

Ticari turbofan uçak motorlarının uçuş ömürlerinin optimizasyonu

Levent DEMİREL*, Süleyman TOLUN

İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Uçak Mühendisliği Programı, 34469, Ayazağa, İstanbul

Özet

Bir havayolu işletmesinde, turbofan uçak motorlarından sorumlu olan mühendisliğin birincil önceliği, motorların teknik olarak uçuşa elverişliliğini sağlayacak şekilde yönetilmesi ve bununla birlikte uçak motorlarının kullanım maliyetinin, güvenilirliğinin, emniyetinin ve operasyonel esneklik açısından motor performanslarının yeterli seviyelerde olmasının temin edilmesidir. Motorların uçak üzerinden sökülmesi ve motora gereken iyileştirme işlemlerinin yapılması gereken optimum bir zaman aralığı olduğu bilinmektedir. Optimum zaman aralığından önce gerçekleştirilen sökümlerde henüz kullanılabilir durumdaki parçaların vaktinden önce tamir edilmesi nedeniyle, kullanılacak parça ve motor ömrü ek bir maliyet olarak ortaya çıkacaktır. Optimum zaman aralığından sonra gerçekleştirilen sökümlerde, tamir edilmesi gereken parçaların sayılarının artması, tamirlerin zor ve maliyetli olması ek bir maliyet olarak ortaya çıkmaktadır. Söz konusu optimum uçuş ömrünün belirlenebilmesi amacıyla bir operatörün motorlarına ait veriler hem analitik hem de istatistiksel olarak analiz edilmiştir. Gerçek problemin özelliklerini bozmayacak yaklaşımlarla, problem matematiksel olarak modellenmiştir. Bakım maliyeti, performans, güvenilirlik ve emniyet hedefleri bir arada düşünülmesi gerektiğinden, problem çoklu amaç fonksiyonlu bir optimizasyon problemi şeklinde çözülmüştür. Söz konusu çoklu amaç fonksiyonlu problem, bir havayolu mühendisliğinin öncelikleri göz önüne alınarak dayanıklılık fonksiyonu şekline dönüştürülmüş ve optimizasyon genetik algoritma yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon sonunda elde edilen sonuçlara göre, ele alınan motor tipi için bir optimum uçuş ömrü, bir başka deyişle, optimum söküm aralığı bulunmuştur.

Anahtar Kelimeler: Uçak motor bakımı, uçuş ömrü, optimizasyon.

*Yazışmaların yapılacağı yazar: Levent DEMİREL. Idemirel@thy.com; Tel: (212) 4636363 dahili: 9588.

Bu makale, birinci yazar tarafından İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi'de tamamlanmış olan "On wing life optimization of commercial turbofan aircraft engines" adlı doktora tezinden hazırlanmıştır. Makale metni 02.07.2007 tarihinde dergiye ulaşılmış, 20.09.2007 tarihinde basım kararı alınmıştır. Makale ile ilgili tartışmalar 31.04.2009 tarihine kadar dergiye gönderilmelidir.

On wing life optimization of commercial turbofan aircraft engines

Extended abstract

The primary objective of an airline powerplant engineer responsible from turbofan aircraft engines is to technically manage the engines to be available for revenue flight, while achieving the desired goals of cost of use, reliability and safety, with adequate engine performance level for operational flexibility. For an airline, flight safety is a must. Thus, aviation authorities throughout the world strictly bound the range in which an airline could move to meet the above goals. Since, approximately 40-45% of total aircraft maintenance cost is directly arising from engine maintenance costs, meeting these objectives becomes a very important issue as far as the competitiveness of the airline business is concerned. Under these circumstances, airlines always seek to find and explore methods in order keep the powerplants running with an optimized cost versus on wing life.

The engine on wing maintenance concept is known as "on-condition maintenance". In this concept, engines are continuously monitored during their on wing operation in order to prevent failures and to meet goals on reliability and safety. In other words, engines are kept on wing as long as reliability, safety and performance levels are acceptable. All of the above conditions end up with raising the following important question: What is the time on wing of an aircraft engine that will fulfill all of these goals at the required levels? This question forms the basis of analyzes performed in this study.

It is known that there is an optimum time at which engine should have essential restoration done, in order to meet an optimized cost for removal. In other words, at times prior to the optimum one; the opportunity costs which are arising due to repairing an engine before all its useful life is consumed result in an increase in maintenance cost. At times greater than the optimum; the number of parts which need repair, the difficulty and cost of repair and the number of parts which must be scrapped increase. As a result, the maintenance cost increases.

In order to search for this optimum, available data is gathered from one airline and analyzed both analytically and statistically. The problem is mathematically modeled by making assumptions, without affecting the accuracy of the real problem. In order to

achieve a better understanding, the objectives (maintenance cost, performance, reliability and safety) are studied as sub problems. The data relating these objectives to the engine on wing time are searched and analyzed. For each of these objectives, mathematical expressions are derived. As far as the integrity of the goals of maintenance cost, performance, reliability and safety is concerned, a multi objective optimization problem is proposed. The model is converted into a fitness function form by an airline engineering perspective and multi objective problem of on wing life optimization is solved by using a Genetic Algorithm based solver. Genetic Algorithm method has been selected as being a robust and reliable technique for multi objective engineering optimization problems. Since performance deterioration characteristics end up with three different types of deterioration curves, three sub problems have been solved. This ensured the diversity in terms of actual engine performance deterioration characteristics, which is a result of operational, configurational and manufacturing diversities encountered in the real operation. Performance related diversity is believed to cover the above mentioned facts of the actual problem and enables a better forecast on the optimum on wing life of commercial turbofan aircraft engines.

All the results are gathered considering airline engineering priorities and the optimum on wing life of a CFM56-3C1 engine is calculated. A removal planned within this optimum removal interval will achieve all the priorities in terms of minimum maintenance cost, adequate performance, while not sacrificing from reliability and safety. The result of the optimization is compared with the actual removals and found to be in line with the actual removal time frame. This proves the proficiency of proposed method and the mathematical model.

Additionally, the operational factors affecting the aircraft engine on wing life is discussed in order to derive a generalized mathematical model for adaptation to other airline engine fleets and to other engine types. Thus, a generalized model is formulated in order to find the optimum time on wing for any type of commercial turbofan engine operated in any fleet.

Keywords: Aircraft engine maintenance, on wing life, optimization.

Giriş

Temel uçak motor tasarımında gerçekleşen birçok yeniliğe ve gelişmeye, üretimde ve malzeme teknolojisinde gerçekleştirilen ilerlemelerle daha yüksek güvenilirlik ve emniyet seviyelerine ulaşılmış olmasına rağmen, motor söküm planlaması açısından gereken temel şartlar değişmemiştir. Turbofan uçak motorlarının ekonomik ömrü süresince tamir/revizyon zamanları arasında en uygun söküm aralığının bulunması için gerçekleştirilen mücadele sürekli devam etmektedir.

Günümüzde uçak motorlarında uygulanan bakım felsefesi motorun uçuş emniyeti sağlandığı sürece uçak üzerinde tutulması şeklinde ifade edilebilir. Bunun sağlanabilmesi için meydana gelebilecek hasarların önceden tespit edilmesi amacıyla motorda sürekli kontroller gerçekleştirilmektedir.

Havayolu işletmelerinde uçak motorlarının yönetiminden sorumlu birimlerin, havayoluna özel işletme kısıtlarına, motorların kullanım koşullarına göre gerçekleşen performans kayıp karakterlerine, işletilen motorun güvenilirlik problemlerine, motor üzerine takılı bulunan ve yorulma ömür limitlerine sahip kritik parçaların kalan ömürlerine dikkat ederek planlama yapmaları gerekmektedir.

Motorların uçak üzerinden sökülmesi ve motora iyileştirme işlemlerinin yapılması gereken optimum bir zaman aralığı olduğu bilinmektedir. Bir başka ifade ile;

1. Optimum zaman aralığından önce gerçekleştirilen sökümlerde henüz kullanılabilir durumdaki parçaların vaktinden önce tamir edilmesi nedeniyle kullanılacak parça ve motor ömrü ek bir maliyet olarak ortaya çıkacaktır.
2. Optimum zaman aralığından sonra gerçekleştirilen sökümlerde, tamir edilmesi gereken parçaların sayılarının artması, tamirlerin zor ve maliyetli olması; ayrıca tamir edilebilir seviyelerden daha fazla hasarlandığı için zayı (scrap) edilmesi gereken parçaların sayılarının artması ek bir maliyet olarak ortaya çıkacaktır.

En uygun motor uçuş ömrünün belirlenmesinde iki noktadan özellikle kaçınmak gerekir: birincisi erken motor sökümü, ikincisi ise motorun gereğinden uzun süre uçak üzerinde tutulması.

Bu çalışmada, motorlar için en uygun uçuş ömrünün tespiti amacıyla bir havayolu işletmesinde mevcut bulunan verilerden yola çıkılarak bir model geliştirilmiştir.

Bu bölümde uçak motor endüstrisinde optimum uçuş ömrü ile ilgili yapılan araştırmalar özetlenmiştir.

General Electric firmasından Gregg ve Jaspal (1982), CF6 serisi turbofan motorların bakım maliyetlerinin optimize edilmesi için motor alt sistemleri bazında uygulanması gereken işlemler üzerinde çalışmışlardır. Çalışmalarında Air France Industries, Lufthansa ve General Electric Company'den derledikleri verileri inceleyerek motor ve motorun modülleri için bakım maliyeti açısından en etkin bakım aralıklarını ve bu bakımlarda uygulanması gereken işlemleri önermişlerdir. US Air firmasından Halsmer ve Matson (1992), CFM56-3 serisi motorların sezona bağlı söküm dağılımlarının kontrolü için motor performans kayıplarının incelenmesini önermişlerdir. Gatland ve diğerleri (1997), Delta Havayolları ile birlikte yürütülen bir projede, motor bakımında ortaya çıkan kapasite problemlerine simülasyon modeli ile çözüm aramışlardır. Lee ve Agogino (2000), General Electric firması ile yaptıkları bir çalışmada, garanti süresi içerisinde bakım maliyetinin minimize edilmesini ve aynı anda motorun garanti süresinin maksimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Motor bakım maliyetinin minimizasyonu için General Electric firmasının mühendisliği tarafından sağlanan motor performans kayıp eğrilerinin kullanıldığı bir model oluşturmuşlardır.

Mitsubishi Heavy Industries firmasından Tanaka ve diğerleri (2003), motorların uçuş ömürlerinin planlanmasının, havayollarından alınan motor performans kayıp verilerinin analitik olarak değerlendirilerek gerçekleştirilmesini önermişlerdir.

General Electric firması (2005), motor üzerindeki kritik parçaların güvenilirliklerinin Weibull

analizleri ile hesaplanarak motorların sökölme olasılığının tahmin edilmesi temeline dayanan bir metod önermiştir.

Bir yazılım firması olan KBSI (2006), Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri ile birlikte gerçekleştirdikleri projede, bir askeri uçak motor filosunun envanterinin minimize edilmesi için güvenilirlik temelli simülasyona dayalı bir yazılım geliştirmiştir. Önerilen modelde, motorun kullanıma hazır olması, performansı, bakım maliyetleri gibi sürekli rekabet halindeki amaç fonksiyonları simülasyon yöntemi ile optimize edilmektedir.

Standard Aero firması (2006), motorun geçmiş arızalarına, sökölme sebeplerine, performans değerlerine ve plansız arıza dağılımlarına göre güvenilirlik temelli ticari bir yazılım geliştirmiştir. Önerdikleri güvenilirlik modelini maliyet modeli ile beraber kullanarak motorların optimum uçuş ömürleri Monte Carlo Simülasyonu yöntemi ile hesaplanmaktadır. ABD Hava Kuvvetleri kullandıkları askeri savaş uçak motorlarında bu modeli halen test etmektedir.

Bütün bu çalışmaların dışında, uçak motorlarının teknik olarak yönetimi ve uçuş ömürlerinin optimizasyonu için çeşitli ticari yazılımlar mevcuttur.

Matematik model

Uçak motorlarının teknik olarak yönetilmesi; uçuş emniyeti gereklilikleri sağlanırken, motorların performansının, güvenilirlik seviyesinin ve bakım maliyetinin belirli seviyelerde kalması hedeflerini içeren sofistike bir problemdir.

Bir başka ifade ile uçak motorlarının en uygun uçuş ömrünün hesaplanması problemi; bakım maliyeti, motorun performans seviyesi, motorun/motor sistemlerinin güvenilirlik seviyeleri ve emniyet kısıtları arasında gerçekleşen sürekli bir mücadeleyi içermektedir.

Bu söylem, bu problemi matematiksel olarak modellemek amacıyla yapılan yaklaşımların ve bu çalışmada kullanılan metodun anafikrini oluşturmaktadır.

Problemin modellenmesi için belirlenen amaç ve kısıtlar aşağıdaki gibidir:

1. Bakım maliyeti
2. Performans
3. Güvenilirlik
4. Emniyet limitleri (Kritik dönen parçaların yorulma ömür limitleri)

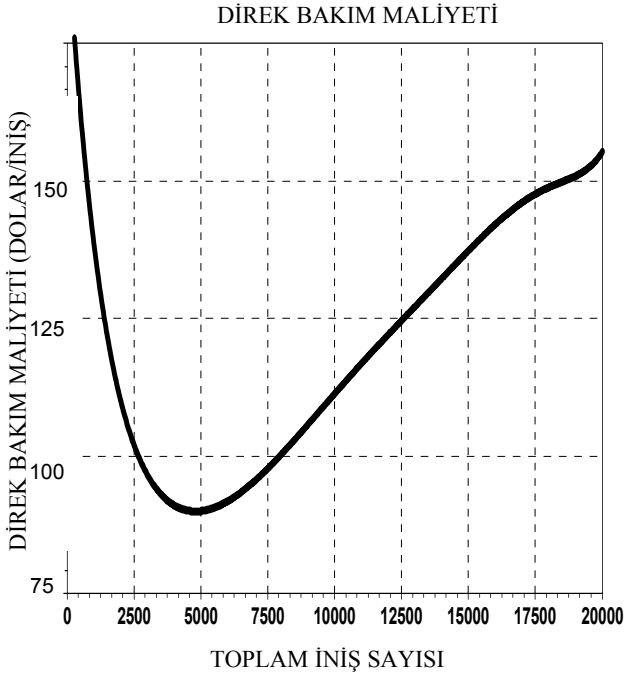
Problemin daha iyi anlaşılabilmesi için, yukarıda belirtilen amaçlar ve kısıtlar tek tek alt problemler olarak ele alınmıştır. Bu alt problemleri, uçuş ömrü ile ilişkilendirmek için veriler derlenmiş ve analiz edilmiştir.

Direk Bakım Maliyeti amaç fonksiyonu

Direk Bakım Maliyeti (DBM), motorun normal operasyonunda meydana gelen aşınma ve hasarlanmaların giderilmesi için harcanan malzeme, tamir ve işçilik bedellerinin toplamıdır. Ömürlü Parçaların maliyetleri, bu parçaların ömürleri bittikçe zaten yenilenmesi gerektiğinden, endüstride genel bir yaklaşım olarak, DBM'ne dahil edilmemiştir.

Bu çalışmada kullanılan DBM eğrisi, piyasa analizleri, havayolları ve imalatçılardan elde edilebilen maliyet verilerinin bir sentezi olarak oluşturulmuştur. DBM eğrisinden görüleceği gibi, eğer motor optimum uçuş aralığından daha önce sökölürse, veya motor gereğinden geç sökölürse direk bakım maliyeti artmaktadır. Oluşturulan matematik modelde kullanılan Direk Bakım Maliyeti ABD Doları/iniş adeti cinsinden verilmiştir. Zira, bu çalışmada verileri analiz edilen CFM56-3C1 motoru, B737 gibi kısa-orta menzilli bir uçak üzerinde takılı olduğundan, motorun uçak üzerinde aşınması gerçekleştirdiği iniş adeti ile orantılıdır. (Işıkveren, 2002).

Bu çalışmada örnek olarak ele alınan motor tipi olan CFM56-3C1 motorunun DBM değişimi Şekil 1'deki gibi modellenmiştir. Bu grafikte, x-ekseni, iniş adeti bakımından motorun toplam uçuş süresini, y-ekseni iniş adeti başına ABD Doları cinsinden Direk Bakım Maliyeti'ni ifade etmektedir.



Şekil 1. Direk bakım maliyeti eğrisi

Performans kayıp eğrileri

Her sistem ve makinede olduğu gibi, uçak motorları da kullanıma bağlı olarak meydana gelen aşınmalar ve verim kayıpları sebebiyle performans kaybeder.

Bu çalışmada ele alınan motor tipi olan CFM56-3C1 için takip edilen ve değerlendirilen ana performans parametresi Egsoz Gaz Sıcaklığı (EGS) Marjini (EGT Margin) değeridir. EGS marjini, motorun kalkıştaki maksimum kalkış EGS değeri ile o motor tipi için sertifikaya edilmiş olan limit EGS değeri arasındaki fark olarak ifade edilebilir. EGS değerinin hesaplanması için, uçak üzerinde her kalkış esnasında, belirli koşullar altında alınan ana motor parametreleri kaydedilir ve motor performans izleme programına girilir. Bu programda veriler deniz seviyesi şartlarına indirgenerek motorun sertifikaya edilmiş tasarım performans değeri ile arasındaki fark hesaplanır. Bu çalışmada uçaklardan alınan motor verileri, General Electric firması tarafından geliştirilen SAGE (System for Analysis of Gas Turbine Engines) performans izleme programı kullanılarak EGS marjin değerlerine dönüştürülmüştür.

Performans kayıp karakterinin tespiti için, 4 yıl süresince 20 adet Boeing 737-400 uçağına takılı

40 adet CFM56-3C1 motorunun SAGE programından alınan kalkış EGS Marjin verileri analiz edilmiştir.

EGS Marjin değerinde çeşitli sapmalara ve saçılmalara sebep olan etmenler araştırılmış ve veri içerisinden filtrelenmiştir. Bu sayede, motorun sadece uçuş süresine bağlı meydana gelen normal aşınma ve verim kayıplarının oluşturduğu performans kayıp karakteristiklerinin analiz edilmesi mümkün olmuştur.

Yukarıda ifade edildiği gibi filtrelenen performans kayıp değerleri, her bir motorun her bir uçak pozisyonundaki EGS Marjin kayıp şeklinin bulunması için uçuş sürelerine karşılık analiz edilmiştir.

Performans kayıp karakteristiklerinin tespiti amacıyla, her bir motora ait veri seti için 9 farklı fonksiyon tipi arasından, %95'lik doğruluk seviyesi ile en uygun eğri araştırılmıştır. Fonksiyon tiplerinden bazıları: 10. dereceye kadar polinomlar, eksponansiyel eğriler, logaritmik eğriler, Harris modeli eğrisi, MMF modeli eğrisi, sinusoidal eğriler, ısı kapasitesi modeli, hiperbolik eğrilerdir.

Elde edilen eğrinin motor performans kayıp karakteristiklerini ne kadar iyi ifade ettiğinin araştırılması için her eğrinin standart hata ve korelasyon katsayısı kullanılmıştır.

Her bir veri seti için elde edilen 9 farklı eğri arasından standart hatası ve korelasyon katsayısı en iyi olanlar seçilerek bunlar "En İyi Eğriler" olarak tanımlanmıştır. Diğer taraftan, en iyi standart sapma veya en iyi korelasyon katsayısına sahip olmamasına rağmen, bir turbofan uçak motorunun performans kayıp karakteristiğini gerçeğe yakın bir şekilde ifade eden eğriler de araştırılmıştır. Bunlar "Gerçekçi Eğriler" olarak isimlendirilmiştir. Bunun yapılmasındaki amaç, performans kayıplarını en ideal şekilde ifade edebilen eğriler araştırılırken daha geniş bir küme içerisinde arama yapılmasına olanak sağlanmasıdır.

Her bir motor için uçak üzerinden alınan performans değerleri kullanılarak elde edilen

fonksiyon tipleri ve bu fonksiyonların standart hata ve korelasyon katsayısı değerleri Tablo 1’de verilmiştir. Burada, “S” standart sapmayı, “R” korelasyon katsayısını, “Polyn” n. dereceden polinomu, “MMF” ise MMF fonksiyon tipini ifade etmektedir.

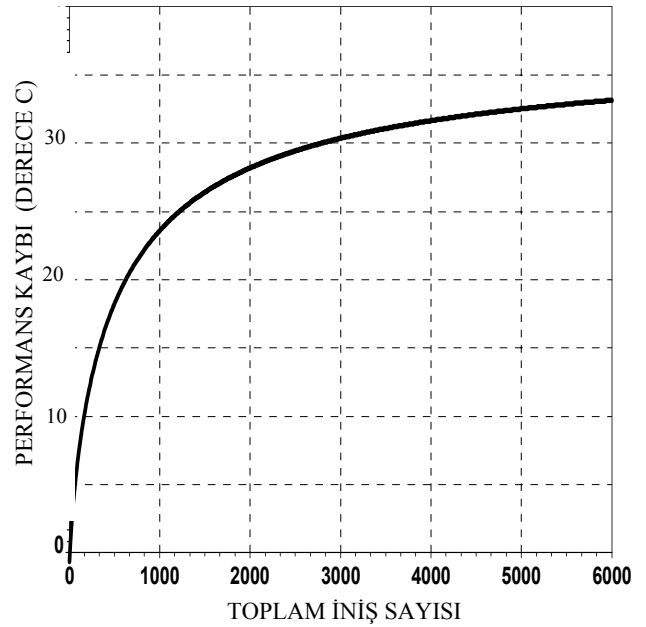
Tablo 1. Fonksiyon tipleri ve standart sapma (S) ve korelasyon katsayısı (R) değerleri

EN İYİ EĞRİLER			GERÇEKÇİ EĞRİLER		
Fonksiyon Tipi	S	R	Fonksiyon Tipi	S	R
Poly5	3.307	0.948	MMF	4.893	0.876
Eksponansiyel	10.327	0.864	Eksponansiyel	10.327	0.864
Poly4	3.604	0.801	Logaritmik	4.161	0.647
Poly6	4.893	0.697	Logaritmik	6.116	0.244
Poly3	3.643	0.655	Eksponansiyel	4.335	0.407
Poly10	3.037	0.823	Eksponansiyel	3.782	0.635
Poly9	2.859	0.977	Logaritmik	7.921	0.664
Poly6	5.391	0.672	Logaritmik	6.774	0.161
Poly9	5.408	0.856	Yok	Yok	Yok
Poly6	2.853	0.945	MMF	3.667	0.888
Poly9	3.183	0.952	MMF	4.643	0.855
Poly8	3.809	0.862	Logaritmik	5.951	0.504
Poly9	4.366	0.874	Poly2	4.785	0.816
Poly8	3.459	0.786	Logaritmik	4.288	0.266
Poly8	4.297	0.896	Logaritmik	7.396	0.435
Poly9	4.129	0.886	Yok	Yok	Yok
Poly9	5.605	0.877	MMF	6.032	0.806
Sinüzoidal	4.284	0.914	Poly5	4.426	0.917
Poly7	4.425	0.916	Yok	Yok	Yok
Poly9	4.054	0.795	Eksponansiyel	4.934	0.582
Poly6	5.767	0.883	Logaritmik	6.395	0.796
Poly8	3.078	0.963	Harris	4.466	0.905
Poly5	2.880	0.956	Logaritmik	6.304	0.707
Poly7	3.989	0.633	Yok	Yok	Yok
Poly9	4.025	0.885	Yok	Yok	Yok

Bu kadar çok performans kayıp şekli arasında hangi fonksiyon tipinin veya tiplerinin CFM56-3C1 motorunun performans kayıplarını en doğru şekilde ifade edebileceğini anlayabilmek için her motor için elde edilen eğrilerin standart sapmaları ve korelasyon katsayıları istatistiksel analize tabi tutulmuştur. İstatistiksel analiz için Minitab v.12.1 programı kullanılmıştır.

İstatistiksel analizde fonksiyonların istatistiksel ortalamaları, sapmaları, Pareto analizleri ve istatistiksel kapasite analizleri yapılarak

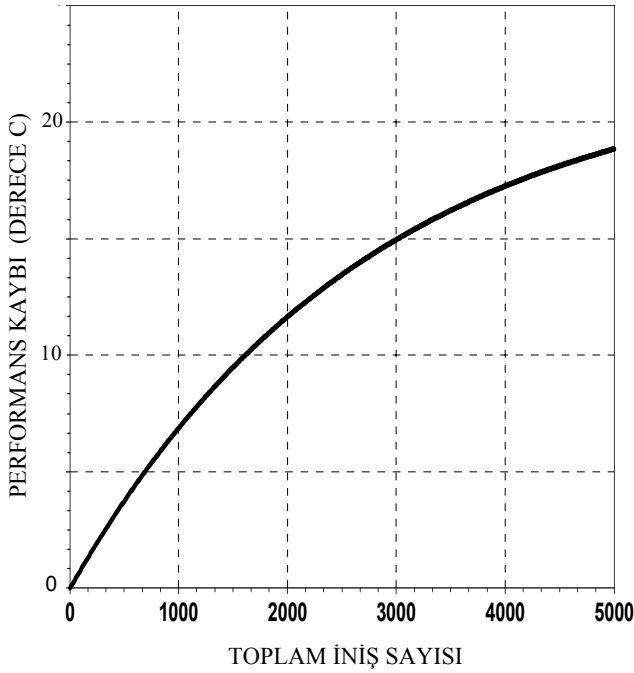
performans kayıplarını en iyi ifade edebilecek eğrilerin standart sapma ve korelasyon katsayıları tespit edilmiştir. İstatistiksel analiz neticesinde CFM56-3C1 motorunun performans kayıp karakteristiğini en gerçekçi şekilde ifade edebilmek için 3 farklı eğri kullanılması gerektiği ortaya çıkmıştır. Bu analiz sonucunda standart sapması ve korelasyon katsayıları istatistiksel ortalamalara uygun bir polinom, bir eksponansiyel ve bir de logaritmik fonksiyon tespit edilmiştir. Logaritmik performans kayıp trendi Şekil 2’de, Eksponansiyel performans kayıp trendi Şekil 3’te ve Polinom performans kayıp trendi Şekil 4’te verilmiştir.



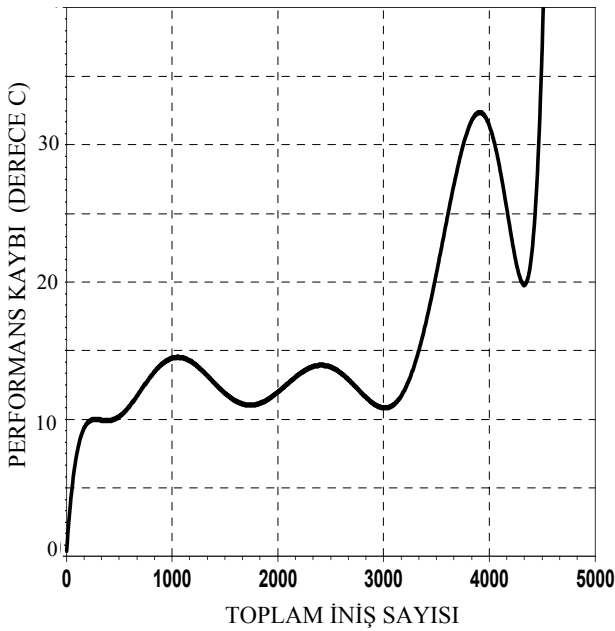
Şekil 2. Logaritmik performans kayıp trendi

Takılış EGS Marjın değeri

Motorların gerek imalattan ve gerekse atölye ziyaretlerinden sonra aerodinamik performansları birbirlerinden farklı olduğundan; motorlar uçak üzerinde takıldığında uçuşa farklı performans değeri ile yani farklı EGS Marjın değeri ile başlar. Bu sebeple hesaplanacak motora ait performans kayıp eğrilerinin başlangıç değeri modele dahil edilmiştir. Bir başka ifade ile performans kaybı bu ilk performans değerinden başlayarak kayıp trend eğrilerini takip ederek gerçekleşecektir.



Şekil 3. Eksponansiyel performans kayıp trendi



Şekil 4. Polinom performans kayıp trendi

Minimum (EGS Marjin) değeri

Her motor tipi için, uçağın her türlü yüklemeye, dış ortam sıcaklığı ve meydan şartında EGS limitlerini zorlamadan çalışması için motorun sahip olması gereken minimum bir performans (EGS Marjin) değeri vardır. Filo bazında, moto-

run tipine, operasyonun nerelere yapıldığına ve sezona (yaz-kış) bağlı olarak motorun sökülmesi için minimum bir EGS Marjin değeri belirlenmesi gerekir. Bu EGS Marjin değeri modelin içerisine dahil edilmiştir.

Güvenilirlik eğrileri

Uçak motorlarının söküm tarihçeleri ve söküm sebepleri gerek havayolu şirketlerinin mühendislik bölümlerince gerekse imalatçı firmaların mühendisliklerince veri olarak tutulmaktadır. Bu veriler kullanılarak, ilgili motor veya motor parça konfigürasyonlarının sökümüne sebep olma olasılıkları çeşitli analizlerle saptanmaktadır. Buna göre motorun güvenilirlik hususunda hassas noktaları tespit edilerek gerekli tasarım ve imalat iyileştirmeleri yapılmaktadır. Bu süreç, uçak motorunun tasarlanıp havacılık otoriteleri tarafından sertifikaya edildiği günden başlayan ve ekonomik ömrünü dolduruncaya kadar devam eden bir süreçtir.

Bu çalışmada kullanılan güvenilirlik modelinde, güvenilirlik sebepli motor sökümü iki alt probleme ayrılarak modellenmiştir. Bunlar;

1. Donanım sebepli plansız söküm verileri
2. Filo bazında problemlili donanım sebepli (kritik konular) planlı söküm verileri

Geçmiş motor söküm verilerinin bir fonksiyonu olan güvenilirlik verilerini kullanarak ileriye dönük bir süreci tahmin etmeye çalıştığımız için, güvenilirlik ile ilgili amaç fonksiyonları üstsel fonksiyon olarak modellenmiştir. İncelenen motor söküm verileri %95 doğruluk derecesi ile üstsel güvenilirlik fonksiyonunu oluşturacak şekilde ele alınmıştır.

Bu yaklaşımın bir benzeri (2005), CF6 ve CF34 serisi motorların uçuş ömürlerinin tahmini için General Electric firması tarafından önerilmiştir.

Güvenilirlik Gelişim Eğrilerinin matematiksel ifadesi aşağıda verilmektedir:

$$RG_i(x) = a_i \cdot x_j^{b_i} - 1 \leq 0 \quad (1)$$

burada,

i: UER (Unscheduled Engine Removal ; Plansız Motor Sökümü) veya CI (Critical Items ; Kritik konular)

x_j : RG_{CI} (Kritik konular) için motor toplam iniş sayısı, RG_{UER} (Plansız Motor Sökümü) için filo bazında toplam iniş adeti cinsinden verilmiştir.

Güvenilirlik, bir uçak motor tipinde veya bir uçak motor filosu için uçak motorunun operasyonu boyunca devam eden ve sürekli yaşayan bir süreçtir. Bu nedenle pratik uygulamada bu eğrilerin katsayılarının her yeni tecrübe ile değiştirilmesi ve imalatçıdan alınan söküm bilgileri ile yenilenmesi gerekmektedir.

Yorulma ömür limitli parçalar

Uçak motorları için en önemli emniyet limiti, motor üzerinde takılı bulunan dönen kritik parçaların yorulma ömür limitleridir. Bu limitler havacılık otoritelerinin onayına tabidir. Uçak motorlarının emniyeti açısından, motor üzerinde takılı olan bu yorulma limitli parçalardan herhangi birinin ömrü dolduğunda, motor uçaktan sökülmeli ve ömrü dolan parça değiştirilmelidir. Bu parçalardan herhangi birinin, yorulma çatlağı neticesinde hasarlanması motorun hatta uçağın kaybına sebep olabilir.

Bu parçaların yorulma ömürlerinin belirlenmesinde, hesaplamalar hem atalet hem de ısı yükleri dikkate alınarak yapılır. Yapılan yorulma hesapları çalıştırma testleri ile tecrübe edildikten sonra havacılık otoritelerinin onayına sunulur. Motorun yorulma ömürleri, motorun çalıştığı en ağır şart olan kalkış güç rejimine göre belirlenir. Keza, pratik olarak uçak üzerindeki her motor için motor ömürlü parça limiti uçağın yaptığı toplam iniş sayısı ile takip edilir.

Bu parçalar ve ömür limit değerleri uçak motor tipine göre değişmekle beraber uçak motorlarında yaklaşık 15–20 arasında ömür limitli parça takılıdır. Bu parçalardan bazıları; şaftlar, türbin veya kompresör palalarının takıldığı diskler, vs. sayılabilir.

Ömürlü parçaların motorun hedeflenen uçuş ömrüne uygun olarak seçilmesi ömürlü parça limitinin dolması nedeniyle meydana gelecek sökümlerin minimize edilmesi açısından önemlidir.

Neticede, ele aldığımız problem için kısıtlayıcı değer, motor üzerinde takılı olan bu parçalardan kalan ömrü en düşük olan parçanın limitidir.

Uçuş ömrü optimizasyonu problemi için matematik model

Bir turbofan uçak motorunun uçuş ömrünün optimize edilmesi için oluşturulan matematik model aşağıda özetlenmiştir.

Direk Bakım Maliyetinin Minimize edilmesi:

$$DMC(x) = 195.322 - 0.077x + 2.56 \cdot 10^{-5}x^2 - 5.12 \cdot 10^{-9}x^3 + 6.7967 \cdot 10^{-13}x^4 - 5.7673 \cdot 10^{-17}x^5 + 2.9667 \cdot 10^{-21}x^6 - 8.372 \cdot 10^{-26}x^7 + 9.909 \cdot 10^{-31}x^8 \quad (2)$$

Performans değerinin Performans Kayıp Eğrileri ile Minimize edilmesi:

$$EGTMLF(x) = (EGTMinit - EGTM(x)) - EGTMlimit \quad (3)$$

burada, $EGTMinit$ motorun takılış EGS Marjin değeri, $EGTMlimit$ ise motorun sökülmesi için belirlenen EGS Marjin değerini ifade etmektedir. $EGTM(x)$ ise aşağıdaki performans eğrilerinden biridir.

$$EGTMLCLog(x) = -10.72 + 2.934 \ln(x) \quad (4)$$

veya

$$EGTMLCExp(x) = 16.01 (1 - e^{-(0.00053262137x)}) \quad (5)$$

veya

$$EGTMLCPoly8(x) = -0.783 + 0.0152x - 9.25 \cdot 10^{-7}x^2 - 2.036 \cdot 10^{-8}x^3 + 2.159 \cdot 10^{-11}x^4 - 1.026 \cdot 10^{-14}x^5 + 2.557 \cdot 10^{-18}x^6 - 3.23 \cdot 10^{-22}x^7 - 1.6264 \cdot 10^{-26}x^8 \quad (6)$$

Güvenilirlik Gelişim Eğrisine göre Uçuş Süresinin Maksimize edilmesi:

- Plansız Motor Sökümü Güvenilirlik Gelişim Eğrisi:

$$RG_{UER}(x) = 3 \cdot 10^{-5} x^{1.1119} \leq 1 \quad (7)$$

- Kritik konular sebepli sökümler için Güvenilirlik Gelişim Eğrisi:

$$RG_{CI}(x) = 3.9 \cdot 10^{-4} x^{0.8949} \leq 1 \quad (8)$$

Motorun toplam uçuş süresinin minimum ömürlü parça limit değerinden düşük olması:

$$x < \text{Motorda takılı olan minimum ömürlü parça limiti} \quad (9)$$

Burada, x toplam iniş adeti cinsinden uçuş ömrünü, $DMC(x)$ Direk Bakım Maliyeti eğrisini, $EGTMLF(x)$ Performans Kayıp Eğrisini, $RG_{UER}(x)$ Plansız Motor Sökümü Güvenilirlik Gelişim Eğrisini ve $RG_{CI}(x)$ Kritik konular sebepli sökümler için Güvenilirlik Gelişim Eğrisini ifade etmektedir.

Yukarıda özetlenen problem modelinden de görüleceği üzere, optimizasyon problemi bakım maliyeti, motor performans kaybı ve güvenilirlik amaç fonksiyonlarının rekabetinde gerçekleşecek bir çözüm kümesidir.

Bu sebeple, yorulma ömür limitinin bu optimizasyon hesabını kısıtlamaması için örnek problem çözümünde ele alınan motorun üzerinde takılı Ömürlü Parça minimum limiti 10000 iniş olarak belirlenmiştir. Aksi halde, motorun performansından, bakımda çıkacak maliyetten ve güvenilirlik problemlerinden bağımsız olarak motorun toplam iniş sayısı ömür limiti değerine ulaştığında, motorun sökümü kaçınılmaz olacak, aranılan optimum uçuş ömür aralığına belki ulaşamayacaktır.

İyi bir motor teknik yönetimi için uygulanması gereken yaklaşım, motor üzerine takılacak olan minimum ömürlü parça limitinin bu çalışmada oluşturulan modele göre hesaplanan optimum uçuş süresi göz önüne alınarak belirlenmesi ve atölye ziyaretleri sırasında motora buna göre ömürlü parça takılmasıdır.

Performans kayıp eğrileri üzerinde yapılan çalışma neticesinde üç farklı performans kayıp şekli ortaya çıktığından dolayı problem her bir performans eğrisi için ayrı ayrı çözümlenerek optimum uçuş süresi hesaplanmıştır.

Uygulama sonuçları

Dayanıklılık Fonksiyonunun oluşturulması

Derlenen motor verileri ile yapılan analizler neticesinde motor ömrünü etkileyen amaç fonksiyonlarının hepsinde uçuş ömrünün temel parametresi iniş sayısı cinsinden ortaya çıktığından Coello ve Christiansen (2000)'in çalışmasında belirtilen şekilde amaç fonksiyonları Ağırlık Metodu ile tek bir dayanıklılık fonksiyonu haline getirilmiştir.

Uçuş ömrü optimizasyonu problemi, bir havayolunun öncelikleri dikkate alınarak maliyet, performans ve güvenilirlik ölçütleri için çeşitli ağırlık kombinasyonları altında Genetik Algoritma yöntemi ile çözülmüştür.

Ancak yapılan analizler neticesinde üç farklı tipte performans kayıp şekli olabileceğinden, örnek hesaplamada her üç performans kayıp eğrisi için 3 farklı problem çözülmüştür. (2)-(9) şeklinde modellenen çoklu amaç fonksiyonlu optimizasyon problemi için dayanıklılık fonksiyonu DF :

$$DF(x, d, r, g, EGTMinit, EGTMLimit) = d.[DMC(x)] + r.[EGTMinit - EGTMLF(x)] - EGTMLimit + g.[RG_{UER}(x)] + g.[RG_{CI}(x)] \quad (10)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Burada, d , r , g amaç fonksiyonu ağırlık katsayılarını, x toplam iniş adeti cinsinden uçuş ömrünü, $DMC(x)$ Direk Bakım Maliyeti eğrisini, $EGTMLF(x)$ Performans Kayıp Eğrisini, $EGTMinit$ motorun takılış EGS Marjın değerini, $EGTMLimit$ ise motorun sökülmesi için belirlenen EGS Marjın değerini, $RG_{UER}(x)$ Plansız Motor Sökümü Güvenilirlik Gelişim Eğrisini, $RG_{CI}(x)$ Kritik konular sebepli sökümler için Güvenilirlik Gelişim Eğrisini ifade etmektedir.

Optimum uçuş ömrü hesabı için yapılan kabuller

Yukarıda detayı açıklanan metot ve matematik model kullanılmak suretiyle gerçekleştirilen örnek optimum uçuş ömrü optimizasyonu hesaplamalarında, yapılan varsayımlar ve kabuller aşağıda açıklanmıştır:

1. Örnek hesaplamalar 22000 lb güçte kullanılan CFM56-3C1 motoru için yapılmıştır. Motorun uçağa takılış EGS Marjın değeri 50 Derece

Santigrad, motorun uçaktan sökülmesi için minimum EGS Marjin limiti 0 Derece Santigrad olarak belirlenmiştir.

2. Hesaplama uçuş sektör uzunluğu, analiz edilen CFM56-3C1 filonun ortalaması olan "2.0" olarak alınmıştır.
3. Performans verilerinin alındığı süre içerisinde filonun tam gücün ortalama %10'u daha düşük güç ile kalkış yaptığı kabul edilmiştir.
4. Motor üzerine takılı minimum ömürlü parça limiti 10000 iniş olarak belirlenmiştir.
5. Optimizasyon, bir havayolu şirketinin önceliklerine göre farklı ağırlık katsayısı kombinasyonları denenmek suretiyle gerçekleştirilmiştir.
6. Uçuş ömrü optimizasyonu her üç performans kaybı durumu için ayrı ayrı yapılmıştır.
7. Genetik Algoritma için seçilen genetik parametreler aşağıdaki gibidir: Popülasyon büyüklüğü: 100, Elit çocuk sayısı: 20, Çaprazlama metodu: Dağınık, Çaprazlama oranı 0.8'dir. Mutasyon metodu olarak Gauss metodu seçilmiştir. Ayrıca nesiller arasında her 10 nesilde bir 0.2 oranında göç operatörü ile birey değişimi gerçekleştirilmiştir. Algoritmanın durdurulması için nesil limiti 1000 olarak belirlenmiştir. Ayrıca eğer 50 nesil veya 20 saniye süresince dayanıklılık değerinde bir iyileşme olmazsa algoritma durmaktadır.
8. Genetik Algoritma Matlab 7.0 yazılımı kullanılarak uygulanmıştır.

Her üç performans kayıp eğrisi için yukarıdaki kabul ve varsayımlar altında oluşturulan matematik model kullanılarak yapılan hesaplamalar neticesinde, bu koşullar altında çalışan bir CFM56-3C1 motoru için optimum uçuş ömrünün 4350-4750 iniş arasında olması gerektiği sonucu bulunmuştur. Bir başka ifade ile motorlar uçağa takılıştan itibaren 4350-4750 iniş arasında planlanarak sökülmelidir.

Motor imalatçısı CFMI firmasının verilerine göre, dünya filolarında aynı şartlar altında çalışan CFM56-3C1 motorunun ortalama uçuş süresinin 4000-6000 iniş olarak gerçekleştiği görülmektedir. Oluşturulan modele göre bulunan sonuçlar bu aralık içerisinde ve söküm planlamasına daha uygun olacak şekilde rafine edilmiştir.

Bu sonuç, kullanılan metodun ve oluşturulan matematik modelin operasyonda uçak motorunun uçuş ömrünü etkileyen hususları yeterli doğrulukla modellediğini göstermektedir.

Kullanım koşullarının motor uçuş ömrüne etkileri ve uçak motorları için geliştirilmiş optimum uçuş ömrü matematik modeli

Başka bir havayolu veya başka tip bir uçak motorunun optimum uçuş ömrünün hesaplanabilmesi için genel bir matematiksel model oluşturulması amacıyla, kullanım koşullarından kaynaklanan parametreler de analiz edilmiştir. Detaylar aşağıda açıklanmaktadır.

Uçuş sektör uzunluğu (Flight leg)

Uçuş sektör uzunluğu (flight leg) toplam uçuş saatinin toplam iniş sayısına oranı olarak tanımlanmaktadır. Eğer uçuş sektör uzunluğu artarsa yani ortalama bir uçuşta daha uzun süre havada kalırsa, motor daha uzun süre seyahat irtifasında çalıştığından motorun uçuş ömrü uzayacaktır. Tersine motor daha kısa uçuş sektör uzunluğunda uçurulursa, uçuş ömrü kısalmaktadır. Bugün itibarıyla uçuş sektör uzunluğunun direk bakım maliyetine etkisi matematik modele dahil edilmiştir. Ancak, uçuş sektör uzunluğunun diğer amaç fonksiyonları olan güvenilirlik ve performans kayıpları üzerindeki etkisinin de verilerle modellenmesi gerekmektedir.

Düşük güçle kalkış (Reduced thrust take-off)

Genelde uçuş operasyonunda motorların çabuk aşınmalarını önlemek ve bakım maliyetlerini düşürmek için, uçak yükleme ve meydan koşullarının müsaade ettiği ölçüde, maksimum güç yerine kalkış için gereken gücün kullanılması günümüzde bütün havayolları tarafından benimsenen bir operasyonel prosedürdür. Bir filoda motorların maksimum güçten yüzde oranla ne kadar daha düşük güçte kullanıldığı motor performans izleme programı tarafından (SAGE) her uçuş için hesaplanır. Bu değerlerin ortalaması hesaplamalarda incelenen CFM56-3C1 filosu için yaklaşık %10'dur. Eğer bu orandan daha yüksek oranda bir kullanım gerçekleşiyorsa, motor daha düşük devirlerde döndüğünden ve

daha düşük sıcaklıklarda çalıştığından motorun uçuş ömrü daha uzun olacaktır. Ters durumda yani maksimum güce yakın kullanılan motorlarda, artan atalet ve ısı yüklerinden dolayı uçuş ömrü daha kısa olacaktır.

Bugün itibariyle bu parametrenin direk bakım maliyetini nasıl etkilediği ile ilgili veriler olmasına rağmen, diğer amaç fonksiyonları olan güvenilirlik ve performans kayıpları üzerindeki etkisinin de verilerle modellenmesi gerekmektedir.

Uçak motorları için geliştirilmiş optimum uçuş ömrü matematik modeli

Uçuş sektör uzunluğunun ve düşük güç ile kalkış ortalamasının direk bakım maliyetine olan etkisi matematik modele dahil edilmiştir. Bu sebeple, uçuş sektör uzunluğu 2'den farklı, düşük güç ile kalkış ortalaması %10'dan farklı olan bir filodaki CFM56-3C1 motorlarının optimum uçuş ömrünün hesaplanması için o havayoluna ait performans kayıp eğrileri kullanılmalıdır.

Netice itibariyle, başka bir CFM56-3C1 operatörü için geliştirilmiş dayanıklılık fonksiyonu (GDF) modeli aşağıdaki gibi oluşturulmuştur:

$$GDF(x, d, r, g, EGTMinit, EGTMlimit) = d \cdot GDMC(x) + r \cdot [EGTMinit - GEGTMLF(x) - EGTMlimit] + g \cdot [GRG_{UER}(x)] + g \cdot [GRG_{CI}(x)] \quad (11)$$

burada, d , r , g amaç fonksiyonu ağırlık katsayılarını, x toplam iniş adeti cinsinden uçuş ömrünü, $GDMC(x)$ operasyon şartları ile ilgili parametrelere göre geliştirilmiş Direk Bakım Maliyeti eğrisini, $GEGTMLF(x)$ havayoluna özel veya imalatçıdan alınan Performans Kayıp Eğrisini, $EGTMinit$ motorun takılış EGS Marjini değerini, $EGTMlimit$ ise motorun sökülmesi için belirlenen EGS Marjini değerini, $GRG_{UER}(x)$ imalatçı Plansız Motor Sökümü Güvenilirlik Gelişim Eğrisini, $GRG_{CI}(x)$ ise imalatçı veya havayolu filosuna özel Kritik konular sebepli sökümler için Güvenilirlik Gelişim Eğrisini ifade etmektedir.

Başka bir ticari turbofan uçak motor tipi için optimum uçuş ömrü hesaplaması; Direk Bakım Maliyet eğrisi, performans kayıp karakteristik

eğrileri ve Güvenilirlik eğrilerinin o motor tipine ait verilerin bu çalışmada kullanılan metot ile analizi neticesinde elde edilecek amaç fonksiyonları kullanılarak gerçekleştirilebilir.

Sonuç

Bu çalışmada, ticari turbofan uçak motorlarının optimum uçuş süresinin hesaplanması, verilerin analizi ile oluşturulan bir matematik model kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Optimizasyon sonunda elde edilen sonuçlara göre, ele alınan motor tipi için optimum uçuş ömrü, bir başka ifade ile, optimum söküm aralığı tespit edilmiştir. Bu söküm aralığı, gerçekte meydana gelen söküm aralığının içerisinde olduğundan kullanılan metot ve matematik model umut vaat etmektedir.

Bunlarla birlikte, uçak motorlarının uçuş ömürlerini etkileyen kullanım faktörleri tartışılarak, çözüm metodunun başka filo motorlarına veya başka motor tiplerine uygulanmasını sağlamak amacıyla genel bir matematiksel model oluşturulmuştur.

Gelecekte yapılacak çalışmalarda, motorun kullanım şartlarının performans kayıp eğrileri ve motor güvenilirliği üzerindeki etkilerinin analiz edilmesi gerekmektedir. Ayrıca, güvenilirlik amaç fonksiyonunun daha fazla olasılık ağırlıklı modellenmesinin problemi daha iyi ifade edeceği düşünülmektedir.

Kaynaklar

- Coello, C.A. ve Christiansen, A.D., (2000). Multiobjective optimization of trusses using genetic algorithms, *Computers & Structures*, **75**, 647-660.
- Engine Yearbook, (2006). Engine maintenance-from reactive to proactive, Aviation Industry Press, London, UK, 60-63.
- Gatland, R., Yang, E. ve Buxton, K., (1997). Solving engine maintenance capacity problems with simulation, *Proceedings of the 1997 Winter Simulation Conference*, Atlanta, Georgia, USA, Aralık 7-10.
- Gregg G. ve Jaspal R., (1982). Cost effective performance restoration of high by-pass engines,

- General Electric Company, Cincinnati, Ohio, USA.
- Halsmer, R.A. ve Matson, R.E., (1992). Smoothing CFM56 engine removal rate at US Air, *17th AIAA Aerospace Ground Testing Conference*, Nashville, TN, USA, Temmuz 6-8.
- Işıkveren, A.T., (2002). Identifying economically optimal flight techniques of transport aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. **39**, No.4, 528-544.
- Lee, Z.H. ve Agogino, A.M., (2000). Warranty and Maintenance decision making for Gas Turbines, *Proceedings of AI in Equipment Maintenance, Service & Support, AAI Spring Symposium*, Stanford, California, USA, Mart 22-24.
- Matson, R.E., (1991). The importance of maintainability and reliability in the design process: an airline perspective, *27th SAE, ASME, and ASEE Joint Propulsion Conference*, Sacramento, California, USA, Haziran 24-26, 1991.
- Swetnam, J., (2005). GE Proactive Fleet Management, GE Engine Services, İstanbul.
- Tanaka, Y., Nagai, S., Ushida, M. ve Usui, T., (2003). Large engine maintenance technique to support flight operations for commercial airlines, *Technical Review*, **40**, 2, Mitsubishi Heavy Industries Ltd, Japan.