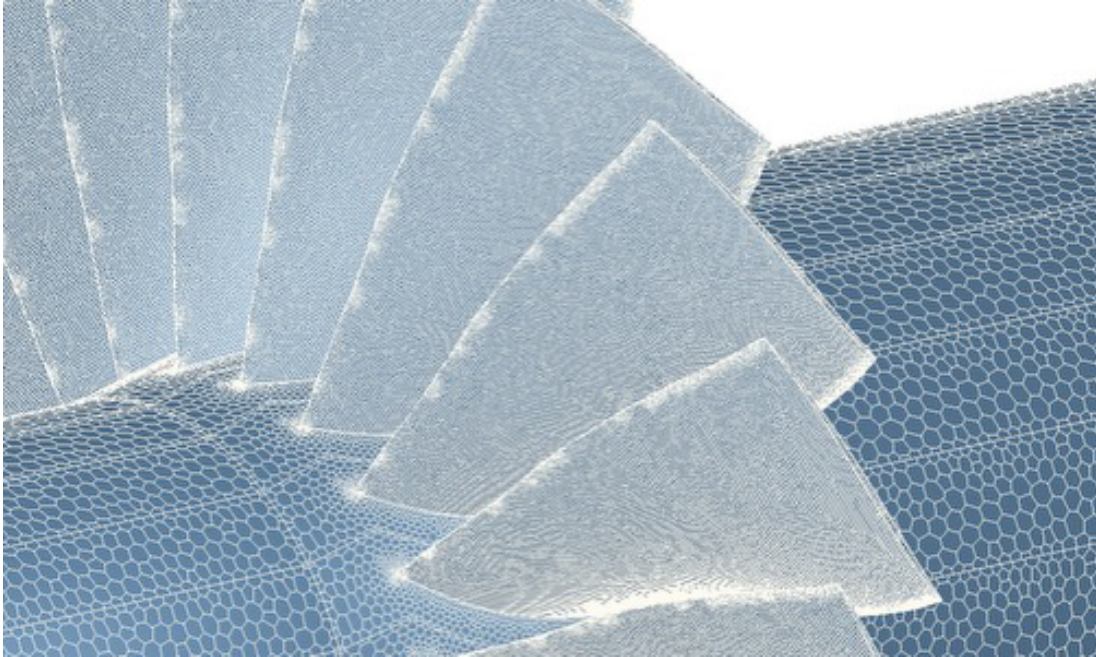


TEKNİK DOKÜMAN



Cradle CFD

Bu çalışmada, yüksek Mach sayılarında çalışan Rotor 67'nin Cradle-CFD yazılımı ortamında sayısal olarak modellenmesi ve literatürdeki deneysel verilerle karşılaştırılarak doğrulanması ele alınmıştır.



BIAS
MÜHENDİSLİK



HEXAGON

Authorized Hexagon Partner

ROTOR 67 PERFORMANS EĞRİSİNİN CRADLE-CFD İLE SAYISAL DOĞRULAMASI

HAZIRLAYAN	ONAYLAYAN
YUSUF YILMAZ CFD Aday Mühendisi	CAN OSSO CAE Takım Lideri

Tarih: 10/10/2025

Cradle-CFD, karmaşık akışkanlar dinamiği problemlerini çözmek için kullanılan bir mühendislik yazılımıdır. Özellikle ısı transferi, iç-dış akış, soğutma sistemleri ve elektronik soğutma gibi alanlarda kullanılır.

Bu çalışmada, Rotor 67 eksenel kompresör rotorunun Cradle-CFD yazılımı ortamında sayısal olarak modellenmesi ve literatürdeki deneysel verilerle karşılaştırılarak doğrulanması ele alınmıştır. Sıkıştırılabilir akış özellikleri, sınır koşulları, sayısal ağ yapısı (kısaca: ağ) ve çözüm yöntemi gibi temel CFD süreçleri de ayrıca açıklanmıştır.

1. GİRİŞ

Rotor 67, NASA tarafından geliştirilmiş tek kademeli bir eksenel kompresörün rotorudur ve yüksek hızlarda çalışan gaz türbinli motorlar için referans olarak kullanılan deneysel bir geometridir. Bu tür geometriler, CFD yazılımlarının doğruluklarının test edilmesi açısından kritik öneme sahiptir. Bu çalışmada, Rotor 67'nin Cradle-CFD ortamında modellenmesi ve literatürdeki deneysel verilerle karşılaştırılması yoluyla doğrulanması ele alınmaktadır.

Bu çalışmada kullanılan literatür verileri, Strazisar ve diğ. [1] tarafından NASA Lewis Araştırma Merkezi'nde gerçekleştirilen ve "*Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor*" başlıklı çalışmadan alınmıştır. [1]

Lazer anemometresi ölçümleri, en yüksek verim noktasına yakın ve kararsız (stall) bölgeye yakın çalışma koşulları için gerçekleştirilmiştir. Test, sadece rotor kanatlarıyla, yani stator kanatları olmadan yapılmıştır. Yalnızca rotordan alınan sonuçlar sayesinde, rotorun CFD sonuçları ile lazer anemometresi verileri doğrudan karşılaştırılabilmektedir.

TURBOMAKİNELER

Turbomakinelere, akışkanın giriş yönüne göre radyal, aksel ve karışık akışlı olarak üç ana gruba ayrılır. Bu sınıflandırma ayrıca debi sayısı ve basınç sayısı gibi boyutsuz parametrelerle birlikte özgül hız ve özgül çap ilişkileri dikkate alınarak yapılır. Kompresörler, akışkana enerji kazandırarak basıncını artıran cihazlardır ve çıkış ve giriş basınçları arasındaki oran 1.2'nin üzerindedir.

SIKIŞTIRILABİLİR AKIŞ

Bir akışkanın yoğunluğu, basınca ve sıcaklığa bağlı olarak değişiyorsa sıkıştırılabilir akışkan olarak kabul edilir. Gazların yoğunluğu yüksek basınç altında artırılabilir. Sıvıların yoğunluğundaki değişim genellikle ihmal edilecek kadar küçüktür, bu yüzden hesaplama maliyetini artırmamak için sıkıştırılmaz kabul edilebilir.

Düşük hızlı bir gaz akışında basınç değişimi genellikle düşüktür ve hesaplama maliyetini artırmamak için yoğunluk sabit varsayılarak sıkıştırılmaz analiz yapılabilir. Genel olarak, Mach sayısı 0.3 değerinden düşükse, gaz sıkıştırılmaz akışkan olarak kabul edilir ve yoğunluktaki değişim göz ardı edilir. Mach sayısına göre akış sınıflandırması Tablo 1'deki gibi gerçekleştirilir [2].

Tablo 1. Mach sayısına göre akış tipleri

Mach sayısı	Akış Tipi
$M < 0.3$	Sıkıştırılmaz
$0.3 \leq M < 0.8$	Ses-altı
$0.8 \leq M < 1.2$	Transonik
$1.2 \leq M < 5$	Ses-üstü
$M \geq 5$	Hipersonik

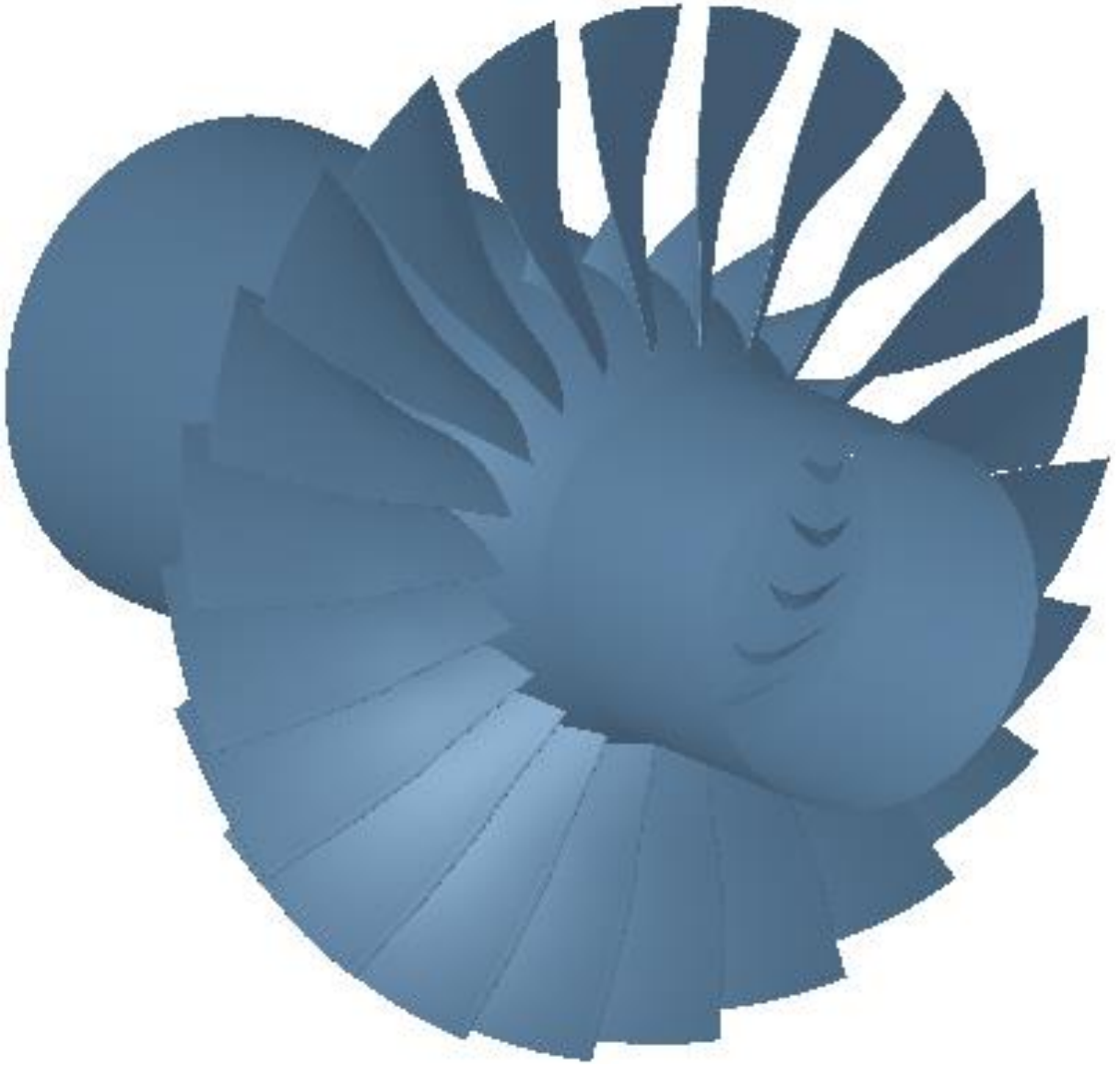
Mach sayısı 0.3'ten küçük olduğunda akışkanın basıncındaki ve sıcaklığındaki değişim ihmal edilebilir seviyelerde olduğu için enerji denkleminin çözülmesine gerek yoktur. Ancak dışarıdan bir müdahaleyle akışkanın sıcaklığı değiştiriliyorsa enerji denklemi çözülür.

ROTOR 67 GEOMETRİSİ

Rotor 67, transonik ve 1.56 kanat açıklık oranına (aspect ratio) sahip bir rotordur. Düşük kanat açıklık oranına sahip kanatlar, yüksek hızlarda çalışmak için uygundur ve yapısal olarak avantaj sağlarken duvar (endwall) kayıpları baskın hale geleceği için aerodinamik verimi düşürebilir.

$$Aspect Ratio = \frac{Kanat\ yüksekli\}{Kanatın\ aksel\ uzunlu\}$$

Analizi gerçekleştirilen model Şekil 1'de görülmektedir. Giriş ve çıkış sınır şartı verilecek yüzeylerde geriye akış olmaması giriş hesaplama alanı uzunluğu, rotor yarıçapının 0.6 katı; çıkış hesaplama alanı uzunluğu, rotor yarıçapının 1.2 katı olacak şekilde uzatılmıştır.

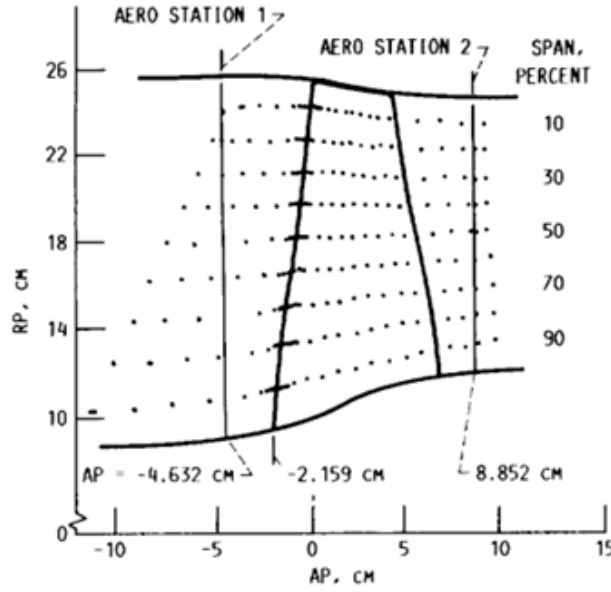


Şekil 1. Rotor 67 geometrisi

NASA Rotor 67'nin temel özellikleri Tablo 2'de, deneysel çalışmalardaki ölçüm düzlemleri ise Şekil 2'deki gibidir [1]. CFD analizlerinde sonuçlar bu düzlemlerden alınmıştır.

Tablo 2. Rotor 67'nin geometrik parametreleri

PARAMETRE	DEĞER	BİRİM
Rotor Devir Sayısı	16043	[rpm]
Toplam Kanat Sayısı	22	[-]
Toplam Basınç oranı (Tasarım Noktası)	1.63	[-]
Debi	33.23	[kg/s]
Kanat Uç Hızı	429	[m/s]
Uç Boşluğu	1	[mm]
Dış çap	513.36	[mm]



Şekil 2. Aerodinamik Ölçüm Düzlemleri

SINIR KOŞULLARI

Rotor 67 kompresör kanadının test verileri standart gün koşullarında yapılmıştır (Giriş toplam basınç, 101329 Pa; giriş toplam sıcaklık 288.15 K). CFD sonuçları, test verileri ile karşılaştırılacağından giriş sınır şartları standart gün koşullarına uygun girilmiştir. Problemi tamamlamak için çıkış sınır şartı olarak farklı debi değerleri girilmiş, bu sayede kompresör eğrisi elde edilmesi amaçlanmıştır (basınç oranı debi grafiği).

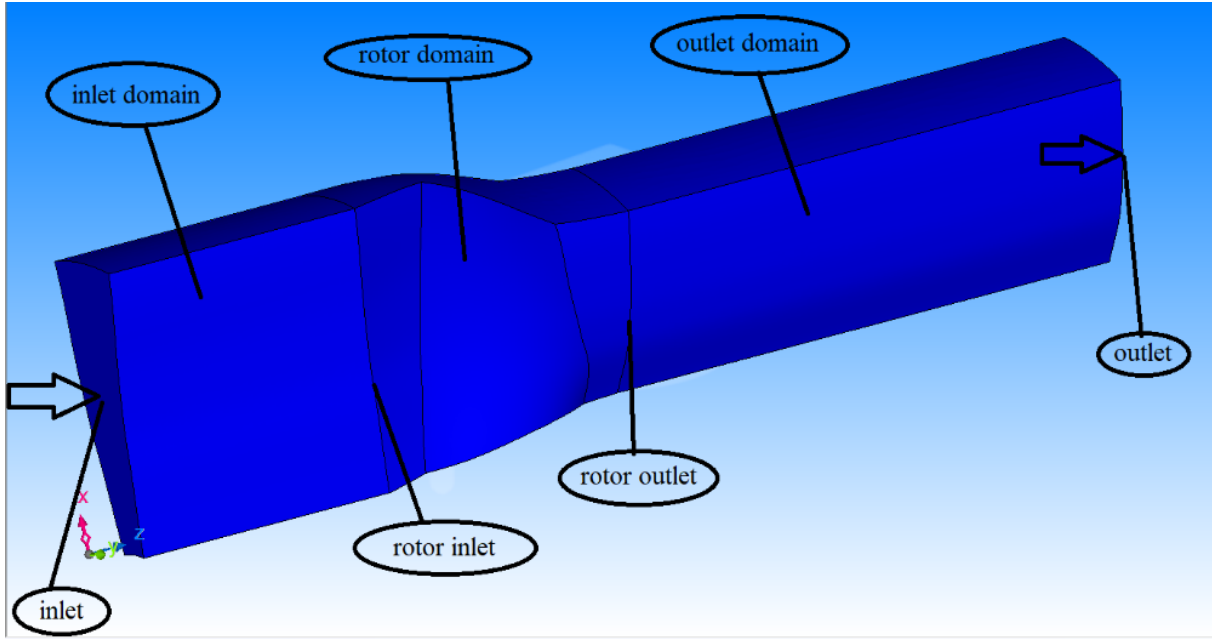
Isıl sınır şartı olarak da tüm duvarlar adiabatik (ısı geçişi yok) olarak modellenmiştir. Duvar gerilme koşulları için ise rotorun “hub” ve “shroud” bölgeleri kaymama koşulu, giriş ve çıkış hacimlerinin “hub” ve “shroud” bölgeleri ise kayma koşulu ile modellenmiştir.

Sıkıştırılabilir akış problemi olduğu için yoğunluk tabanlı çözücü tercih edilmiştir. Ancak yoğunluk tabanlı çözücü, özellikle kararsız bölgeye yakın düşük hız rejimlerinde etkili sonuç verememektedir. Bu sorunu aşmak için yerel ön koşullama (local preconditioning) yöntemi kullanılmıştır. Bu yaklaşım, düşük Mach sayısına sahip akışlar için matris çözümünü yeniden düzenleyerek yakınsama davranışını iyileştirmektedir [2]. Türbülans modeli olarak ise SST-kw (Shear Stress Transport) kullanılmıştır.

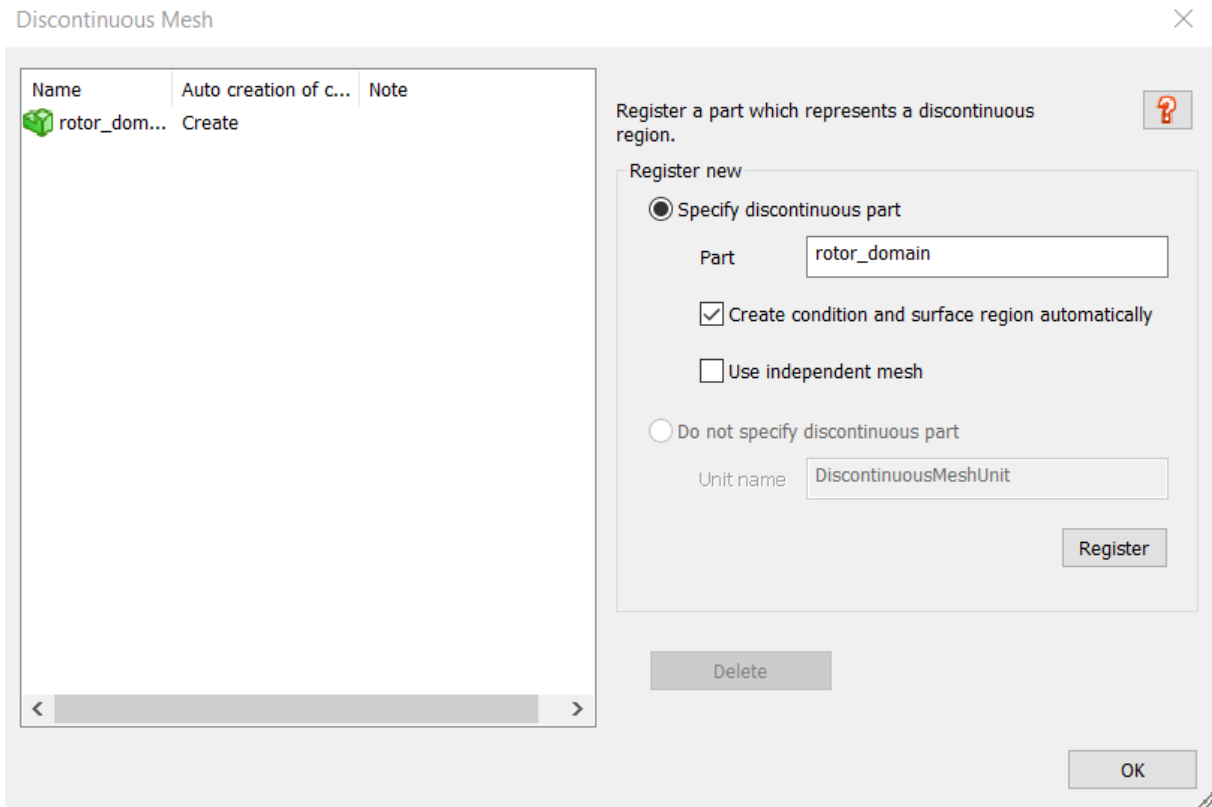
2. CRADLE-CFD’de ROTOR 67 MODEL KURULUM AŞAMALARI

GENEL AYARLAR

Analizi yapılacak model toplamda 3 ana parçadan oluşmaktadır. Bunlar giriş hacmi (inlet domain), rotor hacmi (rotor domain) ve çıkış hacmidir (outlet domain). Bu bölgelerden sadece rotor hacmi hareketlidir, geri kalan hacimler statiktir. Hareketli ve statik bölümlerdeki ortak yüzeylere programda bulunan “discontinuous ağ” özelliği ile arayüz oluşturulur. Bu iki bölüm arasında bağlantı kurarken rotorun döndüğü anın fotoğrafı çekiliyormuşçasına hız üçgenleri hesaplanır. Aşağıda Şekil 3’ten başlayarak Şekil 9’a kadar Rotor 67’nin analiz kurulum aşamalarındaki gerekli ekran görüntüleri paylaşılmıştır.



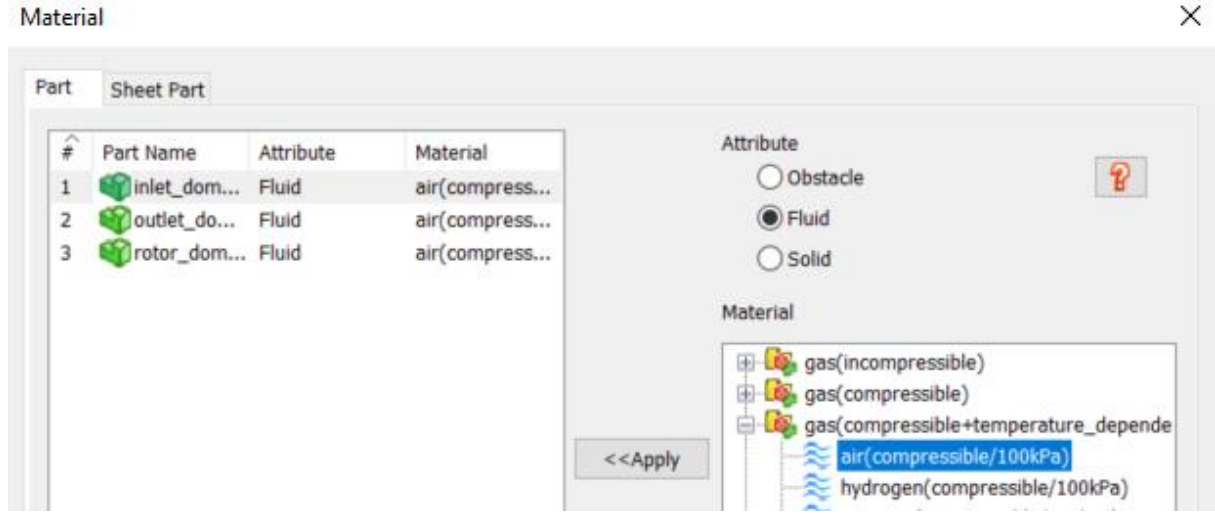
Şekil 3. Analiz modelinin isimlendirilmesi



Şekil 4. "Discontinuous" ağ atılacak bölgenin tanımlanması

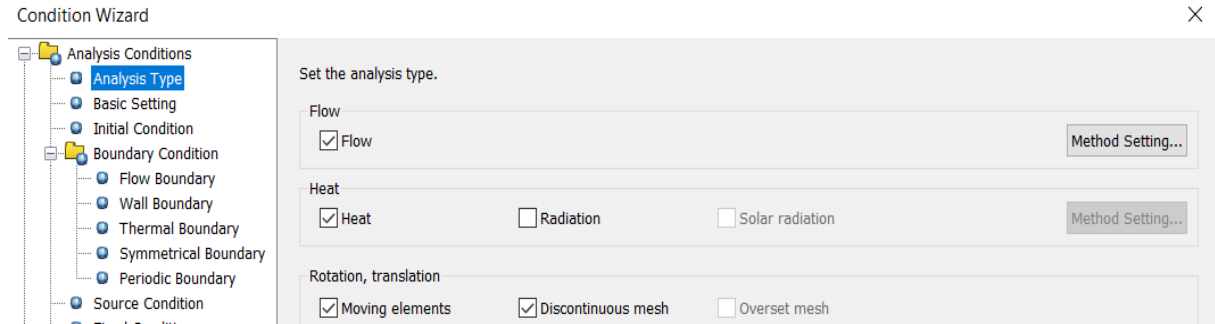
"Prepare Parts→Discontinuous ağ→Rotor Domain→Register" seçimi yapılır.

Bir sonraki aşamada analizde kullanılacak olan yüzeyler tek tek tanımlanır. Bu yüzeyler sınır şartı girilirken ve analizde test verileri ile kıyaslanacak sonuçlar alınırken kullanılacaktır. Transonik bir akış olduğundan dolayı malzeme tanımlanırken “gas(compressible+ temperature_dependent)” seçilir.



Şekil 5. Akışkan tanımlaması

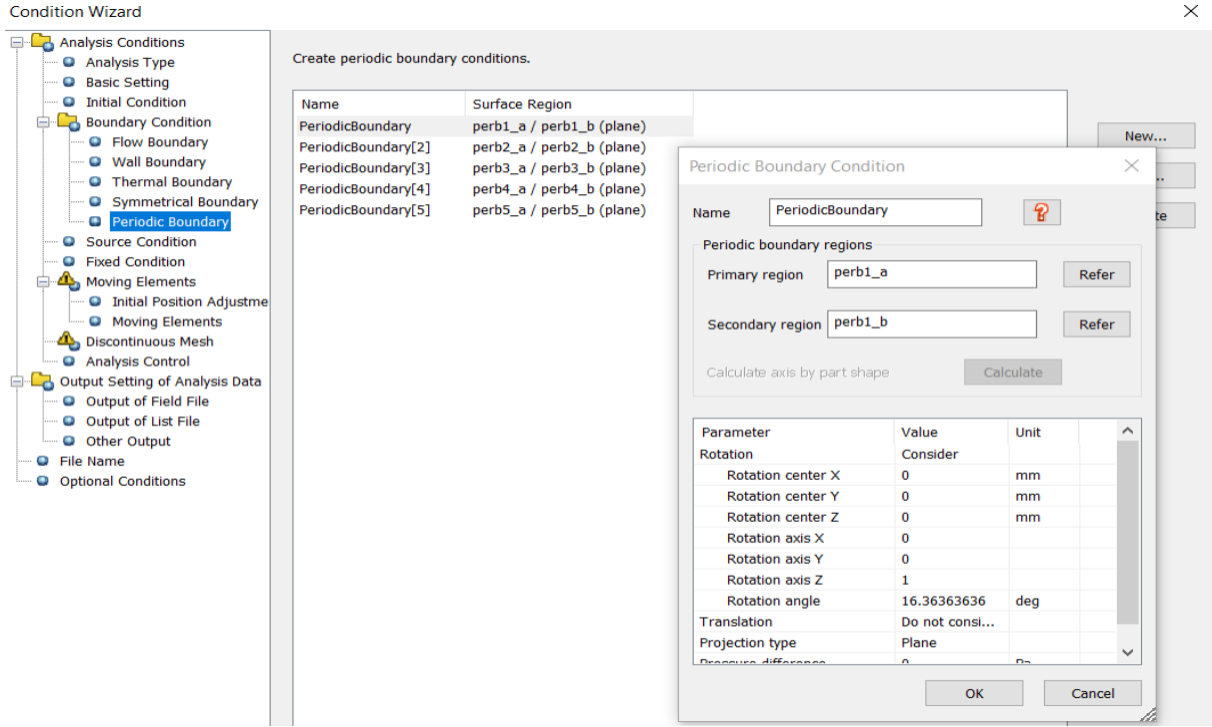
Analysis Type’da “Flow”, “Heat”, “Moving elements” ve “Discontinuous ağ” seçilir. “Heat”, akış sıkıştırılabilir olduğu için seçilir, böylece enerji denklemi de çözülür. Hareketli bir hesaplama hacmi bulunmasından dolayı “Moving elements” ve “Discontinuous ağ” seçilir.



Şekil 6. Analiz çözümlerinde kullanılacak denklemler ve özellikler

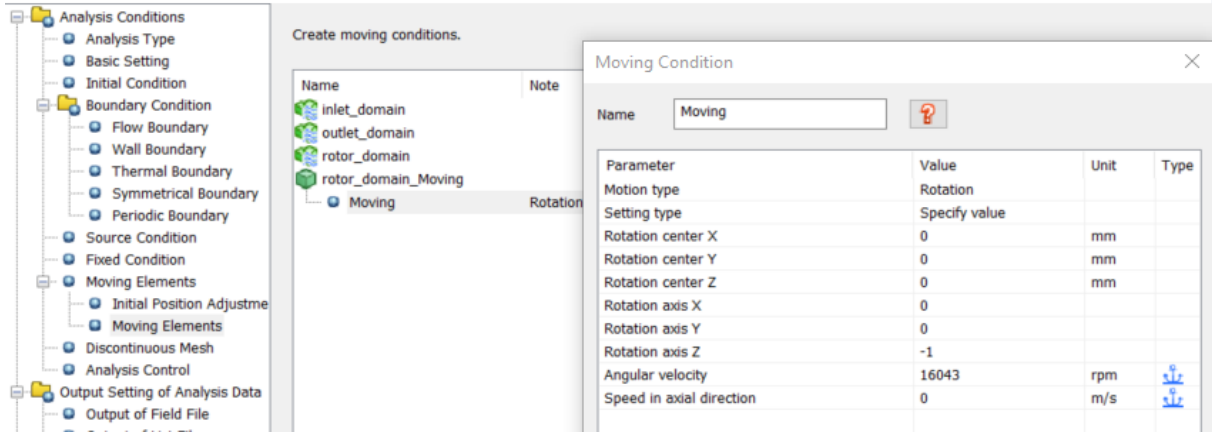
PERİYODİK SINIR KOŞULU

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinde geometri ve akış karakteristiği periyodik olarak birbirini takip ediyorsa, sonuçlar da periyodik hale gelir. Bu durumda, hesaplama yükünü azaltmak için yalnızca tek bir pasaj kullanılarak analizler gerçekleştirilebilir. İki pasaj arasında tanımlanan periyodik sınır koşulu, bu tür bir analize imkân tanır. Bu analizde birbirini takip eden beş adet periyodik yüzey olup dönüş yönlerine uygun ve kaç derecede bir birbirini tekrarlıyorsa ona uygun açı girilerek tanımlanır.



Şekil 7. Periyodik Yüzey Tanımlaması

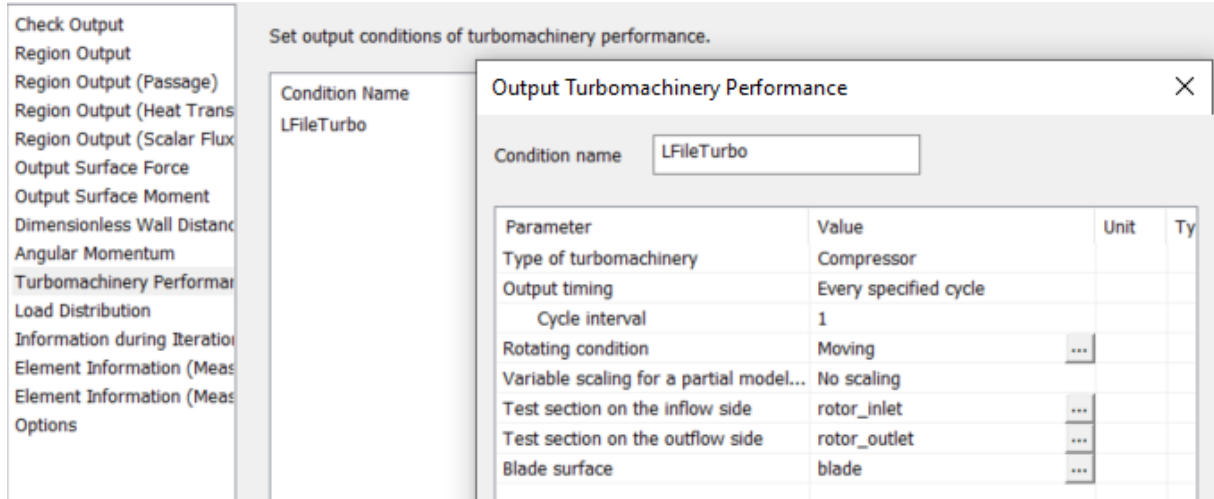
“Moving elements” kısmında rotor hacminin dönüş koşulları tanımlanmalıdır. İlk olarak dönüş merkezi, sonrasında dönüş yönünü ve dönüş hızı girilir.



Şekil 8. “Moving Elements” hareket tanımlaması

ANALİZ ÇIKTILARI

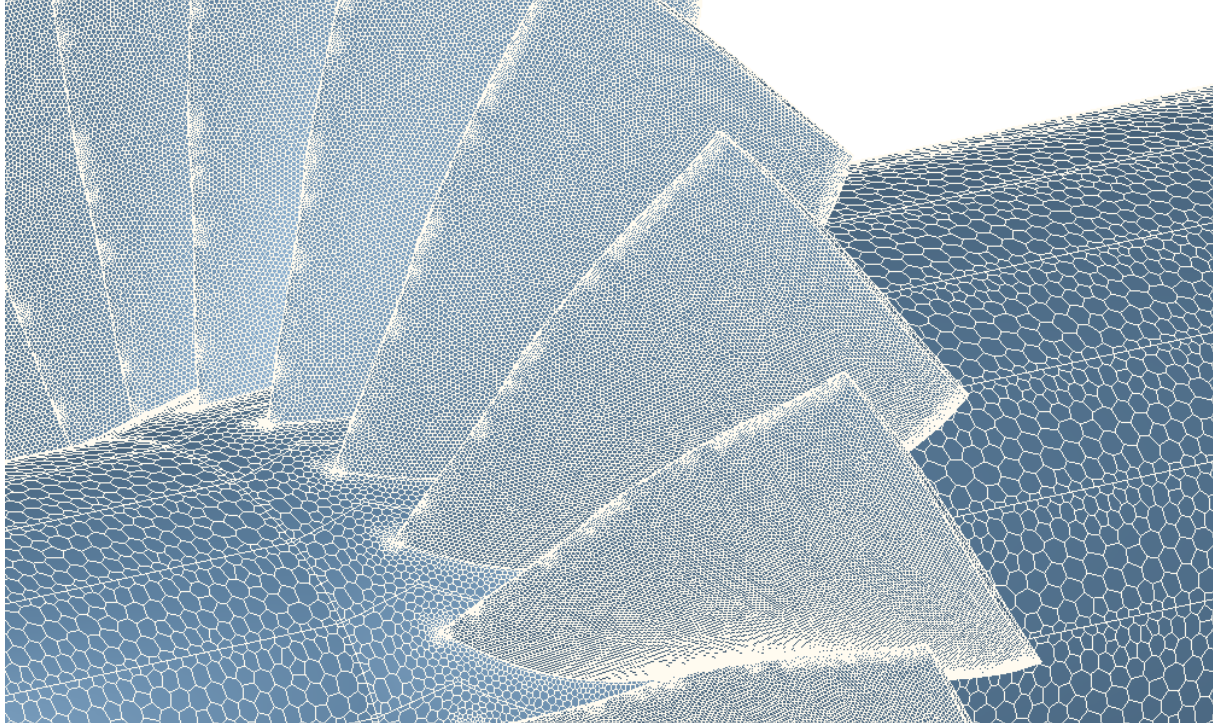
“Output of List File” bölümünden, “Turbomachinery Performance” tanımlaması yapıp çıktı olarak basınç oranı ve verim çıktıları elde edilebilir. Burada turbomakine tanımlaması yapıldıktan sonra kompresörün girişi, çıkışı ve kanat yüzeyi seçilir.



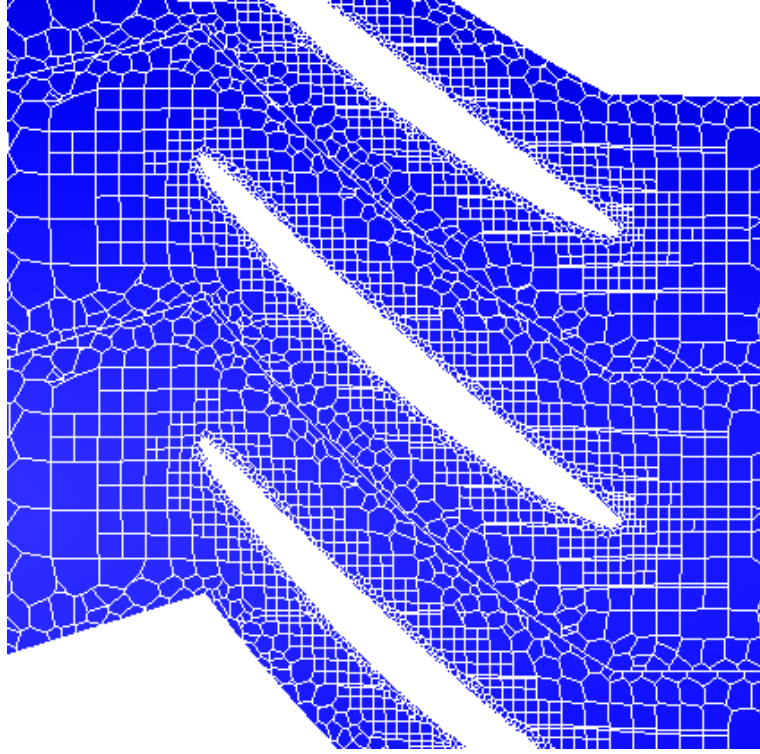
Şekil 9. "Turbomachinery Performance" çıktısının tanımlaması

ÇÖZÜM AĞI

Serbest akış bölgesinde altı yüzlü, sınır tabakanın modellendiği prizma katmanlarında çok yüzlü elemanlar kullanılmıştır. Çözümlerdeki doğruluğu artırmak için kanat yüzeylerinde 1 mm; periyodik yüzeylerin daha iyi örtüşmesi için periyodik yüzeylerde 4 mm; diğer bölgelerdeyse 8 mm boyutunda eleman kullanılarak 732,517 çözüm ağı elemanı oluşturulmuştur (Şekil 10, Şekil 11).

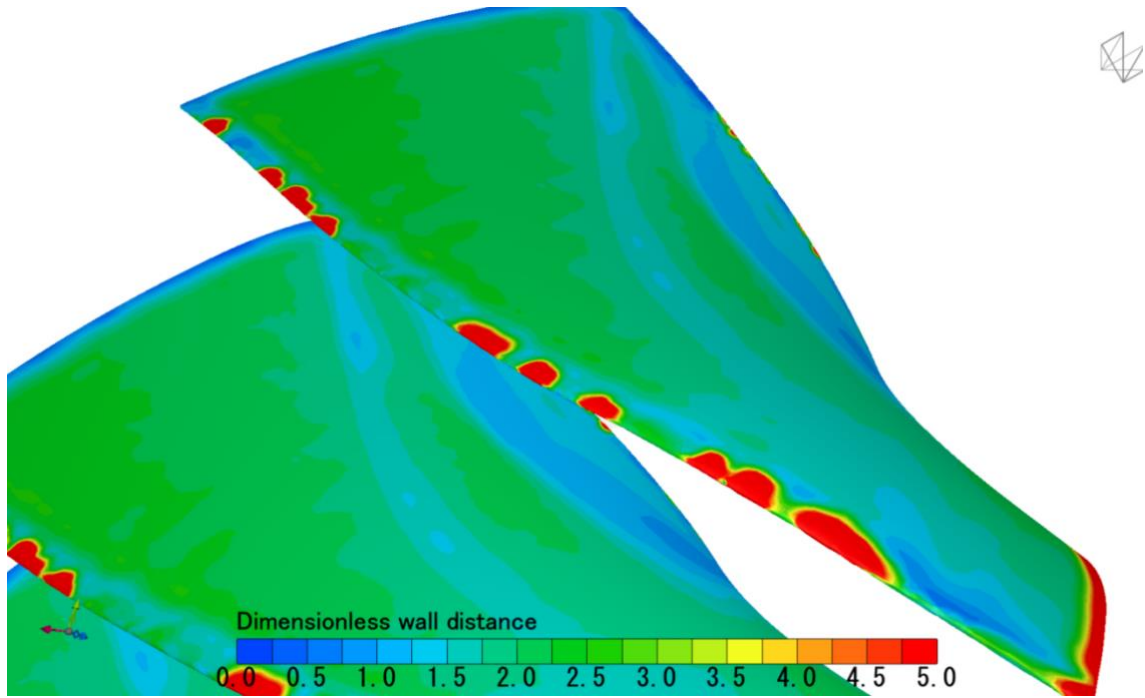


Şekil 10. Kanat üzerindeki çözüm ağı görüntüsü



Şekil 11. %50 radyal istasyondaki çözüm ağı görüntüsü

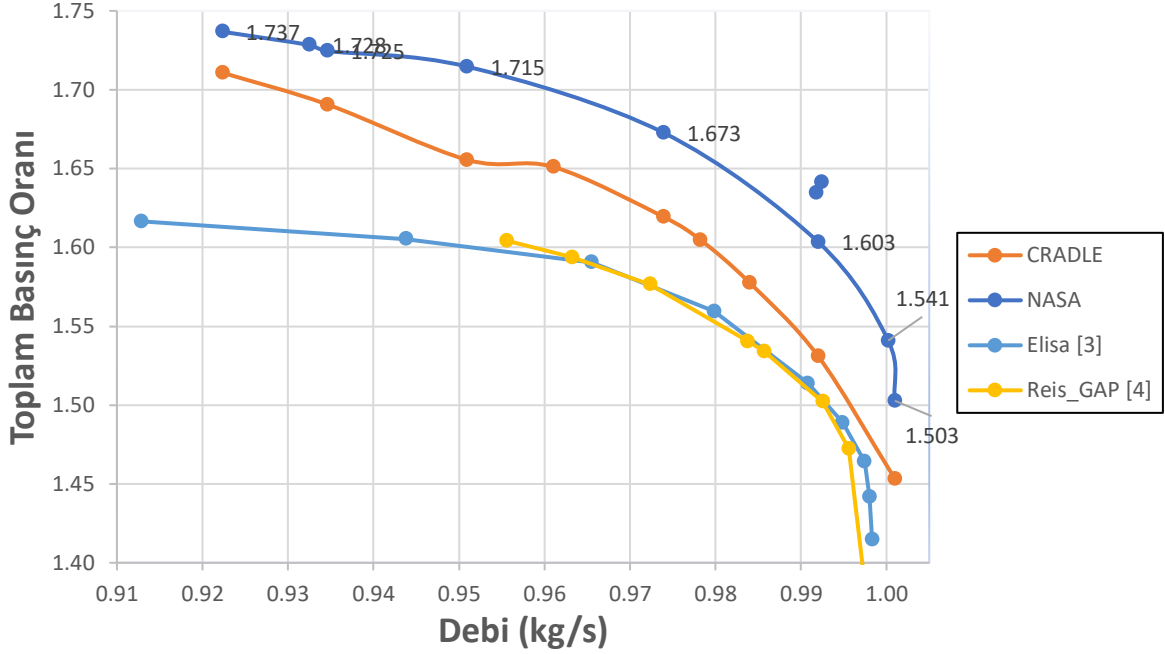
Şekil 12’de görüleceği üzere analizler sonucunda kanat üzerinde elde edilen boyutsuz sınır tabaka yükseklikleri (y^+), durma noktası dışındaki bölgelerde ortalama 2.0 değerinde olduğu için oluşturulan prizma katmanları SST-k ω türbülans modeline uygundur ve performans eğrisi çalışmalarına bu çözüm ağıyla devam edilmiştir.



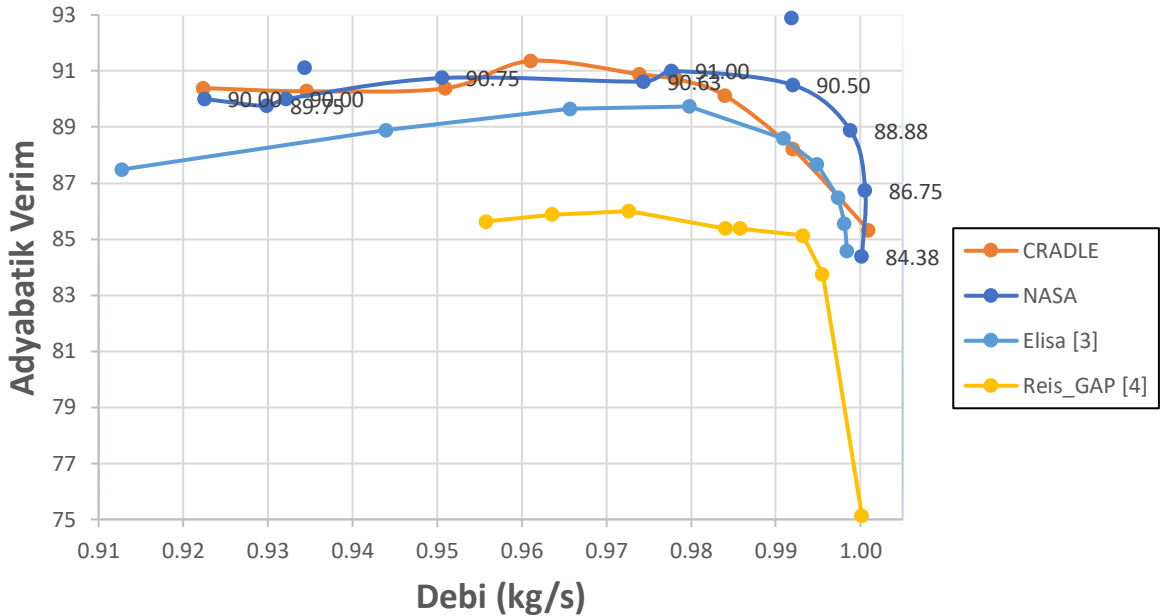
Şekil 12. Kanat üzerindeki y^+ değerleri

3. CRADLE-CFD ile DENEYSEL SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRMASI

CRADLE-CFD'den elde edilen sonuçlar hem deneysel verilerle hem de literatürde daha önceden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Şekil 13 incelendiğinde CRADLE-CFD yazılımındaki yoğunluk tabanlı çözücünde kullanılan yerel ön koşullama, kararsız bölgeye yakın kısımlarda deneysel sonuçlarla uyumlu sonuçlar vermiştir. Böylece kararsız bölge – maksimum verim arasındaki kısımlardaki verim değerlerinde deneysel verilerle birebir örtüşen sonuçlar elde edilmiştir (Şekil 14).



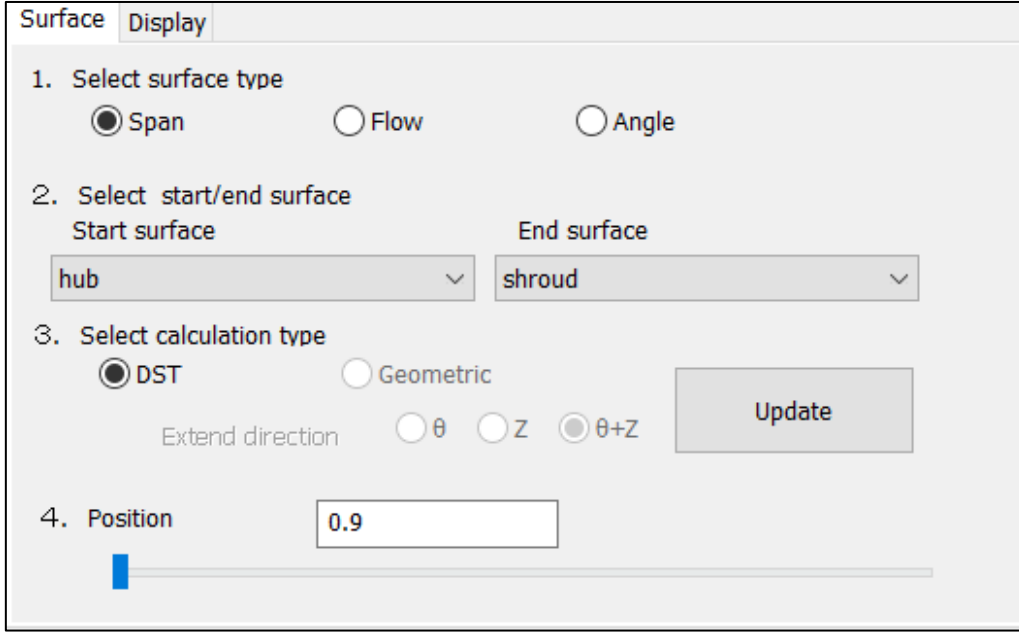
Şekil 13. Debi – Toplam Basınç Oranı grafiği



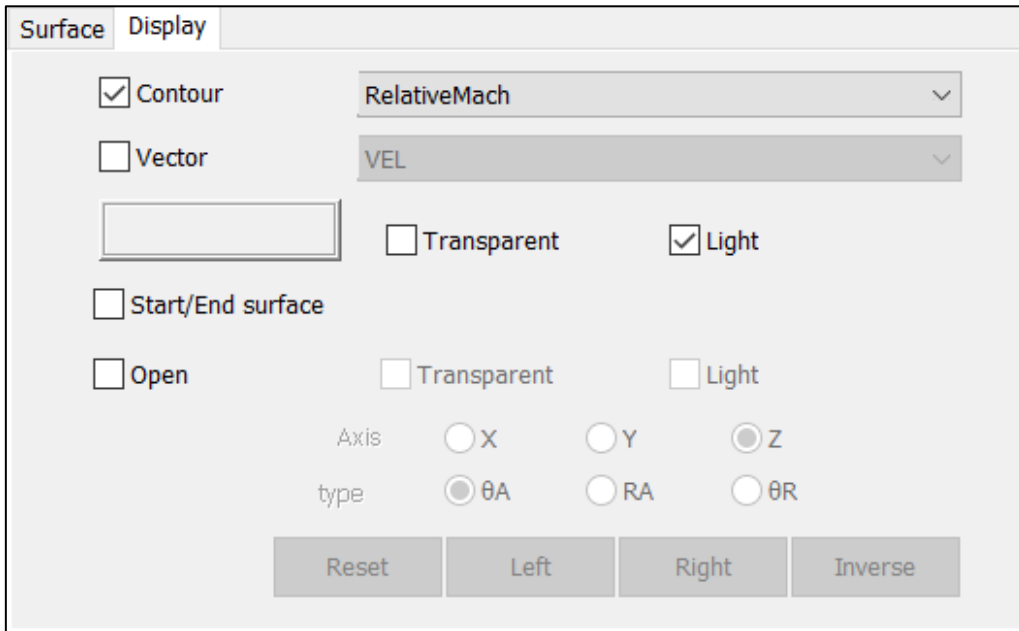
Şekil 14. Debi – Adyabatik Verim grafiği

ScPOST Görüntüleme Aracında Elde Edilen Bağlı Mach Sayısı Değerleri

Öncelikle “Periodical Copy” komutu kullanılarak tek pasaj çoğaltılmıştır. Bunun için oluşturulması istenilen periyodik yüzey sayısı ve açı değerleri girilir. Ardından farklı radyal istasyonlardaki (kısaca: istasyon) ve kanattan kanada düzlemdeki bağlı Mach sayısı değerlerini gözlemlemek için “Turbomachinery Ex” aracı kullanılmıştır. Surface bölümünde, başlangıç (hub) ve bitiş (shroud) yüzeyleri seçilir ve hangi istasyondan sonuç alınmak isteniyorsa “Position” bölümüne 0.0-1.0 arası değişen sayısal değer girilir (Şekil 15). Sonrasında “Display” bölümünden “RelativeMach” parametresi seçilir (Şekil 16).

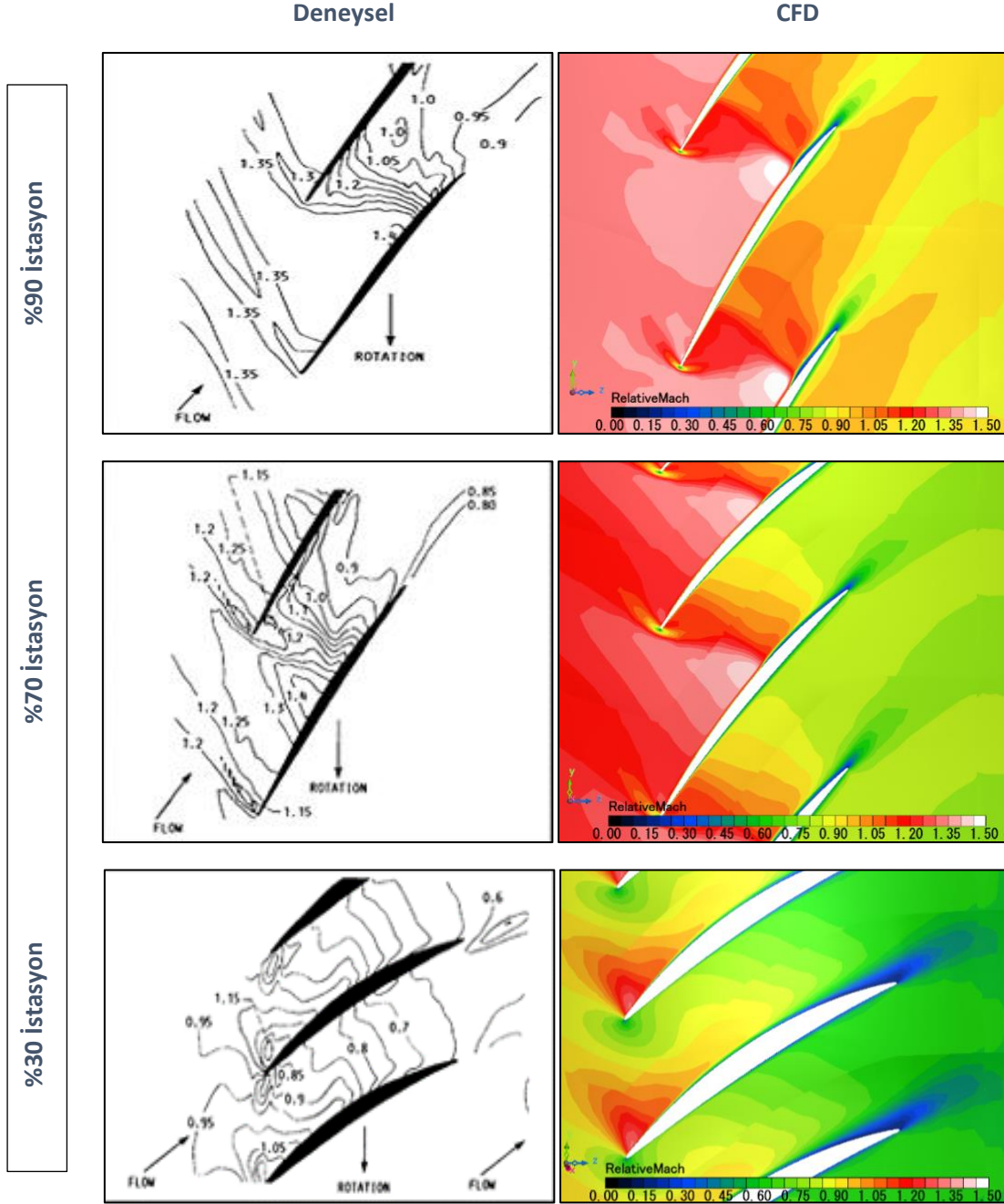


Şekil 15. “Turbomachinery Ex” yüzey ve istasyon seçimi



Şekil 16. “Turbomachinery Ex” bağlı mach sayısı kontürü seçimi

Özellikle kanat uç kısmında kullanılan profil, geri yüklemelidir (aft loaded) ve ses-üstü kompresörlerde genellikle maksimum kamburluğun %50 veter uzunluğunun arkasında olması tercih edilir. Böylece şok dalgası daha arkada oluşur ve akış ayrılması riski azalarak aerodinamik kayıplar düşer. Hem deneysel veriler hem de CRADLE-CFD sonuçları incelendiğinde, boğaza gelene kadar bağıl Mach sayısının arttığı görülmektedir. Akabinde maksimum kamburluk sonrasında şok dalgası oluşmuştur. Hem maksimum verim noktasındaki (Şekil 17) hem de kararsız bölgeye yakın noktadaki (Şekil 18) bağıl Mach değerlerinin deneysel verilerle uyumlu olduğu görülmektedir.



Şekil 17. Maksimum verim noktasında, farklı istasyonlardaki bağıl Mach değerleri

5. REFERANSLAR

[1] Strazisar, A.J.; Wood, J.R.; Hathaway, M.D.; Suder, K.L. Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor; NASA TP 2879; Lewis Research Center: Cleveland, OH, USA, 1989.

[2] MSC Software Corporation. *Cradle-CFD 2025.1 scFLOW Kullanıcı Kılavuzu*, Tokyo, Japonya, 2025. (Bölüm: Analiz Yöntemi)

[3] Fior, Elisa. *Installed Transonic Rotor: NASA Rotor 67'nin Takılı Durumda CFD Analizi*. CFD Study of an Installed Transonic Rotor (Yüksek Lisans Tezi), Università degli Studi di Padova, danışman: Ernesto Benini; yardımcı danışman: Andrea Magrini; 2019–2020 dönem

[4] Reis, António João Ferreira. *Validation of NASA Rotor 67 with OpenFOAM's Transonic Density-Based Solver*. Yüksek Lisans Tezi, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, 2022.