

TRANSONİK FAN PALİ AERODİNAMİK OPTİMİZASYONU

Orçun Kor¹
TUSAŞ Motor Sanayii,
Eskişehir

Sercan Acarer²
İzmir Katip Çelebi Üniversitesi,
İzmir

Ünver Özko³
İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü,
İzmir

ÖZET

Uçak motorlarında fan modülünün aerodinamik tasarımı çok aşamalı ve birden fazla değişkeni kapsayan bir süreçten oluşmaktadır. Fan aerodinamik tasarımında amaç, istenen basınç oranını sağlayacak uygun kanatçık açılarının ve akış yolu geometrisinin, maksimum verim ile yapısal ve aerodinamik kısıtlar göz önünde bulundurarak elde edilmesidir. Aerodinamik tasarımın anahtar aşaması olan eksenel simetrik tasarımdaysa, kanatçık çıkış açısı, veter-kanatçık açıklığı oranı, akış yolu geometrisi, meridyonel veter uzunluğu vb. parametreler değiştirilerek en iyi tasarım elde edilir ve fan palı ve modülü geometrisi %80~90 oranında sabitlenir. Bu en iyileştirme süreci esnasında amaç en yüksek verimde çalışan en optimum (en ucuz, en güvenilir ve en dayanıklı) sistemin elde edilmesidir.

Bu çalışma, evrimsel süreçlerden esinlenen bir optimizasyon yöntemi olan genetik algoritma prensibi kullanılarak, transonik rejimde çalışan uçak motoru fan palı açısı dağılımının ve fan baypas bölgesi akış yolunun aerodinamik eksenel simetrik optimum tasarımının elde edilmesini amaçlamaktadır.

GİRİŞ

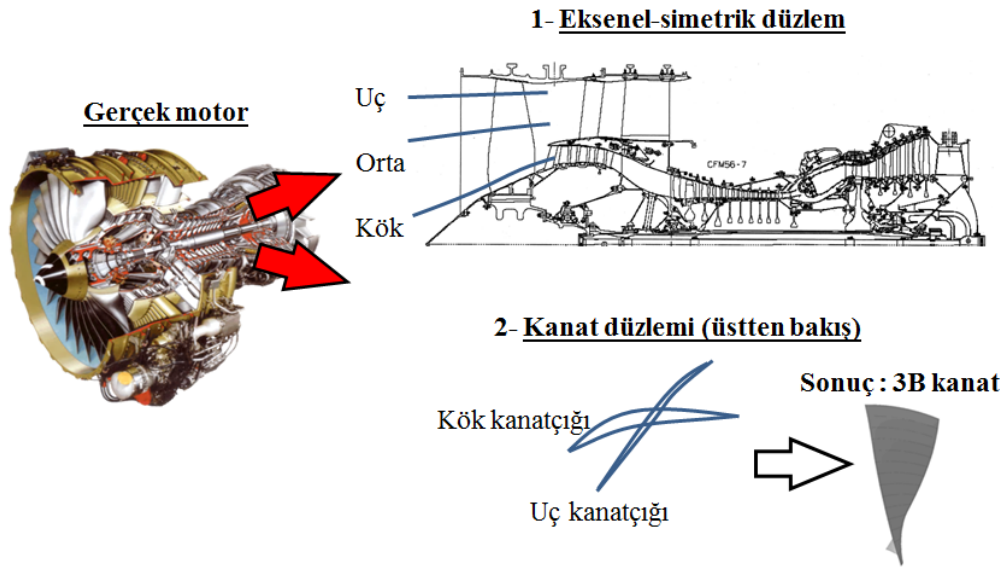
Türbomakina tasarımında eksenel-simetrik kesit üzerinde akışının modellenmesi (Şekil 1), tasarımın en kritik unsurlarından biridir. Bu aşamada akış yolu ile kanat temel parametrelerinin, kanat kökünden ucuna kadar olan dağılımı hesaplanır. Daha uzun zaman alan detaylı 3B analiz modelleri ile tasarım ancak deneme-yanılma yolu ile olabilirken 2B eksenel-simetrik yöntemlerde doğrudan ve çok daha hızlı şekilde ön tasarım yapılabilir.

Bir eksenel-simetrik çözücü programının iki bileşeni vardır: Birinci bileşen eksenel-simetrik düzlemde sıkıştırılabilir ve eksen etrafında döngülü akış çözücüsüdür (mevcut çalışmada akım çizgisi eğriliği sayısal çözüm metodu). İkinci bileşen bahsi geçen 2B (sanki 3B) döngülü akışta gerçekte 3B şekilli olan kanatçıkların yerel basınç, sıcaklık ve döngü arttırma/azaltma etkilerini hesaba katan teorik ve deneye bağlı denklemlerdir. Burada akışkan ağırlığını göz ardı eden Euler denklemleri yetersiz kalmaktadır, zira gerçek durumda kanatçıklarda ciddi miktarlarda basınç kayıpları vardır ve akış, kanadın teorik olarak döndürmesi gerektiğinden daha az döner. Akış çözümü ve teorik denklemler genelde doğru sonuç verir; hataya sebep olan etmen ise bu bahsedilen etkilerin kesin doğrulukta tahmin edilememesidir. Bu etkileri her kanatçıkta kökten uca kadar tahmin etmek için genelde standartlaştırılmış 2B kanat kesitlerinde yapılan ve açık literatürde genelde dağınık şekilde yer alan deney sonuçlarından yararlanılmıştır ve kodun doğrulanması kaynaklarda gösterilmiştir [Acarer, Özko, 2016].

¹ Kıd. Aerodinamik Mühendisi, Dr., E-posta: orcun.kor@tei.com.tr

² Yard.Doç.Dr., E-posta: sercan.acarer@ikc.edu.tr

³ Yard.Doç.Dr., E-posta: unverozkol@iyte.edu.tr



Şekil 1: Turbomakina akışının iki boyutlu yüzeyler üzerinde modellenmesi

Kompresör/fan kanatçığı geometrisinin ve/veya akış yolunun %80'i bu aşamada belirlenmektedir [Joly, Verstraete ve Paniagua, 2012], bu bağlamda, 2B eksenel simetrik tasarım metodu, turbomakina aerodinamik tasarımının belkemiğini oluşturmaktadır. Tasarımın ilerleyen aşamalarında geometrik değişiklikler ince ayar mertebesinde olmaktadır. Dolayısıyla 2B eksenel simetrik tasarım aşamasında verim, toplam basınç dağılımı standart sapması gibi aerodinamik hedef fonksiyonlarının en iyi mertebeye çekilmesi büyük önem arz etmektedir. Bu en iyileştirme işlemi insan eliyle yapılabilmekle birlikte, tasarım uzayı içindeki en iyi seçeneğin tasarımcı tarafından bulunma ihtimali çok düşüktür. Bu durum, otomatik optimizasyon algoritmalarının kullanılmasını gerekli kılmaktadır. [Verstraete, 2012]

Literatürde ele alınan turbomakina optimizasyonu ile ilgili bir dizi çalışmada, gradyan temelli, sezgisel ve evrimsel algoritmalar kullanılmaktadır. Bu bildirinin konusunu teşkil eden 2 boyutlu eksenel simetrik akış çözücüsünün ele aldığı problemin yüksek dereceden ve lokal noktalarda türevlenemez olmasından dolayı gradyan temelli metodların global optimum sonucu sağlaması mümkün değildir [Rao, 1996]. Öte yandan, evrimsel süreçleri taklit eden genetik algoritma metodunu kullanan çalışmalarda, eksenel simetrik tasarım aerodinamik hedeflerinde önemli iyileştirmeler yapıldığı gözlemlenmiştir [Shahpar, 2000], [Joly, Verstraete ve Paniagua, 2010]. Söz konusu çalışmalarda genetik algoritma aracılığıyla elde edilen tasarımların mutlak anlamda optimum tasarım olduğunun kesinliği tartışmaya açık bırakılmıştır

Yazarların bildiği kadarıyla, açık literatürde henüz turbofan fan kanatçığı ve by-pass bölgesi tasarımı ve bu tasarımın aerodinamik optimizasyonu ile ilgili bir çalışma bulunmamaktadır. Bu çalışmada literatürde eksikliği görülen bu husus üzerinde yoğunlaşmıştır.

SEMBOLLER

BO	Toplam basınç oranı	r	Yarıçap (m)
BPO	Baypas oranı	s	Entropi (kJ/kg K)
C_1 , C_2	Kalibrasyon katsayısı	V_m	Meridyonel hız (m/s)
D_{eq}	Yayılm faktörü	V_θ	Teğetsel hız (m/s)
DF	Döndürme faktörü	W	Bağıl hız (m/s)
F_q	Dikme boyunca kanat kuvveti (N)	w	Ağırlık katsayısı
H	Toplam entalpi (kJ/kg)	T	Sıcaklık (K)
h	Kanat yüksekliği	t	İki kanat arası mesafe
i	İsabet açısı ($^\circ$)	β	Akış açısı ($^\circ$)
K_m	Akım çizgisi eğriliği (1/m)	δ^*	Sapma açısı ($^\circ$)

$\dot{m}$	Kütleli debi (kg/s)	ε	Dikme – akım çizgisi normal açısı ($^{\circ}$)
m	Akış doğrultusu (yönü)		
p^0	Basınç	η	Verim
q	Dikme boyunca yön	ϖ	Kayıp katsayısı
R_s	Perdövites isabet açısı ($^{\circ}$)	σ	Kanat katılık oranı

YÖNTEM

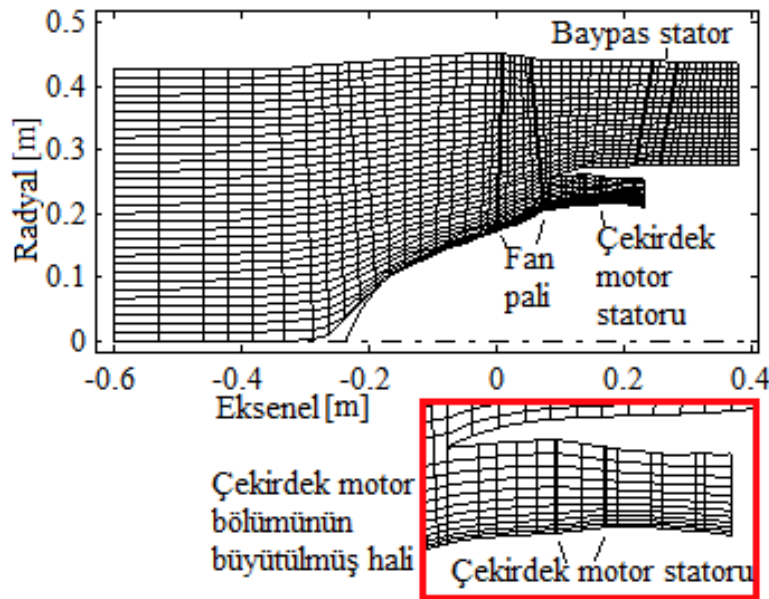
Baypas Fanları için Eksenel-Simetrik Çözücü

Tasarım aracı olarak kullanılan 2 boyutlu eksenel simetrik tasarım aracı, Acarer ve Özkol (2016) tarafından detaylı olarak aktarılmıştır. Tipik bir hesaplama ağı Şekil 2’de gösterilmiştir. Burada akım çizgileri ve dikmeler gözükmemektedir. Öncelikle radyal yöndeki momentum denklemi (Denklem (1)), Şekil 2’de gösterilen dikmeler üzerinde, süreklilik yardımıyla, çözülmektedir.

$$V_m \frac{\partial V_m}{\partial q} = \frac{\partial H}{\partial q} - T \frac{\partial s}{\partial q} - \frac{V_\theta}{r} \frac{\partial(rV_\theta)}{\partial q} + V_m \sin \varepsilon \frac{\partial V_m}{\partial m} + K_m V_m^2 \cos \varepsilon - F_q \quad (1)$$

Burada q , dikme boyunca olan yöndür, V_m , akım çizgisi boyunca olan hızdır, H toplam entalpidir, s entropidir, V_θ teğetsel hızdır, r fan ekseninden olan radyal mesafedir, ε dikme ile akım çizgisinin gerçek normali arasındaki açıdır, K_m akım çizgisi eğriliğidir, F_q dikme boyunca olan kanat kuvvetidir. Program, tersine tasarım (inverse design) üzerine kuruludur. Buna göre, kanat arkasındaki teğetsel hız (V_θ) dağılımı girdi olarak verilmektedir ve karşılık gelen akış alanı çözülmektedir.

Akış fan palinden sonra baypas (üst kanal) ve çekirdek motor (alt kanal) kanallarına yönlendirilmektedir. Şekil 2’de gösterilen iki boyutlu sıkıştırılabilir akış çözümü içine deneye dayalı denklemler vasıtasıyla kanat kökünden ucuna kadar her profil için kaynak terimleri (entropi (s) terimi üzerinden) eklenerek kanat etkileri modellenilebilmektedir. Bu modeller Çizelge 1’de listelenmiştir ve en önemli kısımlarına metinde değinilecektir.



Şekil 2: Tipik bir hesaplama ağı [Acarer, Özkol, 2016]

Çizelge 1: Kullanılan deneye dayalı modeller [Acarer, Özkol, 2016]

Referans en düşük kayıplı isabet açısı (reference minimum-loss incidence angle)	Lieblein (1960) veya NASA SP-36 [Bullock ve Johnsen, 1965]
Referans açısı çalışma aralığı (Reference stall-choke incidence range)	Kleppler (1998)
Yüksek hızda düzeltilmiş en düşük kayıplı isabet açısı	Aungier (2003)
Referans sapma (deviation)	Lieblein (1960) veya NASA SP-36 [Bullock ve Johnsen, 1965]
Yüksek hız için düzeltilmiş sapma	Boyer (2001)
Eşdeğer yayılım faktörü (Equivalent diffusion factor)	Koch ve Smith (1976)
Sürtünme kaybı katsayısı	Aungier (2003) (NASA SP-36 [Bullock ve Johnsen, 1965] tabanlı)
Transonik şok kayıp katsayısı	Aungier (2003)
Süpersonik şok kayıp katsayısı	Miller, Lewis Jr. ve Hartmann (1961) ve Wennerstrom (2001)
Sınır tabaka hesaplama	Pachidis (2006)
Tasarım-dışı çalışma kaybı	Çetin ve ark. (1987)
Tasarım-dışı çalışma sapması	Creveling (1968)

Referans isabet açısı (i^*) ve karşılık gelen sapma (δ^*), Lieblein modelleri ile hesaplanmaktadır [Lieblein, 1960] [Bullock ve Johnsen, 1965]. Bu açılar, kanadın tasarım noktasında akışa nasıl hizalanacağını bulmakta işe yaramaktadır. Bu sayede eksenel-simetrik akış çözücünde hesaplanan akış açısı kullanılarak (V_m , V_θ ve dönüş hızı vasıtasıyla) metal açıları elde edilir ve bu değerler kayıp modellerinde (entropiyi (s) bulmak için) kullanılır. Ancak bu değerler düşük hızda (sıkıştırılamaz akış) çalışan kanatlar için geçerlidir ve yüksek hız için düzeltilmeleri gerekir (bu sebeple “referans” denmektedir). Bu sebeple öncelikle kanadın hangi iki açı değerinde perdövites (stall) ve boğulmaya (choke) gireceği sıkıştırılamaz akış yaklaşımı ile tahmin edilir [Kleppler, 1998]. Bu çalışma aralığı daha sonra yüksek hız için Aungier (2003) tarafından sağlanan modellerle düzeltilir. En nihayetinde isabet açısı, bu düzeltilmiş çalışma aralığı kullanılarak, Aungier (2003) tarafından sağlanan modellerle sıkıştırılabilir akış için düzeltilir. Karşılık gelen sapma ise Boyer (2001) tarafından sağlanan modellerle sıkıştırılabilir akış için düzeltilir.

Kanat akışa göre hizalandıktan sonra kayıp katsayısı (ϖ) elde edilebilir. Kayıp katsayısı sürtünme ve şok kayıp katsayılarının toplamı biçiminde ifade edilmektedir:

$$\tilde{\omega} = \tilde{\omega}_{\text{sürtünme}} + \tilde{\omega}_{\text{şok}} \quad (2)$$

Sürtünme kayıp katsayısının bulunması için öncelikle eşdeğer yayılım faktörü (equivalent diffusion factor (D_{eq})) gereklidir. Eşdeğer yayılım faktörü, 2 kanat arası tipik olarak genişleyen kanalda bağlı hızın akış yönünde ne kadar yavaşladığının bir ölçüsüdür. Bu amaçla Koch ve Smith (1976) tarafından verilen denklemler kullanılmıştır. Eşdeğer yayılım katsayısı elde edildikten sonra önce referans (sıkıştırılamaz akış için) sürtünme kayıp katsayısı (ϖ^*) bulunur [Bullock ve Johnsen, 1965; Aungier, 2003]:

$$\tilde{\omega} = \frac{2\sigma C_1 [C_2 + 3.1(D_{eq}-1)^2 + 0.4(D_{eq}-1)^8]}{\cos(\beta_2)} \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^2 \quad (3)$$

Burada σ kanat katılık oranı (solidity), β_2 çıkış akış açısı, W_1 ve W_2 sırasıyla giriş ve çıkış bağıl akış hızlarıdır. C_1 and C_2 ise kalibrasyon katsayılarıdır. Aungier (2003), C_1 için 0.0073 değerini, C_2 için aşağıdaki denklemi önermiştir:

$$C_2 = 1 + \left(\frac{t_{ortalama}}{h}\right) \cos(\beta_2) \quad (4)$$

Burada $t_{ortalama}$ kanadın orta yüksekliğinde 2 kanat arası mesafedir (pitch), h ise kanat yüksekliğidir.

Bulunan referans sürtünme kayıp katsayısı yüksek hız için düzeltilmelidir. Bunun için Aungier (2003) aşağıdaki denklemi önermiştir:

$$\tilde{\omega}_{sürtünme} = -\tilde{\omega}^* \left[1 + \frac{(i_m - i^*)^2}{R_s^2} \right] \quad (5)$$

Burada i_m , yüksek hız için düzeltilmiş en düşük kayıplı isabet açısıdır, R_s ise yukarıda bahsi geçen perdövites (stall) isabet açısı ile en düşük kayıplı isabet açısı arasındaki açısal farktır.

Şok kayıpları hem transonik hem de süpersonik profiller için ayrı yanıtlanmıştır. Transonik şok kayıpları için Aungier (2003) modeli, süpersonik şok kayıpları için ise MLH modeli [Miller, Lewis Jr., ve Hartmann, 1961] kullanılmıştır. MLH modeli daha sonra Wennerstrom (2001) modeli ile 3 boyutlu etkiler için iyileştirilmektedir. Bahsi geçen modeller Acarer ve Özkol (2016) tarafından çeşitli fan deneysel verileri ile kalibre edilmiştir. En önemli kalibrasyon MLH modelindeki emme yüzeyi süpersonik hızlanmasının azaltılmasıdır.

Optimizasyon programı

Optimizasyon metodu olarak genetik algoritma (GA) yöntemi kullanılmıştır. GA çalışma prensipleri tüm detaylarıyla kaynakta mevcuttur [Kor, 2016].

GA yönteminde hedef fonksiyon değerinde birkaç nesil boyunca iyileşme olmamasına, bir başka deyişle algoritmanın ardışık nesillerde nümerik olarak aynı değeri vermesine rağmen, mutasyonun etkisiyle sonraki nesillerde iyileşme gözlenebildiği bilinmektedir. Dolayısıyla, yakınsama kriteri, ardışık nesil en iyi hedef fonksiyonları arasındaki relatif fark değil, maksimum nesil sayısı olarak belirlenmiştir.

UYGULAMALAR

Genetik algoritmada seçim mekanizması olarak turnuva metodu kullanılmıştır. Çaprazlama işlemi, tasarım değişkenlerini temsil eden kromozomların 4 ayrı noktadan bölünmesiyle gerçekleştirilmiştir. Mutasyon oranı literatürde tavsiye edildiği üzere 1% olarak belirlenmiştir [Verstraete, 2012].

Çalışmada ele alınan jenerik motor geometrisi Şekil 3'te verilmiştir. Optimizasyon işleminde fan motoru akış yolunun uç kısmı, baypas bölgesi kök kısmı ve döndürme faktörü genetik algoritma prensibiyle değişikliğe uğratılmış ve Denklem (6)'nın en az değeri almasını sağlayan tasarıma ulaşılmıştır. Denklem (6)'da w_1 ve w_2 ağırlıklandırma faktörleri olup, 0.5 mertebesinde. η , fan verimini; $\text{std}(P_{out}^0)$, B kesitindeki toplam basınç dağılımı standart sapmasını ifade etmektedir. Denklem (6)'daki ikinci ifadenin üzerindeki çizgi, bu ifadenin normalize edilerek hesaplara dahil edildiğini göstermektedir. Normalizasyon işlemi, ele alınan bireyin toplam basınç standart sapma değerinin, başlangıç ailesi bireyleri içinde gözlemlenen en yüksek toplam basınç standart sapma

değerine bölünmesiyle elde edilmiştir. Böylece Denklem (6)'yı oluşturan büyüklüklerin aynı mertebede olmaları sağlanmıştır.

$$w_1 \times (1/\eta) + w_2 \times \overline{\text{std}(P_{\text{out}}^0)} \quad (6)$$

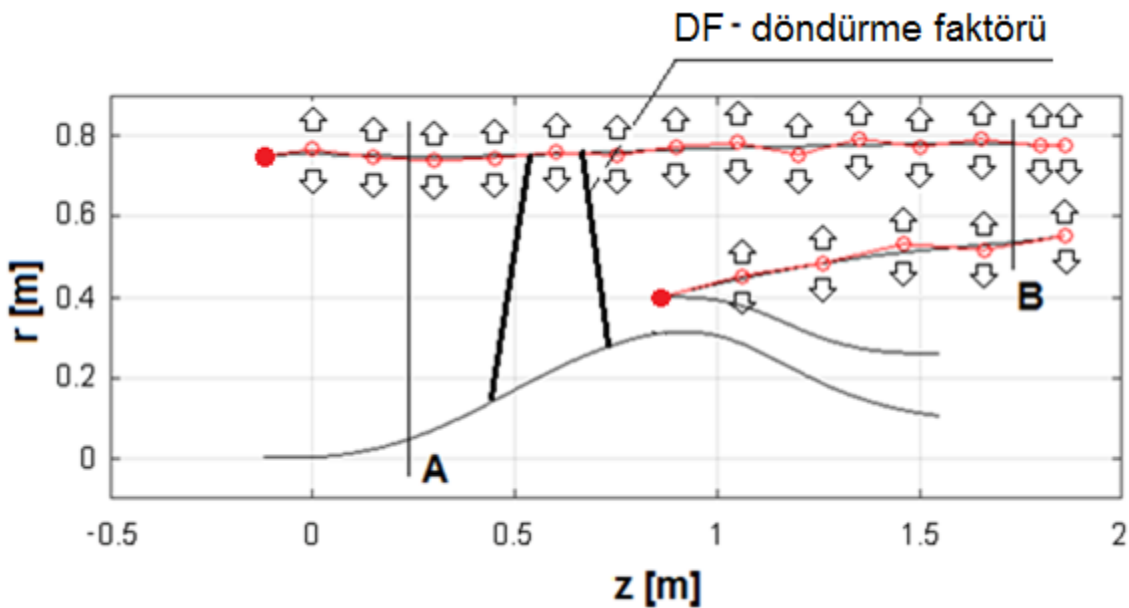
Tasarım parametreleri

Akış yolu geometrisi uç kısmı 15, baypas bölgesi kök kısmı ise 6 kontrol noktası yardımıyla modellenen Bézier eğrileri şeklinde tasarlanmıştır. Modellemede Bézier eğrilerinin kullanış sebebi, bu eğri ailesi yardımıyla oluşturulan geometrilerin sürekliliğinin garanti altında olmasıdır. Bézier eğrisi kullanımının bir başka avantajı da, kullanılan eğrinin ekstrem durumlar haricinde dalgalanma problemlerinden azade olmasıdır. Şekil 3'te fan akış yolunu oluşturan Bézier eğrilerinin optimizasyon esnasında farklı değerler alan kontrol noktaları, serbestlik yönleriyle birlikte yer almaktadır.

Bir başka parametre olan döndürme faktörü (DF) de eksenel simetrik tasarımda kritik önemdedir. Bu parametre yardımıyla kanatçığı terk eden akışın teğetsel hız bileşeninin yarıçap boyunca dağılımı belirlenmektedir. Teğetsel hız bileşeninin motor eksenine yaptığı açı ise kanatçığın o noktadaki akış açısını verecektir. Hız dağılımını ifade eden formülasyon Denklem (7)'de verilmiştir.

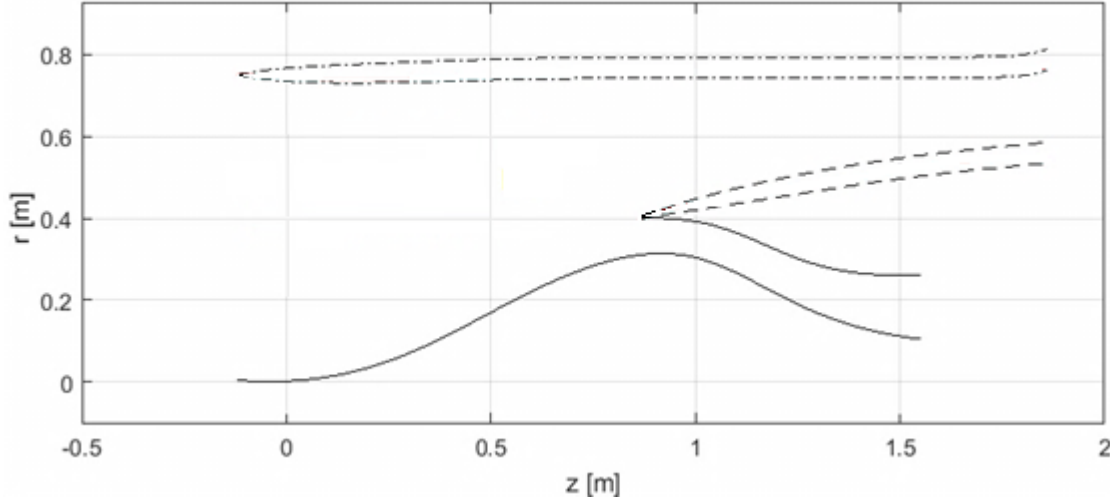
$$V_{\theta} = V_{\theta-\text{orta}} \left(\frac{r_{\text{orta}}}{r} \right)^{DF} \quad (7)$$

Denklem (7)'de yer alan $V_{\theta-\text{orta}}$ terimi, akış yolunun radyal doğrultudaki orta noktasındaki (r_{orta}) teğetsel hız değerini temsil etmektedir. Bu büyüklük, eksenel simetrik çözümün ön aşamalarından olan 1 boyutlu termodinamik çevrim analizinden (bir başka deyişle hız üçgeni çalışmasından) gelmektedir ve bu çalışmada bilindiği varsayılmaktadır. Denklemde yer alan r farklı radyus değerlerini, DF ise tasarım parametresi olan döndürme faktörünü temsil etmektedir. Döndürme faktörü dağılımının geometrik olarak etkin olduğu bölge Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil 3: Jenerik turbofan geometrisi ve tasarım parametreleri

Tasarım parametreleri (geometrik parametreler) Şekil 4'te kesikli çizgiler ile sınırlanmış uzay içinde değer alabilmektedirler. Genetik algoritmanın kesikli çizgilerin dışına çıkan geometrik parametreler ataması halinde algoritma yeniden geometri ataması yapmakta, böylece parametre kısıtlarına uyulmaktadır. Şekil 4'te yer alan diğer kesiksiz eğrilerde ise bir değişiklik yapılmamıştır. Diğer tasarım değişkeni olan döndürme faktörünün ise $0.70 < DF < 0.85$ aralığında değer alabilmesine müsaade edilmiştir.



Şekil 4: Jenerik turbofan geometrisi ve tasarım parametreleri

Kısıt fonksiyonları

Eksenel simetrik tasarım sanki 2 boyutlu bir uzayda çözüm yapmaktadır. 3 boyutlu etkiler (şok, sınır tabaka, girdaplar vs.) korelasyonlarla modellenmekle birlikte, modellerin tahmin edemeyeceği akış yapılarıyla karşılaşılabilir. Bununla birlikte bazı fiziksel büyüklüklerin belirli sınırlar dahilinde tutulması halinde eksenel simetrik çözümlerinin 3 boyutlu etkileri tutarlı bir şekilde tahmin edebilmektedir. Bu bağlamda, fiziksel anlamı *Yöntem* başlığında açıklanan eşdeğer yayılım faktörünün alabileceği azami değerin 2'nin altında olması gerektiği bilinmektedir [Aungier (2003)] ve bir kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmıştır (Denklem (8)). Kök ve uç bölgelerinde akışın aşırı yavaşlamasının akış ayrılmalarına sebep olacağı bilindiğinden, bu bölgelerde minimum hız değerinin yazarların tecrübeleri ışığında 60 m/s üzerinde tutulması uygun görülmüştür (Denklem (9)). Akış yolunu tanımlayan bir başka büyüklük olan eğrilik yarıçapının duvar bölgelerinde Denklem (10)'da verilen değerin altında tutulması sayesinde, akış yolunun ani/lokal değişimlerinin önüne geçilmesi yönünde önlem alınmıştır. Benzer şekilde meridyonel hızın akım çizgisi boyunca değişiminin verilen değerin altında tutulmasıyla, ani ivmelenmelerin önüne geçilmesi amaçlanmıştır (Denklem (11)). Toplam basınç oranı (BO) ve baypas oranı (BPO) değerlerinin belirli bir aralıkta tutulması tasarımcının tercihi olup, tercih aralıkları kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmış ve Denklem (12)-(13)'te verilmiştir.

$$D_{eq} < 2 \quad (8)$$

$$V_{kök} > 60 \text{ m/s}, V_{uç} > 60 \text{ m/s} \quad (9)$$

$$R_{C,duvar} < 1.2 [\max(R_{C,duvar})]_{\text{başlangıç}} \quad (10)$$

$$\left. \frac{\partial V_m}{\partial m} \right|_{\text{baypas}} < 1.5 \left[\max \left(\left. \frac{\partial V_m}{\partial m} \right|_{\text{baypas}} \right) \right]_{\text{başlangıç}} \quad (11)$$

$$1.60 < BO < 1.63 \quad (12)$$

$$(BO = P_B^0 / P_A^0)$$

$$6.23 < BPO < 7.54 \quad (13)$$

$$(BPO = \dot{m}_{\text{baypas}} / \dot{m}_{\text{merkez}})$$

Başlangıç ailesi yukarıda aktarılan tasarım parametreleri sınırları içinde, rasgele bir şekilde oluşturulmuştur. Başlangıç ailesi birey sayısı, tecrübelerimiz ışığında 44 adet olarak belirlenmiştir. Burada başlangıç ailesi birey sayısının, tasarım parametresi sayısının 2 katından fazla olmasına dikkat edilmiştir. Başlangıç ailesinde yer alan tüm bireyler kısıt fonksiyonu değerlerini sağlamaktadır.

Yazılım ve donanım kaynakları

Çalışma kapsamında kullanılan tüm tasarım ve optimizasyon araçları TEI bünyesinde geliştirilmiştir. Doğrulama işlemi tasarım aracı için literatürde yer alan deneysel verilerle, optimizasyon aracı için ise test fonksiyonları yardımı ile sağlanmıştır. Doğrulama verileri kaynaklarda mevcuttur [Acarer, Özkol, 2016] [Kor, 2016].

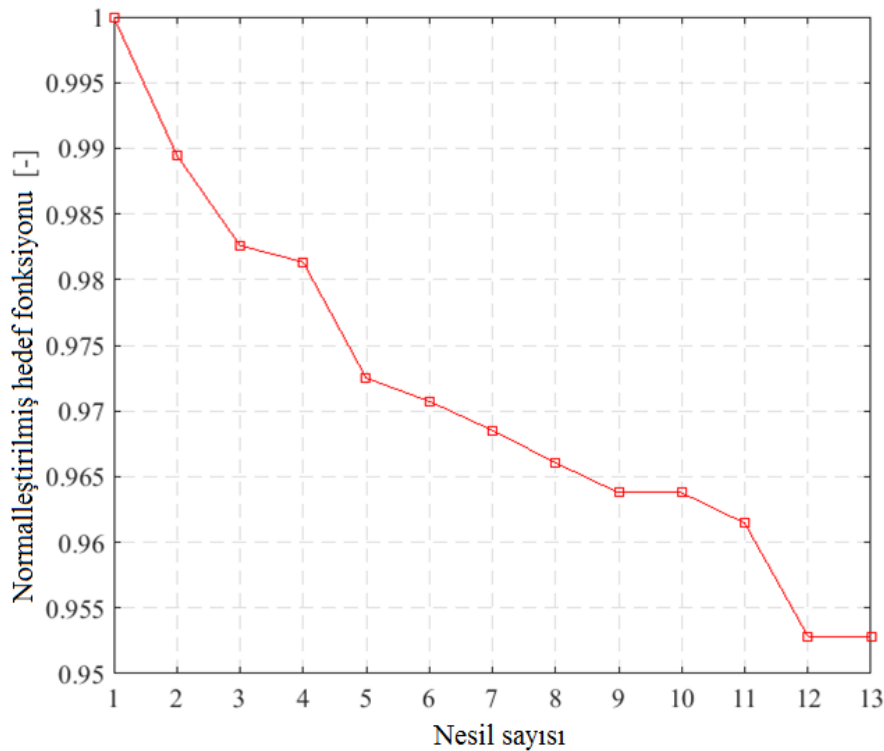
Bu çalışmada Intel Zeon CPU ® (2.66 GHz – 4 işlemci) ile donatılmış, 64 GB belleğe sahip bir iş istasyonu kullanılmıştır. TEI bünyesinde geliştirilen kodlar paralel işlem yapmaya müsait olmakla birlikte, bu çalışma için tek işlemci kullanılmıştır.

Çıktılar

Optimizasyon esnasında her nesil için 4.5~5 saatlik bir hesaplama süresi gerekmiştir. Hesaplamalar zaman kısıtı nedeniyle 13. nesil itibariyle durdurulmuştur. Şekil 4'te her neslin en iyi bireyinin normalleştirilmiş hedef fonksiyonu değeri grafik olarak verilmiştir. Normalleştirilmiş hedef fonksiyonu formülü aşağıdaki gibidir:

$$\bar{f} = \frac{f_{\text{en iyi, verili nesil}}}{f_{\text{en iyi, başlangıç}}} \quad (14)$$

Şekil 5'te görüldüğü üzere nesiller boyunca normalleştirilmiş hedef fonksiyonunda 4.7% mertebesinde iyileşme gözlemlenmiştir. İyileşme işlemi boyunca kısıt fonksiyonlarının belirlenen aralık değerlerinde olduğu görülmüştür (Çizelge 2).

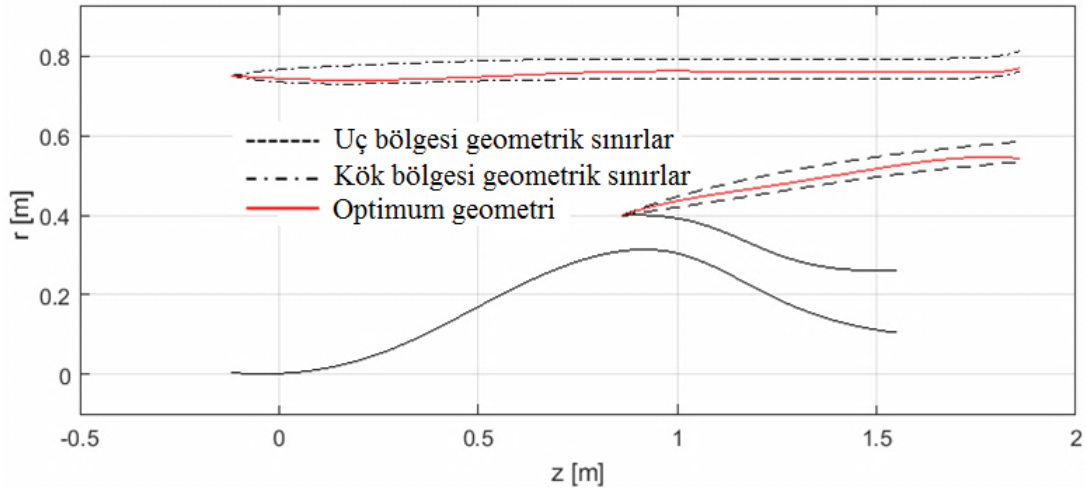


Şekil 5: Genetik algoritma ile nesiller boyu iyileşme

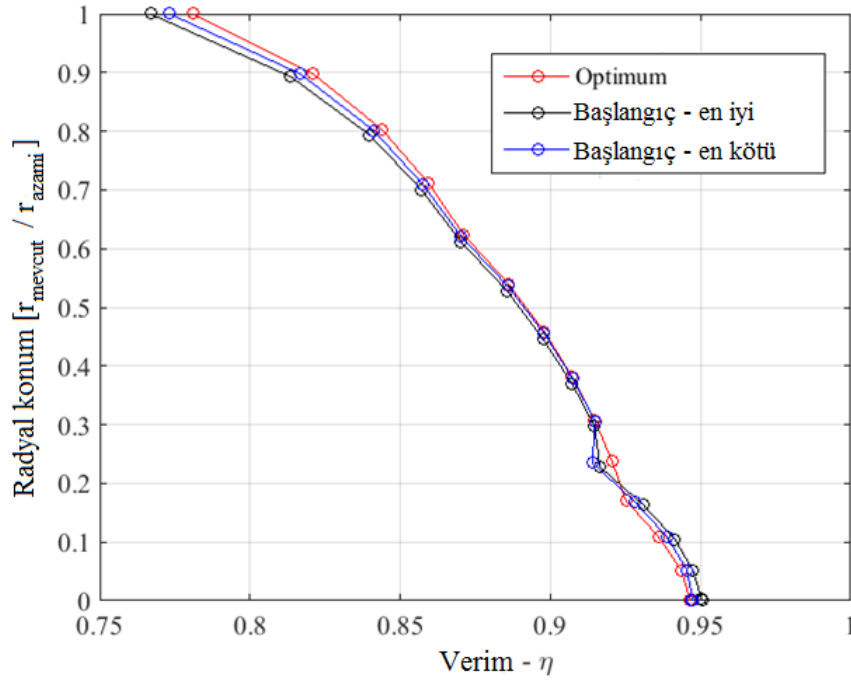
Çizelge 2: Kısıt fonksiyonu değerleri

	Elde edilen değer	Kısıt fonksiyonu aralıkları
Yayılım faktörü	1.69	< 2
$V_{kök}, V_{uç}$	112.11 m/s	> 60 m/s
$R_{c, duvar}$	1.09 m	< 1.70 m
$\left. \frac{\partial V_m}{\partial m} \right _{baypas}$	903 1/s	$< 1.5 \left[\max \left(\left. \frac{\partial V_m}{\partial m} \right _{baypas} \right) \right]_{başlangıç}$
BO	1.615	$1.60 < PR < 1.63$
BPO	7	$6.23 < BPR < 7.54$

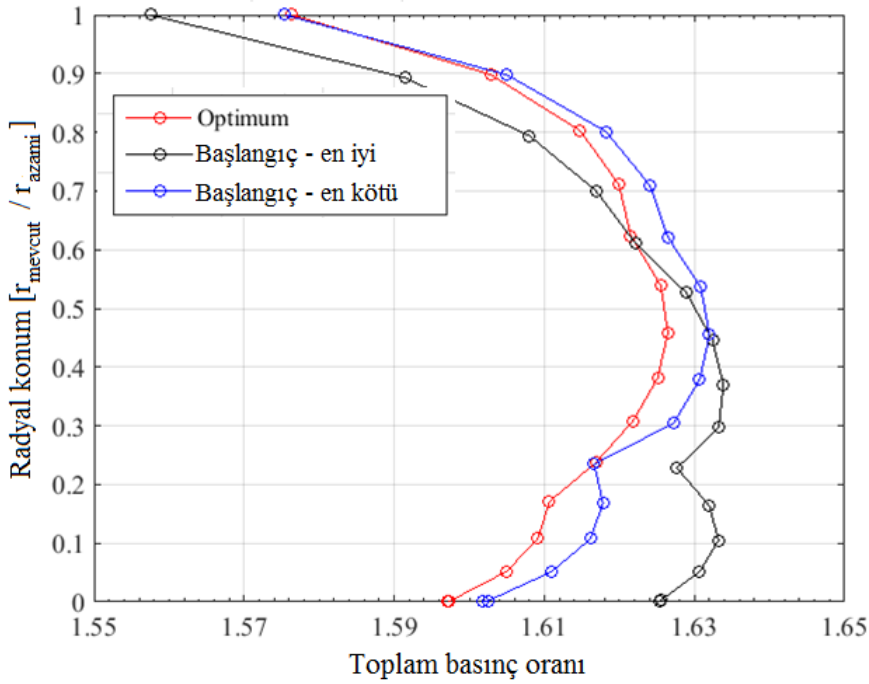
Optimizasyon işlemi sonucunda jenerik turbofan geometrisinin, yukarıda belirtilen hedef fonksiyonları açısından alacağı en iyi form, Şekil 6'daki gibi olduğu tespit edilmiştir. Hedef fonksiyonu oluşturan unsurların (maksimum verim ve minimum toplam basınç standart sapma değeri) B isatsyonundaki radyal doğrultudaki değişimleri Şekil 7 ve 8'de verilmiştir.



Şekil 6: Elde edilen en iyi geometri



Şekil 7: Optimizasyon sonunda elde edilen radyal doğrultudaki verim dağılımı



Şekil 8: Optimizasyon sonunda elde edilen radyal doğrultudaki toplam basınç oranı dağılımı

SONUÇ

TEI bünyesinde geliştirilen tasarım ve optimizasyon araçları kullanılarak jenerik bir turbofan motorunun fan modülü aerodinamik olarak tasarlanmış, en iyi aerodinamik performansı sağlayacak şekilde optimizasyon işlemine tabi tutulmuştur. Optimizasyon işlemi sonucunda hedef fonksiyonunda %4.7'lik iyileşme gözlenmiştir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma TEI'nin (TUSAŞ Motor Sanayii) teknik ve ekonomik imkanlarıyla gerçekleştirilmiştir.

Kaynaklar

- Acarer, S., Özkol, Ü., 2016, *An Extension of the Streamline Curvature Through-Flow Design Method for Bypass Fans of Turbofan Engines*, Proc IMechE Part G: Journal of Aerospace Engineering, sf.1-14.
- Aungier, R. H., 2003, *Axial Flow Compressors: A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis*, ASME Press.
- Boyer, K. M., 2001, *An Improved Streamline Curvature Approach for Off-Design Analysis of Transonic Compression Systems*. Doktora tezi, Virginia Polytechnic Institute and State University, ABD.
- Bullock, R. ve Johnsen, I., 1965, *Aerodynamic Design of Axial Flow Compressors*, NASA SP-36.
- Creveling, H., 1968, *Axial-Flow Compressor Computer Program for Calculating Off-Design Performance*, NASA CR-72472.
- Çetin, M., Üçer, A. Ş., Hirsch, C., ve Serovy, G. K., 1987, *Application of Modified Loss and Deviation Correlations to Transonic Axial Compressors*, AGARD R-745
- Joly, M., Verstraete, T., Paniagua, G., 2010, *Attenuation Of Vane Distortion In A Transonic Turbine Using Optimization Strategies, Part I – Methodology*, ASME TurboExpo, Glasgow, Birleşik Krallık, 14-18 Temmuz.
- Joly, M., Verstraete, T., Paniagua, G., 2012, *Full Design Of A Highly Loaded Fan By Multi-Objective Optimization Of Throughflow And High-Fidelity Aero-Mechanical Performances*, ASME TurboExpo, Kopenhag, Danimarka, 11-15 Temmuz
- Kleppler, J., 1998, *Technique to Predict Stage-by-Stage, Pre-Stall Compressor Performance Characteristics Using a Streamline Curvature Code with Loss and Deviation Correlations*, Doktora Tezi, University of Tennessee, ABD.
- Koch, C., ve Smith, L., 1976, *Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors*, J. Eng. for Power, Cilt. 98(3), sf. 411-424.
- Kor, O., 2016, *Aerodynamic Optimization of a Transonic Aero-Engine Fan Module*, Doktora Tezi, İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Türkiye.
- Lieblein, S., 1960, *Incidence and Deviation-Angle Correlations for Compressor Cascades*, Trans ASME Journal of Basic Engineering, Cilt. 82, sf. 575-87.
- Miller, G., Lewis Jr., G., ve Hartmann, M., 1961, *Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows*, J. Eng. for Power, Cilt. 83(3), Sf. 235-241.
- Pachidis, V., 2006, *Gas Turbine Advanced Performance Simulation*, Doktora Tezi, Cranfield Üniversitesi, Birleşik Krallık.
- Petrovic, M., Wiedermann, A., ve Banjac, M., 2009, *Development and Validation of a New Universal Through Flow Method for Axial Compressors*, ASME Turbo Expo, Orlando, ABD, 8-12 Haziran.
- Petrovic, M.V., Dulikravich, G.S., Martin, T.J., 2000, *Optimization of Multistage Turbines Using a Throughflow Code*, ASME TurboExpo, Münih, Almanya, 8-11 Mayıs.
- Rao, S., 1996, *Engineering optimization, theory and practice*, John Wiley and Sons Inc., New York.
- Shahpar S., 2000, *A comparative study of optimisation methods or aerodynamic design of turbomachinery blades*, ASME TurboExpo, Münih, Almanya, 8-11 Mayıs.
- Sullivan, T. J., Youngmans, J. L., ve Little, D. R., 1976, *Single Stage, Low Noise Advanced Technology Fan. Volume 1: Aerodynamic Design*, NASA CR-134801.

Verstraete T., 2012, *Introduction to optimization and multidisciplinary design in aeronautics and turbomachinery*, von Karman Institute for Fluid Dynamics Ders Serisi Kitabı. - Rhode St. Genése, Belçika.

Wennerstrom, A. J., 2001, *Design of Highly Loaded Axial-Flow Fans or Compressors*, Concepts Eti.