

## FÜZE KANADININ SES-ÜSTÜ UÇUŞ KOŞULUNDAKİ AEROELASTİK ANALİZİ

Göktuğ Murat ASLAN<sup>1 2</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara<sup>1</sup>  
ROKETSAN A.Ş., Ankara<sup>2</sup>

D. Funda KURTULUŞ<sup>3</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmada, ince bir füze kanadının sabit hızlı ses-üstü uçuş koşulunda ve farklı hücum açılarındaki hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılmıştır. Yapılan analizler sonucu, kanada etkiyen maksimum kuvvet girdi olarak kabul edilerek yapısal analiz gerçekleştirilmiştir. Çalışmada, deniz seviyesinden 1000 m yükseklikteki uçuş değerleri göz önüne alınarak, hava yoğunluğu ve atmosfer basıncı belirlenmiş olup, bu değerler analizlerde ilk koşul olarak kullanılmıştır. Çalışmanın amacı, kanat profiline ve geometrik ölçülere bağlı kalarak belirlenen uçuş koşulundaki yükler altında plastik bozulmaya maruz kalmayacak malzeme tayin edebilmektir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri, sabit hızlı ses-üstü uçuş koşulunda (1,6 Mach) ve 0°, 5°, 10° ve 15° hücum açılarındaki gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda, her bir uçuş koşulu için kaldırma katsayısı, sürüklenme katsayısı, kanada etki eden basınç dağılımı ve kanadın basınç merkezi belirlenmiştir. Ayrıca, kanat kesiti yüzeyine paralel olan bir düzlemde, basınç dağılımları ve Mach sayısı değişimleri belirlenmiştir. Yapıya etki eden maksimum basınç dağılımı 15° uçuş koşulunda elde edilmiş olup, bu dağılım yapısal analiz sırasında girdi olarak kullanılmıştır. Yapısal analiz sonucu kanat üzerinde yaklaşık olarak 1400 MPa gerilme görülmüş olup, yapıya uygun yüksek mukavemetli çelik malzeme tayin edilmiştir. Ancak tasarımın güvenlik katsayısının düşük olduğu göz önünde bulundurularak, sonraki çalışmada tabakalı kompozit malzeme kullanımı ve bu malzeme yapısı üzerinde en iyileştirme çalışmaları yapılması planlanmaktadır.*

### GİRİŞ

Önceki çalışmalarda Kurtulus (2005, 2015, 2016) düşük Reynolds sayılarında kanat kesitleri üzerinde analizler gerçekleştirmiştir. Kayabaşı vd. (2012) ve Özkökdemir vd. (2016) ise yüksek hızlardaki kanat kesitleri üzerinde analizler gerçekleştirmiştir. Akgün vd. (2016) tüm bir uçak konfigürasyonunun (F-16) ses altı ve sesüstü hızlarda analizini sayısal olarak gerçekleştirmiştir.

Bu çalışmada ise “double-wedge” kanat kesitine sahip füze kanadının aeroelastik analizleri 1,6 Mach sayısı ve 0°, 5°, 10° ve 15° hücum açılarındaki gerçekleştirilmiştir. Analizlerde, Ansys Fluent ve Ansys Static Structural paket programları kullanılmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinde kullanılan uçuş yüksekliği için 1000 metredeki değerler [Raymer, 2006] referans alınmıştır. Kullanılan ilk koşullar Çizelge 1’de verilmiştir.

<sup>1</sup> Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: goktug.aslan@metu.edu.tr

<sup>2</sup> ROKETSAN A.Ş., E-posta: murat.aslan@roketsan.com.tr

<sup>3</sup> Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: dfunda@ae.metu.edu.tr

Çizelge 1. Çalışma Koşulları

Uçuş Yüksekliği [m]	1000
Atmosfer Basıncı [Pa]	89880
Hava Yoğunluğu [kg/m <sup>3</sup> ]	1.112
Dinamik Vizkozite [N.s/m <sup>2</sup> ]	1.758x10 <sup>-5</sup>
Hava Sıcaklığı [°C]	20
Ses Hızı [m/s]	336.4

Bu değerlere göre, Reynolds sayısı [Anderson, 2011] hesaplanmış olup (Denklem 1) ,  $y^+$  değerlerinin 1'den küçük olması hedeflenerek eleman kümesinde kullanılacak ilk sınır tabakasının yüksekliği bulunmuştur (Denklem 2-5).

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = 817096 \quad (1)$$

$$C_f = 0.058 Re^{-0.2} = 3.81 \times 10^{-3} \quad (2)$$

$$\tau_\omega = 0.5 C_f \rho U^2 = 480.78 Pa \quad (3)$$

$$U_f = \sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}} = 20.79 \frac{m}{s} \quad (4)$$

$$\Delta y_1 = \frac{y^+ \mu}{\rho U_f} = 7.6 \times 10^{-7} m \quad (5)$$

$C_f$  = Yüzey Sürtünme Katsayısı

$\tau_\omega$  = Duvar Kayma Stresi

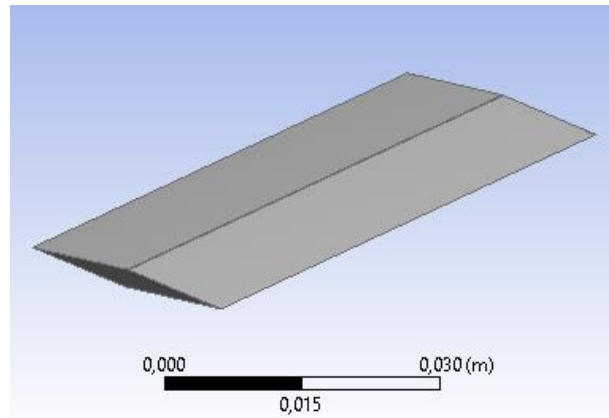
$U_f$  = Sürtünme Hızı

$\Delta y_1$  = Beklenen Sınır Tabakası Yüksekliği

Elde edilen sonuca göre  $y^+$  değerlerinin 1'den küçük olması için gerekli en küçük duvar dibi elemanı yüksekliği belirlenmiştir (Denklem 5).

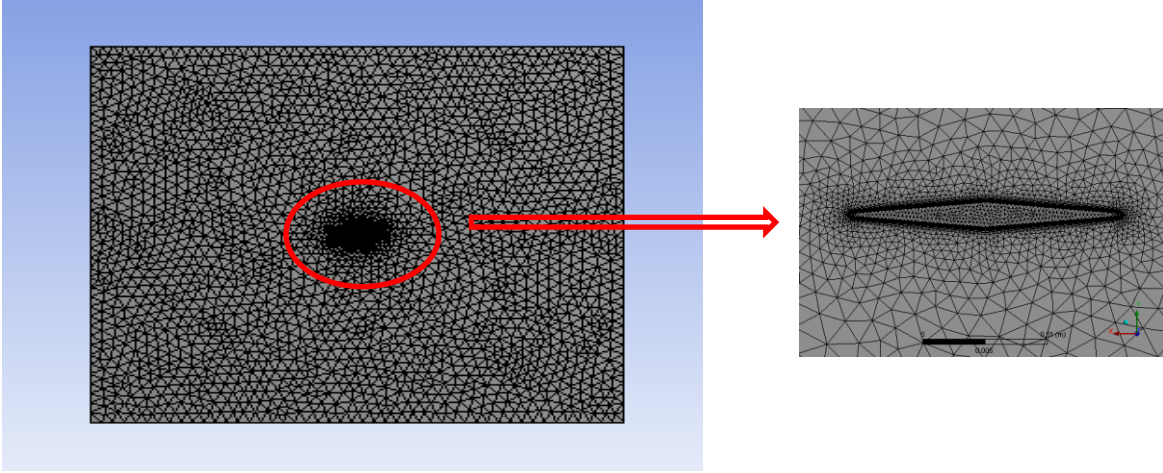
### Kanat Geometrisi ve Çözüm Elemanları

Modellemede kullanılan kanat geometrisi Şekil 1'de belirtilmiştir.



Şekil 1. Kanat Geometrisi

Model, maksimum noktasında 2 mm et kalınlığına, 24 mm genişliğe ve 80 mm uzunluğa sahip kama tipi bir geometriye sahiptir. Sonlu elemanlar metodu kullanılarak gerçekleştirilen analizde kullanılan kanat üzerindeki çözüm kümesi elemanları Şekil 2’de gösterilmiştir. Çözüm için yaklaşık olarak 10 milyon eleman kullanılmıştır. Çözüm için dört yüzeyle elemanlar kullanılmış olup, detaylı duvar dibi çözümü elde etmek için kanat yüzeyinde 6 yüzeyle elemanlar kullanılmıştır. Kanat üzerinde 30 kat sınır tabakası kullanılmış olup, ilk sınır tabakasının yüksekliği 0,5 mikrometredir.

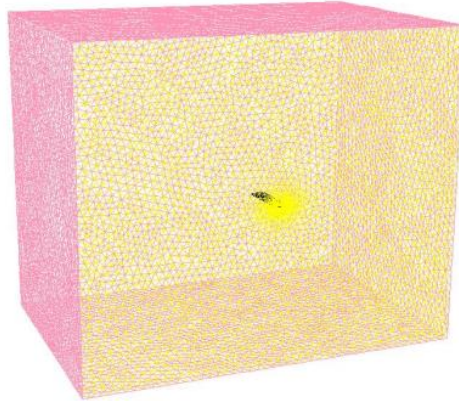


Şekil 2. Kanat Sonlu Elemanlar Modeli

## YÖNTEM

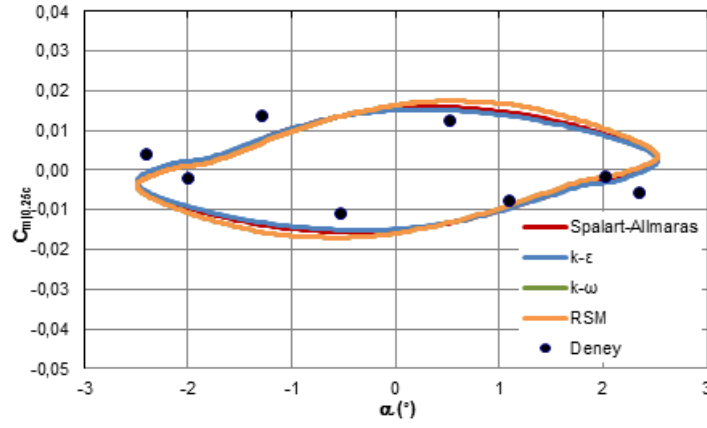
### Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ve Sınır Koşulları

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizi için Ansys Fluent kullanılmıştır. 1,6 Mach uçuş hızında 0°, 5°, 10° ve 15° hücum açılarında 4 farklı HAD analizi gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3. HAD Çözüm Kümesi

Sınır koşulları olarak “Pressure Far-Field, Symmetry ve Wall” seçenekleri kullanılmıştır. Şekil 3’te görülen pembe renkli yüzeylere “Pressure Far-Field”, sarı renkli yüzeye “Symmetry” ve siyah renkli kanat yüzeylerine ise “Duvar sınır koşulu atanmıştır. Ansys Fluent programında yoğunluk tabanlı ve ikinci dereceden türbülans denklemleriyle çözüm elde edilmiştir. Türbülans modeli olarak k-ε modeli kullanılmıştır. NACA 0012 profilinin test ve analiz sonuçlarına göre, k-ε modeli uygun bulunmuştur [Agard, 1982]. Çözüm süresi ve deney sonuçlarına yakınlığı göz önüne alındığında durağan analizler için bu modelin daha uygun olacağı görülmektedir.

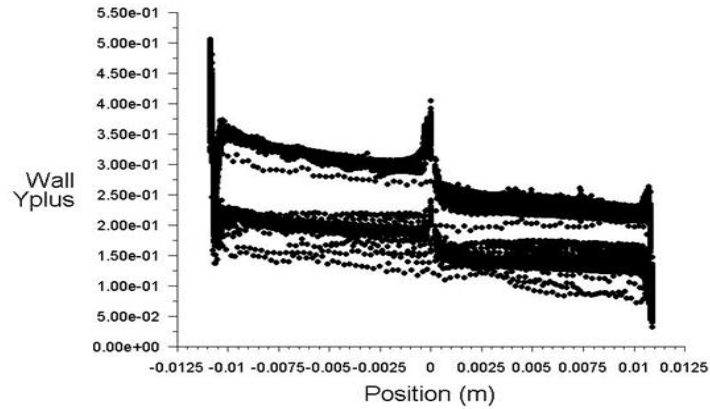


Şekil 4. Türbülans Modellerinin Kıyaslanması [Kayabaşı vd., 2012]

Tüm analizler hata paylarının yakınsamasının dışında, daha sık elemanlarla doğrulanmıştır. Analizlerde “*Courant-Friedrich-Lewy (CFL)*” değeri 1 ile başlanmış olup, analiz esnasında belirli iterasyonlarda 15’e kadar çıkarılmıştır [Hafez ve Kwak,2003].

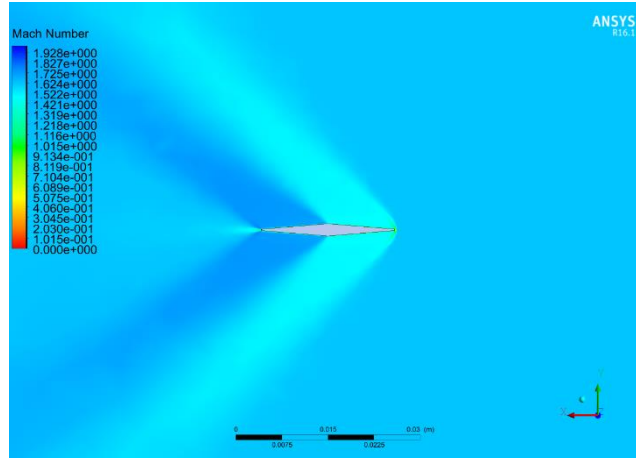
### UYGULAMALAR

Analizler sonucu kanat yüzeyindeki toplam basınç dağılımları, şok dalgaları ve bunlara bağlı olarak Mach değişim dağılımları elde edilmiştir. Elde edilen bu konturlar 4 uçuş koşulunda da ayrı ayrı gösterilmiştir. Bu dört uçuş koşulundan elde edilen verilerle, sürüklenme ve kaldırma katsayılarının hücum açısına göre değişimini veren grafikler elde edilmiştir. Daha doğru türbülans modeli elde edebilmek için kanat üzerine sık ve yoğun sınır tabaka elemanları atanmıştır.  $Y^+$  değerlerinin 1’in altında olması arzu edilmiş olup buna göre eleman kümesi oluşturulmuştur. Analiz sonrası kanat boyunca görülen  $y^+$  değerlerinin grafiği Şekil 5’de çizilmiştir.

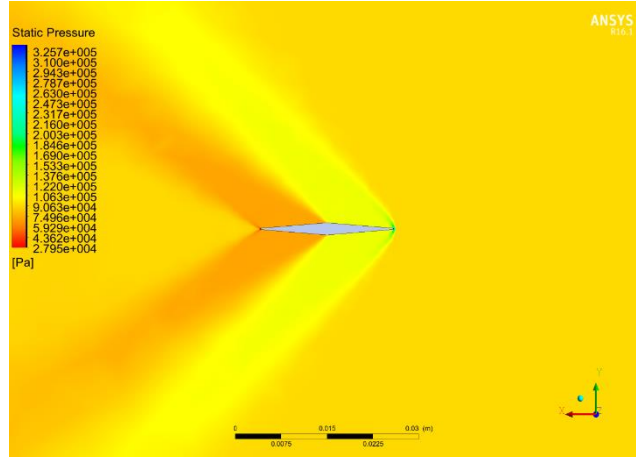


Şekil 5. Kanat üzerindeki  $y^+$  Dağılımı

Uçuş koşulu-1 (Mach 1,6 ve  $\alpha=0^\circ$ ) için kanadın orta noktasındaki düzlem üzerinde elde edilen Mach sayısı, basınç dağılımları ve şok dalgaları Şekil 6’da gösterilmektedir. Kanadın uç kısmında eğik şok oluştuğu gözlemlenmektedir.



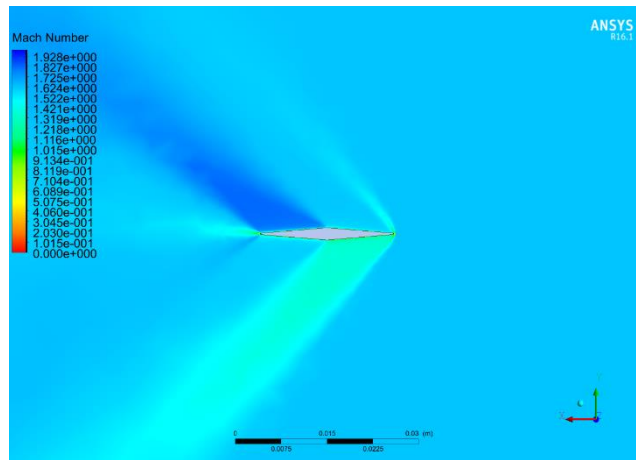
a) Mach Sayısı Dağılımı



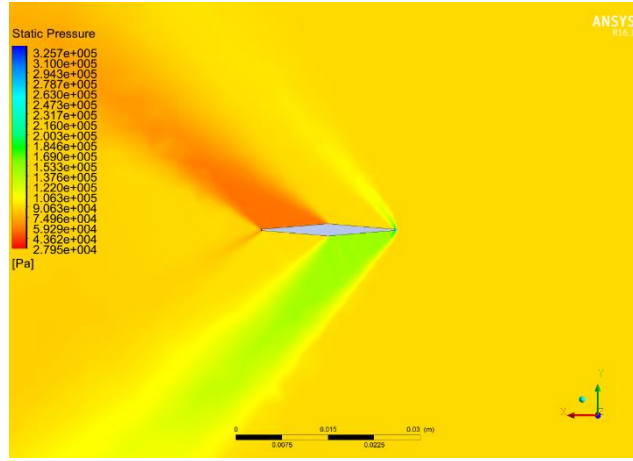
b) Statik Basınç Dağılımı

Şekil 6. Uçuş Koşulu-1: Mach 1,6 ve  $\alpha=0^\circ$  Hücum Açısında Mach Sayısı ve Statik Basınç Dağılımı

Uçuş koşulu-2 (Mach 1,6 ve  $\alpha=5^\circ$ ) için kanadın orta noktasındaki düzlem üzerinde elde edilen Mach sayısı, basınç dağılımları ve şok dalgaları Şekil 7'de gösterilmektedir. Kanadın uç kısmında eğik şok oluştuğu gözlemlenmektedir. Kanadın alt kısmında hücum açısına bağlı olarak daha fazla basınç kaybı gözlemlenmektedir.



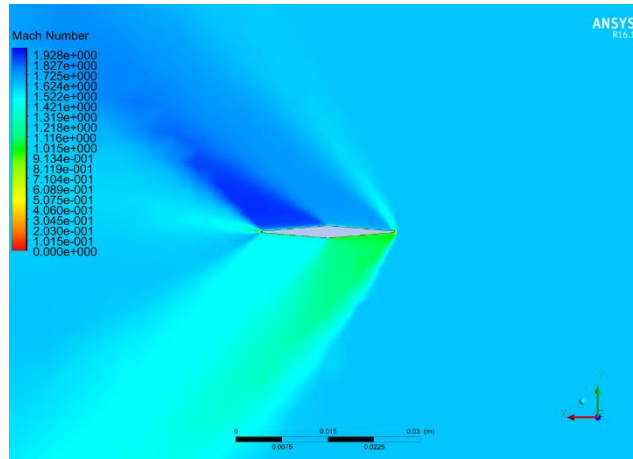
a) Mach Sayısı Dağılımı



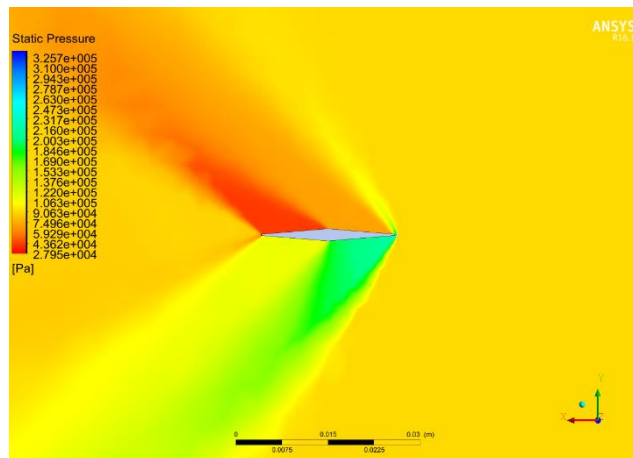
b) Statik Basınç Dağılımı

Şekil 7. Uçuş Koşulu-2: Mach 1,6 ve  $\alpha=5^\circ$  Hücum Açısında Mach Sayısı ve Statik Basınç Dağılımı

Uçuş koşulu-3 (Mach 1,6 ve  $\alpha=10^\circ$ ) için kanadın orta noktasındaki düzlem üzerinde elde edilen Mach sayısı, basınç dağılımları ve şok dalgaları Şekil 8'de gösterilmektedir. Kanadın alt bölgesinde eğik şok, üst bölgesinde ise genişleme dalgası gözlemlenmektedir. Ayrıca Uçuş Koşulu-1 ve Uçuş Koşulu-2'ye göre kanat üzerindeki basınç dağılımının arttığı gözlemlenmektedir.



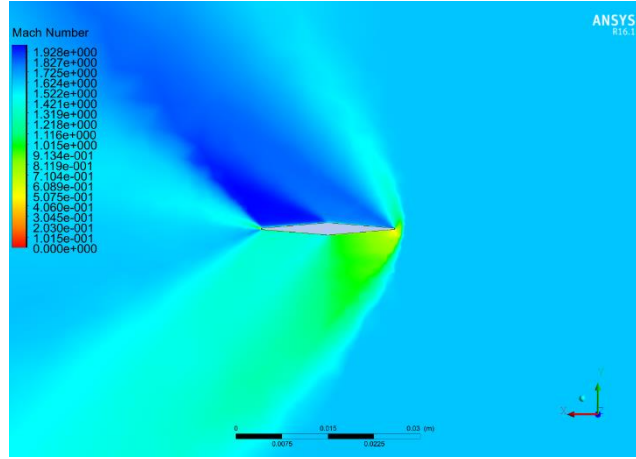
a) Mach Sayısı Dağılımı



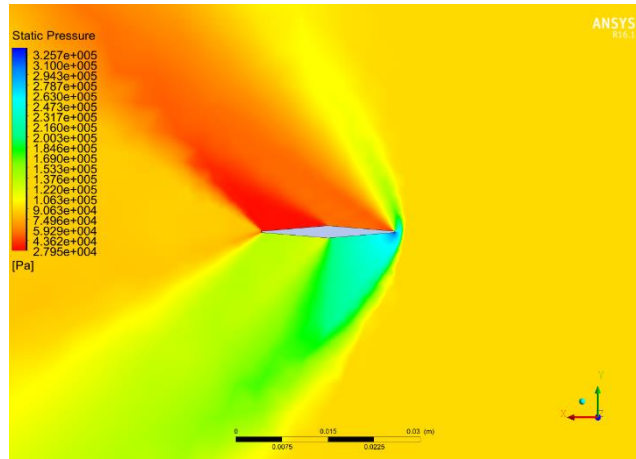
b) Statik Basınç Dağılımı

Şekil 8. Uçuş Koşulu-3: Mach 1,6 ve  $\alpha=10^\circ$  Hücum Açısında Mach Sayısı ve Statik Basınç Dağılımı

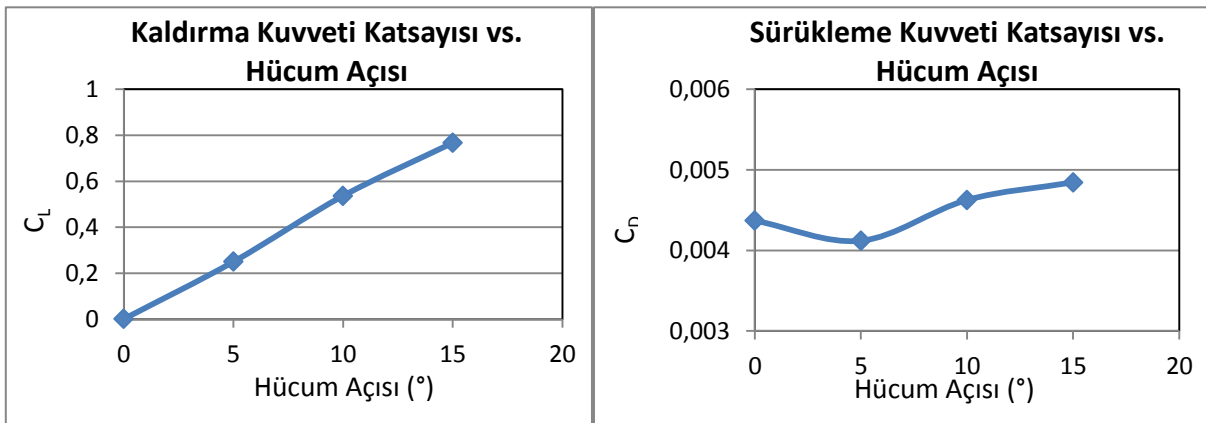
Uçuş koşulu-4 (Mach 1,6 ve  $\alpha=15^\circ$ ) için kanadın orta noktasındaki düzlem üzerinde elde edilen Mach sayısı, basınç dağılımları ve şok dalgaları Şekil 9'da gösterilmektedir. Şekil 10'da farklı hücum açılarında Mach=1,6 için kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayıları verilmektedir.



a) Mach Sayısı Dağılımı



b) Statik Basınç Dağılımı

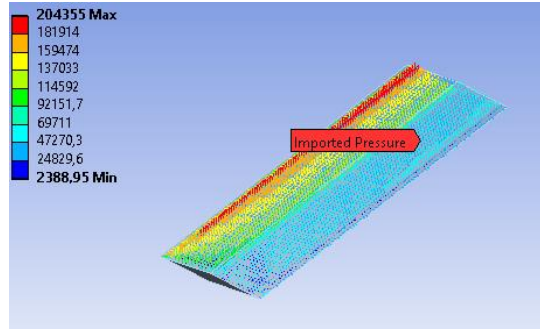
Şekil 9. Uçuş Koşulu-4: Mach 1,6 ve  $\alpha=15^\circ$  Hücum Açısında Mach Sayısı ve Statik Basınç Dağılımı

Şekil 10. Kaldırma ve Sürüklenme Katsayılarının Hücum Açısına Göre Değişimi

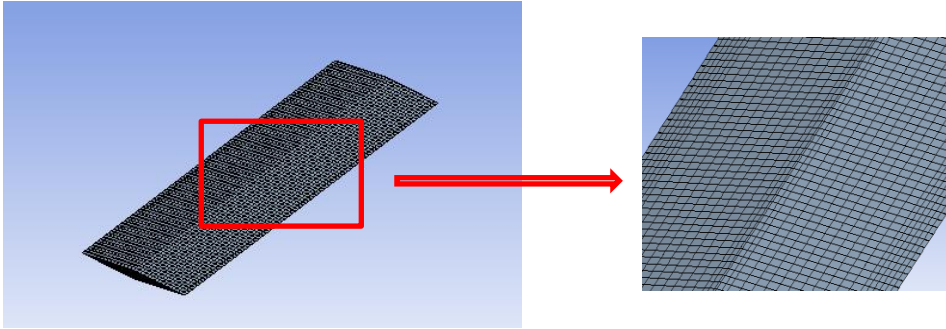


### Maksimum Basınç Dağılımındaki Yapısal Analiz

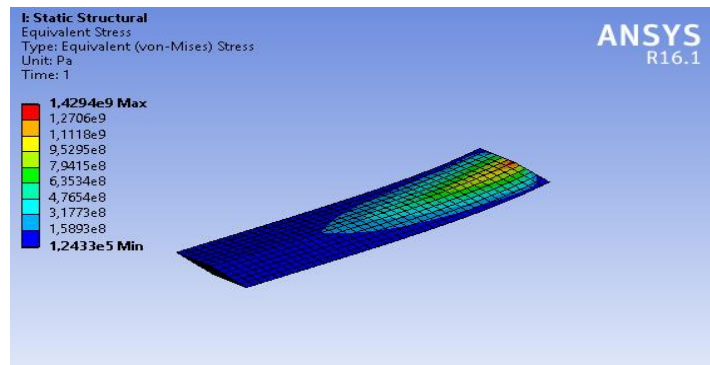
HAD analizlerinden elde edilen sonuçlara göre maksimum basınç kuvveti (uçuş koşulu-4) Ansys Static Structural programında kanat geometrisine aktarılmıştır (Şekil 11). Çözüm sırasında 6 yüzeyle elemanlar kullanılmış olup, kanat üzerinde 63630 eleman vardır (Şekil 12). Kök tarafından sabitlenen kanada uygulanan basınç dağılımı sonucu elde edilen gerilmeler Şekil 13'de gösterilmiştir. Yapısal analiz yüksek mukavemetli Hardox 600 çeliği için gerçekleştirilmiştir. Yapısal analizde kullanılan malzemenin akma mukavemeti yaklaşık olarak 1800 MPa'dır [SSAB,2016]. Maksimum gerilme değeri 1.429 GPa olarak elde edilmiştir.



Şekil 11. Kanada Etki Eden Maksimum Basınç Dağılımı



Şekil 12. Yapısal Analiz Sonlu Elemanlar Modeli



Şekil 13. Maksimum Basınç Dağılımı Altındaki Gerilmeler

### SONUÇ

Özetle, bu çalışmada ince bir füze kanadının aeroelastik modellemesi gerçekleştirilmiştir. 1000m irtifada gerçekleştirilen HAD analizleri 4 farklı uçuş koşulunda tekrarlanmış olup, elde edilen maksimum basınç dağılımındaki yapısal tepki incelenmiştir. Yapısal analiz sonucuna göre, kanat kökünde yaklaşık olarak 1,429 GPa gerilme gözlenmiştir. Tasarım için yüksek mukavemetli takım



çelikleri uygun görünse de bu malzemelerin yeterince esnek olmayışı ve tasarımın düşük güvenlik katsayısı göz önünde bulundurulduğunda, yüksek mukavemetli karbon bazlı kompozit malzemelerin kullanımı daha uygun görülmüştür. Daha sonraki çalışmalarda, HAD analizlerinden elde edilen veriler altında yapısal analizler farklı kompozit malzemeler için tekrarlanacaktır. Tabakalı kompozit yapıların kullanılacağı bu analizlerle, kompozit tabakalarının elyaf dizilim açılarına göre optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilecektir.

### **Teşekkürler**

Bu çalışma O.D.T.Ü.-Roketsan A.Ş. tarafından yürütülen SAYP projesi (ODTÜ Proje No: 2016.03.13.32.00.05) tarafından desteklenmektedir.

### **Kaynaklar**

Akgun O, Golcuk AI, Kurtulus DF, Kaynak U, *Drag Analysis of a Supersonic Fighter Aircraft*, Ninth International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD9, Istanbul, July 2016

Anderson, J. D., 2011. *Fundamentals of Aerodynamics*, The McGraw-Hill Companies, Fifth Edition, s.999

*Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements*, AGARD-R-702, Ağustos 1982

Hafez M.M., Kwak D., 2003. *Numerical Simulations of Incompressible Flows*, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., s.91

Kayabaşı İ., Akgül A., Kurtuluş D.F., 2012. *NACA0012 Kanat Profili İçin Sinusoidal Yunuslama Hareketinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile Modellenmesi*, IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı

Kurtulus DF (2005) *Numerical and Experimental Analysis of Flapping Motion in Hover. Application to Micro Air Vehicles*. Joint Ph.D thesis Poitiers University/ENSMA (Poitiers-France) and METU (Ankara-Turkey), 17 June 2005, Poitiers, France

Kurtulus DF (2015) *On the unsteady behavior of the flow around NACA 0012 airfoil with steady external conditions at  $Re=1000$* , International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 7, No 3, pp 301-326, September 2015

Kurtulus DF (2016) *On the wake pattern of symmetric airfoils for different incidence angles at  $Re=1000$* , International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 8, No:2, pp. 109-139

Ozkokdemir E., Kurtulus DF, *Investigation of the Mechanical Integrity of Wings/Fins under Thermal Loading*, Ninth International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD9, Istanbul, July 2016

Raymer, D. P., 2006. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA, s.779

SSAB, 2016. *Data Sheet 159 Hardox 600*