



Van Yüzüncü Yıl Üniversitesi Eğitim Bilimleri Enstitüsü
Ortaöğretim Fen ve Matematik Alanları Eğitimi Anabilim Dalı
Kimya Eğitimi Bilim Dalı

UYDU İTKİ SİSTEMLERİ

Adnan ÇELİK

Yüksek Lisans Tezi

Van, 2017

UYDULARI İTKİ SİSTEMLERİ

Adnan ÇELİK

Danışman

Doç.Dr. Hasan GENÇ

Van Yüzüncü Yıl Üniversitesi Eğitim Bilimleri Enstitüsü

Ortaöğretim Fen ve Matematik Alanları Eğitimi Anabilim Dalı

Kimya Eğitimi Bilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Van, 2017

KABUL VE ONAY

Adnan ÇELİK tarafından hazırlanan "Uydu İtki Sistemleri" başlıklı bu çalışma, [28/12/2017] tarihinde yapılan savunma sınavı sonucunda başarılı bulunarak jürimiz tarafından Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

[İ m z a]

[Unvanı, Adı ve Soyadı] (Başkan)

Doç. Dr. Hırsan GENÇ

[İ m z a]

[Unvanı, Adı ve Soyadı] (Danışman)

Yrd. Doç. Dr. İsrail TOZLU

[İ m z a]

[Unvanı, Adı ve Soyadı]

Yrd. Doç. Dr. Engin ŞAHİN

[İ m z a]

[Unvanı, Adı ve Soyadı]

[İ m z a]

[Unvanı, Adı ve Soyadı]

Yukarıdaki imzaların adı geçen öğretim üyelerine ait olduğunu onaylımın.

[Doç. Dr. Fuat TANHAN]

Enstitü Müdürü

BİLDİRİM

Hazırladığım tezin/raporun tamamen kendi çalışmam olduğunu ve her alıntıya kaynak gösterdiğimi taahhüt eder, tezinin/raporumun kâğıt ve elektronik kopyalarının Van Yüzüncü Yıl Üniversitesi Eğitim Bilimleri Enstitüsü arşivlerinde aşağıda belirttiğim koşullarda saklanmasına izin verdiğimi onaylarım:

- Tezinin/Raporumun tamamı her yerden erişime açılabilir.
- Tezin/Raporum sadece Van Yüzüncü Yıl Üniversitesi yerleşkesinden erişime açılabilir.
- Tezinin/Raporumun 3 Yıl süreyle erişime açılmasını istemiyorum. Bu sürenin sonunda uzatma için başvuruda bulunmadığım takdirde, tezinin/raporumun tamamı her yerden erişime açılabilir.

[28/12/2017]

[İmza]

Adnan ÇELİK

ÖZET

ÇELİK, Adnan. Uydu İtki Sistemleri Yüksek Lisans Tezi, Van, 2017.

Uydular günümüzde neredeyse hayatımızın vazgeçilmez birer parçası haline gelmiştir. Tüm iletişim sistemleri, akıllı cihazlar, verilerin alınması ya da iletilmesi ve daha birçok bilimsel konuların yürütülmesi uydular yardımı ile gerçekleştirilmektedir. Uydu veya uzay araçlarının, fırlatıcı roketten ayrılması ile nihai misyon yörüngesine yerleştirilmelerini, ömürleri boyunca buldukları yörüngeden bir başka yörüngeye transferlerini ya da buldukları yörüngede çeşitli etkenlerden dolayı oluşan yönelim veya tutunum gibi yörünge unsurlarını kontrol etmek, gözlemlemek ya da düzeltmek gerekmektedir. Bu bağlamda, tüm uydu ve uzay araçların yörüngeleri etrafında dolaşım sağlayabilecek, kuvvet uygulayarak kısa süreli itme ve tork üretecek uzun süreli kayma mantığına dayanan itki sistemlerine ihtiyacı vardır.

İtki sistemleri, itici gazın nozul vasıtası ile atılmasında kullanılan enerjinin kaynağına göre sınıflandırılmaktadır. Kimyasal itki sistemlerinde kullanılan yakıt, yanma odasında termodinamik ortamda ısıtılıp kinetik enerjiye dönüştürülerek hızlandırılır ve nozul vasıtası ile dışarı püskürtülerek itme kuvveti sağlanır. İtmeyi meydana getiren enerji, yakıt veya yakıt/yakıcı bileşeninin içerisinde depolanmıştır. Elektrikli itici sistemlerinde, itme kuvvetini meydana getirecek olan enerji yakıtta depolu değildir, enerji limiti bulunmamaktadır ve sistem dışarıdan nükleer, solar radyasyon toplayıcılar veya bataryalar tarafından desteklenmektedir. Toksik olmayan yeni nesil yeşil itici (green propellant system) ihtiyaçları, hidrazine dayalı itici güç sistemleri yasal düzenlemelere dikkat çekmektedir. Toksik olmayan alternatiflerinin önemli ekonomik faydalarının yanı sıra, Ay ve Mars misyonları, üst evreler, gezegenler arası robotik misyonlar ve fırlatma araçları uygulamaları için de kullanılabilmesi değerlendirilmektedir.

Anahtar Sözcükler

Uydu, İtki, Kimyasal, Sistem, Yakıt, Uzay, İtici, Newton, Katalizör.

ABSTRACT

ÇELİK, Adnan. Satellite Propulsion Systems Master Thesis, Van, 2017.

Today, satellites have become indispensable parts of everyday life. All communication systems, intelligent devices, transmission and reception of data and many other scientific issues are carried out by satellites. Once satellite or space vehicles are separated from the launcher rocket, it is necessary to moving a spacecraft from an initial orbit to a mission orbit. Its also necessary to do some orbital maintenance and maneuvering operations to keeping the spacecraft in the desired mission orbit, attitude control to providing torque to help keep a spacecraft pointed in the desired direction as well as transferring them from the existing orbit to another desired orbit. In this context, all satellites and space vehicles need propulsion systems that can move around orbits, apply force to produce short-term propulsion and torque, and rely on long-term drift.

The propulsion systems are classified according to the source of the energy used for throwing the propellant by means of the nozzle. The fuel/oxidizer used in the chemical propulsion systems is heated in the combustion chamber by heating in the thermodynamic environment to converted into kinetic energy than hot gases are accelerated through a nozzle and ejected from the system at a high exit velocity to produce thrust force. The energy to produce thrust is stored in the fuel or fuel/oxidiser component. In electric propulsion systems, the energy to produce thrust is not stored in the propellant, there is no energy limit, but has to be supplied from outside by an extra power source such as nuclear, solar radiation receivers or batteries. The new non-toxic green propellant system needs, hydrazine based propulsion systems draw attention to legal regulations. It is also assessed that non-toxic alternatives can be used in applications of Moon and Mars missions, upper stage of the rockets, interplanetary robotics missions as well as providing significant economical benefits.

Key Words

Satellite, Propulsion, Chemical, System, Fuel, Space, Thruster, Newton, Catalyst.

İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY	Error! Bookmark not defined.
BİLDİRİM	Error! Bookmark not defined.
ÖZET	iii
ABSTRACT	iv
İÇİNDEKİLER	v
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	viii
TABLolar DİZİNİ	xi
ŞEKİLLER DİZİNİ	xii
1. BÖLÜM: GİRİŞ	1
1.1.Amaç.....	1
2. BÖLÜM: LİTERATÜR ÇALIŞMASI.....	3
2.1.Uzay Araçları ve Roket Tarihçesi.....	3
2.2.Temel İtki Denklem Hesabı.....	7
2.2.1. Newton'un Yer Çekimi Yasası	7
2.2.2. Kepler Yasası	10
3. BÖLÜM: TEMEL İTKİ KAVRAM VE DENKLEMLERİ	13
3.1.Temel İtki Kavramı.....	13
3.2.İtme.....	13
3.3.Momentumun Korunması.....	14
3.4.İtki ve Momentum.....	17
3.5.Yanma ve Egzoz Hızı	19
3.6.İtki Performans Faktörü ve Özgül İtki	21
3.7.Nozul.....	22
3.8.Yanma Odası	25
4. BÖLÜM: UYDU YÖRÜNGELERİ VE KONTROLÜ.....	28
4.1.Yörünge Elemanları.....	28
4.2.Yörünge Türleri	30
4.3.Yörünge Kontrolü	32
4.3.1. Yörünge Hız Hesabı	32
4.3.2. Dairesel Yörünge Hareketleri	33
4.3.3. Uzay Ortamında Uyduların Hareketi	33
4.3.4. Eliptik Yörünge Pozisyonu	37
4.4.Yörünge Tutunumu	38
4.4.1. Yörünge Manevraları	38

5. BÖLÜM: UYDU İTKİ SİSTEMLERİNİN ÖZELLİKLERİ	43
5.1.İtki Sistemler ve Özellikleri.....	43
5.2.Depolanabilir (Hiperbolik) Yakıt Prensipleri	45
6. BÖLÜM: İTKİ SİSTEMLERİNİN YAKIT TÜRÜNE GÖRE SINIFLANDIRILMASI.....	48
6.1.Kimyasal İtçiler	48
6.1.1. Soğuk Gaz İtici Sistemler.....	51
6.1.2. Sıcak Gaz İtici Sistemler	55
6.2.Katı Yakıtlı İtçiler	70
6.3.Elektirikli İtçiler.....	73
6.3.1. Elektrotermal Sistemler.....	76
6.3.2. Elektromanyetik Sistemler	79
6.3.3. Elektrostatik Sistemler	82
6.4.Nükleer İtçiler	92
6.5.Alternatif İtçiler	95
7. BÖLÜM: İTKİ SİSTEMİ SEÇİM KRİTERLERİ VE İTİCİ TEKNOLOJİDE GELECEKTEKİ GELİŞMELER	99
7.1.İtki Sistemi Seçim Kriterleri	99
7.2.Çevre Dostu ve Daha Güvenilir İtçiler.....	102
7.3.Ar-Ge Faaliyetleri	102
8. BÖLÜM: UYDU KİMYASAL İTİKİ SİSTEM BİLEŞENLERİ	107
UYDU KİMYASAL İTİKİ SİSTEM BİLEŞENLERİ	107
8.1.Haberleşme Uyduları Yapısal Bileşenleri	107
8.2.Sistem Bileşenleri	109
8.2.1. Yakıt ve Helyum Tankları.....	109
8.2.2. Gaz Kontrol Modülü (GCM)	111
8.2.3. Yakıt Kontrol Modülü (PCM).....	113
8.2.4. Yörünge Tutunum Kontrol İtçileri ve Apogi Ana Motor (AKE).....	114
9. BÖLÜM: UYDU ÜZERİ KİMYASAL İTİKİ SİSTEM TESTLERİ	115
9.1.Test Ekipmanları.....	115
9.2.Test Hazırlıkları	117
9.3.Test Uygulamaları.....	118
9.3.1. Basınca Dayanıklılık Testi	118
9.3.2. Kalibrasyon Testi	119
9.3.3. Boru Hattı Dış Kaçak ve İç Kaçak Testi	119
9.3.4. Gaz Kontrol Modülü Basınç Regülasyon Testi	119
9.3.5. Yakıt Hattı Çatlak Testi	120
9.3.6. Valf Cevap Verme Testi.....	120

9.3.7. Gaz Akış Testi.....	120
10. BÖLÜM: SONUÇ	121
KAYNAKÇA	124



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Kısaltmalar

ABD	: Amerika Birleşik Devletleri
AKE	: Apogi Ana Motor (Apogee Kick Engine)
AND	: Amonyum Dinitramid
BPS	: Çiftyakıtlı İtici Alt Sistemi
BTH	: Çiftyakıtlı İtici
CNES	: Fransız Ulusal Uzay Araştırma Merkezi (The Centre National D'études Spatiales)
ESA	: Avrupa Uzay Ajansı (European Space Agency)
ESU	: Enerji Depolama Ünitesi (Energy Storage Unit)
FEEP	: Alan Emisyon Elektrostatik İtici (Field Emission Electrostatic Propulsion)
GCM	: Gaz Kontrol Modülü (Gas Control Module)
GCNR	: Gaz Çekirdekli Nükleer Reaktör (Gas-core Nuclear Reactor)
HAN	: Hidroksil Amonyum Nitrat
HLD	: Helyum Kaçak Detektörü
HNF	: Hidrazinyum Nitroformat
HiPEP	: Yüksek Güçlü Elektrostatik İtici (Hi-Power Electrostatic Propulsion)
JAXA	: Japon Uzay Araştırma Ajansı (Japan Aerospace Exploration Agency)
MEMS	: Mikroelektromekanik Sistemler (Microelectromechanical Systems)
JPL	: Jet Propulsion Laboratory
MMH	: Mono – methylhydrazine
MON-3	: Nitrojen Oksit Karışımı
MW	: Mega Watt
NASA	: Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (National Aeronautics and Space Administration)

NLB	: Nükleer Ampül (Nuclear Light Ampul)
NPS	: Nükleer İtici Sistemler (Nuclear Propulsion Systems)
NTR	: Nükleer Termik Roket
PCM	: Yakıt Kontrol Modülü (Propellant Control Module)
PIA	: Yakıt İzolasyon Modülü (Propellant Isolation Assembly)
PMD	: Yakıt Yönetim Cihazı (Propellant Management Device)
PPT	: Puls Plazma İtici (Pulse Plasma Thrusters)
SPT	: Sabit Plazma İtici (Stationary Plasma Thruster)
SSCB	: Sovyet Sosyalist Cumhuriyetler Birliği
TAL	: Anot Katmanlı İtici (Thruster with Anode Layer)
UK	: İngiltere (United Kindom)
UPS	: Birleşik İtici Sistemi (Unified Propulsion System)

Simgeler

A	: İvme, m/s^2
a	: Büyük-yarı Eksen, m
A_e	: Nozul Egzoz Çıkış Alanı, m
C	: Efektif Çıkış Hızı, m/s
D_c	: Yanma Odası Çapı, m
D_e	: Egzoz Çıkış Çapı, m
D_t	: Nozul Boğaz Çapı, m
e	: Dışmerkezlik
E	: Eksantirik Anormallik
F	: Kuvvet-İtici, N
f	: Yakıt
G	: Yerçekimi Sabiti, $6.67259 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$
g_0	: Standart Yerçekimi İvmesi, 9.80665 m/s^2
i	: Eğilim, deg
k	: Özgül Isı Oranı
L^*	: Karakteristik Uzunluk, m
L_c	: Yanma Odası Uzunluğu, m
L_n	: Nozul Uzunluğu, m

I_{sp}	: İtici Özgül İtkisi (J/kg)
I_{ssp}	: Sistem Özgül İtkisi (J/kg)
M	: Dünyanın Kütlesi veya Egzoz Gazlarının Ortalama Moleküler Ağırlığı, kg
m_0	: Başlangıç Kütlesi, kg
m_f	: Nihai Kütle, kg
M_0	: Ortalama Anormallik
\dot{m}	: Yakıt Debisi, kg/s
n	: Ortalama Hareket veya Ortalama Açısal Hız, rad/s
N_m	: Mach Numarası
o	: Yakıcı
P	: Period, sn
P	: Toplam Momentum N/m
p_a	: Atmosferik Basıncı, N
P_a	: Egzoz Gaz Basıncı, N
P_c	: Yanma Odası Basıncı, N
P_c	: Yanma Odası Basıncı, N
P_t	: Nozul Boğazı Gaz Basıncı, N
R	: Ideal Gaz Sabiti, (8,314.4621 J/kmol-K)
r	: Karışım Oranı
r	: Nesnenin Dünya Merkezinden Uzaklığı, m
t	: Zaman, s
t_s	: Yanma Odası İçerisinde Yakıt Bileşenlerinin Barınma Süresi, s
T_c	: Yanma Odası Sıcaklığı, °C
T_t	: Nozul Boğazı Gaz Sıcaklığı, °C
u	: Gerçek Hız, m/s
v	: Gerçek Anormallik
V	: Yanma Odası Ortalam Özgül Hacim, m
V_c	: Yanma Odası Hacmi, m
V_e	: Emisyon ve Hızı, Egzoz Gazı Hızı, m/s
ω	: Açısal Hız, rad/s
ΔV	: Hız Değişimi, m/s

TABLULAR DİZİNİ

Tablo 1. Karakteristik uzunluk, (L^*).....	26
Tablo 2. Soğuk Gaz İtici Performansları.....	54
Tablo 3. Tekyakıtlı İtici Yakıt Performansları	61
Tablo 4. Katı Yakıt Genel Karışım Oranları	73
Tablo 5. Koloid ve FEED İtici Özelliklerinin Karşılaştırılması	90
Tablo 6. İtici Sistemleri Temel Özellikleri.....	101
Tablo 7. İtici Sistemleri Karşılaştırması.....	101



ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1. Yörüngeler Yasası	11
Şekil 2. Alanlar Yasası.....	11
Şekil 3. İtki Yanma Odası.....	13
Şekil 4. Doğrusal Momentumun Korunması İlkesi	15
Şekil 5. İtki ve Momentum İlkelerinin Roket Mekanîği İlişkisi.....	18
Şekil 6. Silindirik İtici Yanma Odası Mimari Tasarım Şeması	23
Şekil 7. Boğaz Çapı ve Yanma Odası Uzunluğu İlişki Grafiği	27
Şekil 8. Temel Yörünge ve Retrograd Yörünge Rotasyonu	29
Şekil 9. En Yaygın Yörünge Parametrelerinin Temsili	29
Şekil 10. Uydu Yörüngeleri	32
Şekil 11. Dünya ve Uydu Hareket İlişkisi	34
Şekil 12. Yörüngede Enerji Korunumu	36
Şekil 13. Uydu Transfer Yörüngesi	40
Şekil 14. İtki Sistemlerin Yakıt Türlerine Göre Sınıflandırılması.....	44
Şekil 15. Soğuk Gaz İtki Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması	51
Şekil 16. Soğuk Gaz Sistem İtici İtici.....	55
Şekil 17. Sıcak Gaz İtki Sistem Mimarisi.....	56
Şekil 18. Sıcak Gaz İtki Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması.....	59
Şekil 19. Astrium CHT Grubu 1-2-5-10 ve 20 N’luk Tekyakıtlı İtici.....	61
Şekil 20. Moog ISP Grubu Tekyakıtlı İtici.....	62
Şekil 21. Çiftyakıtlı İtki Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması.....	66
Şekil 22. Airbus Safran Launchers Kimyasal Çiftyakıtlı İtici.....	67
Şekil 23. Morg ISP Grubu Çiftyakıtlı İtici	67
Şekil 24. Katı Yakıtlı İtki Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması	70
Şekil 25. Elektrikli İyon İtki Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması.....	75
Şekil 26. Elektrotermal Resistojet İtici Ünitesi ve Primex MR501B İtici.....	77
Şekil 27. Elektrotermal Arkjet İtici Ünitesi ve Test Operasyonu	78
Şekil 28. Elektromanyetik Plazma İtici Ünitesi ve Simülasyonu	82
Şekil 29. İyon İtici Ünitesi ve Nstar İyon İtici Ateşleme ve Sağda Mixl İyon İtici.....	84
Şekil 30. Kılcal Boru ve İğne Sistem İtici Üniteleri	87

Şekil 31. Koloid Sistem İtici Ünitesi ve Busek Firması Tarafından Geliştirilen Koloid İtici	89
Şekil 32. Hall Sistem İtici Ünitesi ve Ateşleme Testi.....	91
Şekil 33. Nükleer İtici Sistem Ünitesi	94
Şekil 34. Gelecekte Kullanılması Planlanan Solar-Termal İtici Sistem Mimarisi	97
Şekil 35. Gelecekte Kullanılması Planlanan NASA Solar Yelken Model Mimarisi	97
Şekil 36. Elektrodinamik (sol), Momentum Değişim (sağ) Kordonlu İtici Sistem Mimarileri	98
Şekil 37. Mevcut Uydu İtici Sistem Kavramlarının ΔV -Performans Aralığı.....	100
Şekil 38. Space System Loral Çiftyakıtlı İtici Sistem Bileşenlerinin Haberleşme Uydusundaki Konumu [Telif hakkı SPACE System Loral]	107
Şekil 39. Çiftyakıtlı İtici Sistemi Blok Diyagramı [Telif hakkı Airbus DS]	108
Şekil 40. Tekyakıtlı İtici Sistemi Blok Diyagramı [Telif hakkı Thales Alenia Space]	109
Şekil 41. Yakıt Tankı ve Yakıt Yönetim Cihazı (PMD).....	110
Şekil 42. Yakıt Tankı PMD Genel İşlevsel Fonksiyonu.....	110
Şekil 43. Haberleşme Uydusu Gaz Kontrol Modülü [Telif hakkı Airbus DS].....	112
Şekil 44. Haberleşme Uydusu Yakıt Kontrol Modülü [Telif hakkı Airbus DS]	113
Şekil 45. 9.8 N Yörünge Tutunum Kontrol İtici ve 424 N Apogi Ana Motor.....	114
Şekil 46. İtici Sistem Test Ekipmanları [Telif hakkı MELCO].....	117
Şekil 47. Temsili Çiftyakıtlı İtici Sistem Test Konfigürasyonu	118

1. BÖLÜM

GİRİŞ

1.1. Amaç

Gelecek çağa bilgi toplumu olarak girecek ileri teknoloji ülkelerin hepsi, bilgi toplumuna geçişin anahtar teknolojilerinden biri olarak bilinen uydu ve uzay teknolojilerine yatırım yapmaktadır. Günümüzde uydular hayatımızın neredeyse vazgeçilmez birer parçası haline gelmiştir. Tüm iletişim sistemleri, akıllı cihazlar, verilerin alınması ya da iletilmesi ve daha birçok bilimsel konuların yürütülmesi uydular yardımı ile gerçekleştirilmektedir.

Tüm uydu ve uzay araçlarının yörüngeleri etrafında dolaşım sağlayabilecek sistemlere ihtiyacı vardır. Kuvvet uygulayarak kısa süreli itme ve tork üreterek uzun süreli kayma mantığı dikkate alındığında, uzaydaki yolculukları patencilere benzetmek mümkündür.

Uydular roket yardımı ile park yörüngelerine bırakılırlar fakat asıl yörüngeye yani kullanım amaçları doğrultusundaki yörüngelerine yerleşmeleri, bu yörüngeyi bulmaları gerekir. Uydular; gezegenlerin çekim etkisi, Dünyanın kutuplardan basık geoid şekli ve daha birçok olumsuz uzay şartlarından etkilenmeden kendilerini yörüngede tutmalı ve aynı zamanda işlevlerinin gerektirdiği şekilde yönlerini de korumalıdırlar. Tüm bunları sağlamak için de kendi itki (*tahrik*) sistemine ihtiyaç duyarlar.

Bu çalışmada, uydu ve uzay araçları itki sistemlerinin tanımlanmasının yanı sıra, işlevleri ve bileşenlerinin de geniş bir perspektif çerçevesinde ele alınması hedeflenmiştir. Ayrıca bu çalışmada sunulan bilgilerin, uydu ve uzay teknolojilerinde ülke ihtiyaçlarını karşılamak üzere uzman işgücünün yurt içinde yetiştirilmesi ve bu alanda eksikliği hissedilen teknik altyapı birikimine katkı sağlaması ve ülkemizde üretilmesi planlanan uyduların itki sistemlerine de referans oluşturması amaçlanmıştır.

Bu çalışma ile uydu ve uzay araçlarında kullanılan tüm itki sistemlerin kullanım alanları, ana performansları, avantaj ve dezavantajları ele alınarak, itki sistemi seçiminde karmaşık olan sürecin belirleyici faktör olan kriterleri de ön plana çıkarılarak bir tasarımcı için gerekli teknik bilgiler ve temel kavramlar tanıtılmaya çalışılmıştır.

Uzay ortamında itki kavramının temel uygulama alanları ve parametrelerin belirlenmesinde, Newton'un temel hareket yasaları ve Kepler yasalarından faydalanılmıştır. Bu çalışma ile fırlatıcı roketlerin çalışma prensipleri, uydu ve diğer uzay araçlarının uzay ortamında yörüngede tutunum, yörüngede yükselme/alçalma, yörünge konumunun korunması gibi operasyonel faaliyetleri ve yörüngeler arası transferlerinde itki sistemlerinin farkları ortaya konulmuştur. İtki sistemleri yakıt türlerinin kullanılan enerjinin kaynağına göre sınıflandırılması, depolanabilirlikleri, güvenilirlik ve performans gereksinimleri ile uçuş öncesi maruz kaldıkları yer testleri ve testlerde kullanılan ekipmanlar hakkında da bilgiler sunulmuştur.

Çevre dostu, güvenilir ve verimli itki sistemlerinin, mevcut uydu ve uzay araçları kullanıcıları ve üreticileri üzerindeki negatif ve pozitif etkileri de ele alınarak, nasıl uzay serüvenleri için tercih edilebilir hale getirilebilirlikleri değerlendirilmiştir. Gelecekteki uydu ve uzay araçları sistem evrimi esas alınarak, uzay görev maliyetlerinin azaltılması, yıldızlararası misyonlara kadar güneş sisteminin araştırılmasına imkân sağlayacak ar-ge çalışmaları hakkında bilgi sunulmuştur. Bu bağlamda, gelişmiş itki sistemlerinin misyon bakımından özgül itki (birim kütle başına itki), hız artışı yetenekleri ve performanslarının arttırılması ve geliştirilmesinin önemine değinilmiştir.

İtki sistemlerinin yapısal bileşenleri yanı sıra, sistem bileşenleri hakkında bilgi sağlanarak, uydu ve uzay araçları üzerindeki fonksiyonel etkileri ve işlevsellikleri ortaya konulmuştur.

2. BÖLÜM

LİTERATÜR ÇALIŞMASI

2.1. Uzay Araçları ve Roket Tarihçesi

1930'ların sonlarında, bir grup Caltech lisansüstü öğrencisinin gerçekleştirmiş olduğu ilk roket testi her ne kadar başarısızlığa uğramış olsa da, amatör roket merakı bu dönemlerde başlamıştır. 1940'larda ABD Savunma Bakanlığı bu yönde teknolojik çalışmalarını roket ve atmosfer bilimleri noktasında başlatmış, 1942'de ise, Alman roket bilimci Wernher von Braun'un buluşu olan V-2 füzesi, Almanya'nın Baltık sahillerinden biri olan Peenemünde'den başarıyla fırlatılmıştır. Tüm bu gelişmeler ABD tarafından kaygı ile karşılanmış ve her ne kadar 1958'de kurulmuş olsa da kurum tarihi daha öncelere dayanan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA), tarafından 1944 yılında kurulan Jet Propulsion Laboratory (JPL) ile roket teknolojileri geliştirilmeye başlanılmıştır.

ABD'nin 2. Dünya Savaşı'na dahil olmadan önce, kendi ordusu tarafından ağır uçakların yerden kalkmasını sağlayacak küçük roketlere ihtiyaç olacağı talebi gelmiştir. Bu talep doğrultusunda, Ağustos 1941'de orijinal "roket boys" grubu üyesi Frank Malina öncülüğünde modifiye edilmiş Ercoupe uçaklarına "Jet Yardımlı Kalkış – (*Jet Assisted Take-Off*)" olarak adlandırılan JATO roketleri üretilmeye başlanılmıştır.

ABD'nin II. Dünya Savaşı'na girmesinden sonra, ordunun da talepleri doğrultusunda 1944 yıllarında güdümlü füzeler geliştirilmeye başlandı. Bunlar JPL'nin daha önceki roketlerinden farklıydı, çünkü onları hedeflerine yönlendirmek için rehberlik sistemlerine sahip olacaklardı.

JPL'nin ilk başarılı sesli roket testi, 11 Ekim 1945'te başlatılan WAC Corporal (*küçük kız kardeş*) ile yapıldı. Roket, o günlerin rekoru olan 70 kilometrelik bir yüksekliğe ulaştı. Artık JPL'nin Corporal Füze Sistemleri, ordu için sıvı yakıtlı füzeler geliştirmeye başlamıştı.

İleriki yıllarda JPL, ordu için basitleştirilmiş son füzesi olan “Sergent” ile katı yakıtlı sistemlerin geliştirilmesine de başlamış oldu. Ancak 1959'da ordu, projeyi endüstriyel bir müteahhit olan Sperry Corporation'a devretti ve JPL uzun yıllar danışmanlık görevi üstlendi.

Temmuz 1957, dünyanın dört bir yanındaki bilim insanları ortak olarak çeşitli bilimsel olguları gözlemeyi planladıkları Uluslararası Jeofizik Yılı'nın başlangıcını işaret etti. Bu bilimsel iş birliği döneminde, SSCB dünyanın ilk yapay uydusu olan Sputnik'in lansmanıya dünyayı şaşkına çevirdi. 4 Ekim 1957'de SSCB, adeta uzay tarihine doğru yola çıkan ve bir radyo vericisi bulunan küçük bir uyduyu yörüngesine oturttu. JPL topluluğu, Sovyetlerin hem başarılı bir fırlatma aracına hem de uyduyu çalıştırmak için elektronik teknolojiye sahip olabileceğine şaşırmişti.

Amerika Birleşik Devletleri'nden derhal bir müdahale gerekiyordu. İlk deneme olan Naval Research Lab'ın öncü projesi patlayarak başarısız oldu. Daha sonra JPL ve ABD Ordusu'nun Huntsville, Alabama'daki Balistik Füze Ajansına ait kaynaklar ve bilgiler bir araya getirilerek yaklaşık 80 gün içerisinde yeni bir dört aşamalı roket tasarlanarak, Explorer 1 uydusu fırlatılmak üzere bu roketin burun kısmına yerleştirildi.

31 Ocak 1958'de Explorer 1 ilk ABD uydusu olarak uzayda yerini aldı. Üzerinde sadece bir veri ekipmanı barındıran bu uydu, dünya yüzeyindeki radyasyon ortamıyla ilgili verileri dünyaya iletmeye başladı. ABD bu başarısı sonrası Sovyetler Birliği ile "uzay yarışı" da başlatmış oldu. Aralık 1958'de, Ordu, JPL'yi resmi olarak NASA'ya transfer etti.

1958'de Başkan Eisenhower, ABD Hava Kuvvetleri ve ABD Ordusu'na, Ay'a gönderilmek üzere bir uzay aracı yapmalarına izin verdi. Bu bağlamda 4 adet Pioneer adı verilen uzay aracı yapıldı. Fakat ilk üç tanesi fırlatmadan kaynaklanan sebepler dolayısıyla yörüngelerine ulaşmadan başarısız oldu. 3 Mart 1959'da 6 kg'lık Pioneer-4 uzay aracı derin uzay ortamında, uzay nesnelerini izlemek için Ay'a yakın bir yörüngeye oturtuldu.

İlerleyen yıllarda NASA'nın Cape Canaveral Tesisinden (şimdi Kennedy Space Center), 22 Temmuz 1962'de Venüs'e yönelik ilk Mariner uzay aracını fırlatma çalışması, fırlatma aracının rehberlik sistemindeki arıza sebebi ile başarısız oldu. Bu defa 27 Ağustos 1962'de JPL, Mariner 2'yi Venüs'e göndererek ilk başarılı gezegensel misyonu gerçekleştirmiş oldu. Mariner 2 Venüs'ün inanılmaz sıcak olduğunu doğruladı. Yüzey sıcaklığı 400 dereceyi (752 derece Fahrenheit) aşan ve Dünya'nın 300 katı fazlası yüzey basıncıyla herhangi bir canlı yaşam ortamını desteklemeyeceği öğrenildi.

Mariner serilerinden bazıları Venüs'e giderken diğerleri Mars'a gitti. 28 Kasım 1964'te, Mariner 4, bilim insanlarına Dünya benzeri bir Mars bulma konusunda büyük umutlar başlattı. 14 Temmuz 1965'te gelen görüntülerde bir daha hayal kırıklığı yaşanıyordu. Görüntüler Dünya benzeri bir gezegeni göstermek yerine Mars'ta soğuk, kraterli, Ay benzeri bir yüzeyin olduğunu ortaya koyuyordu.

Mariner 9, bir gezegenin etrafında yörünge oluşturarak hareket eden ilk uzay aracı olarak 14 Kasım 1971'de Mars'a ulaştığında, tüm gezegeni kuşatan bir toz fırtınası ile karşılaştı. Fırtına sona erdiğinde Mars yüzeyinin engebeli bir yüzey olduğu tespit edildi ve kırmızı gezegenin yüzeyinde bir zamanlar suyun olduğu doğrulandı. Mars'ta yüzlerce kilometreye uzanan büyük çıkış kanalları vardı, ancak bilim adamları suyu bulamadılar. Yakıtı tükenen Mariner 9, 27 Ekim 1972'de ömrünü doldurmuş oldu. İlerleyen yıllarda da Apollo 12 gibi astronotlu uzay araçları uzaya gönderilmeye başladı.

Tüm bu gelişmelerin temelini oluşturan kronoloji aşağıda sunulmuştur:

- (M.Ö.) 360'lı yıllar da Aulus Gellius'un tepki motoru prensibine dayandırdığı buharlı güvercin modeli, uydu ve uzay araçları roket motor teknolojisi gelişimine bağlıdır. M.Ö. 100'lü yıllarda İskenderiye Kahramanı adlı bir Yunanlı, buhar püskürtmeleri ile dönen bir "aeropile" icat etmiştir.
- 13. yüzyılda Çin askeriyesi tarafından katı roketle çalışan "ateş okları" kullanıldığı bilinmektedir. 17. yüzyılın son döneminde, Sir Isaak Newton (1642-1727) modern roket itmenin bilimsel temellerini attı. Fiziksel hareketi,

roketlerin nasıl çalıştığını ve dış mekân boşluğunda nasıl çalıştıklarını açıklayan üç bilim yasasında (*Newton's Law*) açıkladı.

- Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935), Rusya'da roket itkisinin temel yasasını (*Roket Denklemi*) çalıştı ve 1903'te yayınladı. Dünya uydularına (1895) atıfta bulunarak, Roket motor iticileri olarak sıvı hidrojenin ve oksijen kullanımını önerdi.
- Amerika'daki Robert H. Goddard (1882-1945) roket deneylerini gerçekleştirdi ve 1926'da sıvı itici roketle ilk başarılı uçuşa imza attı.
- Herman Oberth (1894-1989) Almanya, "The Rocket into Interplanetary Space - Gezegenler Arası Roket" (1923) başlıklı bir kitap yayınladı ve roketin uzaya taşınması olasılığını ortaya koydu.
- İkinci Dünya Savaşı döneminde Werner von Braun başkanlığında geliştirilen Alman V-2 roketi, savaş sonrası sivil roket gelişimine çok önemli katkılar sağladı.
- İlk uydunun fırlatılması ile roket teknolojisi, uzay araçları itki sistemlerinin geliştirilmesine katkı sağladı. 4 Ekim 1957'de "Uzay Çağı", Sovyet uydusu Sputnik-1'in lansmanı ile başladı; bunu 1 Ocak 1958'de ABD Ordusu Explorer 1 izledi.
- Uzay, aniden uydular ve robot uzay araçları tarafından keşif ve ticari işletmeye açıldı. Sonuç olarak hem kimyasal hem de elektrik teknolojisine dayalı itki sistemleri geliştirildi ve kullanıma başlandı.
- Avrupa'da bugünkü ESA'nın öncülü olan Avrupa Uzay Araştırmaları Kurumu (*ESRO*), 1970 yılında Avrupa'ya has bir otonom uydu ve uzay araçları itki endüstrisi geliştirme programı başlattı. 1965 yılında Messerschmitt-Bölkow-Blohm (*MBB*), Lampoldshausen, Almanya, bağımsız olarak 10 N ve 400 N depolanabilir çift yakıtlı motorlarının geliştirilmesini üstlendi. Aynı zamanda

Fransız Ulusal Uzay Araştırma Merkezi CNES, soğuk gaz, tek yakıtlı hidrazin, Kaufmann tipi iyon motorları ve arcjetlerin geliştirilmesini üstlendi.

Bugün, kimyasal uzay aracı itki sistemleri tam olarak geliştirilmiş ve faaliyete geçirilmiş kabul edilmekle birlikte, “Yeşil İtici” denilen toksik olmayan itici maddenin daha da geliştirilmesi sürdürülmektedir. Bununla birlikte, en büyük teknoloji yatırımı, derin uzay araştırmaları için kullanılması planlanan elektrik itki alanındadır.

2.2. Temel İtici Denklem Hesabı

Kimyasal itki sistemlerinin temel işlevi, yanma yoluyla itme oluşturmaktır. Bir diğer deyişle; iticilerin kimyasal enerjisinden üretilen termik enerjinin serbest bırakılmasıdır. Elde edilen kuvvet (*basınç*) yanıcı olarak tabir edilen karışımlar vasıtasıyla bir momentum uygular. Temel hareket yasalarına uygun olarak, ters yönde uygulanan bir moment de araçların hareket etmesini sağlar. Katı ya da sıvı iticilerin kimyasal tepkimeleriyle yanma odalarında yüksek sıcaklık ve yüksek basınçlı gazlar oluşur ve nozul adı verilen bir lüle vasıtası ile yüksek hızda dışarı atılarak itki elde edilir. İtmeyi meydana getiren enerji, yakıt veya yakıt/yakıcı ikilisinin içerisinde depolanmış mekanik bir kuvvettir.

2.2.1. Newton’un Yer Çekimi Yasası

Temel roket itme denklemleri, Newton Hareket Yasasına dayanmaktadır. Newton'un, bir cisim üzerine etki eden kuvvetler ve cismin hareketi arasındaki ilişkileri ortaya koyan üç yasa vardır. İngiliz bilim adamı Sir Isaac Newton 5 Temmuz 1687 tarihinde yayımlanan Doğal Felsefenin Matematiksel İlkeleri (*Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*) adlı çalışmasında ilk kez bu yasalara değinmiştir. Bu yasalar klasik mekaniğin temelini oluşturmakla beraber fiziksel nesnelere hareketleriyle ilgili birçok olayın aydınlanmasında da kullanılmıştır. Newton’un çalışmaları, bu hareket yasalarını ve yine kendi bulduğu evrensel kütle çekim yasasını kullanarak Kepler'in gezegensel hareket yasalarının elde edilebileceğini göstermiştir.

2.2.1.1. Newton'un Birinci Yasası ve Eylemsizlik

Genel olarak eylemsizlik yasası olarak bilinmektedir. Newton'un birinci kanunu, herhangi bir kuvvet uygulanmadıkça bir cismin hareketinde bir değişiklik olmadığını ispatlar. Bir başka ifade ile, bir cisim üzerindeki net kuvvet, o cisim üzerine etki eden tüm kuvvetlerin vektörel toplamıdır yani sifıra eşittir. Burada aşağıdaki iki durum oluşur:

- Hareket etmeyen bir cisim, üzerine bir net kuvvet etki edinceye dek hareket etmeyecektir.
- Hareketli bir cisim üzerine net bir kuvvet etki etmedikçe hızını değiştirmeyecektir.

Newton'un birinci yasası, Galileo tarafından daha önce açıklanan ve Aristocu yaklaşımdan farklı olan eylemsizlik yasasının yeniden ifadesidir. Galileo'nun, "kendi haline bırakılan cisim, herhangi bir kuvvet etkisinde kalmadığı sürece, durumunu korur, hareket halinde ise hareketine, durgun halde ise durgunluğuna devam eder" düşüncesi Newton'un birinci yasası ile formüle edilmiştir. Aristo ise tüm cisimlerin evrende doğal bir yerinin olduğunu, ağır cisimlerin Dünya üzerinde, duman gibi hafif nesnelere gökyüzünde, yıldızların ise cennette durma isteklerinin olduğunu savunmaktadır.

Eylemsizlik yasası MÖ 3. yüzyılda Çin filozofu Mo Tzu, MS. 11. yüzyılda İslam bilginleri İbn-i Heysem ve İbn-i Sina gibi doğa filozofları tarafından da kendi yaklaşımlarınca ele alınmıştır. 17. yüzyılda yaşamış olan filozof René Descartes eylemsizlik yasasını formüle etmiş fakat doğruluğunu ispat eden hiçbir deney gerçekleştirmemiştir.

Günümüzde bilimsel olarak kanıtlanmış gerçek, fırlatma araçlarının uçuşları esnasında bazı kuvvetlere maruz kaldığıdır. Yerçekimi kuvveti (*aracın ağırlığı*), kaldırma, çekme ve roket motorunun itme kuvveti gibi fiziksel faktörler, hareket sağlamak isteyen araç üzerine etki ederler. Ortaya çıkan kuvvetin net miktarı ve yönü,

Newton'un ikinci kanun uyarınca araç üzerindeki ivmeyi ve uçuş yörüngesinin yolunu belirler.

2.2.1.2. Newton'un İkinci Yasası ve İvme

Newton'un Latince kitabından Motte'nin 1729 yılında yaptığı çeviride ikinci hareket yasası aşağıdaki gibi ifade edilmiştir: “*Hareketin değişimi, uygulanan hareket ettirici kuvvet ile doğru orantılıdır ve kuvvetin uygulandığı düz çizginin doğrultusundadır. Bir kuvvet ister tümüyle bir seferde, isterse de kademeli ve ardarda uygulansın, eğer bir hareket oluşturuyorsa, bu kuvvetin iki katı büyüklüğe sahip başka bir kuvvet hareketi ikiye, üç katı büyüklüğündeki bir kuvvet hareketi üçe katlayacaktır. Ve bu hareket (uygulanan kuvvet ile her zaman aynı doğrultuda), eğer cisim daha önceden hareket halinde ise, önceki hareket ile aynı doğrultuda olması durumunda önceki hareket ile toplanır, önceki hareket ile zıt doğrultuda olması durumunda önceki hareketten çıkartılır. Eğer önceki hareketin doğrultusu ile uygulanan kuvvet etkisi ile oluşturulan yeni hareketin doğrultusu birbirinden farklı ise cismin sonuç olarak hareketi, doğrultuları farklı bu iki hareketin bileşimi şeklinde olacaktır.*”

Denklemini basit ve bilinen bir formda yazacak olursak:

$$a = \frac{F}{m} \quad (1)$$

İlişkinin genel ifade ediliş şekli:

$$F = ma \quad (2)$$

Bu eşitliğe göre ivmenin ifade edilişi:

$$a = \frac{dv}{dt} \quad (3)$$

Roket ateşlemeleri itki oluşturarak kütleyi ters istikamette geriye doğru iter. Denklem, başlangıç konumunda hızı sıfıra eşit bir kütlenin, itkinin sağladığı ivme ile saniyeler içerisinde binlerce metreye yükselen hıza erişebileceğini gösterir. Harici uygulanan kuvvet ile oluşan hız değişikliği nesnenin kütlesine bağlıdır. Elde edilen ivmenin gücü, egzoz gazının kütlesi ile orantılı olup, bu durum Newton'un ikinci yasası ile ifade edilmiştir.

2.2.1.3. Newton 'un Üçüncü Yasası ve Etki/Tepki

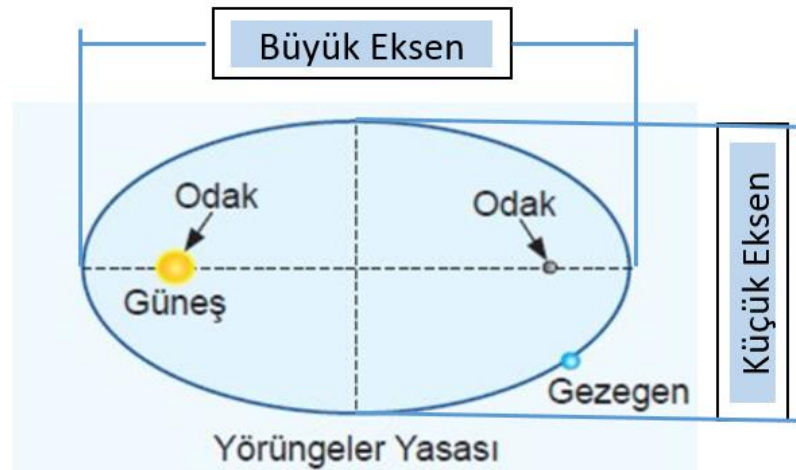
Doğadaki herhangi bir cisme bir kuvvet etkiyorsa; cisimden kuvvete doğru eşit büyüklükte ve zıt yönde bir tepki kuvveti oluşur. Daha basit ifade ile, her etkiye karşılık eşit ve zıt bir tepki vardır. Uydu ve uzay araçlarını harekete geçiren itme kuvveti de bu yasa ile sabittir.

2.2.2. Kepler Yasası

Çağdaş astronominin ve modern gök mekaniğinin kurucusu Johannes Kepler, ilk ikisi 1609'da üçüncüsü ise 1619'da olmak üzere gezegen hareketi yasasını yayınlamıştır. Kepler, Brahe'nin çalışmaları doğrultusunda gezegenlerin konumlarını tutmuş olduğu kayıtlarda üç adet matematiksel ifade ile açıklanabileceğini bulmuştur.

2.2.2.1. Kepler'in Birinci Yasası (Yörüngeler)

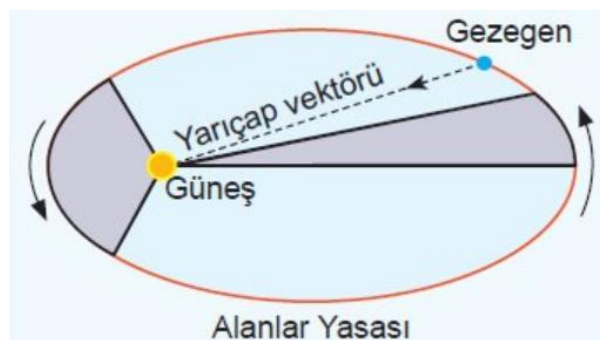
“Her gezegen, odak noktalarının birinde güneşin bulunduğu bir elips yörünge üzerinde hareket eder.” Bir elips, iki odak ile ve bu odak uzaklıkların toplamının aynı olduğu tüm noktalar tarafından tanımlanır.



Şekil 1. Yörüngeler Yasası

2.2.2.2. Kepler'in İkinci Yasası (Eşit Alanlar)

“Bir gezegeni güneşe bağlayan çizgi eşit zaman aralıklarında eşit alanlar tarar.” Bir başka ifadeyle, gezegeni Güneş'e birleştiren doğru parçası (yarıçap vektörü) eşit zaman aralıklarında eşit alanlar tarar. Eliptik yörüngelerde, bir gezegen bazen diğer zamanlara kıyasla güneşe daha yakın olur ve bu en yakın noktaya Günberi (perihelion) denir. Bir gezegenin en uzak noktasına ise Günöte (aphelion) denir. Kepler'in ikinci yasası'na göre temelde gezegenlerin hızının sabit olmayıp, Günöte noktasında yavaş ve Günberi'de ise en hızlı hareket etmektedir. Bu yasa, herhangi bir noktada bir gezegenin yörünge hızını hesaplamasına sağlamaktadır.



Şekil 2. Alanlar Yasası

2.2.2.3. Kepler'in Üçüncü Yasası (Periyodlar)

“Bir gezegenin yörüngesel periyodunun karesi, dolandığı elipsin ana eksen uzunluğunun küpü ile doğru orantılıdır.” Bir başka ifade ile gezegenin Güneş çevresindeki dolanma dönemi (P)'nin karesi, Güneş'e olan ortalama uzaklığı (a)'nın küpü ile orantılıdır.

$$\frac{P^2}{a^3} = \text{sabit} \quad (4)$$

Burada a , elips yörüngesinin yarı-büyük eksen uzunluğudur. Buna bağlamda, iki gezegenin periyodik karelerinin oranı, onların Güneş'e ortalama uzaklıklarının küpleri oranına eşittir.

$$\frac{P_1^2}{P_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3} \quad (5)$$

Öyle ki, bu denklem sadece güneş sistemi için iyi sayılmakla birlikte Newton, Yerçekimi Yasasını kullanarak denklemin daha genel bir formunu elde etmiştir.

3. BÖLÜM

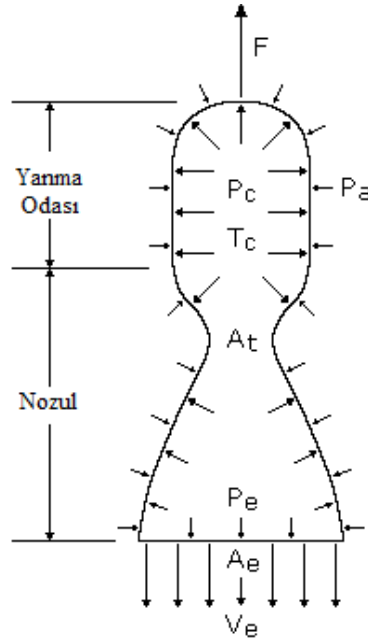
TEMEL İTKİ KAVRAM VE DENKLEMLERİ

3.1. Temel İtme Kavramı

Roketlerin çalışması Newton'un, üçüncü yasasında yer alan, her eylem için eşit ve ters bir tepki vardır prensibine dayanmaktadır. İtici gazların bir yanma odasında birleştirilerek kimyasal reaksiyona girmeleri sağlanır. Hızlandırılmış olan bu gazlar bir nozul vasıtasıyla yüksek hızda atılır ve böylece motora momentum kazandırılır. Roket motorunun itme kuvveti, yapı içerisindeki maddenin yüksek hızla dışarı atılması sonucunda meydana gelen reaksiyondur. Bu durum, ateş edildiğinde bir silahın geri tepmesi senaryosu ile aynıdır.

3.2. İtme

İtme, bir roket veya uzay aracının pound, kilogram veya Newton birimleri ile ölçülen kuvvetidir. Fiziksel manada, yanma odasının duvarına uygulanan basınç olarak tanımlanır.



Şekil 3. İtme Yanma Odası

Şekil 3’de görüldüğü üzere, yanma odası içerisindeki basınç dağılımı asimetriktir. Yani, haznenin içinde basınç çok az değişir, fakat nozul çıkışında ise bir miktar azalır. Odanın alt kısmındaki gaz basıncına bağlı kuvvet, dışardan telafi edilemez. İç ve dış basınç farkından dolayı oluşan itme kuvveti F , gaz püskürtme yönünün tersinedir ve basınçları, çok enerjik bir yakıt kullanarak ve egzoz gazlarının moleküler ağırlığının mümkün olduğunca düşük olmasıyla elde edilir. Kesit veya genişleme oranı, nozul boğazının (A_e), nozul çıkış alanına (A_t) bölünmesi olarak tanımlanır.

Şekil 3’den faydalanarak, momentumun korunumu ilkesi aşağıdaki denklem ile ifade edilmektedir.

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (6)$$

3.3. Momentumun Korunması

Bir parçacığın momentumu (p), kütlesi ve hızının ürünüdür ve aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$p = mv \quad (7)$$

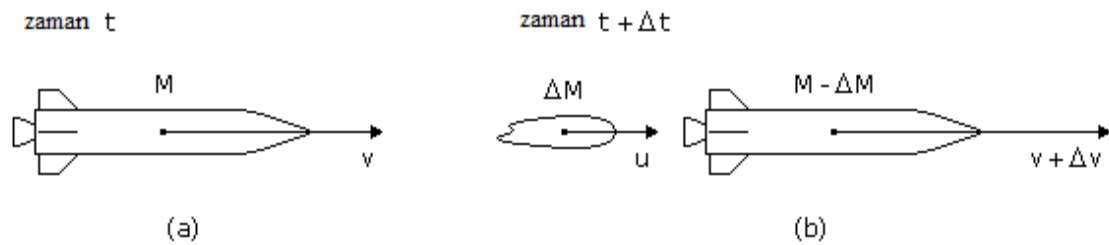
Burada Newton’un ikinci yasası olan hareket kavramı momentum olarak ifade edilmektedir. Bir başka ifade ile bir parçacığa etki eden kuvvetler, parçacıktaki doğrusal momentumun değişim hızına eşittir. Sembolik formda ifade edecek olursak;

$$F = \frac{dp}{dt} \quad (8)$$

Bir başka ifade ile denklem 2’de verilen $F=ma$ dır.

Sistem içerisindeki bir parçacığın toplam momentumu, tüm parçacıkların momentumunun toplamıdır. Bir sistem üzerine etki eden bileşke dış kuvvet sıfır olduğunda, sistemin toplam doğrusal momentumu sabit kalır. Bu durum doğrusal momentumun korunumu ilkesi ile ifade edilmektedir.

Uzay ortamında yani yerçekimi veya hava direnci gibi harici kuvvetlerin olmadığı bir ortamda sürüklenen roketin, (t) zamanında ateşlenmesi ve bu süre zarfında dışarı atılan gaz ve hızı, egzoz hızına bağlı olarak değişkenlik gösterir ve bu durum yukarıdaki ilkenin roket mekaniğine uygulanış şekline örnek teşkil etmektedir.



Şekil 4. Doğrusal Momentumun Korunması İlkesi

Şekil 4a'da roket ve yakıtın toplam kütlesi (M)'dir ve (v) hızı ile hareket etmektedir. Şekil 4b'de roket kütle (M) hız (u) ile hareket etmektedir. Roket kütle ($M - \Delta M$)'ye indirgenerek, roket hızı (v) den ($v + \Delta v$)'ye değişmiştir. Bu durumda herhangi bir dış kuvvet etkisi ($dP/dt = 0$) bulunmamaktadır. Bu durumdaki zaman değişimi (Δt) aşağıdaki formül ile ifade edilmektedir.

$$0 = \frac{\Delta P}{\Delta t} = \frac{P_2 - P_1}{\Delta t} \quad (9)$$

Momentumun zamana bağlı değişim ifadesi;

$$0 = \frac{[(M - \Delta M)(v + \Delta v) + \Delta M u] - Mv}{\Delta t} \quad (10)$$

(Δt) 'nin sifira yaklaşması, kütle gövdesi $(\Delta v)/(\Delta t)$ 'yi $(dv)/(dt)$ 'ye yaklaştıracaktır. Bu bağlamda, (Δt) 'ye bağlı kütle değişimini (ΔM) , orijinal kütle (M) 'in azalmasına sebep olacaktır.

Kütlenin zamana göre değişimi olan dM/dt , bu durumda negatiftir ve $(\Delta M)/(\Delta t)$ oranını $-(dM/dt)$ şeklinde değiştirecektir. $u - (v + \Delta v)$ miktarı ise atılan kütlenin roketi göre göreceli hızı olan (V_{rel}) olarak ifade edilmektedir. Tüm bu değişiklikler, denklemin aşağıdaki ifadesini ortaya koymaktadır.

$$M \left(\frac{dv}{dt} \right) = (u - (v + \Delta v)) \left(\frac{dM}{dt} \right), \quad \text{ya da} \quad M \left(\frac{dv}{dt} \right) = V_{rel} \left(\frac{dM}{dt} \right) \quad (11)$$

Denkleminde eşitliğin sağ tarafı roketin özelliklerine bağlı olmakla birlikte, sol tarafı ise kuvvet boyutlarına bağlıdır. Bu kuvvet, temel roket denkleminde "itme" kavramını ifade eder ve roket üzerinde reaksiyon kuvveti oluşturur. Bu sebeple, roket tasarımcıları itme kuvvetini mümkün olduğunca büyük (dM/dt büyük) ve mümkün olan en yüksek relatif hızla (V_{rel} büyük) fırlatacak şekilde tutmaya çalışırlar.

Daha da sadeleştirilmiş şekilde temel itki denklemini aşağıdaki gibi yazılabilmektedir;

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (12)$$

Yukarıda $(V_{rel} \times dM/dt)$ denkleminde türetilen $(\dot{m}V_e)$, momentum veya hız itişisi olarak adlandırılır. Baskı kuvveti olarak adlandırılan $(P_e - P_a)A_e$, nozul çıkışında oluşan dengesiz basınç kuvveti sebebiyle meydana gelmektedir. $P_e = P_a$ durumunda ise maksimum itme meydana gelmektedir.

Denklemin 12'de efektif egzoz gaz çıkış hızı (C) tanımı ile basitleştirilmiş hali;

$$C = V_e = \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m}} \quad (13)$$

Eşitlik daha sonra aşağıdaki şekli alır.

$$F = \dot{m}C \quad (14)$$

3.4. İtki ve Momentum

Daha önce Newton'un ikinci yasası olan hareket kavramının momentum olarak ifade edilmesi denklem 8'de gösterilmişti. Her iki taraf (dt) ile çarpılıp, başlangıç zamanı (t_1) ile bitiş zamanı (t_2) 'ye kadar integral alınarak aşağıdaki denklemi elde ederiz.

$$F dt = dp, \rightarrow \int f dt = p_2 - p_1, \rightarrow p_1 + \int F dt = p_2 \quad (15)$$

İntegral, dikkate alınan zaman aralığı boyunca kuvvet F 'nin doğrusal dürtü veya vektörü olarak tanımlanır.

Bir parçacık üzerine birden çok kuvvetin etki etmesi durumunda, itici güce etki eden her bir kuvvet ayrı ayrı ele alınmalıdır. Böyle bir durumda toplam itki denklemini aşağıdaki gibi yazabiliriz;

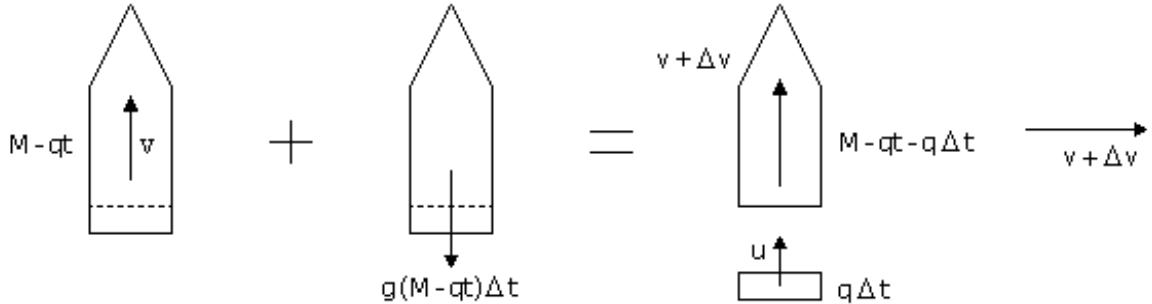
$$P_1 + \Sigma \int F dt = P_2 \quad (16)$$

(Δt) zaman aralığı için, formüldeki denklem;

$$P_1 + \Sigma(F \Delta t) = P_2 \quad (17)$$

İtki ve momentum ilkesini roket mekaniğine uyarladığımızda, $(T = 0)$ zamanında dikey olarak fırlatılan bir roketin ilk kütlesi (M) 'dir. Rokete bağlı olarak, yakıt sabit bir oran (\dot{m}) ile tüketilirken (V_e) hızla da sabit kalabilmektedir. Başlangıç zamanı (t_1) 'de, roket kütlesi ve mevcut yakıt $(M - \dot{m}t)$ ve hız (v) 'dir. (Δt) zaman aralığında, yakıt (Δt) oranında dışarı atılmaktadır. Tahliye edilen yakıtın mutlak hızı

belirlemek için zaman (t) ve ($t + (\Delta t)$) zamanı arasında itki ve momentum prensibi uygulanır. Bu türevde hava direncinin etkisi göz önünde bulundurulmamıştır.



Şekil 5. İtki ve Momentum İlkelerinin Roket Mekaniği İlişkisi

Şekil 5 uyarınca denklem aşağıdaki şeklini almaktadır;

$$(M - \dot{m}t)v - g(m - \dot{m}t)\Delta t = (M - \dot{m}t - \dot{m}\Delta t)(v + \Delta v) + \dot{m}\Delta tu \quad (18)$$

Denklemini (Δt) ile bölerek ve ($u - (v + (\Delta v))$) ifadesini rokete bağlı atılan kütleinin hızı olan (V_e) ile değiştirerek ($(\Delta t$ 'nin sıfıra yaklaşması durumunda) aşağıdaki denklem ifadesi yazılabilmektedir;

$$-g(M - \dot{m}t) = (M - \dot{m}t) \left(\frac{dv}{dt} \right) - \dot{m}V_e \quad (19)$$

Değişkenleri ayırılır ve ($t=0$), ($v=0$)'dan ($t = t$), ($v = v$)'ye integral alınır ise, denklemin yeni hali aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$\int dv = \int \left(\frac{\dot{m}V_e}{M - \dot{m}t} - g \right) dt \Rightarrow v = V_e \ln \left(\frac{M}{M - \dot{m}t} \right) - gt \quad (20)$$

Denkleminde ($-gt$) ifadesi, yerçekiminin roketi çekmesinin sonucudur. Uzaya sürüklenen bir roket için ($-gt$) uygulanamaz. Ayrıca, elde edilen hızın hız değişimini de (Δv) terimi cinsinden tekrar yazılırsa, denklem aşağıdaki şekillenmiş olur;

$$\Delta V = V_e LN\left(\frac{M}{M-mt}\right) \quad (21)$$

Denklemden (M) roketin başlangıçtaki kütle ve ($M-mt$) ise son kütle temsil etmektedir. Denklem yeniden yazılacak olursa;

$$\Delta V = V_e LN\left(\frac{m_o}{m_f}\right) \quad (22)$$

Denklemden (m_o/m_f)'ye kütle oranı olarak bilinmektedir. Bu denklem Tsiolkovsky'nin roket denklemi olarak da bilinmektedir.

Uygulamada, değişken (V_e) egzoz gazı hızı (C) ile gösterilebilmektedir. Bu durumda denklemin alternatif yazılış şekilleri aşağıda sunulmuştur:

$$\Delta V = CLN\left(\frac{m_o}{m_f}\right), \text{ veya } \Rightarrow m_f = m_o e^{-\left(\frac{\Delta V}{C}\right)}, \text{ ya da } \Rightarrow m_o = m_f e^{\left(\frac{\Delta V}{C}\right)} \quad (23)$$

Özellikle uydu operasyonları ve uydu yakıt hesaplamalarında hız değişimini elde etmek için gerekli olan bir motor ateşleme süresini hesaplamak gerekir. Bu bağlamda denklem yeniden yazılırsa;

$$t = \frac{m_o}{q} \left[1 - \frac{1}{e^{\left(\frac{\Delta V}{C}\right)}} \right] \quad (24)$$

3.5. Yanma ve Egzoz Hızı

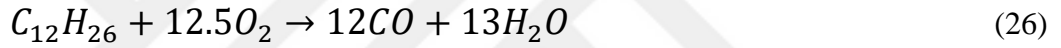
Yakma işlemi, yakıtta oksitlenebilen bileşenlerin oksidasyonunu içermektedir ve yanma işlemi sırasında her elementin kütlesi aynı kalır. Örneğin; aşağıda metanın oksijenle reaksiyonunu aşağıdaki denklem ile ifade edilir.



Bu denklemde bir mol metanın, iki mol oksijen ile reaksiyona girerek bir mol karbon dioksit ve iki mol su oluşturduğu gözlenmektedir. Bu aynı zamanda 16 g metanın 64 g oksijen ile reaksiyona girerek 44 g karbon dioksit ve 36 g su ürettiği anlamına gelmektedir. Yanma işlemine tabi tutulan ilk maddelere reaktif ve yanmadan meydana gelen maddelere de ürün adı verilmektedir.

Yukarıdaki yanma reaksiyonu stoikiyometrik karışımın bir örneğidir ve yakıtla kimyasal reaksiyona girmek için yeterli oksijen mevcuttur. Bu koşullar altında en yüksek yanma sıcaklığı elde edilir. Ancak bir roket motorunun "yakıt bakımından zengin" bir karışım oranında çalıştırılmasının ideal olduğu önerilmektedir. Karışım oranı, oksitleyici akış debisinin yakıtın akış debisine bölümü olarak tanımlanmaktadır.

Aşağıda gazyağı ile oksijenin reaksiyon durumunu ele alacak olursak;



$C_{12}H_{26}$ 'nin moleküler ağırlığı 170, O_2 'nin moleküler ağırlığı 32 olduğu için, karışım oranı;

$$\frac{O}{F} = \frac{12.5 \times 32}{170} = 2.35$$

Birçok roket motorunda gazyağı veya RP-1 yakıtı kullanıldığı bilinmektedir.

Optimum karışım oranı, en yüksek motor performansı sağlama kapasitesine sahip (*özgül itki ile ölçülen*) karışım oranıdır. Fakat bazı durumlarda farklı karışım oranı (O/F) sistem genelinde daha iyi sonuçlar verebilmektedir.

Özgül itki (Birim kütle başına itki), itici kütle debisi ile egzoz gaz atılma hızının çarpımına eşittir. İdeal egzoz hızı;

$$V_e = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1}\right)\left(\frac{R^*T_c}{M}\right)\left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)} \quad (27)$$

Özgül ısı oranı egzoz gazlarının bileşimine ve sıcaklığına bağlı olarak değişkenlik göstermekle birlikte genellikle 1.2 civarındadır. Yanma sıcaklıklarının hesaplanmasında kullanılan termodinamik hesaplama karmaşık gözükmeyle birlikte, yanma sıcaklıkları genellikle 2.500 ila 3600 °C arasındadır. Yanma odası basınçları ise yaklaşık 7 ila 250 atmosfer arasında değişebilmektedir. (P_e) değeri ise en az motorun çalışacağı ortam basıncına eşit olmalıdır.

Yanma işleminde, bileşeler arasında molekül ayrışması gözlenebilmektedir. Ani ve yüksek yanma ısı, moleküllerin daha sonra yeniden birleşebilen daha basit bileşenlere ayrılmasına neden olabilmektedir. Kerosenin oksijenle olan reaksiyonu buna örnek olarak verilebilir. Yanmanın gerçek bileşenleri, atomların ve C , CO , CO_2 , H , H_2 , H_2O , HO , O ve O_2 'den oluşan moleküllerin denge karışımları sayılmaktadır. Ayrışma, yanma sıcaklığı üzerinde önemli bir etki gösterebilmektedir.

3.6. İtici Performans Faktörü ve Özgül İtici

Özgül itki (*specific impulse* - I_{sp}), itici yakıtları için birim kütle başına momentumun değişmesi ya da iticinin egzoz gaz kütlesi ve debi oranı ile olan oran olarak tanımlanmaktadır.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \quad (28)$$

İtme ve debi hızı, yakıtın yakılması boyunca sabit kaldığında, özgül itki, itici motorunun itici gücü ile tüketilen yakıt kütlesinin oransal eşitliği sayılmaktadır.

Özgül itki (Birim kütle başına itki) kütlesinin yerçekimi ortamı ile uzay ortamındaki ağırlığı farklıdır. Bu nedenle, özgül itkinin deniz seviyesi veya vakum ortamındaki kütle değerinin belirlenmesi önemli bir husustur.

Özellikle uydu fırlatmalarda, roket motorundan kaynaklı birtakım kayıplar yaşanabilmektedir. Bunlardan başlıcaları, kimyasal reaksiyon (*yanma*) sürecinin verimsizliği, nozuldan kaynaklanan kayıplar ve pompalar nedeniyle oluşan kayıplar olarak sıralanabilir. Genel olarak, kayıplar özgül itki verimliliğini etkilemektedir. Buradaki verimlilikten kasıt, gerçek özgül itkinin (*deniz seviyesinde veya vakum ortamında*) ve bütünüyle bir kimyasal tepkimeden oluşan gazların ideal bir nozul vasıtası ile oluşturduğu teorik özgül itkiye oranı olarak tanımlanmaktadır. Bu bağlamda, itme kuvvetinin hesaplanan değerleri, pratikte elde edilenlerden yüzde birkaç değer daha yüksek olabilmektedir.

Denklem 14'de (F) için verilen ($\dot{m}C$) aşağıda yeniden düzenlenmiştir:

$$I_{sp} = \frac{C}{g_o} \quad \text{veya} \quad C = I_{sp} g_o \quad (29)$$

Denklem 29'da doğrudan (C) değerinin denklemler 23 ila 24'e uygulanması kolay hesaplamaya yardımcı olmaktadır.

İtici performansı değerlendirilmesinde bir diğer önemli metot ise yanma işleminden elde edilebilen enerjinin ölçüsü olan *karakteristik egzoz hızı* (C^*) dir ve aşağıdaki gibi formalize edilmiştir:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (30)$$

(C^*) değerlerinin, monopropellant hydrazine (N_2H_4) için yaklaşık 1.333 m/s, cryogenic oxygen/hydrogen için yaklaşık 2.360 m/s aralığında olduğu bilinmektedir.

3.7. Nozul

Nozulun işlevi, yanma odasında meydana gelen kimyasal-termal enerjiyi kinetik enerjiye dönüştürmektir. Nozul, yanma odasında hareket eden, yüksek basınçlı ve yüksek sıcaklıklı gazı, yüksek hızlı gaza çevirir. İtme, kütle ve hızın ürünü olarak

$$P_t = P_c \left(1 + \frac{k-1}{2}\right)^{\frac{-k}{k-1}} \quad (32)$$

$$T_t = \frac{T_c}{\left(1 + \frac{k-1}{2}\right)} \quad (33)$$

Maksimum itme elde etmek için sıcak gazların nozul gaz çıkışı bölümünde genişletilmeleri sağlanmalıdır. Böyle bir durumda, gazın hızlandırılması için kullanılan enerji, bu gazların basıncını azaltacaktır. Gaz basıncının dış atmosferik basınca eşit olduğu nozul alanı, nozul çıkış alanı olarak adlandırılır.

Mach numarası (Nm), gaz hızının lokal ses hızına oranıdır. Nozul çıkışındaki Mach sayısı ideal gaz genişleme ifadesi ile verilir:

$$Nm^2 = \left(\frac{2}{k-1}\right) \left[\left(\frac{P_c}{P_a}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right] \quad (34)$$

Yukarıdaki denklemi, nozul gaz çıkış alanı Mach numarası ilişkisi ile ifade edecek olursak;

$$A_e = \left(\frac{A_t}{Nm}\right) \left[\frac{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right)Nm^2}{\frac{k+1}{2}}\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (35)$$

Roketlerin atmosferik ortamda ateşlemeleri süresince (*uzay ortamına ulaşmadan*) ortam basıncının değişkenliği sebebi ile uygun egzoz gaz basıncını belirlemek için yörünge hesaplamaları yapılmaktadır. Uzay araçlarının yolculuğunda, ortam basıncının sıfıra ulaştığı durumlarda, nozul genişleme oranı arttıkça itme gücünde artış gözlemlenmektedir.

3.8. Yanma Odası

İtici motorunun yanma odası, itici bileşenlerin tam karışımını ve yanmalarını sağlamak için yeterli sürede barındıran odacıktır. Bileşenlerin barındırılma süresi veya yanmaya kadarki süre birçok parametreye bağlıdır. Teorik olarak gerekli yanma odası hacmi; iticilerin debi hızının, yanma bileşenlerinin ortalama yoğunluğunun ve etkili yanma için gereken sürenin birer fonksiyonudur. Bu ilişki aşağıdaki denklemlerle ifade edilebilir:

$$V_c = \dot{m} V t_s \quad (36)$$

Yanma odası hacmine ve yakıtın bu odada barınma süresine bağlı *karakteristik uzunluk*, (L^*) parametresi, oda hacmi ile nozul sonik boğaz alanına bölümü ile ifade edilmektedir:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (37)$$

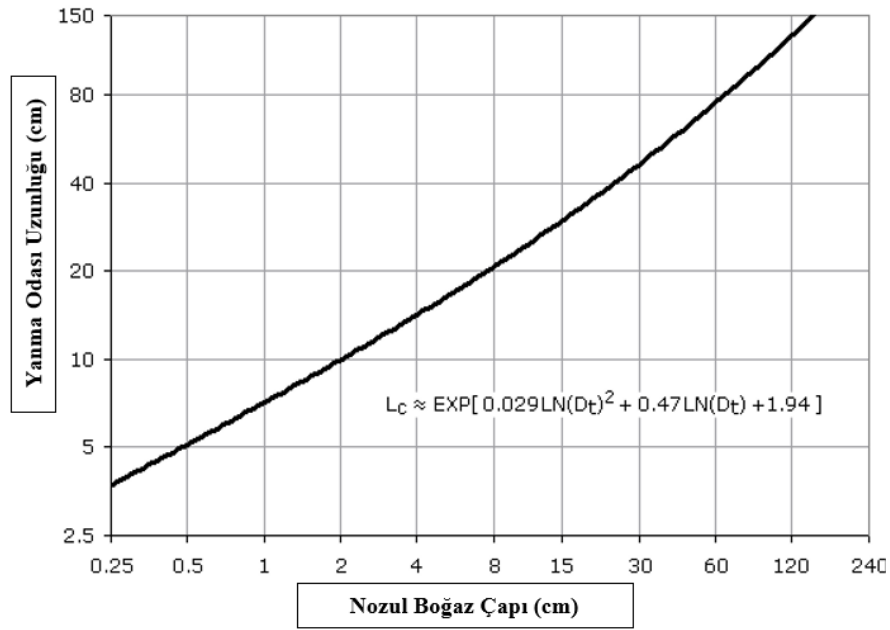
Belirli çalışma koşulları altında, itici türü, karışım oranı, oda basıncı, enjektör tasarımı, oda geometrisi ve gerekli minimum (L^*) değeri ancak itme odalarının deneysel olarak gerçek ateşleriyle değerlendirilebilmektedir. Çeşitli iticiler için tipik (L^*) değerleri aşağıdaki tabloda gösterilmektedir.

Tablo 1. Karakteristik uzunluk, (L^*)

Propellant Combination	L^* , cm
Nitrik asit / hidrazin bazlı yakıt	76-89
Azot tetroksit / hidrazin bazlı yakıt	76-89
Hidrojen peroksit / RP-1 (katalizör yatağı dahil)	152-178
Sıvı oksijen / RP-1	102-127
Sıvı oksijen / amonyak	76-102
Sıvı oksijen / sıvı hidrojen (GH2 enjeksiyonu)	56-71
Sıvı oksijen / sıvı hidrojen (LH2 enjeksiyonu)	76-102
Sıvı florür / sıvı hidrojen (GH2 enjeksiyonu)	56-66
Sıvı florür / sıvı hidrojen (LH2 enjeksiyonu)	64-76
Sıvı florin / hidrazin	61-71
Klor trifluorür / hidrazin bazlı yakıt	51-89

İtici sistemler üreten ABD menşeli firmaların, yanma odası tasarımı konusunda küresel, küresele yakın ve silindirik geometrik şekiller kullandığı görülmektedir. Aynı hacimdeki silindirik bir hazneye kıyasla, küresel veya küresele yakın hazneli yanma odaların daha az soğutma yüzeyi ve ağırlığı avantaj sağlayan özellik olarak sunulmaktadır. Bununla birlikte, küre hazneleri imalatlarının daha zor ve birçok açıdan da daha kötü performans sağladığı bildirilmektedir.

Tepkimeye giren yakıt bileşenleri enjeksiyonundan kimyasal reaksiyonların tamamlanmasına ve bileşenlerin sıcak gazlara dönüştürülmesine kadar olan toplam yanma sürecinin karakteristik uzunluk (L^*)'de ifade edildiği gibi belirgin zaman ve hacim miktarlarına bağlı olduğu tespit edilmiştir. Bu faktör değerinin, enjektör yüzü ve boğaz düzlemi arasındaki doğrusal uzunluğundan önemli derecede fazla olduğu bilinmektedir. Daralma oranı ise yakıcı ana kesit alanının boğaz alanına bölünmesi olarak tanımlanmaktadır. Tasarımlarda, boğaz çapı ve oda uzunluğu ilişkisi hususunda aşağıdaki grafikten de faydalanılmaktadır.



Şekil 7. Boğaz Çapı ve Yanma Odası Uzunluğu İlişki Grafiği

Şekil 6'da gösterilen silindirik itici yanma odası mimari tasarım şemasında yanma odasının yaklaşık hacmi aşağıdaki denklem ile ifade edilmektedir:

$$V_c = \frac{\pi}{24} \left[6L_c D_c^2 + \frac{D_c^3 - D_t^3}{\tan\theta} \right] \quad (38)$$

Denklemin yeniden düzenlenmesi, oda çapının iterasyon ile elde edilebileceğini vermektedir:

$$D_c = \sqrt{\frac{D_t^3 + \frac{24}{\pi} \tan\theta V_c}{D_c + 6 \tan\theta L_c}} \quad (39)$$

4. BÖLÜM

UYDU YÖRÜNGELERİ VE KONTROLÜ

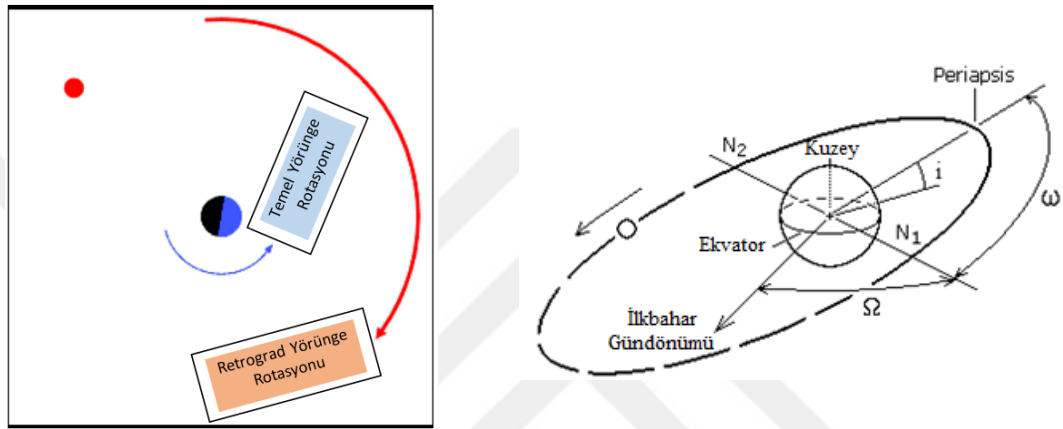
4.1. Yörünge Elemanları

Yörünge parametreleri analitik yöntem ve sayısal entegrasyon yöntem olarak iki farklı şekilde hesaplanabilmektedir. Analitik yöntem kullanılarak uydu koordinatlarını hesaplamak daha kolaydır. Bir yörüngeyi matematiksel olarak tanımlamak için, yörünge elemanları olarak adlandırılan altı adet nicelik tanımlanmalıdır. Bunlar;

- Büyük-yarı Eksen, a
- Dışmerkezlik, e
- Eğilim, i
- Periapsis Tezi, ω
- Periapsis Geçiş Süresi, T
- Artan Boylam Nodu, Ω

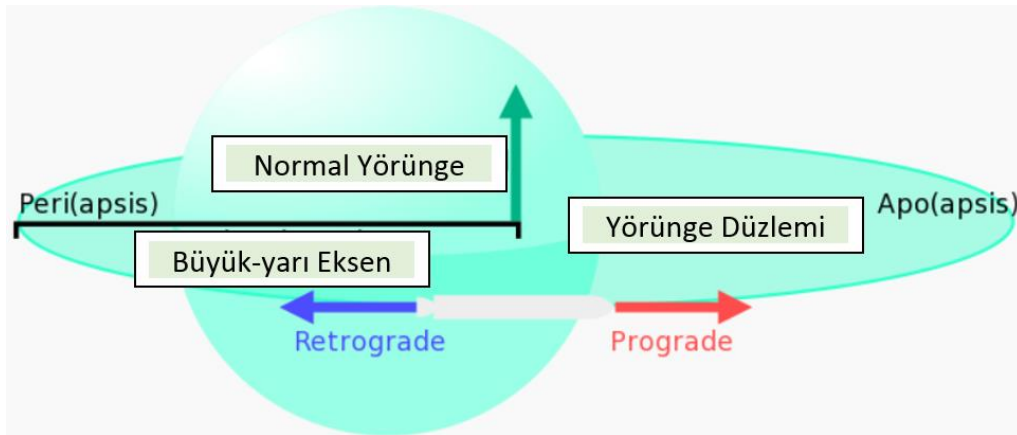
Uzayda yön bulunmadığı için yörüngedeki bir uydu, elips olarak bilinen oval biçimli bir yol takip eder. Bir elips üzerindeki her nokta için, odak olarak adlandırılan iki sabit noktadan olan mesafeleri toplamı sabittir (*bkz. Şekil 1*). Bir elipsin merkezi boyunca çizilebilecek en uzun ve en kısa çizgilere, sırasıyla, büyük eksen ve küçük eksen adı verilir. Büyük-yarı eksen, büyük eksenin yarısıdır ve bir uydudan birincil alana olan ortalama mesafeyi temsil eder. Dış merkezlik, odaklar arasındaki mesafenin büyük eksenin uzunluğuna bölünmesiyle elde edilen uzaklık olup, sıfır ile bir arasındaki sayıdır. Sıfırın dışmerkezliği bir daireyi belirtir.

Eğim, bir uydunun yörünge düzlemi ile temel ekvatoru (veya güneş merkezli veya güneş merkezli yörüngelerdeki eliptik düzlem) arasındaki açısal mesafedir. 0° 'lik bir eğim, yörüngedeki bir cismin, gezegenin ekvatorial düzleminde yörünge ile aynı yönde yani “*prograde*” ilerlediği anlamına gelir. 90° 'lik eğim, kutup yörüngesini gösterir. 180° 'lik eğim ise retrograde bir ekvatorial yörüngeyi gösterir. Bazı uydular retrograde yörüngede, yani temel yörünge rotasyonunun (*mavi/siyah*) tersine yönde (*kırmızı*) hareket etmektedir.



Şekil 8. Temel Yörünge ve Retrograd Yörünge Rotasyonu

Periapsis, uydunun yörünge üzerinde dünya merkezine en yakın bulunduğu noktadır. Bir yörüngedeki en uzak nokta olan periapsisin tersi, apoapsis olarak adlandırılır. Periapsis geçiş zamanı, bir uydunun periapsis noktasından geçtiği zamandır.



Şekil 9. En Yaygın Yörünge Parametrelerinin Temsili

Nodlar, yörünge'nin bir düzlemi geçtiği noktalar olarak adlandırılır ve Dünya'nın ekvatorial düzlemini geçen bir uydu en iyi örnek olarak gösterilebilir. Uydunun güneyden kuzeye giden düzlemi geçtiği durumdaki nod'a artan nod adı verilmektedir. Kuzeyden güneye doğru hareket ediyorsa, tam tersi azalan nod denilmektedir.

Genel olarak, altı yörünge elemanını hesaplamak için yörüngedeki bir cismin üç gözlemi gereklidir. Yörüngeleri tanımlamak için sıklıkla kullanılan diğer iki değer ise periyot ve gerçek anomali (*aykırılık*) dir. Periyot, bir uydunun bir yörüngeyi tamamlaması için gereken süreyi belirtir. Gerçek anomali, bir yörüngedeki bir noktanın, periapsis noktasını aşarak derece olarak ölçülen açısal mesafesidir.

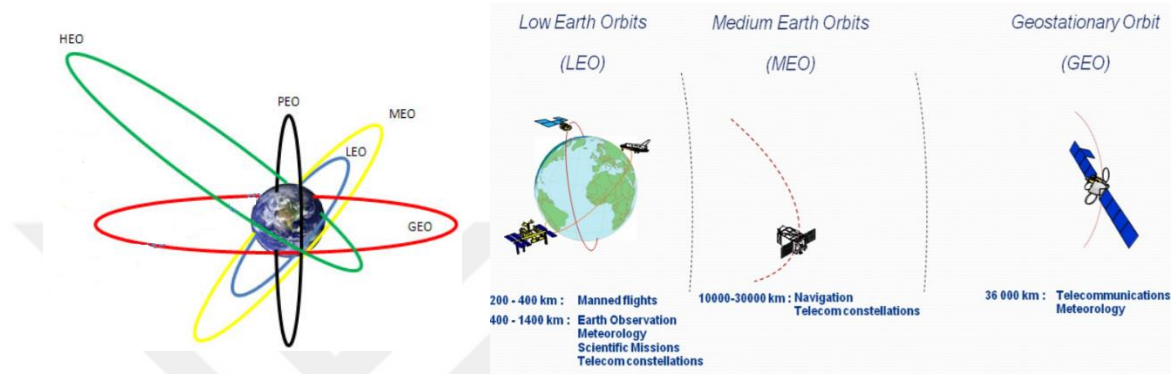
4.2. Yörünge Türleri

Bir uydu veya uzay aracının Dünya yörüngesine erişebilmesi için, Dünya atmosferinin üstünde bir yüksekliğe çıkması ve yörünge hızının hızlandırılması gerekmektedir. En az yakıt tüketilen yörünge, düşük eğimli yörüngesidir. Özellikle roketler böyle bir yörüngeye ulaşabilmek için, Dünya ekvatoruna yakın bir yerden doğu yönünde fırlatılmaktadır. Avantajı ise, dünyanın dönüş hızının uzay aracının son yörüngesel hızına katkı sağlamasıdır. Aşağıda yörünge türleri ve bunların her birinin avantajları açıklanmıştır:

- Jeosenkron Yörüngeler (*GEO - Geostationary Earth Orbit*) – Sıfır derecelik eğime sahip, Yer ile eşzamanlı uydu yörüngesi olarak bilinmektedir. Ekvator düzlemi üzerinde dairesel ve dünyanın kendi eksenini etrafındaki açısal hızına eşit olduğu özel bir yörüngedir. Bir tam yörünge 23.94 saatte gerçekleşmektedir. Genel olarak iletişim ve meteorolojik uydular bu yörüngede konuşlandırılırlar. Dünya merkezinden yaklaşık 35.786 km uzaklıktadır.
- MEO (*Medium Earth Orbit*) – Orta uydu yörüngesi: 10.000 – 15.000 km mesafededir. Dairesel yörünge düzlemidir. Bir tam yörüngeyi 6 saatte tamamlar. Küresel haberleşme 2 veya 3 yörünge düzlemi kullanarak sağlanır.

- Alçak uydu yörüngesi (*LEO - Low Earth Orbit*) 600 – 1400 km mesafededir. Çoğu uydular, Uluslararası Uzay İstasyonu (*ISS*), Uzay Mekiği ve Hubble Uzay Teleskobu ‘nun bu yörüngede konuşlandırılmışlardır. Özellikle astronomlarca bu yörüngede *ISS* için yeni enstrümanlar takmak, zarar görmüş parçaları değiştirmek ve hasarı kontrol etmek mümkündür. Ayrıca, uzay yolculukları denemeleri veya uzaya giderek nispeten kısa sürede geri dönebilmemizin şimdilik tek yolunun bu yörüngede mümkün olabileceği bilinmektedir. Bununla birlikte hala atmosferik bir sürtünme olması ve atmosfer miktarının nefes alabilmek için çok az olması gibi bazı dezavantajları vardır. Bu sürtünme, uydu veya uzay araçlarının yavaşlamasına ve yörünge konumlarının bozulmasına sebep olabilmektedir. Bir diğer dezavantajı, *LEO*'daki bir uydu Dünya etrafında saatte 28.968 km gibi bir hızla hareket etmektedir ve Dünyanın her yerini taraması 3 gün sürebilmektedir.
- Yüksel Eliptik Yörünge (*HEO - High Elliptic Orbit*) ya da Molniya yörüngeleri geometrik şeklinden dolayı Dünya'ya en yakın noktası 500 km ve Dünya'ya en uzak noktası 50,000 km civarındadır. Yörünge eğimi perigi değişim oranı sıfır olacak şekilde seçilmektedir. Böylece hem apogi hem de perigi sabit enlemlerde muhafaza edilebilir. Bu durum, 63,4 derece ve 116,6 derece eğimlerde görülür. Bu yörüngeler için perigi tartışması genellikle güney yarımkürede yer alır, bu nedenle uydu, yörünge başına yaklaşık 11 saat boyunca apoginin yakınında kuzey yarımkürede kalır. Bu yönlendirme, kuzey enlemlerinde yüksek kaplama alanı sağlama olanağı sağlamaktadır. Küresel Konumlandırma Sistemi (*GPS*) gibi Dünyayı devamlı olarak kapsamak için konum ve zamandan farklı yörüngeleri bulunan bir takım uydu filosuna sahip olmak gerekmektedir.
- Kutup yörüngeleri (*PEO - Polar Earth Orbit*) ekvator yörünge düzleminden 90 derece eğimlendirilmiş yörünge düzlemine sahiptir. Kutuptan kutba tam bir tur 100 dk, tüm kutupları görme 3 gün sürebilmektedir. Polar yörüngeler haritalama veya gözetim operasyonları yürüten uydular için çok kullanışlıdır.
- Güneş ile Senkron Yörünge (*SSO - Sun Synchronous Orbit*) yörünge düzlemi ile güneş arasındaki açı sürekli sabittir. Şayet uydu, gezegenin yüzeyi üzerinde belli

bir güneş aydınlatma açısına bağlı aletleri taşıyorsa bu yörünge daha da anlamlı hale gelir. Böyle bir yörüngede, bir uydu, her yörüngede yaklaşık aynı yerel saatte periapsis'i geçmektedir. Senkron zamanlaması ve yörünge ayarını muhafaza etmek için ara sıra itici manevralar yapmak gerekebilmektedir.



Şekil 10. Uydu Yörüngeleri

4.3. Yörünge Kontrolü

4.3.1. Yörünge Hız Hesabı

Newton'un "her etkiye eşit ve zıt bir tepki vardır" şeklinde ifade edilebilecek Üçüncü Yasası ve denklem 2'ye dayanılarak (m_1) ve (m_2) kütlelerine sahip (r) mesafeli iki nesne birbirlerini eşit ve zıt kuvvetler ile çekmektedir. Bu iki kuvvetin ortak büyüklüğü ve yerçekimi etkisi aşağıda ifade edilmiştir:

$$F = G \left(\frac{m_1 m_2}{r^2} \right) \quad (40)$$

$$g = \frac{GM}{r^2} \quad (41)$$

GM'nin oluşturduğu bileşenin sayısal değeri $3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ kabul edilmektedir.

4.3.2. Dairesel Yörünge Hareketleri

Fizik kuralları gereği, herhangi bir nesne, doğrusal serbest düşme durumunda Dünyanın merkezine doğru hızlanır ve bu hız değişimi nesne büyüklüğüne bağlı olarak değişkenlik göstermekle birlikte yön değiştirmez. Diğer taraftan, düzgün dairesel hareket eden bir nesne sabit bir hızda dairesel hareketine devam eder. Newton yasaları gereğince hızı değişen nesne aynı yönde ivme kazanmaktadır. Merkezil ivme olarak adlandırılan bu ivme, dairenin merkezine doğru yönlendirilir. Benzer şekilde kuvvet de radyanal yönde merkeze doğru yönlendirilir. Bu bağlamda, ivme ve kuvvetin ifade edilişi aşağıda sunulmuştur:

$$a = \frac{v^2}{r} \quad (42)$$

$$F = \frac{mv^2}{r} \quad (43)$$

Bu bağlamda; yörüngedeki bir uydunun yerçekimi kuvveti tarafından etkilendiği bilinmektedir. Merkeze doğru ivmelenme uydunun yörüngesi çevresinde dairesel hareket etmesini sağlamaktadır. Dolayısıyla, uydunun merkezil ivmesi (g) ile Newton'un evrensel çekim yasası (g) denklemleri birbirine eşitleyerek dairesel bir yörünge denklemi yazabiliriz:

$$\frac{v^2}{r} = \frac{GM}{r^2} \quad ya \ da \quad v = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (44)$$

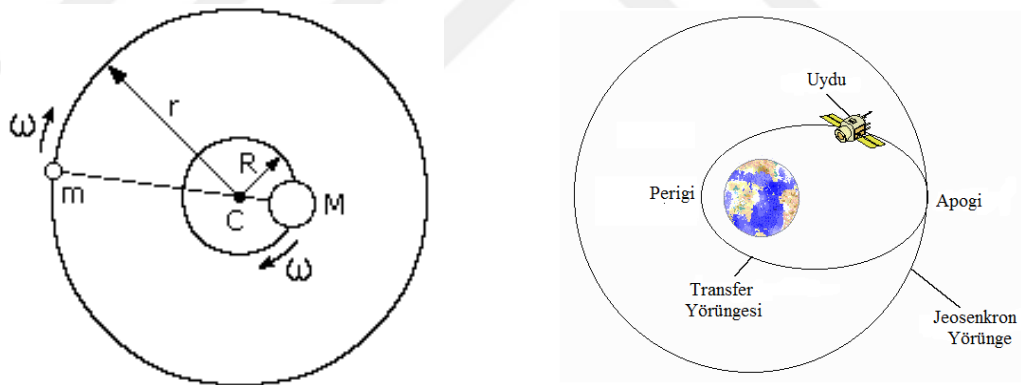
4.3.3. Uzay Ortamında Uyduların Hareketi

Kepler'in yasalarında belirtildiği üzere, tüm gezegenler eliptik yörüngede hareket ederler. Fakat dairesel yörünge yöntemi kullanılarak, gezegenlerin hareketi hakkında birçok bilgiye sahip olmak mümkündür. Böyle bir durumda, gezegenler arasındaki

kuvvet etkileşimleri dikkate alınmayarak ve sadece güneşle etkileşimleri kapsamında, uyduların uzay ortamında hareketleri daha sade bir şekilde hesaplanabilecektir.

Dünya kütlesi (M) ile uydu kütlesi(m)'nin birbirinin çekim gücü etkisi altında dairesel yörüngede hareket ettiğini varsayacak olursak, sistemin kütle merkezi C noktasında birleşerek $mr = MR$ olacak şekilde bir doğru üzerinde uzanmaktadır. Her iki kütle de kendi yörünge yarıçapları doğrultusunda ve eşit açısal hız ile hareket etmektedir. Bunu her bir kütleye etki eden yerçekimi kuvvetinin gerekli merkezci ivmeyi sağlaması ile gerçekleştirir. Yerçekimi kuvveti basit bir etki-tepki oluşturduğu için, merkezci kuvvetler eşit fakat yönleri terstir. Bu bağlamda, her iki gövdeye de etki eden çekim kuvvetinin, kütleleri dairesel yörüngede tutmak için gereken merkezci kuvvete eşit olması gerekmektedir.

$$\frac{GMm}{(R+r)^2} = m\omega^2 r \quad (45)$$



Şekil 11. Dünya ve Uydu Hareket İlişkisi

Merkezci kuvvetin eşit olması durumunda, uydunun Dünya kütlesine oranı ve merkezden Dünyaya uzaklığı ile merkezden uyduya olan uzaklık oranı önemsiz değerlendirilebilmektedir ve denklem aşağıdaki gibi tekrar düzenlenebilir:

$$GM = \omega^2 r^2 \quad (46)$$

Açısal hızın, periyod cinsinden $\omega=2\pi/P$ şeklinde ifade edilmesi ile denklem aşağıdaki gibi yeniden yazılabilir:

$$GM = \frac{4\pi^2 r^2}{p^2} \quad ya \ da \quad p^2 = \frac{4\pi^2 r^3}{GM} \quad (47)$$

Şekil 12'de yörünge üzerinde (C) merkezli serbest hareket eden bir nesnenin (r) vektörlü yarıçapın oluşturduğu hareket alanı gösterilmektedir. Taranan alanın zamana bağlı anlık taranma oranı aşağıdaki ifade ile gösterilmektedir:

$$\lim_{t \rightarrow 0} \left[\frac{r(r\omega\Delta t)}{2} \right] = \frac{\omega r^2}{2} \quad (48)$$

Merkezi bir gücün etkisi altında hareket eden herhangi bir gövde için ωr^2 değeri sabittir. Yarıçapı (r^1 ve r^2) ve hızları (v^1 ve v^2) olan bir yörüngede (P^1 ve P^2) iki noktada hız her zaman yola teğet olacağından, şayet (r) ve (v) arasındaki açı varsa, o zaman $v \sin \gamma = \omega r$ olur. Burada $v \sin \gamma$, (v)'nin enine bileşendir ve (r) ile çarpıldığında;

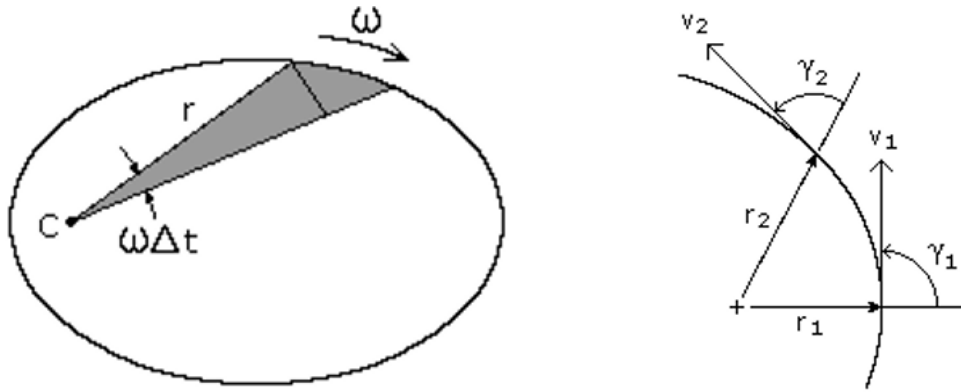
$$r v \sin \gamma = \omega r^2 = \text{sabit} \quad (49)$$

(P^1 ve P^2) noktalı yörüngede;

$$r_1 v_1 \sin \gamma_1 = r_2 v_2 \sin \gamma_2 \quad (50)$$

Periapsis ve apoapsis $\gamma = 90$ derece olacağından, (P^1 ve P^2) iki noktanın ifade ediliş şekli aşağıda sunulmuştur:

$$R_p V_p = R_a V_a \quad (51)$$



Şekil 12. Yörüngede Enerji Korunumu

(P^1 ve P^2) noktalarındaki enerji korunumu, buradaki nesnelerin kinetik enerjisinin ve potansiyel enerjisinin toplamının sabit kaldığını ifade etmektedir. Nesnenin kinetik enerji (T) $mv^2/2$ ile verilirken, yerçekimi potansiyel enerjisi (V), ($-GMm/r$) denklemi ile hesaplanmaktadır. Bu bağlamda;

$$T_1 + V_1 = T_2 + V_2 \text{ veya } \frac{mv_1^2}{2} - \frac{GMm}{r_1} = \frac{mv_2^2}{2} - \frac{GMm}{r_2} \quad \text{veya } v_2^2 - v_1^2 = 2GM\left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_1}\right) \quad (51)$$

Denklem 50 ve 51'in bileşkesi:

$$V_p = \sqrt{\frac{2GMR_a}{R_p(R_a+R_p)}} \quad \text{ve} \quad V_a = \sqrt{\frac{2GMR_p}{R_a(R_a+R_p)}} \quad (52)$$

$$R_a = \frac{R_p}{\frac{2GM}{R_p V_p^2} - 1} \quad \text{ve} \quad R_p = \frac{R_a}{\frac{2GM}{R_a V_a^2} - 1} \quad (53)$$

Yörüngenin eksantrikliği (e) ise;

$$e = \frac{R_p V_p^2}{GM} - 1 \quad (54)$$

Şayet yarı-ana eksen (a) ve bir yörünge eksantriksisi (e) biliniyorsa, periapsis ve apoapsis mesafeleri aşağıdaki şekilde hesaplanabilir:

$$R_p = a(1 - e) \quad \text{ve} \quad R_a = a(1 + e) \quad \text{ve} \quad R_p + R_a = 2a \quad (55)$$

4.3.4. Eliptik Yörünge Pozisyonu

Kepler Yasaları gereğince, yörüngede bir noktadan diğer bir noktaya geçiş süreci zamana ilişkisi hesaplanabilmektedir. Ortalama anomalilik (M), dairesel bir yörünge için gerçek anomaliliğe eşittir. Tanım olarak;

$$M - M_o = n(t - t_o) \quad (56)$$

Yörüngesinin yarı-büyük ekseninden belirlenen ortalama açısal hız aşağıdaki gibidir:

$$n = \sqrt{\frac{GM}{a^3}} \quad \text{Burada } GM = \mu \quad (57)$$

Yukarıdaki denklem, ortalama konum ve hız hesaplamada kullanılmaktadır, yörüngesinin eliptik olması sebebi ile uydu yörünge üzerinde hareketi boyunca değişken bir yarıçapa sahiptir. Dolayısı ile uydunun hızı da bu değişen yarıçapa bağlı değişmektedir. Bu tür problemler için elips yörüngede eksantrik anomali olarak adlandırılan bir (E) ara değişkenini tanımlanmaktadır:

$$\cos E = \frac{e + \cos v}{1 + e \cos v} \quad (58)$$

Ortalama anomalilik, eksantrik anomalilin bir fonksiyonu olduğundan;

$$M = E - e \sin E \quad (59)$$

Küçük eksantriksisiler için, doğru anomaliye iyi bir yaklaşım aşağıdaki formül ile elde edilebilir:

$$v \approx M + 2e \sin M + 1.25e^2 \sin 2M \quad (60)$$

Yörüngesindeki herhangi bir zamanda bir uzay aracının konum vektörünün büyüklüğü, yani yer kesimine olan uzaklığı ve uçuş yolu açısı aşağıdaki denklemlerden hesaplanabilir:

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos v} \quad (61)$$

$$\phi = \arctan \frac{(e \sin v)}{1+e \cos v} \quad (62)$$

Uydu ya da uzay aracının hızı;

$$v = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (63)$$

4.4. Yörünge Tutunumu

4.4.1. Yörünge Manevraları

Uydu veya uzay araçlarının fırlatıcı roketten ayrılması ile nihai misyon yörüngesine yerleştirilmeleri, ömürleri boyunca buldukları yörüngeden bir başka yörüngeye transferleri ya da buldukları yörüngede çeşitli etkenlerden dolayı oluşan yönelim veya tutunum gibi yörünge eylemsizliklerini düzeltmek gerekmektedir. Çoğu zaman, yörünge yüksekliğini, düzlemi veya her ikisinin de değiştirilmesi gerekebilmektedir. Bu tür değişimler için, hız vektörünün büyüklüğü veya yönüne müdahale gerekmektedir. Bir uydu ya da uzay aracının yörüngesini değiştirmek için uygulanan manevrada, eski yörüngeyi yeni yörünge ile bir noktada kesişmesi

sağlanmalıdır. Yörüngelerin kesişmemesi durumunda ise her ikisini de kesen bir ara yörünge kullanılmalıdır. Bu gibi durumlarda toplam manevra için, iticilerin en az iki defa ateşlenmesi gerekmektedir.

Manevraların en uzun olanı, haberleşme uydularının roketten ayrılması ile misyon yörüngesi olan jeosenkron yörüngeye doğru ilerlerken yörünge boyutu ve enerjisinin değiştiği yörünge yüksekliği değişim manevrasıdır. Başlangıç ve nihai yörüngeler kesişmediğinden, manevra bir aktarma yörüngesi gerektirir.

Başlangıç ve nihai yörüngeler için (r_A ve r_B) değerleri biliniyorsa, toplam hız değişimi aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanabilmektedir:

$$\text{Transfer elips yarıbüyük eksen } a_{tx} = \frac{r_A + r_B}{2} \quad (64)$$

$$\text{A noktasındaki başlangıç hız } V_{iA} = \sqrt{\frac{GM}{r_A}} \quad (65)$$

$$\text{B noktasındaki nihai hız } V_{fB} = \sqrt{\frac{GM}{r_B}} \quad (66)$$

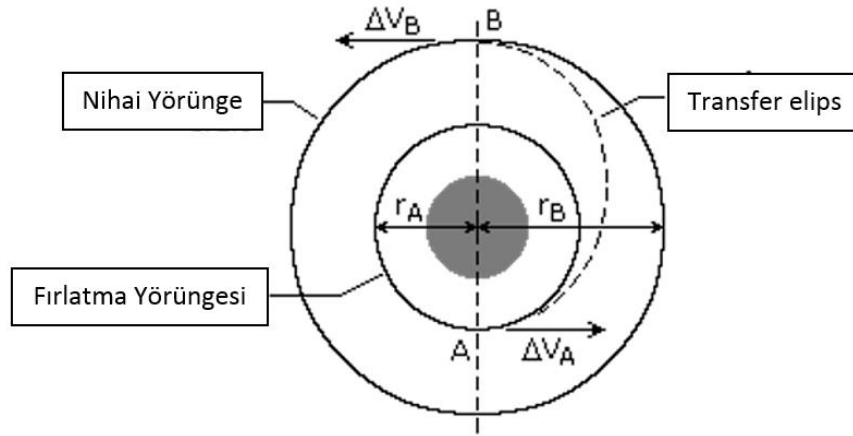
$$\text{A noktasına bağlı transfer yörünge hızı } V_{txA} = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r_A} - \frac{1}{a_{tx}} \right)} \quad (67)$$

$$\text{B noktasına bağlı transfer yörünge hızı } V_{txB} = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r_B} - \frac{1}{a_{tx}} \right)} \quad (68)$$

$$\text{Başlangıç noktası hız değişimi } \Delta V_A = V_{txA} - V_{iA} \quad (69)$$

$$\text{Nihai noktası hız değişimi } \Delta V_B = V_{fB} - V_{txB} \quad (70)$$

$$\text{Toplam hız değişimi } \Delta V_T = \Delta V_A + \Delta V_B \quad (71)$$



Şekil 13. Uydu Transfer Yörüngesi

Şekil 13’de bir uydunun ana itici sistemi ateşlenerek aynı düzlem üzerinde yer alan yörüngeden nihai yörüngesine transferi yani Hohmann nakil yörüngesi temsil edilmektedir. Bu durumda, transfer yörüngesinin elipsi, transfer yörüngedeki perigi ve apogi başlangıç ve nihai yörüngelere teğet durumdadır. Bu nedenle hız vektörleri eş doğrusaldır ve Hohmann transferi, iki dairesel, eş düzlemsel yörünge arasındaki yakıttan en verimli transferi temsil eder. Daha küçük bir yörüngeden daha büyük bir yörüngede geçiş yaparken, hız değişikliği hareket yönünde uygulanır. Daha büyük bir yörüngeden daha küçük bir bölgeye geçerken, hız değişikliği hareket yönünün tersidir.

Elipsin yarı-büyük ekseninin bilindiği durumlarda, eksantrikliği, transfer yörüngede kullanılan açısal mesafeyi, transfer için gerekli hız değişimini ve transfer için gerekli süre, yörünge yüksekliği değişiklikleri denklemleri ve aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanabilmektedir:

$$\text{Transfer elips eksantrikliği} \quad e = 1 - \frac{r_A}{a_{tx}} \quad (72)$$

$$\text{İkinci ateşlemede gerçek anormallik} \quad v = \arccos\left[\frac{\left(\frac{a_{tx}(1-e^2)}{r_B} - 1\right)}{e}\right] \quad (73)$$

$$\text{İkinci ateşlemede uçuş açısı} \quad \emptyset = \arctan\left(\frac{e \sin v}{1+e \cos v}\right) \quad (74)$$

$$\text{Nihai hız değişimi} \quad \Delta V_B = \sqrt{V_{txB}^2 + V_{fB}^2 - 2V_{txB}V_{fB}\cos\emptyset} \quad (75)$$

$$\text{Eksentirik anormallik} \quad E = \arccos\left(\frac{e + \cos v}{1 + e \cos v}\right) \quad (76)$$

$$\text{Uçuş zamanı, } E \text{ radian cinsinden} \quad TOF = (E - e \sin E) \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \quad (77)$$

Bir uydunun yörünge düzleminin yönünü değiştirmek (eğim) için, hız vektörü yönünün değiştirilmesi gerekmektedir. Bu manevra, (V) bileşeninin, yörünge düzlemine dik olması ve bu nedenle başlangıç hız vektörüne dik olmasını gerektirir. Yörünge ebadının sabit kalması durumunda, manevra basit düzlem değişikliği olarak adlandırılır. Böyle bir durumda, kosinüs yasasını kullanarak gerekli hız değişikliği hesaplanabilmektedir. (V_f) 'nin (V_i) 'ye eşit olduğu durumda bu ifade;

$$\Delta V = 2V_i \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (78)$$

Yörünge düzlem değişiklikleri, gerekli hız değişikliği ve itici yakıt tüketimi açısından çok pahalıya mal olmaktadır. Bunu en aza indirmek için, düzlemi, uydu hızının minimum olduğu bir noktada örneğin eliptik bir yörünge için apogi de değiştirilmesi önerilmektedir. Bazı durumlarda, uyduyu daha yüksek bir yörüngeye yükseltmek, apogi de yörünge düzlemini değiştirmek ve uyduyu orijinal yörüngesine döndürmek daha ucuz olabilmektedir.

Yörünge transferleri genellikle yörüngede hem boyut hem de düzlemde değişiklikler gerektirir. Örneğin, roketten ayrıldıktan sonra alçak irtifa eğimli yörüngeden, sıfır eğimli jeosenkron yörüngesine geçmek gibi. Bu transfer; yörünge boyutunu değiştirmek için Hohmann transferi ve yörüngeyi ekvatorial yapmak için basit bir düzlem değişikliği şeklinde iki aşamalı olarak gerçekleştirilebilir. Daha etkili bir yöntem; düzlem değişikliğini transfer yörüngede teğetsel ateşleme ile birleştirerek

gerçekleştirilebilir. Hız vektörünün hem büyüklüğünü hem de yönünü değiştirmemiz gerektiğinden, kosinüs yasaları kullanarak gerekli hız değişimi bulunabilir.

$$\Delta V = \sqrt{V_i^2 + V_f^2 - 2V_iV_f \cos\theta} \quad (79)$$

Jeosenkron yörüngeye transferin bir diğer metodu ise üç ateşleme yaparak manevrayı tamamlamaktır. İlk ateşleme, uyduyu yörüngesinden çok daha yüksek bir apogi ile transfer yörüngesine yerleştirmek için yapılan planlı manevradır. Uydu, transfer yörüngesinin apogisine geldiğinde, birleşik düzlem değişim manevrası yapılır. Uydu, nihai yörüngeye eş düzlemlidir ve nihai yörüngenin yüksekliğine eşit bir perigi yüksekliğine ulaşır. Son olarak, uydu ikinci transfer yörüngesinin perigisine geldiğinde, bir diğer ortak düzlem manevrası uyduyu nihai yörüngeye konumlandırır. Bu üçlü manevra yöntemi ile önemli oranda yakıt tasarrufu sağlanmaktadır.

İki uydu ya da uzay aracının yörüngede çakışması ya da birbirlerini enterfere etmesi durumunda (*Orbit Rendezvous*), yörünge transferi daha karmaşık hale gelebilmektedir. Böyle bir durumda, başlangıç ve nihai yörüngeler dairesel, aynı düzlemsel ve farklı boyutlarda ise, fazlama yörüngesi başlangıç ara geçiş yörüngesidir. Bu noktada, enterfere eden uydu Hohmann transfer yörüngesine enjekte edilir.

Orbit Rendezvous problemine benzer şekilde, fırlatma penceresi (*launch-window*) problemi ya da Dünyanın yüzeyinden istenen yörünge düzlemine doğru fırlatılmaya uygun zamanı belirlemektir. Yörünge düzlemi atalet boşluğuna sabitlendiğinden, fırlatma penceresi, Dünya yüzeyindeki fırlatma sahasının yörünge düzlemi boyunca döndüğü süredir. Fırlatma süresi, fırlatma yerinin enlem ve boylamına ve uydu yörüngesinin eğik ve yükselen nod boylamasına bağlıdır.

Nihai yörüngelerine yerleştirilen uyduların konumları, sürüklenme, güneş akımı (*solar flux*), yerçekimi vb. kuvvetlerce bozulmaya maruz kalmaktadır. Bu tür eylemsizliklerin giderilmesi için belli dönemlerde yer kontrol istasyonlarınca operasyonel manevralar yapılmaktadır. Bu tür operasyonlara, uydu yörünge bakımı veya yörüngede tutunum (*Orbit Maintenance or Station Keeping*) adı verilmektedir.

5. BÖLÜM

UYDU İTKİ SİSTEMLERİNİN ÖZELLİKLERİ

5.1. İtki Sistemler ve Özellikleri

Uydu ve uzay aracı itki sistemleri, itici gazın nozul vasıtası ile egzoz gazı olarak atılmasında kullanılan enerji kaynağına göre sınıflandırılmaktadır. Bu itki sistemleri, diğer hava araçlarında olduğu gibi atmosferden hava çekerek yakılmamaktadır. Sistem daha önceden depolanmış yakıtları kullanmaktadır. Bu nedenle itme veya meydana gelen kuvvetin etkisi, sistemi çevreleyen ortama bağımlı değildir. Bir uydu itki sistemi için atmosferik ortamda itme kuvveti üretmek, diğer hava taşıtları itki sistemlerinden çok daha pahalıdır ve özel tasarımlar gerektirmektedir.

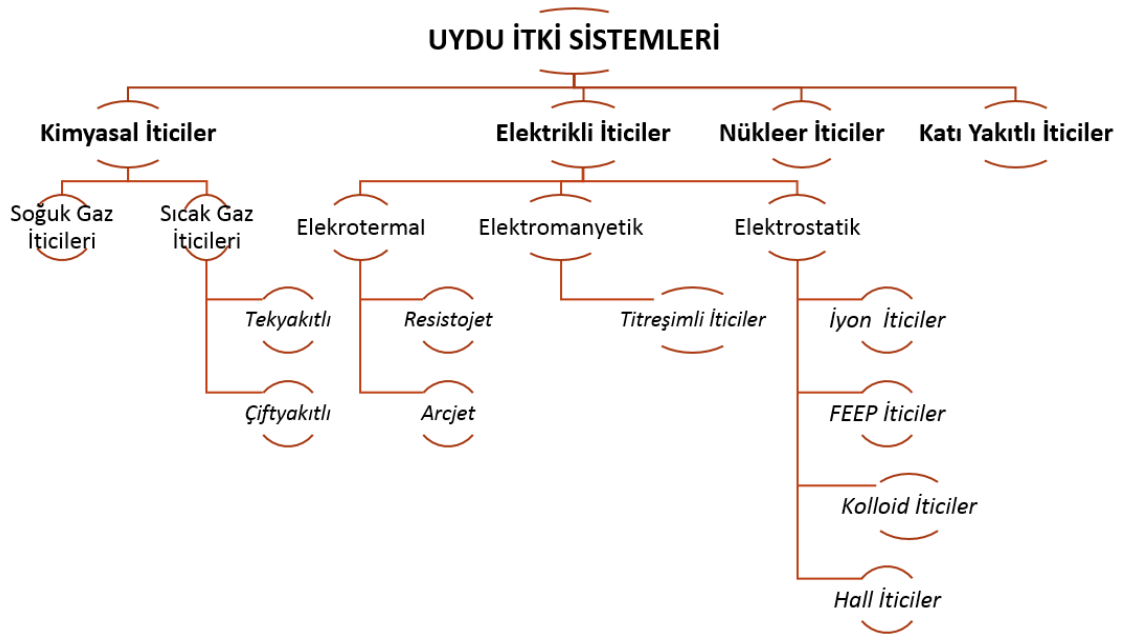
Uydu ve uzay araçları itici sistemleri iki ana başlığa ayrılmaktadır:

- Birinci derecedeki iticiler (*Roket Motorları*)
- İkinci derecedeki iticiler (*Operasyonel İticiler*)

İtici sistemlerin başlıca kullanım amaçları:

- Uyduları yerden fırlatmak (*launching*);
- Uyduların yörünge konumunu düzeltmek;
- Uyduların yörünge konumunu düzeltmekle birlikte, yeni bir yörüngeye oturtmak;
- Hız değişikliğini uydu ve uzay araçlarının ağırlık merkezlerine uygulamak;
- Uzay araçlarının kendi ağırlık merkezi etrafında hareket edebilmeleri için tork üretmek.

İtici sistemleri kullandıkları yakıt (*herhangi bir nesneyi harekete geçirmek için kuvvet oluşturan sıvı, katı veya plazma şeklinde*) türlerine göre sınıflandırılmaktadır. Roket ve uydularda en çok kullanılan itici sistem ve kullandıkları yakıt türleri aşağıda sunulmuştur.



Şekil 14. İtici Sistemlerin Yakıt Türlerine Göre Sınıflandırılması

Kimyasal itici sistemlerde kullanılan yakıt yanma odasında termodinamik ortamda ısıtılır ve nozul yardımıyla yüksek basınca ulaşması sağlanır. Yanma odasında oluşan termal enerjisi hızlandırılmış yakıt kinetik enerjiye dönüştürülür ve nozul vasıtası ile dışarı püskürtülerek itme kuvveti sağlanır. İtmeyi meydana getiren enerji, yakıt veya yakıt/yakıcı bileşeninin içerisinde depolanmıştır. Tekyakıtlı sistemlerde, itme kuvveti, yakıtın kimyasal tepkime ile birleşenlerine ayrılması veya birden fazla yakıt kullanılıyor ise, kimyasal tepkimeye girerek nozul içerisinde kimyasal enerjinin kinetik enerjiye dönüşmesi ve egzoz hızını oluşturulması prensibine dayanmaktadır. Kimyasal iticiler limitli enerjiye sahiptirler. İncelendiğinde kimyasal itici sistemlerin özgül itkilerinin (Isp) 100 ile 450s, ürettikleri toplam itkilerin (zamana bağlı olarak değişen itici kuvvet F 'nin yanma süresine entegresi) ise 0.1 ile 4000N arasında olduğu görülmektedir.

5.2. Depolanabilir (Hipergolik) Yakıt Prensipleri

İtki bileşenleri genellikle bir yakıt ve bir oksitleyiciden oluşmaktadır. Hipergolik itici olarak ta tanımlanan bu yakıt bileşenleri, yakıtın bir oksitleyici ile temasıyla kendiliğinden tutuştuğu sıvı itici formudur, böylece bir ateşleme sistemine duyulan ihtiyacı da ortadan kaldırmaktadır. Depolanabilir ya da hipergolik itici gazlar uydu ve uzay araçları itki sistemlerinde yaygın bir şekilde kullanılmakta olup, aşırı toksisite ve/veya aşındırıcılık nedeniyle kullanımı zor olsa da atmosferik ortamda ve oda sıcaklığında sıvı olarak depolanabilmektedir. Çeşitli basınç ve sıcaklık aralıklarında sabit kalabilmekte ve uzun süre saklanabilmektedir. Depolanabilir itici sistemler, çifyakıtlı veya tekyakıtlı konfigürasyonundadır.

1950'lerin sonlarına doğru başlayan uzaya yolculuklarında, yörüngede tutunum, yörünge kontrolü ve gerekli hız değişimi (ΔV) gereksinimleri için gerekli itici yakıt depolamaları en büyük sorun olmuştur. Atmosferik bir ortamda ve oda sıcaklığında depolanabilirlik özelliğine sahip olan hipergolik yakıtlar, oldukça tuhaf sıcaklık seviyesi ve birçok açıdan güvenilirlik gerektirmiştir. Günümüzde yaygın olarak kullanılan itici yakıtların en önemli özelliği, donma noktasının üstünde minimum bir sıcaklık sağlamasıdır. Uydu ve uzay araçlarında kullanılan yakıt bileşenlerinin ve sistemlerinin donanımsal ya da işlevsel olarak görevlerini yerine getirebilmeleri ve uzay ortamlarında donmamaları için gerekli önlemler tasarım aşamasından itibaren başlatılmaktadır. Hidrazin (N_2H_4) gibi çok yaygın kullanılan bir yakıt bileşeninin uçuş sıcaklık seviyesi 276 ila 318 K (+3 ila +45 °C) arasında olması gerekmektedir. Yakıtın veya sistemin donmasını önlemek için, çoğu termal kontrol tasarımında en düşük sıcaklık, donma sıcaklığının üstünde kabul edilmektedir.

En yaygın depolanabilir iticiler nitrojen tetroksit (NTO) ve monometil hidrazin (MMH)'dir. NTO ve MMH 'nin kullanımı sıkı emniyet prosedürleri gerektirmekte ve en küçük kaçak bile son derece tehlikeli kabul edilmektedir. Bir çiftyakıtlı itici sisteminde, iticiler genellikle hipergoliktir, burada ateşleme, bileşenlerin birbirleri ile ilk temas sağladığı anda meydana gelmektedir. Bu tip bir sistem yaygın olarak kullanılmaktadır çünkü güvenilirdir ve ayrı bir ateşleme sistemine duyulan ihtiyacı ortadan kaldırmaktadır. MMH ve NTO gibi yakıt bileşenleri, makul değer olarak kabul edilen

273 °K (0 °C) altına düşebilen sıcaklık aralıklarına sahiptir. Yakıt bileşenlerinin üst makul sıcaklık aralıkları, sistem donanım bileşenlerinin nitelikli test tesisleri sınırlamaları ile belirlenebilmektedir. Ancak roket motorlarının termal güvenilirliği veya itici gazların kimyasal stabilitesi gerçek sınırlamalar gerektirebilmektedir.

Genel manada, depolanabilir yakıt bileşenleri için üst makul uçuş sıcaklık aralığı 45 ila 60 °C (318 ila 333 K) arasındadır. Fakat bu aralık itici gazların ısıl kontrolü için olmazsa olmazlardan değildir. Çünkü iticilerin ısıl kontrolü, tank ısıtıcıları ve çok katmanlı izolasyonun (MLI) kombinasyonu kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Uzay şartlarına bağlı olarak, itki sistemlerinde donmaları önlemek için özel ısıtıcılar kullanılmaktadır. Isıtıcıların çalışmasını sağlayacak elektrik gücünü en aza indirmek için uydu ya da uzay araçlarının elektronik veya güç sistemlerindeki atık ısı kullanılmaktadır.

En yaygın hipergolik yakıtlar arasında olan hidrazin, monometilhidrazin ve simetrik olmayan dimetilhidrazin ve oksitleyici, azot tetroksit gibi yakıtlar ortalama sıcaklık ve basınçlarda sıvı halindedir. Bunlar uzun yıllardır devam eden uydu ve uzay araçları misyonlarında kullanım için uygun yakıt türleri olarak seçilmişlerdir. Sıvı hidrojenin ve sıvı oksijenin kriyojenliliği (çok düşük sıcaklıklarda yapılan üretim ya da işlemler) fazla ve pratik kullanımları zor olduğundan, sadece fırlatma anı gibi kısa süreli depolanması gereken yerde tercih edilmektedir. Diğer taraftan bu tür yakıtların özgül itkisi çok daha kuvvetlidir. Yeryüzünde kullanıldığı durumlarda, yerçekimsiz ortamda (sıfır-G) boşaltım sistemlerinin ve/veya kriyo soğutucu teknolojilerinin geliştirilmesi gerekmektedir. Bu tür yakıtlar uzay şartlarında havalandırma veya kriyojenik soğutma gerekmeden rahatça kullanabilme imkânı sağlamaktadır. Bu yüzden konvansiyonel hafif kriyojenik itici kategorisinde sayılmaktadırlar. Bu gibi itici gazların kullanılması, uzay misyonları için kullanılan kimyasal itki sistemlerinin performansını önemli ölçüde artırma potansiyeline sahiptir.

Maliyeti düşürmek ve sistem operasyonlarının genel verimliliğini arttırmak için, toksik olmayan itici gazların yeni bir sınıfı şu anda hidrazin yerine geçecek şekilde geliştirilmektedir. Uydu uzay çalışmalarında green propellant propulsion systems ya da less toxic olarak bilinen yeni iticiler (örneğin, AF-M315 ve LMP-103S), daha güvenli ve

geliştirilmiş performans sunan iyonik sıvılara örnek olarak gösterilmektedir. Bununla birlikte, bu itici gazlar katalizörlerle ilgili bazı zorluklara sahiptir ve daha yüksek yanma sıcaklığı nedeniyle yanma bileşenleri için yeni malzemeler gerektirebilmektedir.

Uydu veya uzay araçlarında, yakıt deposu ve oksitleyici tanklar, yakıt deposu üstte olacak şekilde ve dikey konumda entegre edilmektedir; böylece yakıt yoğunluğunun artmasıyla ağırlık merkezi ve uydu stabilizesi büyük oranda sağlanmış olur. Genellikle, yakıt tanklarının üzerinde oluşan boşluk, başka bir sistem (*genellikle helyum*) tarafından basınç altına alınarak gerekli basınç kontrolü sağlanır. Bu durum tank içerisinde vakum oluşumunu da engeller ve yakıtın sorunsuzca akmasını sağlar. Kriyojenik itici gazlar dikkatlice izole edilmelidir ve fırlatma öncesi uydu veya uzay aracı göbek bağı yardımı ile harici soğutma için gerekli devridaim yapılabilenlidir. Depolanabilir yakıt tankları, kriyojenik tanklar ve bunların bileşenleri kabul edilen itici sistemlerde yüksek basınçlı gazların atılmasını sağlayacak bir dizi kontrol ve emniyet valfleri bulunmaktadır.

Depolanabilir iticilerin avantajları yanı sıra bazı dezavantajları da bulunmaktadır. Kütleleri bakımından, sıvı hidrojen, sıvı oksijen veya sıvı metan/sıvı oksijen gibi kriyojenik itici kombinasyonlara göre daha az enerjiktirler. Bu nedenle, hipergolik itici kullanan bir uydu ya da uzay aracı, kriyojenik yakıt kullananlardan daha büyük bir yakıt kütleline sahip olacaktır. Aşındırıcılık, toksiklik ve karsinojenliliği gibi negatif özelliklerinden dolayı, pahalı güvenlik önlemleri gerektirmektedir. Toksikite, Kendiliğinden Atmosferi Korumaya Uyumlu (*SCAPE - Self Contained Atmospheric Protective Ensemble*) giysiler gibi gerekli emniyet donanımlarının yanı sıra taşıma ve nakliye için sıkı güvenlik prosedürleri de gerektirmektedir.

6. BÖLÜM

İTKİ SİSTEMLERİNİN YAKIT TÜRÜNE GÖRE SINIFLANDIRILMASI

6.1. Kimyasal İtçiler

Kimyasal itçiler, bir dizi basınç ve sıcaklıkta istikrarlı bir biçimde ve uzun süre kapalı bir depolama ortamında muhafaza edilebilen yakıt türlerine sahiptir. Kimyasal itki sistemi işlevleri, temel itki, reaksiyon kontrolü, yörüngede tutma, hassas konum ve yörünge manevrasını içermektedir. Apogee motorlar; yörünge transferi, gezegenel yörüngeler ve gezegenlere iniş ve kalkışlar için temel itici güç sağlamaktadır. Operasyonel itçiler, tepki kontrolü ve yörünge manevra sistemleri, yörünge onarımı, konum kontrolü, lokasyon muhafazası ve uydu tutum kontrolüne itici güç sağlamaktadır. Yörünge konumlandırma, ticari haberleşme uyduları lokasyon koruma ve ay ve derin uzay bilim misyonları için kullanılan elektrikli itki sistemleri hariç olmak üzere günümüzde kullanılan roket motorlarının tamamı kimyasal roketlerden oluşmaktadır.

İtki sistemi, yaklaşık 175 ila 300 saniye arasında değişebilen kesintisiz özgül itki (specific impulse= I_{sp}) sağlama kapasitesine sahiptir. En etkili ve enerjik kimyasal itçilerin teorik olarak yaklaşık 400 saniyeye kadar da özgül itme sağlama kapasitesine ulaşabildiği bilinmektedir. Toplam özgül itki değerinin ise 0.1 ile 4000N arasında olduğu görülmektedir. Özgül itki, yüksek egzoz gaz sıcaklığı ve çok düşük (moleküler) ağırlığı sayesinde meydana gelmektedir. Verimli bir kimyasal itki sisteminde, itici gazın, yüksek sıcaklık elde etmek için yüksek bir yanma ısısı olmalı ve bu kapsamda molekül unsurları içeren yanma bileşenleri barındırmalıdır.

Bir diğer önemli faktör de itici gaz yoğunluğudur. Belli bir yoğunluğa sahip yakıt bileşeni, aynı ağırlıkta fakat düşük yoğunluklu bir yakıt bileşeninden daha hafif bir tankta taşınabilmektedir. Örneğin sıvı hidrojen enerjiktir ve yanma gazları hafiftir. Ancak, çok büyük hacimli tanklar gerektiren oldukça hantal bir madde sayılmaktadır.

Bu tankların hantal ağırlığının kısmen de olsa hidrojen itici gazın yüksek özgül itkisini dengelediği bilinmektedir.

İtici maddelerin seçiminde diğer kriterler de dikkate alınmalıdır. Mükemmel özgül itki sağlayan bazı kimyasalların, itki sisteminde problem yarattığı tecrübe edinilmiştir. Bazıları itici yanma oda duvarının soğutulmasında yetersiz kalabilmektedir. Bazıları ise kullanımlarını zor veya imkânsız hale getiren yanma özelliklerini sergileyebilmektedir. Bazıları da vardır ki, değişken güvenilirlik sergilemekle birlikte depolanmaları imkânsız hale gelebilmektedir. Tüm bu olumsuzluklar sebebi ile itki sistemlerinde kullanımları kısıtlanmaktadır.

Yakıt bileşenleri her ne kadar iyi performans sağlasalar da çoğu itici gaz, aşındırıcı, yanıcı veya toksiktir. Öyle ki, birçok itici gazın çoğu savaş gazlarından daha fazla toksik olduğu değerlendirilmektedir. Bazıları o kadar aşındırıcıdır ki, bileşenleri için yalnızca birkaç özel madde kullanılmaktadır. Bazıları havayla, herhangi bir organik maddeyle veya metallerle temas ettiklerinde kendiliğinden yanabilme özelliğine sahip olabilmektedir.

Ayrıca bir uydu ya da uzay aracı itici seçimi için, bulunabilirliğinin olması da önemlidir. Bazı durumlarda, yeterli miktarda bir itici temin etmek için, tümüyle yeni bir kimyasal tesis inşa edilme durumu söz konusu olabilmektedir ve bazı itici gazların çok büyük miktarlarda kullanıldığı düşünüldüğünde, hammaddelerin bulunabilirliği düşünülmelidir.

Farklı itici kombinasyonları ile kapasiteleri iyileştirilmiş kimyasal itici bileşen teknolojileri aşağıda sunulmuştur:

- Düşük termal kütle ve uzun süreli güvenilirliğe sahip enjektörler;
- Uzun ömürlü yanma odaları;
- Darbe modu çalışması sırasında ısınmaya bağlı yüksek termal yükü tolere edecek yenilikçi itici valf tasarımları;

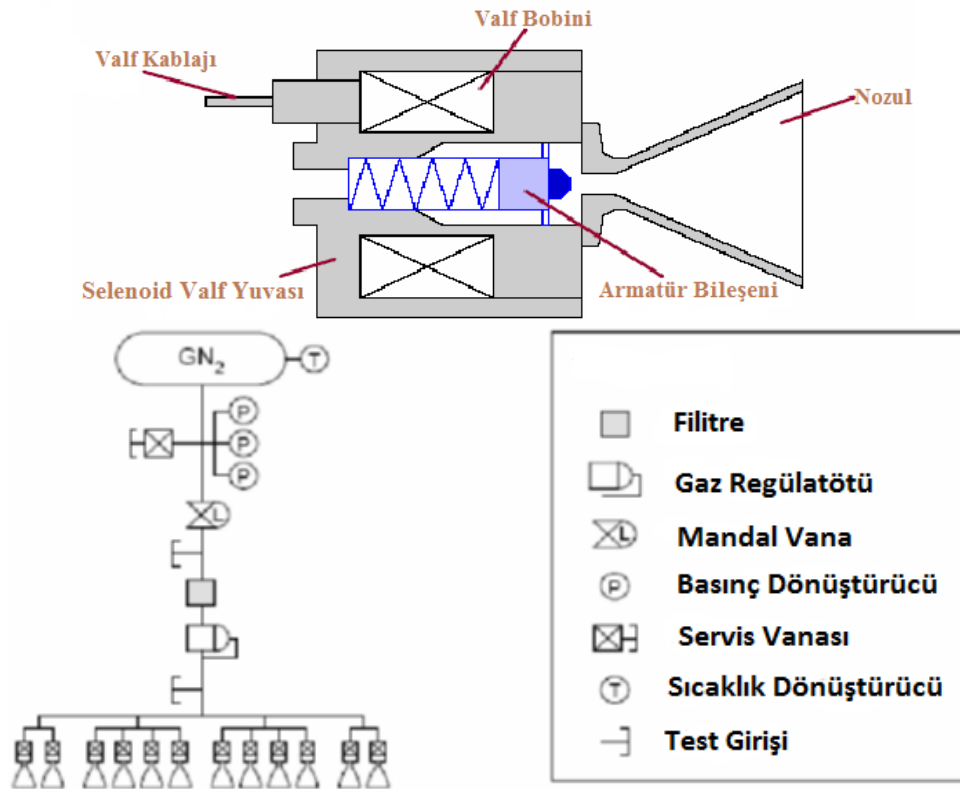
- Oldukça güvenilir uzun ömürlü kaplamalar;
- Küçük impuls sağlayabilecek büyük itici motorları için, hızlı hareket edebilecek valf yenilikçi kavramları;
- Uzun ömürlü, yüksek güvenilirlik sağlayan ateşleme sistemleri;
- Depolanabilir itici gazlardaki basınçlı gazın çözünmesini en aza indirgeyen yeni basınçlandırma yaklaşımları (Örneğin azot tetroksit, hidrazin ve hidrazin türevleri)
- Performansı artıran yeni kavramlar veya basınçlandırma sistemlerinin kütlelerini azaltıcı sistemler;
- Gaz halindeki oksijen ile yüksek uyumluluk sergileyen gelişmiş materyallerin geliştirilmesi;
- Mikroelektromekanik sistemlere (MEMS) dayanıklı itki bileşenleri teknolojisi;
- Uzay sistemleri için gelişmiş nozul konseptleri;
- Toksik olmayan itici gazlarla yanma yapan tepki kontrol sistem iticileri;
- Darbe modu çalışması sırasında yüksek ısı geri emilimini en aza indirgeyen veya engelleyen yenilikçi itici tasarımlar;
- Gazlı itici depo ve dağıtım sistemlerinde kullanılmak üzere son derece güvenilir, hafif kompresörler;
- Depolanabilir itki sistemleri için geliştirilmiş hafif ve çok amaçlı pozitif tahliye cihazları;

- Sistem güvenliğini, ekonomikliğini veya etkinliğini artıran diğer yenilikçi kimyasal itki sistem bileşenleri.

Kimyasal itki sistemleri uzayda en çok uçuş mirasına sahip ve teknolojinin birçok yönü iyi anlaşılmış itici gruplarındandır. Kimyasal itici teknoloji gelişiminin alt hedefleri, özellikle performans, güvenilirlik ve güvenlik alanlarında var olan sistemlerin geliştirilmesine odaklanmaktadır.

6.1.1. Soğuk Gaz İtici Sistemler

Soğuk gaz itki sistemleri, özellikle 1960'lardan sonra küçük uydu grupları tarafından tercih edilen yörüngesel ya da gezegenler arası görevler için ideal bir sistem olarak bilinmektedir. "Soğuk gaz" terimi sistem içerisinde yanma olayının olmadığı anlamına gelir. Karmaşık olmayan yapısal mimarisi, düşük maliyet ve tüketilen enerjinin yanı sıra kontaminasyon ve termal emisyonu neden olmayan itici gazların verimli kullanılması nedeni ile LEO manevralarda tercih sebebidir.



Şekil 15. Soğuk Gaz İtici Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması

Sistemde depolanmış nitrojen (N_2) gibi basınçlı gaz veya propan (C_3H_8) gibi yüksek buhar basınçlı hidrokarbon yakıt kullanımı yüksektir. Sistem esas olarak bir itici tank, solenoid valfler, iticiler, boru donanımı ve bağlantı parçaları içermektedir. Soğuk gaz kontrolü, basınçlandırılmış gaz ünitesi ve nozul ile orantılıdır. En basit itici sistemlerden birisi olarak tanımlanmaktadır.

İtici tankları uydu yönelim, tutunum ve transfer operasyonları için gerekli yakıtı depolar. Soğuk gaz sistemlerinde kullanılan yakıt sıkıştırılmış gazdır. Sistem depolama kapasitesini en üst düzeye çıkarmak için gaz yüksek basınç altında depolanır. Basınç, hassas kontrol manevraları için gerekli düşük itici basınca düşürülür. İticiler yörüngede pitch(yanal), yaw(dikey eksenli) ve roll(boylamsal) hareketinde stabilizasyon sağlamak için yeterli kuvveti sağlama kapasitesine sahiptir. Soğuk gaz itme sistemlerinin tasarım açısından; misyon tasarımı, tanklar ve soğuk gaz itici seçimi gibi faktörler üç bileşen olarak önemli rol oynamaktadır.

Soğuk gaz itici sistemlerin ana performansları, avantaj, dezavantaj ve kullanımının tercih edildiği durumlar aşağıda özetlenmiştir:

Ana Performanslar:

- Specific impulse(I_{sp}) sağlama kapasitesi: 175 ila 300 saniye arasında kesintisiz özgül itki
- En etkili ve enerjik kimyasal iticilerin teorik olarak 400 saniyeye kadar özgül itme sağlama kapasitesi
- Özgül itki değeri 0.1 ile 4000N arasında
- Dürtü biti: $\geq 10^{-5}$ Ns (itici minimum açma süresi 5 ms'de);
- Sistem özgül itki (I_{ssp}): 200 - 700 Ns/kg;
- Düşük gaz yoğunluğu ve yüksek itici depolama sistemi kütlesi (tank + gaz) nedeniyle, hidrojen gazı en yüksek özgül itkiyi(I_{sp}) fakat en düşük sistem özgül itkiyi(I_{ssp}) sağlamaktadır;

- Buhar basıncı hidrokarbonlarla (*örneğin Propan: C₃H₈*) çalışan sistemler, yüksek gaz yoğunluğu nedeniyle (*sıvı olarak saklanır*) daha yüksek özgül itki sağlamaktadırlar;
- Basitlikten dolayı, nitrojen en yaygın soğuk-gaz itici olarak kullanılmaktadır.

Avantajlar:

- Karmaşık olmayan bir sistemdir (yanma olmaması nedeniyle);
- Diğer sistemlere göre maliyeti düşüktür;
- Emniyet açısından oldukça güvenilirdir;
- Dürtü biti ($\geq 10^{-5}$ Ns)
- Operasyonel olarak daha güvenilir ve toksitlenme olmamaktadır;
- Uydu dış gövdesi egzoz gazlarından yok denecek kadar az etkilenmektedir.

Dezavantajlar:

- Yüksek sistem kütlesi (*örneğin gaz halinde azot*);
- Depolamaya elverişli olmaması (yakıt yoğunluğunun düşük olması nedeniyle)
- Yüksek basınç altında sızma gösterebilme ihtimali.

Kullanımının Tercih Edildiği Durumlar:

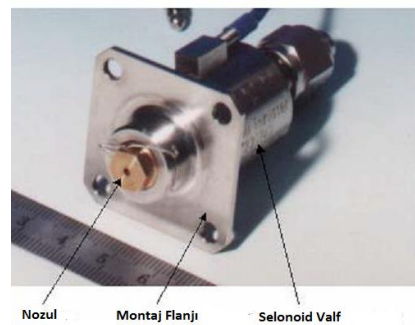
- Çok küçük itme seviyesinin gerektirdiği durumlarda;
- Düşük itki birimi veya düşük hız değişimi gerektiğinde;

- Uzay aracındaki ısı tespitinin zor olduğu ve sıvı taşma riskinin olmadığı durumlarda;
- Operasyonel ömrünün kısa süreli (az sistem ömrü) öngörüldüğünde;

Tablo 2. Soğuk Gaz İtici Performansları

Yakıt Türü	Molekül Ağırlığı (Kg/Kmole)	Yoğunluk (24.13 Mpa, 273 K) (g/cm ³)	Özgül İtici (Isp, s)	
			Teorik	Ölçülen
Hidrojen	2	0.02	296	272
Helyum	4	0.04	179	165
Neon	20.4	0.19	82	75
Azot	28	0.28	80	73
Argon	39.9	0.44	57	52
Kripton	83.8	1.08	39	37
Ksenon	131.3	2.74	31	28
Freon	121	-	46	37
Freon	88	0.96	55	45
Methan	16	0.19	114	105
Amonyak	17	Sıvı	105	96
Azotlu Oksit	44	-	67	61
Karbon	44	Sıvı	67	61
Dioksit				

Aşağıda soğuk gaz iticilere dair bazı örnekler verilmektedir:



Astrium

Soğuk Gaz İtici

F= 20 mN
(0.0045 N + 4.5 N **arası**)

Tarihçe:

- Eureka
- Hipparcos
- Astro Spaces



Şekil 16. Soğuk Gaz Sistem İtici

6.1.2. Sıcak Gaz İtici Sistemler

Uydu ve uzay araçlarında itme ve tepki/dürtü mutlak seviyelerinin artırılması için soğuk gaz sistemlerin yetersizliği, sıcak gaz üreten daha enerjik itici sistemlerini ön plana çıkarmıştır. Sıkıştırılmış gaz ve buhar basıncı yüksek sıvıların aksine, sıcak gaz sistemindeki sıvı iticilerin, itki sistemini beslemek için tank içerisinde basınç altına alınması gerekmektedir. Bu nedenle basınçla beslenen sistemler diye de adlandırılırlar.

Sıcak gaz itki sistemleri, uzay uygulamaları için en yaygın itici sistemlerdir. Sistem kendi içerisinde tekyakıtlı ve çiftyakıtlı olarak iki alt başlıkta incelenmektedir.

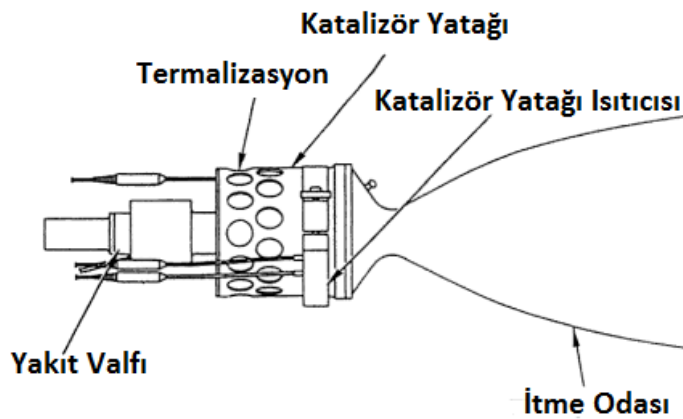
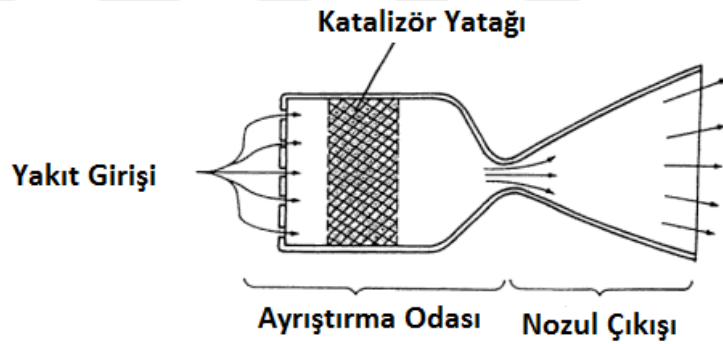
6.1.2.1. Tekyakıtlı İtici Sistemler

Tekyakıtlı itki sistemlerinde tek (*mono*) sıvı yakıt kullanılarak itme meydana getirilmektedir. En çok kullanılan yakıt hidrazin (N_2H_4) olarak bilinmektedir. Katalizör yatağı içerisine enjekte edilen hidrazin yakıtı, kimyasal reaksiyon ile çözünürlüğe uğrayarak Amonyak (NH_3), Nitrojen (N_2) ve Hidrojen (H_2) birleşenlerine ayrışmaktadır. Sıcak gaz halini alan bu ayrışım, genişlerken hız kazanır ve nozul (lüle) vasıtası ile egzoz çıkışı sağlanarak itki gerçekleştirilir.

Tekyakıtlı itki teknolojileri, uydu ya da uzay aracının yörünge tutulumunu muhafaza etmek veya ayarlamak için küçük ivmeler sağlayan kontrol iticilerinde daha çok kullanılmaktadır. Emniyet ve kullanım verimliliği ile birlikte, özgül enerji performansı, özgül itki değeri, toksik olmayan yakıt çeşitleri geliştirme çalışmaları

devam ettirilmektedir. Bu tür yakıtlar potansiyel olarak uydu ve uzay araçları ana itki roketler için de kullanılabilirlerdir.

Tekyakıtlı itki sistemlerin tarihçesi, JPL'in 1949'da hem motoru hem de katalizörü geliştirme fonunu finanse etmesiyle, endüstride kullanım planlamalarının başlatılması olarak kabul edilmektedir. Hidrazin kullanmanın avantajlarının ise 1966 yılında Martin Marietta'nın Titan-1 isimli roket motoru ile başladığı bilinmektedir. Zamanla, PRIMEX Havacılık Şirketi (*eski Rocket araştırma Şirketi ve Olin Havacılık Şirketi*), önemli görülen gezegenler arası görevler de dahil olmak üzere, birçok amaç için tekyakıtlı hidrazin itici sistemler tasarlamış, geliştirmiş ve test etmiştir. 2000'li yıllara kadar 10.000 üzeri iticinin üretilip kullanılması hedeflenirken, bu sayı günümüzde çok büyük artış göstermiştir.



Şekil 17. Sıcak Gaz İtici Sistem Mimarisi

Katalizör yapısı, sistem içerisinde kimyasal reaksiyon oranını değiştirme görevi görmektedir ancak reaksiyonun sonunda kendiliğinden değişkenliğe uğramamaktadır. Katalizör tasarımı özel reaksiyonlara özgü yapılmaktadır. Katalizör, tersine reaksiyon, ileri ve geri reaksiyonların eşit şekilde katalize edilmesini ve sistem içi denge oluşturmayı sağlamaktadır.

Hidrazin (N_2H_4) dumanlı, aşındırıcı, çok toksik bir kovalent hidrür olup, balık kokusuna benzer bir kokusu vardır. Kloramin (NH_2Cl) ve amonyak (NH_3) arasındaki reaksiyon sonucu elde edilmektedir. Hidrazin, uydu veya uzay araçları yörünge tutum kontrollerinde hem tekyakıtlı hem de çiftyakıtlı sıvı roket yakıtı olarak kullanılmaktadır. Tekyakıt iticilerinde katalitik ayrışma, amonyak, nitrojen ve hidrojene ayrılan yakıtın egzoz gazı üreten ısıtılmış bir katalizörden (*iridyum içeren alüminyum taneciklerden*) geçmesiyle ateşleme meydana getirmektedir. Hidrazinin parçalanması ile yaklaşık 925 °C sıcaklık ve 230-240 saniyelik bir özgül itki oluşmaktadır.

Basınçlandırılmış yakıt tanklarında %25'lik boşluk hacmi (*%75 yakıt içeren*) yakıt besleme ünitesi basıncının düşmesine, dolayısıyla 4:1 oranında da itme kaybına sebep olabilmektedir. Bu çalışma modu, sabit basınç modundan farklı olarak, yakıt tankı haricinde bir başka tankta yüksek basınçlı bir gazın depolanmasını gerektirir. Bu mod ise aşağı doğru basınçlandırma modu (*blow-down*) olarak bilinmektedir.

Tekyakıtlı itki sistemlerinin çoğu titanyum tankta depolanmaktadır. Yakıt tankları, yakıtı iticilere iten helyum veya azot ile basınç altına alınmaktadır. Tanktaki yakıt, yakıt boruları ve valfler vasıtası ile itici ayrışma odasına enjekte edilmektedir. Genel olarak bir uydu birden fazla iticiye sahiptir ve her bir itici kendi valfleri tarafından beslenmektedir. Uydu bilgisayarı tarafından gönderilen küçük elektromanyetik akımlar valflere gerekli komutları vererek itici gazların katalizörde reaksiyona girmelerini, ardından da ateşlenmelerini sağlamaktadır. Ateşlemeler birkaç milisaniye fakat ardarda olabilmektedir.

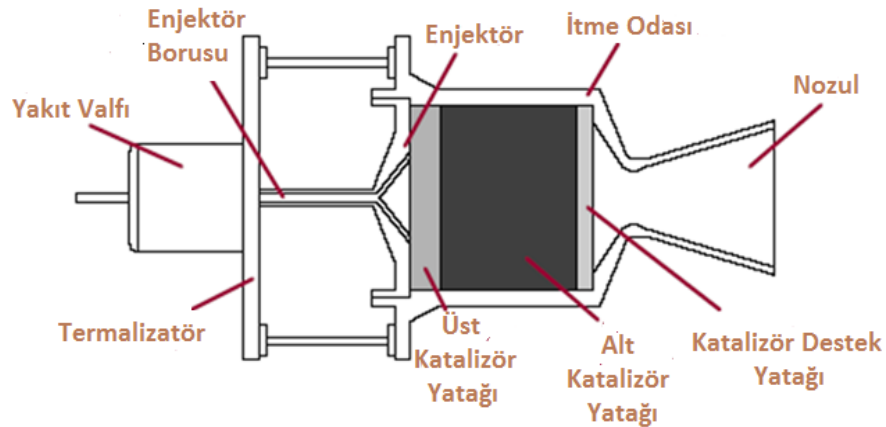
Tekyakıtlı sistemlerin kullanımında dikkat edilmesi gereken hususlar aşağıda sırtlandırılmıştır:

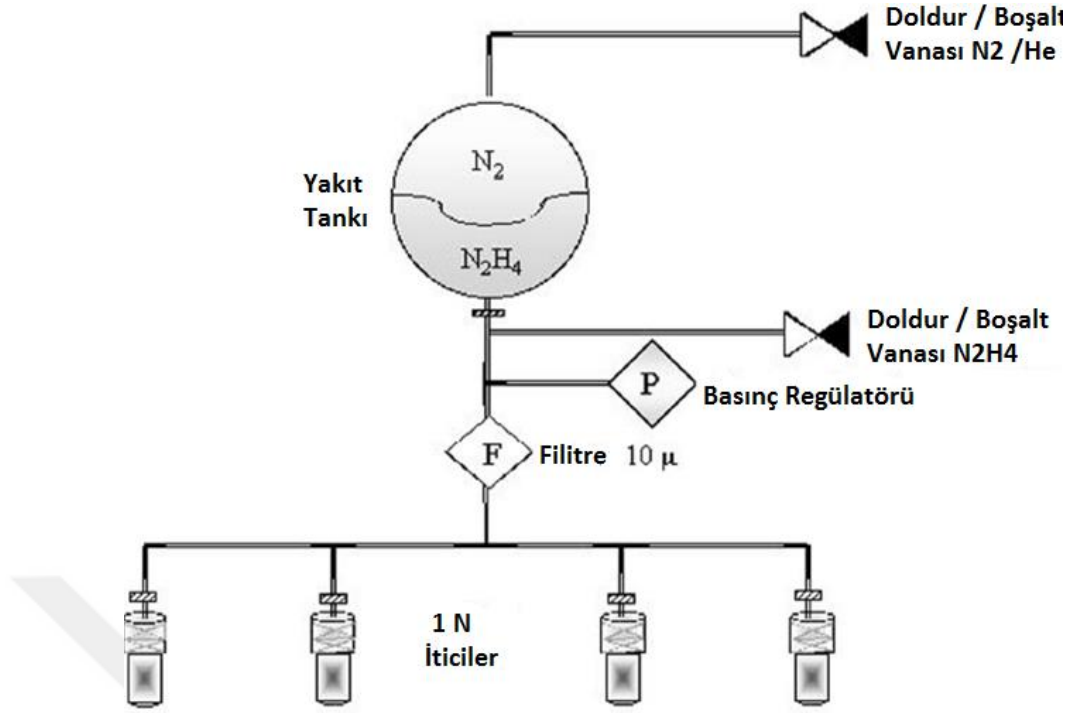
- Tekyakıtlı itici sistemler için katalizör yatağı ve valf ısıtıcıları gerekmektedir;

- Hidrazinli iticilerde katalizör yatağının ısınma süresi her bir itici için 2 saat kadar sürebilmektedir;
- Soğuk ayrışmanın katalizör yatağı performansını düşürdüğü gibi operasyonel ömrü de kısalttığı tespit edilmiştir.

Sistemde kullanılan hidrazin özgül itki değerinin (I_{sp}) 200 ile 230s aralığında olduğu tahmin edilmektedir.

Tekyakıtlı itki sistemlerinin diğer itki sistem teknolojileri kadar etkili olmadığı değerlendirilmektedir. Bununla birlikte tasarımcılar sadeliği, güvenilirliği ve yüksek itki ihtiyaç duyulduğu durumlarda tercih etmektedirler. Gezegenler arası yolculuk yapan uzay araçlarında yüksek oranda/uzun süreli itme ve özgül itkiye ihtiyaç duyulduğu durumlarda diğer alternatif teknolojiler değerlendirilmektedir.





Şekil 18. Sıcak Gaz İtici Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması

Tekyakıtlı itki sistemlerin ana performansları, avantaj, dezavantaj ve kullanımının tercih edildiği durumlar aşağıda özetlenmiştir:

Ana Performanslar:

- İtme seviyesi: uydular için, örneğin Ariane üçüncü kademe yardımcı itici için 450 N;
- Dürtü biti: $\geq 10^{-2}$ Ns (*minimum 20 ms itme süreli*)
- Hidrazin için özgül itki değerleri (I_{sp}) 200 ile 230s
- İtici I_{sp} dürtüsü: $\sim 1900 - 2200$ Ns/kg
- Sistem I_{ssp} dürtüsü: ≤ 1860 Ns/kg

Avantajlar:

- Karmaşık olmayan sistem mimarisi,

- Kullanışlı, kontrolü yüksek ve güvenilir (*yanma olmamakta ve regülatör gerektirmemekte*);
- Diğer sistemlere göre maliyeti düşük,
- İtme seviyeleri, mevcut ($\leq 400 N$)
- Sadece bir tank seti ile birkaç parça donanım yeterli gelebilmekte;
- Sistem yüksek oranda yakıt depolama özelliğine sahiptir (*12 yıldan fazla depolama ömrü olduğu tespit edilmiştir*).

Dezavantajlar:

- Orta derecede yüzey kontaminasyonu (NH_3);
- Düşük itme seviyesi;
- Kimyasal madde imalatı, nakliyesi ve depolanma açısından tehlikeli olarak değerlendirilme;
- Uydu dış gövdesinin egzoz gazlarından etkilenebilmesi.

Kullanımının Tercih Edildiği Durumlar:

- Düşük itme seviyesinin gerektirdiği durumlarda ve düşük itki birimi veya düşük hız değişimi gerektiğinde;
- Operasyonel ömrünün kısa süreli öngörüldüğünde;
- Uzay aracındaki ısı tespitinin zor olduğu ve sıvı taşma riskinin olmadığı durumlarda.

Tekyakıtlı itki sistemlerinde kullanılan bazı kimyasallar aşağıda sunulmuştur:

Tablo 3. Tekyakıtlı İtici Yakıt Performansları

Yakıt Türü	Molekül Ağırlığı (Kg/Kmole)	Yanma Sıcaklığı (K)	Özgül İtici (I_{sp} , s)
Metill Nitrat	1.21	3716	259
Nitrometan	1.13	2479	244
Nitrogliserin	1.60	3309	244
Etil Nitrat	1.10	1944	224
Hidrazin	1.01	1394	230
Tetronitrometan	1.65	2170	180
Hidrojen Peroksit	1.45	1277	165
Etilen oksit	0.87	1233	189
N-Propil Nitrat	1.06	1693	201

Aşağıda tekyakıtlı iticilerden Astrium firması birinci derecedeki iticiler (*Roket Motorları*) ve ikinci derecedeki iticilere (*Operasyonel İticiler*) örmeler sunulmaktadır.

**Şekil 19.** Astrium CHT Grubu 1-2-5-10 ve 20 N'luk Tekyakıtlı İticiler

Performance Characteristics							
Engine	MONARC-1	MONARC-5	MONARC-22-6	MONARC-22-12	MONARC-90LT	MONARC-90HT	MONARC-445
Steady State Thrust	0.22 lbf (1N) @275 psia	1.0 lbf (4.5 N) @325 psia	5 lbf (22N) @275 psia	5 lbf (22N) @190 psia	20 lbf (90 N) @ 235 psia	26 lbf (116 N) @ 235 psia	100 lbf (445N) @ 275 psia
Feed Pressure	70 – 400 psia (4.8 – 27.6 bar)	80 – 420 psia (5.5 – 29.0 bar)	70 – 400 psia (4.8 – 27.6 bar)	70 – 400 psia (4.8 – 27.6 bar)	80 – 400 psia (5.5 – 27.6 bar)	80 – 370 psia (5.5 -25.5 bar)	70 – 400 psia (4.8-27.6 bar)
Nozzle Expansion	57:1	135:1	60:1	40:1	40:1	50:1	50:1
Valve Power	18 watts	18 watts	30 watts	30 watts	72 watts	72 watts	58 watts
Mass	0.83 lbm (0.38 kg)	1.08 lbm (0.49 kg)	1.58 lbm (0.72 kg)	1.51 lbm (0.69 kg)	2.47 lbm (1.12 kg)	2.47 lbm (1.12 kg)	3.5 lbm (1.6 kg)
Engine Length/Exit Diam	5.2 in (13.3 cm) / .2 in (0.5 cm)	9.4 in (41.8 cm) / .1 in (2.5 cm)	8 in (20.3 cm) / 1.5 in (3.8 cm)	9 in (22.9 cm) / 1.2 in (5.3 cm)	12 in (30 cm) / 3.3 in (8.4 cm)	12 in (30 cm) / 3.3 in (8.4 cm)	16 in (41 cm) / 5.8 in (14.8 cm)
Specific Impulse	227.5 sec	226.1 secs	229.5 secs	228.1 secs	232.1 secs	234.0 secs	234.0 secs
Minimum Impulse Bit	0.0006 lbf-sec (2.6 mN-sec)	0.0007 lbf-sec (3.1 mN-sec)	0.07 lbf-sec (312m N-sec)	0.12 lbf-sec (526m N-sec)	0.04 lbf-sec (1.8 N-sec)	0.26 lbf-sec (1.16 N-sec)	2.59 lbf-sec (11.52 N-sec)
Total Impulse	25,000 lbf-sec (111,250 N-sec)	138,000 lbf-sec (613,852 N-sec)	120,000 lbf-sec (533,784 N-sec)	263,720 lbf-sec (1,173,085 N-sec)	786,000 (3,500,000 N-sec)	459,100 lbf-sec (2,042,178 N-sec)	1,250,000 lbf-sec (5,600,000 N-sec)
Pulses	375,000	205,000	230,000	160,000	50,000	70,000	12,000

Şekil 20. Moog ISP Grubu Tekyakıtlı İtici

6.1.2.2. Çiftyakıtlı İtici Sistemler

Ateşlemede sıvı iticilerin kullanıldığı çiftyakıtlı itki sistemler; itki üretmek için iki itici yakıt (Bipropellant), bir yanıcı (örneğin MMH) ve bir yakıcı oksitleyici (örneğin N_2O_4) yanması ile itki üretmektedir. Bu itici sistemlerinde bileşenlerinin temas ettiğinde kendiliğinden ateşlenme özelliğine sahip hipergolik yakıtlar kullanılmaktadır. Bu sistemler Birleşik İtici Sistemi (Unified Propulsion System-UPS) olarak ta adlandırılmaktadır. UPS, apogee motor ve itici grubunu besleyen yaygın bir yakıt tankı düzenlemesi avantajını sağlamaktadır. Bu yüzden UPS, daha az karmaşık, nispeten daha hafif ve uygun yakıtın maksimum kullanılabilirliğine olanak veren bir sistemdir. Çift yakıtlı itici sistemlerde her bir yakıt ayrı ayrı tanklarda muhafaza edilerek, basınç altına alınırlar. Yanma odası haricinde birbirleri ile tepkimeye girmeleri önlenmektedir. Basınçlandırılmış gaz, basınç regülatörleri vasıtası ile yanma odasına enjekte edilmektedir. Burada kendiliğinden reaksiyona giren sistem (hipergolik itici) yüksek

sıcaklık, düşük molekül ağırlıklı yanıcı bileşenleri genişterek hız kazanmaları ve nozul vasıtası ile de süratli bir biçimde dışarı püskürtülerek itme kuvveti sağlanmış olur.

Çift yakıtlı itki teknolojileri, tekyakıtlı iticilerle benzer misyonda, uydu ya da uzay aracı yörünge tutulumunu muhafaza etmek veya ayarlamak için küçük ivmeler sağlayan kontrol iticileri olarak kullanılmak üzere geliştirilmiş, emniyet ve kullanım verimliliği ile birlikte, artan özgül enerji performansı elde etmek için 220 Newton'dan 30000 Newton'luk iticiye kadar toksik olmayan çeşitlerin geliştirilmesini gerektirmektedir.

İlk çift yakıtlı itki sisteminin, uydu ve uzay araçları itki sistemleri üreticisi olarak bilinen Alman-Fransız firması tarafından Lampoldshausen'daki merkezinde ürettiği, televizyon ve radyo programlarının direkt yayını, telefon haberleşmesini ve verinin iletimini sağlayan Yer durağan uydu projesi Symphonie için olduğu bilinmektedir. Operasyonel ömürleri 5 yıl olarak tasarlanmış olmasına rağmen, 10 yıl sorunsuzca görev yapan Symphonie A ve Symphonie B uyduları daha sonra, Thor Delta tarafından Cape Canaveral'den 1974 ve 1975 yıllarında uzaya gönderilmiştir. Lampoldshausen Merkezi, Symphonie projesinden sonra yörünge uyduları ve gezegenler arası uzay araçları için ilk çift yakıtlı itki sistemlerin gelişimine öncülük etmişlerdir. Gezegenler arası ilk çift yakıtlı itki sisteminin ise 1989 yılında US Uzay Mekiği Atlantis ile fırlatılan Galileo uzay aracının Retro İtme Modülü'nde kullanıldığı bilinmektedir. Bu modül, Galileo'nun Jüpiter'e olan 6 yıllık yolculuğunda kullanılan 400 N'luk motor ve 12 adet 10 N'luk iticilerden oluşmuştur. Modül, yaklaşık 4.6 milyar km ve 14 yıl süren görevi boyunca sorunsuz bir şekilde çalışmıştır.

Tek yakıtlı iticilerin aksine, çift yakıtlı iticiler, itici gaz giriş basıncı değişimini kabul etmektedir. Bu nedenle, yüksek basınçlı gaz olarak nitelendirilen azot veya helyum, istenilen tank basıncına, (örneğin 17 bar) regüle edilirler. Bu çalışma modu aynı zamanda basınç sabiti modu olarak da adlandırılmaktadır.

Sistem, muhtemel geri akış, karışım ve ortak basınçlandırma gaz hattındaki itici buharların yanmasını önlemek amacı ile tankların akış yönünde kontrol valfleri içermektedir. Basınç regülatörünün arızalanması durumunda sistemin patlamasını

önlemek için sisteme dahil edilen tahliye valfleri yine tanklarının akış pozisyonuna göre konuşlandırılmaktadır. Enjektörün tıkanması veya yakıt ile sürüklenen yabancı maddelerin valf yuvasına hasar vermemesi için itici valfler doğrultusunda filtreler bulunmaktadır. Sistem ayrıca gazın geçip geçmemesine izin veren anahtar rolü üstlenen piro veya mandal valfler, doldurma ve boşaltma valfleri ve sistem kontrolü için çeşitli test portları içermektedir.

Günümüzde çiftyakıtlı itici sistemlerin, performansını, verimliliğini, güvenilirliğini ve müşteri talebini daha da artırmak için çok sayıda iyileştirme ve geliştirme çalışmaları gerçekleştirilmektedir. Özellikle Yer durağan uyduların yörüngelerine yerleştirilmesi veya derin uzay ve gezegen yörünge misyonları için yoğun olarak kullanılan S400 Apogee Kick Engine (AKE) denilen ana motorlar, yerini S400-12 ve S400-15 gibi geliştirilmiş yeni modellere bırakmıştır. Aynı şekilde, orijinal S10 itici ise S10-13, S10-18 ve S10-23 geliştirme modelleri ile 22 N seviyelerinde daha güçlü itici seçeneklerine dönüştürülmüştür.

Çiftyakıtlı itki sistemlerin ana performansları, avantaj, dezavantaj ve kullanımının tercih edildiği durumlar aşağıda özetlenmiştir:

Ana Performansları:

- 45000 N'a varan yüksek itki kapasitesi;
- Darbe biti: $\geq 10^{-2}$ Ns (*minimum 20 ms itme süreli*)
- Yüksek özgül itki değeri ≤ 3110 Ns/kg
- Düşük kütleli sistemlerde yüksek I_{ssp} dürtüsü : ≤ 2800 Ns/kg

Avantajlar:

- Kimyasal itki sistemler içerisinde en yüksek itme performansını sağlamaktadır;
- Yüksek özgül itki, I_{sp} dürtü (≤ 3110 N/kg)
- Düşük sistem kütlesi ile daha yüksek sistem özgül itkisi, I_{ssp} (≤ 2800 Ns/kg);

- Yüksek itme kapasitesi, 45000 N'a kadar
- Uzun operasyon ömrü;
- Tek yakıtlı itki sistemine göre daha karışık olmasına karşın, daha yüksek I_{sp} değerlerine sahip olma;
- Dar aralıkta tutulmak istenen uydu sıcaklığı.

Dezavantajlar:

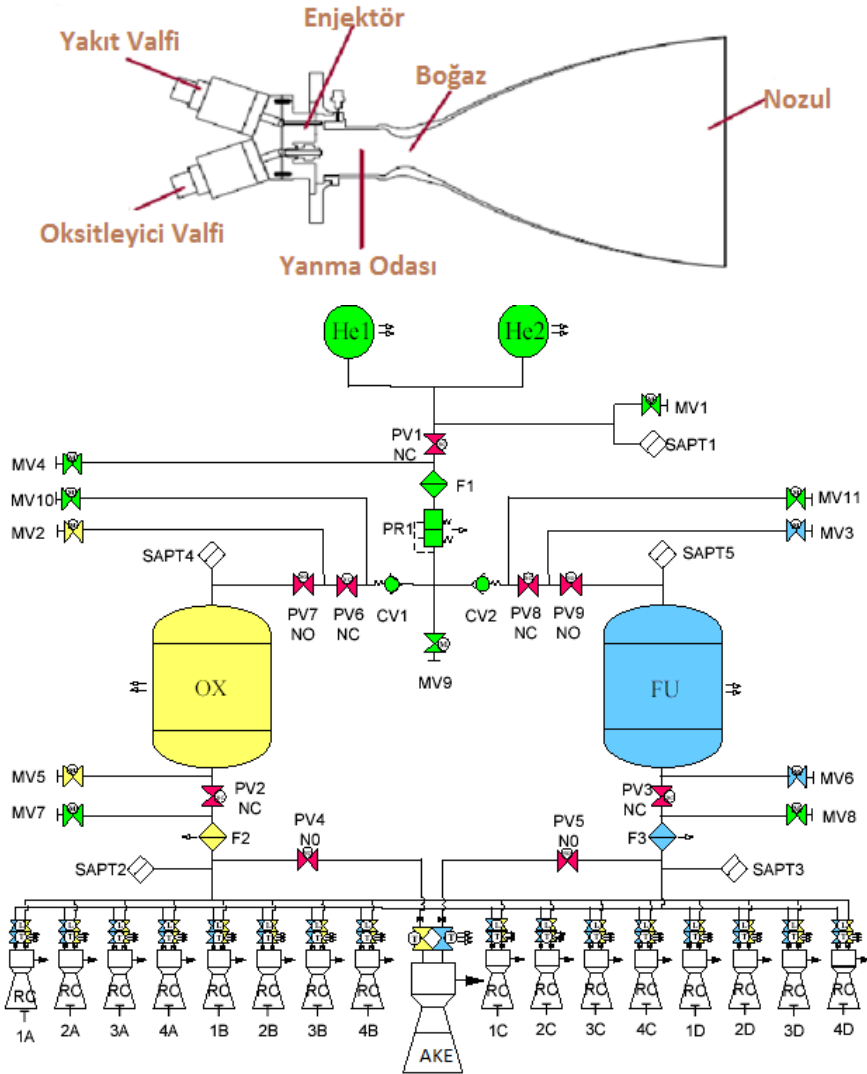
- Eklenen valfler, regülatörler, filitreler vb. bileşenleri ile daha karmaşık bir sistem mimarisine sahiptir;
- Tekyakıtlı sistemlere kıyasla daha yüksek maliyetlidir;
- Operasyonel olarak sistem güvenliği zayıf sayılmaktadır;
- Karışım oranının iyi ayarlanması gerekmektedir;
- Uydu dış gövdesi egzoz gazlarından daha çok etkilenebilmektedir.

Kullanımının Tercih Edildiği Durumlar:

- Yüksek özgül itki gerektiğinde;
- Sistemin operasyonel ömrünün uzun olması gereken durumlarda;

Çiftyakıtlı itki sistemlerin bir diğer türü de çift modlu (*dual mode*) sistemlerdir. Bu sistem, çift yakıtlı iticilerin yüksek verimliliğini, tekyakıtlı iticilerin basitliği ve güvenilirliğini birleştirici özelliğe sahiptir. Bu sistem ortak bir tanktan, AKE motoru için hem çiftyakıt monomethylhydrazine/hydrogen peroxide (MMH/H_2O_2) hem de yörünge tutum ve yörünge kontrol sistemleri (*AOCS*) için tekyakıtlı hydrazine/nitrogen tetroxide (N_2H_4/N_2O_4) kullanmaktadır. Sistem, yörünge transfer manevraları sırasında ilk ateşleme ile kuvvetli etkililikte yüksek itme gücü sağlayan iki bileşenli bir modda çalışmaktadır. İstenilen yörüngeye gelindiğinde yakıt ya da oksitleyiciyi kapatarak, diğer misyonunu basit ve

öngörülebilir tekyakıtlı modda yürütmektedir. İtici sistemi yerleşimi, çiftyakıtlı sistemininkine benzer bir itici besleme sistem tasarımına sahiptir.



- OX (Oksitleyici) ve FU (Yanıcı) tanklar
- He1 ve He2: Helyum Basınç Tankları
- Basınç Kontrol Ünitesi
 - ✓ PR: Basınç Regülatörü
 - ✓ CV: Kontrol Valfi
 - ✓ F: Helyum Filtre
 - ✓ PV: Pyro Valfi
 - ✓ MV: Doldurma/Boşaltma Vanası
- SAPT: Basınç Dönüştürücüleri
- Yakıt İzolasyon Ünitesi
 - ✓ F: Yakıt Filtresi
 - ✓ PV: Pyro Vanası
 - ✓ MV: Doldurma/Boşaltma Vanası
 - ✓ SAPT: Basınç Dönüştürücüleri
- AKE: Ana Motor (Apogee Kick Engine)

Şekil 21. Çiftyakıtlı İtici Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması

Aşağıda tekyakıtlı iticilerde kullanılan bazı itici sistemler verilmektedir:



Şekil 22. Airbus Safran Launchers Kimyasal Çiftyakıtlı İtçiler

Performance Characteristics					
Design	DST-11H	DST-12	DST-13	5 lbf	LTT
Propellant	Hydrazine/MON	MMH/MON	MMH/MON	MMH/MON	MMH/MON
Nominal Steady State Thrust	5 lbf (22N)	5 lbf (22N)	5 lbf (22N)	5 lbf (22N)	2 lbf (9N)
Feed Pressure	80 – 400 psia (5.5 – 27.6 bar)	60 – 400 psia (4.1 – 27.6 bar)	80 – 400 psia (5.5 – 27.6 bar)	39 – 320 psia (2.8 – 22.1 bar)	120 – 286 psia (8.3 – 19.7 bar)
Nozzle Expansion	300:1	300:1	300:1	150:1/300:1	350:1
Nominal Mixture Ratio	0.85	1.61	1.65	1.61/1.65	1.65
Valve	Solenoid	Latching Torque Motor	Solenoid	Latching Torque Motor or Solenoid	Solenoid
Valve Power	41 watts max (2 coils wired in series)	6 watts max (Latch) 7 watts max (primary) 9 watts max (secondary)	41 watts max (2 coils wired in series)	6 watts max (Latch) 7 watts max (primary) 9 watts max (secondary) (Torque Motor) 15.6 watts max (solenoid)	27 watts
Mass	1.7 lbm (0.77 kg)	1.4 lbm (0.64 kg)	1.5 lbm (0.68 kg)	1.4 – 2.0 lbm (0.64 – 0.91 kg)	1.7 lbm (0.78 kg)
Length	10.3 in (262 mm)	9.6 in (244 mm)	10.4 in (264 mm)	9.7-13.5 in (248 - 343 mm)	10.6 in (270 mm)
Chamber Material	Platinum/Rhodium Alloy	Platinum/Rhodium Alloy	Platinum/Rhodium Alloy	C-103	C-103
Performance	DST-11H	DST-12	DST-13	5 lbf	LTT
Specific Impulse	310 secs	302 secs	298 secs	288 secs/292 secs	274 secs
Throughput	907 kg (2000 lbm)	1073 kg (2365 lbm)	637 kg (1404 lbm)	484 kg (1068 lbm)	432 kg (953 lbm)
Programs	Intelsat, BepiColombo, Wild Geese, Tenacious, GOES-R	AsiaSat 5, Telstar, Himawari, Turksat	NASA SDO	ETS-8, OZSS, Superbird-7, ST-2, WGS, Intelsat	WGS, Intelsat, TDRS
Highlights	DST-11H provides highest performance available in a hydrazine/MON ACS Thruster	DST-12/13 Provides highest performance available in MMH/MON ACS Thruster		Engine has been in production for more than 30 years, with > 2000 delivered and flown	For over 15 years the LTT has been produced and in that time over 500 engines have been delivered

Şekil 23. Morg ISP Grubu Çiftyakıtlı İtçiler

Çift modlu sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Yüksek özgül itki, I_{sp} dürtü ($\leq 3110 \text{ N/kg}$) yörünge manevraları için;
- Yörünge tutulumu/kontrolü ve yörünge korunması için ortak yakıt tankı
- Daha yüksek performanslı manevra iticileri kullanabilmektedir. Örneğin, gerektiğinde $F = 10 - 22 \text{ N}$ çiftyakıtlı iticiler ve için $I_{sp} = 3000 \text{ Ns/kg}$ 'ye karşılık gelen $I_{sp} = 2900 \text{ Ns/kg}$ gücü arttırılmış katalitik iticiler (*Power Augmented Catalytic Thruster - PACT*).

Dezavantajlar:

- Eklenen valfler, regülatörler, filtreler vb. bileşenleri ile daha karmaşık bir sistem mimarisine sahiptir;
- Tekyakıtlı hidrazin diğer sistemlere kıyasla daha yüksek maliyetlidir.

6.1.2.3. Diğer İtici Sistemler

Yüksek Enerji İtici (*High-Energy Propulsion*) Sistemler, bir oksitleyiciyi ve itki oluşturmak için birlikte yanma yapan bir yakıt kullanmaktadır. İki itici gazdan biri kriyojenik biri sıvı olabilmekle birlikte, ateşleme sistemlerinde kıvılcım oluşturacak ateşleyiciye ihtiyaç duyulmaktadır. Sıvı oksijen/hidrazin (LO_2/N_2H_4), sıvı oksijen/metan (LO_2/LCH_4) ile karşılaştırılabilir bir performansa sahip itici seçenek olarak değerlendirilmektedir.

Yüksek Enerjili Oksitleyici İtici (*High-Energy Oxidizers*) Sistemler, florlu bileşikler gibi, klor trifluorür (ClF_3), klor pentafluorür (ClF_5) ve oksijen difluorür (OF_2) içermektedir. Bu oksitleyiciler, uzun bir test tarihçesine sahiptir ve en yeni testler 1980'lerde yapılmıştır. Uçuş testi için hidrazin/ klor pentafluorür (N_2H_4/ClF_5) kullanarak havza içi aşamalar oluşturulmuştur. Depolanabilir nitrojen tetroksit/monometil hidrazin (NTO/MMH) iticilerinden çok daha yüksek enerji ve roket I_{sp} sunmaktadır.

Sıvı Kriyojenik İtici (*Liquid Cryogenic*) Sistemler, günümüzde uzay transfer aşamaları için kullanılan sıvı oksijen (LO_2 veya LOX) ve likid hidrojen (LH_2) kullanılmaktadır. Sıvı kriyojenik iticiler, çok düşük sıcaklıkta sıvı olan gazlardan meydana gelmektedir. Örneğin, LO_2 için kaynama noktası yaklaşık -183 °C ve LH_2 için -252.9 °C dır. Bu iticiler uzay koşullarında kullanım itme aralıkları 23000 kg-kuvvet (*kgf*) kadar geliştirilmiştir. Sıvı hidrojenin, gelecekte planlanan Mars misyonları için bir seçenek olan yüksek itme nükleer termal roketlerde kullanılabilceği değerlendirilmektedir. Yüksek performansla sahip olması cazip seçenek kılmaktadır. Bununla birlikte, kriyojenik iticilerin depolanması, taşınması ve özellikle, uzun süreli misyonlarda kaynamanın önlenmesi zorlayıcı olabilmektedir. İtici hidrojeni sıvı olarak tutmanın zorlukları ve buna karşılık gelen sıvı hidrojenin yoğunluğu nedeniyle, alternatif yakıt olarak sıvı metan (LCH_4) kullanımına yönelik araştırmalar devam etmektedir. Özellikleri bakımından metan, özellikle de kaynama noktası -164 °C ile sıvı oksijene daha yakındır, bu yüzden metanın kullanılması sistemin basitleştirilmesini sağlayabilmektedir.

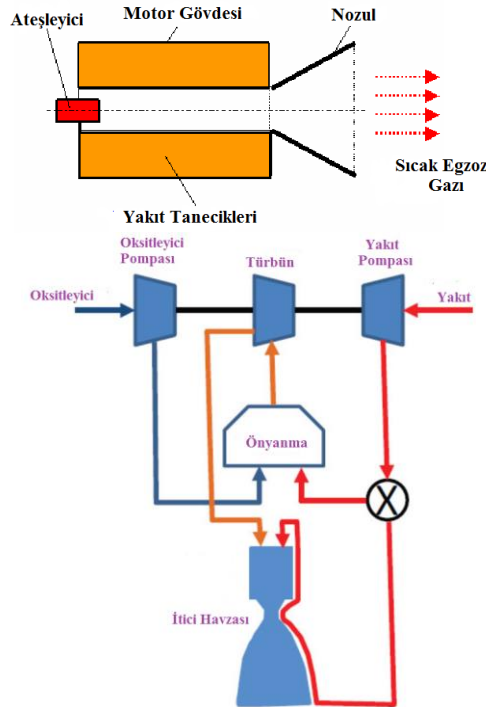
Metan, uydu ve uzay araçları reaksiyon kontrolü ve alçalma/yükselme için potansiyel bir itici seçeneği sayılmaktadır. Metanın bir diğer potansiyel avantajı, Mars'taki kaynaklardan yerinde üretilebilme imkanının olabilmesidir. Kriyojenik reaksiyon kontrolünün kullanım amaçlarından bir diğeri de, besleme ünite sistemini ana itki sistemine entegre etme imkanının olabileceğidir. Birleşik sistemler, özellikle dürtülü tepki kontrol sistemler için depolama, yakıt kalitesi gibi bir takım zorluklar içermektedir. Yörüngede yükselme/alçalma operasyonlar için, hem pompa beslemeli hem de basınç beslemeli sistemler seçenek olarak sayılmaktadır.

Sıvı kriyojenik itki (*Liquid Cryogenic*) sistemlerde, ana ve tepki kontrol besleme sistemleri, diğer alt sistemler olan güç, çevresel kontrol ve ömür destek sistemlerinin bütünleştirilmesiyle toplam uydu kütlelerinin azaltılmasına fayda sağlanabileceği değerlendirilmektedir. Bu bağlamda, ayrı sistem bileşenlerinden meydana gelen ve birden çok yakıt kullanan itici sistemler yerine birleşik itki sistemler kullanılmasının, uydu veya uzay aracının karmaşık bir mimari yapıya sahip olmasını da engelleyeceği değerlendirilmektedir.

6.2. Katı Yakıtlı İtici

Katı yakıtlı itki sistemleri veya roket motorları, genellikle önceden karıştırılmış katı yakıt (*yakıt ve oksitleyici*) kullanılarak itki elde edilen itici gruplarıdır. Karışım tanecikli olduğundan ateşlendiğinde özel yanma oranı ile yüzey alanı önceden belirlenmiş bir seviyede yanma gerçekleşmektedir. Yanma oranı, misyon için gereken itme ve süresini belirlemektedir. Katı iticiler için I_{sp} değerleri normalde 300 saniyeden az kabul edilmektedir. Günümüzde uzay ortamında kullanılan katı yakıtlar için, katı alüminyum tozu esaslı hidroksil ile sonlandırılmış polibütadien (*HTPB*) yakıtlar, basit ve güvenilirlik açısından sadece ana apogee motorlar ve roket üst kademelerde kullanılmaktadır. İtme vektörlemesi, hareket yönünü hisseden algılayıcı/dengeleyici gimball veya gaz/sıvı enjeksiyon ile kontrol edilmektedir. En yaygın olanı, genellikle kompozit itici gazların kullanılmasıdır.

En eski roketler 13. yüzyılın başlarında Çin, Kızılderililer, Moğollar ve Persler tarafından savaşta kullanılmış, barutla çalışan katı yakıtlı roketlerdir. Kimyasal itici roketlerin daha verimli ve kontrol edilebilir alternatifler sunduğu 20. yüzyıla kadar tüm roketler bir takım katı veya toz yapıya sahip yakıtlar kullanmışlardır.



Şekil 24. Katı Yakıtlı İtici Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması

Katı yakıtlı roketler, uzun süre depolanma ve daha sonra da kısa sürede güvenilir bir şekilde fırlatma özelliğine sahiptirler. Bu nedenle füzeler gibi askeri uygulamalarda sıklıkla kullanılmaktadırlar. Katı iticilerin düşük performanslı olması (*sıvılara kıyasla*), haberleşme uydularının fırlatımında roket yakıtları açısından birincil itici güç olarak kullanımı bulunmamaktadır. Bununla birlikte, 2 ton altındaki alçak yörünge (*LEO*) uyduları (*500 kg kadar*) için hafif fırlatma roketlerinde kullanılabilirler.

Genel olarak, katı yakıtlı itki sistemleri yalnızca tek ateşleme ile toplam itme potansiyelini sağlayabilirler, sebebi ise sistemde kapatma modülasyonunun bulunmamasıdır. Bu nedenle katı yakıtlı sistemlerin kullanımı aşağıdakilerle sınırlıdır:

- Yörünge değişikliği (*örneğin, apogi veya perigi manevrası*)
- Hızlanma ivmesi (*örneğin, kimyasal sıvıların yönlendirme manevraları, ayırma manevraları*)

İki temel itici güç türü vardır:

- Yakıtı yakma sürecini sürdürebilecek kadar kimyasal olarak bağlanmış oksijen içeren yakıt bileşenlerinden oluşan homojen yakıtlar;
- Organik yakıt bağlayıcıları ve oksitleyicilerden oluşur kompozit itici gazlar.

Özellikle NASA çalışmaları kapsamında, katı yakıtlı itki sistemlerin uzay uygulamalarına yönelik teknik yetenek, hedef ve zorluklar aşağıda sıralanmıştır:

- Nanopartiküller ile katı yakıt karışımında bulunan itici enerji yoğunluğunu ve itici yapısal bütünlüğünü artırmak için diğer katkı maddelerini de içeren ateşleme test formülasyonları geliştirilmesi;
- Uzay ortamına uzun süreli maruz kalmaya dayanmak için gelişmiş dayanıklılık sağlayan itici gaz geliştirmek ve niteliklendirmek;
- Uydu ya da uzay aracı yapısal ve sistem bileşeni teknolojisine (*örneğin, kompozit motor gövdesi, hafif nozul ve sarf edilebilir ateşleyici*) yönelik geliştirmeler yoluyla kütle fraksiyonunu iyileştirmek;

- Milinewton itme aralığında katı motorlar için kapatma ve yeniden başlatma kabiliyeti sağlayan elektrikli katı iticiler teknolojisinin geliştirilmesi.

Katı yakıtlı itki sistemlerin ana performansları, avantaj ve dezavantajlara dair durumlar aşağıda özetlenmiştir:

Ana Performansları:

- İtme seviyesi: 50 N (*küçük uydularda aşağı/yukarı dönme için*);
- Etki eden gerçek dürtü: ~ 10 Ns (*küçük uydularda aşağı/yukarı dönme için*);
- İtici özgül itki (I_{sp}): ~ 2400 Ns/kg;
- Sistem özgül itki (I_{ssp}): 2300 - 2700 Ns/kg

Avantajlar:

- Operasyonel olarak nispeten basit;
- Çok yüksek kütle fraksiyonu, mükemmel kütle yoğunluğu;
- Ambalajlama özellikleri;
- İyi derecede uzun vadeli depolama özellikleri.

Dezavantajlar:

- Uçuştan önce test edilmemiş olarak kullanılması;
- Durdurulması, yeniden başlatılması, gaz kısılması, ateşleme (*dürtü*), vb durumların çok zor olması ya da bu işlemlerin yapılamaması;
- Sınırlı I_{sp} performansı (*2400 - 3000 Ns/kg*);
- Güvenilirliği ve güvenlik sorunları ile sınırlı yedeklilik.

Tablo 4. Katı Yakıt Genel Karışım Oranları

Çift Tabanlı İtici (Yakıt ve oksitleyici kimyasal olarak karıştırılmış)		Kompozit itici (Yakıt ve oksidan mekanik olarak karıştırılmıştır) %	
Nitro selüloz	51.4	Amonyum perklorat (NH ₄ ClO ₄)	62.0
Nitroglycerin	42.9	Bağlayıcı malzeme (yakıt da)	21.9
Katkı maddeleri	5.7	Alüminyum tozu (yakıt)	15.0
		Katkı Maddeleri	1.1
Toplam	100	Toplamda	100

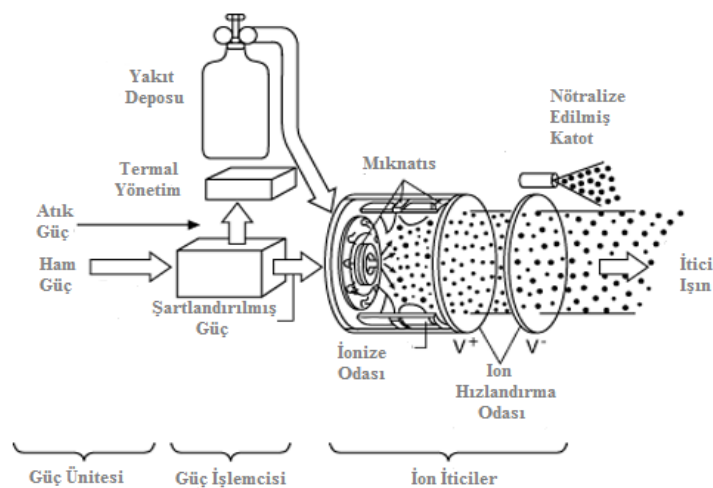
6.3. Elektrikli İtici

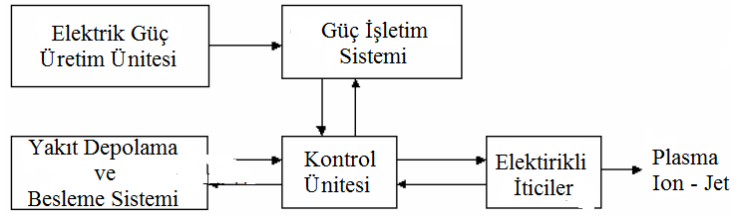
Gezegenler arası görevler için itki sistemlerinin itme performanslarının artırılması, itici egzoz hızının kimyasal roketlerden daha iyi seviyelere (*5000 m/s'nin ötesinde*) çıkarılması gerekmektedir. Bu hızlandırma, sisteme harici olarak sağlanan elektrik gücü vasıtası ile gerçekleştirilmektedir. Elektrikli itki üretim metotları aşağıda tanımlanmaktadır:

- Elektrotermik sistemler (*resistojet ve ark-jetleri*). Nozul içerisinde sıcak gaz (*elektrik akımı ile ısıtılan*) genişmesi;
- Elektromanyetik sistemler (*magnetoplasmedynamic (MPD)*). Elektrik ve manyetik alanların etkileşimi ile plazmanın hızlandırılarak yüksek hızla dışarı atılması;
- Elektrostatik sistemler (*iyon motorları: Kaufman, radyo frekansı, alan emisyonu, sabit plazma*). Elektrik alanlardaki yüklü parçacıkların hızlandırılarak hızla dışarı atılması.

Elektrikli itici sistemlerde, itme kuvvetini meydana getirecek olan enerji yakıtta depolu değildir. Kimyasal iticilerin tam tersine elektrikli iticilerde enerji limiti bulunmamaktadır. Sistem dışarıdan nükleer, solar radyasyon toplayıcılar veya bataryalar tarafından desteklenmektedir. Bu toplayıcı ve bataryalar sebebiyle enerji sağlamada devamlılık sorunu yaşanabilmesi dezavantaj olarak sayılmaktadır. Nükleer elektrik itki sistemlerinde, nükleer reaktörden gelen termal enerji, statik veya dinamik yollarla termal enerjiden elektrik enerjisine dönüştürülmektedir. Bu enerji beslemesi ile egzoz hızı veya özgül itki oranı kimyasal itici sistemlerden çok daha yüksektir. Bunun sebebi ise elde edilen itme miktarının sisteme giren yakıt miktarı ile sınırlı olmayıp, verilen elektriksel güçle belirlenmesidir. Statik sistemlerin (örneğin termoelektrik jeneratörler), sistem içerisinde hiçbir hareketli parçaları bulunmamasına rağmen, yüksek güvenilirliğe sahiptirler, ancak dinamik sistemlerin hareketli parçaları (örneğin türbinler, jeneratörler vb.) olduğu halde düşük verimliliğe sahiptir.

Güç işletim sistemleri, elektrik güç üretim cihazından gelen voltajı, elektrik iticisinin gerektirdiği forma dönüştürmektedir. Örneğin, bir güneş enerjili elektrik üretim sistemi düşük voltajlı doğru akım (DC) üretmektedir (tipik olarak ~ 100 V). Elde edilen DC enerji, transformatörler vb. dönüştürücülerle bir iyon itki sistemini besleyecek kilovolt seviyelerine dönüştürülmektedir. Uydularda güç işletim sistemi, Güç İşletim Ünitesi (PPU – Power Processing Unit) olarak bilinmektedir.





Şekil 25. Elektrikli İyon İtici Sistem Ünite Mimarisi ve Blok Şeması

İtici depolama ve besleme sistemi genel olarak, sıvı veya gazlı iticilerde olduğu gibi tanklarda depolanarak, kimyasal itici sistemlerine benzer şekilde itici besleme ünitesine gönderilmektedir. Elektrik itici sistemler; güç kaynağı (*güneş veya nükleer güç kaynağı*), güç optimizasyon ünitesi (*PPU veya PCU - power processing/conditioning unit*), enerji depolama ünitesi (*ESU - energy storage unit*), iticiler (*thruster assembly*), yakıt depolama ünitesi (*propellant storage unit*) ve yakıt besleme sistemi (*propellant feed system*) boruları, valfler vb. donanımlardan oluşmaktadır. Elektrik kontrol ünitesi, elektrikli valfleri ve iticileri çalıştırmaktadır.

Elektrik itici güç sistemlerinin özgül itkileri 500 ile 5000 s, toplam itme kuvvetleri ise 0.01 ile 0.2 N arasında değişebilmektedir.

Güç Kaynağı (*Power Source*): Sistem için gerekli olan güç kaynağı, güneş enerjisi ya da nükleer reaktörlerden sağlanmaktadır. Güneş enerjisi ile beslenen itici sistemler için, güneş fotonları güneş pilleri yardımı ile elektriğe dönüştürülmektedir. Nükleer elektrik iticilerde ise nükleer reaktörden elde edilen termal enerji elektrik enerjisine dönüştürülmektedir.

Güç Optimizasyon Ünitesi (*PPU Power Processing Unit*): Elektrikli iticiler için gerekli olan voltajı güç üretim mekanizmasından voltaj bazında aktarılmasını sağlar. Mesela, güneş panellerinden düşük voltaj DC (*yaklaşık ~100 V*) transformatörler vasıtası ile kilovolt seviyelerine çıkarılarak iyon iticilerin çalışmasına imkân verebilmektedir.

Enerji Depolama/Kontrol Ünitesi (*ECU- Electric Control Unit*): İtici ve vanaların elektrikselsel olarak çalışmasını sağlamaktadır.

Yakıt Depolama ve Besleme Sistemleri (*Propellant Storage & Feed Systems*): Uydularında görev ve işlevleri bakımından farklı birçok itici ve yakıt türleri bulunmaktadır. Genel olarak değerlendirildiğinde, sıvı ve gaz halindeki bu yakıt türleri depolanmak sureti ile itici kimyasal itici yakıtları olarak giriş yapmaktadır.

İtme oluşturmak için elektrikli itici tertibatı (*Electric Thruster Assembly*), itici deposunu ve besleme sistemini itici düzeneğe bağlayan valf ve borular ile desteklenmektedir.

6.3.1. Elektrotermal Sistemler

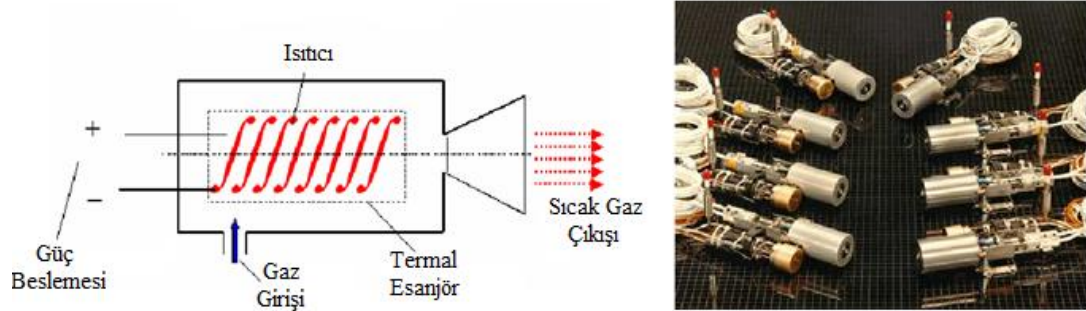
Resistojetler ve arcjetler, 50 ila 2.000 watt aralığında, iletişim uydularında günümüzde yaygın olarak kullanılan iki tür elektrotermal çözüm olarak sunulmuştur. Elektrik enerjisi ile itkiyi meydana getirecek olan yakıt hazne içerisinde resistojet veya arcjet yöntemi ile ısıtılarak gaz haline dönüştürülmesi ve genişmesi sağlanarak nozul vasıtası ile dışarı atılarak itme kuvveti elde edilmektedir. Diğer bir ifade ile elektrik akımı ile ısıtılan gazın egzoz hızında artışa neden olması ve ortamdaki sıcaklık artışının Specific Impulse artışına neden olması temeline dayanır.

6.3.1.1. Elektrotermal Resistojet İtici Sistemleri

Bu sistemde, hazneye giriş yapan yakıt elektrik bobin vasıtası ile ısıtılmaktadır. Isıtılmış olan gazın, gaz-dinamiği yöntemleri ile nozul içerisinde genişmesi ve hız kazanması sağlanarak, hızlı bir şekilde egzozdan atılarak itme kuvveti elde edilmektedir. Sistem, tekyakıtlı olarak bildiğimiz (*monopropellant*) sistem sınıfındadır ve yüksek enerji verimi elde edilebilen yakıt olarak hidrazin (N_2H_4) kullanılmaktadır. Sistemden sağlanan özgül itki değeri limitlidir; çünkü hidrazinin maksimum ısıtma yüzey derecesi 3000 K civarında seyretmektedir. Egzozdan çıkan gazların hızı 3500 m/s ve I_{sp} 350 saniyeye kadar çıkabilmektedir.

Sistem deneysel olarak 1960'lı yıllarda kullanılmaya başlanmış olup, operasyonel olarak ilk defa 1980'li yıllarda Intelsat-V haberleşme uydusunun kuzey-

güney yörünge sabitlemesinde kullanılmıştır. Daha sonraki yıllarda uyduların yörüngelere oturtulması ve yörüngede tutulması gibi görevlerde kullanılmıştır.



Şekil 26. Elektrotermal Resistojet İtici Ünitesi ve Primex MR501B İtici Üniteleri

Elektrotermal Resistojet itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Basit ve güç optimizasyon ünitesi gerektirmeyen bir sistem (*direct drive*);
- Düşük seviyede güç yeterli gelmektedir.

Dezavantajlar:

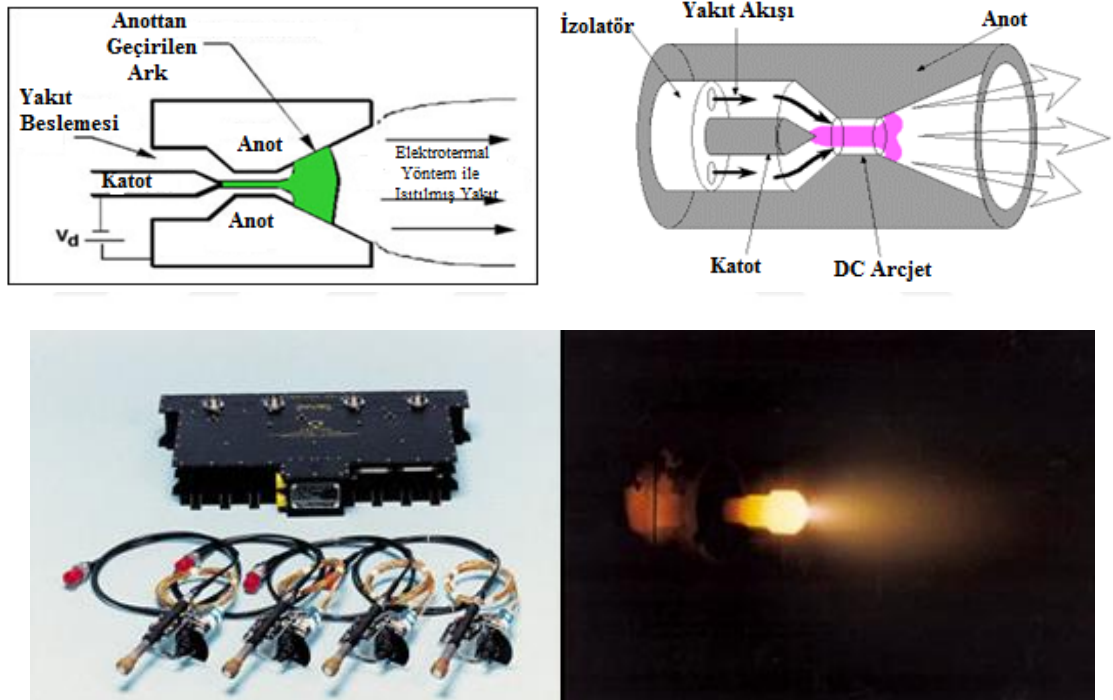
- Kısa ömürlü;
- Düşük I_{sp} .

6.3.1.2. Elektrotermal Arcjet İtici Sistemleri

Elektrotermal arcjet sistemlerde, itici güç oluşturmak için elektrik arkı kullanılır; yanıcılığı olmayan yakıtın, itici haznesinde elektrik ark yöntemi ile gaz haline dönüştürülmesiyle nozul içerisinde genişmesi ve hız kazanması sağlanarak, hızlı bir şekilde egzozdan atılarak itme kuvveti elde edilmektedir. Arcjet sisteminde enerji solar paneller veya bataryalardan beslenmekte ve sistemde değişik yakıtlar kullanabilmektedir. Genel olarak yüksek enerji verimine sahip olan hidrazin (N_2H_4)

kullanılmaktadır. Sistem yüksek derecede özgül itki ($500 - 1200 \text{ s}$) ve makul derecedeki itme kuvveti ile uydu iticiler sınıfında önemli bir yere sahiptir. Arcjet iticileri günümüzde uyduların yörüngede tutulması ve yörünge üzerindeki hareketlerinin kontrolünü sağlamada kullanılmaktadır.

Operasyonel ve ticari amaçlı olarak ilk defa 1993 yılında TelStar IV haberleşme uydusunda kuzey-güney yörünge sabitlemede kullanılmıştır. Amerikan Hava Kuvvetleri ASEX programı çerçevesinde ilk defa yüksek güce sahip yörünge yükselme operasyonunda 1997 yılında bu sistemi kullanılmıştır. Arcjet teknolojisi ile ilgili ar-ge çalışmaları deneysel ve teori olarak devam etmekte olup düşük itme kuvveti ve yüksek özgül itki kapasiteleri artırılmaya çalışılmaktadır.



Şekil 27. Elektrotermal Arkjet İtici Ünitesi ve Test Operasyonu

Elektrotermal Arcjet itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Basit bir tasarıma sahiptir;

- Yakıt olarak hidrazin kullanılmaktadır;
- Düşük manevra zamanına sahiptir.

Dezavantajlar:

- Atık madde oluşturması;
- Düşük verimlilik (%35);
- Düşük özgül itki;
- Manevra sırasında komut alma ve işlem sıralama özelliği yoktur (*Yer istasyonu bu işleri yürütür*).

6.3.2. Elektromanyetik Sistemler

Elektromanyetik sistemlerde yakıtın hızlandırılması, elektrik ve manyetik alan etkisi ile yakıt içerisindeki atomların iyonize edilmesi sağlanarak, hızlı bir şekilde egzozdan atılmasıyla itme kuvveti elde edilmektedir. Elektromanyetik sistem tekniği şu anda titreşimli plazma iticilerde (*Pulse Plasma Thrusters*) kullanılmakta ve bazı iticilerde ise deneme aşamasında bulunmaktadır.

Titreşimli Plazma İticiler (*PPT*), yüksek özgül itki ve düşük güç (*ortalama güç 30 W'tan düşük*) elektrik iticiler olarak bilinmektedir. Daha çok küçük uydularda pozisyon veya yörünge kontrolü, açısal kontrol ve düşük itkili manevra operasyonlarında kullanılmaktadır. PPT iticiler basit bir sistem mimarisine sahiptirler. Yakıt olarak katı yakıt (*Teflon*) kullanılmaktadır. Az yakıt harcayarak yüksek seviyede egzoz hızı elde edilmesi mümkündür.

Bu sistemleri daha iyi anlamak için iyonizasyon ve plazma kavramlarını anlamak gerekmektedir. İyon, elektriksel olarak şarj olmuş atom veya molekül olarak tanımlanmaktadır. İyonizasyon ise işlem olarak atom veya molekülün elektron ekleyerek veya çıkartılarak elektriksel olarak şarj olma halidir. İyonlar şayet bir veya birden fazla elektron kaybederse pozitif, şayet bir veya birden fazla elektron

kazanıyorsa negatif olmaktadır. Herhangi bir gaz, atom veya moleküllerinin bazı ya da bütününün iyonla dönüşmesi ile o gaz iyonize olmuştur.

Plazma, herhangi bir gazın düşük yoğunlukta tamamı ile iyonize olmuş ve eşit sayıdaki pozitif ve negatif iyonlara sahip halidir. Elektriksel olarak iletken ve manyetik alan altında etkilenme göstermektedir. Plazma, elektrik itici sistemlerinin temel yapı taşlarından birisidir. Bu bağlamda, elektriksel şarj olmuş iyon ve elektronların elektrik ve manyetik alan altında itilmesi ile itki elde edilmektedir.

PPT iticilerde yakıt haznesine yakın iki adet elektrot bulunmaktadır. Enerji depolama ünitesi (*Energy Storage Unit*) bu elektrotlara paralel olarak yerleştirilmiş olup, itici güç besleme sistemi tarafından yüksek voltta şarj edilmektedir.

PPT iticilerde titreşimi meydana getirecek ilk basamak ateşleme olarak kabul edilmektedir. Yakıt bölgesinin yakınında yer alan itici ateşleyicisi, kıvılcım ile ateşlemeyi sağlayarak Enerji Depolama Ünitesi (*ESU*)'nin deşarj olmasını sağlar ve iki elektrot arasında plazma oluşturur. Bu plazmaya ana deşarj (*main discharge*) adı verilmektedir. Ana deşarj, katı yakıt yüzeyinde aşınma oluşturarak iyonlaşmayı başlatır ve yakıt plazmayı meydana getirir. Daha sonra bu plazma, itici dış kısmında Lorentz kuvveti ile hızlandırılır. (*Lorentz kuvveti, manyetik alan ve elektrik akım etkileşiminden meydana gelmiş olan kuvvet olarak tanımlanabilir ya da elektromıknatıssal alanlar tarafından hareketli bir noktasal yüke etkiyen kuvvettir denilebilir*). Sonuç itibarı ile haznede bulunan yakıt devamlı tüketildiği için kalan katı yakıt (*Teflon*) bir yay tarafından hazne içerisine itilerek plazmanın devamlılığı sağlanır.

2000 yılında fırlatılmış olan Earth Observing 1 (*EO - 1*) uydusunda yalpalama eksenli kontrolü (*pitch axis control*) ve momentum yönetimi sağlama amaçlı bir adet çift eksenli Titreşimli Plazma İtici (*PPT*) kullanılmıştır. EO-1 PPT iticileri Primex Aerospace Company tarafından NASA Glenn Research Centre'da geliştirilmiştir. EO-1 de kullanılan bu iticinin testlerinde sadece 70 W'lık bir güç tüketimi ile 860 mikronewtonluk itmeye ve 13700 m/s egzoz hızına erişilmiştir.

NASA tarafından PPT'ler üzerindeki ar-ge çalışmaları devam etmekte olup, Glenn Research Centre ve Unison Industries iş birliği ile komponent ömür testleri, Güç Optimizasyon Ünitesi (*PPU*), Enerji Depolama Ünitesi (*ESU*) ve yakıt sistemleri üzerinde çalışmalar yapılmaktadır. PPT verimini artırmada izlenecek etkili bir yol olarak deşarjda meydana gelen yakıt tüketim oranı ile deşarj akımından etkilenerek meydana gelen hızlanma ilişkisinin orantılanmasının gözden geçirilmesi gerektiği bildirilmiştir.

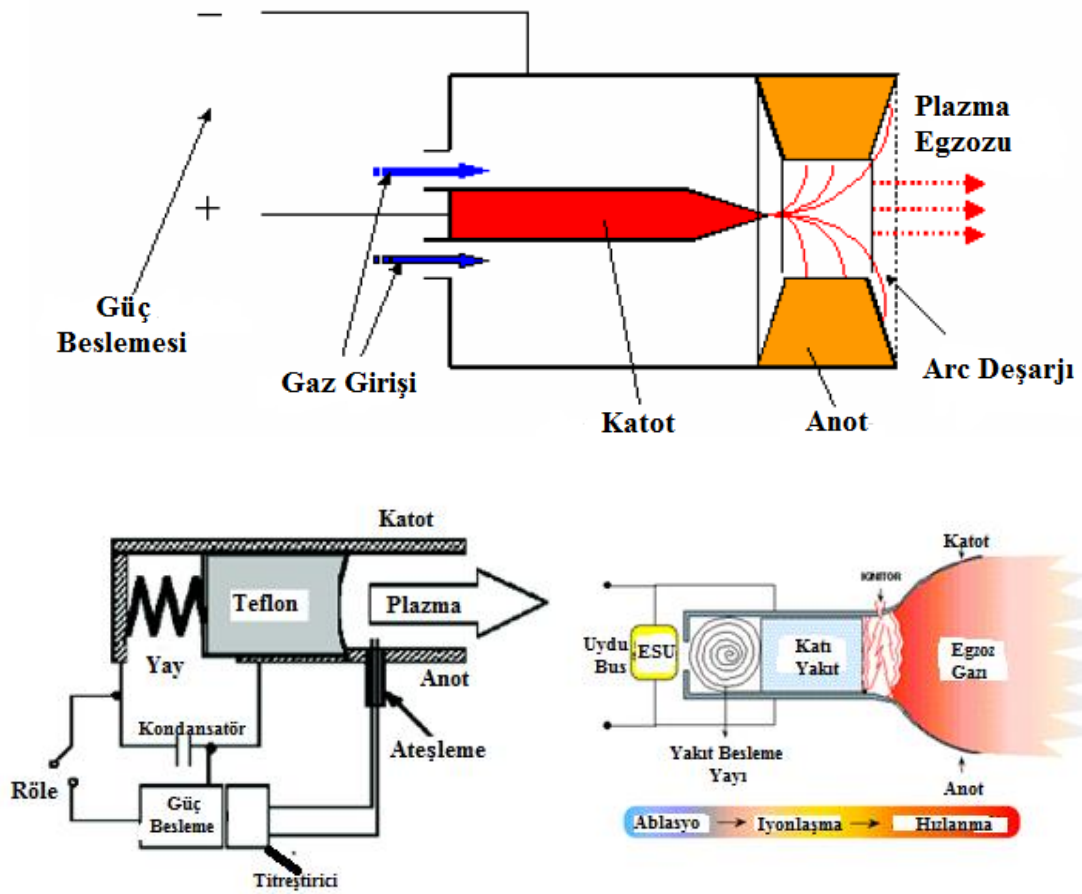
Elektrotermal Arcjet itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Basit bir mekanizmaya sahiptir;
- Katı yakıt (*Teflon*) kullanmakta, gaz veya sıvı besleme sistemi bulunmamaktadır;
- Az yer kaplamaktadır. Kendi kendine şarj olarak itmenin devamlılığını sağlamaktadır;
- Tahmin edilebilir özgül itki ve düşük güç enerjilidir;
- Yakıt üzerinde sıfır yerçekimi (zero-g) etkisi bulunmamaktadır.

Dezavantajlar:

- Düşük verimlilik, düşük sayılabilir özgül itki ve çok düşük itme kuvveti;
- Korozyon veya yoğunlaşma gösterebilmektedir;
- Teflon reaksiyon ürünleri toksit madde içermektedir.



Şekil 28. Elektromanyetik Plazma İtici Ünitesi ve Simülasyonu

6.3.3. Elektrostatik Sistemler

Elektrostatik sistemler, ağır moleküllü gazların yüksek elektrostatik alan altında iyonize edilip, elektrik alan altında hızlandırılması prensibine dayanır. Bu hızlandırma işlemi sonucu sistem içerisindeki iyonların hızları yaklaşık olarak saniyede 50 km'ye kadar ulaşarak hızlı bir şekilde egzozdan atılmasıyla itme kuvveti elde edilmektedir. Momentum değişimi prensibine dayalı olarak itme elde edilmektedir. Elektrostatik sistemler genel olarak İyon İtici Sistemleri, Alan Emisyon Elektrostatik İtici (*Field Emission Electrostatic Propulsion*) sistemleri, Koloid (*colloid*) ve Hall sistemleri olarak bilinmektedir.

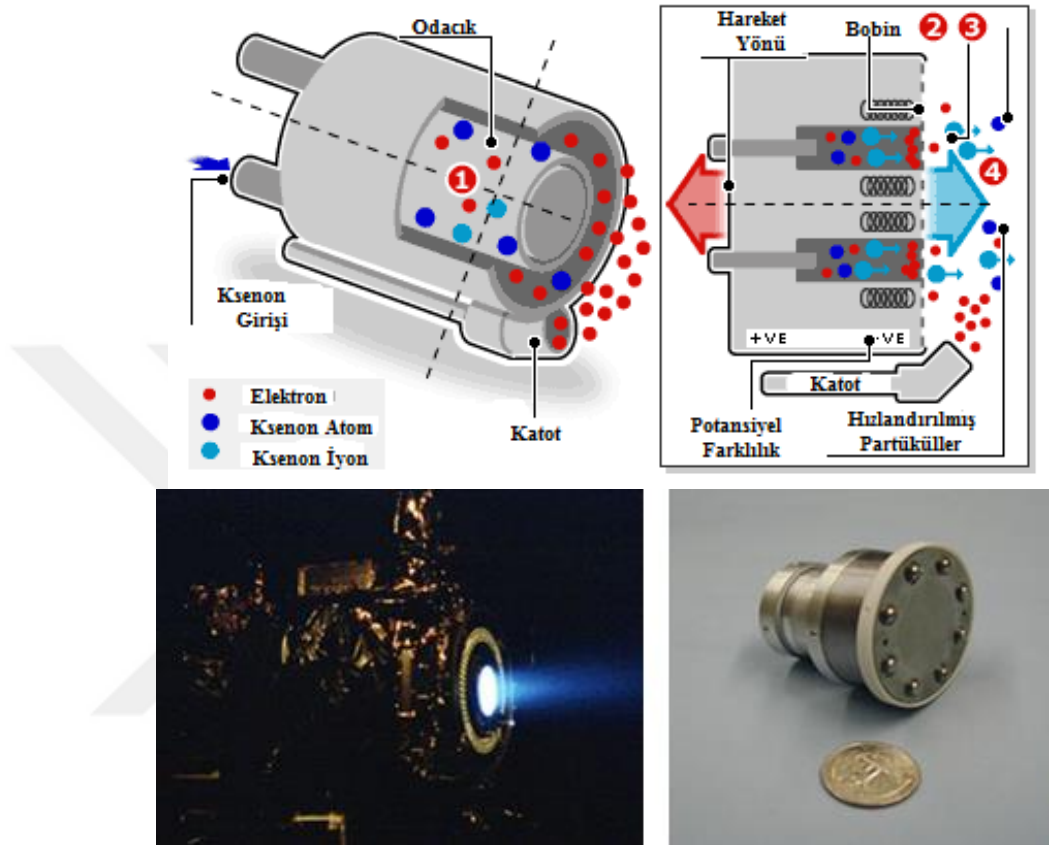
6.3.3.1. İyon İtici Sistemleri

İticilerdeki iyonların elektrostatik kuvvetlerle elde edildiği İyon İtici Sistemler günümüzde haberleşme uydularında en çok kullanılan elektrikli itici sistemlerinden birisidir. Temel mantığı diğer elektrikli sistemlerle aynıdır. Bu sistemler, ilk olarak Harold R. Kaufman tarafından bulunmuştur. 1958’de NASA tarafından imal edilen ilk elektrostatik iyon itici sistem 1964’te test edilmiştir. Bu yıllarda iticilerde yakıt olarak civa ve sezyum atomları kullanılıyordu. Bu atomların iyonları ızgaralara yapıştığı ve ızgaraları erittiği için farklı atomlarla denemelerin yapıldığı bilinmektedir. Ksenon gazının daha önce denenilen gazlardan çok daha az etkileşime girdiği ve sisteme çok daha az zarar verdiği görüldüğü için daha sonraki denemelerde Ksenon gazı kullanılmaya başlanıldığı bilinmektedir. Ancak 1990’lı yıllara kadar bu sistem üzerine sınırlı çalışmalar yapılmıştır. Çalışmalar 1990 yılından itibaren yeniden hız kazanarak,1998’de NASA, Nstar isimli iyon motorunu geliştirmiş ve Deep Space 1 uydusunda kullanmıştır.

İyon iticiler, 1997’de Hughes Uzay ve İletişim şirketi tarafından PanAmSat şirketi için gönderilen PAS-5 uydusunda ticari amaçlı olarak ilk defa kullanılmış ve ilerleyen yıllarda diğer uydularda da kullanılmaya başlanılmıştır. 2000’li yıllarda yörüngedeki 11 adet Ksenon iyonu itici kullanılan uydu olduğu bilinmektedir. Son zamanlarda HiPEP (*Hi-Power Elektrostatik Propulsion*) adı verilen yüksek güçlü elektrik iticiler üzerinde çalışmalar yoğunlaşmıştır. Ayrıca, İngiltere ve Japonya’nın geleceğin uydularında kullanılmak üzere gelişmiş iyon iticiler üzerinde çalışmalar yürüttüğü bilinmektedir.

İyon itici sistemde yakıt (*Ksenon gazı*), plazma elde etmek için iyonlaşma odasına gönderilir. Burada katottan gelen elektronlarla bombardıman edilerek, pozitif iyonlar elde edilmektedir. Elde edilen iyonlar iyonlaşma odasının bitimine gönderilir ve burada pozitif ve negatif yüklü ızgaralarla aktarılırlar. Izgaralardaki potansiyel farktan dolayı hızlanmaları sağlanarak hızlı ve kuvvetli bir şekilde egzozdan atılarak itme kuvveti elde edilmektedir. İyonların dışarı atılması Newton’un üçüncü kanununa göre zıt yönde bir tepki oluşturarak itmeyi sağlar. Bu iyonlar daha sonra nötrleyici denen bir katottan salınan elektronlar tarafından yakalanırlar. Böylece pozitif ve negatif iyon yük

dengesi sağlanır ve sistemin negatif yüklenmesi engellenmiş olur. Aşağıdaki şekillerde iyon iticilerin çalışma prensibi, ateşleme esnasındaki görüntüsü ve bir iyon itici görülmektedir.



Şekil 29. İyon İtici Ünitesi ve Nstar İyon İtici Ateşleme ve Sağda Mixl İyon İtici

Şekil 29’da ksenon gazı iyonlaşma odasına girer girmez katottan gelen elektronlarla karşılaşmaktadır. Pozitif yüklü ksenon iyonlaşmayı başlatmaktadır. Odanın sonundaki bobinler manyetik alan oluşturmaktadır. Burada iyonlar pozitiften ve negatife doğru hızlandırılır ve odayı terk eden iyonlar itmeyi oluşturur.

İyon iticilerin verimlilikleri ve özgül itkileri çok yüksek olmakla beraber, açığa çıkan itme kuvvetinin küçük olduğu bilinmektedir. Keldysh Araştırma Laboratuvarı ve Moscow Aircraft Institute (MAI) tarafından geliştirilen ve çapları 5-10 cm olan iyon iticilerden, 50-150 W motorlar için özgül itki 3100 ile 3700 s, itme gücü ise 1,5-5,0 mN arasında, 150-500 W motorlar için özgül itki 2470-3500 s, itme gücü 6-19 mN arasında olduğu bilinmektedir. Gerçekleştirilen testlerde iticilerin verimlilik oranı %55’ten aşağı

düşmemiştir. Genel olarak uçuş güç aralıkları, yüzlerce vattan birkaç kilowatt'a, kadar çıkabilmektedir.

Bu tür iticilerin, alçak yörüngeli, küçük haberleşme uydularında ve yeryüzü incelemelerinde (*atmosferik sürtünme, güneş basıncı ve yerçekimi etkilenmelerinde*) kullanılan uzaktan algılama uydularında kullanıldığı bilinmektedir. Ayrıca, uyduyu yörüngeye yerleştirme, yörünge sabitleme, küçük uydularda yörünge yükseltmesi ve değişken yükseklik kontrolleri uygulamalarında da kullanılmaktadır.

Operasyonel olarak çok dikkat isteyen bir sistem ve uzun manevra zamanı olan iyon iticilerin itme performansı genel olarak çok düşük seviyelerdedir. Ürettikleri itme kuvvetleri yaklaşık olarak 10-100 mN arasında değişmektedir. Ancak özgül itkileri çok yüksektir ve ortalama 3000 saniye üzerine kadar çıkabilmektedir.

İyon itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Yüksek seviyede özgül itki (Isp ~ 3000 s).

Dezavantajlar:

- Düşük seviyede itme kuvveti;
- Uzun manevra zamanı;
- Operasyonel olarak çok dikkat isteyen bir sistem.

6.3.3.2. Alan Emisyon Elektrostatik İtici Sistemleri

FEEP(*Field Emission Electrostatic Propulsion*) itici sistemleri son derece geliştirilmiş elektrostatik iticilerdir. Hassas kontrol mekanizmasına sahip bu sistemler çok yüksek derecede verimlilik sağlarlar. Ancak diğer sistemlere nazaran daha düşük itme uygularlar. Bu itme seviyeleri mikronewton ile milinewton arasında değişebilmektedir. Çok düşük seviyede itme ve yüksek hassasiyet gerektiren

uygulamalar (*örneğin küçük uydular için yörünge düzeltilmesi*) için son derece uygundur.

Bu sistemler, İtalya Pisa'da Pisa Üniversitesi Uzay ve Havacılık Bölümü ile birlikte çalışan Centrospazio Araştırma Merkezi, ALTA ve yine İtalya'da Florensa'da bulunan Laben/Proel Teknoloji Merkezi tarafından geliştirilmektedir. Bu projeler, ESA (*European Space Agency*), NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) ve ASI (*Agenzia Spaziale Italiana*) tarafından desteklenmektedir.

FEEP iticileri diğer elektrikli itici sistemlerden ayıran en önemli özellik, bu sistemlerde yakıt damlacıklarının ya da iyonların daha sıvı haldeyken genleşmesidir. Yakıt olarak genellikle indiyum tercih edilmektedir İndiyumun atom ağırlığının çok yüksek, iyonlaşma enerjisinin düşük, erime sıcaklığının da nispeten düşük olması (~ 156 °C) ve elektron yayıcı tabakada sıvılaşma kalitesinin iyi olması tercih sebeplerindedir.

Bu sistemlerde itme, sıvı yakıtı tungsten'in iğne ucu kadar küçük haznedan geçirmek için kuvvetli elektrik alan uygulanmasıyla sağlanır. Sistem yaklaşık olarak 1000 ile 6000 volt arasına değişen potansiyel uygulamaya maruz bırakılarak, iğnenin ucunda 1 V/nm'lik bir alan oluşturulmaya çalışılır. Böylece iğne ucundan iyon ya da yakıt damlacıklarının püskürtülmesi sağlanarak itme ve gücü meydana getirilir. FEEP itici sistemlerini iki alt başlıkta inceleyebiliriz:

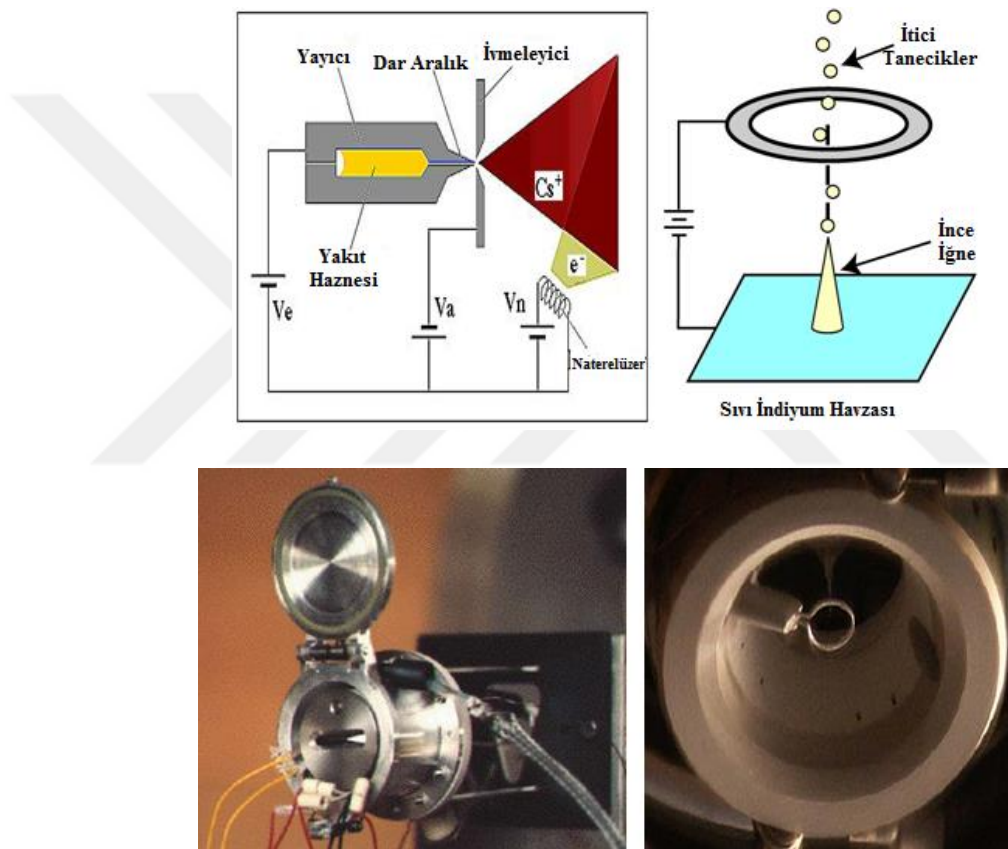
6.3.3.2.1. Kılcal Boru İtici Sistemleri

Kılcal boru itici sistemlerde (*capillary design*), yayıcı modül, küçük bir yakıt deposu ile birlikte iki metal plakadan oluşmaktadır. İki plakanın uç tarafları çok keskin bıçak şeklindedir. Bu plakalar aralarında 1 µm boşluk kalacak şekilde birleştirilmiştir. Yakıtın bu küçük kanaldan geçmesi sağlanarak ivmelendirici elektrotların bulunduğu ortama aktarılır. Burada yayıcı ve ivmelendirici elektrotlara yüksek elektrik alan uygulanmasıyla sıvı metal yüzeyleri yerel düzensizlik durumuna geçirilir. Böylece "Taylor's Cone" (*elektrik alan etkisiyle kılcaldan gelen sıvının konik bir şekil alması*) denilen sıvı yakıt konileri oluşturulmuş olur. Buradaki elektrik alan 109 V/m değerine ulaştığında, atomlar iyonize olarak ve itmeyi gerçekleştirecek iyon jetlere dönüşürler.

6.3.3.2.2. İğne Sistemi İtici

İğne sistemi iticilerde (*needle setup*), yayıcı modül, harici ısıtıcılarla eritilmiş olan indiyum havuzuna bağlı olan bir tek iğneden oluşmaktadır. İvmelendirici ise bu iğnenin üzerinde olan dairesel bir elektrottan meydana gelmektedir.

Aşağıdaki şekillerde FEED sistemlerinin şematik çalışma prensibi ve resimleri görülmektedir.



Şekil 30. Kılcal Boru ve İğne Sistem İtici Üniteleri

FEED itici sistemler genel olarak bilimsel uyduların misyon yörüngelerine hassas doğrulukta yerleştirilmeleri ve aynı hassasiyette yörünge kontrollerinin yapılabilmesi için kullanılmaktadır. Smart-2, Darwin ve Gaia uydularında kullanılmıştır. Ayrıca LISA Pathfinder projesinde de FEED sistemler düşünülmüştür.

İğne itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Yüksek seviyede özgül itki ($I_{sp} = 6000 - 10000$ s);
- Düşük yakıt tüketimi;
- Küçük boyutlar;
- Az ağırlık;
- Yüksek derecede hassasiyet ve kullanım;
- Hareketli parçalar, valf ve basınçlı gaz bulunmamaktadır;
- Kendi yakıt deposuna sahip;
- İndiyum başka yakıt alternatifleri var (*Rubidyum, sezyum*);
- Yüksek verimlilik (~ 98%).

Dezavantajlar:

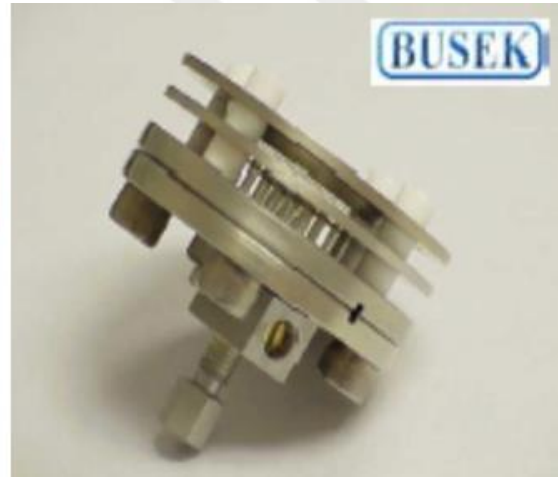
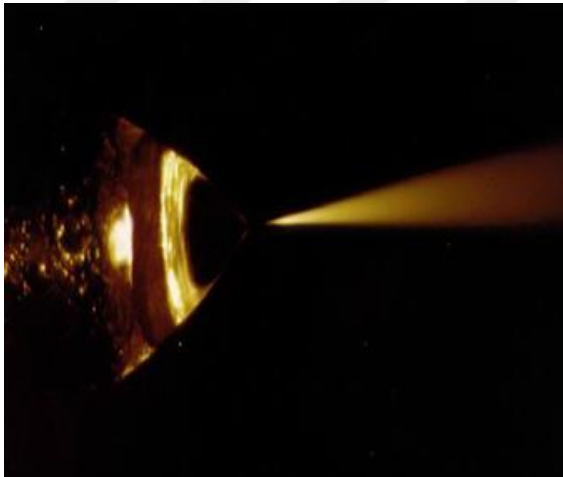
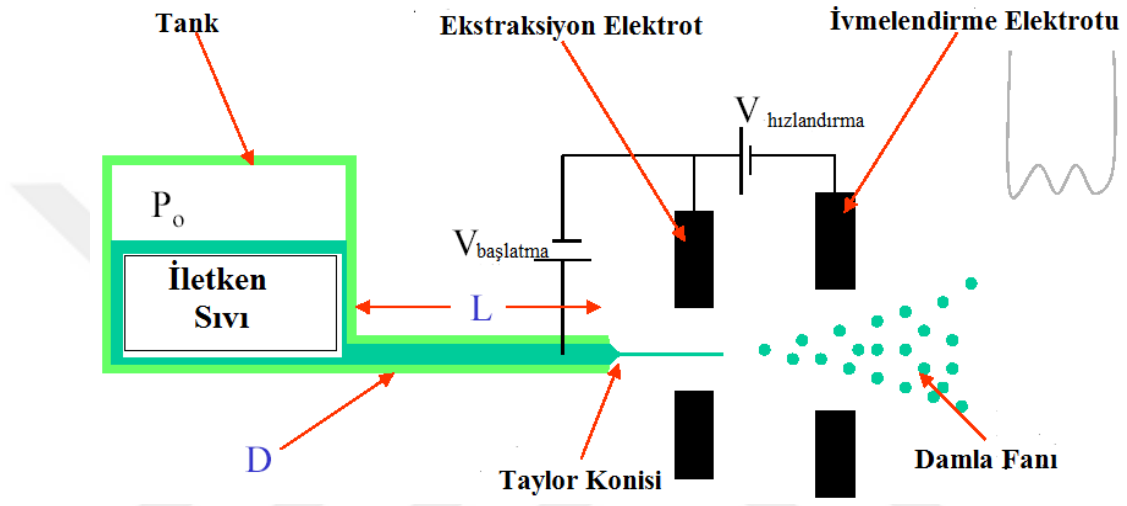
- Düşük seviyede itme kuvveti;
- Geliştirme aşamasında.

6.3.3.2.3. *Koloid İtici Sistemleri*

Koloid itici sistemler, FEED sistemlerde olduğu gibi yakıt damlacıklarının sıvı haldeyken sistem içerisinde genişmesiyle itme kuvveti elde edilmektedir. FEED sistemlerin aksine kullanılan yakıt türü düşük elektrik iletkenlikle, yüksek özgül ağırlıklı ve düşük yüzey gerilimli poliorganik yakıtlardır.

Koloid Sistemler, FEED'lerde olduğu gibi iğne şeklinde bir yayıcı modül (*emitter*), ivmelendirici ve egzoz olarak da ortak eksenli elektrotlardan oluşmaktadır. Yayıcı ve egzoz arasına voltaj uygulanarak yakıtın koni (*Taylor's Cone*) şekline dönüşmesi ve daha sonrada koloid bir hal alması sağlanmaktadır. Sisteme gerekli

voltajın uygulanması ile içerideki koloid yalıt küçülerek tek iyon şekline dönüştürülmektedir. İtici egzoz kısmında yer alan ivmelendirici elektrota yüksek voltaj uygulanarak, iyonların daha da hızlandırılması sağlanır. Bu aşamada sisteme uygulanan elektrik akımının mikroamper seviyelerinde olduğu ve egzoz hızına direk etki ettiği bilinmektedir. Tüm bu işlemler sonucu elde edilen itme kuvveti çok hassas bir şekilde kontrol edilebilmektedir.



Şekil 31. Koloid Sistem İtici Ünitesi ve Busek Firması Tarafından Geliştirilen Koloid İtici

Koloid itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Yüksek derecede verimlilik;

- Yüksek özgül itki (I_{sp}).

Dezavantajlar:

- Toplam itme çok düşük;
- Geliştirilme aşamasındadır.

Aşağıdaki tabloda Koloid ve FEEP iticilerin karşılaştırılması gösterilmiştir.

Tablo 5. Koloid ve FEEP İticilerin Özelliklerinin Karşılaştırılması

	Koloid	FEEP
Özgül İtme (saniye)	400-3,000	6,000-12,000
İtme (N)	30 μ N – 50 mN	1 μ N - 1 mN
Yakıt (genellikle)	Poliorganik yakıtlar	İndiyum/Sezyum
İtici Ağırlığı (g)	100-1,000	3-200
İtme (nN-saniye)	1,000- ~1 milyon	1-1,000
Yakıt Elektrik İletkenliği (S/m)	0.05-2.0	100000

6.3.3.2.4. *Hall İtme Sistemleri*

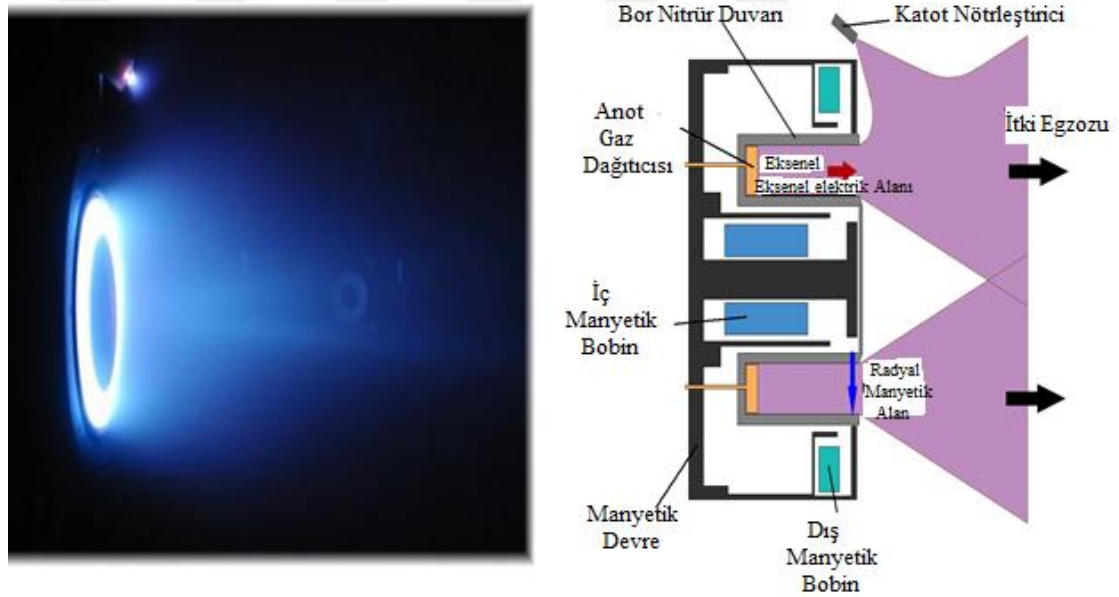
Hem elektromanyetik hem de elektrostatik iticiler sınıfında değerlendirilebilen iticilerdir. Hall (*close drift*) iticiler yüksek yoğunluklu ve nispeten düşük enerji elektronları elde etmek için dikdörtgen biçiminde elektrik ve manyetik alan içerisinde hareket ederler. Düşük enerji elektronları doğal yakıt atomlarının bölgesel iyonize edilmiş hali gibi hareket ederler.

Hall iticilerin çalışma prensibi diğer elektrikli iticilerle benzerlik göstermektedir. Yakıt partiküllerinin elektromanyetik ve elektrostatik olarak iyonize edilip hızlandırılmaları sağlanarak itme meydana getirilir.

Hall iticilerin iç yüzeyleri, yüzeye dik manyetik alan ile kaplı halka, dış yüzeyleri ise silindirik ferromanyetik yüzük şeklindedir. Hall iticiler kendi aralarında sabit plazma iticiler (*stationary plasma thrusters - SPT*) ve anot katmanlı itici (*thruster with anode layer - TAL*) olarak iki kısımda incelenmektedir.

Hall sistemlerin iki modelinde de çalışma prensibinin aynı olduğu değerlendirilmektedir. Yalnızca mekanik yapı ve bunu meydana getiren malzemelerde farklılık olduğu bilinmektedir.

Hall iticiler orta seviyedeki özgül itki ($1600 - 2300 \text{ s}$) ve yüksek itici verimliliği ($50\%+$) ile ticari uyduların operasyonel faaliyetlerinde kullanımı açısından tercih sebebi sayılmaya başlanılmıştır. Uçuş güç aralıkları elektrotermal iticilerde olduğu gibi yüzlerce watt ile birkaç kilowatt arasında değişebilmektedir ve insani keşifleriyle ilgili uçuş uygulamaları için Hall iticilerin gücünü 10 kW 'ın üzerine çıkarmak için çaba sarf edilmektedir. Birçok uydu üretiminde ksenon Hall iticiler ciddi bir seçenek olarak ilgi görmektedir.



Şekil 32. Hall Sistem İtici Ünitesi ve Ateşleme Testi

Hall itki sistemlerin avantaj ve dezavantajları aşağıda özetlenmiştir:

Avantajlar:

- Yüksek itme gücü ve özgül itki (Isp).

Dezavantajlar:

- Uzun ömürlülüğü ve yüksek erozyon oranı henüz tam olarak kesinlik kazanmamıştır.

6.4. Nükleer İtici

Uzayın araştırılması ve geliştirilmesiyle ilgilenen kişiler için nükleer itici teknoloji çok cazip bir seçenek haline gelmektedir. Günümüzde araştırma safhasında olup, henüz uydutici sistemlerinde kullanılmamaktadır. Sistem, nükleer bir reaktörden sağlanan enerji ile gazların ısınmasını ve bu gazların genişerek nozul yardımı ile çok hızlı bir şekilde egzozdan atılarak itme kuvveti elde edilmesine dayanır. Nükleer itici sistemlerin (*NPS*), en iyi kimyasal iticilerle karşılaştırıldığında, uzun mesafeli görevler için daha güvenilir ve esnektir ve daha düşük maliyetle arzulanan bir uzay görevini gerçekleştirebileceği değerlendirilmektedir. *NPS*'ler, kimyasal itici sistemlere nazaran yakıt kütlesi bakımından daha fazla yol kat etmeye imkân sağlayabilmektedir. *NPS*'lerin sıvı itici roket motorları üzerindeki temel avantajı, diğer tüm faktörlerin eşit olduğu, minimum molekül ağırlığına sahip, tek bir komponentli çalışma sıvısı kullanabilmek için maksimum özgül dürtü sağlamaktadır. Böylece hidrojeni kullanırken *NPS* tarafından üretilen özgül itki kimyasal itki sistemlerinden iki kat daha yüksek olabilmektedir.

Nükleer itki sistemlerinin enerji kaynağı ve itici maddelerin birbirinden bağımsız olması dolayısı ile kimyasal roketlerin özgül itki (I_{sp}) sınırlamalarını aşma kabiliyetine sahip olduğu bilinmektedir. Enerji, 92-U-235 (*Uranyum*) veya 94-Pu-239 (*Plutonyum*) gibi, nötronların bölünebilen izotopları parçaladığı kritik bir nükleer reaktörden gelmektedir. Enerjik misyon bileşenleri, gama ışınları ve reaktörün çalışmasını sağlamak için yeterli ekstra nötronlar serbest bırakılmaktadır. Nükleer yakıtın enerji yoğunluğunun çok büyük olduğu bilinmektedir. Örneğin 1 gram bölünebilir uranyum, bir gün boyunca yaklaşık bir megawatt (*MW*) termal güç sağlamak için yeterli enerjiye sahip olduğu değerlendirilmektedir.

Nükleer termik roketlerin çalışma prensibi, reaktörden çıkan ısı enerjisi daha sonra düşük molekül ağırlıklı itici gazın (*hidrojen gibi*) ısıtılması ve kimyasal roketlerin yaptığı gibi termodinamik bir nozul vasıtasıyla hızlandırılarak atılmasına

dayandırılmaktadır. Nükleer Termik Roket (*NTR*)'nin katı çekirdek ve gaz çekirdeği adı altında iki temel çeşidi bulunmaktadır. Katı çekirdekli *NTR*'ler, itici gazın yüksek sıcaklıklara ($2500-3000\text{ K}$) kadar ısıtıldığı soğutma kanallarına ve katı bir reaktör çekirdeğine sahiptir. Katı *NTR*'lerin malzeme kısıtları nedeniyle bazı kimyasal motorlar kadar yüksek sıcaklıklarda çalışmadığı bilinmektedir. Daha yüksek özgül itki (I_{sp})'ler elde etmek için (1000 s'ye kadar) saf hidrojen yakıt kullanılmaktadır. Gaz çekirdekli *NTR*'lerde, nükleer yakıt gaz halinde olduğu için hidrojen yakıt ile karıştırılmaktadır. Gaz çekirdekli nükleer roketler (*GCNR*)' in çok daha yüksek sıcaklıklarda ($5000-20000\text{ K}$) çalışabildiği ve böylece daha yüksek özgül itki (I_{sp})'lere (6000 s'ye kadar) ulaşabildiği bilinmektedir. Bazı radyoaktif misyon bileşenlerin egzoz kısmında sorun oluşturmaktadır. Ancak nükleer ampul (*NLB*) gibi diğer kavramlar, ısıyı çevredeki itici gazlı bir örtüye kolayca aktarabilen erimiş silika kapta uranyum plazma içermektedir. Bu tür yüksek sıcaklıklarda, açık devre gaz çekirdekli nükleer roketler (*GCNR*) veya kapalı devre nükleer ampul (*NLB*) olsa da yakıt bileşenlerinin ayrışarak kısmen iyonize hale geleceği değerlendirilmektedir. Böyle bir durumda, standart bir termodinamik nozulun, katı duvarı kısmen iyonize gaz halinde egzozdan yalıtılmak için manyetik alanları kullanan manyetik bir nozul ile değiştirilmesi tavsiye edilmektedir.

Bir itki sistemi enerji kaynağının verimliliğinin ölçüsünü sağlayan parametreler, teorik özgül itki ve yörüngedeki nihai kütle ile kalkış kütlesi oranıdır. *NTR*'ler, kimyasal iticilere kıyasla belirgin bir performans artışı sağlamakta ve gezegenler arası görevler için uygun mütalaa edilmektedir. Katı çekirdekli *NTR*'lerin kimyasal iticilerin yerini alabilecek fırlatma roketlerinde de kullanılabileceği düşünülmektedir. *NTR*'lerin fırlatma araçları uygulamaları için dayanıklılık ve itme/kütle oranını arttırmak için metalürji ve malzeme bilimlerindeki gelişmelere de ihtiyaç duyulacaktır. Yüksek itme/kütle oranı ($50 - 75$), bir fırlatıcı roketin yerçekimi kuvvetine karşı koyarak uzaya doğru hızlanması için gerekli bir faktör sayılmaktadır.

Roket motorlarının itme kapasitesi, roket motorlarının, yakıtın, yapısal kütle ve faydalı yük ağırlığını taşıyabilecek kapasite de olması gerekmektedir. Yüksek itme/kütle oranına sahip bir roketten beklenen, uydu ya da uzay araçlarını yörünge veya gezegenler arası yolculuklarında belli bir hızda ve daha kısa sürelerle hedeflerine ulaştırmalarıdır.

çevre koşullarına dayanıklı son derece güçlü malzemelerin araştırılması ve geliştirilmesi derin okyanus veya kutuplarda kullanımını için de faydalı olabileceği değerlendirilmektedir.

6.5. Alternatif İtici

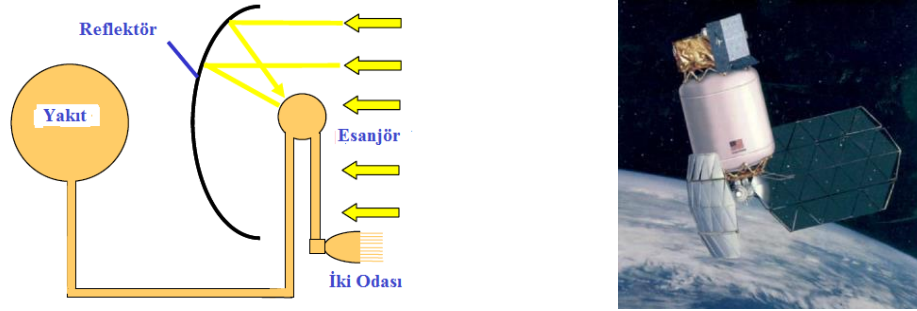
Jelleşmiş metalize yakıtlar, roket sisteminin performansını çeşitli şekillerde iyileştiren tixotropik (*kesme- inceltme*) yakıt sınıfındandır. İtici özgül itkisinin artırılması, yakıt yoğunluğunun artırılması, kazara saçılan yakıtın dökülme yarıçapının azaltılması, kazara düşük basınç itici ateşlemelerde az buharlaşma, yakıtın çalkalanmasını önlemek, yakıt yüksek viskozite nedeniyle hasar görmüş yakıt depolarında daha düşük sızıntı potansiyeli, vb. nedenlerden dolayı jelleştirilmiş yakıtlar cazip hale gelmeye başlamıştır.

Hibrit roketler katı yakıt ve sıvı oksitleyici kullanmaktadır. Potansiyel olarak daha güvenli, katı itici roketlerden daha yüksek bir özgül itkiye sahip ve sıvı roketlerden daha az karmaşık ve daha ucuz oldukları bilinmektedir. Hibrit roketler, genellikle itici gazların yoğunluğunun düşük olması nedeniyle fiziki olarak katı roketlerden daha büyük sayılmaktadır. Hibrit yakıt regresyon oranlarının katı iticilerinkinden çok daha düşük olduğu değerlendirilmektedir. Bazı hibrit motorların yer testleri sonucu 115 kilo kuvvet (*kgf*) itme seviyesine ulaştığını göstermiştir. Hibrit teknolojidaki son gelişmeler, roket üst kademe uygulamalarında 9 *kgf* itme seviyelerinde uzun yanma süreli püskürtmenin yanı sıra teknoloji risklerinin de azaltılmasına yönelik önemli ilerlemeler kaydedilmiştir.

Mikro itici sistemler, tanımlamaları yapılan diğer büyük iticilerin minyatür versiyonları olarak kabul edilmektedir. Uydu fırlatma kapasiteleri nedeniyle uyduların hala küçük ölçekli sayılması mikro-itme sistemlerin geliştirilmesini gerektirmiştir. Bu minyatür sistemlerin genel olarak çok küçük uydularda ya da yörünge tutunumu ve operasyonel manevralarında hassas kontrolün gerektiği özel durumlarda kullanılmakta olduğu bilinmektedir. Mikro itici sistemlerde Mikroelektromekanik Sistem (*MEMS*) teknolojileri, mikroelektronik endüstrisi tarafından geliştirilen ve mikro işleme teknikleriyle üretilen sensör ve aktüatör gibi bileşenleri kullanmaktadır. Mikro iticiler,

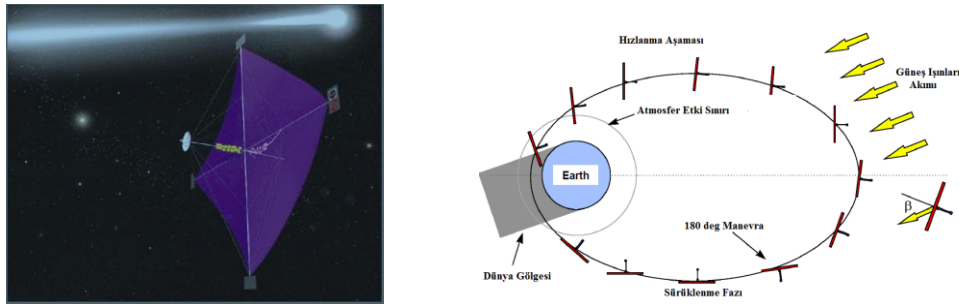
soğuk gaz için yaklaşık 0.1 N, hidrazin iticileri için 1.07 N, katı motor seçenekler için ise 170 N'a kadar değişen, kategorilerde hazır uçuş seçenekleri bulunmaktadır. Mikro-hidrazin iticiler, reaksiyon kontrol sistemleri için düşük itme seviyeleri ve minimum impuls ateşlemeleri üretmek için kullanılmaktadır. Katı yakıtlı itki sistemler ise açınımlar için hassas impuls, yörünge yükseklik değişikliği, tutum değişiklikleri, aşağı/yukarı döndürme ve daha birçok operasyonlarda kullanılmaktadır. Soğuk ve sıcak itici sistemlerde ise, hassas tutum kontrolü ve hassas darbe bitleri için kullanılmaktadır. Tekyakıtlı mikro itici teknolojilerinde küçük katalizör yatakları, küçük fakat hızlı akış kontrol valfleri, termal kontrol teknikleri ve toksik olmayan alternatif yakıtlar bakımından geliştirilmeye ihtiyaç duyulan alanları bulunmaktadır.

Solar-termal sistemlerde, güneş enerjisi aynalar veya mercekler kullanarak ısının bir yoğunlaştırıcı (*eşanjör*) vasıtası ile yüksek sıcaklıkta ısıtılarak yoğunlaştırılması prensibine dayanmaktadır. **Şekil 35**'de gösterildiği üzere, sıvı hidrojen itici bir ısı eşanjöründen geçirilerek nozul çıkışında genişlemeden önce 2500 °K'ye kadar çok yüksek sıcaklıklara ulaştırılır. Solar-termal iticiler, güneşin sınırsız gücünden faydalanarak, yüksek egzoz hızları ile ($\approx 8000 \text{ m/s}$) nispeten (*5 ila 10 N için 70 kW kadar süreklilik sağlayan solar güç*) yüksek itme kuvveti üretmektedir. Mühendisliğin temel problemlerinden birisi olan ısı eşanjöründen iticiye ısı transferindeki sınırlama itme seviyelerini de sınırlamaktadır. Bunun yanı sıra, güneş enerjisini toplamak, odaklamaya yönelik büyük aynaların yerleştirilmesi ve yönlendirilmesi operasyonel açıdan birçok zorlukları da beraberinde getirmektedir. Bu itki teknolojisinin, küçük uydu gruplarında tanımlanan CubeSats'tan Explorer sınıfı robotik uygulamalı uzay görevlerinde uzay araçlarına uygulanması çalışmalar devam ettirilmektedir. CubeSat solar-termal iticilerdeki çalışmaların uzay ortamlarında kullanılabilir seviyelere yaklaşıldığı değerlendirilmektedir. Explorer sınıfı görevlerde uygulanması planlanan solar-termal iticilerin ise bazı uzay ajanslarınca test edilmesine başlanıldığı bilinmektedir. Sistemin yelkenimsi bir yapıya sahip olmasından dolayı, daha iddialı misyonlarda uygulanması için, üretim yeteneği ve uzayda açılabilir daha büyük yelkenlerin (*1.200 m² ile 90.000 m² arası*) geliştirilip sergilenmesinin gerektiği değerlendirilmektedir.



Şekil 34. Gelecekte Kullanılması Planlanan Solar-Termal İtici Sistem Mimarisi

Güneş yelkeni sistemler (*solar sailing*) güneş ışığı tarafından oluşturulan radyasyon basıncının büyük aynalarda toplanarak itkiye dönüştürülmesi prensibine dayanmaktadır. Elde edilen kuvvetin aranı yelken alanı ile belirlendiği için yelkenlerde toplanan güneş ışınları, güneş ışınlarının yönüne göre hareketlilik gösterebilmektedir. Sistemde hiçbir yakıt kullanılmadığı için, sonsuz bir özgül itki ($Isp = \infty$) sunmakla birlikte itme ağırlık oranının çok çok küçük olduğu bilinmektedir. Sistemin uygulama alanlarının gezegenler arası kargo veya yıldızlararası seyahat gibi durumlarda faydalanabileceği değerlendirilmektedir. Sistemin uzay uygulamaları için yapılan tüm girişimlerin şu ana kadar başarısız olduğu bilinmektedir.



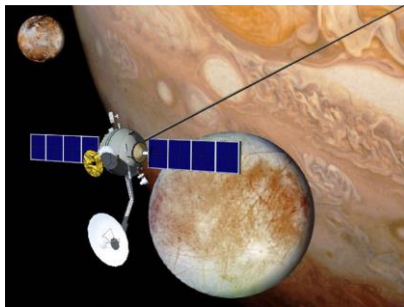
Şekil 35. Gelecekte Kullanılması Planlanan NASA Solar Yelken Model Mimarisi

Elektrodinamik Kordonlu Sistemleri (*Electrodynamic Tether Propulsion*) yüzlerce kilometre uzunlukta bir kordon bağı (*kablo/tel*) gerektiren ve itici kullanmaksızın itme oluşturabilen bir sistemdir. Jeneratörler misali, kinetik enerjilerini elektrik enerjisine dönüştürerek veya elektrik enerjisini kinetik enerjiye dönüştüren motorlar gibi kullanılan uzun iletken kordonlar kullanılmaktadır. Elektrik akımını (*Lorentz Force*) taşıyan bir kordon üzerinde manyetik alanın yaptığı kuvvetler sayesinde çalışmaktadır. Elektrik potansiyeli bir gezegenin manyetik alanındaki hareketi

ile iletken bir bağ içinde oluşturulmaktadır. Elektrodinamik yüklü bir kablo donatılmış bir uzay aracı, yörüngesini artırarak (*pozitif delta-V*) veya yörüngesini azaltarak (*negatif delta-V*) elektrik enerjisini harcamaktadır. Bu sistemlerin uzay ortamında kullanılması ile özellikle uzay çöplerinin temizlenmesine büyük katkı sağlayacağı değerlendirilmektedir. Görevi sonlandırılmış bir uydu, roket aşaması ya da benzeri uzay artıklarının kontrollü bir şekilde düşürülmesi ya da atmosferde yakılması görevleri için kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

Momentum değişim kordonlu sistemler, her iki ucunda kütle ile bağlanmış dönen ve santrifüj ivmesi oluşturarak sistemin uç kütlelerinde kontrollü bir g oluşturan sistemlerdir. Bağlayıcı sistem dönerken, bağın her iki ucundaki nesnelere sürekli ivmelenme oluşturmaktadır. İvmenin büyüklüğü ise kordon uzunluğuna ve dönüş oranına bağlı bulunmaktadır. Momentum değişimi, rotasyon sırasında bir uç gövdesi serbest bırakıldığında pozitif ΔV oluştururken diğer uç gövde ise negatif ΔV olarak etkilenmektedir. Momentum değişimi, döndürme sırasında bir uç gövdesi serbest bırakıldığında gerçekleşir. Bununla birlikte, elektrodinamik kordon sıkıştırma veya iyon itici kullanılarak, sistem daha sonra sarf malzemesi tepki kitesinin çok az veya hiç harcanmadan kendini yeniden çalışır hale dönüştürebilmektedir.

İlk uzay testi 1993 yılında küçük bir yük taşıyan roket ikinci aşamasında 20 km uzunluğunda ve 0,75 mm çapında bir kordonun başarısız bir şekilde boşaltılması ile gerçekleştirilmiştir. Özellikle LEO yörüngede ki uyduların yörünge sonlandırmaları (de-orbiting), uydunun LEO'dan daha yüksek bir yörünge veya başka bir yörüngeye transferi, Ay veya Mars yörüngelerinden kütlenin taşınması gibi durumlarda kullanılması planlanmaktadır. Teknoloji, uzayda sistem düzeyinde bir doğrulama gerektirmektedir.



şekil 36. Elektrodinamik (sol), Momentum Değişim (sağ) Kordonlu İtke Sistem Mimarileri

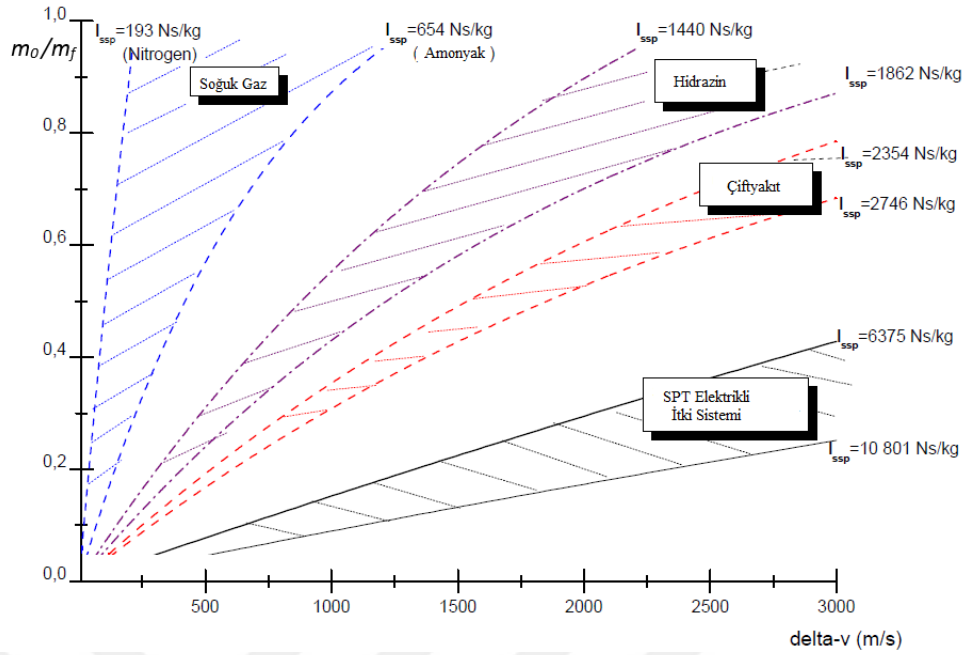
7. BÖLÜM

İTKİ SİSTEMİ SEÇİM KRİTERLERİ VE İTİCİ TEKNOLOJİDE GELECEKTEKİ GELİŞMELER

7.1. İtki Sistemi Seçim Kriterleri

Uydu ve uzay araçları için en iyi itki sisteminin seçimi her zaman için karmaşık bir süreç olmuştur. İtki seçim süreci; çalışacak sistemin soğuk gaz, tekyakıtlı veya çiftyakıtlı olması veya bazı elektrikli itki sistemleri gibi çeşitli yakıt seçeneklerini içermektedir. Bir tasarımcı için seçim kriterleri; performans, maliyet, mevcudiyet özgül itkisi, hız değişimi (ΔV) vb. parametreler olmuştur. Bu nedenle, uygun bir itki sisteminin seçiminde hız artışı kabiliyeti ve itki sistem kütlesi arasındaki denge en önemli kriterdir.

İtki sisteminin kütlesi, toplam itki sistemi kütle fraksiyonu yardımıyla belirlenebilmektedir (*bkz. denklem 23*). Şekil 37’de I_{ssp} değerlerine sahip farklı gerçek uydu itki sistemi tasarımları için ΔV ’nin bir fonksiyonu olarak çizilen başlangıç kütlesinin nihai kütleyle oranı (m_0/m_f) grafiği itki sistemlerinin seçimi için başlangıç ve en önemli göstergesi vermektedir.



Şekil 37. Mevcut Uydu İtki Sistem Kavramlarının ΔV -Performans Aralığı

Kütle fraksiyonu (m_0/m_f)'nun <0.30 olduğu durumlarda, (m_0/m_f) doğrudan grafikten okunabilmektedir. Düşük $\Delta V < 150$ m/s için, sıkıştırılmış soğuk gaz ve buharlaştırıcı sıvı itki sistemleri, en iyi seçim olarak gözükmektedir. $150 < \Delta V < 650$ m/s için, tekyakıtlı hidrazin beslemeli itki sistemleri, kendi gereksinimlerini karşılarken, basitlik (*güvenilirlik*) ve potansiyel düşük maliyet nedeniyle en iyi seçim gözükmektedir. Yüksek $\Delta V > 650$ m/s, çiftyakıt sistemler, tekyakıt hidrazin ile beslenen resistojet sistemler (*güç artırılmış iticiler, arcjets*) ve elektrostatik (*elektromanyetik*) sistemler ΔV gereksinimlerini en iyi şekilde karşılayan olarak gözükmektedir.

Aşağıdaki tablo, uydu ve uzay araçlarında genel olarak kullanılan itki sistemlerinin temel özelliklerini özetlemektedir.

Tablo 6. İtki Sistemleri Temel Özelliklerini

Yakıt	İtme Kuvveti (N)	Özgül İtki (I _{sp})	Avantaj	Dezavantaj
Soğuk Gaz N ₂ , CF ₄ , NH ₃ , C ₃ H ₈	0.0045 - 10	700	Son derece basit, güvenilir, çok düşük maliyetli	Çok düşük performans, tüm sistemler içerisinde kütlesi en yüksek
Tekyakıtlı (Hidrazin N ₂ H ₄)	0.5	2 200 – 2 300	Basit, Nispeten düşük maliyet, güvenilir	Düşük performans, çiftyakıtlıya göre daha yüksek kütle
Çiftyakıtlı (MMH/MON) CH ₃ N ₂ H ₃ /N ₂ O ₄	4 - 500	2 850 – 3 110	Yüksek performans	Tekyakıtlıya göre daha karmaşık
Katı Yakıt (Apogi Ana Motor)	50 – 50 000	2 400 – 3 000	Basit, güvenilir, düşük maliyet	Limitli performans, yüksek itme
PACT, Hidrazin (Gücü Arttırılmış Katalitik İtici)	0.1 – 0.5	3 000	Yüksek performans düşük güç, basit besleme ünitesi	Çok karmaşık ara yüz, kimyasal iticilere göre daha yüksek güç, düşük itme
ARC-JET (Hidrazin) NH ₃ , N ₂ H ₄ , H ₂ , N ₂	0.2	5 000	Yüksek performans basit besleme ünitesi	Yüksek güç, Karmaşık ara yüz (özellikle ısı)
Sabit Plazma SPT 100 (İyon itici) X _e	0.08	16 000	Yüksek performans	Yüksek güç, düşük itme, karmaşık
Kaufman, UK-10 (İyon itici)	0.011	30 000	Çok yüksek performans	Çok yüksek güç, düşük itme, karmaşık
Radyo frekansı RIT 10 (İyon itici)	0.01	31 400	Çok yüksek performans	Çok yüksek güç, düşük itme, karmaşık
Alan Emisyonu	10 ⁻⁵ – 2.10 ⁻³	60 000 - 100 000	Aşırı yüksek Performans	Çok yüksek güç, çok düşük itme

Tablo 7. İtki Sistemleri Karşılaştırması

İtici Çeşidi	Özgül İtki I _{sp} (Ns/kg)	İtki Kuvveti (N)	Gerekli DC Güç (W)
Elektrik (İyon)	≈ 30 000	10 ⁻³ - 0.2	400 - 800
Kimyasal (Çiftyakıt)	≈ 3 000	5 -500	4-8 Kısa Süreli
Oranın büyüklük sırası (İyon/ Kimyasal)	10 ¹	10 ⁻⁴	10 ²

7.2. Çevre Dostu ve Daha Güvenilir İtçiler

Mevcut uzay araçları ve uydu kullanıcıları ve üreticileri, çevre dostu, güvenilir ve verimli itki sistemlerini tercih etmektedirler. Kapsamlı ve yasaklayıcı itici güvenlik önlemleri ve yakıt doldurma işlemleri sırasında paralel faaliyetlerden uzay aracının izolasyonu en aza indirilebilir veya ortadan kaldırılabilirdir. Bunların uydular üzerinde uygulanması, operasyonel maliyetlerin birçoğunun düşürülmesini sağlayacaktır.

Tekyakıtlı hidrazine alternatif, çevre dostu yeni nesil yakıt türleri keşfedilmeye başlanmıştır. Bu yeni yakıtlar, örneğin, hidroksil amonyum nitrat (*HAN*), amonyum dinitramid (*AND*), hidrazinyum nitroformat (*HNF*), azot oksit (N_2O) ve hidrojen peroksit (H_2O_2) bunlardan öne çıkanlar kabul edilmektedir. Örneğin hidrazin ile karşılaştırıldığında; *HAN* içeriği bir dizi özgül itkiye sahiptir ki bu da hidrazinin özgül itkisini aşabilmektedir. *HAN* tabanlı yakıtların test edilmesi umut verici olmaya başlamış ve yakında LEO uyduları ve bir takım uzay serüvenleri için tercih edilebilen itki sistemleri için kabul edilebilir hale gelmesi değerlendirilmektedir.

Daha güvenli iticilerden (*ayrıca 'yeşil' veya 'tehlikesi azaltılmış itici' olarakta adlandırılır*) en büyük beklenti maliyetlerin düşürmesidir. Bunun yanı sıra, itki sistemindeki operasyonel, emniyet ve güvenilirlik risklerini ve sorunlarını belirlemek ve azaltmak için simülasyon ve veri işleminin kullanılması çevre dostu iticilerin geliştirilmesi için önemli kriterler sayılmaktadır.

7.3. Ar-Ge Faaliyetleri

Günümüze kadar kimyasal itki sistemleri uzaya erişim sağlamada büyük rol oynamıştır. Öyle ki, güneş sistemleri ve gezegenler arası yolculuklarda dahi tarihçe kazanmış itki sistemler olarak bilinmektedir. Halen geliştirilmekte olan elektrik itki sistemlerinin, kütle verimliliğinde daha da büyük bir kazanç sağlayacağı değerlendirilmektedir.

Gelecekteki uydu ve uzay araçları sistemleri evrimi esas olarak uzay görev maliyetlerinin azaltılmasıyla belirlenecek ve yıldızlararası misyonlara kadar güneş sisteminin araştırılmasına imkân sağlayacaktır. Gelişmiş itki sistemleri, mevcut kimyasal ve elektrik itki sistemlerin misyon bakımından özgül itki, hız artışı yetenekleri ve performanslarının arttırılarak geliştirilmeleri ile mümkün olacaktır.

Günümüzde itki sistemleri seçiminde birçok geliştirilmiş yazılım programları kullanılmaktadır. Bu yazılımlar ile sisteme özgü itki (*Issp*) ve genel itki sistem kütle fraksiyonunun belirlenmesi (m_0/m_f) kolayca yapılabilmektedir.

Ar-Ge çalışmaları kapsamında yeni yaklaşımlar incelendiğinde solar-termal roketlerin yakıtı bir yoğunlaştırıcı yoluyla yüksek sıcaklığa ısıtan güneş enerjisi kullanarak çalışmasının mümkün olabilebileceğini göstermektedir. Bu itki teknolojisinin, küçük uydu gruplarında tanımlanan CubeSats'tan Explorer sınıfı robotik uygulamalı uzay görevlerinde uzay araçlarına uygulanması çalışmalar devam ettirilmektedir. CubeSat solar-termal iticilerdeki çalışmaların uzay uygulamalarında kullanılabilir seviyelere getirildiği değerlendirilmektedir. Explorer sınıfı görevlere uygulanması için planlanan solar-termal iticilerin ise bazı uzay ajansları tarafından denenmeye başlandığı bilinmektedir. Solar-termal itki sistemleri için birkaç kavram önerilmiş olmakla henüz uçuş tarihçesi kazandırmaya hazır olmadıkları bilinmektedir.

Güneş yelkenleri sistemler (*solar sailing*) güneş ışığı tarafından oluşturulan radyasyon basıncının büyük aynalarda toplanarak itkiye dönüştürülmesi prensibine dayanmaktadır. Sistemin uygulama alanlarının gezegenler arası kargo veya yıldızlararası seyahat gibi durumlarda faydalanılabileceği değerlendirilmektedir. Sistemin yelkenimsi bir yapıya sahip olmasından dolayı daha iddialı misyonlarda uygulanması için, üretim yeteneği ve uzayda açılabilir daha büyük yelkenlerin ($1.200 m^2$ ile $90.000 m^2$ arası) geliştirilip sergilenmesinin gerektiği değerlendirilmektedir. Sistemin uzay uygulamaları için yapılan tüm girişimlerin şu ana kadar başarısız olduğu bilinmektedir ve ar-ge çalışmaları devam ettirilmektedir. Özellikle NASA'nın bilim adamları ve ortaklarıyla, Huntsville'deki Marshall Uzay Uçuş Merkezi, Uzay İtki Teknolojileri Ofisi tarafından endüstriyel ve akademik çalışmalar yürütülmektedir.

Nükleer-termal roketlerin yüksek sıcaklıkta itici gaz üretmek için bir nükleer reaksiyon tarafından üretilen ısının kullanılmasını öngörmektedir. Işınlanmış momentum itki (*beamed-momentum propulsion*) sistemlerinin güneş yelkenleri metodunu kullanarak, egzotik sevk yöntemlerinin (*Exotic propulsion methods*) ise foton ve anti-madde yakıtlar kullanarak çalışmasının mümkün olabileceği öngörülmektedir.

NASA, Uzay Araştırması Vizyonunu desteklemek için 2004'lü yıllarda gelişmiş elektrikli itki teknolojileri araştırmaları yapmak üzere bir endüstri ve bir akademik liderliğin ekibinin seçildiğini açıklamıştır. Gelişmiş elektrik itki teknolojileri programı, NASA'nın Araştırma Sistemleri Misyon Direktörlüğü bünyesindeki Proje Prometheus'un bir parçası olarak başlatılmıştır. Üç yıllık bir süre zarfında yapılacak olan işin toplam değeri yaklaşık 7 milyon dolar olarak belirlenmiştir. Bu proje ile, Mars'ın ve diğer güneş sistemlerinin insan ve robot araştırmalarını destekleyebilecek gelişmiş itki kapasitelerinin geliştirilmesi ve gösterilmesi önemli bir vizyon kabul edilmiştir. Geliştirilecek olan elektrikli itki teknolojilerinin daha önce tarihçe kazanmış mevcut itki teknolojileri ile mümkün olmayan yeni bir robotik ve insan keşif misyonu sınıfının oluşturulmasına yardımcı olacağı değerlendirilmiştir.

NASA, ay ve Mars misyonları, üst evreler, gezegenler arası robotik misyonlar ve fırlatma araçları uygulamaları için analitik ve deneysel olarak jelleştirilmiş yakıtlar üzerinde çalışmalarını devam ettirmektedir. Bu hususta, yakıt yoğunluğunun ve itki sistemleri Isp değerlerinin artırılmasının temel amaçlar arasında yer aldığı bildirilmektedir. Jelleşmiş kriyojenik itici gazların sadece laboratuvar deneylerinde test edilmiş ve henüz uzay misyonları için kullanılmamış olduğu bilinmektedir.

Yine aynı yıllarda, Northrop Grumman Uzay Teknolojisi, Redondo Beach, Kaliforniya, nükleer elektrikli dürtü endüktif itici sistem geliştirme programı ödülünü kazanmıştır. Yaklaşık 3 milyon dolar değerinde katkı sağlanan bu program iki buçuk yıl süreli olarak belirlenmiştir. Bu programın amacı, karşılaştırılabilir en son teknoloji sistemlerine kıyasla daha hafif, daha basit, daha güvenilir ve / veya daha düşük maliyetli daha yüksek performanslı sistemlere yol açabilecek gelişmiş, çok yüksek güçlü elektrikli itici teknolojilerinin geliştirilmesini ilerletmek olarak açıklanmıştır. Bu teknolojinin gelecek insani keşif görevlerinde büyük olasılıkla gerekli olacak daha

büyük megavat güç düzeylerine dönüştürülebilmesinin mümkün olabileceği değerlendirilmiştir. Northrop Grumman'ın geliştireceği itki gücünün, 3000 ila 10.000 saniye arasında belirli bir özgül itki aralığını koruyarak, 200 kilowattlık bir güç seviyesinde ve %70 veya daha yüksek bir verimlilikle sürdürülebilir bir çalışma kapasitesine sahip olabileceği değerlendirilmiştir. Bu tür başarılı bir gelişmenin, NASA gezegenler arası birçok misyon için imkân sağlayacak yaklaşık 2-3 kilogram / kilowattlık özgül bir kütle ile kompakt bir itici sağlayabileceği öngörülmüştür. NASA'nın Glenn Araştırma Merkezi, Cleveland ve Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California'nın yanı sıra Arizona Devlet Üniversitesi, Tempe, Ariz'inde bu çalışmakta değerli katkılar sağlayacağı duyurulmuştur.

Princeton Üniversitesi, Princeton, NJ, lityumla beslenen magnetoplasmadynamic itki sistemi teknolojilerini ilerletmek için üç yılda yapılacak bir çalışmayla yaklaşık 4 milyon dolarlık bir sözleşme imzalamıştır. Üniversitenin, lityum beslemeli itici sisteminin başarılı bir şekilde geliştirilmesi, en son teknoloji alanlı magnetoplasmadynamic itici üzerinde önemli performans artışı sağlayacağı değerlendirilmiştir. Lityum itici, 240 kilowattlık bir güç seviyesinde, yüzde 60'dan fazla verimlilikte ve 6200 saniyelik özgül itki ile çalışacak şekilde optimize edilmiş kompakt bir tasarım olarak duyurulmuştur. Bu çalışmanın, NASA Glenn Araştırma Merkezi, Jet Sürüş Laboratuvarı ve Marshall Uzay Uçuş Merkezi, Huntsville, Michigan Üniversitesi, Ann Arbor, Mich ve Worcester Politeknik Enstitüsü, Worcester, Mass ile birlikte gerçekleştirmesi öngörülmüştür.

2015 yılı başlarında, Innovate UK ve İngiltere Uzay Ajansı, gelecekteki uzay görevlerinin ticari yararlarını ve/veya performansını iyileştirmek için yörünge içi uzay araçları itki sistemlerinde süregelen ticari ve teknik yeniliği desteklemek için iş birliği amaçlı Ar-Ge projelerine £ 2 milyon yatırım yapacağını açıklamıştır. Bu yatırımın amacı, misyon operasyonları ve maliyet optimizasyonu için yenilikçi itki teknolojisi, Küçük/nano uydular için uydu iki sistemleri, Yeşil iticiler/Temiz Uzay teknolojileri ve uygulamaları, İleri Üretim Teknikleri, Yörüngede Yörünge Yükseltme veya Yörünge Transferleri için Yeni İtici Sistemleri, Çöpe Atma için Manevra, Pasifizasyon ve deorbit kavramları, tutum ve kontrol sensörleri de dahil olmak üzere birçok görev yeteneği için

manevra, yeni uydu uygulamaları, yeni uzay araçları itki teknikleri veya teknolojileri konularını içermiştir.

JAXA, University of Tokyo ve diğer dört üniversite ile Hall iticiler konusunda ortak araştırma başlatmıştır. Araştırmada, anot tabakalı Hall iticiler incelenmiştir. Tokyo Üniversitesi tarafından geliştirilen TALT-2, I_{sp} 2000'li yıllarda itme verimliliğine %60 ulaşan 5kW sınıf iticilerdir. Ek olarak, uydu bileşenlerinin itici atık gaz etkilenmesi, itici kafanın yanı sıra, yüksek güçlü katot ve akıllı güç kaynağı gibi çevresel aygıtlar da araştırılmıştır. Ayrıca, yörünge analizi ve maliyet analizi yapılmıştır.

IN Space Araştırma ve Geliştirme tarafından sıvı yakıtlar konusunda, hızlı ve tekrar ateşli ateşleme, yüksek performanslı sıvı roket enjektörleri, yanma kararlılığı iyileştirme gibi ar-ge çalışmaları yürütülmüştür. Katı yakıtlar konusunda, disiklopentadien ($C_{10}H_{12}$) esaslı katı yakıt haddeleri uygulamaları için ar-ge çalışmaları yürütülmüştür. Hibrit yakıtlar konusunda, oksidasyonun katalitik de-kompozisyonu, sıvı oksijen enjeksiyonu için katalitik yakıt taneleri gibi çalışmalar yürütülmüştür.

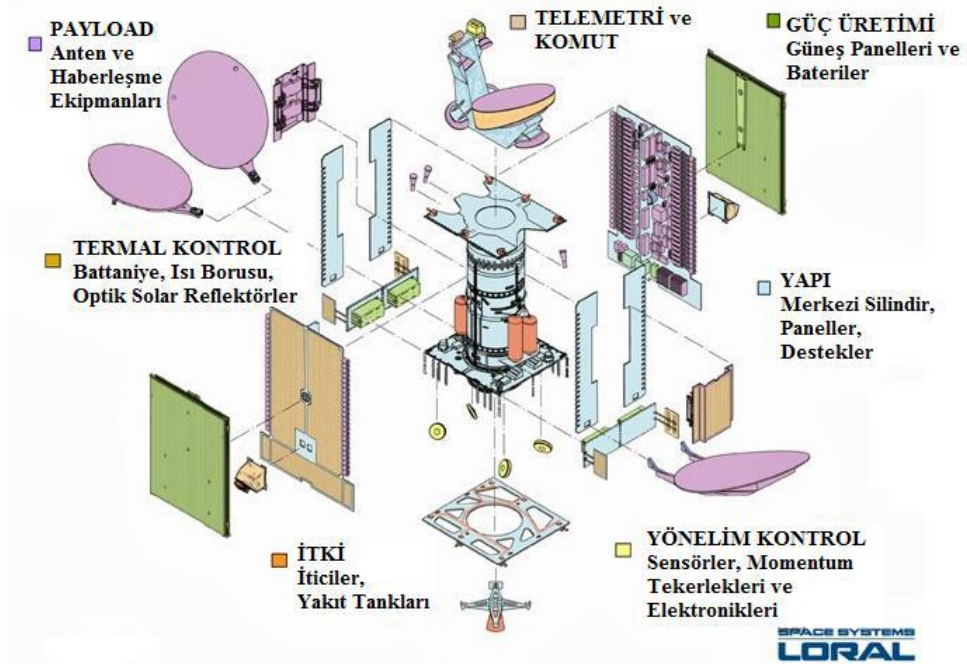
ESA veya Ulusal Programlar aracılığıyla ortak finanse edilmiş daha birçok elektrikli itki teknolojilerine ait ar-ge çalışmaları bulunmaktadır.

8. BÖLÜM

UYDU KİMYASAL İTKİ SİSTEM BİLEŞENLERİ

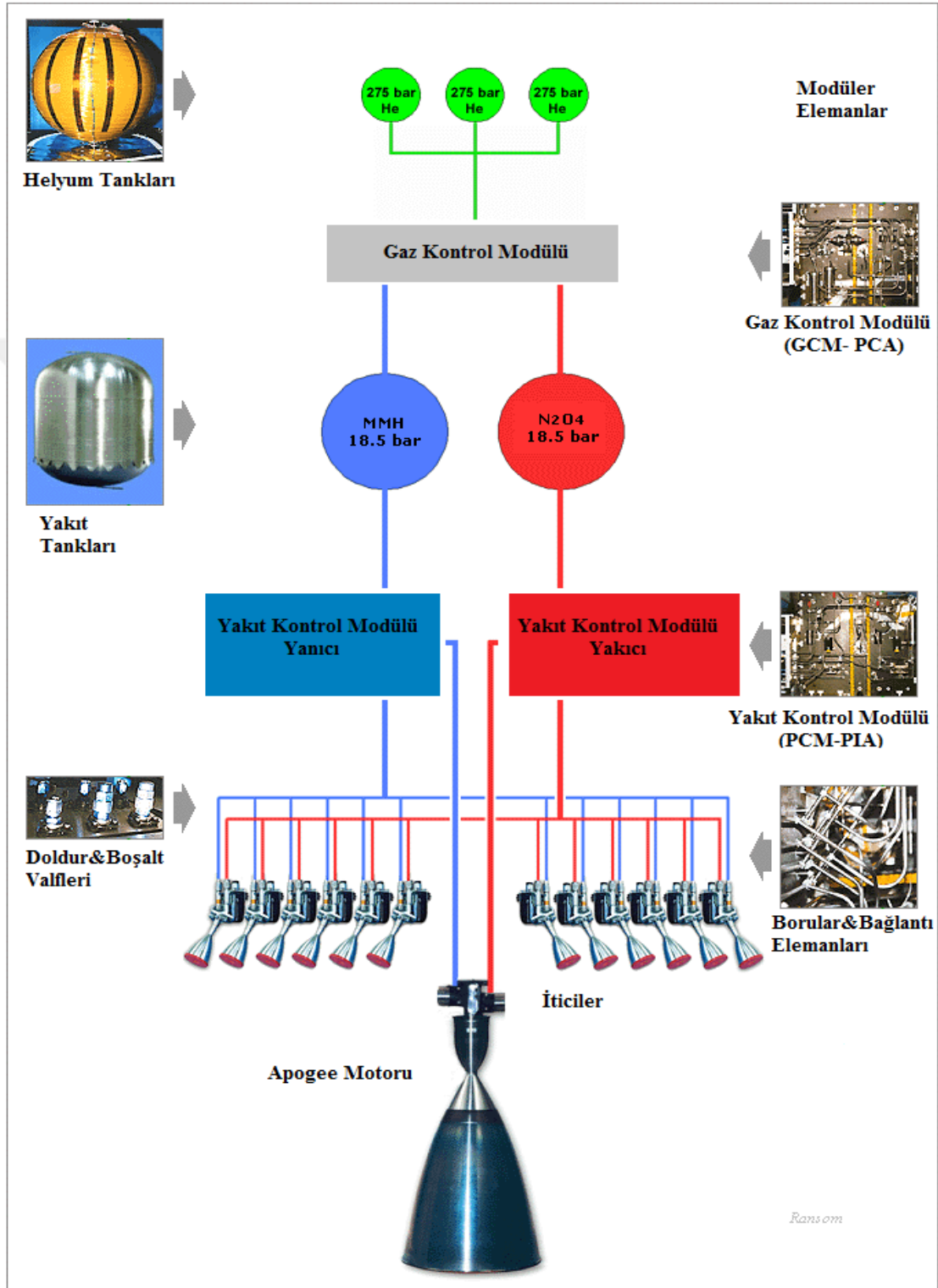
8.1. Haberleşme Uyduları Yapısal Bileşenleri

Tarihçe kazanmış birçok haberleşme uydusu kimyasal itki sistemleri, çiftyakıtlı ve tekyakıtlı sistemler olarak bilinmektedir. Sistem yapısal ana bileşenleri merkezi silindir (*central cylinder*), dünya panel (*earth panel*), UPS güverte panel (*deck panel*), zıt-dünya panel (*anti-earth panel*), yakıt tankları, yakıcı tank, helyum tankları, helyum tank destekleri, iticiler (*thruster*), yeröte motoru (*Apogee Kick Engine, AKE*), AKE destek mekanizmaları, gaz kontrol modülü (*Gas Control Module - GCM*), basınç kontrol bileşenleri (*Pressure Control Assembly - PCA*), yakıt kontrol modülü (*Propellant Control Module - PCM*), yakıt izolasyon bileşenleri (*propellant isolation assembly - PIA*) oluşmaktadır. Aşağıda Şekil 38’de Space System Loral çift yakıtlı itki sistemi bileşenlerinin haberleşme uydusundaki konumu gösterilmektedir.



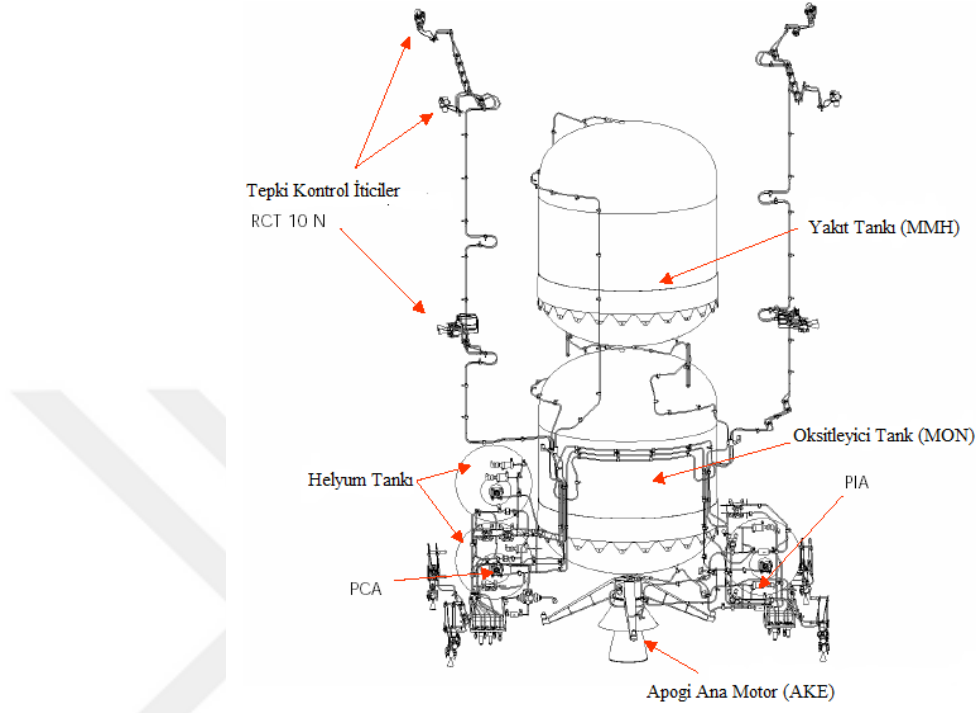
Şekil 38. Space System Loral Çiftyakıtlı İtki Sistem Bileşenlerinin Haberleşme Uydusundaki Konumu [Telif hakkı SPACE System Loral]

Aşağıda Şekil 39'de Airbus DC firması çiftyakıtlı itki sistem bileşenleri fonksiyonel blok diyagram görülmektedir.



Şekil 39. Çiftyakıtlı İtici Sistemi Blok Diyagramı [Telif hakkı Airbus DS]

Aşağıda Şekil 40'da Thales Alenia Space firması çiftyakıtlı itki sistem bileşenleri fonksiyonel blok diyagram görülmektedir.



Şekil 40. Tektyakıtlı İtli Sistemi Blok Diyagramı [Telif hakkı Thales Alenia Space]

8.2. Sistem Bileşenleri

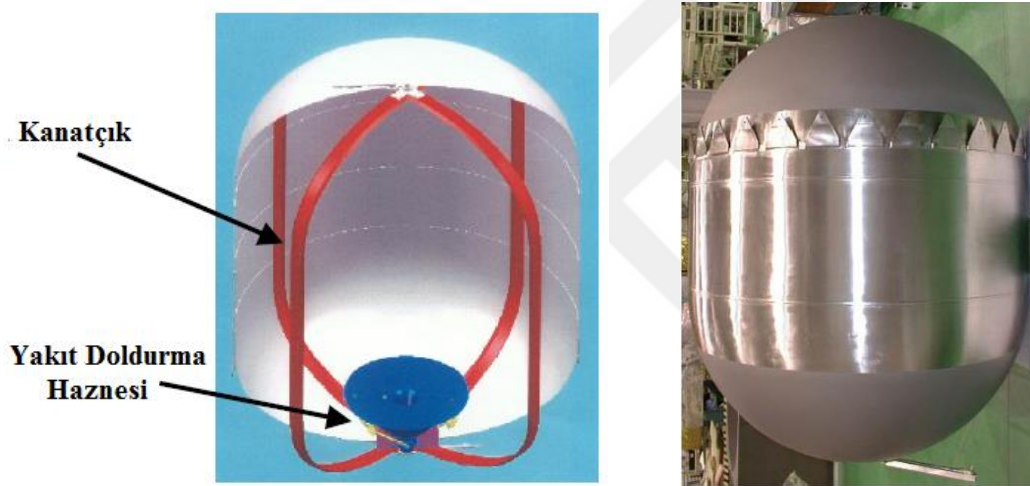
Sistem bileşenlerinde uydu veya uzay aracı misyon ve performans beklentileri kapsamında seçilmektedir. Alt sistem bileşenlerinin çoğu, merkezi yapısal silindir etrafında konumlandırılmış ve itki modülüne monte edilmiştir. Sistem bileşenleri dört ana grup altında aşağıda açıklanmıştır.

8.2.1. Yakıt ve Helyum Tankları

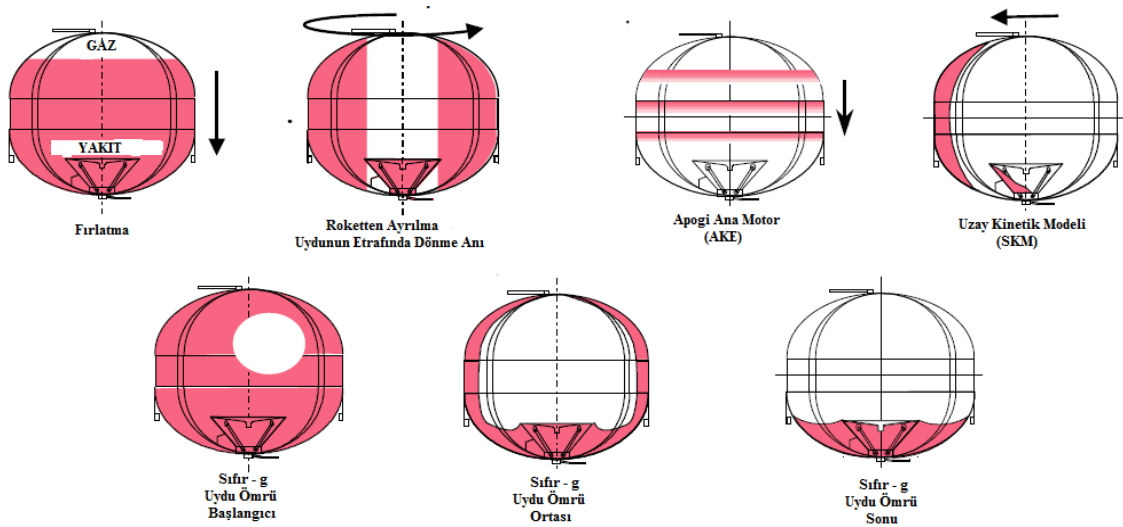
Tanklar, itici gaz olan sıvı yakıtların veya helyum gazının kullanılmadan önce depolandığı ve uydu ya da uzay aracının bir parçası sayılan basınçlı kaplardır. Tankların tasarım ve üretimleri, üretici firmalara göre farklılık gösterebilmektedir. Yakıt tankların, depolama, çalkalanmayı önleme ve vorteks vermeyi en aza indirme özellikleri bulunmalıdır. Bunun yanı sıra helyum tanklarında basınca dayanıklılık faktörü de önemli

bir husustur. Tanklar genellikle alüminyum alaşım, titanyum, çelik veya karbon fiber gibi malzemelerden üretilmektedir.

Tankların tasarımında maruz kalacakları fırlatma ve uzay ortamına uyumluluk stres ve dinamik analizler önem taşımaktadır. Sızıntı öncesi patlama ve akış büyüme analizleri ile yakıt ya da basınçlı gaz davranışın analizleri de hassasiyet gösterilmesi gereken diğer analizlerdir. Tanklar genellikle monokok konstrüksiyon teknikleri kullanılarak üretilmektedir. Balon tankları bunların en uç noktalarıdır, ancak iç basınç uygulamasıyla sert tutulurlar, ancak son derece hafiftirler. Yakıt tankları genel olarak uydu merkez silindir içerisine, helyum tankları da silindir dışında uygun bir bölgeye monte edilmektedirler.



Şekil 41. Yakıt Tankı ve Yakıt Yönetim Cihazı (PMD)



Şekil 42. Yakıt Tankı PMD Genel İşlevsel Fonksiyonu

Yakıt tanklarının yüzey gerilimini ve içyapıların yüzeyleri ile etkileşimini sağlayan Yakıt Yönetim Cihazları (*PMD*), yakıtın mikrogravite ortamlarında pasif olarak iletilmesini sağlamaktadır. *PMD* tasarımlarında, uygun sıvı yakıt iletimi sağlamak için metal süngerler, ayırıcılar (*trap*), olukluklar (*troughs*), kanatçıklar (*vanes*), fitiller, yüzey gerilim cihazları ve diğer yapıların kombinasyonları kullanılmaktadır. *PMD*'ler, yakıt doldurma, yerde taşınması, başlatma, yörüngeye yerleştirme ve yörüngede tutunum gibi birçok koşul ve yük dikkate alınarak her bir özel uygulama için tasarlanmaktadır.

Tankların fonksiyonel amaçları aşağıda özetlenmiştir:

- Basınçlı gazın depolanması;
- Yakıt oksitleyicilerin depolanması;
- Yakıtın depolanması;
- Basınç altında yakıt/yanıcı gazların beslenmesini sağlamak;
- Yakıt kütlelerinin 0 g altında pozitif olarak korunup konumlandırılması.

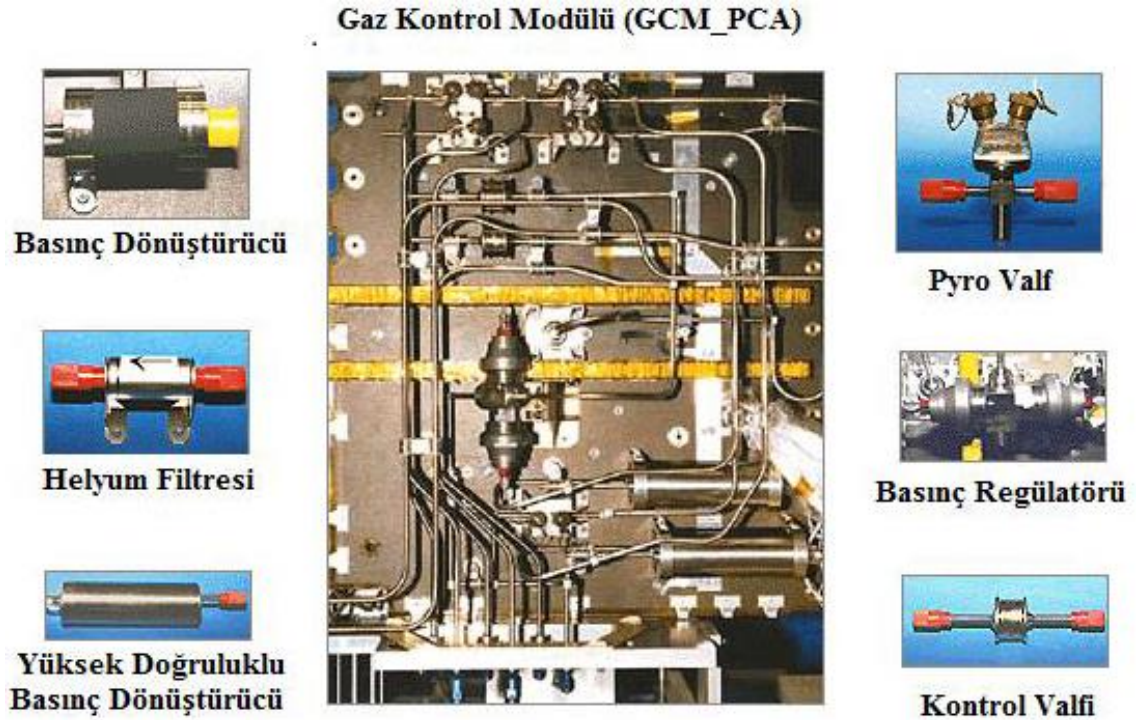
8.2.2. Gaz Kontrol Modülü (GCM)

Basınç kontrol ünitesi (*Pressure Control Assembly - PCA*) olarakta bilinmektedir. Uyduların fırlatıcı roketle yerleştirilmesi ve fırlatma öncesi tüm yakıt hatları helyum gazı ile belli bir seviyede basınç altına alınmaktadır. *PCM*'de olduğu gibi, uyduların fırlatıcı roketlerden ayrılışına kadar tüm basınç hatları da izole edilmektedir. Uydunun roketten ayrılması ile *GCM* latch valflerin ve normalde kapalı olan yüksek basınçlı piro valflerin ateşlenmesi sağlanmaktadır. Böylece yakıt tanklarına gidecek olan helyum akışı basınç regülatöründen geçirilerek başlatılması sağlanır. Helyum gazı, gaz basınç regülatörüne ulaşmadan filtrelerden geçirilerek kontrol valflerin (*check valve*) açılması ve tek yönlü akışın sağlanmasına izin verilmektedir. Latch valfler açılmış olduğu için helyum gaz akışı yakıtın istenilen basınç seviyesinde *AKE* ve iticilere ulaşmasını sağlamaktadır.

GCM'in fonksiyonel amaçları aşağıda özetlenmiştir:

- Basınçlı depolama tanklarının fırlatma öncesi izolasyonu;
- Basınçlı filtrasyon;
- Basınç düzenleme;
- Düzenli basınç denetimi;
- Yakıt buharlarının ayrıştırılması;
- Yakıt tanklarının izolasyonunu başlatmak;
- Yakıt ölçme.

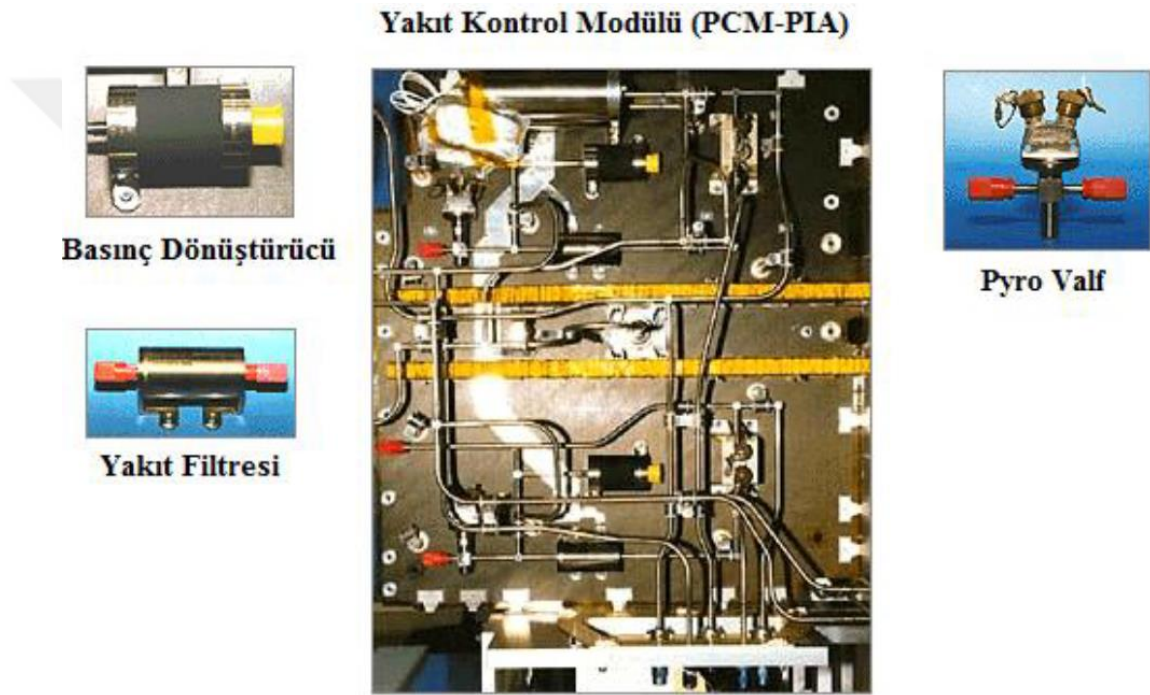
GCM bileşenleri, latch valf (yerine piro valf kullanılabilir), piro valfler, doldur & boşalt valfleri, filtreler ve basınç regülatörleri, basınç dönüştürücüleri ve kontrol valfleri (*check valve*) içermektedir. Aşağıda Şekil 43'de Airbus DS firması haberleşme uyduları yakıt kontrol modülü görülmektedir.



Şekil 43. Haberleşme Uydusu Gaz Kontrol Modülü [Telif hakkı Airbus DS]

8.2.3. Yakıt Kontrol Modülü (PCM)

Uyduların fırlatıcı roketlerden ayrılışına kadar kendi yakıt sistemleri devreye sokulmamaktadır. Tüm yakıt, AKE ve iticiler izole edilmiş durumdadır. Bir uyduda PCM; latch valf (*yerine piro valf kullanılabilir*), piro valf, doldur & boşalt valfleri (*fill & drain valf*), filtre, basınç dönüştürücü (*pressure transducer*) vs. bileşenlerden oluşmaktadır. Aşağıda Şekil 44'de Airbus DS firması haberleşme uyduları yakıt kontrol modülü görülmektedir.



Şekil 44. Haberleşme Uydusu Yakıt Kontrol Modülü [Telif hakkı Airbus DS]

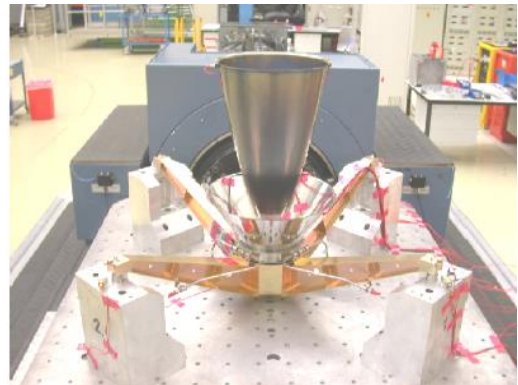
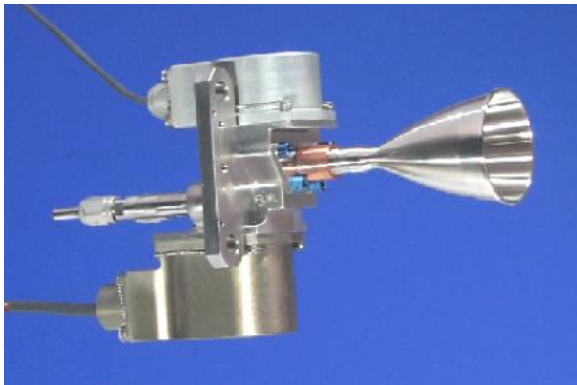
Uydularda PCM'lerin çalışma prensibi birbirleri ile benzerlik göstermektedir. Fırlatma roketinden ayrılan uydularda, tüm itici hatların aşağı akıntı (*upstream*) latch valfleri açılarak sistem içerisindeki basınçlı helyum gazı iticilerin aşağı akıntı (*downstream*) yakıt valfleri vasıtası ile dışarı (*venting*) atılmaktadır. PCM üzerinde yer alan tüm piro valfler ateşlenerek, yakıtın filtrelerden geçmesi ve apogi ana motor AKE ile tüm diğer iticilerin yakıt hattı boruları doldurulmaktadır. Bu sırasında, basınç regülatörleri vasıtası ile sistem basınç bilgileri istenilen seviyeye ulaştırılır.

PCM'in fonksiyonel amaçları aşağıda özetlenmiştir:

- Apogi ana motor (AKE) ve iticileri izole etmek;
- Fırlatma sırasında yakıtı izole etmek;
- Yakıt filtrasyonu;
- Yakıt hat basıncı izlenmesi;
- Apogi ana motorun (AKE) nihai izolasyonu.

8.2.4. Yörünge Tutunum Kontrol İtici ve Apogi Ana Motor (AKE)

Yörünge tutunum kontrol iticileri (*thruster*), tepki kontrolü ve yörünge manevra sistemleri, yörünge onarımı, konum kontrolü, lokasyon muhafazası ve uydu tutum kontrolüne itici güç sağlayan operasyonel iticilerdir. İtici ve AKE ayrıca, hız artışı manevraları için itme, tutum kontrol manevraları için tork sağlamaktadır. Apogi ana motorlar (*Apogee Kick Engine – AKE*), yörünge transferi, gezegensel yörüngeler ve gezegenlere iniş ve kalkışlar için temel itici gücü sağlayan uydu roket motorlarıdır. AKE ayrıca, büyük hız artışı manevraları için de itme sağlamaktadır.



Şekil 45. 9.8 N Yörünge Tutunum Kontrol İtici ve 424 N Apogi Ana Motor

9. BÖLÜM

UYDU ÜZERİ KİMYASAL İTİKİ SİSTEM TESTLERİ

9.1. Test Ekipmanları

Uydularda itki sistem testleri kullanılan yakıt türleri ve uydu üretici firma test yaklaşımlarına göre değişkenlik göstermektedir. Bazı üretici firmalar yakıt sistemi içerisine simülasyon yakıtı doldurmak sureti ile sistemi test etmektedir. Bazı üretici firmalar ise sistemi helyum gazı ile basınçlandırılarak gerekli testleri gerçekleştirmektedir. Testlerde uygulanacak metotlara uydu platformuna özel test sistemleri ve bileşenleri kullanılmaktadır.

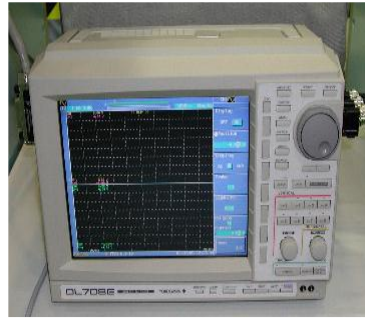
Basınç uygulanarak yapılan uydu çiftyakıtlı itki sistemleri test ekipmanlarının kullanım genel amaçları aşağıdaki özetlenmiştir:

- **Hava pompası:** Basınçlı hava tanklarını ve çiftyakıtlı test sistem gazını (*Helyum*) basınçlandırma;
- **Helyum tankları:** Basınç ve kaçak testleri için ana gaz;
- **Nitrojen tankları:** AKE ve iticilerin gaz akış testi ve kaçak testleri için çevresel gaz;
- **Yüksek basınçlı gaz sağlama ve kontrol birimi** (*High pressure gas supplier and control unit*): Gaz dağıtım birimlerine gaz sağlama;
- **Yüksek ve düşük basınçlı gazlar için gaz dağıtım birimi** (*Gas distribution units for high and low pressure gases*): Gaz dağıtımını yapma;
- **Borular için 3 boyutlu ayarlanabilir destekler** (*3-D adjustable stands for the pipes*): Boruları ve hortumları uygun şekilde sabitlemek;
- **Nemölçer** (*Dew (humidity) meter*): Test borularının nem seviyesini ölçmek;

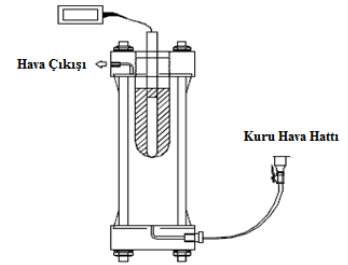
- **Helyum dedektör** (*Helium detector*): Gaz kaçak tespiti yapma;
- **Osiloskop**: Tüm iticiler, valfler vb. için impulse sinyalini ölçme;
- **Elektriksel güç kaynağı ve voltmetreler** (*Electrical power supplies and volt meters*): Transducer, AKE motoru, iticiler, latch valfler gibi elektriksel BPS ekipmanlarına elektriksel güç sağlama, dağıtma (genelde >20 V için) ve voltaj ölçümü yapma;
- **Anahtar kutusu** (*Switch box*): Voltaj, direnç ve dürtü ölçümünü inceleme;
- **Güvenlik duvarı** (*Security wall*): Çalışanları ve test ekipmanlarını koruma;
- **Endüstriyel tip ısıtıcılar** (*Industrial type heaters*);
- **Çeşitli paslanmaz çelik hat borular ve çelik örgülü hortumlar**;
- **Gaz akış ölçer** (*Gas flow (rate) meter*);
- **Gaz basıncı ölçer** (*Gas pressure meter*).



Yüksek Basınç Ölçer



Osiloskop



Nem Ölçer



Test Konsolu



Boru Hattı Adaptörleri



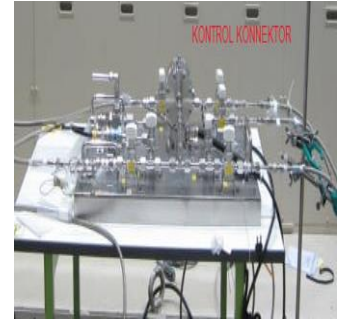
Helyum Detektörü



Güvenlik Duvarı



Anahtar Kutusu



Boru Hattı Konektörleri

Şekil 46. İtki Sistem Test Ekipmanları [Telif hakkı MELCO]

9.2. Test Hazırlıkları

Uydularda itki sistem test hazırlıkları uydu ve üretici firma test yaklaşımlarına göre değişkenlik göstermektedir. Çiftyakıtlı ve basınç uygulanarak yapılan haberleşme uydusu örnek test hazırlık aşamaları aşağıda özetlenmiştir:

- Uydu 100.000 sınıfı temiz odaya alınarak test edilecek dolly üzerine yerleştirilir;
- Uydu merkez silindir çevresine yerleştirilen helyum gaz tanklarının üzerleri anti-statik naylon koruma altına alınır;
- Tüm uydu veri kablajları, AKE ve konektörleri koruma altına alınır;
- Yüksek basınç testleri için kullanılan anti-statik naylonların içerisi nitrojen (N_2) ile doldurulur ve dedektör ile kaçak tespit edilmeye çalışılır;
- Testler öncesi yakıt boruları kaynak noktalardan X-ray filmi çekilir;
- Yüksek basınç test uygulamasında güvenlik amaçlı koruma duvarı yerleştirilir.
- Koruma duvarının arkasına; gas dağılım kontrol ünitesi, yakıt test ekipmanları, bilgisayar kontrol panel, helyum gaz tüpleri, gas kompresörü gibi test ekipmanları konuşlandırılarak testlere başlanır.

kontrol edilir. Sistem üzerinde basıncın artırılması ve azaltılması durumunda, bazı basınç değerlerine karşılık gelen voltaj değerleri de kontrol edilerek, basınç ve tank sıcaklık değerleri logaritmik olarak kayıt altına alınır.

9.3.2. Kalibrasyon Testi

Bu testin amacı, test için kullanılacak olan ekipmanların kalibrasyonunu doğrulamaktır. Test birimleri, basınçlandırılarak nominal voltaj değerleri ilgili formülasyon kullanılarak hesaplanır. Gaz dolumu ve boşaltımı yapılırken birkaç kez ölçüm alınarak kalibrasyon testi tamamlanır.

9.3.3. Boru Hattı Dış Kaçak ve İç Kaçak Testi

İtki sistemi üzerinde valfler kapalı durumdayken sistemde kaçak tespit edilirse, bu iç kaçak anlamına gelmektedir. Diğer taraftan valfler açık konumunda sistemde kaçak tespit edilirse bu da dış kaçak anlamına gelmektedir. Birçok valf bulunan uzun hatlarda, kaçak basınç ölçerdeki (*pressure gauge*) değişimden gözlenir. Kısa hatlarda ise helyum dedektör kullanılarak kaçak tespiti yapılmaktadır. Yüksek basınç boru contalarının dayanıklılığı, dış kaçak testleri ile doğrulanmaktadır.

9.3.4. Gaz Kontrol Modülü Basınç Regülasyon Testi

Basınç regülasyon testi, regülatörlerin fonksiyonlarını doğrulamak için gerçekleştirilmektedir. Regülatörler, maksimum olarak sabitlendiği değerdeki akışa izin vermektedir. Bu değerden daha fazla basınçlı bir akış geldiğinde, sadece maksimum değer oranında izin verirler. Örneğin; 2 MP'a değerine ayarlanmış bir regülatöre 2.5 MP'a basınçlı akış geldiğinde, sistem sadece 2 MPa'lık basınç geçişine izin vermektedir.

9.3.5. Yakıt Hattı Çatlak Testi

İtki sistemlerinde kullanılan tüm kontrol valfler, sistemi tehlikeli yüksek basınçtan korumak için tek yönlü akışa izin verecek şekilde tasarlanmıştır. Bu testin amacı, yüksek basınç uygulandığında kontrol valflerin işlevlerini yerine getirip getirmediğinin (*tek yönlü akışa izin vermek*) doğrulanmasıdır. Şayet bu kontrol valfler uydunun uzay ortamındaki olması gereken değerlerden daha büyük değerlerde işlevlerini yapabiliyorsa, güvenilirliği doğrulanmış olur.

9.3.6. Valf Cevap Verme Testi

Bu testin amacı latch valflerin, AKE yakıt valf, çiftyakıtlı itici latch valf ve çiftyakıtlı itici yakıt valflerin sürücü elektroniğine (*Bipropellant Thruster Valve Drive Electronics - BDE*) cevap verme performansını doğrulamaktır.

9.3.7. Gaz Akış Testi

Bu testin amacı boruların ve filtrelerin tıkanmadığını doğrulamaktır. Nitrojen gazı verildiğinde latch ve yakıt valfler açılıp kapatılarak ses kontrolü ile gaz akış kontrolü yapılmaktadır. Test operatörleri test esnasında AKE ve iticilerden duyulacak sese konsantre olmaktadır. Vanaya açıl komutu verildiğinde açılma sesi (*click sound*) ve gaz akış sesi duyulduğunda, gaz akışının problemsiz sağlandığı doğrulanmış olur.

10. BÖLÜM

SONUÇ

Bu çalışma ile günlük hayatımızın neredeyse vazgeçilmez birer parçası haline gelmiş uydu ve uzay araçlarının nihai ömürlerinin belirlenmesinde en büyük faktör olan itici sistemlerin çalışma prensipleri, kullanım alanları, avantaj, dezavantaj, performans özellikleri ve misyonları bakımından birbirlerine olan üstünlükleri, kullandıkları yakıt türlerine göre değerlendirilmiştir. Bu hassas ve yüksek teknolojik ürünlerin uzay şartlarındaki eylemsizlikleri ve itici manevra sonuçlarının tahmin edilmesinde, İngiliz bilim adamı Sir Isaac Newton Hareket Yasaları ve çağdaş astronominin ve modern gök mekaniğinin kurucusu Johannes Kepler'in Gezegen Hareket Yasalarının önemine ve temel tekniklerine değinilmiştir.

Uydu ve uzay araçları farklı performanslarla karakterize edilen iticiler kullanmaktadır. Bazıları, uzay yolculuk sürelerini azaltmak için daha yüksek itme seviyeleri gerektiren görevler için daha uygundur, bazıları yüksek hassasiyetli konumlandırma uygulamaları için daha iyidir, bazıları da minimum yakıt kullanmaktadır. Kullanılan yakıt türü, itici türüne göre değişkenlik göstermektedir.

Kimyasal itki sistemlerinde, itmeyi meydana getiren enerji yakıt veya yakıt/yakıcı ikilisinin içerisinde depolanmış mekanik bir kuvvetten meydana gelirken, elektrik itki sistemlerinde ise enerji limitlidir ve sistem dışarıdan güneş panelleri, nükleer, solar radyasyon toplayıcılar veya bataryalar tarafından desteklenmektedir. Her ne kadar elektrikli itki sistemine sahip uzay araçları, kütle oranlarında düşük itme gücüne sahip olsalar da, kimyasal itme sistemine kıyasla daha büyük toplam itme kuvvetine (*momentumun toplam değişimine eşit, spesifik dürtü ve itici kütlesi ürünü*) sahiptirler. Kimyasal itki sistemleri en çok uzayda uçuş mirasına sahip ve teknolojik birçok yönü iyi analiz edilmiş itici grupları sayılmaktadır. Teknoloji gelişiminin alt hedefleri, performans, güvenilirlik ve güvenlik alanlarında var olan sistemlerin geliştirilmesi şeklinde devam ettirilmektedir.

Katı yakıtlı roketler, uzun süre depolanma ve daha sonra da kısa sürede güvenilir bir şekilde fırlatma özelliğine sahip olduklarından dolayı sadece füzeler gibi askeri uygulamalarda ve uydu fırlatma roketleri birinci aşamalarında kullanılmaktadır.

Nükleer itici sistemleri teknolojisi, uzayın araştırılması ve geliştirilmesi ile ilgilenen kişiler için çok cazip bir seçenek haline gelse de, günümüzde araştırma safhasında olup, henüz uydu itici sistemlerinde kullanılmamaktadır.

Elektrikli itki sistemleri, uzun yıllardır kimyasal itki sistemlere paralel olarak incelenmiş ve geliştirilmeye çalışılmıştır. Artan verimlilikleri, günümüz uzay serüvenlerinde çok daha büyük elektrik güçleri, güvenilirlikleri, aynı genel etkiyi üretmek için çok daha az yakıt ve uzun ömürlü olmalarından dolayı kimyasallara göre daha tercih edilir duruma gelmişlerdir. Yüksek hassasiyetli bilimsel misyonlar için özellikle NASA ve ESA tarafından geliştirilmelerine büyük yatırımlar yapılmaktadır. Modern bir telekomünikasyon uydusunda elektrik itki sistemi kullanımının uydu kütlesinde % 20'den fazla bir tasarruf sağladığı görülmüştür.

Jelleşmiş metalize yakıtlı sistemler, hibrit yakıtlı sistemler, solar-termal sistemler, güneş yelkeni sistemleri, elektrodinamik kordonlu sistemler ve momentum değişim kordonlu sistemler gibi birçok yeni geliştirilen alternatif itki sistemlerin henüz ya çok küçük ölçekli uydularda uygulama aşamasında ya da henüz tarihçe kazanmamış geliştirme aşamalarında oldukları bilinmektedir.

Hidroksil amonyum nitrat (*HAN*), amonyum dinitramid (*AND*), hidrazinyum nitroformat (*HNF*), azot oksit (*N₂O*) ve hidrojen peroksit (*H₂O₂*) gibi öne çıkan, yeni nesil, çevre dostu, güvenilir ve verimli yakıt türlerinin keşfinin uzay misyon faaliyetlerindeki maliyetleri düşüreceği değerlendirilmektedir.

Günümüz ar-ge çalışmalarının, mevcut kimyasal ve elektrikli itki sistemlerin misyon bakımından özgül itki, hız artışı yetenekleri ve performanslarını arttırarak, her konuda katma değer katacağı başlıca beklentiler olarak sayılmaktadır.

Tarihçe kazanmış birçok uydu ve uzay aracı yapısal bileşenleri ve yakıt sızdırmazlık test uygulamaları üreticilerine göre değişkenlik göstermektedir. Bazı üretici firmalar yakıt sistemi içerisine simülasyon yakıtı doldurmak suretiyle, bazıları da, sisteme helyum gazı enjekte ederek ve sistemi basınçlandırılarak bu testleri gerçekleştirmektedir. Testlerde uygulanacak metotlara uydu platformuna özel test sistemleri ve bileşenleri kullanılmaktadır.

Bu tez içerisinde yer alan bilgilerin ileride Türkiye’ de üretimi planlanan yerli uyduların itki sisteminin oluşturulması ve testleri için ışık tutacağı değerlendirilmektedir.



KAYNAKÇA

Airbus Sufran Launchers Orbital Propulsion Centre. [Web portalı. *Spacecraft propulsion* - [Çevrim-içi: <http://www.space-propulsion.com/home-lam.html>], Erişim tarihi: 26 Aralık 2016.

Assad Anis, (Eds.) (2012). *Cold gas propulsion system – An ideal choice for remote sensing small satellites. A case study. Remote Sensing – Advanced Techniques and Platform*, Published by InTech, Janeza Trdine 9, 51000 Rijeka. Edited by. Boris Escalante-Ramírez p. cm. ISBN 978-953-51-0652-4., p.459. [Çevrim-içi: http://scholar.google.com.tr/scholar?q=Cold+Gas+Propulsion+System+%E2%80%93+An+Ideal+Choice+for+Remote+Sensing+Small+Satellites&btnG=&hl=tr&as_sdt=0%2C5&as_vis=1], Erişim tarihi: 13 Ocak 2017.

Baş, D., Bulut, M., Sözbir, N. & Gülgönül, Ş. (2014). Haberleşme uydularında çift yakıtlı itki sistem bileşenleri ve uygulanan testler: A theoretical study. *V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı UHUK-2014-022*, 8-10 Eylül 2014, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye.

Benton, J., Ballinger, I. & Donald, E., Jaekle, Jr. & Michael F. Osborn (2007). *Design and manufacture of a propellant tank assembly: An experimental study.*, OSR 07-S-1348, AIAA 2007-5559.

Çevrim-içi Web portalı.– *Space*, [Çevrim-içi: <http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>], Erişim tarihi: 29 Aralık 2016.

Çevrim-içi Web portalı.– *Space*, [Çevrim-içi: *Space Exploration, Getting More Miles Per Gallon*, [Çevrim-içi: <http://www.astrodigital.org/space/nuclear.html>] Erişim tarihi: 20 Ocak 2017.

Disruptive Technologies For Space Power And Propulsion – DIPOP (2012). *Advanced propulsion systems*, Second Edition. Published by Universität Stuttgart – Institut

für Raumfahrtsysteme. DiPoP-IRS-RP-001 D23.1 Advanced Propulsion Systems Engineering Rep. - 04.0 Date: 16/05/2012.

Erichsen, P., & Michael, P. (Eds.) (1997). *Performance evaluation of spacecraft propulsion systems in relation to mission impulse requirement A theoretical study. Second European Spacecraft Propulsion Conference, Proceedings of the conference held 27-29 May 1997 in Noordwijk, the Netherlands*. Edited by. ESA SP-398. Paris: European Space Agency, 1997., p.189. [Çevrim-içi: <http://adsabs.harvard.edu/full/1997ESASP.398..189E>], Erişim tarihi: 29 Aralık 2016.

George P. Sutton, Oscar Biblarz (2001). *Rocket propulsion elements*, Seventh Edition. Published by John Wiley & Sons, inc., NY.

GOV UK Çevrim-içi Web portalı. *Innovate uk , spacecraft propulsion: £2 million for collaborative R&D* [Çevrim-içi: <https://www.gov.uk/government/news/spacecraft-propulsion-2-million-for-collaborative-rd>], Erişim tarihi: 24 Ocak 2017.

KTH Royal Institute of Technology [Web portalı. *Evolution of potential future spacecraft propulsion systems – Enerji*, [Çevrim-içi: <http://www.energy.kth.se/courses/4A1346/3rdLecture/Evolution%20Future%20Propulsion.pdf>], Erişim tarihi: 26 Aralık 2016.

KTH Royal Institute of Technology. Çevrim-içi Web portalı. *Synopsis of spacecraft propulsion history spacecraft – Enerji*, [Çevrim-içi: http://energy.kth.se/compedu/webcompedu/webhelp/media%5CLecture_notes%5CS1B8%5Chistory.pdf], Erişim tarihi: 26 Aralık 2016.

McKinnon, M. (2014). *Günlük tasarım ve teknoloji yayın bloğu - Bilim*, [Çevrim-içi: <http://gizmodo.com/the-insane-history-of-rockets-at-jpl-1554125227>], Erişim tarihi: 29 Mart 2014.

Michael D. Griffin, James R. French (2004). *Space vehicle design*, Second Edition. AIAA Education Series, Virginia.

Morgan, Olwen M., Meinhardt, Dennis S. (1999). *Monopropellant selection criteria-hydrazine and other options: An experimental study*. 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 20-23 June 1999, Los Angeles, CA: Online. [Çevrim-içi: http://webcache.googleusercontent.com/search?q=cache:3rSImqq8n1wJ:matthewwturner.com/uah/IPT2008_summer/baselines/LOW%2520Files/Payload/Downloads/AIAA-1999-2595-172.pdf+&cd=9&hl=tr&ct=clnk&gl=tr], Erişim tarihi: 17 Ocak 2017.

NASA Çevrim-içi Web portalı. *Jet propulsion laboratory – California Institute of Thecknology*, [Çevrim-içi: <http://www.jpl.nasa.gov/jplhistory/early/wartime.php>], Erişim tarihi: 23 Aralık 2016.

NASA Çevrim-içi Web portalı. *Nasa history page – California Institute of Thecknology*, [Çevrim-içi: <http://www.history.nasa.gov/conghand/propelnt.htm>], Erişim tarihi: 12 Ocak 2017.

NASA Çevrim-içi Web portalı. *Nasa news – Michael Braukus Headquarters, Washington, Advanced electric-propulsion technologies r&d teams selected* [Çevrim-içi: https://www.nasa.gov/home/hqnews/2004/jul/HQ_c04p_rd_teams.html], Erişim tarihi: 24 Ocak 2017.

National Aeronautics and Space Administration (2005). *Solar sail propulsion dvanced propulsion systems*, NASA Facts. Pub 8-40377. FS-2005-04-29-MSFC.Marshall Space Flight Center Huntsville, Alabama 35812.

Petrov, K. (2014). *Propulsion Systems for Light Missiles and Support Weapons*. Luleå University of Technology. Yayınlanmamış lisans tezi.

Probst, L., Frideres, L., Cambier, B., Luxembourg, PwC. & Duval, J.P., Roth, M., Moranta, S., France, PwC. (2016). Space tech and services electric propulsion; An experimental study., *Contract No 190/PP/ENT/CIP/12/C/N03C01*, European Union, February 2016.

Robert L. Bayt,(1999) Analysis, fabrication and testing of a mems-based micropropulsion system. Massachusetts Institue of Technology. Yayınlanmamış doktora tezi.

Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson (1995). Space propulsion analysis and design, *Published by The McGraw-Hill Companies, inc., USA*.

Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson (1995). Space propulsion analysis and design, *Published by The McGraw-Hill Companies, inc., USA*.

Spacedaily Çevirim-içi Web portalı.– *Media*, [Çevrim-içi: <http://www.spacedaily.com>], Erişim tarihi: 26 Aralık 2016.

Terry Hurley Stevenson, H. T., (2015) *Design and testing of a 3d printed propulsion system for small satellite*. The University of Texas at Austin: Yayınlanmamış yüksek lisans tezi.

Thunnissen, Daniel P., Guernsey, Carl S., Baker Raymond S., & Miyake Robert N, K. (2004). *Advanced space storable propellants for outer planet exploration: A theoretical study*. [40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit](#), 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida: Online. [Çevrim-içi: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2004-3488>], Erişim tarihi: 12 Ocak 2017.

TU Delft Çevirim-içi Web portalı. *Aerospace engineering, non-rocket propulsion* [Çevrim-içi: <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/propulsion-options/non-rocket-propulsion/tethers/>], Erişim tarihi: 27 Ocak 2017.

Wikipedi Özgür Ansiklopedi. *Newton's hareket yasaları – Bilim*, [Çevrim-içi: https://tr.wikipedia.org/wiki/Newton'un_hareket_yasalar%C4%B1], Erişim tarihi: 26 Aralık 2016.

Vincent L. Pisacane (2005). *Fundamentals of space systems, Second Edition*. Published by Oxford University Pres, inc., New York.



VAN YÜZÜNCÜ YIL ÜNİVERSİTESİ
Eğitim Bilimler Enstitüsü

LİSANSÜSTÜ TEZ ORJİNALLİK RAPORU

VAN YÜZÜNCÜ YIL ÜNİVERSİTESİ
Eğitim Bilimler Enstitüsü

28/12/2017

Tez Başlığı / Konusu UYDU İTKİ SİSTEMLERİ

Yukarıda başlığı/konusu belirtilen tez çalışmamın Kapak sayfası, Giriş, Ana bölümler ve Sonuç bölümlerinden oluşan toplam 143 sayfalık kısmına ilişkin, 28/12/2017 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından turnitin intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtreleme uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 2(yüzde iki) dir.

Uygulanan Filtreler Aşağıda Verilmiştir:

- Kabul ve onay sayfası hariç,
- Teşekkür hariç,
- İçindekiler hariç,
- Simge ve kısaltmalar hariç,
- Gereç ve yöntemler hariç,
- Kaynakça hariç,
- Alıntılar hariç,
- Tezden çıkan yayınlar hariç,
- 7 kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç (Limit match size to 7 words)

Van Yüzüncü Yıl Üniversitesi Lisansüstü Tez Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılmasına İlişkin Yönergeyi İnceledim ve bu yönergede belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içmediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Gereğini bilgilerinize arz ederim.

28/12/2017
Adnan ÇELİK
Adı, Soyadı, İmza

Adı Soyadı : Adnan ÇELİK
Öğrenci No : 94911810017
Anabilim Dalı : Matematik ve Fen Alanları Eğitimi Anabilim Dalı
Program : Kimya
Statüsü : Y. Lisans X Doktora

DANIŞMAN
Doç. Dr. Hasan GÜNCÜ

28/12/2017

ENSTİTÜ ONAYI
UYGUNDUR

04.01.2018

Servet CAN
Enstitü Sekreteri