

BİR İŞ JETİ HAVA TAŞITININ SİSTEM MÜHENDİSLİĞİ YAKLAŞIMIYLA KAVRAMSAL TASARIMI

Kutay ÇETİN¹
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/ANKARA

Kürşad Melih GÜLEREN²
Anadolu Üniversitesi/ESKİŞEHİR

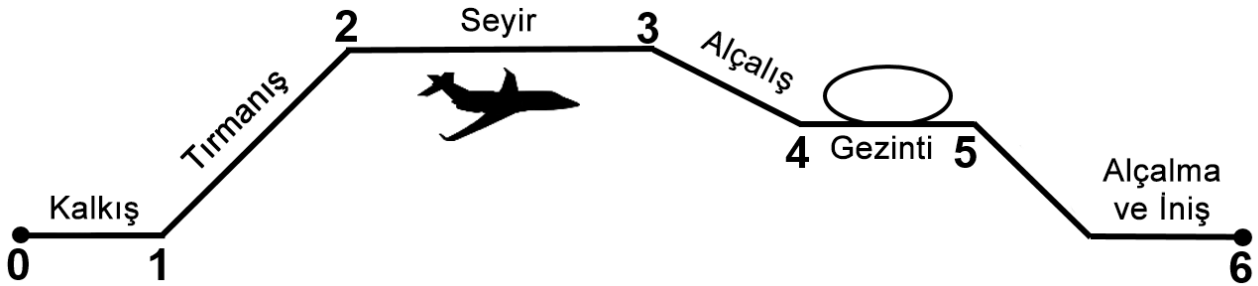
ÖZET

Bu çalışmada, birden çok bilim dalını ilgilendiren sistem mühendisliği yaklaşımı ile orta ölçekli bir iş jeti hava taşıtının kavramsal tasarımı ele alınmıştır. Görev; kalkış, yükseliş, seyriüsefer, alçalış, havada zaman geçirme ve iniş olarak altı adım şeklinde kabul edilmiştir. Bu görevler için kısıtlar; yolcu sayısı 13-15, en fazla mesafe 3000 km, seyriüsefer hızı 750 km/s, seyriüsefer yüksekliği 10 km, en fazla hız 900 km/s ve kalkış rulesi 1500 m olarak belirlenmiştir. Bu çalışma boyunca, kanat ve kuyruk alanı, kanat profili, tarama açısı, iniş takımı sistemi, gövde çapı ve uzunluğu, motor seçimi ve stabilizasyon ve kontrol gibi hava taşıtının parçalarına ait değişkenler hesaplanmıştır. CATIA, ANSYS/Fluent, XFLR5, MSC.Nastran/Patran gibi bir takım CAD ve CFD yazılımları, aerodinamik ve yapısal analizler tasarımda yardımcı unsurlar olarak kullanılmıştır.

GİRİŞ

İş jeti pazarı havacılık endüstrisinin günümüzde hızla büyüyen ve gelişen sektörlerinden biri haline gelmiştir. Bunun başlıca nedeni, iş jetlerinin hız, konfor, verimlilik, düşük bakım maliyeti ve performans açısından diğer yolcu taşıma jetlerinden daha önde olmasıdır.

Bir uçağın tasarımına başlamadan önce bir takım gereksinimlerin belirlenmesi gerekmektedir. Bu gereksinimler müşteriden müşteriye geniş bir aralıkta değişebilmektedir. Günümüzde birçok uçak tasarımı, ön tasarım aşamasını bu geniş gereksinim aralığı dolayısıyla geçememektedir [Torenbeek, 2013].



Şekil 1: Kavramsal Tasarımın Uçuş Profili

Ön tasarım ve karşılaştırmalı çalışma, görev gereksinimlerinden sonra uygulanması gereken adımlardır. Bu çalışma için karşılaştırmalı çalışmalar menzil ve seyir hızı için gerçekleştirilmiştir. Bu iki değişkenin seçilme nedeni ise azami kalkış ağırlığında büyük rol oynamalarıdır [Sadraey, 2012]. Azami kalkış ağırlığının hesaplanması basitleştirilmiş halde şu şekilde hesaplanmaktadır:

¹ Kutay ÇETİN, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, E-posta: kkutaycetin@gmail.com

² Doç. Dr. Kürşad Melih GÜLEREN, Anadolu Üniversitesi, E-posta: kmguleren@anadolu.edu.tr

$$W_K = W_{FY} + W_E + W_Y + W_B \quad (1)$$

Bu eşitlikte W_K azami kalkış ağırlığını, W_{FY} faydalı yükü, W_E uçuş ekibi ve yolcuların ağırlıklarını, W_Y yakıt ağırlığını, W_B ise uçağın boş ağırlığını temsil etmektedir. Faydalı yük terimi kargo, bagaj, yolcu ve benzeri diğer yükleri içermektedir. Uçuş ekibi terimi, uçuş operasyonlarını yöneten pilotları ve yolculara çeşitli hizmetler sunan kabin ekibini içermektedir. Yakıt ağırlığı terimi görev tanımına, uçağın aerodinamik karakterine ve özgül yakıt tüketimine bağlıdır. Bu çalışmada Şekil 1'de de gösterildiği gibi 6 farklı görev tanımlanmıştır. Her bir görev için özgül yakıt tüketimleri çizelgedeki gibi hesaplanmıştır;

Çizelge 1: Görev Değişkenli Tipik Özgül Yakıt Tüketimleri

Taksi ve Kalkış	0.98
Tırmanış	0.97
Alçalış	0.98
İniş	0.995

Güvenli bir uçuş için, fazladan yakıt taşımak olası geç inişler, havada kalma veya rota değişimi için ideal olacaktır. Bu değer, hesaplanan azami kalkış ağırlığının %5'i kadar fazladır. Uçağın boş ağırlığı terimi ise tasarım aşamasının bu bölümünde kesin olarak hesaplanamayacağı için tarihsel ve deneysel hesaplamalara bakılarak varsayım yapılır [Sforza, 2007].

İtki/Ağırlık oranı (çekiş ağırlık nispeti) ve Kanat yükü/Kanat Alanı oranı hava aracının performansını belirleyen en önemli denklemlerden ikisidir. Kanat alanı ve motor gücünün hesaplanmasında aşağıda belirtilen denklemler (2)-(5) eş zamanlı olarak çözülüp, farklı hız ve menzil değerleri girilerek karşılaştırmalı çalışmalar, kanat alanı ve İtki/Ağırlık oranı bulunabilir (6)-(7).

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{L_{max}} \quad (2)$$

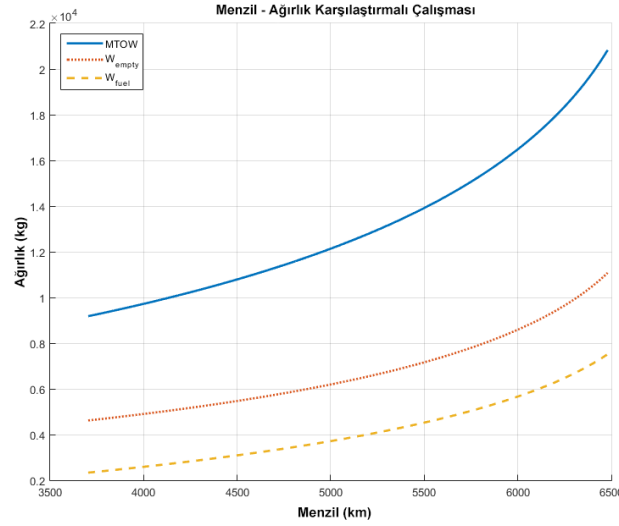
$$\left(\frac{T}{W}\right)_{V_{max}} = \frac{1}{2} \rho_0 V_{max}^2 C_{D_0} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (3)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{To}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp(0.6 \rho g C_{D_G} S_{To} \frac{1}{W/S}) \right]}{1 - \exp(0.6 \rho g C_{D_G} S_{To} \frac{1}{W/S})} \quad (4)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{ROC} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \quad (5)$$

$$\text{Kanat Alanı (S)} = \frac{W_K}{W/S} = 50.85 \text{ m}^2 \quad (6)$$

$$\text{İtki/Ağırlık Oranı} = 0.2927 \quad (7)$$



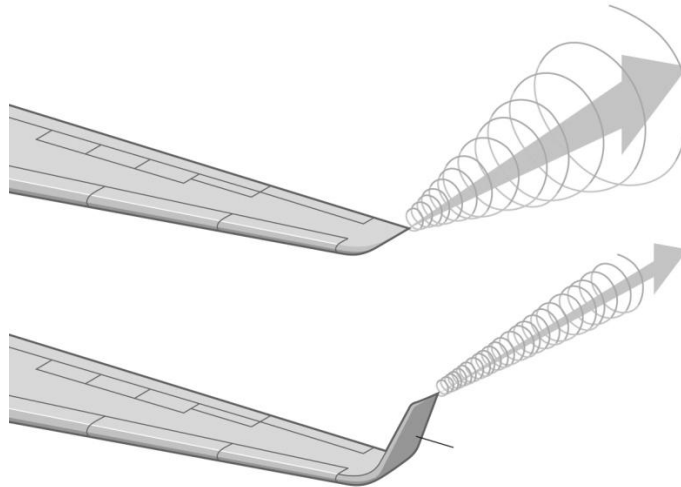
Şekil 2: Ağırlık ile Menzil Karşılaştırmalı Çalışması

Ağırlık ile menzil karşılaştırmalı çalışması, menzilin arttıkça yakıt ağırlığının da arttığını, dolayısıyla uçağın azami kalkış ağırlığını doğrudan etkilediğini göstermiştir (Şekil 2). Bu karşılaştırmalı çalışmanın değerli çizelge haline getirilip sonuçları aşağıdaki gibi sunulmuştur (Çizelge 2).

Çizelge 2: Karşılaştırmalı Çalışma Sonuçları

Menzil (deniz mili)	W_K (kg)	W_B (kg)	W_Y (kg)
2000	9180	4616	2332
2500	11109	5640	3237
3000	14154	7293	4630
3500	20853	11093	7528

Uçak tasarımında en önemli noktalardan biri de şüphesiz kanat ve kanat profilidir. Kanat, kaldırma kuvvetinin oluşturulmasında başlıca sorumlu elemandır. Kanat değişkenleri ön çalışma sonuçları sonrasında hesaplanmış olup çalışmanın ilerleyen bölümlerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği sonuçlarına bağlı olarak kanat değişkenleri optimize edilmiştir. Kanada dair tarama açısı, dihedral açısı, kanat profili gibi değerler hesaplanmıştır. Tasarım için gerekli olan yatay ve dikey kanat ve gövde değişkenleri de benzer şekilde iki aşamalı hesaplama ve analizler sonucu belirlenmiştir.



Şekil 3. Kanat Ucu Girdabı

Kanat dikey konumu olarak alttan kanatlı bir yapı seçilmiştir. Bunun nedeni, alttan kanatlı yapının iş jeti benzeri uçaklara sunduğu avantajlardır. Bu avantajlardan bazıları, pilotun ufuk üstü görüş açısının daha geniş olması, alttan kanat yapısının daha hafif bir tasarım sunması, kanat sürüklenmesinin burun aşağı yunuslama momenti yaratması ve bunun hava taşıtının kararlılığını arttırması, yeryüzü etkisi dolayısıyla daha iyi bir kalkış performansı sunması ve indüklenmiş sürüklenmenin daha az olmasıdır. [Blanchard, B.S. and Fabrycky, W.J., 2006].

Kanat dikey konumu karşılaştırması Çizelge 3'te verilmiştir.

Çizelge 3: Üç Farklı Dikey Kanat Konumlandırmasının Karşılaştırılması

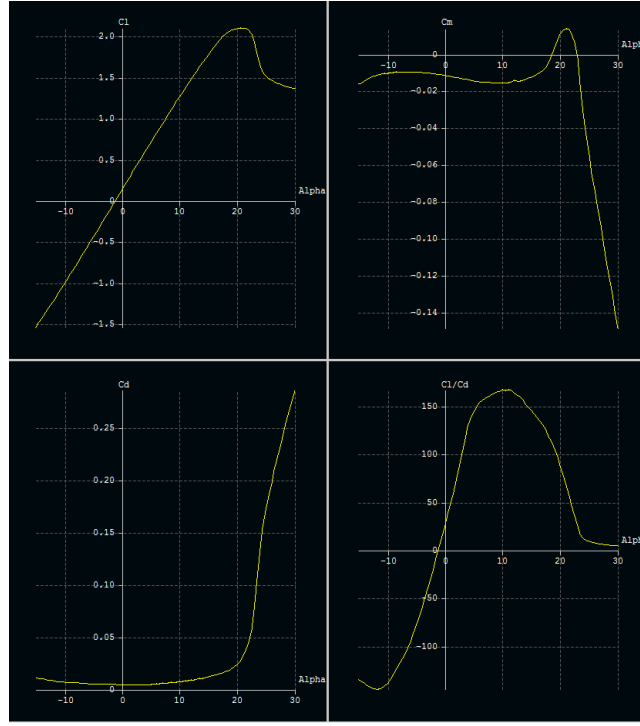
Tasarım Maksadı	Ağırlık (%)	Üstten Kanat	Altan Kanat	Orta Kanat
Kararlılık Gereksinimi	20	20	17	16
Kontrol Gereksinimi	15	12	13	15
Maliyet	10	8	6	10
Üretim Kolaylığı	10	10	9	7
Operasyon Gereksinimi	40	30	40	35
Diğer Gereksinimler	5	2	5	3
TOPLAM	100	82	90	86

Kanat profil yapısı, bir çok yönden, kanat tasarımının odak noktasıdır. Kanat yapısı hızı, kalkış ve iniş mesafesini, perdövites hızını ve genel aerodinamik verimini etkiler. Kanat profili tasarlamak çok zaman gerektiren, çeşitli testler içeren ve fazlasıyla maliyetli bir iş olduğu için hazır bulunan NACA kanat profili bu çalışmada kullanılmıştır. Bu bağlamda yapılan çalışma sonucu, NACA 23012 ve 23015 profilleri yüksek kaldırma kuvveti sunmaktadır. NACA-6 serisi, NACA-4 ve 5 serisine göre daha küçük hücum kenarı yarıçapı sunmaktadır. NACA 63-215 profili, perdövites verimliliği dolayısıyla bu tip uçaklarda sık kullanılmaktadır fakat üretim zorluğu da bunun beraberinde gelmektedir [Loftin, L.K., 1980].

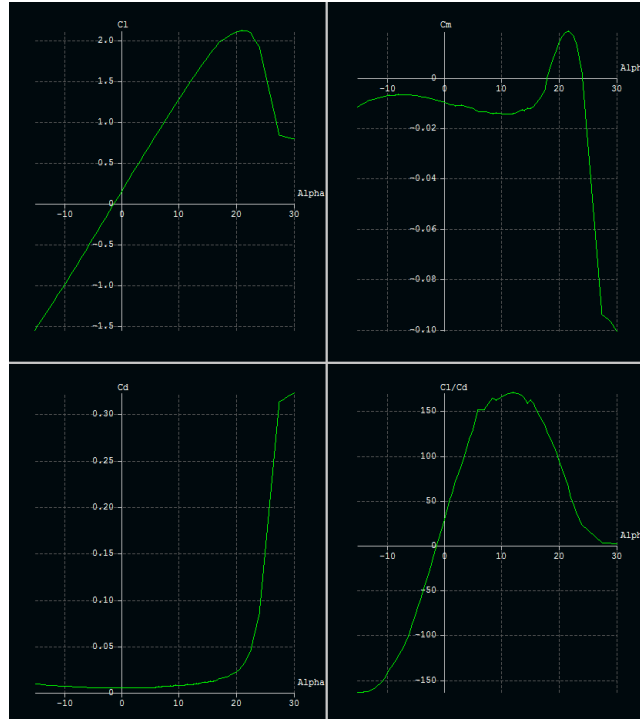
Çizelge 4: Bazı NACA Kanat Profillerinin Karşılaştırması

Airfoil	$C_{d_{min}}$	$C_{l_{maks}}$	C_{m_o}	$(C_l/C_{d_{maks}})$	$(t/c)_{maks}$	$\alpha_s(der)$	C_{l_i}
0009	0.0052	1.25	0	112	%9	13	0
4412	0.006	1.5	-0.09	125	%12	13	0.4
23012	0.006	1.6	-0.013	120	%12	16	0.3
23015	0.0063	1.5	-0.008	118	%15	15	0.1
63₃-218	0.005	1.3	-0.03	103	%18	14	0.2
64-210	0.004	1.4	-0.042	97	%10	12	0.2
65₄-221	0.0048	1.1	-0.025	120	%21	16	0.2

Yapılan araştırmalar sonucunda, kavramsal tasarımı gerçekleştirilen iş jeti, yüksek manevra yeteneğine gereksinim duymadığı için perdövites kalitesi keskin olmamalıdır, bu yüzden NACA-63 serisi bu tasarım için düşünülmemelidir. NACA 23012 ve 23015 kanat profilleri karşılaştırmaya giren diğer birçok kanat profiline göre daha yüksek kaldırma kuvveti ve daha düşük sıfır-açı moment katsayısı sunmaktadır. Güvenlik, düşük $C_{d_{min}}$ değeri, ve düşük maliyeti dolayısıyla, kanat kökünde NACA 23015, kanat ucunda NACA 23012 kullanılması kararlaştırılmıştır.



Şekil 4: NACA 23012 Profilinin Söz Konusu Görev Şartlarındaki Katsayıları



Şekil 5: NACA 23015 Profilinin Söz Konusu Görev Şartlarındaki Katsayıları

Kanat giriş açısı, kanadın gövde ile yaptığı yunuslama açısıdır. Kanadın burkulma açısı da bu açığı etkileyebilmektedir. Kanat giriş açısı genel olarak seyir esnasında sürüklenme kuvvetini azaltmak için kullanılmaktadır. Bu açı genel maksatlı uçaklarda 0 ile 4 derece arasında değişmektedir. Kesin değere, kaldırma kuvvetinin kanat üzerindeki dağılımına XFLR5 programıyla bakıldıktan sonra karar verilmiş olup bu değer $i_w = 3$ derecedir.

Kanat uzunluk oranı, kanat uzunluğunun, ortalama kanat kirışine oranıdır. Bu oranın yüksek olduğu kanat tipleri, kanat ucu girdabından daha az etkilenmektedir. Dolayısıyla, bu oran yükseldikçe

kaldırma kuvvetindeki kayıp ve sürüklenme kuvveti azalmaktadır. Kanat uzunluk oranı aşağıdaki denklemde gösterilmiştir. AR, kanat uzunluk oranını; b, kanat uzunluğunu, MAC, ortalama kanat kirisini, S ise kanat alanını ifade etmektedir.

$$AR = \frac{b * b}{MAC * b} = \frac{b^2}{S} \quad (8)$$

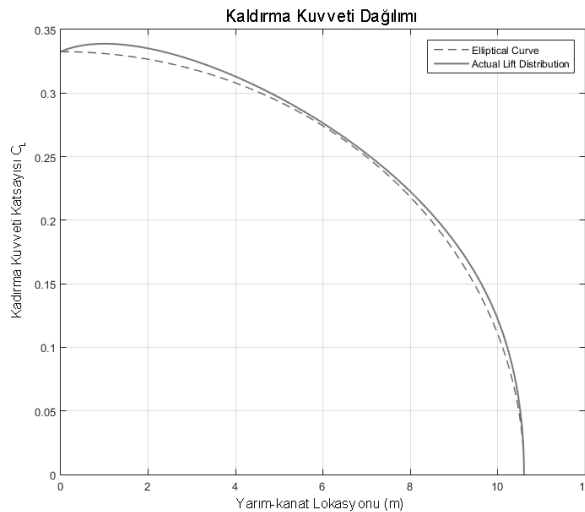
Kanat uzunluk oranı genel havacılık uçaklarında 5 ile 9, jet eğitim uçaklarında 4 ile 8, süpersonik savaş uçaklarında 2 ile 4, ses hızına yakın hızda uçan yolcu uçakları için ise 7 ile 12 arasında belirlenmiştir [Anderson, John David, 1999]. Bu araştırmadan yola çıkarak, genel kaldırma kuvveti dağılımına bakıldığında kanat uzunluk oranı AR = 8.96 olarak bulunmuştur.

Koniklik oranı, kök kanat profilinin kiris uzunluğu ile, uç kanat profilinin kiris uzunluğunun birbirlerine oranıdır. Prandtl kanat teorisinde de kanıtlandığı gibi [Abbott, Ira Herbert, 1959], kaldırma kuvveti temelli en düşük sürüklenme değeri, kanat şekli elips halini aldıkça azalmaktadır. Fakat bu kanat tipini üretmek oldukça masraflıdır ve uzun zaman almaktadır. Koniklik oranı sıfır ile 1 arasında bir değer almaktadır ve genel denklemi aşağıda verilmiştir. Lambda, koniklik oranını, C_t , kanat ucu kiris uzunluğunu, C_r , kanat kökü kiris uzunluğunu belirtmektedir. Bu projede koniklik değeri 0.296 olarak hesaplanmıştır.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (9)$$

Ok açısı, genel olarak transonik ve süpersonik akışın ters etkilerini azaltmak için verilmektedir. Bunun yanında aerodinamik verimi artırmak, sıkışabilirlik etkisini geciktirmek ve yanal kararlılığı artırmak için de kullanılmaktadır. Bu tasarımda, kuvvetlerin kanat üzerindeki dağılımının elipse en yakın olması amacıyla iki farklı ok açısı kullanılmıştır. Bu değerler Λ ile gösterilmiş olup hücum kenarında 25.56 derece, firar kenarında ise sırasıyla 3.52 derece ve 14.67 derecedir.

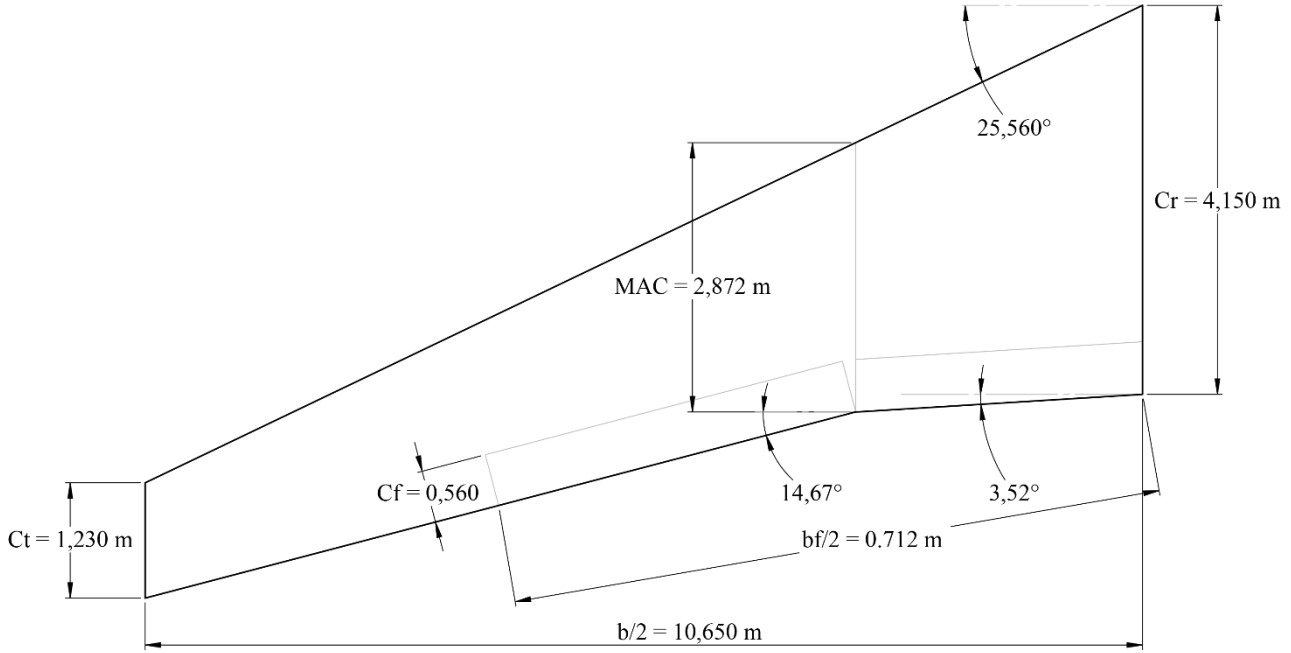
Kanat için bir diğer önemli açısı da burkulma açısıdır. Burkulma açısı kanat ucu girdabını azaltmak ve kaldırma kuvveti dağılımını daha eliptik hale getirmek için kullanılır. Genel olarak 0 ile 5 derece arasında bir değer alırlar. Eğer kök ve uç kanatlar farklı giriş açlarına sahipse bu aerodinamik burkulma olarak adlandırılır. Bu kanat, eliptik kaldırma kuvvetine en yakın olan değeri $\alpha_{tw} = -3$ derecede sağlamıştır. Bunun yanında, ikidüzlemli açı olarak adlandırılan ve kanada karşı taraftan bakıldığında kanadın yer ile yaptığı açı anlamına gelen katsayı, 3 derece olarak hesaplanmıştır. Kaldırma kuvvetinin kanat üzerindeki dağılımı ve eliptik kuvvet dağılımını bulmada XFLR5 yazılımının yanı sıra "Lifting Line Theory [Lancaster, Prandtl, 1919] temelli özgün MATLAB kodları da hazırlanmıştır.



Şekil 6: Kanat Üzerindeki Kaldırma Kuvveti Dağılımı

Çizelge 5: Kanat Yapısı için Hesaplanan Değişkenler

Kanat Değişkenleri		
$C_{L_C} = 0.2782$	$C_r = 4.150 \text{ m}$	$\Lambda_{LE} = 25.56 \text{ der}$
$C_{L_T} = 1.1823$	$C_t = 1.230 \text{ m}$	$\Lambda_{TE1} = 3.52 \text{ der}$
$C_{li} = 0.3091$	$\alpha_{tw} = -3 \text{ der}$	$\Lambda_{TE2} = 14.67 \text{ der}$
$S = 50.465 \text{ m}^2$	$AR = 8.96$	$MAC = 2.872 \text{ m}$
$b/2 = 10.65 \text{ m}$	$\lambda = 0.296$	$b_f/2 = 0.712 \text{ m}$



Şekil 7: Hesaplamaları Tamamlanan Yarım Kanadın Üst Bakışta Çizimi

Hava taşıtlarında kuyruğun birincil önemi, kanadın yarattığı momenti dengelemektir. Bu yüzden kanat ve kuyruk hesapları birbirleriyle bağıntılıdır. Yatay ve dikey kuyruk hesaplamalarına başlamadan önce market araştırması yapıp, geçici başlangıç değerleri belirlenmiştir. Daha sonra gerçekleştirilen eniyilemeler sonucunda yatay ve dikey kanat değerleri son halini almıştır. Derin perdövitten kaçınma, daha iyi kararlılık gibi avantajlarından dolayı T şekil kuyruk tipi seçilmiştir.

Denklem 10, kuyruk tasarımında kararlılığı belirleyen en kritik denklemdir. C_{mowf} , kanat/gövde aerodinamik yunuslama momentini belirtir. Kuyruk verimliliği, η_h , kuyruktaki dinamik basınçın kanattaki dinamik basınca oranıdır. $\bar{V}_H$, kuyruk geometrisinin kanat geometrisine oranıdır.

$$C_{mowf} + C_L(h - h_0) - \eta_h \bar{V}_H C_{Lh} = 0 \quad (10)$$

Kuyruğun aerodinamik merkezinin, kanadın aerodinamik merkezine uzaklığı, aşağıdaki denklem ile belirlenmektedir.

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4\bar{C}S\bar{V}_H}{\pi D_f}} \quad (11)$$

Bu ifadede $\bar{C}$ ortalama kanat kirişini, D_f ise en fazla gövde çapını belirtmektedir. K_c katsayısı uçak tipine göre değişen bir düzeltme katsayısı olup bir iş jeti için 1.05'dir. Kanat en/boy oranı, ok açısı,

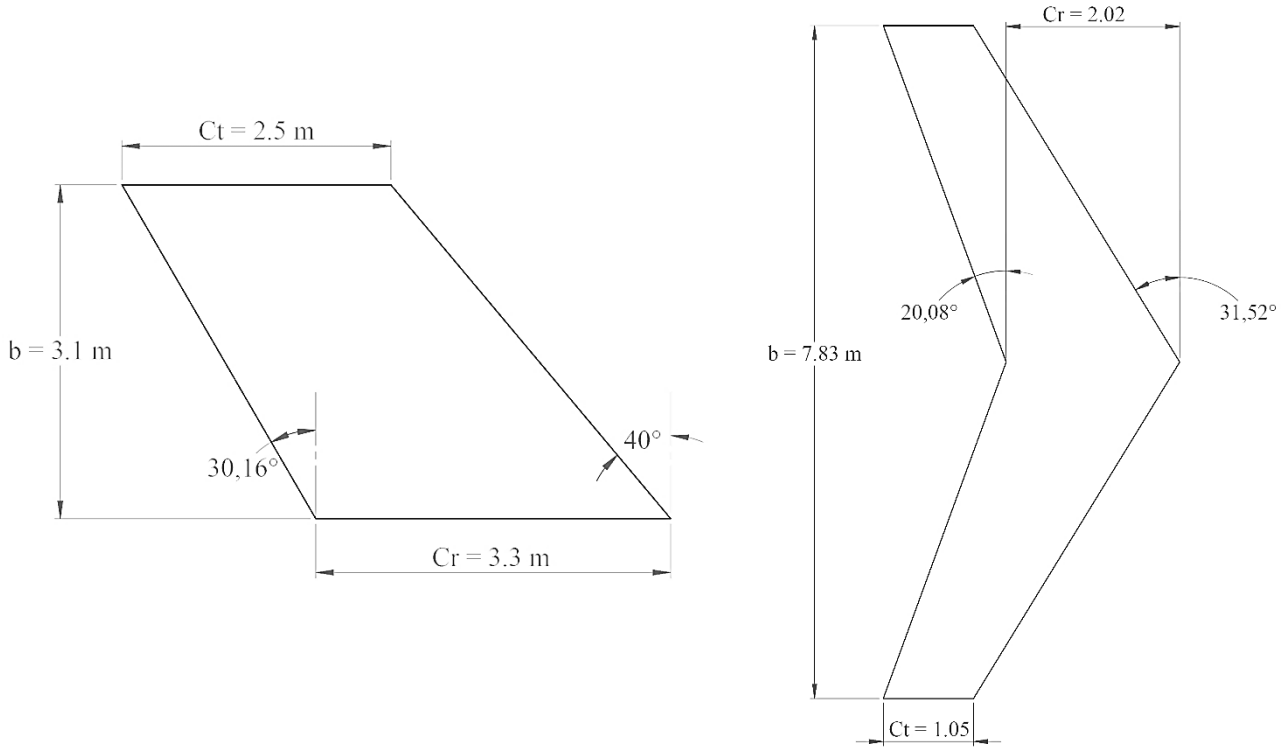
koniklik oranı gibi değerler kanat değerleri ile aynı şekilde hesaplanmakta olup eliptik dağılım yakalanmaya özen gösterilmiştir. İki kuyruk için de NACA 0009 simetrik kana profili seçilmiştir.

Çizelge 6: Yatay Kuyruk için Elde Edilen Değişkenler

Yatay Kuyruk Değişkenleri		
Profil = NACA 0009	$b = 7.831 \text{ m}$	$S = 12.252 \text{ m}^2$
$AR = 5$	$\Lambda_{LE} = 31.52 \text{ der}$	$\Lambda_{TE} = 20 \text{ der}$
$C_r = 2.025 \text{ m}$	$C_t = 1.054 \text{ m}$	$MAC = 1.573 \text{ m}$
$\lambda = 0.526$	$\Gamma = -3 \text{ der}$	$i_w = -1.25 \text{ der}$
Statik Uzunlamasına Kararlılık = Güvenli	Statik Uzunlamasına Kararlılık = Güvenli	Perdövites Kararlılığı = Güvenli

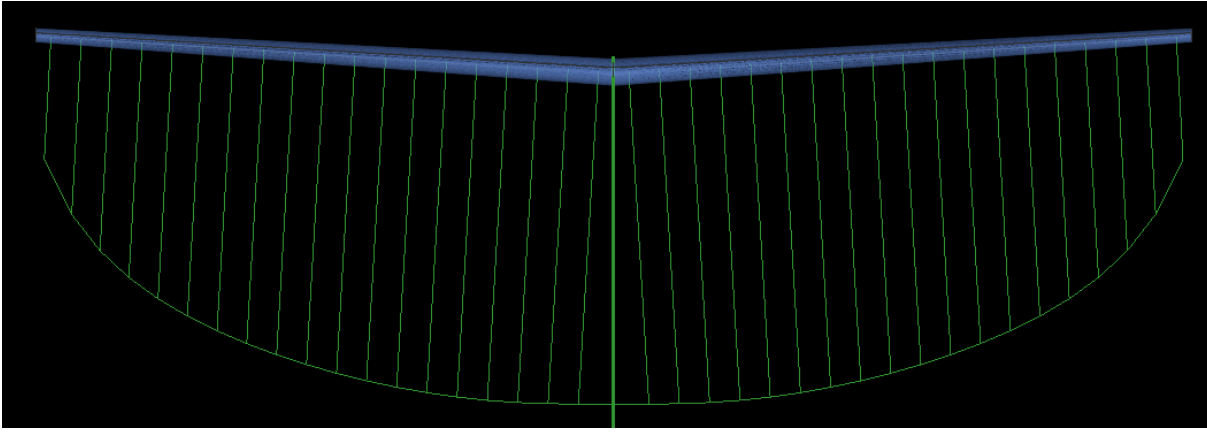
Çizelge 7: Dikey Kuyruk için Elde Edilen Değişkenler

Dikey Kuyruk Değişkenleri		
Profil = NACA 0009	$b = 3.158$	$S = 9.5 \text{ m}^2$
$AR = 1.08$	$\Lambda_{LE} = 40 \text{ der}$	$\Lambda_{TE} = 30 \text{ der}$
$C_r = 3.344 \text{ m}$	$C_t = 2.512 \text{ m}$	$MAC = 3.034 \text{ m}$
$\lambda = 0.76$	$\Gamma = 0 \text{ der}$	$i_w = 0 \text{ der}$



Şekil 8: Hesaplamaları Tamamlanan Yatay ve Dikey Kuyruğun Sırasıyla Yandan ve Üst Bakış Çizimleri

Statik Uzunlamasına Kararlılık = Güvenli	Statik Uzunlamasına Kararlılık = Güvenli	Perdövites Kararlılığı = Güvenli
--	--	----------------------------------



Şekil 9: Yatay Kuyruğun XFLR5 programında Kaldırma Kuvveti Dağılım Analizi

Gövde tasarımının genel hatlarını belirleyen iki önemli değişken vardır. Bunlar gövde uzunluğu ve gövde yarıçapıdır. Bu parametrelerin en iyileştirilmesi sonucu en düşük sıfır-kaldırma kuvvetindeki sürüklenme, en düşük kuşbakışı alan, en hafif gövde ve en yüksek hacim gibi değerler elde edilir. Bunun yanında gövdenin uzunluğu, kuyruğun üreteceği moment kolu için yeterli uzunlukta olmalıdır [Roskam, 2002]. Gövdenin yaratacağı sürüklenme kuvveti gövdenin narinlik oranıyla orantılıdır. Gövdenin sıfır-kaldırma kuvvetindeki sürüklenme katsayısı aşağıdaki eşitlik ile elde edilir;

$$C_{Dof} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wetf}}{S_{ref}} \quad (12)$$

Bu eşitlikte C_f yüzey sürtünmesini, f_M uçak hızının elde edildiği fonksiyonu, S kanat alanını, S_{wetf} ise gövdenin kuş bakışı alanını belirtir. f_{LD} ise gövdenin uzunluğunun çapına oranıdır ve aşağıdaki eşitlik ile hesaplanır. Bu eşitlikte de L uzunluğu, D ise en yüksek çapı belirtir

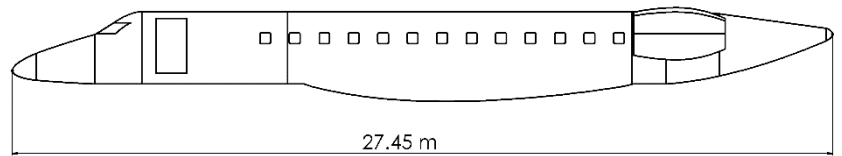
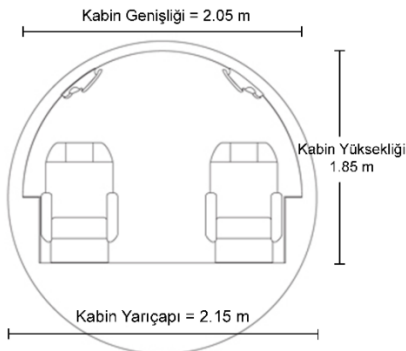
$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025(L/D) \quad (13)$$

Genel havacılıkta kullanılan hava taşıtlarında duvar kalınlığı 4 ile 10 cm arasında varsayılır. Gövde uzunluğu ve gövde çapı aşağıdaki eşitliklerden elde edilir.

$$D_f = W_C + 2T_W \quad (14)$$

$$L_f = L_C + L_{CP} + L_N + L_R \quad (15)$$

Bu eşitlikte T_w , kabin duvar kalınlığını, W_C kabin genişliğini, L_C kabin uzunluğunu, L_{CP} pilot köşkü uzunluğunu, L_N burun kısmının uzunluğunu ve son olarak da L_R arka kargo kısmının uzunluğunu belirtir.



Şekil 10. Hesaplanan Gövde Değişkenleri

İniş takımı tasarımı kavramsal tasarımın bir diğer önemli noktasıdır. İniş takımının, hava taşıtını yerde kararlı halde durmasını sağlamak, taşıtın manevra yeteneğini artırmak, iniş sırasında gerçekleşen darbeyi emmek gibi bir takım sorumlulukları vardır. İniş takımının türünü seçmekte kullanılan çizelge aşağıda gösterilmiştir.

Çizelge 8: Farklı İniş Takımı Tipleri için Karşılaştırma Çizelgesi

	Tek Teker	Bisiklet Tekerlekli	Kuyruk Tekerlekli	Burun Tekerlekli	Dört Teker	Multi Tip
Maliyet	9	7	6	4	2	1
Taşıt Ağırlığı	3	4	6	7	9	10
Üretim Kolaylığı	3	4	5	7	9	1
İniş/Kalkış Mesafesi	3	4	6	10	5	8
Yer Kararlılığı	1	2	7	9	10	8
Taksi Kararlılığı	2	3	1	8	10	9

Hava taşıtının iniş ve kalkışı sırasında yüksek hücum açısında gövdenin arka kısmının yer ile temas etmemesi iniş takımı tasarımında önemli bir rol oynar.

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left(\frac{H_f}{AB} \right) \geq \alpha_{TO} \quad (16)$$

Bu eşitlikte α_c yükseklik açısını, α_{TO} ise hava taşıtının dönüş açısını belirtir. H_f gövde yüksekliğini AB ise ön ve arkada iniş takımları arasındaki mesafeyi belirtir.

Kalkış sırasındaki dönme gereksinimi ana iniş takımı ile en uç ağırlık merkezi arasındaki ilişkiye bağlıdır. Çoğu hava taşıtı, kalkış yapabilme adına yeterli hücum açısında ulaşmak için ana iniş takımı etrafında döner. Bu gibi durumlarda yer etkisinin kaldırma ve sürüklenme kuvvetine etkisinin incelenmesi gerekir. Bu bağlamda, dönme esnasında hava taşıtı üzerine uygulanan üç ana denklem vardır. Bunlardan ikisi kuvvet, diğeri ise moment denklemdir.

$$\sum F_x = m \frac{dV}{dT} \Rightarrow T - D - F_f = ma \quad (17)$$

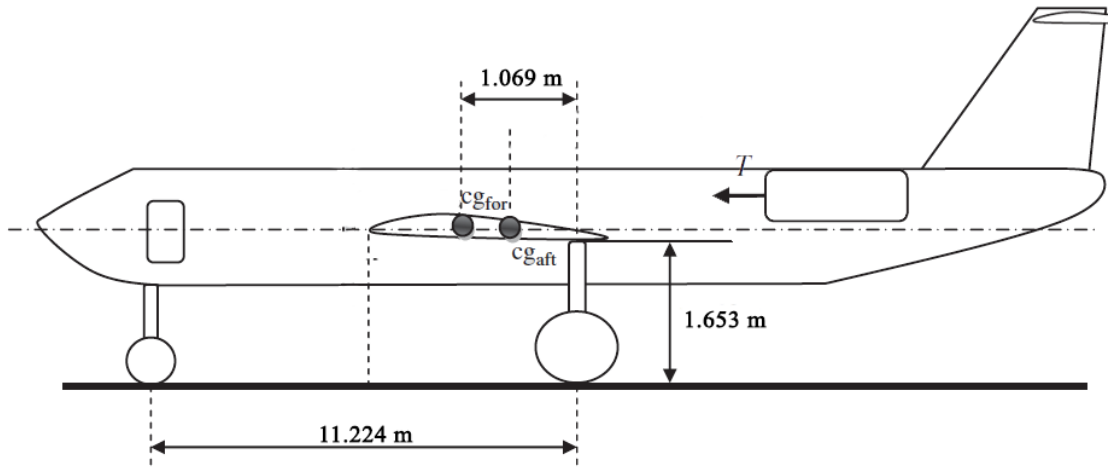
$$\sum F_z = 0 = L + N = W \Rightarrow L_{wf} - L_h + N = W \Rightarrow N = W - (L_{wf} - L_h) \quad (18)$$

$$\sum M_{cg} = I_{yy_{mg}} \ddot{\theta} = -M_W + M_D - M_T + M_{L_{wf}} + M_{a_{cw}} + M_{L_h} + M_a \quad (19)$$

Hesaplamalar sonucu elde edilen iniş takımı değişkenleri aşağıda çizelge halinde belirtilmiştir.

Çizelge 9: İniş Takımı Tasarımı için Hesaplanan Değişkenler

İniş Takımı Değişkenleri		
Tip: Üç Teker	Toparlanabilir	B = 11.224 m
$x_{mg} = 2.862$ m	$\alpha_c = 15.65^\circ$	T = 3.855 m
$H_{LG} = 1.653$ m	$\alpha_{tb} = 28.57^\circ$	$\ddot{\theta} = 6^\circ$
$H_{CG} = 2.032$ m	$\alpha_{TO} = 12.23^\circ$	Kararlılık = Güvenli



Şekil 11: İniş Takımı ve Değişkenlerinin Yandan Bakışta Görselleştirilmesi

Uçağın ağırlığı kavramsal tasarım aşamasında yaklaşık %90 doğruluk oranıyla hesaplanabilir. Uçağın en fazla kalkış ağırlığı, yolcu, yolcu bagajları, yakıt gibi değişkenlere bağlı olduğundan bu aşamada ağırlık yüzde yüz doğrulukla belirlenemez [Jackson, 2011].

Ön tasarım çalışmaları sonucu bilgisayar ortamında bir yüzey modeli oluşturulmuştur. Bu tasarım analiz hesaplamaları sonucu elde edilen verilere göre düzenlenmiş ve bu değerlere göre bilgisayar ortamında uçağın sonuçlandırılmış çizimi gerçekleştirilmiştir. Tarihsel ve istatistiki verilere bakıldığında, ses altı yolcu uçaklarında, maksimum kalkış ağırlığının; %25'i yakıt, %27'si faydalı yük, %1'i uçuk ekibi, %12'si motor, %24'ü uçak yapısı, %11'i ise çeşitli ekipmanlardan oluşmaktadır.

Uçağın yapısal olarak yük dağılımına baktığımızda yine benzer tarihsel ve istatistiki verilerden, yapısal ağırlığın; %42'si kanat, %33'ü gövde, %9'u kuyruk kısmı, %16'sı iniş takımından oluşmaktadır.

Kanadın ağırlığı aşağıdaki eşitliğe göre hesaplanmıştır;

$$W_W = S_W MAC \left(\frac{t}{c} \right)_{\max} \rho_{\text{mat}} K_p \left(\frac{AR_{n_{\text{ult}}}}{\cos(\Lambda_{0.25})} \right)^{0.6} \lambda^{0.04} g \quad (20)$$

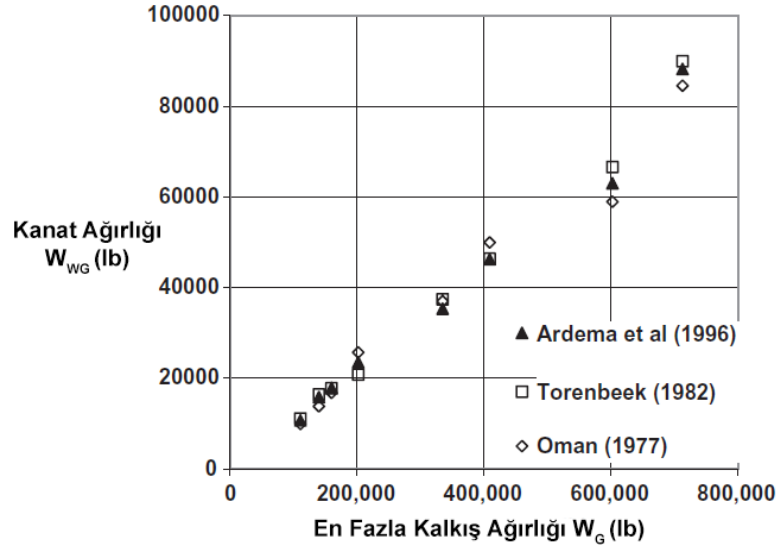
Bu eşitlikte, W_W kanadın ağırlığını, S_W kanat alanını, MAC ortalama kanat kiriş uzunluğunu, ρ_{mat} kanadın yapısal malzemesinin öz kütlesini, AR en-boy oranını, n_{ult} nihai yük faktörünü, $\Lambda_{0.25}$ ortalama kanat kiriş uzunluğunun dörtte birinin süpürme açısını, λ ise koniklik oranını belirtmektedir. K_p kanat öz kütle faktörü olup, ses altı yolcu uçaklarında bu değer 0,0038 olarak hesaplanmıştır.

Yatay ve dikey kuyrukların ağırlık hesaplaması için kullanılan eşitlikler sırasıyla belirtilmiştir;

$$W_{HT} = S_{HT} MAC_{HT} \left(\frac{t}{c} \right)_{\max HT} \rho_{\text{mat}} K_{pHT} \left(\frac{AR_{HT}}{\cos(\Lambda_{0.25HT})} \right)^{0.6} \lambda_{HT}^{0.04} V_H^{0.3} \left(\frac{C_e}{C_T} \right)^{0.4} g \quad (21)$$

$$W_{VT} = S_{VT} MAC_{VT} \left(\frac{t}{c} \right)_{\max VT} \rho_{\text{mat}} K_{pVT} \left(\frac{AR_{VT}}{\cos(\Lambda_{0.25VT})} \right)^{0.6} \lambda_{VT}^{0.04} V_V^{0.3} \left(\frac{C_e}{C_V} \right)^{0.4} g \quad (22)$$

Kanat için sözü geçen eşitliğe ek olarak, C_e/C yükseliş dümeninin yatay kanada oranını, V kuyruk hacim oranını belirtmektedir.



Şekil 12: Çeşitli Kaynaklardan Elde Edilen İş Jeti Uçaklarının Kanat/Toplam Ağırlık Grafiği
Gövdenin ağırlığı aşağıdaki eşitliğe göre hesaplanmıştır.

$$W_F = L_f D_{fmax}^2 \rho_{mat} K_{pf} n_{ult}^{0.25} K_{inlet} g \quad (23)$$

Eşitlikte, W_f gövde ağırlığını, L_f gövde uzunluğunu, D_f gövdenin çapını, ρ_{mat} ise gövdenin yapısal malzemesinin öz kütlesini belirtmektedir. Gövde için belirlenen gövde öz kütle faktörü $K_{pf} = 0,0032$ olarak tarihsel verilerden seçilmiştir.

Çeşitli uçak tiplerinde çok farklı iniş takımları bulunmaktadır. Bu iniş takımlarının ağırlıkları tekerlek sayısına, yapısal malzemesine, hidrolik sistemlerine ve daha birçok değişkene göre farklılaşmaktadır. Aşağıdaki eşitlik, ses altı uçan bir iş jetinin iniş takımı ağırlığını %95 doğrulukla hesaplamaktadır.

$$W_{LG} = (1.07) K_L K_{ret} W_L \left(\frac{H_{LG}}{b} \right) n_{ultland}^{0.2} \quad (24)$$

Eşitlikte W_{LG} iniş takımının ağırlığını, b kanat uzunluğunu, K_{LG} iniş takımının 0,32 olan ağırlık faktörünü, W_L uçağın iniş esnasındaki en fazla ağırlığını, H_{LG} iniş takımının yüksekliğini, $n_{ultland}$ ise nihai iniş yük faktörünü belirtmektedir.

İtki sisteminin ağırlık hesaplaması sadece motor ağırlığını içermeyip, motora bağlı borular, motor soğutması, yedek kuvvet tertibatı, ısı koruyucular, nasel gibi birçok alt parçayı içermektedir. Motor ve alt sistemlerinin ağırlığı ile yakıt sistemi ağırlığı aşağıdaki eşitliklerle hesaplanmıştır.

$$W_{Eins} = K_E N_E W_E^{0.9} \quad (25)$$

Bu eşitlikte W_E motor ve alt parçalarının ağırlığını, K_E alt parçalar için hesaplanan düzeltme faktörünü, N_E toplam motor sayısını, W_E bir motorun ağırlığını belirtmektedir.

$$W_{FS} = K_{fs} \left(\frac{W_{fuel}}{\rho_f} \right)^{n_{fs}} \quad (26)$$

Yakıt sisteminin ağırlığının hesaplandığı bu eşitlikte ise W_{FS} yakıt sisteminin ağırlığını, W_{fuel} yakıt ağırlığını, ρ_f yakıt öz kütlesini belirtmektedir.

Çizelge 10: Parça Temelli Ağırlık Sonuçları

Hesaplanan Parça Ağırlıkları (kg)		
Kanat = 2036.498	Nasel = 395.981	Faydalı Yük = 1719.451
Kuyruk = 628.017	İniş Takımı = 642.718	Yakıt = 7446.708
Gövde = 1899.712	Motor = 2200.776	Ekipman = 3580.490
Toplam: 20.800 kg		

Uçağın ağırlık hesaplamalarıyla beraber yürütülen ağırlık merkezi sonuçları Çizelge 11’de verilmiştir.

Çizelge 11: Uçağın Ön ve Arka Ağırlık Merkezinin Hesaplama Sonuçları

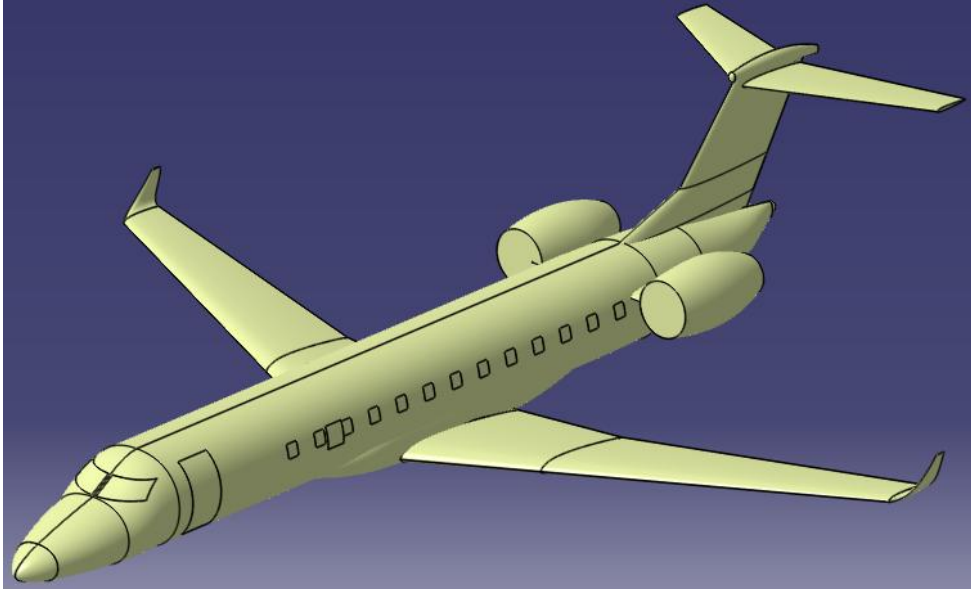
Ön ve Arka Ağırlık Merkezi	
$W_{TO} = 204540 \text{ N}$	$X_{cg_for} = 13.781 \text{ m}$
$X_{pass} = 12.63 \text{ m}$	$X_{cg_aft} = 14.852 \text{ m}$
$\Delta X_{cg} = \%28.4 \text{ of MAC}$	

Çizelge 11’de W_{TO} en fazla kalkış ağırlığını, X_{cg_for} x koordinatında (uzunlamasına) ön ağırlık merkezini, X_{cg_aft} x koordinatında (uzunlamasına) arka ağırlık merkezini, X_{pass} yolcuların ağırlık merkezini, ΔX_{cg} ise ağırlık merkezinin ortalama kanat kirişi boyunca değişimini göstermektedir.

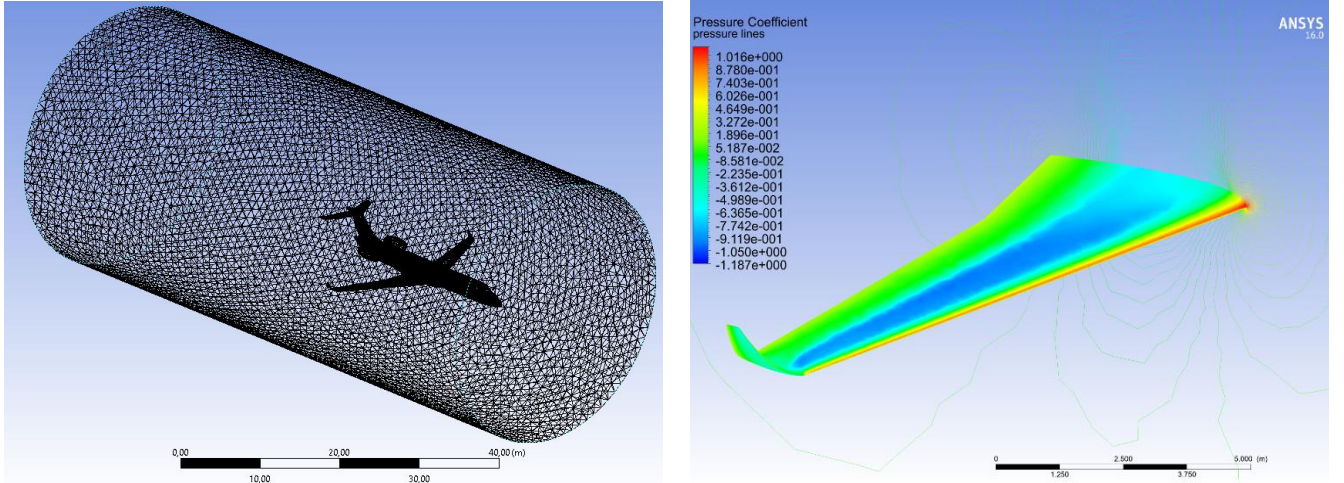
Manevra yeteneği, hava taşıtları ve roketler için oldukça önemlidir. Bu taşıtların kontrol sistemleri, onlara gerekli manevra yeteneğini verebilecek şekilde tasarlanmalıdır [Raymer, 2006]. Bu tasarımda, iş jetine gerekli kontrol ve manevra yeteneğini verebilmesi için çift oluklu yüksek kaldırma kuvveti cihazı seçilmiştir. Yapılan hesaplamalar sonucunda ortaya çıkan kontrol yüzeylerinin değişkenleri çizelge halinde aşağıda belirtilmiştir. Çizelgede C_x/C , kontrol yüzeyi alanının kanat alanına oranını, b_x/b kontrol yüzeyi uzunluğunun kanat uzunluğuna oranını, C_x/C kontrol yüzeyi giriş uzunluğunun kanat girişine oranını, δ dönme açısını, τ ise kontrol yüzeyinin verimliliğini belirtmektedir.

Kanatçık		Yükseliş Dümeni		Dümen	
Değişken	Değer	Değişken	Değer	Değişken	Değer
C_A/C	0.251	C_E/C	0.295	C_R/C	0.314
$b_i/b/2$	0.582	$b_E/b/2$	0.883	$b_R/b/2$	0.932
$b_o/b/2$	0.873	-	-	-	-
S_A/S	0.203	S_E/S	0.295	S_R/S	0.298
$\delta_{Amax_yukarı}$	+13.52 der	$\delta_{Emax_yukarı}$	+18 der	$\delta_{Rmax_yukarı}$	+17.7 der
$\delta_{Amax_aşağı}$	-13.58 der	$\delta_{Emax_aşağı}$	-24.5 der	$\delta_{Rmax_aşağı}$	-17.7 der
T_A	0.484	T_E	0.512	T_R	0.512

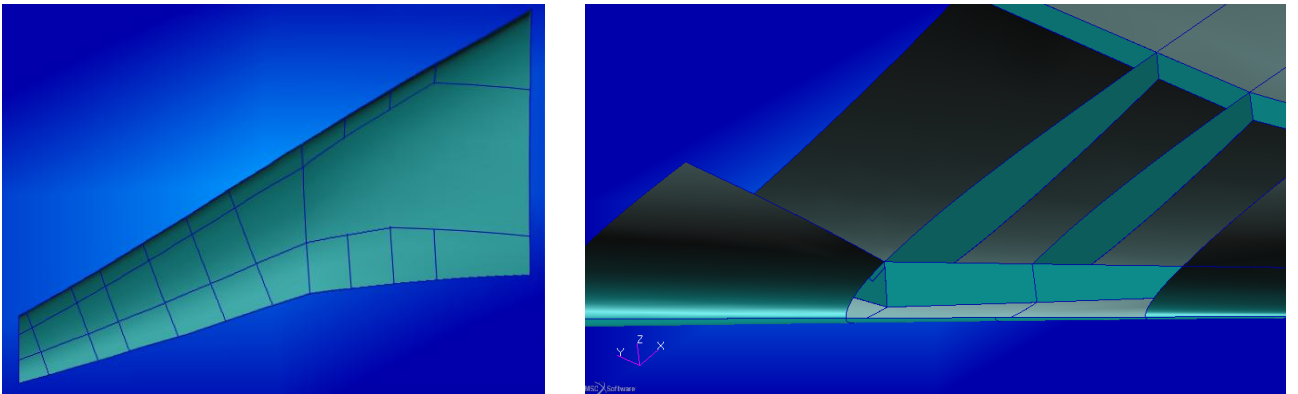
İş Jetine ait bütün değerler hesaplandıktan sonra DS.CATIA v5® programında uçağın çizimi gerçekleştirilmiştir. Çizimden sonra ANSYS.Fluent® yazılımıyla seyir hızındaki analizleri tamamlanıp, değerler MSC.Patran® programına aktarılmış ve burada yapısal analizleri gerçekleştirilmiştir.



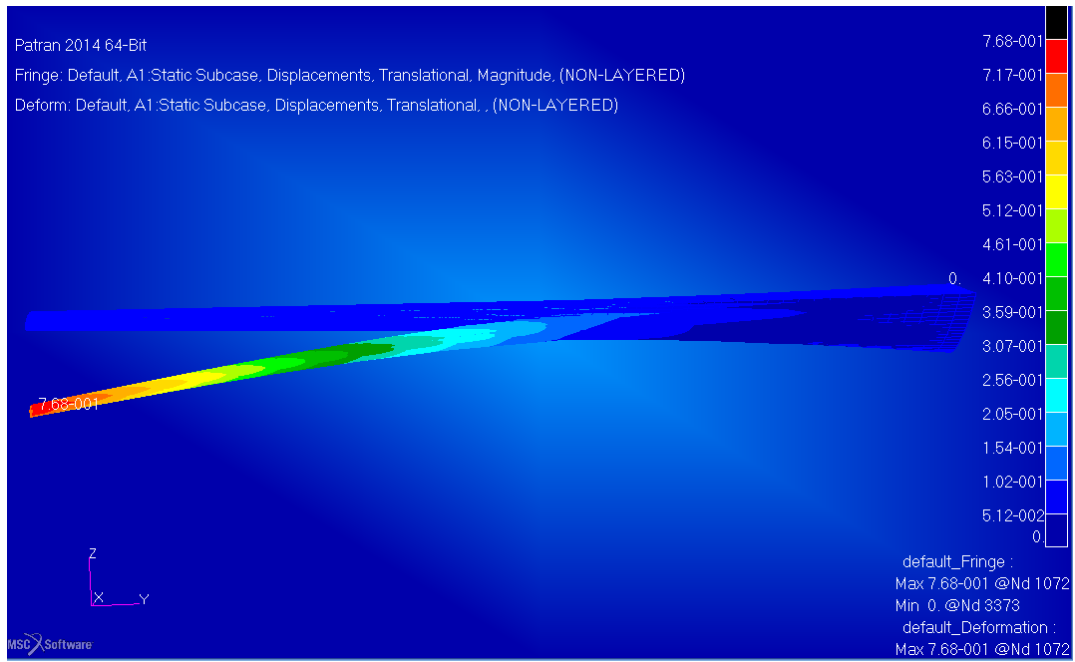
Şekil 13: Uçağın Bilgisayar Ortamında Sonuçlandırılmış Çizimi



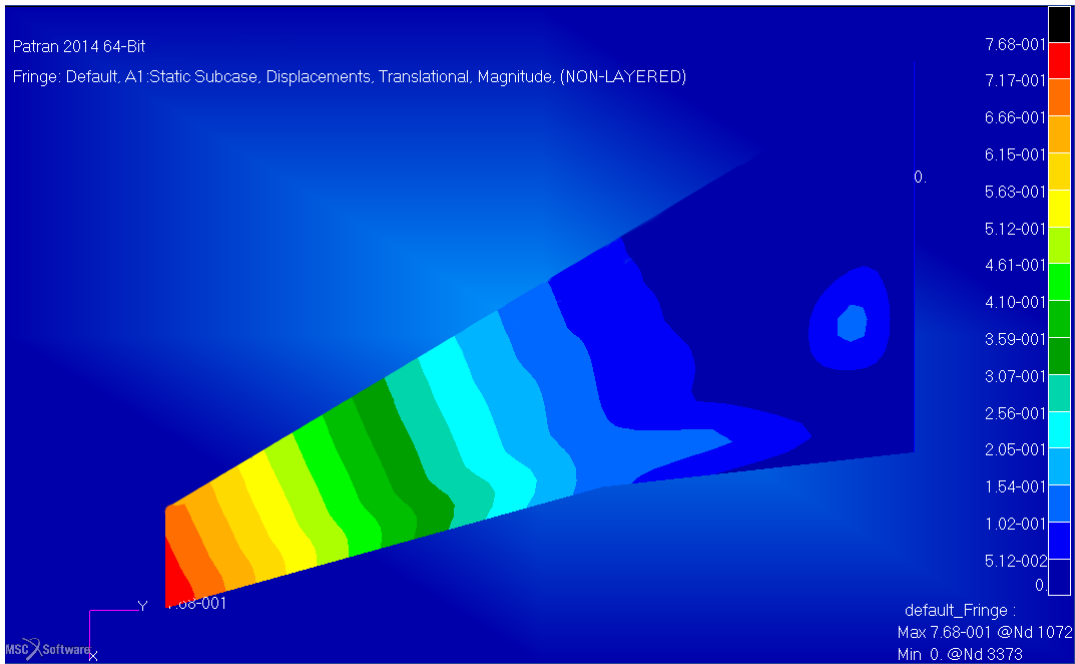
Şekil 14: Oluşturulan Ağ Alanı ve Kanat Üzerindeki Basınç Katsayıları



Şekil 15: Yarım Kanadın MSC.Patran Programında Modellenmesi



Şekil 156: Kanadın Önden Bakışta Yer Değiştirme Değerleri



Şekil 167: Kanadın Üstten Bakışta Yer Değiştirme Değerleri

SONUÇ

Bu çalışmada, bir iş jeti hava taşıtının ön ve sonlandırılmış tasarımı, sistem mühendisliği yaklaşımı ile ele alınmıştır. Çalışmada hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ve kanat için sonlu elemanlar analizi gerçekleştirilmiştir. Projenin başından sonunda değin MATLAB programı kullanılmış, doğrulama ve en iyileme çalışmaları yine bu program üzerinden gerçekleştirilmiştir. Uçağın bütün değişkenleri hesaplanmış olup, bu değişkenler çizelge halinde ilgili bölümün sonunda sunulmuştur. Bir sonraki aşama olarak, hava taşıtının ağırlığının azaltılarak, daha az yakıtla daha fazla mesafe gitmesi amaçlanmaktadır.

Kaynaklar

- Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E., 1959. Theory of Wing Sections, Courier Corporation.
- Anderson, J. D., 1999. Aircraft performance and design (Vol. 1). Boston: WCB/McGraw-Hill. Anderson Jr, Anderson Jr, J. D., 2010. Fundamentals of aerodynamics. Tata McGraw-Hill Education.
- Blanchard, B. S., Fabrycky, W. J., & Fabrycky, W. J., 1990. Systems engineering and analysis (Vol. 4). Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall.
- Federal Aviation Regulations, 2011, Federal Aviation Administration, Department of Transportation, www.faa.gov.
- Jackson, P. A., Munson, K., & Peacock, L. (Eds.), 2011. Jane's All the World's Aircraft 2011-2012.
- Loftin Jr, L. K., 1980. Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance.
- Raymer, D. P., 2006. Aircraft Design: A Conceptual Approach and Rds-Student, Software for Aircraft Design, Sizing, and Performance Set (AIAA Education). AIAA (American Institute of Aeronautics & Ast.
- Roskam, J., 1985. Airplane design: Determination of stability, control and performance characteristics: FAR and military requirements. DARcorporation.
- Sadraey, M. H., 2012. Aircraft design: A systems engineering approach. John Wiley & Sons.
- Sadraey, M., 2009. Aircraft Performance: Analysis. VDM Publishing.
- Sforza, P. M., 2007. Commercial airplane design handbook.
- Torenbeek, E., 2013. Advanced aircraft design: Conceptual design, technology and optimization of subsonic civil airplanes. John Wiley & Sons.