



YÜKSEK HIZLI SAHTE HEDEF İHA TASARIMI

Umut BAYKARA¹, Nafiz ALEMDAROĞLU²

¹Umut Baykara, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, umut.baykara@metu.edu.tr

²Nafiz Alemdaroğlu, Atılım Üniversitesi, Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü, nafiz.alemdaroglu@atilim.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0111](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0111)

ÖZET

Bu çalışma, yüksek hızlı hedef İHA tasarımını, HAD aerodinamik analizini ve en iyi aerodinamik performansı veren yüksek hızlı İHA'nın seçilmesini içermektedir. Temel gereksinimler geçmiş tasarımlardan elde edilen tecrübelerle dayanmaktadır. Gereksinimler şunları içermektedir. 15000 ft yüksekliğe çıkabilme, 450 knot hıza çıkabilme, en az 1 saat dayanım süresine sahip olma. Hedef İHA pnömatik mancınık tarafından fırlatılıp, paraşüt sistemi ile inecektir. İleri derecede çevik olacak bu uçak, yüksek manevra kabiliyetine sahip olacaktır. Devamlı 6g ve anlık 9g yük faktörü kabiliyetine sahip olması amaçlanmıştır. Gerekli görülen yük kapasitesi 10 kg olarak ayarlanmıştır ve duman atıcısı, pasif radar iz arttırıcı ve karşı tedbir atım sistemi içerir. Bu çalışmanın amacı akranları ile rekabet edebilecek düzeyde optimize edilmiş bir yüksek hızlı İHA tasarlamak olduğu için, yeni jenerasyon hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı kullanılacak ve en uygun aerodinamik performansı gösteren yüksek hızlı hedef İHA konfigürasyonu seçilecektir. Ana tasarım ve diğer konfigürasyonlar farklı kanat ve kuyruk geometrik şekillerinde oluşturulmuştur. Bütün geometriler, bilgisayar destekli tasarım yazılımında oluşturulmuş ve farklı akış rejimlerinde analiz edilmiştir. Son olarak, farklı dizayn ve performans kriterlerine göre konfigürasyon seçimi yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Hedef, İHA, Tasarım, HAD, Optimizasyon

DESIGN OF A HIGH SPEED DECOY UAV

ABSTRACT

This study consists of design, CFD aerodynamic analysis and optimized selection of a high-speed decoy UAV. The mission requirements for the high-speed decoy are based upon the previous experiences in literature. The requirements are specified as: Maximum altitude of 15000 ft, maximum speed of 450 knots and an endurance of at least 1 hour. The decoy UAV is launched from a pneumatic catapult and lands via a parachute system. It is a highly agile aircraft having a very high maneuverability capability. The aircraft has a 6g sustained and 9g instantaneous load factor. Required payload capacity is set to be as 22 lbs, consisting of a smoke dispenser, a passive radar cross section augmentor (luneberg lens), a chaff and IR dispenser and a miss distance indicator. Since, the aim of this study is to design an optimized high-speed decoy that surpasses its predecessors, a new generation CFD tool is used to achieve the high speed decoy configuration which gives the best aerodynamic performance. Baseline design and other configurations were created according to their vertical wing and tail geometry designs. All models were created in CAD environment and analyzed for different flow regimes and envelopes. Finally, configuration is selected considering various design and performance criteria.

Keywords: Decoy, UAV, Design, CFD, Optimization

1. GİRİŞ

İHA'lar boyut, menzil/irtifa ve fonksiyonlarına göre sınıflandırılırlar. İHA fonksiyonları keşif, saldırı, lojistik, sahte hedef ve ar-ge olarak bilinmektedir. Sahte hedef İHA'lar yeni silah sistemlerinin test edilebilmesi için düşman uçağını simülasyonunu yapar. Bu İHA çeşidi, iz duman atıcısı, karşı tedbir atım sistemi, luneberg lensleri ve kaçırma mesafe ölçeri gibi kendine özel faydalı yükler içerir. Sahte hedef İHA'lar da üç formda kategorize edilir, bunlar: Düşük Hızlı, Yüksek Hızlı ve insanlı hava araçlarının çevrilmesi ile oluşturulan sahte hedeflerdir. Bu çalışmanın amacı, geçmiş tecrübelerden faydalanılarak yüksek hızlı bir Sahte Hedef İHA tasarımı yapmaktır. Geçmiş tecrübelerden faydalanabilmek için öncelikle literatür araştırması yapılmıştır. Literatür araştırmasında Şimşek (TUSAŞ, 2016), Meggit Banshee Twinjet (Meggit Defence, 2016), Yperion (BSK Defence, 2016), Nemesis[BSK Defence,2016], Firejet (Composite Engineering, 2016), BQM-167A (Composite Engineering, 2016) gibi sahte hedef İHA'ların ölçüleri, faydalı yük kapasiteleri, motor güçleri ve çıkabildikleri maksimum hız ve irtifaları incelenmiştir.

2. YÖNTEM

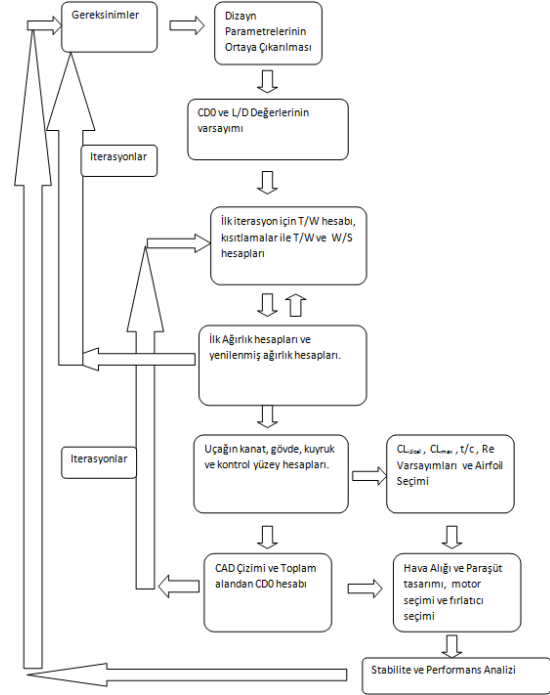
2.1. Gereksinimlerin Belirlenmesi ve Görev Profili

Uçak dizaynı aerodinamik, yapısal, kontrol ve itki gibi birçok alanın kombinasyonundan oluşmaktadır. Uçak dizayn süreci uçağın gerekliliklerinin belirlenmesi ile başlar. Uçağın gereksinimleri dizayn süreci boyunca değişebilir (Raymer, 2012). Literatür araştırması sonrasında tasarlanmak istenen uçağın gereksinimleri tablo 1 de verilmiştir.

Tablo 1: Yüksek Hızlı Hedef İHA Gereksinimleri

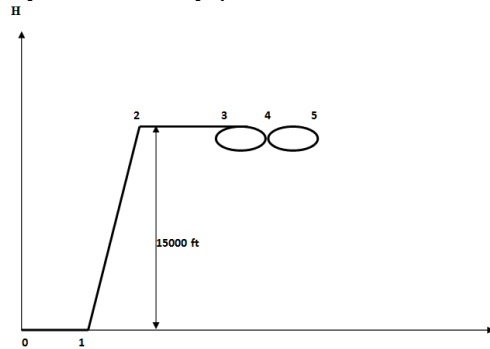
Faydalı yük kapasitesi	22 lbs / 10kg
Maksimum hız	450 KTS / 231 m/s
Dayanım süresi	1 saat
Maksimum irtifa	15000 ft
Manevra Kabiliyeti	9g anlık 6g devamlı yük faktörü
Kalkış ve İniş	Pnömatik Mancınık / Paraşüt
Uçuş Menzili	100 km

Dizayn adımlarının dizayn sırasında kolayca izlenebilmesi için dizayn metodu akış tablosu hazırlanmıştır.



Şekil 1: Yüksek Hızlı Hedef İHA Dizayn Metodolojisi

Hazırlanan gereksinimlere uygun olarak tasarlanacak Sahte Hedef İHA için görev profili oluşturuldu. Görev profilindeki her bir görev bölümüne uygun olarak uçağın ağırlık hesapları ve boyutlandırılması yapıldı.



Şekil 2: Yüksek Hızlı Hedef İHA görev profili

Tasarlanacak Hedef İHA'nın görev profili açıklaması aşağıdadır;

0 - 1: Deniz seviyesinde pnömatik mancınıkla kalkış

1 - 2: 15.000 ft yüksekliğe tırmanış

2 - 3: 15.000 ft yükseklikte kalkış bölgesinden hedef bölgesine 100 km seyir

3 - 4: 15.000 ft yükseklikte hedef bölgesinde 50 dakika oyalanma

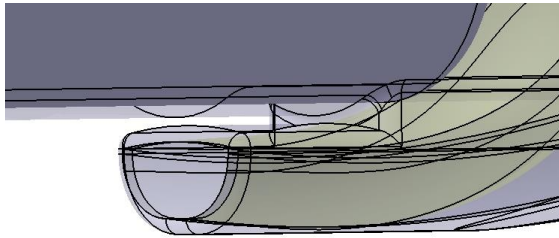
4 - 5: Hedef bölgesinde 10 dakika manevra gerçekleştirme

2.2. Hedef İHA Tasarımı

İlk aşamada görev bölümlerine uygun olarak Hedef İHA'nın yaktığı yakıt hesaplanmış ve uçağın ağırlığı hesaplanmıştır. Uçağın ağırlık analizi tamamlandıktan sonra uçağın gövde, kanat ve kuyruk boyutları ortaya çıkarılmıştır. Uçağın dikey kanat pozisyonu olarak orta-kanat seçilmiştir. Orta kanat şeklinin, hem yüksek-kanat hem alçak-kanat şekil özelliklerine sahip olacağı hem de gövde ile olan etkileşiminin ve bunun sağladığı sürüklenme katsayısının minimum olacağı düşünülmüştür. Uçağın yatay kuyruk pozisyonu olarak T-kuyruk seçilmiştir, T-kuyruğun tasarımı basittir ve düz uçuş sırasında yatay kuyruğun, kanadın ve jet motorunun etkisinde kalmama avantajına sahiptir.

Airfoil seçimi aşamasından önce, uçak için gerekli olan Mach Sayısı(M), Reynolds Sayısı(Re), Dizayn kaldırma katsayısı($C_{LDesign}$), maksimum kaldırma katsayısı(C_{Lmax}) hesaplanmıştır. Hesapları takiben XFRL5 yazılımı kullanılarak farklı airfoil çeşitleri karşılaştırılmıştır. Airfoiller arasından en düşük sürüklenme katsayısı $C_{d(min)}$, en yüksek C_l/C_d , en yüksek stall açısı (α_{stall}), en yüksek maksimum kaldırma katsayısı(C_{Lmax}), uygun dizayn kaldırma katsayısı($C_{LDesign}$) ve uçağın uçağı mach sayısı için uygun t/c oranı özelliğine sahip olan airfoil seçilmiştir. Uçağın yatay ve dikey kuyrukları için simetrik airfoil seçilmesi uygun görülmüştür.

Uçağın hava alığı, gövdenin altında pitot tipi olarak seçilmiştir. Bu sayede yüksek hücum açılarında uçağın uçabilecek kadar hava alması amaçlanmıştır. Sınır katmanı oluşumunun uçağa giren hava akışını engellememesi için uçağın gövdesi ile hava alığı arasına bir miktar boşluk bırakılmıştır. Uçağın hava alığı aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



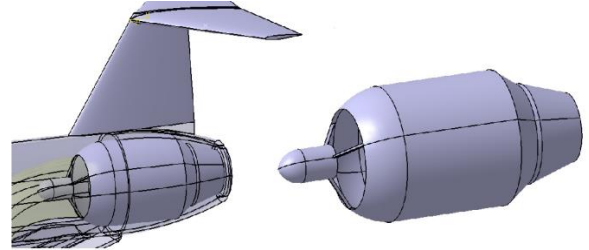
Şekil 3: Hedef uçağın Hava Alığı

Uçağın maksimum hızına ulaşabilmesi için yeterli itiş gücünü sağlayabilen motorun seçimi gerekmektedir. Düşük ağırlığı ve akranlarına oranla daha yüksek itiş gücü kapasitesi ve uçağa gerekli itiş gücünü verebilecek bir motor olan NİKE turbo jet motoru hedef uçak için seçilmiştir. NİKE turbo jet motoru alttaki şekilde verilmiştir.



Şekil 4: Nike Turbojet Motoru (AMT Nederlands, 2012)

Nike Turbojet motoru Catia-v5 yazılımında teknik resminden birebir çizilmiş ve modele eklenmiştir.



Şekil 5: Nike Turbo jet Motorunun CAD Çizimi ve Modele Entegrasyonu

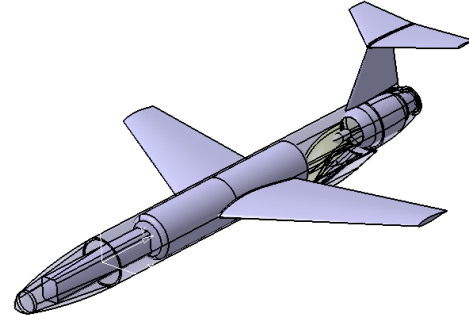
Tablo 2: Yüksek Hızlı Hedef İHA Geometrik Özellikleri

Uzunluk	2,75 m
Gövde Çapı	0,25 m
Kanat Görünüş oranı	5
Kanat Açıklığı	1,94 m
Maksimum kalkış Ağırlığı	85 kg

Tablo 3: Yüksek Hızlı Hedef İHA Uçuş Hızları

V_{stall} (ft/s)(m/s)	143,46 / 43,5
V_{loiter} (ft/s)(m/s)	238,44 / 72,7
V_{cruise} (ft/s)(m/s)	323,232 / 98,5
V_{max} (ft/s)(m/s)	759,5 / 231,5
V_{combat} (ft/s)(m/s)	452 / 137,8

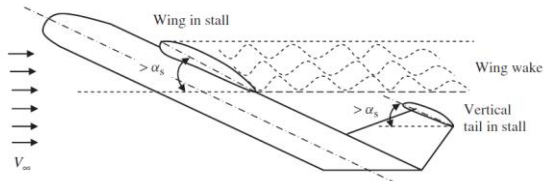
Tasarlanan İHA'nın temel tasarımının Catia-v5 yazılımında çizimi aşağıdaki şekilde verilmiştir.



Şekil 6: Yüksek Hızlı Hedef İHA Temel Tasarım CAD Çizimi

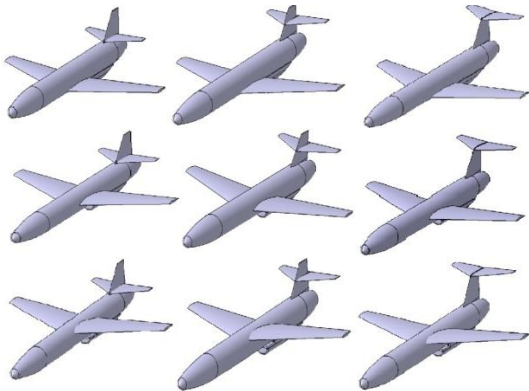
2.3. Hedef İHA Konfigürasyonları

Hedef İHA için orta-kanat ve T-kuyruk seçilmiştir. Ancak, T-kuyruk dikey kuyruğun kendisini taşımasını gerektirdiği için dikey kuyruğun yapısal olarak daha sağlam ve ağır olmasını gerektirir. T-kuyruğun önemli bir dezavantajı daha vardır. Derin stol adı verilen bu durum, yüksek hücum açılarında kuyruktaki kontrol yüzeyi olan elevatorun kanadın etkisinde kalması ile oluşur. Elevator kanadın etkisinde kaldığı için uçak yönlendirilemez ve bu durum uçağın düşmesine bile neden olabilmektedir. Derin stall durumu aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 7: T-kuyruk Şeklindeki Derin Stall Durumu (Sadraey, 2013)

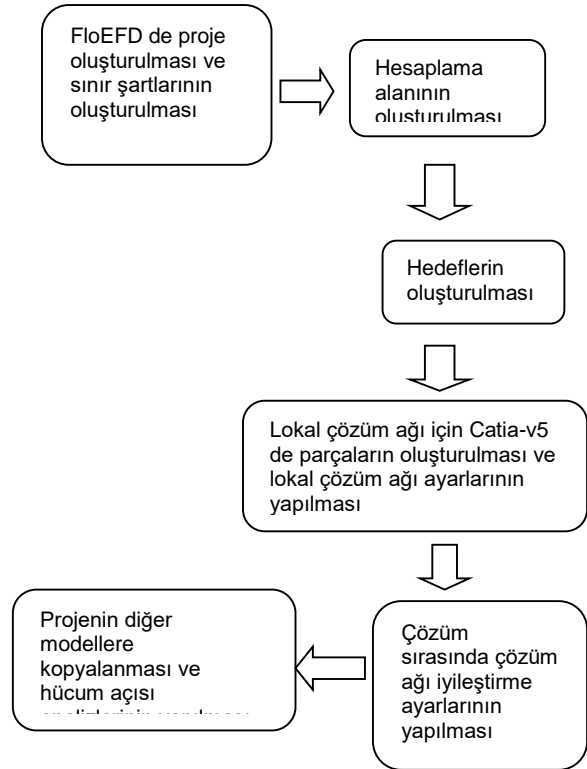
Ana tasarım bitirildikten sonra kanadın ve kuyruğun dikey pozisyonlarının değiştirildiği diğer konfigürasyonların da tasarımı yapıldı. Bu diğer tasarımları yapmanın amacı, farklı kanat ve kuyruk dikey pozisyonlarının değiştirildiğinde uçağın verdiği aerodinamik performansının nasıl değiştiğini gözlemlemektir. Uçağın kanadının kuyruğu nasıl etkilediğini gözlemleyip optimum kanat-kuyruk dikey pozisyonlarını yakalamak. Bunun için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri kullanılmıştır.



Şekil 8: Yüksek Hızlı Hedef Uçak Konfigürasyon Matrisi

3.1. Seyir Hızı HAD Analizleri ve Konfigürasyon Seçimi

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) araçları, uçağın istenilen atmosfer koşullarında ve istenilen hızlarda simüle etmeye olanak tanır. Son günlerde, HAD simülasyonları ticari/askeri uçakların ve İHA'ların optimum şekilde tasarlanmasında önemli rol oynamaktadır. FloEFD, Mentor Graphics tarafından geliştirilen ve birçok alanda kendini kanıtlamış modern HAD yazılımlarından biridir. Catia-v5, Solidworks, Creo ve Siemens NX gibi modern CAD yazılımlarına gömülü olarak çalışan FloEFD, bu sayede zaman tasarrufu sağlamaktadır. Bu çalışmada Catia-v5 içerisine gömülü FloEFD-v14.2 kullanılmıştır. HAD analizinin metodolojisi sonraki şekilde gösterilmektedir:



Şekil 9: HAD Analizi Methodolojisi

Tablo 4: Oluşturulan Proje Koşulları ve Sınır Şartları

3. UYGULAMALAR

Hava Özkütlesi	0,771 kg/m ³ (15000 ft)
Dış Basınç	57205 Pa (15000 ft)
Analiz Tipi	Dış
Türbülans Parametresi	Yoğunluk ve Uzunluk (%0,1) (0,00625m) (Modelin boyutlarına göre FloEFD tarafından otomatik hesaplanmıştır)
Uzunlamasına Düzlem	XY Düzlemi
Uzunlamasına Eksen	Y Koordinatı
Akış Tipi Opsiyonu	Laminar ve Turbulent (Akışın tipi ve sıkıştırılabilir olup olmadığı FloEFD tarafından otomatik hesaplanır)

Hesaplama Alanı
X = 0 / 10m
Y = 23m / -10m
yönü daha uzun)
Z = 10m / -10m

Toplam 20m (simetri)
Toplam 33m (Akıntı)
Toplam 20m

FloEFD yazılımında istenen hedefi tanımlamak gereklidir. FloEFD de beş farklı hedef çeşidi vardır bunlar, nokta hedefleri, düzlem hedefleri, hacim hedefleri, tüm alanı kapsayan genel hedefler ve denklem hedefleri. Hedefler (Mentor Graphics, 2010) a göre belirlenmiştir. Hesaplama alanında bulunan (0, -9,8, 0) bölgesine bir nokta atanmıştır, bu noktaya akışın hızı, Y ve Z bileşen hızları ve yoğunluğu tanımlanmıştır. Hesaplama alanının içine Y ve Z yönüne doğru toplam kuvvet genel hedefi tanımlanmıştır. Genel ve nokta hedefleri tanımlandıktan sonra aşağıdaki denklem hedefleri yazılıma tanımlanmıştır. (Mentor Graphics, 2010)

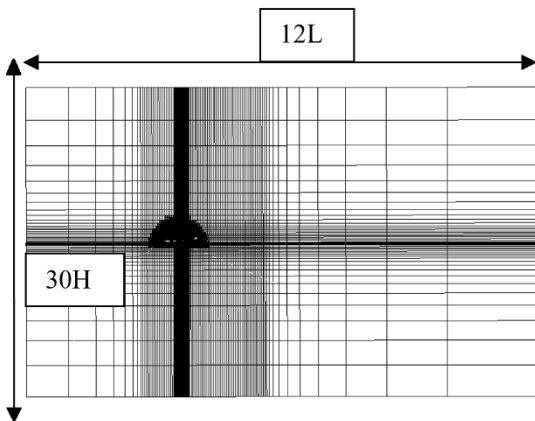
$$Dikey Kuvvet Katsayısı = \frac{GG Force(Z)}{\frac{1}{2} * (PG Density (fluid)) * (PG Velocity)^2 * S} \quad (1)$$

$$Eksenel Kuvvet Katsayısı = \frac{GG Force(Y)}{\frac{1}{2} * (PG Density (fluid)) * (PG Velocity)^2 * S} \quad (2)$$

$$Yunuslama Moment Katsayısı = \frac{GG Torque(Z)}{\frac{1}{2} * (PG Density (fluid)) * (PG Velocity)^2 * S * \bar{C}} \quad (3)$$

$$Kaldırma Katsayısı = \left(Dikey Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Y)}{PG Velocity} \right) - \left(Eksenel Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Z)}{PG Velocity} \right) \quad (4)$$

$$Sürüklenme Katsayısı = \left(Eksenel Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Y)}{PG Velocity} \right) + \left(Dikey Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Z)}{PG Velocity} \right) \quad (5)$$

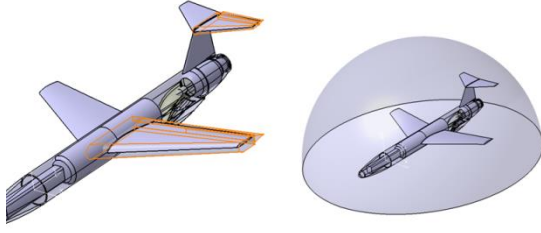


Şekil 11: İHA Hesaplama alanı ilk çözüm ağı

Hesaplama alanı için ilk çözüm ağı kontrol düzlemleri kullanılarak oluşturulmuştur. İlk mesh "NASA Common Research Model (CRM)" baz alınarak oluşturulmuştur (Mentor Graphics, 2014). Kontrol düzlem yerleri yüksek hızlı İHA model boyutlarına göre kalibre edilmiştir. İlk çözüm ağı yapısı aşağıdaki şekilde verilmiştir. Şekilde siyah görünen dikey çizgi, kanadın bulunduğu kontrol düzlem bölgesidir.

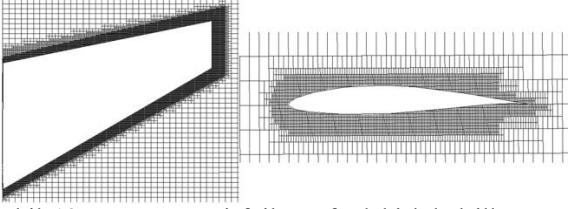
Yüksek Hızlı Hedef uçak geometrisine genel çözüm ağının yanı sıra üç farklı bölgeye lokal çözüm ağı atılmıştır. Bu bölgelerde çözüm ağı atılmış ve bu bölgeleri yazılımın katı olarak algılamaması sağlanmıştır. Bu bölgeler:

- 1- Dış yarı küre lokal çözüm ağı
- 2- Kanat lokal çözüm ağı
- 3- Kuyruk lokal çözüm ağı



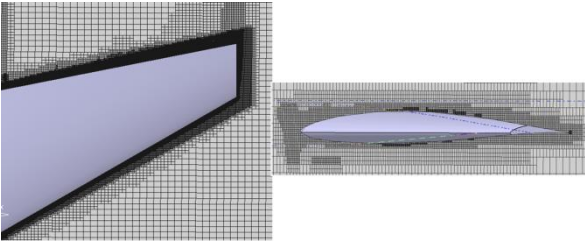
Şekil 12: Kanat, kuyruk ve yarıküre lokal ilk çözüm ağı bölgeleri

Optimum çözüm ağına ulaşabilmek için, kanat ve kuyruk lokal çözüm ağı için çözüm ağı iyileştirme ayarı 4. Seviye ve yarı küre için 1. Seviye olarak ayarlanmıştır. Kanatlardaki ilk çözüm ağı Alttaki şekilde gösterilmektedir.

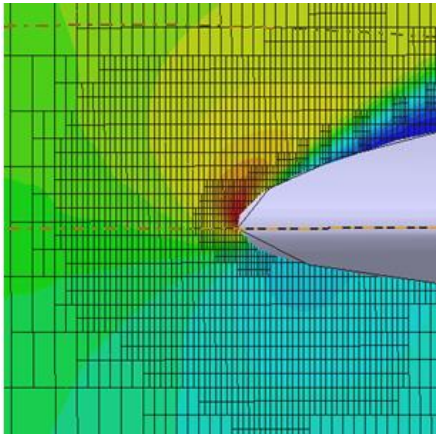


Şekil 13: Kanat ve Airfoil etrafındaki lokal ilk çözüm ağı

FloEFD çözüm sırasında çözüm ağını yenileyebilme kapasitesine sahiptir. Çözüm ağı, akışın fiziksel ve kimyasal parametrelerin değiştiği alanlarda sıklaştırılırken, akış parametrelerinin sabit kaldığı yerlerde otomatik olarak seyrekleştirilir. (Mentor Graphics, 2010) daha iyi çözüm elde edebilmek için hem lokal çözüm ağını hem de çözüm sırasında çözüm ağı artırıcı sistemin(SAR) beraber kullanılmasını önermiştir. SAR sistemi, çözüm içerisinde 0,7, 1,5 ve 2,2 “travel” noktalarında olmak üzere üç sefer harekete geçmek üzere programlanmıştır.

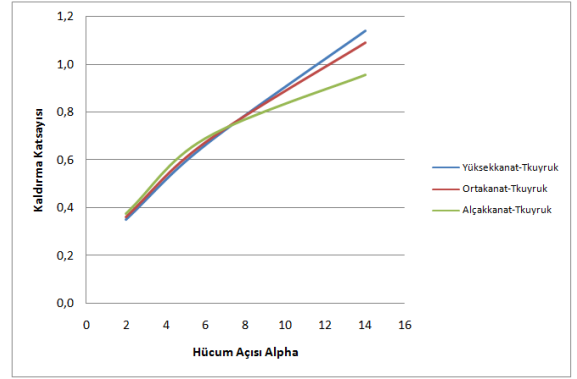


Şekil 14: Kanat ve Airfoil etrafındaki lokal son çözüm ağı

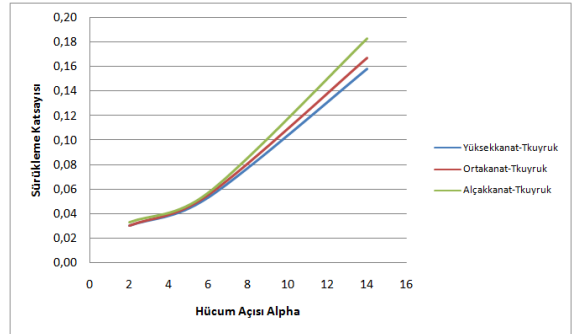


Şekil 15: 16° hücum açısı çözümü sırasında Airfoil hücum kenarında çözüm adaptasyonlu çözüm ağı iyileme örneği

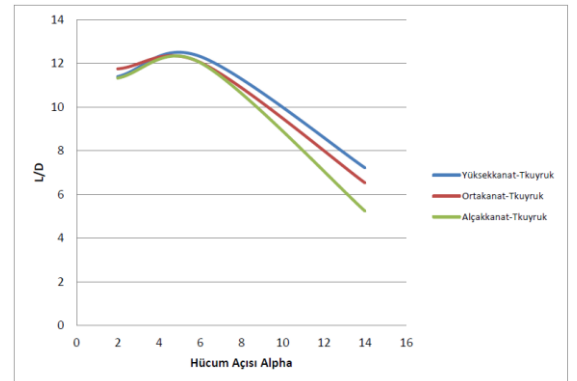
HAD analizlerin ilk aşamasında Kuyruk kısmı sabit tutularak yüksek-kanat, orta-kanat ve alçak-kanat çeşitleri karşılaştırılmıştır. Yani, Karşılaştırılan üç konfigürasyon Yüksek kanat-T kuyruk, Orta kanat-T kuyruk ve Alçak kanat-T kuyruk modelleridir. Aşağıdaki şekillerde CL, CD ve L/D vs hücum açısı grafikleri verilmektedir.



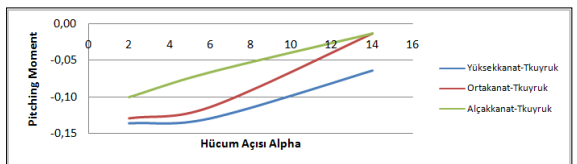
Şekil 16: Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat



Şekil 17: Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat



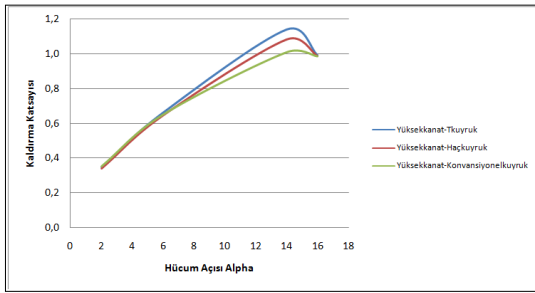
Şekil 18: L/D parametresinin hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat



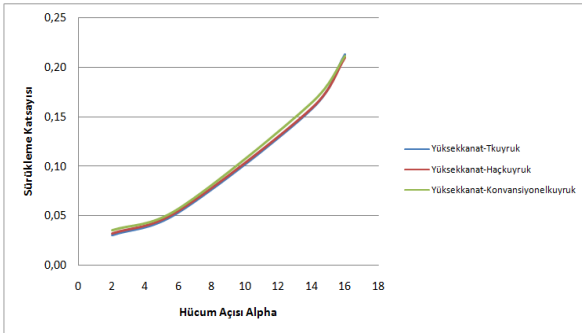
Şekil 19: Yunuslama Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat

Kaldırma ve sürüklenme katsayıları ve L/D parametrelerin hücum açılarında göre değişim grafikleri incelendiğinde özellikle orta ve yüksek hücum açılarında yüksek-kanat modeli en düşük sürüklenme katsayısını, en yüksek L/D performansını verdiği görülmüştür. Bu sebeple yüksek-kanat modeli seçilmiştir.

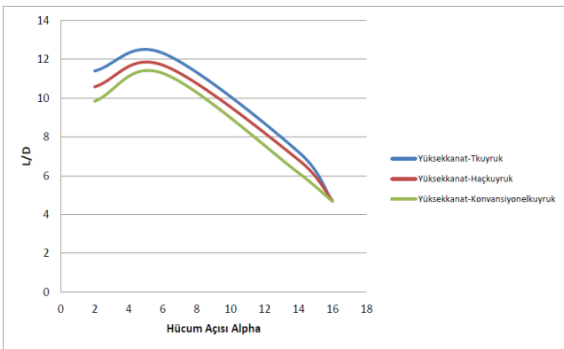
Yüksek kanat seçimi yapıldıktan sonra kanat pozisyonu sabit tutulmuş ve kuyruk dikey pozisyonu değiştirilmiştir. Kaldırma ve sürüklenme katsayıları ve yunuslama momenti katsayılarının hücum açısı ile değişimi ile, kaldırmanın sürüklemeye oranı grafikleri aşağıdaki şekillerde verilmiştir.



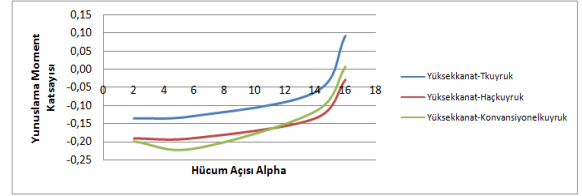
Şekil 20: Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç kuyruk ve konvansiyonel kuyruk



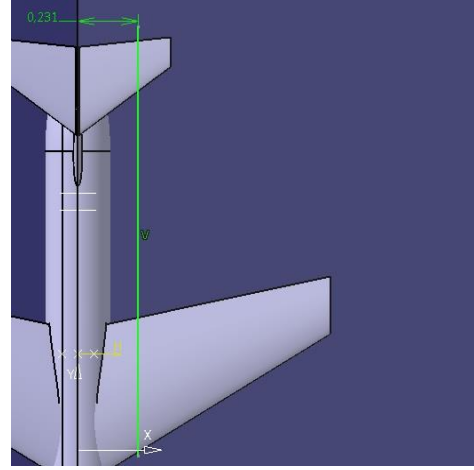
Şekil 21: Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk



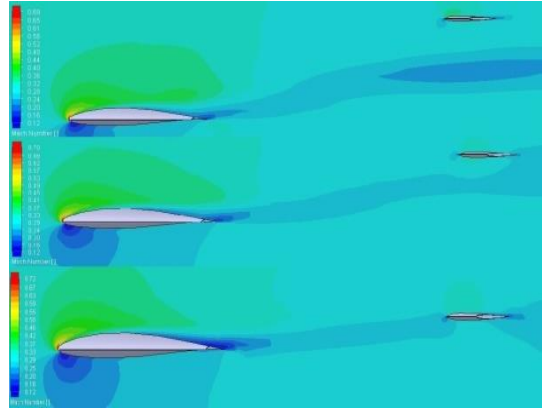
Şekil 22: L/D değerinin hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk



Şekil 23: Yunuslama Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk



Şekil 24: Kanat Açıklığı yönünde 0,231 m Dikey Kesit



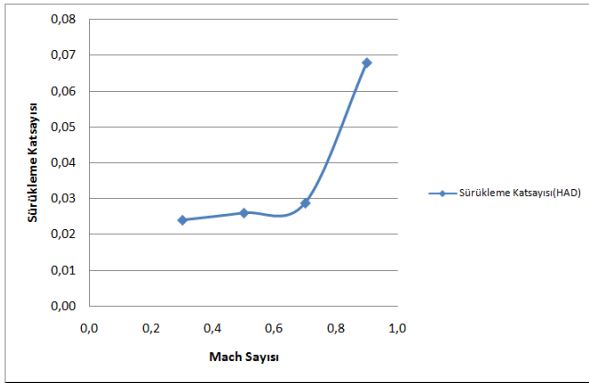
Şekil 25: 16 derece hücum açısında Mach sayısının kontur kesitlerinin farklı kuyruk çeşitleri için gösterimi. Yukarıdan aşağıya: T-kuyruk, Haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk.

Kanadın kuyruğa etkisini ölçmek maksadı ile 16 derece hücum açısında kanat stall durumunda iken dikey kesit alınmıştır. Dikey kesit bölgesi Şekil 24' de gösterilmiştir.

HAD analizleri sonucunda Yüksek kanat-T kuyruk konfigürasyonunun yüksek hücum açılarında en düşük sürüklenme katsayısı ürettiği ve en yüksek L/D değerini verdiği tespit edilmiştir. Kanat uçlarından başlayan stall durumunun 16 derece hücum açısında merkez hattından 0,231 m açıklığına ulaşmadığı gözlemlenmiştir. Bununla beraber 16 derece hücum açısında yüksek kanattan en az etkilenen kuyruk tipi T-kuyruk olarak belirlenmiştir. Bir sonraki tabloda İHA'nın seyir koşulları için teorik değerleri ile HAD analizlerinin karşılaştırılmasını içermektedir.

Tablo 5: Yüksek Hızlı Sahte Hedef İHA HAD Sonuçları

Parametre:	Ana Tasarım (Teorik)	Yüksek Kanat-Tkuyruk (HAD) 0,3M Seyir
$C_{LDesign(teori)}$	0,242	0,187
$C_{Lseyir(HAD)}$		
C_D seyir	0,024	0,0239
C_L Max	1,09	1,14
L/D Seyir	9,86	7,84
L/D max	12,72	12,61



Şekil 26: Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi

Şekil 26 ya göre uçağın sürüklenme katsayısı 0,7 mach sayısında kayda değer bir yükselme göstermemiştir. Sürüklenme katsayısının 0,9 M da yükselmesi, şok dalgasının bu hızda etkili olduğunu gösterir.

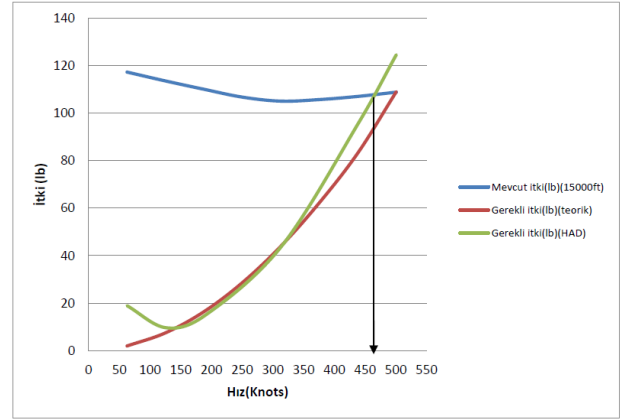
Uçağın çıkabileceği maksimum hız, uçağın itki kuvveti gereksinimi ile doğru orantılıdır ve itki kuvveti gereksinimi de uçağın ürettiği sürüklenme katsayısı ile doğru orantılıdır. Uçak için gereken itki kuvveti aşağıdaki denklemde verilmiştir (Anderson, 1999).

$$T_R = q * S * C_D \quad (6)$$

HAD analizleri sonrasında uçağın farklı hızlarda uçarken ürettiği sürüklenme katsayıları kullanılarak aşağıdaki şekil elde edilmiştir. Şekilde gösterilen mevcut itki, uçağa motor takıldığındaki itkidir.

3.2 Maksimum Hız HAD Analizleri

Tasarlanan İHA'nın, 0,7 Mach sayısında uçabilmesi hedeflenmiştir. Hedef İHA'nın bu hızda uçabildiğini görebilmek için HAD simülasyonu yapılmıştır. 0,7 Mach sayısı uçaklar için transonik bir hızdır. Uçak, bu hızda uçarken kanadın üst yüzeylerinde akış hızının 1 Mach'ın üzerine çıkarak kanatlarda şok dalgası oluşma tehlikesi bulunmaktadır. Uçağın kanatlarının üst yüzeyinde oluşan şok dalgaları, uçağın kanadında oluşmuş olan sınır tabakası ile etkileşime girerek akışın kanatlardan kopmasına neden olmaktadır. Şok dalgası oluştuğu zaman, uçağın sürüklenme katsayısına şok dalgası sürüklenme katsayısı bileşeni eklenir ve uçağın ürettiği sürüklenme katsayısı katlanarak artar. Şekil 26 uçağın farklı hızlardaki ürettiği sürüklenme katsayılarını göstermektedir.

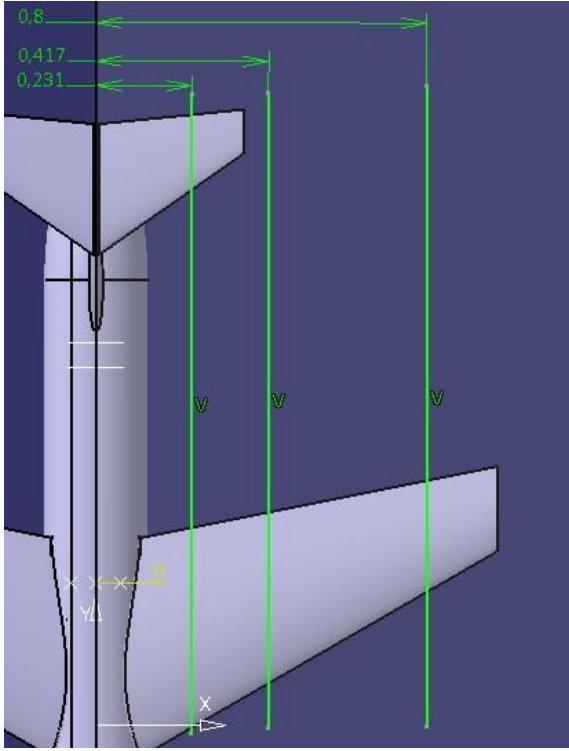


Şekil 27: Mevcut itki ve Gerekli itkinin hızla bağlı grafiği

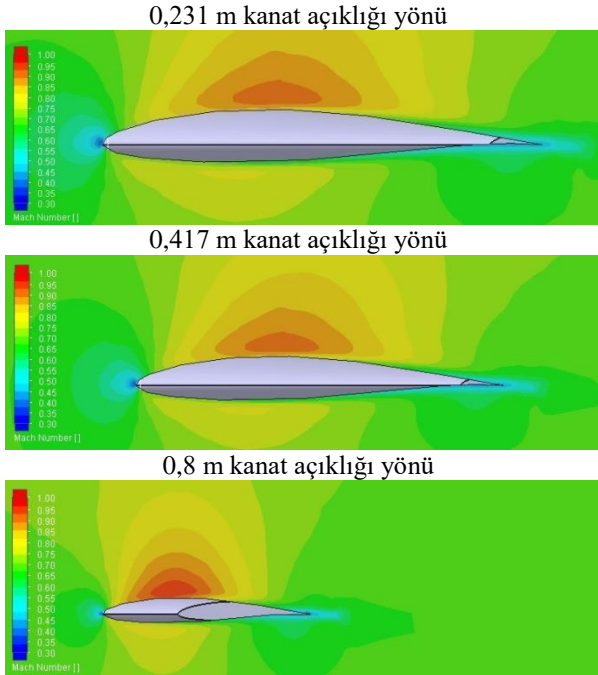
0,7 Mach hızında, farklı hücum açıları HAD analizleri sonucunda İHA'nın verdiği sürüklenme katsayılarından yola çıkılarak bulunan gerekli itki eğrilere bakıldığında, uçağın 450 knot hızına ulaşabildiği görülmüştür.

Uçağın 0,7 mach hızında 0 derece hücum açısında uçarken kanat yüzeyindeki hava akış hızını kontrol edebilmek için merkez hattından kanat açıklığı yönünde üç farklı uzaklıktan kesit alınmıştır. Bu uzaklıklar, kuyruk aerodinamik merkez noktasının bulunduğu 0,231m, kanat aerodinamik merkez noktasının bulunduğu 0,417m ve kanat ucuna yakın bir düzlem olan 0,8m olarak seçilmiştir. Bu noktalar aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.

Maksimum hız için yapılan HAD analizi sonucunda tasarlanan İHA 0 derece hücum açısında uçarken kanat üzerindeki akış hızının 1 Mach'ı aşmadığı gözlemlenmiştir. Tespit edilen kanat üzeri akış hızları 0,94 ile 0,96 Mach sayısı dolaylarında seyretmektedir.



Şekil 28: Mach kontur kesitlerinin bulunduğu kanat açıklığı yönündeki düzlemler



Şekil 29: 0,7 M hızında 0 Derece Hücum Açısında Seyir Halinde İHA Kanat Üzeri Mach Sayısı Kontur Çizimleri

4. SONUÇ

Bu çalışmada yüksek hızlı hedef İHA tasarımı yapılmıştır. Tasarımın gereksinimleri daha önce tasarımı yapılmış hedef İHA tecrübelerinden faydalanılarak hazırlanmıştır. Bu dizayn için 231 m/s maksimum hız, 1 saat dayanım süresi ve 100 km menzil hedeflenmiştir. Tasarlanan İHA geometrik ve aerodinamik parametreleri, daha önce tasarlanmış başarılı İHA istatistikleri kullanılarak ve tekrarlanan

uçak dizayn hesapları ile ortaya konmuştur. Hedef uçak için gereken jet motoru dikkatle seçilmiş ve motorun teknik resmi kullanılarak 3 boyutlu bilgisayar destekli tasarım programı olan CATIA-v5 yazılımında çizimi yapılmış ve uçağın gövdesine entegrasyonu yapılmıştır. Temel tasarımda kuyruk ve kanat dikey pozisyonu olarak Orta-kanat ve T-kuyruk konfigürasyonu seçilmiştir. Bu konfigürasyonlar arasındaki aerodinamik performans farklarını karşılaştırabilmek ve en uygun kanat ve kuyruk pozisyonlarını belirleyebilmek amacıyla farklı kanat ve kuyruk dikey pozisyonlarının olduğu sekiz farklı konfigürasyonun dizaynı yapılmıştır ve konfigürasyon matrisi oluşturulmuştur. Bu konfigürasyonların arasındaki farkı ölçebilmek için CAD yazılımlarına entegre çalışan FloEFD HAD yazılımı tercih edilmiştir. Aerodinamik performans testleri 15000 ft irtifa şartlarında 2, 6, 14 ve 16 derece hücum açılarında yapılmıştır. HAD analizleri neticesinde YüksekKanat-Tkuyruk dizaynının en iyi aerodinamik performansı verdiği tespit edilmiştir.

Tasarlanan İHA'nın, çıkması istenen 0,7 Mach sayısında da HAD analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde uçağın farklı hızlarda ürettiği sürüklenme katsayısı ve itki gereksinimleri incelenmiş, uçağın var olan Nike turbojet motoru ile maksimum hızda uçuşunu sürdürebileceği öngörülmüştür. Uçağın maksimum hızda seyrederken kanat üzerindeki farklı kesitlerden hava akışı incelenmiş ve kanat üzeri akışın süpersonik hıza çıkmadığı gözlemlenmiştir.

Sonuç olarak, uçak dizaynı sürecinde, uçağın verdiği aerodinamik performansın anlaşılabilmesi için prototipler üretilip bu prototiplerin rüzgâr tüneline test edilmesi gerekmektedir. Rüzgâr tüneli testleri gerçeğe en yakın aerodinamik performansı verdiği için şüphesiz vazgeçilmezdir. Fakat, her bir konfigürasyon için prototip üretip rüzgâr tüneline testini yapmak hem çok fazla zaman tüketimi hem de çok maliyetlidir. Bu çalışmada HAD yazılımı olan FloEFD, hem farklı konfigürasyonların karşılaştırılmasında rol oynamış hem de uçağın limit hızlarında nasıl tepki verdiğinin anlaşılabilmesini sağlamıştır.

KAYNAKLAR

- AMT Netherlands B.V. (2012), *Description of the AMT Netherlands Nike Gasturbine*, www.amtjets.com, Spaarpot 34 NL-5667 KX Geldrop, Holland, NEDERLANDS.
- Anderson, John D. (1999), *Aircraft Performance and Design*, Mc-Graw-Hill. University of Maryland
- BSK Defence S.A. (2016), URL: http://www.redstar.gr/Foto_red/Eng/HAF/BSK_defense/Yperion.html [Son ziyaret tarihi Mart 2016]
- BSK Defence S.A. (2016), URL: http://www.redstar.gr/Foto_red/Eng/HAF/BSK_defense/Nemesis.html [Son ziyaret tarihi Mart 2016]
- Composite Engineering, Inc. (2016), URL: www.kratosusd.com, [Son ziyaret tarihi Nisan 2016].
- Meggitt Defence Systems Ltd, (2016), URL: https://meggittargetsystems.com/static/media/files/Banshee_Twin_Jet_2015.pdf [Son ziyaret tarihi Nisan 2016].
- Mentor Graphics Corporation, (2010) *FloEFD Aerospace Validation and Test-Cases,*

www.mentor.com,8005 S.W. Boekman Road,
Wilsonville, Oregon 97070-7777

Mentor Graphics Corporation, (2014) “*NASA Common Research Model Aerodynamics*,”
www.mentor.com,8005 S.W. Boekman Road,
Wilsonville, Oregon 97070-7777

Raymer, D.P. (2012), “*Aircraft Design: A Conceptual Approach*(5th ed.),” Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Sadraey, Mohammad H. (2013), “*Aircraft Design:A Systems Engineering Approach*”, Daniel Webster College, New Hampshire, USA.

Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş, (2016), URL:
www.tai.com.tr,[Son ziyaret tarihi Nisan 2016].