

# ARDYANMALI VE AYRIK AKIŞLI TURBOFANLARDA FAN BASINÇ ORANI VE BYPASS ORANIYLA TOPLAM VERİMİN DEĞİŞİMİNİN İNCELENMESİ

Önder TURAN\*

Anadolu Üniversitesi  
Siv. Hav. Yük.Ok.,26470, Eskişehir  
onderturan@anadolu.edu.tr

T.Hikmet KARAKOÇ

Anadolu Üniversitesi  
Siv. Hav. Yük.Ok.,26470, Eskişehir  
hkarakoc@anadolu.edu.tr

*Geliş Tarihi: 28 Nisan 2009, Kabul Tarihi: 06 Ağustos 2009*

## ÖZET

*Toplam verim, iki sistemi ön tasarımda önemli bir parametredir ve motordan elde edilen itki gücünün motora verilen ısı enerjisiye oranı olarak tanımlanır. Bu çalışmada, ayrik akışlı ve ardyanmalı turbofan motorlarda fan basınç oranı ve bypass oranı değişkenlerinin motorun toplam verimi üzerindeki etkileri araştırılmıştır. Bu amaçla motora ait fan basınç oranı—bypass oranı—toplam verim değişimlerini üç boyutlu gösteren yüzey grafikleri oluşturulmuş ve üç farklı uçuş hızı için bilgisayar deneyleri yapılarak elde edilen sonuçlar yorumlanmıştır.*

*Anahtar Kelimeler: Ayrik akışlı turbofan, Ardyanma, Toplam verim, Uçak itkisi*

## ANALYSIS OF OVERALL EFFICIENCY VARIATION WITH FAN PRESSURE RATIO AND BYPASS RATIO FOR AFTERBURNING AND SEPARATE FLOW TURBOFANS

### ABSTRACT

*Overall efficiency is an important design parameter of the engine in preliminary design and defined as the ratio of aircraft thrust power to the rate of thermal energy released in the engine. In this paper, effects of the fan pressure ratio and the bypass ratio on engine overall efficiency were investigated for afterburning and separate flow turbofans. With this purpose, fan pressure ratio—bypass ratio—overall efficiency three dimensional graphs were developed and then computer experiment results were evaluated for three different flight Mach number.*

*Keywords: Separate flow turbofan, Afterburner, Overall efficiency, Aircraft propulsion*

## 1. GİRİŞ

Bir uçak itki sistemi tasarımının ilk adımını çevrim analizleri oluşturmaktadır. Bu analizlerde, farklı uçuş ve tasarım koşullarında (örneğin farklı kompresör basınç oranı, fan sıkıştırma oranı, bypass oranı gibi), tasarım limitlerinde (örneğin yanma odası çıkış sıcaklığı, uçulan irtifa gibi), itki sisteminin erişebileceği en yüksek güç, bu güce ulaşmak için harcayacağı yakıt miktarı ve itki sisteminin toplam verimi hesaplanmaktadır.

Uçak güç sistemiyle ilgili yapılan çevrim analizlerinde amaç, uçak motoruna giren akışkanın motor egzostundan çıkarken hızının artırılması (itkinin

arttırılması), bu hedefe ulaşmak için de minimum yakıtın harcanmasıdır. Bu tanımlama ayrıca motorun toplam veriminin yüksek olması anlamına da gelmektedir.

Herhangi bir uçak motorundan (ardyanmalı motor tipleri de dahil olmak üzere) beklenen özellikler şu şekilde sıralanabilir:

- Yüksek özgül itki
- Düşük özgül yakıt sarfiyatı
- Yüksek toplam verim

Uçak itki sistemlerinin çevrim analizlerini çeşitli kaynaklarda bulmak mümkündür [1-8]. Bu çalışmada

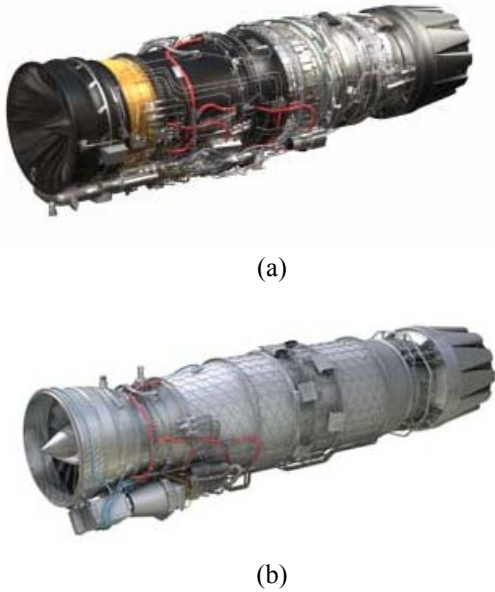
\*Sorumlu Yazar

## Arđyanmalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranıyla Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi

ele alınan ayrıık akışlı motor modelinin arđyanmasız tipi sivil yolcu uaqlarında kullanılan motorlara benzerdir. Ancak bu motor modelinin arđyanmalı modeliyle ilgili çevrim analiz çalışmaları sadece Eken ve Güzel [9,10] tarafından yapılmıştır. Bu analizlerde, fan ve kompresör sıkıştırma oranları ve bypass oranı tasarım değişkenleri olarak ele alınmış olup, bu değişkenlerin özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu çalışmaların dışındaki kaynaklarda [1-8], ayrıık akışlı ve arđyanmalı turbofan motor modeline ait sadece çevrim analiz denklemleri verilmiş olup, çevrim analiz eğrilerine yer verilmemiştir. Literatürde mevcut arđyanmalı motor modelleri, arđyanmalı turbojet ve arđyanmalı-karışık akışlı turbofan motor modelleridir. Bu motor tipleriyle ilgili yapılmış çalışmalar ve üretilmiş motor modelleri de mevcuttur. Ancak bu çalışmada ele alınan ayrıık akışlı ve arđyanmalı turbofan motor modeliyle ilgili üretilmiş bir motor ismine rastlanılmamıştır. Bu alışma bu açıdan da önem taşımaktadır.

Günümüzde askeri ve sivil alanda tasarım ve üretim yapan Boeing, Lockheed Martin ve EADS firmaları mevcuttur. Sikorsky, Bell, Boeing, Agusta Westland ve Eurocopter firmaları, döner kanat retilimi yapmaktadırlar. Bu firmaların motor tedarikçileri de General Electric (GEAE), Rolls Royce (RR), Pratt&Whitney (P&W) ve Snecma firmalarıdır [11-14].

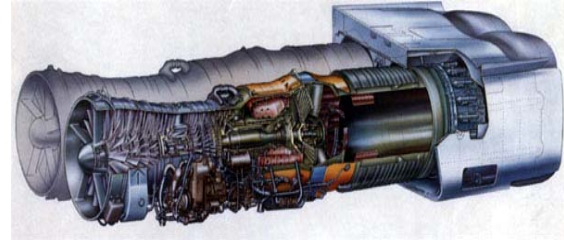
Birkaç istisna dışında savaş uaqları itki değeri yaklaşık 445 kN'dan daha az, tek veya iki kişilik, yüksek performanslı jet motorlara sahiptir [15]. Önümüzdeki on yıllık süreçte 156 milyar dolarlık bir pazar yaratacak 3865 savaş/atak uçağı retilimi gerçekleştirilecektir [16].



şekil 1. Bazı savaş uaqları a) F136 b) EJ200 [17,18]

şekil 1'de günümüzde askeri uaqlarda kullanılan uaqlara ait motor örnekleri görülmektedir. Bu motorların ortak özellikleri, arđyanmalı, dşik bypasslı turbofan tipli olmalarıdır. Bu motorlar yüksek Mach sayısına ulaşabilmekte ve böylelikle sesüstü hızda uçabilmektedirler. Sesüstü hızlara erişim, arđyanmalı askeri uaqlarda mümkün olabilmektedir. Sivil hava taşımacılığında da sesüstü hızda yolcu taşımacılığı denemeleri olmuştur.

II. Dünya savaşından sonra sivil havacılık alanında hızlı ve çok sayıda yolcu taşımacılığı gereksinimi doğmuştur. Bu anlamda ses hızı önemli bir parametre olmuştur. Sesüstü yolcu taşımacılığında Fransa ve İngiltere ilk adımı atmış ve ses hızının iki katını aşabilen yüksek performanslı bir Concorde uçağını geliştirmişlerdir. şekil 2'de Concorde uçağının Olympus 593 motorunun yapısı görülmektedir [19-20].



şekil 2. Olympus 593 motoru [20]

şekil 2'deki Olympus 593 Mrk610 turbojet motoru arđyanmalı olup, Rolls-Royce/SNECMA yapımıdır (Wikipedia Snecma\_Olympus\_593, 2008). Arđyanmalı halde kalkış durumunda 170 kN, seyahat sesaltı hızında ise yaklaşık 44.5 kN 'luk bir itki üretebilmektedir. Özgül yakıt sarfiyatı (SFC) ise arđyanmalı durumda yaklaşık 34 g/kN.s'dir [21-23].

Bu çalışmada, sesüstü hıza ulaşabilecek ve hem askeri hem de sivil alanda yüksek hızlı yolcu taşımacılığında kullanılabilecek bir motor tipi ele alınmıştır. Bu motor, birincil ve ikincil olmak üzere ayrıık akışlı, her bir akışında arđyanma yapabilen bir turbofan motorudur. Çalışmadaki amaç, motorun fan basınç oranı ve bypass oranı gibi iki önemli tasarım parametresine bağlı motor toplam verim yüzeyleri oluşturmak, bu iki parametrenin, itki sisteminin toplam verimine etkisini incelemek ve bunları yorumlamaktır. Çalışmada hedeflenen bir diğer amaç ise ileriki çalışmalarda toplam verime bağlı yapılacak olan bir optimizasyon çalışması için amaç fonksiyon yüzeyleri oluşturmaaktır. Fan basınç oranı ve bypass oranı, motor performansı, ısıl, itki ve toplam verimler, özgül yakıt sarfiyatı, özgül itki ve motor boyutu parametreleri üzerinde etkilidir ve bu nedenle bu çalışmada ana değişkenler olarak seçilmiştir.

## 2. TURBOFAN MOTORUNUN FAN BASINÇ ORANI—BYPASS ORANI—TOPLAM VERİM YÜZEYLERİNİN OLUŞTURULMASI

İtke grubu tipine ait çevrim analizlerinin yapılması için motora ait bileşenlerin giriş ve çıkış koşullarının numaralandırılması gerekmektedir. Çevrim analizleri, aracı akışkanın termodinamik değişimlerini inceler. Çevrim analizleri, parametrik çevrim analizi (tasarım noktası) ve performans analizi (tasarım noktası dışı veya off-dizayn) olmak üzere iki kısma ayrılır. Parametrik analiz, farklı uçuş koşulları, tasarım seçimleri ve tasarım kısıtları altında (örneğin malzeme dayanım sıcaklığı) motor performansını belirlemektedir. Performans analizi (tasarım dışı analizler veya off-dizayn) ise belirlenen parametrik analizi yapılmış bir itki sisteminin farklı uçuş ve tasarım koşullarında performansının hesaplanmasını sağlar. Uçak gaz türbinlerinin parametrik ve performans analiz denklemlerini çeşitli kaynaklarda bulmak mümkündür [1-10]. Ayrık akışlı ve ardaynmalı turbofan motora ait istasyon numaraları ve parametrik analiz denklemleri, çalışmanın Ek bölümünde verilmiştir.

Ayrık akışlı ve ardaynmalı turbofan motorunun fan basınç oranı ve bypass oranına bağlı toplam verim yüzeylerinin oluşturulması için MATLAB programlama dilinde bir yazılım geliştirilmiştir. Hesaplamalar SI birim sisteminde yapılmıştır. Toplam verimin hesaplanması için aşağıda sıralanan (a-h) arasındaki değerlerin girilmesi gerekir. Bu parametreler şunlardır:

- a) Uçuş Mach sayısı ve irtifa sıcaklığı
- b) Kompresör, türbin ve yanma odaları için özgül ısılar ve özgül ısı oranları
- c) Birincil ve ikincil lüleler için basınç oranları
- d) Fan, kompresör ve türbin için politropik verimler

- e) Yanma odaları için yanma verimleri
- f) İrtifa statik basıncının birincil ve ikincil egzost lüleleri çıkış basıncına oranları
- g) Türbin giriş, birincil ve ikincil ardaynma çıkış toplam sıcaklıklar
- h) Kompresör sıkıştırma oranı

Yazılımda (a-h) adımları girildikten sonra aşağıdaki yazılım adımları işlenir;

- i) Fan basınç oranı başlangıç değeri
- j) Fan basınç oranı bitiş değeri
- k) Bypass oranı başlangıç değeri
- l) Bypass oranı bitiş değeri
- m) Parametrik hesaplamalar gerçekleştirilir
- n) Fan basınç oranı—bypass oranı—toplam verim meshc (üç boyutlu, renk ölçekli ve eşyükselti eğrisi) grafiklerinin çizilmesi

Şekil 3'te fan sıkıştırma oranı ve bypass oranına bağlı toplam verim yüzeyleri görülmektedir. Bu yüzeylerin çizilmesi için Çizelge 1'de gösterilen uçuş ve tasarım koşullarındaki değerler alınmıştır.

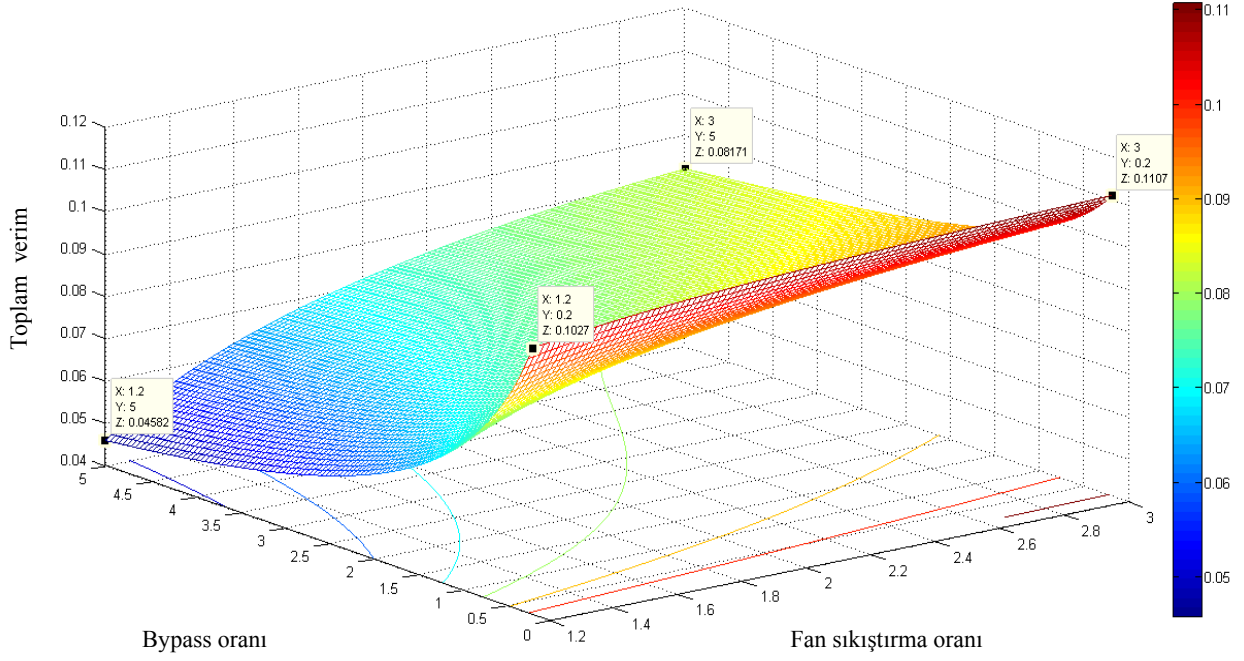
Şekil 3'te Uçuş Mach sayısı 0.8 için elde edilen renk ölçekli, üç boyutlu ve eşyükselti eğri grafikte, bypass oranı, toplam verim üzerinde oldukça etkili olduğu görülmüştür. Bu eğri üzerinde kırmızı bölgeler toplam verimin yüksek olduğu tasarım bölgelerini temsil etmektedir. Bypass oranının yükselmesi yani bu motor tipinin ticari uçaklarda kullanılan motor tipine yaklaşması ya da yüksek bypasslı olması, motorun toplam verimini düşürmektedir. Fan sıkıştırma oranının artması ise toplam verimi artırmaktadır.

Şekil 4 ve Şekil 5'de uçuş hızları 1.5 ve 2 Mach olmak üzere fan basınç oranı-bypass oranı-toplam verim yüzeyleri ayrı ayrı gösterilmiştir. Değişkenlerin eğrilerin köşe noktalarında aldıkları değerler, eğri üzerinde x, y, z şeklinde verilmektedir.

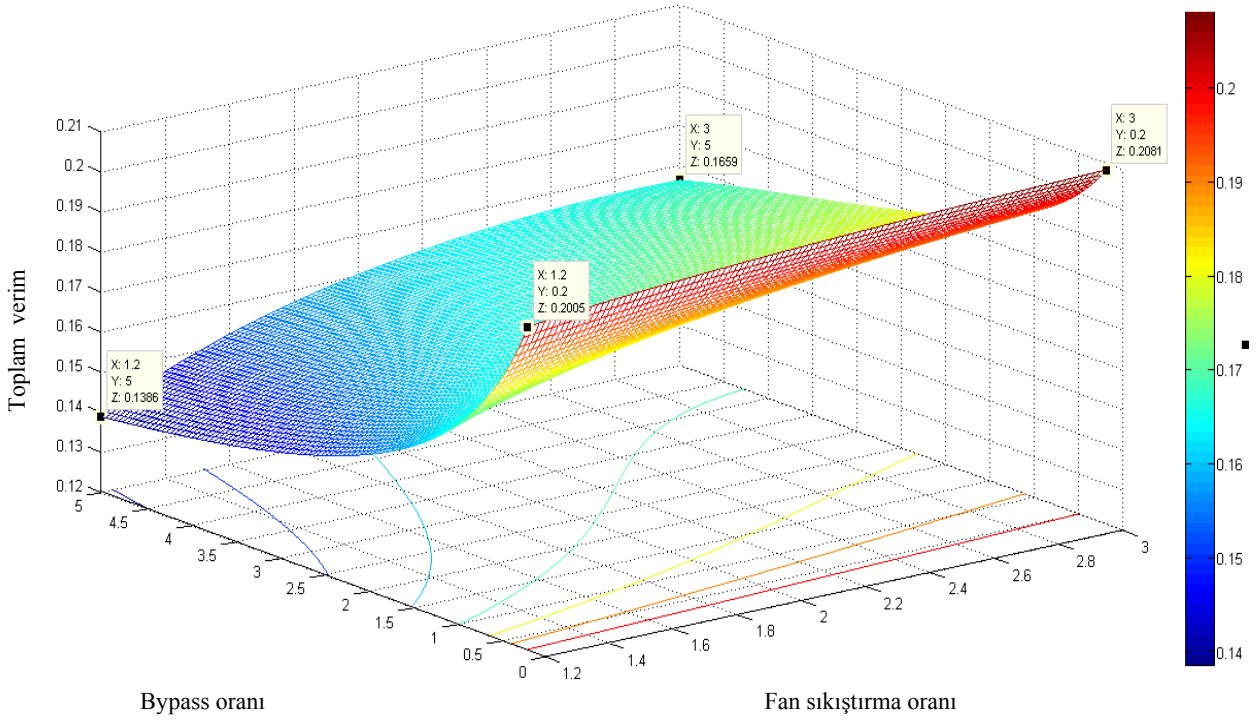
**Çizelge 1.** Örnek bir motora ait girdi değerleri

$T_0$ (K)	$h_{PR}$ (kJ/kg)	$\pi_c$	$\pi_b$	$\pi_{AB}$	$\pi_n$	$\pi_{fn}$
227	42,500	15	0.98	0.94	0.98	0.98
$\gamma_c$	$\gamma_t$	$C_{pc}$ (kJ/(kg.K))	$C_{pt}$ (kJ/(kg.K))	$C_{pAB}$ (kJ/(kg.K))	$C_{pDB}$ (kJ/(kg.K))	$\gamma_{DB}$
1.4	1.3	1.004	1.235	1.235	1.235	1.3
$\gamma_{AB}$	$\gamma_t$	$\pi_{dmax}$	$T_{t4}$ (K)	$T_{t7}$ (K)	$T_{t17}$ (K)	$e_c$
1.3	1.3	0.98	1945	2222	2222	0.90
$e_f$	$\eta_b$	$\eta_m$	$e_t$	$P_0/P_9$	$P_0/P_{19}$	$\pi_{DB}$
0.89	0.99	0.99	0.91	0.9	0.8	0.94
$\eta_{AB}$	$\eta_{DB}$					
0.95	0.95					

Arđyanmalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranıyl  
Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi

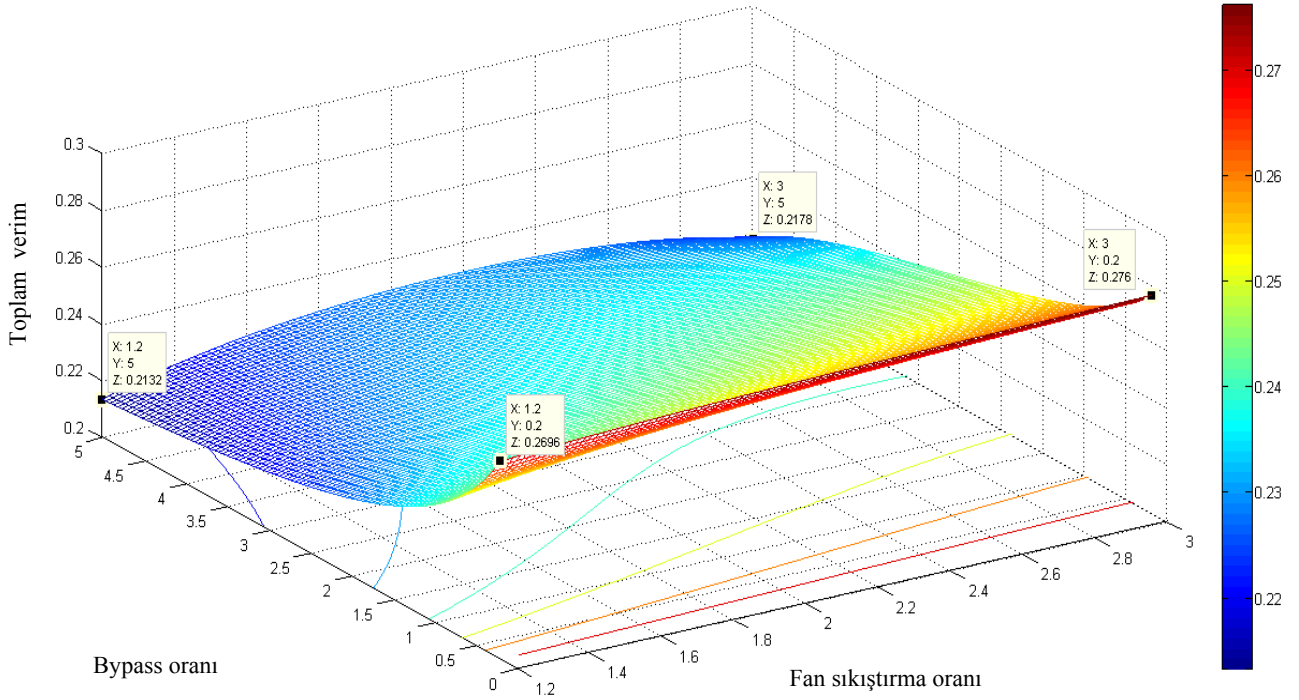


Şekil 3.  $M_0=0.8$  için bypass oranı—fan sıkıştırma oranı—toplam verim yüzeyi (eksenler: x:fan sıkıştırma oranı; y: bypass oranı; z: toplam verim)



Şekil 4.  $M_0=1.5$  için bypass oranı—fan sıkıştırma oranı—toplam verim yüzeyi (eksenler: x:fan sıkıştırma oranı; y: bypass oranı; z: toplam verim)

Ardyanmalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranı ile  
Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi



**Şekil 5.**  $M_0=2$  için bypass oranı—fan sıkıştırma oranı—toplam verim yüzeyi (eksenler: x: fan sıkıştırma oranı; y: bypass oranı; z: toplam verim)

Uçuş Mach sayısı 0.8, 1.5 ve 2 olmak üzere sesaltı ve sesüstü akışlar için fan basınç oranı ve bypass oranına bağlı motor toplam verim değerleri Çizelge 2’de verilmektedir.

**Çizelge 2.** Farklı hızlarda toplam verimin değişimi

Değer	Toplam verim ( $\eta_0$ )
$\pi_f=1.2, \alpha=0.2$	0.1027 <sup>a</sup>
	0.2005 <sup>b</sup>
	0.2696 <sup>c</sup>
$\pi_f=3, \alpha=0.2$	0.1107 <sup>a</sup>
	0.2081 <sup>b</sup>
	0.2760 <sup>c</sup>
$\pi_f=1.2, \alpha=5$	0.0458 <sup>a</sup>
	0.1386 <sup>b</sup>
	0.2132 <sup>c</sup>
$\pi_f=3, \alpha=5$	0.0817 <sup>a</sup>
	0.1659 <sup>b</sup>
	0.2178 <sup>c</sup>

<sup>a</sup> $M_0=0.8$ , <sup>b</sup> $M_0=1.5$ , <sup>c</sup> $M_0=2$  için

Çizelge 2’de görüldüğü gibi ayrık akışlı ve her akışında ardyanmaya sahip bir motorun, yüksek hızlarda uçuşması (sesüstü), motorun toplam verimini artırmaktadır. Bypass oranı, motorun toplam verimi üzerinde oldukça etkilidir ve bypass oranı azaldıkça, motorun toplam verimi hem sesaltı hem de sesüstü akış için artmaktadır.

### 3. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, bir uçağı sesüstü hızlara erdirebilecek, hem sivil hem de askeri alanda kullanılacak ayrık akışlı ve her bir akışı ardyanmaya sahip bir turbofan motorunun fan basınç oranı ve bypass oranının motor toplam verimi üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu çalışmanın sonunda;

- i. Sesüstü uçuştaki toplam verim, aynı tasarım şartlarında sesaltı uçuştaki ısı veriminden daha yüksektir.
- ii. Bu tip motorlarda toplam verim, bypass oranının düşük olduğu noktalarda yüksek çıkmaktadır. Fan sıkıştırma oranının artması, toplam verimi de artırmaktadır. Bu değişimler eğrinin özelliğini de yansıtmaktadır. Düşük bypass oranını demek tasarlanan motorun ön çapının düşük olması demektir ki bu da ince ve uzun bir motor tasarlama anlamına gelmektedir.
- iii. Bu çalışmada, fan sıkıştırma oranı, bypass oranı ve uçuş Mach sayısı gibi üç önemli motor parametresinin motorun toplam verimi üzerindeki etkileri incelenmiş ve yorumlanmıştır. Bu çalışmanın devamı olarak, bu değişkenlere bağlı toplam verim eniyileme (optimizasyon) çalışması ilave edilerek toplam verimin maksimum olduğu tasarım koşulları elde edilebilir.

Ardaynalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranı ile  
Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi

- iv. Literatürde fan basınç oranı—bypass oranı—toplam verim değişimini üç boyutlu olarak bu çalışmada çizilen eğri gösterimleri daha önce yapılmamıştır. Bu anlamda grafikler özgün grafikler olup, değişimler renk ölçekli olarak görülebilmektedir. Değişimlerin üç boyutlu ve renk ölçekli gösterilmesi, parametrelerin amaç fonksiyonuna etkisini kolay ve anlaşılabilir hale getirmektedir
- v. Motorun kompresör sıkıştırma oranı, uçuş irtifası, türbin ve ardayanma giriş sıcaklıkları, kullanılan yakıt tipi ve ısı değeri diğer tasarım parametreleri seçilerek bunlara ait toplam verim yüzeyle çizilebilir ve motor karakteristiği elde edilebilir. Bu tasarım parametrelerine göre optimizasyon çalışmaları yapılabilir.

**Alt ve üst indisler**

a	: a bileşeni
AB	: Ardayanma
b	: Yanma odası; yanma
c	: Kompresör
C	: Motorun gaz jeneratör bölümü
cH	: Yüksek basınç kompresörü
d	: Hava alığı
DB	: Duct yanma odası
f	: Fan
F	: İkincil akım (fan akımı)
fn	: İkincil lüle (fan lülesi)
max	: Maksimum
n	: Lüle
O	: Toplam
t	: Toplam veya durgunluk; türbin
TH	: Isıl
r	: Serbest akım

**SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ**

a	: Ses hızı (m/s)
$C_p$	: Sabit basınçta özgül ısı (kJ/kg-K)
$C_v$	: Sabit hacimde özgül ısı (kJ/kg-K)
e	: Politropik verim
f	: Yakıt-hava oranı
F	: İtke (kN)
$F/\dot{m}_0$	: Özgül itke (N.s/kg)
$g_c$	: Newton sabiti
h	: Özgül entalpi (kJ/kg)
$h_{PR}$	: Yakıtın alt ısı değeri (kJ/kg)
HPC	: Yüksek basınç kompresörü
HPT	: Yüksek basınç türbini
LPT	: Alçak basınç türbini
$\dot{m}$	: Kütleli debi (kg/s)
M	: Mach sayısı
P	: Basınç (Pa)
R	: Ünlversal gaz sabiti ( $m^2/(s^2-K)$ )
SFC	: Özgül yakıt sarfiyatı (g/kN.s);
T	: Sıcaklık (K)
V	: Hız (m/s)

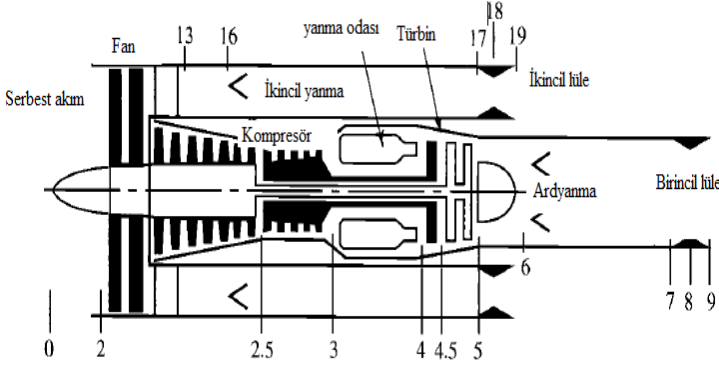
**Yunan harfleri**

$\alpha$	: Bypass oranı
$\eta_m$	: Mekanik verim
$\eta_O$	: Toplam verim
$\eta_P$	: İtke verimi
$\eta_{TH}$	: Isıl verim
$\gamma$	: Özgül ısılar oranı
$\pi$	: Basınç oranı
$\tau$	: Sıcaklık oranı
$\tau_\lambda$	: Yanma odası tanımlanan entalpi oranı

**EK-1 ARDYANMALI VE AYRIK AKIŞLI  
TURBOFAN MOTORUNUN İSTASYON  
NUMARALARI**

**Çizelge E1. Termodinamik noktaların açıklamaları**

İstasyon no	Açıklama
0	Serbest akım
1	Uçak motoru ara yüzü
2	Fan giriş
21	Fan birincil akım çıkışı
13	Fan ikincil akım çıkışı
25	HPC girişi
16	İkincil yanma girişi
18	Bypass lülesi boğaz bölgesi
19	Bypass (ikincil akım) çıkışı
3	Kompresör son kademesi çıkışı
31	Yanma odası girişi
4	Yanma odası çıkışı
45	LPT girişi
5	Soğutma sonrası LPT çıkışı
6	Birincil ardayanma girişi
7	Egzost lüle girişi
8	Egzost lülesi boğaz bölgesi
9	Egzost çıkışı



Şekil E1. Ayrık akışlı ve ardyanmalı turbofan motoruna ait istasyon numaraları

### EK-2 ARDYANMALI VE AYRIK AKIŞLI TURBOFAN MOTORU PARAMETRİK ANALİZİ İÇİN GİRDİ VE ÇIKTI PARAMETRELERİ

Çizelge E2. Motora ait girdi ve çıktı parametreleri

Girdi parametreleri
$M_0, T_0, \gamma_c, c_{p_c}, \gamma_b, c_{p_b}, h_{PR}, \gamma_{AB}, c_{p_{AB}}, \gamma_{DB}, c_{p_{DB}}, \pi_{dmax}, \pi_b, \pi_{AB}, \pi_{DB}$
$\pi_n, \pi_{fn}, e_c, e_f, e_b, \eta_b, \eta_{AB}, \eta_{DB}, \eta_m, P_0/P_9, P_0/P_{19}, T_{t4}, T_{t7}, T_{t17}, \pi_c, \pi_f, \alpha$
Çıktı parametreleri
$F / \dot{m}_0, f, f_{AB}, f_{DB}, SFC, \eta_{TH}, \eta_P, \eta_O$

NOT: Ek-4'te ardyanmalı ve karışık akışlı turbofan motoruna ait parametrik analiz denklemleri verilmektedir. Bu denklemleri [1-10] nolu kaynaklarda da bulmak mümkündür. Çizelge E2'deki girdi parametrelerine göre Çizelge E3'te ki eşitlikler kullanılarak, hem parametrik analizleri hesaplamada hem de bu çalışmada bahsedilen üç boyutlu toplam verim eğrilerinin oluşturulmasında kullanılmıştır.

### EK-3 ARDYANMALI VE AYRIK AKIŞLI TURBOFAN MOTORUNUN PARAMETRİK ANALİZ DENKLEMLERİ

Toplam veya durgunluk sıcaklığı, akışkanın adyabatik olarak hareketsiz kaldığı noktadaki sıcaklığıdır. Termodinamiğin birinci kanunu mükemmel gazlar için uygulanacak olursa;

$$T_t = T + V^2 / (2g_c C_p) \quad (1)$$

elde edilir. Mach sayısı,

$$M = V / a = V / \sqrt{\gamma g_c R T} \quad (2)$$

olarak yazıldığında toplam sıcaklığı veren Denk. (3) aşağıdaki gibi elde edilir:

$$T_t = T \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (3)$$

Toplam veya durgunluk basıncı  $P_t$ , akışkanın adyabatik ve tersinir olarak durma halindeki sahip olduğu basınç değerini ifade eder.

$$P_t / P = (T_t / T)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4)$$

olduğundan aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$P_t / P = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (5)$$

Toplam basınç oranı  $\pi$ , toplam sıcaklık oranı  $\tau$  ile gösterilecek olursa;

$$\pi_a = \frac{\text{a bileşeni çıkışındaki toplam basınç}}{\text{a bileşeni girişindeki toplam basınç}} \quad (6)$$

$$\tau_a = \frac{\text{a bileşeni çıkışındaki toplam sıcaklık}}{\text{a bileşeni girişindeki toplam sıcaklık}} \quad (7)$$

Yukarıdaki genel gösterimden serbest akım noktaları ayrı gösterimle ifade edilir:

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \quad (8)$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (9)$$

Yanma odası çıkış entalpisi  $\tau_\lambda$  ise aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t \text{ yanma odası çıkış}}}{h_0} = \frac{(C_p T_t)_{\text{yanma odası çıkış}}}{(C_p T)_0} \quad (10)$$

Ardyanmalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranı ile  
Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi

**Çizelge E3.** Ardyanmalı ve ayrık akışlı motorun parametrik analiz denklem çizelgesi

Denklem	No	Denklem	No
$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc}$	(11)	$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda}$	(27)
$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt}$	(12)	$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r [\tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1)]}{\eta_m \tau_\lambda (1 + f)}$	(28)
$R_{AB} = \frac{\gamma_{AB} - 1}{\gamma_{AB}} C_{pAB}$	(13)	$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda}$	(27)
$R_{DB} = \frac{\gamma_{DB} - 1}{\gamma_{DB}} C_{pDB}$	(14)	$\pi_t = \tau_t^{1/(\gamma_t - 1) e_t}$	(29)
$a_0 = \sqrt{\gamma_c g_c R_c T_0}$	(15)	$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{1/e_t}}$	(30)
$V_0 = a_0 M_0$	(16)	$p_{t9} / p_0 = (p_0 / p_9) \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_{tAB} \pi_n$	(31)
$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$	(17)	$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{AB} - 1} \left[ \left( \frac{p_{t9}}{p_0} \right)^{\gamma_{AB} - 1} - 1 \right]}$	(32)
$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$	(18)	$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t7} / T_0}{(p_{t9} / p_9)^{(\gamma_{AB} - 1) / \gamma_{AB}}}$	(33)
$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r$	(19)	$\frac{V_9}{V_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_{AB} R_{AB} T_9}{\gamma_c R_c T_0}}$	(34)
$\tau_\lambda = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$	(20)	$p_{t9} / p_{19} = (p_0 / p_{19}) \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{DB} \pi_{fn}$	(35)
$\tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t7}}{C_{pc} T_0}$	(21)	$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{DB} - 1} \left[ \left( \frac{p_{t19}}{p_0} \right)^{\gamma_{DB} - 1} - 1 \right]}$	(36)
$\tau_{\lambda DB} = \frac{C_{pDB} T_{t17}}{C_{pc} T_0}$	(22)	$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{T_{t17} / T_0}{(p_{t19} / p_{19})^{(\gamma_{DB} - 1) / \gamma_{DB}}}$	(37)
$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_c)}$	(23)	$\frac{V_{19}}{V_0} = M_{19} \sqrt{\frac{\gamma_{DB} R_{DB} T_{19}}{\gamma_c R_c T_0}}$	(38)
$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_c - 1}$	(24)	$f_{AB} = (1 + f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_\lambda \tau_t}{h_{PR} \eta_{AB} / (C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB}}$	(39)
$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_f)}$	(25)	$f_{DB} = \frac{\tau_{\lambda DB} - \tau_r \tau_f}{h_{PR} \eta_{DB} / (C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda DB}}$	(40)
$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_f - 1}$	(26)	$SFC = \frac{f + f_{AB} + \alpha f_{DB}}{(1 + \alpha)(F / \dot{m}_0)}$	(41)



**Çizelge E3. (Devam)** Ardyanmalı ve ayrık akışlı motorun parametrik analiz denklem çizelgesi

Denklem	No
$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{(1+\alpha)g_c} \left[ (1+f+f_{AB}) \frac{V_9}{V_0} - M_0 + (1+f+f_{AB}) \frac{R_{AB}}{R_c} \frac{T_9/T_0}{V_9/V_0} \frac{1-P_0/P_9}{\gamma_c} \right] +$ $\frac{\alpha a_0}{(1+\alpha)g_c} \left[ (1+f_{DB}) \frac{V_{19}}{V_0} - M_0 + (1+f_{DB}) \frac{R_{DB}}{R_c} \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/V_0} \frac{1-P_0/P_{19}}{\gamma_c} \right]$	(42)
$\eta_P = \frac{2M_0 \left[ (1+f+f_{AB}) V_9/a_0 + \alpha(1+f_{DB}) V_{19}/a_0 - (1+\alpha)M_0 \right]}{\left[ (1+f+f_{AB}) (V_9/a_0)^2 + \alpha(1+f_{DB}) (V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2 \right]}$	(43)
$\eta_{TH} = \frac{a_0^2 \left[ (1+f+f_{AB}) (V_9/a_0)^2 + \alpha(1+f_{DB}) (V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2 \right]}{2h_{PR} (f+f_{AB} + \alpha f_{DB})}$	(44)
$\eta_O = \eta_{TH} \eta_P$	(45)

#### 4. KAYNAKLAR

- [1] Mattingly, D., J., “Elements of Gas Turbine Propulsion”, McGraw-Hill International Editions, Singapore, 1996.
- [2] Mattingly, D., J., Heiser, H.,W. ve Pratt, T.,D., “Aircraft Engine Design”, Second Edition, AIAA Education Series, A.B.D., 2002.
- [3] Mattingly, D., J., Heiser, H.,W. ve Pratt, T.,D., “Aircraft Engine Design”, Third Printing, AIAA Education Series, A.B.D., 1987.
- [4] Hill, P. ve Peterson, C., “Mechanics and Thermodynamics of Propulsion”, Second Edition, Addison Wesley Publishing Company, A.B.D., 1992.
- [5] Oates, C.,G., “Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion”, Fourth Printing, AIAA Education Series, A.B.D., 1988.
- [6] Cohen, H., Rogers, G., F. ve Saravanamuttoo, H.,I., “Gas Turbine Theory”, 4th Edition, Longman Group Limited, England, 1996.
- [7] Bathie, W.,W., “Fundamentals of Gas Turbines”, Second Edition, John Wiley&Sons, A.B.D., 1996.
- [8] Turan, Ö., “Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz ve Değerlendirme Programları”, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2000.
- [9] Eken, Ö., “Ardyanmalı Turbofan Motorlarında Kompresör Sıkıştırma ve Bypass Oranına Bağlı Performans Yüzeylerinin Oluşturulması”, Bitirme Tezi, Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü, Eskişehir, 2008.
- [10] Güzel, E., “Ardyanmalı Turbofan Motorlarında Fan Sıkıştırma ve Bypass Oranına Bağlı Performans Yüzeylerinin Oluşturulması”, Bitirme Tezi, Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü, Eskişehir, 2008.
- [11] Aboulafia, R. (2007, January). World Aviation/Defense Market Outlook, Teal Group Corporation. Briefing to Industrial College of the Armed Forces Aircraft Industry Seminar, Ft McNair Washington DC, January, 2007. Briefing Charts 1-43.
- [12] Anderson, W., McGuinness, J. and Spicer, J (2001). From Chaos to Clarity: How Current Cost Based Strategies are Undermining the Department of Defense. Fort Belvoir, VA: DAU Press. Associate Press (2005). ChinaDaily.com. China Close to Making Homegrown Jet. Retrieved from: [http://www.chinadaily.com.cn/english/doc/2005-09/23/content\\_480414.htm](http://www.chinadaily.com.cn/english/doc/2005-09/23/content_480414.htm)
- [13] Newhouse, J. Boeing vs. Airbus. New York, NY: Random House Inc. 2007. NGATS Institute website. (2007). Retrieved March 30, 2007, from [http://www.ncat.com/ngats/ngats\\_vip.html](http://www.ncat.com/ngats/ngats_vip.html)
- [14] Fort McNair, Aircraft Industry, Spring 2007, Industry Study Final Report, The Industrial College of the Armed Forces National Defense University
- [15] Aerospaceweb.org for explanation of aircraft generations <http://www.aerospaceweb.org/questions/history/q0182.shtml>.

Ardayanmalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranıyla  
Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi

[16] Federal Aviation Administration (FAA) (2007) FAA Aerospace Forecasts FY 2007-2020 [http://www.faa.gov/data\\_statistics/aviation/aerospace\\_forecasts/2007-2020](http://www.faa.gov/data_statistics/aviation/aerospace_forecasts/2007-2020).

[17] [http://www.rollsroyce.com/defence\\_aerospace/products/combat/f136/tech.jsp](http://www.rollsroyce.com/defence_aerospace/products/combat/f136/tech.jsp).

[18] [http://www.rollsroyce.com/defence\\_aerospace/products/combat/ej200/default.jsp](http://www.rollsroyce.com/defence_aerospace/products/combat/ej200/default.jsp)

[19] Centennialofflight,2008, [http://www.centennialofflight.gov/essay/Commercial\\_Aviation/High\\_Speed/Tran11.htm](http://www.centennialofflight.gov/essay/Commercial_Aviation/High_Speed/Tran11.htm)

[20] Concordecollectables,2008, [http://www.concordecollectables.com/images/concorde\\_engine\\_metals.jpg](http://www.concordecollectables.com/images/concorde_engine_metals.jpg)

[21] Concordesst,2008 <http://www.concordesst.com/powerplant.html>

[22] Stanford,2008 <http://adg.stanford.edu/aa241/propulsion/largefan.html>

[23] Turbokart,2008, [http://www.turbokart.com/about\\_olympus.htm](http://www.turbokart.com/about_olympus.htm)

## ÖZGEÇMİŞLER

### **Yard. Doç. Dr. Önder TURAN**

Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Uçak Motor Bakım Bölümünden 1998 yılında mezun

oldu. 1998-2000 yıllarında aynı üniversitenin Fen Bilimleri Enstitüsünden yüksek lisans, 2002-2007 yıllarında da doktora eğitimini tamamladı. Akışkanlar mekaniği, termodinamik, gaz türbinleri, eniyileme ve genetik algoritma konuları ile ilgilenmektedir. Halen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulunda öğretim üyesi olarak çalışmaktadır.

### **Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ**

1980’de Anadolu Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünü bitirdi. 1982’de Yıldız Teknik Üniversitesi’nden Yüksek Lisans Derecesini aldı. 1987’de Doktor, 1988’de Yardımcı Doçent, 1991’de Doçent, 1997’de Profesör oldu. Araştırma konuları Tesisat, Gaz Türbinleri, Havacılık, Yakıtlar ve Yanma, Doğalgaz ve Enerji Ekonomisidir. Ulusal ve uluslararası 60 makale ve bildirisi, ayrıca 10 kitabı yayınlanmıştır. TTMD ve TİMDER dergilerinin Genel Yayın Yönetmenliğini -Editörlüğünü sürdürmektedir. MMO Eskişehir Şubesi, TIBTD, Eskişehir Öğretim Elemanları Derneği ve TTMD’de Yönetim Kurulu üyesi olarak çalışmış olup, Atatürkçü Düşünce Derneği Şubesi ve Eskişehir Arama Kurtarma Derneği (ESKUT) Başkanlığı görevlerini yürütmüştür. ÇİTOSAN, ESÇİM, 1.Hv. İk. Bk., ODE, İzocam, Gelişim Teknik ve Demirdöküm için çeşitli proje çalışmaları, kitap çalışmaları ve danışmanlık yapmıştır.

Halen Anadolu Üniversitesi’nde öğretim üyesidir. Evli ve bir çocuk babasıdır.