HAVA ALIĞI İÇİN PARAMETRİK OPTİMİZASYON ÇALIŞMASI

1. GİRİŞ

Jet motorları sahip oldukları yüksek verimlilik oranları ve yüksek itki üretebilme özellikleri nedeniyle havacılıkta hem sivil hem de askeri uygulamalarda oldukça yaygın olarak kullanılmaktadır. Jet motorlar atmosferden alınan havayı bir dizi işlemden geçirerek enerjisini yükseltir ve oluşan yüksek enerjili karışımı egzoz kısmından atarak gereken itkiyi üretir. Bu motorların performansını etkileyen en önemli faktörlerden birisi, atmosferden emilerek motor arayüz düzlemine iletilen havanın kalitesidir. Motor yüzeyine ulaşan havanın kalitesi, havanın motor giriş düzleminde homojen dağılıma sahip olması ve alık boyunca kaybedilen basınç ile değerlendirilebilir [1]. Hava alıklarının temel işlevi, motor giriş düzlemine uygun Mach sayısında ve kalitede olan havayı iletmektir. Bu sebeple hava alıklarının hedeflenen motor performanBayram Çelik¹, Sergen Uysal², Hasan Berk Güçlü³

sını karşılayabilecek şekilde tasarlanması gerekir. Hava alığı tasarımında, aerodinamik performans beklentileri dışında, hava aracının gereksinim duyduğu bazı genel tasarım isterleri etkili olmaktadır. Özellikle askeri hava araçlarında, hava aracının radara yakalanma alanının düşük olması veya kanat altı mühimmat yerleştirme alanına gereksinim duyulması gibi nedenlerle motor, gövde içine yerleştirilmektedir. Bu konfigürasyon seçimi, hava alığının S şekilli difüzör tipinde tasarlanması ihtiyacını doğurur. Bu tipteki hava alıklarının, motor arayüz düzleminde girdap yapılarına neden olduğu bilinmektedir [2]. Ayrıca göreceli olarak daha kalın bir sınır tabaka oluşacağı, bu sebeple toplam basınçta yaşanacak kayıp miktarının daha fazla olacağı öngörülebilir. Girdap yapıları motor arayüz düzlemindeki akışı etkileyerek, kompresör rotorlarındaki hücum açılarının lokal olarak artışına ya da azalışına sebep olur. Bu açı değişimlerinin büyüklüğüne

¹ Öğretim Üyesi, İTÜ Uzay Mühendisliği Bölümü - celikbay@itu.edu.tr

² Aerodinamik Mühendisi, TUSAŞ - sergen.uysal@tai.com.tr

³ Öğrenci, İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü - *guclu15@itu.edu.tr*

bağlı olarak "stall⁴" bölgesine girilmesi söz konusu olabilir. Ayrıca hücum açısındaki döngüsel değişiklikler rotor ve statorlar üzerindeki yükleme büyüklüğünün de döngüsel olarak değişmesine sebep olacağı için, yorulma olayının ortaya çıkmasını tetikleyecektir [2]. Kompresör rotorlarında yaşanacak yorulma olayı, motorun yıkıma uğramasına sebep olabilir [3]. Bu sebeplerle hava alığı tasarımının oldukça hassas bir şekilde yapılması gerekmektedir. Bu çalışmada; hava alığı tasarımında kullanılan bazı geometrik parametrelerin aerodinamik performans üzerindeki etkilerinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği araçları ile incelenmesi, elde edilen sonuçlar doğrultusunda jet motorlu bir eğitim uçağı için tasarlanan hava alığının geometrisinin aerodinamik performans bakımından optimize edilmesi hedeflenmiştir.

2. S-ŞEKİLLİ DİFÜZÖRLERİN KARAKTERİSTİKLERİ

Deneysel çalışmalarda tam olarak kompresör giriş yüzeyindeki akış özelliklerini ölçümlemek, teknik bakımdan olası değildir. Bu sebeple deneysel çalışmalarda yapılan ölçümler, kompresör yüzeyindeki akış özellikleri ile çok küçük farklılıklar bulunan ve kompresör yüzeyinden bir miktar daha ön kısımda yer aldığı varsayılan 'Motor Arayüz Düzlemi' (AIP – "Aerodynamic Interface Plane") üzerinden yapılmaktadır [4].

Bu çalışmada, hava alığı aerodinamik performansını değerlendirebilmek amacıyla, basınç kazanım oranı, bozunum katsayısı ve kütlesel debi özellikleri izlenmiştir. Basınç kazanım oranı, hava alığı tasarımında kullanılan en önemli performans parametresidir. Basınç kazanım oranı, motor arayüz düzlemindeki ortalama toplam basıncın serbest akımdaki ortalama toplam basınca oranı olarak tanımlanmaktadır. Bu parametre, hava alığı boyunca kaybedilen toplam basıncı ifade etmektedir. Bir başka deyişle, hava alığının verimliliği hakkında oldukça önemli bilgiler vermektedir. Bu sebeple basınç kazanım oranı çok önemli bir tasarım parametresidir. Basınç kazanım oranı eşitlik 2.1 ile gösterilmiştir.

$$PR = \frac{P_{t,AIP}}{P_t} \tag{2.1}$$

Bozunum katsayısı ("Distortion Coefficient") motor arayüz düzlemindeki toplam basıncın dağılımını açıklayan bir parametredir. Yüksek bozunum katsayıları, motor arayüz düzlemindeki akışın homojenlikten uzak olduğunu, düşük bozunum katsayıları ise homojene yakın bir karakter sergilediğini ifade etmektedir. Hava alığı tasarımında akışın homojen olarak motora iletilmesi, dolayısıyla düşük bozunum katsayılarının sağlanması hedeflenmektedir. Motor üreticileri genellikle kendi geliştirdikleri hesaplama yöntemlerini kullandıklarından, bozunum katsayısı için kabul görmüş bir hesaplama yöntemi bulunmamaktadır. Her ne kadar hesaplama yöntemleri farklı olsa da, tüm üreticiler için bozunum katsayısının minimize edilmesi ortak bir amaç olmaktadır. Bu çalışmada, eşitlik 2.2'de gösterilen Rolls Royce tarafından geliştirilmiş olan hesaplama yöntemi kullanılmıştır.

$$DC(\theta) = \frac{\overline{P_{t,AIP}} - \overline{P_{t,\theta}}}{\overline{q_{t,AIP}}}$$
(2.2)

Denklemde yer alan $\overline{P_{t,\theta}}$ terimi, motor arayüz düzlemi

üzerinde çizilen θ derecelik daire dilimleri arasında ortalama toplam basıncı en küçük olan dilimin ortalama toplam basıncını ifade etmektedir. Bu çalışmada 60°'lik daire dilimleri kullanılmıştır.

3. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YAKLAŞIMI

Hesaplamalı akış analizlerinde, akışı yöneten denklemler olan süreklilik, momentum ve enerji denklemlerinin yakınsaması takip edilmiştir. Özellikle motor arayüz düzlemindeki toplam basınç ve kütlesel debi değerlerinin hassas bir şekilde yakınsıyor olması yakından takip edilmiştir ve basınç temelli, eşlenik akış çözücü kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Eşlenik akış çözücüsü, süreklilik ve momentum denklemlerini eş zamanlı olarak çözen bir algoritmaya sahiptir [5]. Sahip olduğu bu algoritma nedeniyle analiz süresi göreceli olarak daha fazla olmaktadır [6]. Fakat bu çalışmada olduğu gibi sıkıştırılabilir akış özelliklerinde ve şok yapılarının ortaya çıktığı durumlarda eşlenik akış çözücüsünün diğer çözücülere kıyasla daha hassas sonuç verdiği bilinmektedir. Lim, Al-Kayiem ve Kurnia'nın çalışmasında iç akış durumu için çeşitli türbülans modellerinin performansları karşılaştırılmıştır [7]. Bu karşılaştırmaya göre k – ω SST türbülans modelinin diğer modellere kıyasla daha hassas sonuç verdiği gözlemlenmiştir. Bu sebeple k – ω SST modeli tercih edilmiştir.

⁴ Hücum açısının kritik değeri geçmesi sonucunda akışın yüzeyden ayrılması

4. GEÇERLİ KILMA ÇALIŞMASI

AGARD ("Advisory Group for Aerospace Research&Development") tarafından yayımlanan, M2129 hava alığı deneysel çalışmalarını içeren 270 numaralı tav-



Şekil 1. M2129 Difüzör Geometrisi



Şekil 2. Geçerli Kılma Çalışması için Ağ Yapısı

siye raporu referans alınarak bir geçerli kılma çalışması gerçekleştirilmiştir. M2129, NASA ve Birleşik Krallık Savunma Bakanlığı tarafından hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodlarının kalibrasyonu için geliştirilen S şekilli bir hava alığı modelidir. Bu model, eşitlik 4.1 ve 4.2 ile gösterilen merkez çizgi ve merkez çizgi boyunca sahip olduğu yarıçap ile tanımlanmıştır.

$$z = 0.15L \left[1 - \cos\left(\frac{\pi x}{L}\right) \right] \tag{4.1}$$

$$\left(\frac{R-R_t}{R_{AIP}-R_t}\right) = 3\left(1-\frac{x}{L}\right)^4 - 4\left(1-\frac{x}{L}\right)^3 + 1$$
 (4.2)

M2129 geometrisinde sınır tabakayı temsil edebilmek için gereken ağ yapısı özellikleri, y+ = 1 olacak şekilde hesaplanmıştır. %20 büyüme oranına sahip olacak şekilde, ilk katman kalınlığının, $\Delta s = 2,99705 \times 10^{-5}$ mm olmasının ve toplamda 30 katman oluşturulmasının sınır tabaka etkilerini incelemek için yeterli olacağı görülmüştür. Ağ vapısı bağımsızlığını incelemek amacıyla, 734.813 ve 90.823 element sayısı aralığında toplamda 10 farklı ağ yapisi olusturulmustur. Yaklasik 500.000 element sayısından sonra, sonuçlardaki değişimlerin ihmal edilebilir ölçüde azalmaya başladığı görülmüştür. Bu noktadaki element sayısı motor arayüz düzleminin çapı ile boyutsuzlaştırılmış, 1 mm'lik çap başına 3.281 adet element gerektiği görülmüştür. Elde edilen analiz sonuçları, deneysel çalışmada yer alan sonuçlar ile karşılaştırılmış ve sonuçların uygun olduğu görülmüştür.







Şekil 4. Hava Alığı Tasarımı

5. HAVA ALIĞI TASARIMI

Bu çalışmada jet motorlu bir eğitim uçağı için hava alığı geometrisinin optimize edilmesi hedeflenmiştir. Halihazırda kullanılmakta olan hava araçlarının geometrik detaylarına ulaşmak, askeri bilgi gizliliği nedeniyle mümkün olmamaktadır. Bu sebeple, sadece bu çalışmada kullanılmak üzere bir parametrik hava alığı geometrisi oluşturulmuştur. Bu geometri oluşturulurken EJ200 motoru ve KAI T-50 eğitim uçağının geometrik boyutları referans alınmıştır. Hava alığı dudak geometrisi, aerodinamik performans açısından oldukça önemlidir. Yapılan tasarımda, NACA 1 serisi boyutsuz profilleri kullanılarak dudak geometrisi oluşturulmuştur. Dudak yarıçapının, akım ayrılması üzerinde ciddi etkileri olduğu bilinmektedir [8]. Bu nedenle dudak yarıçapı ve bağıl dudak uzunluğu, geometrik parametreler olarak seçilmiştir. Yapılan literatür taramasından elde edilen bilgiler doğrultusunda, her bir geometrik parametre için 4 farklı değer belirlenerek toplamda 16 adet geometri oluşturulmuştur. Oluşturulan





her bir geometri için geçerli kılma çalışmasında elde edilen bağımsızlık için gereken toplam element sayısı çarpanı kullanılarak, yaklaşık olarak 2.500.00 element içeren uygun ağ yapıları oluşturulmuştur.

6. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZİ

Hesaplamalı akış analizlerinin gerçekleştirilmesi için kalkış, seyir uçuşu ve maksimum motor gücünde uçuş olmak üzere üç kritik uçuş koşulu belirlenmiştir. Kalkış durumunda hava aracı "stall" hızına oldukça yakın bir hıza sahiptir, bu sebeple kritik bir uçuş koşuludur. Ayrıca kalkış durumunda serbest akış hızının çok düşük olmasına karşın motorun kütlesel debi ihtiyacı oldukça fazladır. Seyir uçuşu optimizasyon açısından oldukça kritiktir çünkü hava aracı çoğunlukla bu koşullar altında görev yapacaktır. Maksimum güçte uçuş ise motorun çok yüksek kütlesel debiye ihtiyaç duyması nedeniyle oldukça kritik bir uçuş durumudur. Bu uçuş koşulları için sınır şartları, referans motor EJ200'ün performans isterleri göz önünde bulundurularak belirlenmiştir.

Üç farklı uçuş koşulu ve 16 aday geometri ile toplamda 48 adet analiz gerçekleştirilerek optimizasyon için gereken uzay oluşturulmuştur. Yapılan analizlerde performans çıktıları olarak, basınç kazanım oranı, bozunum katsayısı ve sürükleme kuvveti izlenmiştir. Elde edilen sonuçlarda, dudak yarıçapının baskın olarak etkili olduğu görülmüştür. Şekil 5'te gösterildiği üzere, dudak yarıçapının artışıyla motor arayüz düzleminde oluşan girdap yapılarının büyüdüğü gözlemlenmektedir. Ayrıca Şekil 6'de görülebileceği üzere, dudak yarıçapının artışıyla akım ayrılma noktasının önemli ölçüde yer değiştirdiği ve ayrılmanın ciddi ölçüde büyüdüğü gözlemlenmiştir.



Tablo 1. Belirlenen Optimum Geometri Özellikleri ve Hedeflenen Performans Değerleri					
Optimum Geometri	Dudak Yarıçapı (mm)	Dudak Bağıl Uzunluğu (%)	Basınç Kazanım Oranı	Bozunum Katsayısı	Sürükleme Kuvveti (N)
#1	0,8	45	0,99	0,072	53,581
#2	0,8	60	0,9897	0,068	84,219
#3	1,18899	48,1449	0,9854	0,057	195,388
#4	1,31655	60	0,9847	0,097	211,129



Geometrik parametrelerin aerodinamik performans üzerindeki etkileri tepki yüzeyi metodolojisi kullanılarak analiz edilmiş ve görselleştirilmiştir. Kalkış uçuş koşulu durumunda, bir başka deyişle 0,4 Mach uçuş koşulunda, dudak yarıçapının bozunum katsayısı üzerindeki etkisinin parabolik bir karakter gösterdiği, bu etkinin Mach artışıyla yön değiştirdiği gözlemlenmiştir.

7. OPTİMİZASYON

Elde edilen analiz sonuçları ışığında tasarımı yapılan hava alığı için bir optimizasyon çalışması yapılmıştır. Yapılan optimizasyon çalışmasında, uçuşun kritik aşamalarından olan kalkış durumu için önem derecesi, diğer uçuş koşullarına oranla arttırılmıştır. Basınç kazanım oranının maksimize, bozunum katsayısının ve sürükleme kuvvetinin minimize edilmesinin hedeflendiği çalışmada, basınç kazanım oranının optimizasyon önem derecesi de diğerlerine oranla arttırılmıştır. Yapılan analiz çalışması ile, 48 analiz yapılarak taranmış olan bölge içerisinde bulunan, dört optimal geometri ve hedeflenen performans değerleri aşağıdaki tabloda öneri sıralamasına göre gösterilmiştir.

8. SONUÇ

Bu çalışmada, bazı geometrik parametrelerin hava alığı aerodinamik performansı üzerindeki etkileri araştırılmıştır. AGARD tarafından yayınlanan 270 numaralı rapor referans alınarak M2129 hava alığı için geçerli kılma çalışması gerçekleştirilmiştir. Jet motorlu eğitim uçağı isterlerine uygun olarak tasarlanan parametrik hava alığı geometrisi kullanılarak 16 aday geometri oluşturulmuş, belirlenen 3 kritik uçuş koşulu için 48 adet akış analizi gerçekleştirilmiştir. Akış analizi sonuçlarına göre, dudak yarıçapı parametresinin akış özelliklerini baskın olarak etkilediği görülmüştür. Elde edilen bilgiler ışığında tepki yüzeyi yöntemi kullanılarak bir optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiş ve dört adet optimum geometri belirlenmiştir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmada kullanılan hesaplama kaynakları Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezi'nin (UHeM), 4007942020 numaralı desteğiyle, sağlanmıştır. Sağladığı hesaplama kaynağı için Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezi'ne teşekkürlerimizi sunuyoruz.

KAYNAKÇA

- 1. Farokhi, S. 2014. "The Turbojet Engine". In S. Farokhi (Author), Aircraft propulsion (pp. 153-154). Chichester: J. Wiley
- Farokhi, S. 2014.. "Real Diffusers and Their Stall Characteristics". In Aircraft propulsion (pp. 331-333). Chichester: J. Wiley.
- Yakui, Z. ve Shuxiang, G. 2018. "Research on the Fatigue Performance of TC6 Compressor Blade under the CCF Effect". International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 1-10. doi:10.1155/2018/7154784
- 4. Menzies, R. D. 2002. "Investigation of S-shaped intake aerodynamics using computational fluid Dynamics (Master's thesis, University of Glasgow)". Glasgow Theses Service.
- ANSYS Fluent User's Guide, Section 18.4.3, Pressure-Velocity Coupling
- Kelecy, F. 2008. "Coupling Momentum and Continuity Increases CFD Robustness". ANSYS Advantage, II(2), 49-51.
- Lim, D. C., Al-Kayiem, H. H. ve Kurnia, J. C. 2018. "Comparison of different turbulence models in pipe flow of various Reynolds numbers". AIP Conference Proceedings, 2035. doi:10.1063/1.5075553
- 8. **Re, R. J.** 1975. "An Investigation of Several NACA 1-Series Inlets at Mach Numbers From 0.4 to 1.29 for Mass-Flow Ratios Near 1.0". NASA Technical Memorandum.