

ÇOK AMAÇLI OPTİMİZASYON METOTUYLA HELİKOPTER TRANSMİSYON YAĞ SOĞUTMA FAN ÇARKININ TASARIMI

Gökhan Avşar¹ ve Ahmet Alper Ezertaş²
Türk Havacılık ve Uzay Sanayi,
Ankara

Özge Başkan³
ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği,
Ankara

ÖZET

Bu çalışmanın amacı, helikopter transmisyon yağının soğutulması için kullanılan geriye eğik kanatlı bir salyangoz fan çarkı tasarımının basınç debi eğrisi ve verimlilik kapsamında çok amaçlı optimizasyonudur. Çalışma temel olarak 3 bölümden oluşur: salyangoz fan çark tasarımı ve parametrizasyonu, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri ile performans hesabı ve çok amaçlı tasarım optimizasyonu. Salyangoz fan çark tasarımında, yarı deneysel metotlar kullanılarak ön bir boyutlu (1B) tasarım çalışması yapılmıştır. BladeEditor aracı kullanılarak çarkın parametrizasyonu gerçekleştirilmiştir. Çark performans analizleri, ikinci derece çözünürlükte sonlu hacimler prensibine dayanan farklı ticari HAD çözümleri ile gerçekleştirilmiştir. Akış alanı çok bloklu yapısal ağ kullanılarak ayrıklaştırılmıştır. Doğrulama çalışması sırasında, salyangoz fan çarkındaki akış farklı Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (RANS) denklemlerinin çözümü ile analiz edilmiştir. Zaman, maliyet ve yüksek doğruluk kriterleri değerlendirilerek en uygun türbülans modeli seçilmiştir. Optimizasyon için gerekli temel set analizinde, doğrulama çalışması sonucunda seçilen türbülans modeli kullanılmıştır. ANSYS DesignXplorer aracı kullanılarak, Deney Tasarımı (DoE) metodu ile hassasiyet analizi yapılarak, amaç fonksiyonunu en çok etkileyen parametreler belirlenmiştir. Çok amaçlı tasarım optimizasyonu ANSYS DesignXplorer ile gerçekleştirilmiş, verimlilik ve basınç artışı amaç fonksiyon olarak belirlenmiştir.

GİRİŞ

Salyangoz fanlar, günümüzde ısıtma, soğutma, havalandırma ve toz toplama üniteleri gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Salyangoz fan iki temel parçadan oluşmaktadır: çark ve sarmal yapı. Çark üzerinde bulunan kanatlar, çark dönüş eksenine paralel yönde gelen hava akışını radyal yöne döndürürken, çarkın dönüşü ile birlikte çarktan geçen havanın basıncının artmasına neden olur. Çarktan ayrılan basınçlandırılmış hava sarmal yapıya girer ve burada sabit bir hızda ilerleyerek çıkışa gider. Wang ve diğerleri, entropi üretiminde çark bölgesinin etkisinin en yüksek olduğunu bulmuşlardır. Bu yüzden, salyangoz fan optimizasyon çalışmaları çark alanına odaklanır. [Wang ve diğerleri, 2011].

Elektrik tüketiminin yüksek olduğu alanlarda (sanayi vb.) sıkça kullanılan turbo makinelerin enerji verimliliği, tasarıma yön vermesi gereken önemli bir unsurdur. 2002'de ABD'de yapılan bir araştırma göstermiştir ki turbo makineler sanayi elektrik tüketiminin %22-27'sini oluşturmaktadır [Elliott ve diğerleri, 2002]. Bu nedenle, verimliliği yüksek fanlar tasarlamak hem enerji tasarrufunun artırılması hem de doğaya olan etkilerin en aza indirilmesi açısından oldukça önemlidir.

Literatürde salyangoz fan tasarımı ile ilgili yapılmış birçok çalışma bulunmaktadır [Eck, 1973 ve Church, 1962]. Bu çalışmaların bir kısmında fan performansı deneysel metotlarla incelenmiştir.

Deneyler sonucunda elde edilen verilere bakılarak tasarım parametreleri belirlenmiş, bu bilgiler ışığında en iyi tasarıma ulaşılmaya çalışılmıştır. Bu yaklaşım çok fazla zamana, çabaya ve maliyete neden olduğundan, günümüzde deneysel analizler yerine sayısal analizler tercih edilmektedir [Zhu ve Qin, 2010]. Son zamanlarda turbomakine tasarımında kullanımı yaygınlaşan ve zaman açısından verimli olduğu görülen 3 boyutlu (3B) HAD ile birleştirilmiş tasarım optimizasyonu, sayısal analiz yöntemleri arasında ön plana çıkmaktadır [Heo ve diğerleri, 2015]. Literatürdeki çalışmalarda, salyangoz fan kanat optimizasyonu temel olarak iki yöne odaklanmaktadır: meridyonel profilin

geliştirilmesi ve giriş/çıkış genişliği, çıkış kanat açısı gibi kanat tasarım parametrelerin fan performansı üzerindeki etkisinin incelenmesi. Yaptığımız çalışma ikinci yöne odaklandığından, bu bölümde sadece bu yönde yapılan çalışmalara yer verilecektir.

Heo ve diğerleri (2015) tarafından yapılan çalışmada, splitter kanat lokasyonu ve kanat giriş, çıkış genişliğinin oranı tasarım değişkeni olarak seçilmiş, bu parametrelerle en yüksek verimlilik ve basınç artışı elde edilmeye çalışılmıştır. Pareto Optimal çözüm için Tepki Yüzeyi Yaklaşımı modeli ile birleştirilmiş çok amaçlı evrimsel bir algoritma kullanılmıştır. Akış alanı hesaplamalarında ANSYS Turbosystem araçları kullanılmıştır. Çalışma sonucunda, splitter bıçağı olmayan fan kanadına referansla, yaklaşık olarak verimlilikte %6,7 oranında, basınçta ise %8,7 oranında bir artış gözlemlenmiştir [Heo ve diğerleri, 2014].

Zhang ve diğerleri (2013) tarafından yapılan çalışmada verimlilik ve basınç artışı amaç fonksiyon olarak belirlenmiştir. Kanat sayısı, çıkış stagger açısı ve kanat çıkış genişliği tasarım değişkenleri olarak belirlenmiştir. Ortogonal tasarıma ve Geri Yayımlı Sinir Ağına dayalı olarak, bir santrifüj fan performans parametresini tahmin etmek için bir model oluşturulmuştur. Oluşturulan model, basınç ve verimi sırasıyla %0,97 ve %0,33 hata ile tahmin etmektedir. Salyangoz fan kanat tasarımının optimumu, genetik algoritma kullanılarak elde edilmiştir. Sonuç olarak, fan toplam basıncı ve verimliliği sırasıyla %6,91 ve %0,5 oranında artmıştır [Zhang ve diğerleri, 2013].

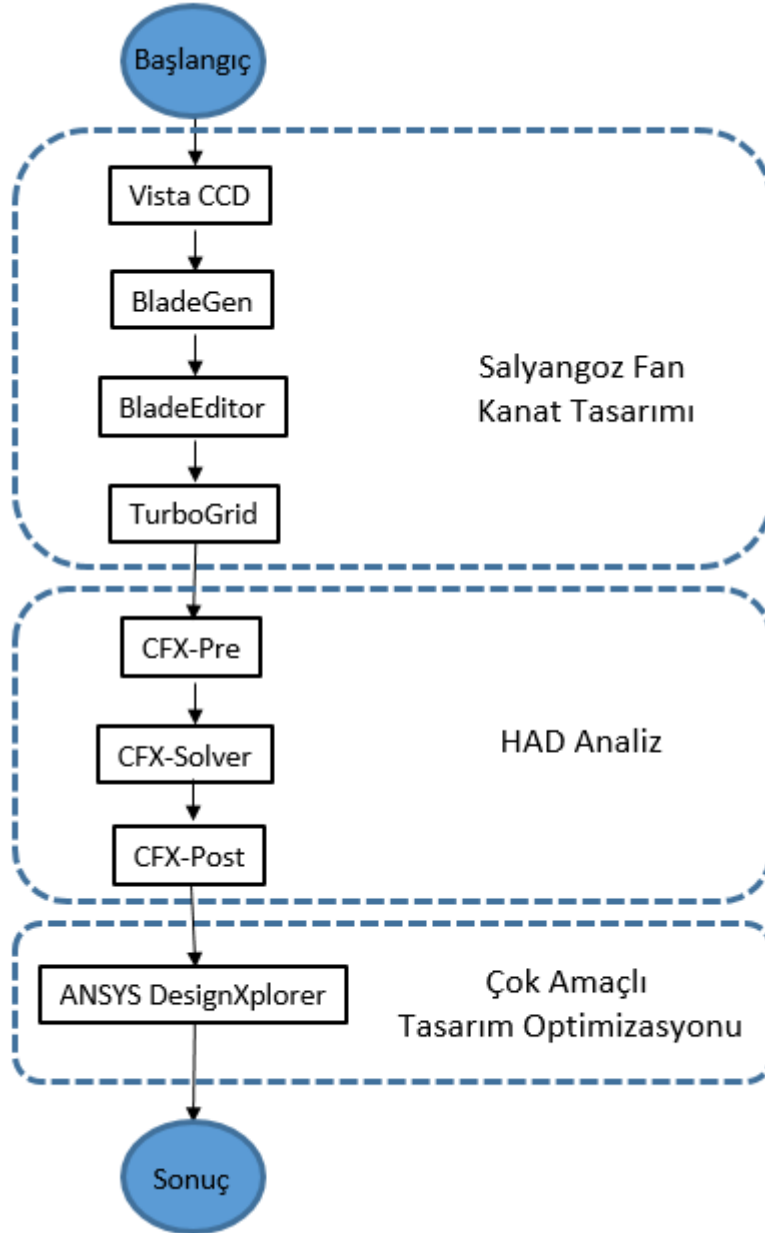
Diğer çalışmalardan farklı olarak, Zhu ve Qin (2010) tarafından yapılan çalışmada tasarım alanı birkaç alt bölgeye ayrılarak Tepki Yüzey Yönetiminin (TYY) turbo makinelerde kullanılma potansiyeli incelenmiştir. Bu çalışmada, giriş yarıçapı ve kanat çıkış yüksekliği tasarım değişkenleri olarak seçilmiştir. Öncelikli olarak, Tepki Yüzey Yöntemiyle tüm tasarım alanı için sonuç alınmıştır. Alınan TYY sonucunun test sonuçlarıyla uyuşmadığı gözlemlenmiştir. Bunun üzerine, tüm tasarım alanı 4 ayrı alana bölünmüş ve her alan için verimlilik ve basınç artışı ayrı ayrı bulunmuş ve sonuçların test sonuçlarıyla uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Sonuç olarak, Tepki Yüzey Yönteminin etkili ve uygulanabilir bir optimizasyon stratejisi olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Bu sayede, objektif fonksiyonunun karmaşıklığının ve genel optimizasyon süresinin önemli ölçüde azaltılabileceği vurgulanmıştır [Zhu ve Qin, 2010].

Özet olarak, literatürde salyangoz fan çark optimizasyonu için iki adet objektif fonksiyon bulunmaktadır; basınç artışının ve/veya verimliliğin en üst düzeye çıkarılması. Eğer çok amaçlı optimizasyon yapılmak istenirse, her ikisi de ağırlık sabiti kullanılarak amaç olarak seçilebilmektedir. Vekil model olarak genellikle evrim tabanlı algoritmalar kullanılmaktadır.

Bu çalışmada amaç helikopter transmisyon yağının soğutulması amacıyla kullanılacak olan bir salyangoz fan çarkının tasarım parametrelerinin belirlenerek performans optimizasyonunun yapılmasıdır. Yöntem tasarım, HAD analizleri ve optimizasyon bölümlerinden oluşmaktadır. Bu bölümler detaylı bir şekilde bir sonraki bölümde anlatılacaktır.

YÖNTEM

Bu çalışmada, HAD ile birleştirilmiş ticari çok amaçlı optimizasyon algoritması olan ANSYS DesignXplorer ile geriye eğimli salyangoz fan kanat tasarım optimizasyonu yapılmıştır. Toplam basınç ve verimin maksimize edilmesi amaç fonksiyonlar olarak seçilmiştir. Çalışmanın yol haritası Şekil 1 'de görülebilir. Basınç oranı, debi, dönüş hızı ve diğer geometrik kısıtlamalar kullanılarak girdi parametrelerine dayalı ön tasarım çalışması, yarı deneysel metotlara dayalı bir araç olan VistaCCD kullanılarak yapılır. Yapılan ön tasarım, BladeGen aracına aktarılarak kanat modeli oluşturulur. Bladegen içerisinde meridional görünüm, kanat açısı ve kanat kalınlık dağılımı ayarlanabilmektedir. Oluşturulan geometri, parametrelendirme için BladeEditor'e aktarılır. Literatürdeki çalışmalara dayanarak, tasarım parametreleri olarak kanat sayısı, giriş ve çıkış kanat genişliği, giriş ve çıkış kanat açısı, hassasiyet analizi çalışması için ön girdiler olarak seçilmiştir. Parametrizasyon işleminden sonra, çözüm ağının oluşturulması için TurboGrid kullanılır. CFX ile HAD analizi yapıldıktan sonra temel analiz seti ANSYS DesignXplorer optimizasyon aracına aktarılır. Öncelikle, Deneysel Tasarım uygulamasında, hassasiyet analizi gerçekleştirilerek, objektif fonksiyonları en çok etkileyen tasarım parametreleri belirlenir. Belirlenen tasarım parametreleri ile birlikte salyangoz fan çark tasarım optimizasyonu çalışması gerçekleştirilir.



Şekil 1: Salyangoz fan tasarım optimizasyonu yol haritası üç ana bölümden oluşur: salyangoz fan kanat tasarımı, HAD analizleri ve çok amaçlı tasarım optimizasyonu.

Doğrulama çalışması

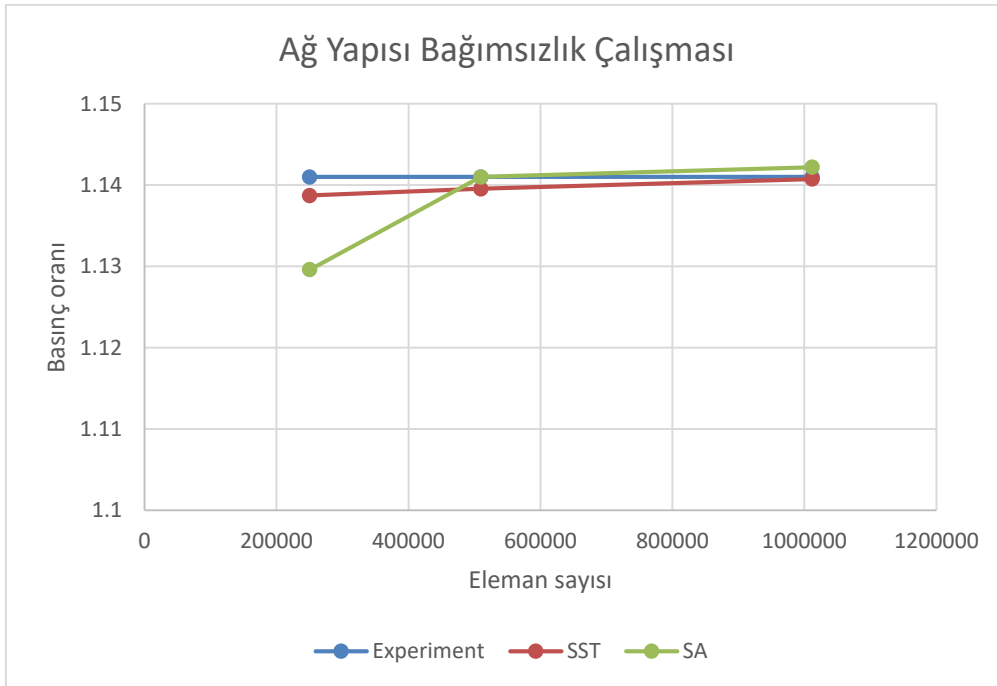
Doğrulama çalışmasında Hathaway ve diğerleri (1995) tarafından yapılan çalışmada lazer anemometre metoduyla 3B akış alanı deneysel olarak incelenen NASA Düşük Hızlı Salyangoz Kompresör (DHSK) kullanılmıştır. Makalede verilen kanat parametreleri aşağıdaki tabloda görülebilir [Hathaway ve diğerleri, 1995].

Tablo 1: NASA düşük hızlı salyangoz kompresör çark parametreleri [Hathaway ve diğerleri, 1995]

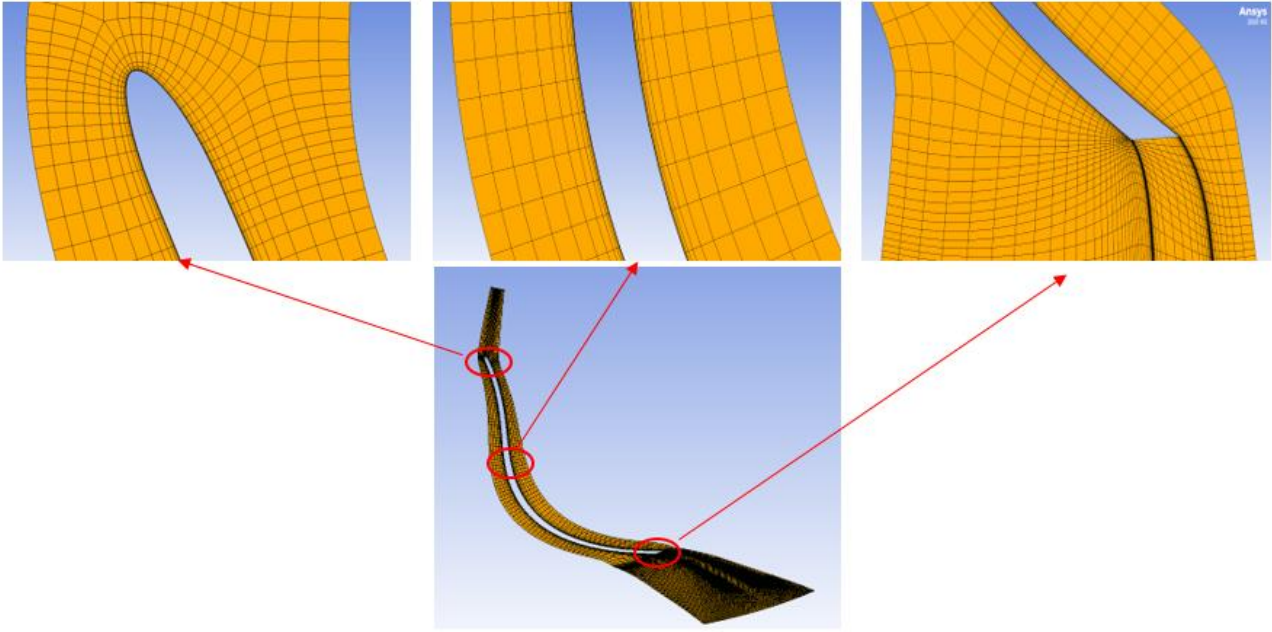
Parametre	Değer	Birim
Toplam giriş basıncı, Pt1	Ölçüm*	[Pa]
Toplam giriş sıcaklığı, Tt1	Ölçüm*	[K]
Tasarım şaft hızı, n	1862	[1/dak]
Tasarım kütle akış hızı, m	30	[kg/s]
Kanat sayıları	20	-
Kanat çıkış açısı	55	[derece]
Kanat basınç oranı	1.14	-
Kanat verimliliği	92%	-

*Kanat girişinde, *span* boyunca basınç ve sıcaklık değerleri sağlanmıştır.

İlk olarak, kompresörün 3B modeli, BladeModeler kullanılarak oluşturulmuştur. HAD analiz süresini azaltmak için 20 kanatlı çarkın yalnızca tek kanadı periyodik sınır koşulu kullanarak modellenmiştir. Model oluşturulduktan sonra, TurboGrid kullanılarak H-tipi ağ topolojisi oluşturulmuştur. Denton (2010), hücum kenarında H-tipi yerine O-tipi ağ topolojisi kullanıldığında kayıpların büyük ölçüde azaltılabileceğini belirtmiştir. Bu nedenle, hücum kenarı O-tipi ağ topolojisi kullanılarak oluşturulmuştur. Buna ek olarak, hücum kenarında oluşacak bir hata tüm sonucu etkileyeceğinden, hücum kenarında lokal ağ iyileştirmesi yapılmıştır [Denton, 2010]. Sonuçların ağ yoğunluğundan bağımsız olduğu minimum ağ yoğunluğunu belirlemek için NASA DHSK'nin tasarım noktasındaki basınç oranı değeri referans alınarak ve $k - \omega$ Shear Stress Transport (SST) ve Spalart Allmaras (SA) türbülans modelleri kullanılarak ağ yapısı bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir (Şekil 2). Yapılan ağ yapısı bağımsızlık çalışmasında, eleman sayısı arttıkça basınç oranının arttığı ve deneysel veriyle kıyaslandığında hata oranlarının azaldığı gözlemlenmektedir. 510000 ağ sayısı hem yeterli doğruluğu sağlamaktadır hem de her bir kanat çözümünde numerik hataları kabul edilebilir limitlere indirmek için gerekli 400000 ağ sayısının üzerindedir [Denton, 2010 ve Atac ve diğerleri, 2018]. Optimizasyon süresi de hesaba katıldığında, optimizasyon çalışması 510000 elemanlı çözüm ağı ile gerçekleştirilmiştir. Ağ yapısına ait görüntü Şekil 3'te verilmektedir.

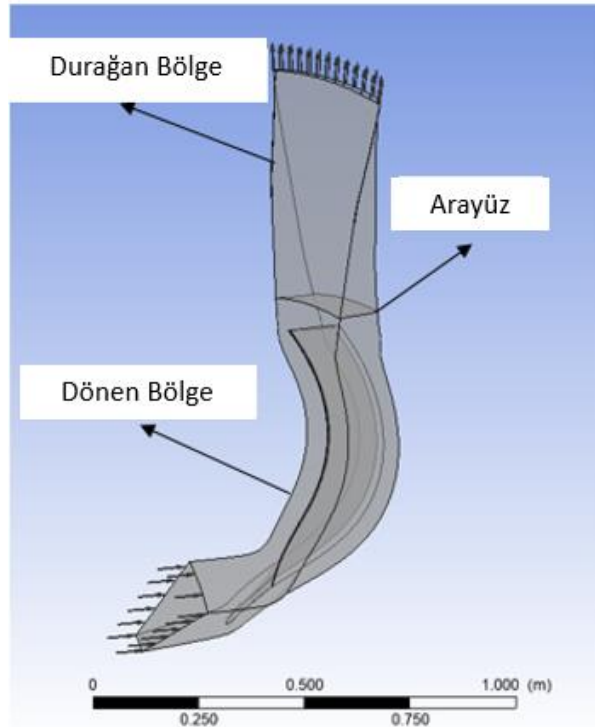


Şekil 2: NASA DHSK'nin tasarım noktasında sağladığı basınç oranı referans alınarak gerçekleştirilen ağ bağımsızlığı çalışması



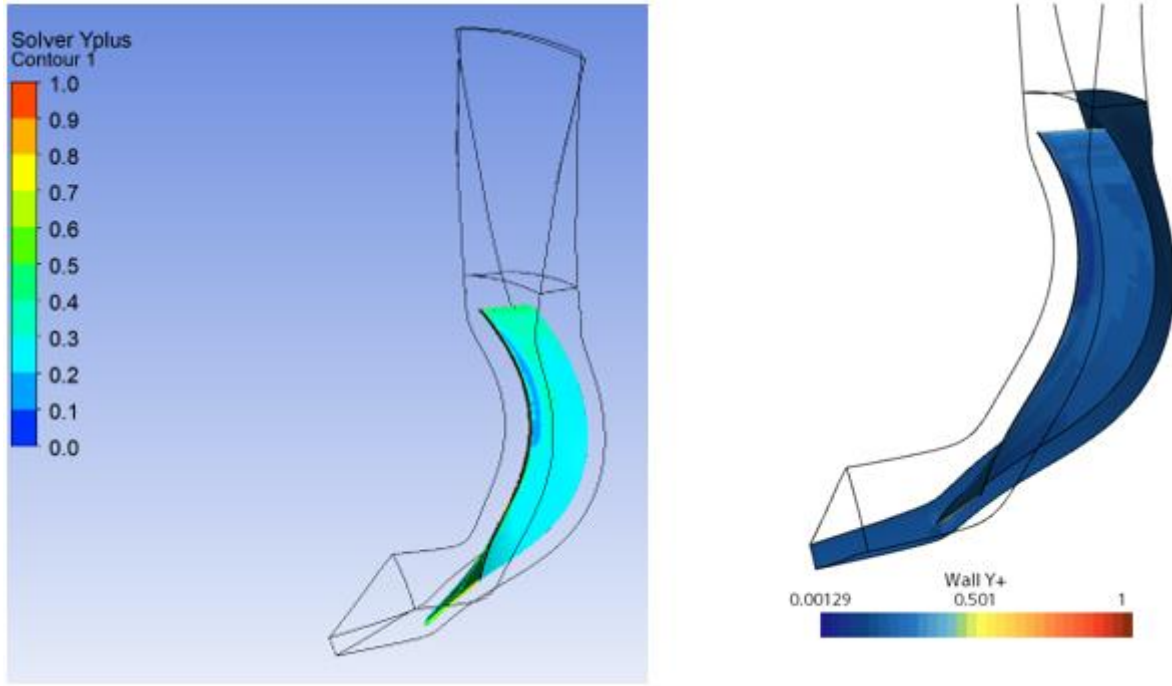
Şekil 3: TurboGrid ile oluşturulan 510000 elemanlı ağ yapısının detaylı görüntüsü

Kararlı durum koşulları altında NASA DHSK akışını modellemek için ANSYS CFX ve STAR CCM+ araçları kullanılmıştır. Akış alanı Şekil 4'te gösterildiği gibi, iki bölgeden (dönen ve durağan) ve bir arayüzden oluşmaktadır. Arayüz bölümünde “frozen rotor” uygulanmaktadır. Tasarım uç açıklığı olarak deneyde verilen 0.254 cm değeri kullanılmıştır.



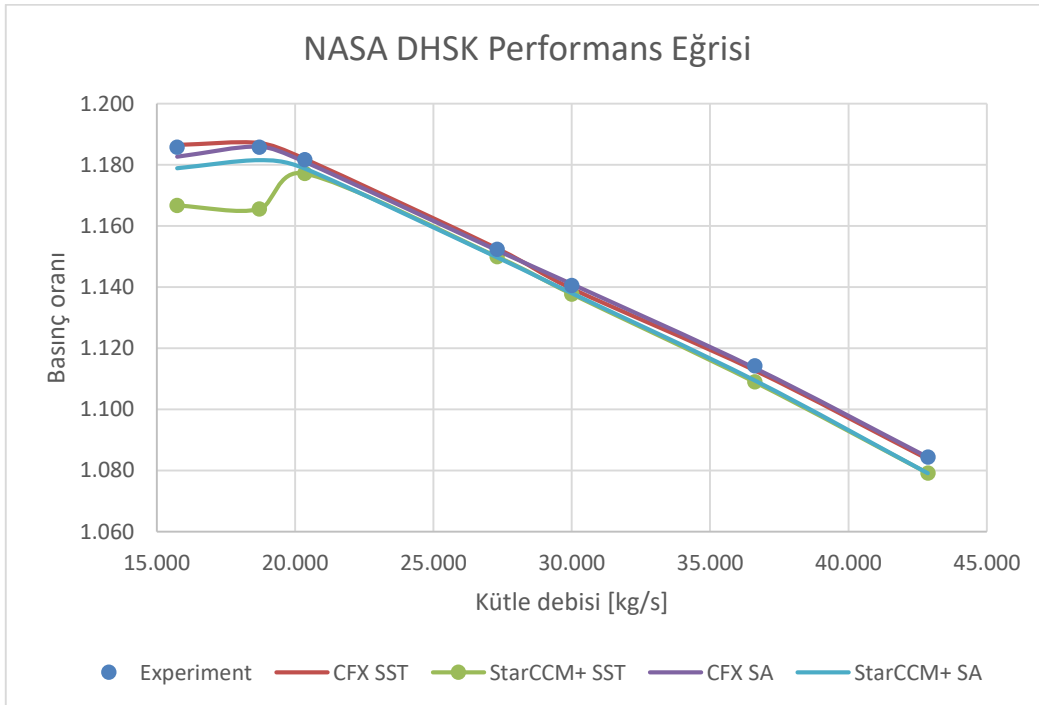
Şekil 4: Akış Alanı

Kompresör geometrisinin optimizasyonu gibi ağ topolojisinin otomatik olarak değiştiği süreçler farklı ağ topolojileriyle başa çıkabilen ve başarısız çözümleri azaltabilen sağlam türbülans modellerine ihtiyaç duymaktadır [Tucker, 2013]. Bu yüzden, türbülans modeli olarak $k-\omega$ SST ve SA kullanılmıştır ve türbülans modellerinin kriterine göre, y^+ değeri 1'den küçük olacak şekilde seçilmiştir. Her iki çözücüye ait y^+ konturları Şekil 5'te görülebilir.



Şekil 5: CFX (sol) ve StarCCM+ (sağ) ile elde edilen y^+ konturları

Yapılan numerik analizler sonucunda elde edilen performans eğrileri, deneysel verilerle karşılaştırıldı. Şekil 4'te de görüleceği üzere, CFX ile yapılan analizlerde, $k - \omega$ SST ve SA türbülans modelleri deneysel veriye oldukça yakın sonuçlar vermektedir. StarCCM+ ile yapılan analizlerde, her iki türbülans modelinde de 20 kg/s üzerindeki debilerde deneysel veriye oldukça yakın sonuçlar alınsa da düşük debilerde deneysel veriyle HAD analiz sonuçlarının uzaklaştığı gözlemlenmiştir. Bourabia ve diğerlerinin (2020) de belirttiğine göre, StarCCM+ ile yapılan ve debinin 20 kg/s altında olduğu analizlerde daha doğru sonuçlar almak için zamana bağlı simülasyonlar tercih edilmelidir.



Şekil 4: İki farklı türbülans modeli ($k - \omega$ SST ve SA), iki farklı araç (ANSYS CFX ve StarCCM+) ve 510000 elemanlı çözüm ağının kullanıldığı HAD analizleri ile elde edilen NASA DHSK performans eğrilerinin deneysel veriyle karşılaştırılması

Sonuç olarak, CFX aracı ve $k - \omega$ SST türbülans modeli ile yapılan analizlerin sonuçları deneysel verilere daha yakın olduğundan optimizasyonda CFX aracı ve $k - \omega$ SST türbülans modeli kullanılmıştır.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bir Boyutlu (1B) Salyangoz Çark Ön Tasarımı

Tüm tasarım süreci eş zamanlı deneysel veya numerik analizlere dayanan çalışmalarda ihtiyaç duyulan zaman ve maliyet fazla olduğundan bu tür çalışmalar verimsiz olarak değerlendirilmektedir. Günümüzde, halihazırda literatürde bulunan deneysel verilerle (korelasyonlarla) çark tasarımının başlangıcını oluşturan ön tasarım çalışmaları yapılmaktadır. Ön tasarım çalışmalarında kullanılacak birçok ticari yazılım bulunmaktadır [Bourabia ve diğerleri, 2020]. Yazılıma girdi olarak verilebilen tasarım parametrelerinin çokluğu nedeniyle bu çalışmanın ön tasarım bölümünde Vista CCD kullanılmıştır.

1B tasarım için VistaCCD yazılımına girdi olarak verilen parametreleri ve bu parametrelere ait değerleri Tablo 2’de, analiz sonucu elde edilen 1B ön tasarım değerleri ise Tablo 3’te görülebilir.

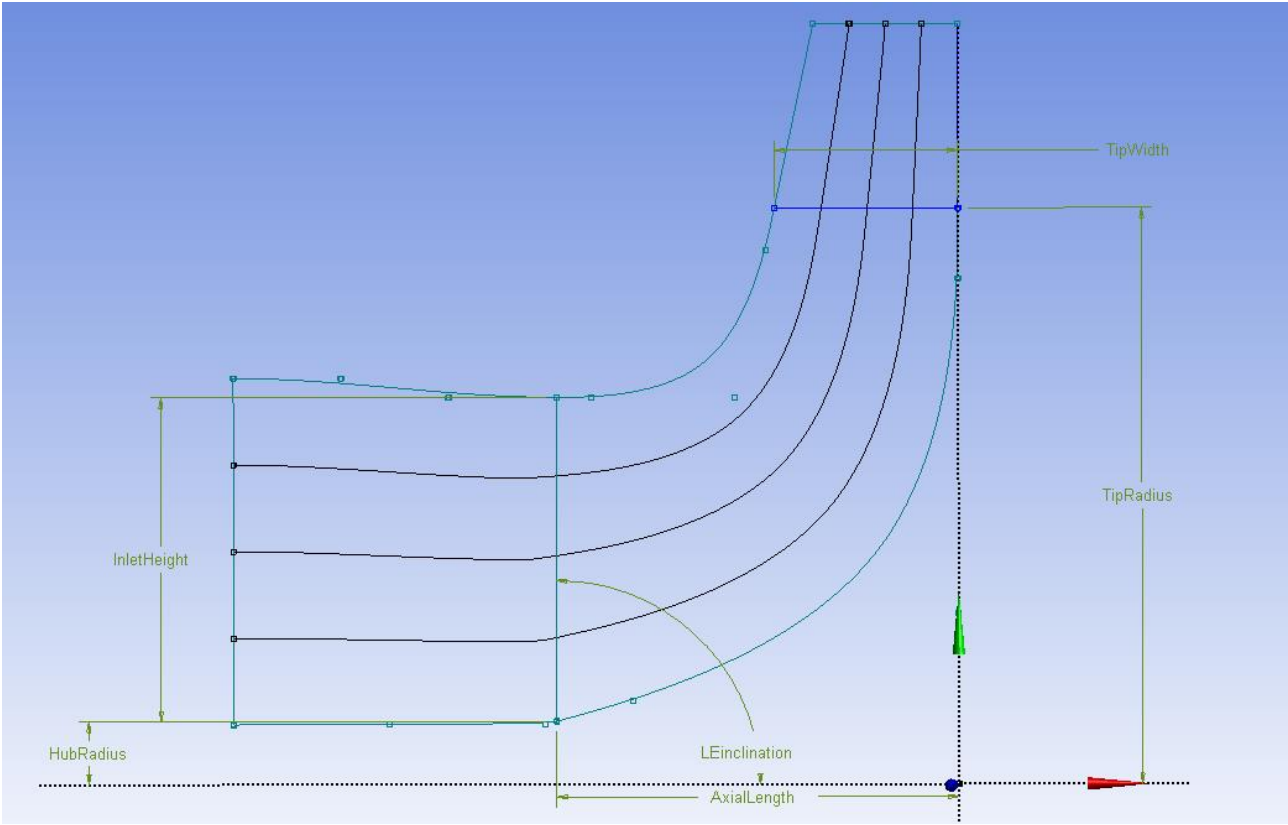
Tablo 2: 1B ön tasarım parametreleri ve bu parametrelere ait değerler

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Toplam basınç artışı	1.1	Emiş göbek çapı [mm]	30
Kütleli debi [kg/s]	1.1	Çark gövdesi giriş açısı [derece]	60
Dönüş hızı [rpm]	9000	Uç boşluğu [mm]	1
Giriş sıcaklığı [K]	328.15	Çark kanat sayısı	13
Meridyen hız gradyanı	1.15	Backsweep açısı [derece]	45
Bağıl hız oranı	0.52	Eğim açısı [derece]	30
Gaz modeli	İdeal Gaz	Çark gövdesi üzerinde hücum kenarı lokasyonu [%M]	0

Tablo 3: VistaCCD ile yapılan 1B ön tasarım sonucu elde edilen çarka ait değerler

Parametre	Değer
Çark çıkış çapı [mm]	273.6
Kanat çıkış genişliği [mm]	43.729
Hız [m/s]	129.93
Mach sayısı	0.355
Güç [kW]	12.34
Basınç Oranı	1.11
İzentropik verimlilik	0.812

Temel tasarıma ait meridyen görüntüsü ve geometrik değerler sırasıyla Şekil 5 ve Tablo 4’te görülebilir.



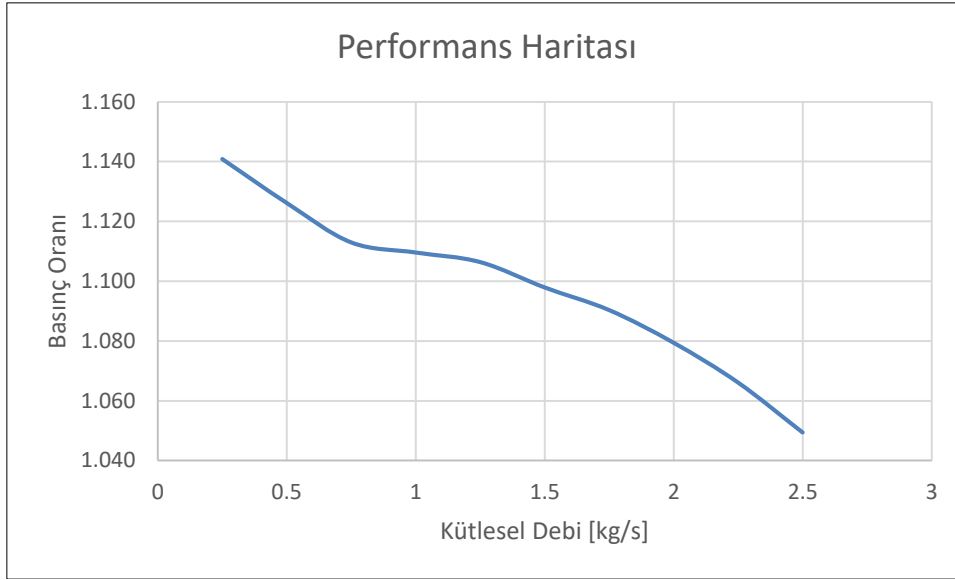
Şekil 5: Temel tasarım kanat meridyen görüntüsü

Tablo 4: Temel tasarıma ait geometrik değerler

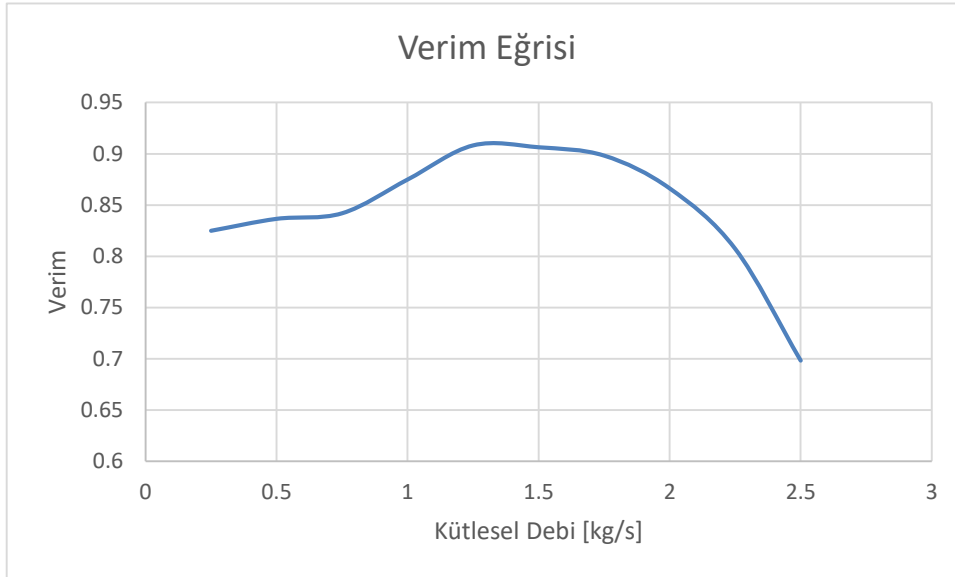
Parametre	Değer	Parametre	Değer
Göbek çapı [mm]	30	Göbek giriş açısı [derece]	16
Giriş yüksekliği [mm]	76.92	Göbek çıkış açısı [derece]	35
Eksenel uzunluk [mm]	95.76	Shroud giriş açısı [derece]	60
Uç yarıçapı [mm]	136.8	Shroud çıkış açısı [derece]	45
Uç genişliği [mm]	43.73		

Temel Tasarım HAD Analizi

1B tasarım tamamlandıktan sonra, CFX aracı kullanılarak temel tasarıma ait debiye bağlı basınç düşüş ve verimlilik grafikleri elde edildi. Temel tasarım analizlerinin ağ topolojisi ve analiz yapısı oluşturulurken, doğrulama çalışması referans olarak kabul edildi. Temel tasarıma ait performans haritası ve verim eğrisi sırasıyla Şekil 6 ve Şekil 7’de görülebilir.



Şekil 6. Temel Tasarım Performans Haritası

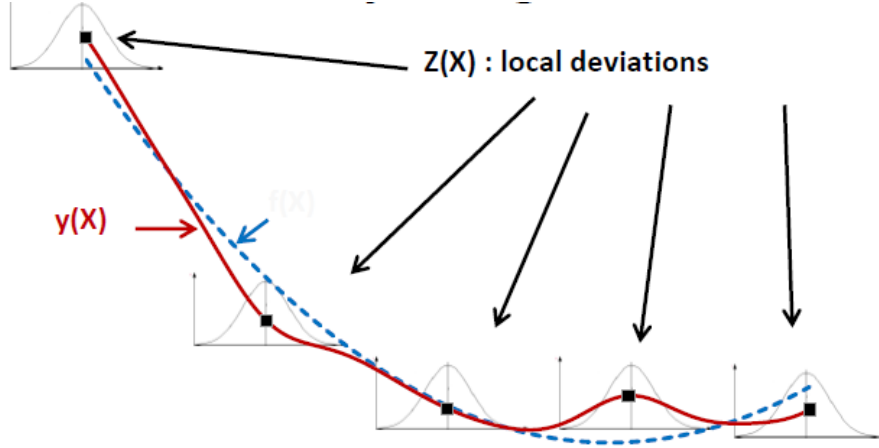


Şekil 7. Temel Tasarım Verim Eğrisi

Deney Tasarımı ve Optimizasyon

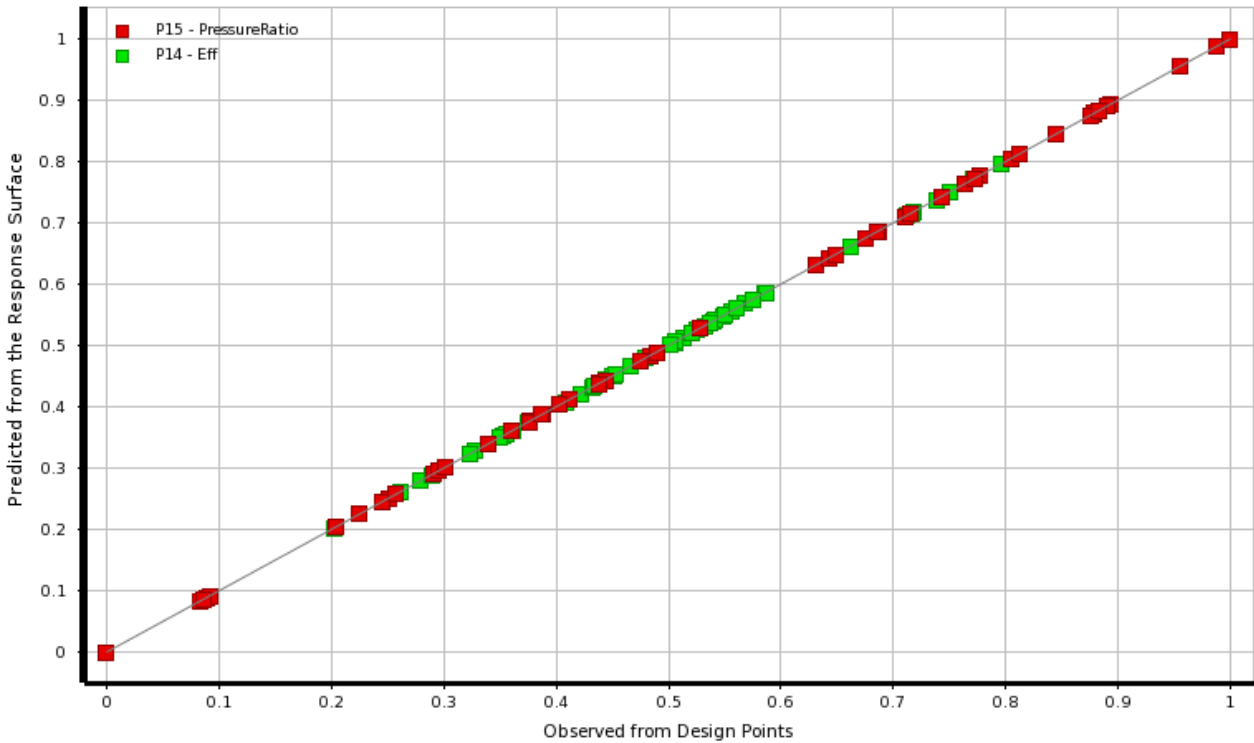
Bu çalışmada, Kriging Tepki Yüzey Yöntemiyle (TYY) birlikte Çok Amaçlı Genetik Algoritma (ÇAGA) kullanılarak optimizasyon çalışması yapılmıştır. Deney tasarımı (DT), TYT modelini geliştirmek için gerekli veri tabanlarını oluşturmak için etkili bir yöntemdir. TYT modelinin tahmin yeteneği, DT tarafından tasarım alanı içerisinde dağıtılan noktalardan etkilenir [Zhu ve diğerleri, 2010]. Wang'ın (2007) belirttiğine göre, Deney tasarımında kullanılacak örnekleme metodu, tahmin edilecek fonksiyona uygun olmalı ve meta modelin işlevini doğru bir şekilde yansıtmaları için minimum sayıda örnek üretmelidir [Li ve Zheng, 2017]. Khalfallah ve Ghenait (2015) tarafından yapılan çalışmada, birçok yazarın bilgisayar deneyleri için örnekleme boşluk doldurma yöntemi (space filling) olması gerektiği belirtilmiştir. Boşluk doldurma yöntemi olan Latin Hypercube Design (LHD) örnekleme yöntemi, iyi bir yayılmaya izin veriyor, tasarım alanını kapsıyor [Khalfallah ve Ghenait, 2015]. Ek olarak, LHD çıktının ortalamasını, varyanslarını ve dağılım fonksiyonlarını rastgele örnekleme göre daha doğru bir şekilde tahmin etmektedir [Li ve Zheng, 2017]. Bu nedenlerle, deney tasarım çalışmalarında LHD metodu kullanılmıştır. Deney tasarımında, tasarım alanı, her girdi değişkeninin $\pm 10\%$ olarak seçilmiştir.

İnterpolasyon Kriging modeliyle, tasarım alanında hem global hem lokal yaklaşımlar kullanılarak yapılmıştır. Kriging, tepki yüzeyine tüm tasarım noktalarından uyduğundan, uyum ölçümlerinin her zaman iyi olması beklenmektedir (ANSYS DesignXplorer, 2019). Kriging TYY modeli 53 adet analiz kullanılarak eğitilmiştir.



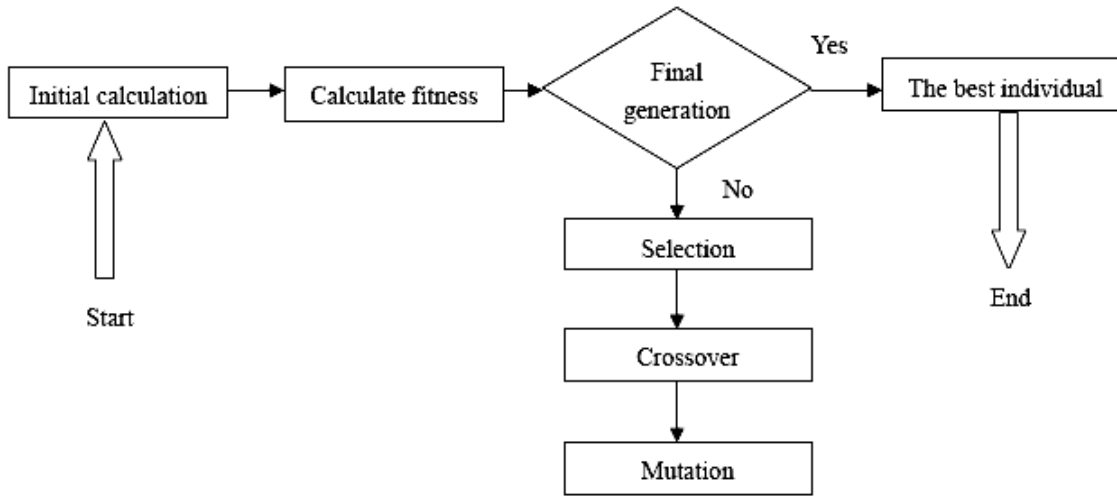
Şekil 8. Kriging metod interpolasyonu (ANSYS DesignXplorer, 2019)

Tepki yüzey yöntemi “Uyum İyiliği” eğrisi kullanılarak değerlendirilmiştir. Şekil 9’da da gösterildiği üzere iyi oturan tasarım noktaları sayesinde, tepki yüzeyinin doğru bir şekilde oluşturulduğunu söyleyebiliriz.



Şekil 9. Tepki Yüzeyinin Uyum İyiliği

ÇAGA kullanılarak optimizasyon çalışması tamamlandı. Genetik algoritmalar Darwin’in evrim teorisini taklit eder. Genetik algoritmaların akış şeması Şekil 10’da görülebilir.



Şekil 10. Genetik Algoritmalar akış şeması [Zhu ve diğerleri, 2010].

ANSYS DesignXplorer kullanılarak yapılan optimizasyon sonucunda 3 adet çark adayı bulunmuştur. Çark adaylarına ait geometrik değerler ve basınç oranı ve verim değerleri sırasıyla Tablo 5 ve Tablo 6'da verilmektedir.

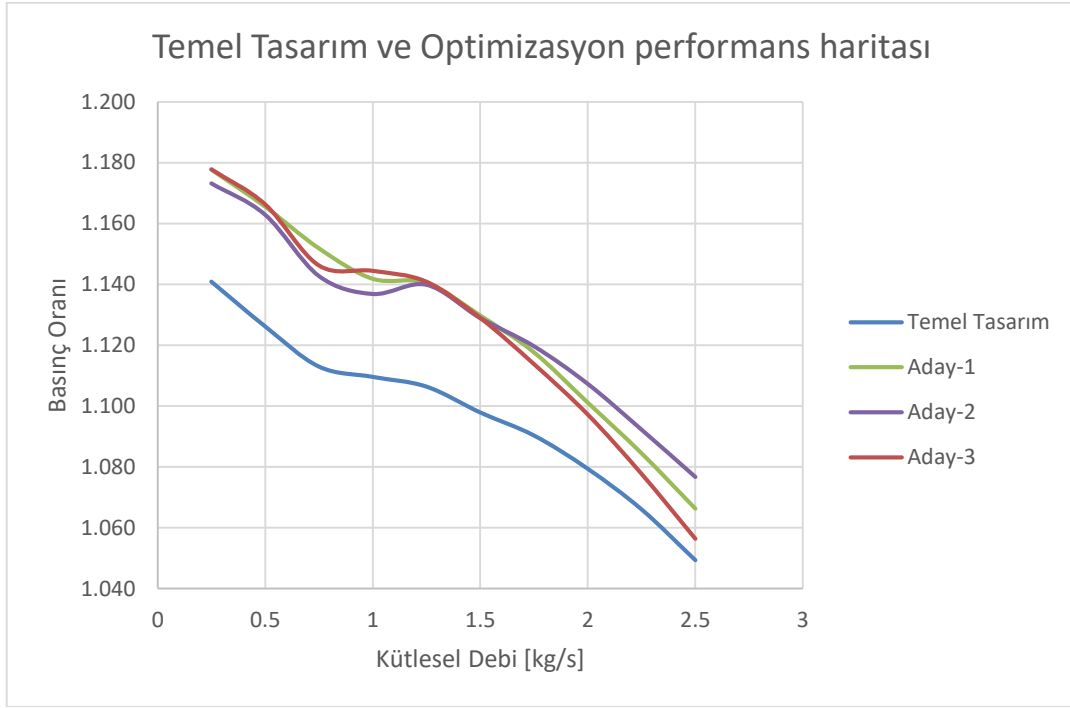
Tablo 5: Çark adaylarına ait geometrik değerler

	Eksenel uzunluk (mm)	Giriş yüksekliği (mm)	Kanat ucu yarıçapı (mm)	Çıkış yüksekliği (mm)
Aday 1	105.05	83.20	149.88	39.57
Aday 2	88.86	76.74	150.33	47.17
Aday 3	105.31	76.98	150.35	39.56
	Shroud giriş açısı (derece)	Shroud çıkış açısı (derece)	Göbek giriş açısı (derece)	Göbek çıkış açısı (derece)
Aday 1	65.94	41.63	14.36	33.18
Aday 2	54.29	41.07	14.38	37.55
Aday 3	65.93	48.35	17.30	33.28

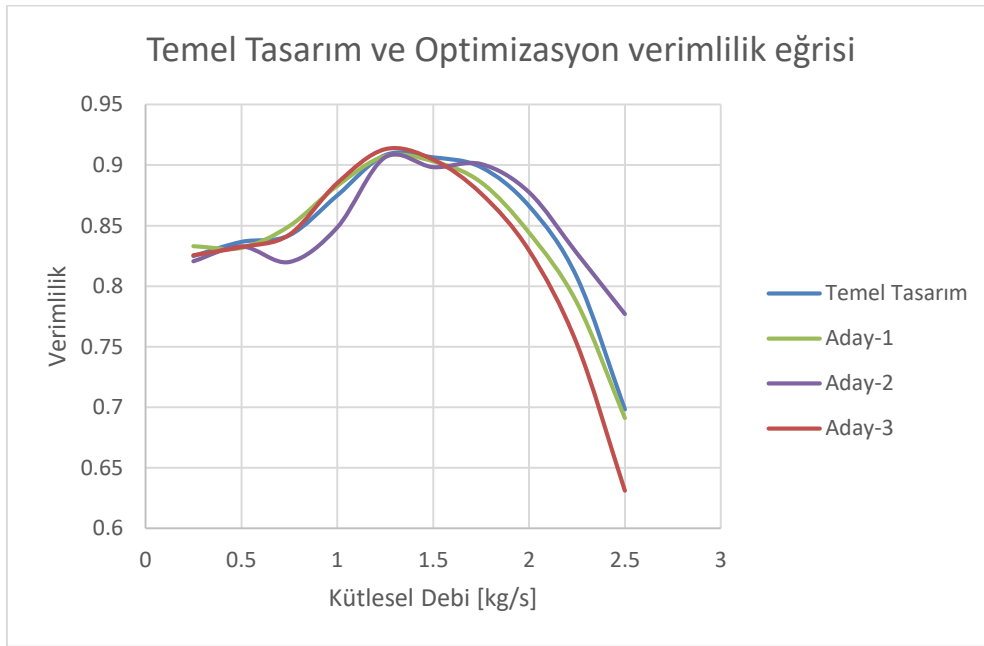
Tablo 6: Çark adaylarına ait basınç oranı ve verimlilik değerleri

	Basınç oranı	Verimlilik
Aday 1	1.164	0.939
Aday 2	1.150	0.975
Aday 3	1.154	0.955

Her bir tasarımı adayı için HAD analizleri ile debiye bağlı performans haritası ve verimlilik grafikleri incelenmiştir. Şekil 11'da basınç oranı eğrisi incelendiğinde, her bir tasarım adayı için temel tasarıma kıyasla artış eğilimi gözlemlenmiştir. Tasarım noktası basınç oranı değerinde, sırasıyla Aday 1, Aday 2 ve Aday 3 için %2.9, %2.45 ve %3.14, artış gözlemlenmiştir. Şekil 12'de görüleceği üzere Aday 1 ve Aday 3 için tasarım noktasında verimlilikte çok az artış görünse de, sırasıyla 1.25 kg/s ve 1.5 kg/s sonrasında temel tasarıma kıyasla daha düşük verimliliğe sahiptirler. Aday 2 için ise 1.75 kg/s kütleli debiye kadar olan bölgede temel tasarıma oranla düşüş gözlemlenmiştir.



Şekil 11. Temel tasarım ve tasarım adaylarına ait performans haritaları



Şekil 12. Temel tasarım ve tasarım adaylarına ait verimlilik eğrileri

SONUÇ

Bu çalışma da helikopter transmisyona yağının soğutulması için kullanılan geriye eğik kanatlı bir salyangoz fan çarkı tasarım optimizasyonu hedeflenmiştir. Doğrulama çalışmaları için NASA DHSK testi seçilerek, HAD analizleriyle test sonuçları karşılaştırılmıştır. ANSYS CFX aracı ile $k - \omega$ SST türbülans modeli kullanılarak elde edilen HAD sonuçlarında, basınç oranı ve verimlilik test verileriyle kıyaslandığında çok yakın sonuçlar elde edildiğinden, optimizasyon sürecinde CFX aracıyla ve $k - \omega$ SST türbülans modeliyle ilerlemeye karar verilmiştir.

Optimizasyon sürecinde Kriging Tepki Yüzey Yöntemi kullanılmıştır. Kriging TYY modeli 53 adet analiz kullanılarak eğitilmiştir. ÇAGA kullanılarak yapılan optimizasyon çalışmasında, 3 adet aday tasarım bulunmuştur. Her bir aday tasarıma ait basınç oranı eğrisi ve verimlilik eğrisi grafikleri

çıkartılmıştır. Basınç oranı eğrileri incelendiğinde temel tasarıma kıyasla artış eğilimi gözlemlenmiştir. Fakat verimlilik grafikleri incelendiğinde, verimlilikte artış trendi elde edilememiştir. Bu nedenle, gelecekte aşağıda belirtilen iyileştirmeler yapılabilir.

- 1B ön tasarım, salyangoz fan tasarımının temelini oluşturmaktadır. Bu yüzden de 1B tasarım öncesinde tasarım parametreleri ve bu tasarım parametrelerinin referans aralıkları belirtilmelidir. Böylelikle 1B tasarım optimizasyonu yapılarak, 1B tasarımın iyileştirilmesi sağlanabilir.
- Havanın giriş ve çıkış yüzeyleri arasındaki mesafe CFD çözümünü etkilemektedir. Bu yüzden “boyut optimizasyonu” yapılmadan önce giriş ve çıkış yüzeylerinin kanat ile arasındaki mesafe optimize edilebilir. Böylelikle giriş ve çıkış yüzeylerinde oluşabilecek tersine akış (reversed flow) etkisi en aza indirilebilir.
- Farklı bir optimizasyon aracı olan HEEDS ile SHERPA algoritması kullanılarak çözüm alınabilir.
- Bu çalışmada, salyangoz fan çarkı ayırık (isolated) bir şekilde çözülmüştür. Salyangoz volüt tasarımı yapılarak çözüm elde edilebilir.

Kaynaklar

- ANSYS, 2019, "Introduction to ANSYS DesignXplorer "Module 04: Response Surface Lecture Notes"
- Atac, O. F., Yun, J., & Noh T., 2018, "Aerodynamic Design Optimization of a Micro Radial Compressor of a Turbocharger", *Energies*, 11(7), 1827.
- Bourabia L., Khalfallah S., Cerdoun M., & Chettibi T., 2020, "An efficient methodology to generate optimal inputs for the preliminary design of centrifugal compressor impellers" *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part E: Journal of Process Mechanical Engineering*, 234(4), 353-366.
- Church A. H., 1962, "Centrifugal Pumps and Blowers", John Wiley & Sons, New York
- Denton, J., 2010, "Some Limitations of Turbomachinery CFD" In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 44021, pp. 735-745).
- Eck, B., 1973, "Fans; design and operation of centrifugal, axial-flow, and cross-flow fans (1st English ed)."
Pergamon Press.
- Elliott, R. N, and Nadel S., 2002, American Council for an Energy-Efficient Economy, "Fan and Pump Systems: Markets and Programs", Washington DC, US.
- Hathaway, M. D., Chriss, R. M., Strazisar, A. J., and Wood, J. R., 1995, "Laser anemometer measurements of the three-dimensional rotor flow field in the NASA-low speed centrifugal compressor. " NASA technical paper 3527.
- Heo, M. W., Kim, J. H., & Kim, K. Y., 2015, "Design Optimization of a Centrifugal Fan with Splitter Blades. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*", 32(2). <https://doi.org/10.1515/tjj-2014-0026>
- Khalfallah S., Ghenaïet A., 2015, "Surragate-Based Shape Optimization of Stall Margin and Efficiency of a Centrifugal Compressor" *Journal of Propulsion and Power*, 31(6), 1607-1620.
- Li Z., Zheng X., 2017, "Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics" *Progress in Aerospace Sciences*, 93, 1-23.
- P.G Tucker, 2013, "Trends in turbomachinery turbulence treatments" CFD Laboratory, Department of Engineering, University of Cambridge, England, United Kingdom
- Siemens, 2022. StarCCM+ User Guide
- Wang, S., Zhang L., Zhang Q., ve diğerleri., 2011 Numerical investigation of entropy generation and optimization on a centrifugal fan[J]. *Advanced Science Letters* 4(6-7), 2240-2245.
- Zhang, L., Wang, S., Hu, C., & Zhang, Q., 2013, "Multi-objective optimization design and experimental investigation of centrifugal fan performance. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*", 26(6), 1267–1276. <https://doi.org/10.3901/cjme.2013.06.1267>
- Zhu, C., and Qin, G., 2010, "Design Technology Of Centrifugal Fan Impeller Based On Response Surface Methodology", ASME 2010 3rd Joint US-European Fluids Engineering Summer Meeting collocated with 8th International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels