

GAZ TÜRBİNİ ÖN TASARIM İÇİN ENTEGRE ORTAM

PREPARED BY	EDITED\CHECKED BY
SOFTINWAY	M. AHMET KOZANOĞLU LİDER HAD MÜHENDİSİ

12/08/2022

Özet

Bu yazı, aksnel ve radyal akışlı türbin ve kompresörlerin ön tasarımı için entegre ortamın yapısını ve yeteneklerini sunmaktadır. Yazılım, başlangıçta belirlenen sınır koşulları, kapanış koşulları ve tasarım değişkenlerine dayalı olarak, ters görev çözücü ile çok sayıda farklı tasarım bulmayı mümkün kılar. Tasarım alanı gezgini, özelleştirilebilir koordinat aksnellerinde elde edilen tasarım sonuçları için kolay ve görsel karşılaştırma sağlar. Kademe sayısı, meridyen ve aksnel boyutlar, maksimum kanat ağırlığı gibi farklı parametrelerde çözüm filtrelemede kullanılabilir. Elde edilen binlerce çözüm arasından doğru tasarımı seçmeyi sağlayarak zamandan tasarruf sağlar.

Sunulan yaklaşımın esnekliği ile, sabit ve dönen elemanlar, kanallar, ısı eşanjörleri gibi unsurlarla birlikte gaz türbini akış yolunun oluşturulmasına ve ortak ortamda analiz edilmesine olanak tanır. Aerodinamik akış yolu kalitesi, yapısal güvenilirlik, tasarımdaki ve tasarım dışı koşullardaki performansların tüm yönlerinin kontrolü, tüm tasarım süreci boyunca gerçekleştirilir. Böylece, her tasarım adımında değişikliklerin etkisini hissetmek için çeşitli optimizasyon yeteneklerini kullanarak mevcut tasarım verilerinin anında düzeltilmesi ve geliştirilmesi için kullanıcı ve sistem arasında tam etkileşim sağlar.

1. Terminoloji

C: Hız - m/s

F: Alan - m²

H: Rotalpi - J/kg

İ: Entalpi - J/kg

G: Kütle Akış Miktarı - kg/s

P: Basınç - Pa

R: Reaksiyon

S: Entropi – J/kgK

U: çevresel hız – m/s

w: Bağıl Çerçeve Hız - m/s

α : Hucüm Açısı - deg

β : Yanal Açısı - deg

η verimlilik

ϕ stator hız katsayısı

ψ rotor hız katsayısı

ρ yoğunluk kg/m³

ω dönüş hızı s⁻¹

$\dot{\omega}$ toplam basınç kaybı katsayısı

2. Giriş

Dünyanın artan enerji talepleri ve ulaşım pazarının büyümesi, gaz türbini üreticilerinin proaktif olmalarını gerektirmektedir. Üreticiler günümüzün en yüksek verimlilik (yani minimum yakıt tüketimi), belirli koşullarda çalışabilme, taşıma uygulamaları için kritik olan ağırlık kısıtlamaları gereksinimlerini karşılayan makineler tasarlamak zorundadırlar. Mümkün olduğunca rekabetçi olabilmek için tasarım döngüsünün kısaltılması ve yoğunlaştırılması da zorunludur. Bu nedenle yeni nesil gaz türbini ön tasarım ortamının oluşturulması son yıllarda oldukça önem kazanmıştır.

Bilindiği gibi, makinenin geometrik özelliklerinin çoğu, ön tasarım aşamasında seçilir. Sonraki tasarım aşamalarında ise neredeyse değişmez kalır ve yerleşimi önemli ölçüde önceden tanımlanır. Bu nedenle ön tasarım aşaması çok dikkatli devam ettirilmesi gereken bir temeldir. Bununla birlikte, yararlı olabilecek ve dikkate alınması gereken bir dizi farklı seçeneği de kullanıcıya sunması gerekir.

Bu makale, entegre gaz türbini ön tasarım sisteminin teorik arka planlarını ve iç yapısını açıklamaktadır. Makale sonunda bazı pratik kullanım örnekleri, çalışmalarını ve sonuçlarını göstermektedir.

3. Gaz Türbini Entegre Tasarım Ortamı için Gerekliler

Tasarım sistemi oluşturmaya başlamadan önce, yazılımın geliştiricileri, bu tür bir yazılım konseptini son kullanıcıların ihtiyaçlarını tatmin eden ve modern turbo makine tasarım standartlarını karşılayan zorunlu gereksinimleri karşılamayı hedeflemektedir. Farklı teorik kaynaklara genel bakış [1-4] ve şirketlerde [5-7] uygulanan gerçek bir tasarım sistemi, yeni tasarım sistem gereksinimleri oluşturmak için yapılmıştır. Temel olarak, ön tasarım sistemi, tasarlanan makinenin çalışmasını gerçekleştirmek için aerodinamik performans analizi ile entegre edilmeli ve oluşturulan tasarıma dayalı olarak iyileştirme yapmak için tasarımlar arasında geçiş yapma yeteneklerine sahip olmalıdır. Buna ek olarak, tekrar eden aşamaların tasarımı, belirli tasarım çapını koruma yeteneği, tasarım için aşamaların reaksiyon

aralıklarının belirtilmesi, sınırlı eksenel boyut aralıklarında ve ağırlık aralıklarında kalma yeteneği olabilir.

Proje mimarisinin doğru seçimi ve böyle bir sistem için teorik temel, gerçek görevler uygulaması açısından sistemin işlevselliğini ve kullanılabilirliğini önceden belirleyen çok önemli bir sorudur. Bu tür bir sistem için temel gereksinimlerden biri, çok sayıda çeşitli tasarımı oluşturma ve değerlendirme yeteneği ile hızlı geri dönüş süresi, mevcut kısıtlamalar ile gerekli çıktılar arasında optimum çözüm bulunmasıdır. Makinenin çeşitli yerleşim konfigürasyonları ve kanallar, egzoz difüzörleri, dalgalanma valfleri gibi ek elemanlar gaz türbininde kullanılabilir ve performanslarını etkileyebilir, bu nedenle sistem tasarım sürecinin bir parçası olarak dikkate alınmalıdır.

Yukarıda yapılan tüm açıklamaların altını çizerek, gaz türbini ön tasarım sistemi için temel gereksinimler şu şekilde özetlenebilir:

1. Kullanım esnekliği, sıfırdan makine elemanlarının farklı konfigürasyonları için akış yolu tasarımları oluşturma imkanı ve mevcut kısıtlamaları karşılayan parametreler.
2. Hızlı yanıt süresi, tasarım modlarında kısa sürede çok sayıda tasarım adayı oluşturma ve inceleme yeteneğinin yanı sıra tasarım dışı modlar performans değerlendirmesi.
3. Tasarım sürecinin farklı adımlarından sorumlu tasarım sistem öğeleri ve modüller arasındaki entegrasyon ve etkileşim.
4. Karmaşık makinelerin (kanallar, difüzörler, ısı eşanjörleri) hassas simülasyonları için ek elemanların seçimi ile kullanıcıya uygun veri yönetimi mekanizması sağlama

Sistemin sıfırdan başlayıp 3B akış yolu geometrisi ile biten bitmiş bir ön tasarım döngüsüne sahip olması gerektiği açıktır, ancak mevcut makalenin amacı, ön tasarım ve boyutlandırma ile ilgili bileşenleri en yenilikçi olacak şekilde tanımlamaktır. Ön tasarım ortamı için yukarıda belirtilen gereksinimlerden de anlaşılacağı gibi, 3B CFD ideolojisine dayandırılmaz, çünkü mevcut hesaplama gücünün hızlanmasıyla bile gerçekleştirilmesi uzun zaman gerektirir. Ayrıca, doğası gereği 3B CFD, turbo makinelerin sıfırdan tasarlanması için güvenilir bir şekilde uygulanamaz ve ön tasarım aşamasında birçok başka sınırlamaya sahiptir.

Sistemin ön tasarım ve boyutlandırma bölümünün ayrıntılı teorik arka planı ve yapısı, bu makalenin sonraki bölümlerinde gözden geçirilmektedir.

4. Makine Elemanları Mimarisi

Tasarım sistemini kurmak için, yapısında kullanılacak nesnelerin uygun hiyerarşisini oluşturmak gerekir. Komplasyonlarına bağlı olarak farklı proje bileşenlerini tanımlayan birkaç ana seviye oluşturulur. Sistemde kullanılan seviyeler aşağıdaki gibidir:

1. Makine – birkaç modülden ve bunlar arasındaki elemanlardan oluşabilen mevcut herhangi bir tipte (eksenel, radyal türbin veya kompresör veya kombine – eksenel radyal makine) komple turbo makineyi temsil eder.
2. Modül – ortak özelliklerine göre birleştirilebilen bireysel aşamayı veya aşamalar grubunu temsil eder: aynı makine bileşenine aittir (örn. HP, LP silindir), eşit spesifik çaplar, tekrarlanan konfigürasyon, benzer dönüş hızı vb.

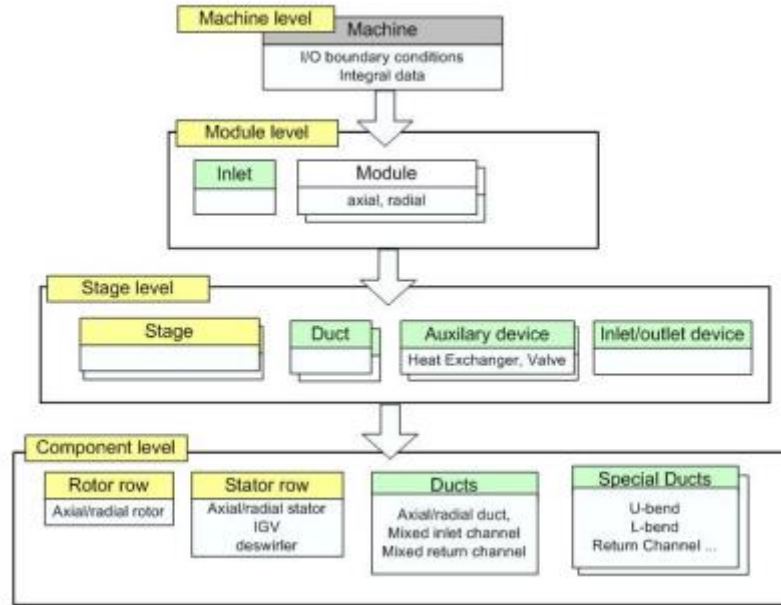
3. Aşama düzeyi, aşamalar arasındaki tek bir aşamanın veya bileşenlerin düzenini temsil eder. Eksenel kademe stator ve rotordan oluşabilir, radyal kademe düzeni çark, difüzör ve salyangoz içerebilir. Kademe seviyesi, ısı eşanjörleri, giriş ve çıkış elemanları gibi farklı kademeler arası bileşenleri içerir.
4. Bileşen seviyesi en düşüktür ve sıralar (dönme veya sabit), kanallar ve gerekli olabilecek diğer bireysel elemanlar gibi minimum makine birimlerini temsil eder.

Şekil 1'de gösterilen makine elemanları mimarisi şematik gösterimi ve herhangi bir sonuçta birleştirilmiş çok yönlü elemanlarla neredeyse her türlü düzeni oluşturmayı mümkün kılar.

5. Turbo makine Akış Yolu Birleştirme Prosedürü

Görev Formülasyonu

Turbo makina akış yolu tasarım görevi, seçilen hedef kriterin (güç, verimlilik vb.) maksimumunu elde eden tasarım değişkenleri girdileri ve temel sınır koşulları kullanılarak yeni akış yolu tasarımlarının üretilmesinden oluşur. Sonuçların karşılaştırılması, belirli kriterlere göre uygun tasarımların seçilmesi ve elde edilen çözümlerin tasarım dışı parametrelerinin belirlenmesi için daha fazla değerlendirilmesi, elde edilen sonuçların işlem sonrası basitleştirilmesi için zorunlu bir gerekliliktir.



Şekil 1 Makine Yapısı Düzeni

Sistem Arka Planı Matematiksel Açıklama

Entegre sistem, tasarlanacak veya hesaplanacak olan turbo makine tipine göre bağımsız olarak benzer matematiksel altyapıyı kullanır. Temel olarak, enerji denklemi gibi sonraki denklemlerle tanımlanabilir:

$$H = i + \frac{w^2 - u^2}{2}$$

Sürekli denklemi:

$$G = \rho \cdot F \cdot w_a$$

Hız kaybı katsayısına dayalı süreç denklemi:

$$s_0 = S \left(P, \frac{1}{\psi^2} \left(i - (1 - \psi^2) i_{0w}^* \right) \right)$$

ve toplam basınç kaybı katsayısına göre:

$$s_0 = S \left(\frac{p_w^* - \bar{\omega} \cdot p_0}{1 - \bar{\omega}}, i_w^* - \frac{u^2}{2} + \frac{u_0^2}{2} \right)$$

Durum denklemi:

$$\rho = P(p, i); s = S(P, i); p = P(i, s); i = I(p, s)$$

Uygulanan kapanış koşullarına bağlı olarak iki tür görev düşünülebilir:

- Ters görev – aşamalar arasındaki basınç düşüşü (veya yükselmesi) kapanma koşulları olarak uygulandığında, belirtilen giriş ve çıkış sınır koşullarına dayalı geometri seçimi (çaplar, açılar, yükseklikler) görevi
- Doğrudan görev – geometri (yükseklikler, çaplar) bilindiğinde ve kapanış koşulları olarak açılar uygulandığında akış yolu termodinamik hesaplama görevi

Sınır koşulları şu şekilde temsil edilebilir:

1. Makine giriş toplam basıncı ve entalpi
2. Giriş akış açısı
3. Çıkış basıncı
4. Dönme hızı
5. Kütle akış hızı

Ters görev kademelerinin kademelerdeki basınç düşüşü (veya yükselmesi) kapanma koşulu olarak uygulanabilir, geometrik parametreleri aramanın yapılacağı tasarım değişkenleri aralığı olarak ayarlanır. Tasarım yaklaşımı tekdüzeliği, tüm makine türlerinin yukarıda sunulan aynı denklemler kullanılarak tasarlanabileceği fikrine dayanmaktadır. Mevcut makale, tek tip yaklaşımla sonraki makine tiplerini birleştirebilen yeni oluşturulmuş entegre yapı için temsiliyet sağlar: aksel türbin, aksel kompresör, radyal türbin, santrifüj kompresör ve karışık (eksel-radyal) tipler. Tek fark, tasarım değişkenleri parametre kombinasyonunda, yani her bir makine tipine (türbin veya kompresör, aksel veya radyal) bağlı olarak uygulanan sınır koşullarının türü ve belirli geometri kısıtlamalarıdır.

Meanline Ters Görevli Ön Tasarım

Ön tasarım, önceden tanımlanmış sınır koşulları ve tasarım değişken aralıkları kullanılarak elde edilen akış yolu geometrisi prosedürüdür. Ön tasarımda makine geometrisi oluşturma ve değerlendirme amacıyla, seçilen kriterlere uyan kesin olarak tanımlanmış geometri olmadan tasarım sayısının hızlı bir

şekilde gözden geçirilmesi olasılığı nedeniyle ters görev çözücüsü seçilmiştir. Yukarıda açıklanan tüm makine tiplerine tek tip yaklaşım uygulanabilir, ancak her biri için farklı tasarım parametreleri kombinasyonları kullanılmalıdır. Ön tasarım adımlarının sonucu aşağıdaki gibidir:

1. Seçilen makine tipi için tasarım parametreleri kombinasyon ayarı
2. Seçilen aralıklarda tasarım parametreleri varyasyonu
3. Seçilen parametre setinden geometri üretimi ve kısıtlama doğrulaması
4. Ters görev hesaplama
5. Seçilen kriterlere göre en iyi tasarımın seçimi

Yukarıda belirtildiği gibi, hızlı ve esnek ön tasarım oluşturma prosedürü için meanline ters görevi en tatmin edici çözüm olarak seçilmiştir. Makine tipine bağlı olarak, tasarım değişkenleri kombinasyonu seçimi farklıdır ve eksenel makineler için aşağıdaki veriler kullanılabilir:

- Aşama sayısı
- Spesifik çap (göbek, ortalama, uç)
- Geometri kısıtlamaları (kanat yüksekliği, çap/kanat yüksekliği oranı)
- Hız oranı veya iş katsayısı
- Kademeler arası eksenel hız oranı dağılımı
- Aramayı daha spesifik aralıklarla sınırlandırmak için uygulanabilen akış yolu çapları ve eksenel boyutları üzerindeki ek kısıtlamalar

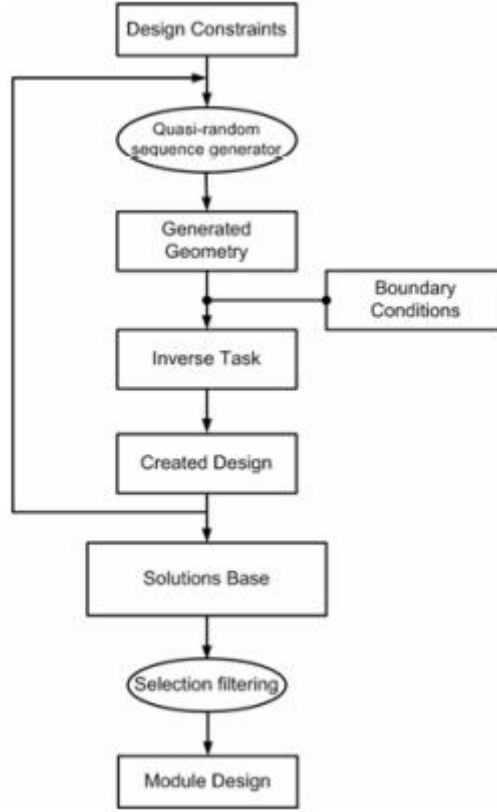
Radyal makineler için bir dizi girdi tasarım parametreleri aşağıdaki gibidir:

- Rotor giriş ortalama çapı
- Çıkış/giriş çapı oranı
- Giriş akış faktörü (c_{1a}/U_1)
- Sahne konfigürasyonu kurulumu - difüzör ve salyangoz tipi seçimi
- Ek kısıtlamalar: kanat metal açısı, difüzör çıkış çapı

Tasarım üretimi, bazı başlangıç parametreleri temelinde gerçekleştirilmelidir. Çoklu tasarım değişkenleri seti incelenmeli ve tüm olası tasarım kombinasyonları dikkate alınmalıdır, böylece bu işlem için tüm aralığı kapsayacak şekilde farklı yaklaşımlar kullanılabilir. Önerilen yöntem, yarı rastgele diziler üreten LPt aramasıdır. Bunlar, N boyutlu birim küp IN'de düzgün dağılmış L=MN noktaları kümeleridir. Seçilen algoritmanın avantajı, sözde rastgele dizilerden farklı olarak, yarı rastgele dizilerin boşluklarda düzgün dağılım sağlamasıdır. Bu şekilde, ek parametreler ayarlayarak arama noktaları yoğunluğunu artırmayı da mümkün kılar.

Seçilen parametre setinden geometri oluşturulur ve ters görev çözücünde değerlendirilir. Açıklıklar, kırılganlar, bıçak sayısı gibi ek parametreler, yukarıda belirtilen belirli makine tipi ve boyutlandırma aralıkları için verilen reçeteye göre seçilir.

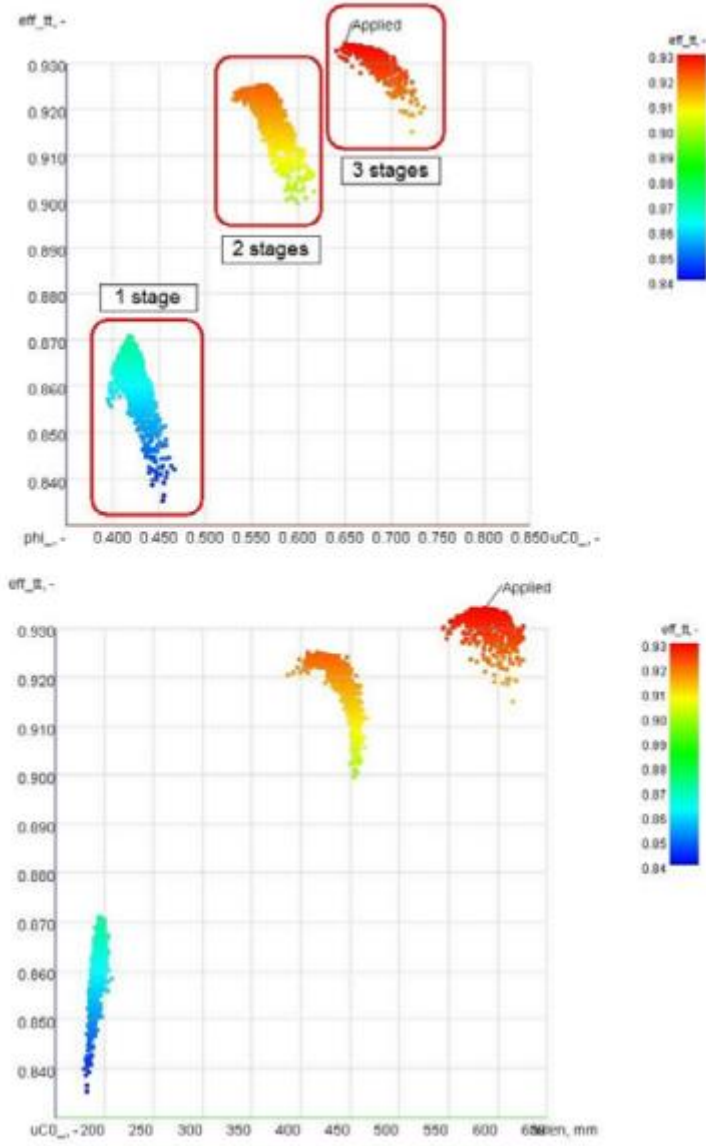
Tasarım seçim esnekliğini geliştirmek için, dahili veya politropik verimlilik maksimum, maksimum (türbin) veya minimum (kompresör) gücü gibi önceden tanımlanmış arama kriterlerine dayalı olarak mümkün olan en iyi çözüm seçilebilir. Aşağıda açıklanan işlem zinciri, makine sentez prosedürünü temsil etmektedir.



Şekil 1 Tasarım Prosedürü

Son İşlemcide Tasarım Sonuçları

Sonuçları filtreleme özelliğine sahip uygun son işleme, bu tür bir sistem türü için çok önemli bir gerekliliktir. Tasarım alanı gezgini, önceki adımda seçilen prosedüre bağlı olarak mevcut makine veya modül için oluşturulan tüm tasarımları içerir. Güç, verimlilik ve aşama sayısı, hız oranı ve geometrik tasarım kısıtlamaları arasındaki önemli optimizasyonlarda kolayca bulunabilir. Aşama sayısı, verimlilik, makine eksenel boyutları arasında karşılaştırmalı tasarım alanı çizelgeleri örneği şekil 3'de gösterilmektedir.



Şekil 3 Üretilen aksenal türbin tasarımları ile çözüm gezgini alanı

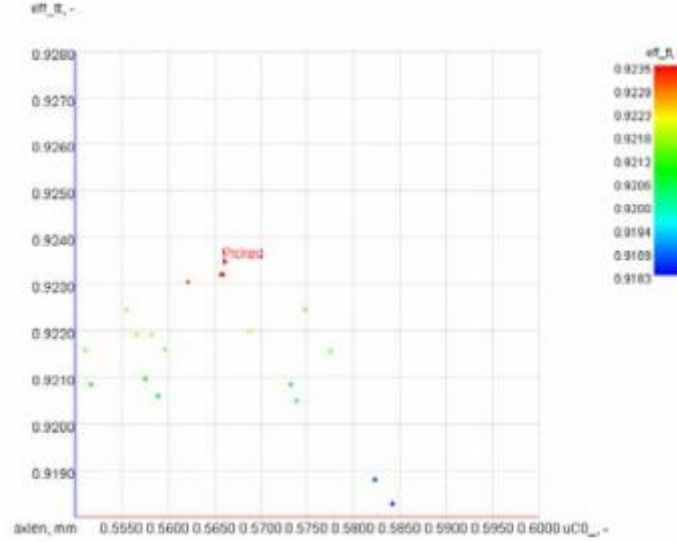
(Verimliliğe karşı hız oranı ve aksenal uzunluk)

Tablo 1 Gaz Türbin Ön Tasarım Sonuç Verileri

Aşama Sayısı	Toplam Verimlilik	Güç, (MW)	Eksenel Uzunluk, (mm)
1 Aşamalı	0.8709	66.47	206
2 Aşamalı	0.9251	76.60	460
3 Aşamalı	0.9341	77.87	626

Bu çizelgeler, tasarımcının düzeni seçerken karşılaştığı zorlukları ve aralarındaki olası uzlaşmaları açıkça temsil eder. Ek kısıtlamalar uygulayarak tasarımcı, aşağıdaki gibi ek parametre seçimiyle aralığı daraltabilir:

- Aşama sayısı = 2;
- Mutlak harekette akış çıkış açısı = 85 ila 95 derece;



Şekil 4 Son Tasarım Seçimi

Doğrudan Görevde Oluşturulan Tasarımın Değerlendirilmesi

Tasarım çalışmasının ilk aşamasında, kayıplar ve verimlilik tahmini için bazı basitleştirilmiş yaklaşımlar kullanılarak, ön ve nihai tasarım sonuçları arasında farklılıklara yol açabilecek ters görev tamamlandı. Tasarım geometrisi (çaplar, açılar) tanımlandığında ve bilindiğinde, ortaya çıkan koşulları doğrulamak için doğrudan görev hesaplaması yapılabilir. Doğrudan görev, kapanış koşulları olarak uygulanan açılarla aynı denklemleri (1-5) kullanır. Doğrudan görevde bilinmeyen değişkenler şunlardır: c_1 , w_2 ve G .

Sonuç kalitesini artırmak için, ters görevde kullanılan sabit katsayılar veya verimlilik çizelgeleri yerine gerçek kademeli hız katsayılarını (yani kayıplar) belirlemek için ampirik kayıp modelleri uygulanabilir. Bu, makine elemanları için uygun kayıp modellerinin atanmasını ve doğrudan görev analizi aşamasında çeşitli elemanların eklenmesi için ek seçenek getirilmesini mümkün kılar. Karmaşık akış yollarının hassas simülasyonları için tasarlanan makineler için akış yolu elemanları (aşamalar arasında farklı konfigürasyonlarda kanallar, giriş ve çıkış kanalları, kıvrımlar) ekleyebilme özelliği de istenebilir.

Özet: Tasarım Prosedürü Organizasyonu

Yukarıda bahsedilen tüm detayları özetleyerek, çok katmanlı sistem yapısı hakkında bir açıklama yapılabilir. Ana üç katman şunlardır:

1. Her tür makine için benzer olan temel denklemleri (1-5) içeren denklem katmanı.

2. Belirli makine tipine uygulanan, tasarım parametreleri kombinasyonu ile denklemleri kullanan özel makine termodinamik çözücü katmanı.
3. Her makine tipi için kayıp (profil, ikincil kayıplar) ve diğer ampirik modelleri (sapma açısı modelleri, blokaj modelleri) içeren kayıp modelleri katmanı. Verilen Kütle Akış Miktarı için toplam/statik çıkış basıncı

6. Entegre Ortamda Eksenel-Radyal Kompresör Tasarımı

Gaz türbini tasarımı için entegre ortam, “X-Engine” (Kutrieb Research) aerodinamik konsept geliştirme ve optimizasyonu için kullanıldı. Mevcut makale, oluşturulan sistemin pratik uygulamasını göstermek için karışık (eksenel-radyal) kompresör geliştirmesini sunar.

Tasarım Noktası Teknik Gereksinimleri

Girişteki sıcaklık = 15 C

Girişteki basınç = 98700 Pa

Kütle akış hızı = 1.827 kg/s

Çıkıştaki toplam basınç = 592000 Pa

Dönme hızı = 40000 rpm

Tasarım için Uygulanan Ampirik Modeller

Eksenel-radyal kompresör tasarımı ve hesaplama prosedürü için aşağıdaki ampirik kayıplar ve sapma modelleri kullanılmıştır:

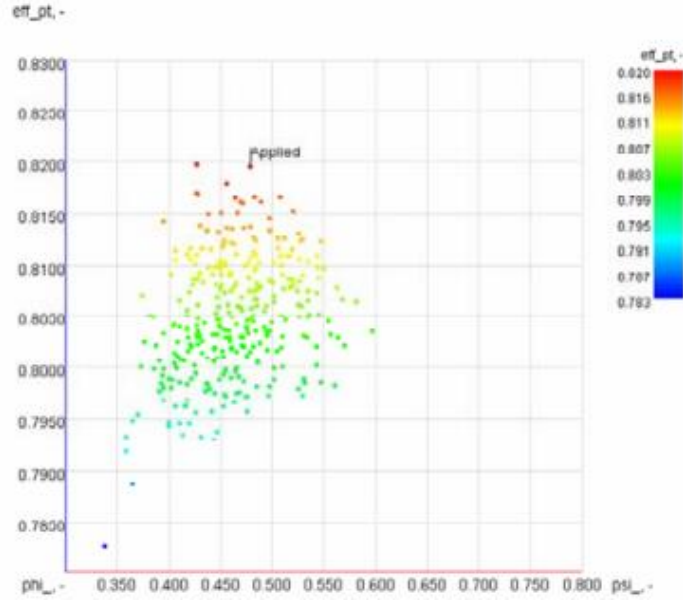
- Eksenel kompresör profili kayıpları – Lieblein [10]
- Eksenel kompresör sapması – Howell tarafından [11], [12]
- Radyal kompresör profili kayıpları – Aungier [13]
- Radyal kompresör sapması - Wiesner'a göre (çark için) [14], Aungier'e göre (kanatlı difüzör için) [13]

Bu modeller başlangıçta eksenel tek kademeli (Rotor 37 [15]) ve çok kademeli (General Electric E3 motor [16], [17]) kompresörler, “Radiver” radyal kompresör [18] üzerinde değerlendirildi ve deneysel veriler için iyi bir korelasyon gösterdi.

Ön-Tasarım Ölçülendirilmesi

Minimum olası boyutlandırma ve motor ağırlığı dahilinde gerekli basınç oranını elde etmek için karışık kompresör konsepti seçilmiştir. Ön tasarım aşamasının amacı, optimum aşama sayısını ve aralarındaki basınç dağılımını seçmektir. Kompresör, eksenel ve radyal olmak üzere 2 modüle ayrılmış olup, optimum tasarımı elde etmek için her biri için geometri parametreleri seçimi yapılmıştır. Modüller arasındaki optimal basınç oranı ve mevcut limitler dahilinde kademe sayısı seçimi, ön tasarım prosedürünün görevidir. İlk tasarım konsept aşamasında, 3 veya 4 kademeli eksenel kompresör kullanımı arasındaki farkı bulmak gerekiyordu. Eksenel kompresör için basınç oranları aralığı, onu eksenel ve radyal gruplar arasında yaklaşık olarak eşit olarak bölmek için 220000 ve 250000 Pa arasında seçilmiştir. Santrifüj kademesi için çarklı ve kanatlı difüzörlü konfigürasyon seçilmiştir. Her iki modülün

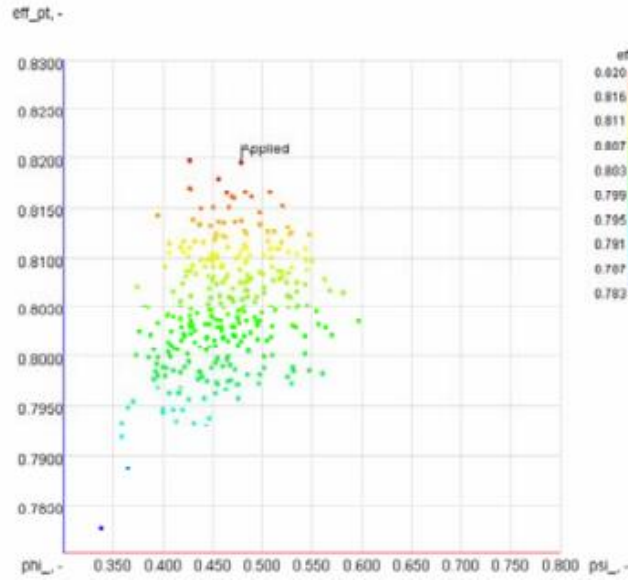
ön tasarımının tek bir prosedürde gerçekleştirilmesi durumunda, eksenel ve radyal modüller arasındaki eşleşmeyi sağlar ve her biri için otomatik olarak optimum basınç oranını seçer.



Şekil 5 Politropik verimlilik ve iş katsayısı

(4 eksen + 1 radyal kompresör kademesi)

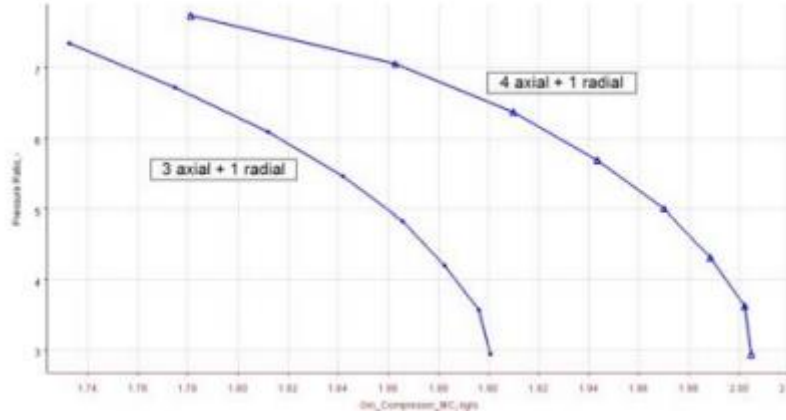
4 eksenli kademeli tasarımlar için elde edilen maksimum politropik verim 0,8196'dır. Aşağıdaki şekilde gösterildiği gibi 3 eksenli kademeli tasarım için 0.8089 maksimum verim elde edilir.



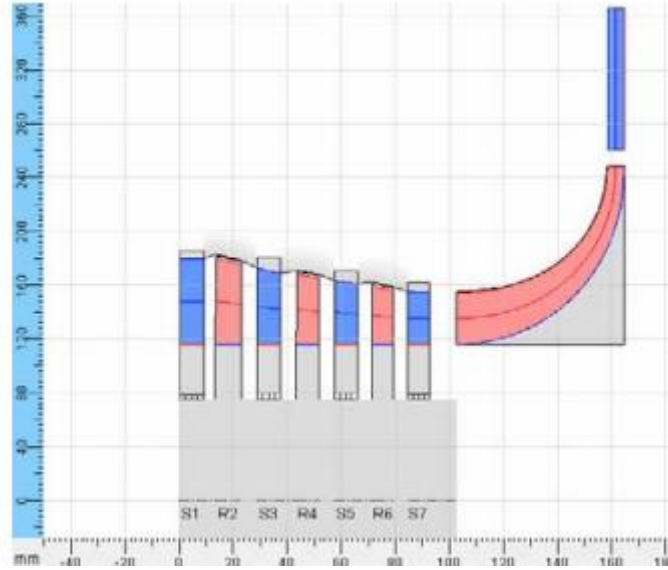
Şekil 6 Politropik verimlilik ve iş katsayısı

(3 eksen + 1 radyal kompresör kademesi)

40.000 rpm'de çalışmayı belirlemek için bu tasarımların 4 veya 3 eksenel kademeli ve 1 radyal ile karşılaştırılması yapıldı. İlave kademenin neden olduğu ağırlık ve boyut artışına göre %1,07 verim farkı göz önüne alınarak 3 kademeli kompresör yapılmasına karar verildi.

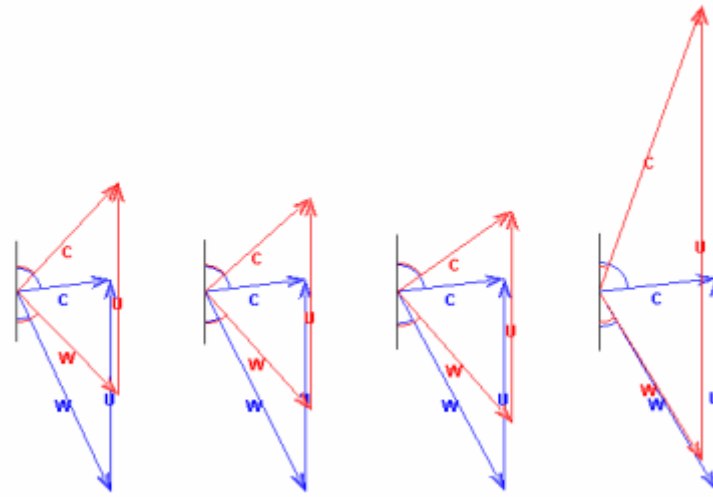


Şekil 7 3 ve 4 aşamalı tasarım karşılaştırmalı performans haritaları



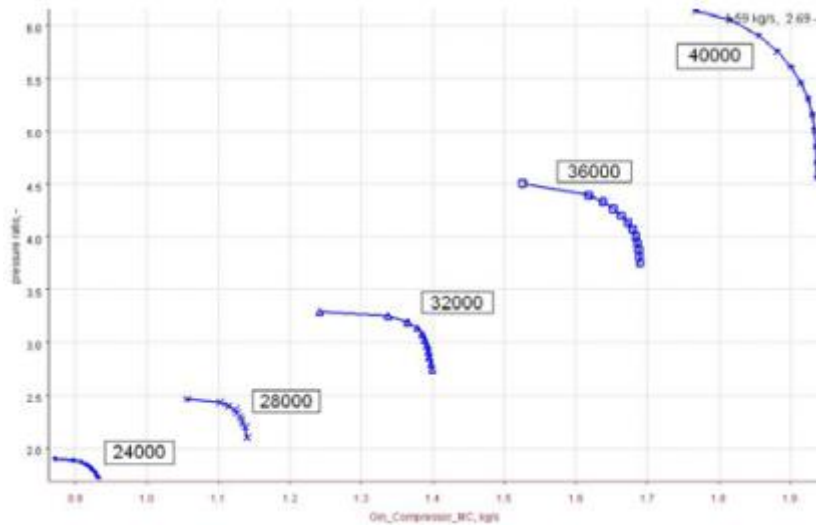
Şekil 8 Eksenel-radyal kompresör bitmiş tasarım

Tasarlanan kompresör kademeleri için hız üçgenleri aşağıdaki şekildedir. Bu resimden de anlaşılacağı gibi, eksenel kompresör kademeleri aynı (uyumlu) olacak şekilde tasarlanmıştır.

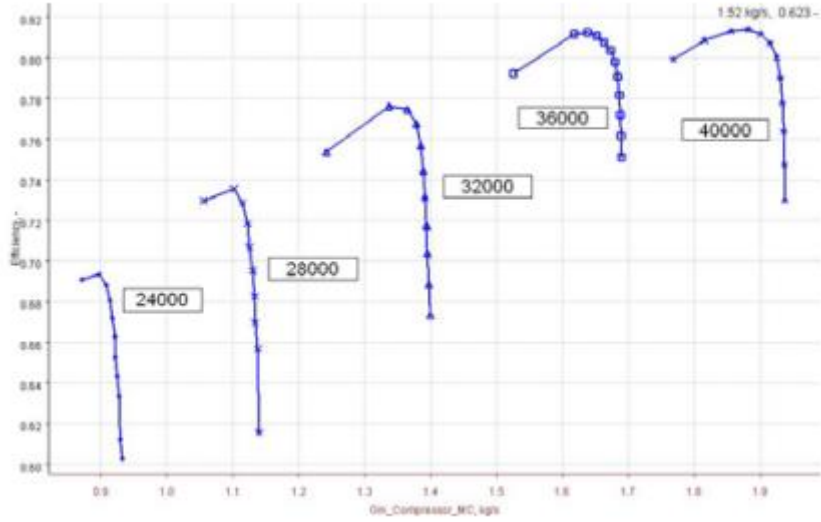


Şekil 9 Kompresör hız üçgenleri

Oluşturulan makine performansları için, beklenen makine çalışması aralığında harita üretimi gerçekleştirildi. Aşağıdaki şekildeki performans eğrileri, 24.000 ila 40.000 rpm dönüş hızlarını temsil eder.



Şekil 10 Basınç oranına kütle akış miktarı grafiğinde performans eğrisi



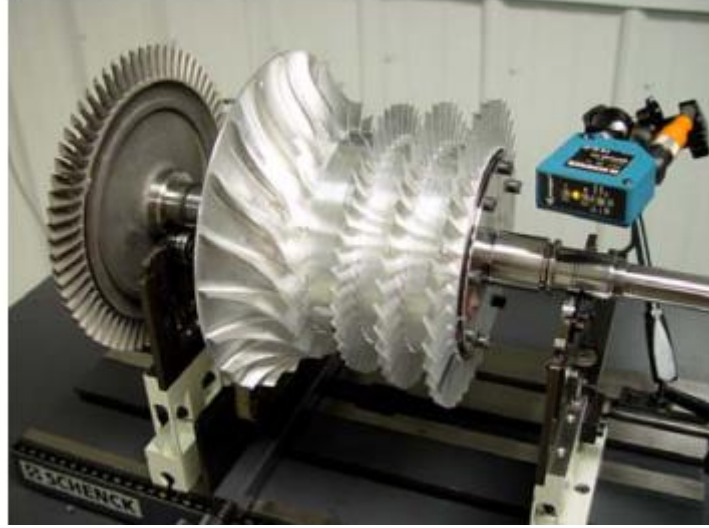
Şekil 11 Verimliliğe kütle akış miktarı grafiğinde performans eğrisi

Sonuç Tasarım

Başlangıçta boyutlandırılmış geometri, akış yolu boyutları ve açılarına dayalı olarak, aynı entegre ortamda kompresör için nihai 3B geometri oluşturuldu, Kutrieb Research (www.kutriebresearch.com) tarafından ihraç edildi ve üretildi.



Şekil 12 Kompresör ve diffüzör



Şekil 13 "X-Engine" döner tertibat

7. Sonuç

Bu makale, gaz türbini tasarımı entegre tasarım ortamı için temel gereksinimleri ortaya koymaktadır. Hesaplama için kullanılan temel denklem seti benzerdir, ancak uygulanan değişkenlere ve sınır koşullarına bağlı olarak, iki temel biçimde sunulabilir: sırasıyla ön tasarım oluşturma ve mevcut makine performanslarının değerlendirilmesi için avantajları olan ters ve doğrudan görevler. Bireysel modüller kümesinden farklı karmaşıklıkta makineler oluşturmayı ve yardımcı elemanlar eklemeyi mümkün kılan esnek tasarım geometrisi oluşturma yaklaşımı sunulmaktadır. Bu hızlı akış yolları sentezi yeteneği, tasarım dışı performansların hesaplanması ve nihai tasarım adaylarının seçimi için karşılaştırma ile desteklenir.

Kaynakça

- [1] Boyko A. V., Govorushchenko Y.N., 1989, Theoretical Basis of Axial-Flow Turbines Optimal Design, Kharkov, Visha Shkola (in russian)
- [2] Govorushchenko Y.N., Romanov G.L., Skibina E.E., 1991, Automated Preliminary Design of Multistage Steam Turbine Flow Paths (in russian), Thermal Energetics
- [3] Aungier, R.H., 2003, Axial-Flow Compressors: A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis. New York: ASME Press
- [4] Baines N., 2005, Radial Turbines: An Integrated Design Approach. Concepts NREC
- [5] Karl A., Hansen R., 2002, Computer Based Optimization And Automation Of Analysis And Design Processes In Aero Engine Development, GT-2002-30498, Proceedings of Turbo Expo 2002: Land, Sea and Air, 3 – 6 June 2002, Amsterdam
- [6] Cunningham T., Medlock A., Sandefur M., Rowse J., 2005, High-Productivity, Low-Cost, Gas Turbine System Modeling Software, GT2005-68424, Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, June 6-9, 2005, Reno-Tahoe, Nevada, USA

- [7] Prado P., Panchenko Y., Trépanier J-Y, Tribes C., 2005, Preliminary Multidisciplinary Design Optimization System: A Software Solution For Early Gas Turbine Conception, GT2005-69021, Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, June 6-9, 2005, Reno-Tahoe, Nevada, USA
- [8] Moroz L., Govorushchenko Y., Pagur P., 2006, A Uniform Approach to Conceptual Design of Axial Turbine/Compressor Flow Path, Future of Gas Turbine Technology, 3rd International Conference, Brussels, Belgium
- [9] Moroz L., Govorushchenko Y., Pagur P., Romamenko L., 2008, Integrated Conceptual Design Environment For Centrifugal Compressors Flow Path Design”, IMECE2008- 69122, Proceedings of IMECE2008, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, October 31-November 6, 2008, Boston, MA, USA
- [10] Lieblein S., 1959, “Loss and Stall Analysis of Compressor Cascades”, Journal of Basic Engineering, ASME, Vol. 81, Sept. pp 387-400
- [11] Howell A.R., 1942, “The Present Basis of Axial Flow Compressor Design; Part 1 – Cascade Theory and Performance”, R&M 2095, British Aeronautical Research Council, London, United Kingdom
- [12] Howell A.R., 1947, “Development of the British Gas Turbine Unit”, Lecture: Fluid Dynamics of Axial Compressors, ASME Reprint, New York
- [13] Aungier R.H., 2000, “Centrifugal Compressors, A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis”, ASME Press, New York
- [14] Wiesner F.J., 1967, “A Review of Slip Factors for Centrifugal Impellers”, Transactions ASME, Journal of Engineering for Power
- [15] Moore R.D., Reid L., 1980, “Performance of Single-Stage Axial Flow Transonic Compressor With Rotor and Stator Aspect Ratios of 1019 and 1.26, Respectively, And With Design Pressure Ratio of 2.05”, NASA Technical Paper 1659, Lewis Research Center
- [16] Holloway, P. R.; Koch, C. C.; Knight, G. L.; Shaffer, S. L., 1982, “Energy Efficient Engine. High Pressure Compressor. Detail Design Report”, NASA Lewis Research Center, CR165558
- [17] Cline S.J., Fesler W., Liu H.S., Lovell R.C., Shaffer S.J., 1983, “Energy Efficient Engine. High Pressure Compressor. Component Performance Report”, NASA Lewis Research Center, CR-168245
- [18] Ziegler K.U., Gallus H.E., Niehuis R., 2002, “A Study on Impeller-Diffuser Interaction” Part 1, 2, GT-2002-30381, Proceedings of ASME TURBO-EXPO 2002, Amsterdam, The Netherlands