Jet Akışının Kontrol Yüzeylerine Etkisi
Jet Flow Effects on Control Surfaces

Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU
Karadeniz Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Trabzon, Türkiye
burhan@ktu.edu.tr

Serhad AYTAÇ
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
Aerodinamik Tasarım Mühendisi
İstanbul, Türkiye
serhad.aytac@tai.com.tr

Biset BİLGİLİ
Karadeniz Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Trabzon, Türkiye
bisetxbilgili@gmail.com

Hasan Furkan CENGİZ
Karadeniz Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Trabzon, Türkiye
hfc@windowslive.com

Erkan TOPÇU
Karadeniz Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Trabzon,Türkiye
erkantopcue@gmail.com

***Özetçe*—Bu çalışmada, kontrol yüzeyleri ve arka gövde üzerindeki aerodinamik etkiler ANSYS FLUENT kodu kullanılarak hesaplamalı olarak incelenmiştir. Çalışmada eksenel simetri göz önüne alınarak ses altı, ses ve ses üstü olmak üzere üç ayrı rejimde ve üç farklı toplam jet basıncında analizler gerçekleştirilmiştir. Çalışmada kullanılan yöntem ve diğer parametrelerin geçerliliği NASA TP-1953 lüledeki akış için test edilmiştir. Elde edilen sayısal bulgular grafikler üzerinde kıyaslamalı olarak gösterilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Arka Gövde Sürüklemesi, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD), Simetrik Lüle ,Lüle Basınç Oranı

***Abstract*— In this study, aerodynamic effects on control surfaces and rear bodies were examined computationally using ANSYS FLUENT code, moreover, analysis was performed in three different regimens and three different total jet pressures, sub-sound, sound, and over-sound, taking into account axial symmetry. The validity of the methods and other parameters used in the study was tested for flow in NASA TP -1953 nozzle. The numerical findings obtained are shown as comparable on the graphs.**

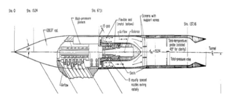
Keywords — Afterbody drag , Computational Fluid Dynamics (CFD), Axisymmetric Nozzle, Nozzle Pressure Ratio

I.PROBLEMİN TANIMI

Uçağın kuyruk bölümü empenaj olarak isimlendirilir. Bir uçağın kuyruk bölümü; irtifa dümeni, istikamet dümeni kumanda yüzeyleri ve stabilizatörlerden oluşur. Kontrol yüzeylerinin görevi uçağın ağırlık merkezi ile aerodinamik merkezinin farklı konumlarda olmasından kaynaklanan moment farklarını dengelemesidir. Kuyruk takımı uçağın boylamasına ve sapma dengelerini sağlar. Yatay stabilizatör yunuslama kararlılığını, dikey stabilizatör (fin) ise uzunlamasına sapma kararlılığını sağlar. Stabil bir uçuş için kontrol yüzeylerinin iki zıt yüzeyinde simetrik bir basınç dağılımının olması gereklidir. Uçaklarda istenen hareketin sağlanması ise karşılıklı taraflardaki kontrol yüzeylerinde basınç simetrisinin bozulması ile sağlanır.

Tablo 1 LÜLE GEOMETRİK ÖLÇÜLERİ

A_e/A_t	A_t/A_m	A_e/A_m	d_t/d_m	l_c/d_m
3.0	0.250	0.750	0.50	0.286
L_D/d_m	θ	δ	l/d_m	β
0.779	42.35	13.18	0.979	3.82



Şekil 2. Roket Geometrisi

A.HESAPLAMA BÖLGESİ VE ÇÖZÜM AĞI

Hesaplama süresinden tasarruf elde edebilmek için akışın simetrik olduğu göz önünde bulundurularak Solidworks programında ¼'lük negatif hacim oluşturulmuştur.
Silindir şeklinde oluşturulan negatif hacmin çapı roketin maksimum çapının beş katı olacak şekilde seçilmiştir. Roketin önündeki uzunluk roketin çapının 10 katı olacak şekilde alınmıştır. İz bölgesi uzunluğu akışın gelişimini gözlemleyebilmek için lüle maksimum çapının 20 katı olacak şekildedir. Jet çıkışında ve roketin arka gövdesindeki sıklaştırılmış çözüm ağı elemanları ile jet çıkışında oluşan Mach disklerinin ve roket yüzeyindeki eğik şokların oluşumunun gözlemlenmesi hedeflenmektedir. Lüle çapının 50 katı kadar geriye uzanan bir hacim(domain) yeterli görülmüştür.
Çözüm ağı ANSYS Meshing programında tetrahedral elemanlar ile oluşturulmuştur. İz bölgesinde 20 kat yoğun bir ağ yapısı oluşturulmuştur.
Çözümün doğruluğu için oluşturulan ağ yapısının kalitesinin belirli sınırlar dahilinde olması beklenmektedir. Maksimum çarpıklık değeri RANS çözücüler için önemlidir ve maksimum değerinin 0.9'un altında olması beklenir.

TABLO 2 OLUŞTURULAN ÇÖZÜM AĞININ KALİTE DEĞERİ

MAKSİMUM SKEWNESS	0,8541
MİNİMUM SKEWNESS	3.4181E-06

B. SINIR TABAKA HESABI

Toplam tabaka kalınlığı için Ma=0.6, ilk katman kalınlığı için ise Ma=1.2 dikkate alınarak hesaplamalar yapılmıştır .y+ değeri k-w SST türbülans modeline uygun olarak 1 alınmıştır. Sırası ile denklem (1) Reynolds sayısını, denklem (2) ilk katman kalınlığını, denklem (3) Sutherland viskozite yasasını,

Analizlerde hücum açısı 0° derecedir. Ma=0.6 ve Ma=0.9'daki analizler hybrid olarak süpersonik akış analizi ise full multigrid iklimlendirme ile başlatılmıştır. Duvarlarda ısı transferi yoktur.
Analizler, 3 farklı uçuş rejiminde Ma=0.6, Ma=0,9 ve Ma=1.2 için 3 farklı lüle basınç oranında, NPR1 NPR 3 ve NPR=6 için gerçekleştirilmiştir.
Akış koşulları Tablo 3'de gösterilmektedir. P_∞ serbest akış bölgesinin statik basıncını, q_∞ serbest akış bölgesinin dinamik basıncını ve T_∞ serbest akış bölgesinin statik sıcaklığını ifade etmektedir.

TABLO 3 AKIŞ KOŞULLARI

Ma	P_∞ (kpa)	q_∞ (kpa)	T_∞(K)
0.6	101.325	25.511	288
0.9	101.325	57.408	288
1.2	101.325	102.062	288

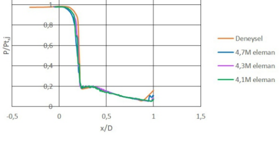
Lüle girişindeki kütle debisi aşağıda belirtilen denklem (6) ile hesaplanmıştır.

$$\dot{m} = \frac{A\,P_t}{\sqrt{T_t}}\sqrt{\frac{\gamma}{R}}\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\left(\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}\right)} \qquad (6)$$

Optimum ağ sayısının kararlaştırılması için ağdan bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Lüle yüzeyinin eleman boyutları değiştirilip 3 farklı alternatif belirlenmiştir. Ağ bağımsızlık çalışması sonucunda 4,3 milyon mertebesindeki eleman sayısı yeterli görülmüştür.

TABLO 4 ÇÖZÜM AĞI ELEMAN SAYILARI

1	4,1 milyon
2	4,3 milyon
3	4,7 milyon

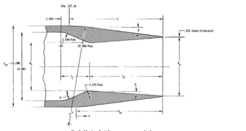


Şekil 4 Ağ Bağımsızlık Çalışması

Bu çalışmada yatay ve dikey stabilizatörlerin havacılıkta yaygın kullanılan yüksek güç ve itki üreten jet motorlarının oluşturduğu yüksek hız ve sıcaklıktaki akışın sürüklemeye ve basınç dağılımına etkileri incelenmiştir. Ses altı, ses ve ses üstü koşullarda lüle içerisindeki toplam basıncın serbest akış bölgesindeki statik basınca olan oranına göre NPR (1,3,6) sayısal inceleme yapılmıştır

II.YÖNTEM

Literatür taranmış ve arka gövde için basınç dağılımının ve sürükleme etkisinin incelendiği tek jet konfigürasyonlu deneysel ve simülasyon çalışmaları belirlenmiştir. Geçerlilik testi için Amerikan Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA) tarafından yapılmış '*Experimental and Analytical Investigation of Axisymmetri Supersonic Cruise Nozzle Geometry at Mach Numbers From 0.60 to 1.30*'[1] deneysel ve sayısal çalışmadaki NASA-TP 1953 Tip-2 lüle geometrisinin seçilmiştir. Geçerlilik testi ile farklı uçuş rejimlerindeki simülasyon sonuçlarının deneysel sonuçlar ile uyuşması ve ağ bağımsızlık çalışması ile optimum çözüm ağı eleman sayısının kararlaştırılması esas alınmıştır.



Şekil 1. Lüle geometrisi

denklem (4) toplam sınır tabaka kalınlığını, denklem (5) ise toplam katman sayısını ifade etmektedir. İlk katman kalınlığı 1.66E-06 olarak hesaplanmıştır. Katman sayısı 42, artış oranı ise 1.2'dir.

$$Re_{dh} = \frac{\rho_\infty * V_\infty * d_h}{\mu_\infty}$$

$$\Delta s = 5.06 * d_h * y^+ * Re_{dh}^{-7/8}$$

$$\mu_\infty = \frac{(1.458e-6) * T_\infty^{3/2}}{T_\infty + 110.4}$$

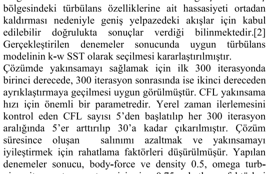
$$\delta_{turb} = \frac{0.37 * d_h}{Re_{dh}^{1/5}}$$

$$\delta_{turb} = \Delta s * \frac{(1 - \text{Growth Rate}^{\text{Layer Number}})}{1 - \text{Growth Rate}}$$

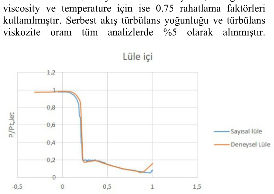
Şekil 3 Sınır Tabaka Denklemleri

C. SAYISAL ÇÖZÜM VE AĞ BAĞIMSIZLIK ÇALIŞMASI

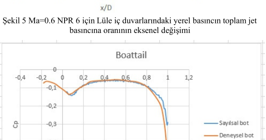
Sayısal analizler ANSYS-FLUENT programında yapılmıştır.
Serbest akış bölgesi basınç-uzak-alan (pressure-far-field) ve çıkış bölgesi için pressure-outlet sınır koşulu tanımlanmıştır. Jet girişi için kütlesel debi (mass-flow-inlet) sınır koşulu uygun görülmüştür. Simülasyonlarda akışın daimi olduğu varsayılmış ve zaman bağımsız çözüm alınmıştır.
Enerji denklemi açıktır. Süreklilik ve momentum denklemlerini eş zamanlı çözen Coupled şeması seçilmiştir. Bütün uçuş rejimlerinde akış sıkıştırılabilirdir ve hava ideal gazdır. Basınç temelli çözücü seçilmiştir. Viskozitenin sıcaklıkla değişimi göz önüne alınarak viskozite için Sutherland three coefficient yöntemi seçilmiştir. 2 Denklemli yaygın kullanılan türbülans modeli olan k- ω SST'nin sınır tabakayı çözme konusundaki başarılı yaklaşımı ve serbest akış bölgesinde k-ε RNG özelliklerini kullanarak giriş serbest akış bölgesindeki türbülans özelliklerine ait hassasiyeti ortadan kaldırması nedeniyle geniş yelpazedeki akışlar için kabul edilebilir doğrulukta sonuçlar verdiği bilinmektedir.[2] Gerçekleştirilen denemeler sonucunda uygun türbülans modelinin k-w SST olarak seçilmesi kararlaştırılmıştır.
Çözümde yakınsamayı sağlamak için ilk 300 iterasyonda birinci derecede, 300 iterasyon sonrasında ise ikinci dereceden ayrıklaştırmaya geçilmesi uygun görülmüştür. CFL yakınsama hızı için önemli bir parametredir. Yerel zaman ilerlemesini kontrol eden CFL sayısı 5'den başlatılıp her 300 iterasyon aralığında 5'er arttırılıp 30'a kadar çıkarılmıştır. Çözüm süresince oluşan salınımı azaltmak ve yakınsamayı iyileştirmek için rahatlama faktörleri düşürülmüşür. Yapılan denemeler sonucu, body-force ve density 0.5, omega turb-viscosity ve temperature için ise 0.75 rahatlama faktörleri kullanılmıştır. Serbest akış türbülans yoğunluğu ve türbülans viskozite oranı tüm analizlerde %5 olarak alınmıştır.



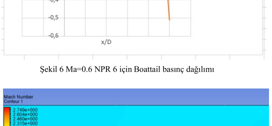
Şekil 5 Ma=0.6 NPR 6 için Lüle iç duvarlarındaki yerel basıncın toplam jet basıncına oranının eksenel değişimi



Şekil 6 Ma=0.6 NPR 6 için Boattail basınç dağılımı



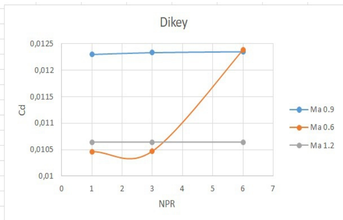
Şekil 7 Ses altı hız NPR 6 Mach Sayısı Dağılımı



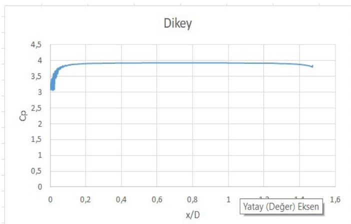
Şekil 8 Jet Çıkışında Oluşan Mach Diskleri

Geçerlilik testi yapılan geometriye 2 yatay stabilizatör ve bir dikey stabilizatör eklenerek yeni geometri Solidworks programında oluşturulmuştur. Dikey ve yatay stabilizatörler jet çıkışına yakın mertebede konumlandırılmıştır. Sayısal analizler, tasarlanan aft konfigürasyonu için tekrarlanmıştır.

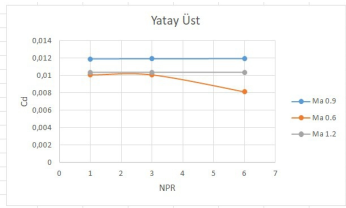
III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR



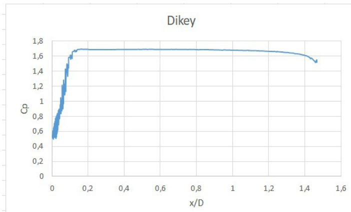
Şekil 8 Dikey Stabilizatör Sürükleme Katsayısı-NPR Değişimi



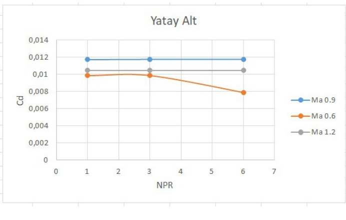
Şekil 11 Mach 0.6 NPR 6 Dikey Stabilizatör Yüzeyindeki Basınç Dağılımı



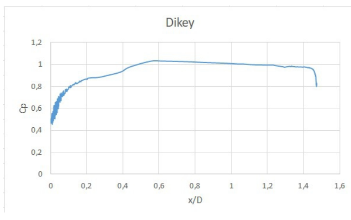
Şekil 9 Yatay Stabilizatör Üst Yüzey Sürükleme Katsayısı-NPR Değişimi



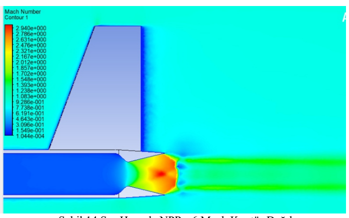
Şekil 12 Mach 0.9 NPR= 6 Dikey Stabilizatör Yüzeyindeki Basınç Dağılımı



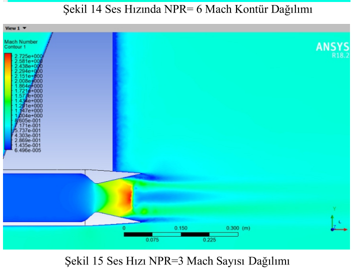
Şekil 10 Yatay Stabilizatör Alt Yüzey Sürükleme Katsayısı-NPR Değişimi



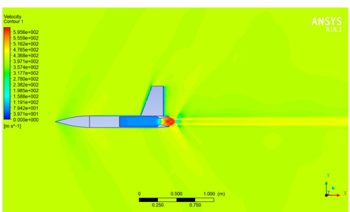
Şekil 13 Mach 1.2 NPR=6 Dikey Stabilizatör Yüzeyindeki Basınç Dağılımı



Şekil 14 Ses Hızında NPR= 6 Mach Kontür Dağılımı



Şekil 15 Ses Hızı NPR=3 Mach Sayısı Dağılımı



Şekil 16 Sesüstü Hız Rejiminde Roket Üzerindeki Eğik Şoklar

Yapılan sayısal analizler ile sürükleme katsayısının ve basınç dağılımının kontrol yüzeyleri üzerinde farklı Mach sayısı ve NPR değerlerinde nasıl değiştiği gözlemlenmiştir. Literatürde arka empenaj düzenlemesinin farklı uçuş rejimleri için en yüksek sürükleme etkisini yarattığı bilinir. [4] Çalışma sonucunda görülmüştür ki sesaltı uçuş koşulunda Ma=0.6 için dikey stabilizatör üzerindeki sürükleme katsayısı lüle basınç oranın artması ile artış göstermektedir. Ses hızında değişen NPR ile sürükleme katsayısında ciddi bir artışa rastlanmamakla birlikte, en yüksek sürükleme katsayısı değerlerinin ses hızı rejiminde oluştuğu belirlenmiştir ve bu beklenen bir durumdur. Ses hızına yakın hızlarda kuyruk konumu ve açıklığının sürükleme üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğu bilinir [5]. Sesüstü hız için Ma=1.2 artan lüle basınç oranının sürükleme katsayısında bir değişim yaratmadığı gözlenmiştir. Ses üstü hızlarda, lülede şok kaynaklı meydana gelen akış ayrımı basınç katsayılarında azalmaya neden olmuştur. Yatay stabilizatörün alt ve üst yüzeylerindeki sürükleme katsayısı değişimi hemen hemen benzer özelliklere sahip olmakla birlikte sesaltı uçuş rejiminde artan nozül basınç oranı ile sürükleme katsayısında düşüş meydana gelmektedir. Ses hızında lüle basınç oranı artışının sürükleme katsayısı üzerinde bir değişikliğe sebep olmadığı görülmüştür.Yatay stabilizatörlerde süpersonik rejim için sürükleme katsayısında az miktarda artış gözlemlenmiştir.

IV.ÖNERİLER ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Proje ekibi, CFD analizlerinin çözüm mantığını kavramış ve havacılık endüstrisindeki kullanımı hakkında bilgi sahibi olmuştur. Çözüm ağı oluşturma konusunda tecrübe kazanmıştır. Kontrol yüzeyleri ve arka gövde üzerindeki sürükleme katsayısı ve basınç dağılımı değerlerinin farklı şartlar altındaki değişimi gözlemlenmiştir. İki konfigürasyonun analizleri yetiştirilememiştir. Jet akışı parametresi daha geniş bir yelpazede farklı konfigürasyonlar ile incelenebilirse tasarlanması planlanan uçakların ihtiyaçları doğrultusunda uçuş verimliliği en yüksek empenaj seçiminde fikir vermesi beklenebilir. Açık kaynak kodlu CFD programları ile çalışılarak araştırma maliyetleri düşürülebilir ve lisanüstü düzeyde çalışılabilinir.

V. SONSÖZ

Proje süresince değerli desteklerini, emeklerini ve bilgilerini esirgemeyen Değerli Hocam Dr. Nedim Türkmen ve çok kıymetli Hocam Dr. Ata Şenlikçi'ye, değerli akademik danışmanımız Prof. Dr. Burhan Çuhadaroğlu'na, bilgileri ve tecrübelerini bizlerle paylaşan yol gösteren sanayii danışmanımız Sayın Serhad Aytaç'a, değerli hocamız Harun Kaya'ya ve KTÜ Makina Mühendisliği bölümü araştırma görevlisi hocamız Sayın Mehmet Sağlam'a teşekkürlerimizi ve saygılarımızı sunarız.

KAYNAKLAR

[1] Carson, G. T., and Lee, E. E. (1981). Experimental and analytical investigation of axisymmetric supersonic cruise nozzle geometry at Mach numbers from 0.60 to 1.30. Washington D.C.: NASA.

[2] Güçlü, M.C., Uçak Kanadı üzerindeki akışın aerodinamik performans analizi ve kontrolü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Nisan 2019

[3] Dalbello, T., Georgiadis, N., Yoder, D., and Keith, T. (2004). Computational Study of Axisymmetric Off-Design Nozzle Flows. DOI : 10.2514/6.2004-530

[4] Henderson W. P., Burley J.R. II, Effect of Empennage Arrangement on Single- Engine Nozzle/Afterbody Static Pressures at Transonic Speeds, NASA Technical Paper 2753, Langley Research Center Hampton, Virginia, 1987

[5] Henderson W. P., Burley J.R. II, Effect of Tail Span and Empennage Arrangement on Drag of a Typical Single Engine Fighter Aft End, NASA Technical Paper 2352, Langley Research Center Hampton, Virginia, 1984.