

F-4 PHANTOM II UÇAĞININ ETRAFINDAKİ AKIŞIN HAD ANALİZİ KISIM 1: KANAT KÖK PROFİLİ NACA 0006

Mustafa Alper ÖZDEMİR

Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri
Enstitüsü Yeşilyurt – İstanbul
alper1109@yahoo.com

Seyhan ONBAŞIOĞLU

Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri
Enstitüsü Yeşilyurt – İstanbul
onbasioglu1@itu.edu.tr

ÖZET

Bu çalışmada F-4 Phantom II uçağında kanat kök profili olarak kullanılan NACA 0006 profili Spalart-Allmaras ve k-ε türbülans modelleri ile sırayla 0.4, 0.6 ve 0.8 Mach sayılarında; 0, 2, 4, 6 ve 8 derecelik hücum açılarında FLUENT® ticari yazılımı kullanılarak koşturulmuştur. Elde edilen sonuçların daha önce NACA tarafından rüzgar tünelleri kullanılarak elde edilen deneysel verilerle karşılaştırılması yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik dış yük, Spalart-Allmaras türbülans modeli, k-ε türbülans modeli, ağ tabakası, hesaplamalı akışkanlar dinamiği.

1. GİRİŞ

Her ne kadar geleneksel rüzgar tüneli deneyleri taşıma, sürüklenme, basınç gibi cisimlere etki eden büyüklüklerin incelenmesinde olanak sağlasa da, aerodinamik araştırmalar için kullanılan daha başka metotlar da mevcuttur. Bu metotlardan biri de Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğidir (HAD). Yüksek hızlı dijital bilgisayarların, bu bilgisayarlar üzerinde fiziksel problemlerin çözümü için geliştirilen ileri sayısal metotlar ile birleşimiyle aerodinamik çalışmalarında devrim niteliğinde bir çığır açılmıştır. Son yirmi otuz yıl boyunca, HAD şu anki çokça kullanılan ve tercih nedeni olan dizayn aracı olma konumuna gelmiştir .

HAD, aerodinamik problemlerin araştırılmasında geleneksel deneysel metotlarla karşılaştırıldığında birtakım belirgin avantajlar sunarlar. Öncelikle; rüzgar tünellerinin olmadığı, örneğin, atmosferi geçen araçların karşılaştığı akış alanı sıcaklıklarını veya yüksek Mach sayılarını eşzamanlı olarak simüle edebilecek akış rejimleri için akış alanlarının tahmin edilmesinde kullanılabilirler. Ayrıca; HAD çalışmaları Reynolds sayılarının değişimi için hemen hemen sınırsız bir aralıkta çalışmaya izin verirler, ki sayısal modellerde Reynolds sayısı kolayca değiştirilebilirken, rüzgar tünellerinin çalışma zarfları oldukça kısıtlıdır [1].

Bu çalışma daha sonraki inceleme konusu olan F-4 izole kanadının ve uçağın kendisinin çalışılmasına

adım teşkil etmesi ve basit olarak iki boyutlu bir şekil olan NACA 0006, F-4 kanat profili özelliklerinin karşılaştırma olanağının mevcut olması sebebiyle yapılmıştır. Programın yardım dosyalarında mevcut olan NACA 0012 profili örnek alınarak oluşturulan hesap alanı sınırları ve ağ yapısı yine programda anlatıldığı şekilde yazılım içinde koşturulmuştur. Bu çalışmada ayrıca iki ayrı türbülans modeli kullanılmış ve eldeki deneysel sonuçlarla karşılaştırılması yapılmıştır.

2. AERODİNAMİK YÜKLER

HAD'ın rolü. HAD'ın rolü geleneksel olarak manevra, ani rüzgar vb. sebepli gerçek yük olaylarında etki eden basınç yüklerinin temsilinde birim yük durumları için basınç dağılımlarının belirlenmesi şeklinde olmuştur [2]. Uçak yüklerinin bilinmesi tüm hız rejimleri, tüm hücum açıları yani tüm uçuş zarfında gereklidir. Askeri amaçlı uçuşlar için özellikle pozitif ve ters yönlü manevralarda stall önce ve sonrası yüklerin bilinmesi önemlidir.

Basınç dağılımlarının belirlenmesinde panel metotları ve rüzgar tüneli deneyleri ana araçlar olmuşlardır. Kanat üzerindeki ana aerodinamik yükler yunuslama momenti ve kayma kuvvetinin kanat açıklığı üzerindeki dağılımıdır. Ses altı hızlarda yükler lineer taşıma aralığındaki viskozitesiz panel metotları ile belirlenebilir. Sınır tabaka hesabının da eklenmesi yaklaşımı geliştirir ve akış ayrılmasına dikkat çeker ancak genel olarak

ayrılmış akış ile başa çıkamaz. İyi tasarlanmış bir uçak üzerinde ses hızı civarında dahi kuvvetli şok dalgaları oluşmaz ve bu sebeple tamamıyla potansiyel bir akış metodu panel metotlarının uygulanabilirliğini artırabilir. Kanat akışının karışıklığı pervane veya jet motorlarının varlığı ile artar. Rüzgar tüneli deneyleri hesaplama metotlarının kalibre edilmesinde ve artan oranlarda viskoz, ayrılmış ve karmaşık akıştaki yüklerin başarılı olarak ölçülmesinde kullanılır.

Düşük açıklık oranına sahip ve yakıt tankı veya yakıt tankı için kanat üzerinde ayrılmış kısmı bulunan askeri uçaklar üzerindeki akış özellikleri kanat ve yakıt tankı üzerinde vortekse sahip yüksek üç boyutlu akışlardır. Bu sebeple ses hızı civarındaki ve ses üstü akışlarda şokların varlığı sebebiyle geçmişte panel metotları yerine Euler kodları ve küçük rahatsızlık (small perturbation) teorisine dayanan metotlar kullanılmıştır. Buna rağmen viskozitesiz Euler metodu viskoz – (viskoz olmayan) viskozitesiz etkilişimini örneğin şokun olduğu yerdeki sınır tabaka etkisini, hesaba katmaz.

Kontrol yüzeyleri ve flaplar üzerindeki aerodinamik yükler normal kuvvetler ve menteşe (hinge) momenti ile tanımlanır. 15 derecenin altındaki yer değiştirme durumunda dahi gerçekçi bir yük eldesi için kanat ve kontrol yüzeyi çevresindeki sınır tabaka merceğe altına alınmalıdır. Yüksek yer değişimlerinde akış emme bölgesinde ayrılır bu da hesaplama modelinde ayrıca bir düzeltme gerektirir. Yüklerin maksimum kontrol yüzeyi yer değiştirmesinde dahi bilinmesi ihtiyacı rüzgar tüneli testlerinin yapılarak bunların eldesine gidilmesi eğilimini doğurmuştur.

Ancak yapısal tasarımın girdisi olacak, dahış Mach sayılarında, çeşitli yunuslama açılarında ve maksimum kaldırma durumlarında, yükler için aerodinamik verilerin hesaplanması gerçekçi tahminlerde bulunulmasını gerektirir. Bu akış şartlarının çoğu yüksek derecede ayrılmış akışları içerir ki bunlar yalnızca Navier-Stokes çözücülerini kullanarak çözümlenebilir.

Rüzgar tüneli deneyleri masraflıdır ve bazıları hariç çoğu uçuş Reynolds sayılarını simüle edemez. Zamandan bağımsız Navier-Stokes çözücülerini yeterli bir olgunluk ve sağlamlık derecesine eriştikleri, kullanımları daha kolay olduğu ve Euler – sınır tabaka etkileşimli metotlardan daha sağlam oldukları için statik aerodinamik yüklerin veri setleri hesabında her geçen gün daha fazla olmak üzere akışın ayrılmadığı durumlarda dahi Navier-Stokes simülasyonları kullanılmaktadır.

Özet olarak, endüstride zamandan bağımsız Navier-Stokes çözücülerini standart bir araç olmuştur çünkü:

- Endüstriyel tasarım çerçevesinde yeterli olgunluk ve sağlamlık seviyesine ulaşmışlardır,
- Son 5 – 10 yıldır masrafları oldukça düşmüştür,
- Rüzgar tüneli testleri masraflı olup uçuş Reynolds sayısında değillerdir,
- Diğer HAD metotları (etkileşimli Euler – sınır tabaka ve panel metotları) fiziği doğru olarak çözümülemez.

3. FLUENT® PROGRAMINDAKİ FİZİKSEL MODELLERE GENEL BAKIŞ

FLUENT® programı geniş bir aralıktaki sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz, laminar ve türbülanslı akış problemleri için oldukça kapsamlı modelleme imkanları sunar. Zamandan bağımsız veya geçişlilik analizleri yapılabilir. Taşınım olgusu için etraflı matematiksel modeller kompleks geometrileri modelleme imkanı ile birlikte mevcuttur. Programın uygulamalarının örnekleri laminar Newtonyan olmayan yöntemlerde, türbomakinaları ve otomotiv mühendisliği parçalarında konjuge ısı transferinde, pulverize edilmiş kömürlerin yanmasında, dış aerodinamik metotlarda, kompresör içi akışlarında, pompalarda, fanlarda ve çok fazlı akışlardaki kullanımlardır [3].

Sağlam ve gerçekçi türbülans modelleri FLUENT® programının hayati öneme sahip modelleridir. Bu modeller geniş ve kapsamlı uygulama alanlarına yönelik olup, kaldırma ve sıkıştırılabilirlik etkileri gibi bir takım önemli olguları da bünyelerinde barındırırlar. Duvar yakını akışları için özel ve ileri duvar fonksiyonlarının kullanımı ile doğruluk derecesine gösterilen hassasiyet artırılmıştır.

Süreklilik ve momentum denklemleri

Tüm akışlar için FLUENT® programı kütle ve momentum korunum denklemlerini çözer. Isı transferi yada sıkıştırılabilirliği içeren akışlar için ayrıca enerji denklemi çözülmektedir. Özellik (species– tür) karışımı yada reaksiyon içeren akışlar için özellik korunum denklemleri çözülmektedir. Ayrıca akış türbülanslı olduğu zaman ek taşınım denklemleri çözülmektedir.

Kütle korunum denklemi

Kütle korunumu yada süreklilik denklemi şu şekilde yazılabilir,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

bu denklem kütle korunum denkleminin esas formu olup sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz akışlar içinde

geçerlidir. Burada S_m kaynak terimi olup kullanıcı tanımlı yada ikinci fazdan (örneğin, sıvı damlacıklarının buharlaşması kaynaklı) yayılmış olarak sürekli faza eklenen kütedir.

Momentum korunum denklemi

Atıl (hızlanmayan) durumdaki referans çerçevedeki momentum korunumu şu şekilde tasvir edilir (Batchelor 1967),

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

burada p statik basınç, $\vec{\tau}$ aşağıda tarif edilen gerilme tensörü ve $\rho \vec{g}$ ve \vec{F} sırayla yerçekimsel kütle kuvveti ve dış kütle kuvvetleri (örneğin, yayılmış fazla etkileşimden doğan). \vec{F} terimi ayrıca gözenekli ortam gibi modele bağlı yada kullanıcı tanımlı kaynakları içerir.

Gerilme tensörü $\vec{\tau}$ şu şekilde tanımlanabilir,

$$\vec{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3)$$

burada μ moleküler viskozite, I birim tensörü ve sağ taraftaki ikinci terim ise hacim dilatasyonu etkisidir.

4. TÜRBÜLANS MODELİ SEÇİMİ

Tek başına hiçbir türbülans modeli, bütün problemler için evrensel olarak üstün kabul edilmemiştir. Türbülans modeli seçimi, akışın kapsadığı fizik, belli bir sınıfa özgü kurulmuş uygulamalar, istenilen doğruluğun seviyesi, halihazırdaki hesaplama kaynakları ve simülasyon için eldeki zaman gibi birtakım faktörlere bağlıdır. Uygulama için en uygun model seçimi birtakım opsiyonların olanak ve kısıtlarının iyi anlaşılmasına bağlıdır.

Bu çalışmada kullanım için eldeki kaynaklar göz önüne alınarak Spalart-Allmaras ve $k - \epsilon$ türbülans modelleri seçilmiştir.

5. SPALART-ALLMARAS MODELİ

1994 yılında Spalart ve Allmaras aerodinamik uygulamalarda kullanılmak üzere türbülanslı viskozite (ν_t) için tek bir taşınım denkleminin çözüldüğü tek denklemlilik bir model geliştirdiler. Böyle bir model üzerinde daha önceki çalışmalar

Nee ve Kovasznay (1969) ve Baldwin ve Barth (1990) tarafından tanımlanmıştı [3].

Spalart-Allmaras modelinin gelişimi bağlamında önceki çalışmaların takdir edilmesi önemlidir, çünkü birbirini takip eden her çalışma türbülansın daha iyi anlaşılmasını sağlamış ve bir öncekinin olumsuzluğunu gidermiştir. Eğer; doğruluk modellerin gelişimi ve uygulanmasının seçiminde tek kriter olsaydı, seçim doğal olarak daha yüksek mertebedeki tanımlar ve çalışmalar yönünde olurdu. Ancak kullanım kolaylığı ve maliyet kriterleri daha basit modellerin gelişiminde önemli etkenler olmuşlardır. Bu yüzden her seviyedeki çalışma için, amaç en iyi olası modeli ortaya çıkarmaktır [4].

Tek denklemlilik modeller için tartışılabilir olmakla beraber en çok kabul gören, modelin eksiksiz olması şartı ν_t 'nin modellenmesidir. Spalart-Allmaras türbülans modeli oldukça basit tek denklemlilik bir model olup, kinematik eddy (türbülanslı) viskozitesi için modellenmiş taşınım denklemini çözer. Yerel kayma tabakasına bağlı olan bir uzunluk ölçeği hesabı gerektirmeyen yeni bir tek denklemlilik türbülans modelidir. Spalart ve Allmaras'ın 1994 yılında modeli geliştirirken amaçları matematiksel ve k 'ya bağlı tek denklemlilik modellerdeki eksikliği gidermek ve yine de iki denklemlilik modellerden hesaplama açısından daha basit bir model ortaya çıkarmaktır.

Model; örneğin profiller üzerindeki sınır tabaka ayrımını da kapsayan transonik akışlar gibi aerodinamik akışlar ve duvar sınırlı akışları içeren uzay uygulamaları için tasarlanmıştır ve ters basınç gradyanına maruz kalan sınır tabakalar için oldukça iyi sonuçlar vermiştir. Amaçlandığı gibi, model aerodinamik akış uygulamalarında gayet başarılı olmuştur. Aynı zamanda türbomakina uygulamalarında da popülerlik kazanmaktadır.

Orijinal formunda Spalart-Allmaras modeli düşük Reynolds sayılı etkin bir model olup, sınır tabakanın viskoz etkili bölgesinin uygun bir şekilde çözümünü gerektirir. Ancak FLUENT® programı ağ yapısı kalitesinin yeteri kadar iyi olmadığı durumlarda bu model için duvar fonksiyonlarını kullanır. Bu da, türbülanslı akış hesaplamalarının kritik bir rol oynamadığı kaba ağ yapısına sahip simülasyonlar için en iyi seçim olarak karşımıza çıkmasını sağlar. Ayrıca modeldeki taşınım değişkenlerin duvar yakınındaki gradyanları, $k-\epsilon$ ve $k-\omega$ modellerindeki taşınım değişkenlerin gradyanlarından daha küçüktür. Bu ise duvar kenarında tabakalı yapıda olmayan mesh kullanıldığında, modelin, sayısal hatalara karşı daha az hassas olmasını sağlar.

Ancak tekrar belirtmek gerekir ki, Spalart-Allmaras modeli henüz hala yeni sayılmaktadır ve kompleks

mühendislik akışlarının her türü için uygun olduğunu söylemek mümkün değildir.

küçük olması şartları göz önünde bulundurulmalıdır.

6. STANDART k- ϵ MODELİ

k- ϵ modeli; model taşınım denklemlerinin iki türbülans niceliği için (ki bu model için k ve ϵ olmaktadır) çözüldüğü iki denklemlerle modellenir.

k- ϵ modeli en çok kullanılan eksiksiz türbülans modelidir ve birçok ticari HAD kodunda mevcuttur. Tüm türbülans modellerinde olduğu gibi kavram ve ayrıntıları zamanla gelişim göstermiştir. Ancak; uygun olarak Jones ve Launder (1972) Standart k- ϵ modelini geliştirmiş kabul edilir, Launder ve Sharma (1974) ise model sabitleri için geliştirilmiş değerleri sağlamışlardır. Daha önceki belirgin katkılar ise Davidov (1961), Harlow ve Nakayama (1968), Hanjalic (1970) [3,4].

Türbülanslı hız ve uzunluk ölçeklerinin bağımsız olarak belirlenebilmesine izin veren iki ayrı taşınım denkleminin çözüldüğü iki denklemlerle modellenen türbülansın en basit tam modelleridir. Launder ve Spalding (1972) tarafından ortaya konulduktan beri kullanışlı olarak mühendislik akış hesaplamalarında çokça yararlanılan bir türbülans modeli olmuştur. Türbülanslı akışların geniş bir kısmında sağlamlık, ekonomiklik ve makul bir doğruluk sunması endüstriyel akış ve ısı transferi simülasyonlarındaki popülaritesini açıklamaktadır. Yarı deneysel bir modeldir ve model denklemlerinin elde edilmesi fenomenolojik faktörlere ve deneyciliğe bağlıdır.

k- ϵ modeli sabitlerinin değerleri genel kabul görmüş değerler olup, herhangi özel bir akış için sabitlerin değiştirilmesi doğruluğu artırabilir. Modelin bilinen bir eksikliği dairesel jet için yayılma oranını olduğundan fazla öngörmesidir. Bu problem $c_{1\epsilon}$ veya $c_{2\epsilon}$ değerlerinin değiştirilmesi ile giderilebilir. Ancak bu tür akışa bağlı ayarlamalar da belirli bir sınıra kadardır.

7. PROFİL ETRAFINDAKİ AKIŞ

F-4 uçağının kanat kök profili olan NACA 0006 profilinin koordinatları çizelge 1’de görülmektedir [5].

8. AĞ YAPISININ OLUŞTURULMASI

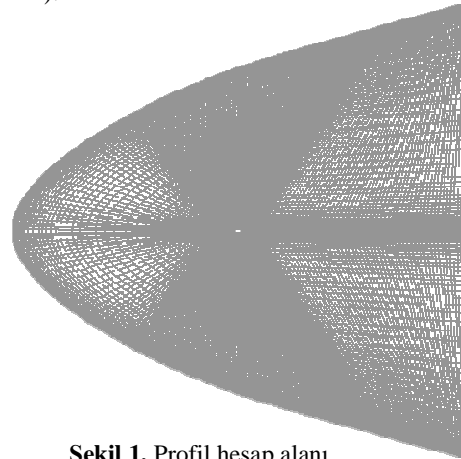
Profil çizildikten sonra, profili kapsayacak ve içinde çözümün yapılacağı alanın sınırları belirlenmelidir. Burada önemli nokta alanın dış sınırlarında çözümün her aşamasında çevre şartlarının sağlanmasıdır. Alanın yeteri kadar geniş ancak hesap maliyetini ayrıca artırmayacak kadar

Çizelge 1. NACA 0006 profilinin koordinatları

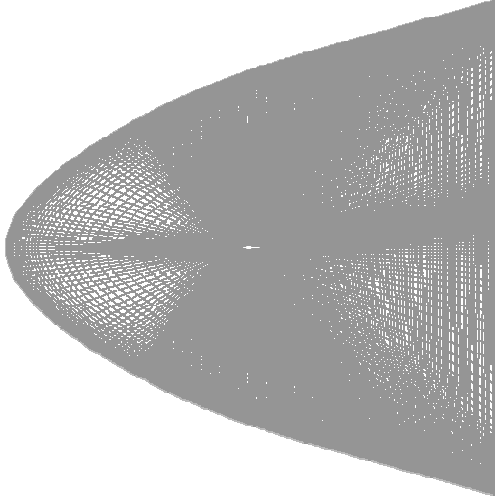
Üst yüz		Alt yüz	
İstasyon	Ordinat	İstasyon	Ordinat
0	0	0	0
1,25	0,95	1,25	-0,95
2,5	1,31	2,5	-1,31
5	1,78	5	-1,78
7,5	2,1	7,5	-2,1
10	2,34	10	-2,34
15	2,67	15	-2,67
20	2,87	20	-2,87
25	2,97	25	-2,97
30	3	30	-3
40	2,9	40	-2,9
50	2,65	50	-2,65
60	2,28	60	-2,28
70	1,83	70	-1,83
80	1,31	80	-1,31
90	0,72	90	-0,72
95	0,4	95	-0,4
100	0,06	100	-0,06

Hücum kenarı yuvarlatması: 0,4

Bu bağlamda bu çalışmada daha önceki çalışmalarda benzer Mach ve Reynolds sayılarında kullanılan sınır uzaklıkları esas alınarak hesap alanı oluşturuldu. Değerlendirme sonucunda seçilen alanın makul ve tutarlı olduğu görüldü. Daha önce anlatıldığı gibi y^+ değeri göz önüne alınarak tüm çizimlerde bu değer 30 – 60 aralığında tutulmaya çalışıldı. Bunun için sınır tabaka civarında ağ yapısı mümkün olduğu derecede sıklaştırıldı (şekil 1). Benzer şekilde iz bölgesinin önemli olduğu görüldü ve bazı hücum açıları için ($\alpha = 8$ derecede) bu bölgede ağ yapısında sıklaştırılmaya gidildi (şekil 2).



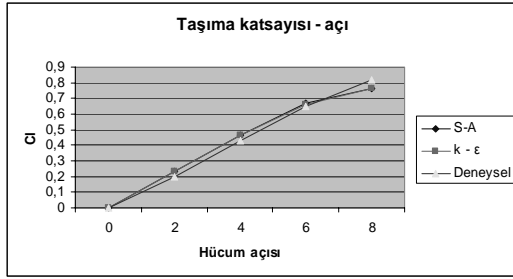
Şekil 1. Profil hesap alanı



Şekil 2. Profil modifiye hesap alanı

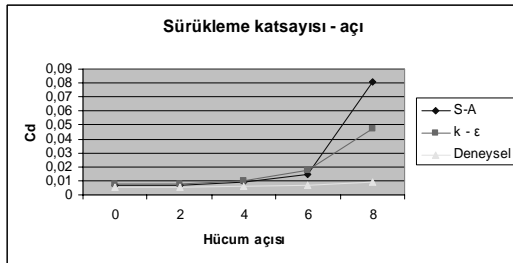
9. SONUÇLAR

0.4 Mach ve yaklaşık 9 milyon Reynolds sayısında 0, 2, 4, 6 ve 8 derecelik hücum açılarında ve Spalart-Allmaras ve k-ε türbülans modelleri için yapılan çalışmada taşıma katsayısı sonuçları şekil 3' teki gibidir. Deneysel sonuçlar için bkz. [5].



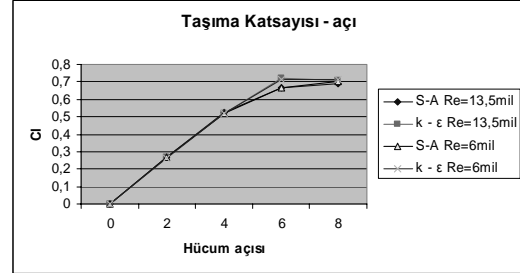
Şekil 3. 0.4 Mach için taşıma katsayısı-açı.

0.4 Mach ve yaklaşık 9 milyon Reynolds sayısında 0, 2, 4, 6 ve 8 derecelik hücum açılarında ve Spalart-Allmaras ve k-ε türbülans modelleri için yapılan çalışmada sürüklenme katsayısı sonuçları şekil 4' deki gibidir.



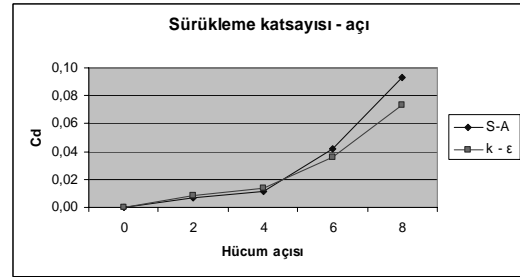
Şekil 4. 0.4 Mach için sürüklenme katsayısı-açı

0.6 Mach ve yaklaşık 13,5 ve 6 milyon Reynolds sayısında 0, 2, 4, 6 ve 8 derecelik hücum açılarında ve Spalart-Allmaras ve k-ε türbülans modelleri için yapılan çalışmada taşıma katsayısı sonuçları şekil 5' teki gibidir. Bu Mach sayısında deneysel sonuçlar olmadığı için burada türbülans modelleri birbirleri ile karşılaştırıldı.



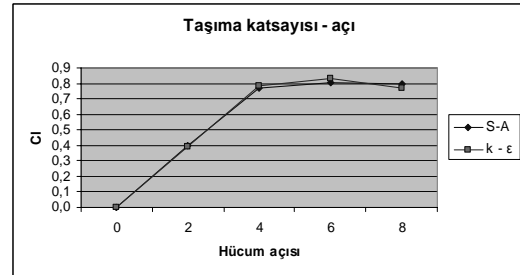
Şekil 5. 0.6 Mach için taşıma katsayısı-açı

Reynolds sayısı yaklaşık 6 milyon iken sürüklenmenin hücum açısı ile gelişimi şekil 6 da görüldüğü gibidir.

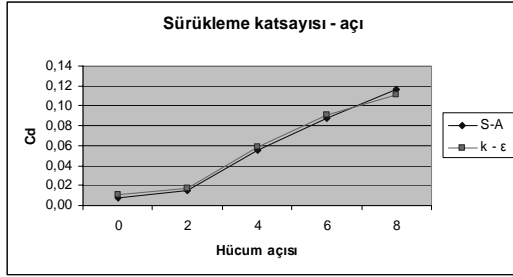


Şekil 6. 0.6 Mach için sürüklenme katsayısı-açı

0, 2, 4, 6 ve 8 derecelik hücum açılarında ve 0.8 Mach sayısında Reynolds sayısı 3 milyon civarında tutularak yapılan çalışma sonuçları şekil 7 ve 8' deki gibidir.



Şekil 7. 0.8 Mach için taşıma katsayısı-açı



Şekil 8. 0.8 Mach için sürüklenme katsayısı-açı

ÖZET

Bu araştırmada çeşitli Mach sayılarında ve Hücum açılarında NACA 0006 profili FLUENT® ticari programı ile koşturulmuş olup elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Deneysel verilerin mevcut olmadığı durumlar içinse türbülans modelleri birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Taşıma katsayıları oldukça örtüşmekte olup sürüklenme katsayıları için bir takım farklılıklar mevcuttur. Bunun ayrılmaya bağlı olduğu düşünülmektedir. Türbülans modelleri kaynak (işlemci zamanı ve hafıza) yönetimi dolayısıyla en basit hallerinde kullanıldığı için Spalart-Allmaras türbülans modeli öne çıkmıştır. İkinci adım olan kanat ve uçak analizinde bu sebeple Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmasına karar verilmiştir. Burada boyut farkının göz önüne alınmadığını vurgulamak gerekir. Süre ve/veya kaynak mevcudiyeti içinde ileriki çalışmalarda k-ε türbülans modelinin kendi içindeki seçeneklerin kullanılarak birbirleriyle karşılaştırılıp probleme bağlı optimum masraf – doğruluk analizi yapılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Gregory J. Schwabacher Captain. 2000. Computational Fluid Dynamics Testing For Drag Reduction of An Aircraft Laser Turret USAF.
- [2] Vos J.B, A.Rizzi, D. Darracq, E.H. Hirschel. 2002. Navier-Stokes Solvers in European Aircraft Design. Progress in Aerospace Sciences. Vol 38; pp. 601–697
- [3] Fluent Incorporated. 1998. FLUENT User's Guide
- [4] Pope SB. 2000. Turbulent Flows. Cambridge University Press
- [5] NACA mirror site. www.NACA.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html (2003)

ÖZGEÇMİŞLER

Mustafa Alper ÖZDEMİR

Uşak'ta 1978 yılında doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini Bursa'da tamamladı. 1996 yılında Hava Harp Okulu'nda Havacılık Mühendisliği Bölümünde lisans eğitimine başladı. 2000 yılında Teğmen rütbesi ile Hava Sınıf ve Teknik Okulları Komutanlığı'nda kursiyer subay olarak eğitim aldı. Ekim 2001'de Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünde Havacılık Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans öğrenimine başladı.

Seyhan ONBAŞIOĞLU

1964 Gaziantep doğumlu. 1987 İTÜ Makina Fakültesi mezunu. 1993'te aynı üniversiteden doktora derecesi aldı. 1998'de doçent oldu. University of Manchester, İngiltere; University of Colorado, A.B.D ve University of Illinois, A.B.D.'de Türbülansın Ölçümü ve Modellenmesi, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, Isı Transferinin İyileştirilmesi konularında araştırmalar yaptı. Halen, bu konuların yanı sıra, İki Fazlı Akışlar ve Mikrokanallarda Akış Mekanizmaları alanlarındaki çalışmalarını İTÜ Makina Fakültesi'nde öğretim üyesi olarak sürdürmektedir. 2001 yılından bu yana HUTEN'deki çalışmalarda da yer almaktadır.