

GÜNCEL HAD YÖNTEMLERİNİN JENERİK F-16 GEOMETRİSİNE UYGULANARAK AERODİNAMİK KATSAYILARIN BELİRLENMESİ

Osman AKGÜN¹ ve Demircan
TAŞKONAK,² TÜBİTAK UZAY,
Ankara

Ünver KAYNAK³, TOBB Ekonomi ve
Teknoloji Üniversitesi,
Ankara

D. Funda KURTULUŞ⁴
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

Uçak tasarımında daha iyi uçuş performansı ve daha az yakıt tüketimi için sürüklenme eniyilemesi oldukça önemlidir. Bu bildiride bir F-16 muharip uçağı için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi kullanılarak ses altı ve üstü hızlarda polihedral çözüm ağırları kullanılarak aerodinamik analizler yapılmıştır. Analiz sırasında aerodinamik kuvvet ve momentler 8 farklı hücum açısı, 6 farklı Mach sayısı ve 3 farklı irtifada incelenmiştir. Ses-geçiş koşullarında uçak etrafında oluşan akış bölgesi detaylı incelenmiş ve yorumlanmıştır. Uçağın belli kesitlerindeki basınç katsayısı dağılımları da rüzgâr tüneli verileri ile karşılaştırılmış ve analizler doğrulanmıştır. Kullanılan sayısal yöntem ve çözüm ağı özelliklerinin F-16 uçağının seyir uçuşu şartlarında güvenilir bir benzetimini yapabildiği sonucuna varılmıştır.

GİRİŞ

1970'li yıllardan beri süpersonik uçaklar ve özellikle F-16 muharip uçağının aerodinamik karakteristikleri pek çok çalışmaya konu olmuştur. Bu bildiride, F-16 uçağının aerodinamik karakteristikleri incelenmiş ve gelecekte tasarlanacak süpersonik uçaklar ve/veya yapılacak deneysel/sayısal çalışmalar için örnek bir veri tabanı oluşturulmuştur. Bu çalışmanın bir diğer amacı da ses altı ve ses üstü akışlarda basınç, hız ve ısı dağılımının değişiminin tüm bir uçak konfigürasyonu için farklı hücum açılarında incelenmesidir.

Geçmiş dönemlerde tüm bir uçağın hesaplamalı aerodinamik analizleri çeşitli yöntemlerle yapılmıştır. Bunlar arasında, Kurtuluş (2002) tüm bir nakliye uçağı konfigürasyonunun (CASA CN-235) aerodinamik analizlerini panel yöntemi kullanarak kalkış, iniş ve seyir durumları için gerçekleştirmiştir. Gur vd. (2010), yaptıkları analitik çalışmalarda çeşitli parametrik geometriler için ses altı ve ses bölgesi akışlarda indüklenmiş sürüklenme, parazit sürüklenme ve dalga sürüklemelerini incelemişlerdir. Akgün vd. (2016), F-16 uçağının sürüklenme katsayısını sıfır derece hücum açısında ve 0.3, 0.9 ve 1.6 Mach sayılarında ve 50000 ft irtifada incelemiştir. Bowes (1974), uçağın çeşitli bileşenlerinin taşıma ve sürüklenme katsayılarının belirlenmesi ile ilgili deneysel çalışmalar yürütmüştür. Priyadarsini vd. (2013), yaptıkları sayısal çalışmada, F-16 etrafındaki akışı sıkıştırılmaz kabul ederek ve k-ε türbülans modeli kullanarak çözümü tek bir hücum açısı ve irtifada almıştır. Günümüzdeki bilgisayar teknolojisinin sonucu olarak ağ yapılarının milyonlar mertebesine ulaşması ile birlikte HAD analizlerinde gerçeğe daha yakın sonuçlar elde edilebilmektedir. Bu sonuçlar yeni ses üstü uçak tasarımlarının kavramsal tasarımlarında veya insansız süpersonik uçak tasarımlarında kullanılabilecektir [Yayla, 2014].

¹Uçak Yük. Müh., E-posta: osman.akgun@tubitak.gov.tr

²Havacılık ve Uzay Müh., E-posta: demircan.taskonak@tubitak.gov.tr

³ Prof. Dr. Makine Müh. Böl. E-posta: ukaynak@etu.edu.tr

⁴ Doç. Dr. Havacılık ve Uzay Müh., E-posta: funda.kurtulus@ae.metu.edu.tr

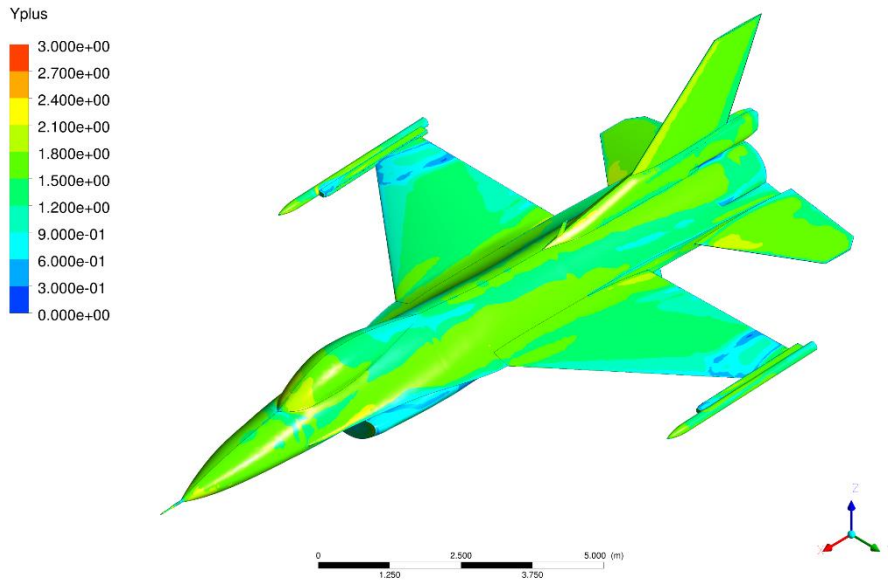
YÖNTEM

Sayısal Yöntem

Bu bildiride F-16 muharip uçağının ses altı, ses geçişi ve ses üstü rejimlerde analizleri yapılmıştır. Çözümler Ansys Fluent 16.2 ticari programı kullanılarak elde edilmiştir. Akışkan modeli olarak ideal gaz denklemleri kullanılmış, sıkıştırılabilir gaz kabulü yapılmıştır. Analizlerde SST k- ω türbülans modeli kullanılmış ve Reynolds-ortalamalı Navier Stokes denklemleri çözülmüştür. Çözümlerde viskoz ısınma da hesaba katılmış ve viskozitenin sıcaklığın bir fonksiyonu olarak tanımlandığı Sutherland modeli kullanılmıştır. k- ω SST modelinin, diğer türbülans modellerine göre akış ayrılması olan bölgelerde daha iyi performans sergilediği gözlemlenmektedir [Menter, 1993].

Çözüm Ağı

Çözümler uzayda ikinci dereceden ayrılaştırılmış denklemler ile elde edilmiştir. Çözüm ağı oluşturulurken sınır tabakanın ilk katmanındaki eleman kalınlıkları Mach=1,1 de $y^+=1$ değerini vereceği öngörülerek hesaplanmıştır. Şekil 1’de deniz seviyesi ve 0,9 Mach koşullarında uçak yüzeyindeki y^+ değeri dağılımı verilmiştir. Bu şekilde y^+ dağılımının 1-2 aralığında olduğu görülmektedir. Çözüm ağında sınır tabakada heksahedral elemanlar, akış hacminde tetrahedral elemanlar tercih edilmiş, daha sonra tetrahedral elemanlar polihedrale dönüştürülmüştür.

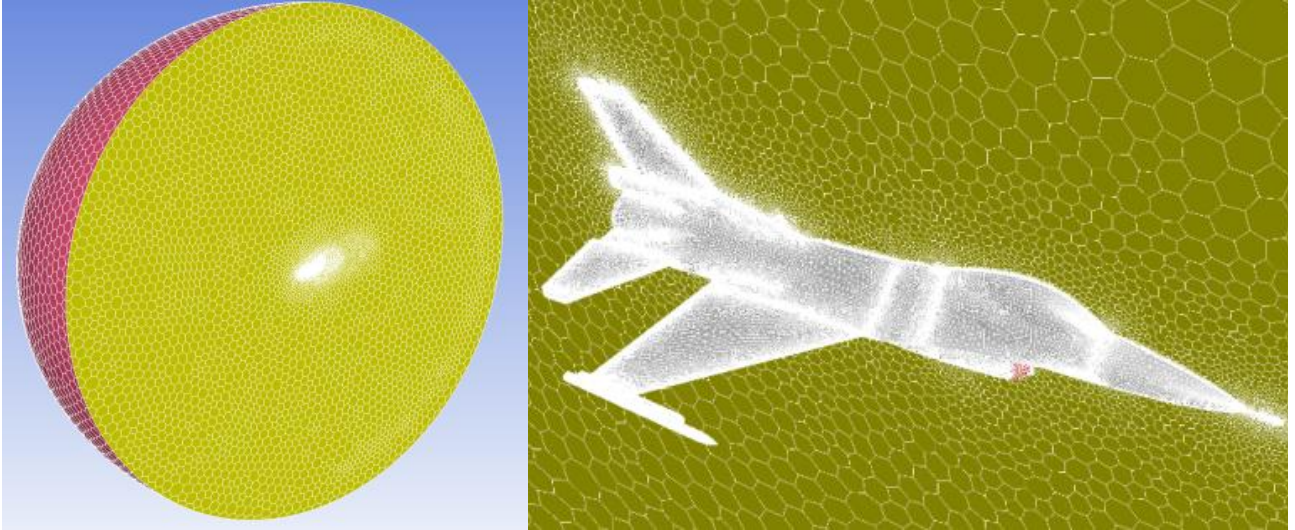


Şekil 1: y^+ dağılımı konturları.

Yapılan çözüm ağı bağımsızlık çalışması sonucunda 13 milyon elemanlı çözüm ağının, akış hacmindeki elemanların polihedral elemana dönüştürülmesiyle oluşan 8 milyon elemanlık çözüm ağı tercih edilmiştir. Etrafındaki pek çok hücre ile bilgi alış veriş olduğu için polihedral hücre merkezlerinde hesaplanan değerler, diğer eleman tiplerine göre daha doğrudur [Ferguson, 2013]. Bu aşamada sınır tabaka çözüm ağına herhangi bir değişiklik olmamıştır. Akış hacminde polihedral elemanların tercih edilme sebepleri arasında eleman sayısındaki düşüş, daha kısa zamanda yakınsama ve daha az iterasyon ile daha düşük artık (İng. *residual*) seviyelerine ulaşılması bulunmaktadır [Symscape, 2013]. Çözüm ağı oluşturulurken uzak alan sınır koşulunun uçaktan 20 uçak boyu uzakta olmasına dikkat edilmiştir. Şekil 2’de oluşturulan polihedral çözüm ağı verilmiştir.

Sınır Şartları

Motor hava alığı ve egzoz lülesi de dâhil bütün uçak yüzeyleri duvar sınır koşulu olarak tanımlanmıştır. Ancak, ileriki aşamalarda motor hava alığı ve egzoz lülesi sınır şartlarının motor çalışma rejimi göz önüne alınarak verilmesi uygun olacaktır.

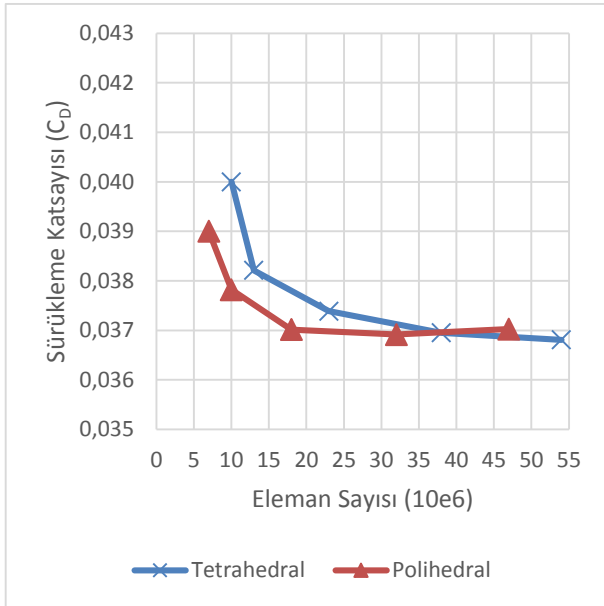


Şekil 2: Polihedral çözüm ağı.

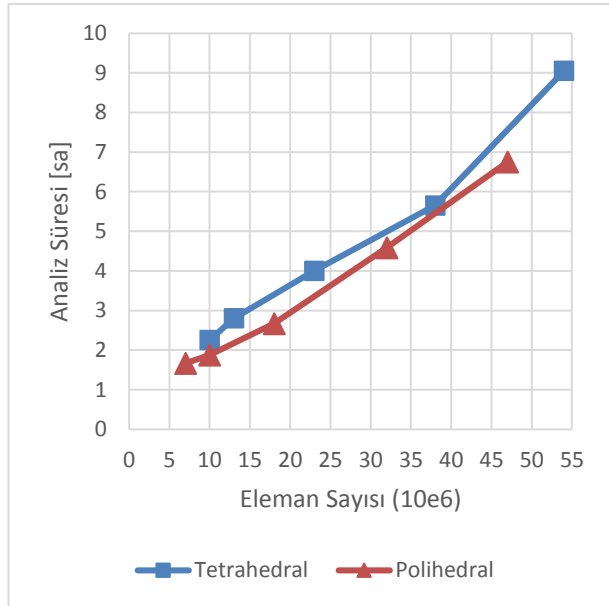
UYGULAMALAR

Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması

Yapılan çözüm ağı bağımsızlık çalışmasında 10, 13, 23, 38 ve 54 milyon elemana sahip tetrahedral çözüm ağları ve bunların polihedrale çevrilmesiyle oluşan çözüm ağları incelenmiştir. Eleman sayısı arttıkça sürüklenme katsayılarının belli bir banda yakınsadığı Şekil 3.a'da görülmektedir. Tetrahedral metot 38 M ile bu banda girerken, polihedral metodun daha küçük bir eleman sayısı (18 M) bu banda girdiği dikkat çekmektedir.



(a)



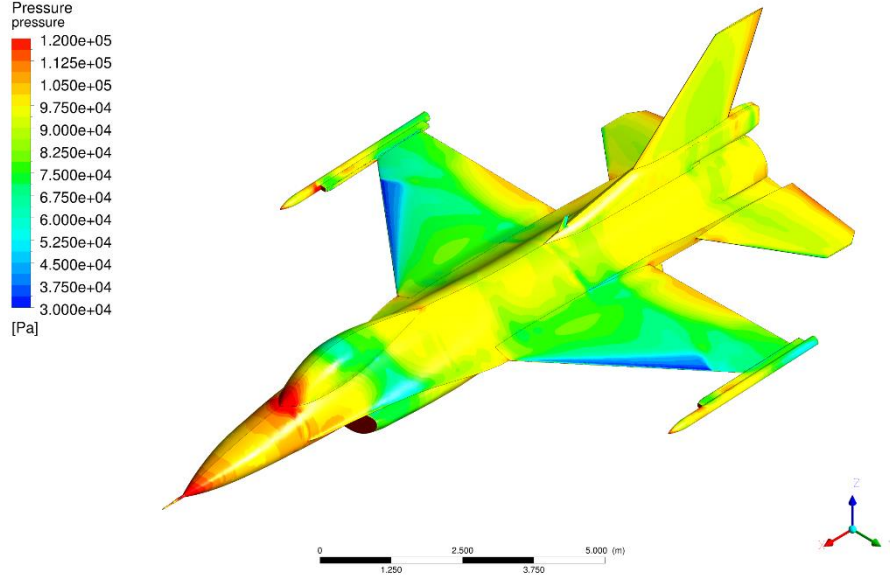
(b)

Şekil 3: (a) Sürüklenme katsayısının eleman sayısına bağlı değişimi, (b) Eleman sayısının analiz süresi üzerinde etkisi.

Sonuç olarak hızlı olması (Şekil 3.b) ve daha güçlü yakınsamasından dolayı polihedral metot tercih edilmiş ve %2,46'lık hata oranı ile 8 milyon elemanlık polihedral çözüm ağının takip eden 144 çözüm senaryosunda kullanılmasına karar verilmiştir.

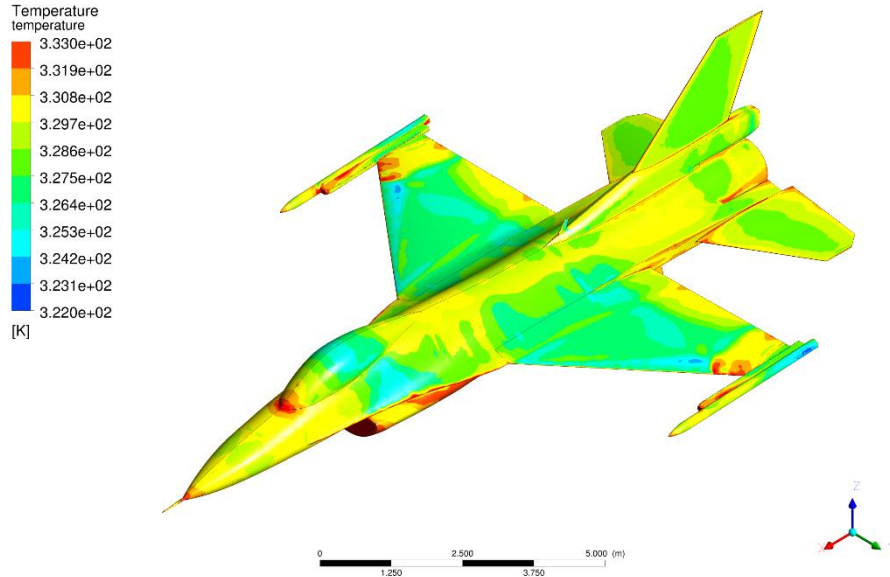
F-16 Üzerinde Akış Rejiminin İncelenmesi

Akış rejiminin incelenmesi için ses geçişi şartlarında 0,9 Mach, deniz seviyesi ve 6° hücum açısı koşulları seçilmiştir. Bu şartlar metre başına $Re/m = 6,4$ milyona karşılık gelmektedir. Şekil 4'e bakıldığında, bu koşullarda kanatların üst yüzeylerinde lamda şok dalgaları gözlenmektedir. Kanat üzerindeki şok dalgalarının etkileri gövde üzerine kadar uzanmaktadır. Kanopinin üzerindeki düşük basınç şeridi de kanopi üzerinde oluşan şok dalgasına işaret etmektedir.



Şekil 4: Basınç dağılımı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \times 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

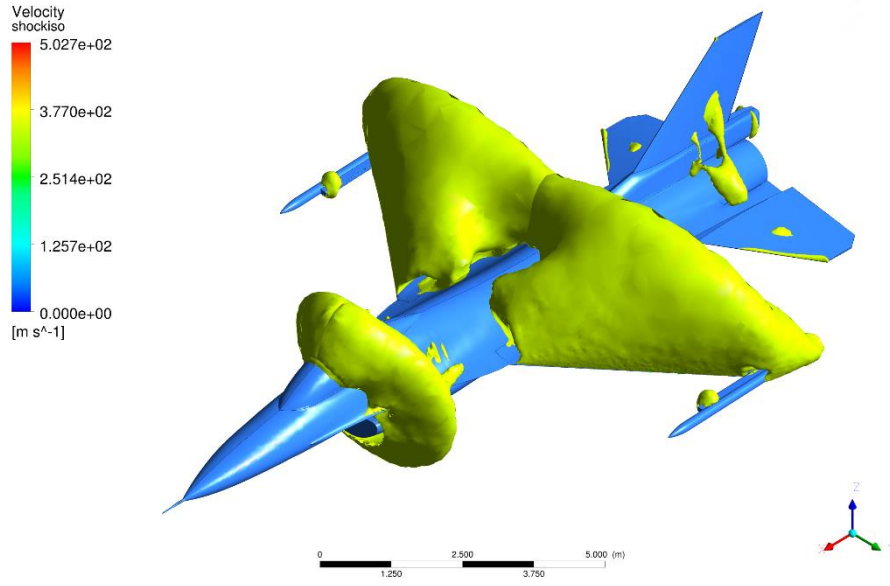
Şekil 5'te verilen sıcaklık dağılımına bakıldığında, gövde üzerindeki yüzey sıcaklığının $320^\circ - 330^\circ$ K aralığında olduğu görülmektedir. Standart atmosfer koşulları ile aradaki bu yaklaşık 50° 'lık farka viskoz ısınma sebep olmaktadır. Viskoz ısınmanın da uçağın sivri bölgelerinde yoğunlaştığı, ancak bu uçuş rejiminde sıcaklığın çok güçlü bir eğimle değişmediği gözlenmektedir.



Şekil 5: Sıcaklık dağılımı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \times 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

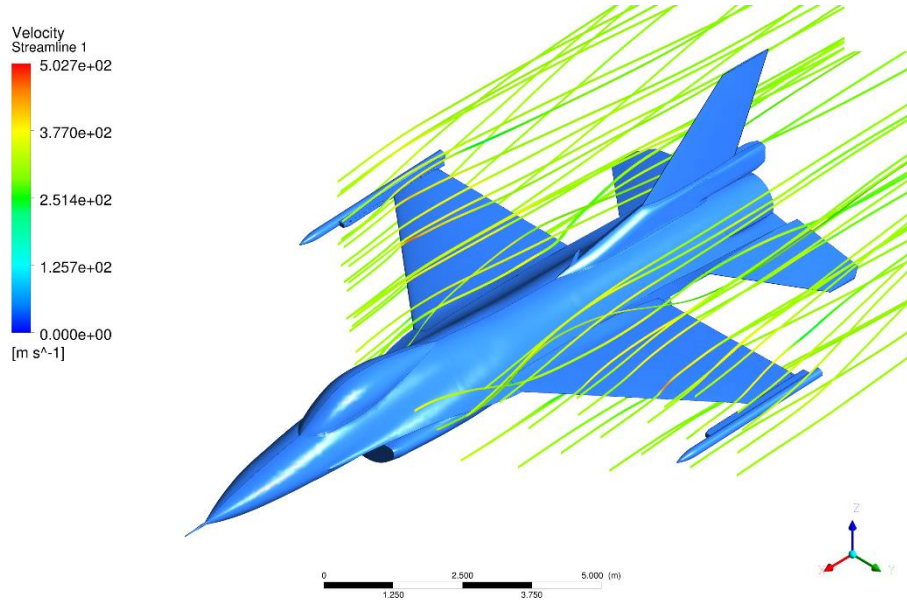
Ses bölgesi uçuş rejiminin bir sonucu olarak oluşan ses üstü bölgeler Şekil 6'da gösterilmiştir. Uzak alan sınır tabakasında 0,9 Mach olan akış hızı, akışın hızlandığı kıvrımlı bölgelerde ses hızını geçerek ses üstü koşullara ulaşmaktadır. Bu bölgeler şok dalgaları ile tekrar ses altı koşullara ulaşırlar. Şok

dalgalarına maruz kalan akışkanda ani basınç, hız, yoğunluk, sıcaklık ve entropi değişimleri meydana gelir. Bu sebeple ses üstü akışın gözlemlendiği durumlar dikkatle ele alınmalıdır.



Şekil 6: Mach=1 eşyüzeyleri ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

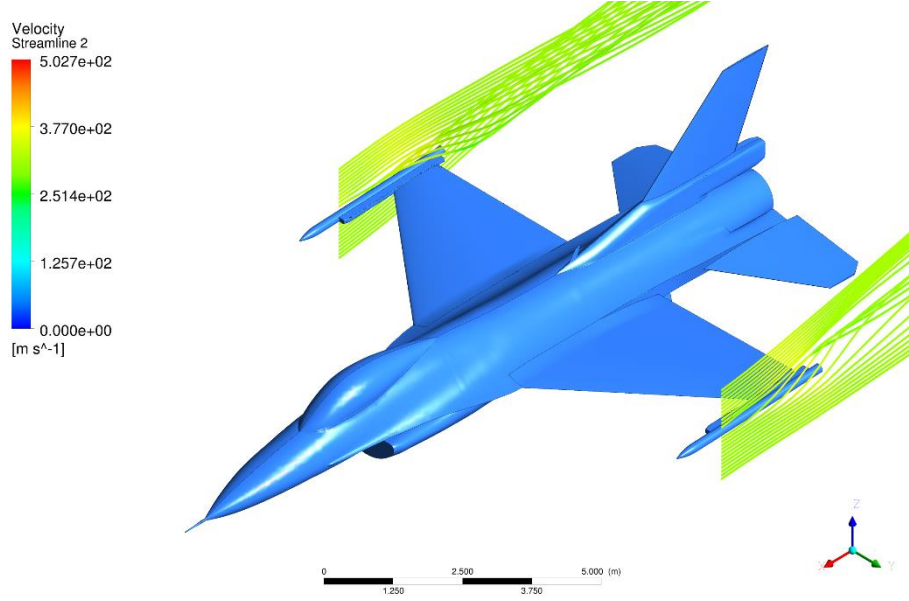
Akış çizgilerinin genel bir incelemesinin verildiği Şekil 7’de de görüldüğü gibi, 6° hücum açısında ciddi bir akış ayrılması gözlenmemektedir. Ayrılmanın gözlemlendiği bölgelerde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yöntemleri yetersiz kalabildiği için bu bölgelere dikkat edilmelidir. Akış ayrılması olabilecek bölgelerdeki akışı mümkün olan en düşük hata ile modellemek için analizlerde $k-\omega$ SST türbülans modeli kullanılmıştır [Menter, 1993].



Şekil 7: Uçak üzerindeki akış çizgileri ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

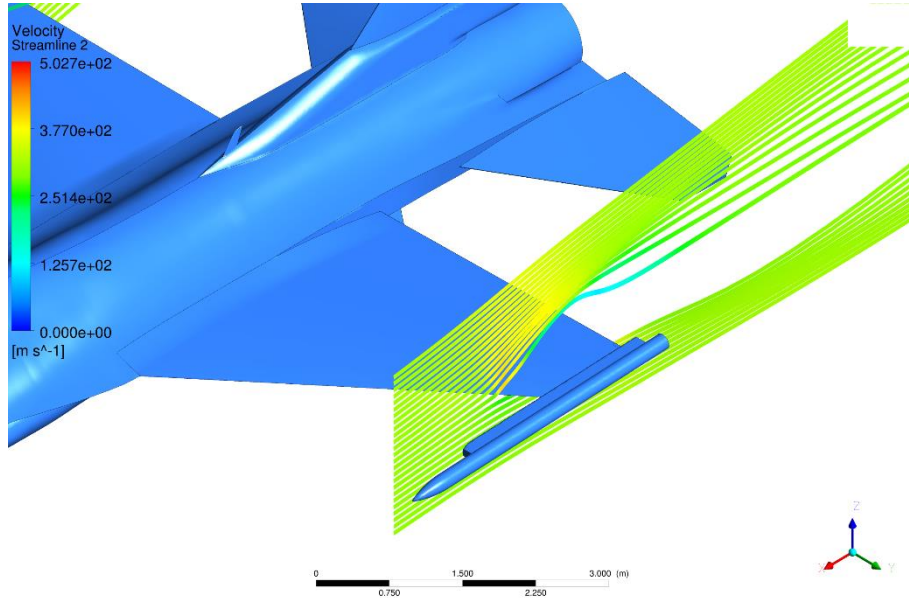
Kanat profilinin kullanıldığı bütün sabit ve döner kanatlı platformlarda, pervane ve motorlarda bile kanat ucu girdapları, platformun performansını etkileyen en önemli olaylardan birisidir. Kanat ucu girdapları, sebep oldukları aşağı akış (İng. *downwash*) etkisiyle hücum açısının artmasına (İng. *induced angle of attack*) ve buna bağlı olarak sürüklenme kuvvetinin de artmasına (İng. *induced drag*) yol açar. Bu nedenle kanat ucu girdapları ile ilgili çalışmalar günümüzde de yoğun bir şekilde devam etmektedir.

F-16 uçağında görülen kanat ucu girdapları Şekil 8’de verilmiştir. F-16’larda bu etkiyi azaltmak için kanat uçlarına mühimmat takılır. Bu mühimmatlar, yolcu uçaklarında kullanılan uç kanatlar (İng. *winglet*) gibi çalışarak kanat altındaki yüksek basıncın, kanadın üstündeki alçak basınçla olan etkileşimini, dolayısıyla kanat ucu girdabının etkisini azaltır.



Şekil 8: Kanat ucu girdapları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

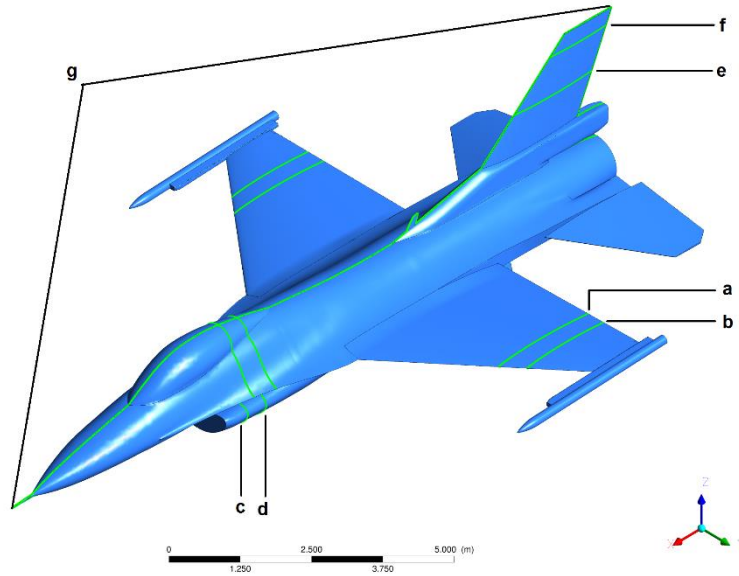
Şekil 9’da kanat ucu girdaplarının sebep olduğu, üst yüzeyde içe akış (İng. *inflow*) , alt yüzeyde dışa akış (İng. *outflow*) etkileri görülmektedir.



Şekil 9: İçe akış (İng. *inflow*) ve dışa akış (İng. *outflow*) ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

Analizlerin Doğrulanması

Analizlerin doğrulanması, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğinde kritik öneme sahiptir. Bu çalışmada da, Chaderjian ve Flores' de (1988) ve Holst ve diğerlerinde (1989) olduğu gibi, 1/9 ölçekli F-16A modeli rüzgar tüneli verileri temel olarak kullanılmıştır [Reue vd., 1976]. Karşılaştırmalar, Şekil 10'da verilen kesitler üzerindeki basınç katsayısı dağılımı üzerinden yapılmıştır. Şekil 10'da verilen yüzdeler kanat ve dikey kuyruk için kök veterinden başlayıp kanat ucunda son bulurken, c ve d kesitlerinde hava alığından başlayıp sınır tabaka ayırıcının (İng. *boundary layer diverter*) gövdeyle bütünleştiği bölgede son bulmaktadır. Kesit g ise simetri ekseninde, gövdenin üst yüzeyinde tanımlanmıştır.



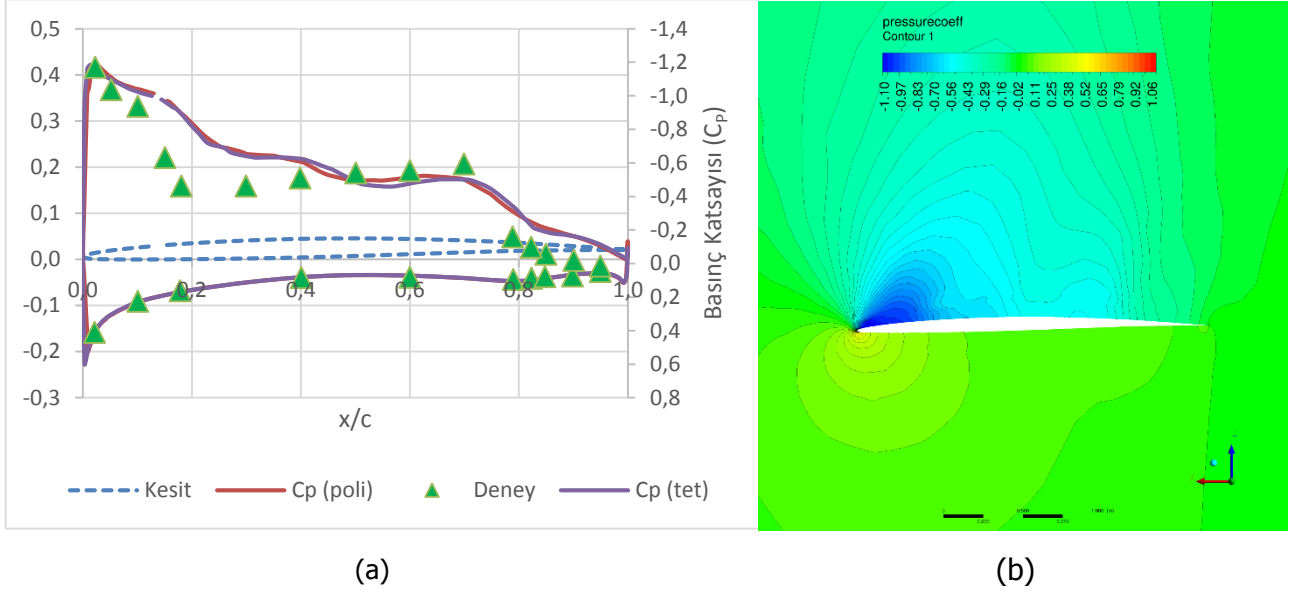
Şekil 10: Basınç dağılımının incelendiği kesitler: a (%59), b (%71), c (%37), d (%67), e (%76), f (%88), g (simetri düzlemi).

Kaynak ve Flores (1989) tarafından muharip uçakların kanatlarına benzer nitelikte 3-boyutlu kanat geometrileri için ses geçiş akımlarında şok ve ayrılmalı akımlar için türbülans modeli uygulamaları gerçekleştirilmiştir. Flores ve Chaderjian (1988) da kanat üzerinde oluşan şok dalgasını tutarlı bir şekilde modellemek için uyarlanabilir çözüm ağı (İng. *adaptive mesh*) uygulamasına gitmişlerdir. Son olarak, Flores vd. (1987) ve Holst vd. (1989), yaptıkları çalışmalarda aralarında F-16 uçağının da bulunduğu karmaşık geometriler için Navier-Stokes denklemlerini çözmüşlerdir. Mevcut çalışmanın temel amacı çok geniş bir koşullar yelpazesini tarayarak kuvvet katsayılarının değişimini hesaplamak olduğu için (toplam 144 analiz), çözümleri hızlandırmak gayesiyle uyarlanabilir çözüm ağı uygulamasından kaçınılmıştır.

Şekil 11'de, a kesiti için hesaplanan basınç katsayıları polihedral ve tetrahedral çözüm ağları için verilmiş ve rüzgâr tüneli verileri ile karşılaştırılmıştır. Kanadın alt yüzeyi için çözüm ve deney sonuçları arasında mükemmel bir uyum gözlenirken, üst yüzeyde şok dalgası alanında yetersiz ağ sıklığından kaynaklanan eksiklikler, şok dalgasının meydana geldiği %10-%40 veter uzunluğu arasında olması gerekenden daha düşük basınç katsayısı hesaplanması ile sonuçlanmıştır. Yine de genel anlamda tutarlı bir yaklaşım sergilendiği söylenebilir.

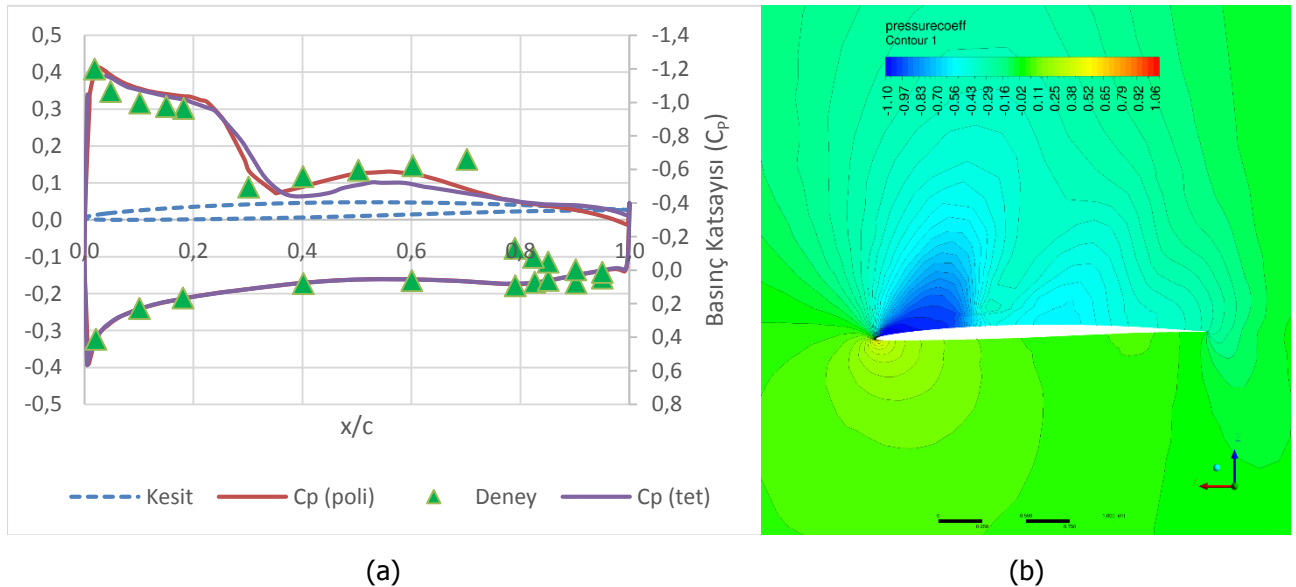
Daha önce de bahsedildiği gibi şok dalgası akışın basınç, hız, yoğunluk ve sıcaklık gibi özelliklerinde ani bir değişime sebep olur. Ancak Şekil 11.b'de beklenenin aksine basınç ani bir şekilde artmamış, belli bir mesafe boyunca yavaşça artmıştır. Yukarıda söylendiği gibi, bu durum çözüm ağı kaynaklı sayısal bir hatadır ve şokun yayılması (İng. *smearing of shock*) olarak bilinir. Bu modelleme hatasının önüne geçmek için uyarlanabilir çözüm ağı kullanılabilir; ancak bu uygulamanın getireceği işlem yükünden dolayı bu çalışmada uyarlanabilir çözüm ağından kaçınılmıştır.

Tercih edilen polihedral çözüm ağı çözümleri hızlandırmış ve analizlerin yakınsamasını kolaylaştırmıştır ancak birkaç tetrahedral elemanın birleştirilmesi ile oluşturulduğu için hacim elemanları biraz daha büyümüştür. Polihedral eleman seçiminin bu sonucunun, akışla ilgili şok gibi bazı olayları detaylı bir şekilde çözümleyemeyerek çözümü olumsuz etkileyebileceği düşünülebilir. Ancak Şekil 11.a ve Şekil 12.a'da görüldüğü üzere 9 milyon elemanlık polihedral çözüm ağı, aynı yüzey çözünürlüğüne sahip 22 milyon elemanlık tetrahedral çözüm ağı ile hemen hemen aynı basınç dağılımını yakalamıştır.



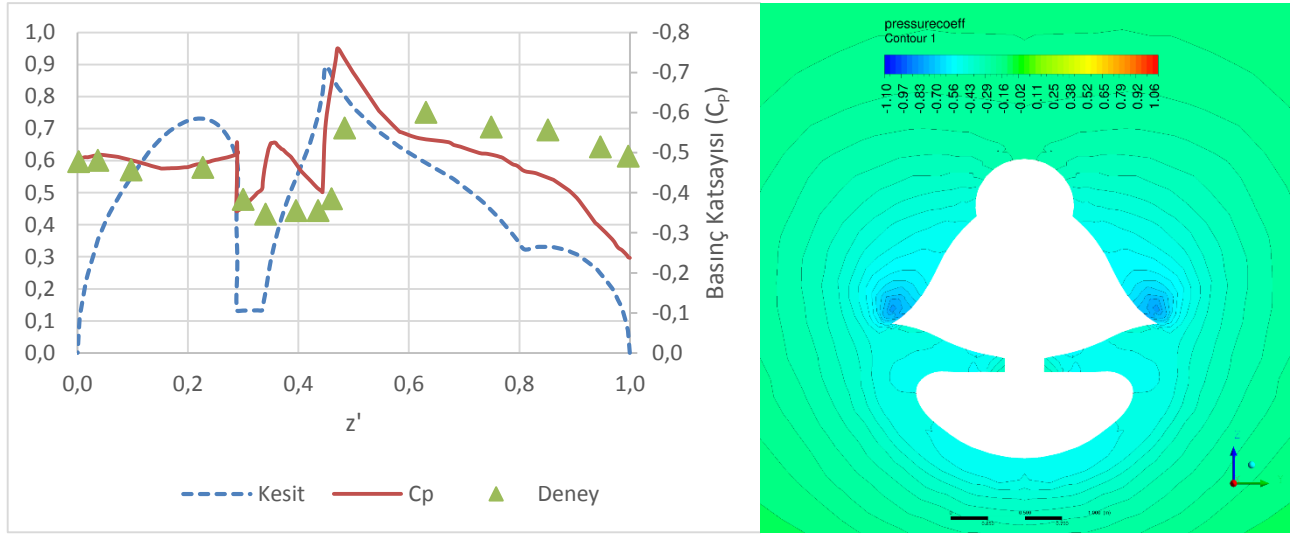
Şekil 11: (a) Kesit a basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

Şekil 12.a'da, b kesitindeki basınç dağılımları incelenmiş, basınç katsayısı dağılımları rüzgâr tüneli verileri ile karşılaştırılmıştır. Kesit a'ya göre şok bölgesinde daha tutarlı sonuçlar alınmıştır. Şokun yayılmasının da (İng. *smearing of shock*) büyük ölçüde önüne geçilmiştir (Şekil 12.b). Fırar kenarına doğru, %80 veter uzunluğunda gerçekleşen akış ayrılması tam anlamıyla modellenememiştir. Modelleme açısından güçlü çıkacak herhangi bir olayın gözlemlenmediği alt yüzeyde, a kesitinde olduğu gibi, basınç katsayıları yüksek doğrulukla elde edilmiştir.



Şekil 12: (a) Kesit b basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

Kesit c ve d için basınç katsayısı dağılımının verildiği Şekil 13 ve 14 incelendiğinde, gövdenin üstünde hesaplanan basınç katsayılarının, deneysel sonuçlardan ciddi oranda saptığı görülmektedir. Bunun, kanopi üzerinde oluşan şok dalgasının yeterince çözümlenememesinin bir sonucu olduğu söylenebilir.

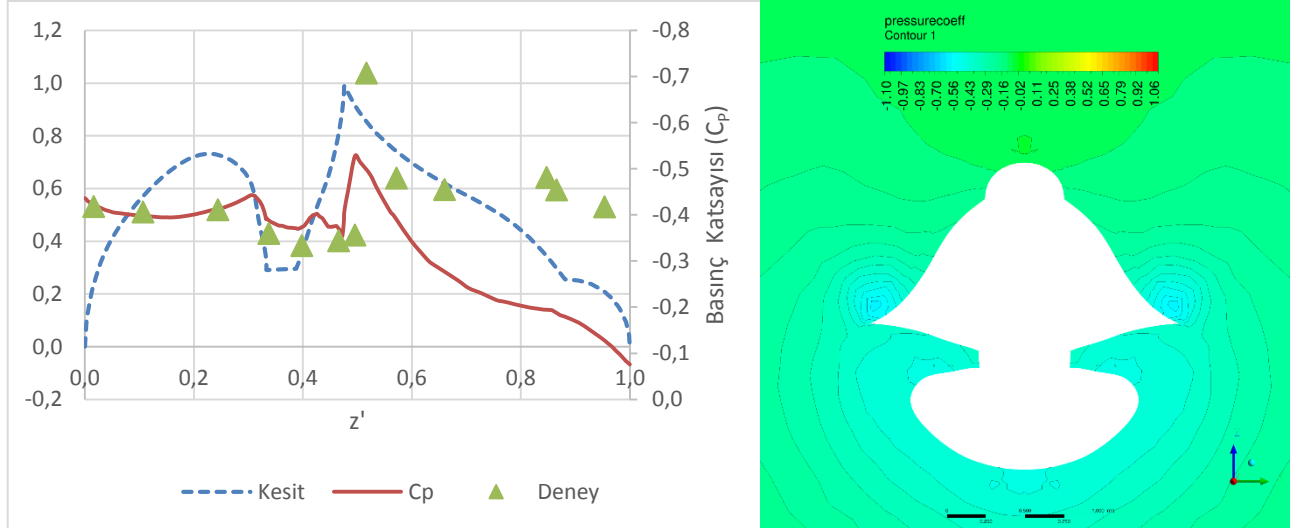


(a)

(b)

Şekil 13: (a) Kesit c basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

Aynı şekillerde hava alığı çevresindeki basınç katsayısı dağılımının ise deneysel sonuçlarla tutarlılık gösterdiği görülmektedir. Sınır tabaka ayırıcı (İng. *boundarylayerdiverter*) hizasındaki sapmalarda ise hava alığı için kullanılan duvar sınır koşulunun etkileri görülmektedir.

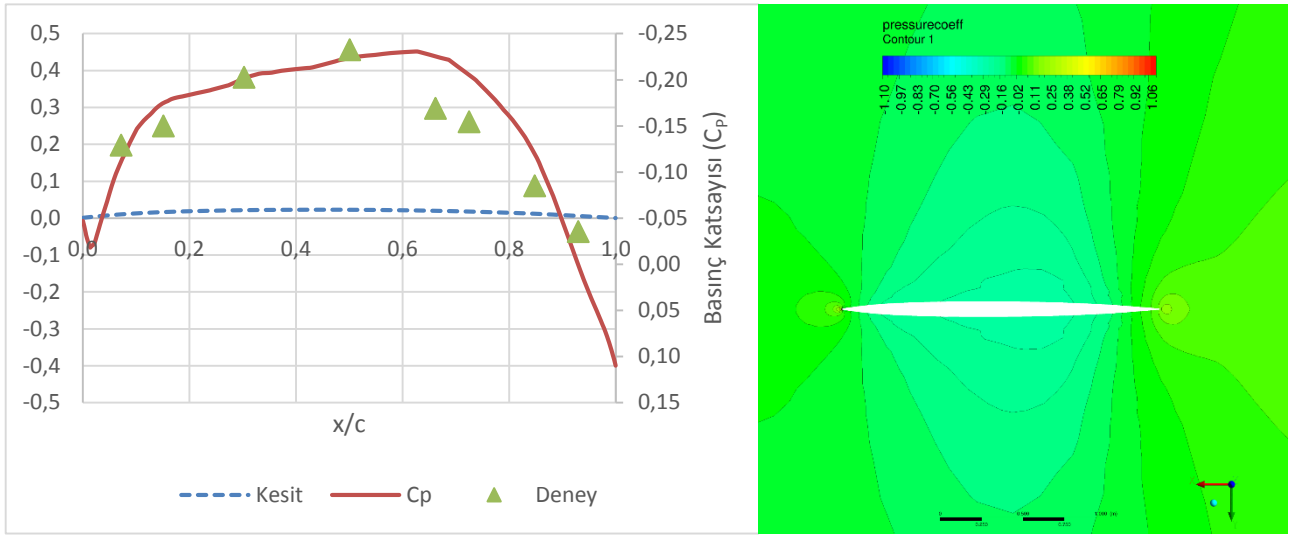


(a)

(b)

Şekil 14: (a) Kesit d basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

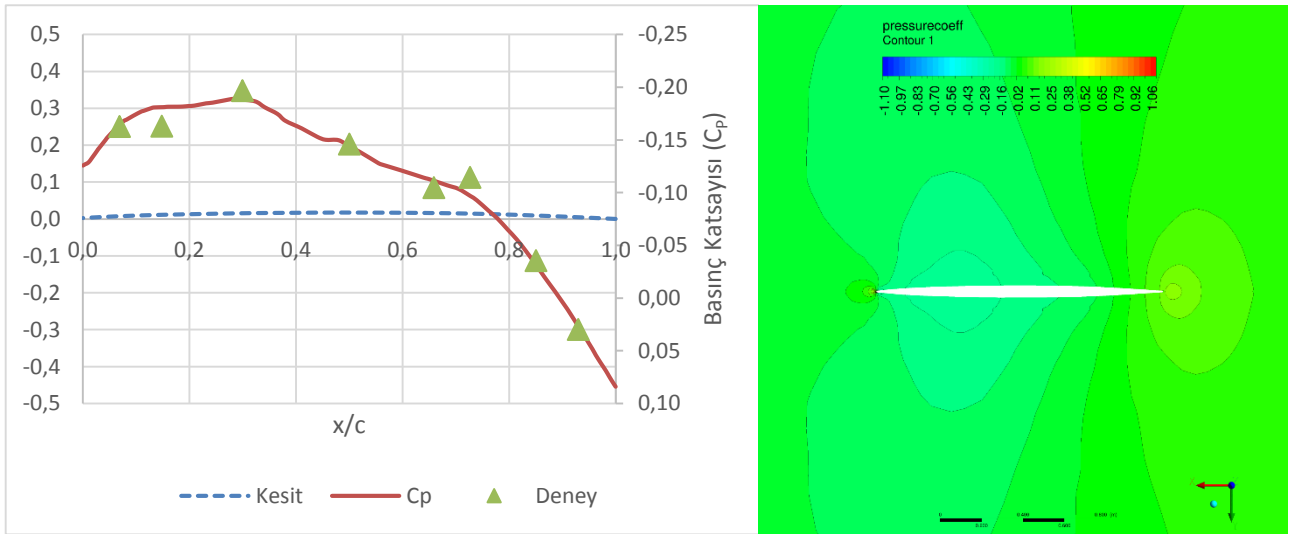
Şekil 15 ve 16'da, kesitler e ve f için basınç katsayısı dağılımı ve karşılaştırması incelenebilir. Elde edilen sonuçlar deneysel verilerle başarılı bir şekilde örtüşmektedir.



(a)

(b)

Şekil 15: (a) Kesit e basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

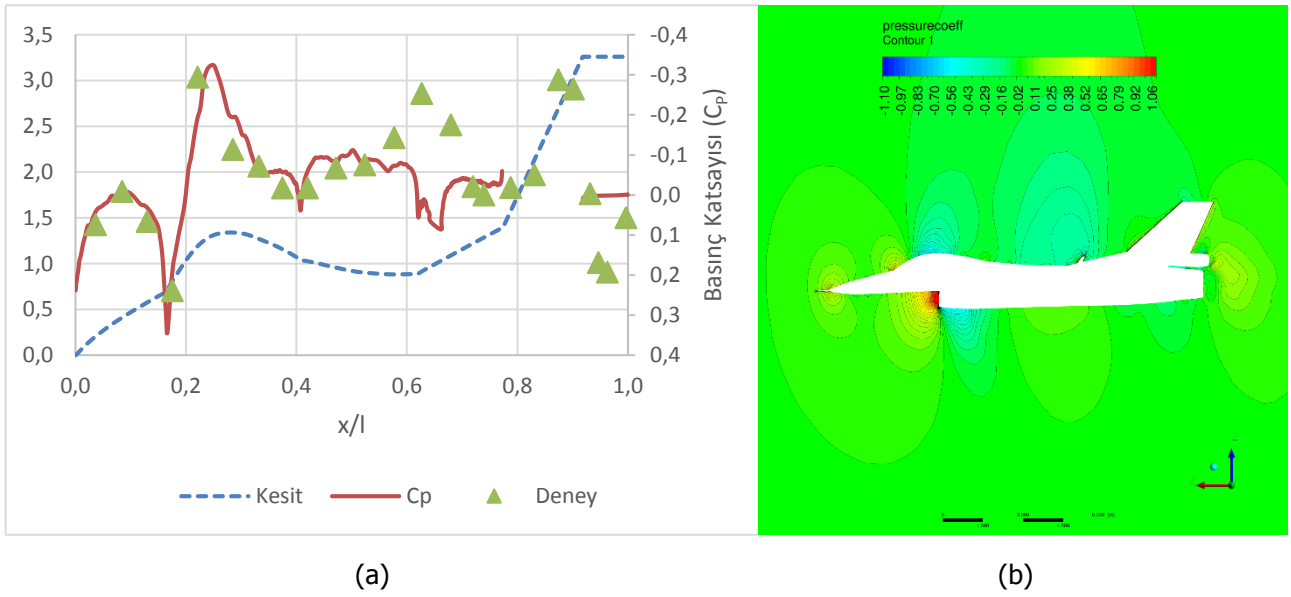


(a)

(b)

Şekil 16: (a) Kesit f basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

Kesit g için verilen basınç katsayısı dağılımı Şekil 17'de incelenebilir. Gövdenin büyük kısmı için tatmin edici sonuçlar elde edilmiştir. Gövdenin %70 uzunluğunda, kanatlar üzerinde oluşan şok dalgasının etkisi görülmektedir. Kuyruk kısmına doğru Flores ve Chaderjian' da (1988) bu kesitin detaylı olarak tanımlanmamış olmasından dolayı bir karşılaştırma yapmak güçtür.



Şekil 17: (a) Kesit g basınç katsayısı dağılımı ve deneyle [Flores ve Chaderjian, 1988] karşılaştırması, (b) Basınç katsayısı konturları ($M=0.9$, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$, $\alpha=6^\circ$).

F-16 Aerodinamik Karakteristiklerinin ve Katsayılarının Belirlenmesi

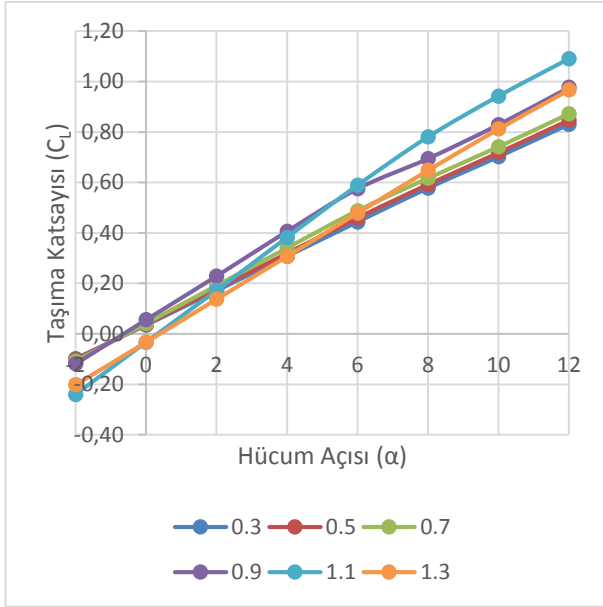
Aerodinamik karakteristiklerin belirlenmesi için 3 farklı irtifa, 6 farklı Mach sayısı ve 8 farklı hücum açısından oluşan, toplamda 144 farklı uçuş senaryosunu inceleyen bir çözüm matrisi oluşturulmuştur (Tablo 1). Çözümler 120 çekirdekli süper bilgisayarda, her bir koşul 100 dakika alınacak şekilde, yaklaşık 9 günde tamamlanmıştır.

Tablo 1 Aerodinamik katsayı taraması yapılan koşullar

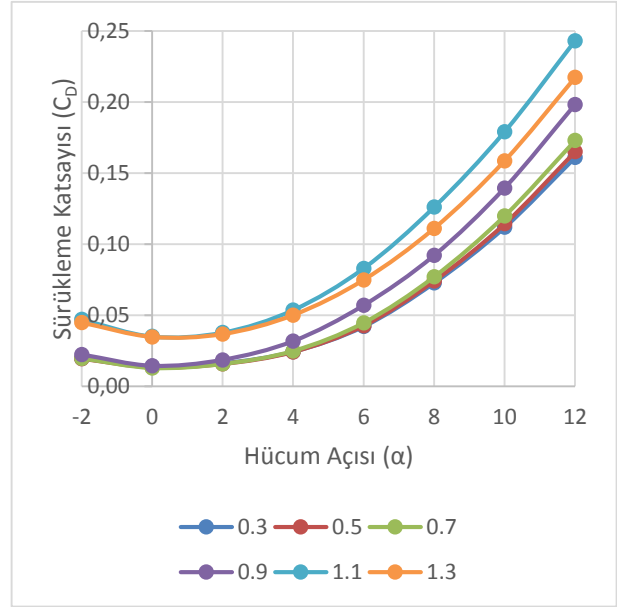
Mach Sayısı (M)	Hücum Açısı (α) ($^\circ$)	İrtifa (ft)
0.3	-2.0	0 (101325 Pa, 288.15 K), Re/m=6,4*10 ⁶
0.5	0.0	
0.7	2.0	30.000 (30093.3Pa, 228.7 K), Re/m=2,5*10 ⁶
0.9	4.0	
1.1	6.0	50.000 (11601.6Pa, 216.7 K) Re/m=1,1*10 ⁶
1.3	8.0	
	10.0	
	12.0	

Deniz Seviyesi Koşulları:

Deniz seviyesi koşullarında yapılan analizler sonucunda, F-16 uçağının sürüklenme katsayısı-hücum açısı (Şekil 18.a), taşıma katsayısı-hücum açısı (Şekil 18.b), moment katsayısı-hücum açısı (Şekil 19.a), sürüklenme katsayısı-Mach sayısı (Şekil 19.b), taşıma katsayısı-sürüklenme katsayısı (Şekil 20.a) gibi aerodinamik karakteristikleri grafiklerle incelenmiştir.



(a)

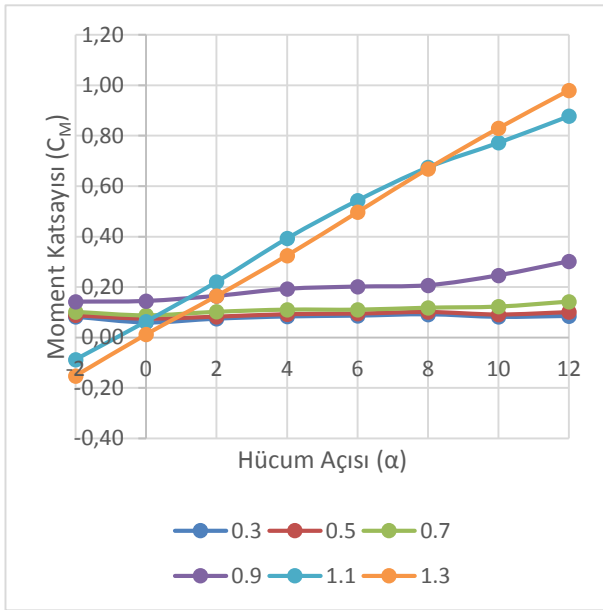


(b)

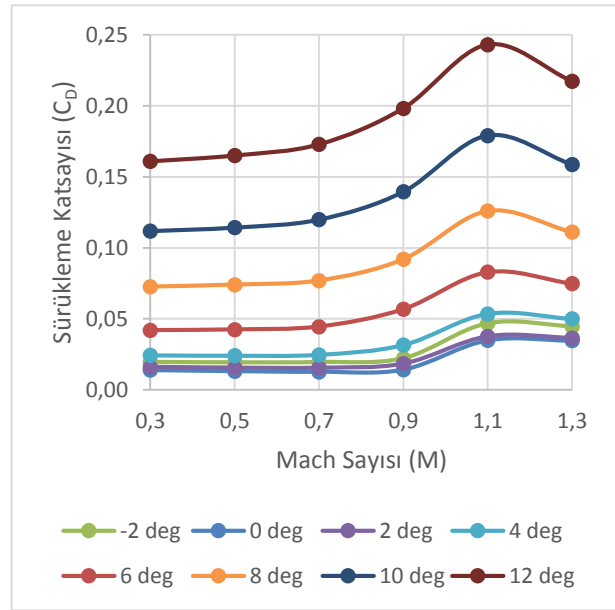
Şekil 18: (a) Farklı Mach sayıları için C_L - α değişimi, (b) Farklı Mach sayıları için C_D - α değişimi (Deniz seviyesi, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$).

Şekil 18.b'de, 1,1 ve 1,3 Mach hızlarında ses üstü uçuş koşullarının etkisiyle sürüklenme katsayısının ani artışı görülmektedir. Sürüklenme artışı Mach sayısı (İng. *drag rise Mach number*) olarak bilinen bu etki, Şekil 19.b'de daha net bir şekilde incelenmiştir. 0,9 Mach'tan sonra bütün koşullar için sürüklenme katsayısında ani bir artış gözlenmektedir.

Şekil 19.a incelendiğinde, ses üstü koşullar için aerodinamik merkez noktasının değiştiği gözlenmektedir. Bu nedenle, ses üstü koşullar için moment katsayısı hücum açısına bağlı olarak değişme göstermektedir. Aerodinamik merkez uçağın kararlılık ve kontrolü ile ilgili pek çok parametre için bir referans değerdir. Bu merkezin, ses bariyerinin aşılması ile ani şekilde değişmesi kontrol ve kararlılık açısından tehlikeli durumlara yol açabileceği için, bu konuya özen gösterilmelidir.



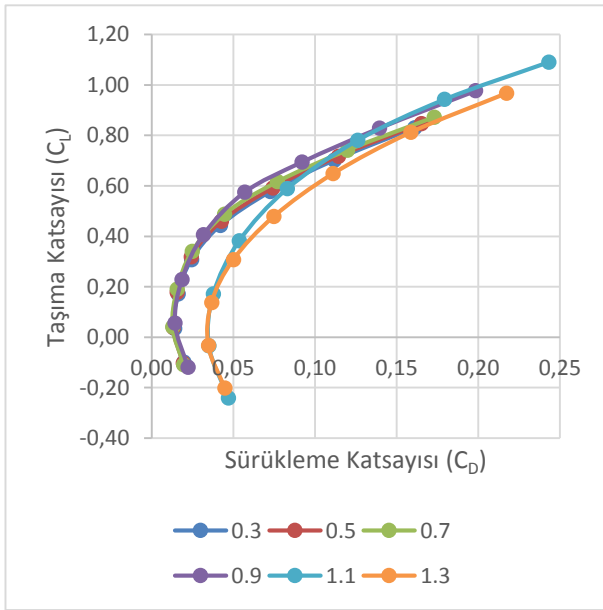
(a)



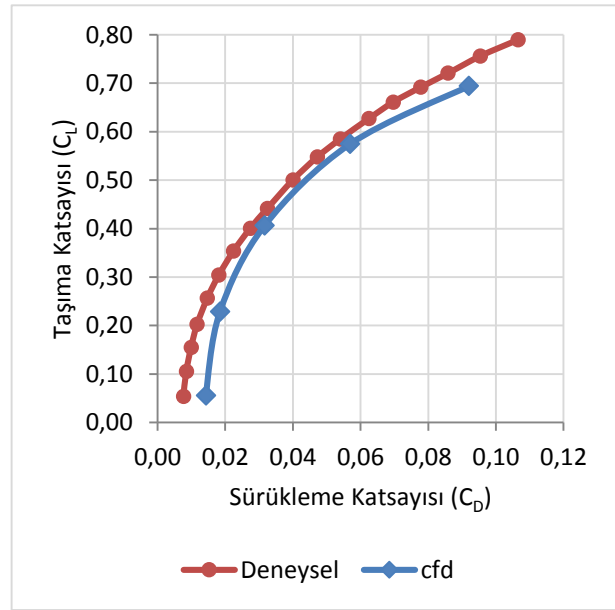
(b)

Şekil 19: (a) Farklı Mach sayıları için C_M - α değişimi, (b) Farklı hücum açıları için C_D -M değişimi (Deniz seviyesi, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$).

Sonuçlar, Bowes'da (1974) verilen deneysel verilerle 0,9 Mach için karşılaştırılmıştır (Şekil 20.b). Deneysel sonuçlarla tatmin edici bir örtüşme olduğu söylenebilir.



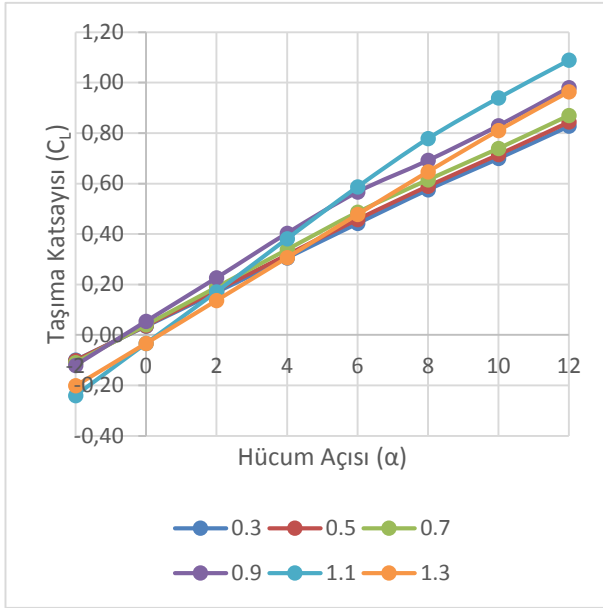
(a)



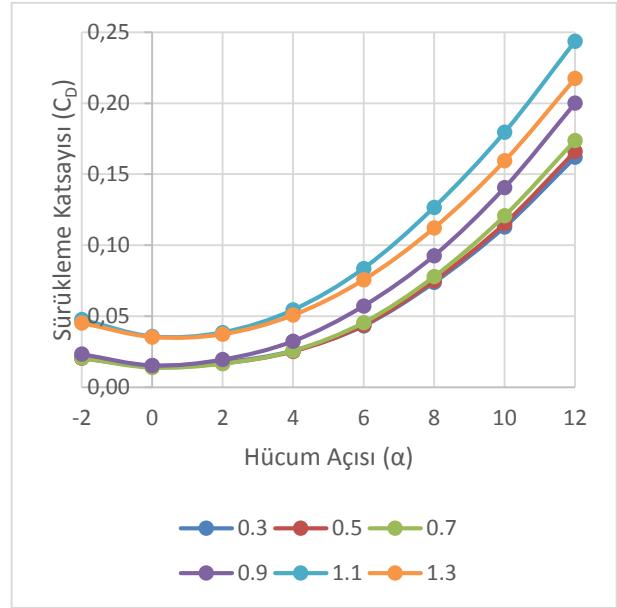
(b)

Şekil 20: (a) Farklı Mach sayıları için C_L - C_D değişimi (Deniz seviyesi, 0,9 Mach, $Re/m=6.4 \cdot 10^6$), (b) C_L - C_D değişiminin deneysel verilerle karşılaştırılması [Bowes, 1974]

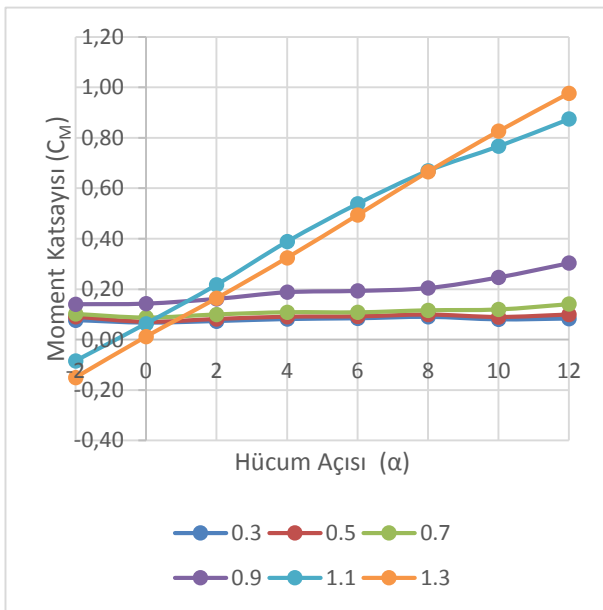
Deniz seviyesi koşulları için yapılan yorumlar, 30 000 ft ve 50 000 ft koşulları için de geçerlidir. Bu koşullarda alınan çözümler de sonuçların tutarlılığı açısından güven vermektedir.

30 000 ft Koşulları:

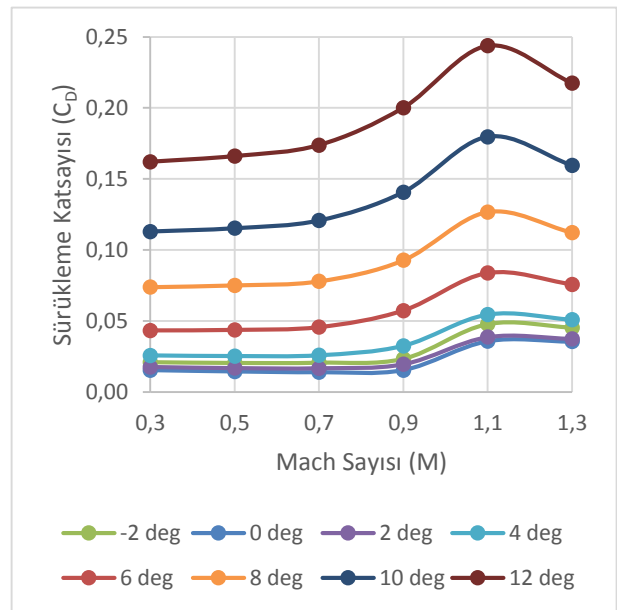
(a)



(b)

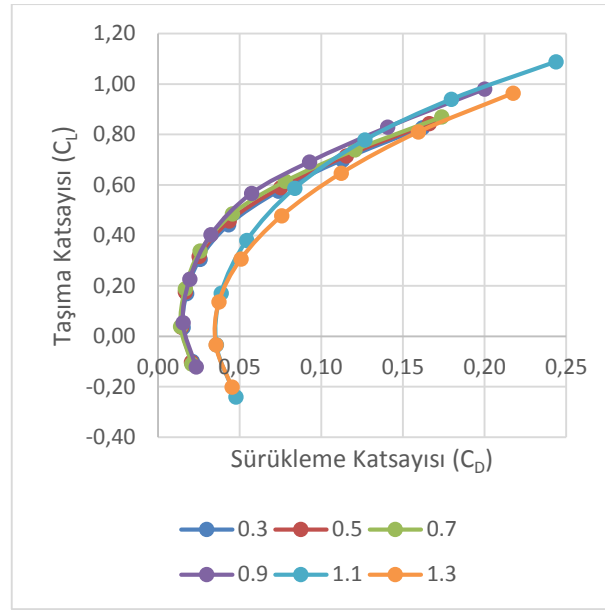
Şekil 21: (a) Farklı Mach sayıları için C_L - α değişimi, (b) Farklı Mach sayıları için C_D - α değişimi (30 000 ft, $Re/m=2.5 \cdot 10^6$)

(a)



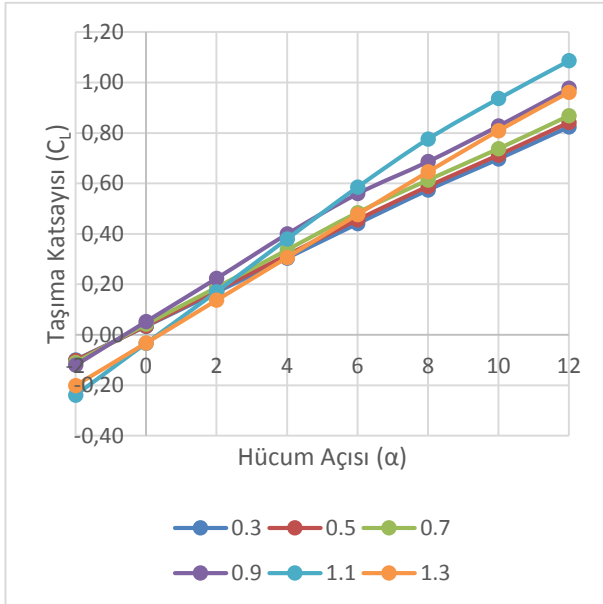
(b)

Şekil 22: (a) Farklı Mach sayıları için C_M - α değişimi, (b) Farklı hücum açıları için C_D - M değişimi (30 000 ft, $Re/m=2.5 \cdot 10^6$)

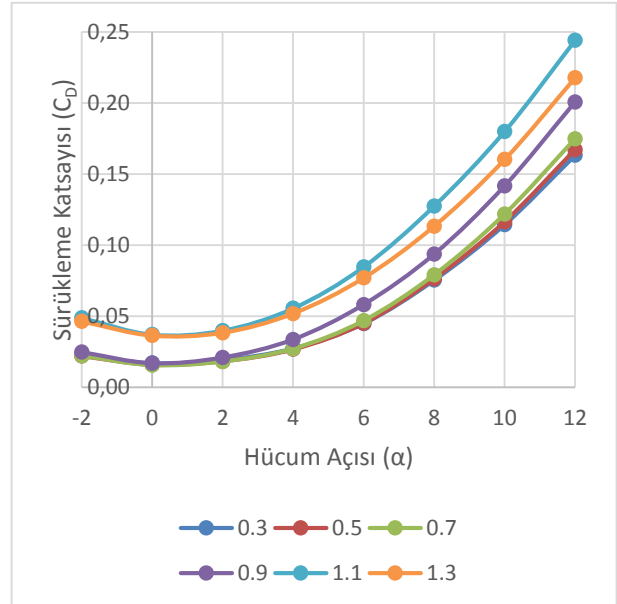


Şekil 23: Farklı Mach sayıları için C_L - C_D değişimi (30 000 ft, $Re/m=2.5 \cdot 10^6$)

50 000 ft Koşulları:

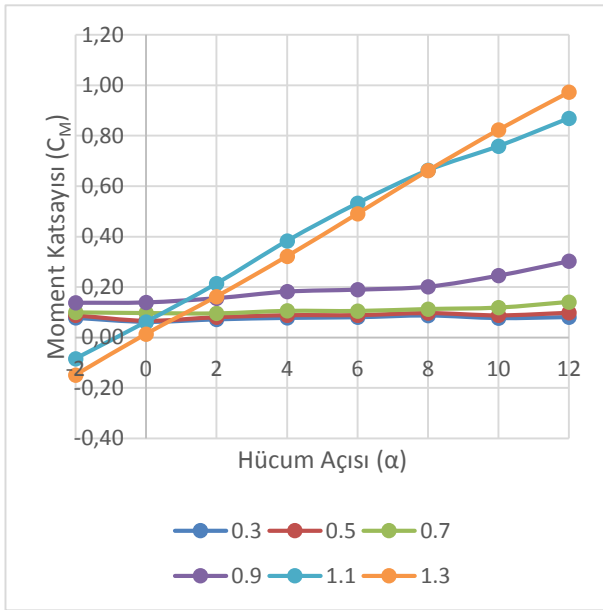


(a)

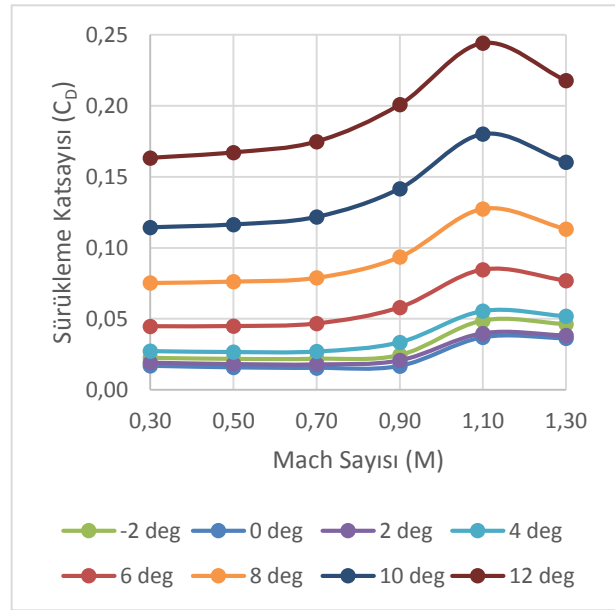


(b)

Şekil 24: (a) Farklı Mach sayıları için C_L - α değişimi, (b) Farklı Mach sayıları için C_D - α değişimi (50 000 ft, $Re/m=1.1 \cdot 10^6$)

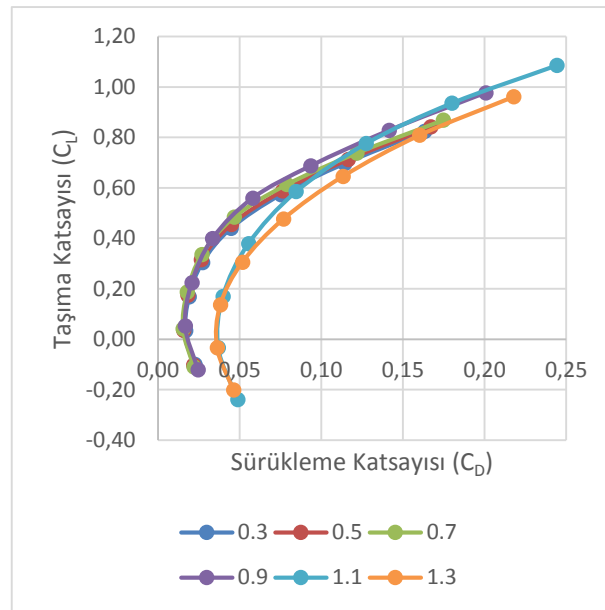


(a)



(b)

Şekil 25: (a) Farklı Mach sayıları için C_M - α değişimi, (b) Farklı hücum açıları için C_D -M değişimi (50 000 ft, $Re/m=1.1 \cdot 10^6$)



Şekil 26: Farklı Mach sayıları için C_L - C_D değişimi (50 000 ft, $Re/m=1.1 \cdot 10^6$)

SONUÇ

Bu çalışmada F-16 savaş uçağının HAD analizleri Ansys Fluent 16.2 programı kullanılarak yapılmıştır. Deniz seviyesinde, sıfır hücum açısında, 0,9 Mach sayısında sürüklenme ve taşıma katsayıları deneysel çalışmalar ile karşılaştırılmıştır [Bowes,1974]. Aynı koşullarda, uçağın muhtelif kesitlerinde alınan basınç katsayıları da deneysel çalışmalarla karşılaştırılmıştır [Flores ve Chaderjian, 1988]. Sonuçlar birbirleri ile tutarlılık göstermektedir. Sonuç olarak F-16 uçağının çeşitli irtifalarda seyir uçuşu için aerodinamik karakteristikleri elde edilmiş ve doğrulanmıştır. Bu da kullanılan yöntemlerin ileriki tasarımlarda temel alınarak kullanılabileceğini işaret etmektedir. Bir sonraki aşama motor hava alığı ve egzoz lülesi sınır şartlarının motor çalışma rejimi göz önüne alınarak çözülmesi olacaktır.

Teşekkürler

Bu çalışma, TÜBİTAK UZAY tarafından yürütülen TÜBİTAK A114A003 nolu proje kapsamında desteklenmiştir. Bildiri özetinin hazırlanmasındaki katkılarından dolayı Sayın Arzu KARADAŞLI'ya teşekkürlerimizi sunarız.

Kaynaklar

- Akgün, O., Gölcük, A.İ., Kurtuluş, D.F., Kaynak, Ü., 2016. *Drag Analysis of a Supersonic Fighter Aircraft*, 9th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD9).
- Bowes, G.M., 1974. *Aircraft Lift and Drag Prediction and Measurement*. AGARD-LS-67, s.4-1 – 4-44
- Ferguson, S., 2013. *Nature's Answer to Meshing*, <http://www.cd-adapco.com/blog/stephen-ferguson/nature%E2%80%99s-answer-meshing> (Erişim: 28 Mart 2016)
- Flores, J. Ve Chaderjian, N.M., 1988. *The Numerical Simulation of Transonic Separated Flow About the Complete F-16A*. AIAA 6th Applied Aerodynamics Conference.
- Flores, J., Resnick, S. G., Holst, T.L., and Gundy, K. L., "Transonic Navier-Stokes Solutions for a Fighter-like Configuration," AIAA Paper 87-0032.
- Gur, O., Mason, W.H. ve Schetz, J.A., 2010. *Full-Configuration Drag Estimation*. Journal of Aircraft Cilt.47, Sayı.4.
- Holst, T.L., Flores, J., Kaynak, Ü., Chaderjian, N.M., 1989. *Navier-Stokes Computations About Complex Configurations Including a Complete F-16 Aircraft*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Chapter 21.
- Kaynak, Ü. and Flores, J., "Advances in the Computation of Transonic Separated Flows Over Finite Wings", Computers and Fluids Vol. 17, No. 2, pp. 313-332, 1989.
- Kurtuluş, D. F., 2002. *Aerodynamic Analysis of a Full Aircraft Configuration Using a Panel Method*. M.Sc Thesis, METU Aerospace Engineering Department.
- Kurtuluş, D. F., Alemdaroğlu, N., Özyörük, Y., 2002. *Tüm Bir Uçak Konfigürasyonunun Seyir, Kalkış ve İniş Durumlarındaki Aerodinamik Analizi*, 4. Kayseri Havacılık Sempozyumu, Kayseri. 13-15 Mayıs, s. 57-62.
- Menter, F.R., 1993. *Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows*. AIAA Paper 93-2906.
- Priyadarsini, C.I., Reddy, T.R. ve Sharma, M., 2013. *Flow Analysis over and F-16 Aircraft Using Computational Fluid Dynamics: A complete work*. International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering. Cilt.3, Sayı.5.
- Reue, G. L., Doberenz, M. E., ve Wilkins, D. D. 1976. *Component Aerodynamic Load from 1/9-Scale F-16A Loads Model*. General Dynamics Report 16PR316..
- Symscape Inc., 2013. *Polyhedral, Tetrahedral, and Hexahedral Mesh Comparison*. <http://www.symscape.com/polyhedral-tetrahedral-hexahedral-mesh-comparison> (Erişim: 28 Mart 2016)
- Yayla M., Ergin Ü., Mutlu T., Kurtuluş D.F., 2014. *Bir Muharip İnsansız Uçak Sistemi için Performans Gereksinimlerinin Belirlenmesi*. HİTEK-2014-024, III. Ulusal Havacılıkta İleri Teknolojiler Konferansı, HHO, İstanbul, 18-19 Haziran 2014.