

DEĞİŞKEN HIZLI MİKRO TURBOFAN İÇİN MOTOR PERFORMANS ANALİZLERİM.Tayyip Gürbüz¹Sercan Acarer²**ÖZET**

İnsansız Hava Araçları (İHA) genellikle pervaneli ve düşük hızlı uygulamalara yöneliktir. Sahadaki zorluklar, hem “keşif” hem de “hızlı uçuş” modlarına uygulanabilen, mikro-ölçekli jet motorlarının düşük maliyetli, yüksek hızlı ve daha uzun menzilli uygulamalarını gerekli kılmaktadır. Buna yönelik mikro-turbojet uygulamaları yüksek yakıt tüketim oranları nedeniyle çok kısa menzillere sahiptir. Öte yandan, turbojetler yerine düşünülebilecek turbofan motorları, mikro ölçeklerde fiyat ve yapı karmaşıklığı sorunları ile karşı karşıyadır. Bu sorunla başa çıkmak ve sahadaki talepleri karşılamak için, var olan bir mikro-turbojet motoru, takviye (booster) kompresörü ve düşük basınçlı türbin ilave bileşenleri kullanılmadan tek-milli bir turbofana dönüştürülmektedir. Normalde bu durum, fan hızını bağımsız olarak ayarlamak için ikili mil sistemi gerektirdiğinden eşleşme sorunlarını ortaya çıkarır. Basit bir çözüm olarak fanın optimum hızını ayarlamak için değişken devirli vites sistemi kullanılmaktadır. Sonuç olarak, takviye kompresörünün olumlu işlevselliğinin eksikliği, fan kökünde toplanmış bir birleşik Düşük Basınç Kompresörü (DBK) sistemi ile telafi edilmektedir. Uygulanan bu birleşik Düşük Basınç Kompresörünün tahmini performans karakteristiği, geliştirdiğimiz bir performans haritası tabanlı motor termodinamik çevrim kodunda simüle edilmiştir. Kod mevcut çekirdek motor sonuçlarına karşı doğrulanmıştır. Sonuçlar, bu konsepti ilk kez öneren yurt dışı ortak çalışma grubunun sonuçları ile başarı ile kıyaslanmıştır. Önerilen mikro-turbofan tasarımı ile mevcut mikro-turbojet motor tasarımına kıyasla maksimum itkide %105 artış ve yakıt tüketiminde %33 oranında düşüş görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Mikro, Turbofan, Turbojet, İnsansız Hava Aracı, İHA, Termodinamik Analiz, Performans Haritası.

GİRİŞ

Son yıllarda yaygın olarak bilinen ve kullanılan İnsansız Hava Araçlarının (İHA) çoğu düşük hız uygulamalarına yöneliktir. Sahip oldukları itki teknolojisi, genellikle bir pervaneyi tahrik eden içten yanmalı motordan oluşmaktadır. Pistonlu motordan yararlanan bu itki teknolojisi, yüksek uçuş hızlarında motor parçalarında yüksek gürültü ve aşırı ısınma ile birlikte şiddetli titreşimlere neden olur. Son zamanlarda yenilikçi ve alternatif hibrit güç kaynakları araştırılmış olsa bile [Lieh ve ark. 2011, Cirigliano ve ark. 2017], bunlar çoğunlukla düşük hıza sahip İHA'ların performans verimliliği ve operasyonel iyileştirmeleri ile sınırlıdır. Gelecekteki yüksek hıza, yüksek menzile ve düşük maliyete sahip İHA'ların geliştirilmesi için yenilikçi mikro turbofan motorlarının geliştirilmesi gerekmektedir.

¹Araş.Gör., İzmir Ekonomi Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, tayyip.gurbuz@ieu.edu.tr

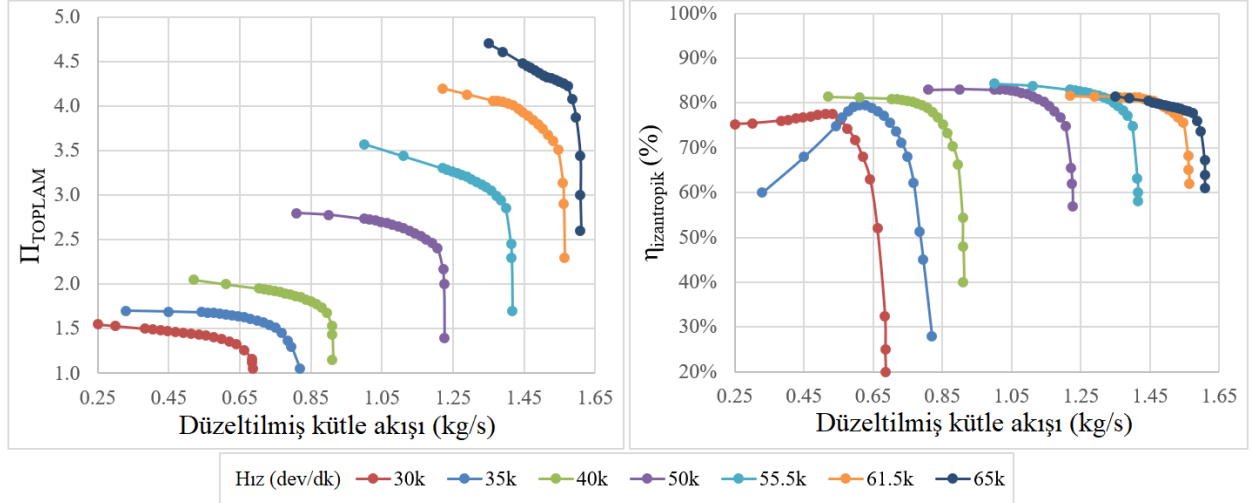
²Dr.Öğr.Üyesi, İzmir Katip Çelebi Üniversitesi, Makina Mühendisliği Bölümü, sercan.acarer@ikcu.edu.tr

Pistonlu motorların düşük hız sorununa alternatif olarak kullanılabilecek mikro turbojetler, genel olarak yüksek itki ve hız sağlayan çözümlerdir. Ancak, menzileri yüksek yakıt tüketimi sebebiyle düşüktür. Buna karşın, yüksek itki verimleri ile turbofan motor mimarisi ön plana çıkmaktadır. Büyük turbofanlar konusunda bir çok çalışma gerçekleştirilmiştir. Örneğin, NEWAC (Yeni Havacılık Motorları Temel Tasarımları) çerçevesinde gelecekteki emisyon hedefleri ve çevre dostu çekirdek motor konseptleri geliştirmek için yapılan çalışmalar mevcuttur [Wilfert ve ark. 2007, Rolt ve ark. 2010]. Ancak, mikro ölçekli gaz türbin motorları (2 kN altı itki gücü) sınıfı henüz yeterince incelenmemiştir ve jet itkili İHA motorları genellikle basit turbojetler ile sınırlıdır [Kadosh ve ark. 2017, Palman ve ark. 2019]. Büyük turbofanlar için uygulanan tüm yenilikler veya mevcut mikro turbojetler bu tip küçük motorlar için her zaman uygun değildir çünkü İHA motorlarında ana istekler düşük maliyet, basitliktir ve çok amaçlıdır (yüksek hız ve menzil). Bu eksiklikler göz önüne alındığında, mevcut bir mikro-turbojet, takviye kompresör (booster) ve düşük basınçlı türbin (DBT, LPT) kullanılmadan, sadece önüne fan takılarak tek milli bir turbofan mimarisine dönüştürülürse ve fan hızını bağımsız olarak ayarlamak için değişken devirli vites sistemi kullanılırsa basit ve adaptif bir motor elde edilebilir. Bu konuda açık literatürde, yazarların bilgisi dahilinde, son yıllarda yazarlar ile ortak çalışma grubuna ait sayılı çalışmalar gerçekleştirilmiştir [Kadosh ve ark. 2017, Palman ve ark. 2019]. Burada, takviye (booster) kompresörün eksik kalan olumlu işlevselliği, fan kökünün daha yüksek basma oranında tasarlanması ile telafi edilebilir. Bununla ilgili çalışma aynı uluslararası çalışma grubu içerisinde yazarlar tarafından gerçekleştirilmiştir [İlhan, Tayyip ve Acarer, 2019]. Bu fana bu çalışmada Birleşik bir Düşük Basınç Kompresör (DBK) adı verilmiştir. Bu çalışma, motorun detaylı termodinamik çevrimine odaklanmıştır. Sonuçlar, benzer mimariyi kullanan güncel araştırmalar [Kadosh ve ark. 2017, Palman ve ark. 2019] ile kıyaslanmıştır ve uyumlu sonuçlar elde edilmiştir.

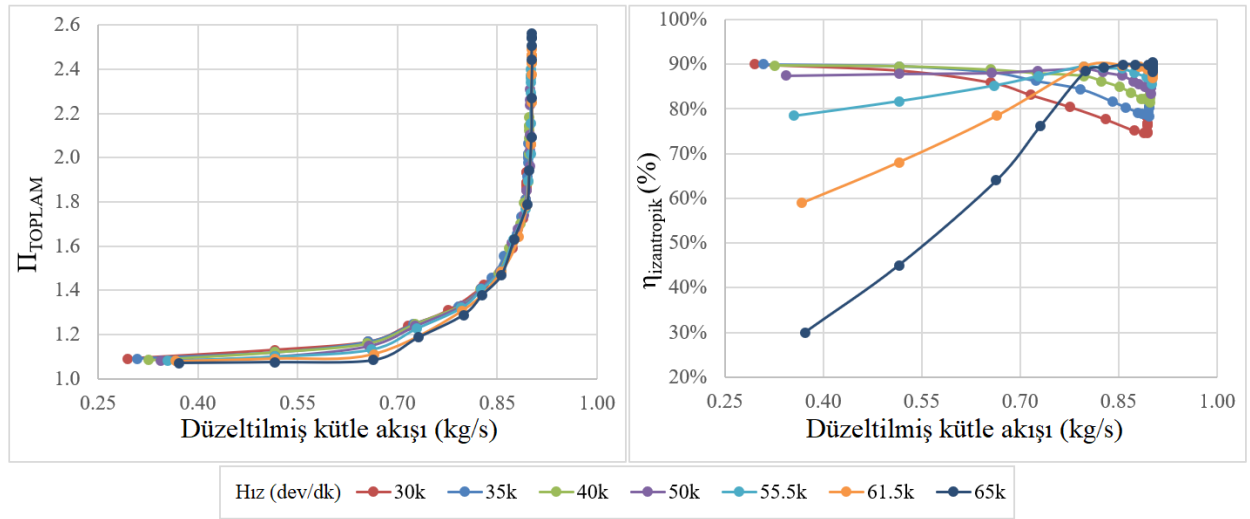
YÖNTEM

Giriş kısmında da bahsedildiği gibi birleşik-DBK kademesinin aerodinamik karakteristiği, aynı yazar ekibi tarafından önceden detaylı bir şekilde ele alınmıştır [İlhan, Gülbüz ve Acarer, 2019]. Belirtilen birleşik-fan kademesinin tüm motor performansına termodinamik çevrim açısından etkisi ise bu çalışmada incelenecektir. Diğer bir deyişle termodinamik eşleştirme çalışması hem çekirdek turbojet hemde tüm turbofan sistemi için ayrı ayrı ele alınacaktır. İki motor konseptine ait performans sonuçları ise birbiriyle kıyaslanarak fan kademesinin sistemdeki etkinliği ortaya konulacaktır. Öncelikle referans model olarak ele alınacak turbojet motor çevrim simülasyonları, sonrasında ise turbofan motor çevrim simülasyonları çalışılacaktır. Karşılaştırma çalışması motor çalışma eğrileri, itki ve ÖYT üzerinden değerlendirilecektir.

Çekirdek turbojet olarak tipik bir gaz türbin motoru ele alınmıştır [Palman ve Ark., 2019]. Çekirdek motor kompresörü performans eğrileri Şekil 1'de görüldüğü gibidir. Performans haritası rölanti hızı olan 30000 dev/dk'dan maksimum hız olan 65000 dev/dk'ya kadar kompresörün performansını sunmaktadır. Buradaki 61500 dev/dk ise nominal (tasarım) mil hızıdır. Türbin giriş şartları (385035 Pa, 1344 K) olarak belirlenmiştir. Türbin performans haritası, aynı dönüş hızları için Şekil 2'de görüldüğü gibidir.



Şekil 1. Çekirdek Motor Kompresör Performans Haritası



Şekil 2. Çekirdek Motor Türbin Performans Haritası

İki ayrı bileşene ait kütleli debi aralığı farkı, bileşen performans haritalarının farklı giriş şartları altında elde edilmesinden dolayıdır. Bu nedenle, iki bileşen için kütleli debi düzeltmesi deniz seviyesi standartlarına göre tekrar hesaplanmıştır:

$$\frac{\dot{m}_C \sqrt{\theta_C}}{\delta_C}, \frac{\dot{m}_T \sqrt{\theta_T}}{\delta_T} \quad (1)$$

Buradaki boyutsuz parametrelerin tanımı ise:

$$\theta = \frac{T_t}{T_{STP}}, \delta = \frac{P_t}{P_{STP}} \quad (2)$$

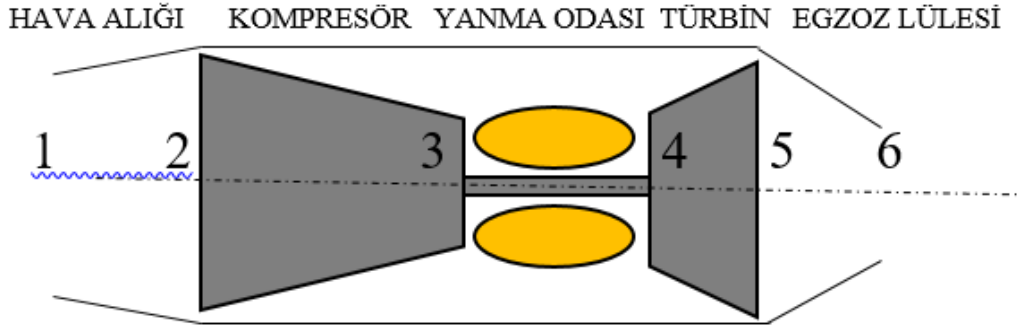
Buradaki STP indisi, standart deniz seviyesi sıcaklık ve basıncını (288.15 K ve 101325 Pa) ifade etmektedir. T_t ve P_t ise giriş istasyonlarındaki toplam basınç ve sıcaklıktır (bkz. Şekil 3).

Motor performans simülasyonları için geliştirilen yazılım, MATLAB R2018a ortamında geliştirilmiştir. Girdi parametreleri elde edilen performans haritalarına ait veriler kullanılarak her bileşen için geliştirdiğimiz programa tanımlanmıştır. Çıktı parametreleri ise belirtilen gerekli karşılaştırma istekleri üzerinden elde edilmiştir.

UYGULAMALAR

Çekirdek turbojet motor performans çalışması

Çekirdek kompresör ve türbin eşleştirme: Eşleştirme işleminin en başında girdi parametreleri ve eşleştirme hesaplamalarında kullanılacak motor istasyonlarına ait alt indisler belirlenmelidir. Çekirdek turbojete ait istasyonlar ve bunlara ait indisler Şekil 3’de görüldüğü gibidir.



Şekil 3. Çekirdek Turbojet Motor İstasyonları ve İndisleri.

Şekil 3’de görüldüğü gibi, istasyon 1 motor hava giriş difüzörü ön kısmını ifade etmektedir. İstasyon 2 ve 3 kompresör giriş ve çıkış istasyonlarını ifade ederken, istasyon 4 ve 5 türbin giriş ve çıkış istasyonlarını ifade etmektedir. Son olarak istasyon 6 ise egzoz nozul çıkış istasyonunu ifade etmektedir.

Türbin ve kompresör tasarım dışı performans haritaları elde edilir edilmez bu bütünün istenilen durumda aynı mil üzerinde çalışması sağlanmalıdır. İki bileşenin eşleştirme işlemi iki ana dengenin sağlanması ile sağlanır: Kütsel akış ve enerji dengesi. Her iki bileşen de aynı mil üzerinde olduğundan, çekirdek kompresör ve türbin dönme hızları aynı olur ve enerji dengesini böylece sağlar. Öte yandan, kütle dengesi kabaca şu şekilde elde edilir:

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_4 \text{ [kg/s]} \quad (3)$$

Yakıt eklenmesi ile yeni kütle akış dengesi:

$$(1+f) \cdot \dot{m}_2 = \dot{m}_4 \quad (4)$$

Türbin haritası için sonik hız koşullarına ulaşıldığında kütle akış hızında herhangi bir değişiklik olmadan basınç oranı yine de artabilir. Bu noktada, farklı hızlar için tüm performans çizgileri tek bir dikey performans çizgisinde birleşir ve şema ayırt edilemez hale gelir. Bu nedenle eğrilerin türbin haritasında doğru görüntülenebilmesi için kütle akış düzeltmesi yapılır;

$$\frac{\dot{m}_4 \sqrt{\theta_T} * \frac{N}{\delta_T}}{\sqrt{\theta_T}} = \frac{\dot{m}_4 N}{\delta_T} \quad (5)$$

Sol taraftaki ikinci terim düzeltilmiş türbin dönüş hızını ifade eder. Denklem 4 tekrardan düzenlenirse:

$$(1+f) * \frac{1}{0.95 * C_{pr}} * \frac{\dot{m}_2 N}{\delta_T} = \frac{\dot{m}_4 N}{\delta_T} \quad (6)$$

Buradaki $0.95 * C_{pr}$ terimi türbin giriş toplam basıncı (P_{t4}) ile kompresör giriş toplam basıncının (P_{t2}) oranını (veya yanma odasında kayıptan kurtarılan basınç oranını) ifade eder. Bu durum dolaylı olarak C_{pr} (Kompresör basınç oranı) kullanılarak ifade edilmiştir. Burada toplam basıncın %5'lik kısmı yanma odası basınç kaybı olarak varsayılmıştır.

Bir sonraki adım, iki bileşen arasındaki güçlerin eşleştirmesidir. Eşleştirme amaçlanırken basınç oranı kullanmak uygun değildir. İlk yaklaşım olarak ise türbin gücünün sadece çekirdek kompresörü çalıştırmak için kullanılacağı varsayılır. İki bileşen için entalpi farkı böylece aynı olacaktır ($P_{total} = \dot{m} * \Delta H$). Basınç oranı yerine entalpi değişimi kullanılarak, boyutsuz spesifik iş aşağıdaki gibi türetilir:

$$\frac{\Delta H}{RT_t} \quad (7)$$

Verilen geometri için aynı çalışma gazı varsayarak, çap ve gaz sabiti parametreleri elenebilir:

$$\frac{\Delta H}{T_t} \quad (8)$$

Elde edilen tasarım dışı performans haritaları standart atmosferik şartlara göre düzeltilmiştir. Denklem (2)'deki boyutsuz sıcaklık parametresi (θ) kullanılarak:

$$\frac{\Delta H}{\theta} \quad (9)$$

Türbin entalpi değişimi kullanılarak, Denklem (5)'dekine benzer düzeltilmiş türbin hızı manipülasyonu şu şekilde uygulanabilir:

$$\frac{\Delta H_T}{\theta_T} * \frac{\theta_T}{N^2} = \frac{\Delta H_T}{N^2} \quad (10)$$

İki bileşen de aynı milde döndüğüne göre türbin güç çıktısı direk kompresör tarafından kullanılır:

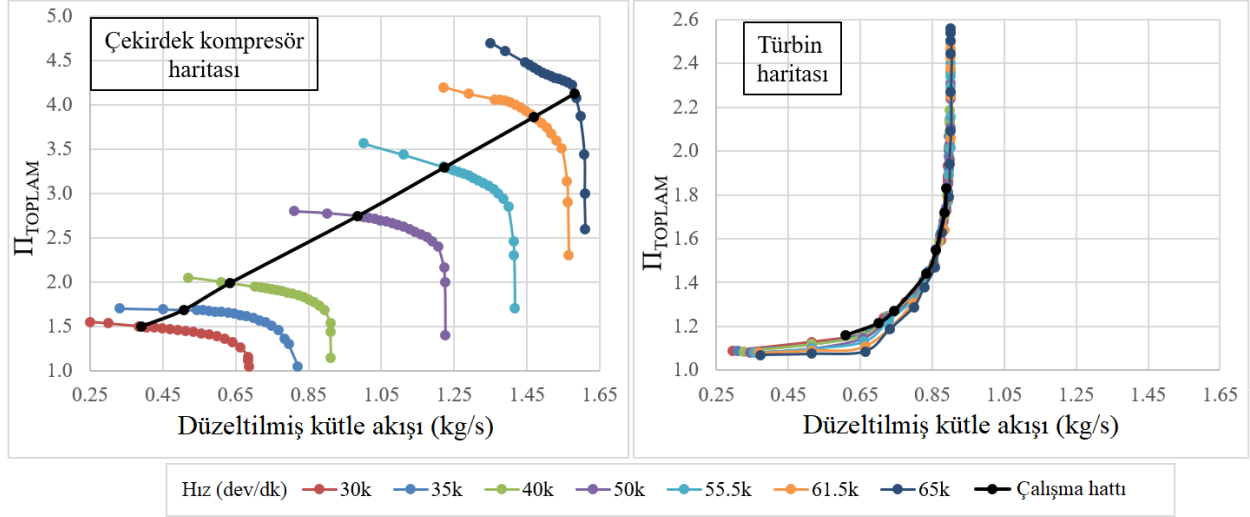
$$\frac{\Delta H_C}{(1+f)N^2} = \frac{\Delta H_T}{N^2} \quad (11)$$

Çekirdek kompresör ve türbin aynı mekanik hıza sahip olmasına rağmen, aynı boyutsuz hıza sahip değildir. Hızların birbiriyle uyumu için bir işlemsel manipülasyon ile:

$$\sqrt{\frac{T_{t2}}{T_{t4}}} * \frac{N}{\sqrt{\theta_C}} = \frac{N}{\sqrt{\theta_T}} \quad (12)$$

Kendi geliştirdiğimiz termodinamik çevrim kodundaki her iki bileşen eşlemesi için eşleştirme adımları uygulandıktan sonra, haritalar doğrudan üst üste bindirilir. Düzeltilmiş haritaların üst üste binmesi, her çalışma koşulu (hızı) için bir çakışma ve böylece bir çalışma noktası gösterir. Belirli çalışma noktasına karşılık gelen basınç oranı ve verimlilik, hem çekirdek kompresörden hem de türbin haritalarından belirlenir. Ardından, fiziksel kütle akış değerleri

tersine hesaplamayla elde edilir. Performans haritaları deniz seviyesine göre düzeltildiğinden fiziksel kütle akış sonuçları da standart deniz seviyesi koşullarına göre yeniden düzenlenir. Her çalışma noktası performans haritalarına eklenir. Bu noktalar birbirine bağlanır ve motorun çalışma hattı oluşur. Turbojet motorun çalışma hattı, çekirdek kompresör ve türbin haritalarında Şekil 4'deki gibidir.



Şekil 4. Turbojet Motorunun Bileşen Haritalarındaki Çalışma Hattı

Şekilde görüldüğü gibi kompresör, türbin ile eşleştiği için düşük dönme hızlarında stall noktasına yakın bir şekilde çalışır. Nominal (61500 dev/dk) ve maksimum hız arasında, kompresör çalışma koşulu tasarım noktasından boğulma durumuna yaklaşır. Benzer bir durum türbin için de gözlemlenebilir. Ancak, turbojet motoru için bu, motorun normal bir özelliğidir.

Turbojet motoru nihai performans simülasyonları: Motor performans simülasyonları, motor itki ve ÖYT parametrelerine için gerçekleştirilmiştir. İstasyon 1 ve 6, yükseltiyeye bağlı olarak değişen ortam koşullarına sahiptir. Motor giriş kanalının toplam özelliklerini elde etmek için, uçuş hızını bulmak gerekir. Bundan önce ise bu özel koşuldaki ses hızı gereklidir:

$$a_1 = \sqrt{\gamma_{\text{cold}} * R * T_{s1}} \quad (13)$$

Burada T_{s1} rakıma bağlı statik ortam sıcaklığıdır. γ_{cold} havanın özgül ısı oranı ve R gaz sabitidir. Uçuş hızı böylece farklı Mach değerleri için elde edilir:

$$V_{\text{flight}} = V_1 = M * a_1 \quad (14)$$

İstasyon 1'in durağan/toplam sıcaklığı, bu istasyondaki statik ve dinamik sıcaklıklar toplamı ile elde edilebilir:

$$T_{t1} = T_{s1} + \frac{V_1^2}{2 * c_{p_cold}} \quad (15)$$

Burada c_{p_cold} sabit basınçtaki ısı kapasitesidir. İstasyon 1'deki toplam basınç, izantropik total-to-statik formülü ile hesaplanır:

$$P_{t1} = P_{s1} + \left(\frac{T_{t1}}{T_{s1}} \right)^{\frac{\gamma_{cold}}{\gamma_{cold}-1}} \quad (16)$$

İstasyon 2 olan kompresör girişi için giriş kanalı kayıpları kabaca toplam özelliklerin %2'si olarak kabul edilmiştir. Böylece, istasyon 2'deki toplam basınç:

$$P_{t2} = P_{t1} * 0.98 \quad (17)$$

Hava akışı istasyon 2'ye ulaştığında, kanal boyunca herhangi bir ısı transfer kaybı meydana gelmediği göz önünde bulundurularak:

$$T_{t2} = T_{t1} \quad (18)$$

Kompresör çıkış basıncı, her çalışma noktasında Kompresör Basınç Oranı (C_{pr}) kullanılarak performans haritasından bulunur:

$$C_{pr} = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad (19)$$

Yanma odasındaki basınç düşümü düşünülerek ($P_{loss\ CC}$) türbin giriş basıncı elde edilir:

$$P_{t4} = P_{t3} - P_{loss\ CC} \quad (20)$$

Basınç düşümü toplam basıncın %5'i olarak varsayılmıştır. İdeal kompresör çıkış sıcaklığı izantropik sıkıştırma formülünden elde edilir. Kompresör veriminin (η_c) hesaba katılmasıyla gerçek kompresör çıkış sıcaklığı elde edilir:

$$T_{t3} = T_{t2} * \left(1 + \frac{1}{\eta_c} * C_{pr}^{\frac{\gamma_{cold}-1}{\gamma_{cold}}} - 1 \right) \quad (21)$$

Sonrasında ise yakıt kütleli akışı ($\dot{m}_{fuel}$) şu şekilde elde edilir:

$$\dot{m}_{fuel} = \dot{m}_2 * \left(\frac{C_{p_cold} + C_{p_hot}}{2} \right) * \left(\frac{T_{t4} - T_{t3}}{CF} \right) \quad (22)$$

Buradaki $\dot{m}_{fuel}$ daha önce de belirtildiği gibi çekirdek kompresörün kütleli akışının fiziksel değeridir. CF yakıtın ısı değeri (44000 kJ/kg). Yakıtın kütle akış hızı için sıcak ve soğuk bölümlerin sabit basınçtaki ısı kapasitelerinin ortalaması düşünülmüştür. Yakıt oranı ise (f):

$$f = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_2} \quad (23)$$

Yakıt eklenmesiyle, türbin kütle akışı ($\dot{m}_4$):

$$\dot{m}_4 = (1+f) * \dot{m}_2 \quad (24)$$

Kompresör çıkış basıncı, her çalışma noktasında Kompresör Basınç Oranı (C_{pr}) kullanılarak performans haritasından bulunmuştur. Türbin giriş basıncı, Yanma Odasındaki basınç düşüşü dikkate alınarak zaten hesaplanmıştır. Daha sonra türbin çıkış basıncı, her çalışma noktasında Türbin Basınç Oranı (T_{pr}) kullanılarak türbin performans haritasından bulunur:

$$T_{pr} = \frac{P_{t4}}{P_{t5}} \quad (25)$$

Türbin giriş sıcaklığı (TGT), türbin performans haritalarını elde etmek için varsayılan değer olan 1344 K olarak kabul edilmiştir. Bu değer, soğutulmamış veya orta derecede soğutulmuş bir türbin kademesinin tipik maksimum sıcaklığıdır. İzantropik koşullar ve türbin verimliliği böylece türbin çıkış toplam sıcaklığını belirler:

$$T_{t5} = (T_{t5i} * T_{pr}^{\frac{\gamma_{hot}-1}{\gamma_{hot}}}) - (\eta_{tr} * (T_{t4} - T_{t5})) \quad (26)$$

Nozul çıkış sıcaklığı için nozul boyunca ısı transfer kaybı olmadığı varsayılmıştır:

$$T_{t6} = T_{t5} \quad (27)$$

Nozul kayıpları toplam özelliklerin %5'i olarak varsayılmıştır. Böylece nozul çıkış toplam basıncı:

$$P_{t6} = P_{t5} * 0.95 \quad (28)$$

Nozul statik basıncı atmosferiktir ($P_{s6} = P_{s1}$). Nozul çıkışındaki statik sıcaklık ise total-to-static izantropik dönüşümü ile hesaplanır:

$$T_{s6} = \frac{T_{t6}}{\frac{P_{t6}^{\frac{\gamma_{hot}-1}{\gamma_{hot}}}}{P_{s6}^{\frac{\gamma_{hot}-1}{\gamma_{hot}}}}} \quad (29)$$

Statik sıcaklık, motor çıkış ses hızının o koşuldaki değerini verir:

$$a_6 = \sqrt{\gamma_{hot} * R * T_{s6}} \quad (30)$$

Motor çıkış hızı farklı Mach değerleri için böylece hesaplanabilir:

$$V_6 = M * a_6 \quad (31)$$

Turbojet motoru tarafından elde edilen itki ise:

$$F_t = \dot{m}_2 * (1+f) * V_6 - \dot{m}_2 * V_1 \quad (32)$$

Motorun özgül itkisi:

$$F_t / \dot{m}_2 = (1+f) * V_6 - V_1 \quad (33)$$

Son olarak, özgül itki değeri kullanılarak ÖYT(SFC) şu şekilde elde edilir:

$$SFC = \frac{f}{F_t / \dot{m}_2} \quad (34)$$

Motor performans simülasyonlarını gerçekleştirmeden önce temel alınan çekirdek motor için doğrulama çalışması sunulmuştur. Motorun teknik özellikleri AMT şirketinin web

sayfasından alınmış ve simülasyon sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma Tablo 1'de görüldüğü gibidir.

Tablo 1. Motor Teknik Özellikleri ile Simulasyon Sonuçlarının Kıyaslaması

	Çekirdek Motor Teknik Verisi	Motor Performans Simulasyonları
Tasarım hızı ve S.T.P. de itki miktarı	784 N	973 N
Tasarım hızı dev/dk	61500	61500
Tasarım hızındaki C_{pr} (Çekirdek kompresör)	4 : 1	3.67 : 1
Kütle akışı	1250 Gr/sn	1488 Gr/sn
Maksimum E.G.S.	1148 K	1196 K
Yakıt tüketimi	1900 Gr/dk	1860 Gr/dk
Özgül yakıt tüketimi	40.36 Gr/(Kn*sn)	31.87 Gr/(Kn*sn)

Her iki tarafın sonuçları da standart deniz seviyesi (S.T.P.) şartlarına göredir. Ayrıca, yüksüz itki ve ÖYT değerleri zemin testi performansını temsil eder. Tablo 1'deki simülasyon sonuçları teknik özelliklerden biraz farklıdır. Temel fark, simülasyon hesapları için varsayılan maksimum Türbin Giriş Sıcaklığıdır (TGT). Sonuç olarak, simülasyon sonuçları için itki kuvveti daha yüksek ve ÖYT daha düşük bir değere sahiptir ve Eksoz Gazı Sıcaklığı (EGT) mevcut verilerden kısmen farklı çıkmıştır. Teknik verideki 4:1 basınç oranı yaklaşık bir değerdir ve kesin değeri ifade etmemektedir. Kütsel akışların farklı olmasının nedeni, ölçümlerin gerçek bir debi metre kullanılmadan yapılması olduğu değerlendirilmiştir ve bu konuda üretici firmadan bilgi alınmıştır. Bu nedenle, simülasyon sonucu, verili şartlar altında doğru kabul edilebilir.

Turbofana çevrilmiş motor performans çalışması

Fan ve çekirdek kompresör ile türbin eşleştirme: Turbofan motorunun eşleştirme süreci turbojet eşleştirmesine benzerdir ve burada sadece bir ana fark vardır. Turbojet'te türbinin sadece çekirdek kompresörü çalıştırdığı varsayılmıştır. Ancak, turbofanda türbin çekirdek kompresörü çalıştırır ve yardımcı elemanlar için de güç sağlar. Bu güç, fan bileşenini döndürmek için gerekli güç olarak kabul edilir. Bu nedenle, turbojet eşleştirme hesaplamalarından sadece Denklem (10)'un yeniden düzenlenmesi ile ayrışır. Yardımcı elemanlar için güç ilavesi ile Denklem (10) aşağıdaki gibi değişir:

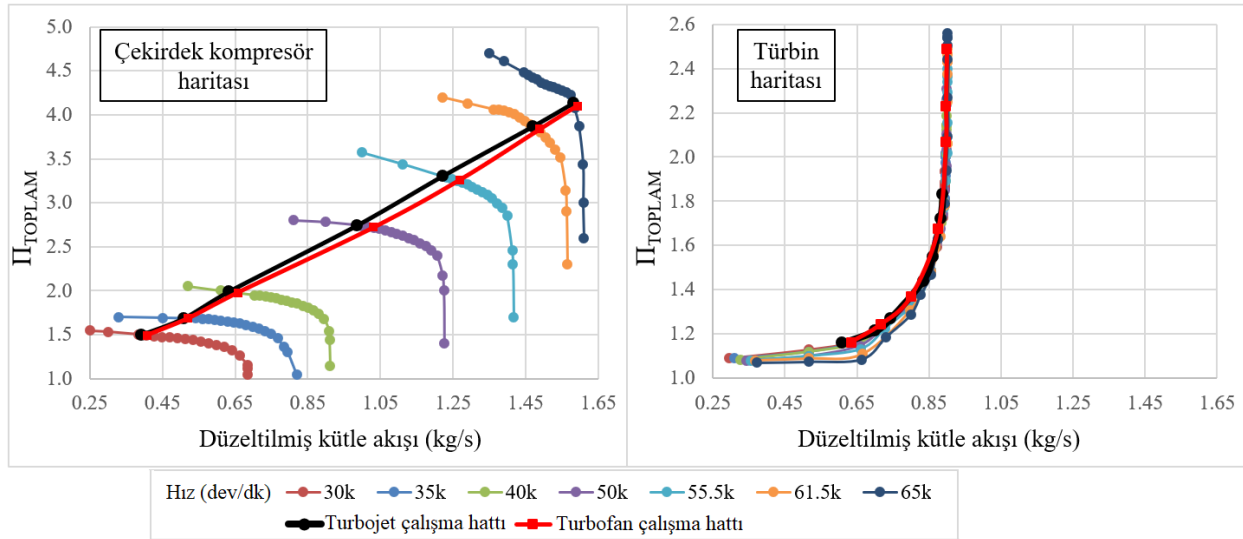
$$\frac{1}{(1+f)N^2} * (\Delta H_c + \frac{P}{\dot{m}_c}) = \frac{\Delta H_T}{N^2} \quad (35)$$

Buradaki gücün kütle akışına bölümü fana ait toplam entalpiyi temsil eder. Fan toplam entalpi değeri ise çekirdek ve bypass bölümlerinin entalpileri toplamına eşittir. Sonuç olarak Denklem (35) tekrar düzenlenirse:

$$\frac{1}{(1+f)N^2} * (\Delta H_C + \Delta H_{\text{Fan core}} + \frac{\dot{m}_{\text{bypass}}}{\dot{m}_{\text{core}}} * \Delta H_{\text{Fan bypass}}) = \frac{\Delta H_T}{N^2} \quad (36)$$

Buradaki toplam bypass entalpisi (parantez içindeki üçüncü entalpi terimi) bypass oranının çarpımı ile bulunur. Bypass oranı, bypass ile çekirdek kütle akışı oranı ile bulunur.

Turbofanın bileşen eşleştirme adımları, geliştirdiğimiz yazılımda tüm bileşen haritaları için uygulandıktan sonra, işlemin geri kalanı turbojet eşleştirme bölümünde belirtilen ile aynıdır. Turbofan motoru çalışma hattı, izin verilen maksimum bypass oranı olan 0.7 ile elde edilmiştir. Çünkü, kompresör ve türbine ait bazı performans çizgileri bu değeri aştığında eşleşmemektedir. Bu durum, türbinin sınırlarını zorladığını ve hem çekirdek kompresörü hem de fanı maksimum 0.7 bypass oranıyla çalıştırabildiğini gösterir. Turbojet ve 0.7 bypass oranlı turbofan motorun çalışma hatları çekirdek kompresör ve türbin haritalarında Şekil 5'de gösterilmiştir.

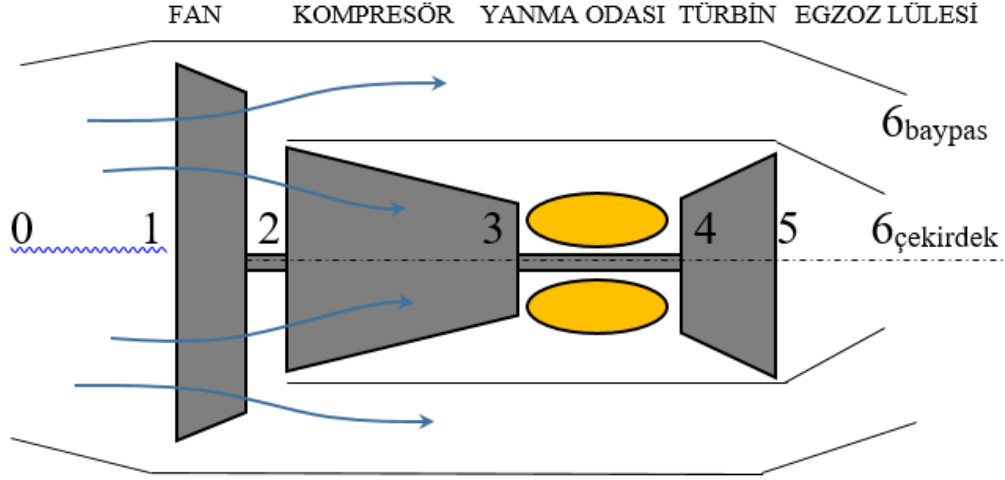


Şekil 5. Turbojet ve Turbofan Motorlarının Bileşen Haritaları Üzerindeki Çalışma Hatları

Görüldüğü gibi, sisteme bir fan kadamesi eklenmesi hem çekirdek kompresöre hem de turbine daha çok debi sağlamaktadır (düzeltilmiş durumda da). 55500, 61500 ve 65000 RPM gibi daha yüksek dönüş hızlarında, türbin boğulma (choked) durumunda çalışmaktadır. Bununla birlikte, sonuçların turbojet motoru üzerinde bu şekilde uyarlanmış bir turbofan yapısı için daha iyi olması beklenmektedir.

Uyarlanan turbofan motorunda (konsept olarak) değişken devirli fan vitesi kullanıldığı önceden belirtilmiştir. Vites ile fan ve çekirdek kompresör arasındaki dişli oranı farklı çalışma hızlarına göre değişmektedir. Dişli (vites) oranı Şekil 5'de, 55500, 61500 (tasarım hızı) ve 65000 dev/dk için 2:1'dir. Düşük hızlarda dişli oranı artmaktadır. 50000 dev/dk'da 2.5:1, 40000 dev/dk'da 4:1, 35000 dev/dk 'da 4.66:1 ve son olarak 30000 dev/dk'da (rölanti) 6:1'dir. Bu dişli oranları her koşul için en verimli olanlardır. Bu işleve sahip bir değişken devirli vites geliştirilmesi için proje grubu içerisinde çalışmalar sürmektedir. Bu bildiride sadece bunun geliştirilmiş olduğu varsayılacaktır.

Turbofan motor performans simülasyonları: Turbofan motor performans simülasyonları, turbojet motorundakine benzer bir prensip izlenerek gerçekleştirilmiştir. Turbojet için resmedilen istasyonlar, bazı farklılıklar dışında aynı kalmıştır. Fanın ön akışı, istasyon 0 olarak adlandırılmıştır. Bu durumda istasyon 1, fan giriş bölgesini temsil etmektedir. İstasyon 2 sadece kompresör ön akışını değil aynı zamanda fan arka akışını da temsil etmektedir. Turbofan motor istasyonları Şekil 6'da görüldüğü gibidir.



Şekil 6. Turbofan Motor İstasyonları ve İndisleri.

Fan giriş kanalındaki toplam özellikleri elde etmek için uçuş hızı bilinmelidir. Öncesinde ses hızı:

$$a_0 = \sqrt{\gamma_{\text{cold}} * R * T_{s0}} \quad (37)$$

Farklı Mach değerleri için uçuş hızı:

$$V_{\text{flight}} = V_0 = M * a_0 \quad (38)$$

Fan ön akışındaki (istasyon 0) toplam sıcaklık böylece elde edilir:

$$T_{t0} = T_{s0} + \frac{V_0^2}{2 * c_{p_cold}} \quad (39)$$

İstasyon 0'daki toplam basınç izantropik total-to-static formülünden bulunur:

$$P_{t0} = P_{s0} * \left(\frac{T_{t0}}{T_{s0}} \right)^{\frac{\gamma_{\text{cold}}}{\gamma_{\text{cold}} - 1}} \quad (40)$$

Fan girişinde (istasyon 1) giriş kanalı kayıpları toplam özelliklerin kabaca %2'sidir:

$$P_{t1} = P_{t0} * 0.98 \quad (41)$$

Giriş kanalı boyunca ısı transfer kaybı olmadığı düşünülerek:

$$T_{t1} = T_{t0} \quad (42)$$

Fan çekirdek kanalı toplam basıncı, çekirdek tarafında her çalışma noktasındaki fan basınç oranı (F_{pr_core}) kullanılarak bulunur:

$$F_{pr_core} = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \quad (43)$$

Fan çekirdek tarafı akış verimi (η_{fan_core}) hesaba katılarak gerçek fan çıkış sıcaklığı hesaplanır:

$$T_{t2} = T_{t1} * \left(1 + \frac{1}{\eta_{fan_core}} * F_{pr_core}^{\frac{\gamma_{cold}-1}{\gamma_{cold}}} - 1\right) \quad (44)$$

Benzer şekilde her çalışma noktasındaki kompresör basınç oranı kullanılarak çekirdek kompresör çıkış basıncı bulunur:

$$C_{pr} = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad (45)$$

Çekirdek kompresör verimi (η_c) kullanılarak gerçek kompresör çıkış sıcaklığı elde edilir:

$$T_{t3} = T_{t2} * \left(1 + \frac{1}{\eta_c} * C_{pr}^{\frac{\gamma_{cold}-1}{\gamma_{cold}}} - 1\right) \quad (46)$$

Yakıt kütle akışı, yakıt-hava oranı, türbin giriş ve çıkış özellikleri, turbojet motoru için kullanılan benzer hesaplamalar ile elde edilir. Öte yandan, bu sefer iki çıkış nozulu mevcuttur. Çekirdek nozul-çıkış toplam sıcaklığı için çekirdek nozulunda hiçbir ısı kaybının olmadığı varsayılmıştır:

$$T_{t6_core} = T_{t5} \quad (47)$$

Çekirdek tarafı çıkış nozulu boyunca toplam özelliklerin %5'inin kaybedildiği varsayılarak:

$$P_{t6_core} = P_{t5} * 0.95 \quad (48)$$

Çekirdek çıkış nozulu statik basıncı atmosferik kabuki edilmiştir ($P_{s6_core} = P_{s1}$). Böylece statik sıcaklık:

$$T_{s6_core} = \frac{T_{t6_core}}{\frac{P_{t6_core}^{\frac{\gamma_{hot}-1}{\gamma_{hot}}}}{P_{s6_core}}} \quad (49)$$

Bu şarttaki çekirdek tarafı motor çıkış ses hızı:

$$a_{6_core} = \sqrt{\gamma_{hot} * R * T_{s6}} \quad (50)$$

Farklı Mach değerleri için çekirdek tarafı motoru akış çıkış hızı:

$$V_{6_core} = M * a_{6_core} \quad (51)$$

Çekirdek motor akışı tarafından elde edilen itki:

$$F_{t_core} = \dot{m}_2 * (1+f) * V_{6_core} - \dot{m}_2 * V_0 \quad (52)$$

Daha sonra, bypass nozulunun toplam özellikleri ve motor çıkış hızı bulunmalıdır. Bu doğrultuda, bypass kanalı çıkış toplam basıncı, fan bypass basınç oranı (F_{pr_bypass}) dikkate alınarak elde edilebilir. Ayrıca bypass kanalı kayıpları toplam özelliklerin % 5'i olarak kabul edilmiştir. Sonuç olarak bypass nozulu çıkışının toplam basıncı aşağıdaki gibi elde edilebilir:

$$P_{t6_bypass} = 0.95 * F_{pr_bypass} * P_{t0} \quad (53)$$

Bypass nozul çıkışındaki statik basınç atmosferiktir ($P_{s6_bypass} = P_{t0}$). Bypass kanalı çıkışındaki toplam sıcaklık (T_{t6_bypass}), turbofan eşleşmesinde kullanılan toplam bypass entalpisinden bulunur. Bypass nozul-çıkış statik sıcaklığı çekirdek bölümündeki gibi hesaplanır:

$$T_{s6_bypass} = \frac{T_{t6_bypass}}{\frac{P_{t6_bypass}}{P_{s6_bypass}}^{\frac{\gamma_{cold}-1}{\gamma_{cold}}}} \quad (54)$$

Bypass tarafı motor çıkış ses hızı:

$$a_{6_bypass} = \sqrt{\gamma_{cold} * R * T_{s6_bypass}} \quad (55)$$

Farklı Mach değerleri için bypass tarafı motor akış çıkış hızı:

$$V_{6_bypass} = M * a_{6_bypass} \quad (56)$$

Bypass akışı tarafından elde edilen itki:

$$F_{t_bypass} = BPR * (\dot{m}_2 * V_{6_bypass} - \dot{m}_2 * V_0) \quad (57)$$

Buradaki BPR bypass oranıdır. Daha önce belirtildiği gibi, bu simülasyon koşullarında izin verilen maksimum BPR 0.7'dir. Sonuç olarak, çekirdek ve bypass bölümü itki kuvveti, turbofan motoru tarafından kazanılan toplam itki kuvvetini verir:

$$F_{total} = F_{t_core} + F_{t_bypass} \quad (58)$$

Motor özgül itkisi ise:

$$\frac{F_{total}}{\dot{m}_2} \quad (59)$$

Son olarak, turbofan ÖYT'i:

$$SFC = \frac{f}{F_{total}/\dot{m}_2} \quad (60)$$

Standart deniz seviyesi (S.T.P.) şartlarında turbojet ve uyarlanmış turbofan motorun performans karşılaştırması (sabit zemin durumu) tasarım hızı için Tablo 2'de sunulmuştur.

Tablo 2. Turbojet ve Uyarlanmış Turbofanın Standart Deniz Seviyesi Şartlarındaki Karşılaştırması

	Motor Simulasyon Sonuçları (Turbojet)	Motor Simulasyon Sonuçları (Turbofan)	
Tasarım hızı ve S.T.P. de itki miktarı	973 N	1998 N	
Tasarım hızı dev/dk	61500	61500	
Tasarım hızındaki C_{pr} (Çekirdek kompresör)	3.86 : 1	3.84 : 1	
Kütle akışı	1488 Gr/sn	<u>çekirdek</u> 2254 Gr/sn	<u>bypass</u> 1578 Gr/sn
Maximum E.G.S.	1344 K	1344 K	
Yakıt tüketimi	1860 Gr/dk	2532 Gr/dk	
Özgül yakıt tüketimi	31.87 Gr/(Kn*sn)	21.12 Gr/(Kn*sn)	

Tablo 2'de görüldüğü gibi, turbofan motorunun 0.7 bypass oranında toplam itkisi (yüksüz), referans turbojet modelinin iki katıdır. Düşük basınç kompresörü diğer bir deyişle 'fan kademesi' sistemdeki pozitif işlevselliğini göstermektedir. Fan kademesinin eklenmesi, sistemin çekirdek bölümüne çok daha fazla hava emmesini de sağlamaktadır. Sonuç olarak, hava kütle akışı %50 gibi önemli bir ölçüde artmaktadır (fiziksel debi 1488 gr/sn'den 2254 gr/sn'ye). Yakıt kütlesi akışı buna bağlı olarak artmasına rağmen, turbofan motorunun referans turbojete göre ÖYT (yüksüz) değeri yaklaşık % 33 oranında azalmaktadır. Zemin motor simülasyonları deniz seviyesi standartlarının dışında, her iki motorda da kompresör tasarım hızı için 10000 m yükseklikte karşılaştırılmıştır. Yükseklik seviyesi, muadil Orta İrtifa Yüksek Uçuş Menzili (OİYUM, MALE) İHA uygulamalarının çalışma yükseklikleri dikkate alınarak belirlenmiştir. Simülasyon sonuçları bu irtifada farklı Mach değerleri için Tablo 3'te sunulmaktadır.

Tablo 3. Referans Turbojet ve Uyarlanmış Turbofanın 10000 m Yükseklikte Performans Karşılaştırması

61500 dev/dk 10000 m yükseklikte	Turbojet					Turbofan				
Mach	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
İtki (N)	101	202	302	403	503	148	296	444	592	738
Yüksüz itki (N)	190	380	570	759	948	378	755	1133	1510	1886
ÖYT [Gr/(Kn*sn)]	342.2	169.7	111.6	82.0	63.9	327.4	162.0	106.1	77.5	59.9
Yüksüz ÖYT [Gr/(Kn*sn)]	181.6	90.0	59.2	43.5	33.9	128.5	85.3	41.6	30.4	23.5

Tablo 3'te turbofan motor konsepti, 10000 m rakımda da turbojet üzerindeki üstünlüğünü göstermektedir. Yüksüz toplam itki, fan kademesi eklenmesiyle neredeyse iki katına çıkmaktadır ve normal itki, farklı çalışma durumları için yaklaşık %50 oranında artmaktadır. ÖYT'nin geçerli bir ölçüsü olan yüksüz ÖYT, değişken Mach değerleri için yaklaşık %30 oranında azalmaktadır. Sonuç olarak, beklendiği gibi, düşük basınç kompresör sistemi hem toplam itki hem de ÖYT parametreleri için daha yüksek termodinamik performans sonuçları sağlamaktadır. Sonuçlar ayrıca mikro ölçekli İHA motor uygulamaları üzerindeki turbofan yapısının uygulanabilirliğini de göstermektedir.

SONUÇ

Bu çalışmada, basit bir mikro turbojetten turbofana dönüşebilecek motor konsepti için performans haritası tabanlı termodinamik çevrim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu dönüşüm sonucunda, maksimum itkinin %105 oranında arttığı ve özgül yakıt tüketiminin %33 azaldığı bulgularına ulaşılmıştır.

Kaynaklar

Cirigliano, D., Frisch, A. M., Liu, F., & Sirignano, W. A., 2017. Diesel, Spark-Ignition, and Turboprop Engines for Long-Duration Unmanned Air Flights. *Journal of Propulsion and Power*, 34(4), 878-892.

- İlhan, M., Gürbüz, M. T., & Acarer, S., 2019. Unified Low-Pressure Compressor Concept for Engines of Future High-Speed Micro-Unmanned Aerial Vehicles. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 233(14), 5264-5281.
- Kadosh, K., & Cukurel, B., 2017. Micro-Turbojet to Turbofan Conversion via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 139(2), 022603.
- Lieh, J., Spahr, E., Behbahani, A., & Hoying, J., 2011. Design of Hybrid Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibition.
- Palman, M., Leizeronok, B., Cukurel, B., 2019. Mission Analysis and Operational Optimization of Adaptive Cycle Micro-Turbofan Engine in Surveillance and Firefighting Scenarios. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 141(1), 011010.
- Rolt, A. M., & Kyprianidis, K., 2010. Assessment of New Aero Engine Core Concepts and Technologies in the EU Framework 6 NEWAC Programme. *ICAS 2010 Congress Proceedings*.
- Wilfert, G., Sieber, J., Rolt, A., Baker, N., Touyeras, A., & Colantuoni, S., 2007. New Environmental Friendly Aero Engine Core Concepts. XVIII International Symposium of Air Breathing Engines.