

## BİR SANAYİ GAZ TÜRBİNİ İÇİN KÜÇÜK ÖLÇEKLİ ÇEKİRDEK MOTOR GELİŞTİRİLMESİ

Ünver KAYNAK<sup>1</sup>  
Ankara Yıldırım  
Beyazıt Üniversitesi,  
Ankara

Sıtkı USLU<sup>2</sup>  
TED Üniversitesi,  
Ankara

Münir ELFARRA<sup>3</sup>  
Abu Dhabi Polytechnic,  
Abu Dabi

Güven YÜCESAN<sup>4</sup>  
Yalçın YAĞMUR<sup>5</sup>  
TMT Türbomotor  
Teknolojileri A.Ş.,  
Ankara

### ÖZET

*Modern tasarım, geliştirme ve benzetim araçları sayesinde gaz türbinlerinin tasarım ve geliştirme süreci önemli ölçüde kısaltmakta ve üretimi takiben deney ve doğrulama safhası daha az sayıda deneysel prototip ile başarılabilmektedir. Bu bildiride sanayi tipi, sabit konumlu (stationary) küçük ölçekli yeni bir gaz türbin motor çekirdeğinin tasarım ve geliştirme süreci anlatılacaktır. Bu bağlamda, kavramsal ve ön tasarımı takiben, mühendislik geliştirme, detay tasarım ve deney, ölçümlendirme ve doğrulama safhalarında kullanılacak kuramsal, sayısal ve deneysel yöntemler ele alınacaktır.*

### GİRİŞ

Gaz türbinleri, sabit konumlu (stationary) sanayi gaz türbinleri (industrial gas turbines), veya hava araçlarında kullanılan hava-motorları (aero engine) şeklinde sınıflandırılabilirler [Cohen, Rogers ve Saravanamuttoo, 2001]. Gaz türbinlerinin tasarım ve geliştirme açısından temel taşı ise "çekirdek motor" olarak adlandırılmaktadır. Bilindiği gibi, çekirdek motor deyimi kompresör-yanma odası-türbin bütününden oluşmakta olup, motor şaftından çekilen güç, şaft üzerinden bağlandığı jeneratör, pervane, fan gibi elemanları çalıştırmaktadır. Bu bildirinin konusu olan sanayi tipi sabit konumlu gaz türbinleri, başta enerji ve petrokimya olmak üzere çok değişik alanlarda kullanım bulmakta olup, hava araçlarında kullanılan motorlara (aero engine) [Gunston, 2000] göre daha düşük geliştirme ve üretim maliyetleri gerekmektedir. Tüm mühendislik geliştirme projelerinde olduğu gibi, gaz türbinleri geliştirme süreçleri de tasarım, analiz ve benzetim araçlarının yüksek başarımlı hesaplama sistemleriyle beraber kullanımıyla büyük hız kazanmıştır. Bilhassa Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD, CFD İng.), Sonlu Elemanlar Yöntemleri (FEM), ve yapısal dinamik (computational dynamics) alanlarında yüksek başarımlı hesaplama (HPC İng.) yöntemleri, deney ve doğrulama sürecini çok kısaltmaktadır. Yüksek başarımlı hesaplama yöntemleri, ürün geliştirme sürecinde en kritik safha olan geçiş analizi "transient analysis" sırasında önemini hissettirmektedir.

### YÖNTEM

Tasarım, geliştirme, test ve doğrulama aşamalarında kavramsal tasarım, ön tasarım, mühendislik geliştirme vb. safhalarında, sanayide yerleşik modern ürün geliştirme programı uygulanmaktadır. Motor geliştirme projesi modern bilgisayar destekli tasarım, üretim ve mühendislik (CAD/CAM/CAE) araçları ve Yüksek Başarımlı Hesaplama (HPC) araçları üzerinden gerçekleştirilir. Genellikle hesaplamalar 1-boyutlu ve üretici kuruluş tarafından başarısı daha önceki projelerden deneyle doğrulanmış yöntemlerle başlamakta, daha sonra tasarım aşaması ilerledikçe 2- ve 3-boyutlu yüksek başarımlı hesaplama ve benzetim yöntemlerine başvurulmaktadır. Mevcut küçük ölçekli gaz

<sup>1</sup>Prof. Dr, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, E-posta: unkaynak@gmail.com

<sup>2</sup>Dr. Öğ. Üyesi, Makina Mühendisliği Bölümü, E-posta: suslu@tedu.edu.tr

<sup>3</sup>Doç. Dr., Uçak Bakım Teknolojileri Bölümü, E-posta: munir.elfarra@actvet.gov.ae

<sup>4</sup>Doç. Dr., Danışman, E-posta: guvenyu@gmail.com

<sup>5</sup>Dipl. Ing., Genel Müdür, E-posta: a.yalcin.yagmur@gmail.com

türbini çekirdek motor projesinde, motorun genel tasarım parametreleri motorun performans isterlerini karşılayacak şekilde, örneğin GASTURB™ [<https://www.gasturb.com>] gibi ticari veya kuruluşun kendi geliştirdiği yazılımlar vasıtasıyla yürütülmektedir [Mattingly, 2005, Faroukhi, 2011]. Kavramsal ve ön tasarım safhalarında kuruluşun daha önceki projelerinde elde ettiği tecrübeler yeni projeye yansıtılacağı için burada kurumsal hafıza çok önem kazanmaktadır. Gaz türbini geliştirme projelerinde geniş bir yelpazede bilgi birikimi, veri bankası ve tasarım, analiz, deney kabiliyetleriyle birlikte bunu gerçekleştirmek için gereken donanım ve yazılım altyapısı gerekmektedir. Buna örnek vermek gerekirse bir motor geliştirme çevriminde yandaki yetenekler ve kabiliyetler bulunmalıdır: Performans, Aerodinamik Tasarım, Mekanik Tasarım, Termal Tasarım ve Analizler, Malzeme ve Mukavemet Analizleri, Yorulma analizleri, Kontrol sistemi tasarımı, Rotor Dinamiği, Yağlama, Soğutma ve Yataklama Analizleri, Test, Ölçümlendirme ve değerlendirme sistemi, Parça imalatı, Bileşen, sistem ve alt sistem imalat, montaj ve testleri, Motor Bütünü Testleri.

## UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

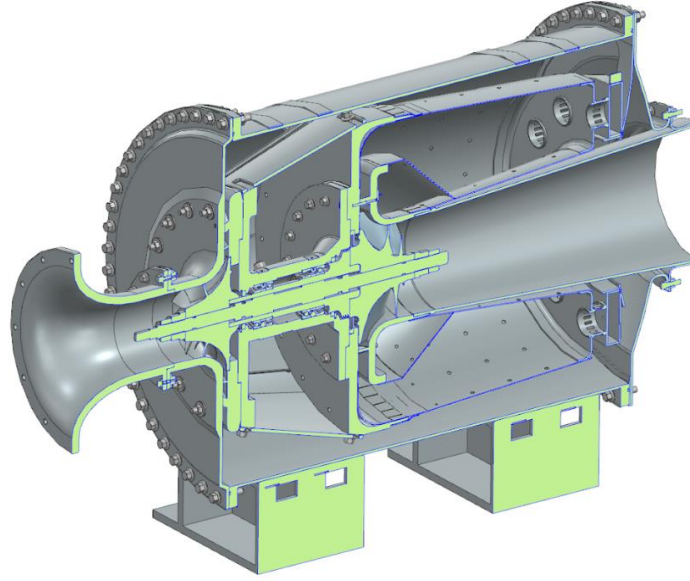
Mevcut projede, Türbomotor Motor teknolojileri A.Ş. firması tarafından geliştirilmekte olan TMT-GT150 adlı küçük ölçekli çekirdek motorun tasarım, analiz, benzeşim, test ve ölçümlendirme aşamalarından oluşan proje safhaları sırasıyla örneklerle anlatılacaktır:

### Tasarım

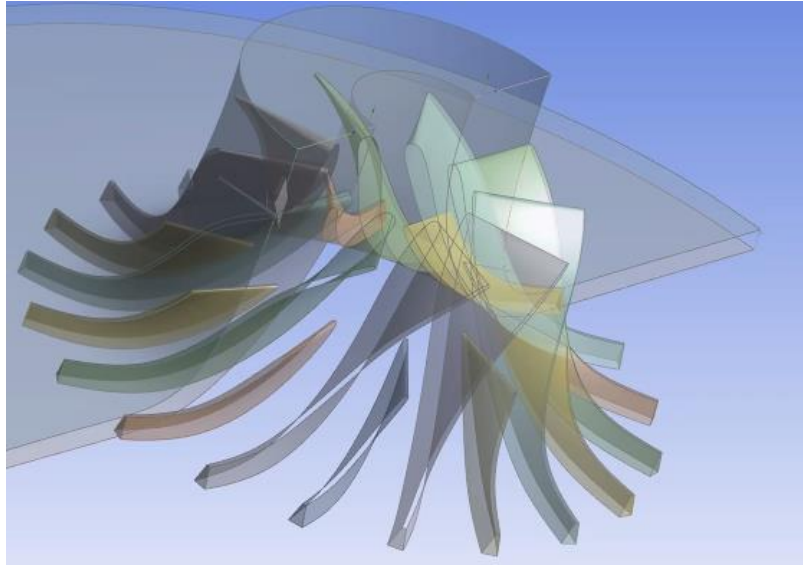
Tasarım aşamasında çekirdek motorun sistem mimarisinden başlayarak kavramsal tasarım, ön tasarım ve detay tasarım aşamaları modern CAD/CAM/CAE ve HPC araçları üzerinden gerçekleştirilir. Sistem mimarisi ve kavramsal tasarım aşamasında motorun hava akış yönünün ters veya düz akım olması, kompresör, türbin veya fan gibi dönel parçaların radyal veya aksenal çalışması, yanma odasının dairesel (annular) veya tüplü (tubular) olması, kompresör ve türbin kademe sayısı, shaft sayısı, malzeme seçimi, yakıt cinsi, yağlama, yataklama, ve soğutma sistem cinsleri kararlaştırılır. Tasarıma paralel 1-Boyutlu akım analizleri ve birtakım parametrik analizler yapılır. Ön tasarım ve detay tasarım aşamalarında ise 1-boyuttan başlayarak, 2- ve 3-boyutlu analiz ve benzeşimler ve buna paralel giderek artan karmaşıklıkta geliştirme testleri yapılır.

Sistem Mimarisi, Kavramsal Tasarım, Ön Tasarım: TMT-GT150 çekirdek motoru sistem mimarisi ve kavramsal tasarım ters hava akımlı olup (Şekil 1), tek kademeli radyal kompresör (Şekil 2) ve tek kademeli radyal türbin kullanımı öngörülmektedir.

Mekanik Tasarım: Projenin daha ilk safhasında başlayan mekanik tasarım ve sayısal maket (Digital Mock-up) kurulması modern CAD/CAM/CAE ve HPC araçları kullanımıyla mümkün olmaktadır. Bu sırada ürün ağacı ve düzenleme yönetimi (configuration management) başlatılmalıdır. Tasarımın ilerleyen safhalarında yağlama, yataklama, soğutma vb. sistemleri ve deney ve ölçümlendirme araçları ve test düzenekleri tasarımı da başlatılmalıdır.



Şekil 1: TMT-GT150 motoru kavramsal tasarımı



Şekil 2: TMT-GT150 motoru radyal kompresör görseli

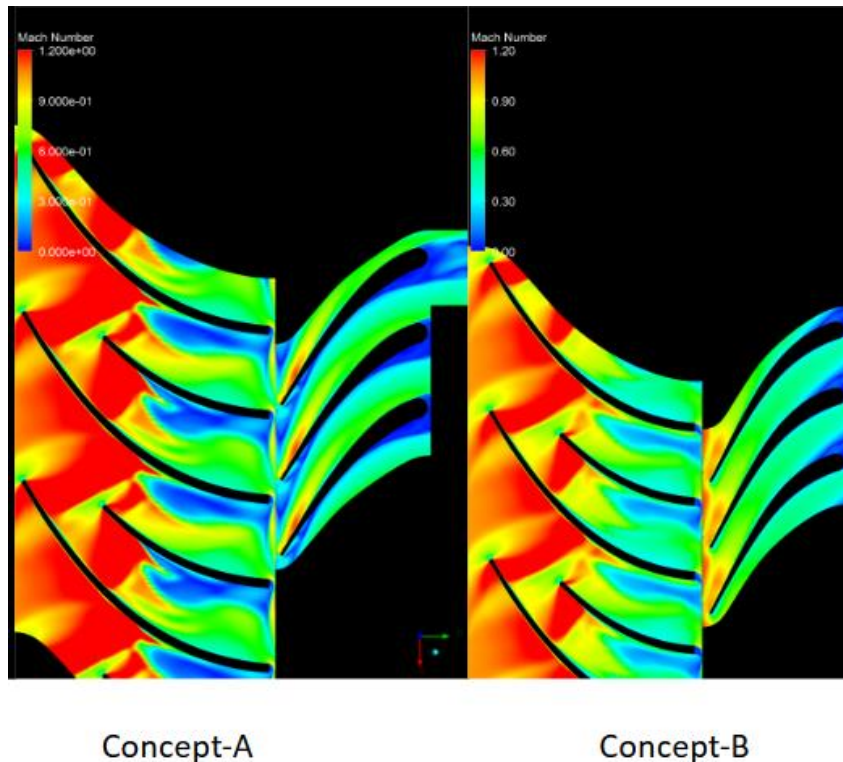
### Analiz ve Benzeşim

**Performans:** Çekirdek motorun kullanılan ticari yazılım (GASTURB™) vasıtasıyla yapılan bir-boyutlu termodinamik analiz örneği Şekil 3'de verilmektedir. Mevcut işletme şartlarında giriş hava debisi yaklaşık 0.8 kg/s, kompresör basınç oranı 4.1 ve motor şaft gücü yaklaşık 125 kW olmaktadır.

Station	w	T	P	WRstd		
amb	kg/s	K	kPa	kg/s		
1	0.815	288.15	101.325		PWSD =	131.9 kw
2	0.815	288.15	101.325	0.815	PSFC =	0.4299 kg/(kw*h)
3	0.815	481.10	419.486	0.254	Heat Rate=	18625.1 kJ/(kw*h)
31	0.815	481.10	419.486		Therm Eff=	0.1933
4	0.831	1186.00	405.517	0.421	WF =	0.01575 kg/s
41	0.831	1186.00	405.517	0.421	s NOx =	0.08720
49	0.831	889.52	111.458		incidence=	0.00 °
5	0.831	889.52	111.458	1.327	XM8 =	0.3801
6	0.831	889.52	111.458		A8 =	0.0093 m <sup>2</sup>
8	0.831	889.52	111.458	1.327	P8/Ps8 =	1.10000
Bleed	0.000	323.11	137.028		WBld/w2 =	0.00000
					P2/P1 =	1.00000
					WCLN/w2 =	0.00000
					WCLR/w2 =	0.00000
					Loading =	100.00 %
					e45 th =	0.92800
					PW_gen =	125.3 kw
					P6/P5 =	1.0000
Efficiencies:	isent	polytr	RNI	P/P		
Compressor	0.7410	0.7859	1.000	4.140		
Burner	0.9800			0.967		
Turbine	0.9280	0.9164	0.762	3.638		
Generator	0.9500					
Spool mech Eff	1.0000	Nom Spd	80005 rpm			
hum [%]	war0	FHV	Fuel			
0.0	0.00000	43.323	Generic			

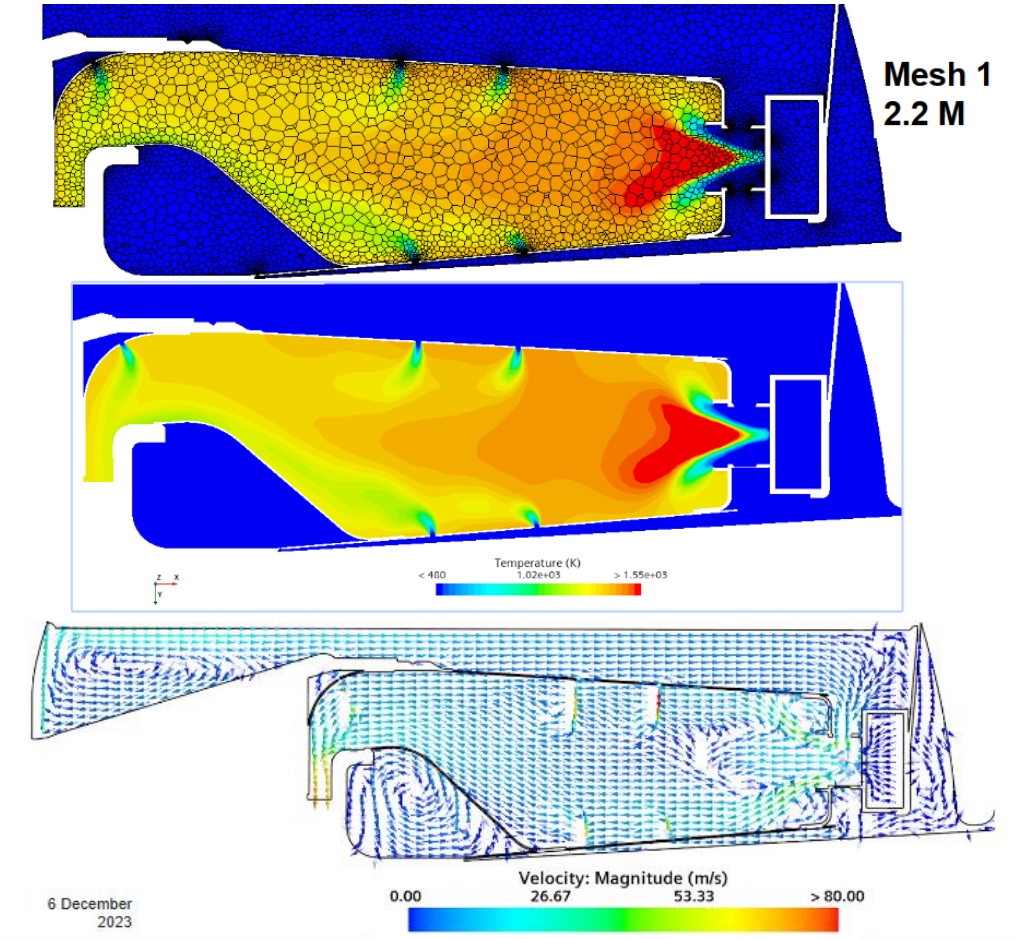
Şekil 3: TMT-GT150 motoru performans hesabı

**Aerodinamik:** Bir-boyutlu performans hesabından sonra klasik motor geliştirme dünyasında geçmişte kullanılan 2-boyutlu analizler atlanarak doğrudan yüksek performanslı akışkan analiz ve benzeşimlerine geçilmektedir. Mevcut HAD yazılımı kullanılarak, motorun kompresör ve türbin kanatçıklarının amaçlanan performans değerlerini sağlayacak şekilde bir geometriye sahip olmaları sağlanmalı ve bu sırada şok dalgaları ve sınır tabaka ayrılmalarından doğan kayıplar önlenecek şekilde geometri değiştirilmelidir. Örneğin, Şekil 4'de kompresör rotor ve stator kademesi üzerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemi kullanılarak iki değişik kavramsal tasarımın Mach sayısı dağılımı karşılaştırılmaktadır. Çözümlerde Reynolds ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri ve çeşitli (örneğin k-w transitional SST) türbülans modelleri kullanılmaktadır. Çözüm ağı toplam 4.2 M noktadan oluşmaktadır.



Şekil 4: TMT-GT150 motor radyal kompresör HAD analizi Mach sayıları

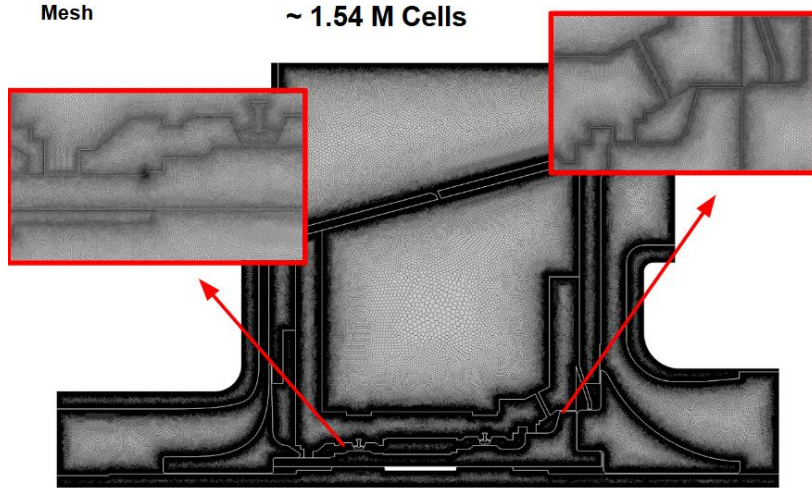
**Yanma Analizleri:** Yanma odası içinde verimli bir yanmanın sağlanması için gereken geometri, yanma odası giriş ve çıkışında akım şartlarının düzgün olması, soğutma deliklerinin yeri ve sayısı, yanma verimi gibi etkenlerin eniyilenmesi için HAD yöntemleri kullanılarak benzeşim yapılmıştır. Şekil 5'de yanma odasının 2.2 M noktadan oluşan polyhedral hücreli çözüm ağı, sıcaklık dağılımı ve hız vektörleri görülmektedir. Çözümlerde Reynolds ortalımalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri ve çeşitli türbülans modelleri kullanılmaktadır.



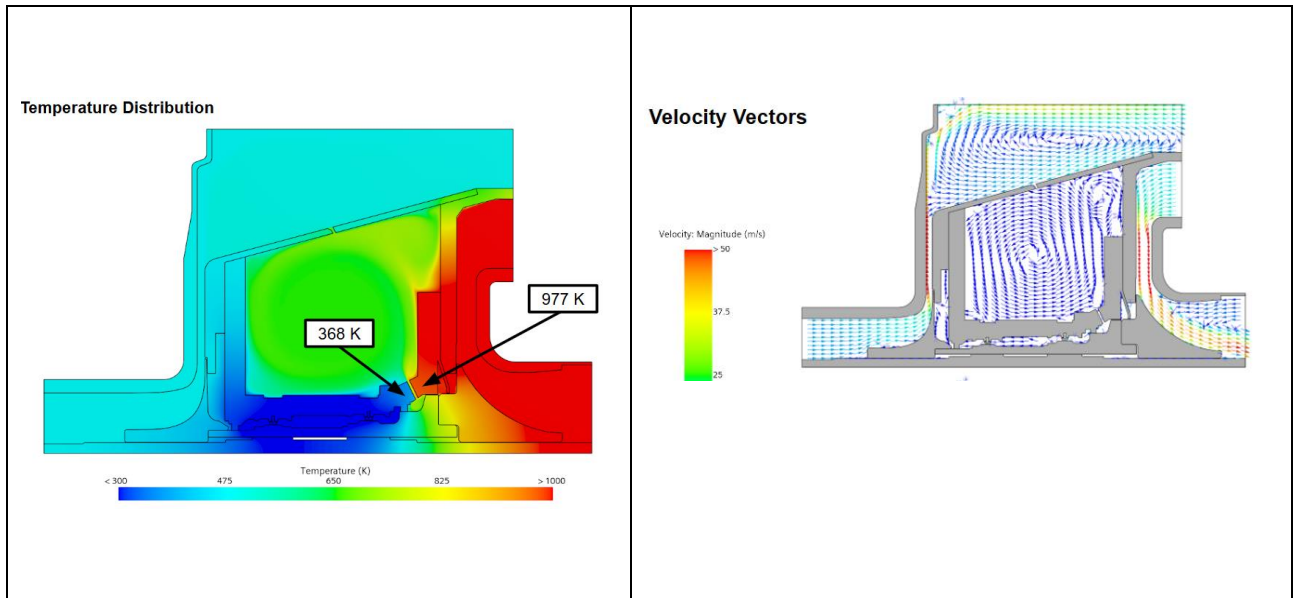
Şekil 5. Yanma odası polyhedral çözüm ağı, sıcaklık dağılımı ve hız vektörleri

**Termal Analizler:** Yanma odasında oluşan yanma neticesinde akan sıcak gazlar, başta yanma odası duvarı olmak üzere, kompresör ve türbin dahil motor bütünü ısıtmaktadır. Termal analiz açısından doğrudan motor performansını etkilemesi açısından en kritik sıcaklık Türbin giriş sıcaklığıdır. Bu sıcaklık aynı zamanda yüksek sıcaklık dayanımlı türbin malzeme seçimini ve buna bağlı olarak motor performansını doğrudan etkilemektedir. İlaveten, motor bütününde oluşan yüksek sıcaklıklar termal gerilmelere ve şekil değiştirmelere yol açmaktadır. Şekil 6'da toplam 1.54 M noktadan oluşan yapısal olmayan ağ yapısı görülmektedir. Şekil 7'de solda yanma odası, kompresör ve türbin duvar sıcaklıkları, solda ise yanma odası komşu bölgesinde, kompresör ve türbin kesidinde hız vektörlerinin HAD analizi görülmektedir. Çözümlerde Reynolds ortalımalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri ve çeşitli (örneğin k-w transitional SST) türbülans modelleri kullanılmaktadır.



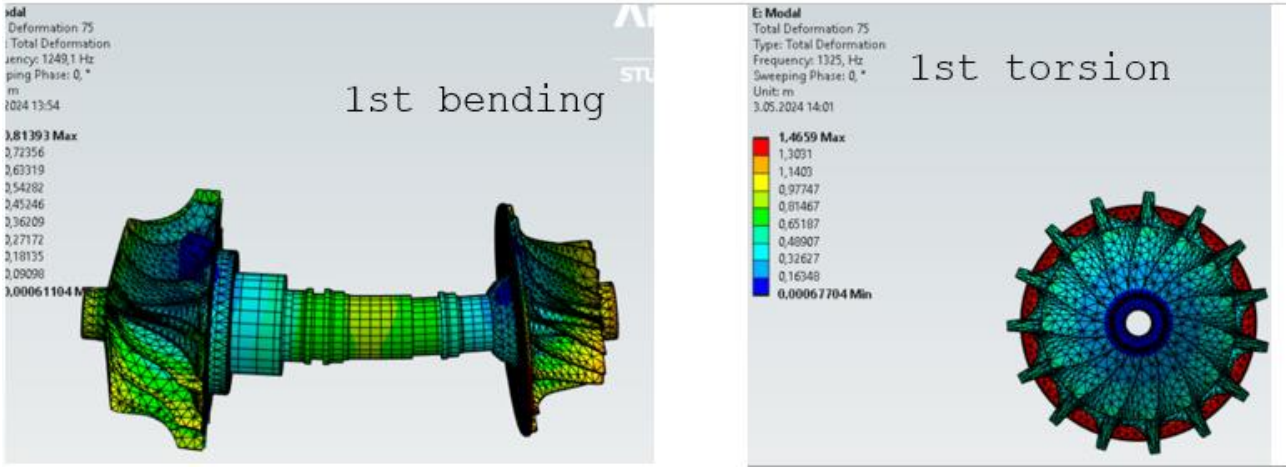


Şekil 6. Yanma odası, kompresör ve türbin yapısal olmayan çözüm ağı yapısı.

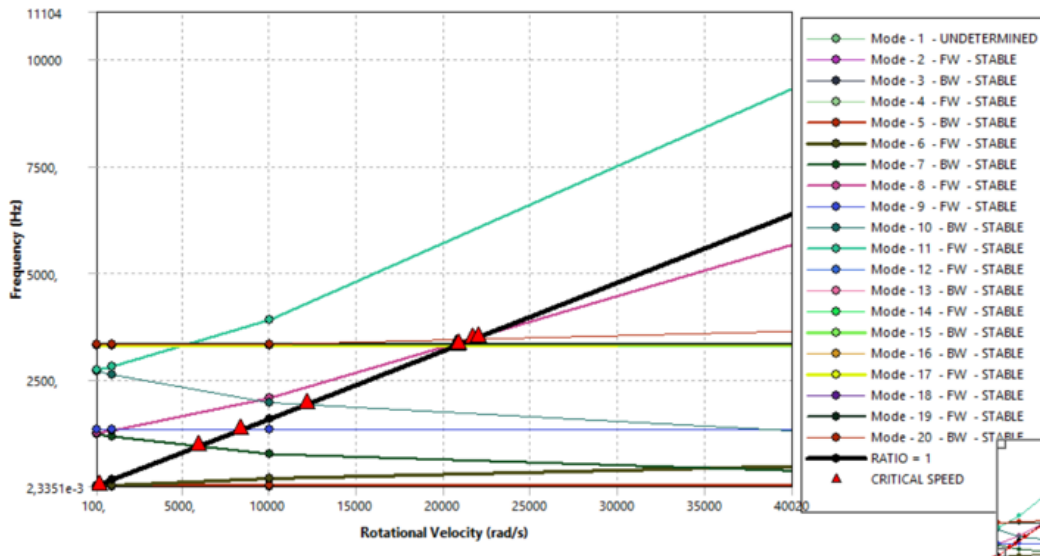


Şekil 7: TMT-GT150 motoru yanma odası sıcaklık (sol) ve hız vektörleri (sağ) dağılımları

**Rotor Dinamiği:** Rotor dönme hızına bağlı olarak rotor hızı arttıkça çeşitli hızlarda oluşan frekanslarla sistemin doğal frekanslarının çakışması yapı üzerinde rezonans oluşturarak yapıya zarar verebilir. Rotor dinamiği analizinde öncelikle Sonlu elemanlar analizi vasıtasıyla çekirdek motor yapısının 1., 2., 3...N., eğilme, burulma kiplerinin doğal frekansları hesaplanabilir. Şekil 8'de örneğin motorun 1. Eğilme ve 1. Burulma kipleri görülmektedir. Bu işlem tüm dönme hızları ve frekanslar için yinlendiğinde çizilen Campbell Diyagramı (Şekil 9) [Kerrebrock, J.L., 1992] incelenerek motorun normal çalışma hızı yakınında rezonans oluşturabilecek kritik dönme hızları ve sönüm oranları okunabilir.



Şekil 8: TMT-GT150 motoru 1.eğilme ve burulma kipleri Sonlu Elemanlar Modeli



Şekil 9: TMT-GT150 motoru Campbell Diyagramı

Rotor dinamiği analizinde ortaya çıkan kritik dönme hızlarına bağlı olası rezonans durumlarında, örneğin, şaftın ve diskin malzemesini ve katılığını artırmak, kanatçıkların geometrisini değiştirmek veya şekilsel olarak geometriye koniklik katacak şekilde tasarım değişikliğine gidilebilir.

## SONUÇ

Halen radyal kompresör, türbin ve yanma odası HAD analizleri, motor bileşenleri üzerindeki ısı yükleri, rotor dinamiği hesapları devam etmekte olup, tüm tasarım ve analizler bitince detay tasarım ve mühendislik geliştirme safhasına geçilecektir. Bu safhada, sayısal maket (Digital Mock-Up) üzerinde yataklama, yağlama, soğutma, kontrol ve ölçüm sistemleri sistem CAD tasarımları tamamlandıktan sonra, üretim, deney ve doğrulama safhasına geçilecektir.

## Kaynaklar

Farokhi, Saeed. Aircraft Propulsion. United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2014.

Gunston, Bill. Jane's-Aero Engines. United Kingdom: Jane's Information Group, Coulsdon, Surrey, UK, 2000.

<https://www.gasturb.com/>

Kerrebrock, J.L., Aircraft Engines and Gas Turbines, MIT Press, 1992.

Mattingly, J. D., Boyer, K.M. Elements of Propulsion Gas Turbines and Rockets 2nd. Ed., AIAA Education Series, 2016.

Saravanamuttoo, H.İ.H., Rogers, G.F.C. and Cohen, H., *Gas Turbine Theory*, 5th edn., Prentice Hall, 2001.