

CASA CN 235 UÇAĞININ DIŞ AERODİNAMİK YÜKLERİNİN HESAPLANMASI

Zafer MERCAN

Hava Kuvvetleri Komutanlığı
Per.D.Bşk.lığı Bakanlıklar-ANKARA
zafer_mercan@yahoo.com

M.Adil YÜKSELEN

İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi
Uçak Mühendisliği Bölümü Maslak-İSTANBUL
yuksele@itu.edu.tr

ÖZET

Bu çalışmada, CASA CN 235 uçağı etrafında sesaltı hızlardaki sürtünmesiz ve sürtünmeli akışlar, sonlu hacimler yöntemi kullanan FLUENT® ticari yazılımı yardımıyla hesaplanmıştır. Çözüm havzası ve ağ yapılarının üretilmesi için GAMBİT ticari yazılımından yararlanılmıştır. Çözümler kanat üzerinde yapısal ağlarla, uçak üzerinde ise yapısal olmayan ağlar ile sürtünmesiz ve sürtünmeli olarak elde edilmiştir. Sürtünmeli çözümlerde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. Tüm akışlar için aerodinamik yükler hesaplanarak daha önce yapılan çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Sonuçlar ayrıntılı olarak tartışılmıştır.

Anahtar Kelimeler : CASA CN 235, HAD, Yapısal ve Yapısal Olmayan Ağ

ABSTRACT

In this study, inviscid and viscous subsonic flows around the CASA CN 235 aircraft are computed using FLUENT® commercial software that uses the finite volume method. GAMBİT commercial software is used for the computational domain and grids. Inviscid and viscous solutions are found for isolated wing with structured grids in addition for complete aircraft with unstructured grids. For viscous solutions, Spalart-Allmaras turbulence models are used. Aerodynamic loads are computed for all solutions and results are discussed in detail.

Key Words : CASA CN 235, CFD, Structured and Unstructured Grid.

1. GİRİŞ

Bir uçağın hava içerisindeki davranışını uçağa etkileyen dış kuvvetler belirler. Bunlar ağırlık, atalet kuvvetleri, itki kuvvetleri ve diğerleri kadar önemli olan dış aerodinamik yükler olarak belirtilebilir.

Aerodinamik yüklerin kalitesini en çok uçağın dış geometrisi etkiler. Bu bakımdan yeni bir uçağın tasarımına veya mevcut bir uçağın geliştirilmesine yönelik çalışmalar yapılırken ortaya çıkacak geometrinin aerodinamik yükleri nasıl etkilediğinin bilinmesi çok önemlidir. Havacılığın başlangıcından günümüze gelinceye kadar, dış aerodinamik yüklerin tespiti konusunda sayılamayacak miktarda çalışma gerçekleştirilmiş olup bu tip çalışmalar halen devam etmektedir.

Dış aerodinamik yükleri iki farklı yoldan elde etmek mümkündür. Bunlardan birisi rüzgar tünellerinde modeller üzerinde veya uçuş esnasında gerçek uçak

üzerinde gerçekleştirilen deneysel ölçmeler, diğeri ise teorik çalışmalardır.

Deneysel çalışmalar dinamik benzerlik şartlarını gerçekleştirmek kaydıyla oldukça kesin sonuçlar verebilir. Ancak pahalı ve çok zaman alıcıdır. Teorik çalışmalar ise bir miktar yaklaşımlar içermesi nedeniyle her ne kadar deneysel çalışmalar kadar emin sonuçlar vermese de daha düşük maliyet ve zaman tasarrufu nedeniyle deneysel çalışmaların sayısını azaltma yönünde iyi bir destek olarak düşünülür.

Teorik çalışmalar arasında son kırk yılda giderek gelişen Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri ön plana çıkmıştır. HAD yöntemleri karmaşık yapılar etrafındaki akış alanları hakkında çok daha düşük maliyet ve iş gücü ile kullanılarak ön bilgi edinmek ve deneysel çalışmalarını en aza indirmek için etkin bir şekilde kullanılabilirler.

Bu çalışmada HAD yöntemlerinden, sonlu hacimler tekniği kullanan FLUENT® ticari yazılımı ile CASA CN 235 uçağı için yalın kanat ve tüm uçak üzerindeki aerodinamik yükler hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar daha önceleri Karaağaç [1], Uygun [2], Bahar [3] ve Kurtuluş [4] tarafından yapılan çalışmalardan elde edilen sayısal sonuçlar ile karşılaştırılmıştır.

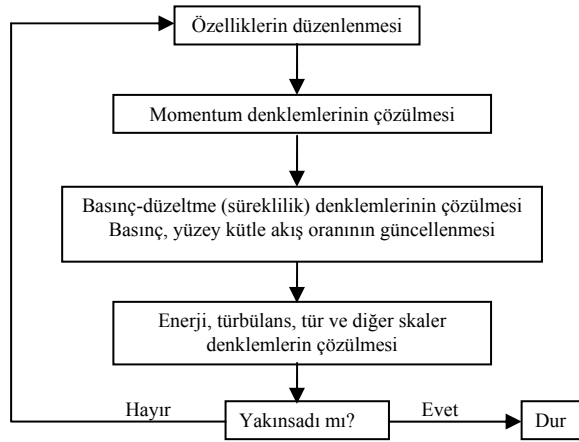
2. SAYISAL YÖNTEM

Çalışma boyunca dış akış çözümleri için FLUENT® akış çözücü programı, geometrilerin ve ağ yapısının oluşturulması için de GAMBIT paket programı kullanılmıştır [5,6].

FLUENT® yapısal ağ yapıları yanı sıra yapısal olmayan ağ yapılarını da destekleyerek karmaşık geometriler etrafında veya içinde akış ve ısı transferi problemlerini çözme kabiliyetine sahip bir programdır.

Temel olarak ayrı ve etkileşimli olmak üzere iki tip çözüm tekniği kullanılmaktadır. Çözüm teknikleri Tablo 1 ve 2' de sırasıyla gösterilmiştir.

Tablo 1. Ayrı çözüm tekniği iterasyon adımları



Tablo 2. Etkileşimli çözüm tekniği iterasyon adımları



FLUENT® yazılımı, akımı yöneten denklemleri sayısal olarak çözebilmek için cebirsel denklemlere çevirirken sonlu hacim esaslı bir teknik kullanılmaktadır. Bu teknik yönetici denklemlerin her kontrol hacmi etrafında integrasyonu esasına dayanmaktadır. Kontrol hacmi temeli üzerinde her büyüklüğün korunumunu içeren ayrı denklemler elde edilir. FLUENT®, birinci mertbe upwind, ikinci mertbe upwind, power-law ve QUICK upwind şemalarının kullanılmasına olanak tanır.

Yönetici denklemler her çözüm hücresindeki bağımlı değişkenler için bir lineer denklemler sistemi oluşturabilmek amacıyla lineerleştirilirler. Akım alanının çözümü için, oluşturulan bu lineer sistem çözülür. Lineerleştirme kapalı veya açık olabilmektedir.

Sürtümlü akışlar için FLUENT® programı Spalart-Allmaras, k-ε, k-ω, RSM ve LES türbülans modellerinden biriyle çözüm yapabilmek kabiliyetine sahiptir [5], [6].

GAMBIT ve FLUENT® programları bir çok ağ yapısının oluşturulmasına ve kullanılmasına izin vermektedir. Ancak bu çalışma boyunca iki temel ağ çeşidi olan yapısal ve yapısal olmayan ağlar kullanılmıştır.

3. CASA CN235 UÇAĞI İÇİN HESAPLAMALAR

CASA CN 235 uçağına ait dış aerodinamik yükler önce uçağın yalın kanadı üzerinde hesaplanmış, daha sonra tüm uçak üzerinde, motor, flap, iniş takımları vb gibi ilave geometriler olmamak üzere (yalın uçak hali) hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. FLUENT® yazılımı ile elde edilen sonuçlar, bazı teorik sonuçlarla ve literatürde yer alan başka sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Literatürde bulunan sonuçlarla karşılaştırma yapabilmek için serbest akım şartları olarak bu çalışmalardaki uçuş şartları (Tablo 3) referans alınmıştır. Uçağın sabit irtifada düzgün simetrik bir uçuş yapmakta olduğu varsayılmıştır.

Tablo 3. Serbest akım şartları

İrtifa	4572 m
M_∞	0.39
P_∞	57207 Pa
T_∞	258.462 K
ρ_∞	0.77111 kg/m ³

3.1 Yalın Kanat Hali

CASA CN 235 uçağına ait kanat üç trapezli bir üst görünümüne sahip olup kanat açıklığı boyunca tüm kesitlerde NACA 65₃218 kamburluklu profili kullanılmıştır.

Yalın kanat halinde motor, flap vb gibi ilave geometriler göz önüne alınmadığı gibi kanat kökleri arasındaki gövde kısmı çıkartılarak bu arada kanadın kök kesitine benzer şekilde devam ettiği varsayılmıştır.

Yalın kanat etrafındaki akım probleminin gövde düşey simetri düzlemi etrafında simetrik olması nedeniyle hesaplamalarda kanadın sadece bir yarısı ele alınmıştır. Kanat geometrisi, hücum kenarından ileriye doğru 5 kök veter boyu ve firar kenarından geriye doğru da 6 kök veter boyu genişliğe sahip ve bir yarım daire ile kareden oluşan çözüm havzası içerisine konulmuştur. Çözüm havzasının simetri düzleminde kanat açıklığı boyunca genişliği ise kanat açıklığının 2.5 katı kadardır. Çözüm havzası Şekil 1' de görülmektedir.

Ağ yapısı olarak yapısal ağ tercih edilmiş olup kanat yüzeyi üzerinde 8 800 adet dörtgenel ağ hücresi ve çözüm havzası içerisinde de 566 400 adet altıyüzlü hacim hücresi kullanılmıştır. Kanat ve simetri eksenindeki ağ yapısı Şekil 2' de görülmektedir. Çözüm havzası üzerinde kanadın simetrik olduğu bölümde simetri sınır şartı, diğer yüzeylerde ise uzak basınç alanı sınır şartları kullanılmıştır.

Yalın kanat etrafındaki akım bir defa sürtünmesiz bir defa da sürtünmeli halde çözülmüş; her iki durumda da akım sıkıştırılabilir kabul edilmiş ve hava ideal gaz olarak tanımlanmıştır. Sürtünmeli akış halinde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır.

3.2 Yalın Uçak Hali

Kanat üzerindeki çalışmaların ardından kanada oranla çok daha karmaşık bir yapıya sahip olan komple uçak üzerindeki çalışmalara geçilmiştir. CASA CN 235 uçağına ait temel bilgiler Tablo 4' te verilmiştir. Uçak geometrisi, IGES (Initial Graphics Exchange Specifications) formatlı yapıdan GAMBIT ticari yazılımına aktarılarak gerekli düzeltmeler yapılmak suretiyle elde edilmiştir. Elde edilen geometriden motorlar, flaplar ve tekerler çıkartılarak yalın uçak geometrisi elde edilmiş ve çözümler bu yapı temel alınarak gerçekleştirilmiştir. Kullanılan uçak geometrisi Şekil 3' de görüldüğü gibidir. Kanat çözümlerinde olduğu gibi uçak üzerindeki çalışmalarda da önce sürtünmesiz akım kabulü yapılmış daha sonra da sürtünme etkileri dahil edilerek çözümler üretilmiştir. Her iki durumda da sıkıştırılabilir akış kabulü yapılarak hava ideal gaz olarak tanımlanmıştır.

Tablo 4. CASA CN 235 uçağı

Tüm uzunluk	21.353 m
Kanat açıklığı	25.81 m
Kanat alanı	59.1 m ²
Kanat bağlantı açısı	3°
Kanat profili	NACA 65 ₃ 218
Yatay ve dikey kuyruk profili	NACA 64 ₁ 012

Yine problemin simetrik olması nedeniyle uçağın simetri düzlemine göre yarısı ele alınmıştır. Çözüm havzası uçağın önünden 4 uçak boyu ileriye doğru ve arkasından geriye doğru 4 uçak boyu genişliğe, açıklık doğrultusunda ise simetri düzleminde itibaren 2.5 kanat açıklığı kadar genişliğe sahip bir dikdörtgen prizması şeklinde olup çözüm havzasının yapısı Şekil 4' de görülmektedir. Ağ yapısı için, geometrinin karmaşıklığı gözönüne alınarak yapısal olmayan ağ tercih edilmiştir. Uçak üzerinde daha sık, uzak basınç alanında yani çözüm havzasının dış sınırlarında ise daha seyrek olacak şekilde bir ağ yapılandırmasına gidilmiştir. Uçak yüzeyi üzerinde 40 880 adet üçgenel ağ hücresi ile çözüm havzası içerisinde 1 626 669 adet dörtüzlü hacim hücresi kullanılmıştır. Uçak ile simetri yüzeyi üzerindeki ağ yapısı Şekil 5' de gösterilmiştir. Akış alanı sınır şartları olarak kanat probleminde olduğu gibi uçağın simetrik olduğu bölümde simetri sınır şartı, diğer tüm bölümlerde uzak basınç alanı sınır şartı kullanılmış tüm uçak yüzeyi duvar olarak tanımlanmıştır.

4. SONUÇLAR

4.1 Yalın Kanat Hali

Yalın kanat için 0, 3, 6 ve 9 derece olmak üzere 4 ayrı hücum açısında çözümler yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar, yalın kanatla ilgili deneysel herhangi bir veriye ulaşamadığı için aynı şartlarda iki boyutlu profil üzerinde yapılan çalışmalardan elde edilen verilerle karşılaştırma yoluna gidilmiştir.

0 derece hücum açısı için kanat kök profili üzerindeki basınç katsayısı dağılımı aynı şartlarda iki boyutlu profil üzerindeki basınç katsayısı dağılımı ile karşılaştırmalı olarak, sürtünmesiz akışlar için Şekil 6' da, sürtünmeli akışlar için de Şekil 7' de sunulmuştur.

0 derece hücum açısında kanadın simetri düzleminde (kanat orta noktasında) diğer bir deyişle yarım kanat üzerindeki çalışmalarda kanat kök profili üzerinde kanat ucu girdaplarından etkilenme en az seviyede olacağından buradaki basınç katsayısı dağılımının aynı şartlardaki iki boyutlu profil üzerindeki basınç katsayısı dağılımı ile uyum göstermesi beklenmektedir. Basınç katsayısı grafikleri

incelendiğinde beklenen bu durumun gerçekleştiği rahatlıkla görülebilmektedir.

Yalın kanat için kök profili üzerindeki basınç katsayısı dağılımı sürtünmesiz ve sürtünlü durum için birbiri ile karşılaştırılmalı olarak Şekil 8' de verilmiştir. Veter orta noktalarındaki basınç katsayılarının açıklık boyunca dağılımı da sürtünmesiz ve sürtünlü akışlar için Şekil 9' da sunulmuştur.

6 derece hücum açısında kanat üzerindeki eş-basınç eğrileri ve eş-Mach çizgileri sürtünmesiz akış için Şekil 10'da ve sürtünlü akış için Şekil 11' de sunulmuştur. Kanat kökünden açıklığın %70'i kadar uzaklıkta yer alan kesit etrafındaki eş-basınç eğrileri de sürtünmesiz akış için Şekil 12' de, sürtünlü akış için Şekil 13' de verilmiştir.

Yalın kanat için sürtünmesiz ve sürtünlü hallerde ve kesit profili için sürtünlü halde taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimleri karşılaştırılmalı olarak Şekil 14' de, yalın kanat ve kesit profili için sürüklenme katsayısının taşıma katsayısı ile değişimi ise Şekil 15' de görülmektedir. Beklendiği gibi yalın kanadın taşıma katsayıları kesit profilininkine kıyasla, özellikle sürtünlü halde daha fazla olmak üzere daha düşüktür. Yalın kanadın sürüklenmesi ise kesit profilininkine kıyasla daha fazladır.

4.2 Yalın Uçak Hali

Yalın uçak için 0, 3 ve 6 derece olmak üzere 3 ayrı hücum açısında çözümler yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar, ele alınan uçakla ilgili deneysel verilere ulaşamadığı için önce yalın kanat üzerinde yapılan çalışmalardan elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmış, daha sonra da aynı uçak için daha önce farklı yöntemlerle yapılmış çalışmalardan elde edilen sonuçlarla karşılaştırma yapılmıştır.

6 derece hücum açısında uçak üzerindeki basınç dağılımı ve eş Mach çizgileri sürtünmesiz akış için Şekil 16'da ve sürtünlü akış için Şekil 17' de sunulmuştur.

CN 235 uçağının yalın modeline ait taşıma katsayılarının hücum açısı ile değişimleri gerek sürtünmesiz, gerekse sürtünlü hal için Şekil 18' de görülmektedir. Bu şekil üzerine karşılaştırma için ayrıca yalın kanata ait eğriler de konulmuştur.

Şekil 18' de uçağa ait taşıma katsayılarının yalın kanata ait katsayılardan büyük olması ilk bakışta şaşırtıcı olmakla birlikte bu durum tamamen uçakla ilgili hesaplar yapılırken seçilen referans doğrultu ile yalın kanat için seçilen referans doğrultunun farklı olmasından kaynaklanmaktadır. Şöyle ki, yalın kanat için referans doğrultu kanat kesitinin veter doğrultusu iken uçak için referans doğrultu olarak gövde eksenini almıştır. Oysa CN 235 uçağında kanat gövdeye 3

derecelik bir konum açısı (incidence) ile yerleştirilmiştir.

Nitekim uçağa ait çalışmalardan elde edilen taşıma katsayıları, hücum açısından kesit konum açısı çıkartılarak yeniden çizilmiş ve Şekil 19' da yalın kanat sonuçlarıyla tekrar bir karşılaştırma yapılmıştır. Beklendiği gibi uçağa ait taşıma katsayılarının yalın kanada ait olanlardan bir miktar daha küçük olduğu görülmektedir.

Sürüklenme katsayısının taşıma katsayısı ile değişimi Şekil 20' de görülmektedir.

CN 235 uçağının taşıma katsayıları daha önce de Karaağaç [1] tarafından, ampirik yöntemle uçağa ait aerodinamik yükleri hesaplayan Advanced Aircraft Analysis programı kullanılarak, Bahar [2] tarafından CFD-FASTRAN programıyla, Kurtuluş [3] tarafından VSAERO programıyla ve Uygun [4] tarafından CFD-FASTRAN programıyla elde edilmiş olup, FLUENT® yazılımı ile elde edilen sonuçlar bu çalışmaların sonuçlarıyla sürtünmesiz akış şartları için Şekil 21' de, sürtünlü akış şartları için de Şekil 22' de karşılaştırılmıştır. FLUENT® ile elde edilen sonuçların, CFD-FASTRAN yazılımıyla elde edilen sonuçlarla benzer olduğu görülmektedir.

5. DEĞERLENDİRME

CN 235 uçağı üzerinde HAD yöntemi ile yapılan çalışmaların zaman açısından önemli bir bölümünü geometrilerin, çözüm havzalarının ve sayısal ağların oluşturulması almıştır. Elde edilen sonuçlar, genel olarak yapısal ağların yapısal olmayan ağlara kıyasla daha kısa hesaplama zamanında daha iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir. Ancak karmaşık geometriler halinde yapısal ağ oluşturmanın zorluğu gözardı edilmemelidir. Nitekim yalın uçak üzerindeki çalışmalarda geometrinin karmaşıklığı göz önüne alınarak yapısal olmayan ağ kullanılmıştır.

Çözümler sürtünmesiz ve sürtünlü olmak üzere yapılmıştır. Akımlarda sıkıştırılabilirlik kabulü yapılmıştır. Sürtünlü çözümlerin yanı sıra sürtünmesiz çözümlerde de tatmin edici sonuçlar alınmış olup kullanılan paket programın ele alınan dış akım problemine uygunluğu ve her iki akış şartındaki çözüm kabiliyeti gözlenmiştir.

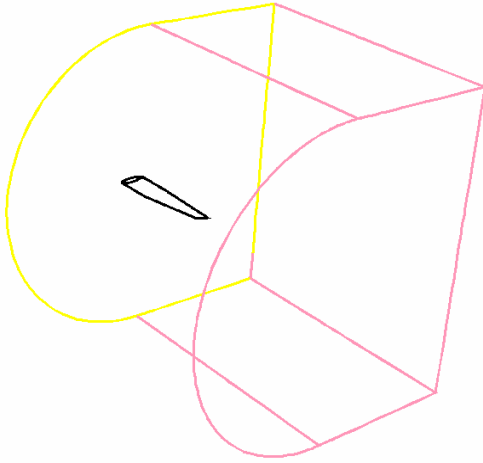
CN 235 yalın uçak modeli için 4572 m irtifa ve seyahat şartlarında 0, 3 ve 6 derece hücum açılarında 0.39 Mach sayısında çözümler yapılmış olup daha önce farklı yöntemlerle yapılan çalışmalardan elde edilen sonuçlar ile benzer eğilimlerde sonuçlar elde edilmiştir. Ancak daha kesin bir değerlendirme yapabilmek için hem taşıma hem de sürüklenme

kuvvetlerinin gerçek verilerle (uçuş test verileriyle) karşılaştırılmasına ihtiyaç vardır.

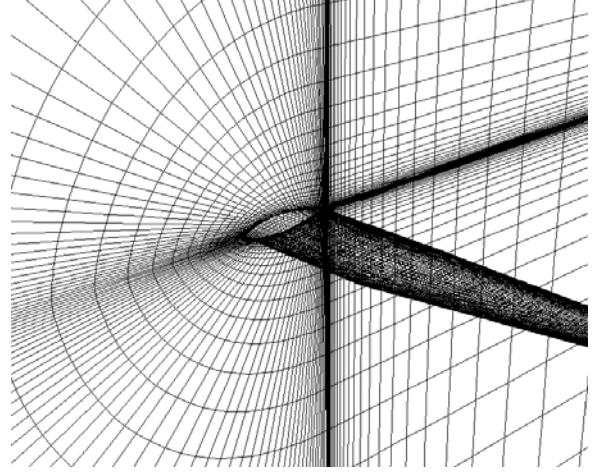
Hesaplamalar 1 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığında bulunan SGI Origin 2000 Silicon Graphics, 6 işlemci (2 GB RAM) kullanılarak yapılmıştır. Daha kuvvetli bilgisayarlar kullanılarak daha kaliteli ağ yapıları ile daha hassas analizler yapılabilecektir.

6. KAYNAKLAR

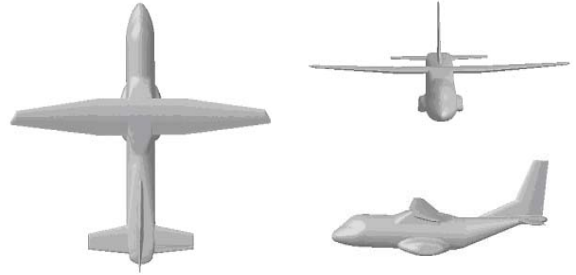
- [1] Karaağaç, C., “The aerodynamics, flight mechanics and performance predictions for a medium range cargo aircraft ”, M.S. Thesis, METU, 1998.
- [2] Uygun, M., “A computational study of subsonic flows over a medium range cargo aircraft”, M.S. Thesis, METU, 2000
- [3] Bahar, C., “Euler solutions for a medium range cargo aircraft”, M.S. Thesis, METU, 2001
- [4] Kurtuluş, D.F., “Aerodynamic Analysis of a Medium Range Cargo Aircraft Using a Panel Method”, M.S. Thesis, METU, 2002
- [5] FLUENT® 5 User’s Guide Volume 2 1998
- [6] FLUENT® 5 User’s Guide Volume 3 1998



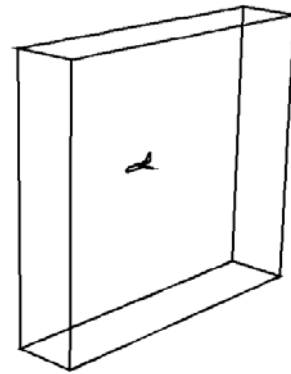
Şekil 1. Yalın kanat için çözüm havzası yapısı



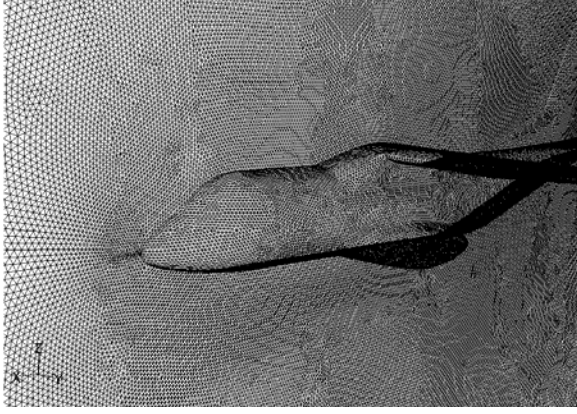
Şekil 2. Yalın kanat ve simetri yüzeyi üzerindeki ağ yapısı



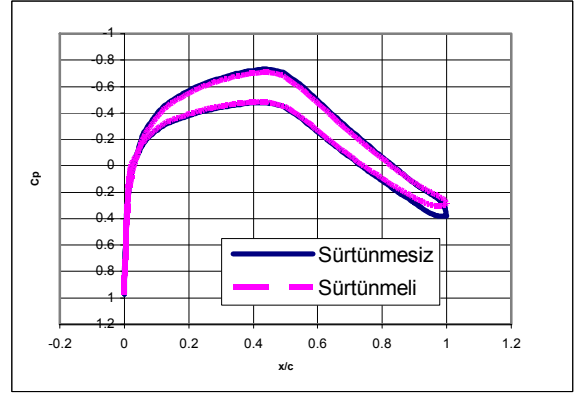
Şekil 3. Kullanılan uçak geometrisi



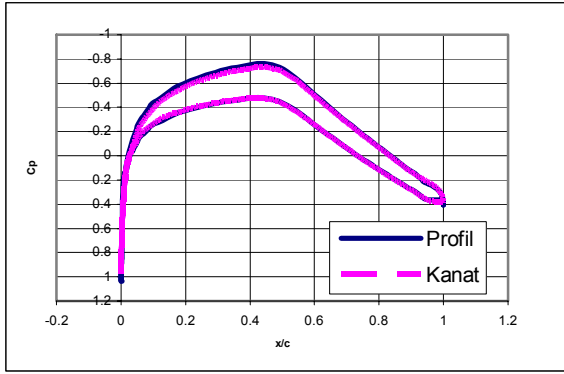
Şekil 4. Uçak için çözüm havzası yapısı



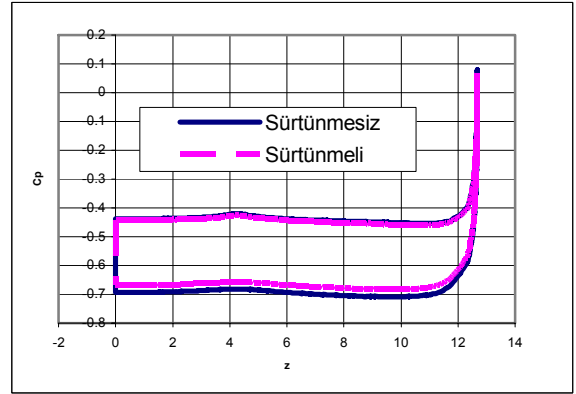
Şekil 5. Uçak ve simetri yüzeyi üzerindeki ağ yapısı



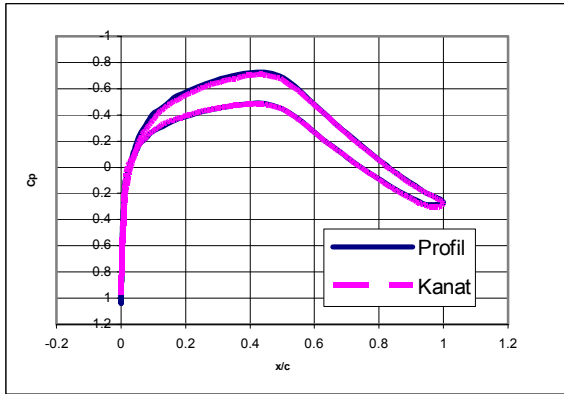
Şekil 8. Yalın kanat kök kesiti üzerinde sürtünmesiz ve sürtümlü akım hallerindeki basınç dağılımlarının karşılaştırması ($\alpha = 0^\circ$)



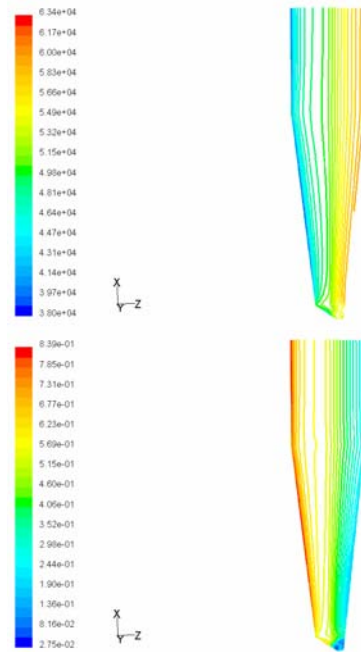
Şekil 6. Sürtünmesiz halde yalın kanat kök kesiti üzerindeki basınç dağılımının iki boyutlu hal ile karşılaştırması ($\alpha = 0^\circ$)



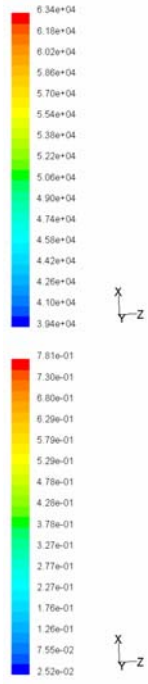
Şekil 9. Yalın kanat açıklığı boyunca veter orta noktalarındaki basınç katsayılarının dağılımı ($\alpha = 0^\circ$)



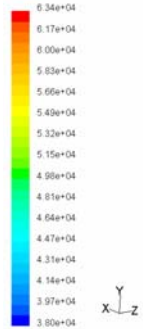
Şekil 7. Sürtümlü halde yalın kanat kök kesiti üzerindeki basınç dağılımının iki boyutlu hal ile karşılaştırması ($\alpha = 0^\circ$)



Şekil 10. Sürtünmesiz halde yalın kanat üzerindeki basınç dağılımı ve eş Mach çizgileri ($\alpha = 6^\circ$)



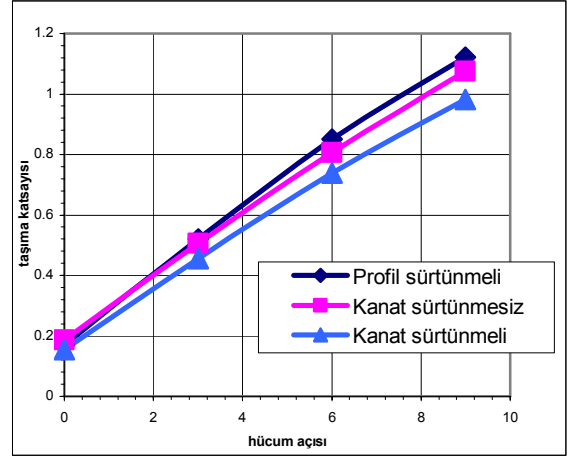
Şekil 11. Sürtülmeli halde yalın kanat üzerindeki basınç dağılımı ve eş Mach çizgileri ($\alpha = 6^\circ$)



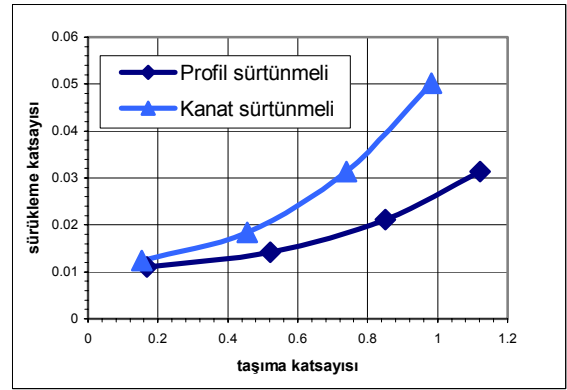
Şekil 12. Sürtünmesiz halde kanat açıklığının %70 indeki kesit etrafında basınç dağılımı ($\alpha = 6^\circ$)



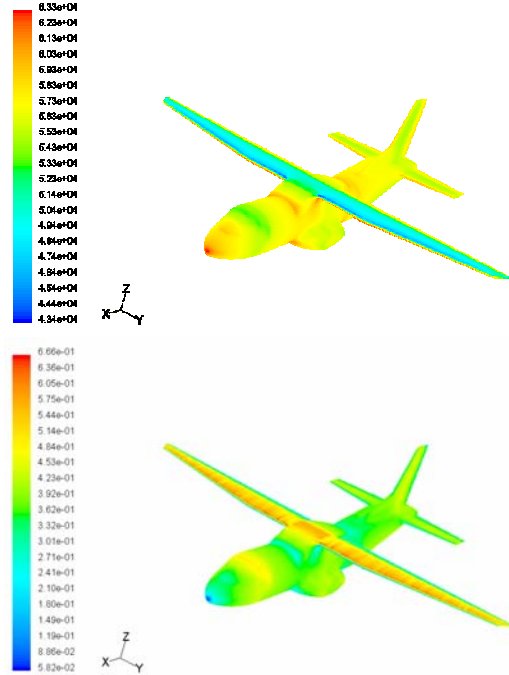
Şekil 13. Sürtülmeli halde kanat açıklığının %70 indeki kesit etrafında basınç dağılımı ($\alpha = 6^\circ$)



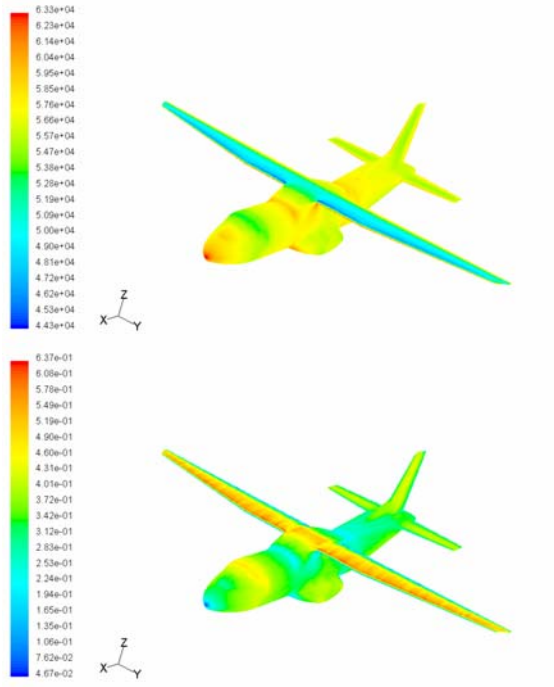
Şekil 14. Yalın kanat için taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi



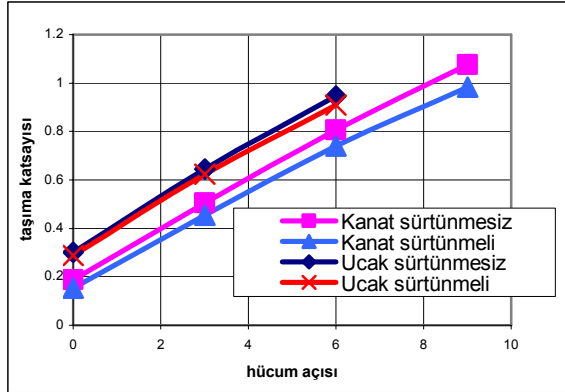
Şekil 15. Yalın kanat için poler



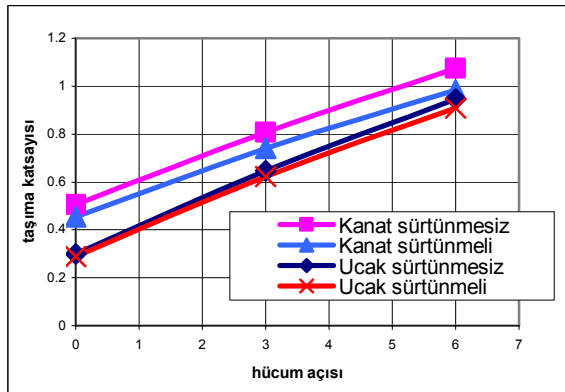
Şekil 16. Sürtünmesiz halde yalın uçak üzerindeki basınç dağılımı ve eş Mach çizgileri ($\alpha = 6^\circ$)



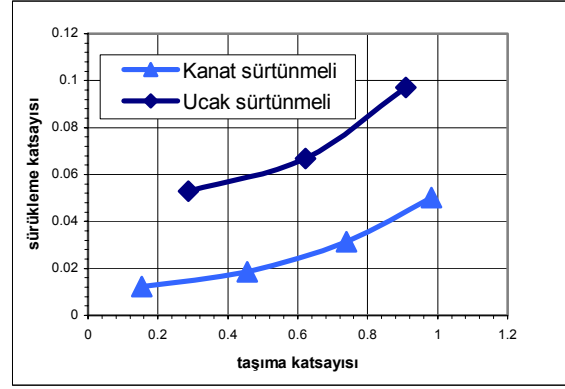
Şekil 17. Sürtünmeli halde yalın uçak üzerindeki basınç dağılımı ve eş Mach çizgileri ($\alpha = 6^\circ$)



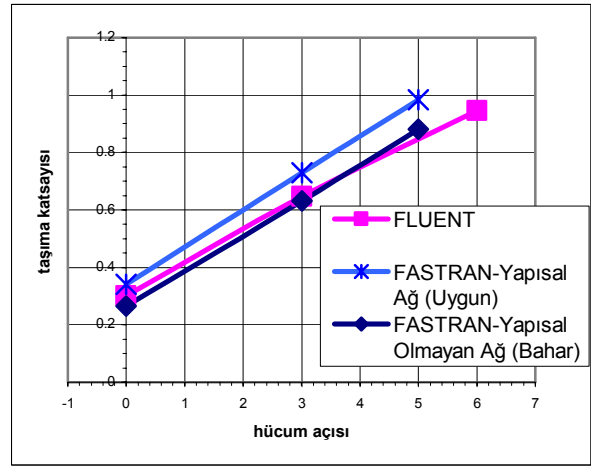
Şekil 18. Yalın uçak için taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi (Hücum açısı düzeltilmemiş)



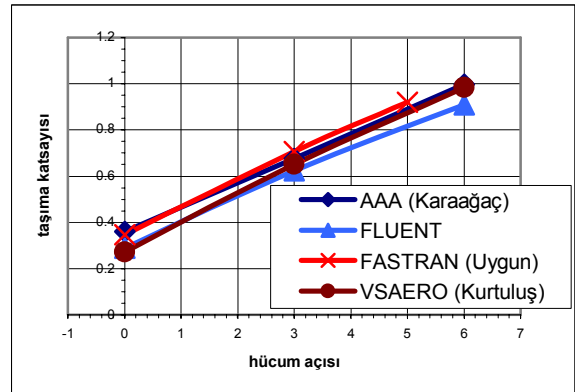
Şekil 19. Yalın uçak için taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi (Hücum açısı düzeltilmiş)



Şekil 20. Yalın uçak için poler



Şekil 21. Sürtünmesiz halde yalın uçak için taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 22. Sürtünmeli halde yalın uçak için taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi

ÖZGEÇMİŞLER

Hv.Per.Yzb. Zafer MERCAN

İstanbul'da 1974 yılında doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini İstanbul'da tamamladı. 1991 yılında Hava

MERCAN, YÜKSELEN

Harp Okulu'nda Uçak Mühendisliği Bölümü'nde lisans eğitimine başladı. 1995 yılında teğmen rütbesiyle 2 nci Ana Jet Üs Uçuş Eğitim Merkezi Komutanlığı'na atandı. 1996 yılında Hava Teknik Okullar Komutanlığı Gaziemir / İZMİR Kursiyer Subay olarak bulunduktan sonra Aralık 1996' da Hava Harp Okulu Komutanlığı Yeşilyurt / İSTANBUL Personel İşlem ve Seferberlik Kısım Amirliğine atandı. Ekim 2001 yılında yüksek lisans eğitimine hak kazanana kadar bu görevde bulundu. Bu tarihten itibaren Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünde Havacılık Mühendisliği Ana Bilim Dalında yüksek lisans eğitimine başlayarak 2003 yılında mezun oldu. Halen Hava Kuvvetleri Komutanlığı Personel Daire Başkanlığı Astsubay Şube Müdürlüğü'nde görev yapmaktadır.

Prof.Dr. M.Adil YÜKSELEN

1953 yılında Kayseri'de doğdu. İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nden 1974 yılında mezun oldu. Yüksek Lisans ve doktora eğitimlerini aynı bölümde tamamladı. Ayrıca ENSAE (Toulouse, Fransa) 'de Uçak alanında Master eğitimi aldı. 1988 yılında doçent 1998 yılında profesör oldu. Hava Harp Okulu'nda 1989-2001 yılları arasında lisans, 2001-2002 öğretim yılında yüksek lisans dersleri verdi. Halen İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümünde profesör olarak görev yapmaktadır.