

ASKI VE İLERİ UÇUŞTAKİ BİR HELİKOPTER GÖVDESİNİN AERODİNAMİK KATSAYILARININ FLUENT® KULLANILARAK HESAPLANMASI

Niyazi KOÇYİĞİT
12 nci Hv.Ulş.Ana Üs K.lığı
Erkilet-KAYSERİ
nikoc74@yahoo.com

M.Fevzi ÜNAL
İTÜ Makina Fakültesi
Maslak- İSTANBUL
munal@itu.edu.tr

ÖZET

Bu tez çalışmasında, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) paket programlarından FLUENT® kullanılarak, ilgili literatürde ROBIN (ROtor Body Interaction) olarak anılan jenerik bir helikopter gövdesinin askı ve ileri uçuşunda ana rotor akım alanı etkisi altındaki aerodinamik analizi gerçekleştirilmiştir.

Öncelikle FLUENT®'in sunduğu model ve ağ oluşturma programı (pre-processor) olan GAMBIT'te üç boyutlu gövde ve etrafındaki çözüm ağı hassas sonuçlar elde edilmesine olanak sağlayacak şekilde üretilmeye çalışılmıştır. Rotor akım alanının gövde üzerindeki etkisinin benzetiminin sağlanması amacıyla, bu çözüm ağı içine gömülü olarak, sürekli bir lineer momentum kaynak dağılımı içeren silindirik bir hacim oluşturulmuştur. Ağın oluşturulmasından sonra FLUENT® aracılığıyla sayısal analiz gerçekleştirilmiş ve bulunan sonuçlar yine aynı program aracılığıyla sayısal ve grafiksel olarak sunulmuştur.

Çalışmanın amacı, askı ve ileri uçuş hallerinde helikopter gövdesi etrafındaki akımın ve buna karşı gelen yüzey basınç dağılımının sayısal olarak incelenmesi olduğundan, hesaplamalar, helikopterin iki nominal ilerleme oranı ($\mu=0.01, 0.05$) ve üç nominal rotor diski yüklemesi ($C_T/\sigma =0.040, 0.064, 0.080$) için yapılmıştır. Sürtünmeli çözümler için, RNG k- ϵ türbülans modeli kullanılmıştır. Hesaplama ağının oluşturulması ve deneme mahiyetindeki hesaplamalar kişisel bilgisayarlarda yapılmış, ancak burada sunulan sonuçlar I.Hava İkmal Bakım Merkez Komutanlığı (ESKİŞEHİR) bünyesindeki iş istasyonları kullanılarak elde edilmiştir. Bulunan sonuçlar, doğruluklarının sınanması amacıyla daha önce yapılmış olan deneysel çalışmaların sonuçlarıyla ayrıntılı olarak karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Helikopter gövde aerodinamiği, ROBIN gövdesi, Aerodinamik karakteristikler, askı, ileri uçuş, FLUENT®.

1. GİRİŞ

Havacılıktaki değişim dikey uçuş merakını beraberinde getirmiştir. Şöyle tarihe baktığımızda dikey uçuş merakı uzun yıllara dayanmaktadır. Tarihsel bulgular milattan önceki yıllarda ilk olarak Çinlilerin bulduğunu, ucuna tüy takılı bir çubuğun dikine havalanabilen oyuncak olarak kullanıldığı göstermektedir. Leonardo Da Vinci'nin eserlerinde de dikey uçuş konusunda çalıştığı görülmektedir. Özellikle 18.YY sonlarında ve 19.YY da yaşanan gelişmelere paralel olarak dikey uçuş konusunda ilerlemeler kaydedilmiş ve bunlar ilk dikey uçuş denemeleri olarak tarihe geçmiştir. 20.YY, dikey uçuş konusundaki teknolojik gelişmeler ve çok büyük adımların atıldığı bir yüzyıl olmuştur. 20.YY başlarında ABD ve Fransa da yaşanan gelişmelere

daha sonra Almanya'da yapılan çalışmalar eklenmiştir. II.Dünya Savaşından sonra ise SSCB ve ABD iki eksenli çalışmaların dikey uçuş konusunda önemli aşamalar kaydedilmesini sağlamıştır. II.Dünya Savaşına kadar daha çok deneme yanılma yöntemiyle yapılan araştırmalarda teknolojik gelişmeler daha sistematik bir şekilde yürütülmüştür.

Teorik çalışmalar arasında son kırk yıl içerisinde giderek gelişen sayısal yöntemler, diğer bir deyişle Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi rüzgar tüneli veya uçuş deneylerinin eksiklerini gidermede kullanılan, bir uçuş aracının tasarımındaki her aşamaya önemli katkılarda bulunan, kendi başına duran yeni bir teknolojik gelişim olarak tanımlanabilir hale gelmiştir. Buna yol açan başlıca üç faktör şunlardır: (1) bilgisayarın kaynaklarındaki mevcut

artış, (2) sayısal metotların geliştirilmesindeki ilerleme ve (3) fiziksel modellemede ilerleme [6].

HAD yöntemleri, rüzgar tüneli ve uçuş testleri kadar emin sonuçlar vermese de karmaşık yapılar etrafındaki akış alanlarında çok daha düşük maliyet ve iş gücü ile kullanılarak ön bilgi edinmek ve deneysel çalışmaları en aza indirmek için etkin bir şekilde kullanılabilirler.

2. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ'NE GENEL BAKIŞ

Yapılan bir çok geleneksel rüzgar tüneli deneyleri taşınım, sürüklenme, basınç gibi karakteristiklerin gözlem, dizayn ve davranışının incelenmesinde faydalı bilgiler verse de, aerodinamik araştırmalar için kullanılan daha başka metotlar da mevcuttur. Bu metotlardan biri de HAD'dir.

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 [10].

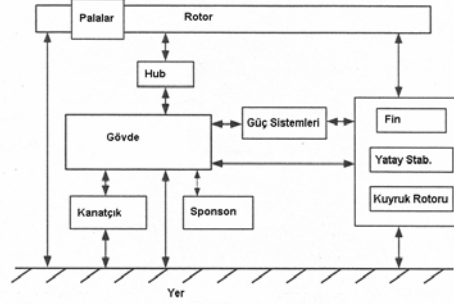
HAD analizi gerçekleştirilirken yapılan masraflar aynı analizi rüzgar tüneli deneyi olarak gerçekleştirmeye oranla çok düşük kalır.

Burada yapılan çalışmada, amaç, ROBIN (Rotor Body Interaction), [8] olarak anılan jenerik bir helikopter gövdesi etrafındaki akım alanının ve üstündeki basınç dağılımının, helikopterin tutunma ve ileri uçuş durumlarında FLUENT® yardımıyla hesaplanması ve deneysel sonuçlarla kıyaslayarak çözüm doğruluğunun sınanmasıdır.

3. HELİKOPTER GÖVDESİNE GENEL BAKIŞ

Helikopter sisteminin bütün elemanlarını taşıyan ve üzerinde birleştiren gövde bölümü sistemin en büyük elemanıdır. Bu özelliğinden dolayı helikopterin uçuş performansı üzerinde önemli etkileri bulunmaktadır. Bir sistem olarak helikopterin, tam verimli olarak çalışması ise sistemi oluşturan ana rotor, gövde, kuyruk rotoru ve diğer yönlendirici yüzeyler gibi bölümlerin birbirleriyle uyumlu çalışmalarına bağlıdır. Bunun yanında bu bölümlerin bir araya getirilmesi onların farklı bir şekilde davranmalarına, aerodinamik karakteristiklerinin değişmesine ve dolayısıyla helikopter performansının değişmesine yol açacaktır.

Bu etkileşimler bir şema olarak gösterilmiştir (Şekil 1.).



Şekil 1. Helikopterdeki etkileşimlerin şematik görünüşü [7]

Helikopterde oluşan etkileşimlerin en temel örneği rotor ve gövde arasında oluşan etkileşimlerdir.

3.1. Rotorun Gövde Üzerindeki Etkisi

Helikopter gövdesi ana rotorun oluşturduğu girdaplardan oldukça etkilenmektedir. Rotorun oluşturduğu bu girdaplar gövdenin aerodinamik karakteristiklerini önemli ölçüde değiştirmektedir [7].

Özellikle rotor uç girdaplarının gövde üzerine düştüğü askı ve düşük hızlı uçuşlarda rotorun gövde üzerindeki basınç dağılımına etkisi artmaktadır. Rotor gövde etkileşimlerini incelemek için [2] tarafından yapılan çalışmalar bu konuda önemli veriler ortaya koymuştur. Bu çalışmalarda analitik olarak tanımlı ROBIN gövde modeli kullanılmıştır.

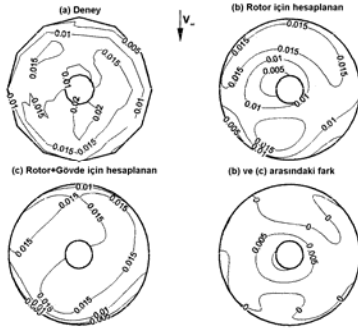
Hızın artmasıyla, dolayısıyla ilerleme oranının da artmasıyla, gövdenin hücum açısı azalmakta bu da gövde sürüklenmesinin artmasına sebep olmaktadır [2].

Gövde üzerindeki basınçların rotor etkisiyle oluşan değişimleri ise düşük ilerleme hızlarında rotor, özellikle kuyruk bölümündeki basınç dağılımında oldukça etkin olmaktadır. İlerleme oranının artmasıyla bu etkinin azalması beklenmelidir [2].

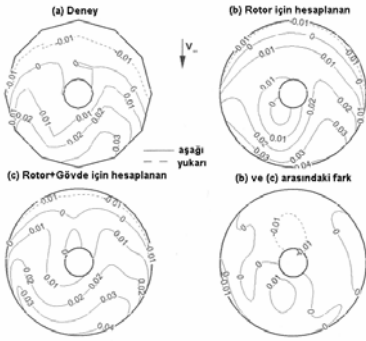
3.2. Gövdenin Rotor Üzerindeki Etkisi

Gövdenin rotor üzerindeki etkilerini deneysel olarak tespit etmek için rotor hız alanının ölçülmesi gerekmektedir. LV yöntemi bu amaçla kullanılan en önemli yöntemlerden birisidir. ROBIN gövdesi üzerindeki hız alanı LV yöntemiyle ölçülmüş daha sonra ise bir hibrit koddan hesaplanan değerlerle karşılaştırılmıştır [1].

Şekil 2'de $\mu=0,23$ ilerleme oranı için indüklenmiş paralel hız oranları, Şekil 3'de aynı ilerleme oranı için indüklenmiş düşey hız oranları gösterilmiştir.



Şekil 2. Ölçülen ve hesaplanan indüklenmiş paralel hız oranları



Şekil 3. Ölçülen ve hesaplanan indüklenmiş düşey hız oranları

4. AERODİNAMİK SÜRÜKLEME NEDİR?

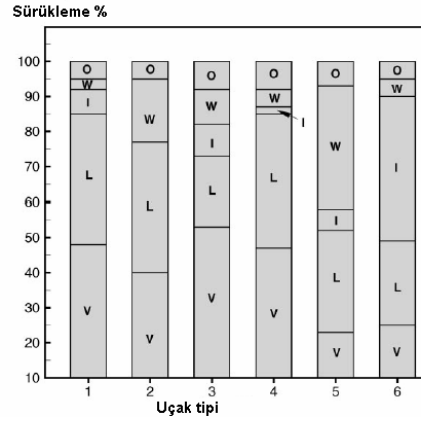
Hava araçlarının tasarımında istenen kriterlerin en başında genellikle sürüklemenin azaltılması amaçlanmaktadır. Buradan hareketle, atmosfer içinde hareket eden bir cismin aerodinamik sürüklemesi teğetsel yada yüzey sürtünme kuvvetleri ile normal yada cismin yerel normal vektörüne paralel fakat ters yöndeki basınç kuvvetlerinin toplamı olarak tanımlanabilir [9]. Çok az taşıma üreten yada hiç üretmeyen, akışın yüzeyden çoğunlukla ayrılmadığı cisimlerde sürüklemenin temel kaynağı yüzey sürtünmesidir. Kısaca tanımlama yaparsak; akış içindeki her hangi bir cisim üstünde oluşan toplam sürüklenme kuvveti, yüzey sürtünme kuvveti ile yüzey üstündeki basınç kuvvetinin birleşmesinden meydana gelmektedir.

Toplam sürüklenme kuvveti "Parazit Sürüklenme" olarak adlandırılarak

$$D_{Parazit} = D_{Basinç} + D_{Sürtünme} \quad (1)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Helikopter endüstrisinde, gövde üstündeki sürüklemenin azaltılması, yeni helikopterlerin geliştirilmesi sırasında ulaşılmaya çalışılan en önemli hedeflerden biridir [3].

Gövdenin parazit sürüklemesi seyir hızını ve yakıt tüketimini önemli ölçüde etkilemektedir. Helikopter performansının iyileştirilmesi için gövde sürüklemesinin iyileştirilmesi gerektiği yapılan çalışmalarla ortaya çıkmıştır [7]. Şekil 4'de görüldüğü gibi değişik uçan araçların karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 4. Değişik uçan araçların karşılaştırılması:

- 1=sesaltı yolcu uçağı, 2=sesüstü yolcu uçağı, 3=iş jeti, 4=sesaltında uçan savaş uçağı, 5=sesüstünde uçan savaş uçağı, 6=genel maksat helikopteri.

Sürüklenme bileşenleri: L=taşıma etkisiyle, V=viskoz, I=parazit, W=dalga, O=diğer. [4]

Düşey sürüklemenin oluşmasının esas nedeni ana rotor tarafından indüklenen düşey hızların gövdenin etrafından geçerken oluşturdukları kuvvetlerdir. Tipik olarak bir helikopter için düşey sürüklenme yaklaşık olarak ağırlığının 5%'i kadardır, fakat bu oran helikopterin tipine ve rotorun indüklediği hız alanı içinde kanat vb. gibi yapıların olup olmasına bağlıdır [7].

5. YÖNETİCİ DENKLEMLER

Hareketin yönetici denklemleri olan süreklilik, enerji ve momentum denklemlerini matematiksel olarak üç durumda gösterilir

5.1. Süreklilik denklemi

Kütle korunumu yada süreklilik denklemi şu şekilde yazılabilir,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (2)$$

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

5.2. Momentum Denklemleri

Atıl (hızlanmayan) durumdaki referans çerçevdeki momentum korunumu şu şekilde tasvir edilir ,

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho f_x + (F_x)_{viskoz} \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho f_y + (F_y)_{viskoz} \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \rho f_z + (F_z)_{viskoz} \end{aligned} \quad (3)$$

burada [ρ yoğunluk, p basınç, (u,v,w) koordinat hızları, t zaman] sağ taraftaki terimler statik basınç, yerçekimsel kütle kuvveti ve dış kütle kuvvetleri içerir.

5.3. Enerji Denklemi

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \vec{V} \right] = \rho \dot{q} - \nabla \cdot (p \vec{V}) + \rho (\vec{f} \cdot \vec{V}) + \vec{Q} + \vec{W} \quad (4)$$

şeklinde yazılabilir.

6. TÜRBÜLANS MODELİ

6.1. k- ε modeli (RNG)

RNG “renormalization group theory” k- ε modeli kullanılan istatistiksel tekniklerden üretilmiştir. Standart k- ε model ile benzerlik taşır. Fakat birkaç farklılık gösterir:

- RNG k- ε modelinde ε denklemine ek bir terim sağlar ki bu ek terim hızlı akan akışkanların doğruluğunu düzenler,
- RNG modelinde girdap etki türbülanslı viskozite tanımı ile temsil edilebilir ,
- RNG teorisi bir analitik formül ile türbülans Prandtl sayısını tanımlar fakat standart k-ε modelinde sabit değerindedir,
- Standart k-ε modeli yüksek Reynolds sayısı modeli iken RNG k-ε modeli ,sürüklenme etkileri için farklı bir analitik denklem sağlar ki buda düşük Reynolds sayısı etkilerini hesaplanmasında kullanılır. Bu özelliğin kullanılması yakın-duvar bölgesi yaklaşımında güvenilir yapar.

Bu özelliklerle RNG k-ε modeli standart k-ε modelinden akışkanlar sınıfında doğru ve güvenilir yapar.

k-ε modeli ile karşılaştırıldığında , ε ‘nun az tüketilmesi ε ’nın artması,k’nın ve efektif viskozitesi

azalması demektir. Sonuç olarak, daha hızlı gerilen RNG modelin türbülanslı viskozitesi Standard k-ε modelinden daha düşüktür.

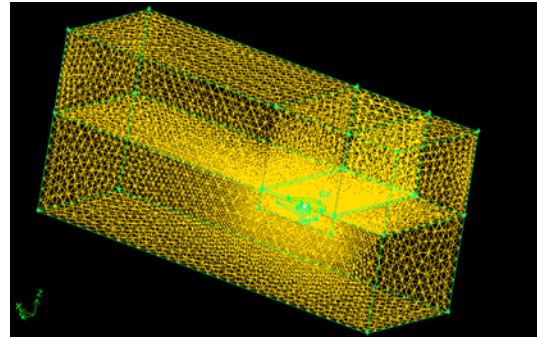
RNG analizlerinden doğan sabitler şöyledir:

$$c_{\mu} = 0.0845, c_{\varepsilon 1} = 1.42, c_{\varepsilon 2} = 1.68, \sigma_k = \sigma_{\varepsilon} = 0.72$$

7. AĞ YAPISININ OLUŞTURULMASI

ROBIN gövdesinin koordinatları süper-elips denklemleri kullanılarak tanımlanmıştır. Excel programıyla koordinat noktalar bulunmuştur. Bulunan noktalarıyla kenar oluşturulmuş,daha sonra yüzey oluşturduktan sonra yüzeyleri birleştirerek hacim oluşturulmuştur. **Rotor akım alanının temsili, gövdenin üst tarafına, merkezi ($x=0.404, y=0, z=0.187$) olacak şekilde yarıçapı 0.5 birim olan yarım daire ve içerisine ‘rotor cut-out’ olarak, yarıçapı 0.12 birim olan ikinci bir yarım daire çizilmiştir.** Yapılan modeli en hassas ve hata payı düşük şekilde gerekli sınır koşulları verilmiştir. Burada önemli nokta alanın dış sınırlarında çözümün her aşamasında çevre şartlarının sağlanmasıdır. Alanın yeteri kadar geniş ancak hesap maliyetini ayrıca artırmayacak kadar küçük olması şartları göz önünde bulundurulmalıdır

Buna bağlı olarak gerekli hacimler oluşturulmuş, ağ (mesh) yapılmıştır. Örnek olarak şekil 5.’de görüldüğü gibidir.



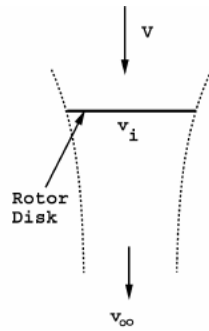
Şekil 5. Örnek Hacim

8. SONUÇLAR VE YORUMLAR

Bu çalışmada, ROBIN olarak adlandırılan jenerik bir helikopter gövdesi üzerindeki basınç dağılımı ve etrafındaki hız alanı, askı ve ileri uçuş durumlarında ana rotor akım alanı etkisi altında hesaplanmıştır. Hesaplama FLUENT® kodu kullanılmıştır. Rotor akım alanının oluşturulmasında, içinde sürekli bir lineer momentum kaynak dağılımı barındıran silindirik bir hacmin gövde üzerine yerleştirilmesi yaklaşımı kullanılmıştır. Hesaplama, askı ve ileri uçuş durumlarına karşı gelen iki farklı ilerleme oranı $\mu=0.01, 0.05$, ve üç farklı rotor disk yüklemesi, $C_T/\sigma=0.04, 0.064, 0.080$ için gerçekleştirilmiştir. Bu

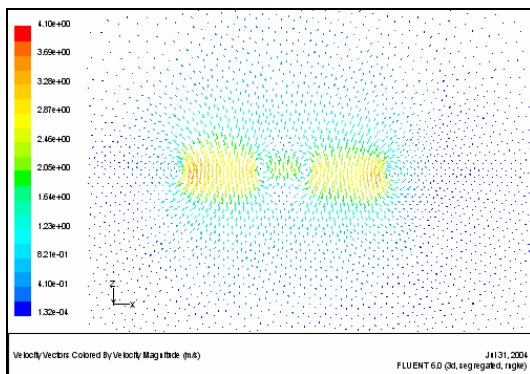
çalışmada fluent programında ROBIN gövdesi üzerinde $x/l=1.171$ noktasında basınç katsayılarını elde etmek için noktasal yüzeyler oluşturulmuştur. Hesaplama sonuçları, [8] tarafından yapılan deneysel çalışmada elde edilen değerler ile karşılaştırılmıştır.

Helikopterin ana rotoru esas olarak aşağı doğru bir akış-lineer momentum üretimi- sağlamaktadır. Askı durumunda, helikopter Şekil 6.'de gösterilen bu akım alanı etkisi altındadır.



Şekil 6. Rotor akımı

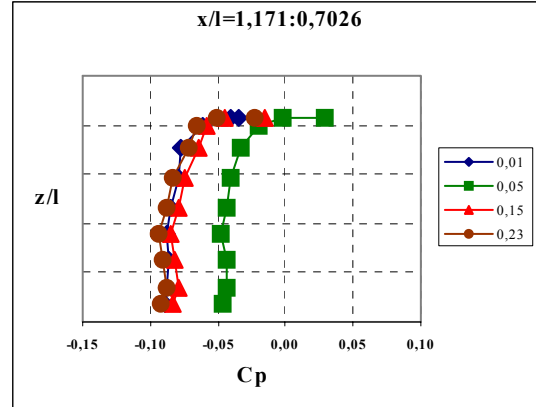
Buradaki çalışmada, gövde uzunluğu 1.2 birimken rotor yarıçapı 0.5 birim olarak alınmıştır. Rotor diskinin ortasında, yarıçapı 0.12 birim olan dairesel bir boşluk (rotor cut-out) bulunmaktadır. Hesaplama hacmine girişteki üniform akım hızı, 90 m/sn değerinde sabit tutulan rotor uç hızının ilerleme oranı μ (0.01, 0.05) ile çarpılması sonucu bulunmuştur. Sabit olan rotor uç nokta hızı hesaplamalarda kullanılan her bir disk yük değeri $C_T/\sigma=0.04, 0.064, 0.080$ için birim hacim başına belirli bir lineer momentum kaynak şiddeti (lineer momentum yoğunluğu) vermektedir. Rotoru temsil eden silindirik hacim içinde bu yoğunluk değerleri kullanılarak aşağı akım etkisi oluşturulmaktadır. Aşağı akım hızının rotorun kökünden ucuna gerçeğe uygun bir dağılım göstermesi için bir çaba sarf edilmemiştir (Şekil 7.).



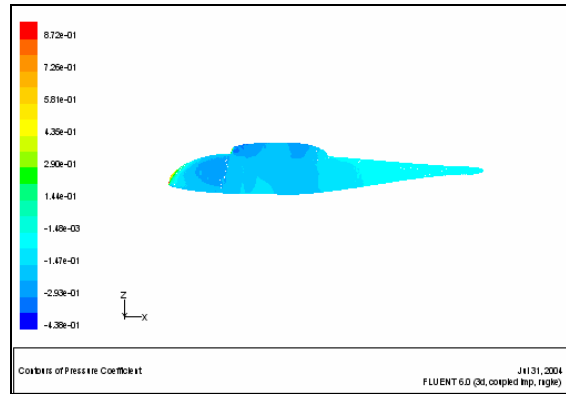
Şekil 7. Rotor akış görünümü

Helikopter gövde modeli olarak seçtiğim Robin gövdesi, rotor ile gövde etkileşiminde kullandığım hız değerlerini kullanarak, üzerindeki basınç katsayılarını bulacak ve hız dağılımını göreceğim bir çalışma

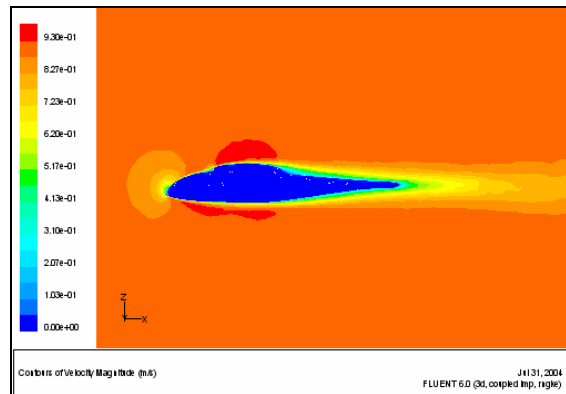
yapılmıştır. Yapılan çalışma elde edilen basınç katsayıları gövde üzerindeki nokta değerlerini grafik olarak Şekil 8.'de gösterilmiştir.



Şekil 8. Basınç katsayıları



Şekil 9. Basınç katsayılarının görünümü



Şekil 10. Gövde etrafındaki hız dağılımı

Elde edilen değerler hız girişleri ile bağlantılı oldukları görülmektedir. Hızların dağılımı gövde üzerinde geriye doğru bir akışın olduğunu göstermektedir. Hız değerlerine göre gövde üzerinde sürüklenme katsayıları aşağıda görüldüğü gibi edilmiştir.

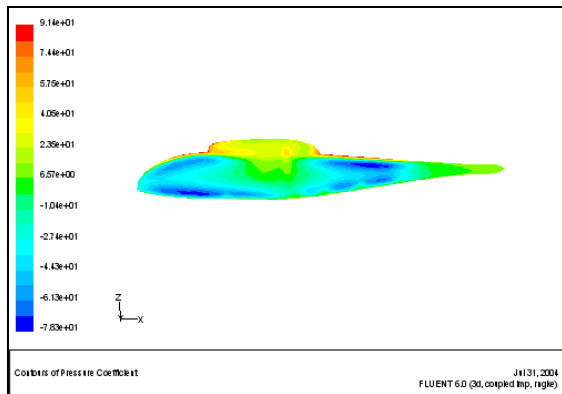
Hız (m/sn)	açı	Cd (sürüklenme katsayısı)
0.9	0°	0.0146
4.5	0°	0.0055

Hızın artmasıyla, dolayısıyla ilerleme oranının da artmasıyla, gövdenin hücum açısı artırmakla da bu da gövde sürüklenmesinin azalmasına sebep olmaktadır. Göreceli olarak düşük ilerleme hızlarında rotor, özellikle kuyruk bölümündeki basınç dağılımında oldukça etkin olmaktadır. İlerleme oranının artmasıyla bu etkinin azalması beklenmelidir.

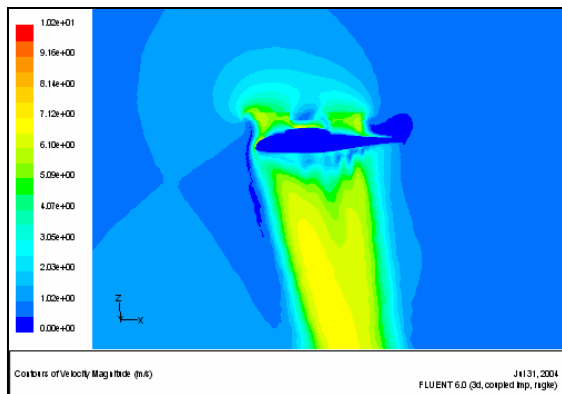
8.1. Rotor ile Gövde Arasındaki Etkileşim

Deneyel olarak yapılan rotorun ROBIN gövdesine etkisini basınç katsayılarıyla elde edilmiş ($x/l=1.171$) değerleri, modeli Gambit programında çizilerek ve ağ yapısı oluşturulmuş ROBIN gövdesi ve silindirik diskli Fluent programından elde edilen ($x/l=1.171$) değerlerle Şekil 14 gösterildiği gibi karşılaştırma yapılmıştır.

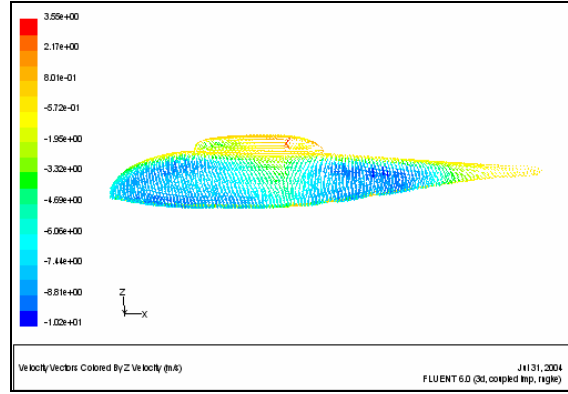
Yapılan çalışma sonucunda elde edilen değerleri şekil olarak gösterilmiştir. Çalışma her ilerleme oranı için yaklaşık 2000 iterasyon yapılmıştır. Rotorun gövde üzerindeki basınç katsayı dağılımı şekil 11. de, gövde etrafındaki hız dağılımı şekil 12. de ve gövde üzerindeki hız dağılımı şekil 13. de gösterilmiştir.



Şekil 11. Basınç katsayıları ($\alpha_s=0^\circ$)

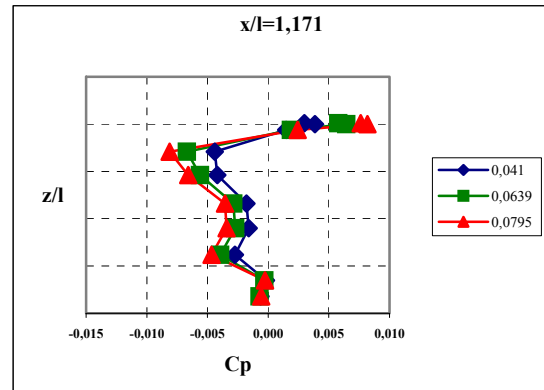


Şekil 12. Gövde etrafındaki hız dağılımı ($\alpha_s=0^\circ$)

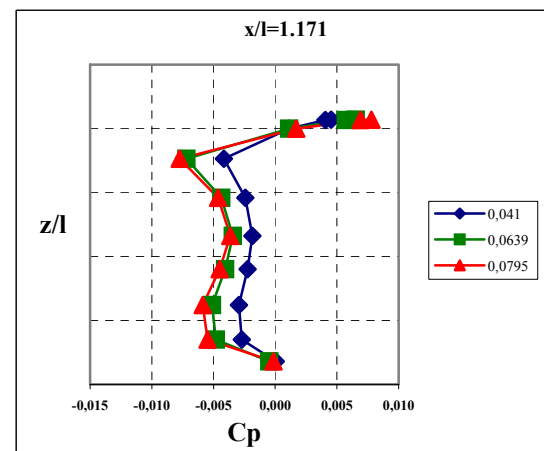


Şekil 13. Gövde üzerindeki hız dağılımı ($\alpha_s=0^\circ$)

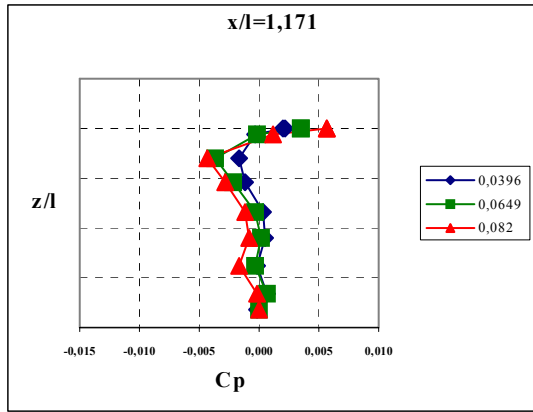
Çıkan sonuçlara bakıldığında birebir olmasa da grafiksel anlamda benzerlik göstermektedir. Bu şekilde olmasının nedenleri olarak, rotor yerini verilen y noktasından farklı 0 (sıfır) değer girilmiştir. Ayrıca verilen gövde üzerindeki x/l noktalarıyla y/l,z/l değerlerinin birebir girilememesinden olabileceğini düşünülmüştür. Rotor tip hız değerini 90 m/sn olacak şekilde hesaplamalar yapılmıştır. İlerleme oranına bağlı olarak giriş hızları ve rotora bağlı lineer momentum z (negatif) yönünde hız değeri girilmiştir.



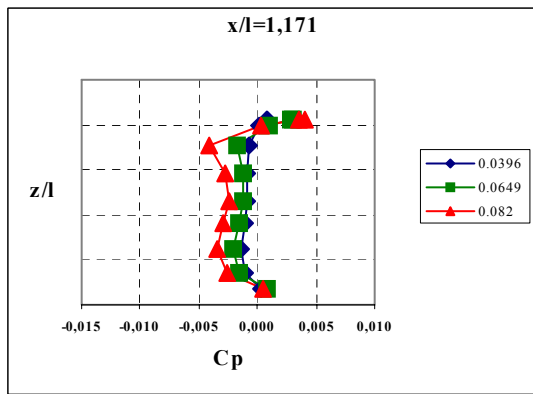
Şekil 14. Deneysel ($\mu=0.01, \alpha_s=0^\circ$)



Şekil 14. Devamı sayısal ($\mu=0.01, \alpha_s=0^\circ$)



Şekil 14. Devamı deneysel ($\mu=0.05, \alpha_s=0^\circ$)



Şekil 14. Devamı sayısal ($\mu=0.05, \alpha_s=0^\circ$)

KAYNAKLAR

- [1] Jameson, A.1996.The present status, challenges, and future developments in computational fluid dynamics. In: Progress and Challenges in CFD Methods and Algorithms,AGARD-CP-578
- [2] Vos, J.B, A. Rizzi, D. Darracq, E.H. Hirschel, Navier-Stokes Solvers in European Aircraft Design, Progress in Aerospace Sciences. Vol. 38, pp. 601-697, 2002.
- [3] Mineck R.E, Gorton SA.June 2000. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor. NASA TM 210286.
- [4] Leishman, J. G., 2000. Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press,UK.
- [5] Chaffin MS, Berry JD. Helicopter fuselage aerodynamics under a rotor by Navier-Stokes simulation. J Amer Helicopter Soc 1997;42:235-43.
- [6] Boyd, D. D., Barnwell, R. W. Ve Gorton, S. A., 2000. A Computational Model for Rotor-Fuselage Interactional Aerodynamics, AIAA

38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, Nevada, ABD, 10-13 Jan.

- [7] Costes M, Collercandy R, Kroll N, von Geyer HF, Renzoni P, Amato M, Kokkalis A, Wehr D. Navier-Stokes calculations of helicopter fuselage flowfields and loads. American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, DC, June 1999
- [8] Filippone, A., 2000. Data and Performances of Selected Aircraft and Rotorcraft, *Progress in Aerospace Sciences*, 36, 629-654
- [9] Van Dam, C. P. , 1999. Recent Experience with different Methods of Drag Prediction, *Progress in Aerospace Sciences*, 35, 751-798.
- [10] Fluent Incorporated. FLUENT® User's guide,1998

ÖZGEÇMİŞLER

Hv.Uçk.Bkm. Ütğm. Niyazi KOÇYİĞİT

Kayseri'de 1974 yılında doğdu. İlk ve orta öğretimini Kayseri'de tamamladı. 1993 yılında Maltepe Askeri Lisesi, 1998 yılında Hava Harp Okulunda Havacılık Mühendisliği Bölümünden mezun oldu. 1998 yılında Teğmen olarak Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığına atandı. Ekim 1999 – Eylül 2002 yılları arasında 6 ncı Ana Jet Üs Komutanlığı Malzeme komutanlığı Uçak Bakım Komutanlığı Bandırma/ BALIKESİR Uçak Bakım Subayı; Eylül 2002 –Eylül 2004 Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünde Havacılık Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans öğrenimini tamamladı. Evli ve İngilizce bilmektedir.

Prof.Dr.M.Fevzi ÜNAL

1956 yılında Ankara'da doğdu. 1978 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi, Genel Makina Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. 1981 yılında, the Catholic University of America, Washington,D.C.,ABD, Makina Mühendisliği Bölümü'nde Yüksek Lisans; 1985 yılında Lehigh University, Bethlehem, PA, ABD, Makina Mühendisliği ve Mekanik Bölümü'nde Doktora öğrenimini tamamladı. 1985 Eylül'ünde İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü'nde Yardımcı Doçent olarak göreve başladı. 1987 yılında Doçentlik, 1993 yılında ise Profesörlük kadrosuna atandı. 1986-87 yılları arasında TÜBİTAK Marmara Araştırma Merkezi'nde danışmanlık yaptı. 1993-2003 yılları arasında Bölüm Başkanlığı, Aerotermodinamik Anabilim Dalı ve Hava Taşıtları Analiz ve Tasarımı Anabilim Dalı Başkanlıklarını yaptı. Halen Hava Taşıtları Analiz ve Tasarımı Anabilim Dalı Başkanlığı görevini yürütmektedir. Araştırma alanı, deneysel ve sayısal aerodinamiktir. Bu alanlarda araştırmalar yapmak üzere, Japan Society

Askı ve İleri Uçuştaki Bir Helikopter Gövdesinin Aerodinamik Katsayılarının Fluent® Kullanılarak Hesaplanması

for the Promotion of Science bursiyeri olarak, 1995-96 yılları arasında Yokohama National University, Japonya'da; 1996-97 yılları arasında ise, Fulbright bursiyeri olarak Lehigh University, Bethlehem, PA, ABD'de bulunmuştur. 1989 yılından itibaren Imperial College of Science and Technology, Havacılık Bölümü, Londra ile ortak araştırma projeleri yürütmektedir. Alanındaki uluslararası dergilerde hakemlik yapmaktadır. Akış kararsızlıkları, akışın uyardığı titreşimler, küt cisim aerodinamiği alanlarında tamamına yakını uluslararası hakemli dergi ve konferans kitaplarında olmak üzere 50'yi aşkın yayını bulunmaktadır. Evli ve bir çocukludur.