



T.C.

**NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ  
HAVACILIK VE UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ**

**UÇAK MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ**

**PROPULSION SYSTEM-II DERSİ**

**ROTOR- STATOR İÇ AKIŞ CFX ANALİZİ**

**DAMLA BALIKÇI**

**21030021061**

**ZEHRA YAĞMUR SOYLU**

**21030021030**

**DERSİ VEREN ÖĞRETIM ÜYESİ**

**Dr. Öğr. Üyesi HASAN ÇINAR**

# *İÇİNDEKİLER*

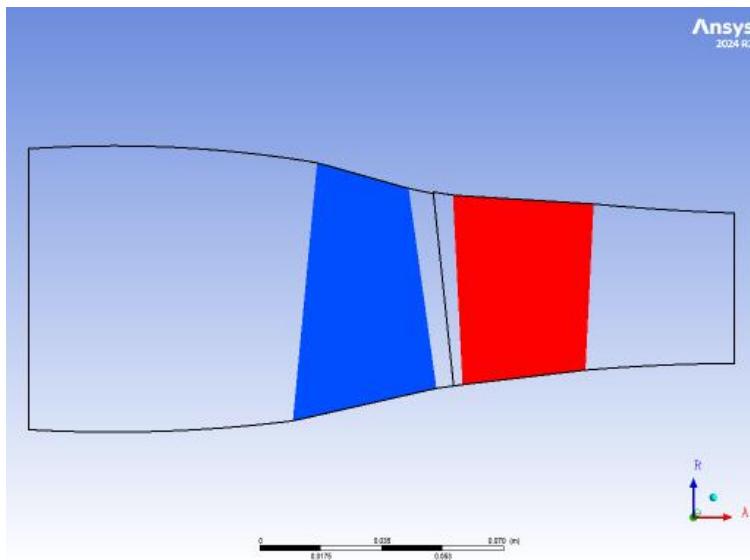
<b>1. Giriş</b>	<b>3</b>
<b>2. Geometri Oluşturma ve Mesh Yapısı</b>	<b>3</b>
2.1 Rotor Kanadı - BladeGen Geometri Tanımı	4
2.2 Stator Kanadı - BladeGen Geometri Tanımı	5
2.3 Turbogrid Sayısal Ağ Yapısının Oluşturulması	6
<b>3. SAYISAL KURULUM VE SINIR KOŞULLARI (SETUP)</b>	<b>7</b>
3.1 Türbülans Modeli	8
3.2. Sınır Koşulları	9
<b>4. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) Analizi Sonuçları</b>	<b>10</b>
4.1 Hız Kontur Dağılımı	10
4.2 Basınç Kontur Dağılımı	12
4.2.1 Kanat Yüklemesi	13
4.3 Blade-to-Blade Akış Vektörleri ve Hız Dağılımı	15
4.3.1 Genel Mach Sayısı ve Akış Rejimi Değerlendirmesi	15
<b>5. Sonuçlar</b>	<b>17</b>
<b>EKLER</b>	<b>18</b>
Ek B. Sayısal Doğrulama	20
Ek C. Spanwise Grafikleri	22

## 1. Giriş

Bu raporda, NASA referans verileri kullanılarak oluşturulan NASA Stage 35 kanat geometrilerine ait hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFX) analiz sonuçları sunulmakta ve değerlendirilmektedir [1]. BladeGen ortamında oluşturulan geometriler, TurboGrid yazılımı kullanılarak ağ yapısına dönüştürülmüş ve elde edilen sayısal model üzerinden iç akış analizleri gerçekleştirilmiştir. CFX analizleri sayesinde, rotor ve stator bölgelerinde oluşan akış yapısı, hız ve basınç dağılımları detaylı olarak incelenmiştir.

Gerçekleştirilen analizlerde, rotor ve stator kanatları arasındaki etkileşim dikkate alınarak akışın turbomakine içerisindeki davranışını değerlendirilmiştir. Rotor bölgesinde akışkana aktarılan enerji sonucunda meydana gelen hız ve basınç değişimleri ile stator bölgesinde akışın yönlendirilmesi ve düzenlenmesi CFX sonuçları üzerinden analiz edilmiştir.

Bu bölüm kapsamında sunulan hız konturları, basınç dağılımları ve akış çizgileri yardımıyla iç akış karakteristikleri ayrıntılı olarak yorumlanmış, elde edilen bulgular literaturde yer alan benzer çalışmalar ve NASA verileri ile nitel olarak karşılaştırılmıştır. Böylece, gerçekleştirilen CFX analizlerinin doğruluğu ve güvenilirliği ortaya konulmuştur.



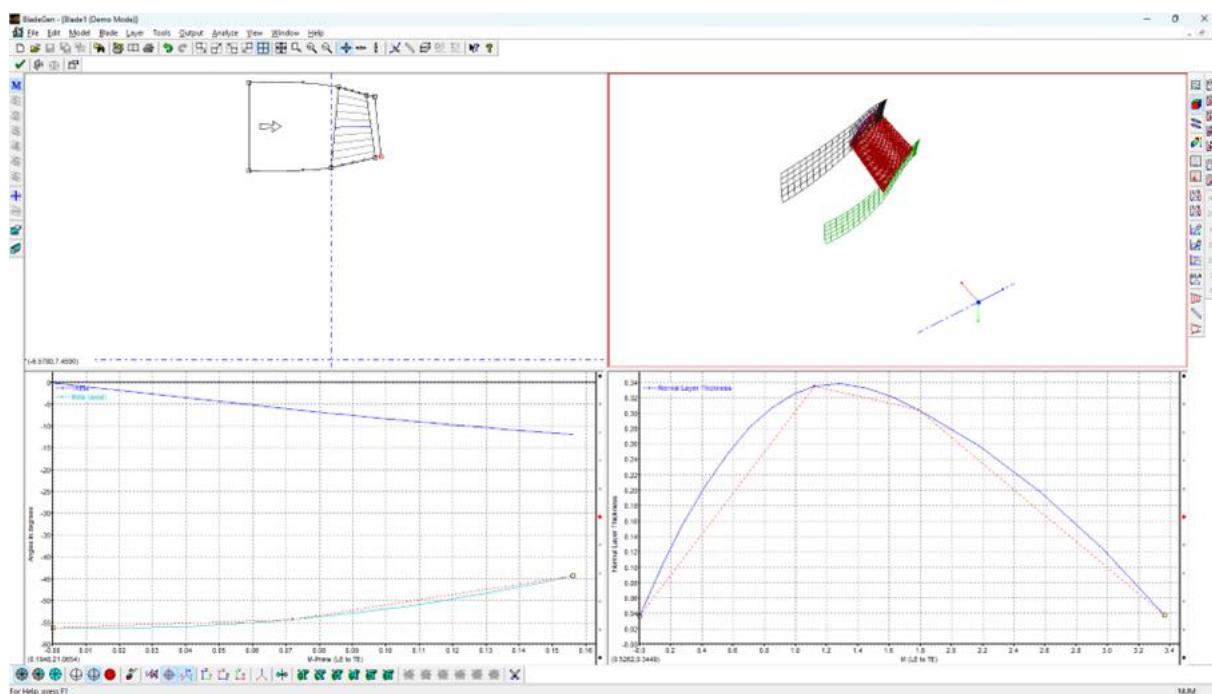
Şekil 1

## 2. Geometri Oluşturma ve Mesh Yapısı

Bu çalışmada NASA Stage 35 geometrisi ANSYS BladeGen yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur. Geometri oluşturma sürecinde, turbomakine tasarımindan referans olarak kabul

edilen NASA verileri esas alınmış[2]; akış karakteristiklerinin doğru şekilde incelenmesi amacıyla rotor ve stator kanatları ayrı ayrı modellenmiştir. BladeGen ortamında kanat profili, giriş ve çıkış açıları, span boyunca kanat yüksekliği ve eğriliği ile hücum ve firar kenarı (LE/TE) özellikleri tanımlanarak her iki sırada üç boyutlu kanat geometrileri elde edilmiş ve akış analizine uygunluk açısından kontrol edilmiştir. Bu bölümde sunulan özet görseller; meridyonal (2B) görünüm ve istifleme (stacking) çizgileri, 3B kanat yüzeyi, ayrıca kanat metalik açı (inlet/outlet angle) ve kord boyunca kalınlık (thickness) dağılımlarını aynı ekranda göstermektedir. Elde edilen geometriler daha sonra ANSYS TurboGrid ortamına aktarılmış ve CFX çözümüne temel oluşturacak şekilde sayısal ağ yapısı üretilmiştir. Bu girdiler ve ağ oluşturma tercihleri, TurboGrid'de oluşan mesh kalitesini ve CFX çözümünde sınır tabaka gelişimi ile ayrılma davranışını doğrudan etkilediğinden tasarım doğrulaması açısından kritik öneme sahiptir.

## 2.1 Rotor Kanadı - BladeGen Geometri Tanımı

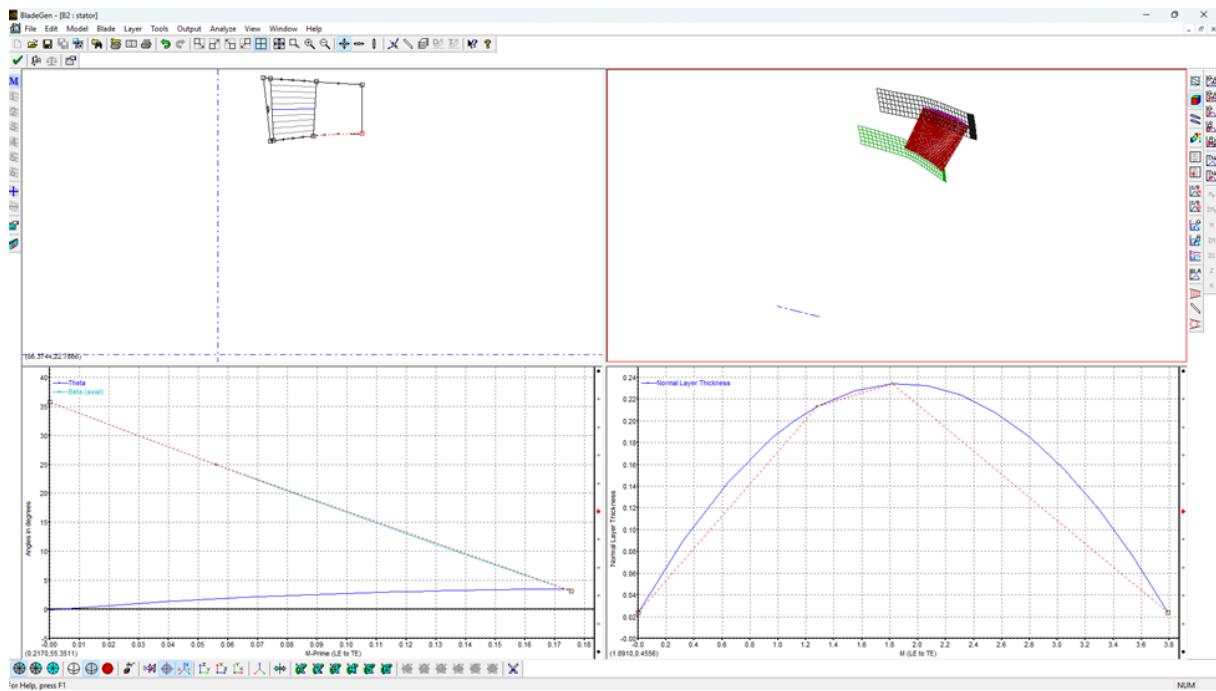


Şekil 2.1. Rotor kanadı için BladeGen arayüzü: meridyonal görünüm ve istifleme, 3B kanat yüzeyi ile kord boyunca metalik açı ve kalınlık dağılımları.

Rotor kanadında, girişten çıkışa doğru akış enerji aktarımı ve akışın çevresel bileşen (swirl) kazanması bekleniğinden, kanat metalik açılarının hub-tip doğrultusunda kademeli olarak değiştiği görülmektedir. Kalınlık dağılımında hücum ve firar kenarlarında ince, orta kord bölgelerinde ise daha yüksek kalınlık değerleri seçilerek hem aerodinamik kayıpların azaltılması hem de yapısal dayanımın korunması hedeflenmiştir. Bu tanımlamalar, çözüm bölgesinde

ayırılma eğilimini azaltırken ağ kalitesinin (özellikle LE/TE ve sınır tabaka bölgeleri) iyileştirilmesine katkı sağlar.

## 2.2 Stator Kanadı - BladeGen Geometri Tanımı

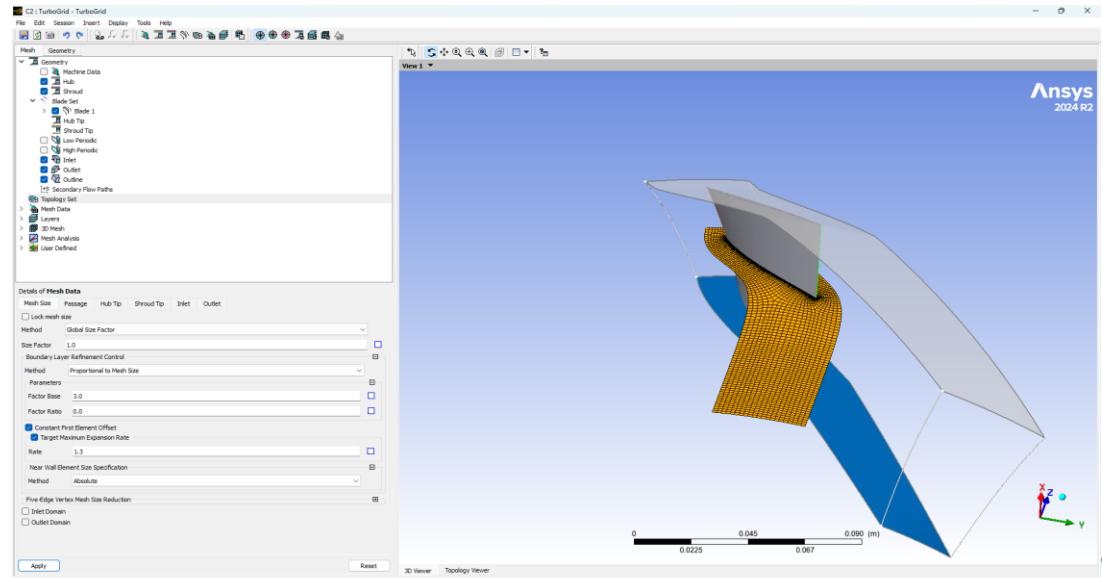


Şekil 2.2. Stator kanadı için BladeGen arayüzü: meridyonal görünüm ve istifleme, 3B kanat yüzeyi ile kord boyunca metalik açı ve kalınlık dağılımları.

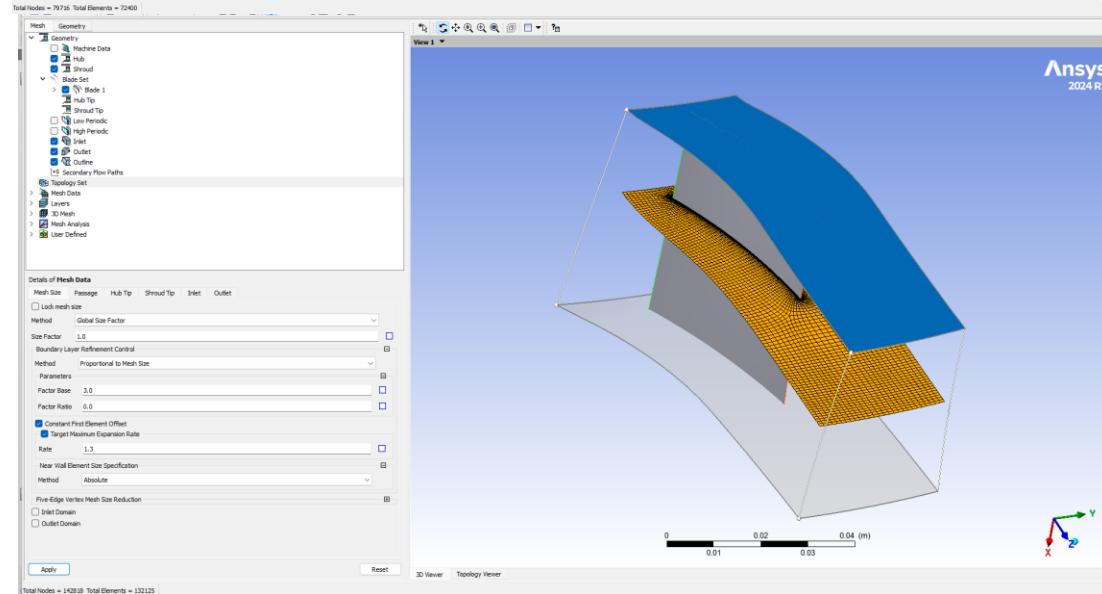
Stator kanadı, rotordan çıkan döndürülümsüz (swirlli) akışı eksene yaklaştırmak ve pasaj içinde difüzyon/pressure-recovery sağlayarak akışın daha düzenli hale gelmesine yardımcı olmak üzere tasarlanır. Bu nedenle statorda açısal dağılımin daha ‘yumuşak’ bir yönlendirme sağlayacak şekilde seçilmesi; özellikle emme yüzeyinde ters basınç gradyanı oluştuğunda ayrılmayı önlemek açısından önemlidir. Benzer şekilde, kalınlık dağılımı LE/TE’de ince tutulup orta kord civarında maksimuma çıkarılarak hem profil kayıpları hem de yapısal gereksinimler dengelenmiştir.

## 2.3 Turbogrid Sayısal Ağ Yapısının Oluşturulması

BladeGen'de oluşturulan NASA Stage 35'in rotor ve stator geometrileri ANSYS TurboGrid ortamına aktarılmış ve her iki sıra için structured (hexahedral) ağ yapısı üretilmiştir. Ağ oluşturma sürecinde akış çözümlerinde yüksek kararlılık sağlamak amacıyla structured hexahedral mesh tercih edilmiş, kanat profili etrafında sınır tabaka ve viskoz etkileri daha doğru yakalamak için O-grid topolojisi uygulanmıştır. TurboGrid'in Automated Topology and Meshing (ATM) yaklaşımı kullanılarak kanat köşe bölgeleri ile uç bölgelerde mesh kalitesi korunmuş; duvar yakınında ilk hücre yüksekliği ve büyümeye oranı ayarlanarak seçilen türbülans modeli/duvar fonksiyonuna uygun  $y^+$  aralığı hedeflenmiştir. Ayrıca leading edge/trailing edge ve hub–shroud bölgelerinde hücre dağılımı yerel olarak sıklaştırılmış; son aşamada orthogonality,



Şekil 2.3 Turbogrid  
Rotor Görüntüsü

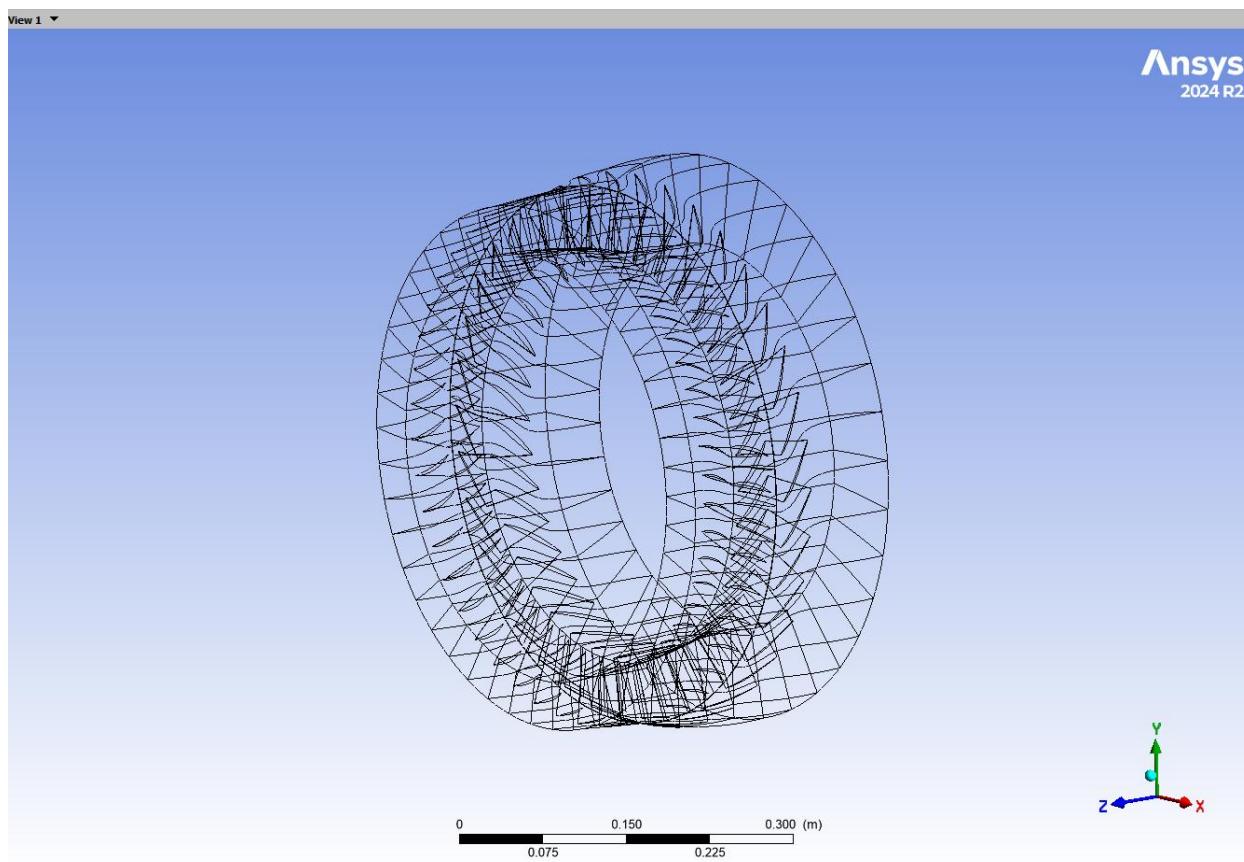


Şekil 2.4 Turbogrid  
Stotor Görüntüsü

skewness ve aspect ratio gibi mesh metrikleri kontrol edilerek ağıın çözüme uygunluğu doğrulanmıştır

### 3. SAYISAL KURULUM VE SINIR KOŞULLARI (SETUP)

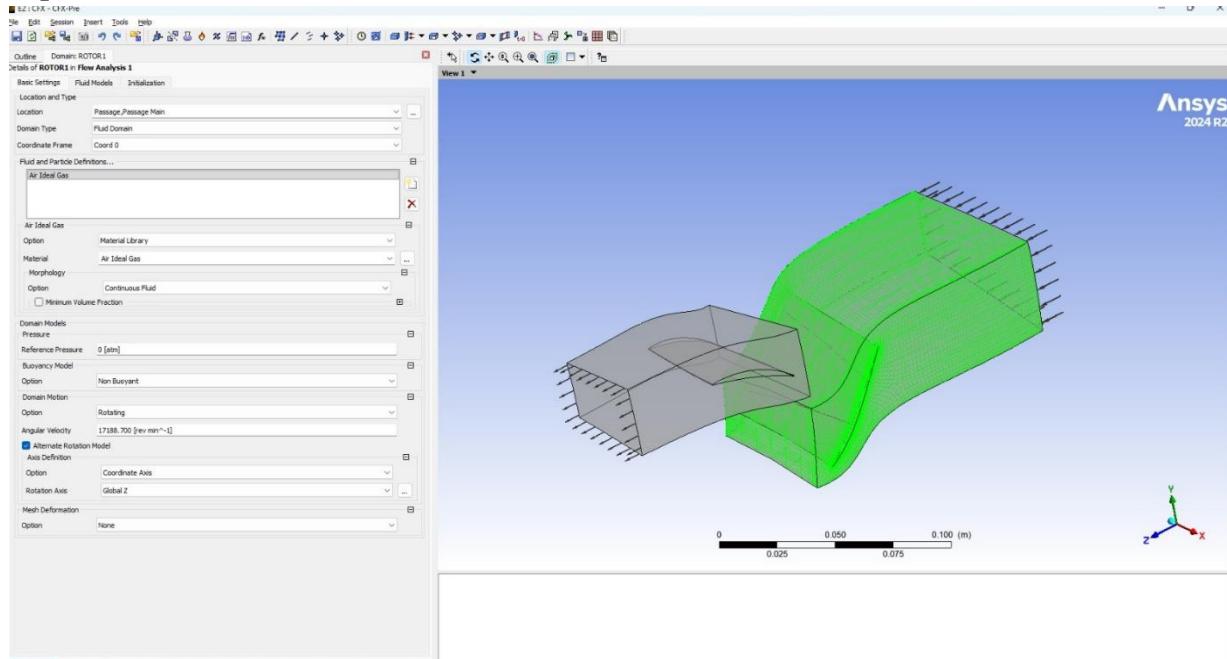
Bu bölümde, NASA Stage 35'in rotor ve stator kanatları için gerçekleştirilen hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) analizlerinde kullanılan sayısal kurulum ve sınır koşulları açıklanmaktadır. Oluşturulan sayısal ağı yapısı CFD çözümçüsüne aktarılmış ve akışkan özellikleri tanımlanmıştır. Giriş ve çıkış sınır koşulları, literatürde yer alan ve NASA tarafından sunulan referans verilere uygun olacak şekilde belirlenmiştir. Rotor ve stator bölgeleri için dönen ve sabit referans çerçeveleri tanımlanarak turbomakine içerisindeki fiziksel akış koşullarının doğru şekilde temsil edilmesi amaçlanmıştır. Analizlerde uygun türbülans modeli seçilmiş ve çözüm sürecinde süreklilik ile momentum denklemleri sayısal olarak çözülmüştür. Çözümün kararlılığı, yakınsama kriterleri ve artık (residual) değerleri takip edilerek sağlanmıştır.



Şekil 3.1 Rotor ve stator için oluşturulan sayısal ağı (mesh) yapısı

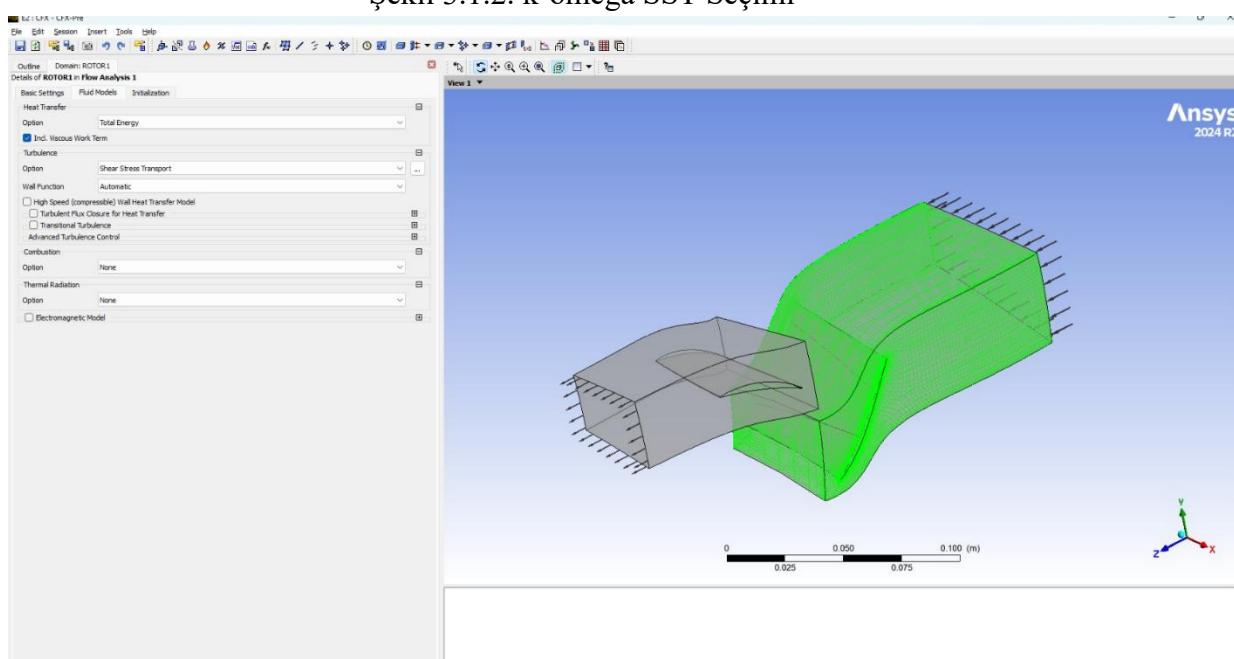
### 3.1 Türbülans Modeli

Bu çalışmada türbülans etkilerinin modellenmesi amacıyla k- $\omega$  Shear Stress Transport (SST) türbülans modeli kullanılmıştır. k- $\omega$  SST modeli, duvar yakınındaki akış bölgelerinde k- $\omega$  modelinin doğruluğunu, serbest akış bölgelerinde ise k- $\varepsilon$  modelinin kararlılığını birleştirmesi nedeniyle turbomakine uygulamalarında yaygın olarak tercih edilmektedir. Seçilen türbülans modeli, rotor ve stator kanatları etrafında oluşan sınır tabaka davranışını ve akış ayrılmalarını yeterli doğrulukta temsil edebilme yeteneğine sahiptir.



Şekil 3.1.1. İdeal Gaz Seçimi

Şekil 3.1.2. k-omega SST Seçimi



### **3.2. Sınır Koşulları**

Analiz, NASA Stage 35 referans koşullarına uygun şekilde tek kanat pasajı üzerinden kurgulanmış ve çevresel yönde rotational periodicity uygulanmıştır. Akışkan Air Ideal Gas (sürekli akışkan) olarak tanımlanmıştır.

**Dönme Hızı / Domain Motion:** Rotor akış bölgesi Rotating (MRF) olarak çözülmüş, dönme ekseni Global Z seçilmiş ve açısal hız 17188.7 rpm olarak tanımlanmıştır. Referans basıncı 0 atm seçildiğinden girilen Relative Pressure değerleri mutlak basınçla karşılık gelecek şekilde yorumlanmıştır.

**Turbülans ve Enerji Modeli:** Turbülans modeli SST (Shear Stress Transport) seçilmiş, duvar fonksiyonu Automatic kullanılmıştır. Enerji denklemi Total Energy ile çözülmüş ve viscous work term etkinleştirilmiştir.

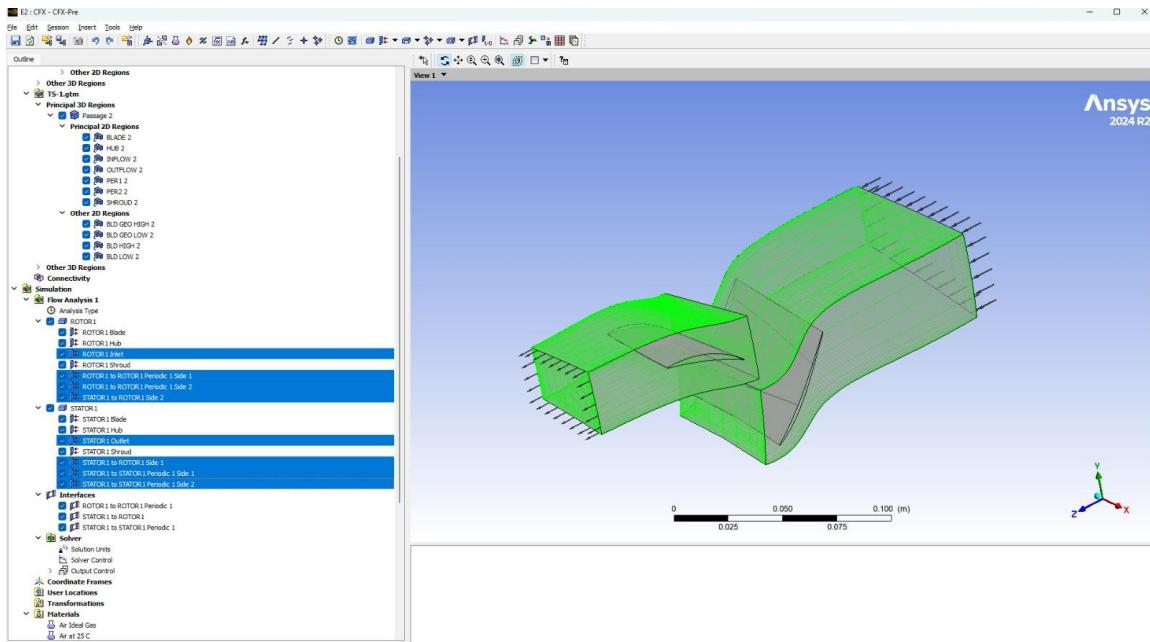
**Inlet (Giriş):** Giriş sınır koşulu Subsonic rejimde tanımlanmıştır. Kütle-momentum için Stat. Frame Total Pressure uygulanmış ve giriş toplam basıncı  $P_{t,in} = 1$  atm olarak verilmiştir. Akış yönü Normal to Boundary kabul edilmiştir. Turbülans giriş koşulu Medium (Intensity = 5%) olarak tanımlanmıştır. Isıl sınır koşulu olarak Stat. Frame Total Temperature seçilmiş ve  $T_{t,in} = 288.15$  K alınmıştır.

**Outlet (Çıkış):** Çıkış sınır koşulu Subsonic rejimde tanımlanmıştır. Kütle-momentum için Average Static Pressure uygulanmış ve çıkış ortalama statik basıncı  $P_{s,out} = 130.9$  kPa olarak girilmiştir. Basınç ortalaması Average Over Whole Outlet seçilmiştir. Çıkış basınç profilinin kararlılığı için Pressure Profile Blend = 0.05 kullanılmıştır.

**Rotor-Stator Arayüzü (Interface):** Stator–rotor geçisi Fluid–Fluid interface ile bağlanmış, bağlantı modeli Frozen Rotor olarak seçilmiştir (zamana bağlı çözüm yerine, rotor/stator görelî konumu sabit kabul edilmiştir). Arayüzde kütle-momentum aktarımı Conservative Interface Flux ile tanımlanmıştır. Pitch uyumu Pitch Change = Value ve Pitch Ratio = pitchRatio ile sağlanmıştır.

**Periyodiklik:** Pasaj yan yüzeylerinde Rotational Periodicity uygulanmış, eksen tanımı Global Z alınmıştır. Mesh bağlantısı Automatic seçilmiştir.

**Wall (Duvarlar):** Rotor ve stator bölgelerindeki tüm katı yüzeyler (blade, hub ve shroud) No Slip Wall olarak tanımlanmıştır. Duvar pürüzlülüğü Smooth Wall seçilmiş ve ısı geçisi ihmal edilerek Adiabatic duvar şartı uygulanmıştır. Rotor bölgesinde ROTOR1 Shroud yüzeyi için Wall Velocity = Counter Rotating Wall tanımlanarak, dönen referans çerçevesinde kılıf/casing'in mutlak (stasyoner) çerçevede sabit davranışını modellenmiştir.



Şekil 3.2.1 Sınır Koşullarının Belirlenmesi

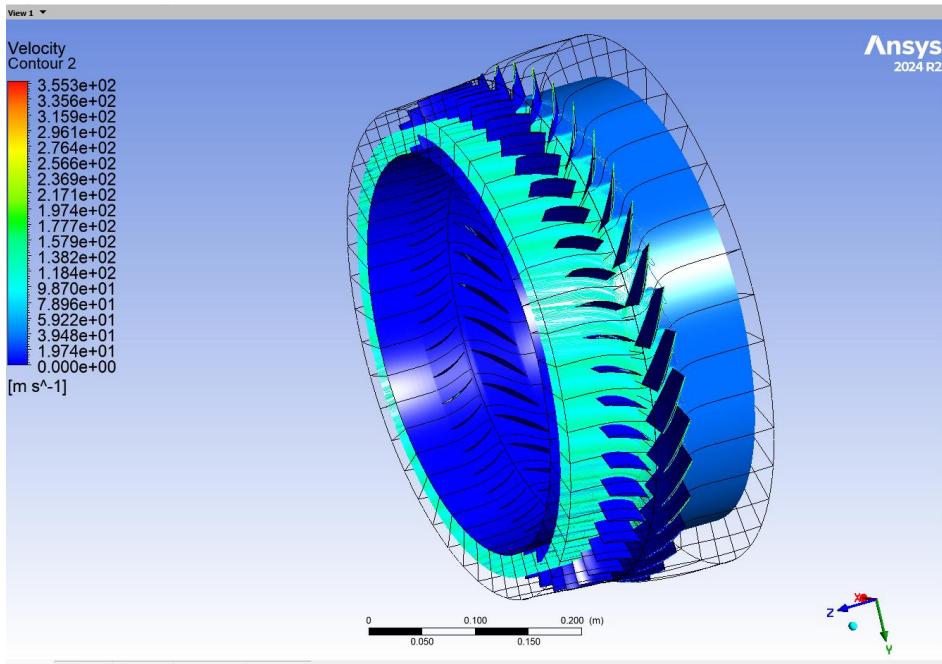
Analiz modelinde sınır koşulları NASA Stage 35 test verileriyle uyumlu olacak şekilde CFX Pre arayüzünde tanımlanmıştır (Şekil 3.2.1). Giriş (Inlet) bölgesinde toplam basınç ve sıcaklık, çıkış (Outlet) bölgesinde ise ortalama statik basınç değerleri kullanılmıştır.

## 4. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) Analizi Sonuçları

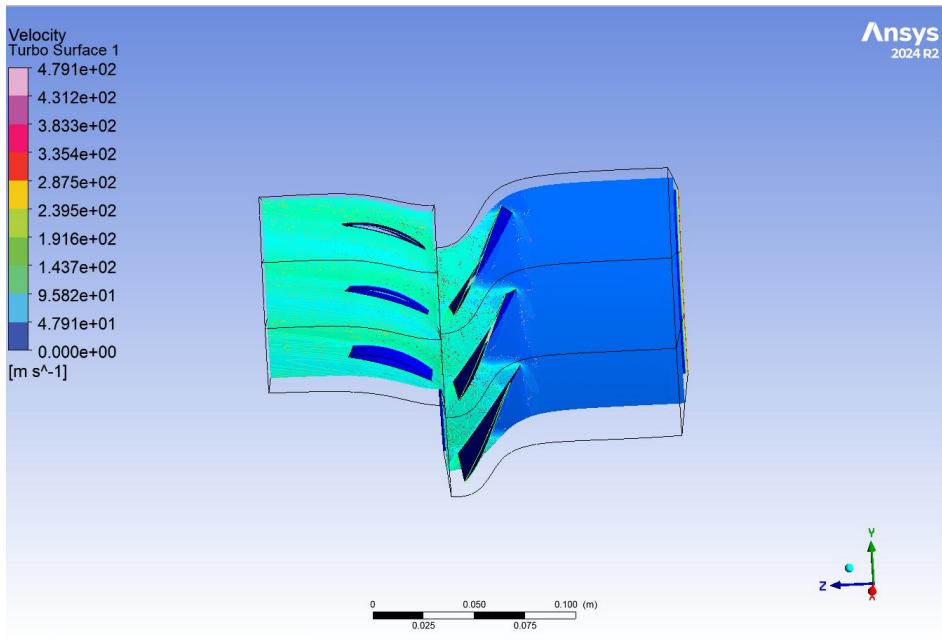
Bu bölümde, rotor ve stator kanatları için gerçekleştirilen hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) analizleri sonucunda elde edilen bulgular sunulmuş ve değerlendirilmiştir. Sayısal analizler sonucunda elde edilen hız ve basınç dağılımları ile akış çizgileri kullanılarak turbomakine içerisindeki iç akış karakteristikleri incelenmiştir. Rotor bölgesinde akışkana aktarılan enerjinin akış alanı üzerindeki etkileri ve stator bölgesinde akışın yönlendirilmesi CFD sonuçları üzerinden değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlar, oluşturulan sayısal modelin akış fiziğini doğru şekilde temsil ettiğini göstermektedir.

### 4.1 Hız Kontur Dağılımı

Bu bölümde, rotor ve stator kanatlarını kapsayan birleşik hesaplama alanında oluşan hız dağılımları, CFD analizleri sonucunda elde edilen hız kontur görselleri yardımıyla incelenmiştir. Hız dağılımları, turbomakine içerisindeki akış karakteristiklerinin ve rotor–stator etkileşiminin değerlendirilmesi açısından önemli bilgiler sunmaktadır.



Şekil 4.1.1 Rotor–stator birleşik bölgede hız kontur dağılımı



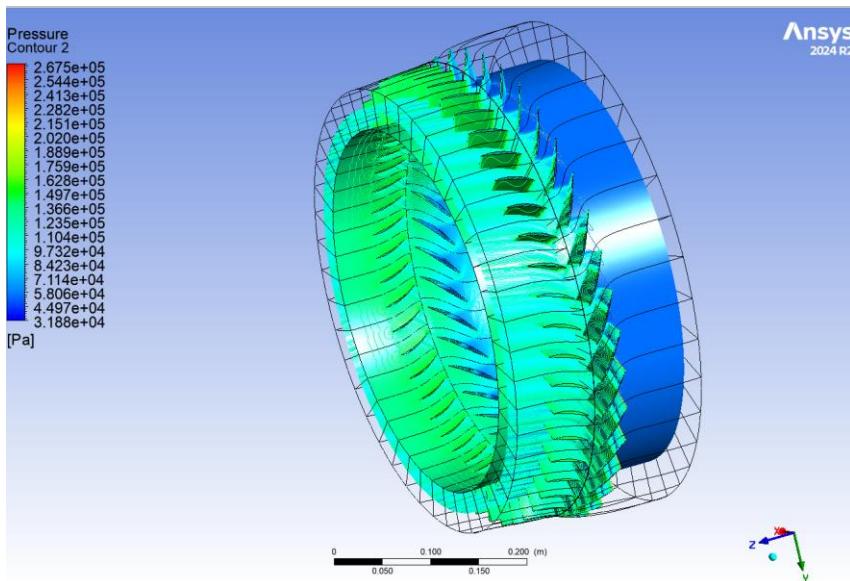
Şekil 4.1.2 Rotor–stator birleşik bölgede hız kontur dağılımı

Şekil 4.1.1 ve Şekil 4.1.2’de rotor ve stator bölgelerini kapsayan birleşik hesaplama alanına ait hız kontur dağılımı gösterilmektedir. Analiz, bir rotor ve bir statordan oluşan tam bir aşamayı kapsamaktadır. Sol tarafta yer alan ve akışın ilk girdiği bölge rotor, akışın yönlendirilerek çıktıığı

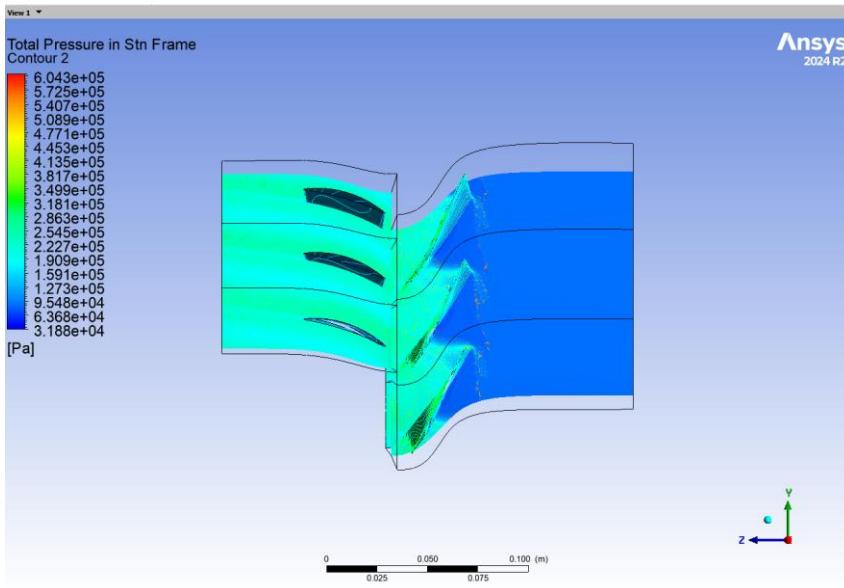
sağ taraf ise stator kanat dizisidir. Hatların sürekliliği ve kanat formuna uyumu, tasarımın çalışma noktasında akış ayrılması (flow separation) veya büyük ölçekli türbülans kaybı yaşamadığını göstermektedir. Rotor bölgesinde, kanatlar boyunca akışın hızlandığı ve rotor girişinden çıkışına doğru hız değerlerinde belirgin bir artış meydana geldiği gözlemlenmektedir. Rotor çıkışında oluşan yüksek hızlı ve düzensiz akışın, stator kanatları boyunca yönlendirilerek daha düzenli ve homojen bir hız dağılımına dönüştüğü görülmektedir.

## 4.2 Basınç Kontur Dağılımı

Bu bölümde, rotor ve stator kanatlarını kapsayan hesaplama alanında oluşan basınç dağılımları, CFD analizleri sonucunda elde edilen basınç kontur görselleri yardımıyla incelenmiştir. Basınç dağılımları, turbomakine içerisindeki enerji dönüşümünün ve akış yönlendirme mekanizmasının değerlendirilmesi açısından önemli bilgiler sunmaktadır.



Şekil 4.2.1 Rotor–stator birleşik bölgede basınç kontur dağılımı



Şekil 4.2.2 Rotor–stator birleşik bölgede basınç kontur dağılımı

Şekil 4.2.1 ve Şekil 4.2.2’de rotor ve stator bölgelerini kapsayan birleşik hesaplama alanına ait basınç kontur dağılımı gösterilmektedir. Elde edilen basınç dağılımı grafiği, sistemin termodinamik performansını ve enerji dönüşümünü sergilemektedir. Rotor çıkışında oluşan basınç dalgalanmalarının stator kanatları boyunca azaldığı ve stator bölgesinde basınç dağılımının daha dengeli ve homojen bir yapıya dönüştüğü görülmektedir. Kanatların ön (pressure side) ve arka (suction side) yüzeyleri arasındaki renk farkı, kanat üzerindeki basınç gradyanını temsil eder. Bu fark, rotorun akışkan üzerine iş yaptığı (kompresör ise) veya akışkanın kanatları döndürdüğü (türbin ise) aerodinamik kuvveti oluşturur. Akışın girişten çıkışa doğru renk değiştirmesi (örneğin maviden yeşile/sarıya geçiş), kademeli bir basınç artışına işaret eder. Bu durum, bu aşamanın bir kompresör kademesi olarak çalıştığını ve kinetik enerjinin basınç enerjisine dönüştürüldüğünü doğrular.

#### 4.2.1 Kanat Yüklemesi

Kanat emme (suction) ve basınç (pressure) yüzeyleri arasındaki statik basınç farkının kanat kordu (chord) boyunca dağılımı, kanat yüklemesi olarak tanımlanır. Bu dağılım, rotorun akışkana aktardığı işin ve kanat üzerindeki aerodinamik kuvvetlerin temel göstergesidir.

## 10.1. Blade Loading Charts

The following charts show the blade loading for each component.

Chart 3. Component 1 blade loading chart

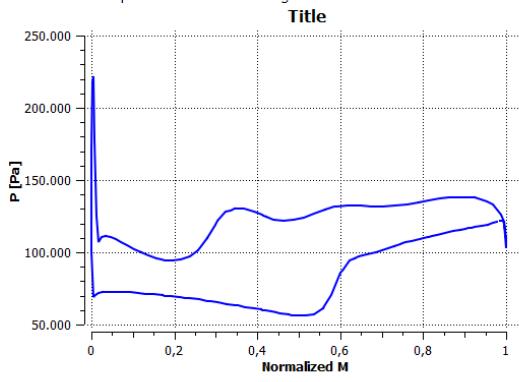
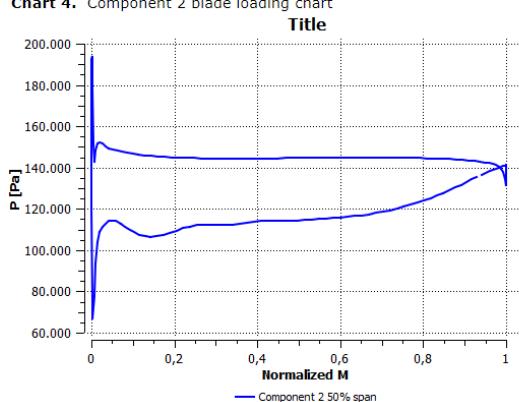


Chart 4. Component 2 blade loading chart



Şekil 4.2.3 Kanat Yüklemesi Grafiği

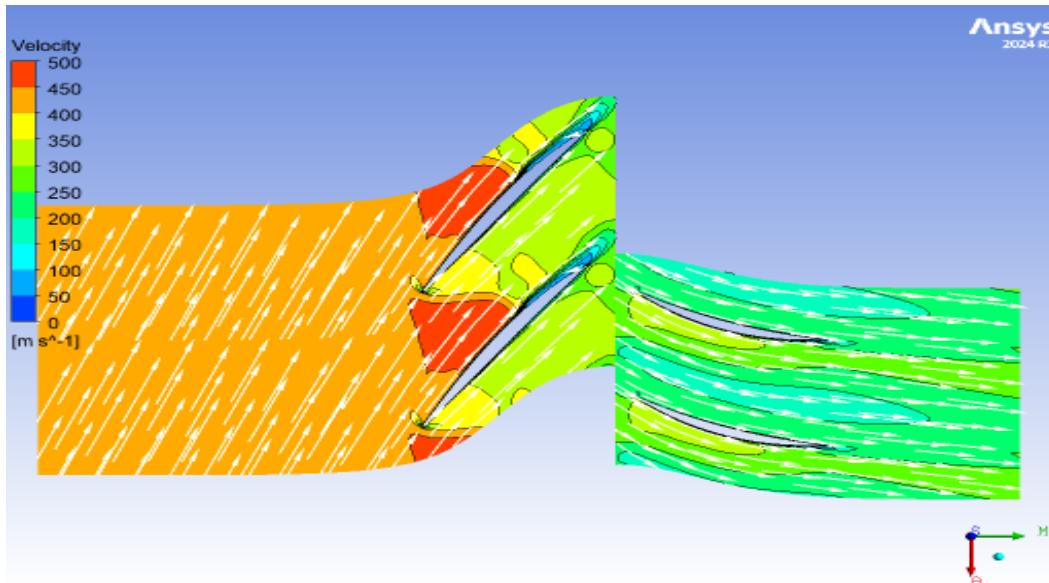
Şekil 4.2.3'te rotor kanadının giriş bölgesindende ( $\text{Normalized } M=0$ ) ani bir basınç artışı gözlemlenmektedir; bu durum akışın hucum kenarındaki (leading edge) durgunluk noktasına işaret eder. Üst eğri (basınç yüzeyi) ile alt eğri (emme yüzeyi) arasındaki geniş mesafe, rotorun akışkan üzerine yüksek miktarda aerodinamik yük bindirdiğini ve enerji transferi yaptığıni kanıtlamaktadır.

Stator bölgesinde basınç farkı rotora kıyasla daha stabildir. Bu durum, statorun temel görevinin enerji aktarmaktan ziyade, rotordan gelen yüksek hızlı akışı yönlendirmek ve kinetik enerjiyi statik basınçta dönüştürmek (pressure recovery) olduğunu göstermektedir.

Her iki bileşende de basınç ve emme yüzeyi eğrilerinin kord boyunca birbirini kesmemesi, kanat yüzeylerinde herhangi bir ters akış veya şiddetli akış ayrılması yaşanmadığını doğrulamaktadır. Kanat çıkışında ( $\text{Normalized } M=1$ ) eğrilerin birbirine yaklaşması, akışın kanat formunu pürüzsüz bir şekilde terk ettiğini göstermektedir.

### 4.3 Blade-to-Blade Akış Vektörleri ve Hız Dağılımı

Bu bölümde, rotor ve stator kanatlarını kapsayan hesaplama alanında elde edilen akış çizgileri kullanılarak iç akışın genel davranışını incelenmiştir. Akış çizgileri, akışın turbomakine içerisindeki izlediği yolu ve rotor–stator etkileşimini görsel olarak ortaya koymaktadır.



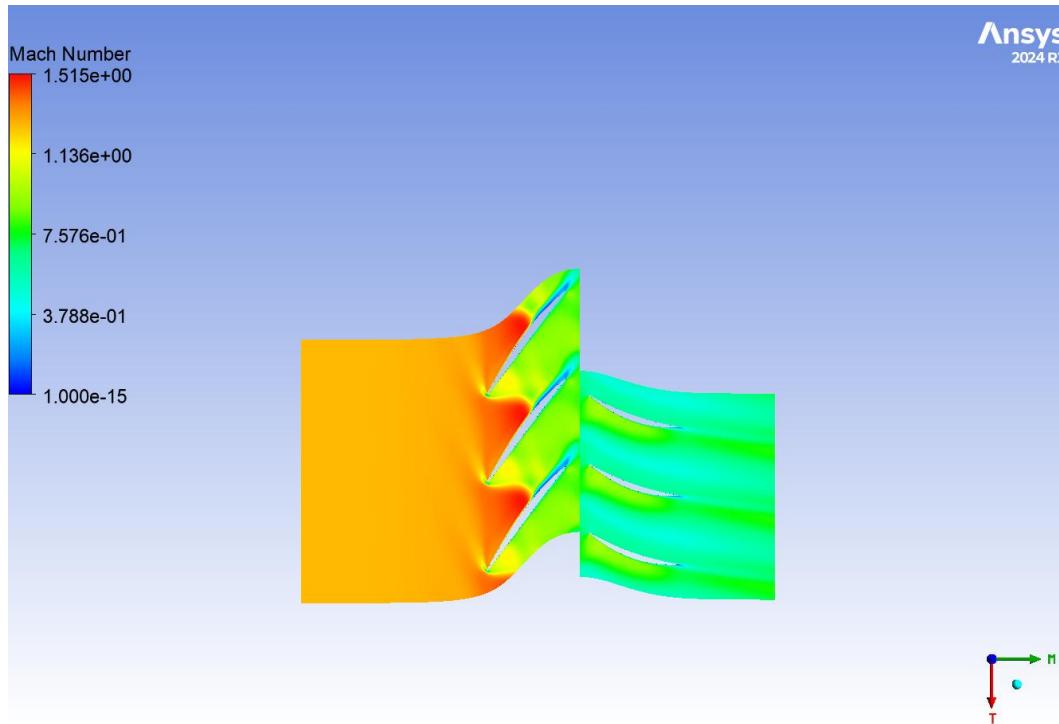
Şekil 4.3. Blade-to-Blade Akış Vektörleri ve Hız Dağılımı

Şekil 4.3'te bu analiz aşamasında, kanat pasajları arasındaki akışın yerel davranışını incelemek amacıyla "Blade-to-Blade" düzlemi kullanılmıştır. Görselden elde edilen teknik bulgular şunlardır: Rotor bölgesinde akışın kanat profilleri boyunca hızlandığı ve belirgin bir yön değişimine uğradığı görülmektedir. Rotor çıkışında oluşan yüksek hızlı ve düzensiz akışın, stator kanatları boyunca yönlendirilerek daha düzenli bir akış yapısına dönüştüğü gözlemlenmektedir. Akış çizgilerinin stator çıkışında daha düzgün ve paralel bir yapı kazanması, akışın büyük ölçüde ayrılma göstermeden ilerlediğini ve stator kanatlarının akışı düzenleyici rolünü açıkça ortaya koymaktadır. Yapılan CFX analizleri sonucunda; hız, basınç ve akış hattı dağılımlarının birbiriley tutarlı olduğu görülmüştür. Rotor ve stator arasındaki etkileşimin pürüzsüz olduğu, akışın kanat profillerine aerodinamik olarak başarılı bir şekilde tutunduğu ve hedeflenen basınç artışının efektif bir şekilde sağlandığı tespit edilmiştir.

#### 4.3.1 Genel Mach Sayısı ve Akış Rejimi Değerlendirmesi

Bu bölümde, rotor ve stator kanatlarını kapsayan hesaplama alanında Mach sayısı dağılımları kullanılarak iç akışın genel davranışını değerlendirilmiştir. Akış çizgileri, akışın turbomakine

îçerisindeki izlediği yolu ve rotor–stator etkileşimini görsel olarak ortaya koyarken, Mach sayısı dağılımları akış rejiminin belirlenmesi açısından incelenmiştir.



Şekil 4.3.1 Mach Sayısı Turbo Yüzey Analizi

Şekil 4.3.1 ’de rotor ve stator bölgelerini kapsayan hesaplama alanına ait Mach sayısı dağılımı gösterilmektedir. Turbo yüzey (Turbo Surface) analizinde, kanat pasajları içerisindeki yerel Mach değerlerinin 1.515 seviyelerine kadar çıktıgı gözlemlenmiştir. Bu yüksek değerler, akışın rotor girişinde ve kanat emme yüzeylerinde süpersonik hızlara ulaştığını göstermektedir. Her iki görseldeki ani renk değişimleri (özellikle sarı/turuncu bölgelerden yeşil bölgelere geçiş), pasaj içerisinde zayıf şok dalgalarının oluştuğuna işaret etmektedir. Bu şoklar, akışın yavaşlamasını sağlarken aynı zamanda basınç artışına katkıda bulunmaktadır. Rotor kanatlarının giriş kısmında akışın hızla ivmelenerek süpersonik hızlara ( $M > 1$ ) ulaştığı görülmektedir. Bu durum, özellikle yüksek performanslı kompresör tasarımlarında beklenen bir karakteristikdir. Renk geçişlerindeki ani değişimler, pasaj içerisinde zayıf şok dalgalarının oluştuğuna işaret eder. Bu veri, kanat profilinin şok kayıplarını minimize etme başarısını değerlendirmek için temel teşkil etmektedir. Analiz sonuçları, rotor bölgesinde yerel Mach sayısının 1.515 değerine ulaşarak akışın transonik/süpersonik rejime geçtiğini ve bu bölgelerde şok dalgası oluşumlarının gözlemediğini ortaya koymustur.

## 5. Sonuçlar

Bu çalışmada, NASA Stage 35 bir turbomakine modeli için hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) analizleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen hız, basınç, akış çizgileri ve Mach sayısı dağılımları kullanılarak iç akış karakteristikleri değerlendirilmiştir.

Hız dağılımları incelendiğinde, rotor bölgesinde akışkanın kanatlar boyunca hızlandığı ve rotor girişinden çıkışına doğru hız değerlerinde belirgin bir artış meydana geldiği görülmüştür. Stator bölgesinde ise rotor çıkışından gelen yüksek hızlı akışın yönlendirilerek daha düzenli ve homojen bir hız dağılımına dönüştüğü belirlenmiştir.

Basınç dağılımları değerlendirildiğinde, rotor kanatlarının basınç ve emme yüzeyleri arasında belirgin bir basınç farkı olduğu gözlemlenmiştir. Rotor çıkışında meydana gelen basınç dalgalanmalarının stator bölgesinde azaldığı ve basınç dağılımının daha dengeli bir yapıya kavuştuğu görülmüştür. Bu durum, stator kanatlarının akışı düzenleyici ve basınç toparlayıcı rolünü doğrulamaktadır.

Akış çizgileri, akışın rotor ve stator kanatları boyunca büyük ölçüde ayrılma göstermeden ilerlediğini ve stator çıkışında daha kararlı bir akış yapısı olduğunu ortaya koymuştur. Elde edilen tüm sonuçlar birlikte değerlendirildiğinde, oluşturulan sayısal modelin turbomakine içerisindeki iç akış fiziğini başarılı bir şekilde temsil ettiği ve gerçekleştirilen CFD analizlerinin güvenilir olduğu görülmektedir.

Bu bağlamda, NASA Stage 35 referans verileri esas alınarak gerçekleştirilen bu çalışma, turbomakine iç akışlarının CFD yöntemiyle analizinde güvenilir bir temel sunmaktadır.

# EKLER

## Ek A. Hesaplama Detayları

### 1. File Report

Table 1. File Information for CFX

Case	CFX
File Path	C:\Users\DeLL\Desktop\cfdstage37\stage37rotor_files\dp0\CFX\CFX_001.res
File Date	23 Aralık 2025
File Time	02:51:54 ♫S
File Type	CFX5
File Version	24.2

### 2. Mesh Report

Table 2. Mesh Information for CFX

Domain	Nodes	Elements
ROTOR1	79716	72400
STATOR1	142818	132125
All Domains	222534	204525

### 3. Physics Report

Table 3. Domain Physics for CFX

Domain - ROTOR1	
Type	Fluid
Location	Passage, Passage Main
Materials	
Air Ideal Gas	
Fluid Definition	Material Library
Morphology	Continuous Fluid
Settings	
Buoyancy Model	Non Buoyant
Domain Motion	Rotating
Alternate Rotation Model	true
Angular Velocity	1.7189e+04 [rev min^-1]
Axis Definition	Coordinate Axis
Rotation Axis	Coord 0.3
Reference Pressure	0.0000e+00 [atm]

### 3. Physics Report

**Table 3.** Domain Physics for CFX

Domain - ROTOR1	
Type	Fluid
Location	Passage, Passage Main
Materials	
Air Ideal Gas	
Fluid Definition	Material Library
Morphology	Continuous Fluid
Settings	
Buoyancy Model	Non Buoyant
Domain Motion	Rotating
Alternate Rotation Model	true
Angular Velocity	1.7189e+04 [rev min^-1]
Axis Definition	Coordinate Axis
Rotation Axis	Coord 0.3
Reference Pressure	0.0000e+00 [atm]
Heat Transfer Model	Total Energy
Include Viscous Work Term	True
Turbulence Model	SST
Turbulent Wall Functions	Automatic
High Speed Model	Off
Domain - STATOR1	
Type	Fluid
Location	Passage 2, Passage Main 2
Materials	
Air Ideal Gas	
Fluid Definition	Material Library
Morphology	Continuous Fluid
Settings	
Buoyancy Model	Non Buoyant
Domain Motion	Stationary
Reference Pressure	0.0000e+00 [atm]
Heat Transfer Model	Total Energy
Include Viscous Work Term	True
Turbulence Model	SST

## Ek B. Sayısal Doğrulama

Settings	
Heat Transfer	Adiabatic
Mass And Momentum	No Slip Wall
Wall Roughness	Smooth Wall
Boundary - STATOR1 Hub	
Type	WALL
Location	HUB 2
Settings	
Heat Transfer	Adiabatic
Mass And Momentum	No Slip Wall
Wall Roughness	Smooth Wall
Boundary - STATOR1 Shroud	
Type	WALL
Location	SHROUD 2
Settings	
Heat Transfer	Adiabatic
Mass And Momentum	No Slip Wall
Wall Roughness	Smooth Wall

## 4. Solution Report

Table 5. Boundary Flows for CFX

Location	Type	Mass Flow	Momentum		
			X	Y	Z
ROTOR1 Blade ( ROTOR1 )	Boundary	0.0000e+00	1.6125e+01	8.5436e+01	1.1942e+02
ROTOR1 Hub ( ROTOR1 )	Boundary	0.0000e+00	3.3684e+02	-2.1723e+01	-3.6931e+01
ROTOR1 Inlet ( ROTOR1 )	Boundary	5.5021e-01	1.5764e-03	3.3232e-02	3.5086e+02
ROTOR1 Shroud ( ROTOR1 )	Boundary	0.0000e+00	-4.6925e+02	3.0611e+01	-5.5992e+01
STATOR1 Blade ( STATOR1 )	Boundary	0.0000e+00	-6.5244e+00	-5.3730e+01	2.1891e+01
STATOR1 Hub ( STATOR1 )	Boundary	0.0000e+00	2.7716e+02	1.6831e+01	-2.2410e+01
STATOR1 Outlet ( STATOR1 )	Boundary	-4.3060e-01	1.5272e+00	-1.4599e+01	-2.7051e+02
STATOR1 Shroud ( STATOR1 )	Boundary	0.0000e+00	-3.6885e+02	-1.5697e+01	-2.6354e+01
STATOR1 to ROTOR1 Side 1 ( STATOR1 )	Domain Interface	4.3060e-01	1.9228e+01	6.8875e+01	2.9616e+02
STATOR1 to ROTOR1 Side 2 ( ROTOR1 )	Domain Interface	-5.5021e-01	-4.0072e+01	-8.1753e+01	-3.7736e+02

Table 6. Forces and Torques for CFX

Location	Type	X	Y	Z
ROTOR1 Blade	Pressure Force	-1.6058e+01	-8.1150e+01	-1.2028e+02

**Table 6.** Forces and Torques for CFX

Location	Type	X	Y	Z
ROTOR1 Blade	Pressure Force	-1.6058e+01	-8.4150e+01	-1.2028e+02
	Viscous Force	-6.7721e-02	-1.2855e+00	8.5591e-01
	<b>Total Force</b>	-1.6125e+01	-8.5436e+01	-1.1942e+02
	Pressure Torque	4.0933e+00	2.5606e+01	-1.8340e+01
	Viscous Torque	4.0069e-03	-1.8400e-01	-2.8126e-01
	<b>Total Torque</b>	4.0973e+00	2.5422e+01	-1.8621e+01
ROTOR1 Hub	Pressure Force	-3.3687e+02	2.2280e+01	3.6510e+01
	Viscous Force	2.5655e-02	-5.5664e-01	4.2117e-01
	<b>Total Force</b>	-3.3685e+02	2.1723e+01	3.6931e+01
	Pressure Torque	-1.1407e+00	-2.6073e+00	4.5065e-05
	Viscous Torque	-2.1127e-02	-7.3909e-02	-9.7695e-02
	<b>Total Torque</b>	-1.1618e+00	-2.6812e+00	-9.7650e-02
ROTOR1 Shroud	Pressure Force	4.6928e+02	-3.0723e+01	5.5609e+01
	Viscous Force	-3.3361e-02	1.1287e-01	3.8269e-01
	<b>Total Force</b>	4.6925e+02	-3.0610e+01	5.5992e+01
	Pressure Torque	-1.2160e+00	-2.1003e+01	-4.3870e-06
	Viscous Torque	-9.9237e-03	-9.6572e-02	2.6816e-02
	<b>Total Torque</b>	-1.2259e+00	-2.1100e+01	2.6812e-02
STATOR1 Blade	Pressure Force	6.5308e+00	5.3465e+01	-2.2550e+01
	Viscous Force	-6.4649e-03	2.6492e-01	6.5919e-01
	<b>Total Force</b>	6.5244e+00	5.3730e+01	-2.1890e+01
	Pressure Torque	-3.4419e+00	5.2390e+00	1.1411e+01
	Viscous Torque	-1.0498e-02	-1.4222e-01	5.6818e-02
	<b>Total Torque</b>	-3.4524e+00	5.0968e+00	1.1468e+01
STATOR1 Hub	Pressure Force	-2.7719e+02	-1.7023e+01	2.1964e+01
	Viscous Force	2.5678e-02	1.9179e-01	4.4588e-01
	<b>Total Force</b>	-2.7716e+02	-1.6831e+01	2.2410e+01
	Pressure Torque	1.8153e+00	-2.8382e+01	6.4481e-05
	Viscous Torque	-8.6499e-03	-8.3472e-02	3.6265e-02
	<b>Total Torque</b>	1.8067e+00	-2.8466e+01	3.6330e-02
STATOR1 Shroud	Pressure Force	3.6887e+02	1.5624e+01	2.6035e+01
	Viscous Force	-2.2660e-02	7.2723e-02	3.1890e-01
	<b>Total Force</b>	3.6885e+02	1.5697e+01	2.6354e+01
	Pressure Torque	-1.1804e+00	2.4835e+01	-3.3050e-05

## Ek C. Spanwise Grafikleri

Chart 7. Component 1 chart showing circumferentially averaged flow angle at the TE

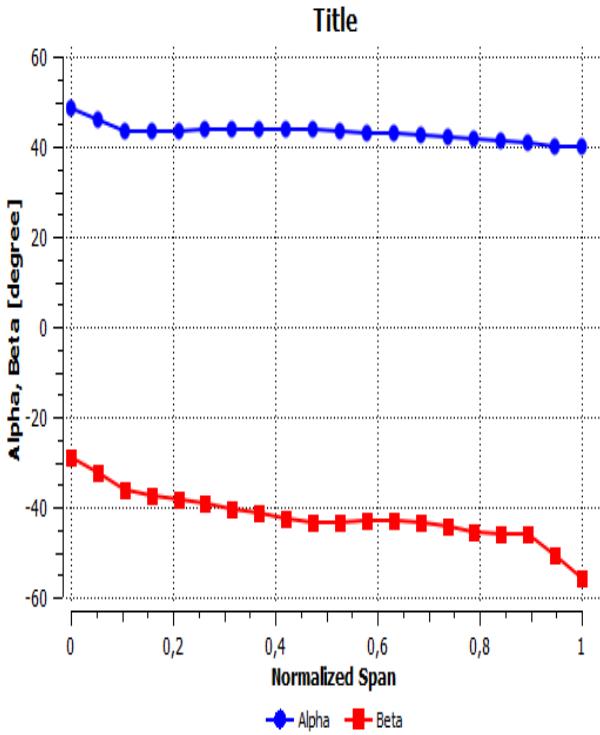
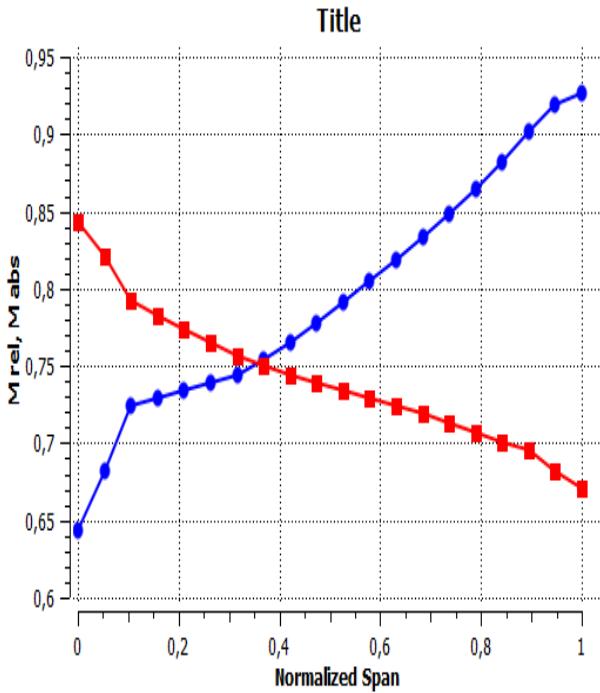
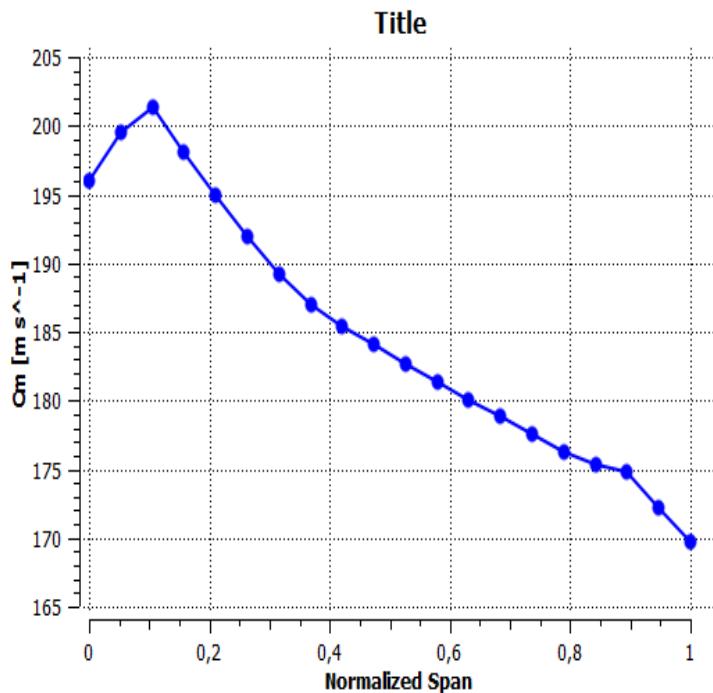


Chart 8. Component 1 chart showing circumferentially averaged relative and absolute Mach number at the TE

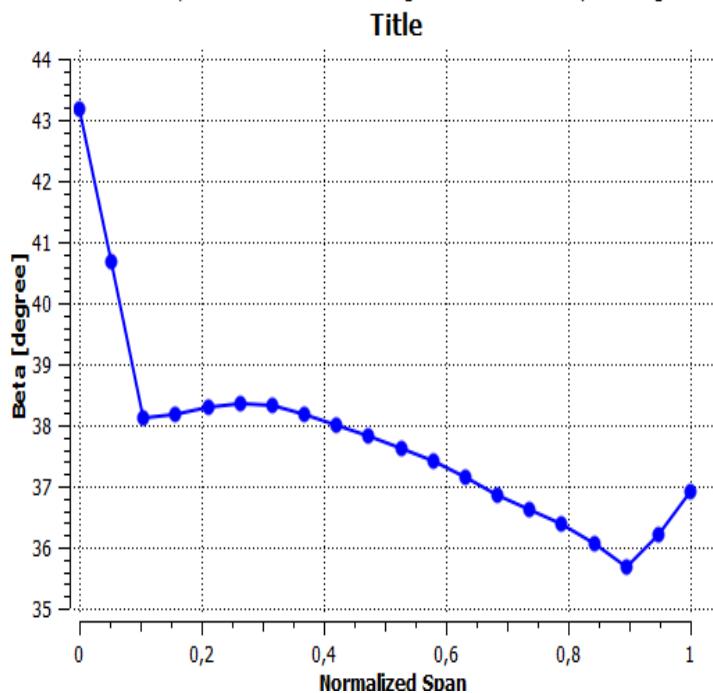


● M<sub>rel</sub> ■ M<sub>abs</sub>

**Chart 9.** Component 1 chart showing circumferentially averaged C<sub>m</sub> at the TE



**Chart 10.** Component 2 chart showing circumferentially averaged flow angle at the LE



## Kaynakça

- [1] L. Reid and R. D. Moore, “Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor,” NASA Technical Paper 1337, 1978.
- [2] D. C. Wisler, “Loss reduction in axial-flow compressors through low-speed model testing,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 122, no. 4, pp. 627–635, 2000.
- [3] R. V. Chima, “Calculation of multistage turbomachinery using steady and unsteady CFD methods,” *Journal of Turbomachinery*, cilt 120, no. 3, ss. 467–476, 1998.