

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HELİKOPTER AERODİNAMİĞİ VE ROTOR
ETRAFINDAKİ AKIMIN SAYISAL İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uzay Müh. Cavit ÇINAR**

**Anabilim Dalı: Uzay Mühendisliği
Programı: Uzay Mühendisliği**

AĞUSTOS 2003

**HELİKOPTER AERODİNAMİĞİ VE ROTOR
ETRAFINDAKİ AKIMIN SAYISAL İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uzay Mühendisi CAVİT ÇINAR
(511011102)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 1 Ağustos 2003
Tezin Savunulduğu Tarih : 6 Ağustos 2003**

Tez Danışmanı :

Prof.Dr. A.Rüstem ASLAN (İ.T.Ü)

Diğer Jüri Üyeleri

Doç.Dr. Fırat Oğuz EDİS (İ.T.Ü)

Yrd.Doç.Dr. Hayri ACAR (İ.T.Ü)

AĞUSTOS 2003

ÖNSÖZ

Bu çalışmada bir helikopterin aerodinamik tasarımında göz önünde bulundurulması gereken önemli faktörler anlatılarak, helikopterlerin diğer hava araçlarına göre en önemli farkı olarak kabuledilebilecek olan havada asılı kalma (hover) hareketinde, dönel kanatlar (rotor) etrafında meydana gelen akım çeşitli kanat ucu Mach sayılarında ($M_t=0.44$, $M_t=0.612$, $M_t=0.88$) sayısal olarak incelenmiştir.

Bir helikopterin havada asılı kalma hareketi sırasında meydana gelen aerodinamik olayların doğru olarak modellenmesi veya tahmin edilebilmesi helikopter performansı konusunda yapılan çalışmalara önemli bilgiler sağlamaktadır. Aerodinamik olarak helikopter böyle bir durumda iken dönel kanatlar (rotor) tarafından meydana getirilen akımın oluşturduğu toplam taşıma kuvveti, helikopterin toplam ağırlığına eşit olmaktadır ve kanat uçlarında girdaplar (vortex) meydana gelmektedir. Hover durumunda helikopter rotorunda meydana gelen akımı sonlu bir hesaplama bölgesinde sayısal olarak inceleyebilmek için bir boyutlu momentum teorisi sonucu elde edilen sınır şartları, hover durumunda meydana gelen peryodiklik şartı da göz önünde bulundurularak bir hazır CFD yazılımı ile uygulanmış ve sonuçlar elde edilmiştir.

Bu çalışmaya başlamamda ve diğer tüm konularda bana her zaman destek olan değerli hocam Prof. Dr. A. Rüstem Aslan' a teşekkürü borç bilirim.

Ayrıca Ailemi ve arkadaşım Evren Öner'i de unutmak istemem. Herşey için teşekkürler.

Ağustos 2003, İstanbul

Cavit Çınar

İÇİNDEKİLER

ŞEKİL LİSTESİ	i
SEMBOL LİSTESİ	iii
ÖZET	iv
SUMMARY	v
1. GİRİŞ	
2. HELİKOPTERLERİN GENEL ÖZELLİKLERİ ve HOVER	5
2.1. Helikopterlerin Tarihçesi	5
2.2 Türkiye’de Helikopter Çalışmaları	5
2.3 Helikopteri Meydana Getiren Bileşenler	6
2.3.1. Rotor ve Kanatlar	6
2.3.2. Gövde	6
2.3.3 Motor	7
2.3.4 Hub	7
2.3.5 Kuyruk Rotoru	8
2.3.6 Güç İletim Sistemleri	9
2.3.7 Destek Yapı Elemanları	9
2.4 Helikopterlerin Diğer Hava Araçlarından Farkları	9
2.5 Helikopterlerin Uçuş Halleri	10
2.6 Havada Asılı Kalma (Hover)	11
3. MATEMATİKSEL FORMÜLASYON	15
3.1 Hareket Denklemleri	15
3.1.1 Enerji Denklemi	16
3.1.2 Hareket Denklemlerinin İntegral Vektör Formu	17
3.2 Türbülans Modelleri	18
3.2.1 Spalart-Allmaras Türbülans Modeli	18
3.2.1.1 Spalart-Allmaras için Taşıma Denklemleri	18
3.2.1.2 Türbülans Üretim Teriminin Modellenmesi	19
3.2.1.3 Türbülans Tüketim Teriminin Modellenmesi	20
3.2.1.4 Spalart-Allmaras için Model Sabitleri	20
3.2.1.5 Duvar Sınır Şartları	20

3.2.2 Standart k- ϵ Türbülans Modeli	21
3.2.2.1 Standart k- ϵ için Türbülans Viskozite Modeli	21
3.2.2.2 Standart k- ϵ için Model Sabitleri	21
4. SAYISAL FORMÜLASYON	22
4.1 Fluent Genel Bakış	22
4.2 Segregated Çözüm Metodu	23
4.3 Coupled Çözüm Metodu	23
4.4 Ayırıklaştırma	25
5. ÇÖZÜMLER ve DEĞERLENDİRMELER	
5.1 Rotor Geometrisi ve Sayısal Ağ	26
5.2 Sayısal Sınır Şartları	28
5.2.1 İç Doğru ve Dış Doğru Sınır Şartları	28
5.2.2 Periyodik Sınır Şartları	31
5.2.3 Simetri Sınır Şartı	31
5.2.4 Duvar Sınır Şartı	31
5.3 Hesaplamalar	31
5.3.1 $M_t=0.440$ ve 8° Hücüm Açılı Hal	32
5.3.2 $M_t=0.612$ ve 8° Hücüm Açılı Hal	35
5.3.3 $M_t=0.877$ ve 8° Hücüm Açılı Hal	38
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	42
KAYNAKLAR	43
EKLER	45
Ek-1: Sınır Şartları için yazılmış kullanıcı tanımlı fonksiyonlar (UDF)	45
ÖZGEÇMİŞ	50

1.GİRİŞ

Helikopter dönel kanatlar (rotor) kullanarak uçan bir hava aracıdır. Rotor taşıma, itki kuvveti ve kontrol kuvvetlerini sağlar. Bunlar hava aracının yere göre bu kuvvetleri üretecek ileri hız olmaksızın olduğu yerde havada tutunmasını (hover, askı hareketi) sağlar. Hover dışında helikopterler, ileri doğru uçabilmeli, tırmanabilmeli, sabit hızla seyahat edebilmeli, alçalabilmeli ve iniş için yeniden hover durumuna dönebilmelidir. Tüm bunlar, klasik bir uçağa göre mekanik ve aerodinamik karmaşıklık, daha yüksek güç gereksinimi ve daha ağır bir hava aracını doğurmuştur. Tüm bu olaylar helikopterin tasarım elde etme ve idame maliyetlerini etkiler.

Helikopter rotoru etrafındaki akım alanı gerek hover hali gerekse normal uçuş hali (ileri uçuş) olsun güçlü girdap oluşumları nedeni ile incelenmesi ve modellenmesi zor bir olaydır.

Rotor helikopterin en önemli bileşeni olup daha hafif ve daha verimli bir rotor tasarımı temel ilkelerdendir. Rotor verimindeki çok küçük bir artma faydalı yük miktarı, manevra yeteneği ve ileri uçuş hızının önemli oranda artmasına neden olabilir. Farklı kanat ucu şekillerine sahip rotorların ürettiği kanat ucu girdaplarının düzenli çalışılması henüz gerçekleştirilememiştir. Böyle bir araştırma sonucunda daha düşük indüklenmiş sürüklemeye sahip kanat şekilleri ortaya çıkması olasıdır.

Rotor etrafındaki akış olayı uçak kanadı etrafındakinden oldukça farklıdır. Bunun nedeni iz bölgesini etkileyen olayların farklı olmasıdır. İleri uçuştaki bir kanat durumunda, üretilen kanat ucu girdabı ve tabakası hızla kanattan uzağa taşınır (konveksiyon). Dolayısı ile kanat civarında iz bölgesi etkisi zayıftır.yapılacak bir sayısal simülasyon ile sadece kanadın çok yakınındaki bir bölgedeki girdap hareketlerinin temsili ve incelenmesi yeterli olur.

Helikopter rotoru etrafındaki akım alanında rotor etrafında sürekli şiddetli bir girdap sistemi bulunur. Hover durumunda girdap tabakası yere doğru helezon şeklinde hareket eder ve önemli oranda kanat etkin hücum açısını değiştirerek etkin taşımayı değiştirir.

İtke katsayısı ve indüklenmiş moment katsayısı gibi önemli aerodinamik parametrelerin doğru sayısal tahmini rotor kanat ucu girdap yapısının doğru modellenmesini gerektirir.

Bu tür karmaşık akım alanlarının incelenmesi için son 25 yılda araştırmacılar değişen zorluk düzeylerinde farklı inceleme teknikleri geliştirmiştir. Navier-Stokes tabanlı çözüm yöntemleri özellikle ağırlık kazanmaktadır. McCroskey [1], Srinivasan ve Sankar[2], Landgrebe[3], ve Hariharan ve Sankar[4] tarafından sunulan referanslarda bu simülasyonlara ilişkin son gelişmeler anlatılmıştır.

Rotor etrafındaki akım alanını modellemeye ilişkin çabaların tarihsel gelişiminde ilk çalışmalar Prandtl'in kanat taşıma hattı teorisi ile yapılmıştır. Her bir kanat taşıma hattı girdapları şeklinde betimlenmiş ve iz bozulmuş bir helezon yapı olarak gösterilmiştir. 1970'ler de Gray[5], Landgrebe[6], ve diğer bazı araştırmacılar bu helezon yapıyı tanımlamak için bir iz modeli geliştirdi. Bu model, duman ile elde edilmiş akım görüntüleri gibi deneysel sonuçlara dayanıyordu. Kocurek ve Tangler[7], ve Shenoy[8] taşıma hattı yöntemini tanımlanmış girdap yapıları kullanarak daha da geliştirdiler. Bu yöntemler basit ve etkili olmakla birlikte uygulama sınırları deneylerde kullanılan rotor geometrileri ile sınırlıdır.

Bunları takiben serbest iz bölgesi analiz yöntemleri Scully[9], Summa[10], Bliss ve Miller[11] tarafından geliştirilmiştir. Bu yöntemlerde kanat ucu girdabı bir seri çizgisel girdaplar ile modellenmiş ve Lagrange yöntemi ile izlenmiştir. Aynı tarihlerde transonik küçük bozuntular yöntemi ileri uçuş ve uç etkilerini incelemek üzere Caradonna ve Tung[12] tarafından kullanılmıştır. Bu çalışma, temel ilkelerden yola çıkarak rotor akım çalışmalarının önünü açmıştır.

1980'lerin başlarında mevcut bir potansiyel akış çözücüsü Chang[13], tarafından izole rotor kanat akışlarına uyarlanmıştır. Egolf ve Sparks[14], Chang'ın çalışmasını girdap yapıları için geliştirdiler. Bunu bir çok diğer araştırmacı izledi. Potansiyel akım çözüm programları zayıf şoklu transonik akışları inceleyebiliyordu. Viskoz etkiler ise sınır tabaka düzeltmesi yolu ile ekleniyordu, Ramachandran ve arkadaşları [15].

1980'lerin sonlarında Euler yöntemleri gerek hover gerekse ileri uçuş halleri için sıkça kullanılır oldu. Bu yöntemde kütle, momentum ve enerji korunum denklemleri zamana bağlı olarak sonlu fark ve sonlu hacimler yöntemleri ile çözülmektedir. Viskoz etkiler dahil edilmemekle birlikte izantropik olmayan şoklar analize dahildi.

Sankar ve ark. [16], Agarwal ve Deese[17], ve Hassan ve ark. [18] Euler çözücüler ile izole rotor akışlarını incelediler. Ancak iz etkileri ayrı bir hücum açısı tablosundan yararlanılarak analize dahil ediliyordu.

Wake ve Sankar[19], hover ve ileri uçuş hali için rotor akışını incelemek üzere ilk Navier-Stokes (NS) çözücüyü geliştirenler arasındadır. C-H hesaplama ağı ve melez ADI şemasına dayalı bir kapalı zaman şemalı NS kodu geliştirdiler. Rotor iz etkileri için yine içeri akış tablolarından yararlanılmıştır. Bu çalışmaları takiben bir çok araştırmacı NS tabanlı çalışmaları gerçekleştirmiştir. Günümüzde iki önemli inceleme aracı TURNS ve OVERFLOW programlarıdır. Her ikisi de ancak ABD’de izin verilen araştırmacı ve firmalar tarafından kullanılabilir. Son gelişmeler hakkında ayrıntılı bilgiler Usta [20] da bulunabilir.

Bu çalışmada, mevcut bir ticari program kullanılarak rotor etrafında hover halindeki akım alanı incelenmiştir. Bilgisayar programı sonlu hacimler şemasını kullanmakta olup zamanda ikinci merteye ve uzayda 3. merteye hassaslıkta çözüm yapabilmektedir. Georgia Institute of Technology ile yapılan işbirliği çerçevesinde elde edilen bir rotor grid üretme programı ile H-H-O tipi rotor gridleri üretilmiş ve hesaplamalarda kullanılmıştır.

Analizler hem Euler hem de NS opsiyonları ile yapılmıştır. Çözüm alanını sınırlamak üzere uzak alan sınır şartları helikopter için bir boyutlu momentum teorisi yardımı ile elde edilmiş yaklaşık değerler olarak alınmıştır[20].

Böyle bir çalışmanın bu paket program ile en azından ülkemizde ilk defa yapılması ve sınır şartlarının programa kullanıcı tanımlı fonksiyonlar (UDF) ile veriliyor olması nedeni ile sonuçları sınamak üzere deneysel verisi bulunan ve literatürde de sıkça kullanılan Caradonna-Tung’ın[12] rotoru seçilmiştir. Bu rotor dikdörtgen kesitli burulmasız iki kanattan oluşmuştur. Kanat kesiti sabit NACA0012 profilinden oluşturulmuş olup kanat açıklık oranı $R=6$ ’dır.

Çözümler 8 derece hücum açısında üç farklı uç Mach sayısı için elde edilmiş ve deneysel ölçümlerle[12] kıyaslanmıştır. Uç Mach sayıları 0.44, 0.612 ve 0.877 dir. Türbülans etkileri Spalart-Allmaras ve standart $k-\epsilon$ modelleri ile dikkate alınmıştır.

Tezin bu giriş bölümünü takiben ikinci bölümde helikopterlerin genel özellikleri ve ele alınan hover problemi tanıtılmış, üçüncü ve dördüncü bölümlerde sırası ile probleme

ilişkin matematiksel ve sayısal formülasyon anlatılmıştır. Beřinci bölümde elde edilen sonuçlar sunulmuş ve yorumlanmıştır. Tez genel değerlendirmenin yapıldığı ve önerilerin sunulduğu altıncı bölüm ile son bulmaktadır.

2.HELİKOPTERLERİN GENEL ÖZELLİKLERİ ve HOVER

2.1 Helikopterlerin Tarihçesi

İnsanlar çok eski zamanlardan (4. yy) beri dönel kanatların uçabildiğini biliyorlardı fakat bu hareketin nasıl oluştuğunu ve bunu nasıl kontrol altına alacaklarını uzun yıllar boyunca keşfemediler. Rönesansın en önemli ressamlarından kabul edilen Leonardo da Vinci bu konuda çizimler yapmış fakat yeterli aerodinamik bilgisi olmadığından bu çizimlerde gösterilen araçlar uçurulamamış ve birer tasarım olmaktan öteye geçirilememiştir. Rönesanstan sonra bu konu ile Launoy, Bienvenu ve Thomas Edison gibi pek çok mühendis veya bilimadamı çeşitli zamanlarda farklı modeller kullanarak ilgilendiyse de hep başarısız olmuşlardır.

19. yy da Avrupa'da gerçekleşen sanayi devrimi ile buhar gücünün yerini yakıtlı motorların alması havacılık tarihinde de önemli gelişmelere neden olmuştur. Çünkü, uçuş için gerekli en önemli gereksinim yeteri derecede güçlü motorlara sahip olmaktan geçiyordu ve 1903 yılında Wright kardeşler benzinli motor kullanarak bir hava aracını (uçak) ilk defa insanlı olarak uçurmayı başardılar. Bu kadar güçlü motorlara sahip olmak insanlara artık helikopter yapımı için gerekli olanağıda sağladığından çok gecikmeden 1907 yılında Louis Breguet 40 beygirlik bir motor kullanarak 4 kanattan oluşan bir rotor yaptı ve havada 2 dakika süre ile kalmayı başardı [21].

Bu tarihten sonra aerodinamik biliminde ve mühendislikte meydana gelen her gelişme helikopterlerin de uçuş özelliklerinin anlaşılmasına ve gereği gibi tasarımların ortaya çıkmasına olanak sağlamıştır. Özellikle II. Dünya Savaşı sırasında havacılık alanında yapılan çalışmalar hem uçakların hem de helikopterlerin gelişimine büyük katkı sağlamış ve bu araçlar savaştan sonra sivil yaşamda da yerlerini büyük ölçüde almışlardır. Artık günümüzde helikopterler sivil taşımacılık, ambulans, itfaiye gibi pek çok günlük yaşam alanında faydalı işler görerek hizmetlerini sürdürmektedirler.

2.2 Türkiye’de Helikopter Çalışmaları

Ülkemizde havacılık çalışmaları cumhuriyetin ilk yıllarına kadar uzansa da helikopter yapımı konusu uçak yapımına göre biraz daha karmaşık ve zor olduğundan bu konuda ilk girişimlere ancak 1960 yılından sonra DPT (Devlet Planlama Teşkilatı) öncülüğünde İstanbul Teknik Üniversitesinde başlanmış fakat bu çalışma fizibilite çalışmasından öteye geçirilememiştir. Yine de yapılan araştırmalarda helikopter

aerodinamiği , performans ölçümü ve helikopterin uçuş mekaniği konularında pek çok teorik bilginin ülkemize girmesine olanak sağlanmıştır.[22]

Patentli helikopter yapmak konusu her zaman DPT'nin projelerinden (Anka, Gap) biri olarak günümüze kadar gelmişse de henüz başarılammıştır. Yine bu amaçla DPT'nin desteklediği bir proje 2002-mayıs ayında İTÜ tarafında başlatılmıştır. 2006 yılı içinde ilk uçan Türk helikopter prototipinin yapılması planlanmıştır.

2.3 Helikopteri Meydana Getiren Bileşenler

Helikopterlerin genel olarak şu parçalardan oluştuğu söylenebilir.

- 1) Dönel kanat (rotor) ve Kanatlar (blades)
- 2) Gövde
- 3) Motor
- 4) Hub
- 5) Kuyruk Rotoru
- 6) Diğer Güç İletim Sistemleri
- 7) Destek Yapıları

2 kanatlı UH-1C helikopterini oluşturan bileşenler Şekil 2.1'de görülmektedir.

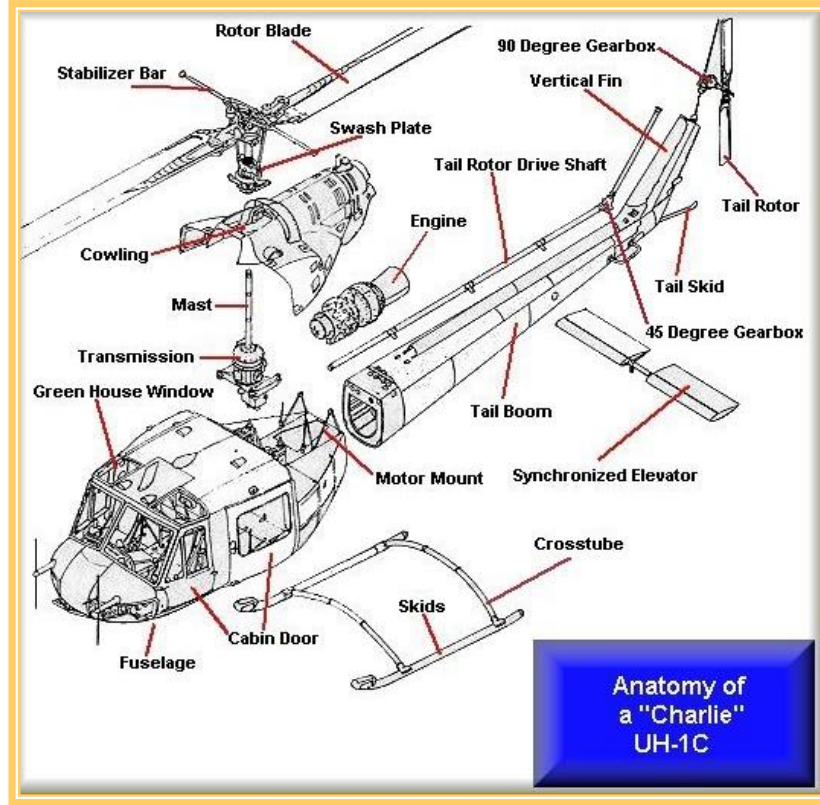
2.3.1 Rotor ve Kanatlar

Rotor (dönel kanat) , çok sayıda kanadın (blade) birleşmesi ile meydana gelen ve yaptığı dönme hareketi ile helikopterin uçmasını sağlayan en önemli yapıdır. Kanatlar üstlendikleri görev gereği hafif ve dayanıklı kompozit malzemelerden yapılırlar ve bu uçmayı kolaylaştırıcı yapısal bir etki yaratır. Yapısal olarak kanatların tireşime karşı mukavemetleri önem kazanırken , aerodinamik açıdan kullanılan kanat profili veya profilleri önem taşır çünkü uçuş sırasında gerekli taşımayı sağlayacak olan kuvvet kanat profillerinin seçimine göre değişmektedir.

2.3.2 Gövde

Genel olarak dönel kanatları, motoru ve faydalı yükü (yolcu, mürettebat ve yakıt gibi..) taşıyan yapıdır. Taşıdığı yükler ve iniş kalkış sırasında maruz kaldığı dış yükler sebebi ile dayanıklı alaşımlı veya kompozit malzemelerden yapılır.

Helikopterin yapılış amacına göre dizaynı ve yapısal özellikleri farklılık gösterse de aerodinamik açıdan ekstra bir sürüklenme kuvveti getirdiği için aerodinamik tasarımda göz önünde bulundurulması gereken faktörlerden biriside gövde şeklidir.



2.3.3 Motor

Motorlar, helikopterlerde dönel kanatları (rotor) ve rotorun oluşturduğu dönme momentinin gövde üzerindeki etkisini yenmek için kullanılan anti-tork kuvveti üreten kuyruk rotorunu çevirmek için gerekli toplam güç miktarını sağlayan mekanizmalardır.

Bazı helikopterlerde kuyruk rotoru kullanılmaz ve rotorun gövde üzerinde oluşturduğu dönme kuvvetini dengeleyecek anti-kuvvet yine motorun özel olarak dizayn edilmesi ile sağlanır. Bu sistemi kullanan helikopterlere Notarlı helikopterler denir.

2.3.4 Hub

Rotor Kafası olarak da adlandırılan Hub' lar dönel kanatların birleştirildiği ve dönel kanatların kontrol mekanizmalarının yerleştirildiği helikopterin tepesinde yer alan birimlerdir. Dönel kanatlar helikopter uçuşu sırasında pekçok aerodinamik yük etkisi altında kalırlar ve kopmalarını veya kırılmalarını önlemek için gerekli tüm mekanizmalar hub üzerine bulunur. Bu mekanizmalar kanatların serbest hareket etmelerini sağlayarak güvenli bir uçuşu ve kontrollü hareketlerini de sağlayarak pilotun helikopter üzerindeki hakimiyetini sağlar.

2.3.5 Kuyruk Rotoru

Kuyruk Rotorları helikopter dönel kanatları çalışırken üretilen momente karşı etki-tepki yasasına uygun olarak gövdenin dönmesini engellemek için oluşturulmuş anti-tork sistemleridir. Bu sistemler geliştirilene kadar oluşan bu torku yenmek için pek çok sistemler geliştirilmiştir bunlarda bir tanesi Şekil 2.2 de gösterilmiştir. Bugün, günümüzde kullanım amacına göre kuyruk rotorsuz helikopterler üretilmektedir, Şekil 2.3.



Şekil 2.2 Kuyruk rotorlu klasik helikopter [24]



Sekil 2.3 Kuyruk rotorsuz helikopter [24]

2.3.6 Güç İletim Sistemleri

Bunlar genel olarak Motorda üretilen dönme gücünü dönel kanatlar ve kuyruk rotoru gibi gerekli yerlere ileterek hareketi sağlayan ve devam ettiren alt sistemlerdir. Shaftlar, miller bunlara örnek olarak gösterilebilir.

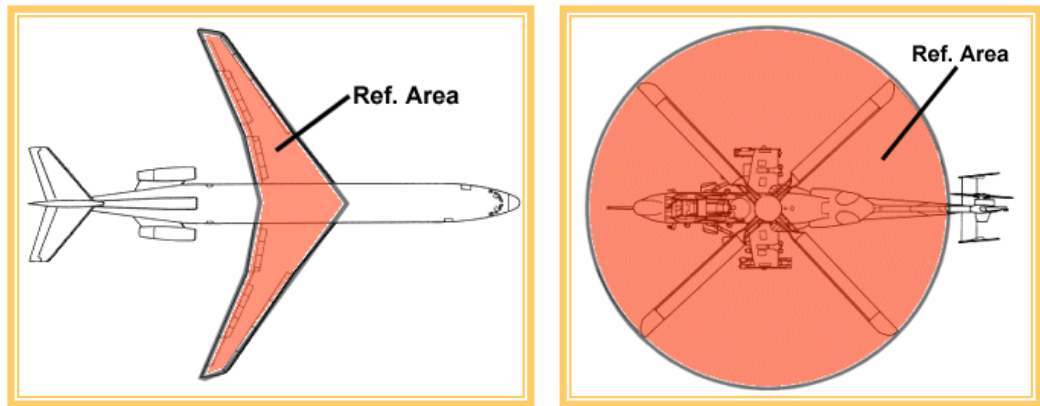
2.3.7 Destek Yapı Elemanları

helikopterin inişi ve kalkışı sırasında gövdenin zarar görmemesi için gövdenin alt kısmına yerleştirilen yapılardır. Lastik tekerler veya kızak şeklinde yapılar olarak helikopterlerde bulunurlar. [25]

2.4 Helikopterlerin Diğer Hava Araçlarından Farkları

Helikopterler hem uçuş mekaniği olarak hem de dizayn olarak diğer hava araçlarına göre çok büyük farklılıklar gösterirler. Bunun altında yatan temel sebep helikopterde bulunan dönel kanatlardır (rotor). Dönel Kanatlar aerodinamik açıdan gerekli taşıma kuvveti ile helikopterin her yöne hareketini sağlayan itki kuvvetini kendisi tekbaşına oluşturur ve helikopterin gerektiği gibi kontrolüne de olanak sağlar. Bu sebeple uçaklarda taşıma kuvvetini kanatlar üretirken itki kuvveti motor tarafından üretilir oysa helikopterlerde motor sadece rotorun dönmesini sağlayarak dolaylı olarak itki oluşmasına yardımcı olmuş olur, Şekil 2.4.

Ayrıca helikopterin havada asılı kalma durumu diğer hiçbir hava aracının başaramadığı bir durumdur. Bugün yapımı henüz tamamlanan ve hala proje aşamasında olan Joint Strike Fighter (JSF) özel bir yapı ile belli bir oranda hover hareketi yapma özelliğine sahiptir.



Şekil 2.4 Helikopter ve uçak için aerodinamik taşıma yaratan alanlar [24]

enel olarak helikopterlerin diğ er hava aralarınd an farkları:

- 1) Hover (askı hareketi)
- 2) Aerodinamik Taşıma Kuvveti iin farklı referans alanlarına sahiptir.
- 3) Motorun işlevi sadece rotoru döndürmektir.
- 4) Helikopterlerin aerodinamik farklılıkları sebebi ile hızlarının limitlidir.
- 5) Çok yakıt harcıyıp az yol alabilirler.
- 6) Helikopterler atmosferik etkilerden dolayı yüksek irtifada uamazlar
- 7) Yapım ve bakım maliyetleri yüksektir.
- 8) Titreşim ve gürültü etkileri nedeniyle uaklar kadar konforlu değillerdir.

2.5 Helikopterlerin Uuş Halleri

Helikopterlerin performanslarının tam olabilmesi iin aşığıda bulunan tüm hareketleri başarı ile yapmabilmelerileri gerekir.

- 1) Havada asılı kalma (Hover)

- 2) Dikey Uuş

-Kalkış

-İniş

- 3) Yatay Uuş

-İleri Uuş

-Geri Uuş

-Yana Uuş

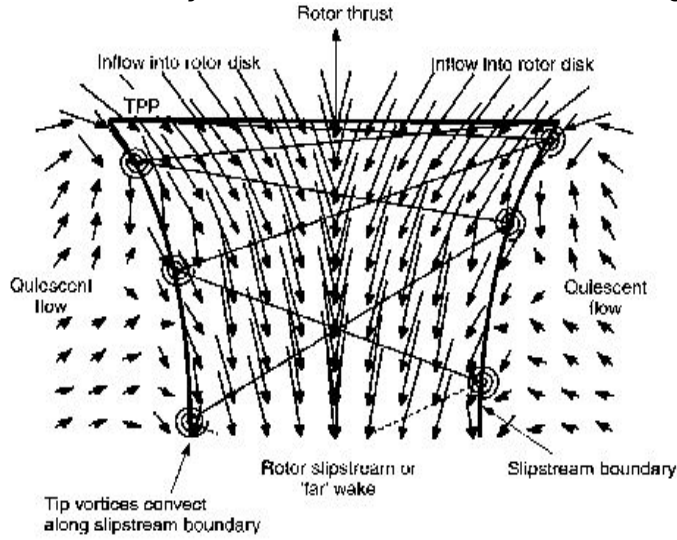
- 4) Otorotasyon

- 5) Dönme

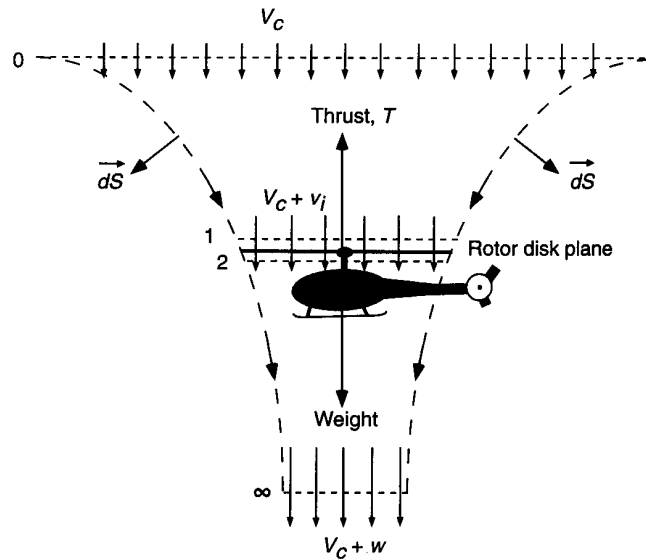
2.6 Havada Asılı Kalma (Hover)

Bizim çalışmamızın da ana inceleme konusunu oluşturan havada asılı kalma halinde aerodinamik olarak oluşan taşıma kuvveti helikopterin ağırlığına eşittir. Bu durumda iken rotor kanat uçlarında oluşan girdaplar taşıma kuvvetini etkilediğinden incelenmeleri önemlidir.

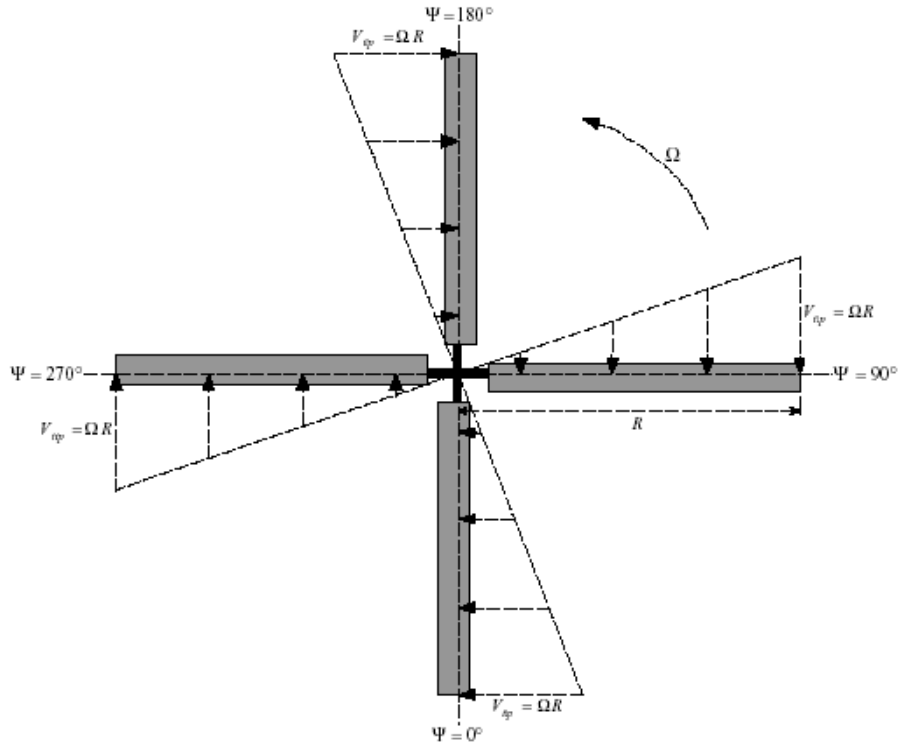
Havada asılı kalma hali helikopterlerde en basit uçuş durumu olarak kabul edilebilir. Bu durumda helikopter ne yatay ne de dikey bir hıza sahiptir. Bu sebepten dolayı oluşan akım alanı rotor dönme eksenine göre simetriktr. Bu yapı Şekil 2.5 ve 2.6 da düşey düzlemde ve Şekil 2.7 de rotor dönme düzleminde gösterilmiştir.



Şekil 2.5 Hover da oluşan akım alanı [28]



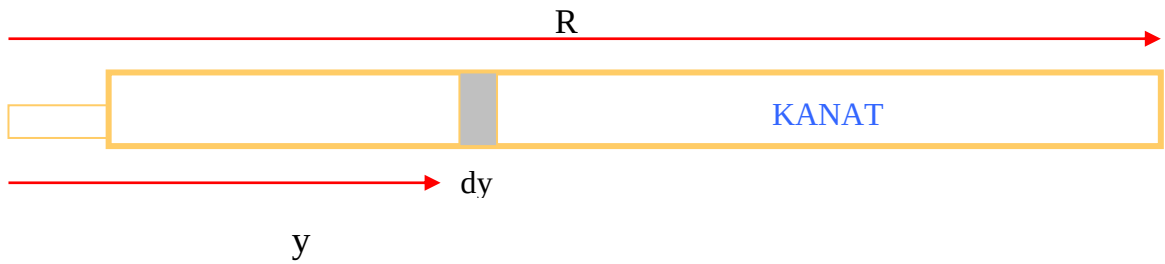
Şekil 2.6: Hover da oluşan akım alanı [28]



Şekil 2.7: Hover durumunda kanatlardaki hız dağılımı[20]

Helikopterlerin uçuşu için gerekli taşıma kuvvetini yaratan referans alanının diğer hava araçlarından farklı olması ve oluşan hava akım alanının çok daha karmaşık bir yapıya sahip olması sebebi ile helikopterlerin uçuşunda ortaya çıkan aerodinamik problemler diğer hava araçlarınıninkine göre çok daha zordur.

Helikopterler havada asılı kalma (hover) durumunda iken meydana gelen kanat ucu girdaplarının doğru olarak modellenmesi , helikopterin performansını belirleyen aerodinamik parametreler olarak da adlandırılabilir olan Taşıma Katsayısı , Sürüklenme Katsayısı (C_L ve C_D), İtme katsayısı (C_T) ve diğer aerodinamik katsayıların değerlerinin doğru olarak belirlenmesinde de etkili olacağından sayısal modelin doğru olarak seçilmesi ve uygulanması oldukça önemlidir . Bu katsayılar Şekil 2.8 de gösterilen bir kanat için aşağı ifade edilmiştir.



Şekil 2.8: Kanat (blade)

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c \cdot dy \cdot C_L \quad (2.1)$$

$$r = \frac{y}{R} \quad dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c \cdot dy \cdot C_D \quad (2.2)$$

$$\sigma = \frac{Nc}{\pi R} \quad C_T = \frac{1}{2} \sigma \int_0^1 C_L \cdot r^2 dr \quad (2.3)$$

$$\phi = \frac{(V + v_i)}{\Omega y} \quad C_Q = \frac{1}{2} \sigma \int_0^1 (\phi C_L + C_D) \cdot r^3 dr \quad (2.4)$$

$$\lambda = r \cdot \phi \quad C_P = \int_0^1 \lambda C_T \cdot dr + \frac{1}{2} \sigma \int_0^1 C_D r^3 dr \quad (2.5)$$

Hover durumunda, analitik çözümle performans tahmini yapılırken kullanılan en basit yaklaşım hava akımının rotor üzerine etkisini gözönünde bulunduran, momentum ve enerji korunum yasalarının bir sonucu olarak ortaya çıkan , bir boyutlu (1-D) momentum teoridir. Bu teoriye göre; hover durumunda uniform ve steady akım kabulü ile hava akımının zamanla kinetik enerjisindeki değişim oranı , rotor diski tarafından üretilen güce eşittir. Bir boyutlunun teorisin sonuçları aşağıdaki gibidir [26]. Hız alanı

$$v = -\frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}} \quad (2.6)$$

Hover 'da $V = 0$

$$v = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

İtke kuvveti ve Güç

$$T = 2 \rho A (V+v_i) v_i \quad : \quad i = \text{indüklenen} \quad (2.7)$$

$$P = T \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}} \quad (2.8)$$

3. MATEMATİKSEL FORMÜLASYON

Bu çalışmada helikopterin havada asılı kalma durumu Navier-Stokes ve Euler denklemleri kullanılarak farklı kanat uç mach sayıları için incelenmiştir. Navier-Stokes ile Euler yaklaşımları arasındaki fark Navier-Stokes denklemlerinde viskozite teriminin de bulunması dolayısıyla sınır tabakanın da çözüme dahil edilmesidir. Euler yaklaşımında ise viskoz terimler ihmal edildiğinden çözüm zamanı daha kısadır. Bu çalışmada dönel kanatlar ile gövde arasında oluşan aerodinamik etkileşimler göz önünde bulundurulmamıştır.

Hesaplamalar hazır bir paket program, FLUENT, ile yapılmıştır. Bu program ile çok farklı geometri ve akış hallerine ilişkin olayları analiz etmek olasıdır. Akış sıkıştırılamaz, sıkıştırılabilir, laminar, türbülanslı, daimi ya da zamana bağlı olabilir. Problemimizde olduğu gibi farklı sınır şartları da UDF kullanarak çözüme dahil edilebilmektedir. Aşağıda bu programın kullandığı hali ile hareket denklemleri, sınır şartları ve türbülans modelleri tanıtılacaktır.

3.1 HAREKET DENKLEMLERİ

Genel akışkan akışını yöneten denklemler süreklilik, momentum ve enerji denklemleridir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (3.1)$$

Burada ρ akışkanın yoğunluğu, $\vec{v}$, hız vektörü, t zamanı göstermektedir. Sağ tarafta bulunan S_m terimi sistemdeki kütle değişimini dikkate almak için olup bizim problemimizde sıfırdır.

Ataletsel referans sisteminde Momentumun korunumu:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3.2)$$

Burada p statik basıncı, $\bar{\bar{\tau}}$ gerilme tansörünü, g yerçekimi ivmesini ve F dış hacim kuvvetlerini temsil etmektedir. Kullanıcı tarafından tanımlanabilecek etkilerde bu F terimi ile dikkate alınabilir. Problemimizde sıfırdır.

Gerilme tansörü $\bar{\bar{\tau}}$ aşağıda verilmiştir:

$$\bar{\bar{\tau}} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3.3)$$

Burada μ akışkanın viskozitesi, I birim tansör ve sağ taraftaki ikinci terim hacim dilatasyonu etkisini temsil etmektedir. Türbülanslı akış durumunda etkin viskozite kullanılmaktadır. Euler formunda gerilme tansörü tümünden sıfır olmaktadır.

3.1.1 Enerji Denklemi

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j^P h_j \vec{J}_j + (\bar{\bar{\tau}}_{\text{eff}} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (3.4)$$

Burada k_{eff} etkin ısı iletkenlik, $(k + k_t, k_t$ türbülanslı ısı iletkenlik) ve $\sum_j^P J_j$ j. tür maddenin difüzyonudur. Bizim problemimizde bu sıfırdır. Sağ taraftaki ilk üç terim sırası ile iletim, madde difüzyonu ve viskoz disipasyon yolu ile enerji transferini ifade eder. S_h kaynak terimi olup kimyasal etkileşim ya da diğer bir kaynak terimi temsil eder. Problemimizde yine sıfırdır. Ayrıca aşağıdaki ifadeler problemi tamamlamak bakımından gereklidir:

$$E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \quad (3.5)$$

$$h = \sum_j Y_j h_j \quad (3.6)$$

Sürtünme ve ısı iletim etkileri ihmal edildiğinde sağ taraf sıfır olmaktadır.

3.1.2 Hareket Denklemlerinin İntegral Vektör Formu

Tek bir akışkana ait ortalama akış değerleri için hareket denklemleri dA diferansiyel yüzey alanlı keyfi bir kontrol hacmi V için aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot d\mathbf{A} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (3.7)$$

Burada $\mathbf{W}$, $\mathbf{F}$ ve $\mathbf{G}$ vektörleri aşağıdaki gibidir:

$$\mathbf{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho v u + p \hat{i} \\ \rho v v + p \hat{j} \\ \rho v w + p \hat{k} \\ \rho v E + p v \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix} \quad (3.8)$$

$\mathbf{H}$ vektörü hacim kuvvetleri ve enerji kaynak terimlerini içerir. ρ , $\mathbf{v}$, $\mathbf{E}$, ve p sırası ile yoğunluk, hız, birim kütle başına toplam enerji, ve akışkan basıncını göstermektedir. τ yine viskoz gerilme tansörü ve q ısı akısıdır. Toplam enerji

$\mathbf{E}$ ile toplam entalpi $\mathbf{H}$ arasındaki bağıntı

$$E = H - p/\rho \quad (3.9)$$

$$H = h + |\mathbf{v}|^2/2 \quad (3.10)$$

ile verilmiştir

Sınır Şartları

Problemi tanımlamak üzere genel sınır şartları katı cisim yüzeylerinde

Hız = yüzeyin dönme hızına eşit (rotor)

Ve cisimden yeterince uzakta

Hız = 0 ve ortam basınç ve sıcaklık değerleri kullanılmaktadır.

3.2 TÜRBÜLANS MODELLERİ

Bu çalışmada Spalart-Allmaras ve k-epsilon modelleri kullanılmıştır.

3.2.1 Spalart-Allmaras Türbülans Modeli

Spalart-allmaras metodu türbülans viskozitesi hesaplanırken bir tek taşıma denklemi çözen, bu sebeple de diğer metodlarla kıyaslandığında daha da basit olan bir metoddur. Tek bir denklem çözüldüğünden diğer türbülans modellerinde olduğu gibi uzun ölçekte yerel kayma tabakası kalınlığının hesaplanmasına gerek yoktur. Bu model özellikle havacılık alanında yapılan yüksek basınç gardyenine sahip duvar etrafındaki akımlarda oluşan sınır tabakayı izlemek için kullanılır.

3.2.1.1 Spalart-Allmaras için Taşıma Denklemleri

$\tilde{\nu}$ duvara yakın viskozitenin etkili olduğu bölge hariç , türbülans kinematik viskozitesini göstermek üzere ,

$$\rho \frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = G_{\nu} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_{\nu} \quad (3.11)$$

burada G_{ν} ve Y_{ν} sırasıyla duvara yakın bölgede meydana gelen türbülans viskozite artması ve azalmasıdır. $\sigma_{\tilde{\nu}}$ ve C_{b2} sabitler ν ise moleküler kinematik viskozitedir.

Türbülans Viskozite Modeli

Türbülans Viskozite μ_t ile gösterilir.

$$\mu_t = \rho\tilde{\nu}f_{v1} \quad (3.12)$$

f_{v1} viskoz sönümlleme fonksiyonunu göstermek üzere

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad (3.13)$$

ve

$$\chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (3.14)$$

olarak tanımlanır.

3.2.1.2 Türbülans Üretim Teriminin Modellenmesi

Türbülans üretim terimi G_ν ile gösterilmek üzere

$$G_\nu = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \quad (3.15)$$

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (3.16)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (3.17)$$

bu denkelemler de C_{b1} ve K sabitler, d duvardan uzaklık, S deformasyon tensöründen hesaplanan bir skaler. Spalart-Allmaras modelinde girdaplılık büyüklüğüne bağlıdır.

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (3.18)$$

Ω_{ij} ortalama dönme hızı tensörü olmak üzere

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (3.19)$$

$$S \equiv |\Omega_{ij}| + C_{\text{prod}} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (3.20)$$

$$C_{\text{prod}} = 2.0, \quad |\Omega_{ij}| \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, \quad |S_{ij}| \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.21)$$

S_{ij} ortalama gerileme oranı olmak üzere

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (3.22)$$

3.2.1.3 Türbülans Tüketim Teriminin Modellenmesi

Türbülans Tüketim terimi Y_ν ile gösterilmek üzere

$$Y_\nu = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \quad (3.23)$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (3.24)$$

$$g = r + C_{w2} (r^6 - r) \quad (3.25)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2} \quad (3.26)$$

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (3.27)$$

C_{w1} , C_{w2} , ve C_{w3} sabitler .

3.2.1.4 Model Sabitleri

$$C_{b1} = 0.1335, \quad C_{b2} = 0.622, \quad \sigma_{\tilde{\nu}} = 2/3, \quad C_{v1} = 7.1$$

$$C_{w1} = C_{b1}/\kappa^2 + (1 + C_{b2})/\sigma_{\tilde{\nu}}, \quad C_{w2} = 0.3, \quad C_{w3} = 2.0, \quad \kappa = 0.41 \quad (3.28)$$

3.2.1.5 Duvar Sınır Şartları

Duvarda modifiye edilmiş kinematik türbülans viskozite $\tilde{\nu}$ sıfırdır.

Eğer mesh yeteri kadar uygunsa laminar alttabakayı çözmek için , duvar kayma gerilmesi laminar gerilme bağıntılarından elde edilebilir.

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{\rho u_\tau y}{\mu} \quad (3.29)$$

Eğer mesh yeterince uygun değilse laminar alt tabaka

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln E \left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu} \right) \quad (3.30)$$

formülü ile bulunabilir. $k=0.419$, $E = 9.793$

3.2.2 Standart k-ε Türbülans Modeli

k-ε basit, tam türbülans modellerinden biridir.

Türbülans kinetik enerji **k** ve türbülans yayılma hızı **ε** şu taşınım denklemlerinden elde edilirler.

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (3.31)$$

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (3.32)$$

Bu formüllerde **G_k** ortalama hız gradyeninden kaynaklanan türbülans kinetik enerji üretim terimi. **Y_k** toplam yayılım hızı **C_{1ε}**, **C_{2ε}**, **C_{3ε}**, sabitler. **σ_k** ve **σ_ε** sırasıyla **k** ve **ε** için Prandtl sayıları.

3.2.2.1 Standart k-ε için Türbülans Viskozite Modeli

Eddy veya Türbülans viskozitesi olarak adlandırılan **μ_t** şu formülle hesaplanır.

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (3.33)$$

bu denlemde **C_μ** sabittir.

3.2.2.2 Standart k-ε için Model Sabitleri

$$C_{1\epsilon} = 1.44, \quad C_{2\epsilon} = 1.92, \quad C_\mu = 0.09, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.3$$

4. SAYISAL FORMÜLASYON

Bir önceki bölümde verilen matematiksel formülasyon sonlu hacimler sayısal yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Bu bölümde sayısal yöntem ve sınır şartları anlatılmıştır[29].

4.1 GENEL BAKIŞ

FLUENT kullanırken aşağıdaki sayısal yöntemlerden birini seçmek olasıdır:

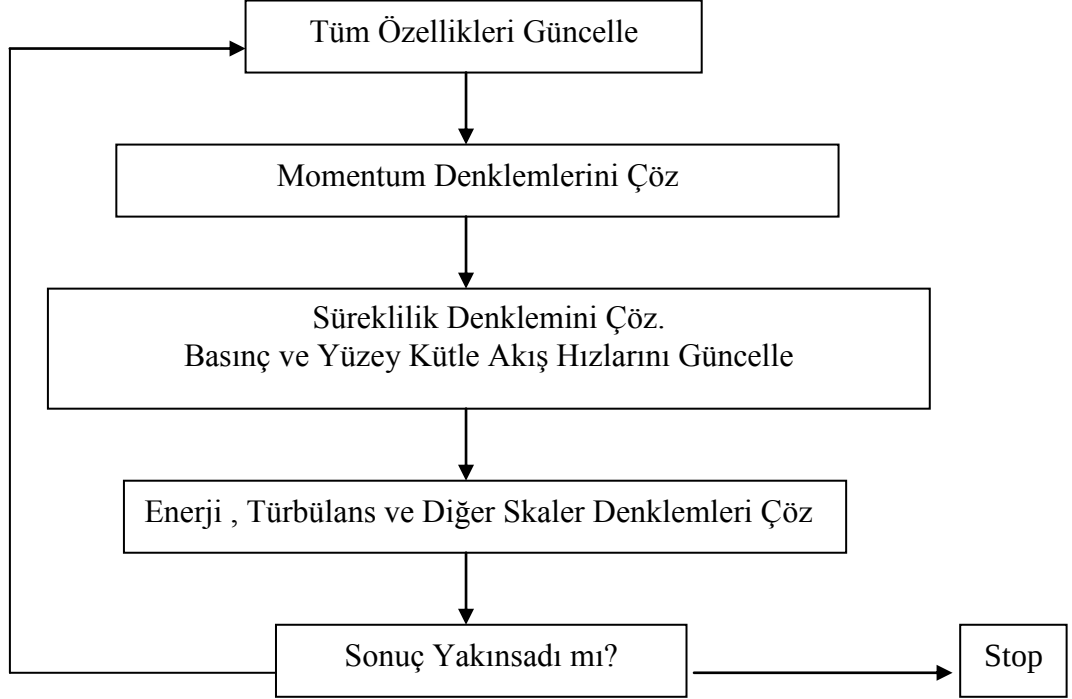
- segregated çözücü
- coupled çözücü

Her iki yöntemle de süreklilik, momentum ve enerji denklemleri integral formda çözülürler. Türbülans denklemleri ve diğer yardımcı denklemler de tüm bilinmeyenlerin hesaplanmasına yardımcı olur. Her iki halde de kullanılan yöntem sonlu hacim tabanlı olup aşağıdaki adımları içerir:

- Sayısal bir ağ yardımı ile hesaplama bölgesi sonlu sayıda ayrık kontrol hacimlerine bölünür.
- Her bir kontrol hacminde hareket denklemleri integre edilerek ayrık değişkenler (bilinmeyenler) için cebrik denklemlerin elde edilmesi. Bilinmeyenler hız, basınç, sıcaklık ve diğer korunmuş skaler değerlerdir.
- Ayrıklaştırılmış denklemlerin lineerleştirilmesi ve sonuçta elde edilen lineer denklem sisteminin bağımlı değişkenlerin iyileştirilmiş değerlerinin hesaplanması. İteratif bir şekilde nihai sonuçların elde edilmesi.
- Her iki yöntem de benzer sonlu hacim şeması kullanmasına karşılık lineerleştirme ve elde edilen denklem sisteminin çözüm yöntemleri farklılıklar gösterir.

4.2 Segregated Çözüm Metodu

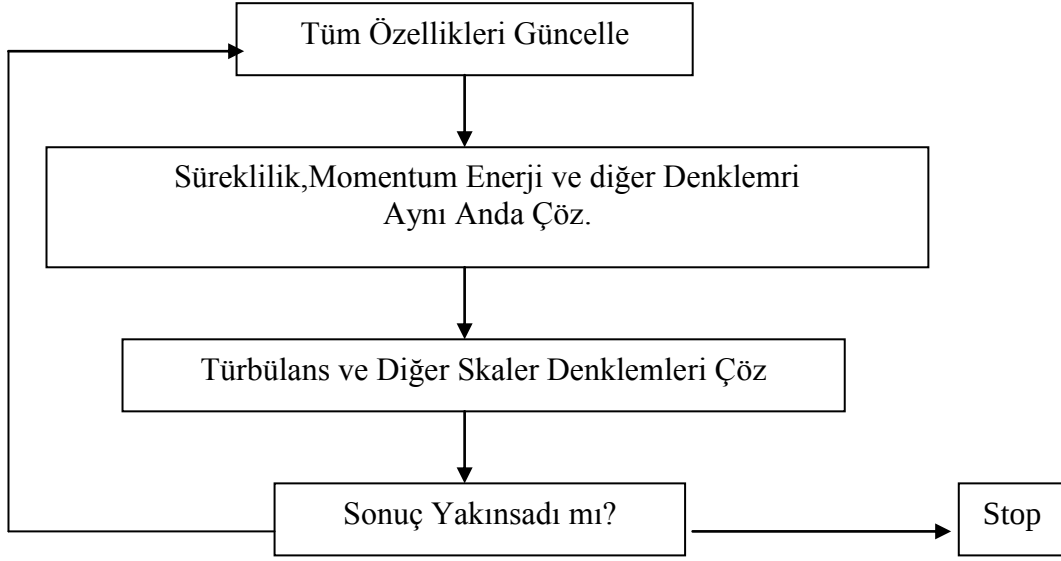
Bu metod kullanıldığında ana denklemler sırasıyla çöölerek sonuca ulaşılır. Çözüm algoritması şu şekilde gösterilebilir.



- 1) Akışkanın özellikleri varolan çözüme göre güncellenir.
- 2) Hız alanını güncellemek amacıyla u, v, w momentum denklemleri çözölür.
- 3) İkinci adında elde edilen hız değerlerinden süreklilik denklemini kontrol edilir.
- 4) Skaler denklemler çözölür.
- 5) Sonucun yakınsayıp yakınsamadığı kontrol edilir.

4.3 Coupled Çözüm Metodu

Bu çözüm metodunda ana denklemler süreklilik, momentum, (uygunsa) enerji ve taşıma denklemleri aynı anda hep birlikte çözölür. Çözüm algoritması şu şekilde gösterilebilir.



- 1) Akışkan özellikleri varolan çözüme göre güncellenir.
- 2) Süreklilik, momentum ve (uygunsa) enerji ve diğer denklemler hep birlikte aynı anda çözülür.
- 3) Eğer uygunsa türbülans ve radyasyon gibi skaler değerler bir önce adımda bulunan değerlerle hesaplanır.
- 4) Sonucun yakınsayıp yakınsamadığı kontrol edilir.

4.4 Ayrıklaştırma

Fluent ana denklemleri cebrik hale getirerek bu denklemleri sayısal olarak çözülebilir hale getirir . Sayısal çözüm için kullandığı metod ise sonlu hacimler metodudur. V keyfi seçilen bir kontrol hacmini göstermek üzere;

$$\oint \rho \phi \vec{v} \cdot d\vec{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (4.1)$$

ρ = yoğunluk

$\vec{v}$ = Hız Vektör

$\vec{A}$ = Yüzey Alan Vektörü

Γ_ϕ = ϕ için Difüzyon Katsayısı

$\nabla \phi$ = Gradyen

S_ϕ = Kaynak

$$\sum_f^{N_{\text{faces}}} \rho_f \vec{v}_f \phi_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_{\text{faces}}} \Gamma_\phi (\nabla \phi)_n \cdot \vec{A}_f + S_\phi V \quad (4.2)$$

N_{faces} = Toplam Yüzey sayısı

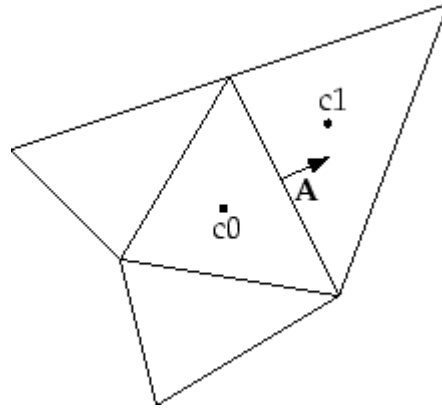
ϕ_f = f yüzünde ϕ nin yayılım değeri

$\rho_f \vec{v}_f \cdot \vec{A}_f$ = Yüzeye doğru kütle akışı

$\vec{A}_f$ = f yüzünün alanı

$(\nabla \phi)_n$ = f yüzünün Normalinin büyüklüğü

V = Kontrol hacmi



Şekil 4.1: Scaler taşıma denklemlerinin ayrıklaştırılması için kontrol hacmi

c1 ve c0 hücre merkezleridir.

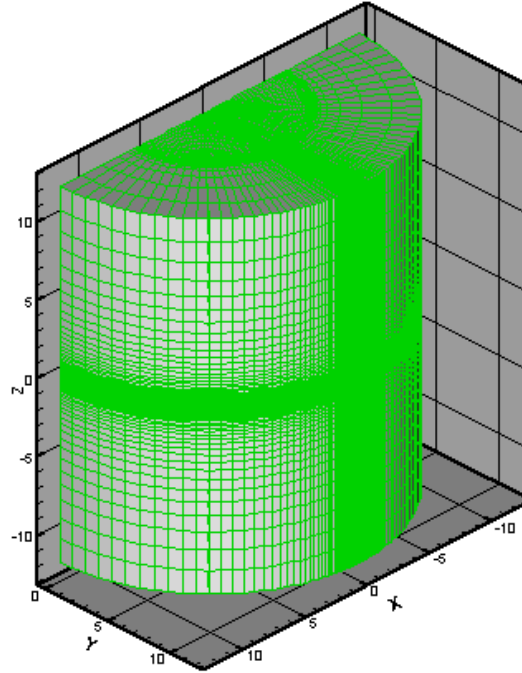
Sayısal yöntemle ilişkin ayrıntılar [29] ve FLUENT el kitabında bulunmaktadır.

5.ÇÖZÜMLER ve DEĞERLENDİRMELER

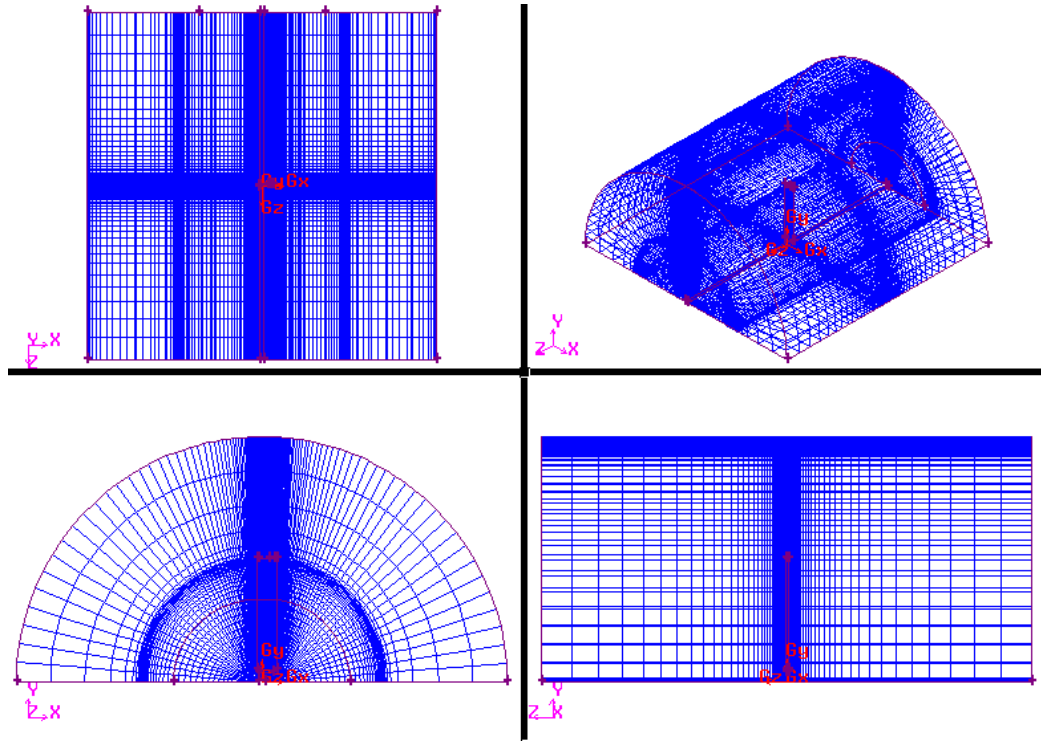
Helikopterin hover durumundaki akış alanı üç farklı kanat uç Mach sayısı için incelenmiştir. Caradonna-Tung tarafından[12] ölçümleri yapılan 2 kanatlı rotor yapısı ele alınmıştır. Hem sürtünmesiz (Euler) hem de vizkoz (NS) akış için çözümler elde edilmiştir. Hız alanı, Mach sayısı dağılımı sunulmuş ve basınç katsayı değerleri farklı kanat radyal istasyonlarında ölçümler ile kıyaslanmıştır.

5.1 Rotor Geometrisi ve Sayısal Ağ

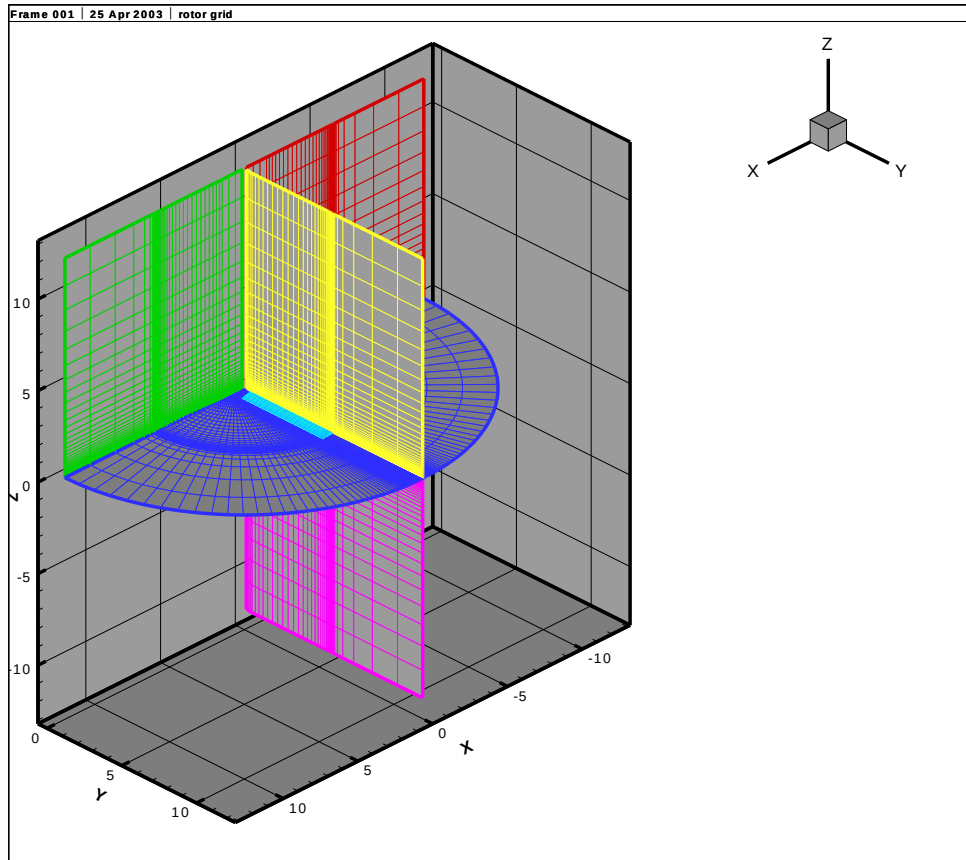
Çalışmamızda kullanılan rotor kanadı (blade) daha önce pek çok deneysel ve sayısal araştırmada kullanılan iki kanatlı, burgusuz (untwisted), esnek olmayan (rigit) Caradonna-Tung [12] kanadıdır. Bu kanadın profili NACA0012 olup açıklık oranı $R=6$ 'dır.



Şekil 5.1-a: Rotor etrafında sayısal Ağ, dış bölge.



Şekil 5.1-b: Rotor etrafında sayısal Ağ, farklı yönlerden görünüm.



Şekil 5.1-c: Rotor etrafında sayısal Ağ.

Çalışmamızda rotoru incelemek için oluşturulan sayısal ağ Georgia Institute of Technology (Nathan Hariharan & Lakshmi N. Sankar) tarafından yazılan bir grid üretme programı ile üretilmiştir. Üretilen grid H-H-O tipidir ve yapısaldır. Bu programın çıktı formatının paket programın kullandığı formata dönüştürülmesi için Fortran dilinde ile bir ara yüz oluşturulmuştur . Oluşturulan sayısal ağ Şekil 5.1 de görülmekte olup 655200 adet sonlu hacim elemanı ve 682492 adet düğüm noktası içermektedir. Hesaplama alanı her yönde 2R uzaklığında alınmış ve bu yüzeylerdeki sınır şartları da bir boyutlu momentum teorisi gereği verilmiştir.

5.2 Sayısal Sınır Şartları

5.2.1 İçe Doğru ve Dışa Doğru Akış Sınır Şartları

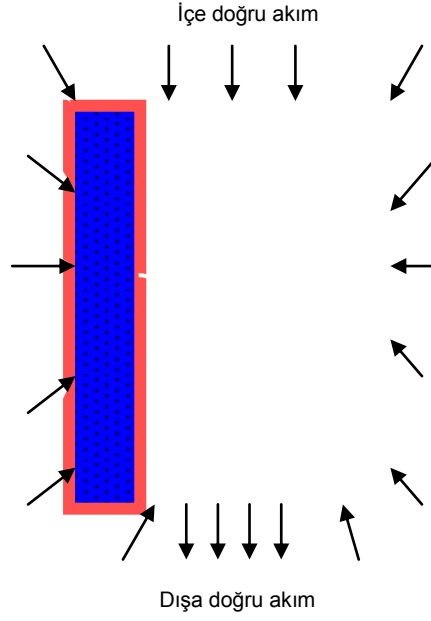
Rotor için rotordan çok uzakta serbest akım şartları olarak normalde sıfır hız değerleri tanımlanır. Çünkü helikopter durgun hava içerisinde hareketini yapmaktadır. Hover koşullarında uç girdapları bir kaç rotor dönüşü süresince kanatlara yakın kalır. Bu durumda gerçekçi uzak alan sınır şartlarının uygulanması çok önemlidir. Sonsuza uzanmayan bir hesaplama alanındaki hover halindeki sınır şartlarını tanımlamak üzere Srinivasan ve ark. [28] tarafından önerilen bir boyutlu Momentum teorisine dayanan ifadeler kullanılmıştır. Bu teori yardımı ile rotor iz sisteminden kaynaklanan uzak alan akış hızı rotor kanatlarından olan itki ve kanat uç Mach sayısı ile ilişkilendirilir:

$$M_e = -2 M_t \sqrt{\frac{C_t}{2}} \quad (5.1)$$

Burada M_e çıkış Mach sayısını, M_t rotor kanat uç Mach sayısını ve C_t itki katsayısını göstermektedir. M_e çıkış bölgesi (içe doğru akış) boyunca sabit olup rotor kanadı altında rotor disk alanının yarısı kadar bir bölge için tanımlıdır (Şekil 5.2). Böylece hesaplama alanından dışa yönlü akım tanımlanmış olur. Geri kalan uzak alan şartları için ise kütle ve momentumun korunması prensibinden

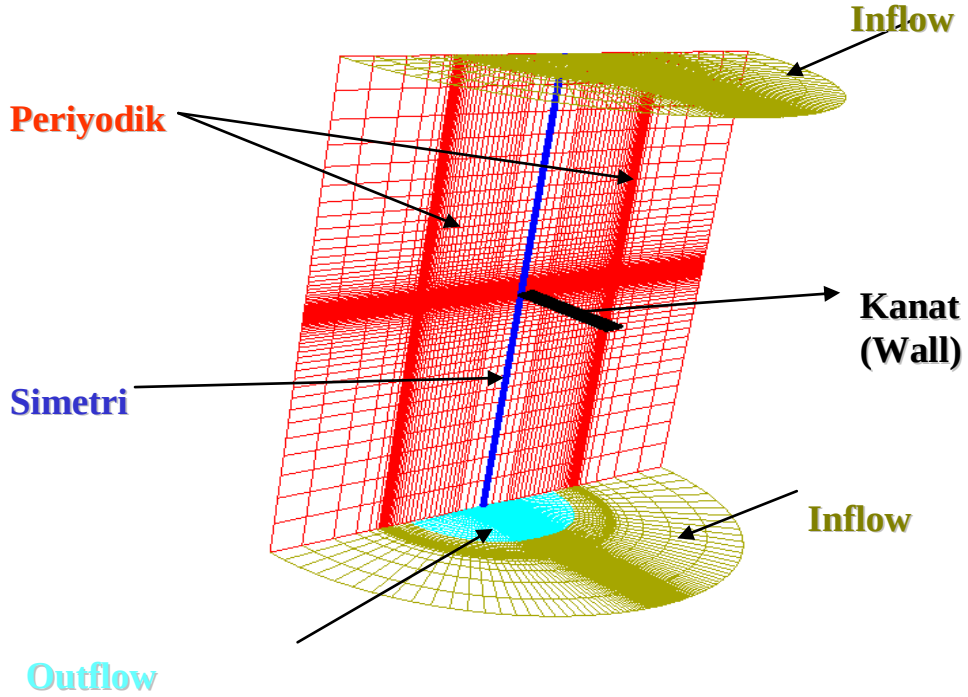
$$M_i = -\frac{M_t}{4} \sqrt{\frac{C_t}{2}} \left(\frac{R}{r}\right)^2 \quad (5.2)$$

elde edilir. Bu ifadede M_i içeri doğru akış Mach sayısını verir, Şekil 5.2. Bu yaklaşımda rotor uzak alandan bir nokta kaynak şeklinde görülür. Bu hız sınırda her noktada Şekil 5.4 gösterildiği gibi hub'a doğru yönlendirilmiştir. Alt sınırlarda yukarıdaki iki sınır şartı birlikte kullanılır. Tabii sonlu bir hesaplama bölgesi için bu şartlar yalnızca yaklaşık olup uzak alan mesafesi rotordan olabildiğince uzakta seçilmelidir. Elbette bu beraberinde büyük hesaplama bölgesi ve nokta sayıları sorunu getirir. Bu sınır şartları şematik olarak Şekil 5.2 de gösterilmiştir.

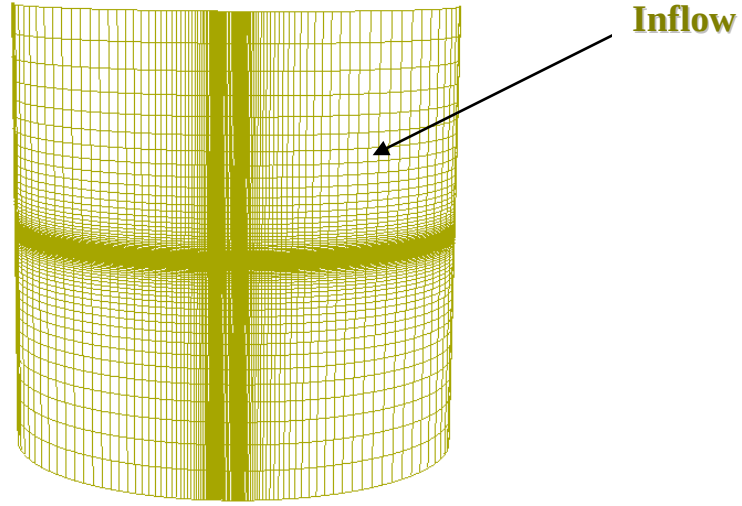


Şekil 5.2: Hover hali için hesaplama bölgesi uzak alan sınır şartları [28]

Çözümlerde kullanılan tüm sınır şartları şekil 5.3 a ve b de gösterilmiştir.

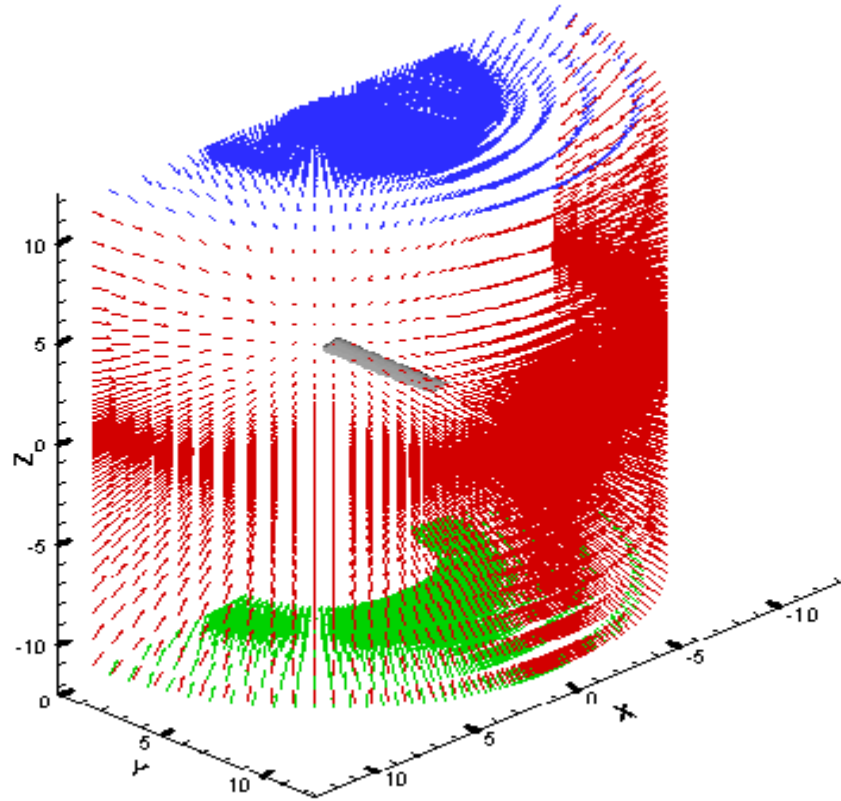


Şekil 5.3-a: Rotor etrafındaki akım alanına ait sınır şartları.



Şekil 5.3-b : Rotor etrafındaki akım alanına ait dış yüzey sınır şartı (tümü inflow)

Dışa doğru akım sınır şartlarının verileceği bölgenin yarıçapı $R/\sqrt{2}$ formülü ile hesaplanır. Bu bölgedeki hız vektörleri daima hub dan dışa doğru $-z$ yönündedir, Şekil 5.2



Şekil 5.4 : Sınır şartı olarak içe doğru akış hız vektörleri

Yüksek uç Mach sayılarında ($M_t=0.88$) sıkıştırılabilirlik etkileri yüksek olduğundan içe doğru akış (inflow) ve dışa doğru akış (outflow) sınır şartları içe doğru basınç (pressure inlet) ve dışa doğru basınç (pressure outlet) olarak uygulanır ve aşağıdaki izantropik akım bağıntıları yardımı ile hesaplanır (Ek-1)

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \frac{T_0}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (5.3)$$

Bu ifadelerde o indisi durma değerlerini temsil etmektedir. γ ise özgül ısılar oranı olup hava için 1.4 değerine sahiptir.

5.2.2 Peryodik Sınır Şartları

Hover durumuna özgü bir koşul olarak 2 kanadın dönmesi sırasında her kanat aynı anda aynı aerodinamik yüklere maruz kaldığından bu fiziksel koşul göz önünde bulundurularak modellemede kullanılan grid, tam bir akış alanı olarak değil yarım olarak modellenmiştir. Hover durumunda periyodikliği belirleyen açı, N kanat sayısını göstermek üzere $\frac{2\pi}{N}$ formülü ile bulunur bu sebeple bizim 2 kanatlı bir helikopter için hesap yapıldığında 0° - 180° açı bulunan sınırlar periyodik sınırlar olarak alınmıştır şekil 5.3.a.

5.2.3 Simetri Sınır Şartı

Peryodik sınır şartı olarak belirlenen bölgelerin arasında hubın da içinde bulunduğu küçük alanlı bölge simetri sınır şartı olarak belirlenmiştir şekil 5.3.a.

5.2.4 Duvar (Wall) SınırŞartı

Sayısal ağda yalnızca kanat (blade) üzerinde duvar sınır şartı uygulanmıştır. Kanat w açısı hızı sonucu w^*r ile dönmektedir, şekil 5.3.a.

5.3 Hesaplamalar

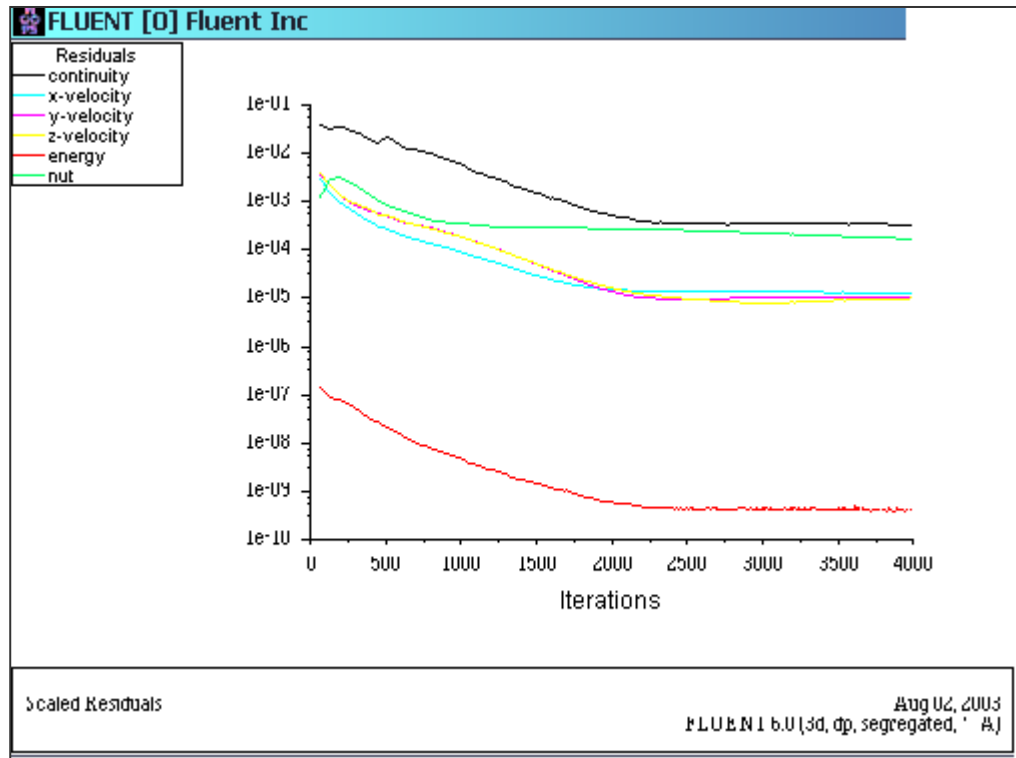
3 Farklı Mach sayısı için rotor etrafındaki akım alanı hesaplanmıştır. Her üç halde de kanat hücum açısı (kollektiv yunuslama açısı) 8° 'dir. $M_t=0.44$ ve $M_t=0.612$ için hem

NS hem de Euler sonuçları elde edilmiştir. $M_t=0.877$ için sadece NS çözümleri elde edilmiştir.

5.3.1 $M_t=0.44$ ve 8° hücum açılı hal

Kanada 8° hücum açısı verilerek oluşturulan bu durumda sürtünmesiz ve viskoz olarak iki ayrı çözüm yapılmış, viskoz çözüm yapılırken **Spalart-Allmaras** türbülans modeli kullanılmıştır. Kanat kökünden uzaklığının tüm kanat uzunluğuna oranı (r/R) olarak hesaplanan 0.5, 0.8 ve 0.96 istasyonlarında bulunan basınç katsayıları deneysel verilerle kıyaslanmıştır. $M_t=0.44$ mach sayısının da sıkıştırılabilirlik etkileri az olduğundan ve daha hızlı çözüm elde edildiğinden segregated-implicit çözüm yöntemi seçilmiştir.

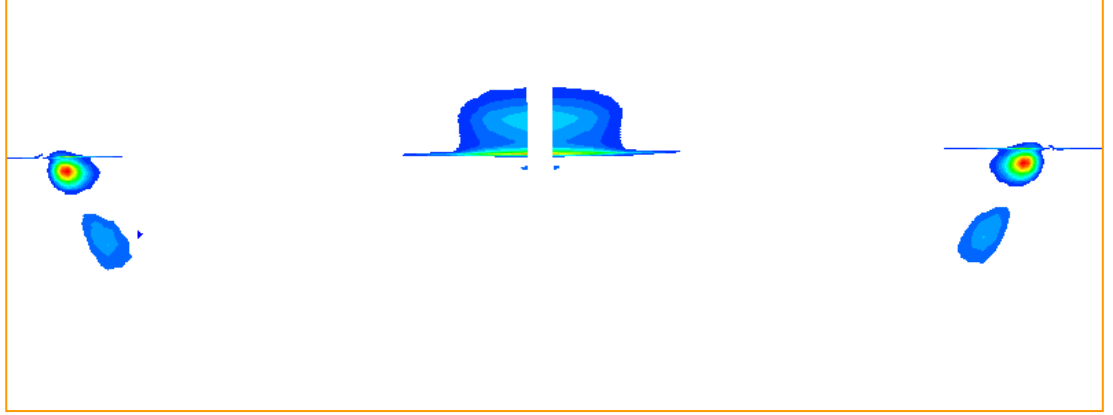
Analizimizde ortam sıcaklığı 288 K ve Spalart-Allmaras yöntemi için gerekli olan türbülans viskozite oranı (bu sayı 0-10 arasında değişir) 9.25 olarak alınmıştır.



Şekil 5.5: $M_t=0.44$ için çözüm yakınsama grafiği

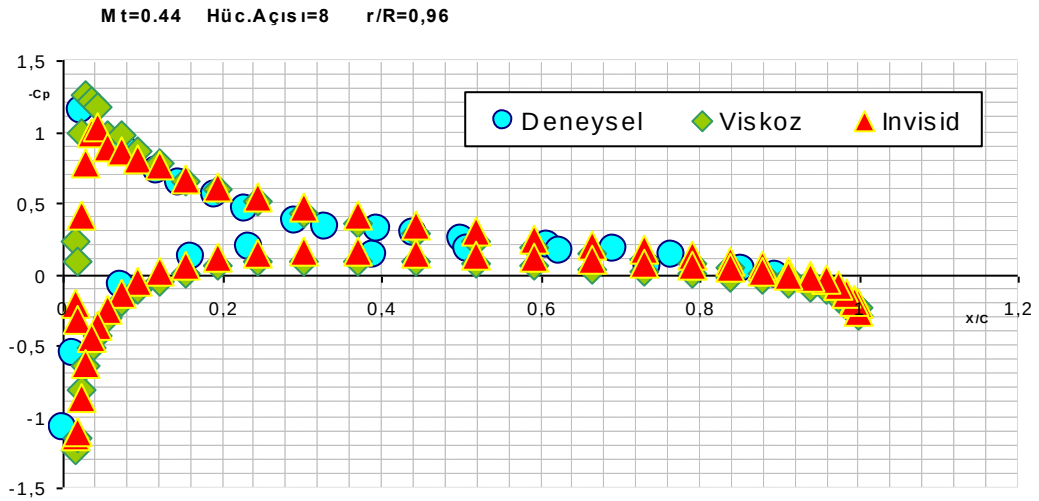
Şekil 5.5 te de görüldüğü gibi süreklilik 10^{-3} ten küçük ve hız değerleri 10^{-5} mertebesinde yakınsamıştır. Yaklaşık 2500 iterasyondan sonra çözüm değişmemiştir.

Kanat uçlarında oluşan girdap yapılarının periyodik düzlemdeki şiddetleri ise Şekil 5.6 da görülmektedir. 2 adet güçlü girdap bulunmaktadır.

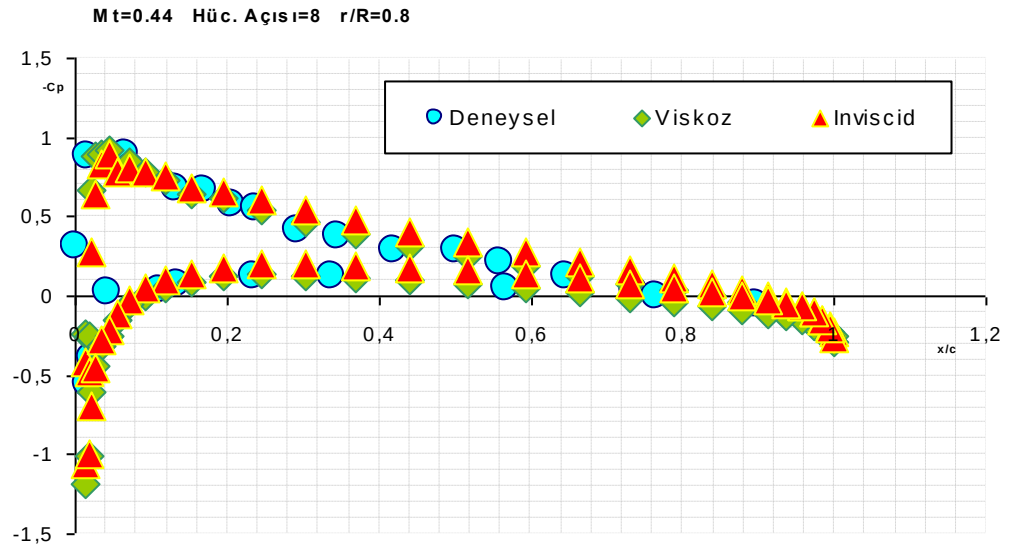


Şekil 5.6: $Mt=0.44$ için periyodik düzlemde oluşan uç girdapları

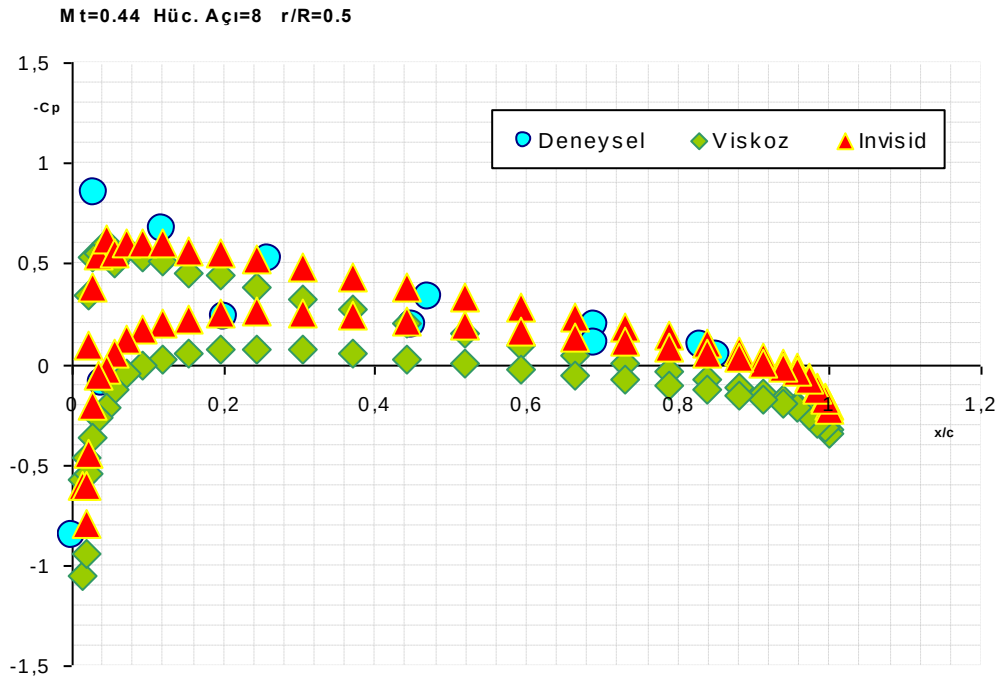
Hesaplanan basınç katsayısı değerleri kanat genişliği boyunca üç farklı radyal istasyonda deneysel veriler[12] ile karşılaştırılmıştır. Bunlar $r/R=0.5$, $r/R=0.8$ ve $r/R=0.96$ 'dır. $r/R=0.5$ hub merkezinden itibaren kanat ucuna kadar olan tam yarı uzaklığa karşılık gelmektedir. $r/R=0.96$ ise yaklaşık kanat ucudur. Deneysel verilerle kıyaslama yapabilmek için her istasyondaki kanat dönme hızı referans değer olarak alınmıştır. Bu kıyaslamalar Şekil 5.7a,b ve c de verilmiştir. Özellikle kanat ucuna yakın olan son iki istasyonda NS çözümleri ölçümler ile çok uyum içerisindedir. Euler çözümlerinde özellikle tepe basınç değerleri NS ve deneye göre daha küçüktür. $r/R=0.5$ istasyonunda ise her iki çözümde nitelik olarak deneysel sonuçlara uysa da nitelik olarak özellikle tepe değerlerde fark vardır.



Şekil 5.7-a: $Mt=0.44$ için $r/R= 0.96$ istasyonunda C_p dağılımı ve deney ile karşılaştırılması



Şekil 5.7-c: $M_t=0.44$ için $r/R= 0.8$ istasyonunda C_p dağılımı ve deney ile karşılaştırılması

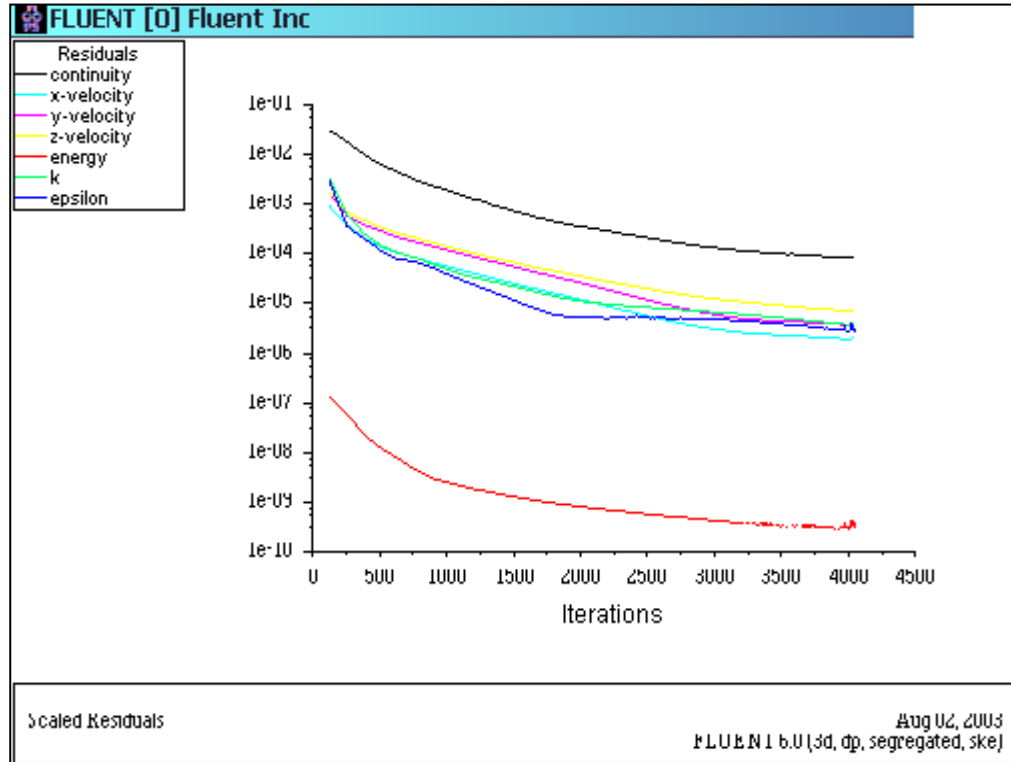


Şekil 5.7-c: $M_t=0.44$ için $r/R= 0.5$ istasyonunda C_p dağılımı ve deney ile karşılaştırılması

5.3.2 $M_t=0.612$ ve 8° hücum açılı hal

Kanada 8° hücum açısı verilerek oluşturulan bu durumda sürtünmesiz ve viskoz olarak iki ayrı çözüm yapılmış, viskoz çözüm yapılırken $k-\epsilon$ türbülans modeli kullanılmıştır. Bu hal için de segregated-implicit çözüm yöntemi seçilmiştir.

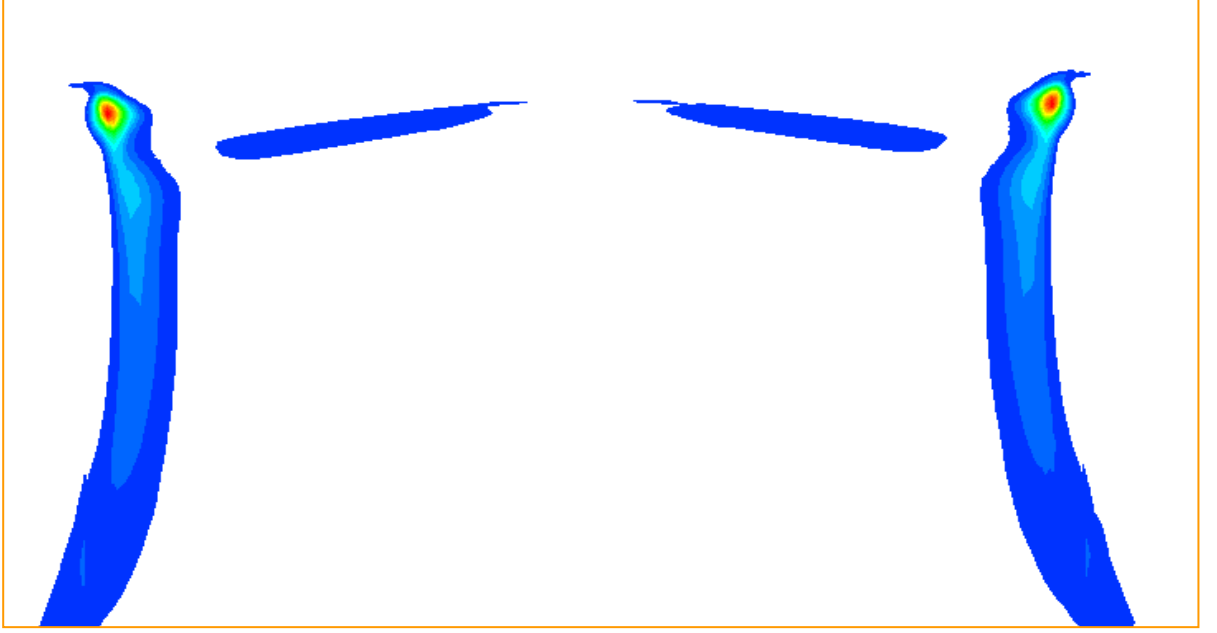
Şekil 5.8 de de görüldüğü gibi süreklilik 10^{-3} ten küçük ve hız değerleri 10^{-5} mertebesinde yakınsamıştır. Bu defa yüksek Mach sayısı sonucu yaklaşık 4000 iterasyondan sonra çözüm değişmemiştir. Kanat uçlarında oluşan girdap yapılarının periyodik düzlemdeki şiddetleri ise Şekil 5.9 da görülmektedir. 2 adet güçlü girdap bulunmaktadır. 0.44 Mach haline göre girdap daha güçlü olup daha geniş bir alana yayılmıştır.



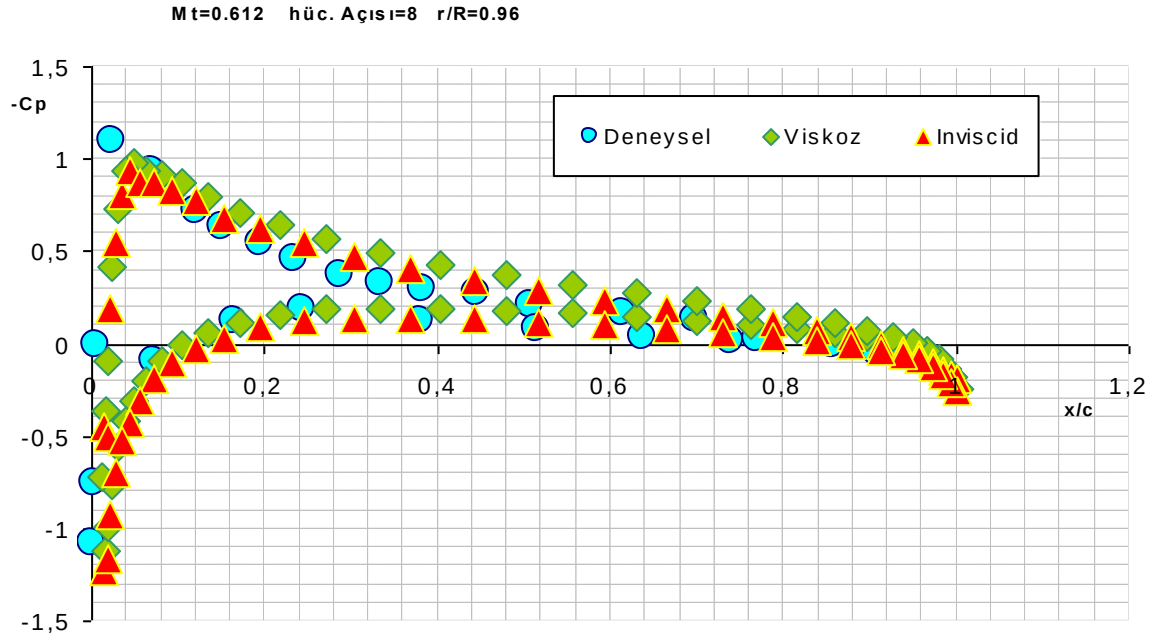
Şekil 5.8: $M_t=0.612$ için çözüm yakınsama grafiği

Hesaplanan basınç katsayısı değerleri yine kanat genişliği boyunca üç farklı radyal istasyonda deneysel veriler[12] ile karşılaştırılmıştır. Bunlar $r/R=0.5$, $r/R=0.8$ ve $r/R=0.96$ 'dır. Deneysel verilerle kıyaslama yapabilmek için her istasyondaki kanat dönme hızı referans değer olarak alınmıştır. Bu kıyaslamalar Şekil 5.10a,b ve c de verilmiştir. Özellikle kanat ucuna yakın olan son iki istasyonda NS ve Euler çözümleri ölçümler ile içerisinde. $r/R=0.5$ istasyonunda ise her iki çözümde nitelik

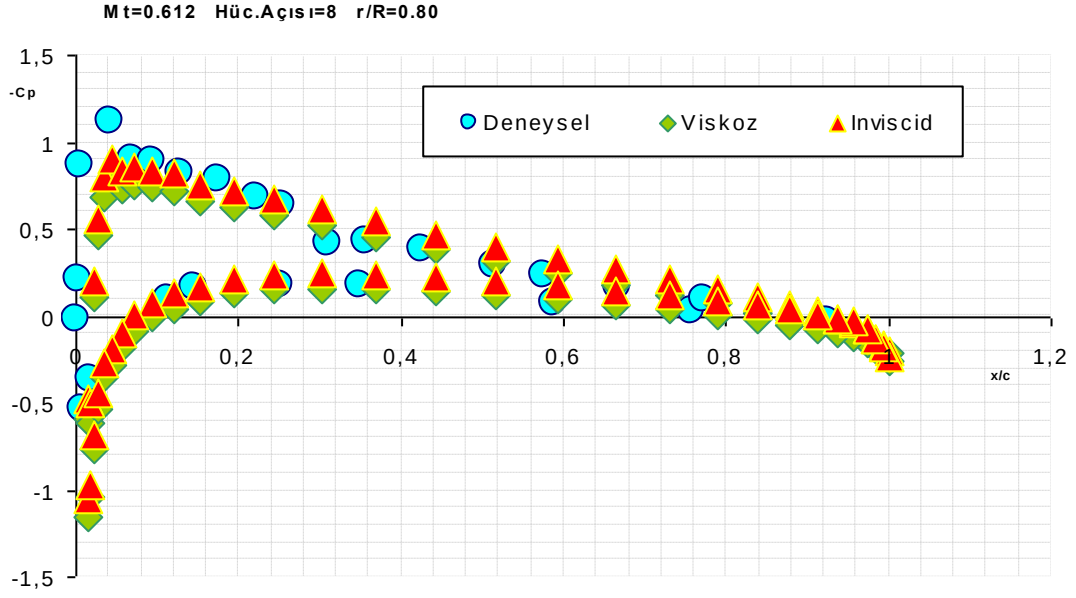
olarak deneysel sonuçlara uysa da nitelik olarak özellikle tepe değerlerde fark vardır.



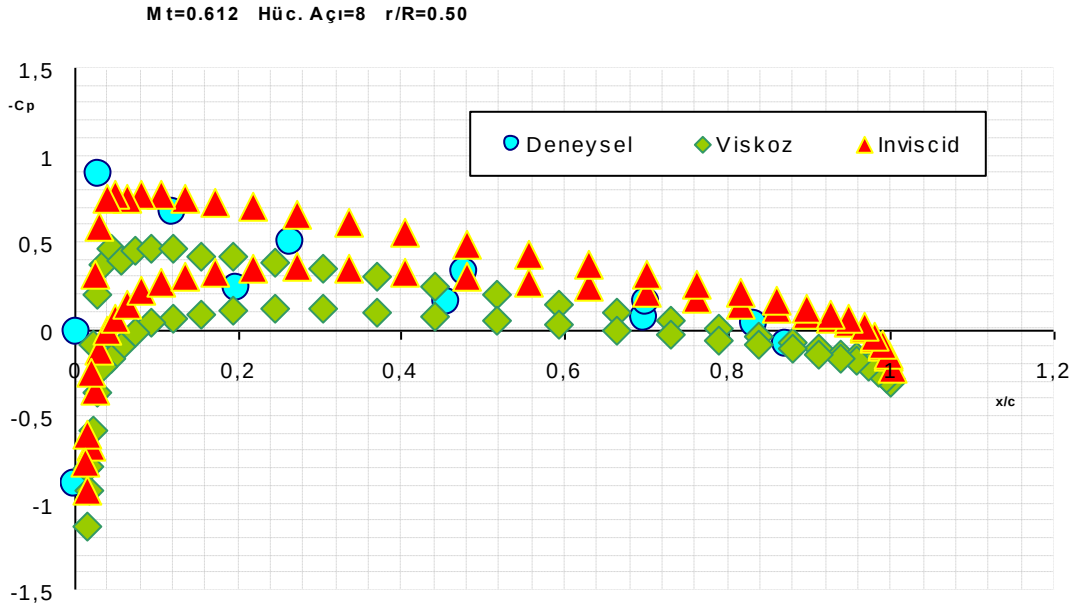
Şekil 5.9: $Mt=0.612$ için periyodik düzlemde oluşan uç girdapları



Şekil 5.10-a: $Mt=0.612$ için $r/R= 0.96$ istasyonunda C_p dağılımı ve deney ile karşılaştırılması



Şekil 5.10-b: $Mt=0.612$ için $r/R= 0.8$ istasyonunda C_p dağılımı ve deney ile karşılaştırılması

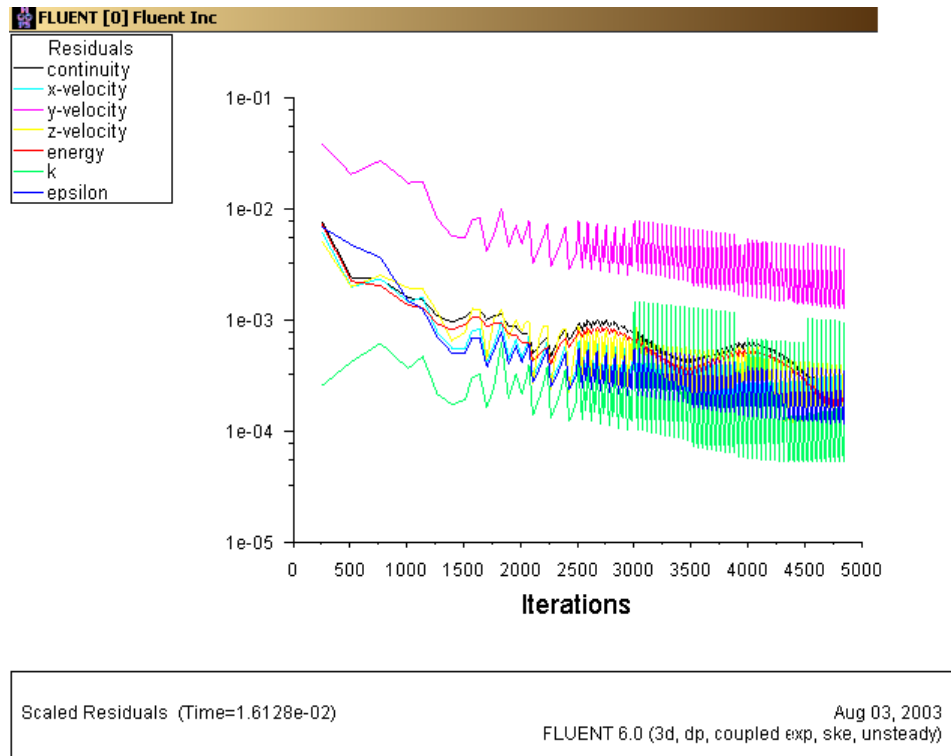


Şekil 5.10-c: $Mt=0.612$ için $r/R= 0.5$ istasyonunda C_p dağılımı ve deney ile karşılaştırılması

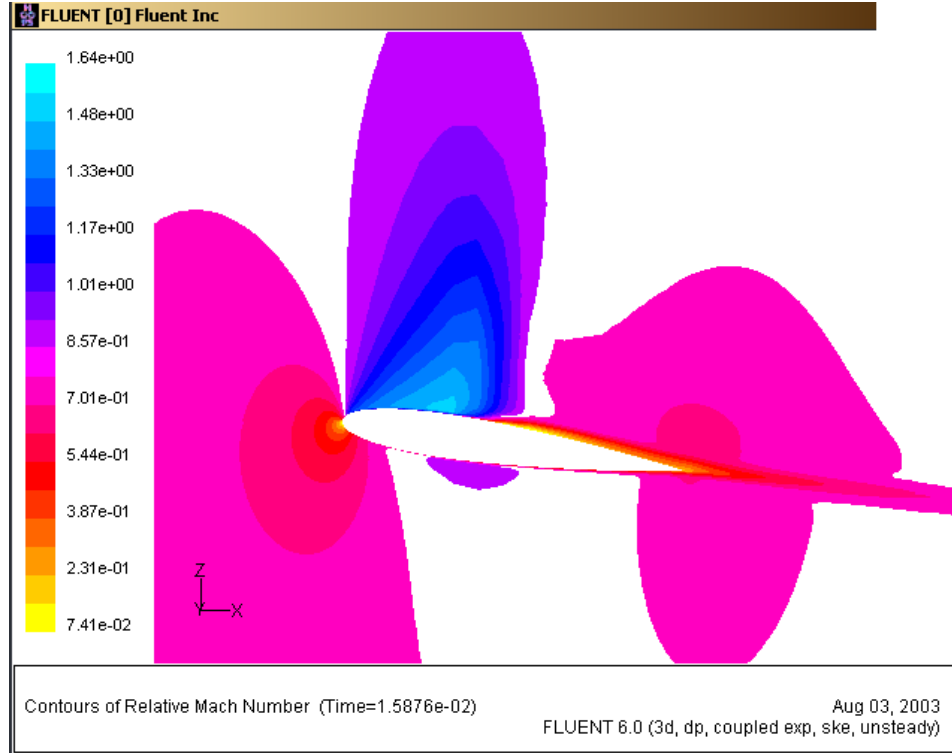
5.3.3 $M_t=0.877$ ve 8° hücum açılı hal

Kanada yine 8° hücum açısı verilerek oluşturulan bu durumda sadece viskoz çözüm yapılmıştır. Viskoz çözüm yapılırken **k- ϵ türbülans** modeli seçilmiştir. $M_t=0.877$ Mach sayısında sıkıştırılabilirlik etkileri çok önemli olduğundan ve şoklar olduğundan coupled–(explicit+unsteady) çözüm yöntemi seçilmiştir. Bu çözüm yöntemi yanında coupled-implicit çözüm yöntemi de denenmiş fakat henüz yakınsamış çözümler elde edilememiştir. Çözümlerde standart k- ϵ türbülans modeli, standart duvar fonksiyonu ile kullanılmıştır. Başlangıç değerleri olarak **k=0.125** , **$\epsilon=7.34$** olarak alınmıştır. Ortam sıcaklığı yine 288 K'dir.

Şekil 5.11 de de görüldüğü gibi bu halde çok yüksek Mach sayısı sonucu yaklaşık 4000 iterasyonda hala çözüm yakınsamamıştır. Çözümün zamana da bağlı olması nedeni ile zigzaglı bir yakınsama eğilimi gözlenmektedir. $r/R=0.89$ istasyonunda profil etrafındaki Mach sayısı dağılımları Şekil 5.12 de görülmektedir. Kanat profilinin orta bölgesinde güçlü bir şok ve firar kenarı civarı ve biraz uzağında yüksek girdaplılık bölgeleri vardır.

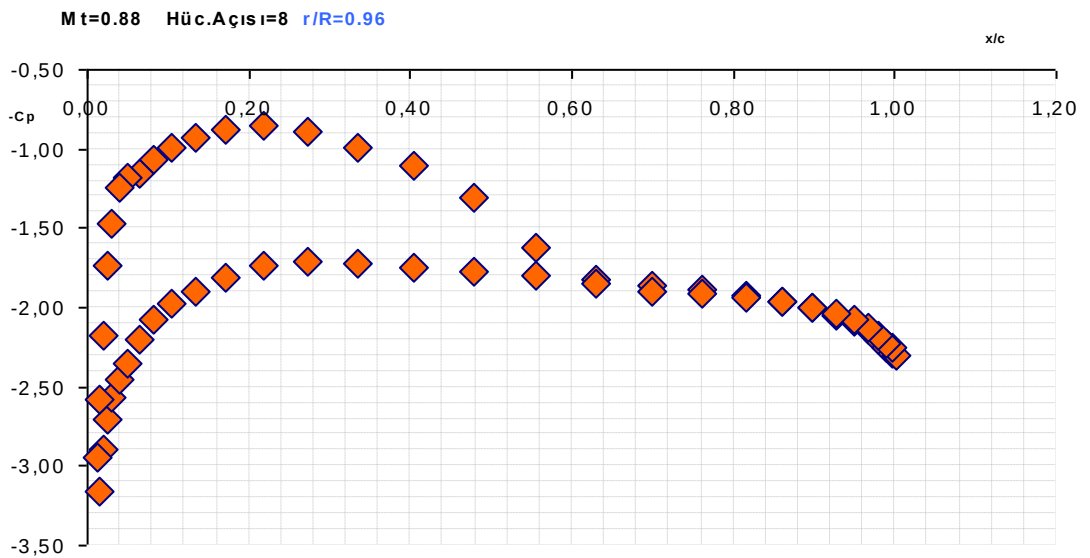


Şekil 5.11: $M_t=0.877$ için çözüm **yakınsama** grafiği

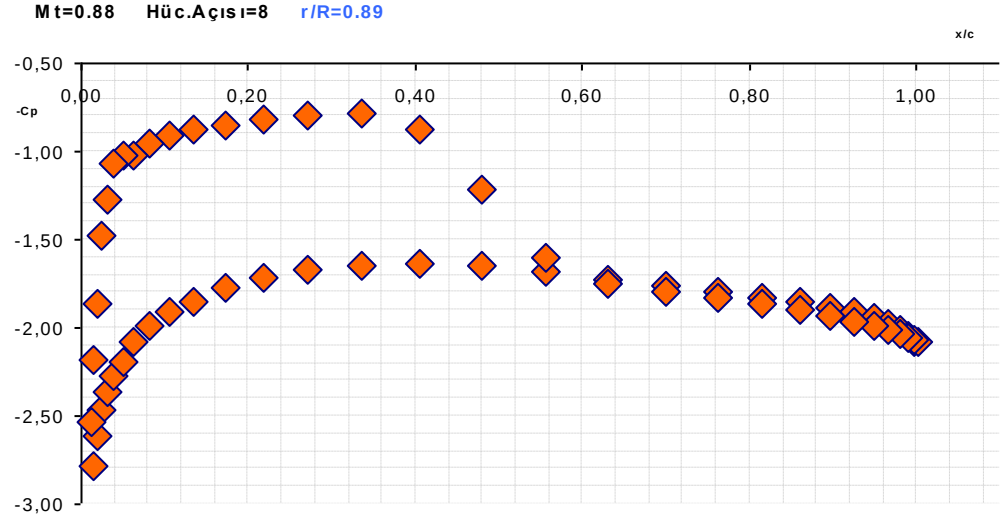


Şekil 5.12: $M_t=0.88$ için $r/R=0.89$ istasyonunda **Mach sayısı** dağılımı

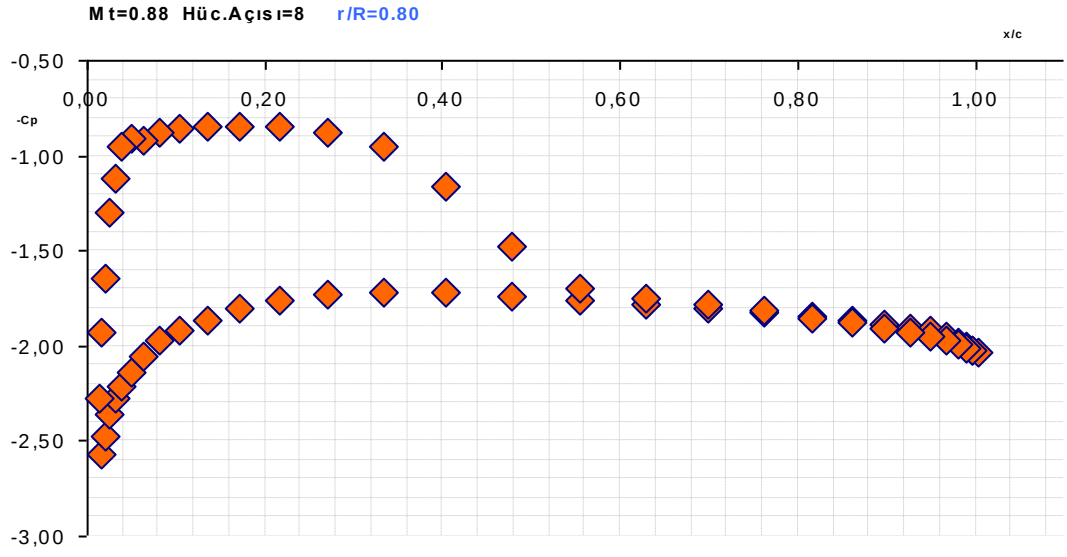
Hesaplanan basınç katsayısı değerleri kanat genişliği boyunca aynı dört farklı radyal istasyonda sunulmuştur, Şekil 5.13a,b,c,d ve e. Özellikle kanat ucuna yakın olan son üç istasyonda şok oluşumu açıkça görülmektedir.



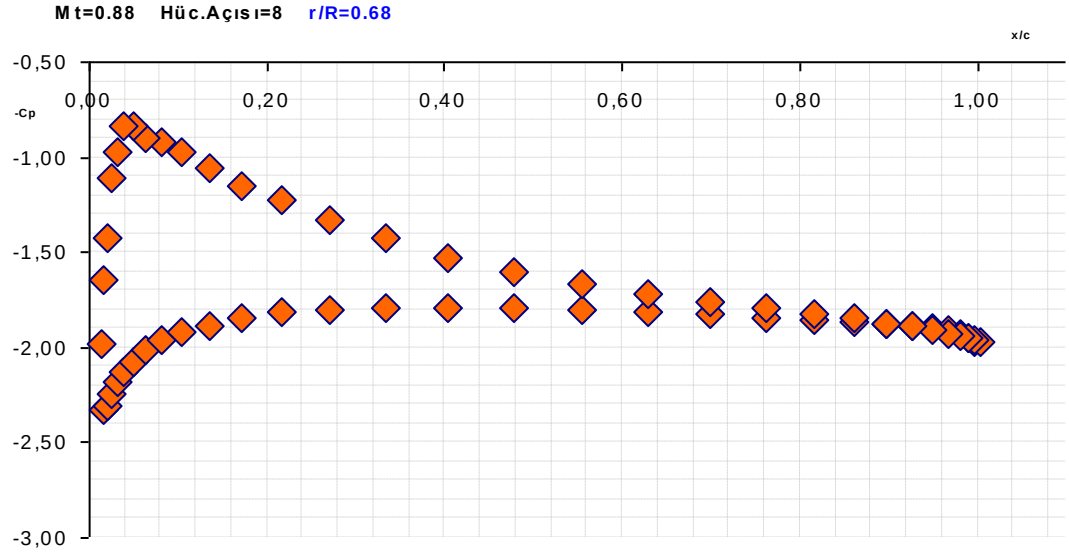
Şekil 5.13-a: $M_t=0.877$ için $r/R=0.96$ istasyonunda C_p dağılımı



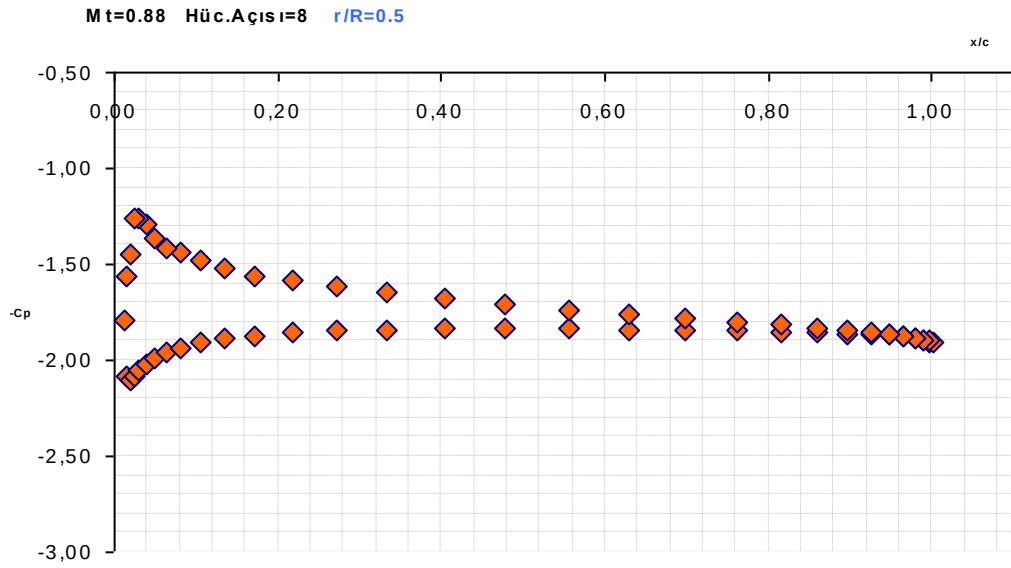
Şekil 5.13-b: $M_t=0.87$ için $r/R=0.89$ istasyonunda C_p dağılımı



Şekil 5.13-c: $M_t=0.87$ için $r/R=0.80$ istasyonunda C_p dağılımı



Şekil 5.13-d: $M_t=0.88$ için $r/R=0.68$ istasyonunda C_p dağılımı



Şekil 5.13-e: $M_t=0.88$ için $r/R=0.50$ istasyonunda C_p dağılımı

6. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, hazır bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yazılımı ile zor bir problem olan hover halindeki helikopter rotoru etrafındaki akım alanı incelenmiştir. Sonuçları doğrulamak üzere Caradonna-Tung rotoru seçilmiştir. Üç farklı kanat ucu Mach sayılarında sonuçlar elde edilmiştir. Niteliksel olarak sonuçlar deneyler ile uyum gösterse de niteliksel olarak değişen oranlarda farklar vardır. Helikopter performansına ilişkin Figure of Merit ve güç katsayısı gibi değerlerin de hesaplanıp kıyaslanması gerekmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] **McCrosky, W.J.** "Wake Vortex System of Helicopters" AIAA-95-50, January Reno, NV, 1995.
- [2] **Srinivasan, G.R., Sankar, L.N.**, "Status of Euler and Navier-Stokes CFD Methods for Helicopter Applications," AHS Aeromechanics Specialist Meeting, October 1995.
- [3] **Landgrebe, A. J. and Cheney, M. C.**, "Rotor Wakes - Key to Performance Prediction," AGARD Conference on Aerodynamics of Rotary Wings, AGARD-CPP-111, February 1973
- [4] **Hariharan, N., Sankar, L. N.**, "Higher Order Numerical Simulation of Rotor Flow Field," AHS Forum and Technology Display, Washington, DC., May 1994.
- [5] **Gray, R. B.**, "On the Motion of the Helical Vortex Shed from a single bladed Hovering Model rotor and its Application to the calculation of the spanwise aerodynamic loading," Princeton University Aero. Engineering Department, Report No. 313, September 1955.
- [6] **Landgrebe, A.J.**, "New Directions in Rotorcraft Computational Aerodynamics Research in the U.S.," Proceedings of the AGARD 75th Fluid Dynamics Panel Symposium on Aerodynamics and Aeroacoustics of Rotorcraft, Berlin, Germany, October 1994.
- [7] **Kocurek, J. D. and Tangler, J. L.**, "A prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 22, No. 1, January 1977, pp. 24-35
- [8] **Shenoy, K. R. and Gray, R. B.**, "Iterative Lifting surface method for thick bladed hovering helicopter rotors," Journal of Aircraft, Vol. 18, No. 6, June 1981, pp. 417-424.
- [9] **Scully, M. P.**, "Computation of Helicopter Rotor Wake geometry and its influence on Rotor Harmonic Airloads," MIT, ASRL-TR-178-1, March 1975.
- [10] **Summa, J. M.**, "Advanced Rotor analysis methods for the aerodynamics of vortex blade interactions in hover," Vertica, Vol. 9, No. 4, 1985, pp. 331-343.
- [11] **Bliss, D.B. and Miller, W. O.**, "Efficient free wake calculations using analytical/numerical matching and far-field linearization," presented at the 45th Annual American Helicopter Society Forum, Boston, MA, May 1989.

- [12] **Caradonna, F. X. and Isom, M. P.**, "Subsonic and Transonic Potential Flow over Helicopter Rotor Blades, AIAA Journal, No. 12, December 1972, pp. 1606-1612.
- [13] **Chang, I. C.**, "Transonic Flow Analysis for Rotors, " NASA TP 2375, July 1984.
- [14] **Egolf, T. A. and Sparks, S. P.**, " A Full Potential Rotor Analysis with Wake Influence using an Inner-Outer Domain Technique, " 42nd Annual AHS Forum, June 1986.
- [15] **Ramachandran, K., Tung, C. and Caradonna, F. X.**, "Rotor hover performance prediction using a free-wake computational fluid dynamics method, " Journal of Aircraft, Vol. 26, December 1989, pp. 1105-1110.
- [16] **Sankar, L. N., Malone, J. B. and Tassa, Y.**, " A Strongly Implicit Procedure for Steady Three-dimensional Transonic Potential Flow, " AIAA Journal, Vol. 20, No. 5, 1982.
- [17] **Agarwal, R. K. and Deese, J. E.**, " An Euler solver for calculating the flowfield of a Helicopter Rotor in Hover and Forward Flight, " AIAA 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Laser Conference, June 1987.
- [18] **Hassan, A. A., Tung, C. and Sankar, L. N.**, " An Assessment of Full Potential and Euler Solutions for Self generated Blade-Vortex Interactions, " 46th Annual AHS Forum, May 1990.
- [19] **Wake, B.E. and Sankar, L.N.**, "Solution of Navier-Stokes equations for the flow over a rotor blade ", Journal of the American Helicopter Society, April 1989.
- [20] Usta,E., "Application of a Symmetric Total Variation Diminishing Scheme To Aerodynamics of Rotors," Ph.D. Dissertation
- [21] <http://www.helis.com/>
- [22] **Tubitak, Bilim ve Teknik Dergisi** sayı 320
- [23] <http://www.helicopterpage.com/> Mayıs,2003
- [24] <http://www.aerospaceweb.org/> Mayıs,2003
- [25] **Shawn Coyle**, The Art & Science of Flying Helicopters ,Arnold, 1996
- [26] Principles of Helicopter Aerodynamics ,**Cambrige Aerospace Series**, 2000
- [27] <http://www.nas.nasa.gov>
- [28] **Roger C. Strawn , Timothy J. Barth** " A Finite-Volume Euler Solver for Computing Rotary –Wing Aerodynamics on Unstructured Meshes" 48th Annual Forum of the American Helicopter Society , Washington, DC, June 3-5, 1992
- [29] <http://www.fluent.com/>, Mayıs,2003

EKLER

Ek-1

```
#include "udf.h"

#define Mt 0.44      /* hover tip mach number */
#define Ct 0.004562 /* rotor thrust coefficient */
#define R 6.0 /* rotor blade radius*/ /* merkez koordinatlari */

#define merkez_x 0.0
#define merkez_y 0.0
#define merkez_z 0.0

DEFINE_PROFILE(velocity_x,thread,position) /* variable number */
{

real point[ND_ND];/* this will hold the position vector */face_t f; /* face yapisi */
real pi=acos(-1.);
real x,y,z; /* face merkezinin koordinatlari burada saklanacak..*/
real r=0.0;
real s=0.0; /* hesaplanan dogrultman kosinus degeri */
real teta,fi;
real c=0.0;
begin_f_loop(f, thread) /* tum face'ler icin..*/
{
    F_CENTROID(point,f,thread); /* face'in merkezini bul */
    x=point[0]; y = point[1]; z=point[2];
    r=sqrt((merkez_x-x)*(merkez_x-x)+(merkez_y-y)*(merkez_y-y)+(merkez_z-
z)*(merkez_z-z));
    fi=acos((z-merkez_z)/r);
    teta=atan2((y-merkez_y),(x-merkez_x));
    c=((-1*Mt*.25)*(sqrt(Ct*.5))*((R/r)*(R/r)));
    s=sin(fi)*c;

    F_PROFILE(f, thread, position) =cos(teta)*s;
}
```

```

    end_f_loop(f, thread)
}

#include "udf.h"

#define Mt 0.44      /* hover tip mach number */
#define Ct 0.004562 /* rotor thrust coefficient */
#define R 6.0 /* rotor blade radius*/ /* merkez koordinatlari */
#define merkez_x 0.0
#define merkez_y 0.0
#define merkez_z 0.0
#define Patm 101325.
#define Tatm 288.15
#define gamma 1.4
#define Tsabit 287.

DEFINE_PROFILE(P_tot,thread,position) /* variable number */
{

    /* FILE* fp=fopen("vx.txt","w");*/
    real point[ND_ND];/* this will hold the position vector */
    face_t f; /* face yapisi */
    /* real pi=acos(-1.);*/
    real x,y,z; /* face merkezinin koordinatlari burada saklanacak..*/
    real r=0.0;
    real s=0.0; /* hesaplanan dogrultman kosinus degeri */
    real teta,fi;
    real c=0.0;
    real M,hiz;
    real u,v,w;
    real a;
    real terimbir,terimiki;
    begin_f_loop(f, thread) /* tum face'ler icin..*/
    {
        F_CENTROID(point,f,thread); /* face'in merkezini bul */
        x=point[0]; y = point[1]; z=point[2];

```

```

r=sqrt((merkez_x-x)*(merkez_x-x)+(merkez_y-y)*(merkez_y-y)+(merkez_z-
z)*(merkez_z-z));

```

```

fi=acos((z-merkez_z)/r);
teta=atan2((y-merkez_y),(x-merkez_x));
c=((-1*Mt*.25)*(sqrt(Ct*.5))*((R/r)*(R/r)));
s=sin(fi)*c;
u=cos(teta)*s;
v=sin(teta)*s;
w=cos(fi)*c;
hiz=sqrt((u*u)+(v*v)+(w*w));
a=sqrt(gamma*Tabit*Tatm);
M=(hiz/a);
terimbir=1+((gamma-1)*M*M*0.5);
terimiki=(gamma/(gamma-1));

```

```

F_PROFILE(f, thread, position) =Patm*pow(terimbir,terimiki);
/*      fprintf(fp,"%f  %f  %f  %f  %f\n",x,y,z,(cos(teta)*s),F_PROFILE(f, thread,
position));*/
}
end_f_loop(f, thread)
/* fclose(fp);*/
}
DEFINE_PROFILE(T_tot,thread,position) /* variable number */
{

/* FILE* fp=fopen("vx.txt","w");*/
real point[ND_ND];          /* this will hold the position vector */
face_t f; /* face yapisi */
real pi=acos(-1.);
real x,y,z; /* face merkezinin koordinatlari burada saklanacak..*/
real r=0.0;
real s=0.0; /* hesaplanan dogrultman kosinus degeri */
real teta,fi;
real c=0.0;
real M,hiz;
real u,v,w;

```

```

real a;
begin_f_loop(f, thread) /* tum face'ler icin..*/
{
    F_CENTROID(point,f,thread); /* face'in merkezini bul */
    x=point[0]; y = point[1]; z=point[2];

    r=sqrt((merkez_x-x)*(merkez_x-x)+(merkez_y-y)*(merkez_y-y)+(merkez_z-
z)*(merkez_z-z));

    fi=acos((z-merkez_z)/r);
    teta=atan2((y-merkez_y),(x-merkez_x));
    c=((-1*Mt*.25)*(sqrt(Ct*.5))*((R/r)*(R/r)));
    s=sin(fi)*c;
    u=cos(teta)*s;
    v=sin(teta)*s;
    w=cos(fi)*c;
    hiz=sqrt((u*u)+(v*v)+(w*w));
    a=sqrt(gamma*Tsabıt*Tatm);
    M=(hiz/a);

    F_PROFILE(f, thread, position) =Tatm*(1+((gamma-1)*M*M*0.5));
/*      fprintf(fp,"%f  %f  %f  %f  %f\n",x,y,z,(cos(teta)*s),F_PROFILE(f, thread,
position));*/
}
end_f_loop(f, thread)

/* fclose(fp);*/
}

DEFINE_PROFILE(yon_x,thread,position) /* variable number */
{

/* FILE* fp=fopen("vx.txt","w");*/
    real point[ND_ND];          /* this will hold the position vector */

    face_t f; /* face yapisi */
/* real pi=acos(-1.);*/

```

```

    real x,y,z; /* face merkezinin koordinatlari burada saklanacak..*/
    real teta;
    begin_f_loop(f, thread) /* tum face'ler icin..*/
    {
        F_CENTROID(point,f,thread); /* face'in merkezini bul */
        x=point[0]; y = point[1]; z=point[2];
        teta=atan2((y-merkez_y),(x-merkez_x));

        F_PROFILE(f, thread, position) =cos(teta);
    /*      fprintf(fp,"%f %f %f %f %f\n",x,y,z,F_PROFILE(f, thread, position));*/
    }
    end_f_loop(f, thread)

/*  fclose(fp);*/
}

```

ÖZGEÇMİŞ

29 ekim 1972 yılında Samsun'da doğdu. İlk ve orta öğrenimini Samsun'da tamaladıktan sonra 1991-1994 yılları arasında Yıldız Teknik Üniversitesi 'inde Fotograçılık Önlisans eğitimi aldıktan sonra 1995-2001 yılları arasında İstanbul Teknik Ünüversitesi Uzay Müh. Bölümün'de Lisans 2001-2003 Yılları arasında Yüksek Lisans eğitimi tamamladı. Reklam ve Basın sektöründe pekçok işyerinde çalışmıştır.