ile muhtemelen yatay kuyruktaki dengeleyici yukarı kuvvet, diğer negatif uçuş tarzlarından daha fazladır.

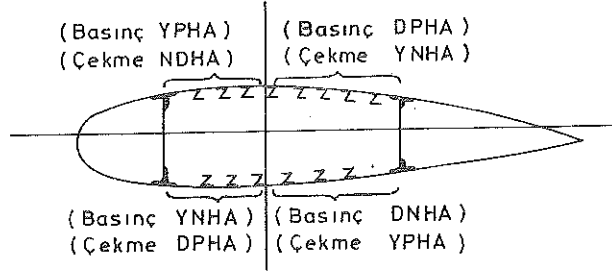
Şekil 2.1d'de gösterildiği gibi düşük negatif hücum açısı (DNHA) hali uçağın dalış hızı sınırında meydana gelir. Bu durum negatif yük katsayısı oluşturacak bir manevrada veya negatif sağnak şartında oluşur. Geriye doğru C yükü diğer negatif uçuş hallerindekinden daha büyüktür ve eğilme çekme gerilmeleri kanat kesidinin üstünde ve ön tarafında en büyük değerdedir. Bileşke R kuvveti diğer uçuş durumlarına nazaran daha öndedir ve yatay kuyruktaki aşağı yük, diğer negatif uçuş durumlarına göre muhtemelen en büyük değerdedir.

Özet olarak, uçak yapısının her bir parçasının dizaynında temel dört simetrik uçuş halinden biri kritik durumdadır. Klasik bir kanadın gerilme analizinde bu dört durumun herbiri araştırılmalıdır. Buradan elde edilecek en büyük çekme ve basınç gerilmelerine göre, takviyelerin herbiri veya giriş başlıkları dizayn edilir. Kesidin herbir bölgesi için muhtemel kritik durumlar Şek. 2.2.'de gösterilmiştir.

Bazı şartnameler yarım yüksek hücum açısı ve yarım düşük hücum açısı gibi ilâve durumların incelenmesini de şart koşabilir. Bu durumlar girişler arasındaki orta takviyeler için kritik sayılabilir; fakat bu hesapları analize dahil etmenin getireceği ilave yük, yeteri kadar önemli farzedilmez. Kanat pek tabii ki yarı hücum açılarındaki yüklere dayanacak şekilde olmalıdır, fakat eğer kanat dört sınır hale göre yeterli mukavemette yapılmış ise bu yüklere de dayanır.

Brüt ağırlıklı durumda, yüklerin çeşitli şekillerde yerleştirilebilme ihtimali bulunan ulaşım ve kargo uçaklarında, brüt ağırlıkta uçarken ağırlık merkezinin en ön ve

en arka konumunda dengeleyici kuyruk taşımasının belirlenmesi gerekir. Dört uçuş durumunun herbiri için ağırlık merkezinin uç konumlarına göre inceleme yapılmalıdır. Paralı ağırlığın fazlacı yer değıştiremeyeceğı hafif uçaklarda, brüt ağırlıklı durumda bir tek ağırlık merkezi konumu olabilir. Bu uçaklarda, diğeri ağırlık merkezi konumlarında ortaya çıkabilecek daha büyük dengeleyici kuyruk yüklerini hesaba katmak için bazı tutucu varsayımlar yapabilmek imkanı olabilir ve dengeleyici kuyruk yükü hesabı için bir tek konum gözönünde bulundurulabilir.



Şekil 2.2

En düşük uçuş ağırlığında seyreden bir uçaktaki sağınak yük katsayıları, uçak brüt yükü uçuşu zamankinden daha büyüktür. Daha az yük taşıırken kanat için durum nadiren kritik olacağından, aynı yük durumunda, yüksek yük katsayıları motor bağlantıları gibi yapılar için kritik bir durum arzeder. Bu nedenle uçağın en düşük ağırlıkla uçabileceğı durumda sağınak yük katsayılarını hesaplamak şarttır.

Kanatlarında flaplar ve diğeri aşırı taşıma sistemleri veya dalış frenleri bulunan uçaklarda flaplar açıkken ortaya çıkacak ilave uçuş durumları incelenmelidir. Bu durumlarda yapılacak manevralar gözönünde bulundurulursa, yük katsayılarının fazla olmaması nedeniyle eğilme gerilmeleri bakımından kanat kritik bir durumda değildir, fakat negatif yunuslama momentinin oldukça fazla olması nedeniyle kanadın burulması ve arka kanat girişinin kesilmesi kritik durum gösterebilir. Flapları destekleyen yapı olarak kanadın arka kısmı, flaplar açık olduğu durumda kritik olabilir.

Ticari uçakların simetrik olmayan yükleme durumları ve yunuslama ivmesi durumlarının, analizlerin genişletilmesini gerektirecek kadar önemli olması nadiren düşünülür. Bu yükleme durumlarında kritik durum gösterecek yapı elemanlarının dizaynında kullanılacak basitleştirici varsayımlar, genellikle lisans verecek kuruluşlarca belirtilir. Bu durumları içeren dizayn varsayımlarının ortaya çıkaracağı ağırlık fazlalığı daha hassas analiz yapılmasını gerektirecek kadar önemli değildir. Bazı askeri uçakların kenetli tonö, dönerek takla ve ani yunuslama gibi keskin manevralar yapması gerekir.

Bu gibi uçakları satın alacak kuruluşlar, uçaklarda arayacakları performans şartlarını belirtirler. Bu şartlar; uçağın yunuslama, yalpa ve dönme eksenleri etrafındaki kütleli atalet momentlerinin hesabını gerektirir. Uçağa gelen aerodinamik kuvvetler hesaplanır ve bunlar yine uçağa gelen atalet yükleri ile dengelenir.

#### 2.4. HAVA TAŞITLARINA GELEN AERODİNAMİK YÜKLER

Önerilen bir uçağın performansını, kontrol ve stabilitesini araştırmak için geniş bir aerodinamik bilgisine sahip olunması gerekir. Burada yapı analizi için gerekli olan bilgi gözönüne alınmış olsa bile bu çok daha kapsamlı bir programın parçası olarak elde edilir. Yapı analizi için gerekli ilk aerodinamik veriler; taşıma, sürüklenme kuvvetleri ile, yatay kuyruğu bulunmayan durumdaki uçağın yunuslama momenti dağılımlarının negatif tutunma kaybı (stall) açılarından, pozitif tutunma kaybı açılarına kadarki değişimleridir. Bu veriler alışlagelmiş bir profil kesidi bulunan kanatlar için hassas bir şekilde hesaplanabilirken, benzer verilerin kanat, gövde veya kanat, gövde ve motor zarfı bileşimindeki aerodinamik girişimden dolayı basılı literatürden yararlanılarak hesaplanması oldukça zordur. Bu nedenle yatay kuyruksuz durumdaki komple uçak modelinin, rüzgar tüneli verilerine ihtiyaç duyulur. Pektabii ki basılı literatürden yararlanılarak ön-dizayn amacıyla hava yüklerini yaklaşık olarak hesaplamak arzu edilebilir.

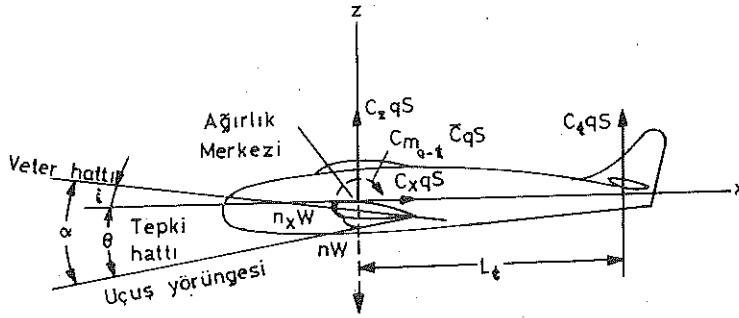
Yatay-kuyruksuz durumdaki komple uçak modeliyle yapılan rüzgar tüneli deneyleri; taşıma, sürüklenme ve yunuslama momentinin bütün hücum açılarındaki değerlerini sağlar. Daha sonra uçak referans eksenlerine nazaran taşıma ve sürüklenme kuvveti bileşenleri elde edilir. Uçak referans eksenleri Şek. 2.3'te gösterildiği gibi seçilebilir. Burada  $q = \rho V^2/2$  dinamik basınç ve  $S$  kanat plan görünüş alanı olmak üzere eksen doğrultularındaki kuvvet bileşenleri  $C_z qS$  ve  $C_x qS$  'dir. Boyutsuz kuvvet katsayıları  $C_z$  ve  $C_x$  kuyruğu bulunmayan uçağın taşıma ve sürüklenme katsayılarının referans eksenleri üzerindeki izdüşümleri olarak şu denklemlerden elde edilir:

$$C_z = C_L \cos\theta + C_D \sin\theta \quad (2.1)$$

$$C_x = C_D \cos\theta - C_L \sin\theta \quad (2.2)$$

$\theta$  açısı Şek.2.3'de gösterildiği gibi uçuş yörüngesi ile x eksenini arasında ölçülür ve bu hücum açısı  $\alpha$  ile kanat oturma açısı  $i$  arasındaki açıdır.

Uçağın ağırlık merkezine nazaran yunuslama momenti, rüzgâr tüneli verilerinden elde edilir ve  $C_{m_{a-t}} c q S$  dir. Burada  $C_{m_{a-t}}$  kuyruğu çıkarılmış uçağın boyutsuz yunuslama momenti katsayısı ve  $c$  kanadın ortalama aerodinamik veteridir. Ortalama aerodinamik veter (OAV) genellikle kanadın plangörüntüsünden hesaplanan kanat referans veteridir. Eğer kanadın açıklık boyunca her kesidinin aynı  $c_m$  yunuslama moment katsayısı varsa, toplam kanadın yunuslama momenti  $c_m c q S$  olacak şekilde OAV belirlenir. Dikdörtgen kanat plan görünüşünde OAV  $c$  kanat veterine eşittir; trapez plan görünüşlü yarım kanatta OAV  $c$ , kanat sentroidindeki veterdir. OAV gerçekte herhangi bir uzunluktur. Bu uzunluk bütün rüzgâr tüneli deneylerinde ve hesaplarında kullanılmış ise, bir referans uzunluk olarak alınması uygundur. Düzgün olmayan plan görünüşlerindeki kanatlar için bazı lisans büroları, ortalama geometrik veterin (kanat alanı bölü kanat açıklığı) referans veter olarak kullanılmasını şart koşar.



Şekil 2.3

Yatay kuyrukta dengeleyici hava yükü  $C_t q S$ , uçağın açısal ivmesi olmadığı varsayımından elde edilir. Şek.2.3'te gösterilen kuvvetlerin ağırlık merkezine nazaran momentleri böylece dengede olmalıdır:

$$C_t q S L_t = C_{m_{a-t}} c q S$$

veya

$$C_t = \frac{c}{L_t} C_{m_{a-t}} \quad (2.3)$$

Burada  $C_t$  kanat alanı ile ilgili boyutsuz yatay-kuyruk kuvveti katsayısı,  $L_t$  Şek.2.3'te gösterildiği gibi uçağın ağırlık merkezinden yatay kuyruğun bileşke hava



yüküne olan mesafedir. Uçağın irtifasına göre yatay kuyruktaki basınç dağılımı fark edeceğinden teorik olarak  $L_t$  değişik yüklenme durumlarında farkedecektir. Bu değişim fazla değildir ve yatay kuyruktaki basınç merkezi konumunun en önde bulunması halinde, genel olarak  $L_t$  'yi sabit kabul etmek mümkündür. Uçağa z doğrultusunda gelen toplam aerodinamik kuvvet  $C_{z_a} qS$ , kuyruk bulunmayan uçağın  $C_z qS$  kuvveti ile dengeleyici kuyruk yükü  $C_t qS$  'in toplamına eşittir:

$$C_{z_a} qS = C_z qS + C_t qS$$

veya

$$C_{z_a} = C_z + C_t \quad (2.4)$$

Motor gücünün kullanıldığı uçuş durumlarında, pervanenin momenti veya jet tepkisinin uçak ağırlık merkezine nazaran momenti gözönüne alınmalıdır. Bu durum Denklem (2.4)'te bir terimin ilavesini gerektirir.

Şek. 2.4'te gösterildiği gibi aerodinamik katsayıların hücum açısı ile değişimi çizilebilir. Eğer analizde ağırlık merkezinin birden fazla konumu gözönüne alınacak ise, herbir ağırlık merkezi konumu için  $C_{m_{a-t}}$ ,  $C_l$  ve  $C_{z_a}$  eğrilerinin hesaplanması gerekir.

Şek.2.4'te gösterilen eğrilerin dolu çizgilerden sonra, sağda kalan kısmı kanadın tutunma kaybındaki aerodinamik karakteristiklerini gösterir. Tutunma kaybı kanat üzerindeki hava yüklerini azaltacağından, eğrilerin bu kısmı kullanılmaz. Bunun yerine ani çekme hareketinde, kısa bir müddet yüksek taşıma katsayıları bulunacağından bu durumu yaklaşık olarak belirlemek için eğriler şekilde kesikli çizgiyle gösterildiği gibi ekstrapole edilir. YPHA halinde  $C_{z_a}$  için kullanılan maksimum  $C_{z_a}$  değerinin 1,25 katına karşılık gelen hücum açısı bulunur ve eğriler bu değere kadar Şek.2.4'te gösterildiği gibi ekstrapole edilir.

## 2.5. HAVA TAŞITLARINA GELEN ATALET YÜKLERİ

Yapının herbir parçasına en büyük yük taşıt ivmelendirildiğinde gelir. Yere vurma, manevra, sağnak, fırlatma ve kademe değiştirme işlemleri taşıtın denge durumundaki tüm yüklerinden daha büyüktür. Bir yapı parçasının tasarımı yapılmadan önce, taşıta etkiyecek atalet yükleri saptanmalıdır.

Pekçok yükleme durumunda, taşıt yalnız öteleme veya yalnız dönme yapıyormuş gibi gözönüne alınabilir. Kütlenin herhangi bir parçasındaki atalet kuvveti, ivme ve kütlelerin çarpımından elde edilir ve bu, ivmenin tersi yönündedir. Bir parçaya toplam yükler ve eylemsizlik kuvvetleri etkirse, serbest cisimdeki gibi bu kuvvetler dengededir. Örneğin;  $F$  kuvvet vektörü etkisi altındaki  $m$  kütleli cisim aşağıdaki eşitliği sağlayacak şekilde hareket eder:

$$F = m a \quad (2.5)$$

Burada  $m$  kütle ve  $a$  ivmedir.  $x, y, z$  Kartezyen eksen takımında  $F = ma$  denklemi aşağıdaki bileşenlere ayrılır:

$$F_x = m \ddot{x}, \quad F_y = m \ddot{y}, \quad F_z = m \ddot{z} \quad (2.6)$$

Burada  $F_x, F_y, F_z$  eksenlerindeki bileşenleri ve  $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ ; ivmenin  $x, y, z$  eksenlerindeki bileşenleridir. Önceki bölümde katı cismin tüm parçaları birbirine paralel doğrular boyunca hareket ediyordu ve aynı hız ile ivmeye sahipti. Birçok mühendislik probleminde bundan farklı hareket eden, katı cisme etkileyen atalet kuvveti gözönüne alınmalıdır. Birçok durumda katı cismin elemanları eğriler boyunca hareket eder. Bu durumda her elemanın hareketi yalnızca bir düzlemde ve tüm elemanların hareketi ise paralel düzlemlerde. Bu tip harekete düzlemsel hareket denir (Örneğin; taşıtın sapma ve yalpa hareketi yapmaksızın yunuslaması). Taşıtın tüm elemanları simetri düzlemine paralel düzlemlerde hareket eder. Herhangi bir düzlemsel hareket, her an hareket düzlemine dik bir eksen çevresindeki dönme olarak nitelendirilebilir. Atalet kuvvetleriyle ilgili denklemler cismin her an simetri düzlemine dik bir eksen etrafında döndüğü varsayılarak elde edilir. Elde edilen atalet kuvvetleri, taşıtın yunuslama hareketi için kullanılabilir. Fakat sapma ve yalpa hareketlerinde bunlardan yararlanmak için önce asal eksenler ve atalet momentleri elde edilmelidir.

Şekil 2.5'te gösterilen katı kütle, sabit açısal  $\omega$  hızıyla  $O$  noktası etrafında dönmektedir. Dönme merkezinden  $r$  uzaklıktaki herhangi bir noktanın ivmesi  $\omega^2 r$  dir. Ve yönü dönme merkezine doğrudur.  $dM$  kütledeki elemana etkileyen atalet kuvveti, kütle ve ivmenin çarpımı olan  $\omega^2 r dM$ 'dir ve yönü dönme ekseninden dışa doğrudur. Bu atalet kuvveti  $x$  eksenine paralel  $\omega^2 y dM$  bileşenlerine sahiptir.  $x$  eksenini ağırlık merkezi  $C$ 'den geçecek şekilde seçilirse kuvvetler basitleşir. Tüm cisim için  $y$  doğrultusundaki bileşke atalet kuvveti şöyle bulunur:

$$F_y = \int \omega^2 y dM = \omega^2 \int y dM = 0$$

$\omega$  açısal hızı yapının her elemanı için sabittir ve x eksenini ağırlık merkezinden geçtiğinden integral sıfırdır. x doğrultusundaki atalet momenti, aynı şekilde bulunur:

$$F_x = \int \omega^2 x dM = \omega^2 \int x dM = \omega^2 \bar{x} M \quad (2.7)$$

$\bar{x}$ , ağırlık merkezi C ile dönme eksenini O arasındaki uzaklıktır (Şekil 2.5). Cismin  $\alpha$  açısal ivmesi varsa,  $dM$  kütleindeki elemana ilave olarak  $\alpha r dM$  atalet kuvveti gelir. Bu kuvvet  $r$ 'ye dik doğrultuda etkir ve ivmenin tersi yönündedir. Bu kuvvetin y doğrultusunda  $\alpha x dM$  ve x doğrultusunda  $\alpha y dM$  bileşenleri vardır (Şekil 2.6). Tüm cismin x doğrultusundaki bileşke atalet kuvveti:

$$F_x = \int \alpha y dM = \alpha \int y dM = 0$$

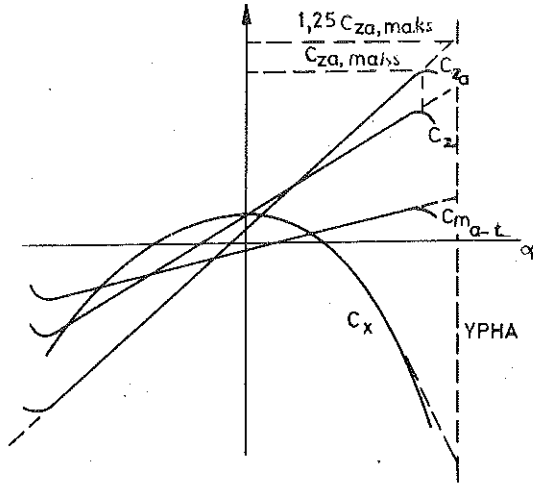
y doğrultusundaki bileşke atalet kuvveti:

$$F_y = \int \alpha x dM = \alpha \int x dM = \alpha \bar{x} M \quad (2.8)$$

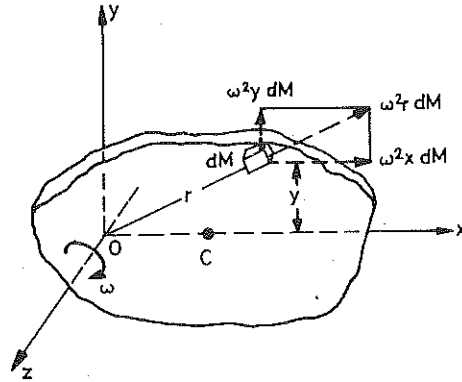
Dönme eksenini etrafında bileşke atalet momenti, her elemandaki  $\alpha r dM$  teğetsel kuvveti ile moment kolu  $r$ 'nin çarpımının integralinden bulunur,

$$T_o = \int \alpha r^2 dM = \alpha \int r^2 dM = \alpha I_o \quad (2.9)$$

$I_o$ , kütle nin dönme eksen i etrafındaki kütle sel dönme ataletidir. Bu dönme ataleti aşağıdaki bağıntı kullanılarak ağırlık merkezinden geçen paralel eksenlere taşınabilir.



Şekil 2.4



Şekil 2.5

$$I_o = M\bar{x}^2 + I_c \quad (2.10)$$

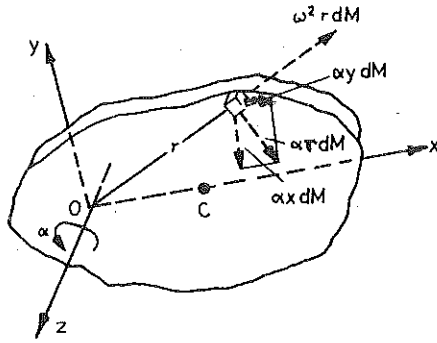
Burada  $I_c$ , kütle'nin ağırlık merkezinden geçen eksene göre dönme ataletidir ve elemanların  $dM$  kütleleri ile bunların ağırlık merkezinden  $r_c$  uzaklıklarının karelerinin çarpımlarının toplamı veya integrasyonla bulunur:

$$I_c = \int r_c^2 dM$$

$I_o$ ,  $T_o$  denkleminde yerine konursa, dönme atalet momenti aşağıdaki şekilde bulunur:

$$T_o = M\bar{x}^2 \alpha + I_c \alpha \quad (2.11)$$

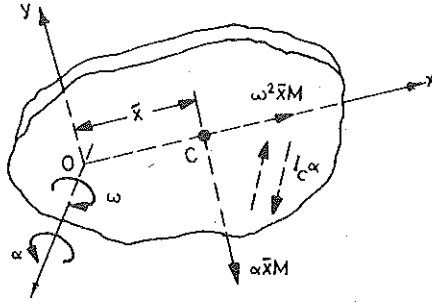
Elde edilen atalet kuvvetleri, ağırlık merkezine etkiyen kuvvetler ve  $I_c \alpha$  çifti ile gösterilebilir (Şekil 2.7).  $\alpha x M$  kuvveti ile  $I_c \alpha$  çifti; O noktasında  $\alpha$ 'nın yönüne ters moment yaratmalıdır.  $\alpha^2 x M$  kuvveti dışa doğru etkimelidir. Şekil 2.7'de görüldüğü gibi



Şekil 2.6

kütle merkezindeki kuvvetler, cismin kütlesi ile ağırlık merkezindeki ivme bileşenlerinin çarpımına eşittir. Pekçok durumda dönme eksenini bilinmez; fakat ağırlık merkezi ivmesinin bileşenleri elde edilebilir. Diğer durumlarda cismin bir noktasının

ivmesi ve açısal hız ile açısal ivme bilinir. Eğer O noktasının  $a_0$  ivmesi varsa (Şek. 2.8); ağırlık merkezindeki  $a_0$  doğrultusuna ters yöndeki  $Ma_0$  atalet kuvveti daha önce ele alınanlara eklenmelidir.



Şekil 2.7

## 2.6. ÖTELEME İVMESİ VERİLDİĞİNDE YÜK KATSAYILARI

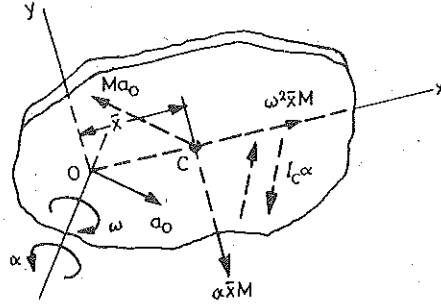
Öteleme ivmeli uçuş ve iniş durumlarında, aracın her parçası, ağırlığıyla orantılı olan paralel atalet kuvvetleriyle yüklenir. Analiz için, her parçanın ağırlığı, n yük katsayısıyla çarpılarak yerçekimi kuvvetleri ve atalet kuvvetleri toplamına eşitlenir. Araç yukarı doğru ivmelendirildiğinde, ağırlık ve atalet kuvvetleri doğrudan toplanır. Her parçanın ağırlığı ile atalet kuvveti  $wa/g$  toplamı  $nw$ 'yi verir.

$$nw = w + w \frac{a}{g}$$

veya

$$n = 1 + \frac{a}{g} \quad (2.12)$$

Birleştirilen atalet ve yerçekimi kuvvetleri, analizde, yük katsayısı ile çarpılmış ağırlık gibi gözönüne alınır.



Şekil 2.8

Yatay ivmenin olmadığı uçuş durumundaki uçak için, motor itmesi uçağın sürüklemesine eşittir, atalet ve yerçekimi kuvvetlerinin yatay bileşenleri sıfırdır (Şekil 2.9). Uçaktaki ağırlık ve atalet kuvveti aşağı doğru çıkar ve taşımaya eşittir. Uçak taşıması  $L$ , kanat ve kuyruk taşıma kuvvetlerinin bileşkesidir. Yük katsayısı şöyle tanımlanır:

$$\text{Yük katsayısı} = \frac{\text{taşıma}}{\text{ağırlık}} \quad \text{ve ya} \quad n = \frac{L}{W} \quad (2.13)$$

Yük katsayısı için bu taşıma değeri,  $nW$ , ağırlık ve atalet kuvvetleri toplamına eşitlenerek şu şekilde gösterilebilir:

$$L = nW = W + W \frac{a}{g}$$

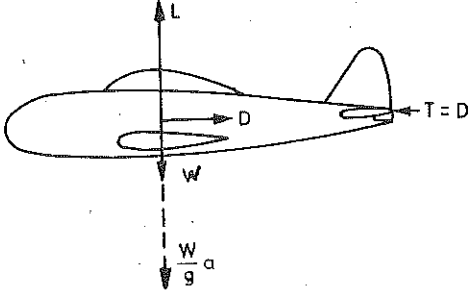
veya

$$n = 1 + \frac{a}{g}$$

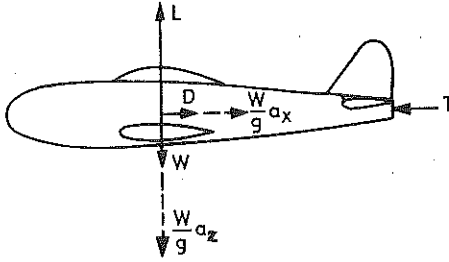
Genellikle hava taşıtlarının hem yatay hem de düşey ivmesi vardır. T motor itmesi, D uçak sürüklemesinden daha büyük olduğunda uçak öne doğru ivmelenir. Uçak kütlelerinin her bir elemanı, kendi kütlesiyle yatay ivmenin çarpımına eşit yatay atalet kuvvetinin etkisi altındadır. Aynı zamanda, yatay atalet yükleri yük katsayısı  $n_x$  ile

ağırlıkların çarpımına eşit alınabilir. Bu yatay yük katsayısı, itme yük katsayısı olarak adlandırılır ve yatay kuvvetlerin dengesinden elde edilir (Şek. 2.10).

$$n_x W = \frac{a_x}{g} W = T-D \quad \text{veya} \quad n_x = \frac{T-D}{W} \quad (2.14)$$



Şekil 2.9



Şekil 2.10

Öteleme ivmesinin daha genel bir durumu, uçağın itme çizgisinin yatay olmadığı durumdur (Şek. 2.11). Kuvvetleri, itme çizgisine dik ve paralel  $x$ ,  $z$  eksenlerindeki bileşenlerine ayırmak uygundur. Her elemandaki, birleştirilen ağırlık ve atalet yüklerinin  $z$  eksenindeki bileşeninin büyüklüğü;

$$nW = W \cos\theta + W \frac{a_z}{g} \quad \text{veya} \quad n = \cos\theta + \frac{a_z}{g} \quad (2.15)$$

'dir.  $z$  eksenini boyunca tüm kuvvetlerin toplamından



$$L = W \left( \cos\theta + \frac{a_z}{g} \right) \quad (2.16)$$

bulunur. 2.15 ve 2.16'dan

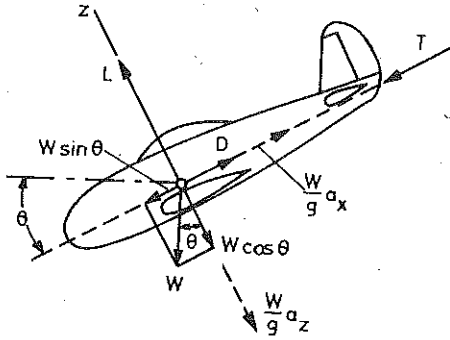
$$L = W n \quad \text{veya} \quad n = \frac{L}{W}$$

elde edilir ve bu, uçağın yatay durumu için elde edilen 2.13'teki değere karşılık gelir.

Şek. 2.11'de gösterilen durumda itme yük katsayısı da uçağın yatay durumda elde edilenin benzeridir. x eksenini boyunca itme ve sürükleme kuvvetlerinin, ağırlık ve atalet kuvvetleri bileşenleriyle dengede olması gerektiğinden itme yük katsayısı şu şekilde elde edilir:

$$n_x W = \frac{W}{g} a_x - W \sin\theta = T - D \quad \text{veya} \quad n_x = \frac{T-D}{W}$$

Bu değer uçağın yatay durumu için elde edilen 2.14 eşitliğiyle aynıdır.



Şekil 2.11

İniş durumundaki uçak için, iniş yük katsayısı; düşey yer tepkisinin uçak ağırlığına bölünmesiyle elde edilir. Yatay doğrultudaki yük katsayısı, benzer şekilde yatay yer tepkisinin uçak ağırlığına bölünmesiyle elde edilir.

$$n_z = \frac{R_z}{W} \quad \text{ve} \quad (2.17)$$

ve

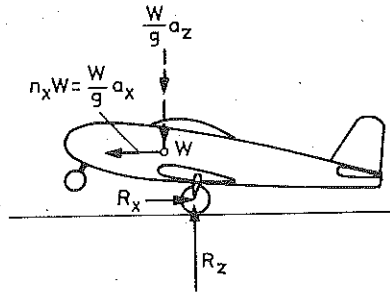
$$n_x = \frac{R_x}{W} \quad (2.18)$$

Uçak analizinde motor tepkisi veya pervane itme çizgisine dik ve buna paralel eksenler boyunca yük katsayısı bileşenlerini elde etmek gerekir. Bunun yanısıra aerodinamik kuvvetler uçuş doğrultusuna paralel ve dik taşıma ve sürüklenme kuvvetleri olarak elde edilirler. Yük katsayıları taşıma ve sürüklenme eksenleri boyunca elde edilirse, kuvvetler gibi diğer eksenler boyunca bileşenlerine ayrılabilir. Herhangi bir  $W$  ağırlığı için etkiyen kuvvet  $Wn$ 'dir. Bu kuvvetle  $\theta$  açısı yapan herhangi bir eksen boyunca bileşeni  $Wn\cos\theta$  'dır. Böylece yük katsayısı bileşeni  $n\cos\theta$  olur.

Genel olarak, herhangi bir  $i$  eksenindeki  $n$  yük katsayısı, bu yük katsayısı ile eleman ağırlığının çarpımı, ağırlık ve atalet kuvvetlerinin o eksenindeki bileşenleri toplamına eşit olacak şekilde tanımlanır. Ağırlık ve atalet kuvvetleri, her zaman uçağa etkiyen dış kuvvetlerle dengededir. Herhangi bir eksen boyunca ağırlık ve atalet kuvvetleri bileşenleri toplamı dış kuvvetlerin bu eksenindeki bileşenleri toplamına ( $\sum F_i$ ) eşit ve ters yönde olmalıdır. Bu yüzden yük katsayısı;

$$n_i = \frac{\sum F_i}{W} \quad (2.19)$$

olarak tanımlanır.



Şekil 2.12

Burada  $\Sigma F_i$  ağırlık ve atalet kuvvetleri dışındaki tüm kuvvetleri içerir.

## 2.7. HIZ-YÜK KATSAYISI DİYAGRAMLARI

Uçağın değişik yük durumları, n sınırlı yük katsayısı ile V eşdeğer hava hızının temel alındığı diyagramlarla gösterilir. Bu diyagrama genellikle V-n diyagramı veya manevra zarfı denir. Yük katsayısı n yerçekimi ivmesi g ile ilgilidir. Bu gibi diyagramlarda bütün hava yükleri q veya  $\rho V^2/2$  ile orantılı olduğundan eşdeğer hava hızı kullanılır. Eşdeğer hava hızı  $V_E = \sqrt{\sigma} V_{gerçek}$  bağıntısı ile gösterilir. Burada  $\sigma = \rho/\rho_0$  dir. Yük tahmininde  $V_E$ , hız için uygun bir ölçüdür; çünkü bu değer yüksekliğe bağlı olmadan dinamik basınca göre sabittir. Pitot tüpü ile ölçülen dinamik basınç, yüksek Mach sayılarında sıkışabilirlikten dolayı hatalı gösterge hızı verebilir. Bu nedenle gösterge hızından eşdeğer hızı bulabilmek için bir düzeltme işlemine gerek duyulur. Eşdeğer hava hızları kullanıldığında bütün irtifalar için V-n diyagramları aynıdır. Sıkışabilirlik etkileri burada gözönüne alınmamıştır.

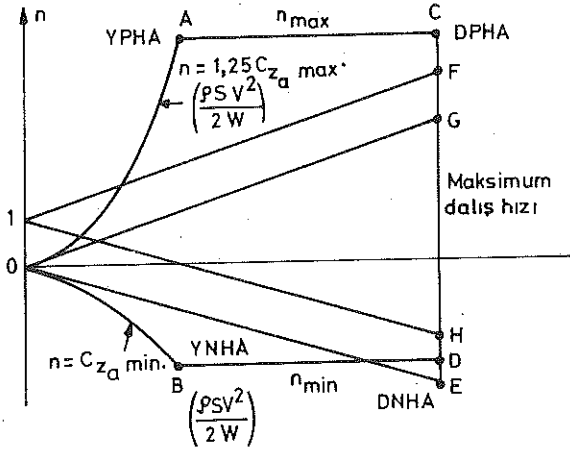
Bir uçakta aerodinamik kuvvetler, yerçekimi ve atalet kuvvetleri ile dengedir. Uçağın açısız ivmesi yoksa, uçağın çeşitli kısımları, ağırlık dağılımlarında olduğu gibi atalet ve yerçekimi kuvvetlerinin her ikisi de benzer şekilde dağılacak ve bunların bileşkeleri uçağın merkezine etkiyecektir. Daha önce belirtildiği gibi atalet ve yerçekimi kuvvetlerini, W ağırlığı ile n yük katsayısını çarparak birleştirmek uygundur. Yerçekimi ve atalet kuvvetinin bileşkesi Şek. 2.13'te gösterildiği gibi uçağın ağırlık merkezine etki eden nW kuvvetidir. n yük katsayısı z eksenine doğrultusundaki kuvvetlerin toplamı ile elde edilir:

$$C_{z_a} qS = nW$$

veya

$$n = \frac{C_{z_a} \rho V^2 S}{2W} \quad (2.20)$$

Normal kuvvet katsayısı  $C_{z_a}$  'nın en büyük değeri değişik hava hızlarında elde edilir. Birim yük katsayılı yatay uçuşta  $C_{z_a, \max}$  'a karşılık gelen  $V$  değeri uçağın tutunma (stall) hızı olacaktır. İvmeli uçuşta, en büyük katsayı daha yüksek hızlarda elde edilebilir. Tutunma hızının iki katındaki  $C_{z_a, \max}$  'da, Denklem (2.20)'de gösterildiği gibi  $n=4$  gibi bir yük katsayısı oluşur. Kanadın analiz edildiği en büyük hücum açısını temsil eden  $1,25 C_{z_a, \max}$  kuvvet katsayısı için  $n$  yük katsayısı Denklem (2.20)'den elde edilerek  $V$  uçak hızına göre değişimi Şek.2.13'te OA eğrisi ile gösterildiği gibi çizilebilir. Bu OA eğrisi, uçağa bu eğrinin altında ve sağındaki hız ve yük katsayılarında manevra yaptırılması mümkün olduğundan bir sınır durumunu temsil eder; fakat OA eğrisinin üstünde veya solundaki noktalara karşılık gelen hız ve yük katsayılarında, uçağa manevralar yaptırmak tutunma açısının daha üzerinde hücum açıları gerektireceğinden imkansızdır.



Şekil 2.13

Şek.2.13'te AC doğrusu uçağın dizayn edildiği en yüksek manevra yük katsayısı sınırını temsil eder. Bu yük katsayısı uçağın dizayn edildiği en yüksek manevra yük katsayısı sınırını temsil eder. Bu yük katsayısı uçağın dizayn edildiği şartnameye göre belirlenmiştir ve pilot, bu yük katsayısını geçmeyecek şekilde manevraları kısıtlamalıdır. A noktasına karşılık gelen hızların altında, pilotun simetrik bir manevra sonucunda sınır yük katsayısını aşması mümkün değildir. Çünkü kanat daha düşük yük

katsayılarında tutunamayacaktır. A ve C noktalarına karşılık gelen hızlar arasında uçağın yapısını, keskin manevralar sonucu aşırı gerilmeyecek şekilde dizayn etmek pratik bir çözüm değildir. Bazı tür uçaklarda sınır yük katsayılarını aşmak için, pilotun kumandalara fazlaca kuvvet vermesi gerekecek şekilde uçak dizayn edilebilir.

Şek.2.13'teki CD hattı uçağın müsaade edilebilir dalış hızı sınırını temsil eder. Bu değer genelde yatay uçuştaki en büyük eşdeğer hızın 1,2 ile 1,5 katı olarak belirlenir. OB eğrisi OA'ye karşılık gelir, yalnız kanat negatif tutuma hücum açısındadır ve kanattaki hava yükü aşağı doğrudur. OB eğrisi için denklem, Denklem (2.20)'de  $C_{z_a}$  için en büyük negatif değer konularak elde edilir. Benzer şekilde BD eğrisi AC'ye karşılık gelir, yalnızca negatif manevralarda sınır yük katsayısı pozitif manevralardakinden oldukça düşüktür.

Böylece uçak OACDB alanı içinde kalan noktaların koordinatlarına karşılık gelen hızlar ve yük katsayılarında manevra yapabilir. En tehlikeli yapı yükleri bu diyagramın köşeleri olan A, B, C ve D noktaları ile temsil edilen uçuş durumlarıdır. DNHA durumu daha büyük negatif yük katsayısı veren D noktası veya E noktası ile temsil edilir. E ve F noktaları ile temsil edilen sağnak yük katsayılarını elde etme yöntemi, bir sonraki kısımda açıklanmıştır.

## 2.8. SAĞNAK YÜK KATSAYILARI

Durgun havada yatay uçuş yapan bir uçağın  $\alpha$  hücum açısı kanat veter hattı ile yatay arasındaki açı olarak ölçülür. Düşey hızı KU olan, yükselen bir hava külesine uçak aniden girdiğinde Şek.2.14'te gösterildiği gibi hücum açısı  $\Delta\alpha$  kadar artar.  $\Delta\alpha$  o açısı küçüktür ve radyan cinsinden ölçülen bu açı, tanjantına eşit olarak kabul edilebilir:

$$\Delta\alpha = \frac{KU}{V} \quad (2.21)$$

Hücum açısındaki  $\Delta\alpha$  değişimi neticesinde uçağın normal kuvvet katsayısı  $C_{z_a}$  'daki değişim Şek.2.4'teki  $\alpha - C_{z_a}$  eğrisinden elde edilebilir. Bu eğri yaklaşık olarak bir doğru kabul edilebilir ve bunun  $\beta$  eğimi sabit olarak farzedilebilir:

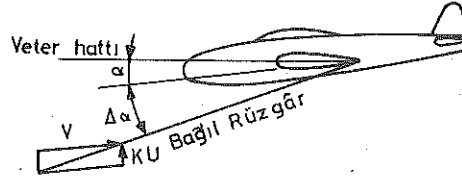
$$\beta = \frac{\Delta C_{z_a}}{\Delta \alpha} \quad (2.22)$$

Sağnağa girdikten sonra uçağın normal yük katsayısı Denklem (2.21) ve (2.22)'den elde edilen

$$\Delta C_{z_a} = \frac{\beta KU}{V} \quad (2.23)$$

kadar artar. Uçağın yük katsayısındaki artış,  $\Delta n$ , Denklem (2.23)'teki  $\Delta C_{z_a}$  değerinin Denklem (2.20)'ye konulması ile elde edilir:

$$\Delta n = \frac{\Delta C_{z_a} \rho S V^2}{2W}$$



Şekil 2.14

veya

$$\Delta n = \frac{\rho S \beta K U V}{2W} \quad (2.24)$$

burada  $\rho$  = standart deniz seviyesi hava yoğunluğu,  $1,2250 \text{ kg/m}^3$

$S$  = kanat alanı,  $\text{m}^2$

$\beta$  =  $\alpha - C_{z_a}$  eğrisinin eğimi, rad.

KU= etkin sağnak hızı, m/s  
V = eşdeğer hava hızı, m/s  
W = uçağın brüt ağırlığı, N

Hesap amacı ile  $\beta$  eğimini (derece)<sup>-1</sup> olarak, V hava hızını km/saat, KU etkin sağnak hızını m/s almak uygun olabilir. Denklem (2.24)'te bunlarla ilgili sabitler yerlerine konulursa;

$$\Delta n = 0,00594 \frac{\beta KUV}{W/S} \quad (2.25)$$

elde edilir. Burada  $\beta$ ,  $\alpha - C_{z_a}$  eğrisinin eğimini, V km/h cinsinden eşdeğer hava hızını ve KU m/s cinsinden etkin sağnak hızını göstermektedir.

Uçak yatay uçuşta iken sağnağa girmeden önce yük katsayısı birim değerdedir. Toplam sağnak yük katsayısını bulmak için, Denklem (2.25)'teki  $\Delta n$  yük katsayısı farkı, birim yük katsayısı ile birleştirilmelidir:

$$n = 1 \pm 0,00594 \frac{\beta KUV}{W/S} \quad (2.26)$$

Denklem (2.26) řek.2.13'te gösterildiği gibi F ve H noktalarından geçen eğimli bir doğru olarak V-n diyagramında gösterilebilir. Bu doğrular yatay durumda seyahat eden uçağın aniden aşağı veya yukarı bir sağnağa girmesi sırasındaki yük katsayılarını gösterir. Denklem (2.25)'e benzer şekilde G ve E noktalarından geçen eğimli doğru olarak gösterilmiştir. Bu doğrular, uçağın bir dūřey davranış içinde bulunduğunda pozitif veya negatif sağnağa girmesi sırasında oluşan, tepki hattına dik yük katsayılarını gösterir.

şek.2.13'te F noktası ile temsil edilen sağnak yük katsayısı, C noktası ile gösterilen manevra yük katsayısından daha tehlikeli bir durumu temsil edebilir; fakat gösterilen durumda manevra yük katsayısı daha büyüktür ve PDHA halini temsil eder. E noktası ile temsil edilen sağnak yük katsayısı, D ile temsil edilen negatif manevra yük katsayısından daha büyüktür. Ani bir manevra sırasında uçağın şiddetli bir sağnağa girmesi ihtimalini gözönünde bulundurabilmek için sağnak yük katsayılarının, manevra

yük katsayılarına ilave edilmesi gerektiği beklenebilir. Bu durumun mümkün olmasına rağmen manevra yük katsayılarının kontrolü pilotun elindedir ve sağnaklı havalarda pilot manevrayı kısıtlayacaktır. Manevra ve sağnak yük katsayıları bir uçağın ömrü boyunca rastlayacağı en zor şartlardaki durumlara karşılık gelir. Manevra ve sağnağın aynı anda oluşması ile dizayn için gözönünde bulundurulan sınır yük katsayısının aşılma ihtimali oldukça zayıftır.

"Etkin, keskin-kenarlı sağnak" hızı KU, aniden girilmesi halinde gerçek sağnakla aynı yük katsayısını verecek teorik sağnağın hızıdır. Gerçekte düşey hava hızının sıfırdan en büyük değere aniden çıkması mümkün değildir. Hava hızının sıfırdan maksimum değere çıkması için sonlu bir mesafe bulunur ve uçağın bu geçiş bölgesini katetmesi için kısa bir zaman gerekir. Çoğu şartnameler uçakların W/S kanat yüklemesine bağlı olarak K etkinlik katsayısı için 0,8 ile 1,2 arasında bir değer alınarak 10 m/s'lik V sağnak hızına göre dizayn edilmesini şart koşar. Kanat yüklemesi fazla olan uçaklar genelde daha hızlıdır ve durgun havadan en yüksek değerli sağnağa kadarki geçiş bölgesini daha kısa zamanda kateder, bu nedenle daha yüksek K değerlerine göre dizayn edilmelidir. KU için dizayn değerleri türbülanslı havalardaki uçuşlar sırasında akselerometreden okunur ve uçağın ömrü boyunca maruz kalacağı en büyük etkin sağnak hızıdır. Bazı şartnameler 16,5 m/s'lik sağnak hızlarının alınmasını şart koşar; fakat neticede, K=0,6 olduğunda KU=10 m/s olur, yani K = 1,0 olduğu 10 m/s'lik eşdeğer net sağnak hızına karşılık gelir. Gerçekte en büyük düşey sağnak hızı 16,5 m/s'yi aşar, fakat geçiş tedricidir ve bu K = 0,6 değerine karşılık gelir. Büyük sağnak yük katsayıları saniyenin onda biri mertebesinde var olur ve uçak bu zaman zarfında uzağa gidemez.

Sağnak tesirlerini anlayabilmek için uçağın sağnağa girdikten sonraki hareketini incelemek gerekir. Eğer sağnağa ani olarak yakalanılmışsa, K katsayısı 1,0 ve etkin sağnak hızı U'dur. Uçak sağnak içinde yukarı doğru  $a_0$  başlangıç ivmesi ile ivmelenir ve uçak değişken v düşey hızını kazanır. Sağnağa rastlandığında (t=0) sağnak hücum açısı (Şek. 2.14'te  $\Delta\alpha$ ) en büyük değer olan U/V değerindedir, fakat uçak yukarı doğru bir hız kazandığında bu hücum açısı (U-v)/V değerine düşer. Düşey hız v, U'ya eşit olduğunda, bağlı rüzgar tekrar yataydır ve uçak artık ivmelenmeyecektir. a değişken düşey ivmesi böylece

$$a = \frac{dv}{dt} = a_0 \frac{U-v}{U} \quad (2.27)$$

olur. Değişkenlere ayrılır ve integre edilirse



$$\int_0^v \frac{dv}{U-v} = \frac{a_0}{U} \int_0^t dt$$

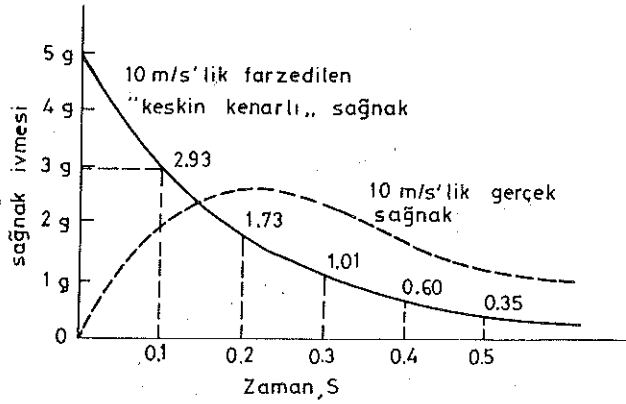
veya

$$\ln \frac{U-v}{U} = -\frac{a_0 t}{U}$$

elde edilir. Üstel form kullanılarak ve Denklem (2.27)'den n değeri burada yerine konularak bir t anındaki a ivmesi ifadesi elde edilir:

$$\frac{a}{a_0} = e^{-a_0 t/U} \quad (2.28)$$

Sayısal bir örnek olarak, 10 m/s'lik bir sağnak hızı ve sağnak yük katsayısı 6,0'ya karşılık gelen bir 5g'lik  $a_0$  başlangıç ivmesi düşünelim. Bu değerler Denklem (2.38)'e konular ve t ile a'nın değişimi çizilirse, Şek.2.15'teki eğri elde edilir. Burada sağnak



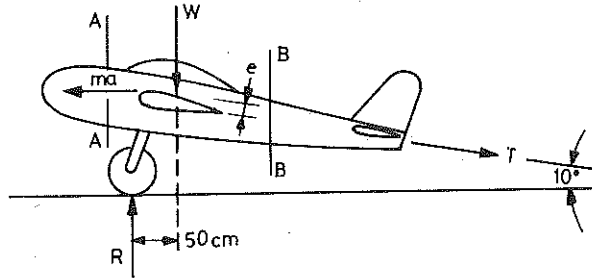
Şekil 2.15

ivmesinin sonsuzda asimtotik olarak sıfıra indiği görülmektedir, fakat ilk 0,1 s'de fazlaca düşmektedir. Eğer uçağın öne doğru hızı 200 m/s (720 km/h) ise, 0,15 s'de 20 m ilerleyecektir. Durgun hava bölgesinden sağnak hızının 10 m/s olduğu yere kadar 20 m'lik bir mesafe bulunmasının atmosferik şartlar açısından mantıksal olduğu söylenebilir. K etkinlik katsayısının yaklaşık 0,6 olduğu gerçek sağnak ivmesi muhtemelen Şek.2.15'te kesikli çizgilerle gösterildiği şekilde daha hassas temsil edilmiş olur, fakat uçak akselerometrelerinin etkin sağnak hızı KU için 10 m/s gösterdiğinden, gerçek durum muhtemelen etkinlik katsayısı K'nın 0,6'dan daha düşük ve U sağnak hızının 16,5 m/s'den daha büyük olduğu bir durumla temsil edilebilir.

## 2.9. ÖRNEKLER

Örnek 2.1. Uçak gemisine iniş sırasında Şek. 2.16'da gösterildiği gibi yakalama kablosu ile 50000N ağırlığındaki uçağa 3g'lik yavaşlama ivmesi veriliyor.

- Kabodaki gerilmeyi, R tekerlek tepkisini ve kablo tesir doğrultusunun ağırlık merkezinden uzaklığı e'yi bulunuz.
- Uçağın AA kesidinin önünde bulunan kısmın ağırlığı 15000 N ve BB kesidinin arkasında kalan kısmın ağırlığı 4400 N ise AA ve BB kesitlerinde gövdedeki çekme kuvvetlerini bulunuz.
- İniş hızı 26 m/s ise iniş rulesini bulunuz.



Şekil 2.16

## ÇÖZÜM

- Önce tüm uçağı serbest cisim olarak düşünelim.

$$Ma = \frac{W}{g} a = \frac{50000}{g} 3g = 150000 \text{ N}$$

$$\sum F_x = T \cos 10^\circ - 150000 = 0$$

$$T = 152314 \text{ N}$$

$$\sum F_y = R - 50000 - 152314 \sin 10^\circ = 0$$

$$R = 76450 \text{ N}$$

$$\sum M_{cg} = 50 \times 76450 - 152314e = 0$$

$$e = 25,1 \text{ cm}$$

(b) Şek.2.17'de gösterildiği gibi gövdenin arka kısmını serbest cisim olarak düşünelim. Bu kısım atalet kuvveti tesirindedir.

$$Ma = \frac{4400}{g} 3g = 13200 \text{ N}$$

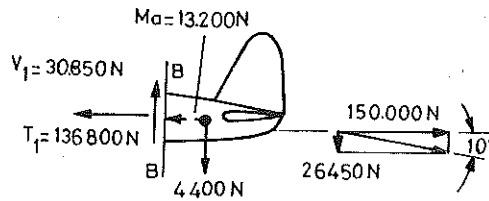
BB kesidindeki çekme şöyle bulunur:

$$\sum F_x = 150000 - 13200 - T_1 = 0$$

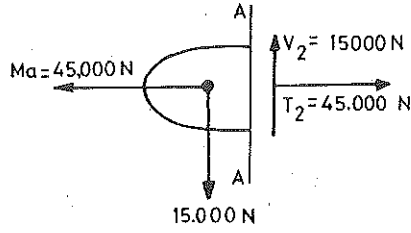
$$T_1 = 136.800 \text{ N}$$

Düşey ivme olmadığından düşey atalet kuvveti de yoktur. BB kesidinde ağırlık ile kablodaki kuvvetin düşey bileşeninin toplamına eşit 30.850 N'luk bir kesme kuvveti bulunur.

AA kesidinin önündeki uçak kısmı serbest cisim olarak Şek.2.18'de gösterildiği gibi ele alınsın.



Şekil 2.17



Şekil 2.18

Atalet kuvveti

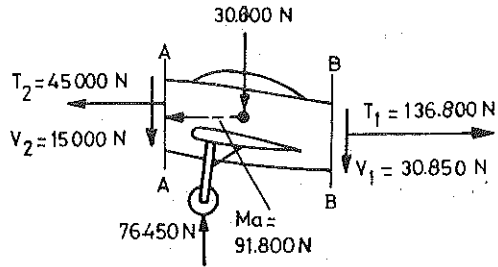
$$M_a = \frac{15000}{g} 3g = 45000 \text{ N}$$

$$F_x = T_2 - 45000 = 0$$

$$T_2 = 45000 \text{ N}$$

olur. Şek.2.18'de gösterildiği gibi AA kesidi, aynı zamanda  $15,000 \text{ N}$ 'luk bir  $V_2$  kesme kuvveti ve kuvvetlerin momentleri alındığında elde edilen eğilme momentine dayanmalıdır.

Şek.2.19'da gösterildiği gibi  $T_1$ ,  $T_2$ ,  $V_1$  ve  $V_2$  kuvvetleri uçağın orta kısmının dengesi gözönüne alınarak kontrol edilebilir.



Şekil 2.19

$$Ma = \frac{30600}{g} \cdot 3g = 91800 \text{ N}$$

$$\sum F_x = 136800 - 91800 - 45000 = 0$$

$$\sum F_y = 76450 - 30600 - 15000 - 30850 = 0$$

(c) Elemanter dinamikten, iniş rulisi s şöyle elde edilir:

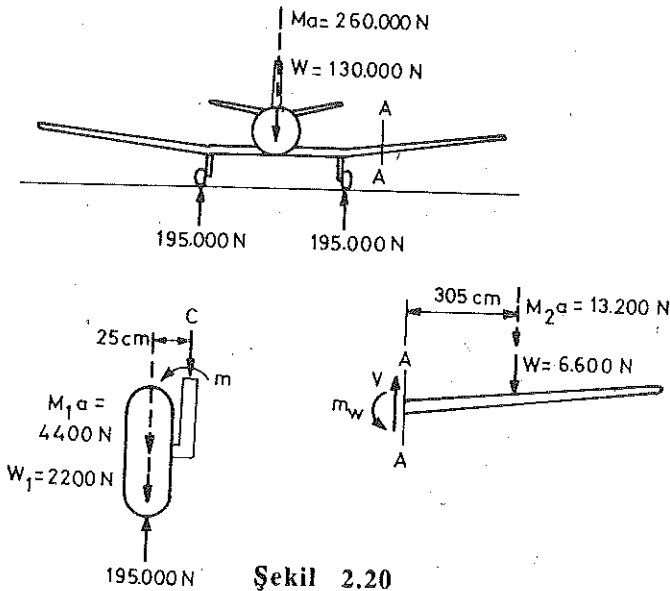
$$v^2 - v_0^2 = 2as$$

$$0 - (26)^2 = 2(-29,43)s$$

$$s = 11,48 \text{ m.}$$

Örnek 2.2. Şek.2.20a'da iniş sırasında yere değmede ana iniş takımlarının herbirine 195000N'luk yer tepkisi gelen 130000 N'luk bir uçak gösterilmiştir:

(a) Bir tekerlek ve bunun lastiği 2200 N ağırlığında olup, ayrıca dikmeden geçen düşey doğrultu ile tekerleğin orta çizgisi arasındaki mesafe 25 cm ise, Şek.2.20b'de gösterildiği gibi ölçü dikmedeki C basıncını ve m eğilme momentini bulunuz.



Şekil 2.20

(b) Kanat dış kısmı 6600N ağırlığında ve ağırlık merkezinin AA kesidinden uzaklığı 3,05 cm ise, kanadın AA kesidindeki kesme kuvveti ve eğilme momentini bulunuz.

(c) Uçak yere 4 m/s hızla vurup düşey hız sıfır olana kadar sabit ivme yapmakta ise, gerekli amortisör deplasmanını bulunuz. Bazı durumlarda önemli olan lastik deplasmanı ile enerji yutulması burada hesaba katılmayacaktır.

(d) Düşey hız sıfır olana kadar geçen zamanı bulunuz.

### ÇÖZÜM

(a) Tüm uçağı serbest cisim olarak gözönüne alır ve düşey kuvvetlerin toplamı alınırsa;

$$\begin{aligned}\sum F_y &= 195000 + 195000 - 130000 - Ma = 0 \\ Ma &= 260000 \text{ N} \\ a &= \frac{260000g}{130000} = 2g\end{aligned}$$

bulunur.

Şekil 2.20b'de gösterildiği gibi iniş takımı serbest cisim olarak düşünülürse atalet kuvveti;

$$M_1 a = \frac{w_1}{g} a = \frac{2200}{g} 2g = 4400 \text{ N}$$

Oleo dikmedeki basınç kuvveti düşey kuvvetlerin toplamı alınarak bulunur:

$$\begin{aligned}\sum F_y &= 195000 - 2200 - 4400 - C = 0 \\ C &= 188400 \text{ N}\end{aligned}$$

m eğilme momenti de şöyle bulunur:

$$m = 195000 \times 0,25 - 4400 \times 0,25 - 2200 \times 0,25 = 47100 \text{ Nm}$$

(b) Şek. 2.20c'de gösterilen kanat kısmına gelen atalet kuvveti:

$$M_2 a = \frac{w_2}{g} a = \frac{6600}{g} 2g = 13200 \text{ N}$$

AA kanat kesidindeki kesme kuvveti düşey kuvvetlerin toplamından bulunur.

$$\sum F_y = V - 13200 - 6600 = 0$$
$$V = 19800 \text{ N}$$

Kanat eğilme momenti AA kesidine nazaran momentler alınarak bulunur.

$$m_w = 13200 \times 3,05 + 6600 \times 3,05 = 60390 \text{ Nm}$$

(c) 4 m/s ilk hızdan, nihai sıfır düşey hızına kadar sabit düşey  $-2g$  veya  $-19,62 \text{ m/s}^2$  lik ivme farz ederek amortisör dikmesinin deplasmanı bulunur:

$$v^2 - v_o^2 = 2as$$

$$0 - (4)^2 = 2(-19,62)s$$

$$s = 0,40 \text{ m}$$

(a) İniş darbesini yutmak için gerekli zaman elemanter dinamiğe dayanılarak bulunabilir:

$$v - v_o = at$$

$$0 - 4 = -19,62 t$$

$$t = 0,20 \text{ s}$$

iniş darbesi bu kadar kısa süreyle uçağı etkileyeceğinden yapıya daha az zararlı olabilir ve sürekli bir yüke nazaran, yolcular için daha rahatça kabul edilebilir bir yükür.

Örnek 2.3. Burun tekerlek iniş takımlı 300.000 N'luk bir uçak yumuşak bir zemine iki-tekerlek inişi yapıyor. Bu sırada oluşan düşey yer tepkisi 1.350.000 N ve yatay yer tepkisi 450.000 N'dur. Ağırlık merkezi etrafındaki atalet momenti

56.000.000 N.s<sup>2</sup>cm ve boyutlar Şek.2.21 de gösterilmiştir.

(a) Uçağa gelen atalet kuvvetlerini bulunuz.

(b) Uçak ağırlık merkezinden 1200 cm geride kuyrukta bulunan 2000 N'luk bir silahtaki atalet kuvvetini bulunuz. Silahın kendi ağırlık merkezine göre atalet momentini ihmal ediniz.

(c) Ana iniş takımları yere değdiğinde burun tekerleği yerden 100 cm yukarıda ise, uçağın açılma hızını moment kolunda önemli bir değişme olmadığını farzederek bulunuz. Çarpma anında uçağın ağırlık merkezinin hızı 4 m/s dir ve düşey hız sıfır olana kadar yer tepkilerinin sabit kaldığı farzedilecektir, bu andan sonra düşey yer tepkisi 300.000 N ve yatay yer tepkisi 100.000 N'a düşmektedir.

## ÇÖZÜM

(a) Şek.2.21'de gösterildiği gibi tüm uçağa etkiyen atalet kuvvetleri, uçağın ağırlık merkezinde yatay ve düşey  $Ma_x$  ve  $Ma_y$  kuvvetleri ile  $I_c\alpha$  kuvvet çifti olarak düşünülebilir. Ağırlık merkezindeki kuvvetler, ağırlık merkezinin ivme bileşenleri ve kütlenin çarpımı olarak temsil edildiğinden bunlar Şek.2.7'deki kütlenin atalet kuvvetlerine karşılık gelir;

$$\sum F_x = 450.000 - Ma_x = 0$$
$$Ma_x = 450.000 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 1.350.000 - 300.000 - Ma_y = 0$$
$$Ma_y = 1.050.000 \text{ N}$$

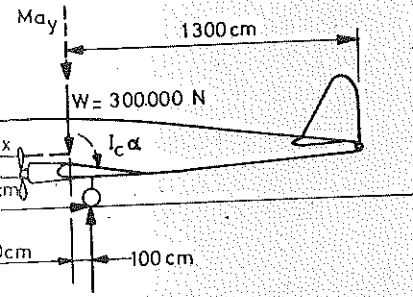
$$M_{c.g.} = -1.350.000 \times 450.000 \times 250 + I_c\alpha = 0$$

$$I_c\alpha = 247.500.000 \text{ N cm}$$

$$a_x = \frac{450.000}{M} = \frac{450.000}{300.000} g = 1,5g$$

$$a_y = \frac{1.350.000}{M} = \frac{1.350.000}{300.000} g = 4g$$





Şekil 2.21

$$\frac{247.500.000}{56.000.000} = 4 \text{ rad/s}$$

Merkezinin ivmesi artık bilinmektedir ve Şek.2.8'de gösterilen silaha gelecek atalet kuvvetleri elde edilebilir. Uçağın ağırlık merkezi Şek.2.8'de sırasıyla D ve C noktalarına karşılık Şek.2.22'de gösterilmiştir ve şu değerlere sahiptir:

$$5g = 3000 \text{ N}$$

$$= 8000 \text{ N}$$

$$100 \times \frac{2000}{981} = 9785 \text{ N}$$

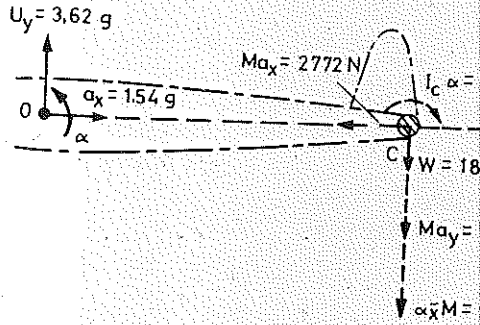
Örneğin,  $x$  cm,  $g$   $981 \text{ cm/s}^2$  olarak kullanılmıştır. Eğer  $\bar{x}$  m  $\text{m/s}^2$  olacaktı. Siladaki toplam kuvvet öne doğru  $3.000 \text{ N}$  ve  $10$  katıdır. Bu kuvvet silah ağırlığının yaklaşık olarak  $10$  katıdır.

(c) Uçağın ağırlık merkezi düşey olarak 4g veya 4 m/s ilk hızdan sıfır düşey hıza düşme zamanı;

$$v - v_0 = at$$

$$0 - 4 = 39,24 t$$

$$t = 0,102 \text{ s}$$



Şekil 2.22

Bu zaman zarfında ağırlık merkezi;

$$s = v_0 t + \frac{1}{2} at^2$$

$$s = 4 \times 0,102 - \frac{1}{2} 39,24 \times 0,102^2$$

$$s = 0,204 \text{ m}$$

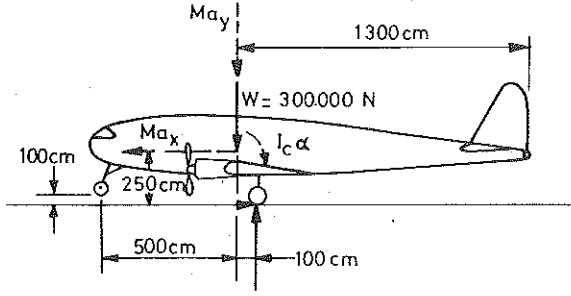
bulunan bu mesafe kadar ilerler, 0,102 s sonunda yere konma.

$$\omega - \omega_0 = \alpha t$$

dan

$$\omega - 0 = 4 \times 0,102$$

$$= 0,408 \text{ rad/s}$$



Şekil 2.21

$$\alpha = \frac{I_c \alpha}{I_c} = \frac{247.500.000}{56.000.000} = 4 \text{ rad/s}$$

(b) Uçağın ağırlık merkezinin ivmesi artık bilinmektedir ve Şek.2.8'de gösterilen yöntemle silahın ivmesi ve silaha gelecek atalet kuvvetleri elde edilebilir. Uçağın ağırlık merkezi ve silahın ağırlık merkezi Şek.2.8'de sırasıyla D ve C noktalarına karşılık gelmektedir. Bu kuvvetler Şek.2.22'de gösterilmiştir ve şu değerlere sahiptir:

$$Ma_x = \frac{2000}{g} 1,5g = 3000 \text{ N}$$

$$Ma_y = \frac{2000}{g} 4g = 8000 \text{ N}$$

$$\alpha \bar{x} M = 4 \times 1200 \times \frac{2000}{981} = 9785 \text{ N}$$

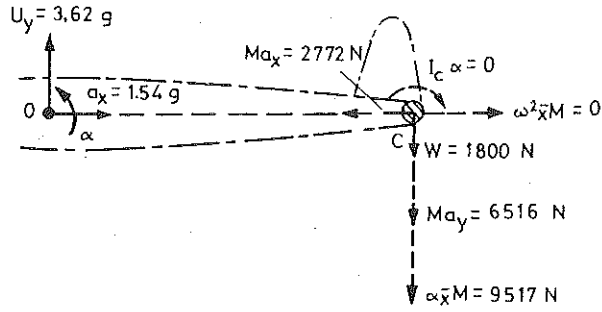
$\alpha \bar{x} M$  terimini hesaplarırken, x cm, g 981 cm/s<sup>2</sup> olarak kullanılmıştır. Eğer  $\bar{x}$  m cinsinden olsaydı g 9,81 m/s<sup>2</sup> olacaktı. Silahtaki toplam kuvvet öne doğru 3.000 N ve aşağı doğru 19.785 N'dür. Bu kuvvet silah ağırlığının yaklaşık olarak 10 katıdır.

(c) Uçağın ağırlık merkezi düşey olarak  $4g$  veya  $39,24 \text{ m/s}^2$  yavaşlıyacaktır.  $4 \text{ m/s}$  ilk hızdan sıfır düşey hıza düşme zamanı;

$$v - v_0 = at$$

$$0 - 4 = 39,24 t$$

$$t = 0,102 \text{ s}$$



Şekil 2.22

Bu zaman zarfında ağırlık merkezi;

$$s = v_0 t + \frac{1}{2} at^2$$

$$s = 4 \times 0,102 - \frac{1}{2} 39,24 \times 0,102^2$$

$$s = 0,204 \text{ m}$$

bulunan bu mesafe kadar ilerler.  $0,102 \text{ s}$  sonunda yere konma sonrası uçağın açılma hızı:

$$\omega - \omega_0 = \alpha t$$

dan

$$\omega - 0 = 4 \times 0,102$$

$$= 0,408 \text{ rad/s}$$

bulunur. Bu zaman içinde dönme açısı;

$$\theta_1 = \omega_0 t + \frac{1}{2} \alpha t^2$$
$$= 0 + \frac{1}{2} (4)(0,102)^2 = 0,0208 \text{ rad.}$$

olarak bulunur. Bu dönme sonucunda burun tekerleğinin düşey hareketi Şek.2.23'te gösterildiği gibi

$$s_1 = \theta_1 x = 0,0208 (500) = 10,4 \text{ cm}$$

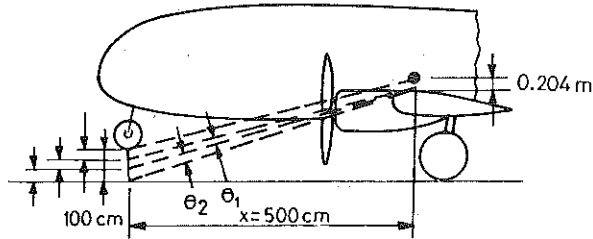
dir. Uçağın ağırlık merkezinin düşey hızı sıfır olduktan sonra burun tekerleğinin yerden mesafesi

$$s_2 = 100 - 20,4 - 10,4 = 69,2 \text{ cm}$$

olur. Geri kalan  $\theta_2$  dönme açısı Şek.2.23'te gösterildiği gibi

$$\theta_2 = \frac{s_2}{x} = \frac{69,2}{500} = 0,1384 \text{ rad}$$

dır. Yer tepkisi  $\frac{300.000}{1.350.000}$  oranında azaldığından uçağın düşey ivmesi sıfır olduktan sonra açısal ivme de aynı oranda azalır. Bu, ağırlık merkezi etrafında momentlerin dengesinden:



Şekil 2.23

$$\alpha_2 = \frac{300.000}{1.350.000} 4 = 0,89 \text{ rad/s}^2$$

bulunur. Burun tekerleğinin yere değdiği sırada uçağın açısız hızı

$$\omega^2 - \omega_0^2 = 2 \alpha_2 \theta_2$$

$$\omega^2 - (0,408)^2 = 2 \times 0,89 \times 0,1384$$

$$\omega = 0,64 \text{ rad/s}$$

olarak bulunur.

Ağırlık merkezinin herhangi bir düşey hareketi olmayıp, dönme hareketi olduğundan burun tekerleğinin düşey hızı şu şekilde bulunur:

$$\begin{aligned} v &= \omega \times \\ &= 0,64 \times \frac{500}{100} = 3,2 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Bu hız uçağın başlangıçtaki çökme hızından daha küçüktür. Dolayısı ile üç tekerlek üzerine iniş olsaydı, burun tekerleği daha yüksek hızla yere çarpacaktı.

Burun tekerleği yere değdiğinde silaha etkiyen  $\omega^2 \bar{x}$  M atalet kuvvetini bulmak ilginç olacaktır. Bu kuvvet ana iniş takımı tekerleği yere değdiğinde sıfırdır; çünkü o anda  $\omega$  açısız hızı sıfırdır.  $\omega$ 'nın nihai değeri için şu değer elde edilir:

$$\omega^2 \times M = (0,64)^2 \times 1200 \times \frac{2000}{981} = 1002 \text{ N}$$

Bu kuvvet silaha etki eden diğer kuvvetlerden çok daha küçüktür ve genellikle ihmal edilir. Çözümün c kısmında gerçek iniş durumlarına karşılık gelmeyen bazı basitleştirici varsayımlar yapılmıştır. Aerodinamik kuvvetler ihmal edilmiştir ve iniş takımı lastiklerle birlikte yükün deplamanlarla orantılı olduğu bileşik bir sistem oluşturmasına rağmen, iniş takımına yerin tepkisi sabit kabul edilir. Lastik deformasyonu toplam deformasyonun yarısı veya üçtebiri olabilir. İhmal edilen aerodinamik kuvvetler muhtemelen uçağın en büyük açısız hızını azaltacaktır; çünkü uçak öne yunuslama yaptığında yatay kuyruk yukarı doğru dönecek ve yukarı ve öne doğru bileşik hareket, yunuslama ivmesini azaltmaya yönelik kuyruk aşağı aerodinamik kuvveti yaratacaktır.

Kanat ve kuyruk yüzeyleri taşımasının aerodinamik etkileri Şek.2.21'de gösterilmemiştir; fakat eğer yer tepkileri sabit kalmakta ise bunlar yunuslama ivmesini fazlaca etkilemeyecektir. Uçağın piste değmesinden hemen önce kanat ve kuyruktaki taşıma kuvvetleri, yerçekimi kuvveti 300.000 N ile dengededir. Uçağın yatay hızı ve hücum açısı fazlaca değişmediğinden ( $\theta_1 = 0,0208 \text{ rad} = 1,19^\circ$ ), uçağın ağırlık merkezi yavaşlarken, taşıma kuvvetleri uçağın ağırlığını dengelemeye devam eder. Şek.2.21'de gösterilen 300.000 N'luk ağırlık yerine uçağın ağırlık merkezinde aşağı doğru 300.000 N'luk ilave atalet kuvveti bulunmalıdır. Ağırlık merkezine nazaran momentler ve yunuslama ivmesi değişmez; fakat  $a_y$  düşey yavaşlama ivmesi artar. Ağırlık merkezinin yavaşlamasının sonunda yer tepkileri hemen hemen sıfırdır; çünkü uçak ağırlığının büyük kısmı, kanatlardaki taşımayla karşılanır. Uçak daha sonra hücum açısını büyük miktarda ( $\theta_2 = 0,1384 \text{ rad} = 7,9^\circ$ ) değiştiren öne doğru  $\theta_2$  yunuslamasını yapar. Kanat taşıması daha sonra azalır ve ağırlığın çoğu, tekerleklerdeki yer tepkisi ile karşılanır. Uçağın yapısal dizaynında genellikle, yalnız başlangıçtaki yere değme yükleri kayda değerdir.

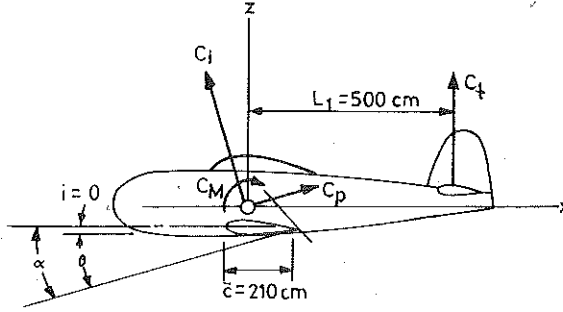
Örnek 2.24: Şek.2.24'te gösterilen uçağın V-n diyagramını çizin ve Şek.2.25'te gösterilen kanadın iç kuvvetlerini belirleyiniz. Şu değerler;

$$\begin{aligned}
 W &= \text{uçağın brüt ağırlığı} &= 40.000 \text{ N} \\
 S &= \text{kanat alanı} &= 24 \text{ m}^2 \\
 KU &= \text{etkin sağnak hızı} &= 10,2 \text{ m/s} \\
 V_d &= \text{dizayn dalış hızı} &= 720 \text{ km/saat} \\
 n_{\text{sın}} &= \text{sınır yük katsayısı} &= +6,0 \text{ ve } -3,0
 \end{aligned}$$

ve Tablo 2.11'de düzeltilmiş rüzgar tüneli verilerinden elde edilmiş yatay kuyuksuz uçağın aerodinamik özellikleri verilmiştir.  $C_M$  moment katsayısı uçağın ağırlık merkezine göre moment katsayısıdır ve kanat alanı ve kanat ortalama aerodinamik veteri cinsinden ifade edilmiştir. Kanadın tutunma kaybı (stall) açısı  $20^\circ$ 'dir ve bu  $1,67$ 'lik en büyük taşıma katsayısına karşılık gelir. Aerodinamik veriler  $26^\circ$ 'lik açı için ekstrapole edilmiştir. Negatif tutunma açısı  $-17^\circ$ 'dir.

## ÇÖZÜM

İtkileme hattına dik etkiyen kuvvet katsayıları;



Şekil 2.24

$$C_z = C_L \cos\theta + C_D \sin\theta$$

$$C_x = C_D \cos\theta - C_L \sin\theta$$

formüllerinden yararlanılarak Tablo 2.2'nin kolonlarında hesaplanmıştır. Kuyruk yük katsayısı;

$$C_t = \frac{\bar{c}}{L_t} C_{m_{a-t}}$$

C ve D noktalarının koordinatları sırasıyla (720,6) ve (720,-3)'tür. Diyagram veya zarf Şek. 2.26'da gösterilmiştir:

Sağnak yük katsayıları Denklem (2.25) ve (2.26)'dan elde edilir:

$$n = 1 \pm \Delta n = 1 \pm \frac{\rho S \beta KUV}{2W} = 1 \pm \frac{1,225 \times 24 \times \beta \times 10,2V}{2 \times 40.000} = 1 \pm 0,00375 \beta V$$



Doğrusal bir değişim farzedilirse  $\beta$  eğimi,  $C_{za}$  eğrisi ve koordinatlarından bulunur:

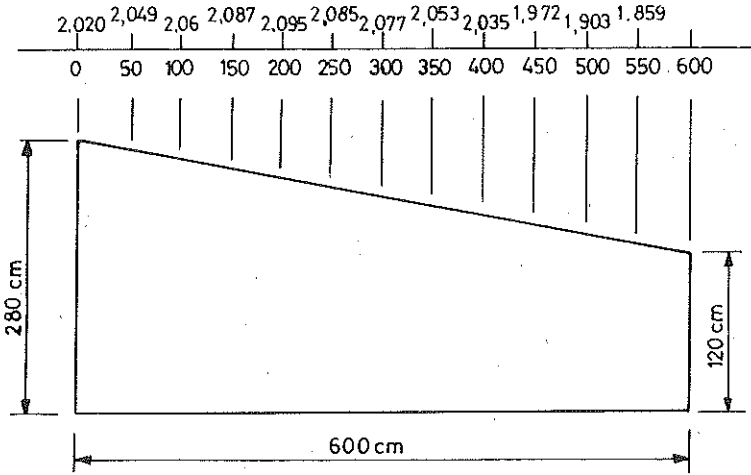
$$\beta = -\frac{2,075 + 11,200}{26 + 17} = 0,0762 \text{ derece}^{-1} = 57,3 \times 0,0762 = 4,366 \text{ rad}^{-1}$$

Denklem (2.26)'dan

$$\Delta n = \frac{11,225 \times 24 \times 4,366 \times 10,2V}{2 \times 40.000} = 0,0164 V$$

$V = 720 \text{ km/h} (= 200 \text{ m/s})$  için  $n = 3,27$  dir.

F ve E noktaları  $n = 4,18$  ile  $-3,27$  değerlerine karşılık gelir.



Şekil 2.25

Kanadın iç kesme kuvveti ve eğilme momenti yükleri YPHA hali için yani V-n diyagramındaki A noktası için hesap edilecektir. 319 km/h eşdeğer hızda kanadın hücum açısı  $26^{\circ}$ 'dir. Toplam normal kuvvet katsayıları Şekil 2.25'te verilmiştir.

Tablo 2.1.

$\alpha = \theta$ , derece	$C_L$	$C_D$	$C_M$
26	2,132	0,324	0,0400
20	1,670	0,207	0,0350
15	1,285	0,131	0,0280
10	0,900	0,076	0,0185
5	0,515	0,040	0,0070
0	0,130	0,023	-0,0105
-5	-0,255	0,026	-0,0316
-10	-0,640	0,049	-0,0525
-15	-1,025	0,092	-0,0770
-17	-1,180	0,115	-0,0860

ifadesiyle 4. kolonda gösterilmiştir. Son kolonda uçağın normal kuvvet katsayısı 2., 3. ve 4. kolonlar vasıtasıyla hesaplanmıştır:

$$C_{z_a} = C_z + C_t$$

Hesaplanan  $C_{z_a}$  değeri ile V-n diyagramı teşkil edilir. Şek.2.13'te gösterilen OA eğrisi kısmı,  $C_{z_a}$  değeri çarpı 1,25 ile bulunan tutunma açısındaki değerdir veya

$$C_{z_{a_{\max}}} = 1,25 (1,655) = 2,069$$

Bu yaklaşık olarak 26<sup>0</sup>'lik hücum açısına karşılık gelir. Şek.2.13'teki OA eğrisi için denklem şu şekilde bulunur:

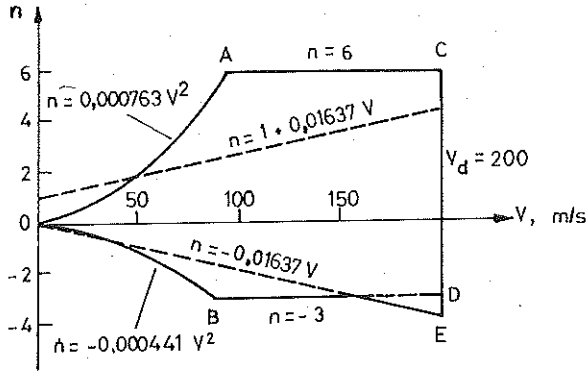
$$n = C_{z_a} \frac{\rho S V^2}{2 W} = 2,075 \times \frac{1,225 \times 24 V^2}{2 \times 40.000}$$

$$n = 0,0007626 V^2$$

A noktasında, n=6 ve V=89 m/s = 319 km/h dır.

Tablo 2.2.

$\alpha = \theta$ , derece	$C_D \sin\theta$	$C_L \cos\theta$	$C_t$	$C_{za}$
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)
26	0,142	1,916	0,017	2,075
20	0,071	1,569	0,015	1,655
15	0,033	1,241	0,012	1,286
10	0,013	0,886	0,008	0,907
5	0,003	0,513	0,003	0,519
0	0,000	0,130	-0,005	0,125
-5	-0,002	-0,254	-0,014	-0,230
-10	-0,009	-0,630	-0,023	-0,662
-15	-0,024	-0,990	-0,034	-1,048
-17	-0,034	-1,128	-0,038	-1,200



Şekil 2.26

Şek.2.13'deki OB eğrisi için denklem şu şekilde bulunur:

$$n = -1,200 \frac{\beta S V^2}{2W} = -1,200 \frac{1,225 \times 24 V^2}{2 \times 40.000} = -0,000441 V^2$$

B noktasında

$$n = -3 \text{ ve } V = 82 \text{ m/s} = 297 \text{ km/h'dir.}$$

Kesme kuvvetleri ve eğilme momentleri

$$V_i = V_{i-1} + q \frac{C_i C_{ni} + C_{i-1} C_{n,i-1}}{2} (Y_{i-1} - Y_i)$$

ve

$$M_i = M_{i-1} + \frac{V_i + V_{i-1}}{2} (Y_{i-1} - Y_i)$$

ile hesaplanır.  $i$  istasyon numarasını,  $q$   $N/m^2$  olarak dinamik basıncı,  $C_i$   $i$ -istasyonundaki veteri ve  $C_{ni}$   $i$ -istasyonundaki normal yük katsayısını gösterir. Sonuçlar Tablo 2.3'te verilmiştir.

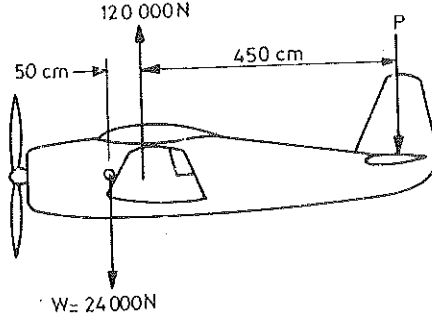
Tablo 2.3

İstasyon No	$Y_i$	Veter	Kuvvet	Kesme	Eğilme
		Boy $C_i(m)$	Katsayısı $C_{ni}$	Kuvveti $V_i(N)$	momenti $M_i/1000(N.m)$
0	6,00	1,200	0	0	0
1	5,50	1,333	1,859	3006	0,752
2	5,00	1,467	1,903	6393	2,350
3	4,50	1,600	1,972	13607	7,350
4	4,00	1,733	2,035	21712	16,180
5	3,50	1,867	2,053	30639	29,268
6	3,00	2,000	2,077	40327	47,010
7	2,50	2,133	2,085	50760	69,782
8	2,00	2,267	2,095	61916	97,951
9	1,50	2,400	2,087	73749	131,867
10	1,00	2,533	2,060	86154	171,843
11	0,50	2,667	2,049	99112	218,160
12	0,00	2,800	2,020	112601	271,088

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} 1,225 \times 89^2 = 4852 \text{ N/m}^2$$

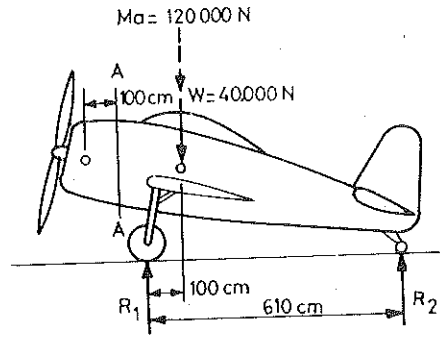
## PROBLEMLER

2.1. 24.000N ağırlığındaki bir uçağın yukarı bir sağnağa girmesi sırasında 120.000N'luk bir kanat taşıması oluşuyor (Bak Şek.P2.1). Boyutlar şekilde belirtildiği gibi ise, uçağın yunuslama ivmesi olmaması için P kuyruk yükü ne olmalıdır? Uçağın düşey ivmesi ne olacaktır? Eğer taşıma kuvveti uçağın düşey hızı 7 m/s olana kadar etkiliyor ise, bu ne kadar zaman alır?



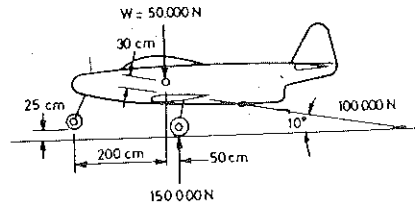
Şekil P2.1

2.2. 40.000N ağırlığındaki bir uçağın iniş sırasında yukarı doğru ivmesi 3g'dir. Boyutlar Şek. P2.2'de gösterildiği gibi ise  $R_1$ ,  $R_2$  tekerlek tepkileri ne olur? Uçağın düşey hızını 4 m/s'den sıfıra düşürmek için ne kadar zaman gerekir? Bu yavaşlama sırasında iniş takımının düşey sıkışma miktarı nedir? Düşey AA kesidindeki kesme kuvveti ve eğilme momentini bu kesidin önündeki kısmın ağırlığını 10.000N ve bunun ağırlık merkezinin kesitten uzaklığını 100 cm olarak hesaplayınız.



Şekil P2.2

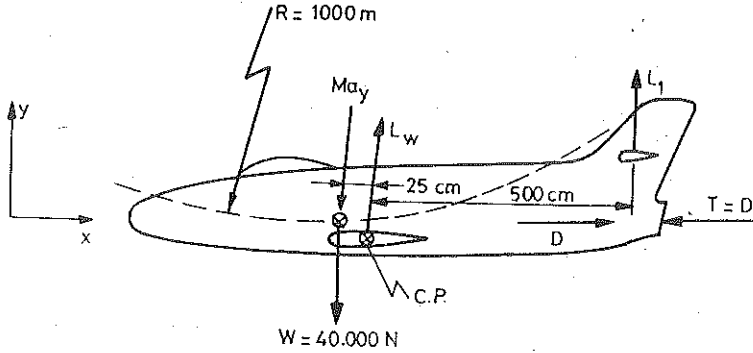
2.3. Şek.P2.3'te gösterilen uçak, bir uçak gemisinin güvertesine yakalamalı iniş yapıyor. Ağırlık merkezindeki, ağırlık merkezinin 500 cm önündeki ve ağırlık merkezinin 250 cm arkasındaki yük katsayılarını bulunuz. Uçak ağırlık merkezinin düşey hızı 4m/s ve gösterilen konumda açısal hız saat ibrelerinin ters yönünde 0,5 rad/s ise burun tekerleğinin güverteye çarpma anındaki düşey hızı bulunuz. Uçak kütesinin ağırlık merkezine nazaran jirasyon yarıçapı 150 cm'dir. Boyutlarda ve yüklerde bir değişiklik olmadığı farzedilecektir.



Şekil P2.3

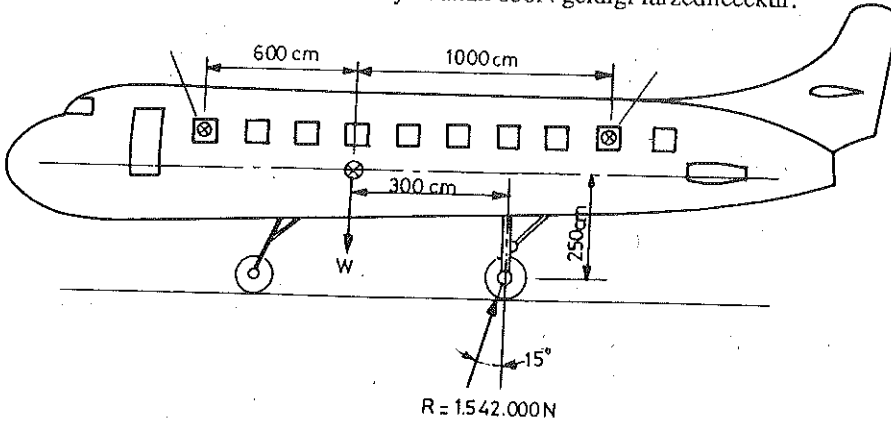
2.4. Bir uçak 1000 km/h hızla yatay uçuş yaparken aniden lövye çekilerek 700m yarıçaplı bir eğri yörüngeye sokuluyor (Bak Şek.P2.4). Uçağın yük katsayılarını bulunuz.

2.5. Problem 2.4'te uçağa  $2 \text{ rad/s}^2$  lik bir yunuslama ivmesi verilirse yunuslamadan dolayı taşımadaki değişimi ihmal ederek yük katsayılarını bulunuz.



Şekil P2.4

2.6. Şek. P2.6'da gösterildiği gibi büyük bir ulaşım uçağı, seviye inişi yapıyor. Uçağın brüt ağırlığı 750.000N ve yunuslama kütle ataleti ağırlık merkezine göre  $60 \times 10^7 \text{ Ncms}^2$  dir. Ana iniş takımındaki tepki düşeyle  $15^\circ$  açı yapmakta ve 1.542.000N değerindedir. A veya B yolcularından hangisine daha fazla yük geleceğini belirleyiniz. Uçak taşımasını ihmal ederek beher yolcunun 850N geldiği farzedilecektir.



Şekil P2.6

2.7. Örnek 2.4'teki uçağın aerodinamik şekli değişmeden ağırlık merkezinin 15 cm öne hareket ettiğini farzedelim.  $L_t$  mesafesi artık 515 cm ve ağırlık merkezi etrafındaki aerodinamik yunuslama momenti değeri ise  $C_{M-15} = C_M/200$  olmaktadır.  $C_M$  değerleri Tablo 2.1'de verilmiştir.

(a)  $C_t$  ve  $C_{z_a}$  eğrilerini hesaplayınız.

(b) Kısım 2.7'de belirtilen şartları kullanarak V-n diyagramını çiziniz.

(c) YPHA hali için kanat veterine dik hava yüklerinden dolayı kanat eğilme momenti diyagramını hesaplayınız.

(d) Veter doğrultusundaki hava yükleri için kanat eğilme momenti diyagramını hesaplayınız.

(e) Eğer hücum kenarı düz ve simetri düzlemine dik ise, kanat hücum kenarına nazaran hava yüklerinin burulma momentini hesaplayınız. Herhangi bir kesit profilinin aerodinamik merkezinin dörttebir veter noktasında olduğu ve bu noktaya nazaran ihmal edilebilir yunuslama momentinin olduğu farzedilecektir.

2.8. Problem 2.7'de analiz edilen uçağın DPHA hali için kanat normali ve veteri doğrultusunda eğilme momenti diyagramlarını çiziniz.

2.9. Örnek 2.4'teki uçağın alana sabit olarak yayıldığı ağırlığı  $220\text{N/m}^2$  ise, dört temel yükleme hali için yerçekimi ve atalet kuvvetlerinden dolayı kanat eğilme momentlerini hesaplayınız.

