

**BULANIK MANTIK DENETLEYİCİSİ İLE UÇAK YAKIT
TÜKETİMİNİN MODELLENMESİ**

Ümit İSKENDER

**DOKTORA TEZİ
MAKİNE EĞİTİMİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**AĞUSTOS 2007
ANKARA**

Ümit İSKENDER tarafından hazırlanan BULANIK MANTIK DENETLEYİCİSİ İLE UÇAK YAKIT TÜKETİMİNİN MODELLENMESİ adlı bu tezin Yüksek Lisans/Doktora tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Prof.Dr.Muammer NALBANT

Tez Yöneticisi

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği Makine Eğitimi Anabilim Dalında Doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan: : Prof.Dr.Hadi GÖKÇEN

Üye : Prof.Dr.Ali Kemal YAKUT

Üye : Prof.Dr.Muammer NALBANT

Üye : Doç.Dr.Adnan SÖZEN

Üye : Doç.Dr. Erol ARCAKLIOĞLU

Tarih : 03/08/2007

Bu tez, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygundur.

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Ümit İSKENDER

BULANIK MANTIK DENETLEYİCİSİ İLE UÇAK YAKIT TÜKETİMİNİN MODELLENMESİ

(Doktora Tezi)

Ümit İSKENDER

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

Ağustos 2007

ÖZET

Analizi yapılan sistemin amacı; jet motorunun yanma basıncını simule ederek jet motoru yakıt sistemini etkinleştirmektir. Yakıt akışı, yakıt nozulu vasıtasıyla tanka pülverize edilir. Tanktaki sıvının seviyesi bir sıvı kontrolörüyle kontrol edilir. Basınç, gerçek zamanlı bilgisayar kontrollü bir dijital cihaz ile düzenlenir. Aynı bilgisayar, 10 ms örnekleme oranı ile tasarlanmış bir basınç kontrolünü yapacak şekilde de kullanılmıştır. Kombastör basıncı yakıt sisteminin stabilitesi için önemli bir parametredir ve kararlı rejimde $\pm\%1$, geçici rejimde $\pm\%2.5$ toleransla kontrol edilmesi gerekir. Bu basınç şu anda bir PI kontrolörü ile belirtilen toleransları tam manasıyla karşılamayan şekilde kontrol edilmektedir. Bu PI kontrolör muhtemelen daha iyi performans kazanmak için tavsiye edilebilir ancak bu çalışmada bulanık mantık kullanılarak kontrol yapıldığında yukarıdaki mahzurlar ortadan kaldırılabilecektir.

Bilim Kodu : 708.3.015
Anahtar Kelimeler : Uçak motoru, bulanık mantık, yakıt
Sayfa Adedi : 109
Tez Yöneticisi : Prof.Dr.Muammer NALBANT

MODELLING OF AIRCRAFT FUEL CONSUMPTION BY FUZZY LOGIC
(Ph.D. Thesis)

Ümit İSKENDER

GAZİ UNIVERSITY
INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY
August 2007

ABSTRACT

Aim of the system stated is to develop jet engine fuel system by simulating burning pressure of jet engine. Fuel flow is pulverized to the tank with fuel nozzle. Fuel quantity is controlled with the liquid controller. Pressure is set by real time controlled digital machine. Same computer is also used to control pressure with 10 ms. ratio. Combustion pressure is an important parameter for the stabilization of system and has to be controlled with ; at constant regime % 1, at variable regime % 2.5 tolerance. Now this pressure is controlled with PI controller and this PI controller is not effective. This PI controller may be advised to gain more performance but with this experiment ; by fuzzy logic, fuel consumption performance will be much more effective.

Science Code : 708.3.015

Key Words : Aircraft engine, fuzzy logic, fuel

Page Number: 109

Adviser : Prof. Dr. Muammer NALBANT

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla ben yönlendiren Hocam Prof. Dr. Muammer NALBANT'a yine kıymetli tecrübelerinden faydalandığım hocam Doç. Dr. Adnan SÖZEN' e, ayrıca beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan çok değerli aileme teşekkürü bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	viii
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	ix
RESİMLERİN LİSTESİ	x
1. GİRİŞ	1
2. UÇAK MOTORLARI	7
2.1. Jet Motorunun Tarihi	7
2.2. Jet Motorları	10
2.2.1. Uçak motor tipleri	13
2.2.2. Temel bölümler	23
2.3. Jet Motorlarında Kullanılan Yakıt	31
2.3.1. Yakıtların fiziksel özellikleri	33
2.4. Bir Uçağın Yakıt Tüketimi	40
3. BULANIK MANTIK TEMEL PRENSİPLERİ	43
3.1. Bulanık Olasılığı	43
3.2. Bulanık Mantık Sistemler	43
3.3. Bulanık Kümelerde İşlemler	46
3.4. Üyelik Fonksiyonları	47
3.4.1. Üçgen üyelik fonksiyonları	47

4. JET MOTORU YAKIT SİSTEMİNİN BULANIK MANTIK İLE MODELLENMESİ	72
4.1. Jet Motoru Yakıt Sistemi	72
KAYNAKLAR	102
ÖZGEÇMİŞ	109

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 4.1. Üyelik fonksiyonlarının bulanık kuralları temelleri	90

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Bir uçağın güç diyagramı.....	2
Şekil 2.1. Heinkel S-3 türbo jet motoru	7
Şekil 2.2. Temel Prensip	9
Şekil 2.3. Turbo pervane	15
Şekil 2.4. Türbo jet motorunun görünüşü	17
Şekil 2.5. Türbo jet motorun kesiti	17
Şekil 2.6. Türbo jet motoru bölümleri.....	18
Şekil 2.7. Çift makaralı, eksenel akışlı, art yanmalı turbojet motoru.....	20
Şekil 2.8. Ön fanlı turbofan motoru	21
Şekil 2.9. Arka fanlı turbofan motoru	22
Şekil 2.10. İki şaftlı turbofan motoru	22
Şekil 2.11. Bypass motoru	23
Şekil 2.12. Yanma çevrimi.....	24
Şekil 2.13. Gaz türbini bölümleri.....	24
Şekil 2.14. Çeşitli uçak yakıtlarının sıcaklığa bağlı buhar basınçları	35
Şekil 2.15. Bazı yakıtların bağıl yoğunluğunun sıcaklıkla değişimi.....	36
Şekil 2.16. Uçuculuk ile alevlenme noktası sıcaklığı arasındaki ilişki.....	37
Şekil 2.17. Bazı yakıtların viskozitelerinin sıcaklıkla değişimi	38
Şekil 2.18. Bazı yakıtların özgül ısı değerlerinin sıcaklıkla değişimi.....	39
Şekil 2.19. Çekme kutupları krokisi.....	40
Şekil 2.20. Deniz seviyesindeki net itme karşılaştırmasının taslağı	41

Şekil	Sayfa
Şekil 2.21. Deniz seviyesindeki TSFC'nin karşılaştırmasının taslağı	41
Şekil 3.1. Bulanık mantık sisteminin basit yapısı	43
Şekil 3.2. A ve B bulanık kümeleri için Zadeh diyagramı	46
Şekil 3.3. Şekil 3.2'deki A ve B kümeleri için	47
Şekil 3.4. Üyelik fonksiyonu.....	48
Şekil 3.5. Genelleştirilmiş çam üyelik fonksiyonunda parametrelerin fiziksel ifadesi	48
Şekil 3.6. Yaygın olarak kullanılan bulanık mantık ve bulanık eğer o halde kuralları	54
Şekil 3.7. Giriş uzayında bölümlendirme için değişik metotlar	55
Şekil 3.8. Katmanlı gösteriminde ileri beslemeli bir adaptif ağ.....	57
Şekil 3.9. Sugeno model	66
Şekil 3.10. İki girişli iki kurallı Sugeno bulanık model için diğer ANFIS yapısı...	67
Şekil 3.11. Farklı kurallı Sugeno bulanık mantık modeli	68
Şekil 4.1. Yakıt sistemi	74
Şekil 4.2. CFM56 tipi uçak motoru.....	77
Şekil 4.3. CFM56 yakıt dağıtım sistemi	78
Şekil 4.4. J85-13 yakıt kontrol sistemi.....	80
Şekil 4.5. CF6-6 motoru.....	81
Şekil 4.6. CF6-6 motorunun yakıt sistemi	83
Şekil 4.7. J57 motoru yakıt kontrol sistemi.....	85
Şekil 4.8. Oluşturulan bulanık işleyiş şeması.....	86
Şekil 4.9. Tank basıncının konvansiyonel kontrol edilmesi halinde elde edilen test değerleri	87

Şekil	Sayfa
Şekil 4.10. Bulanık mantık denetleyicisi için değişkenlerin -1,1 aralığındaki normalizasyonu	88
Şekil 4.11. Bulanık mantık denetleyicisi	89
Şekil 4.12. Üçgen üyelik fonksiyonu	90
Şekil 4.13. Elde edilen bulanık kontrol yüzey dağılımı	91
Şekil 4.14. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin performansı	92
Şekil 4.15. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin basınçlandırıcı vana stroğu performansı	93
Şekil 4.16. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin hata (%) performansı	94
Şekil 4.17. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin hava menfez vanası Performansı	95
Şekil 4.18. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin performansı	96
Şekil 4.19. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin basınçlandırıcı vana stroğu performansı	97
Şekil 4.20. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin hata (%) performansı	98
Şekil 4.21. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin hava menfez vanası Performansı	99

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 2.1. He S-3 turbo jet motorlu ilk jet uçağı Heinkel He-178.....	8
Resim 2.2. Frank Whittle’ın 1937 yılı Nisan ayında denediğı ilk türbo jet motoru	9
Resim 2.3. İkinci kez yapıldıktan sonra 1938 yılında denenen turbo jet motoru....	9
Resim 2.4. Bir uçakta jet motorunun çalışma şekli.....	11
Resim 2.5. Motor hava girişi.....	25
Resim 2.6. Eksenel akışlı kompresör	26
Resim 2.7. Çok noktalı yanma odası.....	27
Resim 2.8. Yağ basınç göstergesi	28
Resim 2.9. Devir göstergesi	28
Resim 2.10. Eksoz ısı göstergesi.....	29
Resim 2.11. Basit ve karmaşık nozul sistemi.....	29
Resim 2.12. Nozul durum göstergesi	30
Resim 2.13. Afterburning sonrası jet boru donanımı	30
Resim 2.14. Yakıt göstergesi	33

1.GİRİŞ

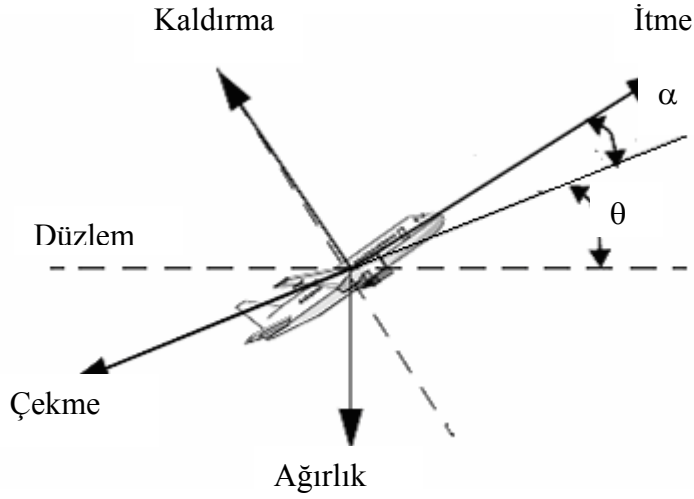
Varolan yakıt tüketim kontrol modellerinde, bir uçağın yakıt tüketimini tahmin etmek için enerji balans eşitlikleri kullanılır. Bu Eşitlikler bir uçağın motor ve aerodinamiğinin karakteristiklerine bağlıdır [1]. Model benzeştirilen farklı performanslardaki bir kombinasyonun temeli olduğu için, kullanıldığında uçağın performansının doğrusal olamayan davranışlarını da içeren bütün katsayıları tanımlamaktadır. Yapay zeka yaklaşımlarının havacılık endüstrisindeki yakıt tüketim uygulamaları oldukça basit prensiplere dayanır.

Havacılık endüstrisinde kullanılan yakıt tüketim modellemeleri iki temel başlık altında verilmektedir:

- Yakıt tüketim modeline dayalı uçak performansı
- Yapay zeka teknikleri ile yakıt tüketim modelleme

Yakıt tüketim modeline dayalı uçak performansı “Advanced Fuel Burn Model” (MOD), olarak literatürde bilinir ve Bela P. Collins tarafından geliştirilmiştir [1]. Bu model enerji balans konseptine dayalı yakıt tüketim değerlendirme modelidir. Enerji balans eşitlikleri bir uçağın seyahati esnasında enerji kazanımları ve kayıplarının tanımlanmasıdır. Bu konsept uçağın enerji performansının modellendiği temel bir bağıntıyı geliştirmek için kullanılmıştır. Bağıntı özel uçaklara adapte edilebilmektedir. Uçağın performansını tarif edebilmek için uçan bir uçak üzerindeki fiziksel güçler Şekil 1.1’de gösterilmiştir. Her uçan bir araç için dört temel fiziksel güç vardır:

- Uçuş yönüne dik kaldırma
- Uçuş yönüne paralel çekme
- Düşey ağırlık
- Uçuş yönü ile α eğim açısı yapan itme



Şekil 1.1. Bir uçağın güç diyagramı [2]

Collins'in [1] çalışmasında enerji balans Eşitliklerine dayalı yakıt tüketim modeli Cheung'un çalışmasında detaylandırılmıştır [2]. Cheung [2], çalışmasını hava taşıtlarının her seferi (uçuş) için yakıt yakma değerlendirmesini aşağıdaki başlıklar altında yapay sinir ağları ile modellemiştir.

- Isınma ve pistte ilerleme
- Kalkış ve tırmanma
- Tırmanış
- Uçuş
- Alçalma
- Yaklaşmak ve iniş

Cheung çalışmasında, her bölüm için eğitilmiş sinir ağ ağırlık ve bias seti vardır. Eğitim amaçlarının ham verileri hava aracının uçuş kılavuzundan elde edilmiştir ve bu veriler sinir ağının eğitimi için giriş verileri olarak kullanılmıştır. Geri yayılım sinirsel ağı ile Levenberg-Marquardt tahmin modeli kullanılmıştır. Bu model Widrow-Hoff öğrenme kuralını çok-katmanlı ağlara ve doğrusal olmayan diferansiyellenebilir aktarma fonksiyonlarına genelleştirerek oluşturulmuştur. Giriş ve çıkış vektörleri, ağı bir fonksiyonu doğru olarak tahmin edene kadar eğitir. Biaslar, sigmoid katmanlar, ve doğrusal çıkış katmanı olan bu ağ sonlu sayıda

devamsızlıkları olan herhangi bir fonksiyonu tahmin edebildiği için bu model seçilmiştir. Levenberg-Marquardt tahmini Newton metodunun eğitim süresini azaltan doğrusal olmayan bir optimizasyon algoritma yaklaşımıdır [3].

Yapay zeka tekniklerini kullanarak bir uçağın yakıt tüketim hesabı ilk olarak Schilling [4] tarafından yapılmıştır. Schilling, Collin'inin [5] modeli ile hesapladığı yakıtın yanma olayını, yapay sinir ağları ile modellemiştir. Böylece yapay sinir ağlarını kullanarak bir uçağın yakıt tüketimini tahmin etmek için yeni bir formül önermiştir. Literatürde yapay sinir ağları, bulanık mantık ve genetik algoritma gibi yapay zeka teknikleri bir çok alanda kullanılmasına rağmen uçak endüstrisinde uygulamalarına oldukça az rastlanmaktadır.

Son elli yıldır kontrol problemlerinin bir çoğu, verilen sistemlerin objektif bilgileriyle formüleze edilmekteydi. Modern tabanlı yaklaşımların çoğu pratik çözümleri baz almakta ve bu karmaşık problemleri yeteri kadar tatminkar matematik modellerle çözümlmeye çalışmaktadır. Yine de sadece geleneksel matematiksel ifadelerle tanımlanmayacak bir sürü bilgi tabanlı sistem geliştirilmiştir. Daha geniş bir bakış açısıyla, bilgi tabanlı yaklaşımlar (soft computing) bilgisayarda hesaplamanın temelini oluşturmaktadır. Bu metodlar bulanık mantık, yapay sinir ağları, genetik algoritma ve olasılıklı muhakeme'dir. Bu konuda gelecekteki gelişmelere temel oluşturduğu düşünülen bulanık mantık teorisindeki ilk araştırma, bu akımın kurucu babası olarak adlandırılan Zadeh tarafından yazılmıştır [6-10]. Bu çalışmasında Zadeh [6], kesin olmayan mevcut dilbilimsel bilgiler temeli üzerinde etkili kararlar almak için tahmini insan muhakemesi kavramını dolaylı bir biçimde geliştirmiştir. Küçük bir model buhar motoru için bulanık mantık kontrolörünün geçerliliğini ortaya koyan Zadeh [6] görüşünün ilk uygulamasını Mamdani başarmıştır [11]. Bu öncü çalışmadan sonra bulanık mantık teknolojisini kullanan çok sayıdaki tüketici ürünleri ve sanayi uygulamaları geliştirilmiştir. Bir bulanık mantık kontrolörü uzman bilgisini temel alan dilbilimsel bilgi otomatik bir kontrol stratejisine dönüştürmek için bulanık mantığı kullanır.

Yapay zeka teknikleri, öğrenme kabiliyeti, farklı problemlere kolayca uyarlanabilirliği, daha az bilgi gerektirmesi, genelleme yapabilmesi ve paralel yapılarından kaynaklanan hızlı çalışabilme kabiliyeti gibi avantajlarından dolayı pek çok farklı problemin çözümünde klasik metodlara tercih edilmektedir [12-24].

Son yıllarda hızla yaygınlaşan yapay zeka uygulamaları bir çok alanda olduğu gibi havacılık alanında da kendisini göstermektedir [25-41]. Yapay zeka sistemlerinin temelinde edinilen tecrübelerden yararlanılacak yapılar oluşturulması vardır. Havacılık ise edinilen tecrübelerle ihtiyaç duyulan bir çok değişken alanı ihtiva eder (hava durumu, yolcu sınıfı, ihtiyaç ve talepleri, izlenen rotalar, uçuş için gerekli hesaplamalar, kumanda teknikleri, uçuş güvenliği vb.)

Kargo ve yolcu taşımacılığında öncelik, kullanılan kaynaklar ve zamanlama açısından program yapmak yapay zeka tekniklerinden yapay sinir ağları (YSA) için örnek çalışmalardır [26,27]. Hava yolu şirketleri, üretimden gelen malların karşılanması, uçuş için paketlenmesi, dağıtımı ve karşılanmasının sağlanması, ulaştırma ağının bakımı ve idamesi gibi bir çok görev icra ederler. Bu görevlerin bir program dahilinde yapılması, dağıtım ağının tespiti, haftalık ve aylık yoğunluk takibi ve bunları tayin eden parametreler, haftalar belki de aylar gerektiren takip süreçleri gerektirmektedir. Edinilen bu tecrübelerin etkin olarak kullanılması YSA'na öğretilmekle mümkün olabilmektedir. Bu sayede hangi güzergahta, yılın hangi dönemlerinde, hangi saatlerde, kaç sefer planlanacağı, kullanılacak ve uçuşlar için gerekli olan malzemelerin planlanması YSA'nın havacılıkta kullanımına bir örnek olarak gösterilebilir.

Bir diğer YSA uygulaması da seyrüsefer rota planlanmasında görülmektedir [28,29]. Havacılıkta seyrüsefer uygulamaları askeri yönü ile bakıldığında paraşütçü atlatılması, hedef bulma ve imha etme, malzeme atma gibi görevlerde, sivil ve genel amaçlı kullanıldığı durumlarda ise yüksek irtifa seyir ile varış meydanına ulaşma gibi amaçlara hizmet etmektedir. Şayet uygulanan paternler tekrarlanan rotaları içeriyorsa uygulanan takat ve konfigürasyon değerleri ile istikamet bilgileri benzerlikler gösterecektir. Bu benzerliklerden genellemeye gidebilmek için rotaları etkileyecek

hususların tayini ve sonuçlara etkisinin tespiti gerekmektedir. Elde edilecek bu genellemeler ile otopilota girdi yapabilecek datalar tespit edilmektedir. Bu sayede pilot üzerinden uçuşun her anını takip etme yükü alınabilmekte, gaz kolu, irtifa ve istikamet bilgileri YSA ile önceden tespit edilen datalara göre kontrol edilmektedir. Değişik meteorolojik koşullar, uçak ağırlığı, hız gibi koşullara göre öğretim yapılabileceği için her koşulda otopilota doğru girdileri yapmak mümkün olabilmektedir.

Yapay zeka uygulamalarına başka bir örnek olarak ta sivil havayolları filoları bakım ekipleri tarafından prototip halinde kullanılan arıza teşhis yöntemi, Integrated Diagnostic System (IDS) 'dir [30]. Sistemin mantığı, daha önceki arızaların uçak sistemlerinde verdiği belirtileri sürekli bir değerlendirme halinde tutarak yeni bir arıza belirtisi alındığında arızanın neden kaynaklandığını tahmin etme esasına dayanmaktadır. Sisteme sürekli bir veri girişi olacağı için karşılaşılan ve çözüme ulaştırılan her arıza, sistemi bir adım daha hassas hale getirecektir. Bu sayede bakım ekipleri, arıza teşhisi için gerekli zaman ve işgücünden tasarruf edecektir. Yapılan çalışmalar filoların bakım bütçelerinden de kar sağlanacağını göstermiştir.

Özellikle 11 Eylül diye adlandırılan saldırılardan sonra uçuş güvenliği alanında yapay zeka tekniklerinin uygulamalarına bir eğilim oluşmuştur [31,32]. Bu alandaki çalışmalar kişilerin teşhisinde biyometrik (parmak izi vb) problemler için YSA'nın kullanılmasıdır.

Uçuş kontrol sistemlerinde de YSA kullanılmaktadır [33-37]. Son zamanlarda yüksek performanslı uçuşlardaki manevra kabiliyeti artmış olsa da buna bağlı olarak oluşabilecek belirsizlikler de artış göstermektedir. Bu belirsizliklerden dolayı kontrol sistemlerinin modellenmesinde yapay zeka teknikleri kullanılmıştır.

Bu çalışmada bulanık mantık kontrolörü, jet motoru yakıt kontrol ünitesine bağlanarak uçağın yakıt tüketimi kontrolü sağlanmıştır. Literatürden de görüleceği üzere çok fazla çalışılmayan bu konu da yapılan bu tez çalışması ile son zamanlarda

bir çok alanda uygulama imkanı bulan yapay zeka tekniklerinin ilk defa bir uçağın yakıt tüketiminin modellenmesinde kullanılması sağlanmıştır.

2.UÇAK MOTORLARI

2.1. Jet Motorunun Tarihi

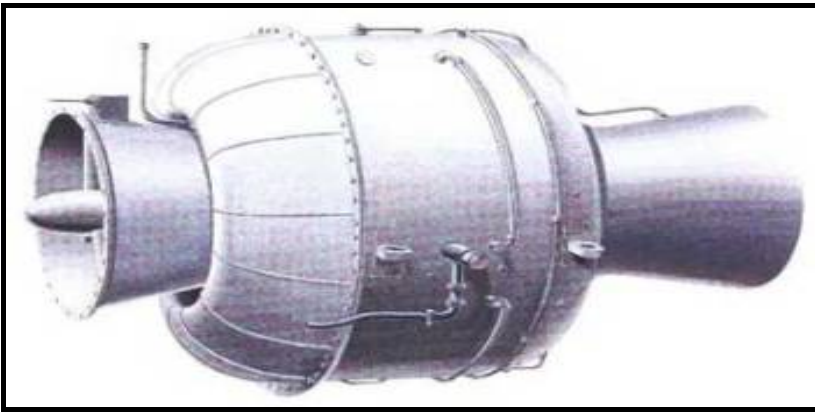
Dr. Hans von Ohain ve Sir Frank Whittle jet motorunu bulan mucitlerdir. Jet motoru ile ilgili çalışmalarını, birbirleriyle bağlantısız ve habersiz şekilde yapmışlardı. Çalışmalara önce Sir Frank Whittle başlamış, ancak Hans von Ohain jet motorunu daha önce tamamlayıp sonucunu alan mucit olmuştu [42].

Hans von Ohain (1911–1998); 1930’ların ilk yıllarında Almanya’da Goettinger Üniversitesi’nde doktora öğrenimi gördüğü sıralarda turbo jet uçak motoru üzerinde çalışmaya başlamıştı.

1935 yılı süresince test motoru üzerinde çalışmalarını sürdürmüş ve düşüncelerini uygulamıştı. Motordan olumlu sonuç alması üzerine, yaptığı çalışmaları uçak üreticisi Ernst Heinkel’e anlatarak desteğini istedi. Hans von Ohain’in çalışmalarını yakından izleyen Ernst Heinkel, çok kısa bir sürede dünyanın en hızlı uçağını üretmişti [42].

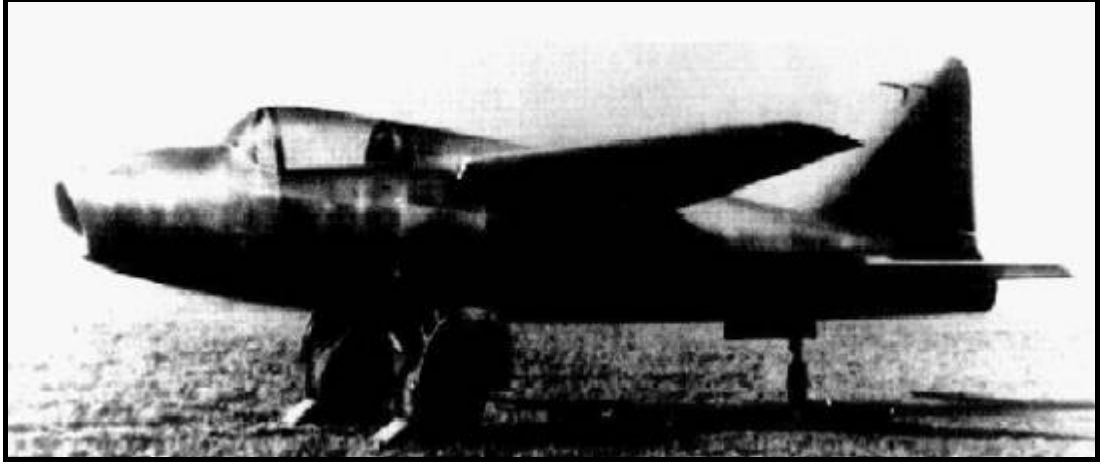
S–1 turbo jet motoru 1937 yılının Şubat ayı sonunda hidrojen yakıtı kullanılarak test edilmiş ve motordan 10,000 devirde 250 pound’luk bir itme gücü sağlanmıştı.

Sonuçtan çok etkilenen Heinkel uçak motoru üretim plânını hızlandırarak, Von Ohain ve ekibinin He S–3 turbo jet motoru üzerinde çalışmasını sağlamıştı.



Şekil 2.1. Heinkel S–3 turbo jet motoru “1,100 lb.f (5 kN)” [42]

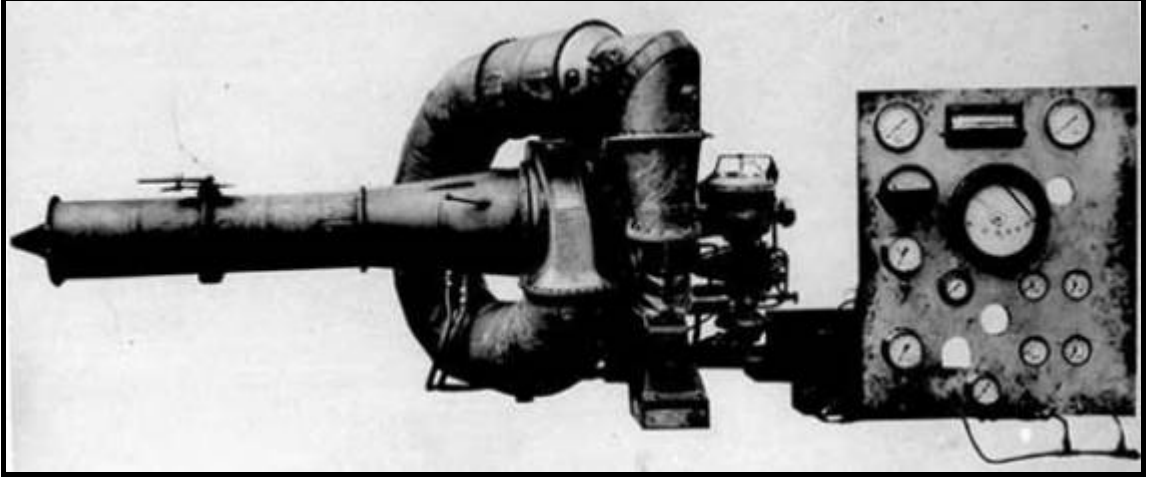
Test uçağının plânlarının çizimine 1938 yılının ilk aylarında başlanmış ve 1939 yılı başında her iki motor tamamlanmıştı. 27 Ağustos 1939'da Heinkel ve test pilotu Erich Warsitz, jet motorlu uçakla yaptığı ilk test uçuşunu başarılı bir şekilde tamamlamışlardır (Resim 2.1).



Resim 2.1. He S-3 turbo jet motorlu “ilk jet uçağı” Heinkel He-178 [42]

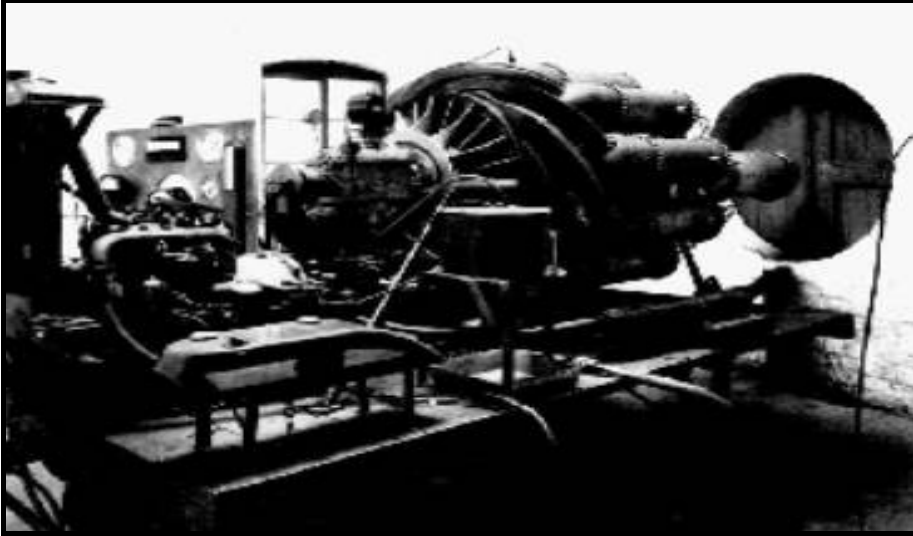
Frank Whittle (1907 – 1996); jet motoru çalışmalarına, İngiliz Kraliyet Hava Kuvvetlerinde 23 yaşında subay olarak görev yaparken, 1930 yılının Ocak ayında başlamıştı. Tasarımı 1932 yılında birçok kişi tarafından benimsenmişti. Ancak Hava Bakanlığı ve havacılık endüstrisi bu tasarıma çok az ilgi göstermişti. Daha sonra bankerlerden mali destek görmüş, 1936 yılında jet motorunu üretmek üzere özel olarak görevlendirilmişti.

Turbo jet motorunun denemeleri 1937 yılının Nisan ayında yapıldı. Frank Whittle bu denemeyi şöyle anlatmıştı (Resim 2.2). “Deneme çok korkutucu oldu. Plânlandığı gibi jet motorunu 2,000 devre kadar elektrik motoruyla hızlandırdıktan sonra ana yakıt vanasını açtım ve ateşlemeyi yaptım. Ana yakıt vanasını açmamla beraber yanma odasına bir anda giden yakıt (yakıt motorindi) motoru hızlandırarak kontrolden çıkardı. Yakıt vanasını anında kapamama rağmen motorun devri kontrolsüz olarak artmaya devam etti ve yakıt borusunu patlattı. Motordan akan yakıt yerde birikti. Heyecandan bir anda yüzümde benekler oluştu.”



Resim 2.2. Frank Whittle'ın 1937 yılı Nisan ayında denediği ilk turbo jet motoru [42]

Ertesi yıl hatalar giderilerek jet motoru yeniden yapılmış ve olumlu sonuç alınmıştı (Resim 2.3).



Resim 2.3. İkinci kez yapıldıktan sonra 1938 yılında denenen turbo jet motoru [12]

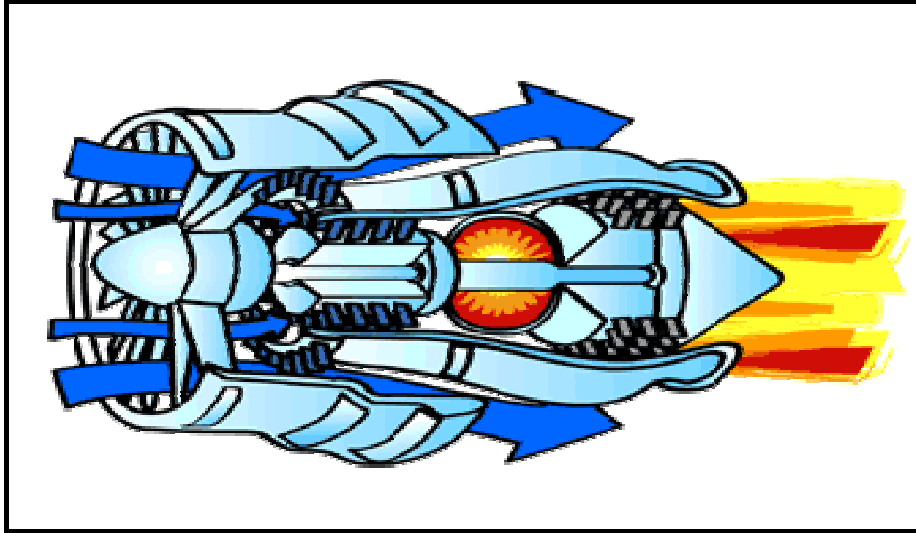
1939 yılında Hava Bakanlığı Frank Whittle'ın icadını onayladı ve W-1 jet motoru ile E-28/39 test uçağının Gloster Uçak Firması tarafından yapımına karar verdi.

Uçak 1941 yılının Mart ayında, jet motoru 1941 yılının Mayıs ayında tamamlandı ve E-28/39'un ilk uçuşu 15 Mayıs 1941 akşamüstü yapıldı.

Frank Whittle’a olağan üstü buluşundan dolayı 1948 yılında İngiltere Kralı VI ncı George tarafından “sir” unvanı verilmiştir.

2.2. Jet Motorları

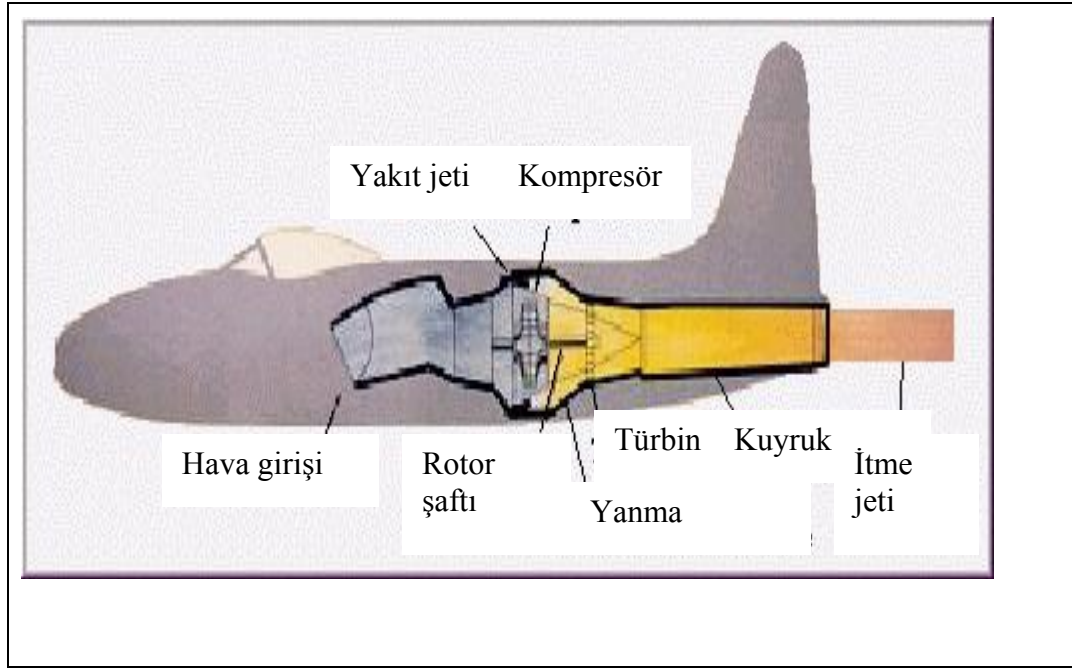
Jet motorunun arkaya doğru yarattığı tepki ile ileri doğru hareket sağlaması Sir Isaac Newton’un (1642 – 1727) 1686 yılında bulduğu “Hareket Yasaları”nın üçüncüsü ile açıklanmaktadır (13). Hareket yasalarının üçüncüsünde “iki cismin etkisi daima eşit ve zıt yöndedir. Diğer bir anlatımla tepki, etkiye daima eşit ve zıt yöndedir” denmektedir.



Şekil 2.2. Temel Prensip

Jet motor nozzle’ından çıkan yanmış hava / yakıt karışımının tepkisi aynı ölçüde ve zıt yönde etki yaratmakta, bu tepkime ileri doğru hareket meydana getirmektedir (Şekil 2.2).

Jet motoru; hava girişi, kompresör, yanma odaları, çıkış türbünü ve nozzle’dan oluşmaktadır (Resim 2.4) .



Resim 2.4. Bir uçakta jet motorunun çalışma şekli [13]

Uçaklarda kullanılan motorların iki ana görevi vardır. Bunlardan biri, kalkış yapan bir uçağın yer sürüklemesinin yenilerek uçağın ivmelendirilmesi, diğeri de uçağın öngörülen hızlarda uçuşu esnasında meydana gelen sürüklenme kuvvetine eşit bir çekme kuvveti (veya tepki) sağlanmasıdır. Bu görevleri yapacak bir uçak motorunda şu özelliklerle aranır:

Hafiflik: Bu terimin birimi, pervaneli güç gruplarında beygir gücü başına kuru motor ağırlığı (kg/HP veya kN/kW), jet motorlarında da statik tepki kuvveti başına kuru motor ağırlığı (kg/kg, lb/lb, kN/kN) şeklindedir. Buna göre çeşitli tiplerdeki motorların hafiflik değerleri şu şekildedir:

Pistonlu motorlar - 0,50 ~ 0,80 kg/HP Turboprop motorlar - 0,15 ~ 0,25 kg/HP
 Turbojet motorlar - 0,25 ~ 0,35 kg/kg Turbofan motorlar - 0,17 ~ 0,25 kg/kg

Eğer motorların belirtilen ağırlık özelliklerine dayanılarak bir karşılaştırma yapılmaya çalışılırsa hafiflik yönünden avantajları veya dezavantajları tam olarak ortaya çıkmayacaktır. Yukarıda verilen değerlere göre yapılan karşılaştırmada

pistonlu motorlu uçakların diğerlerine nazaran dezavantajlı oldukları, öte yandan turbojet ile turbofan arasında çok büyük bir fark bulunmadığı gözlenebilir.

Güvenilirlik: Uçağı havada tutabilmesi için gerekli hızı sağlayan motorun güvenilir olması, yani revizyonlar arası kullanım sırasında arıza yapmadan çalışması gerekir.

Ekonomi: Özgül yakıt sarfiyatının, ilk alış fiyatının ve uçuş saati başına yapılan bakım ve revizyon masraflarının minimum seviyede olması istenen bir niteliktir.

Özgül yakıt sarfiyatı: Yakıt sarfiyatları seyahat uçuşu esnasında, sürüklemeye eşit olan çekme kuvvetlerinin kullanıldığı hallere karşılık gelmektedir. Bu özgül yakıt sarfiyatına, jet motorlarında Tepki Özgül Yakıt Sarfiyatı (Thrust Specific Fuel Consumption- TSFC,CT) denir. Bunun pervaneli uçaklardaki karşılığı $C_p V / g_{prop}$; C_p , şaft beygir gücüyle (SHP) alakalı özgül yakıt sarfiyatı; V , uçağın hızı; ve g_{prop} , pervanenin verimidir. $M(mach)=0,4 \sim 0,5$ hız bölgesine kadar pistonlu motorların en düşük yakıt sarfiyatlı motorlar olduğu görülmektedir. Turboprop motorlar pistonlu motorlardan daha fazla yakıt sarf etmelerine rağmen, benzinden daha ucuz olan kerozen yakıtını kullanırlar. Turbojet motorlar en yüksek yakıt sarfiyatlı motorlardır. Turbofan motorlar ise $M=0,4 \sim 0,5$ in üzerindeki hızlarda en düşük yakıt sarfiyatlı motorlar olup, bypass oranı arttıkça yakıt sarfiyatı daha da azalmaktadır.

Özgül yakıt birimi: Pistonlu motorlarda - kg/HP, lb/HP, N/kW Turboprop motorlarda - kg/SHP, lb/SHP, N/kW Turbojet ve turbofan motorlarda - kg/kgf/saat, lb/lbf/saat, N/kW *Motorun alınış maliyeti:* Beygir gücü başına 25-50 \$ lık fiyatla pistonlu motor ilk maliyet bakımından en ucuz motordur. Turboprop motorların fiyatları şaft beygir gücü başına 60-100 \$ mertebesindedir. Turboprop motorların fiyatları, motorun boyutlarına bağlı olarak kalkıştaki kg. tepki kuvveti başına 44-88 \$ civarındadır.

Motorun bakımı: İki ana bakım arasındaki zaman normal emişli pistonlu motorlarda 1500~2000 saat, süper şarjlı pistonlu motorlarda 1000~1500 saat civarındadır. İyi bir turboprop motoru için, bu değer 4000 saat mertebesindedir.

Minimum aerodinamik sürüklenme ve motor boyutları: Motor, motor kaportası ve motoru uçak yapısına bağlayan motor sehpasının parazit sürüklemesinin minimum düzeyde olması istenir. Bu da motor boyutlarının mümkün olduğu kadar küçük olması ile mümkündür.

Gürültü ve titreşim: Özellikle kalkış ve tırmanış sırasında maksimum güçle çalışan uçak motorlarının hava alanları yakınındaki yerleşme bölgelerinde rahatsız edici gürültü yapmaması istenir. Pistonlu motorların en büyük handikabı pistonların gidip gelme hareketinin doğurduğu motor gürültüsü ve titreşimidir. Turboprop motorlardaki mekanik gürültü seviyesi pervane gürültüsüne nazaran daha azdır. Jet motoru uçağın içinde oturanlar bakımından en sessiz motor tipidir, fakat yerdeki bir gözlemciye göre, özellikle kalkış ve yaklaşma safhalarında maksimum gürültü seviyesine sahiptir. Motor gazlarının düşük egzoz hızı nedeniyle turbofan motorlar turbojet motorlara nazaran daha sessizdirler. Bu tür motorlardaki fan gürültüsünün daha da azaltılması için çeşitli önlemler alınmaya çalışılmaktadır. Pervaneli motorların dış gürültüsü daha yavaş dönen pervane kullanımıyla da azaltılabilir [43].

İçten yanmalı motor olarak tanımlanan, genel olarak uçaklarda kullanılan jet motoru, ön kısımdan emdiği havayı, kompresörde sıkıştırdıktan sonra yakıt / hava karışımının yanma odalarında yanmasıyla oluşan büyük ölçüde genleşmiş ve yanmış karışımın nozzle'dan dışarı çıkmasıyla yarattığı tepki ile ileri doğru hareket sağlar.

2.2.1. Uçak motor tipleri

Uçaklarda kullanılan motor çeşitlerini genel olarak, pistonlu motor ve pervane gaz türbini ve pervane (turboprop) jet motoru (turbojet, turbofan) ramjet ve pulsejet motorları roket motorları şeklinde sıralanabilir [44].

Pistonlu motor ve pervane

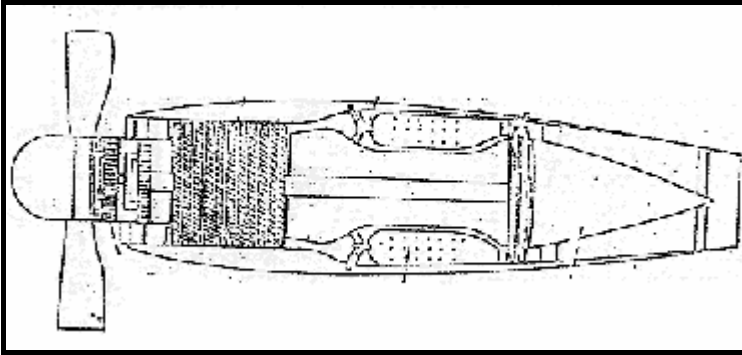
Uçakçılığın gelişmeye başladığı yirminci yüzyılın başlarından beri uygulanmakta olan güç gruplarından pistonlu motor ve pervane bileşimi günümüzde de hızı 500km/saat dan az olan bir çok uçak tipi için seçilmektedir. Uçak güç sistemleri için geliştirilen motor çeşitleri sıvı soğutmalı ve hava soğutmalı olarak

sınıflandırılabilirse de, günümüzde yalnız hava soğutmalı motorlar kullanılmaktadır. Pistonlu motorların beygir gücünü belirleyen faktörler, ortalama efektif basınç, devir adedi ve piston hacmi (strok x alan x piston adedi) olarak sınıflanabilir. Ortalama efektif basınç ve devir adedi (dönme hızı) gerek yanma verimi gerekse malzeme mukavemeti sebebi ile limitlenince yapımcılar motor gücünü arttırmanın çaresini silindir adedini arttırmada görmüşler. Bu nedenle; Sıra ve karşılıklı silindirli motorlar: 2, 4, 6 Yıldız motorlar: 3, 5, 7, 9 silindirli olabilmektedir. Yıldız motorların güçlerini daha da arttırmak amacıyla 7 ve 9 silindirli yapılar, iki veya dört sıra şeklinde arka arkaya yerleştirilerek 14, 18, 28 ve 36 silindir şeklinde yıldız-sıra motorlar da geliştirilmiştir. Pistonlu motorların verimi hava yoğunluğu ile azaldığından, yükseklerle çıkıldıkça güç azalacaktır. Ayrıca pervanenin verimi de hava yoğunluğu ile düşecektir. Uçuş hızı arttıkça, pervanenin çekme kuvvetini oluşturan hava akımının hızı da artacaktır. Bu bileşke hız, pervanenin açısal hızının teğetsel bileşeni ile uçak ileri hızının bileşeninden oluştuğu için, uçak 0,6 mach' a yaklaştığında pervanenin uç kesiti de ses hızına ulaşacak, bu nedenle verimi azalmaya başlayacaktır. Pervanenin teğetsel hızını (devir adedini) azaltmak, aynı zamanda motorun devir sayısını gerekli değerler de tutmak için, pistonlu uçak motorlarına 300 hp.' nin üzerindeki güçler için sisteme bir redüktör ilave edilir. Bu redüktör genelde planet dişli şeklinde yapılır. Pistonlu motorların yükseklikle verimlerinin azalmasını önlemek için aşırı besleme (süpersarj) ile emme basıncını arttırmak kabildir ve uçak motorlarında uygulanmaktadır. Ayrıca, uçağın değişik hızlarında pervane verimini maksimum değerde tutabilmek için değişken hatveli (sabit hızlı) pervane sistemleri geliştirilmiştir. Bütün bu çabalara rağmen, pistonlu motor ve pervane ile donatılmış uçakların uçuş hızları, tırmanma hızları ve uçuş yükseklikleri sınırlı kalmıştır [44].

Turbo-pervane motorlar

1940 yıllarında, ekzos türbinli kompresörler ile de donatılan en gelişmiş pistonlu motorlar uçuş yüksekliğinin arttırılmasına, ve dolayısı ile seyahat hızının ve uçuş ekonomisinin arttırılmasına, yeterli olamayınca; yükseklik ile verimi o kadar fazla etkilenmeyen gaz türbinlerinin pervane ile birlikte kullanılması yoluna gidilmiştir

(Şekil 2.3). Bu tür güç sistemleri önceleri İkinci Dünya savaşında kullanılan birkaç avcı uçağının uçuş yüksekliği ve hızını arttırmada uygulamıştır. 1950 yıllarında Rolls-Royce firmasının geliştirdiği Dart tipi turboprop motorları Vickers fabrikalarının yaptığı Viscount ve Vanguard uçaklarında başarı ile kullanılmıştır (44). Sonraları, bu tip güç sistemleri bir çok yolcu ve yük uçağı için uygulanmıştır. Bilindiği gibi bu tür güç grupları helikopterlerde de uygulanmaktadır. Bu uygulamada motor pervane yerine helikopterin rotorunu çevirmektedir. Helikopterlerde kullanılan bu tür motorlara turboşaft motor ismi verilmektedir. Türbin motorunun pistonlu motora kıyasla daha güvenilir olması az titreşim yapması, aynı güç için daha küçük sürüklenme kuvvetine neden olması (daha küçük kesit alan) ve yakıtın daha ucuz elde edilmesi gibi üstünlükleri vardır. Ancak, günümüze kadar geliştirilen gaz türbinleri genellikle 400 şaft beygir gücünün üstündeki güçlerde yapıldığından hafif uçaklar çaresiz olarak pistonlu motorlarla donatılmaktadır.



Şekil 2.3.Turbo-pervane [15]

Turboprop güç sistemlerinin de pervane verimi ile sınırlı olduklarını unutmamak gerekir. Yani, uçuş hızı ve uçuş yüksekliği ile pervane verimi azalmakta, bu nedenle uçuş ekonomisinin artırılması ve daha hızlı ulaşım olanağı sınırlı olmaktadır. Gaz türbinlerinin her rejim için (yani tam devirle kalkışta, ekonomik seyahat gücü devrinde ve düşük devirlerde) belirli bir dönme hızı (d/dakika) olacağı için, pervanenin sabit hızlı yani değişken hatveli olması gerekir. Ayrıca, türbinlerin verimli olabilmeleri için gerekli dönme hızları (devir sayısı) yüksek olduğundan (10 000-35 000 d/ dakika) motorun kompresör şaftı ile pervane şaftı arasına 1/8 ila 1/22 oranında planet dişli şeklinde redüktör yerleştirilir. Turboprop tip motorlar radyal

veya eksenel tip kompresörlü yapılmakta ve güçleri de 450 ile 10 000 şaft beygir gücü arasında değişmektedir. Pistonlu uçak motorları için gerekli olan yüksek oktanlı (100/130) özel benzin yerine, turboprop motorları için gazyağı özelliğinde olan ve alevlenme sıcaklığı benzinden daha yüksek olan emniyetli jet yakıtı (kerozen) kullanırlar.

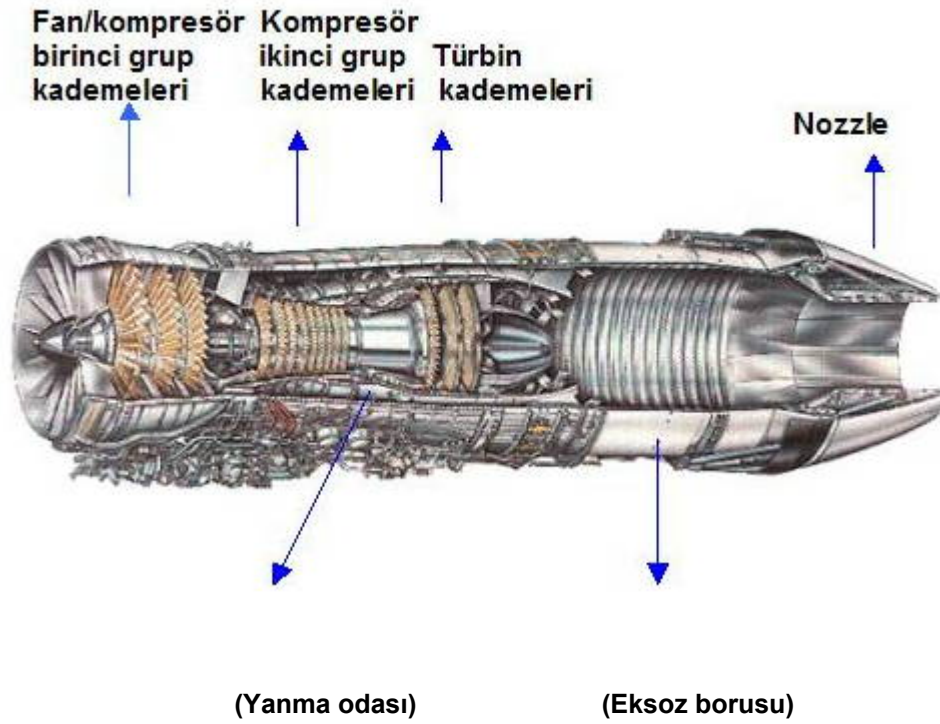
Turbojet motorları

Sivil ve askeri havacılığın amaçlarından biride uçuş hızını arttırmak, ve bu artışı en düşük özgül yakıt sarfiyatı ile sağlamaktır. 1940 yıllarında ilk defa gaz türbinlerinin uçaklarda güç sistemi olarak kullanılmaları araştırma konusu olmuştur. Uçak hızlarının arttırılması için gerekli olan iki ana şartı, yani uçuş yüksekliği ve uçuş hızı ile verimin azalmamasını, en iyi olarak yerine getiren bu güç grubu, çok kısa bir sürede ileri düzeyde geliştirilmiş ve 1950 yıllarından sonra orta ve uzun menzilli yolcu uçakları ile avcı ve bombardıman uçaklarına uygulanmaya başlamıştır (Şekil 2.4). Günümüzde, hafif uçaklarla, özel amaçlı bazı uçakların dışında, tüm sivil ve askeri uçaklarda turbojet veya turbofan motorları kullanılmaktadır. Jet motoru giriş ağzından alınan havaya, yakıtın karışıp yanmasıyla enerji kazandırarak, meydana gelen gaz karışımını geriye doğru hızlandırır. Bu hızlanma, diğer bir deyişle momentum değişimi (mdU) bir kuvvet doğurur. Meydana gelen bu kuvvet kendisine eşit, fakat aksi yönlü bir tepki oluşturur. Buna göre, jet motorunun oluşturduğu tepkinin, hızlandırılan hava kütlesi ve yakıt kütlesi (hava+yakıt karışımı) ile motor içindeki bu kütlelere kazandırılan ivmenin fonksiyonu olduğu görülür. T, tepki (kg); M, hızlandırılan gazların (hava+yakıt, Mh+Myk) toplam kütleli debisi (kg/sn); V₁, uçağın uçuş hızı veya gazların ilk hızı (m/sn); V₂, gazların ekzos hızı (m/sn) olmak üzere:

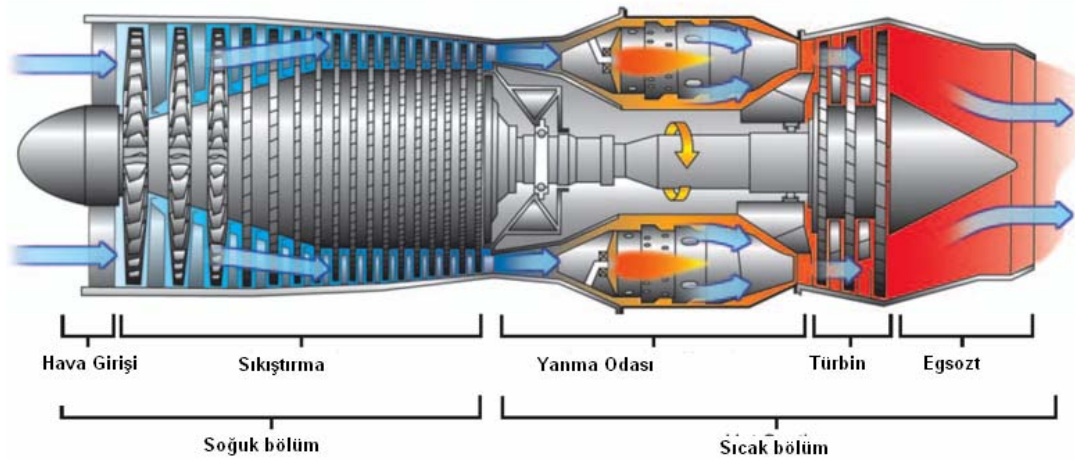
$$T=(V_2-V_1)M/g \quad (2.1)$$

teпки eşitliği elde edilir. Örnek olarak; saniyede 250 kg. hava ve 5kg. yakıt kullanan bir turbojet motorunun ekzos gazlarının hızı 750 m/sn ve uçağın hızı 280 m/sn dir, tepki; $T=(750-280)(250+5)/9.81=12\ 217$ kg. olur. Turbojet veya turbofan

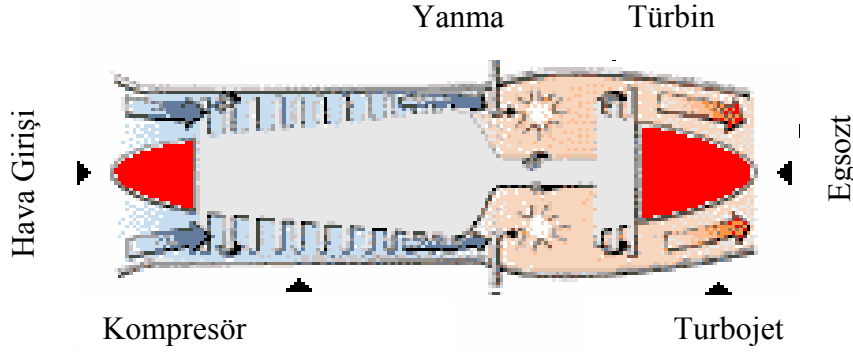
motorlarındaki eşdeğer güç ise; $Pe=TV1/75$ (hp) Formülüyle hesaplanır. Buna göre, örnek motorun 280 m/sn lik uçuş hızındaki eşdeğer gücü: $Pe=12\,217*280/75=45\,610$ hp. Olur. Tepkiyi etkileyen faktörler ise, hava yoğunluğu, motor boyutu ve dönme hızı, uçuş hızı ve motor içindeki yanan yakıtın sağladığı yanma ısısı (ekzos hızı) olarak özetlenebilir (Şekil 2.5 ve Şekil 2.6).



Şekil 2.4. Turbo jet motorun görünüşü [44, 45]



Şekil 2.5. Turbo jet motorun kesiti [44, 45]



Şekil 2.6. Turbo jet motoru bölümleri (45)

Yoğunluk

Jet motorunun tepki birim zamanda motordan geçen hava kütlesi ile orantılı olduğuna göre, kütleyi etkileyen hava yoğunluğuna da bağlı demektir. Hava yoğunluğu ise; basıncın, yani uçuş yüksekliğinin, hava sıcaklığının ve rutubet miktarının bir fonksiyonudur. Şu halde hava sıcaklığı arttıkça tepki azalacaktır. Yani, aynı uçak motoru kalkışta kış aylarındaki tepkiyi yaz aylarında sağlayamayacaktır. Uçuş yüksekliği arttıkça, motorun tepkisi azalacaktır. Havadaki rutubet arttıkça tepki azalacaktır. Sıcaklığın hava yoğunluğunu, dolayısı ile tepkiyi, ters yönde etkilemesi; özellikle kalkışta gerekli olan maksimum tepkiyi etkilemesi, düzeltilmesi gereken bir durum yaratmaktadır. Çoğu jet motoru yapımcıları, motorun kompresör veya yanma odası içine su veya su/metanol karışımı püskürtülmesi ile bu eksikliği gidermeyi başarmışlardır. Bu çözüm uçak yapımcısının da ek bir sistem geliştirmesini ve uçağa yerleştirmesini gerektirir. Bazı hallerde, örneğin yüksek meydanlardan çok sıcak havalarda kalkışta su püskürtme yolu da yeterli olmayabilir. Çok az karşılaşılabilecek bu özel hallerde uçağın kalkış ağırlığını (yani yükünü) azaltmak tek çözüm olur. Uçuş yüksekliği ile yoğunluğun azalması, motorun tepkisinin azalmasına neden olur. Ancak, uçuş yüksekliği arttıkça uçağın sürüklenme kuvveti azalacak, ve aynı hızda uçabilmek için daha az tepkiye gereksinim olacaktır. Bu nedenle, jet motorlarının yükseklikle azalan tepkisi (büyük bir ölçüde) azalan sürüklenme ile karşılanmış olur. Ayrıca genellikle sıcaklığın yükseklik ile azalması, az da olsa, yoğunluğun ve tepkinin artmasına yardım edecektir.

Motor boyutu ve dönme hızı

Tepki, motor içinde ivmelendirilen hava kütlelerinin de fonksiyonu olduğundan, motor çapını artırarak daha fazla hava girmesi sağlanabilir. Ancak motor çapı arttıkça ağırlığı ve aerodinamik parazit sürüklenme kuvveti de artar. Motorun hava akımı sağlayan kompresörün dönme hızını artırmakta hava debisinin (kütlesini) artırıcı yönde etki yapar. Bu çözüm de hem kompresörün verimi, hem de artan dönme hızlarının karesi ile orantılı olarak artan ivmeler (atalet kuvvetleri) nedeni ile mekanik yapının dayanıklılığı bakımından sınırlıdır.

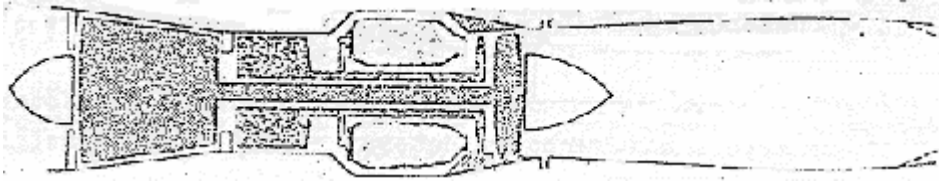
Uçuş hızı

Uçuş hızı (V_1) arttıkça, jet motorunun tepkisi azalır. Uçuş hızının artması ise motor girişindeki dinamik basıncın artmasına ve bu nedenle motora daha fazla hava girmesine yol açar. Dinamik basıncın bu etkisi, kaybolan tepkiyi fazlasıyla karşılayacaktır. Uçuş hızını transonik (ses hızı yakınında) veya süpersonik (ses hızının üstünde) olması her ne kadar dinamik basıncın artmasını sağlarsa da, günümüzde uçaklara uygulanmakta olan jet motorlarının kompresörleri henüz süpersonik akımlar da verimli olarak çalışacak gibi geliştirilmediğinden, bu tip uçakların motorlarında bu etkiden tam olarak yararlanılamamaktadır. Transonik veya süpersonik hızlarda uçan uçaklarda, jet motorunun hava giriş kısmında akım hızı yavaşlatılmakta ve kompresöre giren havanın Mach sayısı 0.3-0.5 mertebesine düşürülmektedir.

Ekzost gazlarının hızı

Ekzost gazlarının hızını (V_2) arttırmak, yani motor içinde ivmelenmeyi artırmak, tepkiyi arttırmak için en iyi çözümdür. Ancak bu çözüm de diğer faktörler gibi sınırlı olduğu unutulmamalıdır. Yanma odasında hava akımı içine püskürtülerek yanan yakıt kütlesi ne kadar artarsa, yanma için yanma sıcaklığı ve bu nedenle oluşan gazların enerjisi de o kadar artmış olur. Artan ısı enerjisi gazların genişletilmesi, yani türbin ve ekzost lülesinden geçirilmesi ile kinetik enerjinin arttırılmasına neden olur. Bu usulle

eksozt hızını ve jet motorunun tepkisini (ve verimini) artırmada karşılaşılan ilk sınır türbin pallerinin malzemesinin yük altında dayanabileceği maksimum sıcaklıktır. Günümüzde türbin palleri malzemesi ile yapım şekli ve soğutma usullerinin geliştirilmesi sayesinde, türbin giriş sıcaklığı sınırı 1300 °C değerine ulaşabilmektedir. İkinci sınır, eksozt gazlarının hızının artması jet motorunun gürültüsünün çok fazlalaşmasından doğmaktadır. Özellikle kalkış ve ilk tırmanış sırasında maksimum tepki gereksinimi, gürültünün de çok artmasına ve kabul edilen limitlerin üstüne çıkmasına neden olabilir.



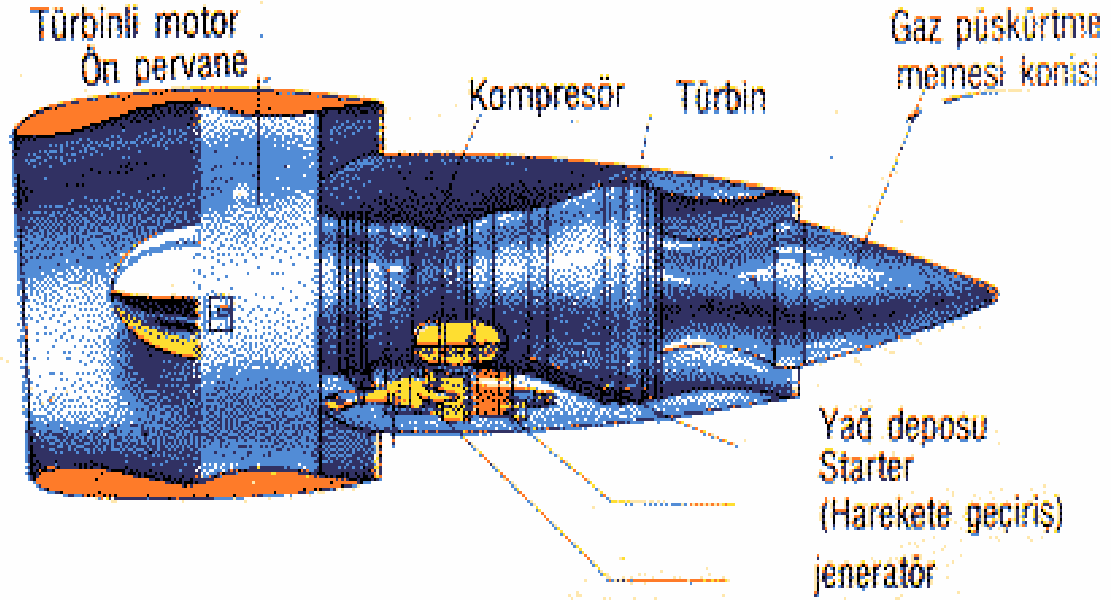
Şekil 2.7. Çift makaralı, eksenel akışlı, art yanmalı turbojet motoru [45]

Askeri uçaklarda manevra üstünlüğü sağlamak için gerekli olan ek bir tepki kuvveti elde etmek, veya uçakların süpersonik hıza geçebilmesi için (artan sürüklemeyi yenmek için) gerekli ek tepkiyi elde etmenin bir başka yolu türbinden sonra, ekzos lülesinin içine, yakıt püskürterek tepki artışı sağlamaktır (Şekil 2.7). Art yanma (After Burner- A/B) denilen bu çözümde, ekzos içine püskürtülen ek yakıtın yanmasıyla ekzos gazlarının hızı daha da arttırılarak ek tepki sağlanmaktadır. Tabii olarak, art yanma uygulandığı zaman hem motorun özgül yakıt sarfiyatı çok artar hem de gürültü seviyesi üst limitleri geçer. Aşağıdaki tabloda Atar 9K-50 ve J85-GE-21 motorlarının, art yanmasız ve art yanmalı özgül yakıt sarfiyatları (Ö.Y.S.) gösterilmiştir.

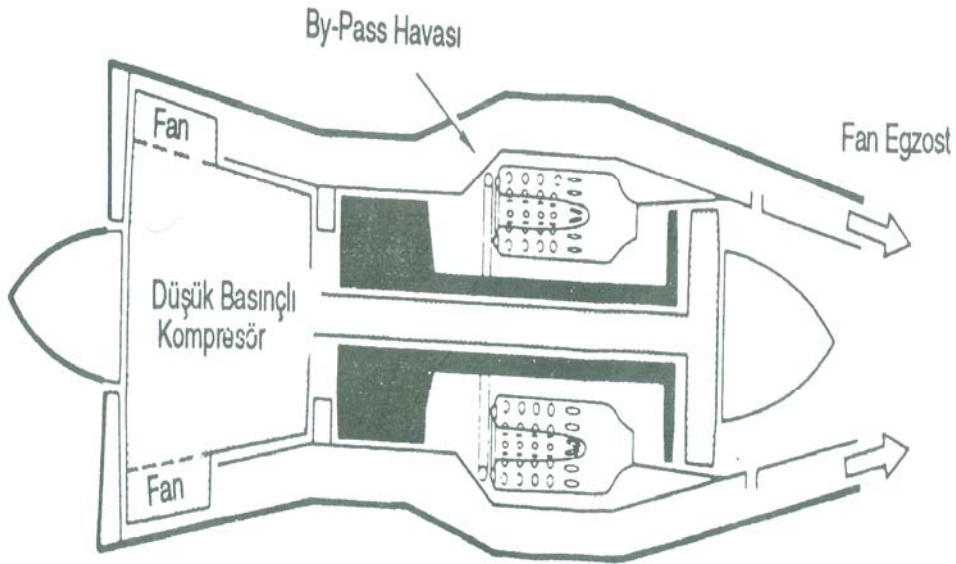
Turbofan ve by-pass tipi jet motorları

Hava akımının bir kısmının fan bölümünden alınarak toplam itkinin %35 ile %75'lik miktarının üretildiği motor tipidir. Bu tip motorlara ilişkin pek çok uygulama bulunmaktadır. Kısa kanallı, yüksek by-pass oranına sahip turbofan Şekil 2.8'de gösterilmiştir. Uzun kanallı, düşük by-pass oranlı, çift aksial akışlı ve ayrı egzozlu turbofan Şekil 2.9'de görülmektedir. Şekil 2.10'de ise iki şaftlı turbofan motoru görülmektedir. Jet motorlarının geliştirilmesi sırasında, verimliliklerinin arttırılması, özellikle deniz seviyesine yakın yüksekliklerde ve düşük hızlarda (örneğin kalkış ve

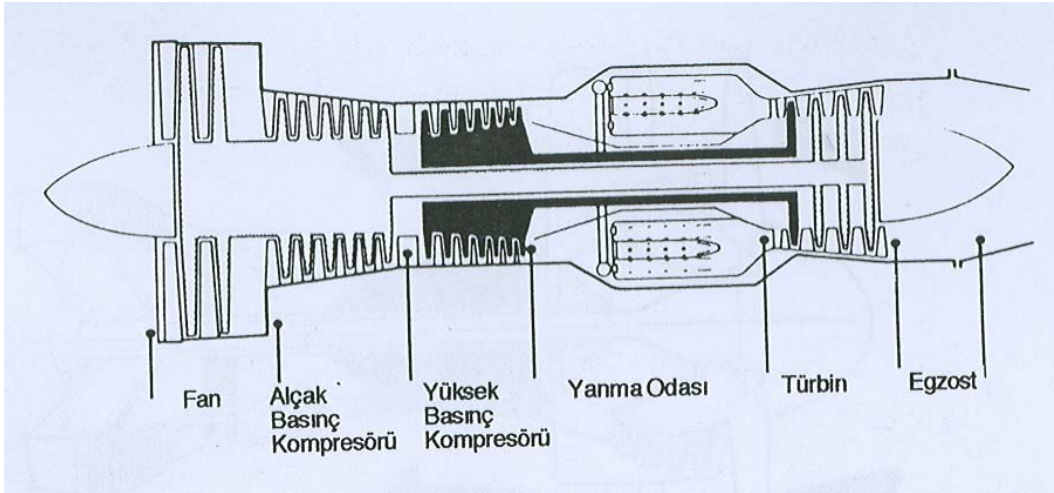
tırmanış sırasında) tepki arttırılırken yakıt sarfiyatının azaltılması için hava akımının arttırılması yönüne gidilmiştir. Motorun içinden geçen hava kütlesini arttırmak için, kapalı bir çember içinde çalışan pervaneyi andıran ve fan denilen kısımlar jet motoruna eklenmiştir.



Şekil 2.8. Ön fanlı turbofan motoru [45]

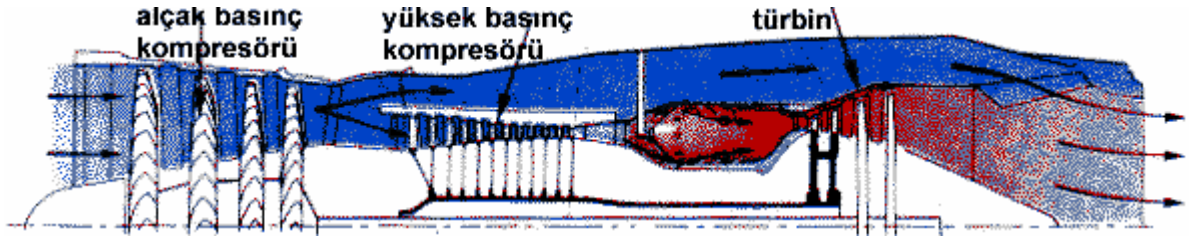


Şekil 2.9. Arka fanlı turbofan motoru [45]



Şekil 2.10. İki şaftlı turbofan motoru [45]

By-pass tipi jet motorlarında da (Şekil 2.11), motorda yanma ve yanma odalarının soğutulması için kullanılan hava akımına ek olarak kompresörden alınan havanın bir kısmı motor dışındaki bir kılıftan geçirilerek ekzosla karıştırılır.



Şekil 2.11. Bypass motoru

Prensip olarak fan motorlarında olduğu gibi hava akımının artırılması amaçlanmıştır. Ancak, turbofan motorların tamamı by-pass motorlar olarak anılmaktadır.

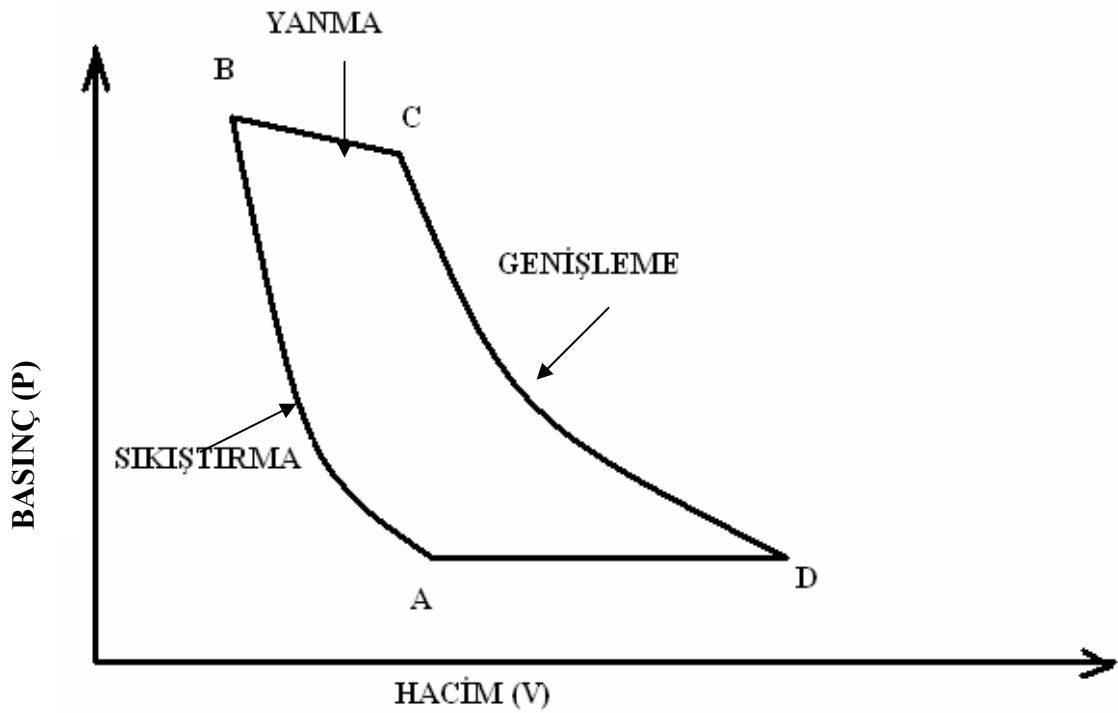
Ramjet ve pulse-jet motorları

Uçaklarda çok az uygulanan, ancak pilotsuz uzaktan kumandalı uçan bombalar ile, deneysel amaçlarla kullanılan bu tip motorların jet motorlarından farkı, dönen bir kompresör ve türbin kısmının bulunmayışıdır. Ramjet motorunda hava giriş kısmına çarpan havanın oluşturduğu basınç artışından yararlanır, ve ısı enerjisi eklenerek,

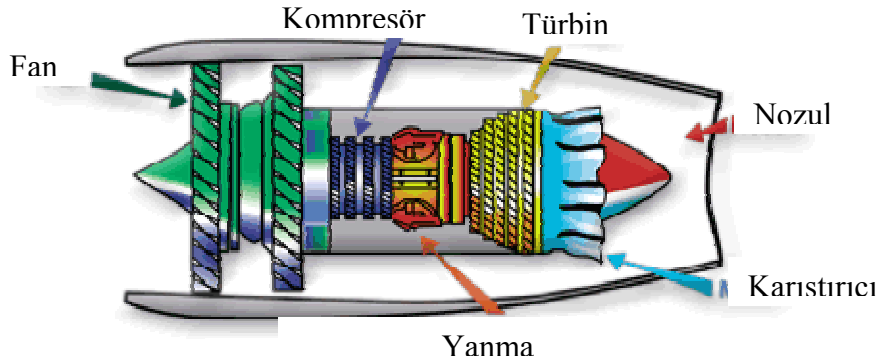
oluşan gazlar yüksek hızla, ekzos borusunda atılarak tepki sağlanır. Pulse-jet motorunda da yanma odasındaki basınç, geçici olarak ekzostan çıkan havanın emmesi ile düşürülerek önden yeniden hava girişi sağlanır. Ramjet motorları uçak hızı arttıkça daha verimli olmaktadır. Örneğin aynı uçak için Mach=1 hızında jet motoru özgül yakıt sarfiyatı 100 ise ramjet motoru için 700; ancak Mach=3 için jet motoru 350 olurken ramjet 250 ye düşmektedir.

2.2.2. Temel bölümler

Gaz türbinlerindeki yanma olayı, Şekil 2.12.'de belirtilen PV diyagramı esasına dayanarak gerçekleşir. Genel olarak gaz türbinleri bölümleri Şekil 2.13'de gösterilmiştir.



Şekil 2.12. Yanma Çevrimi



Şekil 2.13. Gaz Türbini Bölümleri [13]

Hava girişi (air inlet)

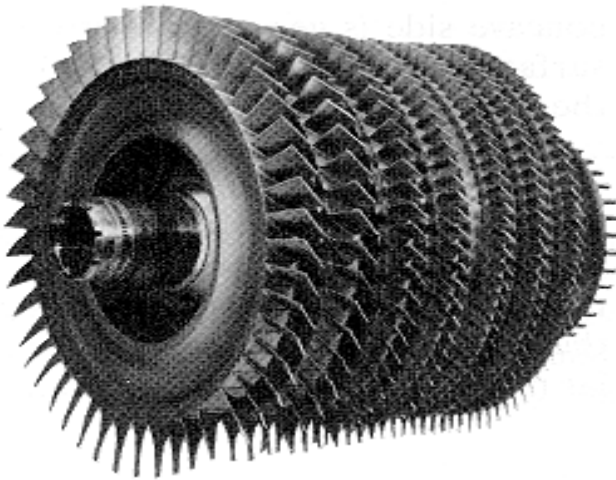
Hava girişi, motora gereken havanın girmesini sağlayan ve ön kısımda uçağın performansı dikkate alınarak şekillendirilmiş olan bölümdür (Şekil 2.14). Bu bölüm uçağın ses hızının altında (subsonic) ve ses hızının üstünde (supersonic) uçuşu dikkate alınarak farklı şekillerde tasarlanır.

Kompresör (compressor)

Kompresör; motor mili üzerinde sıra halinde dizili disklerin ince dış kenarlarına açılı olarak yerleştirilmiş pal adı verilen, günümüzde titanyum'dan yapılan parçalar, gelen havanın akışını hızlandırır ve aynı zamanda sıkıştırarak hacmi küçülmüş, sıcaklığı artmış bir şekilde yanma odasına gönderir (Resim 2.5).



Resim 2.5. Motor hava girişı (air inlet) “F–104G Starfighter” [42]



Resim 2.6. Eksenel Akışlı Kompresör [42]

İlk jet motorlarında kompresyon oranı 5/1 gibi oldukça düşük bir seviyedeydi. Günümüz jet motorlarında bu değer 44/1 gibi yüksek bir orana ulaşmıştır. Yüksek kompresyon oranı yüksek irtifa uçuşları için çok önemlidir. Çünkü 44/1 gibi bir kompresyon oranı yüksek irtifada yaklaşık olarak -54 santigrat derecedeki havayı sıkıştırdığında, motorun verimli çalışması için havanın gerekli ısı derecesine yükselmesini de sağlamış olur. Kompresörün bu özelliği alçak irtifa uçuşlarında motorun verimli çalışmasını etkilemez (Resim 2.6).

Genellikle jet motorlarında kompresör diskleri iyi bir sıkıştırma elde edilmesi için iki ayrı grup halinde sıralanır.

Yanma odası (combustion chamber)

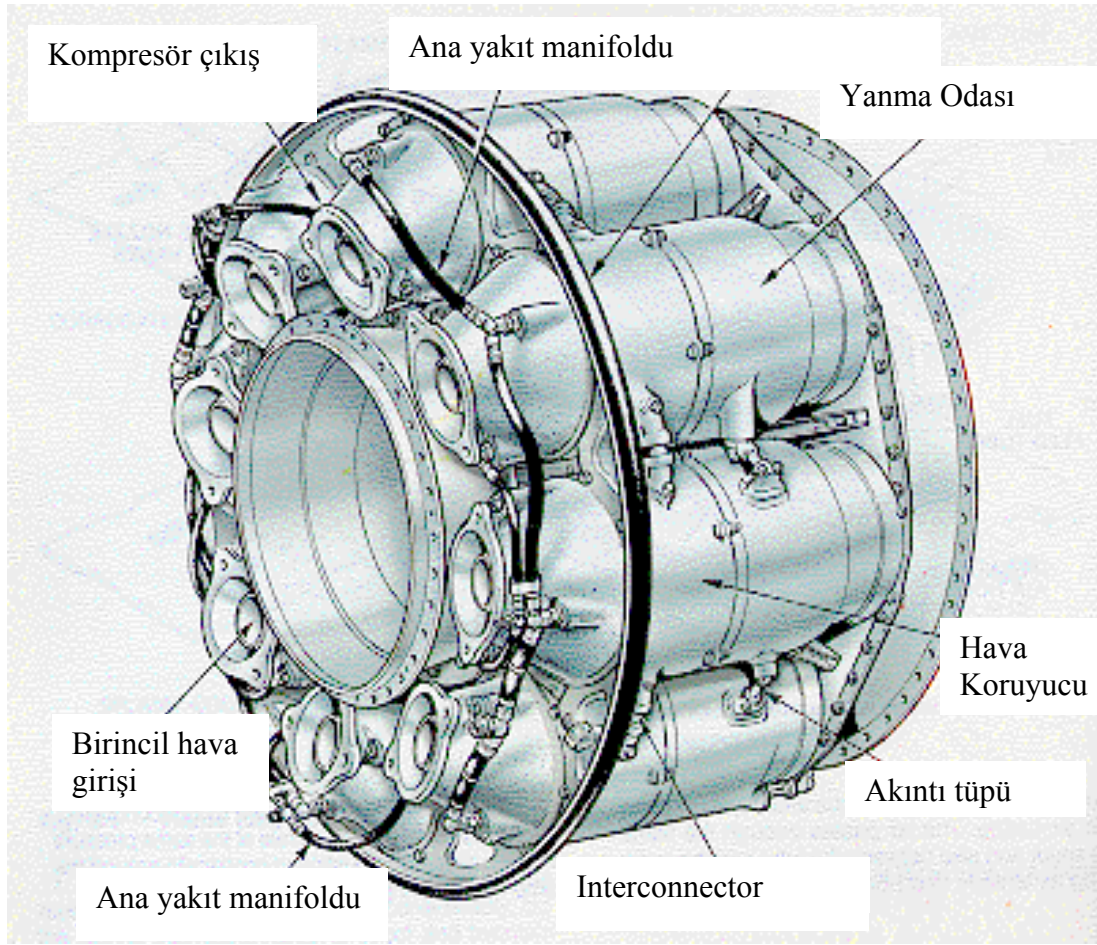
Yanma odalarına yüksek basınçta ve ısınmış olarak gelen hava, püskürtülen yakıtla karışır ve yanma gerçekleştiğinde çok yüksek ısıyla beraber çok büyük bir genleşme ve buna bağlı olarak çok hızlı bir hava akışı meydana gelir.

Meydana gelen yüksek ısı nedeniyle yanma odaları, ısıya dayanıklı malzemeden yapılır.

Yanma odalarına giden yakıt miktarı, arzu edilen motor devri göz önünde tutularak gaz kolu ile pilot tarafından ayarlanır.

Türbin (turbine)

Yanma odasında yandıktan sonra meydana gelen sıcak ve basınçlı gaz daha sonra türbine gider. Türbin kademeleri, yanma odalarından gelen yanmış gazları aynı basınçla eksoz borusuna aktarır (Resim 2.7).



Resim 2.7. Çok noktalı yanma odası [42]

Motor mili (engine shaft)

Motor boyunca yer alan mil üzerinde bulunan kompresör ve türbin kademeleri aynı devirde dönerler.

Çok yüksek hızda dönen motor milinin yağlanması için uçak el kitabında (–1 “dash one”) belirtilen değerlere göre yapılıp yapılmadığı kokpitteki yağ basıncı göstergesinden kontrol edilir (Resim 2.8). Yağ basıncı göstergesi ölçümleri inch kareye pound “PSI” (Pound Square Inch) olarak gösterir. Örnek; F-104G uçaklarında %100 RPM’de yağ basıncı değeri 40 PSI’dir.



Resim 2.8. Yağ basınç göstergesi



Resim 2.9. Devir göstergesi (% RPM)

Motor mili üzerinde bulunan kompresör ve türbin kademelerinin tur sayısı kokpitte bulunan motor devir göstergesinden takip edilir (Resim 2.9). Jet motor devir göstergesi dakikadaki tur miktarını (Revolution Per Minute “RPM”) yüzde değerinden gösterir.

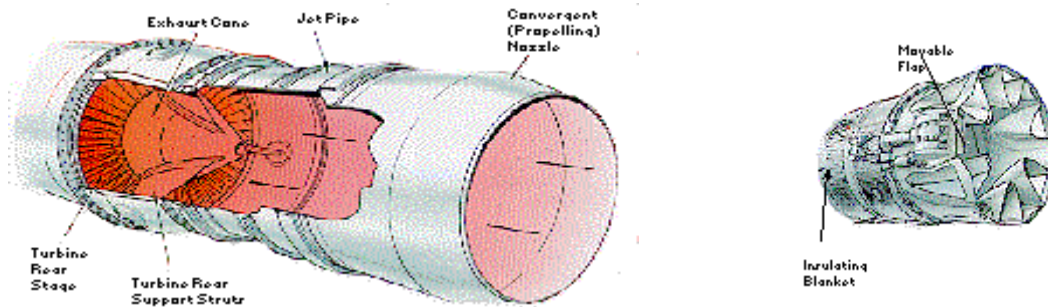
Nozzle

Türbinden gelen sıcak ve yüksek hızdaki yanmış gazlar eksoz borusuna girerek nozzle'dan dışarı çıkar ve bu tepki uçağın ileri doğru hareket etmesini sağlar. Eksoz borusundaki aşırı ısınmayı önlemek için, ön kısımdan giren soğuk havanın bir bölümü gövdenin içinden eksoz borusunun dış yüzeyine yönlendirilerek soğutma amacıyla kullanılır. Eksoz borusundaki gazların ısısının normal değerlerde olup olmadığı kokpitteki göstergeden kontrol edilir (Resim 2.10).



Resim 2.10. Eksoz ısı göstergesi (Santigrat derece x 100)

Nozzle'lar sabit ve hareketli olmak üzere iki çeşittir. Sabit nozzle'ların çapı, motordan en iyi randıman elde edilecek şekilde tasarımcılar tarafından belirlenir (Resim 2.11).



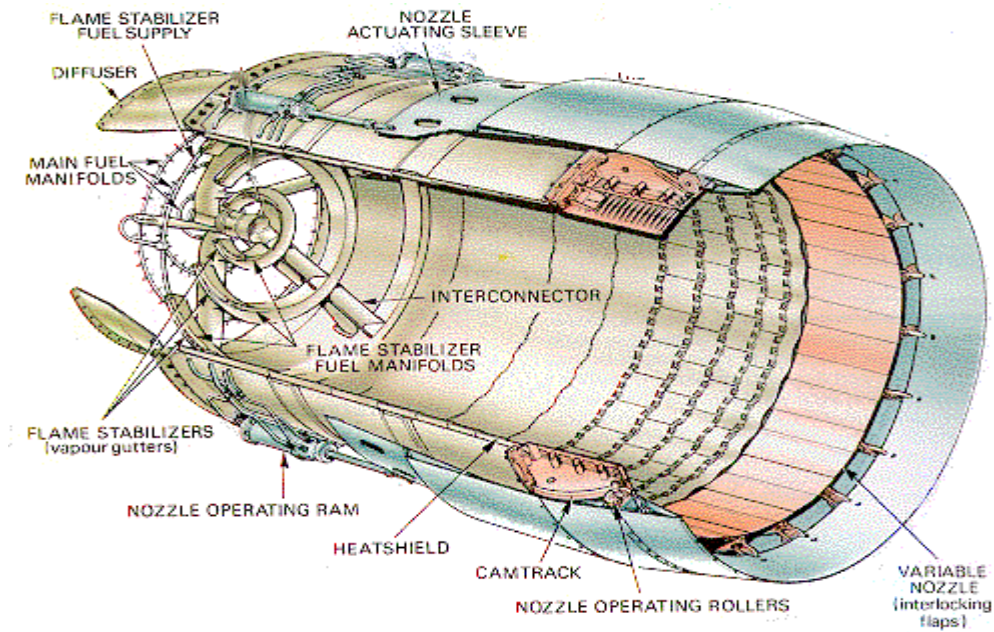
Resim 2.11.Basit ve karmaşık nozzle sistemi

Afterburner'lı jet motorlarında gaz kolunun konumuyla bağlantılı olarak hidrolik sistem nozzle'ı açar veya kapatır. Gaz kolu afterburner konumuna getirildiğinde nozzle tam açılır ve gaz kolunun afterburner konumundan çıkmasıyla motor devrine uygun oranda kapanır. Nozzle'ın bu hareketleri kokpitteki göstergeden kontrol edilir (Resim 2.12).



Resim 2.12. Nozzle durum göstergesi, kapalı görünümü, açık görünümü

Eğer gaz kolu afterburner konumundan %100 devir veya altına getirildiğinde nozzle kapanmazsa, motorda büyük ölçüde güç kaybı meydana gelir (Resim 2.13). Böyle bir durumla karşılaşıldığında, pilot yedek sistemi çalıştırarak nozzle'ın kapanmasını sağlar.



Resim 2.13. Afterburning sonrası jet boru donanımı

2.3. Jet Motorlarında Kullanılan Yakıt

Piston motorlarda düşük parlama özellikli AVGAS olarak bilinen yakıtın kullanılmasına karşılık, jet motorlarında parlama derecesi yüksek, kolay alev almayan ve taşınması daha güvenli yakıt türü kullanılır.

Tepkili uçak motorlarında kompresörden gelen havanın ısıtılması ve dolayısıyla ısı enerjisinin oluşması için kerozen tipi yakıtlar kullanılır. Kerozenin havanın oksijeniyle kimyasal bir reaksiyona girmesi sonucu oluşan ısı, kompresörden giren havayı türbin giriş sıcaklığına kadar yükseltir.

Jet yakıtları genel olarak hidrokarbon veya hidrojen ve karbon elementlerinin bileşimlerini içeren ham petrolden rafine edilerek üretilir. Pratikte karbon ve hidrojen atomlarının binlerce kombinasyonu elde edilebilir. Genel gruplar olarak parafinler, naftalar, olefinler ve aromatikler görülmektedir. Çıkarılan ham petrolden renk görünüş ve fiziksel özellikler açısından farklılıklar vardır.

İlk jet motorlarında gazyağı veya gazyağı-benzin karışımından oluşan yakıt kullanılmaktaydı. Günümüzdeki jet motoru yakıt türleri çoğunlukla gazyağı esastır.

Optimum motor performansı, ekonomi, emniyet ve revizyon ömrü isteklerini yerine getirebilmeleri için jet yakıtları birçok özelliğe sahip olmalıdır. Bu özellikler aşağıda belirtilmiştir (46):

- Her türlü çalışma şartlarında kolayca pompalanabilmeli ve akabilmelidir.
- Her türlü yer şartlarında motor çalıştırmaya izin vermeli ve uçuşta gerektiğinde yeniden çalıştırma özelliğine sahip olmalıdır.
- Her şartta verimli yanma sağlanmalıdır.
- Mümkün olduğu kadar yüksek ısı değerine sahip olmalıdır.
- Yanma sistemi ve türbin kanatları üzerinde zararlı etkiler olmamalıdır.
- Yakıt sisteminde korozyona sebep olmamalıdır.
- Yakıt sisteminin hareketli parçaları için uygun yağlamayı sağlamalıdır.
- Yangın tehlikesini en aza indirmelidir.

Askeri jet uçak motorlarında “JP”, sivil jet uçak motorlarında “Jet-A” ve “Jet-B” olarak sınıflandırılan yakıt kullanılır. Jet-A; JP-8 ve Jet-B; JP-4 ile aynı türdendir.

JP-1: Özellikleri Birleşik Devletlerde 1944 yılında belirlenmiş, donma noktası -60 santigrat derece olan gazyağı esaslı jet motor yakıtıdır. JP-1 çok iyi kalitesiyle ve eksoz duman izinin az oluşuyla bilinir.

JP-2, JP-3 ve JP-4: Daha sonraları nafta ve gazyağı karışımından 1945 yılında JP-2, 1947 yılında JP-3 jet motor yakıtı geliştirilmiştir. Gazyağı ve benzin karışımı JP-4 1951 yılında kullanılmaya başlanmıştır. JP-2, JP-3 ve JP-4’ün tutuşma derecesi JP-1’e göre daha düşüktür.

JP-5: Yüksek tutuşma derecesi özelliği nedeniyle daha güvenli olan JP-5, uçak gemilerinde konuşlu jet uçaklarında kullanılmaktadır. JP-5’in üretimi diğer JP serilerine göre daha pahalıdır.

JP-6 jet motor yakıtı 1956 senesinde XB-70 uçağı için üretilmiştir. XB-70 projesi iptal edilince JP-6’nın üretimine de son verilmiştir.

JP-7: 1970 yılında SR-71 “Blackbird” uçağı için özel olarak üretilmiştir.

JP-8: 1990’lı yıllarda JP-4 formülünde değişiklik yapılarak gazyağı esaslı JP-8 üretilmiştir. JP-8 çok yüksek parlama dereceli, fazla kokan ve biraz yağlı özelliklere sahiptir.

JET-A: Sivil jet uçak motorlarında kullanılan Jet-A, JP-8’in benzeri olup gazyağı esaslıdır.

JET-B: Sivil jet uçak motorlarında kullanılan Jet-B, JP-4’ün benzeri olup gazyağı-benzin karışımıdır.

Jet uçaklarında yakıt depo göstergesi ve akışmetre ölçümleri Libre (Pound) değerinden gösterir (Resim 2.14).



(a)



(b)

Resim 2.14. Yakıt göstergesi: a)Yakıt miktar göstergesi, b)Yakıt Akışmetre

2.3.1. Yakıtların fiziksel özellikleri

Yanmanın oluşabilmesi için yanma odasına yakıtın enjekte edilmesi ve yakıtın buharlaşarak hava ile karışması şarttır. Bu proseslerin uygulanması yanmayı önemli ölçüde etkilemekte olup bu da yakıtın fiziksel özellikleri tarafından tayin edilmektedir. Özellikle havacılık açısından uçuş sırasında karşılaşılan geniş sıcaklık ve basınçlarda yakıtın bütünlüğünü koruması ve pompalanabilir olması gerekmektedir. Bu özellikleri uçaklarda kullanılan yakıtların kabiliyetlerinin belirlenmesinde önemli faktörlerdir. Bu özellikler:

- Bağlı yoğunluk
- Moleküler kütle
- Damıtma bölgesi
- Buhar basıncı
- Alev noktası
- Uçuculuk
- Viskozite
- Yüzey gerilmesi
- Donma noktası
- Özgül ısı

- Latent (ergitme) ısısı
- Isıl iletkenlik

Bağıl yoğunluk

Önceleri özgül ağırlık olarak adlandırılan bağıl yoğunluk, yakıtın kimyasal bileşimini ve ortalama kaynama noktasını göstermektedir. Genel olarak bu özellik aromatiklerde en yüksek, parafinlerde en düşük, naftan ve olefinlerde ise orta düzeydedir. Bağıl yoğunluğu tespit etmek kolay olup, yakıtın hidrojen karbon oranı, ısı değeri ve karbon oluşumuna yakınlığı konusunda fikir verir.

Moleküler kütle

Bir yakıtın özelliği gerçekte deneylerle elde edilir. Moleküler kütle için deneysel olarak elde edilen verilerden aşağıdaki ifade türetilmiştir.

$$MM = \frac{11.28}{\left(\frac{141.5}{d} - 131.5\right)} \quad (2.2)$$

Bu ifade d, 15.5 °C'daki yoğunluktur.

Damıtma bölgesi

Su gibi basit sıvılar sabit sıcaklıkta kaynar ve buhar fazına geçerler. Buna karşılık petrol ürünleri her biri kendi kaynama noktasına sahip pek çok farklı malzemenin karışımıdır. Bu nedenle tek bir kaynama noktası olmayıp damıtma bölgesi vardır. Akaryakıtların özelliğini ve cinsini aydınlatmaya yarayan en önemli yöntemlerden biri distilasyondur.

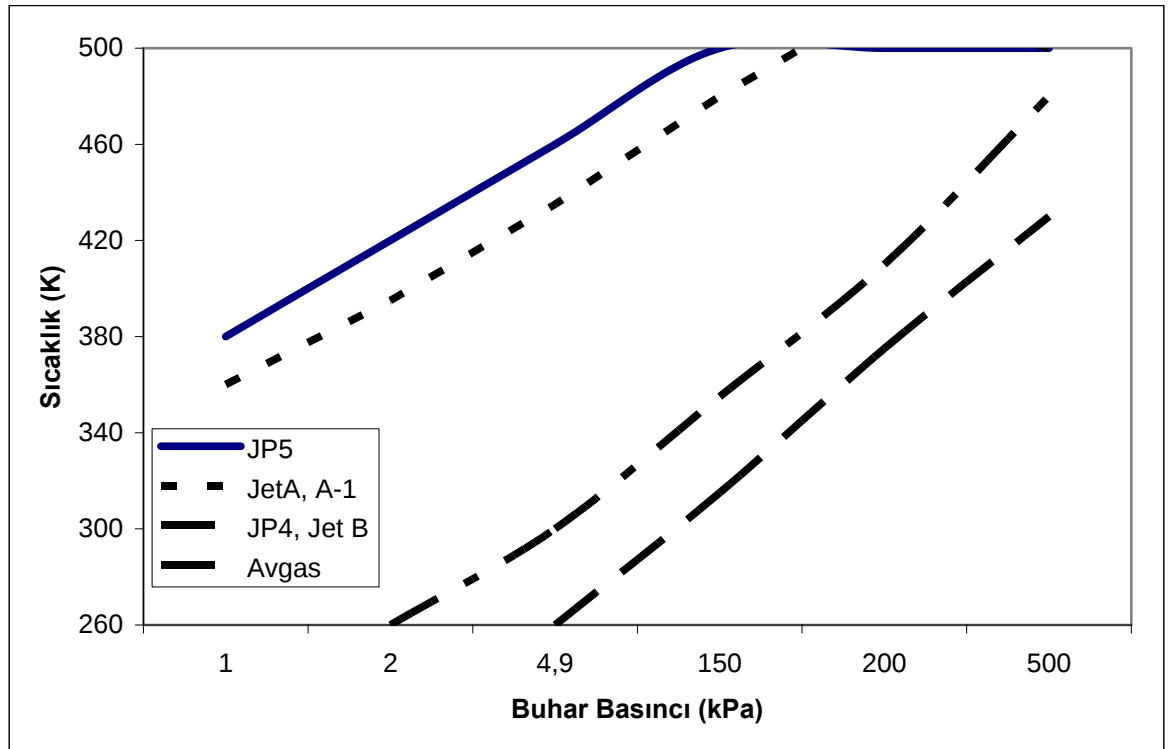
Buhar basıncı

Bir sıvının buhar basıncı, verilen bir sıcaklıkta sıvının üzerinde bulunan kabın yüzeyine uyguladığı basınçtır. Yakıtlarda yanma açısından buhar basıncının yüksek olması arzu edilir. Çünkü bu özellik yakıtın ilk yanma bölgesinde hızlı

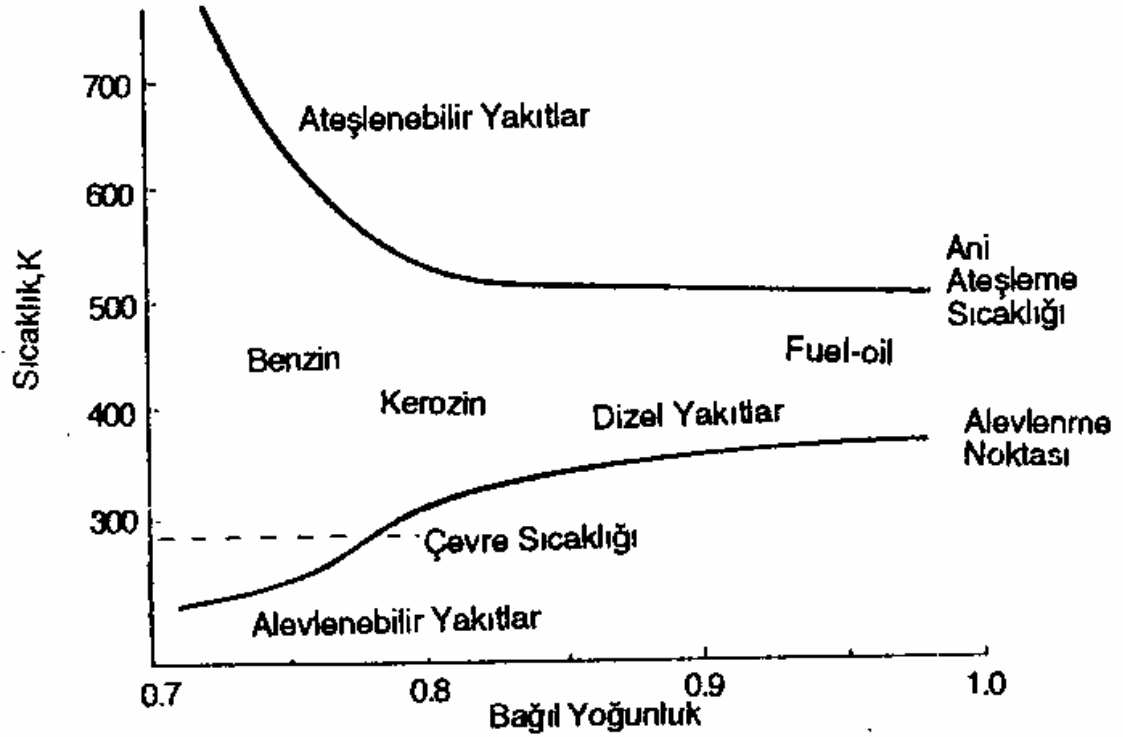
buharlaşmasını sağlar. Bazı yakıtların sıcaklığa bağlı buhar basınçları Şekil 2.14’de verilmiştir. Buhar basıncı sıcaklıkla artar. Bu nedenle yüksek süpersonik uçuş hızlarında alçak buhar basınçlı buharlar tercih edilir.

Alevlenme noktası

Alevlenme noktası, bir yakıtın hava ile karışarak yanabilecek bir karışımı oluşturmaya yetecek miktarda buharlaştığı en düşük sıcaklık olarak tanımlanır. Bir yakıt ne kadar kolay buhar haline gelirse, hava ile yanıcı bir karışım oluşturması da o derece kolay olur. Birçok uçak yakıtı çok yüksek mesafelerdeki düşük sıcaklıklarda yanabilmesi için, düşük alevlenme sıcaklığına sahip olabilecek şekilde işlemlerden geçirilmektedir. Çeşitli yakıtların özgül yoğunluklarına bağlı olarak alevlenme noktası değerleri Şekil 2.15’de verilmiştir [45].



Şekil 2.14. Çeşitli uçak yakıtlarının sıcaklığa bağlı buhar basınçları [45]



Şekil 2.15. Bazı yakıtların bağıl yoğunluğunun sıcaklıkla değişimi [45]

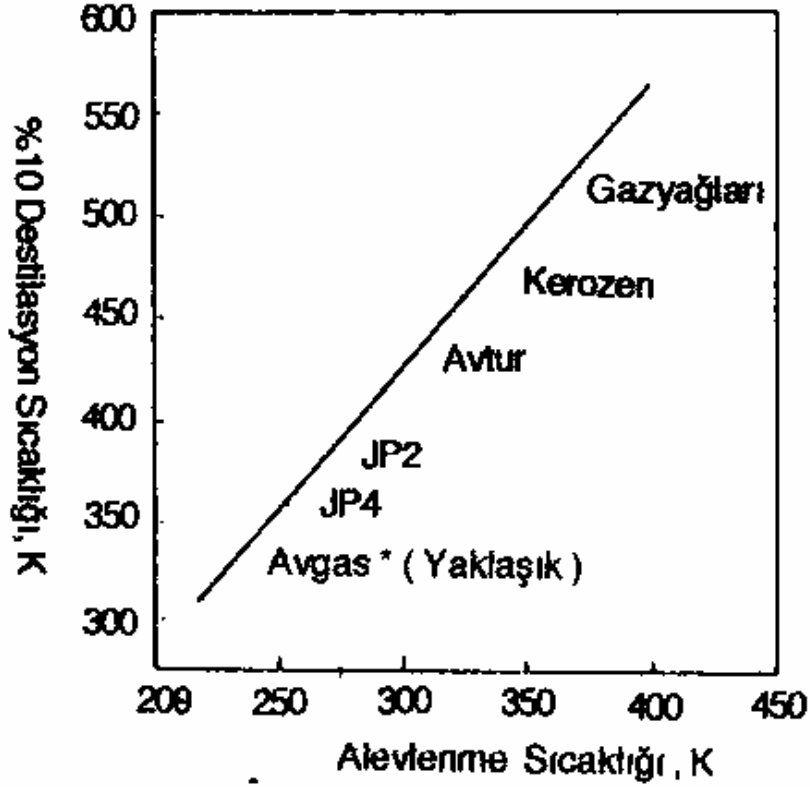
Uçuculuk

Bir yakıtın uçuculuğu onun damıtılma bölgesine, buhar basıncına ve alev noktasına bağlıdır. Uçuculuğun yüksek olması yanma performansını artırır, kararlılığı artırarak yanma etkinliğini iyileştirir. Dezavantajı ise yüksek irtifada yakıtın hızla buharlaşması sonucu kaybı ile yangın tehlikesini artırmasıdır. Uçuculuk ile alevlenme sıcaklığı arasındaki ilişki Şekil 2.16'da verilmiştir.

Viskozite

Viskozite bir akıcılık ölçüsüdür. Yakıtın düşük çalışma sıcaklığında dahi serbestçe akacak kadar viskozitesi düşük olmalı, sızıntıya engel olacak ve pompa sistemini yağlayabilecek kadar da yüksek viskozite olmalıdır. Aynı zamanda yanma hücrelerine kolayca atomize olabilecek uygun viskozitede olmalıdır. Yakıt sisteminin pompalama gücü de viskoziteye bağlıdır. Yüksek viskozite yakıtta atomize olma

kalitesini düşürür. Gaz türbinli yakıtların viskozitesi Şekil 2.17’de verilmiştir [45,46].



Şekil 2.16. Uçuculuk ile alevlenme noktası sıcaklığı arasındaki ilişki [46]

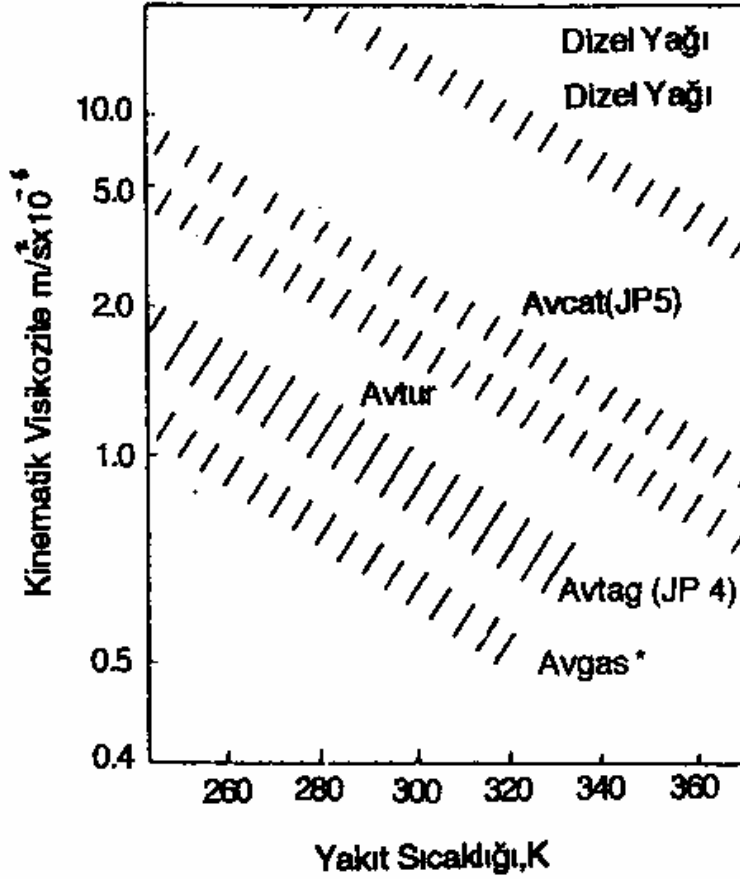
Yüzey gerilmesi

Gaz türbinli yakıtlarda yüzey gerilmesi için genellikle şartname ile belirlenmiş limitler bulunmamaktadır. Buna rağmen yüzey gerilmesi yakıtın atomizasyonunu önemli ölçüde etkiler.

Donma noktası

Turbo jet motoruyla uçan uçaklar en ekonomik olarak çevre sıcaklığının 193 K'e kadar düştüğü yüksek irtifada uçarlar. Buna rağmen uçuş sırasında yakıtın sıcaklığı hemen çevre sıcaklığına düşmez, ayrıca uçağın ileri hareketi de yakıtın sıcaklığını artıracak yönde etkiler. Yüksek irtifada uzun süreli uçuşlarda yakıt sıcaklığı 230 K'e

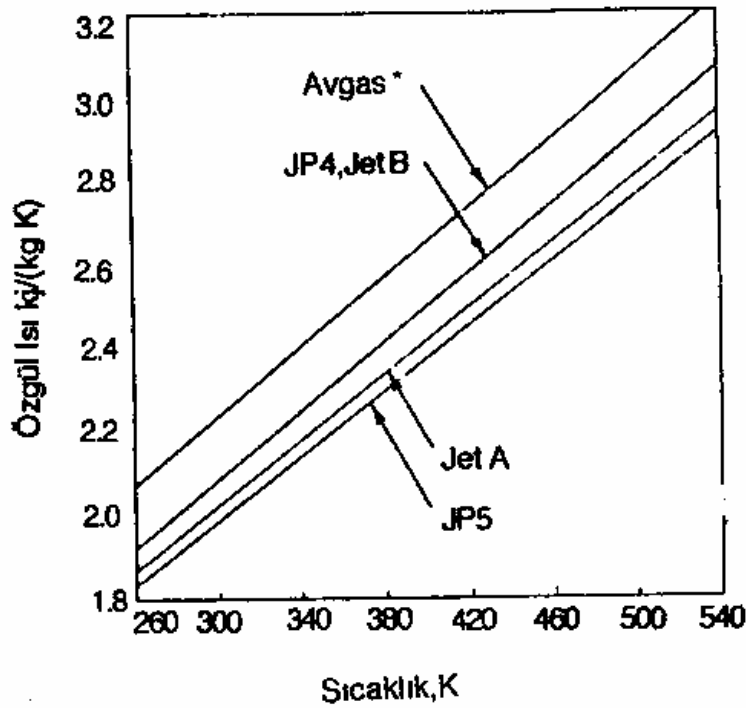
kadar düşmektedir. Bu düşük sıcaklıklarda yakıtın viskozitesi artmakta ve pompalama problemleri ortaya çıkmaktadır.



Şekil 2.17. Bazı yakıtların viskozitelerinin sıcaklıkla değişimi [45]

Özgül ısı

Çok yüksek hızlı uçaklarda yakıtın özgül ısısı önemli bir özelliktir. Kerozin tipi yakıtların özgül ısı değerleri sıcaklığa bağlı olarak Şekil 2.18’de verilmiştir.



Şekil 2.18. Bazı yakıtların özgül ısı değerlerinin sıcaklıkla değişimi [46]

Ergitme ısısı

Yakıtın ortalama kaynama noktasında buharlaşma ile oluşan ergitme ısısı Eşitlik 2.3'de verilmiştir.

$$L = \frac{360 - 0.39 T_f}{d} \quad (2.3)$$

Bu ifade de L (kJ/kg), T_f (K) yakıt sıcaklığı, d ise bağıl yoğunluğu göstermektedir.

Isıl İletkenlik

Jet yakıtlarının ısı iletkenliği Eşitlik 2.4'de verilmiştir.

$$k = \frac{0.134 - .000063 T_f}{d} \quad (2.4)$$

Bu ifade de k W/mK birimindedir.

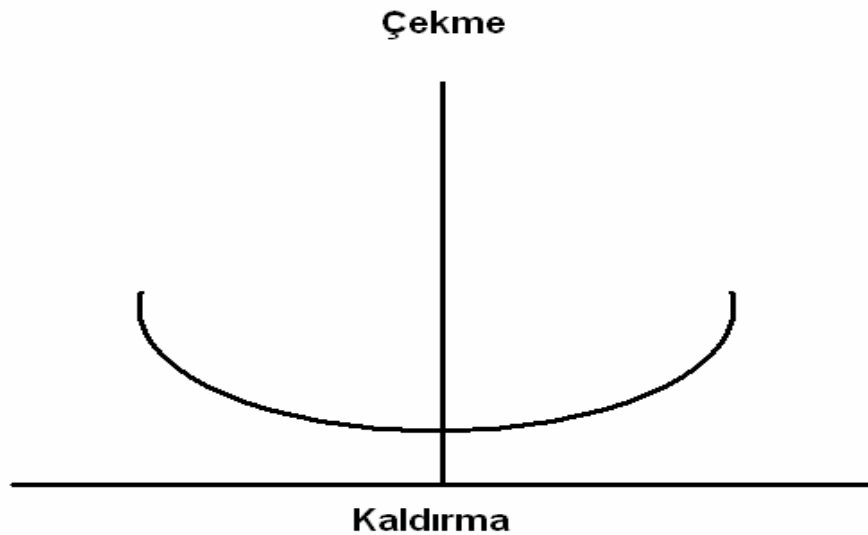
2.4.Bir Uçağın Yakıt Tüketimi

Bir uçağın yakıt tüketimi aşağıda verilen değişkenlerin bir fonksiyonudur:

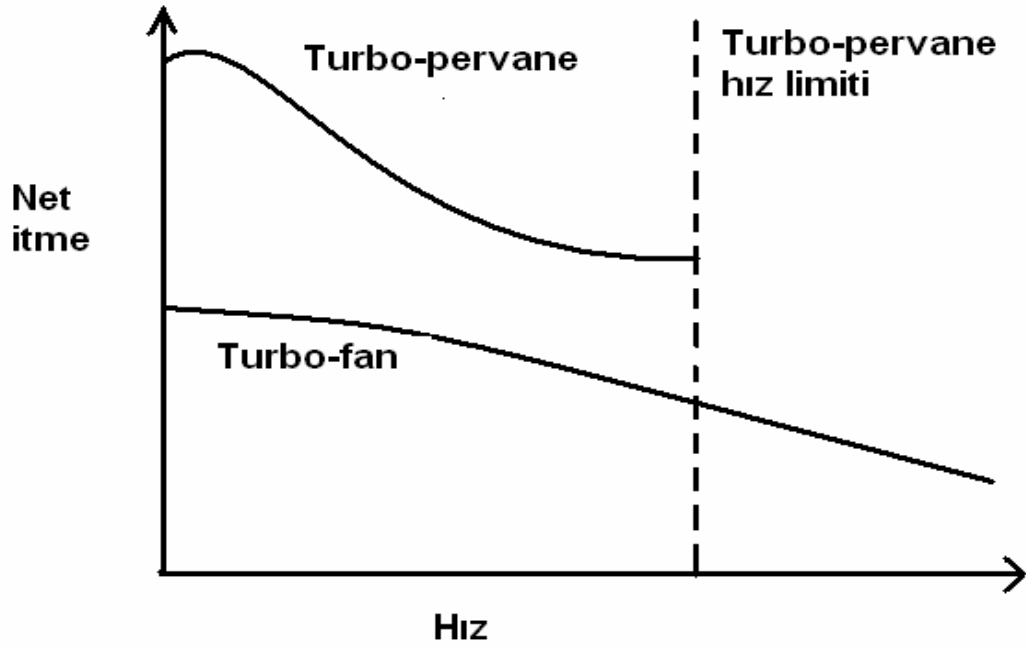
1. Aerodinamic özellikler
2. Motor tipi
3. Görev profili

Aerodinamik özellikler uçağın tasarım değişkenlerinin her birine bağlıdır. Uçuş esnasında yakıt tüketiminin tahmini ile ilgili iki temel özellik kaldırma ve çekme önemlidir. Genelde bir uçağın kalkması kanat geometrisinin bir fonksiyonudur ve çekme bütün uçağın bir fonksiyonudur. Bu iki özellik arasındaki ilişki genelde çekme kutupları ekseninde gösterilir (Şekil 2.19).

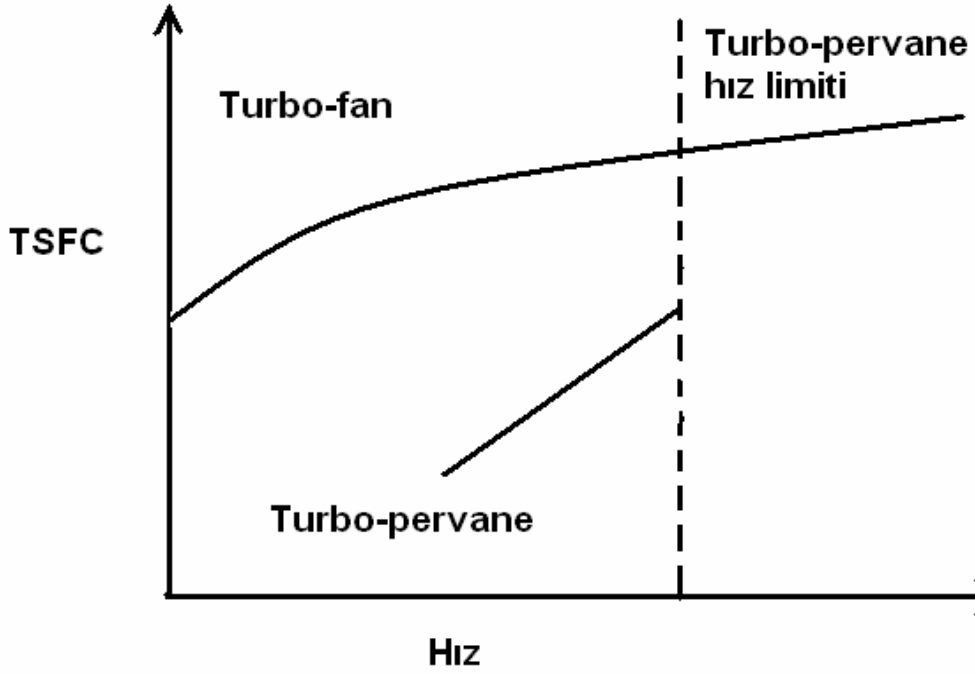
Sivil uçaklar tarafından kullanılan iki motor tipi vardır: Turbo-fan ve Turbo-pervane. Şekil 2.20 ve Şekil 2.21 bu iki tip arasındaki belli başlı performans farklarını göstermektedir (47). Turbo-fan motoru için özgül yakıt tüketimi itme özgül yakıt tüketimi (TSFC) olarak açıklanır ve her pound itme için yakıt pound birimindedir.



Şekil 2.19. Çekme kutupları krokisi



Şekil 2.20. Deniz seviyesindeki net itme karşılaştırmasının taslağı



Şekil 2.21. Deniz seviyesindeki TSFC'nin karşılaştırmasının taslağı

3. BULANIK MANTIK TEMEL PRENSİPLERİ

3.1. Bulanık Olasılığı

1965’de Lotfi Zadeh, Bulanık kümeler olarak isimlendirdiği olasılık olmayan belirsizlikleri karakterize etmenin yeni bir yolu üzerine ilk yayını yaptı [3]. Bu çalışmasıyla Bulanık modelleme, Bulanık çıkarımlı sistemler, Bulanık mantık, Bulanık topolojisi, Bulanık enterpolasyonu, Bulanık grafikleri, Bulanık kurallarının hesabı gibi değişik disiplin içeren ve günümüzde oldukça geniş bir alanda kullanılan Bulanık küme teorisi ve Bulanık mantıkla tanışıldı. Bir çok alandaki başarılı uygulamaları ile Bulanık sistemlere ilgi gittikçe arttı. Doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol [48], veri analizi [49], sistem tanıma [50,51], mali sistemler [52] bulanık sistemlerin bazı kullanım alanlarıdır. Bulanık Mantık sistemler, Bulanık kural tabanlı sistemler [53], Bulanık usta sistemler, Bulanık model [54], Bulanık birliğine ait hafıza , Bulanık Mantık kontrolör [55] ve basit olarak (belirsizlik) Bulanık sistem gibi bir çok isimle bilinir.

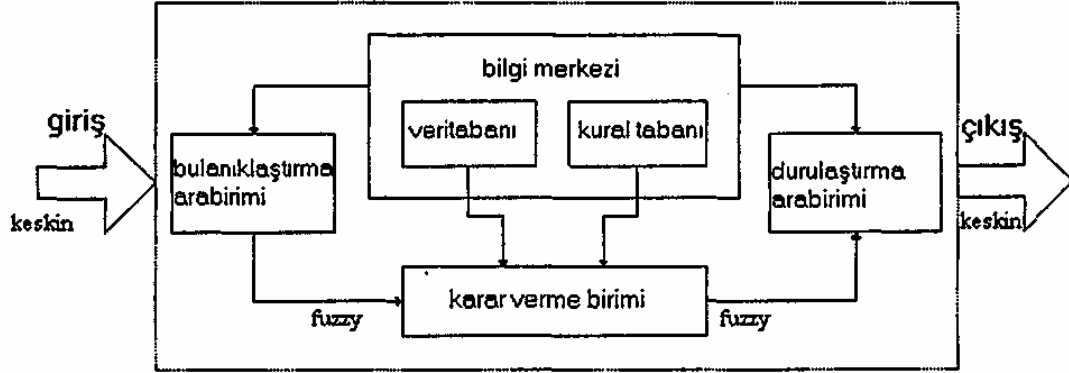
3.2. Bulanık Mantık sistemler

YSA’ ların bilgiyi göstermelerinden daha çok makina öğrenmesiyle ilgilenildiği tartışılabilir. Çoğu YSA' lar araştırmacının bilginin makina tarafından öğrenilmesi için bir metot üzerine odaklanarak, özel bir makinanın uygun bilgiyi depolayabilmesiyle tatmin olmuşlardır. Makina içinde bilginin tam gösterimi genellikle hemen hemen akıl almaz olarak düşünülür ve bu görmemezlikten gelir. Bulanık mantık ise başlıca doğal sistemlerde sıradan olan kesin olmayan bilginin çeşitli gösterimi ile ilgilenir ve veriler hakkında düşünmek için klasik (Boolean) mantığının yerine, kurallar ve Bulanık üyelik fonksiyonlarının birleşimini kullanarak bu çeşit bilginin sayısal bilgisayarlarda kullanımını kolaylaştırır [56]. Bulanık Mantık sistemin basit yapısı Şekil 3.1' de gösterilmektedir.

Bir Bulanık Mantık sistemin dört ana birimi vardır:

1. Bulanıklaştırıcı

2. Kural tabanı
3. Çıkarım makinesi
4. Durulandırıcı



Şekil 3.1. Bulanık Mantık sistemin basit yapısı

1. Bulanıklaştırma: Sistem durum değişkenlerini bir Bulanık kümeye dönüştürme işlemi bulanıklaştırma olarak isimlendirilir. Bu blokta tüm giriş değişkenleri (0,1) aralığında üyelik değerlerine çevrilir. Klasik kümeler keskin sınırlı kümelerdir.

Örneğin, klasik bir A kümesi

$$A = \{x | x > 9\}, \quad (3.1)$$

gibi gösterilebilir. Burada 9' un belirgin bir sınır olduğu açıktır; eğer x , bu sayıdan büyük ise, A kümesine aittir aksi taktirde x bu kümeye ait değildir. Klasik kümenin aksine, bir Bulanık küme, isminden de anlaşıldığı gibi keskin sınırı olmayan bir kümedir. Zadeh 1965' de [4] yeni ufuklar açan yayınında insan düşüncesinde, özellikle soyutlama, bilginin iletişimi ve karakter tanıma alanlarında önemli rol oynayan belirsiz olarak tanımlanan böyle kümeler veya sınıflar tanıtmıştır. Bir A Bulanık kümesi eğer X , x tarafından kendi cinsine ait özellikleri gösteren nesnelerin birleşimi ise X içindeki A Bulanık kümesi düzenlenen çiftlerin bir kümesi olarak Eşitlik (3.2)' deki gibi tanımlanır.

$$A = \{(x, \mu_A(x)) | x \in X\} \quad (3.2)$$

$\mu_A(x)$ A' da X' in üyelik fonksiyonu (kısaca, ÜF) olarak isimlendirilir. Üyelik fonksiyonu X 'in her bir elemanını 0 ve 1 arasındaki değerlere (veya üyelik derecesine) dönüştürür.

Üyelik fonksiyonunun belirlenmesinin tamamen öznel olduğuna dikkat edilmesi gerekir, bu da aynı kavramların farklı şahıslar tarafından değişik ifade edilebileceğini gösterir. Bu öznellik soyut kavramların doğal tanımsızlığından gelir. Bu nedenle Bulanık kümelerin rasgeleliği ve öznelliği, Bulanık kümelerin çalışması ve rasgele olayların davranışı ile ilgilenen olabilirlik teorisi arasındaki temel farktır.

2. Kural tabanı: Bulanık uzman sistemde kurallar, sistem operatörünün veya denetim mühendisinin deneyimlerine bağlıdır. Bulanık uzman sistemlerdeki kuralların kümesi, bulanık kural tabanı veya bulanık bilgi tabanı olarak isimlendirilir. Kurallar Bulanık uzman sistemde genellikle "eğer x A' ya eşitse ise .. o halde y B' dir..." formunda gösterilir. Burada A ve B, X ve Y tanım aralığı üzerinde Bulanık kümeler tarafından tanımlanan dilsel değerlerdir. Genellikle " x, A' ya eşitse " önceki (giriş) olarak adlandırılırken, " y, B' ye eşittir " sonraki (sonuç) olarak adlandırılır. Bulanık eğer-o halde kurallarının örnekleri bizim günlük kullanımımızda aşağıdaki gibi mevcuttur:

Eğer basınç yüksek ise o halde değer küçüktür. Eğer yol kaygan ise o halde sürüş tehlikelidir. Eğer domates kırmızı ise o halde olmuştur. Eğer hız yüksek ise küçük bir fren uygulayın.

3. Çıkarım makinası: Kurallar üzerinden çıkış hareketlerinin belirlenmesi bu blok tarafından yerine getirilir. Başka bir ifade ile alınan giriş bilgileri için hangi kuralların uygulanacağı ve hangi Bulanık denetim hareketinin çıkarılacağını belirlemek bu blok tarafından gerçekleştirilir.

4. Durulandırma: Çıkarım biriminden alınan denetim değerlerinin kesin çıkış ve sayısal değerlere dönüştürme işlemi durulaştırma olarak isimlendirilir. Bulanık mantık sistemi kurmak için öncelikle Bulanık sistemlerdeki klasik işlemlerden ve üyelik fonksiyonlarından bahsedilecektir.

3.3. Bulanık Kümelerde İşlemler

Bir Bulanık kümeye ait sayıların üyelerinin grafiksel gösterimi Zadeh diyagramı olarak adlandırılır. Zadeh diyagramı, Bulanık kümenin keskin giriş değerlerinin üyeliğini gösteren bir grafiksel gösterimdir. İki üyelik fonksiyonunun Zadeh diyagramı Şekil 3.2' deki gibi gösterilir. *Zadeh* diyagramının yatay eksen sayısal aralık olarak adlandırılır. Sayısal aralık Bulanık kümenin tanımlandığı yerdeki değerler dizisidir. Dikey eksen ise Bulanık kümeye ait sayısal aralıktaki değerlerin üyeliğini ($\mu_A(x)$) gösterir.

A ve B iki Bulanık kümenin birleşimi $C=A \cup B$ veya $C=A$ OR B olarak yazılan Bulanık kümedir. A ve B Bulanık kümenin birleşimi Eşitlik (3.3)' deki gibi hesaplanır. Şekil 3.3a' da iki Bulanık kümenin birleşimi gösterilmiştir.

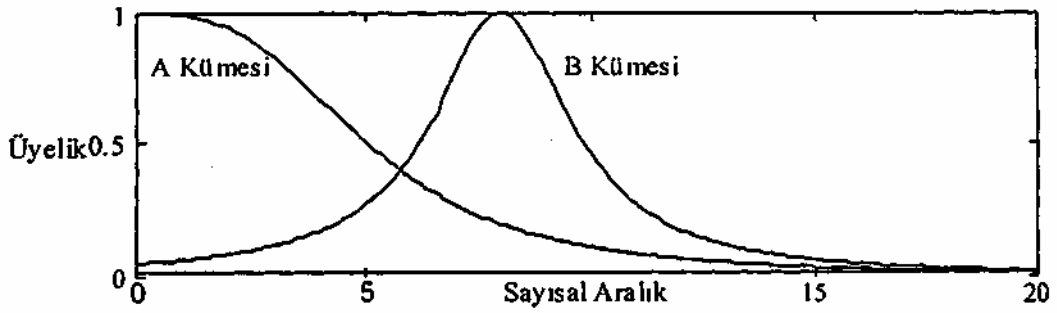
$$\mu_{A \cup B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \mu_A(x) \vee \mu_B(x) \quad (3.3)$$

A ve B iki Bulanık kümenin kesişimi $C = A \cap B$ veya $C=A$ AND B olarak yazılır. A ve B Bulanık kümelerinin kesişimi Eş.3.4'deki gibi hesaplanır. Şekil 3.3b' de iki Bulanık kümenin kesişimi gösterilmiştir.

$$\mu_{A \cap B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \mu_A(x) \wedge \mu_B(x) \quad (3.4)$$

B Bulanık kümenin tümleyeni B' ($-B, B$) ile gösterilir ve Eş.3.5'deki gibi hesaplanır. Şekil 3.3c'de B Bulanık kümesinin tümleyeni gösterilmiştir.

$$\mu_{B'}(x) = 1 - \mu_B(x) \quad (3.5)$$



Şekil 3.2 A ve B Bulanık kümeleri için Zadeh diyagram

3.4. Üyelik fonksiyonları

Giriş ve çıkış değişkenlerinin dilsel olarak tanımlanmasında kullanılan bir çok üyelik fonksiyonu vardır (Şekil 3.4).

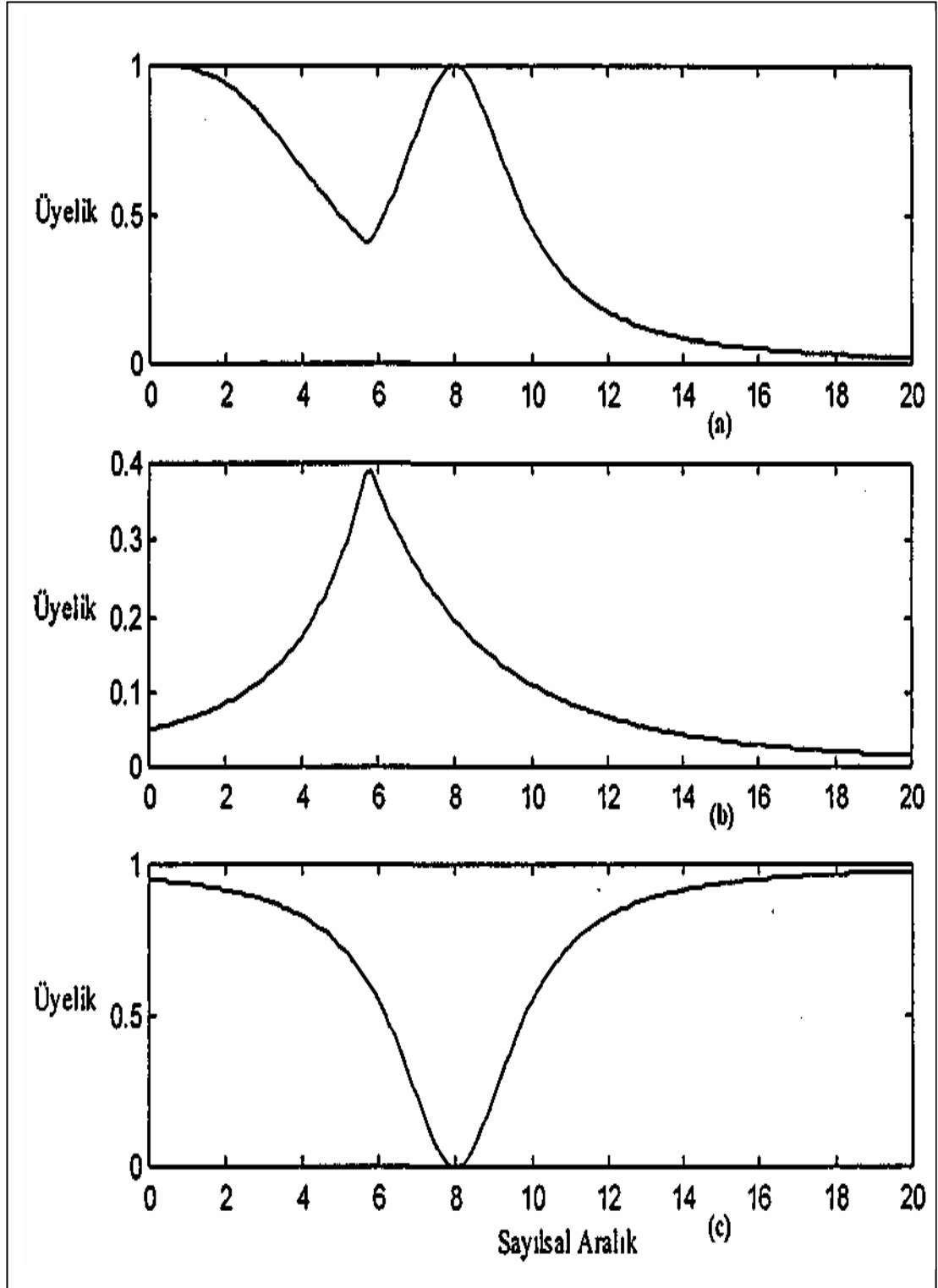
1. Üçgen üyelik fonksiyonu
2. Yamuk üyelik fonksiyonu
3. Gaussion üyelik fonksiyonu
4. Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu
5. Sigmoidal üyelik fonksiyonu
6. O, Z ve S şekilli üyelik fonksiyonları vb.

Bu üyelik fonksiyonları, aşağıda ele alınmıştır.

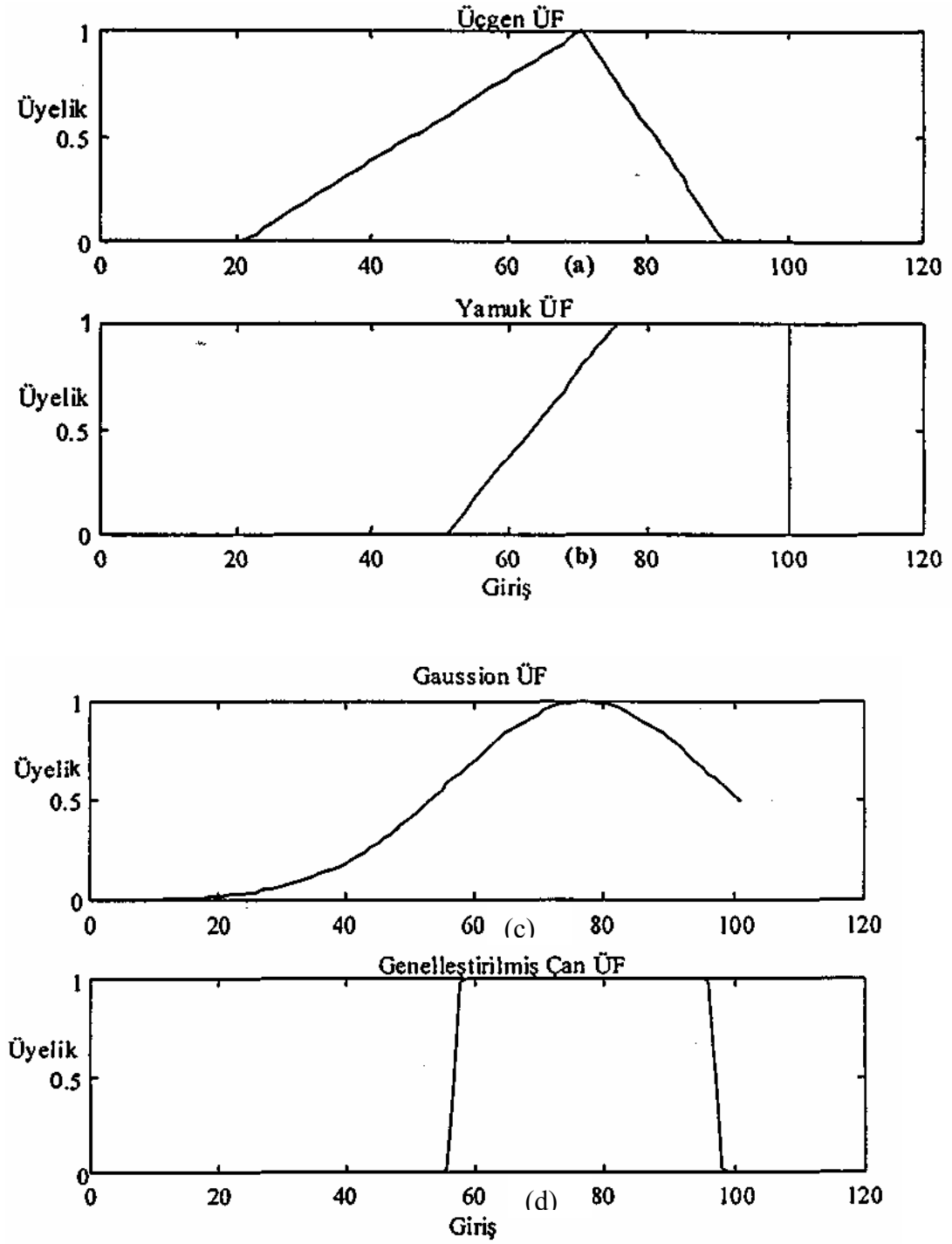
3.4.1. Üçgen üyelik fonksiyonları

Üçgen üyelik fonksiyonları üç köşenin x koordinatlarını gösteren (a, b, c) parametreleri tarafından belirlenir. x=(0:100) aralığındaki (20, 70, 90) noktalarına ait üyelik fonksiyonu Şekil 3.4a' daki gibidir.

$$\text{Üçgen } (x; a, b, c) = \max\left(\min\left(\frac{x-a}{b-a}, \frac{c-x}{c-b}\right), 0\right) \quad (3.6)$$



Şekil 3.3 Şekil 3.2' deki A ve B kümeleri için a) iki bulanık kümenin birleşimi, b) iki Bulanık kümenin kesişimi ve c) B Bulanık kümesinin tümleyeni



Şekil 3.4 Üyelik fonksiyonları a) üçgen ($x; 20, 70, 90$) üyelik fonksiyonu, b) yamuk ($x; 50, 75, 100, 100$) üyelik fonksiyonu c) gaussion ($x; 20, 76$) üyelik fonksiyonu ve d) genelleştirilmiş çan ($x; 20, 40, 76$) üyelik fonksiyonu

3.4.2. Yamuk üyelik fonksiyonu

Yamuk üyelik fonksiyonu, x sayısal aralığı içindeki (a, b, c, d) parametreleriyle tanımlanır. $x=(0:100)$ aralığındaki $(50, 75, 100, 100)$ noktalarına ait üyelik fonksiyonu Şekil 3.4b' deki gibidir.

$$\text{Yamuk}(x; a, b, c) = \max\left(\min\left(\frac{x-a}{b-a}, \frac{d-x}{d-c}\right), 0\right) \quad (3.7)$$

Üçgen üyelik fonksiyonları, yamuk üyelik fonksiyonlarının özel bir durumudur. Onların basit formülleri ve hesapsal etkileri yüzünden özellikle gerçek zamanlı uygulamalarda, hem üçgen hem de yamuk üyelik fonksiyonları sıkça kullanılmaktadır. Bununla birlikte; üyelik fonksiyonları düzgün bölümlerden oluştuğu halde, parametreler tarafından belirlenen anahtarlama noktalarında düzgün değildir.

Aşağıda düzgün ve doğrusal olmayan fonksiyonlar tarafından belirlenen üyelik fonksiyonlarının diğer çeşitleri gösterilecektir.

3.4.3. Gaussian üyelik fonksiyonu

Gaussian üyelik fonksiyonu, x sayısal aralığı içindeki (σ, μ, c) parametreleriyle tanımlanır. $x=(0:100)$ aralığındaki $(20, 76)$ noktalarına ait üyelik fonksiyonu Şekil 3.4a'daki gibidir.

$$\text{gaussian}(x; \sigma, \mu, c) = e^{-\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2} \quad (3.8)$$

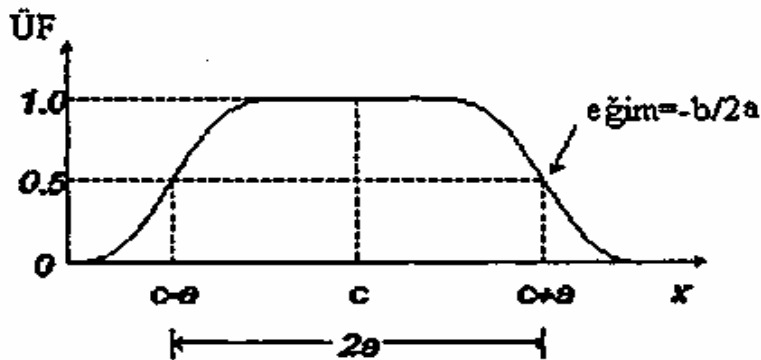
Burada c ve a sırasıyla üyelik fonksiyonunun merkezini ve genişliğini belirler.

3.4.4. Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu

Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu x sayısal aralığı içindeki (a, b, c) parametreleriyle tanımlanır. $x=(0:100)$ aralığındaki $(20, 40, 76)$ noktalarına ait üyelik fonksiyonu Şekil 3.4b' deki gibidir.

$$\text{Çan}(x, a, b, c) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x - c}{a} \right|^{2b}} \quad (3.9)$$

Burada, b parametresi genellikle pozitifdir. Bu üyelik fonksiyonu, olasılık teorisinde kullanılan Cauchy dağılımının doğrudan genelleştirilmesidir. İstenilen genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu $\{a, b, c\}$ parametre kümesinin uygun seçimi ile elde edilebilir. Özel olarak, üyelik fonksiyonunun genişliği ve merkezini değiştirmek için c ve a 'yı ayarlayabiliriz ve daha sonra geçiş noktalarında eğimleri kontrol etmek için b 'yi kullanırız. Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonunda her bir parametrenin fiziksel ifadesi Şekil 3.5'de gösterilmiştir. Gaussian ve çan üyelik fonksiyonları, düzgünlüğü ve kısa gösterimlerinden dolayı, belirli (özel) bulanık kümeler için gittikçe popüler olan metotlardır. Gaussian fonksiyonlar olasılık ve istatistik alanlarında daha çok kullanılır ve onlar Fourier Dönüşümü ve çarpım altında değişmeyen özelliklere sahiptir. Çan üyelik fonksiyonu Gaussian üyelik fonksiyonundan bir fazla parametreye sahiptir, bu nedenle eğer $b \rightarrow \infty$ giderse Bulanık olmayan bir kümeye yaklaşabilir.



Şekil 3.5 Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonunda parametrelerin fiziksel ifadesi

3.4.5. Sigmoidal üyelik fonksiyonu

Sigmoidal üyelik fonksiyonu x sayısal aralığı içindeki (a, c) parametreleriyle tanımlanır.

$$\text{sigmoid}(x, a, c) = \frac{1}{1 + \exp[-a(x - c)]} \quad (3.10)$$

Burada a , $x=c$ geçiş noktasında eğimi kontrol eder. Sigmoidal üyelik fonksiyonu a parametresinin işaretine bağlı olduğu için, sağ veya sola doğal olarak açılır, bu nedenle "çok geniş" veya "çok düşük" gibi kavramları göstermek için uygundur.

Bu çeşit sigmoidal fonksiyonlar daha çok YSA'ların aktivasyon fonksiyonları olarak kullanılırlar. Bu nedenle, Bulanık çıkarımlı sistemlerin davranışını yaklaştıran bir sinir ağı için, karşılaşılan ilk problem sigmoidal fonksiyon yoluyla yakın bir üyelik fonksiyonunun nasıl sentezleneceğidir. Bunu sağlamak için iki basit yol vardır; biri iki sigmoidal üyelik fonksiyonunun çarpımını almaktır; diğeri iki sigmoidal üyelik fonksiyonunun mutlak farkını almaktır.

Bu bölümde tanıtılmayan D, Z, S şekilli üyelik fonksiyonları özel uygulamalar için oluşturulabilir.

3.4.6. Karışım ilişkisi

Bulanık eğer/o halde kuralları aşağıda gösterildiği gibi genellikle aksi taktirde bağlacıyla birbirine bağlanır. Bu bağlaç Eş. 3.11, Eş. 3.12 ve Eş. 3.13'de gösterilen farklı karışım operatörleri (ϕ) için değişik biçimlerde yorumlanır.

Eğer x, A_1 ise y, B_1 ' dir aksi taktirde,

Eğer x, A_1 ise y, B_2 ' dir aksi taktirde

Eğer x, A_n ise y, B_n ' dir.

Zadeh Max-Min Karışım Operatörü

$$\phi[\mu_A(x), \mu_B(y)] = (\mu_A(x) \wedge \mu_B(y)) \vee (1 - \nu_A(x)) \quad (3.11)$$

Mamdani Min Karışım Operatörü

$$\phi[\mu_A(x), \mu_B(y)] = \mu_A(x) \wedge \mu_B(y) \quad (3.12)$$

Larson Çarpma Karışım Operatörü

$$\phi[\mu_A(x), \mu_B(y)] = \mu_A(x) \cdot \mu_B(y) \quad (3.13)$$

3.5. Bulanık Kümenin Durulandırılması (Defuzzification)

Durulandırma kesin bir sayı ile Bulanık kümesini gösterme işlemidir. Bir Bulanık sistemde verinin giriş gösterimi genellikle Bulanık kümedir, fakat çıkış genellikle bir fonksiyona uygulanabilen kesin sayı olmayı gerektirir. Literatürde kullanılan bir çok durulandırma metotları vardır. Bunlardan değişik uygulamalarda Bulanık çıkarımlı sistemin kullandığı üç metodu tanıtacağız. Bu üç Bulanık çıkarımlı sistemin arasındaki fark, kuralların sonuç bölümlerinden ileri gelir ve bu nedenle onların birleşmesi ve durulaştırma prosedürü de ona göre farklılıklar gösterir.

1. Tsukamoto Bulanık modelde kullanılan bu metot, kuralların gerçekleşme dereceleri ve çıkış üyelik fonksiyonları tarafından tanıtılan her bir kuralın kesin çıkışının ağırlıklı ortalamasıdır [57]. Bu metotta kullanılan kurallar aşağıdaki gibi olabilir:

eğer X, A1 ve Y, B1 ise o halde Z=C1

eğer X, A2 ve Y, B2 ise o halde Z=C2

2. Mandani Bulanık modelde ilk olarak buhar makinalarının ve kaynatıcı kombinasyonunun kontrolü için kullanılan bu metotta, tüm sistem çıkışı nitelikli Bulanık çıkışlarına (yani her bir kuralın çıkış üyelik fonksiyonu ve gerçekleşme derecelerinin minimumuna eşit olanlarının her birine) maksimum operatörü uygulayarak çıkarılır [58].

Bu metotta kullanılan kurallar aşağıdaki gibidir:

eğer X, A1 ve Y, B1 ise o halde $Z=C1$

eğer X, A2 ve Y, B2 ise o halde $Z=C2$

Özel uygulamalarda kullanılan diğer durulaştırma stratejileri ise maksimumların en büyüğü, maksimumların en küçüğü, maksimumların ortalaması, alanların iki parçaya bölünmesi ve alanların merkezi gibi metotlardır.

3. Takagi, Sugeno ve Kang tarafından düşünülen bu metotta, her bir kuralın çıkışı sabit terim ilaveli giriş değişkelerinin bir doğrusal kombinasyonudur ve son çıkış her bir kural çıkışının ağırlıklı ortalamasıdır [59, 60]. Bu metotta kullanılan kurallar aşağıdaki gibi olur:

Eğer X, A2 ve Y, B2 ise o halde $Z=p1*x+q1*y+r1$

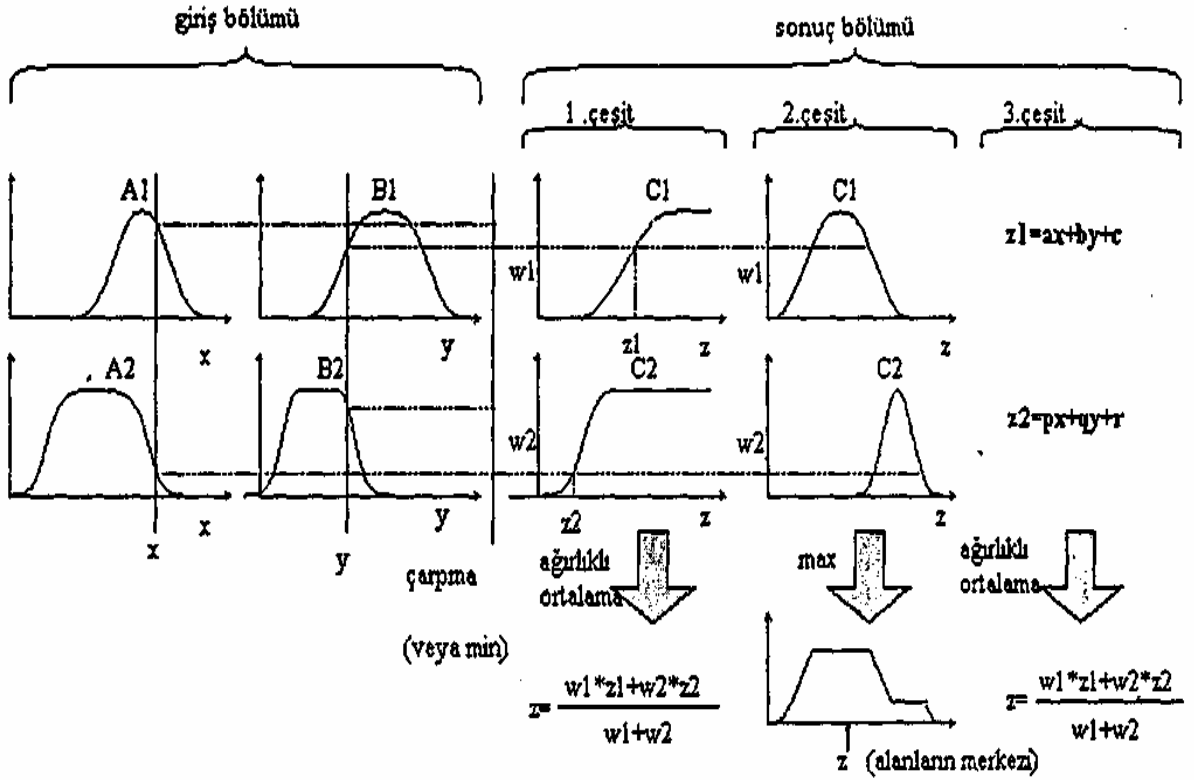
Eğer X, A2 ve Y, B2 ise o halde $Z = p2*x+q2*y+r2$

İki girişli iki kurallı bir sistem için yukarıda tanımlanan üç bulanıklaştırma yöntemi Şekil 3.6' de görülmektedir.

3.6. Bulanık Modellerin Bölümlendirme Tarzı

Bulanık modellerin sonuç bölümü, daha öncede ifade edildiği gibi bir üyelik fonksiyonu [61], bir doğrusal Eşitlik (birinci dereceden Sugeno model) veya bir sabit (sıfırıncı dereceden Sugeno model) olabilir [59]. Farklı Bulanık çıkarımlı sistemlerde farklı sonuç bölümleri oluşur, fakat onların giriş üyelik fonksiyonları hep aynıdır.

Aşağıdaki giriş alanlarını bölümlendirme metodu, Bulanık çıkarımlı sistemlerin bu üç çeşidine de uygulanır.

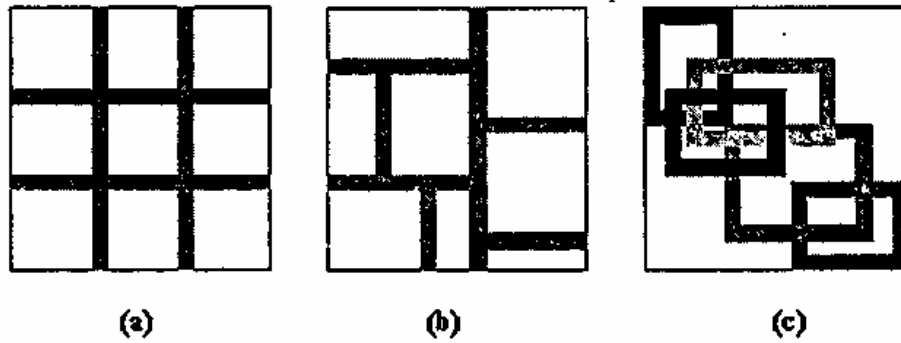


Şekil 3.6. Yaygın olarak kullanılan bulanık mantık ve bulanık eğer o halde kuralları

Izgaralama bölümlendirmesi: İki boyutlu giriş alanında ızgaralama bölümlendirmesi Şekil 3.7’de görülmektedir. Bu bölümlendirme metodu, kontrolöre ait girişler olarak genellikle birkaç durum değişkeni içeren Bulanık kontrolör tasarımında seçilir. Bu bölümlendirme tarzı, sadece her bir giriş için az bir üyelik fonksiyonlarının sayısını gerektirir. Bununla birlikte girişlerin sayısı belli bir dereceye kadar arttığı zaman bu metotta problemler ile karşılaşılır. Örneğin 10 girişli ve her bir girişi iki üyelik fonksiyonuna sahip olan bir Bulanık model olarak verilemeyen genişlikte $2^{10}=1024$ Bulanık eğer-o halde kuralla sonuçlanır. Bu problem, genellikle boyut problemi olarak görülür ve diğer metotlar kullanarak bu azaltılabilir [62].

Ağaç bölümlendirmesi: Şekil 3.7b' de, iki boyutlu giriş uzayında her bir bölgenin uygun karar ağacı boyunca tek olarak belirlenebildiği ağaç bölümlendirmesi görülmektedir. Ağaç bölümlendirme metodu kuralların sayısındaki üssel artış problemini hafifletir. Bununla birlikte her bir giriş için daha fazla üyelik fonksiyonu, bu Bulanık bölgeleri tanımak için gerekir ve bu üyelik fonksiyonlarına genellikle küçük, büyük gibi belirli dilsel ifadeler vermek gerekmez. Ancak yer eksikliği (katsayıların işareti) ve küçük giriş bozucuları yüzünden süreksizlik problemleri oluşabilir [63].

Dağınık bölümlendirme: Şekil 3.7c' de gösterildiği gibi, giriş vektörlerinin mümkün olanının bir bölgesini karakterize eden tüm giriş uzayının bir alt kümesini kaplar. Dağınık bölümlendirme mantıklı miktarda kuralların sayısı ile sonuçlanabilir [59].



Şekil 3.7. Giriş uzayında bölümlendirme için değişik metotlar a) ızgaralama bölümlendirmesi (b) ağaç bölümlendirmesi (c) dağınık bölümlendirme

3.7. Nöro-Bulanık Sistemlere Giriş

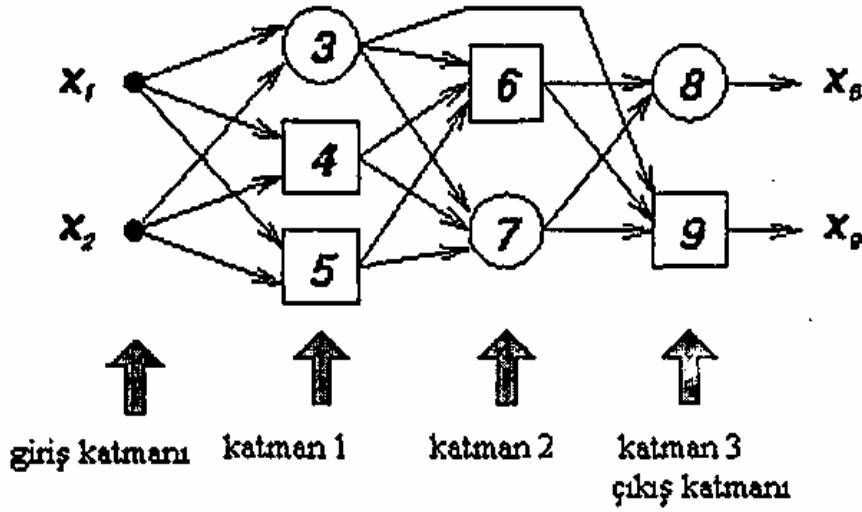
Bulanık Mantık, bilinen model temelli yaklaşımların zor olduğu birkaç alanda başarılı olarak uygulanmıştır. Ancak sistem karmaşıklığının (sistem derecesinin) arttığı durumlarda, sistem dinamiğini tanımlamak için kullanılan güvenilir Bulanık kurallarını ve üyelik fonksiyonlarını belirlemek güç olmuştur. Ayrıca ekonomik ve mali uygulamalarda kullanılan Bulanık Mantık ekonomik ve mali uygulamaların hareketlilik özelliği yüzünden, kurallar ve üyelik fonksiyonlarının faydalı olması için sürekli olarak değişen ortama adapte olması gerektiği düşüncesiyle başka çözümler düşünülmeye başlanmıştır. Ekonomik veya mali modellemede YSA'lar

kullanıldığında, onların işlem temelini oluşturan açık bilgiyi detaylı olarak kullanmadan sentezleyebilme avantajına sahip olunmuştur. Ancak bu avantajının yanında gürültü veya sınırlı çalışma verisi tutarsız ve anlamsız çıkışla sonuçlanabilirle dezavantajı da ortaya çıkmıştır. Bu YSA'ların bir kaç problemi olarak bilinmektedir. YSA'ların tamamlayıcı özelliği yüzünden bu iki teknoloji biri diğerinin mahsurunun üstesinden gelmek için farklı yöntemlerle birleştirilmiştir.

YSA'lan ve Bulanık lojiği birleştiren melez sistemler, açıklanabilen ve anlaşılabilen açık bilgi ile çalışan Bulanık sistemlerin ve öğrenerek elde edilen dolaylı bilgiyle uğraşan YSA'ların avantajlarını birleştirir. Ayrıca, YSA çalışma teknikleri Bulanık sistem içine deneysel bilgiyi gömme yeteneğini kişiye bırakır. Bu özelliği Bulanık sistemlerin kullanılabildiği uygulamalar dizisini oldukça genişletir. Uzman ve deneysel bilginin her ikisini kullanma kabiliyeti Bulanık sistemleri kullanarak oldukça artar [54-56]. Bulanık ve nöral sistemlerin her ikisini uygulayan melez sistemler birkaç YSA'dan en iyi çıkışı seçmek için denetleyicili Bulanık sistemi veya birkaç Bulanık sistemden çıkışı akıllı olarak birleştirmek için YSA'yi kullanır. Kombinasyonlar ve uygulamalar sınırsızdır [57, 58].

3.8. Adaptif Ağlar

Denetleyicili öğrenme kabiliyetine sahip olan tüm YSA çeşitlerinin bir süper kümesi olan adaptif ağlar, tüm giriş-çıkış davranışını değiştirebilir parametrelerin değerleri tarafından belirlenen bir ağ yapısına sahiptir. Daha özel olarak, adaptif ağın biçimi yönlendirilmiş bağlar yardımıyla bağlanan düğümlerin bir kümesinden oluşur, burada her bir düğüm bir çıkış düğümü oluşturmak için gelen sinyalleri üzerinde bir statik düğüm fonksiyon uygulayan bir ilerleme birimidir ve her bir bağlantı bir düğümden diğerine akan sinyalin yönünü belirler. Genellikle düğüm fonksiyonu, değiştirilebilir parametrelili bir fonksiyondur; bu parametreleri değiştirerek, gerçekten bir adaptif ağın tüm davranışı değiştirilir. Adaptif ağlar genel olarak bağlantılarının sahip olduğu temeller üzerinde iki kategoriye ayrılır: bunlar; ağ bağlantıları ileriye yönelik olan ve ağ bağlantılarından en azından biri geriye yönelik olan ağlardır [59]. İki girişli ve iki çıkışlı tipik bir adaptif ağ Şekil 3.8' de görülmektedir.



Şekil 3.8. Katmanlı gösteriminde ileri beslemeli bir adaptif ağ

Adaptif ağın parametreleri ağın düğümleri içine dağılır, böylece her bir düğüm lokal bir parametre kümesine sahip olur. Eğer düğümlerin parametre kümesi boş değil ise, düğüm fonksiyonu parametre değerlerine bağlıdır; adaptif düğümün bu çeşidini göstermek için bir kare alan kullanılır. Diğer taraftan, eğer bir düğüm boş bir parametre kümesine sahip ise düğüm fonksiyonu sabittir; sabit düğümün bu tipini göstermek için bir daire kullanılır.

3.9. Adaptif Ağların Öğrenme Algoritmaları

Adaptif ağlar için temel öğrenme algoritması geriye yayılım algoritmasıdır. Fakat Levenberg Marguard, Gauss-Newton veya geriye yayılım ve en küçük kareler algoritmasının birlikte kullanıldığı melez öğrenme olarak adlandırılan metotlardan biri kullanılabilir.

Adaptif ağların temel çalışma algoritması YSA' lar bölümünde anlattığımız gibi, ağın önceki parametrelerini bulmak için çıkış hatasının geriye yayılımını kullanır. Hata ölçüsünün türevini tanımlayan gradyent vektörü zincir kuralı kullanarak ve bu her bir düğümün çıkışını takip etmek için zıt yönde yapılarak hesaplanır.

L katmanlı tek çıkışlı bir adaptif ağ verildiğini ve l katmanındaki düğümlerin sayısının $N(l)$ olduğu varsayıldığında, l katmanının i. düğümünün fonksiyonu ve çıkışı sırasıyla $f_{j,i}$ ve $x_{j,i}$ olarak gösterilir. Bir düğümün çıkışı gelen sinyallere ve düğümün parametre kümesine bağlıdır, f_{jj} düğüm fonksiyonu için Eşitlik 3.34' deki genel bir ifade kullanılır.

$$x_{l,i} = f_{l,i}(x_{l-1,1}, \dots, x_{l-1,N(l-1)}, \alpha', \beta', \gamma', \dots) \quad (3.14)$$

Burada; α', β', γ' bu düğüme ilişkin parametrelerdir. Verilen çalışma veri kümesinin P girişe sahip olduğu varsay ılırsa, çalışma verisinin p. ($1 \leq p \leq P$) giriş için hata ölçüsü, hataların karelerinin toplamı olarak Eşitlik 3.15'deki gibi elde edilebilir.

$$E_p = \sum_{k=1}^{N(L)} (d_k - x_{L,k})^2 \quad (3.15)$$

Burada d_k istenilen p. çıkışın k. elemanıdır ve $x_{L,k}$ ağa p. giriş vektörü verilerek üretilen gerçek çıkış vektörünün elemanıdır. E_p sıfıra eşit olduğu zaman, ağ p. çalışma veri çiftinde istenilen veri çiftini tam olarak üretebilir. Böylece buradaki amaç, Eşitlik 3.16' daki gibi tanımlanan tüm hata ölçüsünü minimize etmektir.

$$E = \sum_{p=1}^P E_p \quad (3.16)$$

Eşitlik (3.35)' deki E_p ' nin tanımı farklı uygulamalar için değişeceğinden açıkça göstermeyip E_p ' nin sadece çıkış düğümlerine bağlı olduğunu varsayılır. Adaptif ağ parametresi α' 'daki küçük bir değişim, α' içeren düğümlerin çıkışını etkileyecektir. Bu durum sırasıyla son katmanın çıkışını etkileyecektir ve böylece hata ölçüsü de etkileneceği için, parametrelerin gradyent vektörünü hesaplamadaki t. kavram çıkış katmanından başlayarak türev bilgisi formuna geçmektir ve giriş katmanına ulaşıncaya kadar katman katman geriye gitmedir. Bunu yapmak için, l katmanında i. düğümün çıkışına göre E_p hata ölçüsünün türevi olarak hata sinyali $\in_{l,i}$ Eş. 3.17' deki gibi tanımlanır.

$$\epsilon_{l,i} = \frac{\partial + E_p}{\partial x_{l,i}} \quad (3.17)$$

Bu ifade Werbos (1970) tarafından düzenlenen türev olarak adlandırılır (59). Buna göre çıkış katmanındaki hata sinyali Eşitlik 3.18' deki gibidir.

$$\epsilon_{l,i} = \frac{\partial + E_p}{\partial x_{l,i}} \quad (3.18)$$

Ara düğümler için, hata sinyali Eşitlik 3.19'daki gibi zincir kuralı kullanılarak hesaplanır.

$$\epsilon_{l,i} \frac{\partial + E_p}{\partial x_{l,i}} = \sum_{m=1}^{N(l+1)} \frac{\partial + E_p}{\partial x_{l+1,m}} \frac{\partial f_{l+1,m}}{\partial x_{l,i}} = \sum_{m=1}^{N(l+1)} \epsilon_{l+1,i} \frac{\partial f_{l+1,m}}{\partial x_{l,i}} \quad (3.19)$$

Bir sonraki adım, Eşitlik (3.20)' deki gibi giriş (önceki) parametresi olarak bilinen parametrelerin her birine göre türevi olan gradyent vektörünü bulmaktır.

$$\frac{\partial + E_p}{\partial \omega'} = \frac{\partial + E_p}{\partial x_{l,i}} \frac{\partial f_{l,i}}{\partial \omega'} = \epsilon_{l,i} \frac{\partial f_{l,i}}{\partial \omega'} \quad (3.20)$$

Eşitlik (3.40) genel formda yazılırsa, Eşitlik 3.21 elde edilir.

$$\frac{\partial + E}{\partial \omega'} = \sum_{x^* \in S} \frac{\partial E_p}{\partial x^*} \frac{\partial f^*}{\partial \omega'} \quad (3.21)$$

Burada S, ω' parametresini içeren düğümlerin kümesidir ve $f^* x^*$ ı hesaplamak için düğüm fonksiyonudur, a^1 ya göre tüm hata ölçüsü E^1 nin türevi, Eş. 3.22'deki gibidir.

$$\frac{\partial + E}{\partial \omega'} = \sum_{p=1}^p \frac{\partial + E_p}{\partial \omega'} \quad (3.22)$$

α' parametresini güncellemek için Eşitlik 3.23 ve 3.24 kullanılır [60,61].

$$\Delta \alpha' = -\eta \frac{\partial E}{\partial \alpha'} \quad (3.23)$$

$$\alpha'_{new} = \alpha' + \Delta \alpha' \quad (3.24)$$

η öğrenme oranı Eşitlik 3.25'deki gibi ifade edilir.

$$\eta = \frac{k}{\sqrt{\sum_{\alpha} \left(\frac{\partial E}{\partial \alpha'} \right)^2}} \quad (3.25)$$

Burada k, parametre alarında gradyent yönü boyunca her bir geçişinin uzunluğunu gösteren adım ölçüsüdür ve değeri birleşme hızını ayarlamak için değiştirilebilir.

Daha öncede bahsedildiği gibi geriye yayılım öğrenme algoritması çok hızlı birleşme özelliği olan bir algoritma değildir. Eğer bir adaptif ağı çıkışı veya onun dönüşümü ağı parametrelerinin bazılarında bir doğrusal dönüşüm varsa, iyi bilinen doğrusal en küçük kareler metodu ile bu doğrusal parametrelerin hızlı bir şekilde tanınabildiği gözlenir. Bu gözlem, parametrelerin hızlı tanınması için en küçük kareler metodu ve gradyent metodunu birleştiren melez öğrenme kuralına götürür. Bununla birlikte en küçük kareler hesaplayıcının işlem karmaşıklığı ve gradyent inişin yavaşlığı melez öğrenmenin değişik kombinasyonların var olma sebebidir [59]. Burada bahsedilecek yöntem, doğrusal olmayan parametreleri güncelleştirmek için kullanılan gradyent inişin her bir iterasyonunun doğrusal parametreleri tanımlamak için kullanılan en küçük kareler metodu ile izlenmesidir.

3.10. Melez öğrenme kuralı

Adaptif ağlar için iki öğrenme yöntemi vardır. Toplu (off-line) öğrenmede a parametresi için güncelleştirme formülü Eşitlik 3.22 temellidir. Örnekleme (on-line) öğrenmede ise güncelleştirme formülü Eşitlik 3.20 temellidir.

Toplu Öğrenme (Off line öğrenme): Bir adaptif ağın Eşitlik 3.26'daki gibi sadece bir çıkışa sahip olduğunu varsayalım.

$$\text{çıkış} = F(I^P, S) \quad (3.26)$$

Burada; I^P , giriş değişkenlerinin kümesidir ve S parametreler kümesidir. Eğer HoF birleşim fonksiyonunun S' nin elemanlarının bazılarında doğrusal olması için orada H fonksiyonu var ise, bu elemanlar en küçük kareler metodu ile tanımlanabilir. Daha biçimsel olarak, HoF S_2' nin elemanlarında doğrusal olması için eğer parametre kümesi iki kümeye ayrılabilirse (burada $\oplus$ direkt toplamı gösterir), S Eşitlik 3.26'deki gibi olur ve Eşitlik 3.25' e H uygulandığı zaman S_2' nin elemanlarında doğrusal olan Eşitlik 3.27 elde edilir.

$$S = S_1 \oplus S_2 \quad (3.27)$$

S_1' in elemanları verilirse, Eşitlik 3.28'in içine P çalışma verisi konularak matris formu elde edilir.

$$H(\text{çıkış}) = \text{HoF}(I^P, S) \quad (3.28)$$

$$A'\theta = B \quad (3.29)$$

Burada θ , elemanları S_2 içindeki bilinmeyen parametreler olan bir vektördür. Bu standart Eşitlik doğrusal en küçük kareler problemini gösterir ve $|A'\theta - B'|^2$ 'yi minimize eden θ için en iyi çözüm Eşitlik 3.30'daki en küçük kareler tekniğidir.

$$\theta = (A^T A)^{-1} A^T B' \quad (3.30)$$

Burada A'^T , A'^1 'nin transpozudur ve $(A'^T A')^{-1} A'^T$ eğer $A^1 A'$ singüler değil ise A'^1 deki pseudo-inversidir. Bu problemi çözmek için tekrarlamak en küçük kareler formülü kullanılabilir. Özel olarak, tanımlanan A' matrisinin i . satır vektörü $a_{i.}^T$ ve B matrisinin i . satır vektörü $b_{i.}^T$ olsun. O zaman θ Eşitlik 3.31'deki gibi iteratif olarak hesaplanabilir.

$$\theta_{i+1} = \theta_i + S_{i+1} a_{i+1} (b_{i+1}^T - a_{i+1}^T \theta_i)$$

$$S_{i+1} = S_i - \frac{S_i a_{i+1} a_{i+1}^T S_i}{1 + a_{i+1}^T S_i a_{i+1}}, \quad i=0,1,\dots,P-1 \quad (3.31)$$

Burada, θ^* en küçük kareler hesaplayıcısıdır. Eşitlik 3.31 için gereken başlangıç şartları $\theta_0=0$ ve $S_0=\gamma I$ dir, burada; γ , pozitif büyük sabit ve I , $M \times M$ boyutlu birim matristir.

En küçük kareler algoritması ve gradyent metodu öğrenildikten sonra "bir adaptif ağa, parametreleri güncelleştirmek için uygulanabilir. Toplu öğrenmede uygulanan melez öğrenme için, her bir aşama ileriye yönelmiş ve geriye yönelmiş aşamalardan oluşur. İleriye yönelmiş aşamada, giriş vektörü gösterildikten sonra, Eşitlik 3.29'daki A' ve B' matrislerinde uygun satırlar elde edilinceye kadar katman katman ağdaki düğüm çıkışları hesaplanır. Eşitlik 3.30'daki pseudo-invers formülü ya da Eşitlik 3.31'deki yinelemeli en küçük kareler algoritması ile tanınır. Parametreler tanındıktan sonra, her bir giriş çalışma verisi için hata ölçüsünü hesaplanabilir. Geriye yönelmiş aşamada, Eşitlik 3.18 ve 3.19' dan görüldüğü gibi hata sinyalleri her bir çıkış düğümü, çıkış sonundan giriş sonuna doğru yayılır ve gradyent vektörü her bir veri girişi için toplanır. Tüm çalışma verisi için geriye yönelmiş çalışmanın sonunda, S_i Eşitlik 3.20 ile güncelleştirilir.

S_1 'deki parametrelerin verilen sabit değerleri için, S_2 ' içindeki parametrelerin karesi alınmış hata ölçüsünün seçiminden dolayı s_2 parametre uzayında global optimum nokta olacağı garanti edilir. Bu melez öğrenme kuralı sadece gradyent metodundaki aramanın boyutunu azaltmaz aynı zamanda, .birleşmeye ulaşmak için gereken zamanı da önemli bir şekilde azaltacaktır. H ile dönüştürülen veri üzerinde en küçük kareler metodu kullanarak elde edilen parametrelerin orijinalinin yerine dönüştürülen hata ölçüsüne dayanarak optimal olduğunu akılda tutmak gerekir. Pratikte, bu $H(.)$ monotonik olarak arttığı sürece ve çalışma verisi çok gürültülü olmadığı sürece herhangi bir probleme sebep olmaz [59].

Örneksel Öğrenme (On-Line Öğrenme): Eğer parametreler her bir gösterimden sonra güncelleştirilirse, Örneksel öğrenme yapılmış olunur. Bu öğrenme metodu değişen karakteristikli sistemler için önemlidir. Örneksel öğrenme versiyonu elde etmek amacıyla toplu öğrenme kuralını değiştirmek için, gradyent inişin E' nin yerine (Eşitlik 3.20'den görüleceği gibi) E_p temelli olması gerektiği açıktır.

Gelen verilerin zamanla değişen karakteristiklerini belirlemek amacıyla; yinelemeli en küçük kareler formülü için, eski veri çiftlerinin etkisi mevcut olan yeni veri çiftleri olarak geciktirilmelidir. Bu problem, adaptif kontrolde ve sistem tanıma da iyi olarak çalışır ve bir çok çözüm mevcuttur [72]. Basit bir metot yeni veri çiftleri için daha yüksek ağırlıklama veren bir ağırlıklanmış versiyon olarak kare hata ölçüsünü formüle etmektir. Bu metot için orijinal yinelemeli formülüne, λ unutma faktörünün ilave edilerek Eşitlik (3.52) elde edilir.

$$\theta_{i+1} = \theta_i + S_{i+1} a_{i+1} (b_{i+1}^T - a_{i+1}^T \theta_i)$$

$$S_{i+1} = \frac{1}{\lambda} \left[\frac{S_i a_{i+1} a_{i+1}^T S_i}{\lambda + a_{i+1}^T S_i a_{i+1}} \right] \quad (3.32)$$

3.11. Adaptif Ağ Temelli Bulanık Çıkarımlı sistemlerin yapısı

Adaptif ağların bir sınıfı olan ve adaptif bulanık çıkarımlı sistemlerin temelini oluşturan ANFIS bu bölümde tanıtılacaktır. ANFIS, adaptif ağ temelli bulanık çıkarımlı sistemler veya adaptif neuro-bulanık çıkarımlı sistemler olarak ifade edilir.

3.12. ANFIS' in yapısı

İki girişli (x,y), bir çıkışlı (z) Bulanık çıkarımlı sistemin birinci dereceden Sugeno Bulanık modeli için, iki Bulanık eğer-o halde kurallı tipik bir kural kümesi aşağıdaki gibi ifade edilir,

Eğer x, A₁ ve y, B₁ ise, o zaman $f_1 = p_1x + q_1y + r$, (3.33)

Eğer x, A₂ ve y, B₂ ise, o zaman $f_2 = p_2x + q_2y + r$,

Sugeno model için mantık mekanizması Şekil 3.9a da ve Sugeno model ile benzer fonksiyonlara sahip olan ANFIS yapısı ise katmanlı gösterimiyle Şekil 3.9b' de görülmektedir (Burada O_{1,i} . l katmanında i. çıkış düğümünü gösterir).

l. Katman: Bu katmandaki her bir i düğümü Eşitlik 3.34 ile tanımlanan bir çıkış düğümlü adaptif düğümdür.

$$O_{1,i} = \mu A_i(x), \quad i=1,2, \text{ için veya} \quad (3.34)$$

$$O_{1,i} = \mu B_{i-2}(y), \quad i=3,4, \text{ için}$$

Burada x (veya y) düğüme ait giriştir ve A_i (veya B_{i-2}) bu düğümde birleştirilen bir Bulanık kümedir. Başka bir deyişle, bu katmanın çıkışları giriş bölümünün üyelik değerleridir. Örnek olarak A_i, genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu tarafından Eşitlik 3.35 ile karakterize edilebilir.

$$\mu_A(x) = \frac{1}{1 + \left[\left(\frac{x - c_i}{a_i} \right)^2 \right]^{b_i}}, \quad (3.35)$$

Burada $\{a_i, b_i, c_i\}$ parametre kümesidir. Bu katmandaki parametreler doğrusal olmayan giriş parametreleri olarak ifade edilir.

2.Katman: Bu katmandaki her bir düğüm, Eşitlik 3.36'daki gibi gelen sinyalleri çarpan ve çıkış üreten iki sabit düğümdür.

$$O_{2,i} = w_i = \mu A_i(x) * \mu B_i(y), \quad i=1,2 \quad (3.36)$$

Her bir çıkış düğümü bir kuralın gerçekleşme derecelerini gösterir. (Gerçekte, Bulanık AND uygulayan herhangi bir T-norm operatörü bu katmandaki düğüm fonksiyonu olarak kullanılabilir.)

3.Katman: Bu katmandaki her bir düğüm N isimli sabit düğümdür. Eşitlik 3.37'deki gibi i. düğüm tüm kuralların gerçekleşme derecelerinin toplamına, i. kuralın gerçekleşme derecesinin oranını hesaplar.

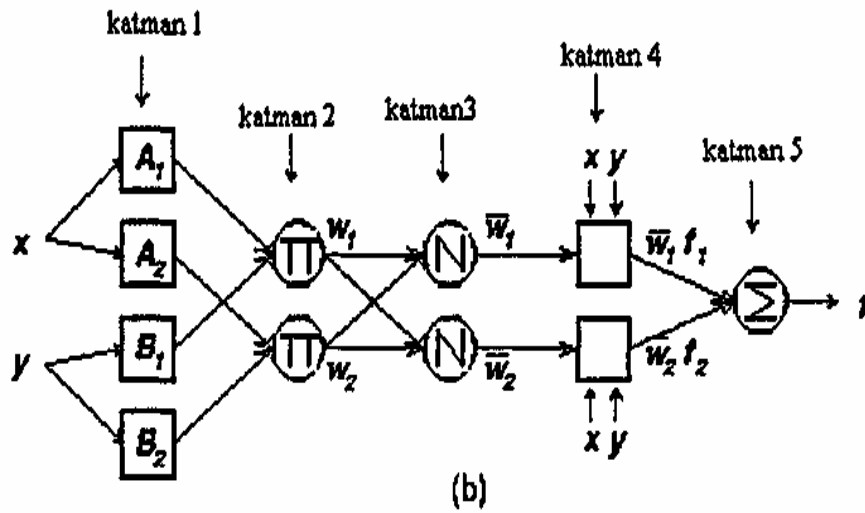
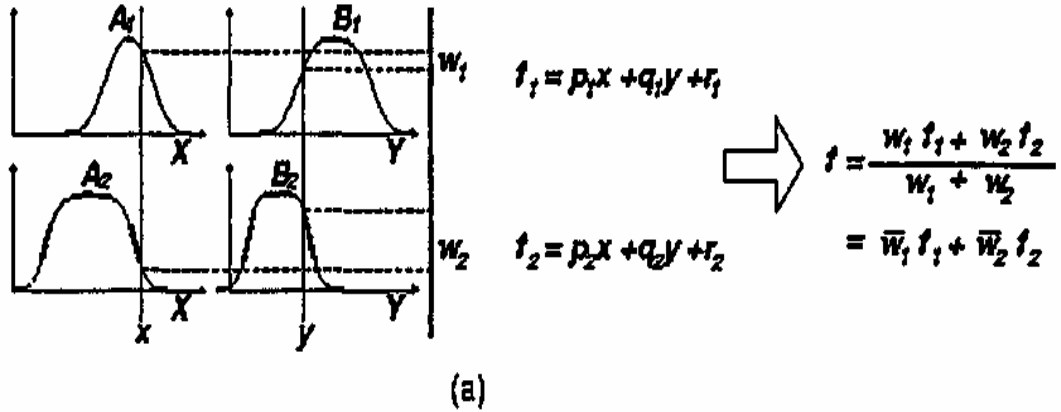
$$O_{2,i} = \overline{w}_i = \frac{w_i}{w_1 + w_2}, \quad i=1,2 \quad (3.37)$$

Uygunluk için, bu katmanın çıkışları normalize edilmiş gerçekleşme dereceleri olarak adlandırılır.

4.Katman: Bu katmandaki her bir i düğümü Eşitlik 3.38 ile tanımlanan düğüm fonksiyonlu bir adaptif düğümdür.

$$O_{4,i} = \overline{w}_i f_i = \overline{w}_i (p_i x + q_i y + r_i), \quad (3.38)$$

Burada, $\bar{w}$ 3. katmanın çıkışıdır ve $\{p_i, q_i, r_i\}$ parametre kümesidir. Bu katmandaki parametreler doğrusal sonuç parametreleri olarak ifade edilir.



Şekil 3.9. Sugeno model : a) Sugeno model için mantık mekanizması [42]

b) Sugeno modele karşılık gelen ANFIS yapısı

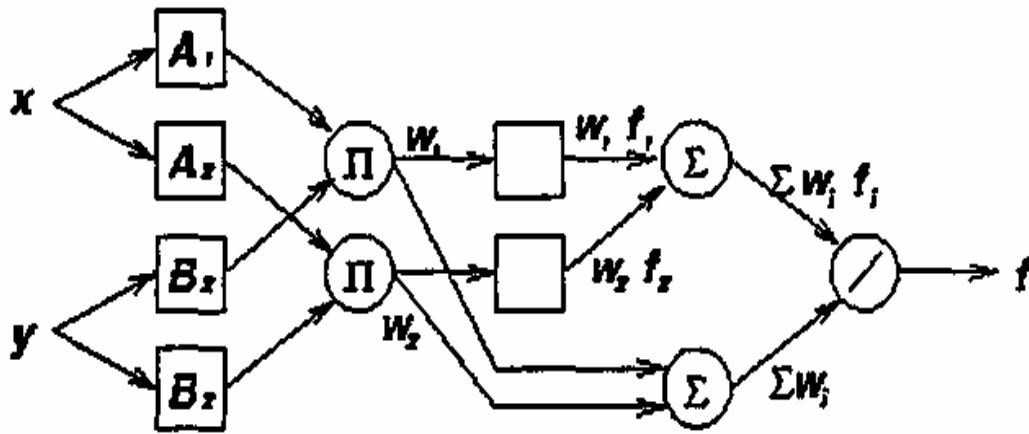
5.Katman: Bu katmandaki tek düğüm gelen tüm sinyallerin toplamı olarak tüm çıkışı hesaplayan Z isimli sabit düğümdür.

$$O_{5,i} = \sum_i \bar{w}_i f_i = \frac{\sum_i w_i f_i}{\sum_i w_i} \quad (3.39)$$

Böylece Sugeno Bulanık model olarak tamamen aynı fonksiyonlara sahip bir adaptif ağ kurulmuştur. Önemli bir durumda bu adaptif ağın yapısının tek olmamasıdır;

sadece 4 katmanlı eşit bir ağı elde etmek için 3. ve 4. katman kolaylıkla birleştirilebilir. Benzer olarak, son katmanda ağırlık normalizasyonu uygulanabilir. Bu çeşit bir ANFIS yapısı Şekil 3.10' de görülmektedir.

Her bir girişin birleştirilmiş üç üyelik fonksiyona sahip olduğu 9 kurallı iki girişli birinci dereceden Sugeno Bulanık modele eşit olan bir ANFIS yapısı Şekil 3.11a' da görülmektedir. Şekil 3.11b ise kuralların giriş bölümünün 2 boyutlu giriş uzayında 9 Bulanık bölgeye nasıl bölümlendirildiğini gösterir.



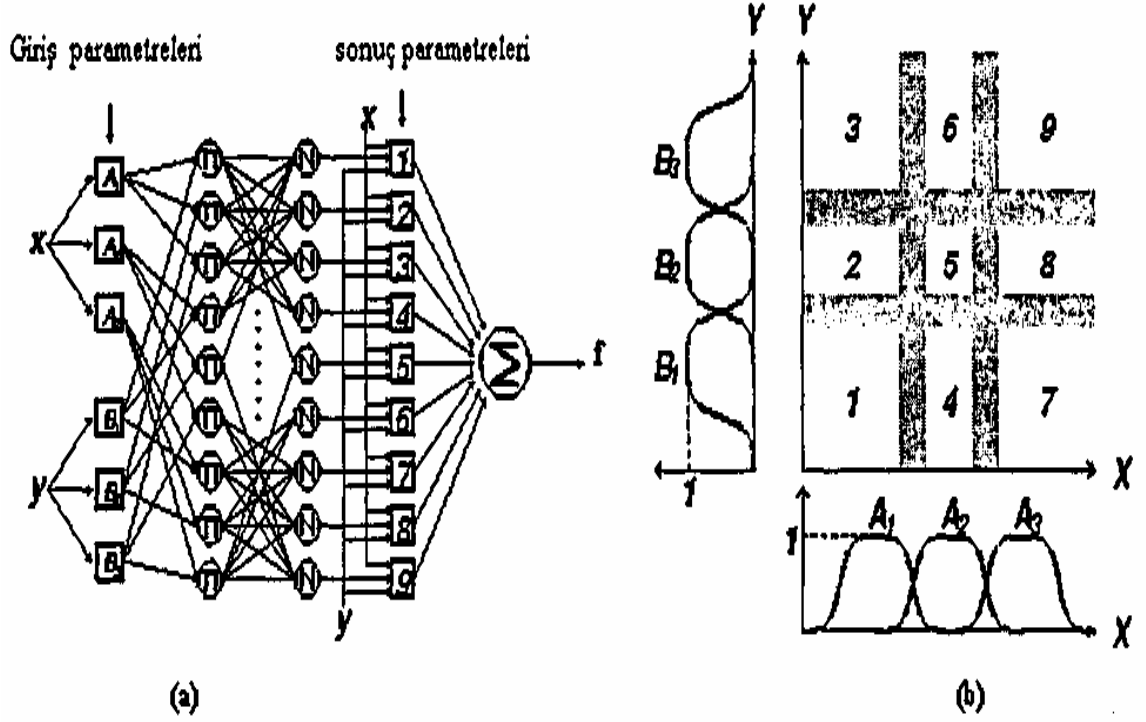
Şekil 3.10. İki-giriş iki kurallı Sugeno Bulanık model için diğer ANFIS yapısı

3.13. ANFIS 'in melez öğrenme algoritması

Melez öğrenme algoritması daha önce de bahsedildiği gibi, ileriye ve geriye yönelik olmak üzere iki aşamadan oluşur. İleriye yönelik aşama giriş parametreleri sabit tutulup çıkış düğümleri 4. katmana kadar ilerleyerek ve sonuç parametreleri en küçük kareler metodu ile tanımlanarak yapılır. Geriye yönelik aşama ise, sonuç parametreleri sabit tutulup hata sinyali geriye yayılarak ve önceki parametreler gradyent iniş ile güncelleştirilerek yapılır.

Şekil 3.30b' deki ANFIS yapısından, giriş parametrelerinin değerleri sabit olduğu zaman f çıkışının sonuç parametrelerinin doğrusal bir kombinasyonu olarak ifade edilebildiği gözlenir ve Eşitlik 3.40'daki gibi hesaplanıp en küçük kareler yöntemi uygulanır.

$$\begin{aligned}
 f &= \frac{w_1}{w_1 + w_2} f_1 \frac{w_2}{w_1 + w_2} f_2 \\
 &= \bar{w} f_1 + \bar{w} f_2 \\
 &= (\bar{w}_1 x) p_1 + (\bar{w}_1 y) q_1 + (\bar{w}_1) r_1 + (\bar{w}_2 x) p_2 + (\bar{w}_2 y) q_2 + (\bar{w}_2) r_2
 \end{aligned} \tag{3.40}$$



Şekil 3.11. Farklı kurallı Sugeno bulanık mantık modeli: a) 9 kurallı iki girişli birinci dereceden Sugeno Bulanık model için ANFIS yapısı (b) 9 Bulanık bölge içine giriş uzayının bölünlenmesi

3.14. Kümeleme

Giriş çıkış arasındaki ilişkiyi dilsel olarak ifade etmek oldukça kolay olmasına rağmen, hedef veriye Bulanık modeli uygunlaştırmak oldukça zordur. İyi bir yaklaşım için, daha öncede bahsedilen parça parça doğrusal fonksiyon ile hedef fonksiyona yaklaşan kural tabanındaki her bir kuralı doğrusal olabilen bir model için bir bölge tanımlayan Takagi & Sugeno model yapısı kullanmaktır. Çıkarım mekanizması global bir model üretmek için her bir yerel model arasında düzgün olarak yorumlanır [59]. Sistemin Takagi & Sugeno modelini kurmada, doğrusal bölgeler için aday olabilen veri kümelerini bulan otomatik bir metoda sahip olmak Bulanık modeli uygunlaştırmak için yardımcı olabilir. Verilerden kuralları çıkaran

böyle bir küme analizinin amacı, veri kümesini her bir alt kümenin elemanlarının mümkün olduğu kadar birbirine benzediği homojen ve doğal alt kümelere bölmektir. Yani amaç, küme merkezlerine tüm noktaların yakınlığıdır.

Genelde, veri analizi belirleyici nitelikler tarafından tanımlanan nesnelerle ilgilenir. Özellikler, her bir nesnenin noktalar tarafından gösterildiği genel özellik alanının eksenlerini belirler. Örnek olarak, dört boyutlu koordinat sistemi arabalar için ağırlık, renk, hava direnci ve en üst hızı gibi özelliklerle gösterilebilir.

Güçlü kümeleme, Bulanık kümeleme gibi farklı kümeleme algoritmaları vardır, fakat biz Matlab' m Bulanık Mantık Toolbox' ındaki alt kümeleme yöntemini kullanan genfis2' yi kullanacağımız için bu bölümde sadece alt kümeleme yöntemini anlatacağız [74, 75].

3.15. Alt Kümeleme

Alt kümeleme, özellik alanında veri notalarının yoğunluk ölçüsüne dayanır. Amaç, veri noktalarının yüksek yoğunluklu özellik alanındaki bölgelerini bulmaktır. Komşuların en yüksek sayılı noktası bir küme için merkez olarak seçilir. Önceden belirlenmiş Bulanık yarıçapı içinde veri noktaları çıkarılır ve algoritma komşuların yüksek sayısı içinde yeni nokta arar. Bu tüm veri noktaları deneninceye kadar devam eder.

K veri noktasının seçiminin U_k , $k=1,2,3,...,K$ m boyutlu vektör tarafından belirlendiğini düşünülür ve genelliği kaybetmeden, veri noktalarının normalize edildiği varsayılır. Her bir veri noktası kümeleme merkezine aday olduğu için, u_k veri noktasında yoğunluk ölçüsü Eşitlik 3.41'deki gibi tanımlanır.

$$D_k = \sum_{j=1}^K \exp \left(- \frac{\|u_k - u_j\|}{(r_a / 2)^2} \right) \quad (3.41)$$

Burada, r_a pozitif sabittir. Bundan dolayı, komşu birkaç veri noktası varsa, bu veri noktaları yüksek yoğunluklu bir değere sahip olacaktır. Sadece r_a Bulanık yarıçapı içindeki Bulanık komşuluğu yoğunluk ölçüsüne katkıda bulunacaktır.

Her bir veri noktası için yoğunluk ölçüsü hesaplandıktan sonra, en yüksek yoğunluklu nokta birinci küme merkezi olarak seçilir. u_{c1} seçilmiş nokta ve onun yoğunluk ölçüsü D_{c1} olsun. Daha sonra, her bir veri noktası U_k için yoğunluk ölçüsü, Eşitlik 3.42'deki formülle tekrar düzeltilir.

$$D'_k = D_k - D_{cl} \exp\left(-\frac{\|u_k - u_{cl}\|}{(r_b / 2)^2}\right) \quad (3.42)$$

Burada, r_b pozitif bir sabittir. Bu nedenle ilk küme merkezi yakınındaki veri noktaları u_{cl} yoğunluk ölçülerini oldukça azaltmış olacak ve muhtemelen bir sonraki küme merkezi olarak seçilmeyecektir. r_b sabiti yoğunluk ölçüsünde azaltılacak olan bir komşuyu tanımlar. Yakın bir şekilde yerleşmiş olan bir küme merkezini önlemek için normal olarak r' 'dan daha geniştir. Genellikle $r_b = 1.5 * r_a$ 'dır.

Her bir noktanın yoğunluk ölçüsü tekrar düzeltildikten sonra, bir sonraki küme merkezi u_{c2} seçilir ve tüm yoğunluk ölçüleri tekrar düzeltilir. Kümeleme merkezlerinin yeterli bir sayısı oluşuncaya kadar işlem tekrar edilir.

Giriş ve çıkış veri kümesine alt kümeleme uygulandığı zaman, kümeleme merkezlerinin her biri bir kural gösterir. Kuralları oluşturmak için, küme merkezleri giriş kümeleri için merkezler olarak kullanılır.

4. JET MOTORU YAKIT SİSTEMİNİN BULANIK MANTIK İLE MODELLENMESİ

4.1. Jet Motoru Yakıt Sistemi

Yakıt sistemi kontrolü aksesuarları ile hız ve güç kontrolü birbiriyle bağlantılı kavramlardır. Yakıt sistemi elemanlarının tasarımı gelişimi ve bu alt elemanlarının çalışmaları ayrı ayrı tartışılmıştır. Ayrıca, bu elemanlarının her birinin performansı diğerinin performansını doğrudan etkiler. Alt sistemlerin bir çoğu farklı motor parametresini ölçmek için aynı alıcıyı kullanır. Örneğin türbin devri rpm'inin elektrik jeneratörünün frekansı ile ölçmek mümkündür. Aynı sinyal, türbini çalışma koşullarına göre ayarlamak için, türbini aşırı hızdan korumak amacıyla da kullanılmaktadır. Ayrıca türbin rpm'i ve jeneratör frekansını kontrol amacıyla bir sinyal olarak kullanılabilir.

Yakıt sistemi motora yakıt sağlamak dışında pervane hızını, kompresörün hava akışını ve soğutucu yağlama yağını kontrol etmek için de kullanılır. Genellikle yakıt atomize edilmiş bir sprey tarafından tanıtılır ve miktarı otomatik ve hava akışına bağlı olarak kontrol edilir.

Artan basınçtan sonra ard arda gelen olaylarda vana açılır ve yakıt sprey basıncını arttırarak yakılan yakıt miktarı da artar. Bundan sonra egzoz gazları daha sıcaktır ve dolayısıyla daha yüksek hızda atılır bu da daha fazla güç kullanıldığı anlamına gelir ve motor basıncının direkt olarak arttığını gösterir. Bu türbin tarafından çıkartılan enerjiyi de arttırır ve kompresörü daha da hızlı çalıştırarak motora dolan havada bir artış meydana gelir.

Kuvveti üreten momentumda ($\text{hacim} \times \text{hız}$) değişim olduğundan hava akışının hacim oranı en önemli husustur. Ancak yoğunluk, yükseklik derecesi ile değişir ve bundan dolayı hacmin içeriye doğru olan akışı da yükseklik, sıcaklık vs. ile değişir. Bu da vana değerlerinin elle değiştirmeden bu parametrelere göre değiştiği anlamına gelir.

Yakıt akışı bu yüzden otomatik olarak kontrol edilir. Genellikle iki sistem vardır. Bunlardan biri basıncı diğeri ise akışı kontrol etmek içindir. Girişler genelde basınç ve sıcaklık ölçümlerinden ve motorun çeşitli noktalarından alınmaktadır. Ayrıca, vana girişleri, motor hızı vs. gereklidir. Bu yüksek basınç yakıt pompasını etkiler.

4.1.1. Yakıt iletimi

Sıvı yakıt, yakıt tankından yakıcı içinde bulunan yakıt nozullarına getirmek için, yeterli basınçta bir yakıt akışı gerekmektedir. Yakıt enjektörleri, yakıt atomizasyonu için gerekli olan 20 PSİ kadar düşük ve 1000 PSİ kadar yüksek basınç için uygun olmalıdır [42].

Sıvı yakıt sistemindeki gerekli akış ve basınç yakıt pompası tarafından karşılanır. Bununla birlikte sıvı yakıtın, yakıt hattına yüksek basınçla direk olarak pompalandığı durumlar için ayrıca bir yakıt pompasına ihtiyaç duyulmaktadır.

4.1.2. Yakıt pompaları

Yakıt pompasından istenilenler şunlardır:

- Yakıtı depodan transfer etmek
- Kompresör çıkış basıncını yenmek
- Yakıtı atomize etmek için yeterli miktarda basınç sağlamak
- Valflerde, filtrelerde ve yakıt borularında oluşabilecek basınç kayıplarını yenmek

Pompa seçiminde kullanılacak yakıtın tipi şu nedenlerden dolayı önemlidir:

- Kullanılacak yakıtın yağlama kalitesi pompa tasarımını ve ömrünü etkilemektedir.
- Havacılık benzini ve JP4 gibi kuru yakıtlar pompa çalışırken pompa sisteminin minimum yağlanmasına imkan tanımaktadır.
- Yüksek buhar basınçlı hafif yakıtlar düşük pompa giriş basınçlarında ve yüksek yakıt sıcaklıklarında yeterli pompa performansında olmalarına imkan vermek için özel tasarım gerektirmektedir.

4.1.3. Yakıt ısıtıcısı

Bazı motorlar yakıtı ısıtmak için yağlama sisteminin yağ soğutucusundan yararlanır. Bazılarında ise ayrı bir yakıt ısıtıcısı vardır. Fuel oil soğutucusu ya da yakıt ısıtıcısı filtre yüzeyindeki buzlanmayı önlemek için boost pompası ile motor ana yakıt girişi arasına yerleştirilmiştir.

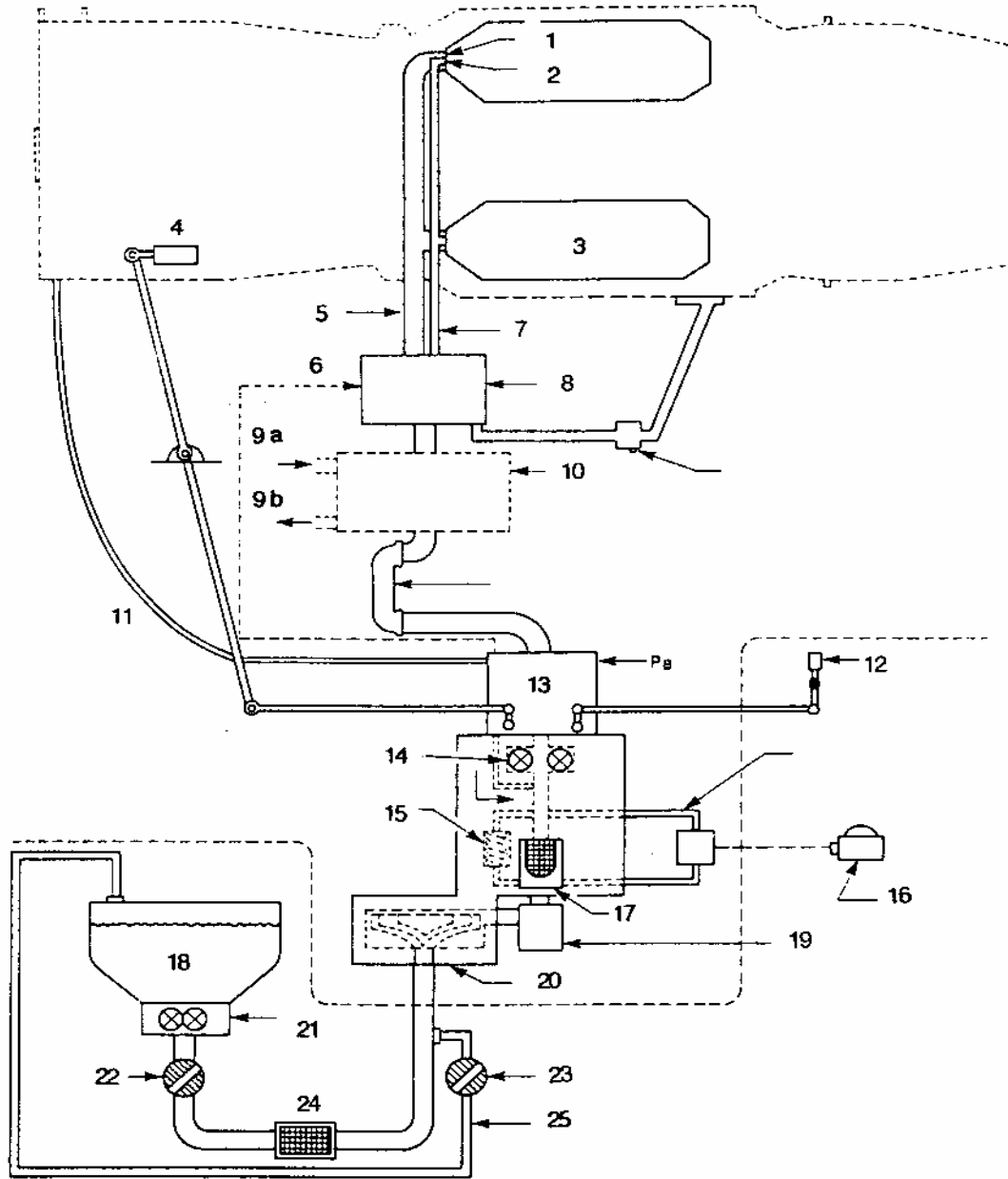
4.1.4. Yakıt filtrasyonu

Filtrelemenin amacı, yakıt sistemi performansına müdahale edebilecek katı ve sıvı pislikleri, yakıt sisteminden ayıklamaktır.

4.1.5. Shutoff valfleri

Shutoff valfinin görevi yakıcıya yakıt iletimini kesmek ve türbinin kapatılmasına etki etmektir.

Örnek bir yakıt sistemi JT12A turbojet'e ait Şekil 4.1'de verilmiştir [42].



Şekil 4.1.Yakıt sistemi [42] (1:Ana yakıt nozulu, 2: Pilot yakıt nozulu, 3: Yakıcı, 4: By-pass kolu, 5: Ana yakıt, 6: Sinyal hattı, 7: Pilot yakıt, 8: Basınçlandırma ve boşaltma valfi, 9a: Yağ giriş, 9b: Yağ çıkışı, 10: Yağ yakıt ısı değişiricisi, 11: Giriş sens hattı, 12: Güç kolu, 13: Yakıt kontrol , 14: Dişli ana yakıt pompası, 15: Yakıt by-pass valfi, 16: Kokpit uyarı ışığı, 17: Filtre, 18: Yakıt tankı, 19: Yakıt ısıtıcısı, 20: Sontrüfün kademe, 21: Boost pompa, 22: Kapatma valfi, 23: Kapatma valfi, 24: Süzgeç, 25: Yakıt bunker hattı)

4.2. Jet Motoru Yakıt Kontrolü

Yakıt sisteminin görevi, bütün çalışma şartları altında motora uygun basınç ve debide, temiz yakıt akışını sağlamaktır. Yakıt sistemi, ivmelenme şartlarında da gerekli yakıt akışını sağlayabilmelidir. Bunu sağlamak için sistemdeki yakıt pompası, yakıtı gereken miktarda nozullara iletmelidir. Yakıt, iyi bir yanma sağlayabilmek için motor içerisinden geçen hava miktarına göre değişebilmelidir. Bu değişim kontrolü, tam otomatik olmasına rağmen, özel durumlar için bu kontrol güç kolu ile yapılabilmektedir.

Bu unsur mekanik bir bilgisayar gibidir. Yakıt pompasının çıkışı vanalarla dolu bir sistem tarafından belirlenir. Bu da yakıt pompası hareketinin gerçekleşmesinde kullanılan basıncı değiştirebilir ve yakıt akış miktarı da böylece değiştirilir.

Yüksekliğin arttığı durumlarda içeri giren hava basıncında azalma görülür. Bu durumda FCU dahilindeki odacıklar genişler ve vana daha çok yakıt akıtır. Odacıklardaki basınç ile hava basıncı eşit olana kadar pompa daha az yakıt sağlar ve vana daha sonra eski pozisyonuna geri döner.

Vana açıldığında basıncı azaltarak subabın inmesini sağlar. Basınç iletilir (geri basınç valf nedeniyle mesela yakıt akışında hava araların olmaması) ve FCU spil valflerini kapatır. Bu da basıncı arttırarak daha yüksek bir akış oranına neden olur.

Motor hız kontrolörü motorun aşırı hız yapmasını engellemek için kullanılır. Motor hız kontrolörünün FCU kontrolünü dikkate almama kabiliyeti vardır. Pompanın dönen rotoru tarafından kaynaklanan merkezkaç basınç açısından motor hızını hisseden bir diyaframı kullanarak hız kontrolünü yapıyor. Kritik bir değerde bu diyafram başka bir spil valfin açılmasına neden olur ve yakıt akışını sağlar.

Yakıt akışını kontrol etmek için başka yollarda mevcuttur. Örneğin amortisör vanası kaldıracı ile sağlanır. Bu cihazın çeşitli pozisyonlarda bağlantı noktaları olan bir silindir üzerinde kaymasına izin veren kontrol vanası ile birleşen bir ayarı vardır

(dişli çubuk ve pinyon dişli gibi). Bu cihazı hareket ettirerek ve dolayısıyla vanayı silindir üzerinde kaydırarak bağlantı noktalarının tasarlandığı gibi açıp kapatır. Aslında 2 vana vardır; kısma cihazı ve kontrol vanası. Kontrol vanası kısma cihazının kontrol basıncına doğru karşılık vermek üzere kısma cihazının bir yanında bulunan basıncı kontrol etmek için kullanılır. Bunu silindir dahilinde yakıt çıkışını kontrol ederek yapar.

Örneğin daha fazla yakıtın içeriye girebilmesi için kısma cihaz vanası yukarıya doğru hareket ettirilirse kısma cihaz vanasından ve karşı tarafa daha fazla yakıtın akabileceği bir pozisyona girmiş demektir. Kısma cihazı kaldıracın aynı yerde durması için gerekli basınç bağlantı noktaları basınç dengesini sağlamak üzere açılır.

Başlangıçta hızlanırken daha fazla yakıt gereklidir. Vananın bulunduğu pozisyonda diğer bağlantı noktalarının açılmasıyla birlikte üniteye daha fazla yakıtın girmesi sağlanmış olur. Dışarıdaki havanın basınç değişimleri; örneğin, yükseklik, uçağın hızı v.s. hava kapsülü yolu ile algılanır.

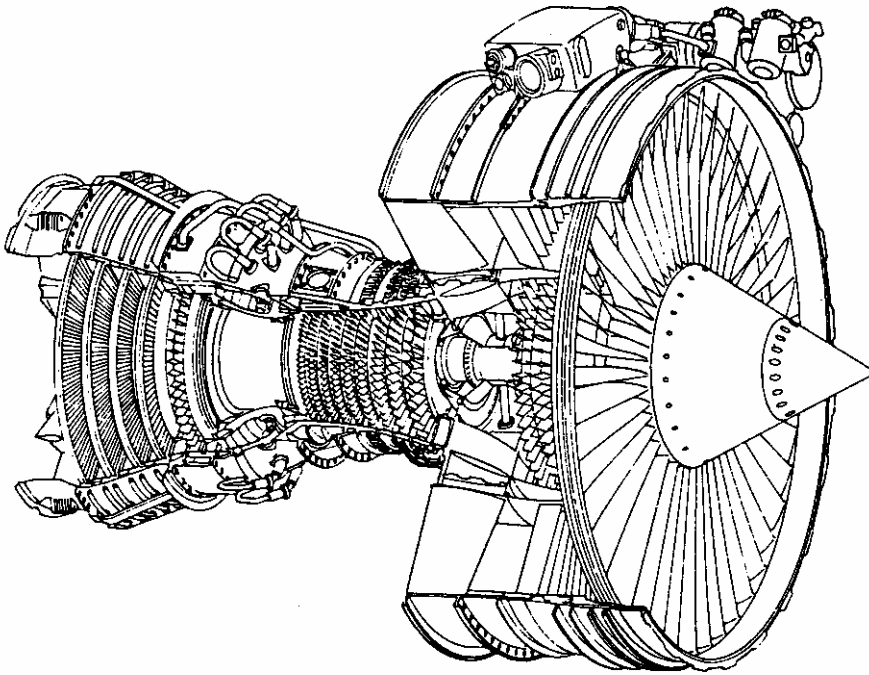
Yakıt kontrol sistemi, mekanik, hidrolik, elektrik veya pnömatik tahrikli olabilir. Yakıt kontrolünün amacı yanma odasına ağırlıkça 15/1 oranında hava yakıt karışımını sağlamaktır. Bu oran yanma odasındaki birincil hava-yakıt oranını göstermektedir.

Tüm yakıtın yanması için bu hava yakıt oranının tam yanma için gereken miktar kadar olması gerekir. Bu orandan az yada fazla olması durumunda, fakir yada zengin karışımlar meydana gelir ve bu durumda beklenen yanma olayı sağlanamaz. Jet yakıtlarında ideal hava yakıt oranı 15/1 olup, bu stokiometrik hava-yakıt oranıdır.

Toplam hava-yakıt oranı için 60/1 oranı verilmektedir. Birincil hava miktarı, toplam havanın yaklaşık %25'i kadar alınır.

4.2.1.CFM56 tipi motorun yakıt kontrol sistemi

CFM56, 1970'li yıllarda tasarlanmış, yüksek by-passlı çift rotorlu, aksenal akışlı, ileri teknoloji bir turbo fan motordur. AWACS, B707 ve A320 gibi uçaklarda kullanılmaktadır. Şekil 4.2'de şematik olarak gösterilmiştir [42].



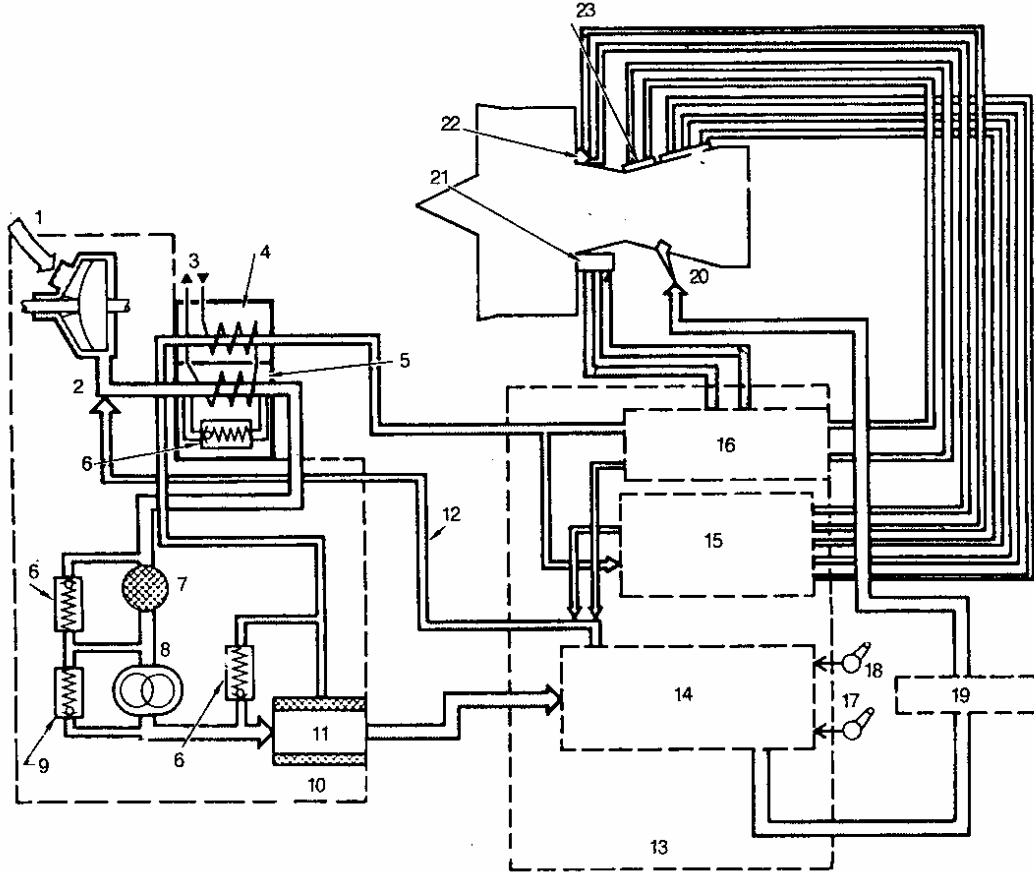
Şekil 4.2. CFM56 tipi uçak motoru

CFM56 motoru kontrol sistemi, hidromekanik veya elektrikli parçalardan oluşmaktadır. Hidromekanik ünite; motor kontrol, yüksek basınç kompresörü, giriş sıcaklık sensörü, hidrolik motor gibi bölümleri içermektedir.

CFM56 yakıt dağıtım sistemi:

- Motorun termodinamik prosesi için gerekli enerjiyi sağlar
- VBV(Hareketli Kanat Valfi), VSV (Hareketli Stator Kanatları), HP (Yüksek basınç) türbin ölü hacim kontrol sistemlerine hidrolik güç sağlar
- MEC (Motor Kontrol), için gerekli hidromekanik amplifikasyon sağlar
- Yağlama yağının soğultması görevini yapar.

CFM56 yakıt dağıtım sistemi Şekil 4.3'de gösterilmiştir [42].



Şekil 4.3. CFM56 yakıt dağıtım sistemi (1: Yakıt girişi, 2: Düşük basınç kademesi, 3: Yağ giriş ve çıkışı, 4: Yakıt ısıtıcı, 5: Ana yağ-yakıt ısı değişiricisi, 6: By-pass valf, 7: Filtre, 8: Yüksek basınç kademesi, 9: Basınç ayarlama valfi, 10: Yakıt pompası, 11: Wash filtre, 12: By-pass akışı, 13: Motor kontrol, 14: Yakıt ölçüm sistemi, 15: Servo kontrol ünitesi, 16: VSV, VBV, 17: Yakıt kapama kolu, 18: Güç kolu, 19: Akış ölçer, 20: Enjektörler, 21: VBV, 22: Kompresör giriş sıcaklığı algılayıcı, 23: VSV)

Sistemin çalışma aşamaları aşağıda belirtilmiştir:

- Yakıt, uçak yakıt sağlama sisteminden, yakıt pompası vasıtasıyla motora girer.
- Yakıt düşük basınç kademesinde basınçlandırılır ve yağ yakıt ısı değişiricisi arasından geçirilerek yakıt filtresine girer.
- Filtreden sonra pompanın yüksek basınç kademesinden geçer, Wash filtreden

sonra motor kontrole girer.

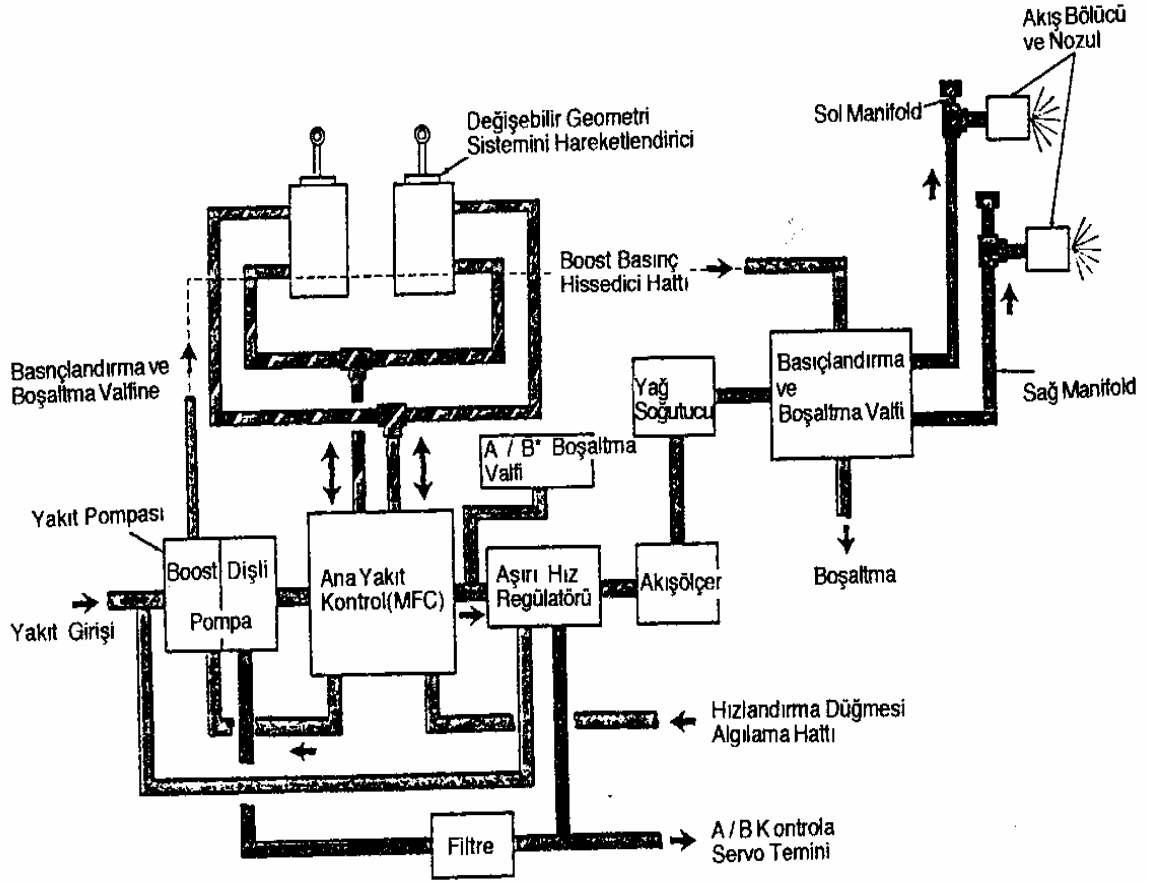
- Yakıt pompası, sistemin gerektirdiğinden daha fazla yakıta sahip olduğundan; yakıt motor kontrol içinde ölçülmüş ve by-pass edilmiş kısım olarak bölünür.
- By-pass edilen yakıt pompanın alçak basınç bölümüne geri gider. Motor kontrolde ölçülen yakıt basınçlandırma valfine, akış ölçere yakıt manifolduna, yakıt enjektörlerine oradan da yanma odasına gider.

4.2.2. J85-13 Yakıt Kontrol Sistemi

J85-GE-13 turbo jet motoru yüksek itki ve düşük ağırlıklı olarak tasarım edilmiş olup üç ana motor yağına sahiptir. Sekiz aksiyel akışlı kompresör ve ikikademeli türbin vardır. Motorda halka (annular) tip yakma sistemi, hareketli (değiştirilebilir) giriş kılavuz kanatları, artyanma ve hareketli (değişebilir) alanlı egsozt nozulu vardır (Şekil 4.4) [42].

J85-GE-13 yakıt sistemi motora, bütün uçuş yüksekliklerinde çalışması için uygun miktarda yakıt verecek şekilde tasarım edilmiştir. Motor hızı dış hava sıcaklığı ve basıncı gibi değişiklikleri otomatik olarak karşılayabilmelidir. Ana yakıt sisteminin elemanları aşağıda verilmiştir:

- Ana yakıt pompası
- Ana yakıt kontrol
- Aşırı hız regülatörü
- Yağ soğutucu
- Yakıt basınçlandırma ve boşaltma valfi
- Oniki akış bölücü
- İki hidrolik değişebilen hareket ileticiler



Şekil 4.4. J85-13 yakıt kontrol sistemi

Ana yakıt pompası, bir alçak basınç kademesi, bir yüksek basınç kademesi, bir yakıt filtresi, basınç ayarlama ile donatılmıştır.

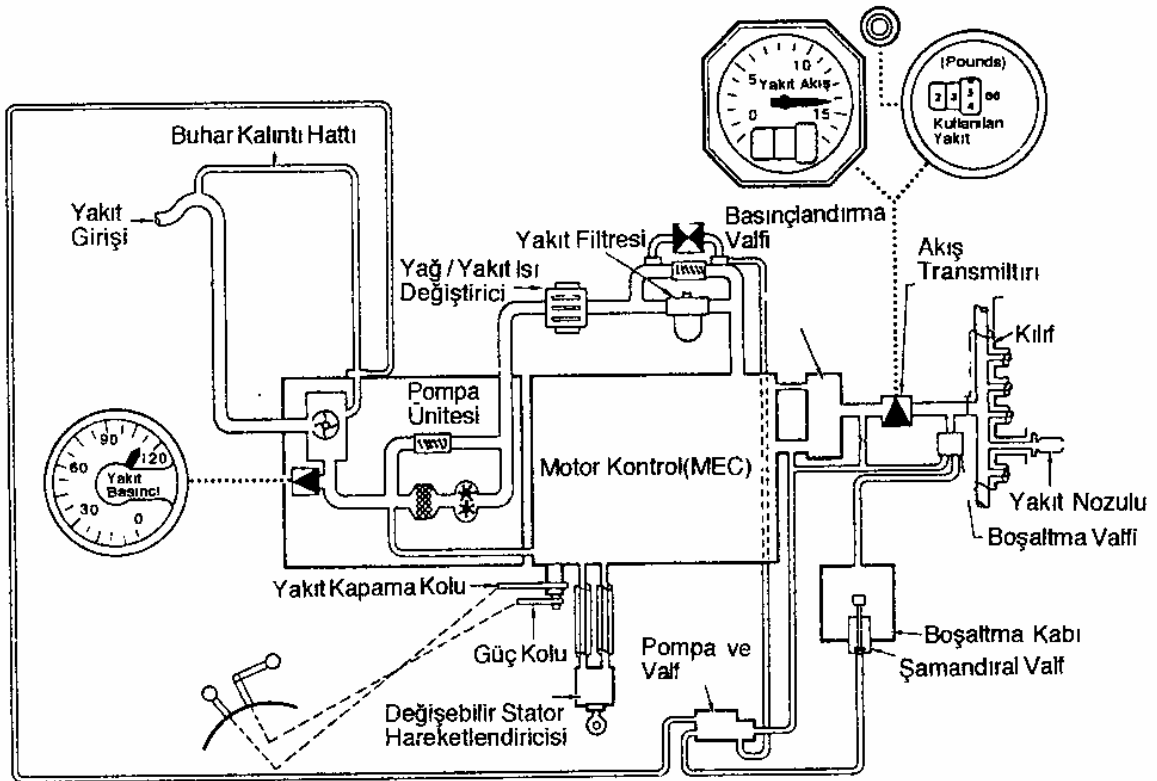
Ana yakıt kontrol, motora uygun bir yakıt akışını sağlayacak hidromekanik yakıt kontrol sisteminden oluşur. Ana yakıt kontrol ölçme ve hesaplama olmak üzere iki bölümden oluşur.

Aşırı hız regülatörü motor hızının %95 değerine ayarlanmıştır. Bu değer dışına çıkıldığında, regülatör sistemi, emniyetle çalışacak şekilde normal çalışma rejimine sokmaktadır.

4.2.3. CF6-6 Motor Yakıt Kontrol Sistemi

CF6-6 Motoru aksenal akışlı turbofan sitilinde tasarım edilmiştir. Motorun kanada yerleştirilmesi ve yakıt sisteminin genel bir diyagramı Şekil 4.5’de verilmiştir.

CF6-6 motorunun yakıt sistemi Şekil 4.6’da verilmiştir. Görüldüğü gibi yakıtmotora uçak sisteminden geçip ana yakıt pompasına girer. Yanma için yakıt akışı merkezkaç pompa elemanına gönderilir. Filtre elemanı dişli pompayı koruma görevini görür. Dişli pompa ile yakıt basınçlandırılır. Yakıt yağ ısı değiştirici ünitesinden, motor kontrol pisliklerden koruyan filtreye girer. Motor kontrol basınçlandırılmış yakıtı ihtiyaca göre oranlar ve basınçlandırma ve boşaltma valfine ve yakıt ölçümü ve yakıt manifoldundan yakıt nozullarına gidecek yakıtın miktarını doğru olarak ölçer. Basınç ayarlama valfi maksimum basınç limitinde açılarak yakıtın tekrar dişli pompaya gitmesini sağlar.



Şekil 4.5. CF6-6 motoru [42]

Ana yakıt pompası

Ana yakıt pompası, yanma için gereken yakıtı basınçlandırır ve motorun çalışması boyunca sistemin yakıtını sevkeder. Sistemin başlıca elemanları:

- Merkezkaç pompa
- Filtre
- Yüksek basınç dişli pompa
- Isı değiştirici

Isı değiştirici, soğuk koşullarda yakıtın akışını engelleyecek buzların oluşumunu engelleme işlevini yerine getirir. Yakıtın ısıtılması dönüş yağı tarafından yapılır.

Yakıt sistemini tıkanmalardan koruyan bir ünedir. Gerek buzlanmadan oluşabilecek, gerekse çeşitli kir ve parçacıklardan oluşabilecek tıkanmaları önleyen bir ünedir.

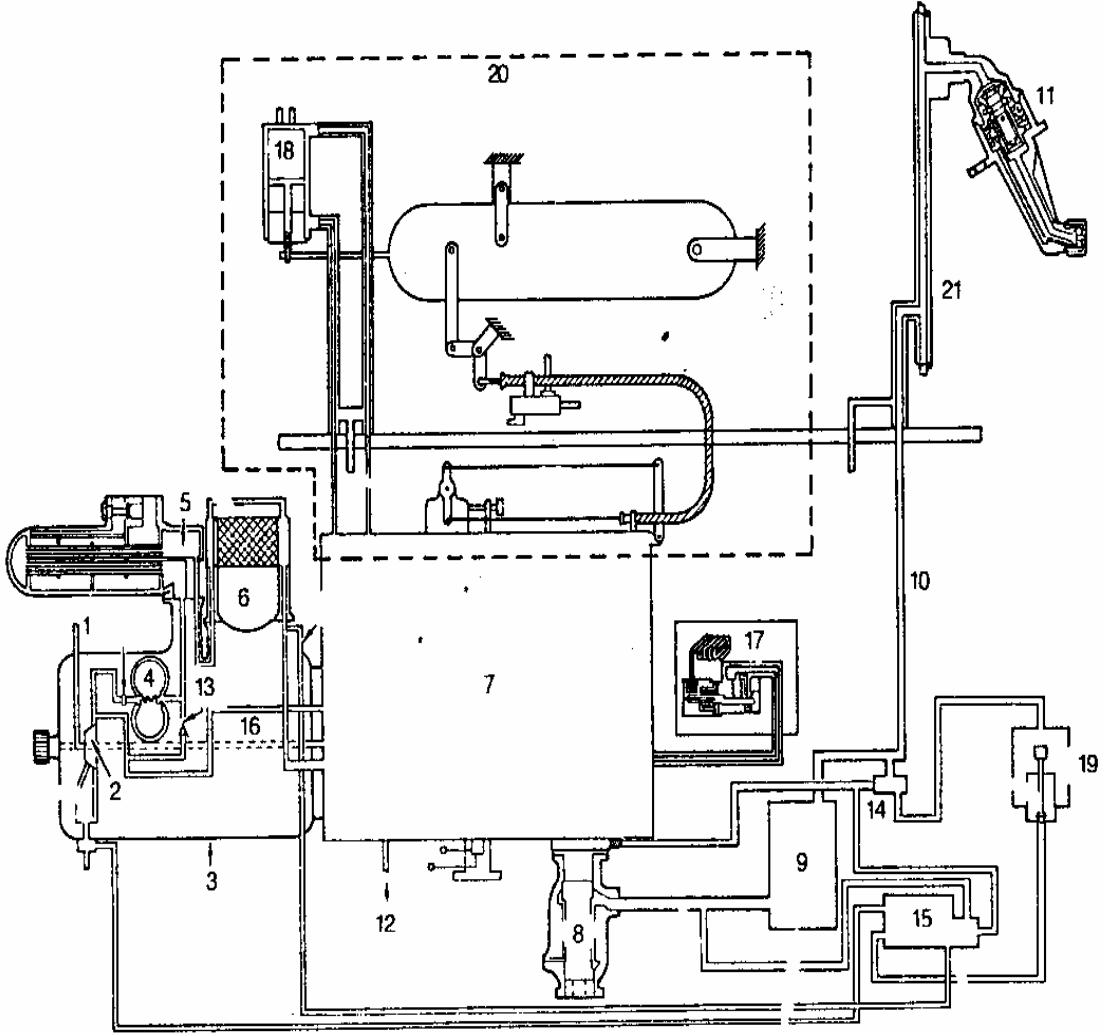
Basınçlandırma ve boşaltma valfi, ana yakıt kontrol'den yakıt nozuluna, yakıtın belli bir basınçta yollanması amacıyla yerleştirilmiştir. Sistemde, çift akışlı nozul bulunur.

4.2.4. J57 Turbojet Motorunun Yakıt Kontrol Sistemi

Pratt and Whitney'in J57 motoru çift eksenel akış kompresörlü artyanmalı turbojet motorlarında kullanılmaktadır. Bu motorun yakıt kontrol sistemi Şekil 4.7'de verilmiştir.

Artyanmalı motorda, ana yakıt kontrole ek olarak yakıt pompası diğer yakıt sistemine de yakıt sağlar. Yakıt pompasının üzerindeki yakıt transfer valfi, yakıtı, artyanma pompası girişine ya da artyanma yakıt kontrolüne yönlendirir. Artyanma yakıt kontrol ünitesi; difüzör bölümündeki basıncı hisseder ve yakıtı ölçerek artyanma nozullarına ya da sprey çubuklarına gönderir. Yakıt fazlası, pompaya geri gönderilir. Yakıt artyanma manifoldunun içinden geçerken manifoldun içinde

bulunan boşaltma valfi kapalıdır. Motor kapatıldığında bu valf açılarak manifolddaki yakıt fazlası dışarı atılır.



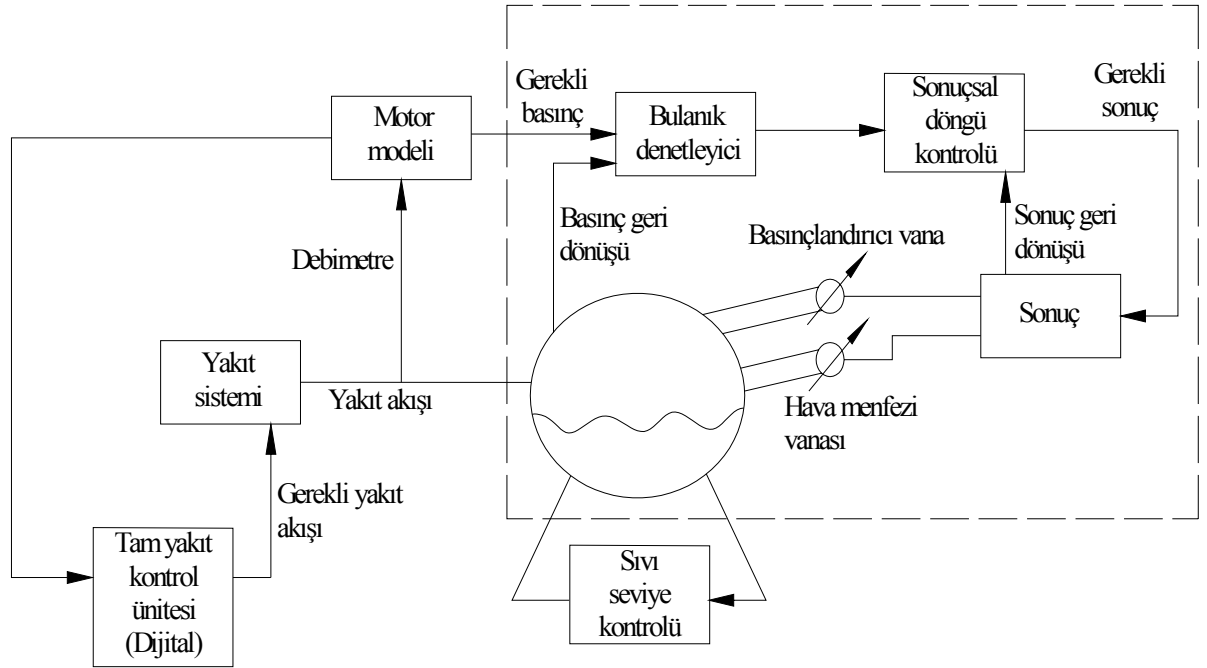
Şekil 4.6. CF6-6 motorunun yakıt sistemi (1:Ana yakıt pompası, 2:Merkezkaç pompa, 3: Yakıt pompalama, 4:Dişli pompa, 5: Yakıt yağ ısı değiştirici, 6:Yakıt filtresi, 7:Motor kontrol, 8: Basınçlandırma boşaltma valfi, 9: Yakıt ölçer, 10: Yakıt manifoldu,11:Yakıt nozulu,12:Kompresör çıkış basınç girdisi, 13:Basınç ayarlama valfi, 14: Boşaltma valfi,15:Pompa ve valf, 16:By-pass yakıt akışı, 17:Kompresör giriş sıcaklığı algılayıcı, 18:Hareketli stator kanatı hareketlendiricisi, 19: Boşaltma kutusu, 20: Hareketli stator kanatı hareketlendiricisi sistemi, 21:Yakıt manifoldu

Artyanma yakıt kontrol sistemi difüzördeki basıncı ölçerek, motor gücüne bağlı olarak yakıt miktarını belirler. Bu basınç, artyanma yakıt kontrol ünitesindeki bir körüğe gönderilir. Basınç değiştiğinde, körük pozisyonunu değiştirir ve ölçümleme valfi uygun yakıt akışını sağlamak için devreye girer. Motora ve artyanmaya giden yakıt akışının arasında bir ilişki vardır. Her ikisi de gaz kolunun hareketiyle belirlenir.

4.3. Jet Motoru Yakıt Kontrolünün Bulanık Mantık ile Modellenmesi

Analizi yapılan sistemin amacı; jet motorunun yanma basıncını simule ederek jet motoru yakıt sistemini etkinleştirmektir. İşlemin şematik diyagramı Şekil 4.8.'de verilmiştir. Yakıt akışı, yakıt nozulu vasıtasıyla tanka pülverize edilir. Tanktaki sıvının seviyesi bir sıvı kontrolörüyle kontrol edilir. Basınç, gerçek zamanlı bilgisayar kontrollü bir dijital cihaz ile düzenlenir. Aynı bilgisayar, 10 ms örnekleme oranı ile tasarlanmış bir basınç kontrolünü yapacak şekilde de kullanılmıştır. Kombastör basıncı yakıt sisteminin stabilitesi için önemli bir parametredir ve kararlı rejimde $\pm 1\%$, geçici rejimde $\pm 2.5\%$ toleransla kontrol edilmesi gerekir. Bu basınç şu anda bir PI kontrolörü ile kontrol edilmektedir ve şu anda belirtilen toleransları tam manasıyla karşılamayan PI kontrolörü ile kontrol edilmektedir. Bu PI kontrolör muhtemelen daha iyi performans kazanmak için tavsiye edilebilir ancak bu çalışmada bulanık mantık kullanılarak kontrol yapıldığında yukarıdaki mahzurlar ortadan kaldırılabilir.

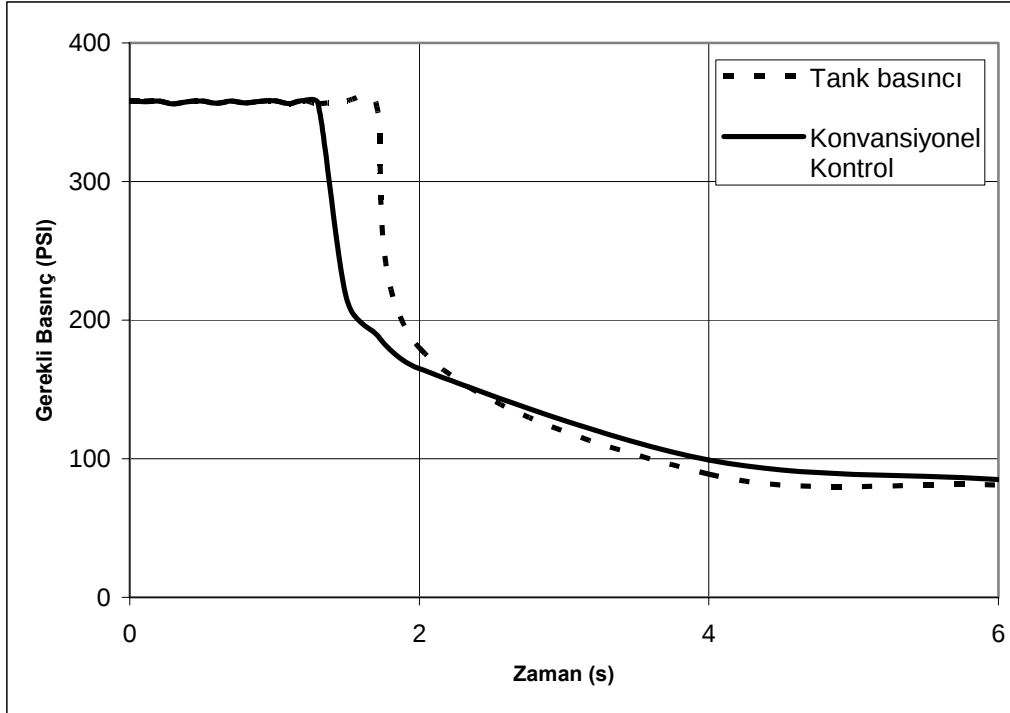
PI kontrolü kullanıldığında elde edilen tank basıncının zaman ile değişimi Şekil 4.9.'de verilmiştir. Şekil gösteriyor ki tank basıncının dağılımı non-doğrusal, bu durumda bulanık mantık gibi yapay zeka teknikleri daha iyi sonuç vermektedir ve son yıllarda kullanım alanları oldukça artmıştır. Bu çalışmada düşünülen bulanık mantık kontrolünün şematik diyagramı Şekil 4.8.'de verilmiştir. Burada şunu belirtmek gerekir; tanktaki akışkan ve izentropik özellikli gaz sıkıştırılmaz akışkandır. Bu özellik tanktaki üç durum için kabul edildi: Basınç, sıvı seviyesi, ve vakum basıncı.



Şekil 4.8. Oluşturulan bulanık işleyiş şeması

Düşünülen sistemin çalışma prensibi şöyledir: Yakıt akışı tıpkı motorun kombustörün içine püskürtme durumunda olduğu gibi yakıt memeleri içinden tankın içerisine püskürtülür. Bir analog kontrolörü tankın içerisindeki sıvı seviyesini kontrol altında tutar. Tankın içerisindeki basıncın oluşumu ve sönümünü kontrol altında tutmak için kullanılan iki elektro hidrolik servo subabı bulunur. Basınç valfi sabit 1200 psi nitrojen gaz kaynağına bağlanır ve çıkış valfi de tankın basıncını boşaltmada yardımcı olmak için bir vakum pompasına bağlanır. Tankın içerisindeki basınç bir basınç güç çeviricisi sayesinde gösterilir ve bilgisayara geri aktarılır. Dijital motor modelinden kontrol bölümünde yer alan interfaz, dijital bilgisayarın içinde bulunur ve gerek duyulan basınç ve basınç değişimlerini ayarlar. İki supabı kontrol eden elektro hidrolik servoda yer alan interfaz; -1'den +1 seviyesine normalize edilen tek bir sonuç üretir. Bu sonuç Şekil 4.10'de gösterildiği gibi supab stroğuna bağlıdır. Gerçek sistem 0-10V arası bir sonucu kullanır ve her bir supabın çalışması yukarıdaki voltajın yarısı ile sınırlıdır. Basınç supabı konumu 4,95 V'da kapalıdır ve 10.0 V'da açıktır. Çıkış supabı (basıncsızlandırma supabı) 5,05 V'da

kapalı olup 0.0 V'da açıktır. Basınç yapan ve basıncı kaldıran supablar 0-1 aralığında normalize edilir. Çıkış supabı doğrusal, basınç supabı ise üstel bir kuvvet gerektirir. Bulanık mantık kontrolöründe Şekil 4.9'de verilen test değerleri kullanılmış ve bu değerler bulanık mantık denetleyicisi için yeterli sayıda olduğu kabul edilmiştir.



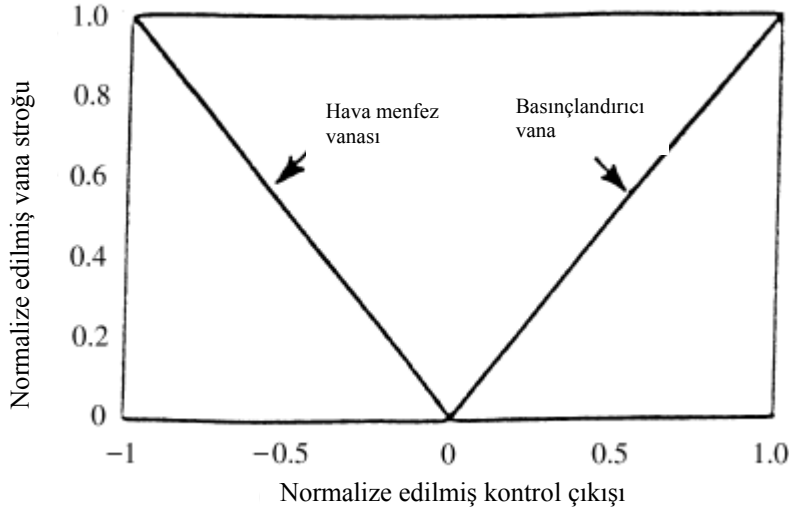
Şekil 4.9. Tank basıncının konvansiyonel kontrol edilmesi halinde elde edilen test değerleri

4.4. Bulanık Mantık Denetleyici Tasarımı

Bu çalışmada literatürde yer alan Mamdani [11]'nkine benzer bir bulanık mantık denetleyicisi düşünülmüş ve uygulanmıştır. Uygulamada 10 sn'lik zaman dilimi için 10000 veri kullanılmıştır. Bu metot, kurallar, üyelik fonksiyonlarını içeren bir algoritmanın geliştirilmesini içerir ve girdilere bağlı olarak uygun sonuçları elde eder. Şekil 4.11.'de gösterildiği gibi denetleyici iki girdi ve bir çıkış içerir. Girdiler: Hata ve Delta Hata'dır. Bunların tanımı aşağıdaki gibidir:

Hata: Kurulum basıncı ile sonuç basınç arasındaki fark

Delta Hata: Şuan ki ve bir önceki hata arasındaki fark



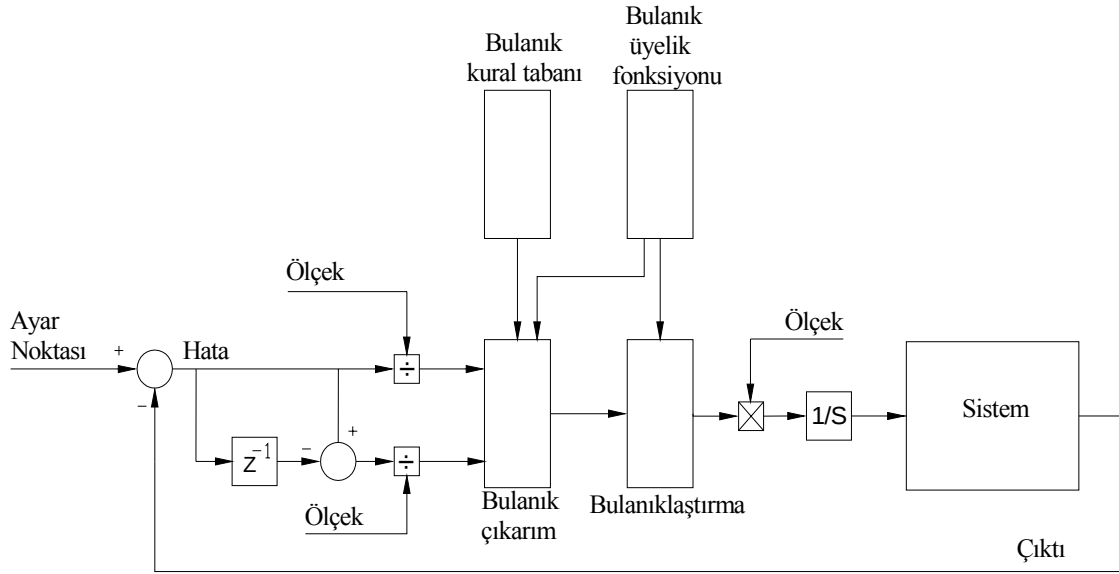
Şekil 4.10. Bulanık mantık denetleyicisi için değişkenlerin -1,1 aralığındaki normalizasyonu

Sonuç ise bulanık kural temelli sistemin ürettiği kontrol hareketidir. Belirtilen bu girişler ve çıktılar ışığı altında bir sonraki adım, bulanık ilişki işlevlerini yerine getirecek birbirini takip eden girdi ve çıktıları bölümlere ayırarak bulanık değişkenleri düzenlemektir. Basit bir ifadeyle bulanık kurulumları örtüştürme işlemidir. Önerilen bulanık mantık denetleyicisinin tasarımı için aşağıda ifade edilen yedi işlev seçilmiştir.

- 1) NG: Negatif Genişlik
- 2) NO: Negatif Ortanca
- 3) NK: Negatif Küçüklük
- 4) ZR: Sıfır
- 5) PK: Pozitif Küçüklük
- 6) PO: Pozitif Ortanca
- 7) PG: Pozitif Genişlik

Benzer şekilde üyelik fonksiyonları hem girişler hemde çıktılar için NG ve PG aralığında $[-1, +1]$ arasında seçildi. Yukarda bahsedilen ölçme kazanımları sadece

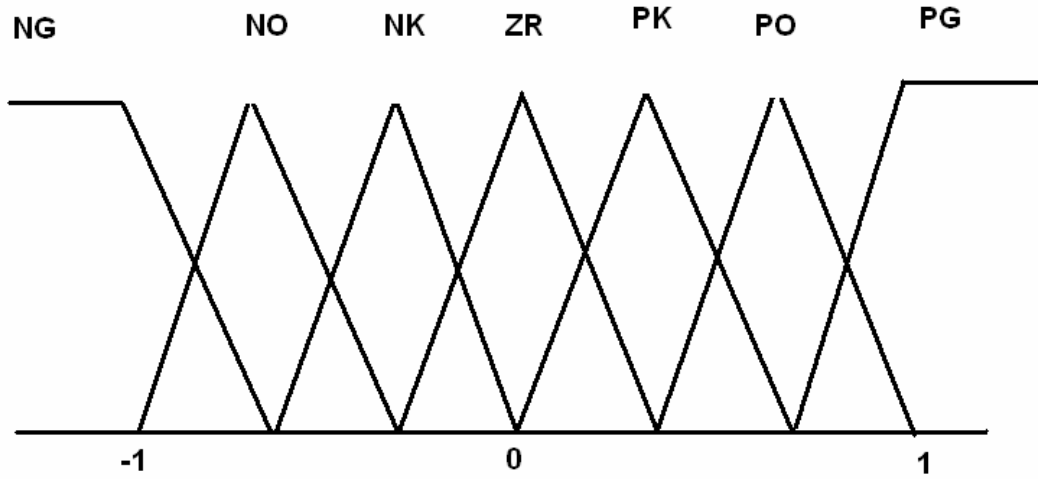
bulanık denetleyici performansını geliştirmek için ayarlanabilen parametreler değildir.



Şekil 4.11. Bulanık mantık denetleyicisi

Çok sayıda parametrelerin (üyelik fonksiyonları şekli, pozisyonları, sayısı ve bulanık kural tipi, bulanık karar verme tabloları) olması ve çoğu zaman da bütün bu parametreleri ayarlamak için kullanılabilecek rasyonellik ve tasarım hedefleri arasında açık bir bağlantının olmayışı bulanık mantık için bir dezavantajdır. Ancak bulanık mantık denetleyicisinin uygulamada başarılı olması için hazırlanan bir çok metod mevcuttur. Bu metotlar; doğrusal olmayan yüzey ayarlamaları (76), bulanık sonuç çıkarma sistemlerine dayalı adaptif (uygun) ağ (77), ve hata histogram eşitliği (78)'dir. Analizi yapılan yakıt sistemi için bulanık mantık denetleyicisi geliştirilirken farklı üyelik fonksiyonları (üçgen, ikizkenar ve yamuk) için literatürden alınan test deneyi verileri kullanılmıştır (79). Bu üyelik fonksiyonları için eşit yerleştirmeden dolayı üyelik fonksiyonlarının şekil değiştirmesi başlangıçta hiçbir önemli fark oluşturmamıştır. Bu yüzden daha sade olan üçgen üyelik fonksiyonu baz alınmıştır. Çizelge 4.1, Şekil 4.12'de belirtilen üçgen üyelik fonksiyonunda tanımlandığı gibi bulanık kuralın temelini göstermektedir. Elde edilen bulanık kontrol yüzey diyagramı Şekil 4.13'de verilmiştir. Bulanık mantığın basıncı ayarlamada gösterdiği performans

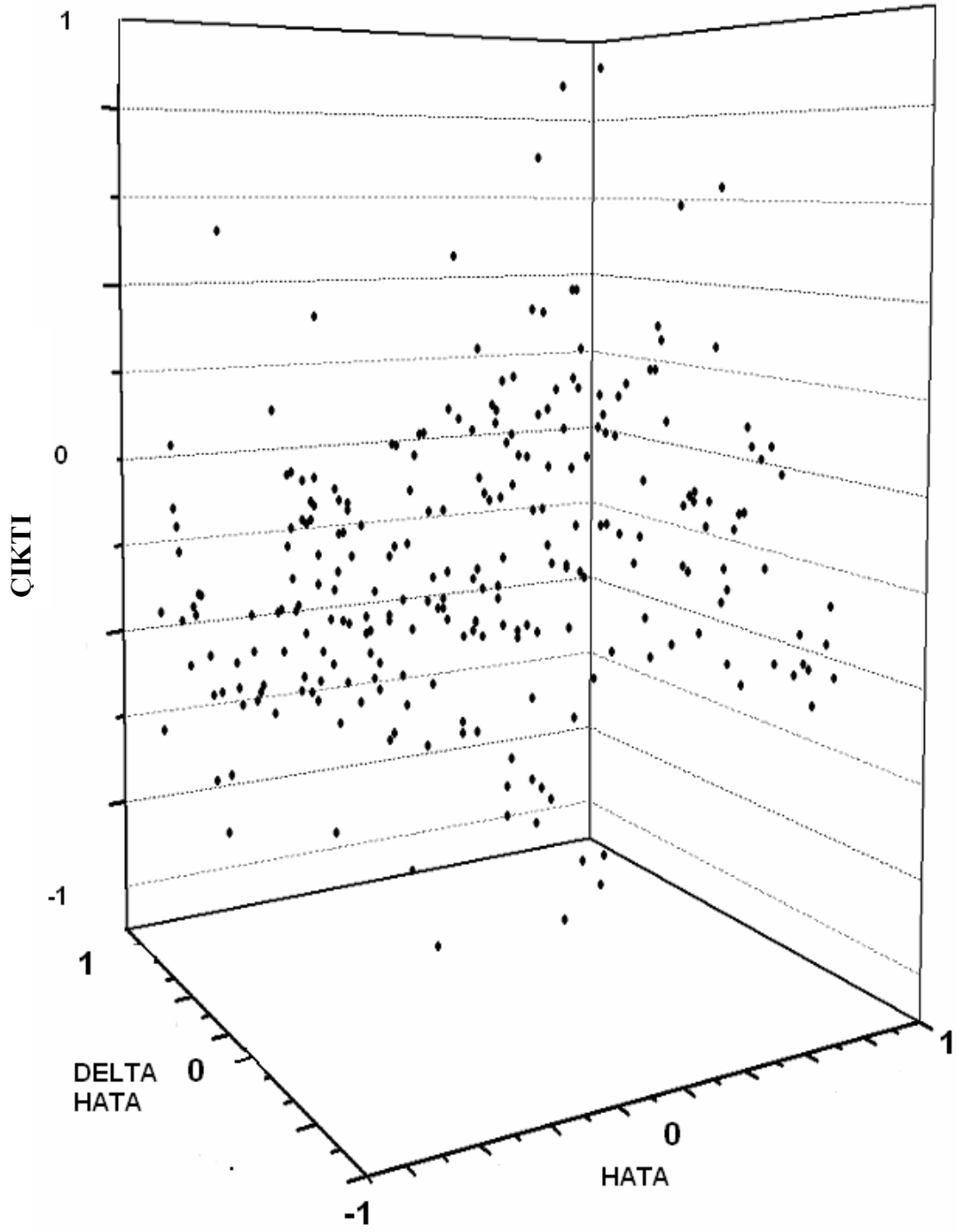
Şekil 4.14’da gösterilmiştir. Şekillerden görüleceği gibi istenilmeyen bazı sonuçlarda ortaya çıkmıştır. Mesela, yüksek basınçta bulanık mantık denetleyicisi supab vuruşunda aksamaya neden olabilmektedir. İkinci olarak ta bulanık mantık denetleyicisinin gürültüye olan hassasiyetidir.



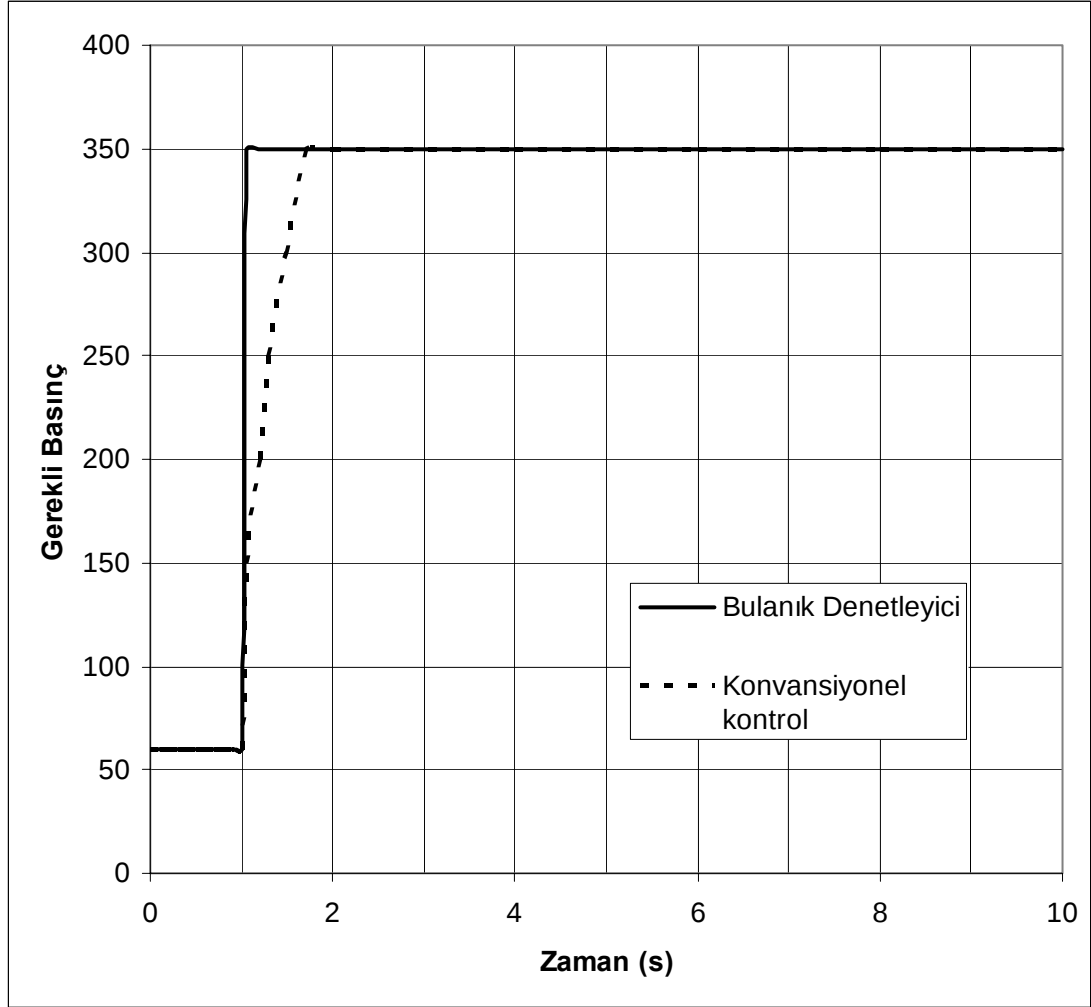
Şekil 4.12. Üçgen üyelik fonksiyonu

Çizelge 4.1. Üyelik fonksiyonlarının bulanık kuralları temelleri

HATA ↓	DELTA HATA						
	NG	NO	NK	ZR	PK	PO	PG
NG	NG	NG	NG	NG	NO	NK	ZR
NO	NG	NG	NG	NO	NK	ZR	PK
NK	NG	NG	NO	NK	ZR	PK	PO
ZR	NG	NO	NK	ZR	PK	PO	PG
PK	NO	NK	ZR	PK	PO	PG	PG
PO	NK	ZR	PK	PO	PG	PG	PG
PG	ZR	PK	PO	PG	PG	PG	PG

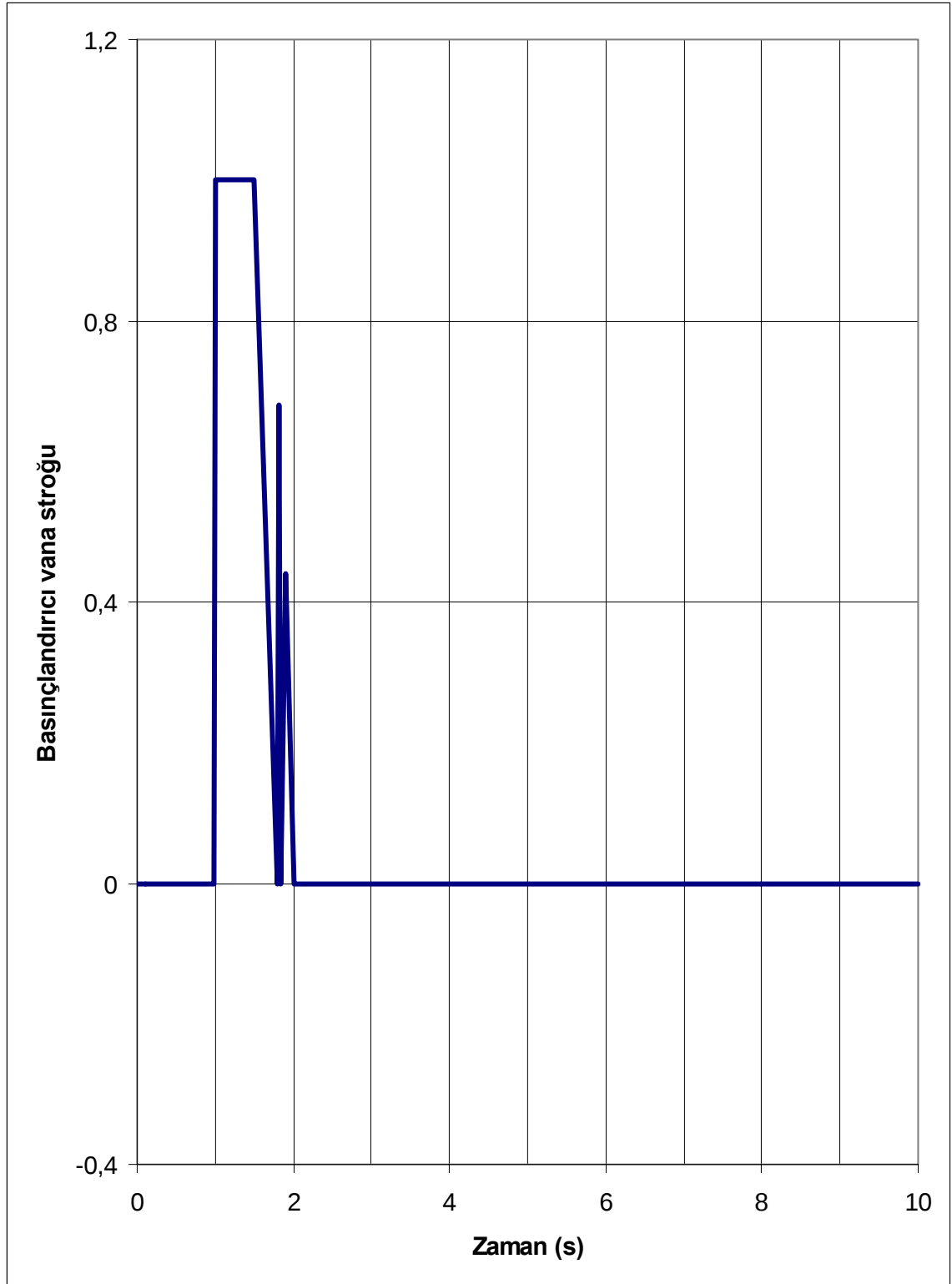


Şekil 4.13. Elde edilen bulanık kontrol yüzey diyagramı

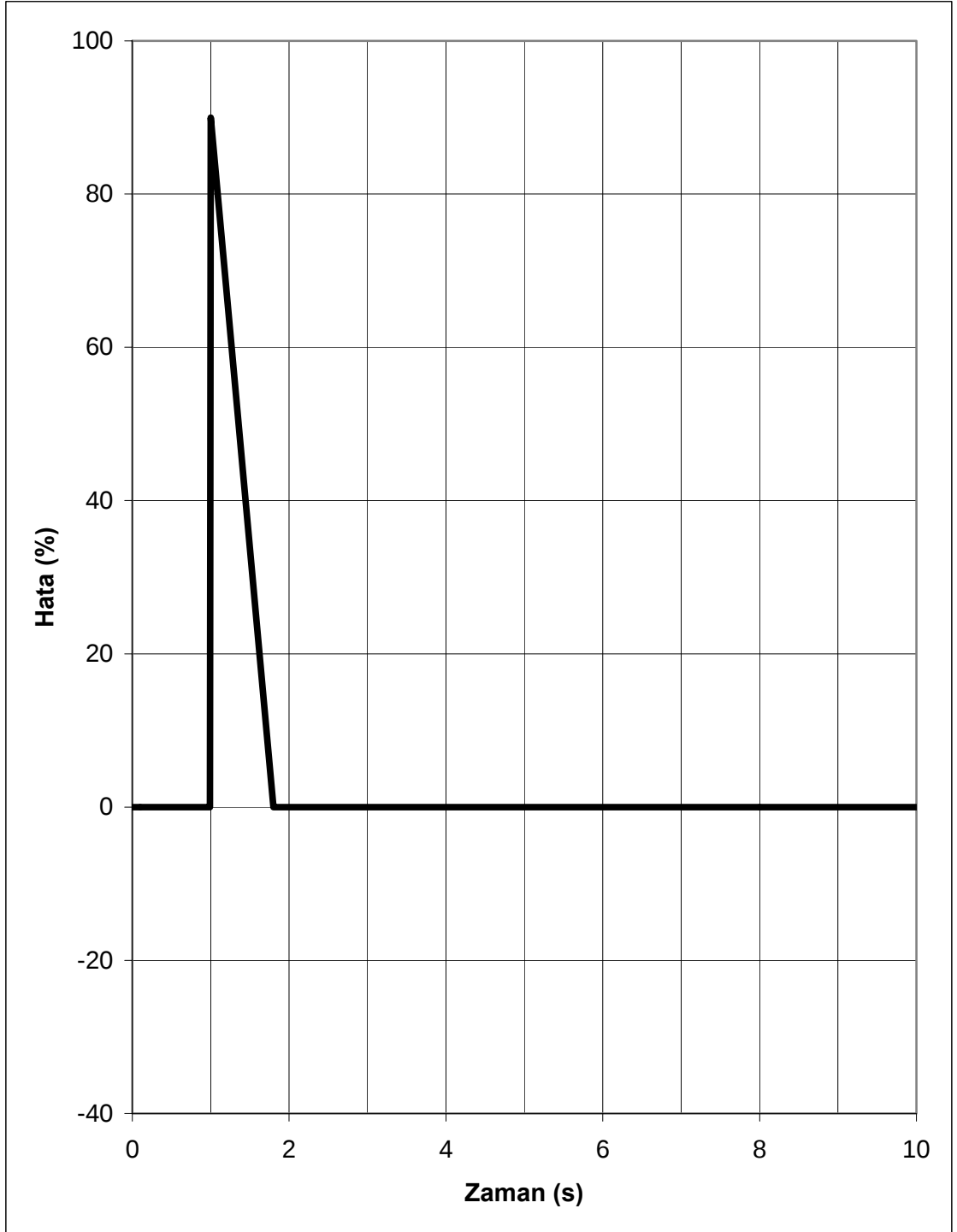


Şekil 4.14. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin performansı

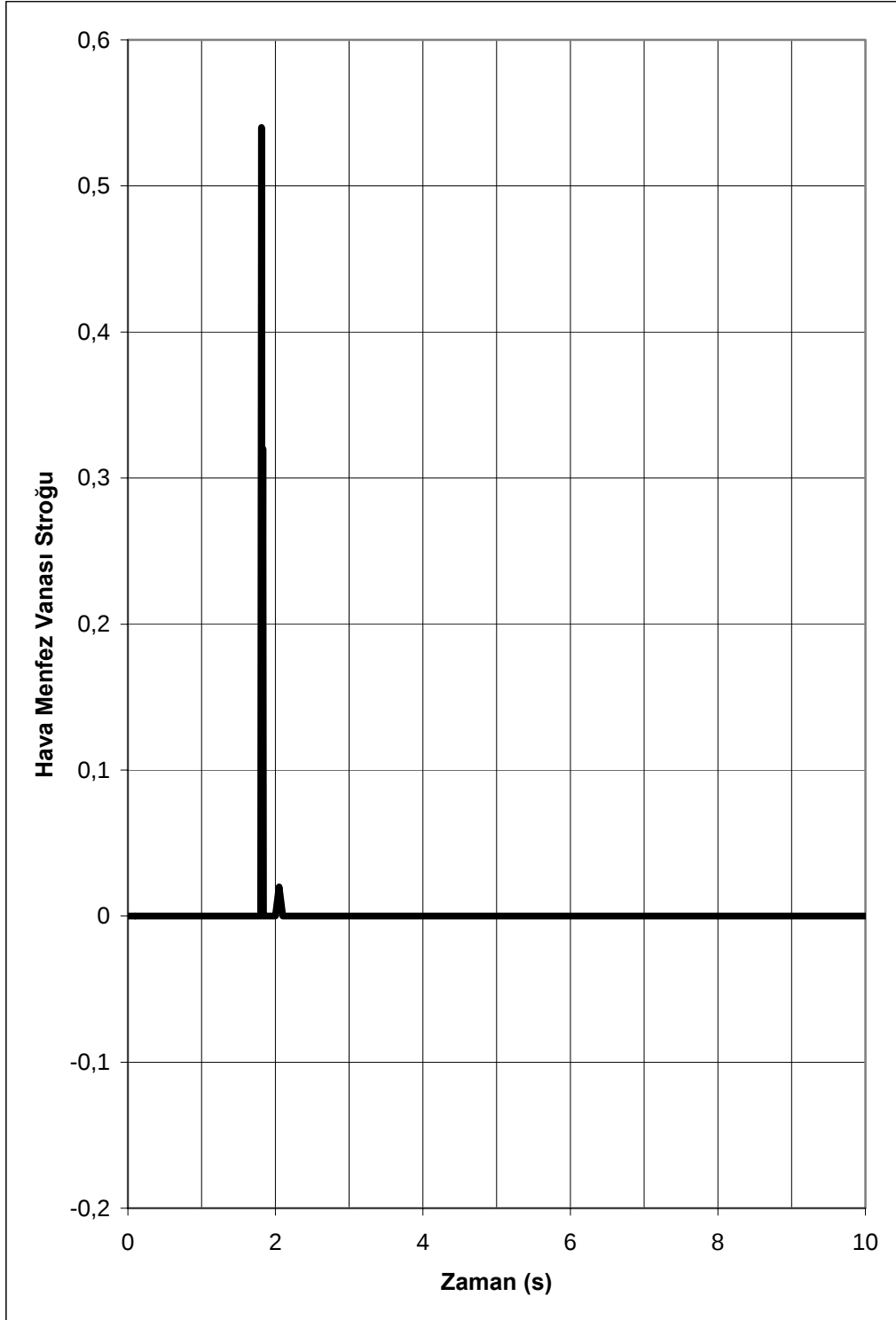
Bulanık mantık denetleyicisi için seviyenin hızlandırma ve yavaşlama sonuçları Şekil 4.15-Şekil 4.17’de verilmiştir. Şekil 4.15-Şekil 4.17’de görüleceği üzere bulanık mantık denetleyicisinin performansında başlama düzeyi açısından geleneksel kontrole nazaran oldukça iyi olduğu görülmektedir. Ancak çok yüksek basınçta sistemi düzenlemeye çalışırken subap vuruşunda aksamaya neden olmaktadır (Şekil 4.18-Şekil 4.21). ikinci bir istenmeyen özellikte bulanık mantık denetleyicisinin gürültüye olan hassasiyetidir.



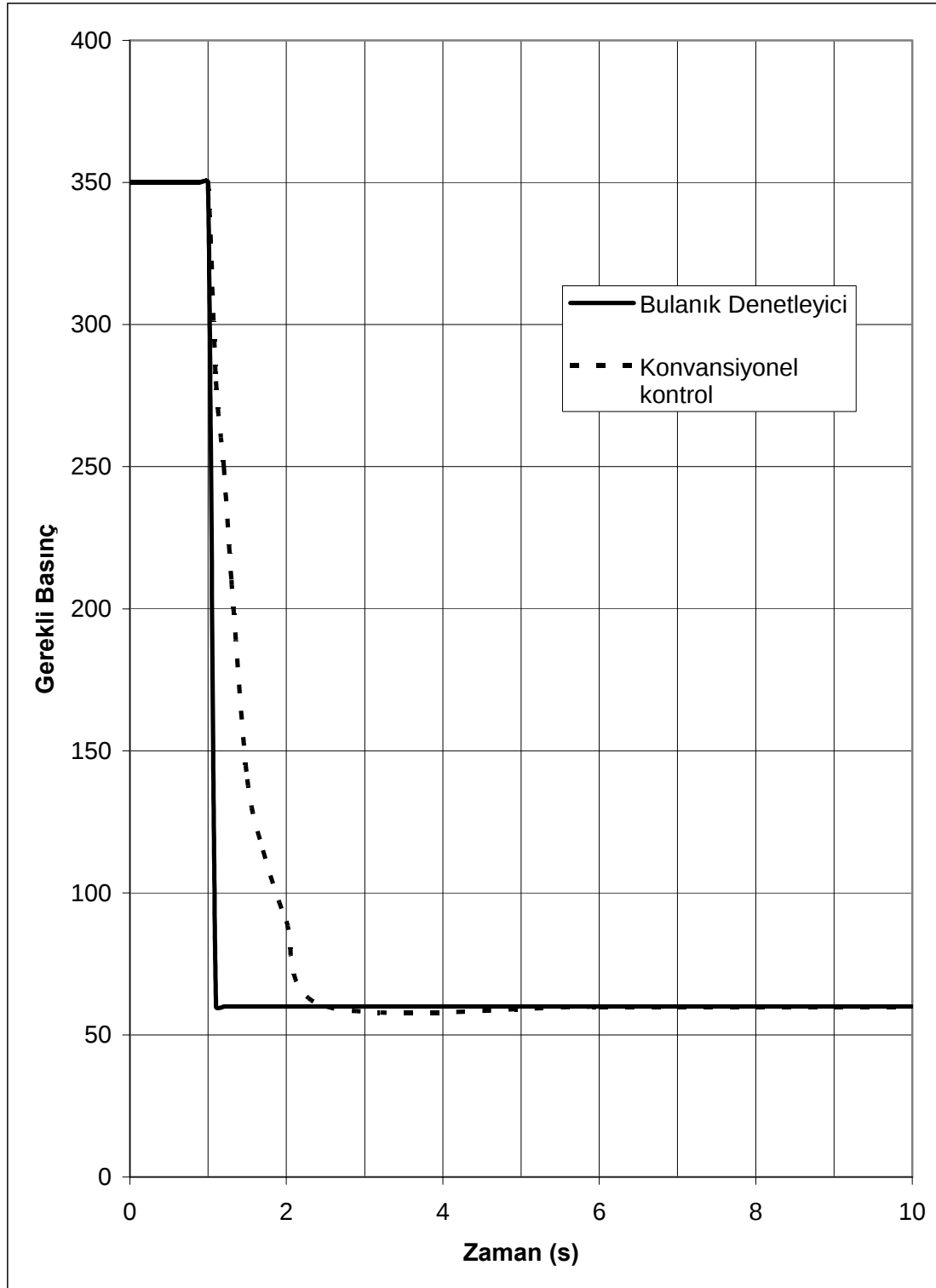
Şekil 4.15. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin basınçlandırıcı vana stroğu performansı



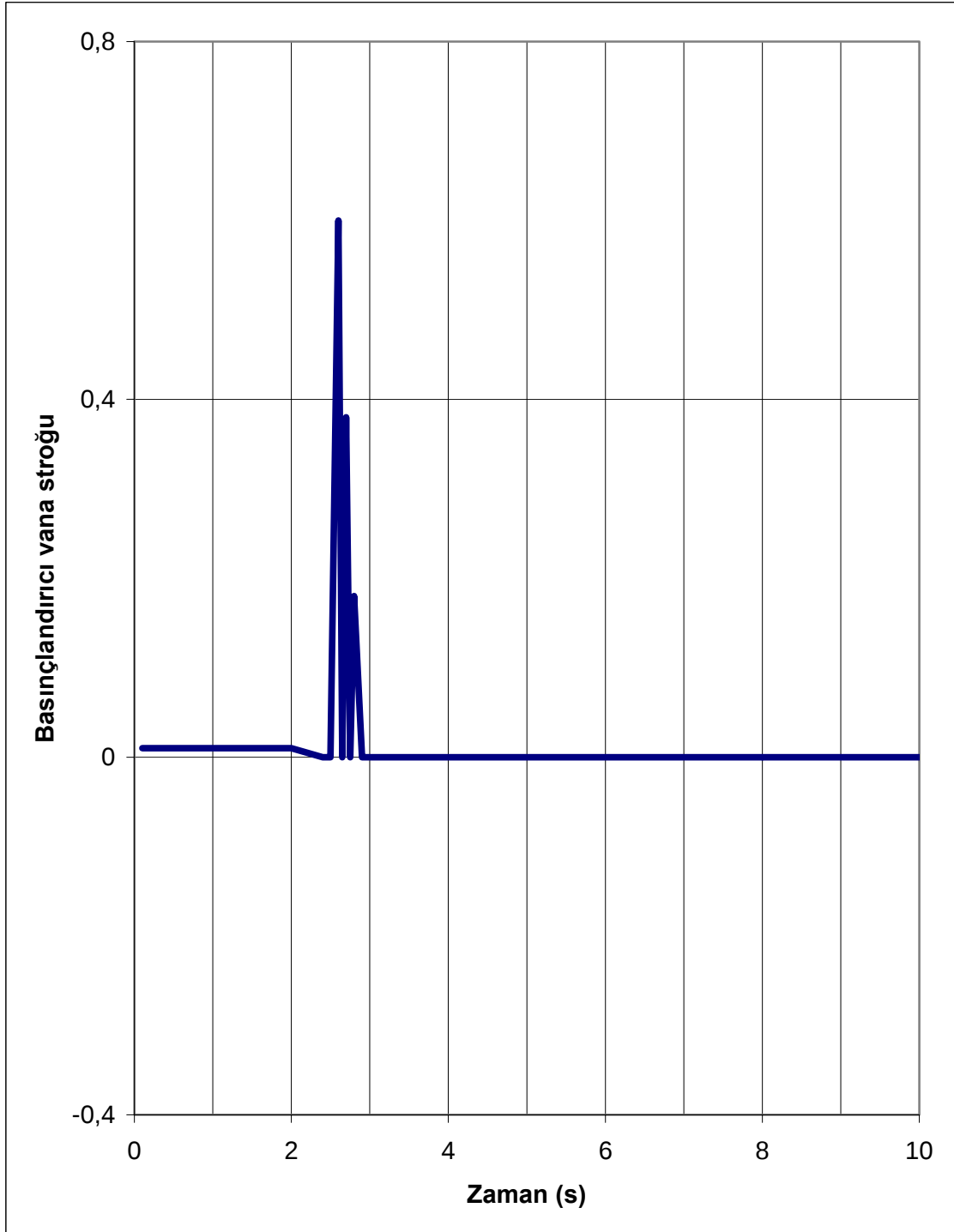
Şekil 4.16. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin hata (%) performansı



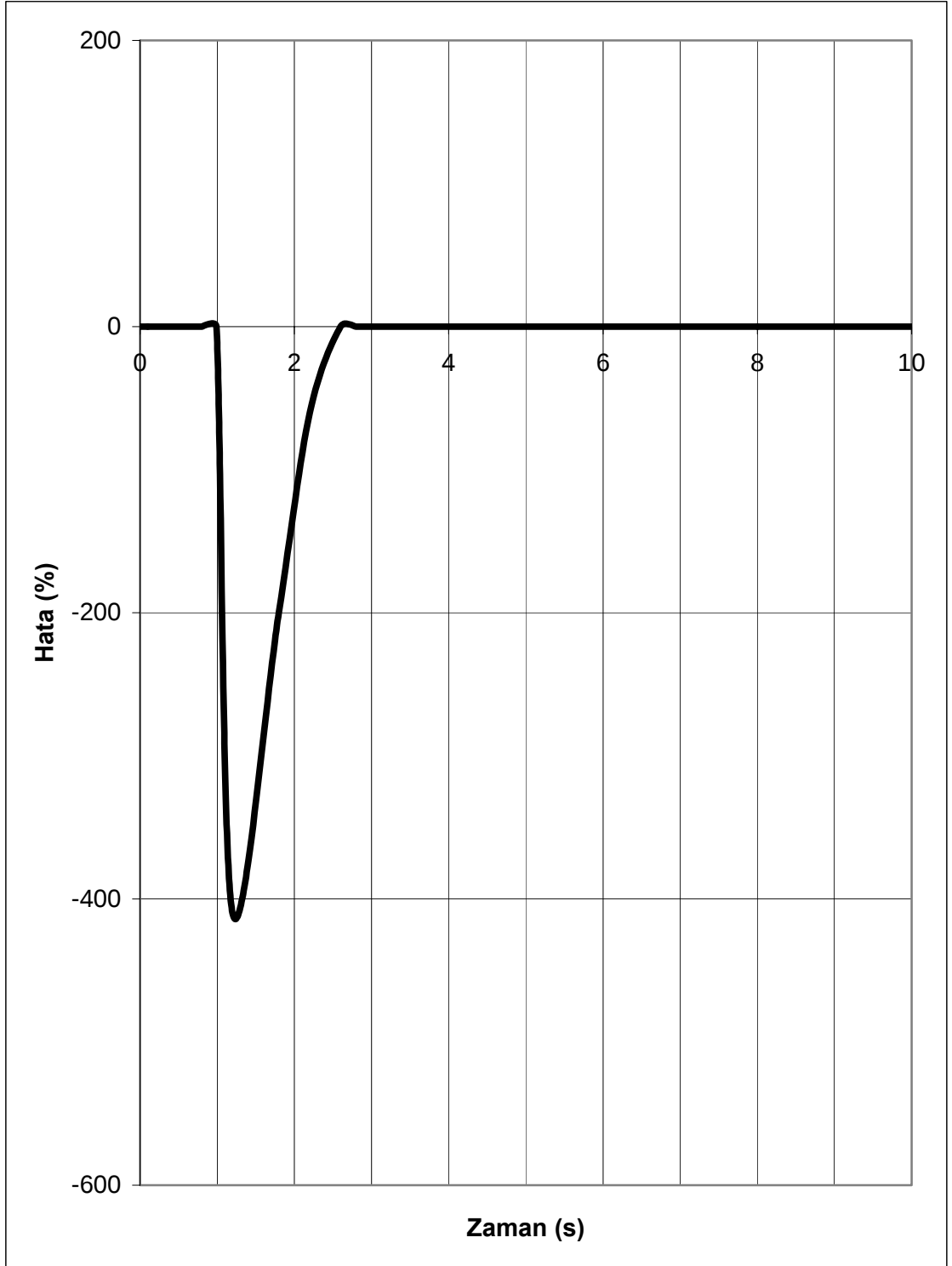
Şekil 4.17. Hızlanırken bulanık mantık denetleyicisinin hava menfez vanası performansı



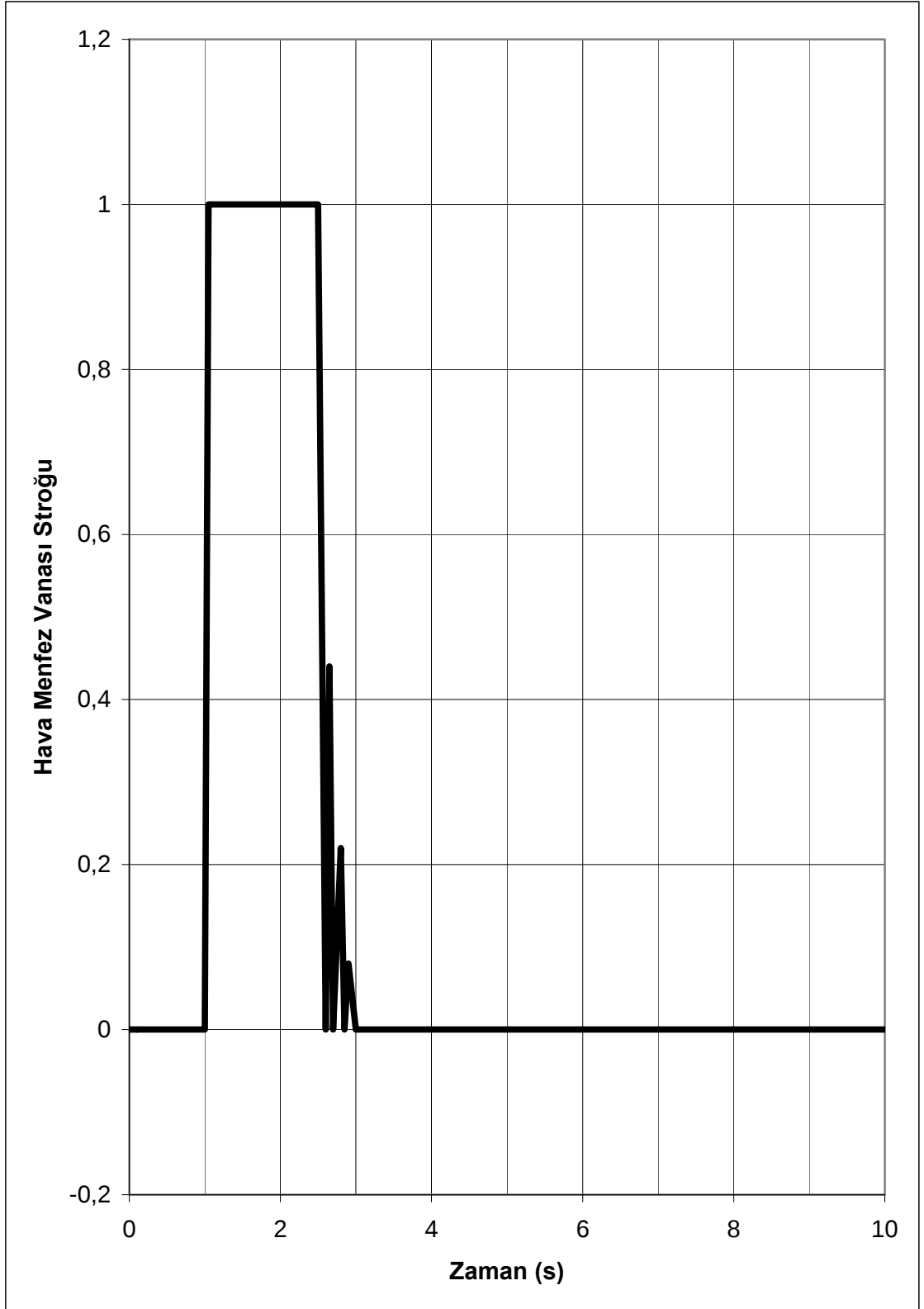
Şekil 4.18. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin performansı



Şekil 4.19. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin basınçlandırıcı vana stroğu performansı



Şekil 4.20. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin hata (%) performansı



Şekil 4.21. Yavaşlarken bulanık mantık denetleyicisinin hava menfez vanası performansı

5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Son yıllarda hızla yaygınlaşan yapay zeka uygulamaları bir çok alanda olduğu gibi havacılık alanında da kendisini göstermektedir. Yapay zeka sistemlerinin temelinde edinilen tecrübelerden yararlanılacak yapılar oluşturulması vardır. Havacılık ise edinilen tecrübelere ihtiyaç duyulan bir çok değişken alanı ihtiva eder (hava durumu, yolcu sınıf, ihtiyaç ve talepleri, izlenen rotalar, uçuş için gerekli hesaplamalar, kumanda teknikleri, uçuş güvenliği vb.)

Bu çalışmayla bir uçak yakıt tüketiminin her türlü çalışma şartlarında bir bulanık mantık denetleyicisi kontrolü tasarlanmış ve uygulanmıştır.

Çok sayıda parametrelerin olması ve çoğu zaman bütün bu parametreleri ayarlamak için kullanılabilecek rasyonellik ve tasarım hedefleri arasında açık bir bağlantının olmayışı bulanık mantık için bir dezavantajdır. Ancak bulanık mantık denetleyicisinin uygulamada başarılı olması için hazırlanan bir çok metod mevcuttur. Bu metotlar; doğrusal olmayan yüzeyler için düzenleme, bulanık sonuç çıkarma sistemlerine dayalı adaptif ağ, ve hata histogram eşitliğidir.

Analizi yapılan yakıt sistemi için bulanık mantık denetleyicisi geliştirilirken farklı üyelik fonksiyonları için literatürden alınan test deneyi verileri kullanılmıştır (79). Bu üyelik fonksiyonları için eşit yerleştirmeden dolayı üyelik fonksiyonlarının şekil değiştirmesi başlangıçta hiçbir önemli fark oluşturmamıştır. Bu yüzden daha sade olan üçgen üyelik fonksiyonu baz alınmıştır.

Bu çalışmada bulanık mantık kontrolörü, jet motoru yakıt kontrol ünitesine bağlanarak uçağın yakıt tüketimi kontrolü sağlanmıştır. Literatürden de görüleceği üzere çok fazla çalışılmayan bu konu da yapılan bu tez çalışması ile son zamanlarda bir çok alanda uygulama imkanı bulan yapay zeka tekniklerinin ilk defa bir uçağın yakıt tüketiminin modellenmesinde kullanılması sağlanmıştır.

Kombastör basıncı için gerekli; kararlı rejimde $\pm 1\%$, geçici rejimde $\pm 2.5\%$, tolerans hassasiyeti; bulanık mantık denetleyicisi ile her iki rejim için $\pm 1\%$ olarak elde edilmiştir. Bu durumda bulanık mantık denetleyicisi; PI kontrole göre hızlanma ve yavaşlama esnasında görevini tolerans sınırları içerisinde yapabilmektedir. Ancak bulanık mantık denetleyicisinin gürültüye olan hassasiyeti bir dezavantaj olarak elde edilen sonuçlara yansımıştır (Şekil 4.15 ve Şekil 4.19’da görülen ikinci saniye civarındaki titreşimler). Anlık bu dezavantaj kısa süre içerisinde sönümlendiğinden ihmal edilebilir mertebede sayılabilir. Bu dezavantajı ortadan kaldırmak için adaptif-nöro-fuzzy gibi ileri seviye akıllı sistemler anlık zaman dilimi için düşünülebilir.

KAYNAKLAR

1. Collins, B.P., “ Derivation and Current Capabilities of the Path Profile Fuel Consumption Algorithm.”, *The MITRE Corp, McLean.*, VA MTR-80W195, 40-42 (1980).
2. Cheung, W. H., Neural Network Aided Aviation Fuel Consumption Modeling, M.Sc. Thesis, *Virginia Polytechnic institute and State University*, 30-60 (1997).
3. Hagan, Martin T., “ Neural Network Design.”, *DWS Publishing Company*, 101-202 (1996).
4. Schilling, Glenn., “Modeling Fuel Consumption with a Neural Network.”, *Virginia Polytechnic Institute and State University*, 27-43 (1996).
5. Collins, B.P., Haines, A.L., and Wales W.J., “A Concept for a Fuel Efficient Flight Planning Aid for General Aviation.”, *NASA Contractor Report* 3533 (1982).
6. Zadeh, L. A., “A critical view of our research in automatic control”, *IRE Transactions on Automatic Controls*, AC-7, 74 (1962).
7. Zadeh, L. A., “Fuzzy sets”, *Information and Control*, 8: 338-353 (1965).
8. Zadeh, L.A., “A rationale for fuzzy control”, *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, 94(G): 3-4 (1972).
9. Zadeh, L. A., “Knowledge representation in fuzzy logic”, An introduction to fuzzy logic applications in intelligent systems. Boston, *Kluwer Academic Publishers*, 27-56 (1992).
10. Zadeh, L. A., “The evolution of systems analysis and control: a personal prospective”, *IEEE Control Magazine*, 16(3): 95-98 (1996).
11. Mamdani, E. H., “Application of fuzzy algorithms for control of simple dynamic plant”, *Proceeding of IEE*, 121(12): 1585-1587 (1974).
12. Winston, L., Nasrabadi, M., “Review on applications of neural network to computer vision”, *Proceeding of SPIE Conference of Automated Inspection and High Speed Vision II*, 1004, 104-11 (1988).
13. Smith, K.A., “Introduction to neural networks and data mining for business applications”, *Eruditions Publishing, Emerald Victoria*, Australia, 69-83 (1999).

14. Wang, J., Takefuji, Y., "Neural networks in design and manufacturing", *World Scientific*, Singapore, 12-27 (1993).
15. Lisboa, P. J.G., Vellido, A., Edisbury, B., "Business applications of neural Networks: The state of the art of real world applications", *World Scientific*, Singapore, 19-79 (2000).
16. Pham, D.T., Karaboğa, D., "Intelligent Optimization Techniques", *Springer-Verlag london Limited Publishers of Sweetapple House*, Surrey, UK, 132-302 (1999).
17. Pham, D.T., Aslantaş, V., "Depth from focus using a neural network", *Pattern Recognition*, 32(5): 715-727 (1999).
18. Danaci, M., Sağiroğlu, Ş., "A neural system for an automatic weighing", *Proceedings of the 17th Int. Conference on Force, Mass, Torque and Pressure Measurements*, IMEKO TC3, 293-298 (2001).
19. Sağiroğlu, Ş., Güney, K., "Calculation of Resonant Frequency for an equilateral triangular microstrip antenna with the use of the artificial neural Networks", *Microwave and Optical Technology Letters*, 14 (2): 89-93 (1997).
20. Sağiroğlu, Ş., Güney, K., Erler, M., "Neural computing of the bandwidth of resonant rectangular microstrip antennas", *Int. J. of Mathematical and Computational Applications*, 3 (1): 37-47 (1998).
21. Karaboğa, D., Güney, K., Sağiroğlu, S., Erler, M., "Neural Computation of Resonant Frequency of Electrically Thin and Thick Rectangular Microstrip Antennas", *Proceedings of IEE*, 146 (2): 155-159 (1999).
22. Kangas, L.J., Sandness, G.A., Bohn, S.J., "Ground penetrating recognition", document number: PNWD-SA-4005, *Battelle's Pacific Northwest Division Neural Network Workshop for the Hanford Community*, 29-45 (2004).
23. Carlise, A., Phillip, K., "A knowledge based system for severe, temporary airline schedulereduction", *Innovative Applications of Artificial Intelligence*, 4: 265-278 (2000).
24. Hashem, S., Yih, Y., Schmeiser, B., "An efficient model for product allocation using optimal combinations of NN", *Artificial Neural Networks in Engineering* (ANNIE'93), 3: 669-674 (1999).
25. Bohn, S.J., Thornton, E. N., "Environment Reconstruction for Robot Navigation", Document number: PNL-S22987, Pacific Northwest National Laboratory, SPIE International Symposium on Optical Engineering and Photonics in Aerospace Sensing in the Aerial Surveillance Sensing Including

- Obscured and Underground Objectdetection, *Proceedings of the SPIE*, 2217 (11): 96-106 (2001).
26. Lavitt, O., "Crew tracking software to use AI", *Aviation Week and Space Technology*, 147: 94-95 (1997).
 27. Rob, W., Orchard, R., Halasz, M., "IDS:Improving aircraft fleet maintenance", *9th Annual conference on application of AI*, 57-98 (2000).
 28. Çivicioğlu, P., Alçı, M., "Uçuş güvenliği uygulamalarında yüz tanıma probleminin çözümü için LVQ yapay sinir ağlarının kullanımı", *Sivil Havacılık Sempozyumu*, Kayseri, 103-123 (2002).
 29. Vardy, J., "AI for transportation safety", *National Postline*, 12(1), 101 (2001).
 30. Sağıroğlu, Ş., Hasgöl, A., "Zeki uçuş kontrol sistem uygulamaları", *Sivil Havacılık Sempozyumu*, Kayseri, 123-142 (2002).
 31. Dongho, S., "Design of NN adaptive control law for aircraft system including uncertainty", *International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospac*, 167-175 (2002).
 32. Hashem, S., Schmeiser, B., "Improving model accuracy using optimal linear combinations of trained neural Networks", Document Number: Tech. Rep. SMS92-16, School of Industrial Engineering, Purdue University, *Transactions on Neural Networks*, 6(3): 792-794, 1998.
 33. Wise, BM., Holt, BR., Gallagher, NB., Lee, SH., "A comparison of neural networks, non- linear biased regression and a genetic algorithm for dynamic model identification", *International Chemometrics InterNet Conference* (InCINC'94), 132-148 (1994).
 34. Gmitro, AF., Keller, PE., Gindi, GR., "Statistical performance of outer-product associative memory models", *Applied Optics*, 28(10): 1940-1948 (1989).
 35. Güven, A., Kara, S., "Yapay sinir ağları kullanılarak standart atmosfer değerlerinden yoğunluğun belirlenmesi", Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, *Sivil Havacılık Sempozyumu*, Kayseri, 154-167 (2002).
 36. Aslantaş, V., Güleç, K., "Yapay sinir ağlarının C-130 uçaklarının sürat hesaplarına uygulanması", *Stratejik Araştırma ve Etüt Dergisi*, 37-46, (2004).

37. Hashem, S., "Optimal linear combinations of neural Networks", Document Number: PNL-SA-25166, *Pacific Northwest National Laboratory Neural Networks*, 10(4): 599-614 (1997).
38. Keller, PE., Kangas, LJ., "Introduction to neural Networks", *Workshop on Environmental and Energy Applications of Neural Networks (WEEANN'95)*, 104-123, (1995).
39. Akkanat, S., "Uçak yakıt tankları içinde çalışan yakıt seviye kontrol valflerinin fonksiyonel testi amacıyla yakıt üniteleri test tezgahı tasarımı", Yüksek Lisans Tezi, *Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, 54-70 (1996).
40. Savran, A., "Yapay sinir ağları ve bulanık sistemler temelli uçuş kontrol tasarımı", Doktora Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, 17-35 (2000).
41. Güleç, K., "C-130 Uçaklarının performans hesaplarında yapay sinir ağlarının kullanılması", Yüksek Lisans Tezi, *Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, 12-47 (2002).
42. Çetinerler, E., "Türk Havacılık Tarihi:1912-1914", *Albay Mazlum KEYUSK Uçuş Okulları Basımevi*, Eskişehir, 10-90 (1950).
43. Norman, E.B., "Jet-Engine Fundamentals", *Pratt&Whitney Aircraft, Hayden Book Company, Inc.* New York, USA, 123-154 (1967).
44. Development of Aviation Technology, Center of Flight, <http://www.century-offlight.net/Aviation%20history/evolution%20of%20technology/jet%20engines.htm> (2006).
45. Karakoç, H.T., "Uçaklarda Gaz Türbinli Motorların Yakıt Sistemleri", *Anadolu Üniversitesi yayınları*, 12-35 (1997).
46. Popovich, M. And Hering, C., "Fuels and Lubricants", *John Wiley & Sons, Inc.*, 27-45 (1959).
47. Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design.", *Delft University Press*, 12-37 (1982).
48. Yongru, G., Wang, H.O., "Fuzzy Control of Nonlinear Time-Delay Systems: Stability and Design Issues", *Duke University*, 17-43 (2000).
49. Wolkenhauer, O., "Control Systems Centre", *UMIST, U.K. Possibility Theory with Applications to Data Analysis*, 23-37 (1999).

50. Efe, M.O., Kaynak, O., "A Comparative Study of Soft Computing Methodologies in Identification of Robotic Manipulators", *Proceeding 3rd International Conference on Advanced Mechatronics*, ICAM'98, 1: 21-26, Japan, (1998).
51. Efe, M.O., Kaynak, O., "A Comparative Study of Neural Network Structures in Identification of Nonlinear Systems", *Mechatronics*, 9: 287-300 (1999).
52. Sincak, P., Holecý, M., Ducai, M., "Computational Intelligence in Financial Cybernetics", *Laboratory of AI Department of Cybernetics and Artificial Intelligence Faculty of Electrical Engineering and Informatics Technical University of Kosice*, 17-98 (1996).
53. Weilin, P., Xuckun, K., "Neuro-Fuzzy Controller for Inverted Pendulum", *Prentice Hall*, 18-43 (1997).
54. Hines, J.W., "Fuzzy and Neural Approaches in Engineering MATLAB Supplement", *Prentice Hall*, 38-59 (1997).
55. Chiang, C., Chung, H., Lin, J., "A Self Learning Fuzzy Logic Controller Using Genetic Algorithms with Reinforcements", *IEEE Trans. On Fuzzy Systems*, 5(3): 135-142 (1997).
56. Andersen., H.C.A., "The Controller Output Error Method", PhD Thesis, *University of Queensland*, St Lucia 4072, Australia, 18-97 (1998).
57. Jang, J.R., Chuen-Tsai, S., "ANFIS: Adaptive Neural Fuzzy Inference Systems", *IEEE Trans.on Systems, Man and Cybernetics*, 23(3): 665-685 (1993).
58. Jang, J.R., "Neuro-Fuzzy Modeling for Dynamic System Identification", Soft Computing in Intelligent Systems and Information Processing, *Proceeding of the Asian Fuzzy Systems Symposium*, 1: 320-325 (1996).
59. Jang, J.R., Chuen-Tsai, S., "Neuro-Fuzzy Modeling and Control", *IEEE Transactions*, 83(3): 378-406 (1995).

60. Kung, J.L., Maria, C., and Olaf, W., "Takagi and Surgeon Modeling Notebooks for use with Mathematical", Version 3.x., **Prentice Hall** , 39-129 (1998).
61. Thomas, S.D., "The Realities of Nuclear Power", **Cambridge University Press**, 69-147 (1998).
62. Niestory, M., "Neural Network Based Control Systems Design Toolkit for U with MATLAB", Technical Report, **University of Denmark**, 32-78 (1997).
63. Bonissone, P.P., "Adaptive Neural Fuzzy Inference Systems (ANFIS) Analysis and Applications", **Schenectady USA**, 12-47 (1996).
64. Junhong, N., Linkens, D., "Fuzzy-Neural Control Principles, algorithms and applications", **Practice Hall**, 89-123 (1994).
65. Brown, M., Chris, H., "Nörofuzzy Uyarlamalı Modelling and Control", **Prentice Hall**, 23-159 (1994).
66. Hines, J.W., "Fuzzy and Neural Approaches in Engineering MATLAB Supplement", **Prentice Hall**, 86-153 (1997).
67. Andreas, N., "Neural and Fuzzy Systems", **University of Magdeburg**, 123-156 (1997).
68. Pickering, M., "Hybrid Systems: Partnership in Soft Computing", **Prentice Hall**, 45-134 (1998).
69. Jie, Z., Julian, M., "Recurrent Neuro-fuzzy Networks for Nonlinear Process Modeling", **IEEE Trans. On Neural Networks**, 10(2): 85-100 (1999).
70. Hevser, F.W., "Safety Strategy Deterministic and Probabilistic Approach to Safety Analysis", **Safety Analysis Review**, Karlsruhe Nuclear Research Center, Köln, 123-143 (1979).
71. Byriel, J., "Neuro-fuzzy Classification of Cell Cervical in Smears", MSc.Thesis, **University of Denmark**, 35-78 (1999).

72. Bendtsen, J.D., "Practical Applications of Neural Networks in State Space control", PhD. Thesis, 1 *Alborg University*, 24-48 (1999).
73. Wie, L., "A Method for Design of a Hybrid Neuro-fuzzy Control System Based on Behavior Modeling", *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 9, 103-123 (1997).
74. Djukanovic, M.B. et al., "Neuro-fuzzy controller of Low Head Hydropower Plants Using Adaptive-Network Based Fuzzy Inference System", *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 12(4): 375-381 (1997).
75. Krose, B., Smagt, P.V., "An Introduction to Neural Network", *Book of Amsterdam of University*, 110-130 (1989).
76. Passino, K. M., Yurkovich, S., "Fuzzy control", *Menlo Park, CA : Addison-Wesley*, 24-43 (1998).
77. Jang, J., Sun, C., Mizutani, E., "Neuro fuzzy and soft computing", Upper Saddle River, *NJ: Prentice-Hall*, 120-129 (1997).
78. Wu, X., "Implementation of fuzzy logic controller for laser tracking system", M.Sc. Thesis, *Department of Electrical Engineering, Florida Atlantic University*, Boca Raton, FL., 120-145 (1999).
79. Collins, B.P., "Derivation and current capabilities of the path profile fuel consumption algorithm", *The MITRE Corp., Mclean, VA MTR-80W195*, 165-175 (1980).

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : İSKENDER, ÜMİT
 Uyruğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 17.05.1977 İSTANBUL
 Medeni hali : Bekar
 Telefon : 0 (212) 470 80 20
 Faks : -----
 e-mail : emreuludag@hotmail.com.

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek lisans	Gazi Üniversitesi / Makina Eğitimi	2002
Lisans	Anadolu Üniv. SHYO / Pilotaj	2000
Lise	Ankara Atatürk Anadolu Lisesi	1994

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2000	Metro Holding	Pilot
2000-2004	Pegasus Havayolları	Pilot
2004-2007	Türk Hava Yolları	Pilot

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

Hobiler

Fitness , Motor sporları, Müzik