

46319.

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ NÜKLEER ENERJİ ENSTİTÜSÜ

NÜKLEER ENERJİNİN
ROKET TAHRİK SİSTEMLERİNDE KULLANIMI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Cem ÇAĞLAR

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 8 Haziran 1995

Tezin Savunulduğu Tarih : 26 Haziran 1995

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Erdiñ EDGÜ

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Şarman GENÇAY
Prof. Dr. Ahmet BAYÜLKEN

HAZİRAN 1995

ÖNSÖZ

Nükleer enerji, enerji santralleri ve deniz taşıtlarının yanısıra nükleer roketlerde de kullanılabilir. Konvansiyonel kimyasal roketler enerji kaynağı olarak roket yakıtının yanması sonucu açığa çıkan enerjiyi kullanırken, nükleer roketler enerjiyi reaktörde yüksek sıcaklıklara ısıtılan roket yakıtından elde eder ve kimyasal roketlerden daha büyük itme sağlayabilir.

Uzun süreli ve insanlı uzay uçuşları için taşıyabildiği faydalı yük miktarlarıyla nükleer roketler gelecekte uzayın keşfinde önemli görevler üstlenebilirler. Kısa vadede Mars'a yolculuk fikri büyük bir olasılıkla nükleer roketlerle gerçekleşecektir.

Bu çalışmada yaklaşık 40 yıllık uğraşların ışığında nükleer enerjinin roket tahrik sistemlerine uygulanabilirliği üzerinde duruluyor. Ayrıca nükleer güçlü roketlerin kimyasal sistemlere olan üstünlüğü gösteriliyor. Genel hatlarıyla nükleer güçlü roketlerin performans kriterleri incelenerek bilgiler veriliyor. Nükleer tahrik programlarının çeşitliği göz önünde bulundurularak bu çalışmada sadece pratik uygulamaları bulunan Nükleer Termal Tahrik Sistemleri üzerinde duruldu.

Çalışmamda yardımlarını esirgemeyen Doç. Dr. Erdinç Edgü'ye teşekkür ederim.

İstanbul 1995

Cem ÇAĞLAR

İÇİNDEKİLER

ÖZET	XIII
SUMMARY	XIV
BÖLÜM 1. GİRİŞ	1
1. 1 Roket Motorlarının Evrimi	1
1. 2 Roket Motorlarının Sınıflandırılması	2
BÖLÜM 2. TEMEL ROKET PERFORMANSI	27
2. 1 Araç Performansı	27
2. 2 Lüle Performansı	40
2. 3 Roket Yakıtları	45
BÖLÜM 3. SİSTEM ANALİZİ	55
3. 1 Bileşenler	55
3. 2 Karşılaştırmalı Analiz	70
3. 3 Sistem Analizinin Sonucu	90
BÖLÜM 4. ISI TRANSFERİ VE AKIŞKAN AKIŞI	91
4. 1 Taşınım ile Isı Transferi	92
4. 2 Geometrik Analiz	94
4. 3 Güç Yoğunluğu	95
4. 4 Akışkan Sürtünmesi ve Basınç Düşümü	99
4. 5 Sistem Kararlılığı	104
BÖLÜM 5. MALZEMELER	111
5. 1 Temel Gereksinimler	111
5. 2 Fiziksel Özellikler	113
5. 3 Nükleer Karakteristikler	116
5. 4 Karşılıklı Etkileşimler	118
5. 5 Nükleer Tahrik uygulamalarında Kullanılan malzemeler	119
BÖLÜM 6. SİSTEM KONTROLÜ	122
KAYNAKLAR	125
ÖZGEÇMİŞ	126

NOTASYONLAR

a	Ses hızı, m/s
a_0	Roketin ilk ivmesi, m/s^2
a_v	Buharlaşan roket yakıtının kesri
A	Akış alanına normal kesitin alanı, m
A_f	Roketin kesit alanı, m^2
A_{sp}	Özgöl ısı transfer yüzeyi, m^2
A_t	Roket yakıtı tankının yüzey alanı, m^2
A_T	Toplam ısı transfer yüzey alanı, m^2
B	Roket yakıtı tankı boyunun çapına oranı
C	Islak yüzey
C_D	Aerodinamik direnç katsayısı
C_L	Yan kuvvet direnç katsayısı
C_p	Sabit basınçta özgöl ısı, $kJ/Kg\ ^\circ C$
C_v	Sabit hacimde özgöl ısı, $kJ/Kg\ ^\circ C$
D	Hidrolik çap
D	Aerodinamik direnç kuvvetlerinin toplamı
D_{core}	Kalp çapı, m
D_t	Roket yakıtı tankının çapı, m
D_t	Lüle boğazı çapı, m
E	Young modülü
E_k	Kinetik enerji, kJ
E_p	Potansiyel enerji, kJ
F	İtme kuvveti, Nt
g_0	Deniz seviyesindeki yerçekimi ivmesi, m/s^2
G	Özgöl kütleli debi, $kg/h\ m^2$
h	İrtifa, km
h_a	Ortalama ısı taşınım katsayısı, $kcal/m^2\ h\ ^\circ C$
h_{cg}	İtici gazlar için kalbin ortalama ısı transfer katsayısı, $kcal/m^2\ h\ ^\circ C$

H_v	Sıvının buharlaşma ısısı
HP_p	Pompa gücü, kw
I_{sp}	Özgöl itme, s
I_{spi}	Birim roket yakıtı debisi başına teorik ideal özgöl itme, s
J	Isının mekanik eşdeğeri, kcal/ Mwh
k	Adyabatik üs
k	Isı iletim katsayısı, kcal/ m h °C
K_c	Kesit daralma katsayısı
l_t	Tankın cidar kalınlığı, mm
L_c	Kalp boyu, m
L_t	Roket yakıtı tankının uzunluğu, m
m_c	Pompa ekipman ağırlığı, kg
m_d	Ölü yük ağırlığı, kg
m_f	İtme sisteminin tamamının ağırlığı, kg
m_f	Roketin son kütlesi
m_{itme}	İtme ekipmanları ağırlığı, kg
m_{noz}	Lüle ağırlığı, kg
m_p	Roket yakıtı (propellant) ağırlığı, kg
m_{pipe}	Boruların ağırlığı, kg
$m_{pomp.}$	Pompa ağırlığı, kg
m_{pv}	Buharlaşan roket yakıtı (propellant) ağırlığı, kg
m_r	Nükleer roket motoru ağırlığı, kg
m_{ref}	Yansıtıcı ağırlığı, kg
m_s	Roket yakıtı tankının gövde ağırlığı, kg
m_{sh}	Basınç tabakası ağırlığı, kg
m_t	Roket yakıtı tankı dış duvar ağırlığı, kg
$m_{türb.}$	Türbin ağırlığı, kg
m_v	Vanaların ağırlığı, kg
m_0	Roketin ilk ağırlığı, kg
M	Egsoz gazının sıcaklık ortalamalı molekül ağırlığı
N_s	Pompa özgöl ağırlığı
P_c	Gazın reaktör çıkışındaki basıncı, kg/ cm ²

P_d	Pompa çıkış basıncı, kg/ cm^2
P_e	Gazın lüle çıkışındaki basıncı, kg/ cm^2
P_f	Sıvı basıncı, kg/ cm^2
P_0	Pompa giriş basıncı, kg/ cm^2
P_r	Nükleer roket güç çıkışı, Mwh
P_t	Tanktaki sıvı roket yakıtı basıncı, kg/ cm^2
Q	Transfer edilen ısı miktarı, kcal/ h
Q_f	Hacimsel debi, m^3 / h
r	Geri kazanım faktörü
R_e	Dünyanın yarıçapı, km
t_b	Raket motorunun çalışma süresi, h
T_{aw}	Adyabatik duvar sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
T_b	Akışkan sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
T_c	Gazın reaktör çıkışındaki sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
T_e	Gazın lüle çıkışındaki sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
T_L	Sıvı roket yakıtı sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
T_p	İtici akışkan sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
T_w	Duvar sıcaklığı, $^{\circ}\text{C}$
u_b	Akışkan hızı, m/ s
U	Raket yakıtının toplam ısı transfer katsayısı, $\text{kcal/ m}^2 \text{ h } ^{\circ}\text{C}$
v	Aracın hızı, m/s
v_b	Aracın son hızı, m/s
v_c	Gazın reaktör çıkışındaki hızı, m/s
v_e	Egsoz hızı, m/s
v_{ea}	Gerçek egsoz hızı, m/s
v_{ei}	İdeal egsoz hızı, m/s
v_f	Boru içindeki akışkan hızı, m/s
$v_{kurt.}$	Yeryüzünden kurtulma hızı, m/s
v_m	Isı değiştirici içinde ortalama hız, m/s
v_{mi}	Maksimum teorik egsoz hızı, m/s
v_0	İlk hız, m/s
V_{core}	Kalp hacmi, m^3

V_p	Roket yakıtı hacmi, m^3
V_{ref}	Yansıtıcı hacmi, m^3
V_{sh}	Basınç tabakası hacmi, m^3
V_t	Tankın toplam hacmi, m^3
w	Ağırlıksal debi, kg/s
α	Egsoz gazı bileşeninin kütle kesri
β	Egsoz gazı bileşeninin kütle kesri
χ	Düzeltilme faktörü
δ_i	i'nci basamak için boş ağırlığın toplam ağırlığa oranı
ΔT_{ad}	Toplam adyabatik sıcaklık artışı
ΔT_t	Türbin içinde gazın sıcaklık düşümü
ΔT_{LM}	Logaritmik sıcaklık farkı
ε	Lümenin alan genişleme oranı
f	Sürtünme faktörü
f_c	Reaktörden kaçan foton ve hızlı nötronların fisyon enerji katsayısı
f_s	Roket yakıtı tankının dizayn güvenlik faktörü
f_u	Roket yakıtı tankında boş kalan kısmın hacmi, m^3
f_v	Roket yakıtını buharlaştıran ısıнын kesri
λ_i	i-1 kademenin tümü ile faydalı yükün toplamının ağırlığı
λ_p	Pompa enerji verimi
λ_t	Türbin enerji verimi
η	Kalbin güç yoğunluğu, Mw/m^3
η_c	Carnot çevrimi verimi
θ	Araç ekseni ile yatay eksen arasındaki açı
μ	Dinamik viskozite
ν	Poission oranı
ρ_a	Lokal hava yoğunluğu, gr/cm^3
ρ_t	Tank malzemesinin yoğunluğu, gr/cm^3
ρ_p	Roket yakıtı yoğunluğu, gr/cm^3
$\mathfrak{R}$	Üniversal gaz sabiti, $kJ/kmol K$
σ_{sh}	Reaktör basınç kabının gerilme direnci, kgf/m^2

σ_{th}	Isıl gerilme direnci, kgf/ m^2
τ_0	Yüzey kesme gerilmesi, kgf/ m^2
τ	Dünyanın periyodu
τ_h	Efektif ısınma zamanı, s
ζ	Birim hacim başına ısı transfer yüzeyi
ζ	Aerodinamik direncin itmeye oranının integrali alınmış zaman ortalamalı değeri
ξ	Roketin hız üssü

$M (= u / a)$	Mach sayısı
$Nu (= h D / k)$	Nusselt sayısı
$Pr (= \mu C / k)$	Prandtl sayısı
$Re (= \rho v D / \mu)$	Reynolds sayısı

ŞEKİLLER

Şekil No	Şekil Adı	Sayfa No
1 - 1	Sıvı yakıcı - yakıtlı roket motorları.	4
1 - 2	Katı yakıcı - yakıtlı roket motorunun kesiti.	5
1 - 3	Hem katı hem de sıvı yakıcı - yakıtlı roket motoru.	5
1 - 4	Atom reaktörlü roket motoru.	7
1 - 5	Hidrojen için özgül itmenin sıcaklıkla değişimi.	7
1 - 6	1959 da yapılan KIWI - A testinden bir görüntü.	10
1 - 7	Bimodel pelet yataklı reaktör.	12
1 - 8	Şok tüplü termomekanik çevrim sistemleri.	14
1 - 9	Radyoizotop reaktörlü roket motoru.	15
1 - 10	Direkt çekirdek reaktörlü roket motoru.	16
1 - 11	U - 235 için gerekli kritik yakıt yoğunluğu.	18
1 - 12	Atomun parçalanmasından doğan enerji ile çalışan roket motoru.	21
1 - 13	Direkt elektrik ısıtıcılı roket.	22
1 - 1	Elektromanyetik alanlarla çalışan roket motoru.	23
1 - 1	Elektrostatik alanlarla çalışan roket motoru.	24
1 - 1	Roket motorlarının lüle çıkış hızı ivmelerine bağlı olarak karşılaştırılması.	25
2 - 1	Serbest uzayda roket üzerindeki kuvvetler.	28
2 - 2	Dünyanın çekim alanında roket üzerindeki kuvvetler.	29
2 - 3	Kanatsız RM - 10 füzesinin aerodinamik direnç katsayısı.	30
2 - 4	Kanatsız RM - 10 füzesinin kaldırma katsayısı.	31
2 - 5	Dünya atmosferinin yoğunluğu.	34
2 - 6	Aracın yanma sonu optimum açısı .	37
2 - 7	Roketin maksimum balistik menzili.	38
2 - 8	Yörünge karakteristikleri.	40
2 - 9	Reaktör lüle kesiti.	40

Şekil No	Şekil Adı	Sayfa No
2 - 10	Lüle genişleme proses karakteristikleri.	42
2 - 11	İdeal egsoz hızı.	43
2 - 12	Çeşitli sıvı roket yakıtlarının yoğunluğu.	46
2 - 13	Çeşitli sıvı roket yakıtlarının buharlaşma basıncı.	47
2 - 14	Roket yakıtı gazlarının ayrışma ısısı.	49
2 - 15	Roket yakıtı gazlarının viskozitesi.	50
2 - 16	Roket yakıtı gazlarının ısı iletkenliği.	50
2 - 17	Sabit sıcaklıkta saf gazların özgül ısısı.	51
2 - 18	100 atm.'deki denge koşullarında saf gazlar ve roket yakıtı gazlarının ortalama özgül ısısı.	52
2 - 19	Roket yakıtı gazlarının egsoz hızı.	53
2 - 20	Roket yakıtı gazlarının özgül güç çıkışı.	54
3 - 1 a	V-2 füzesinin dış yüzeyüne, düşey havalanışta transfer edilen ısı miktarı.	56
3 - 1 b	Kalkış sonrası geçen süre.	56
3 - 1 c	V-2 füzesinin irtifa, hız ve sıcaklık değişimi.	57
3 - 2	Sıvı H_2 , N_2 ve O_2 'ye zorlamalı taşınım ile ısı transferi.	57
3 - 3	Suya serbest taşınım ile ısı transferi.	58
3 - 4	Roket yakıtı tanklarında aerodinamik ısınmayla yakıt buharlaşması.	59
3 - 5	Roket yakıtı tankının ağırlık katsayısı.	63
3 - 6	Pompa ekipman ağırlık katsayıları.	66
3 - 7	Genelleştirilmiş araç performansı ($C = 1.025$).	73
3 - 8	Genelleştirilmiş araç performansı ($C = 1.050$).	73
3 - 9	Genelleştirilmiş araç performansı ($C = 1.075$).	74
3 - 10	Genelleştirilmiş araç performansı ($C = 1.10$).	75
3 - 11	Genelleştirilmiş araç performansı ($C = 1.15$).	76
3 - 12	Genelleştirilmiş araç performansı ($C = 1.20$).	76
3 - 13	Nükleer roket performansı (H_2).	77
3 - 14	Nükleer roket performansı (NH_3).	77

Şekil No	Şekil Adı	Sayfa No
3 - 15	Hacim esaslı nükleer roket performansı (H_2).	78
3 - 16	Hacim esaslı nükleer roket performansı (NH_3).	79
3 - 17	Ağırlık esaslı kimyasal roket performansı.	81
3 - 18	Ağırlık esaslı kimyasal roket performansı.	82
3 - 19	Ağırlık esaslı çok kademeli kimyasal roket performansı.	84
3 - 20	Ağırlık esaslı karşılaştırmalı roket performansı.	84
3 - 21	Ağırlık esaslı karşılaştırmalı roket performansı.	85
3 - 22	Reaktör özgül gücünün fonksiyonu olarak nükleer roket performansı (H_2).	87
3 - 23	Reaktör özgül gücünün fonksiyonu olarak nükleer roket performansı (NH_3).	88
4 - 1	Tabaka halinde yüzeyler.	95
4 - 2	İçi boş çubuklar.	95
4 - 3	İçi dolu çubuklar.	95
6 - 1	Sistemin dinamik analizi	123
6 - 2	Sistemin blok gösterimi	124

TABLÖLAR

Tablo No	Tablo adı	Sayfa No
3 - 1	Pompalama tesisi türbininin gaz gereksinimleri.	65
3 - 2	Hidrojen ve amonyak yakıtlı nükleer roketler için performans parametreleri.	80
3 - 3	Flor - Hidrojen ve Oksijen - Hidrazin yakıtlı kimyasal roketler için performans parametreleri	83



ÖZET

Bu çalışmada genel hatlarıyla nükleer enerjinin roket tahrik sistemlerinde kullanımı üzerinde duruluyor.

Giriş bölümünde; roketlerin evrimi kısaca anlatıldıktan sonra, roket motorlarının sınıflandırılması yapılıyor. Bu bölümde ileri roket tahrik sistemlerinin yanısıra farklı teknik kullanan nükleer roketler üzerinde duruluyor.

İkinci kısımda roket performans parametrelerinin nasıl oluştuğu gösteriliyor. Bu parametrelerin kullanımıyla tüm roketin performansı elde edilir. Sistem analizi bölümünde ise çeşitli dizayn değişkenlerinin optimizasyonu ve nükleer roketler için genel performans bölgelerinin tanımlanması yapılıyor. Burada önemli olan her bir bileşenin parametresinin bileşenin tüm araç performansı üzerine etkileriyle belirlenebilmesidir.

Nükleer roketlerde hedef düşük molekül ağırlıklı yakıt kullanılabilir sıcaklıklara ısıtmaktır. Bu da en azından kullanılan ısı transferi proseslerini bilmeyi gerektirir. Bu çalışmada ısı transferinin nükleer roketlerle ilgili kısımları inceleniyor.

Roket reaktörünün performansı, reaktör bileşenlerinin malzeme limitleriyle belirlenir. Maksimum performans, tüm bileşenlerin mümkün olabilen malzeme limitlerine itilmesiyle sağlanır. Bu nedenle nükleer roketlerde kullanılan malzemeler kısaca incelendi.

Nükleer roketlerin kontrolünde reaktör kontrolüne ek olarak kısa zaman aralığında işletme koşullarına ulaşılması söz konusudur. Bu çalışmada roket kontrolü üzerinde genel hatlarıyla duruldu.

SUMMARY

Throughout the last decade the application of neutron physics to engineering problems has resulted in many advances in nuclear-reactor technology, and while the literature abounds in contributions dealing with large stationary power reactors, nothing has yet been presented on the problems of high-power-density mobile (flyable) reactor systems. The solution of these problems is largely in the domain of the engineer, since proper heat generation and removal, fluid (coolant) distribution and flow, and structural integrity must be achieved in order to construct successful high-power-density mobile reactors.

There is more to nuclear rockets than high-power-density reactor design. The performance requirements for nuclear rocket power plants will be determined by the performance required of the rocket vehicle itself. Accordingly, analysis of the internal and external ballistic behaviour of nuclear rockets are presented in sufficient detail to enable those just entering the rocket and missile field, as well as those now engaged in such work, to obtain a reasonable understanding of the subject. No attempt is made to include chemical rockets per se, as the literature in the field is extensive and readily available.

To utilize nuclear energy to rocket engines, took place over nearly forty years period is demonstrated. In order to produce a worthwhile text in a field as large as nuclear rocket propulsion, it is necessary to exclude some areas from discussion. Therefore, characteristics of rocket behavior and rocket-motor performance peculiar to chemical rockets are excluded from discussion herein.

The basic difference between chemical and nuclear-powered rockets of the sort considered herein is in the method of obtaining the energy required for vehicle propulsion.

The chemical rocket fills its energy needs from the combustion or decomposition of its propellants; the working fluid of nuclear rocket provides no intrinsic energy but is heated by kinetic energy of fission fragments released in the controlled fission process within a nuclear reactor.

Since rockets move by virtue of the principle of conservation of momentum, it is desirable that the working fluid (propellant) of the nuclear rocket be expelled rearward at a velocity as high as is possible. This requires high-working fluid temperature and low molecular weight.

One of the greatest obstacles to the human exploration of space has been the physical limit in the efficiency of chemical propulsion systems. Chemical propulsion has been a mature technology for decades, and efficiency improvements over this time span have amounted to only a few percent. This limits of chemical propulsion have forced the space exploration community to develop other strategies for overcoming the strictures imposed by gravity in their exploration pursuits. These strategies have their own limits and invariably result in increased costs and mission time.

Nuclear propulsion systems generate twice the efficiency of the best modern chemical systems. This Nuclear propulsion does not face the same physical limitation as chemical propulsion. improvement provide mission planners with such an enormous leap in capability that the full range of possibilities has yet to be identified Before the application of nuclear energy to rockets can be discussed, it is necessary to understand the characteristics of rocket-motor gas dynamics and inherent features of ballistic-rocket-vehicle flight. Fundamental equations expressing the various pertinent phenomena are derived and summarized in chapter 2. Also of interest are physical and

chemical characteristics of the best potential nuclear rocket working fluids or propellants. These are discussed, and estimates of performance are presented based upon the previously developed gas-dynamic equations.

The application of method of system analysis then discussed with particular reference to the determination of the general performance regions for which nuclear rockets are of interests and to the optimization of various design variables. The relative advantage accruing from use of a particular design condition of rocket-vehicle component-performance parameter can only be determined by an analysis of its effect on complete vehicle performance. As an example, high rocket-motor chamber pressure produces high exhaust velocities and yields thrust units of high specific power output, but requires larger, more powerful and heavier propellant-pumping equipment, than that for lower-pressure use. The choice of optimum operating pressure for maximum vehicle performance can only be determined by analyzing the performance capabilities of vehicle's over a wide range of chamber pressure. The effect of changing propellant-tank pressure, vehicle initial acceleration payload weight, and many other parameters must be determined by similar methods. System analysis attempts to do this by relating generalized functional weight and performance equations for each component to the fundamental vehicle performance equations given in chapter 2.

Since a nuclear reactor is, in the engineering sense, an unlimited heat source, the problem of core design reduces to the most efficient utilization of this source. For nuclear rockets, the goal is to heat a low-molecular weight propellant to as high a temperature as practicable.

Analysis and design to achieve this goal require an understanding of the heat-transfer processes and of geometries that might be used to exploit these processes. In chapter 4 conventional approaches to the heat-transfer problem are presented. The discussion includes heat transfer by convection, material on core power density, fluid friction, pressure drop and system flow stability is presented.

The peak performance of a heat-exchanger type of rocket reactor is fixed by limitations on the reactor component structures. Maximum performance results from a design in which all component parts are pushed as close to their material limits as possible. In order to do this designer must be aware of the major problems to be overcome in each section of the reactor and must know the properties and capabilities of the materials of interest.

In principle, the control of nuclear reactor is comparatively simple, for by controlling the fission process any level of power can be achieved. In practice, however, the factors which influence the fission process, such as the neutron-energy distribution, fission and absorption cross-section variations with temperature, geometrical changes in the core structure and control rod effectiveness, all tend to increase the complexity of the problem. For the particular case of nuclear rocket reactors, the additional requirements of reaching operating conditions in as short period as possible in order to conserve propellant and of in-flight thrust programming for proper guidance introduce further complications. As a consequence, a complete and a comprehensive treatment of the control problem can not be covered in a single chapter. So, the general approach to the control systems is presented.

Results :

Space exploration benefits from nuclear propulsion primarily in improved accessibility to targets, reduced transit time to targets, increased payload mass fraction, and, in electric propulsion and bimodal applications, dramatically increased power availability to the payload. These benefits permit major improvements in scientific return and cost-effectiveness. Greater power permits much greater data transmission rates and, when combined with larger payload fractions, many more scientific instruments.

Nuclear propulsion permits accomplishment of many missions existing launch vehicles and enables many more with smaller, cheaper launch vehicles than would be required with chemical propulsion. A four point comparison between chemical and nuclear propulsion could be listed as follows.

1 Nuclear systems do not compete favorably with chemical systems for missions requiring only a few hundred pounds of payload placed in low earth orbits.

2 For long-range ballistic missiles and space vehicles in low earth orbits requiring payloads of a few tons or more, nuclear systems are competitive with chemical systems and can accomplish such missions with a single stage rather than two or three stages needed by chemical systems.

3 For more ambitious missions such as moon landing and take off interplanetary exploration or establishment of stationary satellites, the substitutions of a nuclear upper stage for one or two chemical stage almost invariably increased the payload by from 60 to 100 %. Replacement of the entire chemical system by a nuclear system leads to increases of payload relative to gross weight by factors of from 5 to 10.

4 Very difficult missions such as rapid or extended space maneuvering, such as might be required to avoid high-intensity radiation zones or to accomplish rapid interplanetary travel, probably can be accomplished only by means of some form of nuclear propulsion.

Incorporating nuclear propulsion into exploration spacecraft presents a number of unique design problems not encountered with chemical propulsions. Chief among these are effects and consequences of radiation associated with the reactor and vehicle configuration issues. Radiation-related issues include safety considerations, nuclear heating of cryogenic propellants, and impingement of radiation on the payload. Configuration issues stem from the relatively large size of nuclear propulsion systems, the low density of the preferred propellant and from radiation mitigation techniques.

1. GİRİŞ :

1.1 ROKETLERİN EVRİMİ :

Roketlerle ilgili ilk bilgi; 12. yüzyılda Çin'de eğlencelerde,sonralarıda silah olarak kullanıldığıdır. Daha sonra Moğollar ve Araplar da roketleri kullanmışlardır.

Avrupalıların roketlerle ilk tanışması ise 13. yüzyılda olmuştur. Ancak 19. yüzyıla kadar bu konuda bir ilerleme sağlanamamıştır. Bu yüzyılın başlarında ilk çalışmalara başlandı.1824'te İngiliz James Perkins sıcak su ile çalışan roketine patent almıştır. Sonra 1841 yılında Charles Colightly buharla çalışan roketle ilgili bir patent almıştır. Ancak bu çalışmaların pratik kullanımıyla ilgili bir herhangi bir belirtiye rastlanmamıştır.

Günümüzdeki roket tekniğinin ilk ürünü olan sıvı hidrojen ve sıvı oksijenle çalışan roket motoru 1903 yılında Rus bilimadamı Konstantin Edwardowitsch Ziolkowski tarafından yapıldı ve çalışmaları kitap olarak yayınlandı. Yine 1919 yılında Amerikalı Robert Hutchings Goddard bu konudaki araştırmalarını bir kitapta toplamıştır.1923 yılındada Alman Hermann Oberth sıvı oksijen ve alkolle çalışan roket motoru üretti. Herman Oberth 'in çalışmaları 2. Dünya savaşında Werner Von Braun ve arkadaşları tarafından geliştirilerek V-2 tasarımı yapıldı. V-2 roketleri 1944 yılında Londra hedef alınarak kullanılmaya başlanmış ve roketlerin etkinliğini ilk defa gözler önüne sermiştir.

2. Dünya savaşını izleyen yıllarda A.B.D. ve S.S.C.B. bu konuda çalışmalarını hızlandırdılar. Sonraki yıllarda bu ülkeleri İngiltere,Fransa,Japonya,Çin ve Almanya izlemiştir. Çalışmalar önceleri askeri alanda yoğunlaştı. Sonraları uzay araştırmalarına da yöneldi. 1957 yılında S.S.C.B. uzay'a Sputnik 1 uydusunu taşıyan roketi göndererek bu konuda ilk adımı attı. 1958'de A.B.D. Jüpiter-C adlı roketle Explorer-C uydusunu yörüngeye oturttu. Çalışmaları 1955 yılında başlayan Nükleer tahrikli roket sistemlerinin ilk testi olan Kiwi-A projesi, 1959 haziranında Nevada çölünde gerçekleştirildi. 1968 yılına kadar Kiwi/NERVA programı kapsamında 16 test gerçekleştirildi. Son testte 4100 MW. gücündeki Phoebus 2-A başarıyla denendi.

1960'lı yıllar boyunca A.B.D. ve S.S.C.B. hem uzayda hemde silahlanmada kıyasıya bir yarışa girdiler. 1958'de 8, 1959'da 14 uydu uzaya gönderilirken 1962'den sonraki yıllarda bu sayı yüzün altına inmedi. Fransa ilk uydusunu 1965'te uzaya gönderdi. Aynı yıllarda nükleer başlık taşıyan roketler en etkin silah konumuna geldiler. Roketler A.B.D. ve S.S.C.B. başta olmak üzere, birçok ülkenin silahlı kuvvetlerinde değişik amaçlı olarak kullanılmaya başlandı. Bu, menzili 14000 KM.'yi bulan Kıtalararası Balistik Füzelerden zırhlı araçlara karşı kullanılan roketlere kadar uzanan geniş bir yaygınlaşmaydı. 1961'de yaşanan Küba'daki Sovyet füzeleri krizi, Dünyayı bir nükleer savaşın eşiğine getirdi.

1970 yılında Japonya ve Çin, 1971'de İngiltere ilk uydusunu uzaya gönderdi. Kiwi/NERVA programı 1973 yılında durduruldu. Avrupa Uzay Ajansı tarafından Ariane programı 1979 yılında başlatıldı.

Hindistan ilk uydusunu 1980'de uzaya gönderdi. 1981 nisanında A.B.D. ilk uzay mekiği olan Columbia'yı uzaya başarıyla gönderdi. Bu şekilde uzaya gönderilebilen faydalı yük 30000 kg.'a çıktı. 1982 yılında Uzay Nükleer Termal Tahrik programı başlatıldı. 1988 kasımında S.S.C.B. ilk uzay mekiği Buran'ı uzaya fırlattı. Buran'ı taşıyan Energia roketi o güne kadar yapılan yakıt kapasitesi bakımından en büyük roketti. Yine 1988 yılı içinde İsrail ilk uydusunu uzaya yerleştirdi.

1992 yılında Uzay Nükleer Termal Tahrik programı A.B.D. hava kuvvetleri tarafından durduruldu.

1.2 ROKET MOTORLARININ SINIFLANDIRILMASI :

Günümüz uzay çalışmalarında kimyasal yakıcı - yakıtlı roketler kullanılmaktadır. Tek kademeli bir kimyasal yakıcı yakıtlı roketin eksoz gazlarının çıkış hızı 5000 m/s'nin altında olup sadece 450 s. olan özgül itme sağlayabilir. Uzay araştırmalarında tek kademeli bir roket için ihtiyaç duyulan egsoz gazı hızı yaklaşık 12000 ile 23000 m/s arasında olmalıdır. Bu hızın tek kademeli kimyasal yakıcı yakıtlı roketlerle sağlanması mümkün olmadığından çok kademeli roketlerin kullanılması gündeme gelmektedir. Buda yakıcı-yakıt tüketimini arttırmakta ve uzaya gönderilebilen faydalı yük miktarı azalmaktadır. Bu nedenle daha yüksek eksoz çıkış hızı ve özgül itme sağlayan yakıcı - yakıt türleri ve birim kütle başına daha fazla enerji sunan değişik sistemler üzerinde çalışmalar yoğunlaştırıldı.

Roketlerin tahrik motorlarını enerjinin elde ediliş şekline göre dört ayrı sınıfta toplayabiliriz:

- I - Enerjiyi ısı yoluyla sağlayan roket motorları.
- II - Enerjiyi elktro kuvvet alanlarıyla sağlayan roket motorları.
- III - Enerjiyi roketin dışındaki bir kaynaktan sağlayan roket motorları.

I- ENERJİYİ ISI YOLUYLA SAĞLAYAN ROKET MOTORLARI:

Roket tahriği için gerekli enerjiyi ısı yoluyla sağlama dört şekilde olur.

1 - Kimyasal reaksiyonla enerjinin sağlanması:

Diğer adı kimyasal yakıcı - yakıtla çalışan roket motoru olan bu tip motorlar, günümüzde kullanılan roket motoru sistemleridir. Üçe ayrılırlar:

- a) Sıvı yakıcı - yakıtlı roket motorları.
- b) Katı yakıcı - yakıtlı roket motorları.
- c) Hem katı hem sıvı yakıcı - yakıtlı roket motorları.

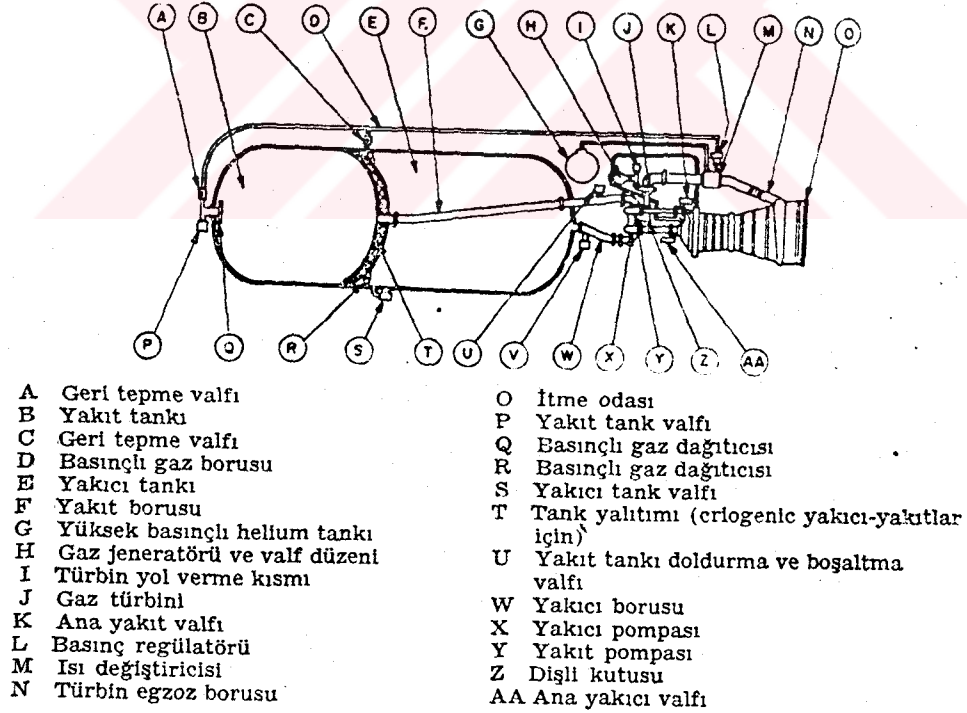
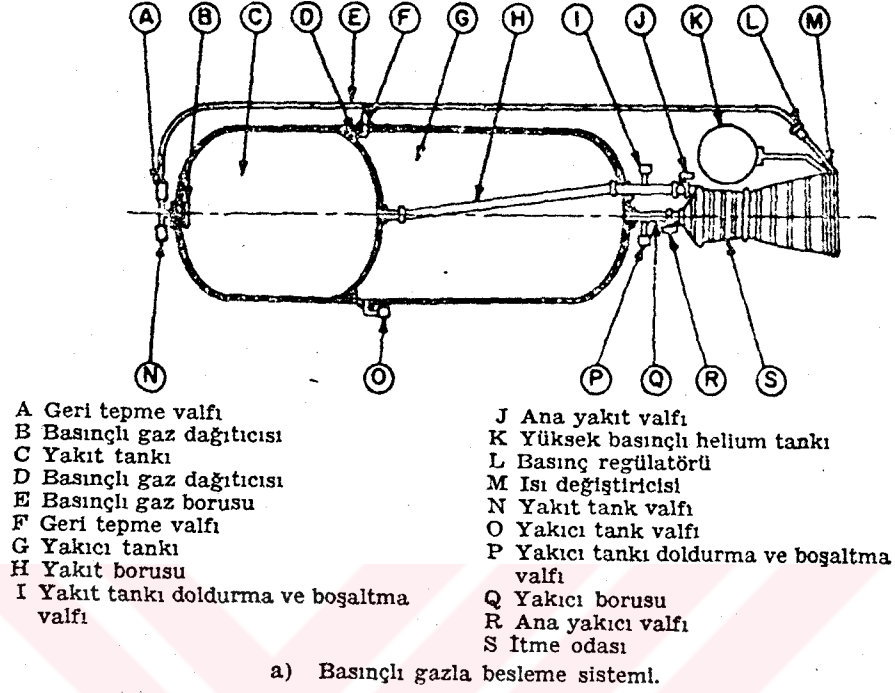
a) Sıvı yakıcı - yakıtlı roket motorları:

Bu tip roket motoru, püskürtme kafası, yanma odası, lüle, besleme sistemi ve yakıcı - yakıt tanklarından oluşmaktadır. Yakıcı - yakıt, tanklardan ya yüksek basınçlı gaz ile ya da türbin pompalı besleme sistemi ile yanma odası önünde bulunan püskürtme kafasına, dolayısıyla püskürtme memelerine gelir. (Şekil 1.1a ve Şekil 1.1b)

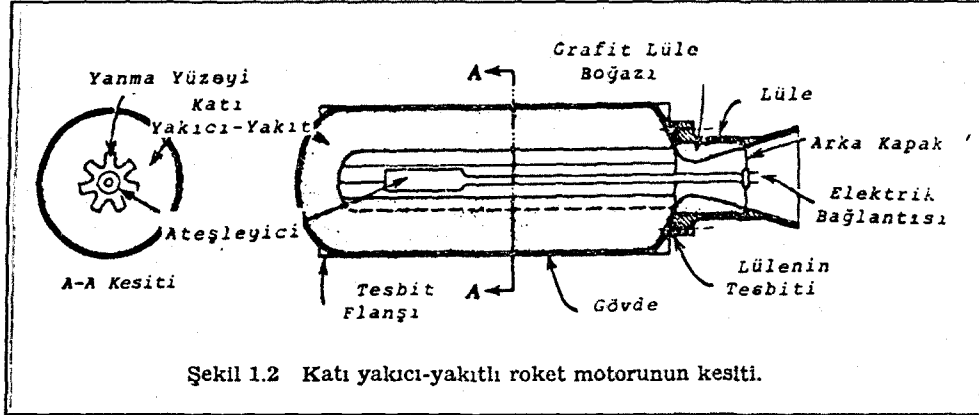
Memelerden püskürtülen yakıcı ve yakıt çeşitli şekillerde birbirleriyle temas ederler. Yakıcı -yakıt ya kendi kendine ya da bir tutuşturucu yardımıyla yanmaya başlar. Yanma odasında yakıcının yakıtı yakması sonucu oluşan gazlar, lüleden çıkarken itme kuvveti oluştururlar. Bu tip roket motorunda çeşitli sıvı yakıcı ve yakıtların bulunması nedeniyle düzenekler değişebilir. Yakıcı - yakıt türü ve karışım oranına göre egsoz gazı hızı değişir. Egsoz gazı hızı 5000 m/s'yi geçmez. En büyük egsoz hızı sıvı oksijen - sıvı hidrojen kullanımıyla elde edilir. Sıvı oksijen yerine sıvı ozon kullanımı gündemdedir. Roket motorunda yanma kontrolü, yakıcı ve yakıt miktarı ayarlanarak sağlanır.

b) Katı yakıcı yakıtlı roket motoru:

Katı yakıcı - yakıtlı roket motorları genellikle katı yakıcı - yakıt (Grain), gövde, lüle, ateşleme donanımı ve katı yakıcı - yakıtın yanma odasına tesbit elemanlarından oluşur. Şekil 1-2.



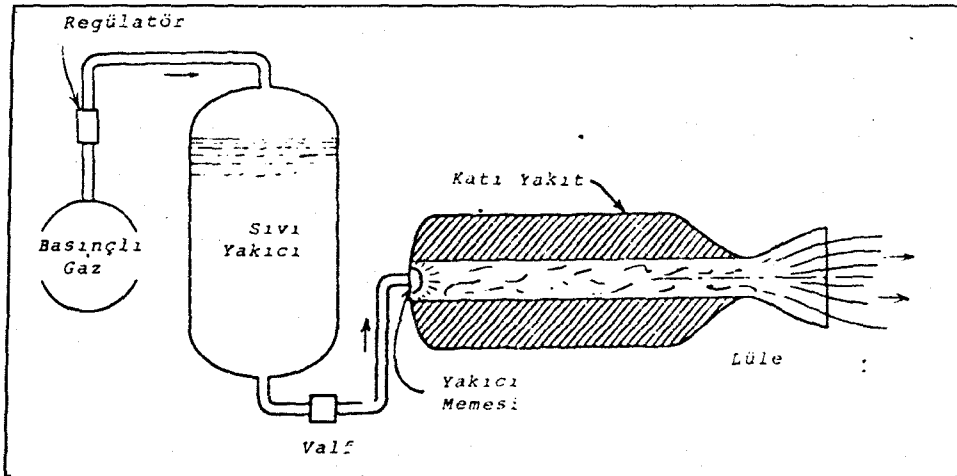
Şekil 1.1 Sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorları.



Bu tip roket motorunda katı yakıcı - yakıt, ateşleme sistemi ile tutuşturularak yanma başlatılır. Bünyesindeki yakıcı ve yakıtın özelliğinden dolayı, katı yakıcı - yakıt sona erinceye kadar devam eder. Katı yakıcı - yakıtın, hem türüne hem de yanma odası içine yerleştirilme biçimine göre, egsoz gazı çıkış hızı artırılabilir. Yanma olayını durdurmak için (örneğin manevralarda) çeşitli yöntemler kullanılır. Uzayda yapay uyduların manevralarında kullanılan, roketlerin istenildiği zaman yanma yüzeyine su püskürtülmesi veya yanma odası çeperlerindeki deliklerin aniden açılarak basınç düşmesi sağlanması yöntemleri üzerinde çalışılmaktadır.

c) Hem katı hem sıvı yakıcı - yakıtlı roket motorları:

Bu tip roket motorunda yakıcı ve yakıtlardan biri sıvı diğeri katıdır. Şekil 1-3. Genellikle yakıcı sıvı olarak seçilmektedir. Yakıcı olarak daha çok Nitrik asit (HNO_3) veya Azot Tetra Oksit (N_2O_4), yakıt olarakda alüminyumlu polyetilen kullanılmaktadır. Yüksek güç elde edilmesi istendiğinde yakıcı olarak Oksijen (O_2) veya Florür (F_2), yakıt olarak 4H_2 , BeH , AlH_3 gibi hidratlar kullanılmaktadır.



Şekil 1.3 Hem katı hem de sıvı yakıcı-yakıtlı roket motoru.

II - Nükleer reaksiyonla enerji sağlanması:

Nükleer roket tahrik sistemine olan ilgi, enerjinin çok fazla yoğunlaştığı roket tahriği istemlerinin olması ve nükleer proseslerin birim kütle başına enerjiyi kimyasal proseslerden milyonlarca kere daha fazla sunuyor olmasına dayanmaktadır.

Kimyasal roketlerde işe yarayan eksoz hızı ve özgül itme kimyasal bağ enerjisi ile sınırlıdır. Oksijen ve Hidrojenin yakıcı ve yakıt olarak kullanıldığı en enerjistik sistemde bile eksoz hızı yaklaşık 5000 m/s'yi, özgül itme 450 s'yi olanaklı kılar. Burada hatırlanması gereken aracın kütle oranının, araç hızı değişiminin eksoz hızına oranının üssel ifadesine eşit olduğudur. Eksoz hızının artması kütlenin büyümesi sonucunu doğuracağından nükleer tahrik sistemleri gündeme gelmiştir. Bu türdeki çalışmaları dört grupta toplayabiliriz:

a) Nükleer reaktörlü roket motoru :

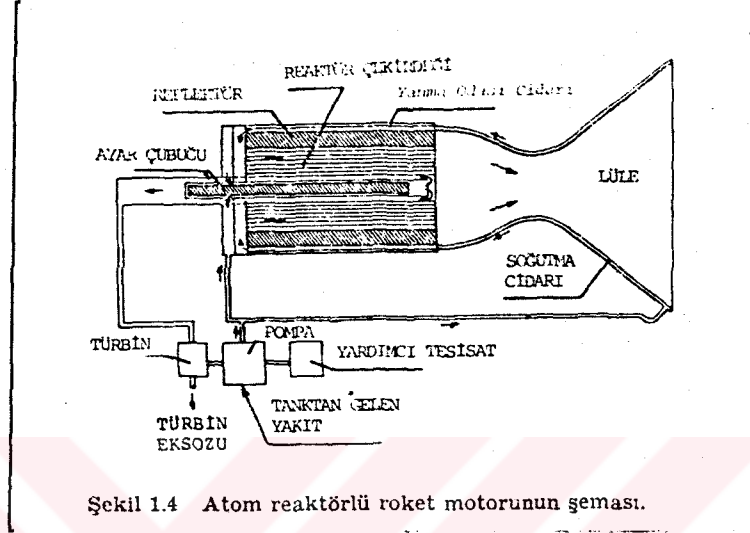
Nükleer reaktörlü roket motoru, tahrik sistemi; yanma prosesi nükleer ısıtıcı ile değiştirilen kimyasal roketin yeni kuşak uygulaması olarak düşünülebilir. Doğal olarak bu ısıtıcıda, yakıtın pompalanarak ısı çektiği, içinde çok sayıda akış kanalı olan, katı yakıt elemanlarından oluşan bir fisyon reaktörüdür. İtme, roket yakıtının lüleden dışarı atılmasıyla sağlanır. Bu konuda dört farklı proje üzerinde çalışılmıştır.

* Rover / NERVA programı :

Rover / NERVA programı nükleer enerjiyi roket motorlarında güç olarak kullanmak için A.B.D. tarafından geliştirilmiş ve 1973 yılında durdurulana kadar geçen 20 yıldan fazla sürede 1.5 milyar A.B.D. dolarına malolmuştur. Bununla birlikte 20 yıllık araştırmaların sonucunda istenilen düzeye ağır adımlarlada olsa 1968 haziranındaki 4100 MW 'lık Phoebus 2A'nın başarılı deneyi ile gelinmiştir.

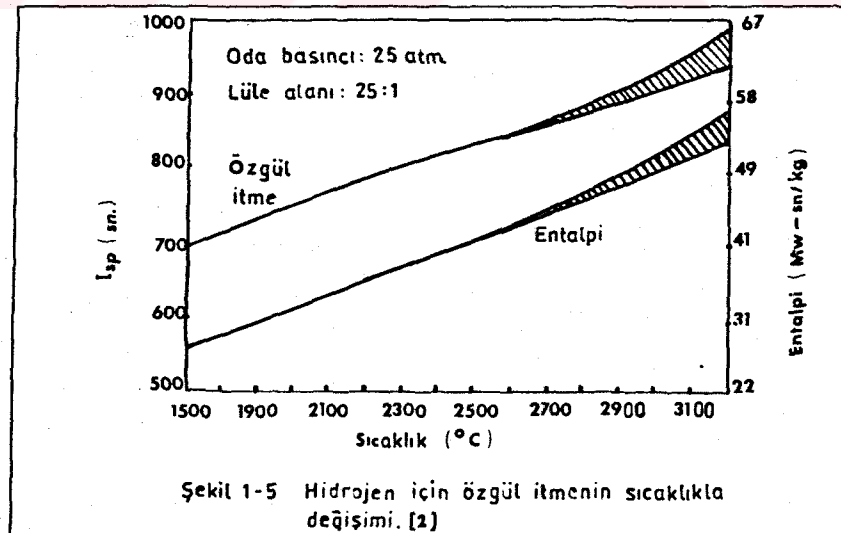
Roket yakıtı ideal gaz alınırsa, Rover tahrik sisteminin özgül itmesi, eksoz sıcaklığının ortalama molekül ağırlığına bölümünün kareköküne bağlıdır. Yeterince yüksek sıcaklıklarda ayrışma olayı ve daha yüksek sıcaklıklarda iyonizasyon etkileri bu ilişkiyi değiştirecektir.

Hidrojen düşük molekül ağırlığı nedeniyle en ideal roket yakıtıdır. Katı yakıtlı reaktör, kimyasal roketlerden daha yüksek sıcaklıkları olanaklı kıldığı için, düşük molekül ağırlığı böyle nükleer sistemlerin en önemli avantajını gösterir.



Şekil 1.4 Atom reaktörlü roket motorunun şeması.

Şekil 1-5, özgül itme değişimini hidrojen sıcaklığının bir fonksiyonu olarak gösteriyor. Katı nükleer yakıt malzeme limitleri dahilinde, efektif özgül itmenin yaklaşık 800 s'ye, egsoz hızında 8000 m/s'ye ulaşabildiği görülür.



Şekil 1-5 Hidrojen için özgül itmenin sıcaklıkla değişimi. [1]

Araç kütle oranı, ilişkisi kullanıldığında; ilk kütlenin ancak yaklaşık 1/ 3 'ünün yörüngeye ulaşabildiği veya ihtiyaç duyulan yakıtın kütlesinin, aracın ilk kütlesinin 2/ 3 'ü olduğu görülebilir. Bu oran (1.1) eşitliğiyle verilmiştir. [2]

$$\frac{M_0}{M_f} = \exp. \left(\frac{v}{v_e} \right) \quad (1 - 1)$$

Burada M_0 ilk kütle, M_f son kütle, v araç hızı ve v_e egsoz hızıdır. Tek kademeli bir nükleer araç yörüngesel hızlara ulaşabilir. Öte yandan 400 s'lik bir özgül itmeyle roket yakıtı kütlesinin ilk kütlenin % 90 'ından fazlasını oluşturmaya ve en az iki kademeli bir araca ihtiyaç duyulur. Benzer hesaplar, Dünya yörüngesinden hareket eden tek nükleer kademenin istenen uzay araştırma görevlerini uygun kütle oranlarıyla yerine getirebildiğini göstermektedir. Bu nedenle iki kademeli nükleer araç, ihtiyaç duyulan dört ya da beş kimyasal kademenin yaptığı bir çok görevi yerine getirebilir.

Yüksek performans sağlamak için yüksek sıcaklıklara ve reaktörün yüksek güç yoğunluğuna ihtiyaç duyulur. Daha basit bir ifadeyle aracın kaldırma - ağırlık oranı büyük olmalıdır. Örneğin 800 s' lik özgül itmede yaklaşık 50 ton'u kaldırma varsayımı yapılırsa; hidrojen debisi özgül itme veya 57 kg/s ile bölündüğünde, hidrojenden elde edilen enerji yaklaşık olarak 2000 MW bulunur. (Şekil 1-5) Buradan 1 kg'ı kaldırmak için yaklaşık 45 kW 'lık güce ihtiyaç duyulur. Kaldırma -ağırlık oranı bakımından nükleer tahrik sisteminin yaklaşık 23 kg/ MW 'lık ağırlığı varsa Dünya yüzeyinden kendi başına yükselebilir. İtmenin ağırlığa oranında 25 'in sağlanması, aracın yaklaşık 1 kg/ MW 'lık güç yoğunluğuna sahip olmasını gerektirir. Reaktörler düşük ağırlıkta istenen nötronik gereksinimleri karşılamalıdır. Bir reaktör çok düşük güç üretimini bir kaç bin kg'lık düzeneğin minimum ağırlığında meydana getirebilmelidir. Reaktör dizaynında yüksek güç ve ısı transferi istemleri büyük roket yakıtı debisi gerektirir.

Nükleer tahrik sistemlerinde reaktördeki gama ve nötron radyasyonu problemleride önemlidir. Toplam radyasyon dozu daha konvansiyonel güç reaktörlerinden on hatta binlerce kez daha büyük olabilir. Bu nedenle mühendislik dizaynı bakımından, ekipmanların yer ve seçimlerinde yüksek dozun etkileri düşünülmüştür. Reaktör içinde radyoaktif fisyon ürünleri reaktörün çalışması süresince problem oluşturur. Dünya çapında kirlilik bakımından bu aktivite önemsizdir.

Fakat bu durum roketin kullanıldığı çevrede tehlike oluşturur. Örneğin 1959 'da Rover programı içinde yapılan KIWI - A testinde 4 dakikalık çalışma süresince 0.1 kilotonluk nükleer bombanın patlamasına eşdeğer enerji dışarı atılmıştır.

Araç üzerindeki nükleer radyasyon etkiside düşünülmüştür. Serbest uzayda füze gövdesi, roket yakıtı ve gerekirse makine ile faydalı yük arasında gölge kalkanla korunma öngörülmüştür. İnsanlı uçuşlarda radyasyon seviyesinin makul değerlerde olması gerektiğinden ağırlığı arttırsa bile zırhlama gereklidir.

Test programı : Rover / NERVA programı çerçevesinde nükleer roket motorunu geliştirmek ve gövdenin ana yapısını oluşturmak için 1959 -1968 yılları arasında çeşitli testler yapılmıştır. Bu testler, tarih sırasına göre aracın termik gücü ve çalışma süresiyle birlikte verilmiştir:

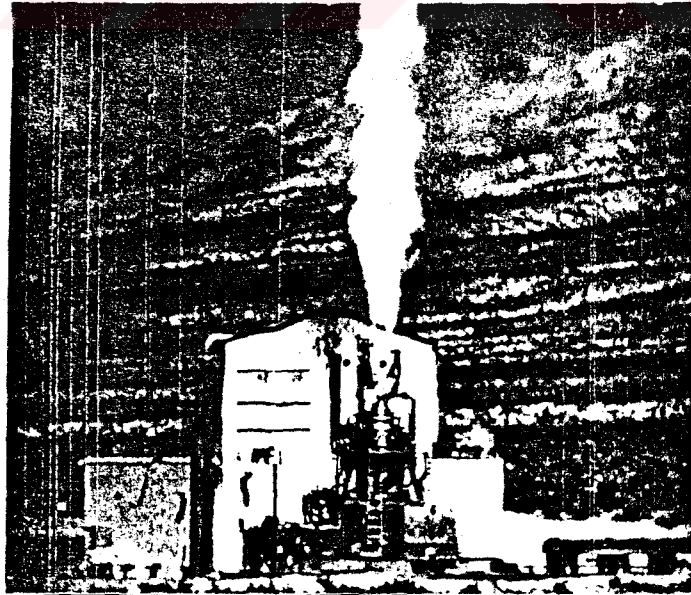
1. KIWI - A : Temmuz 1959, 70 MW, 5 dakika
2. KIWI - 2A : Temmuz 1960, 85 MW, 6 dakika
3. KIWI - 3A : Ekim 1960, 100 MW, > 5 dakika
4. KIWI - B1A : Aralık 1961, 30 saniye için 300 MW
5. KIWI - B1B : Eylül 1962, 900 MW, birkaç saniye
6. KIWI - B4A : Kasım 1962, yakıt elemanı başarısızlığı
7. KIWI-B4D: Mayıs 1964, 1020 MW, 60 saniye
8. KIWI - B4E : Ağustos 1964, 940 MW, 10 dakika, 2.5 dakika için tekrar çalıştırıldı.
9. NRX - A2 : Eylül 1964, 500 'den 1000 MW 'a kadar, 5 dakika
10. NRX - A3 : Nisan 1965, 1100 MW, > 16.5 dakika
11. Phoebus - 1A : Haziran 1965, 1090 MW, 10.5 dakika
12. NRX - EST : Şubat'tan Mart 1966 ya, 1100 MW, 110 dakika (28 dak. tam güçte)
13. NRX - A5 : Haziran 1966, 1100 MW, 15.5 dakika, 14.5 dakika için tekrar çalıştırıldı.
14. Phoebus - 1B : Şubat 1967, 1500 MW, 45 dakika (30 dak. tam güçte)
15. NRX - A 6 : Aralık 1967, 100 MW, 60 dakika
16. Phoebus -2A : Haziran 1968, 4100 MW, 12.5 dakika

Son test olan Phoebus - 2A, 5000 MW 'lık dizayn parametresiyle Rover / NERVA programının üzerinde durulması gereken bir aracıydı. Testin sonuçlarıyla ilgili bazı verileri kullanarak program üzerinde bir değerlendirme yapılabilir.

Fisyon enerjisinin yaklaşık % 8 'i olan 400 MW gama ışını radyasyonu olarak gerçekleşti. Araç çevresindeki gama ışını dozu 105 rad /s.'ydi. Diğer bir söylemle, açığa çıkan enerji yaklaşık olarak 1 W /g dı. 4100 MW 'lık test için yalnız başına zırh, termal enerjinin 60 MW 'ının harcanmasını gerektirdi. Soğutucu akışkan olarak kullanılan hidrojenin debisi 159 kg/s'di. Pompa hidrojen gazı kullanan türbinle 35000 rpm'de çalıştırıldı. Deneysel kullanım için çok büyük miktarda hidrojen depolanması gerekti. -253 C 'de iki ayrı tankta depolanan sıvı hidrojenin miktarı 1900000 lt'yi buluyordu.

Sonuçlar :

1. Nükleer sistemler alçak dünya yörüngesine sadece birkaç yüz kg'lık faydalı yükü yerleştirme görevleri konusunda kimyasal sistemlerle yarışamaz.
2. Uzun menzilli balistik füzeler ve birkaç ton veya daha fazla faydalı yük gerektiren alçak dünya yörüngesindeki uçuş görevlerinde nükleer sistemler, kimyasal sistemlerin 2 veya 3 kademeye yaptığı işi tek kademeye başarabilirler. Faydalı yük oranı kimyasal yakıcı - yakıtlı roketlerde % 0.5 ile % 3 arasında değişirken, nükleer roketlerde bu oran % 16 'ya çıkmaktadır.
3. Programdan başarılı sonuçlar alınmasına rağmen, çalışmaların Ay'a yolculuk için hazırlanan Apollo programında yoğunlaştırılması, Mars'ın keşfi için düşünülen nükleer roketlerin rafa kaldırılmasına neden oldu.



Şekil 1-6 1959 da yapılan Kiwi - A testinden bir görüntü.

**** Uzak nükleer termal tahrik programı (S.N.T.P.) :**

Uzak nükleer termal tahrik programının doğuğu, Grumman uzay ve havacılık firması ile A.B.D. Brookhaven ulusal labratuarının partikül tabakalı reaktör üzerinde uzak havacılığında kullanmak için çalışmaya başladığı 1982 yılına rastlar. Partikül tabakalı reaktör, Brookhaven ulusal labratuarı tarafından uzak nükleer güç ve tahrik sistemleri için ideal yüksek güç yoğunluğu ve düşük ağırlığı olan nükleer reaktör olarak tasarlandı. Sonraki 10 yıl içinde altı firmanın daha katılmasıyla yetenekler aşama aşama arttırılarak çeşitli uygulamalara girişildi.

1986 'da Grumman ve Brookhaven ulusal labratuarı A.B.D. h k met yetkililerine verdikleri birkaç brifingten sonra, hava kuvvetleri Astronautics labratuarında partikül tabakalı reaktörle çalışan yörünge taşıma aracı üzerinde çalışmayla ilgili sözleşme imzaladılar. 1989 'da A.B.D. senatosu partikül tabakalı reaktör uzak tahrik sistemi programının Savunma Bilim Kurulu tarafından üst düzeyde incelenmesini ve vizelenmesini istedi. 1992 yılında program Uzak Nükleer Termal Tahrik programı adıyla hava kuvvetlerinin Phillips labratuarına aktarıldı.

Yapılan  alışmalar :

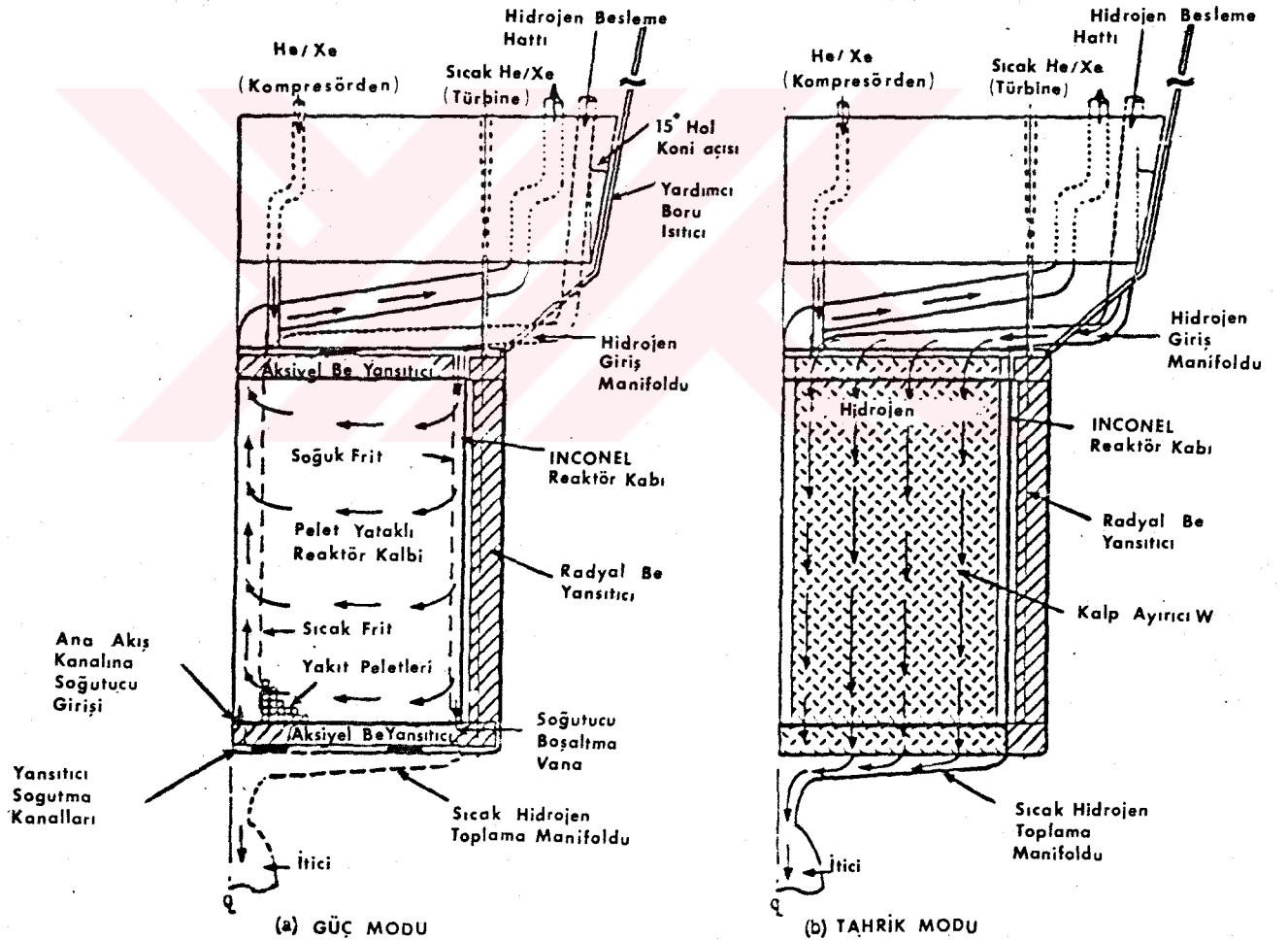
10000 kg'dan 40000 kg'a kadar itme, 1000 s'lik  zg l itme ve itme ağırlık oranı 35 olan test değerleri belirlendi. Bu ulaşılması g   dizayn değerleri, belli sayıda anahtar teknolojinin gelişmesini gerektiriyordu. Örneğin; hidrojenle 3000 K 'lik yüksek sıcaklık nükleer yakıt yeteneği, çok hafif lüle ve turbopomp bileşenleri, v.s. Program Rover/ NERVA yakıt partikül üretme teknolojisini iyileştirdi. Bu yakıt, Sandia ulusal labratuarında partikül tabakalı yakıt elemanlarının pulse yayılım testleri ve silindirik kalpli araştırma reaktöründeki nükleer eleman testleri dahil birçok nükleer ve nükleer olmayan yakıt elemanı testinde kullanıldı. Yakıtın yüksek sıcaklıkta kullanımı için Rusya'dan karışık karbidli yakıtın sağlanması düşünüldü. Ancak finansman yetersizliği ve Rus teknolojisinin eskiliği nedeniyle bundan vazgeçildi. Programın dizayn, inşaa ve lisans çalışmalarından sonra kritik deney adıyla sıfır güçte partikül tabakalı reaktör çalıştırıldı. İki önemli test aracı tamamlanarak h k met yetkililerine sunuldu.

Sonuç: Uzak nükleer termal tahrik programı hava kuvvetlerine aktarıldıktan sonra, savunma b  cesinin artması ve diğer hava kuvvetleri öncelikleri nedeniyle sona erdirildi. A.B.D. kongresinin programa desteğini ısrarla sürdürmesi ve 1993 mali yılı için de 55 milyon \$ ayırmasına rağmen, hava kuvvetleri parayı bu program için kullanmadı. Programın önemli başarıları ve Savunma Bilim kurulundan iki vize almış olmasına rağmen, 1994 kongre  denek komitesi yeni  denek vermedi.

*** * * Uzak nükleer güç ve termal tahrik için, Bimodel Pelet Yataklı Reaktör sistemi tasarımı:**

Uzak nükleer reaktörünün bimodelli sistemi, gözetleme uyduları, dünya çapında hava trafik kontrolü ve yüksek yörüngelere faydalı yük taşıma gibi çeşitli görevlere olanak sağlayacak şekilde düşünülmüştür. Bimodel sistem dizaynı iki kategoride sınıflandırılabilir:

- 1 - Elektrik gücü üretmek için uyarlanmış güç üretici; elektrik gücünün yanısıra özgül itmesi $I_{sp} < 800$ s olan yüzlerce Nt'luk itme sağlayabilir.
- 2 - Termal tahrik için uyarlanmış tahrik sistemi; onlarca KW elektrik gücünün yanısıra $I_{sp} > 900$ s olan birkaç bin Nt'luk itme sağlayabilir.



Şekil 1-7 Bimodel Pelet Yataklı Reaktör

Hızlı nötron spektrumlu pelet yataklı reaktör'ün silindirik kalbinin iç yapısal desteği yoktur ve rastgele hazırlanmış 6 mm çaplı mini küre şeklinde yakıtları içerir. Herbir mini küre, iki tabaka düşük yoğunluklu grafit, SiC kaplama ve ince grafit paltoyla sarılı UC yakıt kernelinden oluşturulur.

Pelet yataklı reaktör kalbi kendi kendine yetebilen üç tane 120 dereceli kısma bölünmüştür. Her bir kısım ayrı Brayton kapalı çevrim makinasıyla birleştirilir. Her bir kısım tek başına veya diğer iki veya üç kısımla ortak soğutulabilir. Böylece tek kısmın zayıflaması ortadan kalkar. Brayton kapalı çevrim makinalarında yüksek verimle 44 ve 174 KW termal güç, 10 ve 40 KW elektrik gücü elde edilir. Düşük reaktör termal gücü ve yakıt burn up'ında 10 yıllık sürekli çalışma yapılır. Reaktör iki bağımsız kontrol sistemi kullanır. Bunlar; radyal berilyum yansıtıcıda eşit aralıklı dokuz kayma kapayıcı ve kalpteki dokuz tane B₄C güvenlik çubuğudur. Kapayıcı - güvenlik çubukları kombinasyonu, su taşması olduğu taktirde reaktörün kritik kalmasını sağlar. Modüler Bimodel pelet yataklı reaktör sistemi düşüncesi ancak yakıt küreciklerinin çaplarını düşürmeyle iyileştirilebilir. Bu şekilde reaktör kalbinde ısı transfer yüzeyi artar. Soğutma % 70 - 30 mol oranlı He - Xe gaz karışımı ile yapılır. Gaz reaktöre 900 K 'de girer ve 1350 K 'de çıkar. Tam güçteki reaktör kalbinde radyal sıcaklık gradyanı ~1.5 K /mm dir. Tahrik eldesinde H₂ roket yakıtı kalbin sektör ayrıçlarına yerleştirilmiş üç ısı değiştirici boyunca aksiyal olarak akarken, He - Xe soğutucu sürekli kalp boyunca akar.

Bimodel pelet yataklı reaktörün nötronik dizaynı, Monte Carlo nötron - foton transport kanunu ve reaktör kalbinin pasif soğutma termal analiz modellerinin üç boyutlu kullanımıyla elde edilir. Sonuçlar reaktörün 293 ve 1600 K arasında 3 \$ 'lık negatif sıcaklık reaktivite geri besleme katsayısına, istenen güvenlik ve çalışma özelliğine ve pasif olarak 29 KW_t 'in üzerinde (çalışma gücünün % 10 'undan küçük) bir soğutma yeteneğine sahip olduğunu gösterir. Bu güç seviyesi shutdown sonrası beklenen maksimum bozunma gücünden daha büyüktür.

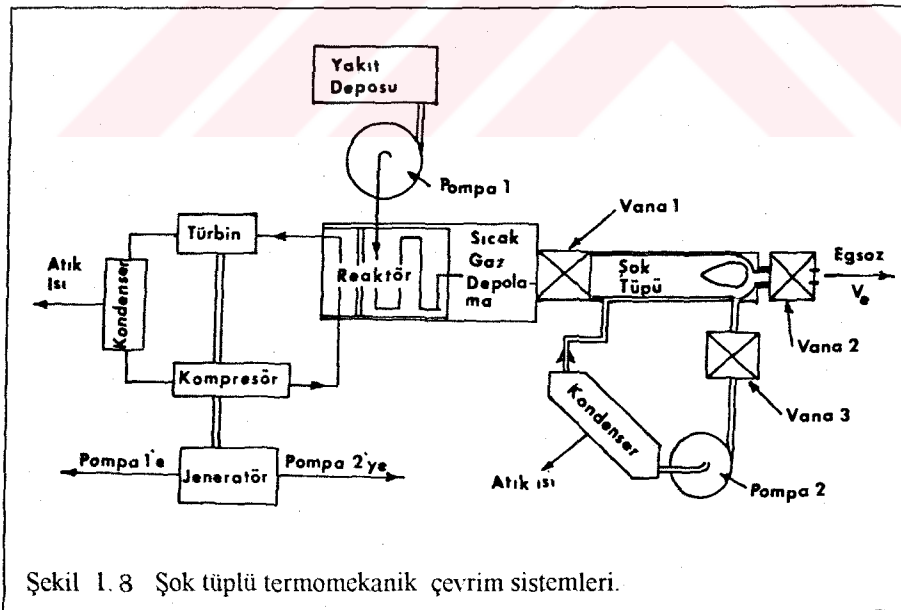
**** Termomekanik çevrimler :

Bu sistemler, nükleer güçlü konvansiyonel termodinamik çevrimleri kullanarak gazı çok yüksek sıcaklıklara küçük kısımlar halinde ısıtır. Daha sonra roketten dışarı iş gazı atarak araca momentum değişimi ve itme sağlar. Akla yatkın termomekanik çevrimlerden biri şekil 1 - 8 'de görülmüyor.

Burada reaktör, reaktördeki yüksek basıncın altında bir basınçta ısıtılan ve buharlaştırılan sıvı roket yakıtının çevrimde sürkilasyonunu sağlayan pompanın (pompa-1) çalışması için gerekli enerjiyi sağlar. Sıcak ve yüksek basınçlı gaz sonrasında gaz depolama tankına gönderilir.

Şok tüpünün bir ucu depolama tankından vana-1'le beslenirken, diğer ucu bir kantrowitz tipi difüzör ve vana-2 çıkışına bir aksiyel orifisle içten bağlanır. Çalışma çevriminde pompa-1 roket yakıtını tanktan alır, basınçlandırır ve reaktöre gönderir. Sonra reaktörde yüksek sıcaklıklara (6250°C) ısıtılan yakıt, depolama tankına verilir. Çevrimin bu aşamasında şok tüpü hala bir önceki çevrimden kalan düşük basınçlı gazla doludur. Vana-1 hızla açılır ve depolama tankından şok tüpüne doğru güçlü bir şok dalgasının gitmesine yol açar. Gaz, tüpün içinde sıkışır ve ısınır. Maksimum sıkıştırma difüzörün akıntı yönünde olur. Bu, şok dalgaları delip geçer ve tüp çıkışında birbirine yaklaşan silindirik dalga halinde geri döner. Sonra vana-1 kapanır, vana-2 'nin açılmasıyla gaz yüksek hızda dışarı çıkar. Çıkan gazın sıcaklığı, ulaşılan maksimum sıcaklıktan düştüğünde vana-2 tekrar kapanır ve vana-3 açılarak şok tüpündeki gaz atık basıncına indirgenmesi için uzaya ısıma yoluyla ısı vererek soğur.

Bu çevrim, sistemden yüksek hızda ve yüksek özgül itmeli gazın dışarı verilmesiyle tekrarlanır. Maksimum sıcaklıklar $1.25 \cdot 10^5 ^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar ulaşabilir.

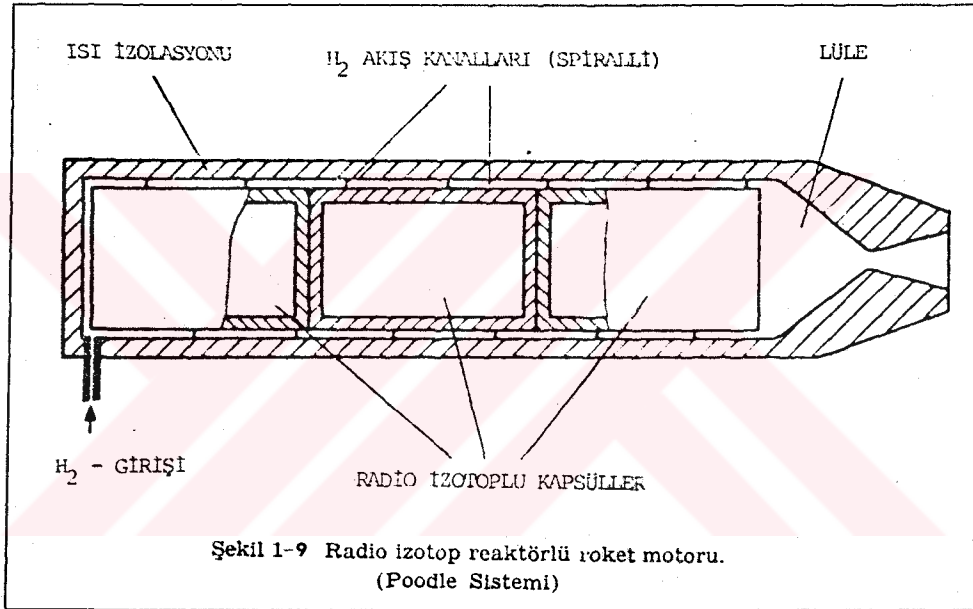


Şekil 1.8 Şok tüplü termomekanik çevrim sistemleri.

b) Radyoizotop reaktörlü roket motoru (Poodle sistemi) :

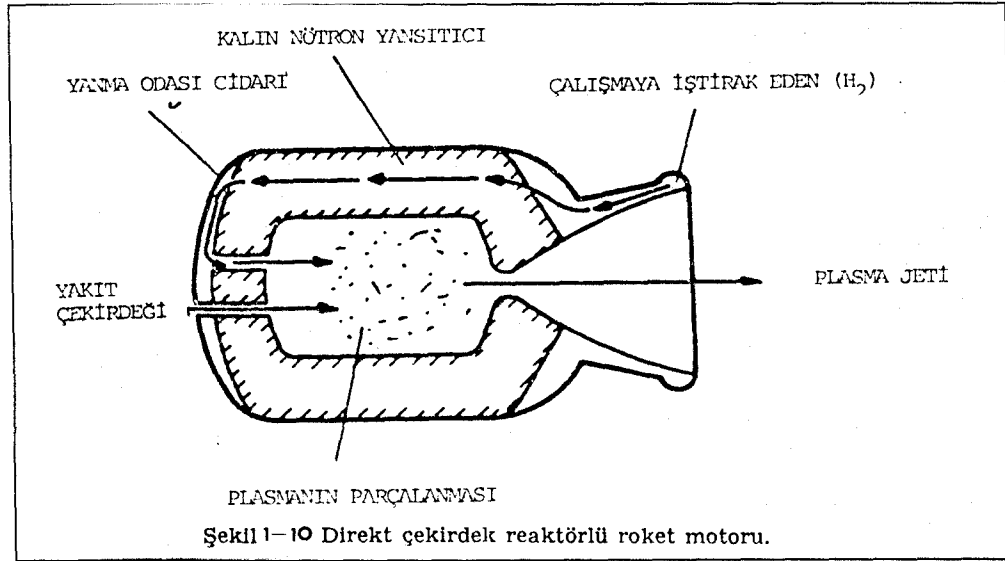
Reaktörde yakıt yerine radyoizotop kullanılabileceği düşüncesiyle ortaya çıkmıştır. Reaktörün Tantal, Rhenyum ve Tungsten alaşımından oluşan bir malzemeden yapılması ve iş gazı olarak hidrojen öngörülmüştür. Egsoz gazı çıkış hızının 7300 m/s'ye ulaşabileceği hesaplanmıştır.

Radyoizotop kullanıldığı için bu tip roketlerin kontrolü güç olacaktır. Podlee sistemi Bi - 210 izotopu kullanımına göre tasarlanmıştır. Roketin özgül itmesi çok küçük olduğundan bu tip sistemler ancak roket kademesi olarak kullanılabilir.



c) Gaz korlu reaktör (Fizzler) :

Nükleer reaktörde çok yüksek sıcaklıkların, fisyon verebilir yakıt'la eriticinin mükemmel karışımından elde edilebileceği biliniyor. Böyle reaktörlerde ısı değiştirici kalp gaz şeklinde olacaktır. Konvansiyonel roketlerin çeşitli yapı malzemelerinin kaynama noktasıyla karşılaştırılabilen gaz sıcaklıklarında çalışması nedeniyle, kararlı rejim Fizzler'in bu yapı malzemelerinin buharlaşma sıcaklıklarının üzerinde bir sıcaklıkta çalışması gerekir.



Her jet güç üreticisinin performansı kullanılan akışkanın özgül itmesiyle karakterize edilebilir. Yüksek özgül itmenin anlamı kullanılan akışkanın birim debisi başına itme büyüklüğü veya az yakıt harcamayla elde edilen yüksek toplam itmedir. Fısyon fragmanlı ısıtılmış eriticinin ve fısyon verebilir yakıtın bir kısmının lüleden atılması zorunlu olacağından, bu durum Fizzler'de önem kazanır. Yakıt ve eritici karışımının özgül itmesi aşağıdaki gibi verilir. [1]

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_c} = \frac{F}{W_{top.}} \quad [s] \quad (1-2)$$

burada ; v_e : Karışımın egsoz hızı

F : İtme

$W_{top.}$: Karışımın ağırlıksal debisidir.

Sıfır basınca adyabatik genişleme için (sonsuz lüle alanı oranı) maksimum egsoz gazı hızı :

$$v_c = \left(\frac{2 g_c \gamma}{\gamma - 1} \frac{P_c}{\rho_{top.}} \right)^{1/2} \quad (1-3)$$

ifadesiyle bulunur. [1]

Yukarıdaki P_c : karışımın oda basıncı

ρ_{top} : reaktör kalbinde karışım yoğunluğu

γ : gaz karışımı için özgül ısıların oranıdır.

(1 - 2) ve (1 - 3) eşitliklerinin birleştirilmesiyle özgül itme, sistem basıncına aşağıdaki eşitlikle bağlanmış olur.

$$P_c = \rho_{top} \frac{g_c (\gamma - 1)}{2 \gamma} (I_{sp})^2 \quad (1 - 4)$$

(1 - 2) eşitliğindeki I_{sp} terimlerinden birinin yerinde kullanılmasıyla (1 - 4) eşitliği aşağıdaki biçime dönüşür :

$$P_c = \frac{g_c (\gamma - 1)}{2 \gamma} \rho_{top} I_{sp} \frac{F}{W_{top}} \quad (1 - 5)$$

Son iki denklemin sistemin çalışma süresi (t_b) ile çoğaltılması toplam itme, basınç, özgül itme ve kullanılan toplam yakıt artı eritici arasında aşağıda gösterilen ilişkiye yol açar.

$$P_c = \frac{g_c (\gamma - 1)}{2 \gamma} I_{sp} I_{top} \frac{\rho_{top}}{W_{top}} \quad (1 - 6)$$

Burada toplam itme $I_{top} = F \cdot t_b$ 'dir ve W_{top} , t_b zamanı üzerinden dışarı atılarak harcanan malzemenin toplam ağırlığıdır. W_{top} / ρ_{top} karışımın tümünün oda basınç ve sıcaklığındaki hacmidir. Reaktör içinde fisyon verebilir yakıt ve eriticinin ayrılma işleminin meydana gelmediği bir sistem için, yakıt reaktörden eritici ile ayrılacak ve karışımın her bir bileşeninin toplam hacmi karışımın tamamının toplam hacmine eşit olacaktır. [1]

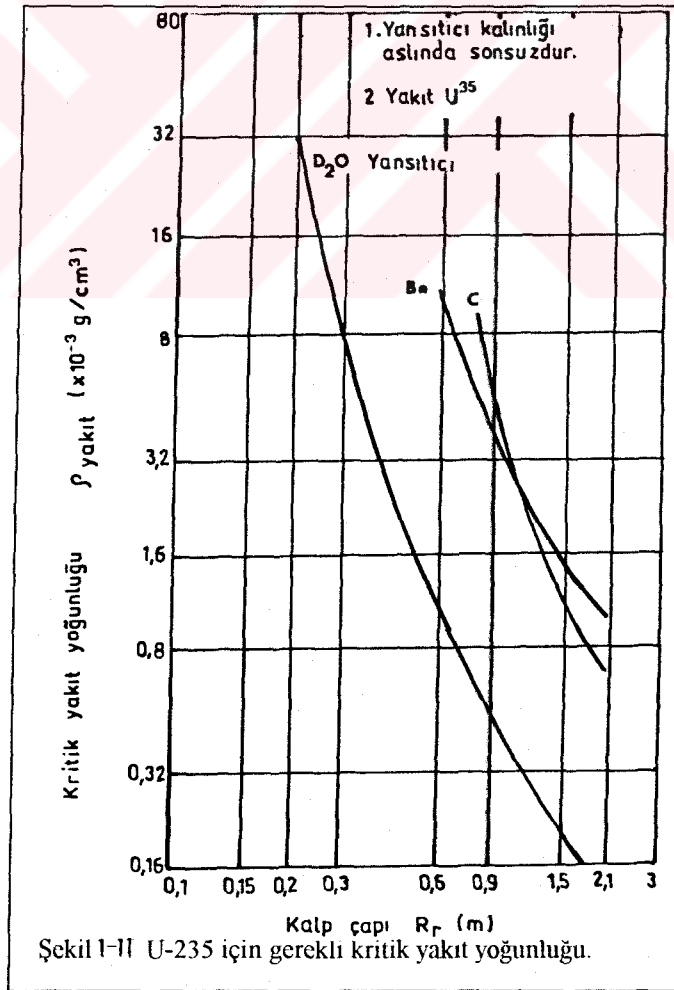
$$\frac{\rho_{top}}{W_{top}} = \frac{\rho_{eritici}}{W_{eritici}} = \frac{\rho_{yakıt}}{W_{yakıt}} \quad (1 - 7)$$

Bununla birlikte yakıt ve eritici ayrılması kalp hareketi nedeniyle olan santrifüj kuvvetleriyle oluyorsa atılan karışımın hacmi, atılan bileşenlerin hacmine aşağıdaki gibi ilişkilendirilir.

$$\frac{\rho_{\text{top}}}{W_{\text{top}}} = \frac{\rho_{\text{eritici}}}{W_{\text{eritici}}} = S = \frac{\rho_{\text{yakıt}}}{W_{\text{yakıt}}} \quad (1-8)$$

Buradaki S, ağırlık - ayrılma oranı olup sistemden gerçekte atılan yakıt kütlesinin, ayrılma meydana gelmediğinde atılana oranı olarak tanımlanır. Buradan (1-6) eşitliği aşağıdaki biçimi alır.

$$P_c = \frac{g_c (\gamma - 1)}{2 \gamma} \cdot I_{sp} \cdot I_{top} \cdot S = \frac{\rho_{\text{yak}}}{W_{\text{yakıt}}} \quad (1-9)$$



(1- 9) eşitliğindeki tek nükleer gereksinim, $\rho_{\text{yakıt}}$ 'ın reaktörün kritik olmasını sağlamaya yeterli olmasıdır. Daha öncede söylendiği gibi ilgili tüm sistemler, reaktör çalışırken gazlı olacak ve bu nedenle gazlı reaktör sistemlerinde kritik fisyon verebilir malzeme yoğunlukları hakkında bilgi, problemin ileriki analizleri için gereklidir. Böyle sistemlerde kritiklik için yapılan bir çalışma göstermiştir ki ; $8 \cdot 10^{-4} \text{ g/cm}^3$ 'ten daha az yakıt yoğunlukları ancak U 235, U233 ve Pu239 için sağlanabilmiştir. Şekil 1- 9 'da U235 kullanılan açık (zehirsiz) sistem için gerekli kritik yakıt yoğunluğu eğrileri üç farklı yansıtıcı malzeme için kalp çapının fonksiyonu olarak gösteriliyor.

Bu tip reaktörde nötron sıcaklığının öncelikli olarak yansıtıcı moderatör sıcaklıklarıyla belirlenmesi nedeniyle, referansın (oda sıcaklığı kesitlerine dayanan) kritik kütlesini tahmin etmek gazlı kalp sıcaklıklarının çok geniş bir alanı üzerine doğru bir yaklaşımla mümkündür. Bununla birlikte yansıtıcıda reaktör kritikliğinin nötron zehirlenmesine karşı hassasiyetinin oldukça yüksek olması uygundur. Kalp etrafındaki bazı yapı malzemelerinin kullanımı gözönüne alındığında yakıt yoğunluğu $\rho_{\text{yakıt}} = 1.6 \cdot 10^{-3} \text{ g/cm}^3$, moderatör boyutlarının gazlı reaktör için mümkün olan akla uygun en düşük sınır değeridir.

İlgili sıcaklıkların konvansiyonel kimyasal roket motorlarındakinden daha yüksek olduğunun varsayılması nedeniyle kalp gazları, karakteristik özgül ısı oranı $\gamma = 5/3$ yaklaşımı ile, tek atomlu kabul edilebilir. Bu iki değer ve $g_c = 9.81 \text{ m/s}^2$ 'nin kullanımı ve basıncı metre-kare başına kilogram'a dönüşümü, basınç - itme - yakıt ilişkisini aşağıdaki şekle indirger.

$$P_c = 3.164 \cdot 10^{-4} \cdot I_{sp} \cdot I_{top} \cdot \frac{S}{W_{\text{yakıt}}} \quad (1 - 10)$$

Çeşitli örneklerin gözönüne alınması, yararlı performans yeteneğinin pratik güçlüklerle karşı koyduğu kararlı rejim Fizzler tanımlamasına olanak sağlamıştır :

1. Reaktör içinde yakıt ve eritici dağılımının meydana gelmediği kabulüyle $S = 1$ olur. Özgül itmenin alışılmış modern kimyasal motorlarda sağlananla karşılaştırılmasının yapılabileceği, ancak daha büyük olmasının istenmediği kabulü yapılır; buradan $I_{sp} = 300 \text{ kg-sn / kg}$ olur.

Yaklaşık 150 sn için 50000 kg itme (kabaca çok büyük füzeler) gerektiren aracın sistem basıncı toplam fisyon verebilir yakıt tüketimiyle aşağıdaki eşitlikle ilişkilendirilir.

$$P_c = \frac{1406132}{W_{\text{yakıt}}} \quad \text{kg/ cm}^2 \quad (1 - 11)$$

Bu koşullara göre, 70.3 kg/ cm² sistem basıncı (konvansiyonel standartlarla yüksek) fisyon verebilir malzemenin 10000 kg'ının (kayıp) kullanımıyla elde edilecektir. Bunun uygulanamaz bir durum olduğu açıktır. Öte yandan kabul edilen maksimum yakıt tüketimi $W_{\text{yakıt}} = 150$ kg için bu 4711 kg/cm² olmalıdır. Bunun uygulanması aynı şekilde olanaksızdır.

2. Probleme diğer bir yaklaşım, konvansiyonel kimyasal roketlerden on kat daha iyi olan, maksimum kabul edilebilir yakıt tüketimi $W_{\text{yakıt}} = 150$ kg ve 3000 kg-s/ kg. özgül itme varsayımıdır. Sonra daha önce varsayılan aracın toplam itmesi ($6.8 \cdot 10^6$ kg- s) için sistem basıncı ayrılma oranına aşağıdaki eşitlikle ilişkilendirilir.

$$P_c = 47105 \cdot S \quad (1 - 12)$$

Sistem basıncı 70.3 kg/ cm² için yakıt ayrılma oranı $1.5 \cdot 10^{-3}$ gerektiren 670 : 1 yakıt kütle dağılımı olmalıdır. Kararlı rejim Fizzler 10^{-3} düzeyinde dağılım oranları başarılabiliyorsa pratik olarak düşünülebilir.

Gaz kor nükleer roketin kapalı çevrim olarak uygulaması üzerinde de çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Potansiyel yararlarla birlikte kapalı çevrim düşüncesi bu uygulama için düşünülen katı geçirgen duvarın güçleştirici faktörlerini kapsar. Yakıttan yayınlanan çok yüksek termal ısıma akışı nedeniyle, geçirgen duvar hemen hemen bütünüyle termal ısmaya karşı şeffaftır. Bu, çok büyük debilerde soğutucu akışkan gerektirdiği için pratikte olanaksızdır.

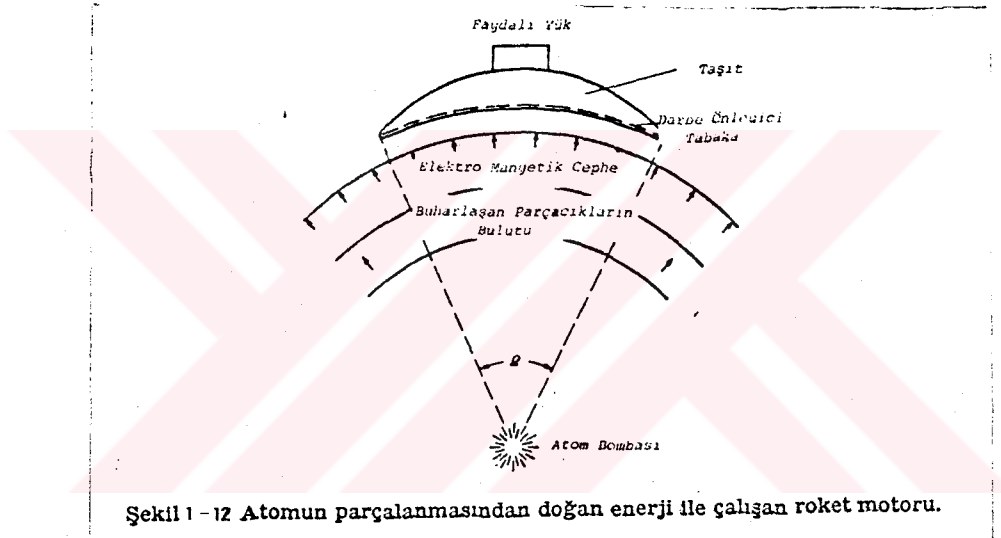
d) Etki fisyon kuvvetli roket (Orion - Helios) :

Etki fisyon kuvvetleri kısa süre içinde büyük itme sağlamak için nükleer patlamanın yüksek enerji yoğunluğunu kullanır. İlk olarak 1946 'da Los Alamos'ta itme makinesi için nükleer patlamaları kullanma kullanma düşüncesi ileri sürülmüştür.

Bu tasarım, nükleer patlamayla açığa çıkan enerjinin belirli bir açı altında yönlendirilmesi ve birbirini takip eden enerji dalgaları halinde taşıta etki ettirilmesiyle itme kuvveti eldesi prensibine dayanır. 1950 'li yılların sonlarında nükleer patlamanın kullanımını içeren başka bir tasarı ileri sürüldü. Bu tasarım Helios programı içinde değerlendirildi. Helios programı üzerindeki çalışmalar 1960 'ların ortalarına kadar

sürdü, fakat malzeme teknolojisinin o günkü durumu bunun gelişmesini sürdürecektir. olgunluğa gelmediğinden araştırmalar durduruldu.

Yakın zamanda yapılan bir analitik çalışmayla etkili nükleer tahrik tasarımına yeniden işlerlik kazandıran malzeme teknolojisi, yüksek dayanımlı karışık çeliğin özelliklerini programa dahil etti. Bu çalışma hidrojenle doldurulmuş karışık paslanmaz çelikten yapılmış kabın 5 tondan, 100 tona kadar ($1 \text{ t} = 4.2 \cdot 10^9 \text{ j}$) nükleer patlamaların şiddetine dayanabildiğini gösteriyor. Kabın çapının sınır değerleri nükleer yükün büyüklüğüne bağlı olarak $< 5 \text{ m}$ 'den $> 15 \text{ m}$ 'e değişir. Doğal büyüklükleri nedeniyle, bu tasarım çok büyük kütle taşıyıcılarına uygulanabilir. Sistemin şeması şekil 1-12 'da görülmektedir.

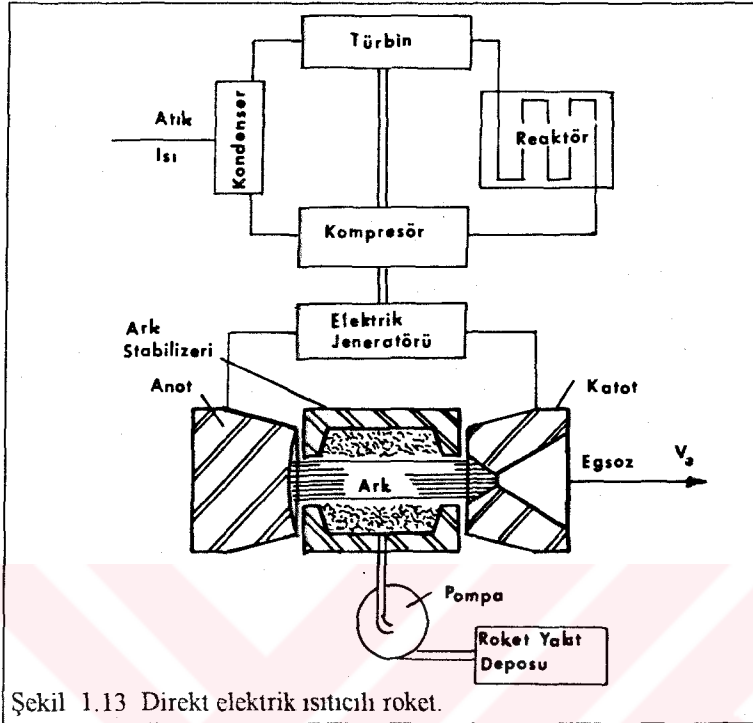


Şekil 1-12 Atomun parçalanmasından doğan enerji ile çalışan roket motoru.

III - Elektrikli ısıtma ile enerji sağlanması :

Diğer bir sistem, gaz akışkanında iyonizasyon ve rekombinasyona neden olan roket yakıtı gazın elektrikle ısıtıldığı sistemdir. Elektrik gücü ihtiyacı, çok veya az konvansiyonel nükleer elektrik üreten sistemlerin reaktör güçlü türbin- jeneratör seti veya diğer daha direkt nükleer elektrik dönüşüm metotlarıyla üretilebilir. Elektrik enerjisinin en gerçekçi kullanımı, ideal koşullarda meydana gelen gaz sıkışmasını elektrik direnci ile ısıtmaktır.

Bu faktör gözönüne alındığında çalışma sıcaklığı tepkimesiz plazma için yaklaşık $1.25 \cdot 10^5$ °C olabilir. Şekil 1-13 'de nükleer elektrikli ısıtma sisteminin uygulanabilir bir modelinin şeması görülüyor.



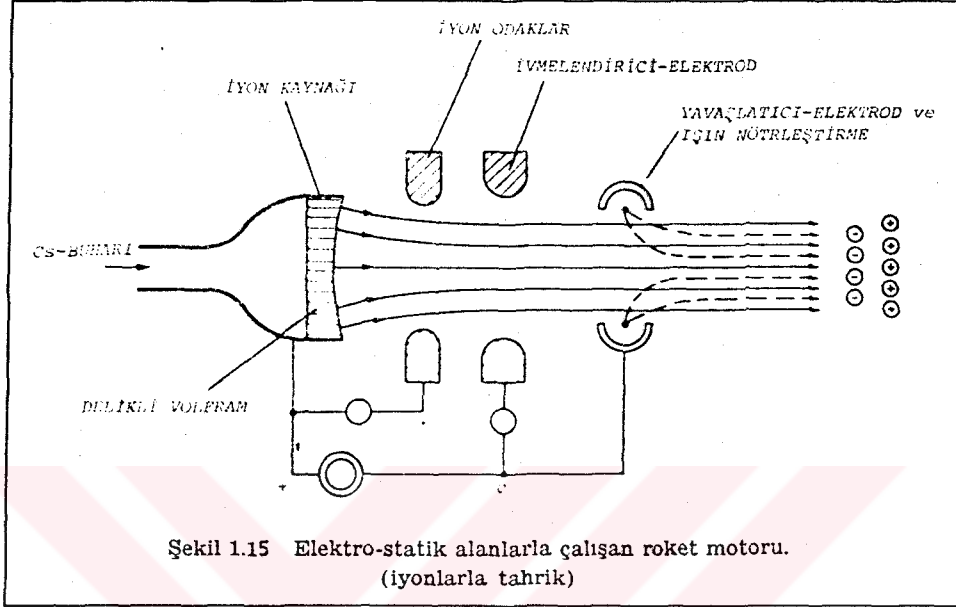
Şekil 1.13 Direkt elektrik ısıtıcı roket.

Elektrik gücü, sıvı yakıtın santrifüjlü olarak dengeli hale getirilen silindirik arkla sağlanır. Silindirden buharlaşan roket yakıtı ark plazmasını besler ve katotta bulunan lüleden dışarı atılır. Direkt elektrikli ısıtmalı roket, en iyi konvansiyonel kimyasal roketten en az 15 kat daha fazla özgül itme sağlayabilir.

IV - Serbest radikallerin kimyasal reaksiyonu ile enerjinin sağlanması :

Hidrojen atomunun parçalanması ile doğan enerjiyi kullanan roket motorudur. Eğer moleküllere ısısal temaslara veya ışınlarla enerji verilirse parçalanma ve ayrışmanın (disosiasyon) meydana gelmesiyle serbest radikaller oluşur. Sonrasında tekrar birleşme (rekombinasyon) meydana gelir. Bu tekniğin roketlere uygulanması için en uygun element hidrojendir. Hidrojen için bu reaksiyonda serbest kalan rekombinasyon enerjisi 214525 kJ /kg'dır. Aynı enerji Oksijen için 15320 kJ /kg ve metan için 94850 kJ /kg'dır.

Elektrostatik çalışmada elektromanyetik yöntemden farklı olarak yük taşıyan parçacıklar bir elektrostatik alan içinde hızlandırılıp bir nevi püskürtülürler. Önemli olan iyonize olmuş parçacıkların önce nötralize edilme gerekliliğidir.



c) Antiproton kuvvetli roketler :

Antiproton kuvvetli, içi fisyon tabakası kaplı kapsül tasarımı ilk olarak 1986 'da gündeme geldi. Tasarım, uranyum hedefine bir antiproton enjekte etmenin yüksek enerjili bir fisyonu neden olacağı fikrine dayanıyordu. Kapsülün içerdiği füzyon yakıtı bir uranyum tabakasıyla kaplanır ve antiprotonlar gönderilirse, açığa çıkan fisyonlar tabakayı buharlaştırır ve kapsülü içeriye doğru çökertir. Kapsülün içeri çökmesi füzyon yakıtını sıkıştırır, ısıtır ve füzyon reaksiyonunun başlamasına neden olur. Meydana gelen mikropatlama, bir manyetik uçla yakalanıp püskürtülebilen, püskürtüldüğünde itme sağlayan sıcak bir plazmoid üretir. Bu tasarımın avantajı kısa, şiddetli ve kapsülün etkin sıkışmasına izin veren zaman planlamalı pulslar verebilmesidir. Etkin sıkıştırma D ve He gibi anötronik füzyon yakıtlarının kullanımına izin verir.

1988'de lazer esaslı iç fisyon tabakalı tahrik sistemi analiz edildi. Analiz KrF lazerlerine ve döteryum - tridyum füzyon yakıtına dayandırıldığından makinenin ağırlığı 500 tondan büyük bulundu. Lazer yerine antiproton hızlandırıcılarla daha küçük kütleli makine yapılabilirse, tahrik sisteminin uygulanabilirliği gündeme gelebilir.

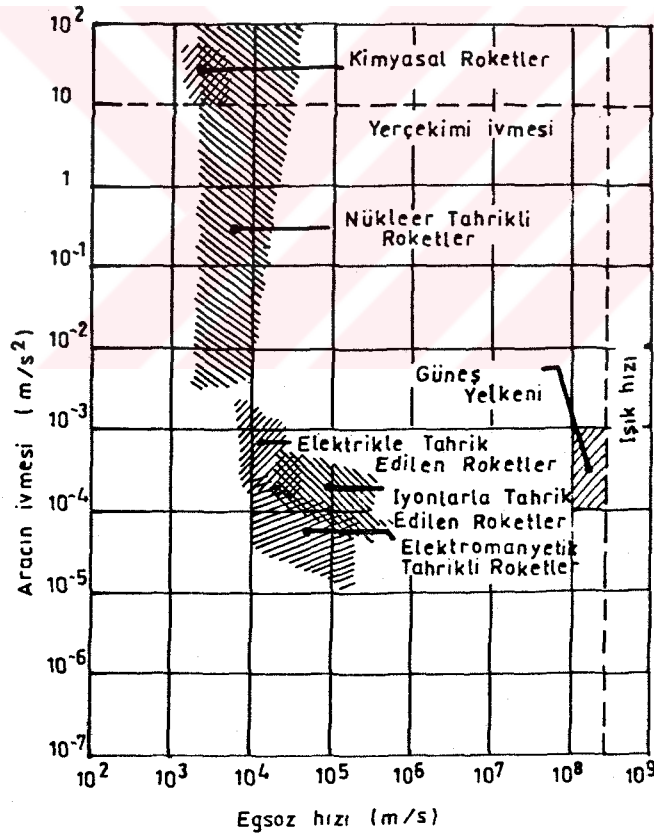
3 - ENERJİYİ ROKET DIŞINDA BİR KAYNAKTAN SAĞLAYAN ROKET MOTORLARI :

Güneşten alınan enerjinin kullanılmasını amaçlayan bir yöntemdir. Ancak uzayda yol alan araçlar için geçerli olabilir. Işık demeti basıncının tahrik sistemlerinde kullanılması olanağının güneş yelkenleriyle yapılması düşünülmektedir.

Güneş'ten Dünya'ya gelen enerji 1.3 KW /m^2 kadardır. Bu ışık enerjisi, ısı veya elektrik enerjisi yerine ışık demeti basıncı halinde bir itme kuvvetine dönüştürülebilir. Güneş'in Dünya'ya uzaklığına eşit bir uzaklıktaki güneş yelkeninde 10^{-5} N/m^2 'ye varan bir itme kuvveti sağlanabilir. Bu itme çok küçük olmakla birlikte, zamanın problem olmadığı koşullarda yararlıdır. Ayrıca güvenli bir sistemdir.

1.3 ROKET MOTORLARININ KARŞILAŞTIRILMASI :

Roket motorlarının egsoz gazı çıkış hızı ve ivmesine bağlı olarak karşılaştırılması şekil 1-16 'te veriliyor.



Şekil 1.15 Roket motorlarının lüle çıkış hızı ve ivmelerine bağlı olarak karşılaştırılması. [3]

Şekilde görüldüğü gibi kimyasal yakıcı - yakıtlı roketler yerçekimi ivmesinden kurtulmayı sağlayabilmektedir. Fakat bu sistemlerde faydalı yükün ağırlığa oranı, enerji üretiminin azlığı nedeniyle düşük kalmakta ve çok kademeli roketlerle uzun menzilli uçuşlar yapılabilmektedir. Nükleer enerjiyle tahrik edilen roket ler yerçekimi ivmesini aşabilmektedir. Ancak, maliyeti kimyasal yakıcı - yakıtlı roketlerden yüksektir. Enerjiyi elektrokuvvet alanlarla sağlayan roket motorlarında başlangıç hızları küçük olup uzun süreli çalışma sonunda maksimum hıza ulaşabilmektedir.



2 . TEMEL ROKET PERFORMANSI :

2 - 1 ARAÇ PERFORMANSI :

Serbest uçuş :

Serbest uçuşta roket, güç üreticinin hareketi nedeniyle oluşan kuvvetler araç üzerinde olmadan hareket ettirilir. Cisim Dünya çevresindeki bir yörüngede veya gezegenler arası uzayda hareket ediyorsa, başlangıç olarak iç kuvvet alanlarının uzayda serbest meydana geldiği serbest uçuştaki cismi esas alan koordinat sistemindeki hareketler olarak tanımlanır.

Roket, araçtan yönlendirilerek atılan madde nedeniyle oluşan reaksiyon kuvvetleriyle hareket eder. Daha basit bir ifadeyle; eğer m kütlesi diğer bir M kütlesinden göreceli olarak v hızıyla ayrılıyorsa M diğer yönde $V = (m / M) .v$ hızıyla hareket eder.

m kütleli roketin Şekil 2 -1'de görüldüğü gibi v hızıyla göreceli olarak uzayda sabit bir noktaya hareket ettiği ve sabit oranda kaybolan kütle $-dm/dt$ varsayımları yapılsın. Ayrıca araçtan göreceli olarak v_L sabit hızıyla ayrılan kütlenin kesrini α , v_e göreceli sabit hızıyla ayrılan kütlenin kesrini β kabul edelim. Bu dışarı kütle atımı, dt zaman aralığında aracın hızını dv kadar değiştirir. [2]

$$m \frac{dv}{dt} = - \frac{dm}{dt} (\alpha v_L + \beta v_e) \quad (2 - 1)$$

Zaman parametresinin çıkarılmasıyla, bu denklem daha çok bilinen momentum korunumu ifadesine indirgenir.

$$m.dv = - dm. (\alpha v_L + \beta v_e) \quad (2 - 2)$$

Roket motorunun çalışma süresi t_b boyunca keyfi ilk hız v_0 ve araç hızı değişimi v_b üzerinden ifadenin integrali araç kütleleri ve hızı arasındaki ilişkiyi aşağıdaki biçimde verir.

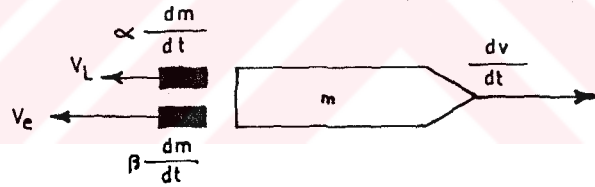
Roket motorunun çalışma süresi t_b boyunca keyfi ilk hız v_0 ve araç hızı değişimi v_b üzerinden ifadenin integrali araç kütleleri ve hızı arasındaki ilişkiyi aşağıdaki biçimde verir.

$$\int_{v_0}^{v_0 + \Delta v_b} \frac{dv}{\alpha v_L + \beta v_e} = - \int_{m_0}^{m_b} \frac{dm}{m} \quad (2-3)$$

integrali alınırsa ifade;

$$\frac{\Delta v_b}{\alpha v_L + \beta v_e} = \ln \frac{m_0}{m_b} \quad \text{veya} \quad \frac{m_0}{m_b} = \exp \frac{\Delta v_b}{\alpha v_L + \beta v_e} \quad (2-4)$$

şekline dönüşür. Burada m_0 başlangıçtaki araç kütlesi ve m_b son kütledir. Bu ifade serbest uzayda kütle oranı eşitliği olarak isimlendirilir.



Şekil 2.1 Serbest uzayda roket üzerindeki kuvvetler.

Dünyanın çekim alanı:

Serbest uzay eşitlikleri uygun şekilde ve verilen aracın maksimum performans yeteneğini tanımlada kullanıldığında karşılaştırmalı araç analizleri için çok yararlıyken, fırlatılacak roket Dünyanın çekim alanı altındayken doğru bir şekilde uygulanamaz. Şekil 2 - 2 'de gösterilen araç ekseni ve yatay eksen arasındaki θ açısında yukarı doğru uçuş için temel roket performans eşitliği aşağıdaki biçimi alır. [2]

$$m \left(\frac{dv}{dt} + g \sin \theta \right) = - \frac{dm}{dt} (\alpha v_L + \beta v_e) \quad (2-5)$$

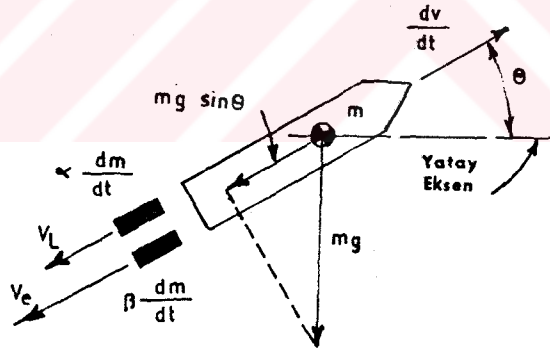
İtme ve araç eksenleri burada birbirine uygun kabul edildi. (2 - 5) eşitliğinin daha önce tanımlanan çalışma koşulları üzerinden integrali aşağıdaki sonucu verir.

$$(\alpha v_L + \beta v_e) \int_{m_0}^{m_b} \frac{dm}{m} = \int_{v_0}^{v_0 + \Delta v_b} dv + \int_{t_0}^{t_0 + t_b} g \sin \theta dt \quad (2-6)$$

İntegraller alınır ve gerekli kısaltmalar yapılırsa denklem;

$$\frac{m_0}{m_b} = \exp \frac{v_b + t_b g \sin \theta}{\alpha v_L + \beta v_e} \quad (2-7)$$

halini alır.



Şekil 2.2 Dünyanın çekim alanında roket üzerindeki kuvvetler.

Burada $g \sin \theta$ terimi, aracın serbest uzay hız potansiyelini azaltma etkisine sahiptir. Sabit ivme vermeye dizayn edilmiş, değişken itme programı altında çalışan roket için kütle oranı eşitlikleri daha önce üzerinde durulan sabit itme durumuyla aynıdır. Sabit ivmeli durum yolcu taşıma uygulamaları için daha çekici görünmesine rağmen, sabit itmeden daha az pratiktir. Roket yakıtı debisinin sürekli artması boğulmayla sonuçlanacağı için sabit ivmeli hareket tercih edilmez.

Atmosferik etkiler:

Nükleer roketler fırlatılırken sadece Dünya'nın çekim alanının değil, aynı zamanda Dünya atmosferinin etkisi altında da kalacaklardır. Atmosferde uçuş, araç üzerinde etki yaratan kuvvetleri (aerodinamik direnç) yenmek için enerji harcamayı gerektirir.

Böyle kuvvetlerin toplamı çoğunlukla aşağıdaki gibi ifade edilir. [1]

$$D = C_D A_f \frac{\rho_a v^2}{2 g_c} \quad (2-8)$$

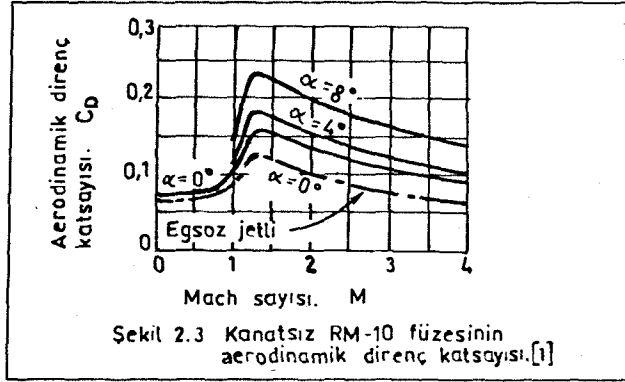
Burada; ρ_a = lokal hava yoğunluğu

g_c = kuvveti kütleye dönüştürme faktörü

A_f = aracın alın kesit alanı (kanatsız kabul edildi)

C_D = boyutsuz aerodinamik direnç katsayısı'dır.

Deneyler, C_D 'nin genellikle araç şekline (özellikle burun kısmı), uçuş hızına ve uçuşyolu ile araç eksenindeki açıya bağlı olduğunu göstermiştir. Değişimin bir örneği şekil 2-3 'te gösteriliyor.



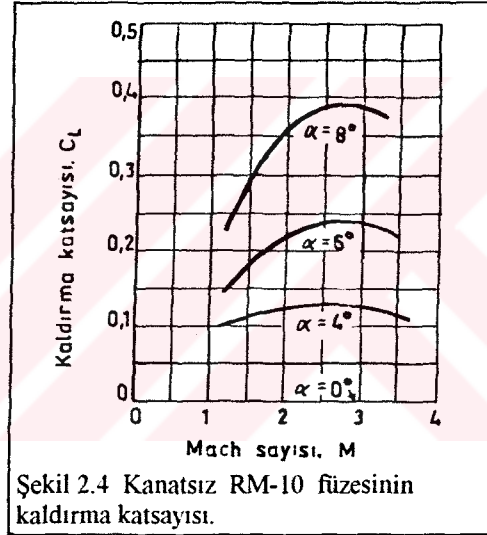
Araç üzerinde yan kuvvetlerin etkisi, sıfırdan farklı bir açıdaki uçuşta aracı saran havanın momentum değişimiyle sonuçlanır. Böyle kuvvetler çoğunlukla aerodinamik direnç kuvvetleriyle aynı tarzda aşağıdaki gibi tanımlanır. [1]

$$L = C_L A_f \frac{\rho_a v^2}{2 g_c} \quad (2-9)$$

Uçuş hızı ve yan kuvvetlerin gelme açısından dolayı cismi kaldırma katsayısındaki değişimlerin örneği tipik roket için şekil 2-4 'te gösteriliyor. Kanat ve fin gibi kaldırma yüzeylerinin eklenmesi rüzgar - cisim karşılıklı etkileşimine neden olur. Buda küçük açılı kaldırma kuvvetlerinin gelmesini büyük oranda artırır. Bu anlamda en önemli etki hız kaybı veya aerodinamik direnç kuvvetlerini yenmek için ihtiyaç duyulan enerjinin kaybıdır.

Sıfır kaldırma kuvveti kabulüyle, atmosfer için aracın kuvvet dengesi aşağıdaki gibi olur. [1]

$$\Delta v_b + t_b g \sin \theta + \int_{t_0}^{t_0 + t_b} \frac{D g_c dt}{m} = (\alpha v_L + \beta v_e) \ln \frac{m_0}{m_b} \quad (2 - 10)$$



Sabit roket yakıtı debisi $w_p = \frac{dm}{dt}$ için,

$$m = m_0 - w_p (t - t_0) \quad (2 - 11)$$

ve,

$$F = \frac{w_p (\alpha v_L + \beta v_e)}{g_c} \quad (2 - 12)$$

ilişkilerinin kullanımıyla, kuvvet eşitliği aşağıdaki biçime indirgenir:

$$\frac{m_0}{m_b} = \exp \frac{\Delta v_b + t_b g \sin \theta}{(\alpha v_L + \beta v_e)(1 - \zeta)} \quad (2-13)$$

Burada ζ , aerodinamik direncin itmeye oranının integrali alınmış zaman ortalama değeridir.

Araç performansında diğer azaltıcı etken, roket motoru lüle çıkış kısmında atmosferik art basıncıdır. Lüle, yüksek irtifa kullanımı veya vakumda lüle çıkışında roket yakıtı gazlarının çok düşük statik basınçlara genişleyebileceği düşüncesine göre dizayn edilir. Böyle genişlemeler egsoz hızını arttırır ve böylece de performansın değeri artar. Bununla birlikte böyle bir lüle, nominal egsoz gazı çıkış hızı basıncından daha yüksek ve değeri tahmin edilebilir basınçlarda çalıştırılırsa, egsoz jeti nozül duvarlarından ayrılır. Bu durum ayrışma olmadığında meydana gelenden daha düşük hızlarda gazın atılması demektir. Eğer aracın kuvvet dengesi bu etki göz önünde bulundurularak yeniden yazılırsa, bukütle oranı eşitliğindeki üssel ifadenin paydasında çoğaltıcı düzeltme faktörü χ olarak görülecektir. Bu faktör, zaman ortalaması üzerinden integrali alınmış egsoz hızının aynı nozülle ideal serbest uzay egsoz hızına oranı olarak tanımlanır. Kütle oranı eşitliği aşağıdaki şekli alır:

$$\frac{m_0}{m_b} = \exp \frac{\Delta v_b + t_b g \sin \theta}{(\alpha v_L + \beta v_e)(1 - \zeta)(\chi)} = e^{\xi} \quad (2-14)$$

Burada ξ üssel ifadeyi gösterir.

Sabit roket yakıtı debisi için toplam roket motoru çalışma süresi, roket yakıtı ağırlığının aracın toplam ağırlığına oranıyla ilgilidir.

$$t_b = (\alpha v_L + \beta v_e) \frac{m_p}{a_0 m_0} \quad (2-15)$$

Yukarıda a_0 , aracın başlangıç ivmesidir. Bunun bütün kütle oranı eşitliğine uygulanması ve eşitliğin sol tarafının yeniden düzenlenmesiyle m_p/m_0 oranı bir transendental eşitlikle sonuçlanır.

$$\frac{m_p}{m_0} = 1 - \exp \left[- \frac{\Delta v_b + (\alpha v_L + \beta v_e) (m_p/a_0 m_0) g \sin \theta}{(\alpha v_L + \beta v_e) (1 - \zeta) \chi} \right] \quad (2 - 16)$$

Bu denklemin analitik çözümü mümkün değildir. Fakat nümerik çözüm, verilen her roket yakıtının gaz performans parametreleri, belirlenmiş aerodinamik dirençler ve atmosferik faktörler için Δv_b 'nin eşdeğerinin yerine konulmasıyla m_p/m_0 oranlarından birini belirlemeyi olanaklı kılar.

ζ ve χ değerlerinin belirlenmesi, zamanın ve atmosferik yoğunluğun irtifayla değişiminin fonksyonu olarak uzaydaki konumu ve araç hızını bilmeyi gerektirir. Atmosferik yoğunluğun irtifayla değişimi yaklaşık olarak aşağıda veriliyor ve şekil 2-5 'te gösteriliyor. [1]

$$\rho_a (h) = 0.075 \exp (- 7.4 \times 10^{-6} h^{1.15}) \quad (2 - 17)$$

İrtifaya bağlı olarak g'nin değişimi ise aşağıdaki denklemle bulunabilir. [1]

$$g (h) = g_0 \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \quad (2 - 18)$$

Burada R_e Dünya'nın yarıçapı ve g_0 'da deniz seviyesindeki yerçekimi ivmesidir.

Dünya yüzeyinden roketi fırlatmak için yükseklik, zaman ve araç hızı arasındaki ilişki aşağıdaki eşitliğin integrali alınarak bulunabilir.

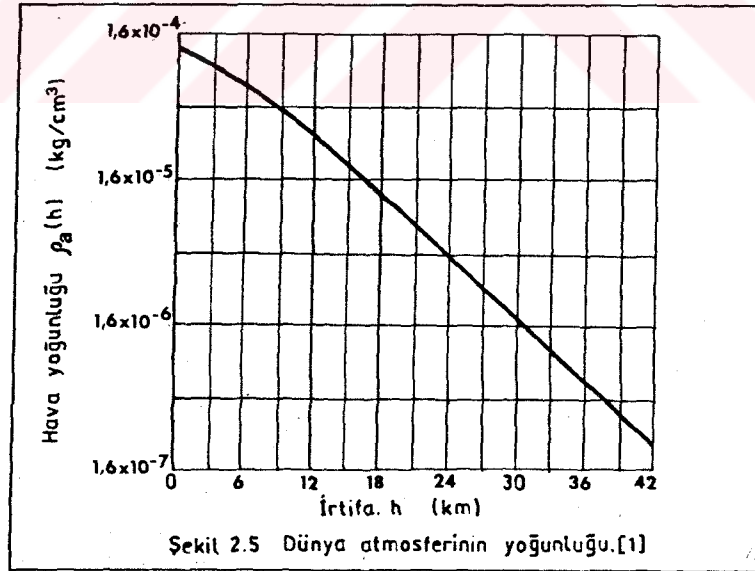
$$\frac{d^2h}{dt^2} = a(t) \quad (2 - 19)$$

Burada $a(t)$ uçuş sırasındaki ivmedir. Sabit ivmeli (sabit roket yakıtı debili) araç için $a(t)$ aşağıdaki gibi gösterilebilir. [1]

$$a(t) = a_0 \left[1 + K \frac{t}{t_b} - \frac{\zeta(v, h)}{1 - [a_0 t / (\alpha v_L + \beta v_e)]} \right] \sin \theta(t) - g(h) \quad (2-20)$$

Burada $K = (a_b - a_0) / a_0$ olup a_0 ve a_b sırasıyla aracın başlangıç ve final ivmeleridir. Aracın uçuş yörüngesinin eğriliği ve Dünyanın dönüşü nedeniyle oluşan kuvvet hareketler burada ihmal edilir.

$\zeta(v, h)$ 'nin enstantane hızı ve atmosferik yoğunluğa (böylece de yüksekliğe) bağlı olması nedeniyle, (2 - 19) ve kapalı formdaki (2 - 20) eşitliklerini çözmek olanaksızdır. Bununla birlikte birbirini izleyen nümerik yaklaşımlar serisi, öncesinde iterasyonla belirlenen $\zeta(v, h)$ 'nin değerlerinin herbirinin kullanımıyla yapılabilir. Aslında çoğu kez (2 - 20) eşitliğinin integralinin alınması ve terimin ζ 'ye bağımlılığının ihmalıyla hız - yükseklik ilişkileri kurularak $\zeta(v, h)$ 'yi belirlemek daha uygundur. Örneğin, $\theta(t)$ 'nin 90° 'de sabit (dikey uçuş yolu) ve g 'nin ilgili yüksekliğin üzerinde sabit olduğunun kabul edilmesiyle (2 - 19) ve (2 - 20) eşitliklerinin birleştirilmesi aşağıdaki sonucu verir.



$$a(t) = \frac{d^2h}{dt^2} = a_0 \left(1 + K \frac{t}{t_b} \right) - g \quad (2-21)$$

$$v(t) = \frac{dh}{dt} = a_0 \left(t + \frac{K}{2} \frac{t^2}{t_b} \right) - gt \quad v(0) = 0 \text{ için,} \quad (2-22)$$

$$h(t) = \frac{a_0}{2} \left(t^2 + \frac{K}{3} \frac{t^3}{t_b} \right) - \frac{gt^2}{2} \quad v(0) = 0 \text{ için,} \quad (2-23)$$

Çok kademeli roketler:

Çok kademeli roket üst üste sıralanmış birkaç roketten oluşur ve herbir kısım daha önce ateşlenen roketlerin toplamının final hızına eşit bir başlangıç hızıyla çalışmaya başlar. Böyle roketlerin avantajı son roketin yanma hızının tek kademeli roketten defalarca büyük olmasıdır. Roketle ulaşılabilen maksimum hız, genellikle araç ağırlığının roket yakıtına ayrılabilen maksimum kısmındaki konstrüksiyonel limitler tarafından belirlenir. Bu konudaki pratik üst limit, ağırlığın %90'ının roket yakıtı olmasıdır.

n kademeli roketin i 'nci kademesi için kütle oranı eşitliği aşağıdaki gibi olur. [1]

$$\frac{m_0 + \sum_{i=1}^{i-1} m_{0i}}{m_b + \sum_{i=1}^{i-1} m_{0i}} = e^{\sum_{j=1}^i \lambda_j} \quad (2-24)$$

Buradaki kademeler en küçükten (son ateşlenen) , en büyüğe (fırlatma kademesi) göre numaralandırılır. Yukarıdaki eşitliği basitleştirmek için,

$$\lambda_i = \frac{1}{m_{0i}} \sum_{j=1}^{i-1} m_{0j} \quad \text{ve} \quad \delta_i = \frac{m_{bi}}{m_0}$$

kısaltmaları yapılırsa (2 - 24) eşitliği aşağıdaki şekli alır.

$$\frac{1 + \lambda_i}{\delta_i + \lambda_i} = e\xi_i \quad (2 - 25)$$

δ_i , tek başına i 'nci basamak için boş ağırlığın (yanma sonu) toplam ağırlığa oranı iken, λ_i $i - 1$ kademenin tümü artı faydalı yükün toplam ağırlığının i 'nci kademenin toplam ağırlığına oranıdır. δ_i i 'nci aracın hesaba katılabilen roket yakıtı ağırlık kesrini belirleyen yapısal parametreyken, λ_i faydalı yük faktörü olarak isimlendirilmiştir.

(2 - 25) eşitliğinin ξ_i için çözümü, yeniden düzenlenmesi ve i 'nin değerine göre diferansiyelinin alınmasıyla aşağıdaki sonuç elde edilir.

$$\frac{d\xi_i}{di} = \left[\frac{\delta_i - 1}{(\lambda_i + 1)(\lambda_i + 1)} \right] \frac{d\lambda_i}{di} \quad (2 - 26)$$

Optimum için bu sifıra eşit olmalıdır. Parantez içindeki terim nedeniyle önemsiz bir durum hariç $\delta_i = 1$ ($\xi_i = 0$ için), daima sonludur. Açık olan λ_i 'nin i 'ye göre türevinin sıfır olması gerektiğidir. Bu, sadece λ_i 'nin kendisinin sıfır veya sabit olması durumunda olabilir. Bu durumun minimumdan çok maksimumu gösterdiği kolayca ispatlanır. Sabit λ_i ve sabitlenmiş δ_i için kütle oranı üssü sabit olacak; böylece optimum performans, çevresel hız potansiyelinin herbir kademeye orantılı ve değişmeyen bir şekilde dağıtılarak paylaştırılmasıyla sonuçlanır.

Balistik uçuş, uydular ve yeryüzünden ayrılma:

Roket, Dünya atmosferinin dışında yanma bittikten sonra öncelikle dünyanın gravitasyonel çekim kuvvetlerinin etkisi altında hareket eder. Ay gibi diğer cisimlerin etkisi roketin fırlatılma yeryüzüne dönüş hareketleri boyunca önemsizdir. Öte yandan uydu yörüngelerinin pertürbasyonunu doğru hesaplamada Ay'ın etkisi ihmal edilemez.

Dünya yüzeyinden h_b kadar yüksekte yanması kesilen ve yanma bittiğinde yatayla θ_b açısında hareket eden roketin kendi eksenini etrafında dönmeyen küresel dünya üzerindeki balistik yer menzili aşağıda yaklaşık olarak veriliyor. [1]

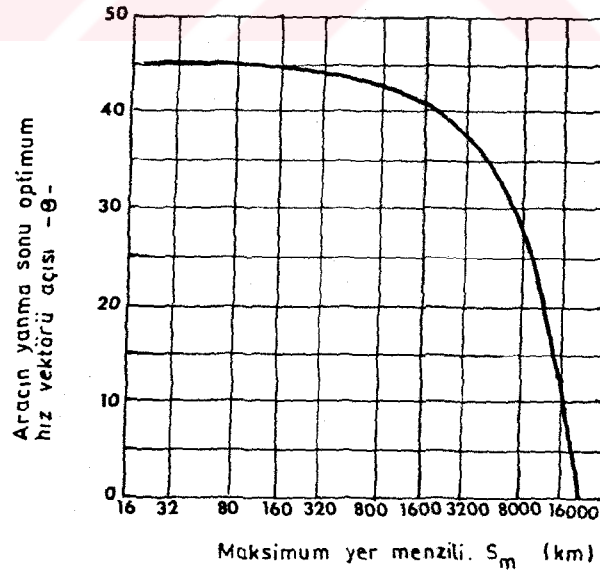
$$S = 2 R_e \cot^{-1} \left\{ \left[\frac{g_0 R_e}{(v_b \cos \theta_b)^2} - 1 \right] \cot \theta_b \right\} + h_b \cot \theta_b \quad (2-27)$$

Burada $h_b \ll R_e$ olup, R_e dünya'nın yarıçapı ve v_b yanma bittiğinde aracın hızıdır. $h_b \cot \theta_b$ terimi S ile karşılaştırıldığında küçük olduğundan ihmal edilirse, optimum yanma sonu açısı yanma bittiğindeki uçuş açısına göre maksimum menzil için (2-27) eşitliğinin diferansiyelinin alınmasıyla belirlenebilir. Optimum θ_b için çözüm sonra aşağıdaki ilişkiyi verir.

$$\theta_{bm} = \tan^{-1} \left(1 - \frac{v_b^2}{g_0 R_e} \right)^{1/2} \quad (2-28)$$

(2-27) ve (2-28) eşitliklerinin birleştirilmesiyle, maksimum menzil yaklaşık olarak aşağıdaki gibi olur:

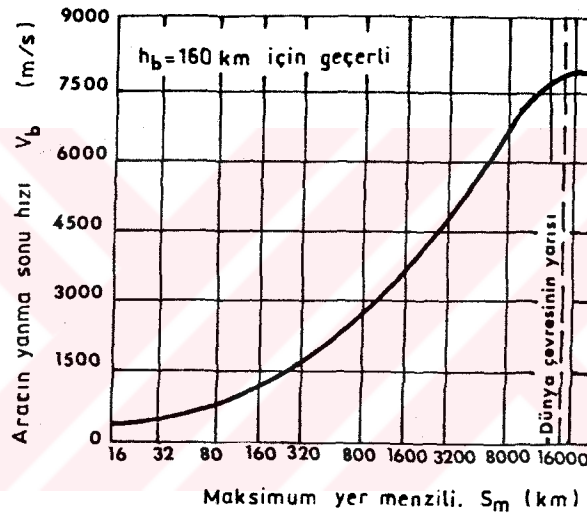
$$S_m = 2 R_e \cot^{-1} \left[2 \frac{g_0 R_e}{v_b^2} \left(1 - \frac{v_b^2}{g_0 R_e} \right)^{1/2} \right] + h_b \left(1 - \frac{v_b^2}{g_0 R_e} \right)^{-1/2} \quad (2-29)$$



Şekil 2.6 Aracın yanma sonu optimum açısı.[1]

(2 - 28) ve (2 - 29) eşitliklerinin birleştirilmesiyle optimum yanma sonu açısı arasında bağlantı kurmak mümkün olur. Bu ilişki Şekil 2-6 'da grafik olarak gösteriliyor. Maksimum erişilebilir balistik menzil, (2 - 29) eşitliğiyle verildiği gibi yanma sonu hızının fonksyonu olarak Şekil 2-7'de gösteriliyor.

Aerodinamik direnç etkilerinin yanma bittikten sonra ihmal edilebilmesi için düşey olarak havalanan roket motorunun çalışmasının atmosferin dışında duracağı kabul edilir. Dünyanın çekim alanından kurtulan roketin yanma bittiğinde yukarıya doğru olan kinetik enerjisi, atmosfere sonsuzdan sıfır hızla girmiş olan aracın o yükseklikteki kinetik enerjisine eşit olmalıdır. Bu basit enerji dengesinden (Dünya'nın dönüşü ihmal edildiğinde) kurtulma hızı bulunabilir.



Şekil 2.7 Roketin maksimum balistik menzili. [1]

Gravitasyonel alan genişliğinin yükseklikle değişimi (2 -18) eşitliğinden hatırlanırsa; yüzey üzerindeki bir h yüksekliğinden aracın kurtulması için enerji dengesi aşağıdaki gibi yazılır:

$$E_k = \frac{m}{2} [v_{kurt.}(h)]^2 = mg_0 \int_h^{\infty} \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 dh = mg_0 R_e \frac{R_e}{R_e + h} \quad (2 - 30)$$

Buna göre; kurtulma hızı aşağıdaki gibi olur:

$$v_{kurt.}(h) = R_e \left(\frac{2g_0}{R_e + h} \right)^{1/2} \quad (2-31)$$

Deniz seviyesinde ($h = 0$) kurtulma hızı yaklaşık 11180 m/s'dir. Bu, Şekil 2-8 'de görüldüğü gibi artan irtifayla birlikte yavaş yavaş düşer.

Bir aracı h yükseklikte kararlı bir dairesel yörüngeye yerleştirme, uörünge eğrileri nedeniyle meydana gelen merkezci ivmenin aynı yükseklikte dünyanın yerçekimi ivmesini tamamen dengelemesini gerektirir. Buradan, aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$\frac{[v_{uydu}(h)]}{R+h} = g_0 \left(\frac{R_e}{R+h} \right)^2 \quad (2-32)$$

Uydunun yörünge hızı aşağıdaki gibi olur:

$$v_{uydu}(h) = R_e \left(\frac{g_0}{R_e + h} \right)^{1/2} = \frac{v_{kurt.}}{2^{1/2}} \quad (2-33)$$

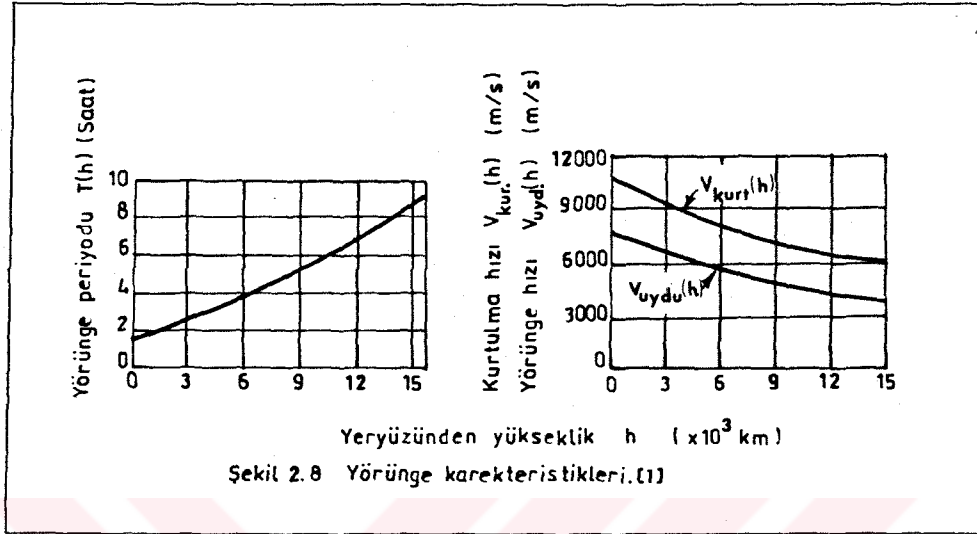
Dünya yüzeyinin üzerindeki yükseklik nedeniyle yörünge kinetik ve potansiyel enerjisinin toplamı, m kütleli bir aracı sabit bir yörüngeye yerleştirmeyi gerektirir. Bu yörünge'nin enerjisi aşağıdaki gibi olur: [1]

$$E_k + E_p = E_{top.} = \frac{m}{2} [v_{uydu}(h)]^2 + mg_0 \int_0^h \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^{1/2} dh \quad (2-34)$$

Bir tam dönüş süresi $\tau(h)$, (2 - 33) eşitliği ve $[\tau(h)][v_{uydu}(h)] = 2\pi(R_e + h)$ ilişkisinden belirlenir. Bu aşağıdaki gibi olur:

$$\tau(h) = 2\pi \frac{R_e + h}{R_e} \left(\frac{R_e + h}{g_0} \right)^{1/2} \quad (2-35)$$

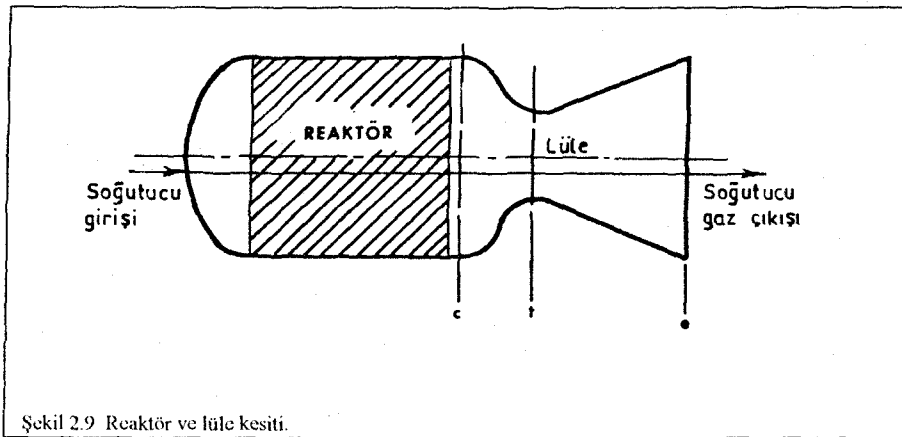
Yörünge hızı ve bir tam dönüş süresi Şekil 2-8 'de yüksekliğin fonksyonu olarak görülmüyor. Burada ilginç olan dünya yüzeyinden binlerce kilometre yükseklikte yörünge periyodunun sadece birkaç saat olmasıdır.



Şekil 2.8 Yörünge karakteristikleri. (1)

2-1 LÜLE PERFORMANSI :

(2 - 16) eşitliğinde gösterildiği gibi roketin uçuş performansı, öncelikle roket yakıtı egsoz hızına sonrada uçuş yolu seçimi karakteristiklerine bağlıdır. Efektif roket yakıtı egsoz hızı, roket yakıtı gazın termodinamik özellikleri, roket motoru lülesinin geometrisi ve roket motorundaki işletme koşulları tarafından belirlenir. Efektif egsoz hızı böylece, aracın dış balistikleri ve güç üreticinin iç dizayn parametreleri arasında parametrik bağlantı olur.



Şekil 2.9 Reaktör ve lüle kesiti.

İzantropik genişleme:

Enerjinin korunumu prensibine göre; gazın reaktörden lüleye adyabatik genişlemesine göre akıntı yönünün herhangi bir noktasındaki (burada lüle çıkışı olarak veriliyor) ideal gaz hızı aşağıda veriliyor. [1]

$$v_{ei}^2 - v_c^2 = 2 J g_c C_p (T_c - T_e) \quad (2 - 36)$$

Burada J termal mekanik enerji dağılım faktörüdür. C_p , T_e 'den T_c 'ye sabit basınçta integre edilmiş sıcaklık ortalamalı özgül ısıyı ifade eder. Bilindiği gibi sıcaklık, statik basınca aşağıdaki ifadeyle bağlıdır. [1]

$$\frac{T_e}{T_c} = \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(k-1)/k} \quad (2 - 37)$$

Burada k , adyabatik üs olarak tanımlanır. (2 - 36) ve (2 - 37) eşitliklerinin birleştirilmesi aşağıdaki sonucu verir.

$$v_{ei}^2 - v_c^2 = 2 J g_c C_p \eta_c T_c \quad (2 - 38)$$

Yukarıdaki η_c , genişleme prosesinin Carnot çevrim verimidir ve aşağıdaki gibi tanımlanır. [1]

$$\eta_c = 1 - \frac{T_e}{T_c} \quad (2 - 39)$$

Bu ideal çevrimin verimi çeşitli k değerleri için lüle basıncı oranının fonksyonu olarak Şekil 2-10'da gösteriliyor.

$$C_p - C_v = \frac{R}{J M} \quad \text{ve} \quad k = \frac{C_p}{C_v} \quad (2 - 40)$$

temel termodinamik eşitliklerinden,

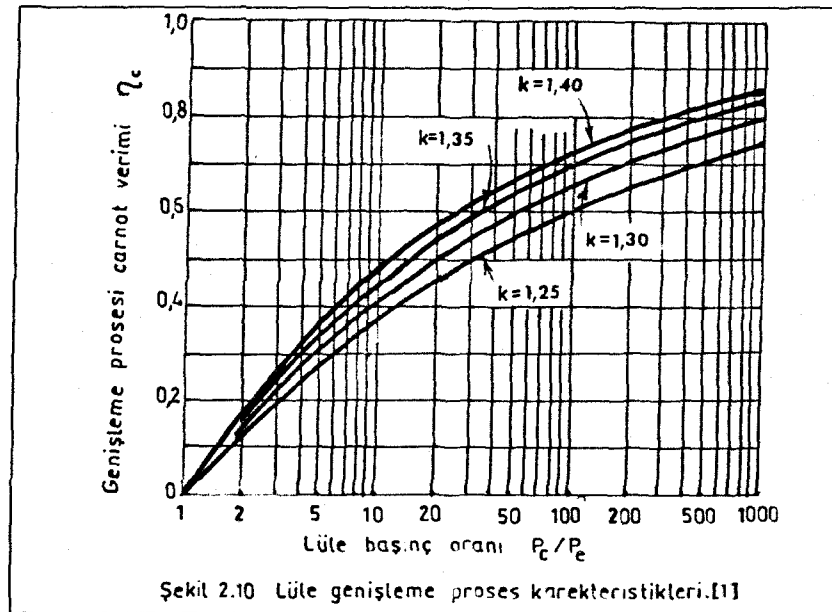
$$C_p = \frac{\mathfrak{R}}{J M} \frac{k}{k-1} \quad (2-41)$$

olduğu görülebilir. Burada $\mathfrak{R}$ universal gaz sabiti ($\mathfrak{R} = 8.314 \text{ kJ / kmol K}$) ve M egsoz gazının sıcaklık ortalamalı molekül ağırlığıdır.

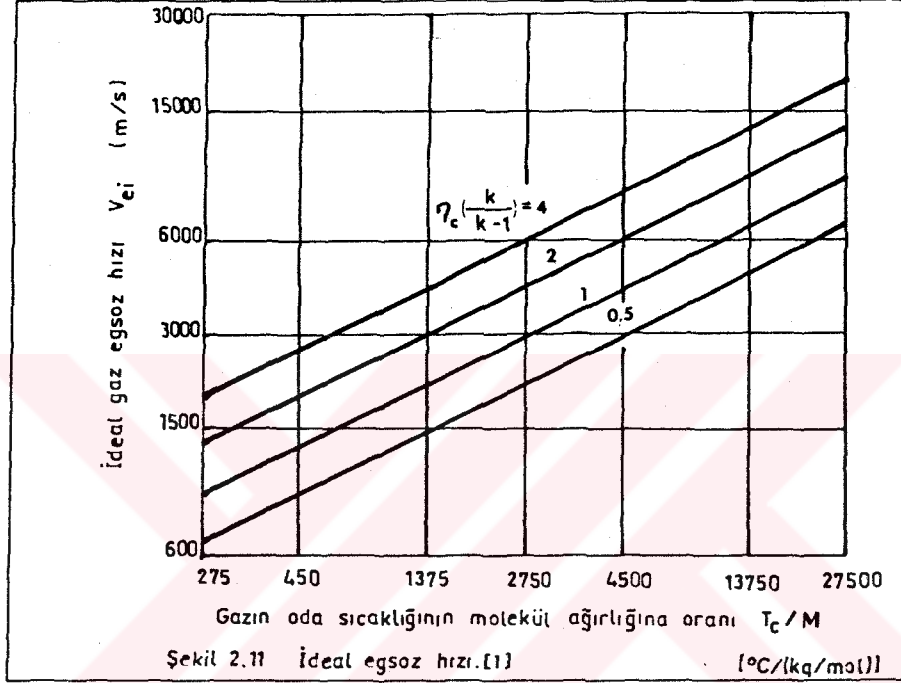
(2-41) eşitliğinin (2-38) 'le birleştirilmesiyle ideal roket yakıtı gazının egsoz hızı aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$v_{ei}^2 - v_c^2 = \frac{2 k g_c}{k-1} \frac{\mathfrak{R}}{M} T_c \eta_c = v_{mi}^2 \eta_c \quad (2-42)$$

Maksimum teorik egsoz hızı v_{mi} sonsuz genişleme oranında (sıfır basınca genişleme) meydana gelir. Odadaki hızın çıkış hızıyla karşılaştırıldığında küçük olduğunun kabul edilmesiyle, ideal egsoz hızı $k \eta_c / (k-1)$ parametresinin çeşitli değerleri için T_c / M 'nin fonksyonu olarak 2-11 nolu şekildeki gibi gösterilebilir.



(2 - 42) eşitliğinden yüksek egsoz hızı, yüksek oda sıcaklığında, büyük genleşme oranlı işletimle veya düşük molekül ağırlıklı roket yakıtlarının kullanımıyla elde edilebilir. Ancak, nükleer reaktör soğutucuları yanma karakteristiklerine bakılmaksızın seçilebildiği için düşük molekül ağırlıkları istenir. Nükleer rokette hidrojen kullanıldığında egsoz hızı aynı maksimum gaz sıcaklığında işletilen konvansiyonel kimyasal roketlerden 3 kat fazla olabilir. Egsoz hızının kütle oranı eşitliklerine üssel olarak bağlı olması, nükleer roketlere çok büyük potansiyel ağırlık avantajı sağlar.



Kütlenin korunumu prensibinden, roket yakıtı akışı için süreklilik eşitliği aşağıdaki gibi olur. [1]

$$\rho_e A_e V_{ei} = \rho_c A_c V_{ci} = \rho_t A_t V_t \quad (2 - 43)$$

Buradaki alt indisler Şekil 2-9 'daki eksen noktalarını gösteriyor. A sembolü akış eksenine normal kesitin alanını ve ρ , lokal gaz yoğunluğunu ifade eder. Lüle boğazındaki gaz hızı, ses hızındadır ve aşağıdaki ifadelerle verilir. [1]

$$v_t = \left(\frac{k g_c}{M} T_t \right)^{1/2} \quad \text{veya} \quad v_t = \left(\frac{2 k g_c}{k + 1} T_c \right)^{1/2} \quad (2 - 44)$$

İdeal gazlar için;

$$P = \frac{\rho \cdot T \cdot \mathfrak{R}}{M} \quad (2 - 45)$$

olan ifadenin (2 - 37) , (2 - 38) ve (2 - 44) eşitlikleriyle birleştirilmesi aşağıdaki geometrik ilişkiyi verir.

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{1/k} \left\{ \frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(k-1)/k} \right] \right\}^{1/2} \quad (2 - 46)$$

Bu, verilen performans için lülenin gerektirdiği boyutları belirlemede kullanışlıdır. Önceki eşitliklerin uygun kullanımıyla lüle boğaz alanı tüm istenen debiler için aşağıdaki eşitlikten bulunabilir.

$$w = A_t P_c \left[\frac{k g_c M}{\mathfrak{R} T_c} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \right]^{1/2} \quad (2 - 47)$$

Bu izantropik sistemde ideal itme aşağıdaki gibi olur.

$$F_i = \frac{w v_{ei}}{g_c} + (P_e - P_a) A_e \quad (2 - 48)$$

(2 - 42) , (2 - 46) ve (2 - 47) eşitliklerinin yardımıyla birim roket yakıtı debisi başına teorik ideal özgül itme I_{spi} olarak adlandırılır. I_{spi} , vakumda ($P = 0$) işletim için aşağıdaki gibi olur.

$$I_{spi} = \frac{F_i}{w} = \left[\frac{2k}{k-1} \frac{\mathfrak{R}}{M g_c} T_c \eta_c + \left(\frac{v_c}{g_c} \right)^2 \right]^{1/2} + \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(k-1)/k} \left(\frac{k-1}{2k} \frac{\mathfrak{R}}{M g_c} T_c \right)^{1/2}$$

$$(2 - 49)$$

Gerçek lüleler :

İdeal izantropik performans pratikte gerçekleştirilemez. Duvar sürtünmesi nedeniyle kayıplar, gazın radyal hareketlerle yayılması, ideal olmayan gazların kullanımı, lüle çeperlerinden uzaya ısınım, sonlu sınır tabakanın etkisi ve süpersonik akış bölgesinde şok dalgaları lüle performansında azalmaya yol açar. Bu etkiler nedeniyle gerçek lüle, ideal lüleden ayrılır.

Teorik egsoz hızları, lüle hız katsayısı kullanılarak gerçek hızlara dönüştürülür. Bu katsayı gerçek egsoz hızının teorik egsoz hızına oranı olarak tanımlanmış ve aşağıda verilmiştir.

$$v_v = \frac{v_{ea}}{v_{ei}} \quad (2 - 50)$$

Bu ifade kullanılarak (2 - 42) eşitliği aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$v_{ea} = v_v \left(\frac{2 k g_c \eta}{k-1 M} T_c \eta_c + v_c^2 \right)^{1/2} \quad (2 - 51)$$

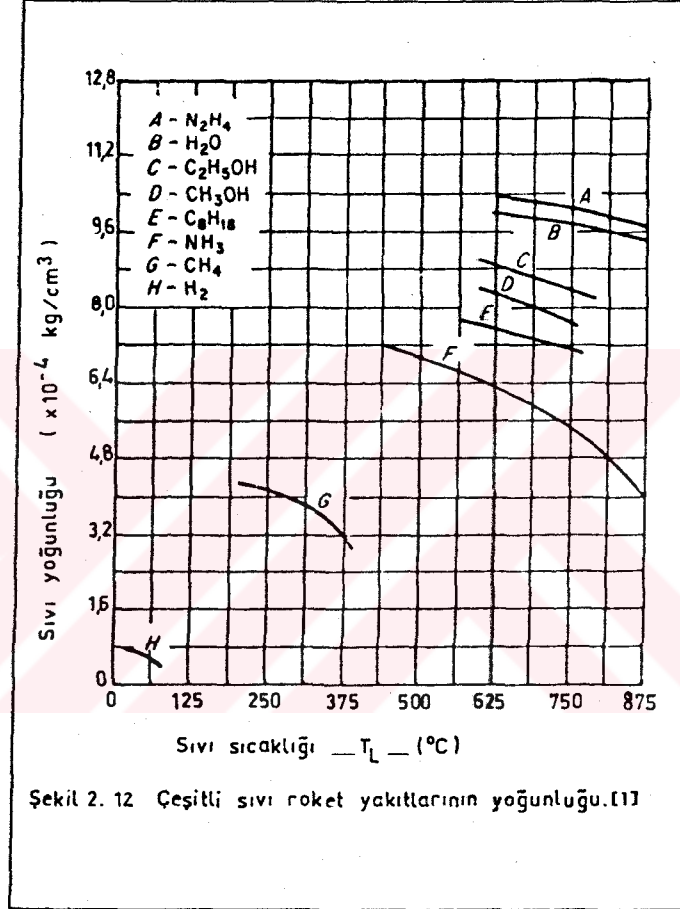
v_v ve v_d düzeltme faktörlerinin kullanımıyla birim roket yakıtı debisi başına gerçek itme ve roketin vakumda işletimi için gerçek özgül itme aşağıdaki biçimi alır.

$$I_{sp} = \frac{F_a}{w} = v_v \left[\frac{2 k \eta}{k-1 M g_c} T_c \eta_c + \left(\frac{v_c}{g_c} \right)^2 \right]^{1/2} + \frac{P_e}{P_c} \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(k-1)/k} \left(\frac{k-1 \eta}{2 k M g_c \eta_c} T_c \right)^{1/2} \quad (2 - 52)$$

2 - 3 ROKET YAKITI KAREKTERİSTİKLERİ :

Araç ve lüle performans eşitliklerinin oluşturulması ve gösterilmesi için nükleer roket motorunda kullanılan roket yakıtlarının özelliklerinin bilinmesi gerekir.

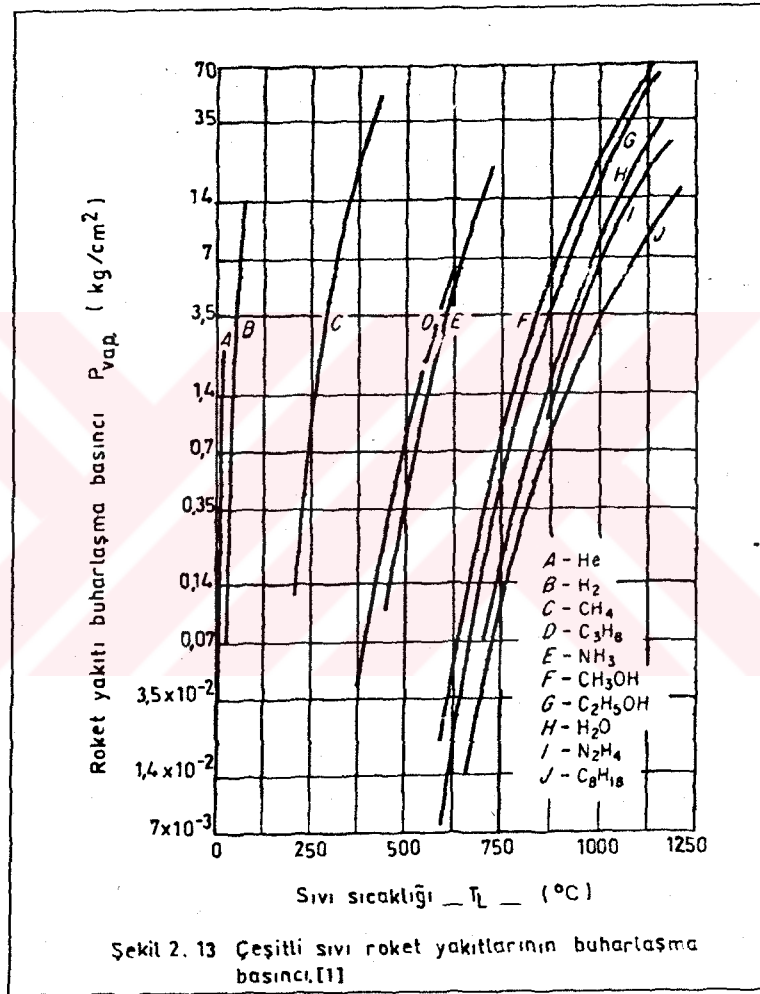
Düşük molekül ağırlığının temel ölçüt olması nedeniyle; hidrojen, helyum, lityum, berilyum ve boron ile bunların ayrışabilir bileşikler olan çeşitli hidrokarbonlar (CH_4 , C_3H_8 , CH_2) ve metalik hidratlar (LiH , BH) üzerinde durulabilir roket yakıtlarıdır. Azot oldukça kararlı olması ve 7500°C 'nin üzerindeki sıcaklıklara kadar ayrışmaması nedeniyle roket yakıtı olarak fazla önem taşımaz . Bununla birlikte azotun NH_3 ve N_2H_4 gibi kolay ayrışabilen hidrojenli bileşikler nükleer roket yakıtı olarak kullanışlıdır. Diğer bileşikler su ve ayrışma özelliği olan çeşitli alkollerdir.



SIVILAR :

Yukarıda üzerinde durulan malzemelerden lityum ve boron güçlü birer termal nötron yutucusu oldukları için istenmezler. İyi bir nötron yavaşlatıcı olan berilyum, amonyak veya potansiyel kullanılabilir hidrokarbonların sahip olduğunun üzerinde bir performans sağlayamaz. Helyum oldukça düşük kaynama noktası (1 atm.'de 9.5°C) ve düşük buharlaşma ısısı ($\sim 25 \text{ Kj / Kg}$) nedeniyle çok zor sıvılaştırılabilir. Bu iki faktör; üretim ve depolama bakımından helyumu kullanılır olmaktan çıkarır.

Helyumun düşük buharlaşma ısısının sonucu olarak, reaktör etrafındaki radyasyon alanından absorblanan enerjiyle meydana gelen iç ısı üretimi, roket reaktörünün çevresinde büyük miktarda koruyucu ağırlığın taşınmasını gerektirir. Bu nedenle burada helyum üzerinde durulmayacak.



Su :

Su (H_2O), renksiz sıvılar ailesindendir. Su, kolay bulunabilirliği ve böylece kolay eldesi, taşıma ve depolama kolaylıkları nedeniyle nükleer roket yakıtı olarak kullanılabilir. Depolama tankında korozyon problemi, alüminyum ve demir gibi aktif saf metallerden kaçınıldığı zaman görülmez. Yüksek nükleer yoğunluğu nedeniyle su iyi bir yavaşlatıcıdır.

Alkoller :

İki tipik alkol olan; metil ($\text{CH}_3 \text{OH}$) ve etil ($\text{C}_2\text{H}_5 \text{OH}$) alkoller, suyun özellikleriyle benzerlikler gösteren renksiz sıvılardır. Donma ve kaynama sıcaklıkları sudan daha düşüktür. Bu sıvılar için depolama tankının korozyonu problem değildir. Fakat alkol konsantrasyonunun makul sınırlarının üzerinde hava ve alkol buharı karışımının yangın tehlikesi oluşturduğu göz önünde bulundurulmalıdır.

Metil ve etil alkoldeki hidrojen ve karbonun yüksek nükleer yoğunluğu, nötron yavaşlatıcı olarak kullanılabilmelerini sağlar.

Hidrokarbonlar :

CH_4 ve CH_2 , nükleer roket yakıtı olarak kullanışlı hidrokarbonlardır. Sıvı hidrokarbonlar koroziv değildirler ve uzun periyotlar için yumuşak çelik tanklarda depolanabilirler. Diğer çoğu hidrojen bileşikler gibi sıvı hidrokarbonlar çok iyi nötron yavaşlatıcıdır.

Azot bileşikler :

Hidrojen ve azotun iki önemli bileşiği, amonyak (NH_3) ve hidrazin (N_2H_4) dir. Her ikisinde sağlık açısından tehlikeli olan renksiz sıvılardır. Amonyak güçlü bir kurutma maddesidir. Amonyak buharı - hava karışımı yanıcı olmamasına rağmen hidrazin buharının hava karışımları büyük patlama yapar. Belli koşullar altında kendiliğinden büyük miktarda enerji atarak ayrışabilir. Sıvı hidrazinin özellikleri suyun özelliklerine benzer. Katı durumdayken yanıcıdır. Bakır ve molibden gibi metallerle kolay reaksiyona giren hidrazinin besleme sisteminde alüminyum alaşımları, paslanmaz çelik, inconel ve titan alaşımları ile cam, kuartz, teflon gibi metal dışı malzemeler kullanılabilir. Amonyak 1 atm. basınçta $-32,8^\circ\text{C}$ 'de sıvıdır. Bu nedenle basınç altında veya soğutularak depolanır. Azot bu bileşiklerin yavaşlatıcı olarak kullanımını zayıflatır.

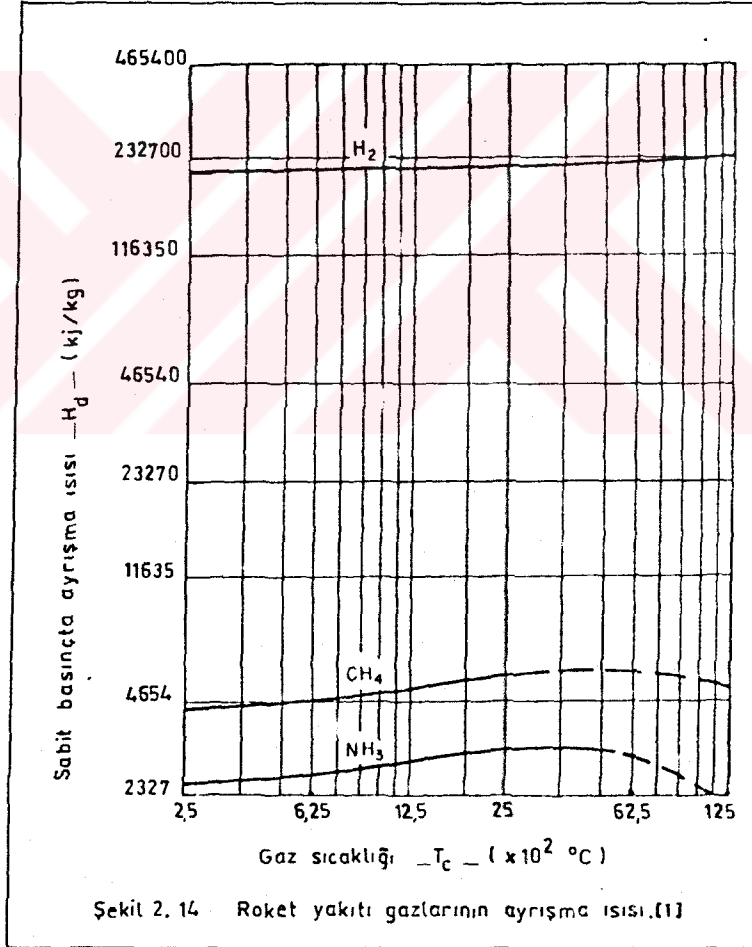
Hidrojen :

Sıvı hidrojen nükleer roket yakıtı olarak kullanım için en çok ve en az istenen karakteristiklerin her ikisine birden sahiptir. Düşük molekül ağırlığı, hidrojene diğer roket yakıtlarından daha üstün bir performans yeteneği sağlar. Bununla birlikte oldukça

düşük sıcaklıklar (sıvı olarak -252°C 'nin altında) ; depolama güçlükleri, metallerde kırılabilirlik ve havada katılaşma meydana getirir. Üretim prosesi pahalıdır. Sıvı hidrojeni tanklarda depolamak için izolasyonun dışında moleküler yapının ortodan para fazına dönüşümünde sürekli soğutma gerekebilir. Depolama tankının korozyon problemi yoktur. Hava ile karışımının tutuşma riski vardır. Sıvı haldeki hidrojen yüksek nükleer yoğunluğa sahiptir. Bununla birlikte düşük sıvı sıcaklığı etkinliğini azaltır ve sıvı hidrojen, üzerinde durulan diğer roket yakıtlarıyla karşılaştırıldığında yavaşlatıcı için kötü bir seçimdir.

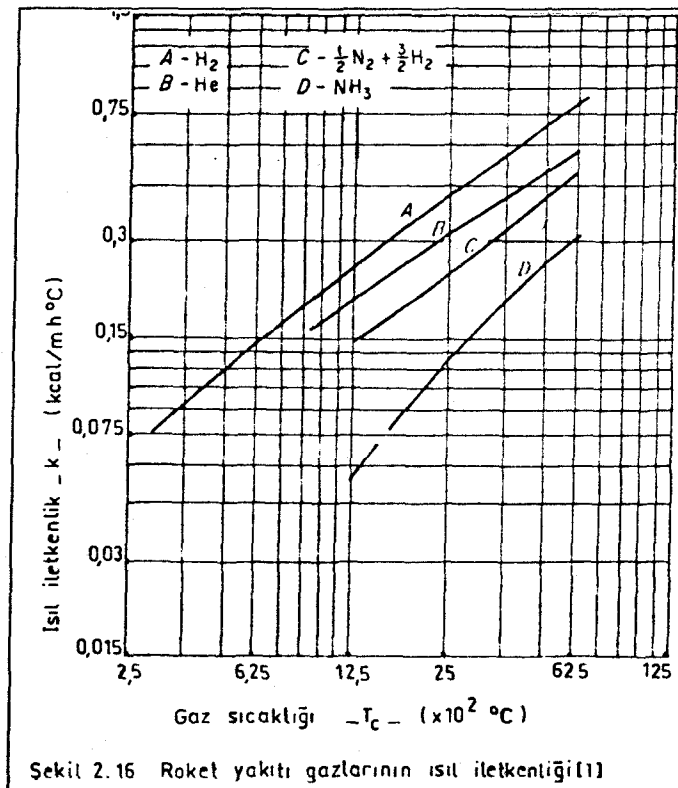
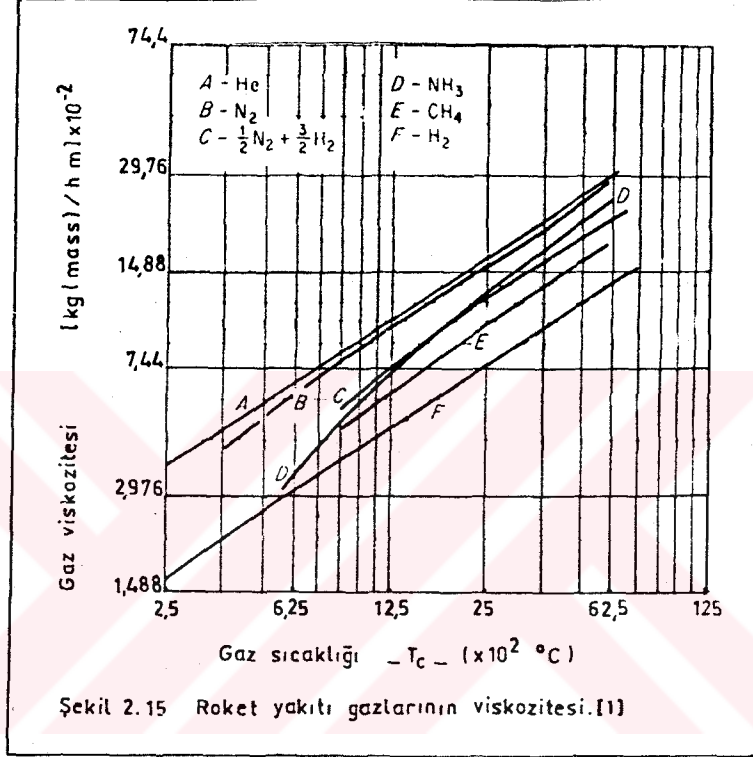
GAZLAR :

Sıvı roket yakıtı kalp hacminin ilk birkaç santimetresinde ısı ışıma ile buharlaşır. Roket yakıtına ısı transferinin çoğu gaz fazında olur.



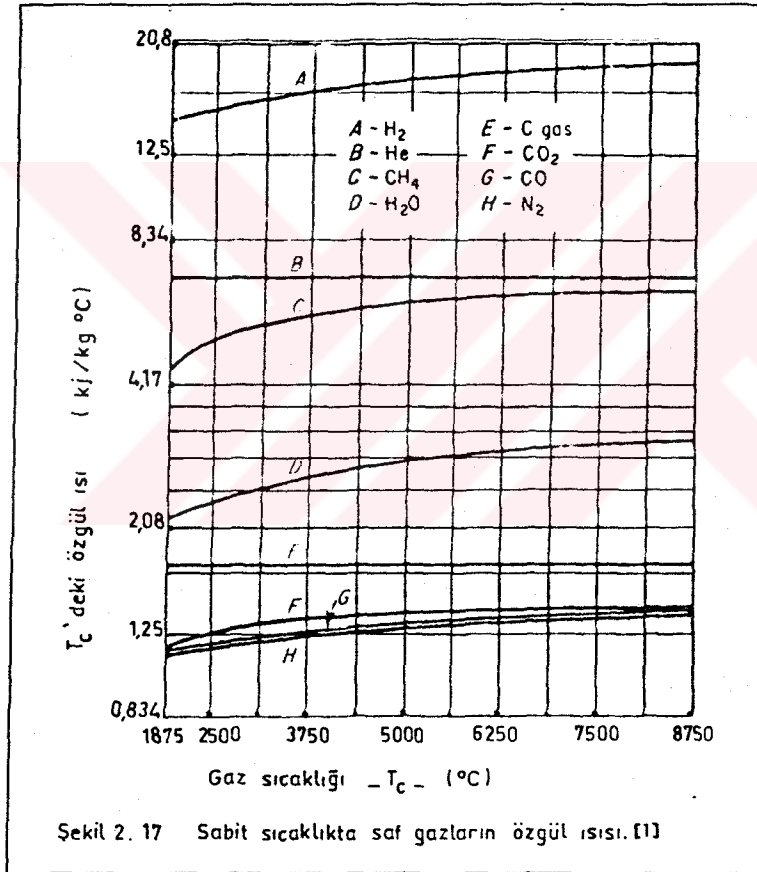
Su :

Su buharı, konvansiyonel güç tesislerinde uzun yıllardır iş akışkanı olarak kullanılmıştır. Bilindiği gibi yüksek sıcaklıklı buhar oksijenle birlikte yüksek korozif etkiye sahiptir. Su oldukça kararlıdır ve orta basınçlarda 2200°C 'nin üzerindeki sıcaklıklara kadar ayrıışmaz. Bununla birlikte hidroksil radikalleri ve oksijen molekülleri görülür. Suyun kararlı moleküler yapısı nedeniyle yüksek sıcaklık ve basınçlarda su buharının moleköl ağırlığı 18 olarak kalacaktır.



Alkoller :

Alkoller 1648°C 'nin üzerindeki sıcaklıklarda ve orta basınçta başlıca; hidrojen ve karbon monoksitle birlikte birkaç asetilen ve ileri hidrokarbon, hidroksil radikalleri ve serbest oksijen formuna ayrışır. Gaz karışımı böylece yükseltgenme ve indirgenme bileşiklerine birlikte sahip olur ve malzemelerin çoğunu bozabilir. Aktif radikallerin formasyon ve tahribinin heterojen (duvar etkileri) kadar homojen (gaz fazı) reaksiyon olması nedeniyle, iki yöllü aşındırma yeteneğinin sistemin fiziksel sınırlarında bozulmaya yol açacağı, böylece gaz karışımının hem yükseltgen hemde indirgen olarak, ancak verilen her basınç ve sıcaklıkta eşzamanlı olmadan etki edeceği varsayımı mantıksız değildir. Ayrışan alkollerin molekül ağırlığı yaklaşık 9 veya 10 olacaktır.



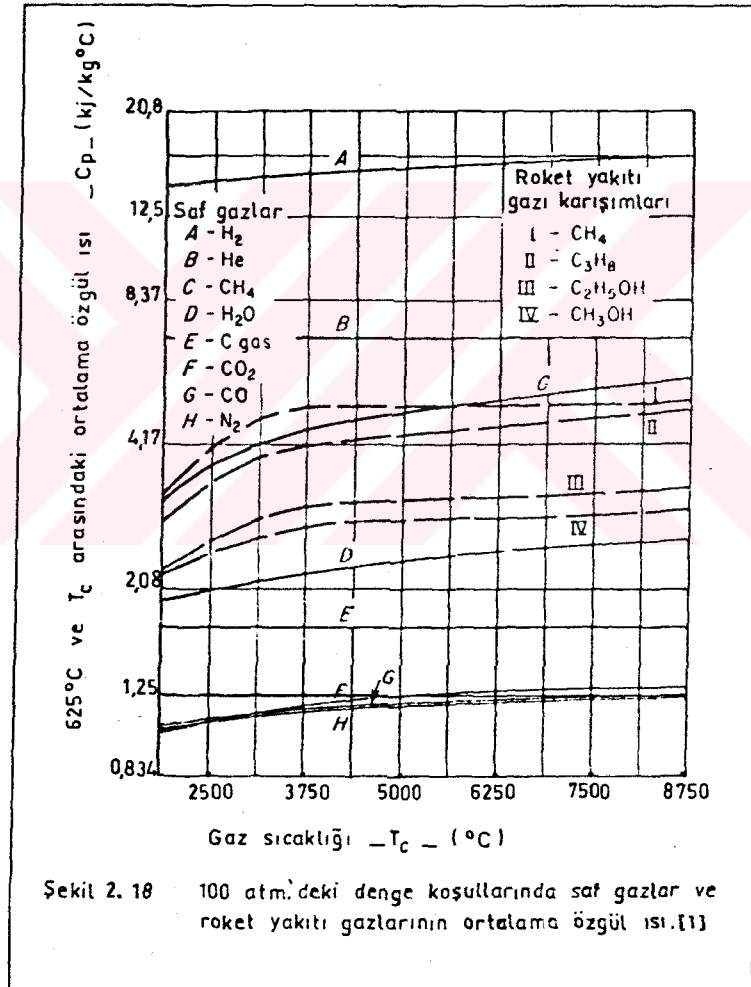
Hidrokarbonlar :

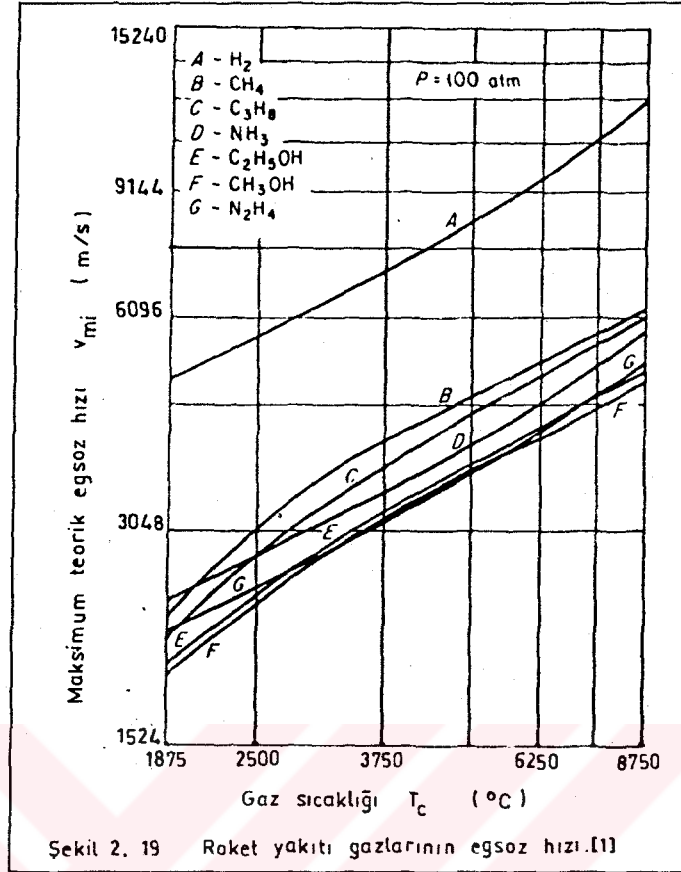
Roket yakıtı olarak kullanılabilen hidrokarbonlar 1925°C 'nin üzerinde olan sıcaklıklardaki çeşitli atmosfer basınçlarında hidrojen, serbest karbon, asetilen ve az miktarda daha ileri hidrokarbonlara ayrışır. Gaz karışımı çoğunlukla fazla miktardaki hidrojene yükseltgenir ve odun, plastik, çeşitli katı hidrokarbonlar ve karbonla korozif etki yapan reaksiyon verir.

Sıcak hidrojen aynı zamanda bazı metallerle reaksiyon verecek ve taneciklerarası korozyona neden olacaktır. Bununla birlikte gaz karışımı karbonca zenginse, serbest karbon gaz fazında gaz taşıma kanalının yüzeyinde yoğunlaşabilir. Olay ya akışkanın azalması ya da akış kanallarının tıkanmasıyla sonuçlanabilir. Karbonun buharlaşma enerjisi 65 kJ / kg 'dır. Bu nedenle youşma prosesinde büyük miktarda ısı açığa çıkar. Ayrışmış hidrokarbonların molekül ağırlığı yüksek sıcaklık ve basınçta 5,5 'ten 8'e değişir.

Azot bileşikleri :

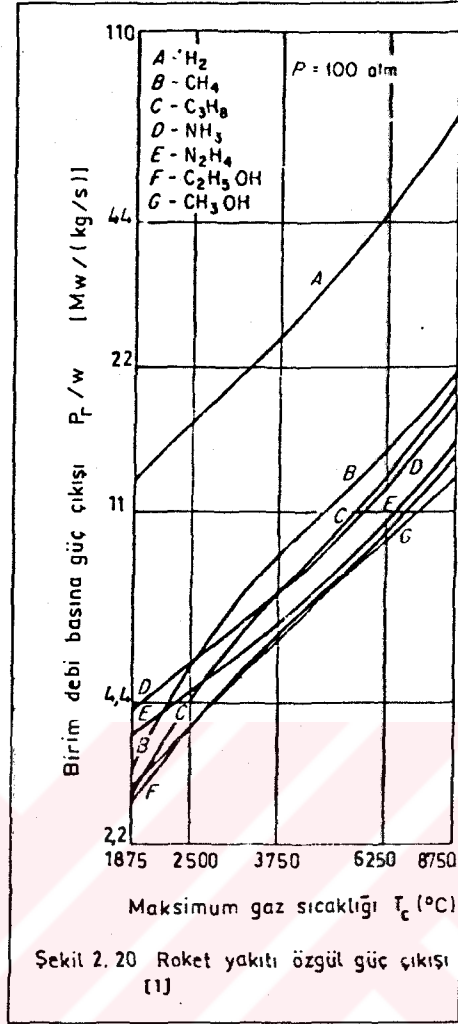
Amonyak ve hidrazin 1370°C 'nin üzerindeki sıcaklık ve normal basınçlarda azot ve hidrojen formuna hızla ayrışır. Tek amonyak molekülünün ayrışmasında üç hidrojen atomunun serbest bırakılmasıyla diatomik oluşturulamaması nedeniyle, ayrışma ürünleri sadece monoatomik azot ve hidrojeni içerir. Böylece amonyak, su hariç diğer roket yakıtlarından daha düşük sıcaklıklarda korozyif etki yapan yüksek indirgenme gazı görevi görür. Hidrazinin ayrışma mekanizması amonyağınkine benzer. Bu nedenle hidrazinin kimyasal reaktivite karakteristikleri amonyağınkinden çok farklı değildir. Ayrışma ürünleri ağırlığı amonyak için 8,5 ve hidrazin için 10,5 'tir.





Hidrojen :

Hidrojen orta basınçta $2200^{\circ}C$ sıcaklığına kadar kararlıdır ve diatomik halde kalır. Sıcak hidrojen oldukça indirgendir ve karbon veya grafit, bazı metaller ve birkaç hidrokarbon bileşiğiyle reaksiyon verir. Hidrojenin grafit üzerine hücumu, grafit matrixi birarada tutan yapıştırma malzemesinin taneciklerarası korozyonuna yol açar. Eğer hidrojen gazı yüzeyden hissedilir bir hızla geçiyorsa, kuvvetli bir şekilde tutulmayan grafit tanecikleride uzaklara sürüklenecektir. Hidrojenin molekül ağırlığı, roket motoru ve reaktör dizaynında kullanım için en yüksek sıcaklık ve basınçta 2 dir.



3. SİSTEM ANALİZİ :

Roketi oluşturan parçaların performans parametresi, aracın tümü üzerindeki etkilerinin analizleriyle belirlenebilir. Örneğin; roket motoru odası basıncı, yüksek egsoz hızları üretir ve yüksek özgül güç çıkışını itme birimlerine verir. Fakat bu düşük basınç kullanımına göre daha büyük, daha güçlü ve daha ağır itici gaz pompası ekipmanı gerektirir. Maksimum araç performansı için optimum çalışma basıncı seçimi, sadece araçlardaki oda basıncı genişleme sınırının performans kabiliyeti analiziyle yapılabilir. Roket yakıtı tank basıncı, aracın iç ivmesi, faydalı yük ağırlığı ve diğer parametrelerin değişiminin etkileri benzer metotlarla belirlenmelidir. Sistem analizinde bu işlem, genelleştirilmiş fonksiyonel ağırlığa bağlı ve temel roket performans eşitliklerinin herbiri için yapılmaya çalışılır.

3 -1 BİLEŞENLER :

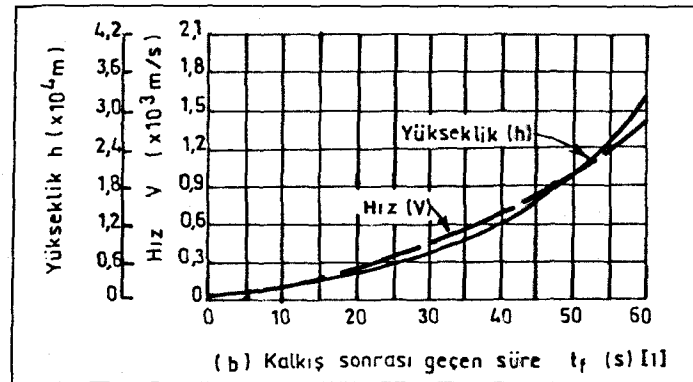
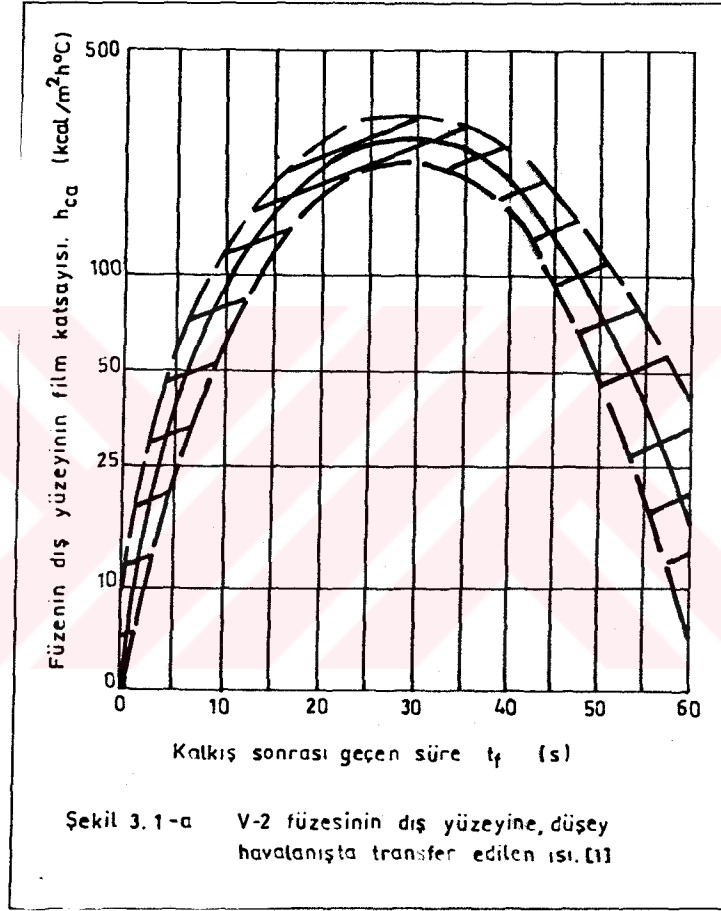
Roketin sistem analizi sadece, tüm fonksiyonel bileşenlerin ağırlıklarının hem reaktör güç çıkışına hem de uçuşta harcanan toplam enerjiye bağlı olması durumunda mümkündür. Nükleer roketin kaba ağırlığı, roket yakıtı (m_p), depo ve gövde (m_t ve m_s), pompa ekipmanları (m_c), nükleer roket motoru ve itme sisteminin tamamı (m_r ve m_f) ile ölü yük (m_d) ağırlıklarının toplamıdır. Modern roketler uçuş dengesi için dış kanatlara gerek duymaz. Bu nedenle dış kanat ağırlıkları kaba ağırlık içinde yer almaz.

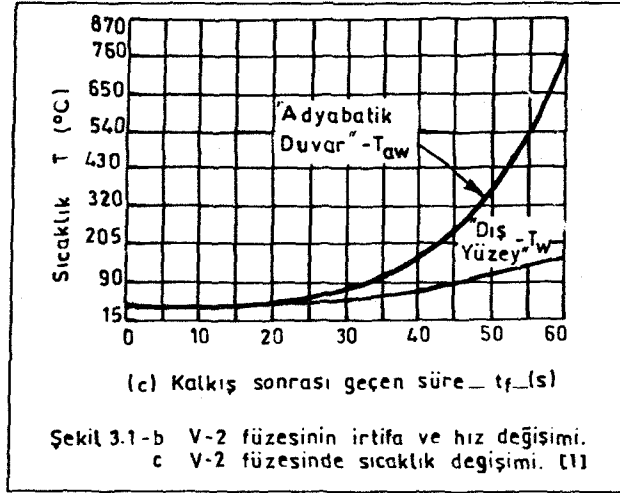
İtici (Roket yakıtı) :

İş gazı, sıcaklık kaynağı nükleer reaktörü soğutmak ve aracı itmek için gereklidir. Roket yakıtının ağırlığı, maksimum olası enerji çıkışını belirlemesi nedeniyle sistemin toplam enerji çıkışına orantılıdır. Reaktörde üretilebilen ısı miktarı araçtaki roket yakıtı tarafından absorblanabilen miktarla sınırlıdır. Roketi itmek için kullanılanın dışında roket yakıtının bir kısmı, çeşitli yardımcı ünitelerin soğutulması için ısı düşümü sağlamak ve pompa türbinini çalıştırmakta kullanılır. Bunun dışında bir miktar kayıp, tanklardaki roket yakıtının buharlaşmasıyla olur. Bu olay ya roket atmosferde hızla hareket ederken aerodinamik dış sürtünmeyle ısınan tank duvarlarından roket yakıtına ısı transfer edilmesi ya da reaktör çevresindeki radyasyon alanından enerjinin absorblanması nedeniyle olur.

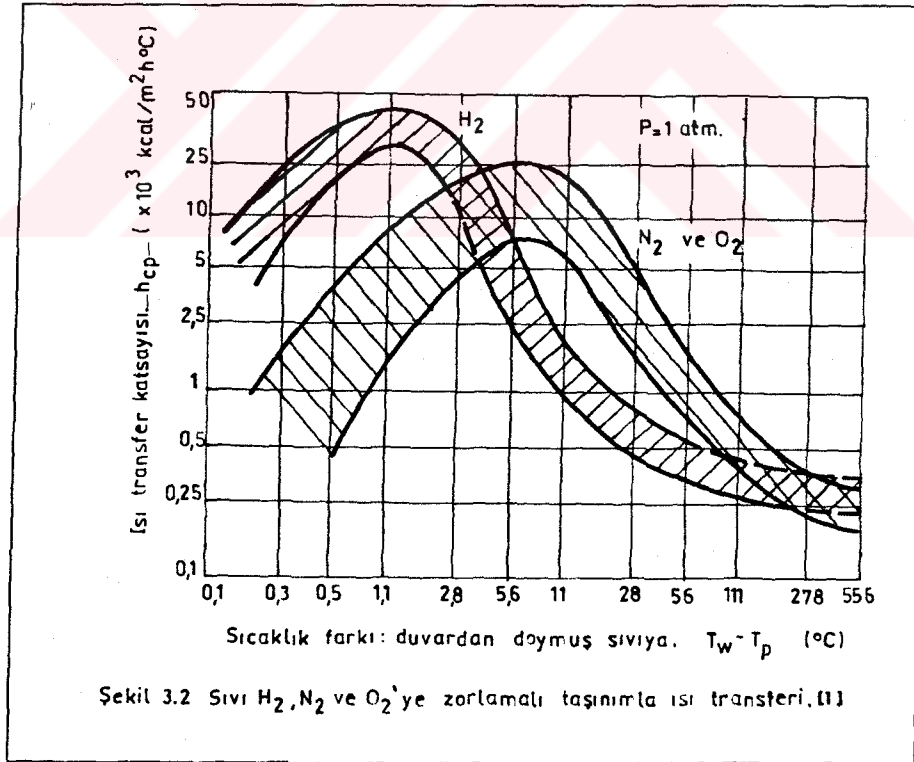
Dış sürtünme ısıtması nedeniyle olan kayıplar tank izolasyonu ile radyasyon ısıtması ile olan kayıplarsa, kalkan kullanılarak en aza indirilebilir. Böyle kayıpların tümü, toplam roket yakıtı ağırlığının α kesri olarak adlandırılır.

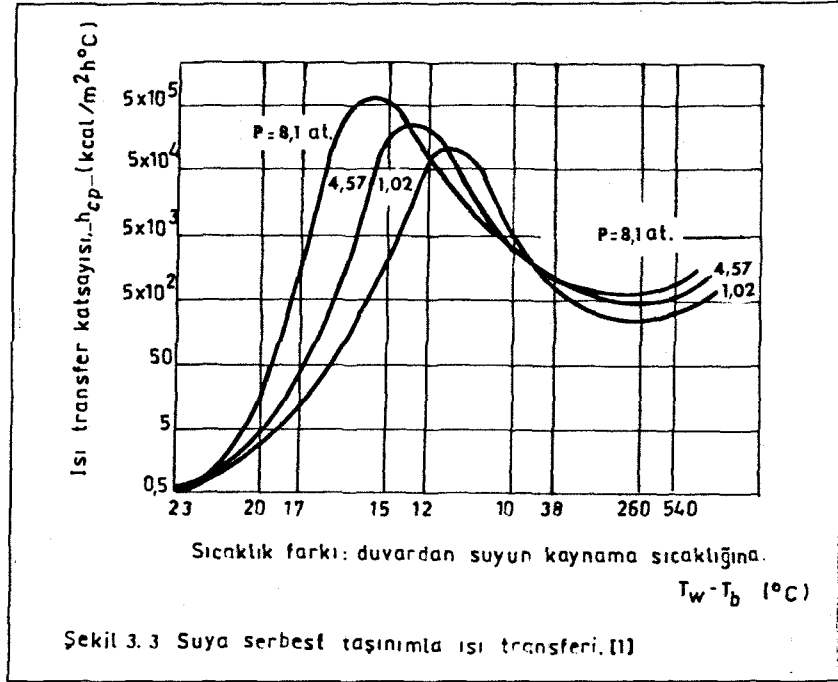
Deney ve analizler göstermiştir ki; aerodinamik ısınma nedeniyle aracın maksimum dış yüzey sıcaklığı, aracın yan yüzeylerinde 150°C 'ye ulaşmaktadır. Bu şekilde transfer edilen ısı miktarının hesaplanabilmesi için gerekli olan havanın ısı transfer katsayısı, Şekil 3-1'de kalkış sonrası zamanın fonksiyonu olarak gösteriliyor.





Sıvı azot, oksijen ve hidrojene ısı transferiyle ilgili olarak Şekil 3-2'de sıvı ısı transfer katsayısı, duvar ve sıvının kaynama sıcaklıkları arasındaki farkın fonksiyonu olarak gösteriliyor. Suya serbest taşınım için ısı transfer katsayısı eğrileri sıcaklık farkının fonksiyonu olarak Şekil 3-3 'te gösteriliyor.





Serbest taşınım için gösterilen veriler su, oda sıcaklığındaki hidrokarbonlar, hidrazin ve alkollerle kullanımda uygulanabilir olmalıdır. Geçici etkiler (duvar ısı kapasitesi, vs.) ve tank duvarlarının termal direnci ihmal edilirse, roket yakıtına birim alan başına transfer edilen ısı miktarı ;

$$\frac{q}{A_t} = U (T_{aw} - T_p) \quad (3-1)$$

olarak verilir. [1] Burada, T_{aw} hava - adyabatik duvar sıcaklığı, T_p sıvı roket yakıtı sıcaklığı ve U toplam ısı transfer katsayısı olup aşağıdaki şekilde ifade edilir. [1]

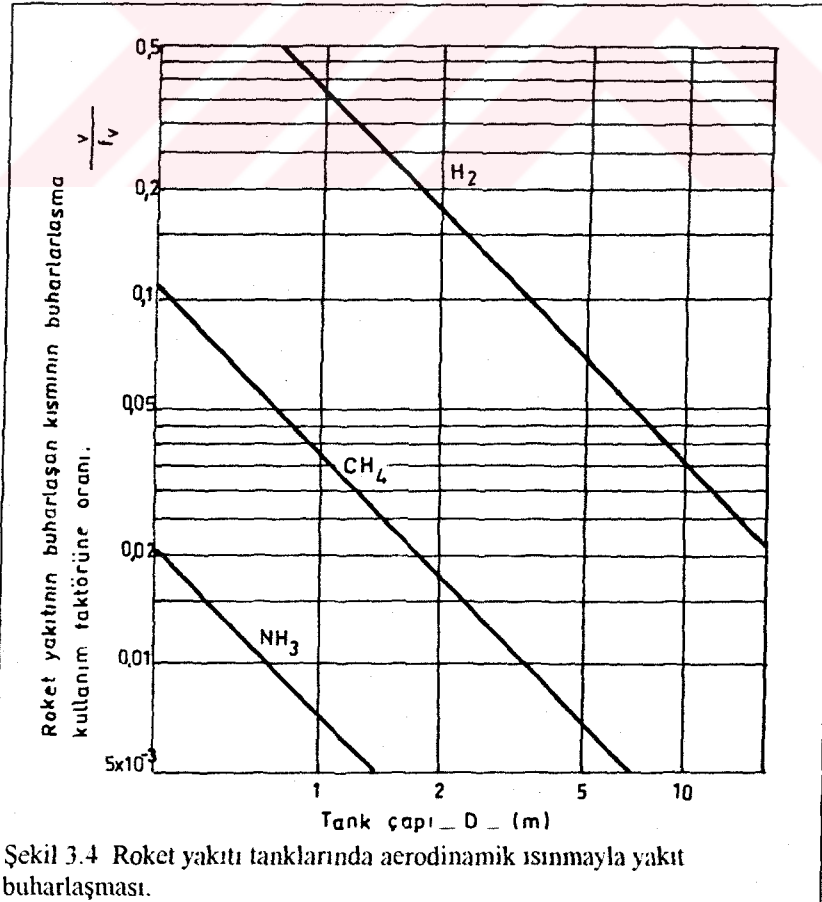
$$\frac{1}{U} = \frac{1}{h_{ca}} + \frac{1}{h_{cp}} \quad (3-2)$$

Isı transfer katsayıları Şekil 3-1, 3-2, 3-3 'ten seçilebilir. Roket yakıtının D çaplı tankta taşındığı kabul edilir. Buharlaşan roket yakıtı kesri aşağıdaki ifade ile belirlenir. [1]

$$a_v = \frac{m_{pv}}{m_p} = \frac{4 f_v}{D \rho_p H_v} \int_0^{\tau_h} \frac{q}{A_t} dt \quad (3-3)$$

Bu ifadede ; ρ_p = roket yakıtı yoğunluğu,
 H_v = sıvının buharlaşma ısısı,
 τ_h = efektif ısınma zamanıdır.

f_v katsayısı, roket yakıtının buharlaşmasına harcanan ısının kesridir; $(1 - f_v)$ ise sıvının ısınması için harcanan ısının katsayısıdır. Kaba ısı transferi hesaplamaları için Şekil 3-1'de gösterilen füze dış yüzeyi ve hava sıcaklığının zamanla değişimi kabul edilebilir. Böyle haller için hava ve sıvı ısı transfer katsayıları Şekil 3-1 ve 3-3 'teki verilerden bulunabilir. Böylece, (3 - 3) eşitliğinin nümerik çözümüne olanak sağlanır. Daha kesin analiz, araç uçuş yörüngesi hakkında daha detaylı bilgi gerektirir. Buradan tank dış yüzeyinin aerodinamik ısınmasıyla buharlaşan roket yakıtının kesri, yakıt tankı çapının bir fonksyonu olarak bulunabilir. Tank çapının bir fonksyonu olarak görünen α_v / f_v oranı, çeşitli roket yakıtları için bir eğriler grubu olarak Şekil 3-4'te verilmiştir. Hidrazin, metil ve etil alkol, oda sıcaklığındaki hidrokarbonlar (benzin gibi) bu grafikte görülmüyor. Bunların ısınma nedeniyle olan kayıpları roket yakıtına buharlaşması için verilen toplam kabullerin altında, ihmal edilebilir düzeydedir ($f_v = 1.0$). Sıvı hidrojen için, buharlaşma kullanım faktörü $f = 0.2$ kabulü yapıldığında, tanklarda 150 cm den az çap kullanımına kadar kayıplar % 5'i aşmaz.



Tanklar ve yapısı :

Roket yakıtı uçuşta taşınmalıdır; bu nedenle bir tank veya tank grubu bir zorunluluktur. Böyle tankların ağırlığı, tank duvarı ve tank montajında gerekli destek ve sağlamlaştırma yapısal parçaları arasında bölünür. Büyük roketlerin dizaynındaki modern uygulamalar tanktaki itme yükü gaz basıncını, aracın ön kısmına taşıyarak kullanır ve tank duvarı araç dış yüzeyi olarak kullanılır. Büyük ve tek duvarlı tanklarda, sıvı hidrojen gibi dondurucu eriyik roket yakıtlarıyla bile yakıt kaybı olması nedeniyle kullanılan çift duvarlı tank konstrüksiyonu, büyük roketler üzerinde istenmeyen ağırlıktır. Tank basınçlandırılmış metal dış yüzeyli bir balon gibi olmalıdır ve yapıyı sertleştirmeye sadece bağlantı noktaları ve tank baş kısmının sonundaki faydalı yük odası ve tahrik sisteminde ihtiyaç duyulur. Aşırı yapısal ağırlık bu şekilde minimuma indirilebilir. Yapısal ağırlık, tank duvarı ağırlığının fonksiyonu olarak aşağıdaki formülle ifade edilir. [1]

$$m_s = A_t m_t \quad (3 - 4)$$

A_t bugünkü pratiklere dayanan 0.1 ile 0.3 arasında bir değerdir.

2 : 1 elipsoid şeklindeki boş kısmın sonu ile uygun hale getirilen silindirik tankın yüzey alanı;

$$A_t = p D_t^2 (B + 0.69) \quad (3 - 5)$$

ile verilir. [1] Burada $B = L_t / D_t$; yani tankın uzunluğunun çapına oranıdır. Sabit P_t basıncındaki işlem için, bu ebattaki tankta, tank kalınlığı ;

$$l_t = \frac{f_s P_t D_t}{2 \sigma_t} \quad (3 - 6)$$

olmalıdır. [1] Burada f_s dizayn güvenlik faktörü ve σ_t tank malzemesinin mukavemet faktörüdür. Basınç, tankın içindeki her yükseklikte roketin ivme alanı içindeki hidrostatik ön kısım nedeniyle olan sıvı basıncı ve aşırı gaz basıncının toplamıdır. Yük basıncı, bu nedenle sıvı stununun en üstteki bir maksimum değeriden en alttaki minimum değere yükseklikle değişecektir. Böyle bir sistemde yanma bittiğinde tankta sadece gaz basıncının olması nedeniyle, tankın her tarafında gaz basıncı aynı olacaktır. Bu nedenle tank cidarları sabit kalınlığa göre dizayn edilmelidir.

Böyle bir tankın toplam hacmi ;

$$V_t = \frac{\pi}{4} D_t^3 (B + 1/3) \quad (3 - 7)$$

olur. Bu toplam hacmin küçük bir kısmı f_u , roket yakıtının termal genişlemesi ve roket yakıtı buharının yer değiştirmesi için tankın üstünde daima boş bırakılmalıdır. Bu hacim, tankın tankın fire kısmı olarak isimlendirilir. Müsade edilebilir roket yakıtı hacmi;

$$V_p = (1 - f_u) V_t \quad (3 - 8)$$

şeklinde ifade edilir.[1] (3 - 5), (3 - 8) eşitlikleriyle uygun malzeme yoğunluklarının kombinasyonu,tank dış duvar ağırlığı ve taşınan yakıtın ağırlığı arasındaki ilişkiye ışık tutar. Bu aşağıdaki denklemle verilir.

$$\frac{m_t}{m_p} = \frac{2 f_s P_t}{(1 - f_u) \sigma_t} \frac{B + 0.69}{B + 1/3} \frac{\rho_t}{\rho_p} = A_2 \quad (3 - 9)$$

A_2 'nin değeri, sıfır boş kalan kısım ve B 'nin çeşitli değerleri için f_s , P_t , ρ_t , σ_t , ρ_p parametrelerinin bir fonksyonu olarak şekil 3-5 'te gösteriliyor. Toplam tank cidar ve yapı ağırlığı ;

$$m_t + m_s = A_3 m_p \quad (3 - 10)$$

olur. Burada $A_3 = A_2 (A_1 + 1)$ dir. [1]

Pompa ekipmanları :

Bir pompa teçhizatı, sıvı roket yakıtını düşük basınçtaki depolama tankından yüksek basınçta işletilen nükleer reaktöre taşımak için gereklidir. Pompa ve türbin drive sistemiyle birleştirilen boru ve vanalar, pompa ekipmanının bir parçası olarak düşünülebilir. Çalışma koşullarının geniş alana yayılması nedeniyle, genel dizayn

eşitlikleri yardımıyla doğru bir biçimde pompa ve türbin analizi yapmak mümkün değildir. Bu nedenle boyut analizi metotları, bileşenlerin ağırlıklarının fonksiyonel çeşitlilik formunun sağlanmasında kullanılmalıdır.

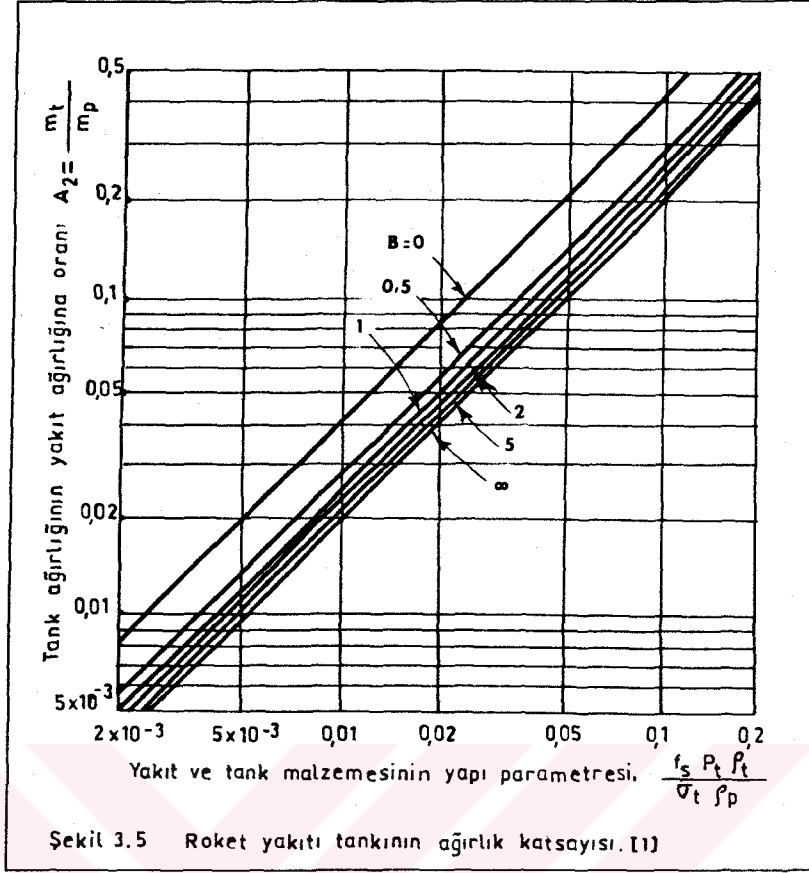
Pompa ağırlığı, yapısal parçaların yüzey alanı ve ortalama kalınlığına orantılıdır. Kalınlık, pompa çalışma basıncı ve kanal çapının çarpımına doğru orantılıdır. Bu basit boyutsal argümanlar geometrik olarak benzer pompaların, boşalma basınçları ve hacimsel debisine ilişki kurulduğunu gösteriyor. [1]

$$m_p \propto P_d Q_f^{3/2} \quad (3 - 11)$$

Pompa performans parametrelerinden biri özgül hız, N_s 'tir. Bu, pompa hızı ve debisinin karekökleri çarpımlarının, akış basıncı düşümünün 0.75'nci kuvvetine bölümüne doğru orantılı olarak ifade edilir. Bununla birlikte P_0 'ın pompa giriş basıncı olması için, pompanın ortasında basınç düşümü pompa hızının karesine orantılı olmalıdır. [1]

$$N_s \propto \frac{N Q_f^{1/2}}{(P_d - P_0)^{3/4}} \propto \frac{Q_f^{1/2}}{(P_d - P_0)^{1/4}} \quad (3 - 12)$$

Yüksek özgül hızda kullanım için aksiyal pompalar üstünken, düşük özgül hızlarda radyal santrfüj pompalar optimum olarak daha iyidir. Optimum pompa biçimlendirmesi bu nedenle düşük N_s 'teki disk geometriden, yüksek N_s 'teki silindirik şekle değişir. Santrfüj pompalardan aksiyal pompalara geçişte eşit hacimsel kapasiteyi pompalamak için yapı yüzeyinin pompa basınç düşümüne oranı; aksiyal akışlı pompalarda santrfüj pompalardan birim hacimsel debi başına daha az yapı malzemesi gerektirir. Bu analitik olmayan değişimlerin sonucu, pompa ağırlığının debiye bağımlılığının azalması (3 - 11) eşitliğinde verilmiştir. Verilen debi için sistem beygir gücü, pompanın ortasında akışkan basıncı düşümüne doğru orantılıdır ve bu nedenle çalışan shaft ve dişli ağırlıklarında boşalma basıncına orantılıdır ($P_d \gg P_0$ için). Pompanın çeşitli yapı kısımları; shaft çerçevesi, taşıyıcılar, flanşlar, contalar vb. boşalma basıncına doğrudan veya dolaylı bağlı değildirler. Bunun sonucu; tüm pompa ağırlığının, boşalma basıncına bağımlılığının azalması yine (3 - 11) eşitliğinde verilmiştir.



Türbin ağırlığı için temel boyut analizi, daha önce pompa için verilene benzer. Geometrik olarak benzer türbinlerin çalışması için belirlenmiş hız ve gaz basıncı durumunda aşağıdaki formül yol gösterir. [1]

$$m_{\text{türbin}} \propto (P_d Q_f)^{3/2} \quad (3 - 13)$$

Basit bir geometrik analiz, boru ağırlığının hacimsel debiyle ilişkili olduğunu aşağıdaki formülle gösterir. [1]

$$m_{\text{pipe}} = \frac{2 L \rho}{\sigma v_f} P_f Q_f \propto P_f Q_f \quad (3 - 14)$$

Burada L , ρ , σ sırasıyla; uzunluk, duvar yoğunluğu ve borunun malzeme dayanım gücüdür. P_f sıvı basıncı, v_f boru içindeki akışkanın hızıdır. Boru ağırlığı, boru çapından bağımsızdır.

Vanaların ağırlığı kendi boyut ve kalınlıklarıyla orantılıdır. Bu da;

$$m_{vana} \propto P_f Q_f \quad (3 - 15)$$

olarak verilir. [1]

Tüm bu faktörler göz önünde tutulduğunda, pompa ekipman ağırlığı için uygun fonksiyonel ilişki aşağıdaki gibi olur. [1]

$$m_c = A_4 Q_f P_d^{2/3} + A_5 \quad (3 - 16)$$

Roket motoru teçhizat ağırlıklarına dayanan sabitlerden; $A_4 \cong 62727 (kg \cdot s / cm^3) / (kg / cm^2)^{2/3}$ ve $A_5 \cong 45 kg'$ dir. A_5 , destek elemanları için ilave edilmiştir. Pompadan geçen roket yakıtı, reaktörden geçerek b itmesini üreten ve reaktörden geri alınarak pompa türbinine giden a_t 'yi içermelidir. Pompa hacimsel debisi;

$$Q_f = \frac{(\beta + \alpha_t) w_p}{\rho_p} \quad (3 - 17)$$

Burada; ρ_p sıvı roket yakıt yoğunluğu ve w_p araçtan kaybolan toplam roket yakıtı oranı olup toplam roket yakıtı ağırlığının sistem çalışma süresine bölümüne eşittir. Roket yakıtının verimsiz kısmının sıfır hızda ($v_L = 0$) olduğu ve ihmal edildiğinin kabulüyle, roket motorunun itmesi;

$$F = \frac{\beta w_p v_c}{g_c} = \frac{a_0}{g_0} m_0 \quad (3 - 18)$$

olur. Burada a_0 aracın ilk ivmesidir.

(3 - 16), (3 - 17), (3 - 18) eşitliklerinin kombinasyonuyla pompa ekipman ağırlığı aşağıdaki hali alır.

$$m_c = A_4 + \frac{\beta + \alpha_t}{\rho_p \beta v_c} a_0 P_d^{2/3} m_0 + A_5 = A_6 m_0 + A_5 \quad (3 - 19)$$

A_6/A_4 katsayısı şekil 3-6 'da $(a_0/g_0) P_d^{2/3}$ 'ün çeşitli değerleri için $(\beta + \alpha_t) / \rho_p \beta v_c$ 'nin fonksyonu olarak gösteriliyor. Gerekli pompa gücü, pompa basıncı ve hacimsel debinin çarpımından bulunur. Bu güç;

$$HP_p = \frac{0.262 (\beta + \alpha_t) w_p P_d}{\lambda_p \rho_p} \quad (3 - 20)$$

olur. [1] Burada λ_p pompa enerji verimidir. Bu güç, türbin shaft güç çıkışına aşağıda verildiği gibi eşit olmalıdır.

$$HP_t = 1.415 C_{pt} \Delta T_t \lambda_t \alpha_t w_p \quad (3 - 21)$$

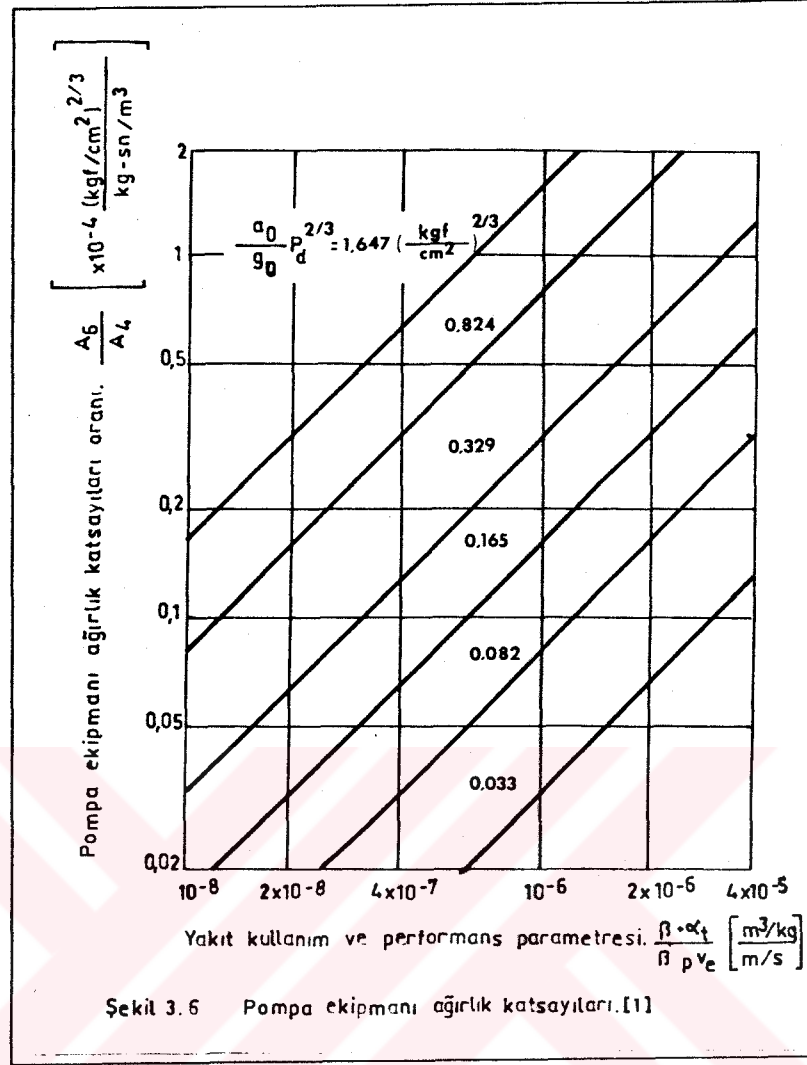
Burada, reaktörden çıkan gazın kullanıldığı kabul ediliyor. Türbinin ortasındaki gaz sıcaklık düşümü ΔT_t ve ortalama özgül ısı C_{pt} , bu sıcaklık sınırının üzerindedir. λ_t türbinin enerji dönüşüm verimidir. Pompa türbinine gelen gerekli roket yakıtı miktarı (3 - 20) ve (3 - 21) eşitliklerinin kombinasyonundan;

$$\frac{\alpha_t}{\beta + \alpha_t} = \frac{w_t}{w_p} = \frac{0.185 P_d}{\lambda_p \lambda_t \Delta T_t \rho_p C_{pt}} \quad (3 - 22)$$

olarak bulunur. Burada w_t türbin gazı debisidir. α_t 'nin çeşitli değerleri için performans değerleri tablo 3-1'de verilmiştir.

TABLO 3-1 TİPİK POMPALAMA TESİSİ TURBINİNİN GAZ GEREKSİNİMLERİ					
Gereksinim	Yakıt				
	H ₂	CH ₄	NH ₃	C ₃ H ₈	C ₂ H ₅ OH
Gazın ısı kapasitesi [kJ / kg°C]	1.48	3.96*	3.5*	3.3*	2.6*
Sıvı yoğunluğu [g / cm ³]	0.075	0.416	0.688	0.752	0.88
Yakıt türbinleri kullanma katsayısı	0.047	0.030	0.021	0.020	0.022
Pompalama sisteminin çalışma koşulları	$P_t = 70.3 \text{ kg/cm}^2$ $\beta + \alpha_t = 1$ $\Delta T_t = 760 - 452^\circ\text{C}$ $\lambda_t = 0.5$				

* Tavanlar ayırıcı ürünlerin ısı kapasitesi ΔT 'nin verilen sınır değerleri üzerinde



Çeşitli nedenlerden dolayı nükleer roket tahrik sistemlerinde yüksek pompa boşaltma basıncı istenir. Lokal ısı transfer katsayısı, katı yakıttan gaz gibi bir soğutucuya geçerken önmeli oranda sistem çalışma basıncına bağlıdır. Yüksek basınç, yüksek ısı transfer katsayısı ve yüksek güç yoğunluğu ile sonuçlanır. Bu da küçük kor ve düşük ağırlıklı reaktörlerin kullanılmasını sağlar. Birim kor akış alanı başına roket yakıtı kütle debisi, reaktör koru giriş ve çıkış statik basınçlarının kareleri arasındaki farka orantılı olduğu için, yüksek sistem basıncı reaktör koru bileşenleri üzerindeki basınç düşmesi yüklerinin azalmasına yardım eder. Aynı durumda reaktörü roket yakıtı kritik basıncının üzerindeki bir basınçta çalıştırmak istenebilir. Yüksek sistem basıncı küçük lülelerle sağlanır. Lülelerin dizaynı, 20 : 1'den büyük alan genişleme oranlarıyla düşünüldüğünde önemlidir. Pompa boşaltma basınçları (reaktör çalışma basıncı) nükleer roket güç ünitesinde kullanıma göre 100'den 150 atm.'e kadar düşünülebilir. Optimum sistem basıncı seçimi, problemin tüm halleri aracın istenen performansına dayanır.

Nükleer roket motoru ve itme yapısı:

Nükleer roket reaktörünün güç çıkışı (2 - 56) eşitliği ile verilmişti. Bu güç, V_c kalp hacminin içinde fisyon sonucu K_c hacimsel oranıyla ortaya çıkar. Böylece güç;

$$P_r = K_c V_c \quad (3 - 23)$$

olarak yazılabilir. [1] Reaktör kalbinin güç yoğunluğu, kalp içindeki ortalama ısı transfer katsayısı h_{cg} ve birim kalp hacmi başına düşen özgül ısı transfer yüzeyi A_{sp} 'ye bağlıdır. T_r sabit sıcaklığında kalbin çalışmasıyla T_0 sıcaklığında soğutucu gaz (roket yakıtı) girişi ve T_e sıcaklığında çıkışı için, kalp kütlesinin güç yoğunluğu;

$$K_c = 2.93 \times 10^{-7} A_{sp} h_{cg} \Delta T_{LM} \quad (3 - 24)$$

olarak verilir. [1] Burada ΔT_{LM} logaritmik sıcaklık farkı olup aşağıdaki gibi gösterilir.

$$\Delta T_{LM} = \frac{(T_r - T_0) - (T_r - T_e)}{\ln \frac{T_r - T_0}{T_r - T_e}} \quad (3 - 25)$$

(3 - 24) eşitliğindeki nümerik katsayı, kcal / Mwh 'dan dönüşüm faktörüdür. İtici gazların hiçbirisi için, ortalama kalp ısı transfer katsayısının olası değeri aşağıdaki bağıntı kullanılarak bulunabilir. [1]

$$h_{cg} = \frac{\int_{T_0}^{T_e} h_c(T) dT}{T_e - T_0} \quad (3 - 26)$$

Özgül ısı transfer yüzey alanı, bütünüyle ısı transfer yapısının inceliğinin bir fonksiyonudur. ve kalın konstrüksiyon özgül ısı transfer yüzey alanının küçülmesine, ince konstrüksiyon alanının büyümesine neden olur.

Kalbin ağırlığı, ortalama kalp kütlesi yoğunluğu ρ_c , ve hacmi V_c 'den bulunur.

$$m_c = \rho_c V_c = \rho_c \frac{\pi}{4} D_c^2 L_c \quad (3 - 27)$$

Yansıtıcı ağırlığıysa;

$$m_{ref} = \rho_{ref} V_{ref} \quad (3 - 28)$$

olur. Burada yansıtıcı hacmi, silindirik reaktör kalbi için yaklaşık;

$$V_{ref} \approx \frac{3\pi}{2} D_c^2 L_c \frac{t_{ref}}{D_c} = 6 \frac{t_{ref}}{D_c} V_c \quad D_c > 6 t_{ref} \quad (3 - 29)$$

olur. Reaktör basınç tabakası malzemesinin hacmi, roket yakıtı tankının duvar malzemesi hacminin belirlenmesinde kullanılan benzer tarzda belirlenir. Basınç tabakası malzemesinin konstrüksiyonu, σ_{sh} gerilme direnciyle yapılır ve dizaynı güvenlik faktörü f_s hesaba katılarak yapılır. Tabakanın hacmi, lüle başlangıcına birleşen kısımla birlikte yaklaşık;

$$V_{sh} \approx \pi \frac{f_s P_c}{\sigma_{sh}} D_c^2 L_c = 4 \frac{f_s P_c}{\sigma_{sh}} V_c \quad (3 - 30)$$

$$\text{olur ve ağırlığı; } m = \rho_{sh} V_{sh} \quad (3 - 31)$$

olarak ifade edilir.

(3 - 23) ve (3 - 24) eşitliklerinin (3 - 27) ile (3 - 31) 'e kombinasyonu, nükleer reaktör ağırlığı ve reaktör gücü arasında bir ilişki kurulmasını sağlar.

$$\frac{m_r}{P_r} = \frac{\rho_c + 6 \rho_{ref} t_{ref} / D_c + 4 \rho_{sh} f_s P_c / \sigma_{sh}}{2.93 \times 10^{-7} A_{sp} h_{cg} \Delta T_{LM}} = A_8 \quad (3 - 32)$$

A_8 'in $\sim 1.5 \text{ kg /MW}$ 'tan küçük değerlerine dizayn ve konstrüksiyonun inceltilmesiyle ulaşılabilir. (3 - 18) ve (3 - 12) eşitliklerinin (2 - 56) eşitliğiyle kombinasyonuyla reaktör ağırlığı, tüm araç ağırlığına ilişkilendirilebilir.

$$m_r = A_9 m_0 + A_{10} \quad (3 - 33)$$

Burada A_{10} sabit ağırlık, A_9 ise;

$$A_9 = A_7 A_8 \frac{a_0}{b v_e} \quad (3 - 34)$$

olur. A_{10} için makul değerler reaktör tipine bağlı olarak, 250 ve 2000 kg arasında değişmektedir.

Lüle ağırlığı, başlangıcından çıkışına kadar sadece genişleyen kısmı dahil edilerek belirlendi. Reaktör koru çıkışından lülenin boğazına kadar olan geçiş kısmının ağırlığı, daha önce basınç tabakası ağırlığı için verilen eşitlik içinde yer alıyor. Basınç yükleri, büyük lülelerin genişleyen kısımlarının üzerinde oda basıncı ne olursa olsun küçüktür. Bu bölgedeki lülenin duvar kalınlığı, soğutma ihtiyaçları ve aksiyal itme göz önünde bulundurulduğunda yaklaşık sabit kalacaktır. Bu nedenle bu kısmın ağırlığı yaklaşık olarak lüle yüzey alanına doğru orantılı olacaktır. Geometrik olarak benzer lüle şekilleri için lüle yüzey alanı, alan genişleme oranı ve boğaz alanına doğru orantılıdır. Böylece ağırlık aşağıdaki gibi yazılabilir. [1]

$$m_{noz} \propto D_t^2 \quad (3 - 35)$$

Toplam itme büyük oranda reaktör basıncı ve lüle boğaz alanına orantılıdır. Bu orantılılık, lüle yüzey alanı için verilenle birleştirildiğinde lülenin genişleyen kısmının ağırlığı aşağıdaki gibi ifade edilebilir. [1]

$$m_{noz} \propto \frac{\epsilon F}{P_c} \quad (3 - 36)$$

(3 - 18) eşitliğinin uygulanmasıyla aşağıdaki denkleme ulaşılır.

$$m_{noz} = A_{11} \frac{a_0 \epsilon}{g_0 P_c} m_0 = A_{12} m_0 \quad (3 - 37)$$

Sabit itmeli iletim organlarının ağırlık ve boyutları taşınması gereken itme yükleriyle açık bir şekilde belirlenir. Öncelikle fonksiyonel ilişki;

$$m_{itme} \propto F \quad (3 - 38)$$

şeklinde yazılabilir. [1]

Bunun itme için (3-18) eşitliğinde verilen ifadeyle kombinasyonunda kullanımıyla itme ağırlığı;

$$m_{itme} = A_{13} \frac{a_0}{g_0} m_0 = A_{14} m_0 \quad (3 - 39)$$

olur.

Tüm bu ağırlık bağıntıları özetlendiğinde, nükleer roket motoru ve itme yapısı ağırlığı aşağıda verilen şekilde bulunur.

$$m_r + m_f = A_{15} m_0 + A_{10} \quad (3 - 40)$$

Burada, $A_{15} = A_9 + A_{12} + A_{14}$ dir.

Ölü yük :

Adına rağmen ölü yük, roketteki en önemli ağırlık grubudur. Radar ve kominikasyon ekipmanları, yardımcı elektrik güç üreticileri, mürettebat, mürettebat kompartmanı, mürettebatı korumak için gerekli radyasyon zırhı, gerekli yapısal destekler ve aerodinamik kaplama (araç dış duvarı) ölü yük içinde yer alır. Ölü yük m_d sembolüyle gösterilir.

3 - 2 KARŞILAŞTIRMALI ANALİZ :

Farklı nükleer roketlerin boyut, ağırlık ve uçuş performansının analizi, gerekli performans için optimum dizayn koşullarının seçimini olanaklı kılar. Burada optimum araç, minimum ağırlıklı araç değildir. Örneğin, hidrojen diğer roket yakıtlarından daha hafif olmasına rağmen, sıvı halde düşük yoğunluğu sebebiyle oldukça büyük depoya ihtiyaç duyar. Eğer çalışma kolaylığı, taşıma ve depolama öncelikli düşüncelerse, performansın bazı sınırları için daha ağır kabul edilen yüksek yoğunluklu ve küçük hacimli roket yakıtları optimum olarak seçilebilir. Nükleer ve kimyasal roketlerin kullanılabilirliği, verilen faydalı yük ve ölü yükün istenilen bir hızda taşınması için gerekli araç ağırlığıyla karşılaştırılmasıyla kolayca tayin edilebilir. Böyle bir karşılaştırmanın sonuçları, optimum performans bölgelerinin belirlenmesinde tüm araçları ilgilendirir. Reaktör özgül ağırlığı, çalışma basıncı, aracın ilk ivmesi ve tank parametresi gibi diğer çalışmalar, çeşitli dizayn parametrelerinin etkilerini göstermeyi sağlayabilir.

Nükleer araç performansı :

Nükleer roketin toplam ağırlığı, basit şekilde tüm bileşenlerin ağırlıklarının toplamıdır.

$$m_0 = m_p + m_t + m_s + m_c + m_r + m_f + m_d \quad (3 - 41)$$

Önceki kısımda geliştirilen ağırlık ilişkileri kullanıldığında, bu ifade aşağıdaki şekli alır;

$$\begin{aligned} m_0 (1 - A_6 - A_{15}) &= m_p (1 + A_3) + m_d + A_5 + A_{10} \\ &= m_p (1 + A_3) + m_L \end{aligned} \quad (3 - 42)$$

Burada m_L aracın sabit ağırlıklarının tümünün toplamıdır. (3 - 42) eşitliği, her iki tarafının m_0 toplam ağırlığıyla bölünmesi ve (2 - 16) eşitliğinden alınan m_p / m_0 'ın yerine konulmasıyla aracın hız performans kabiliyetine ilişkilendirilebilir. Meydana gelen eşitlik ve sonrasında bulunan birkaç manüplasyon , tüm ağırlığın ölü ağırlığa oranını aracın hız üssü olan ξ 'ye;

$$\frac{m_0}{m_d} = \frac{1 + C_3 / m_d}{C_1 - C_2 (1 - e^{-\xi})} \quad \text{veya} \quad \frac{m_0}{m_L} = \frac{1}{C_1 - C_2 (1 - e^{-\xi})} \quad (3 - 43)$$

eşitlikleriyle bağlar.

C katsayıları, çeşitli bileşenlerin ağırlık katsayılarının kombinasyonudur. Bunların değerleri aşağıdaki gibidir. [1]

$$\begin{aligned} C_1 &= 1 - (A_6 + A_{15}) \\ C_2 &= A_3 + 1 \\ C_3 &= A_5 + A_{10} \end{aligned} \quad (3 - 44)$$

Hacim temeli üzerinde araçların karşılaştırılmaları için (3 - 42) ve (3 - 43) eşitlikleri, birim ölü hacim başına roket yakıtı hacmi olarak yeniden düzenlenebilir.

$$\frac{V_p}{m_L} = \frac{1}{\rho_p} \frac{m_p}{m_0} \frac{m_0}{m_L} \frac{1 - e^{-\xi}}{\rho_p [C_1 - C_2 (1 - e^{-\xi})]} \quad (3 - 45)$$

(2 - 16) eşitliğinin yardımıyla ξ üssünün değeri;

$$\xi = \frac{\Delta v_b + g \sin \theta \ t_b}{(\alpha v_L + \beta v_e)(1 - \zeta)} = \frac{\Delta v_b + g \sin \theta \ \frac{\alpha v_L + \beta v_e}{a_0} \frac{m_p}{m_0}}{(\alpha v_L + \beta v_e)(1 - \zeta) \chi} \quad (3 - 46)$$

olarak tanımlanır. [1] (3 - 43) eşitliğinin yeniden düzenlenmesi, istenen her toplam ağırlığın ölü ağırlığa oranı için ξ 'ye izin verir. Yeniden düzenlenen eşitlik;

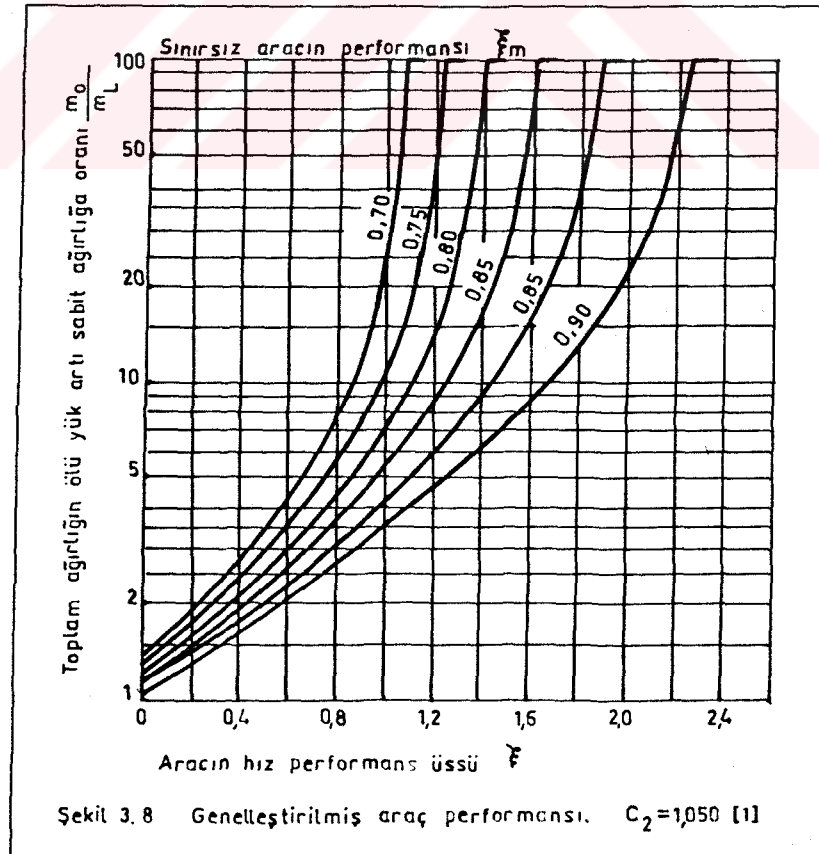
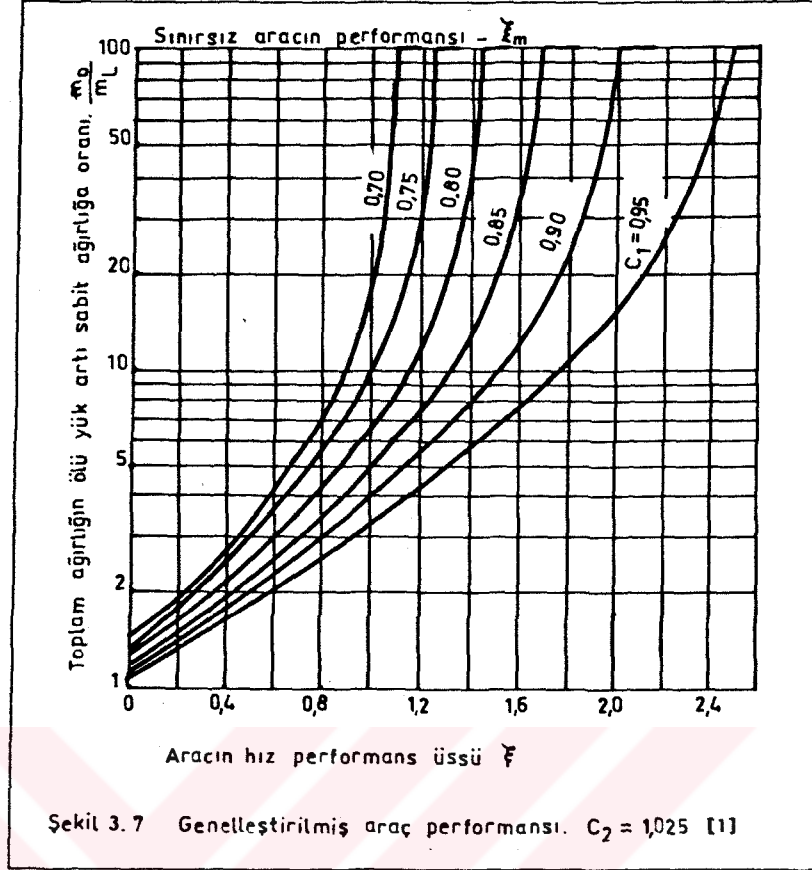
$$\xi = \ln \frac{C_2}{m_d} \frac{C_3}{C_2 - C_1 + \frac{C_3}{m_0} \left(1 + \frac{C_3}{m_d} \right)} = \ln \frac{C_2}{m_L} \frac{C_3}{C_2 - C_1 + \frac{C_3}{m_0}} \quad (3 - 47)$$

olarak görülür.

Bu çözümle tüm ağırlığın sonsuz küçüğe doğru azaltılması suretiyle sonlu sabit ölü yük ağırlığı için aracın hız performansının bir maksimuma ulaştığı açık bir şekilde görülür. Bu maksimum değer;

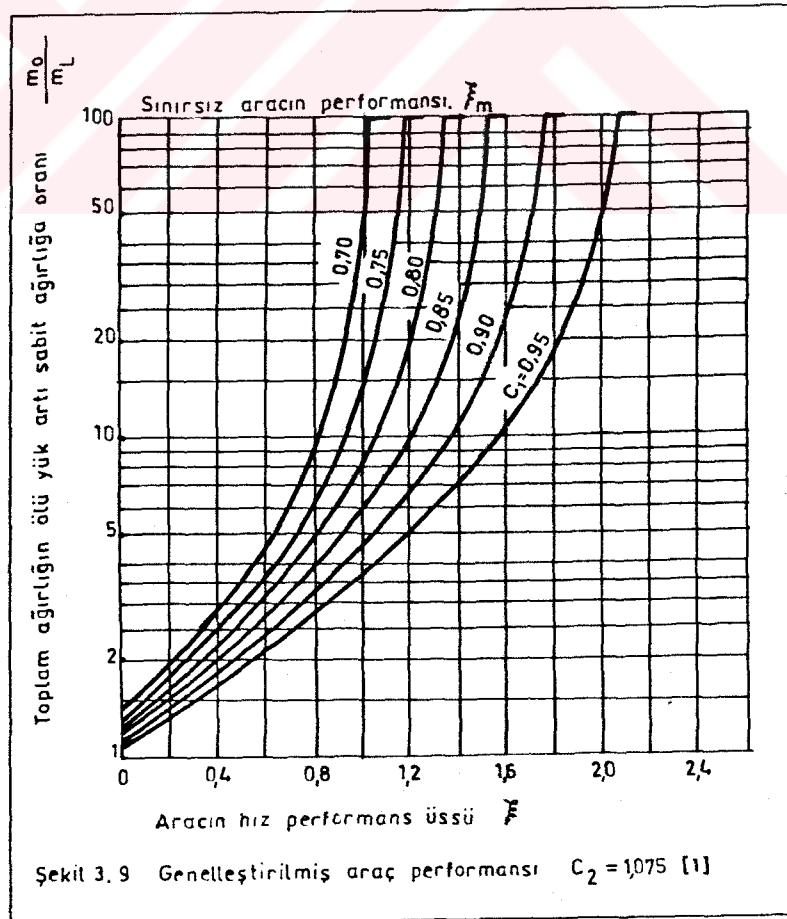
$$\xi_m = \ln \frac{C_2}{C_2 - C_1} \quad (3 - 48)$$

olarak verilir. C_1 , C_2 ve C_3 faktörleri için bütün ifadeler (3 - 44) eşitliğindeki tanımlardan sağlanabilir. İlgili tüm roket yakıtları için uygun dizayn parametrelerini mantıklı değerlere dönüştürmede $0.5 < C_1 < 1.0$ ve $1.0 < C_2 < 1.4$ kullanılır. C_3 faktörü güç tesisi bileşenlerinin sabit ağırlıklarının toplamıdır ve değeri yaklaşık olarak 500 kg'dır.



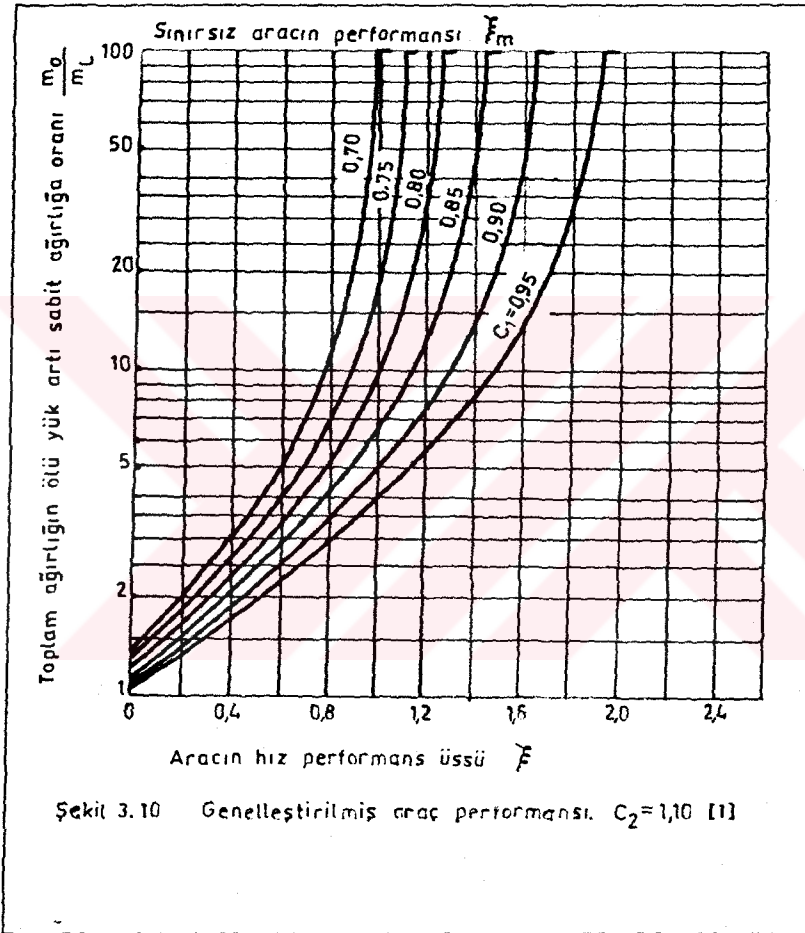
C_1 'in çeşitli değerleri için m_0 / m_L ile ξ 'nin dönüşümlerinin eğrilerle gösterimi şekil 3-7 'den şekil 3-12 ye kadar yapılıyor. Her şekil, C_2 nin bir farklı değeri için eğriler gösteriyor. Yine ξ_m 'in sınır değeri bu eğrilerde gösteriliyor. Toplam ağırlığın ölü yük ve sabit güç tesisi ağırlığı toplamına oranı şekil 3-7 den, şekil 3-12 ye kadar gösterilen eğrilerden ξ 'nin her bir değeri için veya (3 - 43) eşitliği kullanılarak belirlenebilir. Bu oranın verilen bir değeri için roket yakıtı ağırlığının tüm ağırlığa oranı, (3 - 42) eşitliğinden bulunabilir. Efektif egsoz hızı daha kısım 2 -2 de tanımlanan metot yardımıyla belirlenebilir.

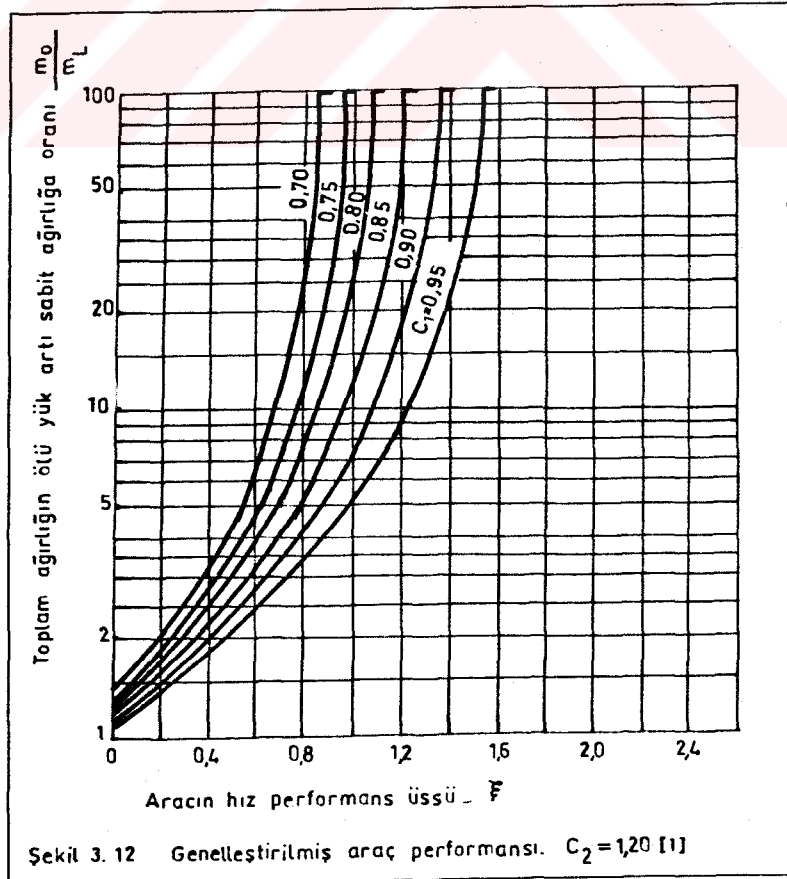
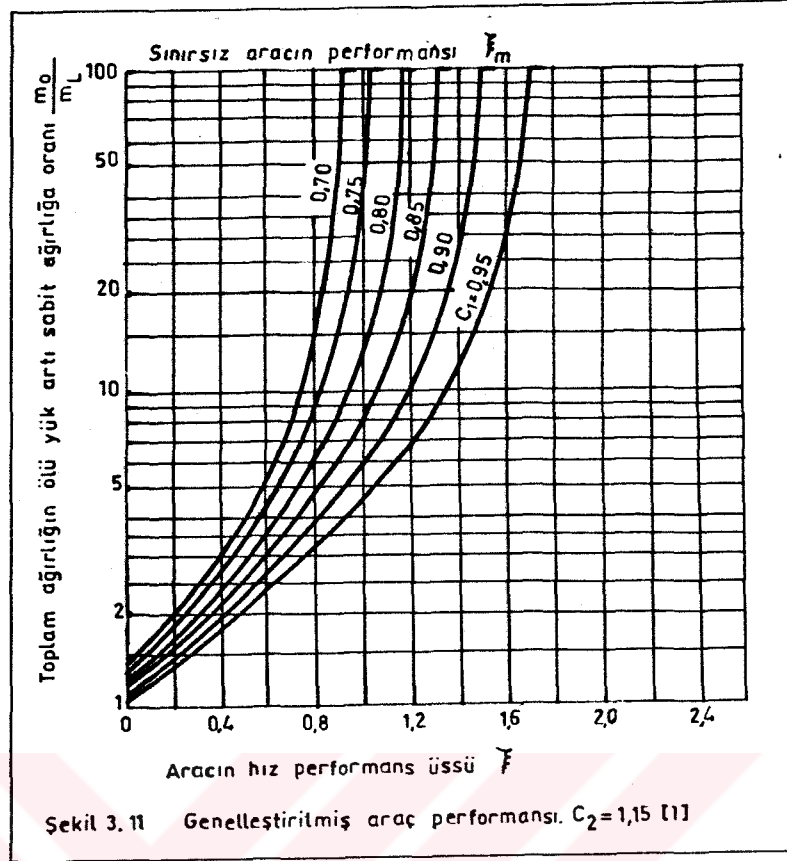
Nükleer roketlerin kullanımında karşılaştırma için seçilen roket yakıtlarından en fazla kullanılabilir olanlar hidrojen ve amonyaktır. Eğriler ölü yükün çeşitli değerleri için m_0 toplam ağırlığın, m_d ölü yük ağırlığına oranını yanma hızının fonksyonu olarak gösterir. Eğriler, roket yakıtı hacminin ölü yüke oranını (3 - 45 eşitliğinden) bu iki roket yakıtı için şekil 3-15 ve 3-16 da verilen yanma hızının fonksyonu olarak gösteriyor. Amonyak iticili araç, çok ağır olsa bile büyük yanma hızlarında hidrojen iticili araçtan küçüktür. Kabul edilen çalışma ve dizayn durumları tablo 3-4 te listelenmiştir.

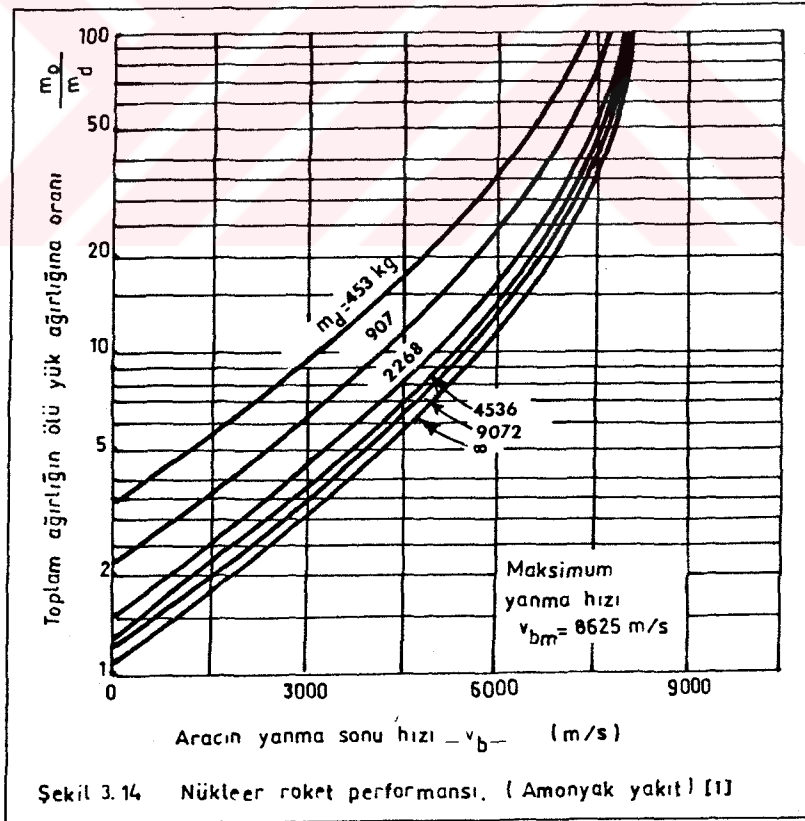
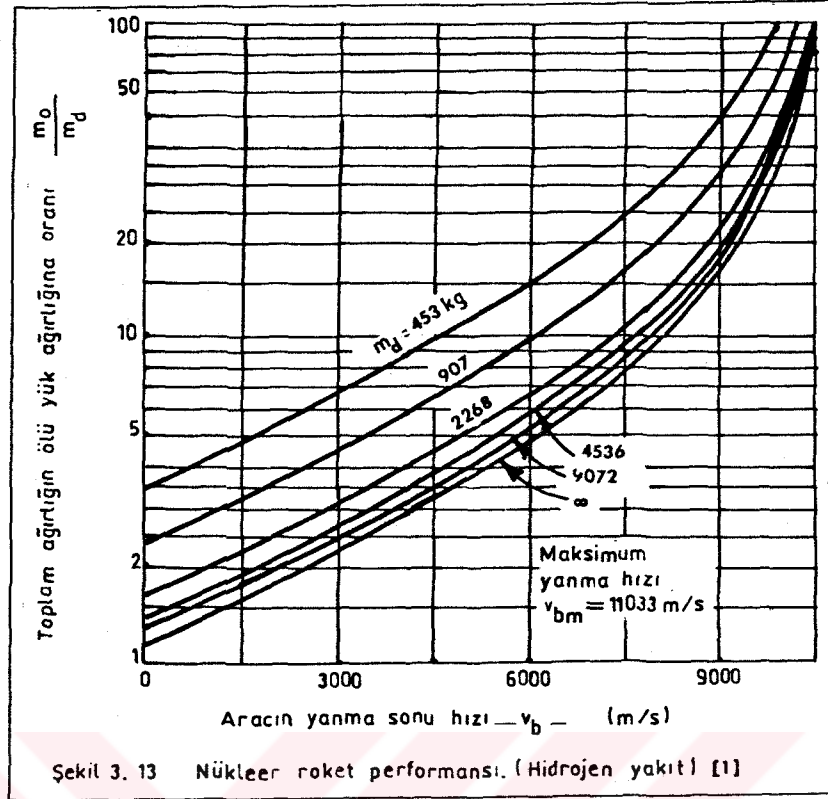


Kimyasal roket performansı ile karşılaştırma :

Nükleer ve kimyasal roketlerin avantajlarının belirlenmesi, kimyasal roket bileşen ağırlıklarını ve araç performansını, nükleer güçlü araçlar için yapılmış gibi tanımlayan genelleştirilmiş eşitlikler kurmayı gerektirir. Bu da kolay bir şekilde yapılabilir : roket motoru hariç nükleer güç tesislerinin tüm bileşenleri için eşitliklerin daha önce çıkarılmasından sonra kimyasal roket sistemlerinde kullanımı doğru olur.

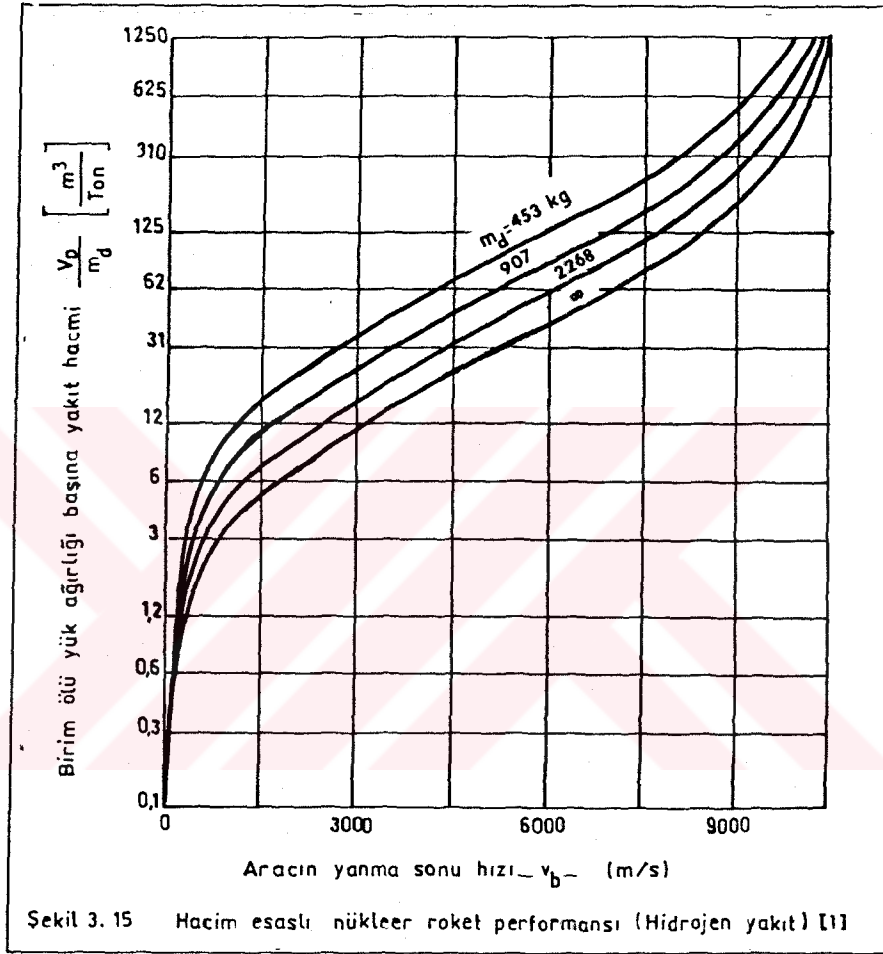






Büyük kimyasal roketler için motor ağırlığını yaklaşık olarak aşağıdaki gibi ifade etmek burada yeterli kabul edilir.

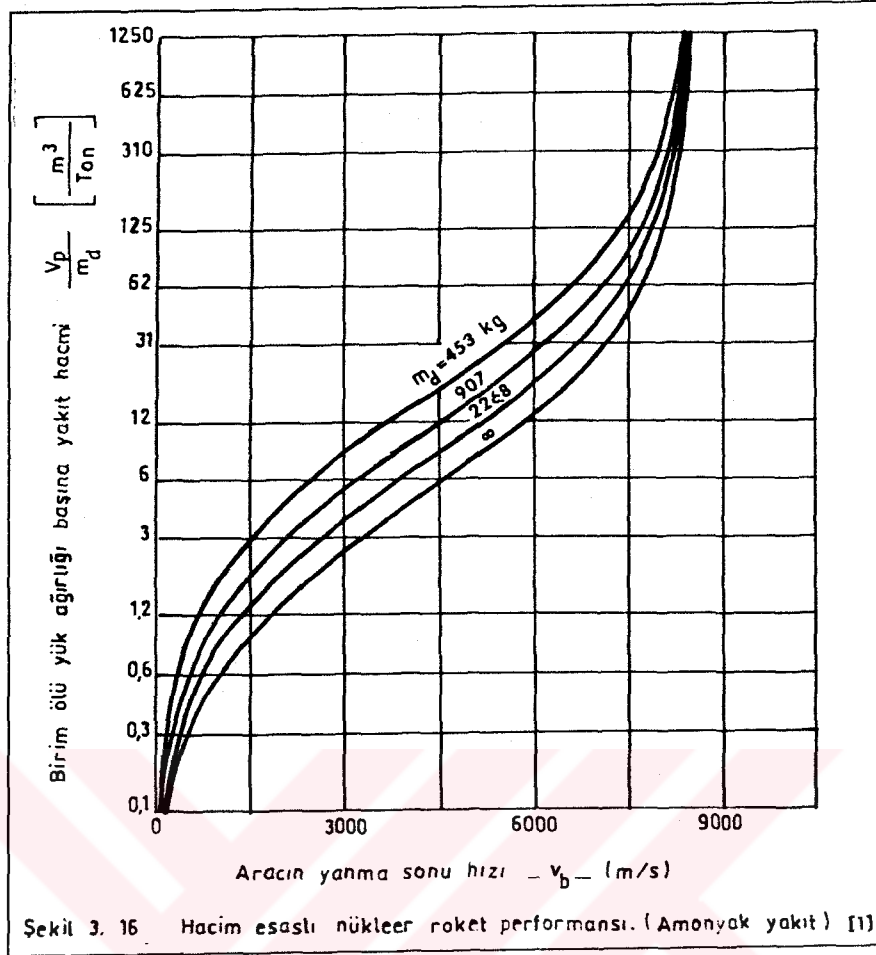
$$m_r + m_f = A_{17} m_0 \frac{a_0}{g_0} \quad (3 - 49)$$



Dengede olmayan minimum ağırlık A_{17} 'ye dahil edilir. Çünkü yanma odası için minimum kritik olmayan boyut vardır. Bu performans eğrilerinin gösteriminde önemli oranda sadeleştirmeye yardım eder. Nükleer roket sistemine göre daha önce elde edilen bileşen ağırlık ilişkileri (3 - 49) eşitliğiyle birlikte kullanıldığında kimyasal roketin toplam ağırlığı;

$$\begin{aligned} m_0 (1 - A_6 - A_{17}) &= m_p (1 + A_3) + m_d + A_5 \\ &= m_p (1 + A_3) + m_L \end{aligned} \quad (3 - 50)$$

formülünden bulunur.



2. kısımda verilen kütle oranı eşitliklerinin, her roket için doğru olması nedeniyle toplam ağırlığın ölü ağırlığa oranı, daha önce tanımlandığı şekilde aşağıdaki gibi olur.

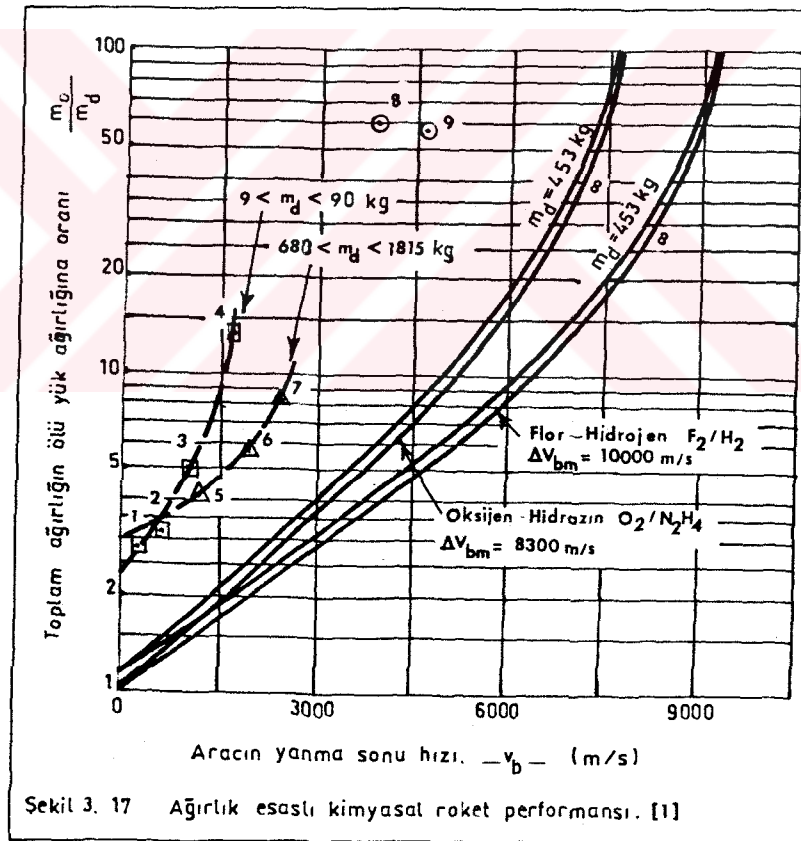
$$\frac{m_0}{m_d} = \frac{1 + C_{13}/m_d}{C_{11} - C_{12}(1 - e^{-\xi})} \quad \text{veya} \quad \frac{m_0}{m_L} = \frac{1}{C_{11} - C_{12}(1 - e^{-\xi})} \quad (3 - 51)$$

Burada $C_{11} = 1 - A_6 - A_{17}$, $C_{12} = A_3 + 1$ ve $C_{13} = A_5$ tir.

TABLO 3-2. HİDROJEN VE AMONYAK YAKITLI NÜKLEER ROKETLER İÇİN PERFORMANS PARAMETRELERİ

Reaktör : (3 - 24) ten (3 - 32) ye kadar olan eşitlikler.	
$\frac{m_r}{V_c} = 3.2 \text{ gr / cm}^3 \text{ (kalp)}$ $\frac{P_r}{V_c} = K_c = 3531 \text{ Mw / m}^3 \text{ (kalp)}$	$P_c = P_d = 70.3 \text{ kg/cm}^3$ $A_8 = 0.907 \text{ kg / Mw}$
Yakıt depolama : (3 - 9) eşitliği.	
$P_t = 1.05 \text{ kg / cm}^2 \text{ (H}_2 \text{ için)}$ $f_s = 1.7$ $f_u = 0.02$	$P_t = 3.515 \text{ kg / cm}^2 \text{ (NH}_3 \text{ için)}$ $\rho_t = 2.8 \text{ gr / cm}^3 \text{ (Alüminyum)}$ $\sigma_t = 2110 \text{ kg/cm}^2$
Araç performansı : (3- 46) eşitliği.	
$\frac{a_0}{g_0} = 1.5$ $\alpha_v = 0.02 \text{ H}_2 \text{ için (şekil 3-4)}$ $\alpha_t = 0.05 \text{ H}_2 \text{ için (tablo 3-1)}$ $\beta = 0.93 \text{ H}_2 \text{ için}$ $\zeta = 0.04 \text{ H}_2 \text{ için}$	$f_v = 0.2 \text{ (şekil 3-4)}$ $\sin \theta = 0.3$ $\chi = 0.98$ $\alpha_v = 0 \text{ NH}_3 \text{ için (şekil 3-4)}$ $\alpha_v = 0.02 \text{ NH}_3 \text{ için (tablo 3-1)}$ $\beta = 0.98 \text{ NH}_3 \text{ için}$ $\zeta = 0.02 \text{ NH}_3 \text{ için}$
Muhtelif :	
$A_1 = 0.15 \text{ kg / kg}$ $A_{10} = 907 \text{ kg}$	$A_4 = 62727 \text{ (kg-s / cm}^3 \text{) / (kg / cm}^2 \text{)}^{2/3}$ $A_{11} = 0.02325 \text{ / cm}^2$
	$A_5 = 45 \text{ kg}$ $A_{13} = 2 \times 10^{-3} \text{ kg/kg}$
H ₂ için	NH ₃ için
C ₁ = 0.875	C ₁ = 0.940
C ₂ = 1.082	C ₂ = 1.028
C ₃ = 2.100	C ₃ = 2.100
C ₄ = 0.951	C ₄ = 0.985
C ₅ = C ₂	C ₅ = C ₂
C ₆ = 0.0253	C ₆ = 0.0148

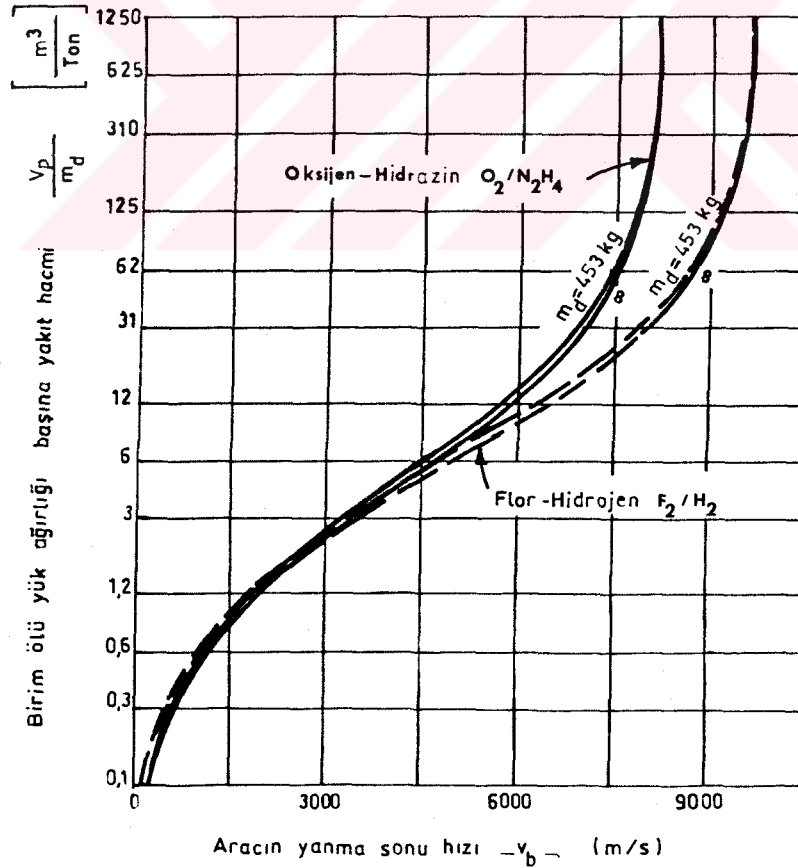
Nükleer ve kimyasal roket performanslarını karşılaştırmak, şekil 3-13 ten şekil 3-16 ya kadar gösterilenler gibi özgül roketler için doğru performans eğrileri arasında yapılabilir. Buna göre: (3 - 51) eşitliğinin genelleştirilmeyen çizimleri gösterilir. Tercihen iki özgül aracın performansı düşünülür. Bunlardan birinin roket yakıtı olarak sıvı oksijen ve hidrazin kullandığı belirtilir. Diğer araç sıvı flor ve sıvı hidrojeni optimum karışım oranında kullanır. Bu kombinasyonun performansı yaklaşık olarak kimyasal yanmayla güç elde edilen roketler için pratik üst limiti gösterir. Tek kademeli roketler için m_0 toplam ağırlığın m_d ölü ağırlığa oranı, yanma hızının fonksyonu olarak şekil 3-17 de gösteriliyor. A_5 'in değeri nedeniyle pompa ekipmanlarının sabit ağırlığı, ölü yük ağırlığı ile karşılaştırıldığında küçüktür. Şekil 3-18 deki karşılaştırma iki kimyasal roket için birim ölü yük başına roket yakıtı hacmini gösteriyor. Performans eşitlik sabitlerinin değerlendirilmesi için uygun kabullerle ihtiyaç duyulan araç ve motor dizayn parametreleri tablo 3-3 te veriliyor.



Kimyasal ve nükleer dizaynı arasındaki başlıca farklılık oda basıncı seçimindedir. Kimyasal motorlarda hareketin olması yaklaşık 50 atm.'in üzerinde basınç gerektirir.

Bununla birlikte nükleer reaktörün ağırlığı kalbin ısı transfer katsayısı ortalamasının basınç hassasiyetine bağlıdır.

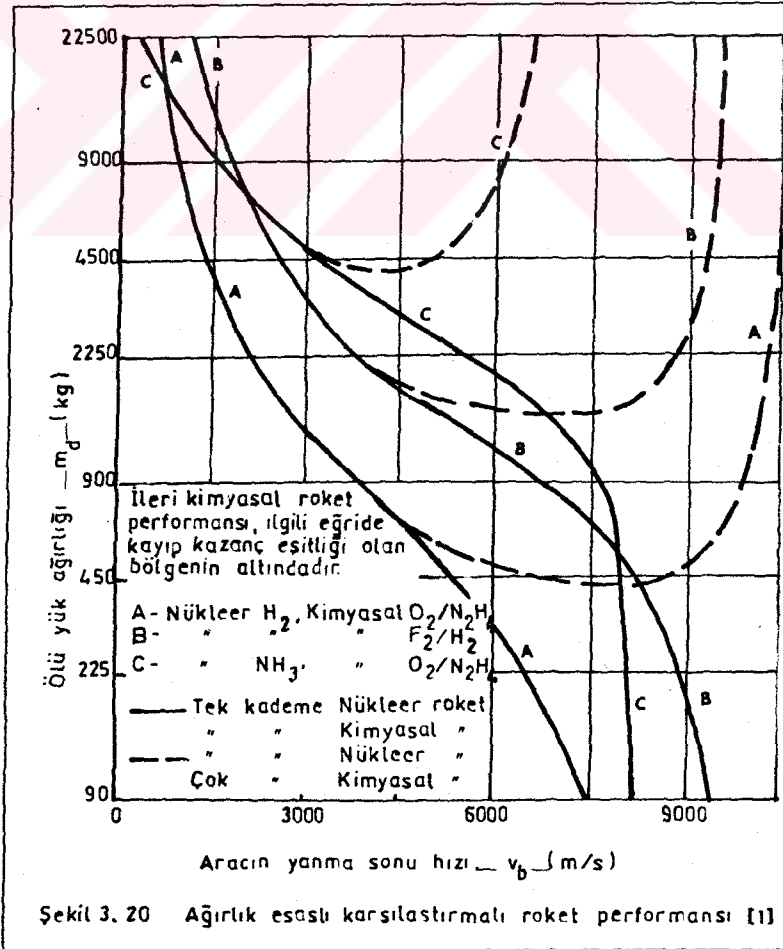
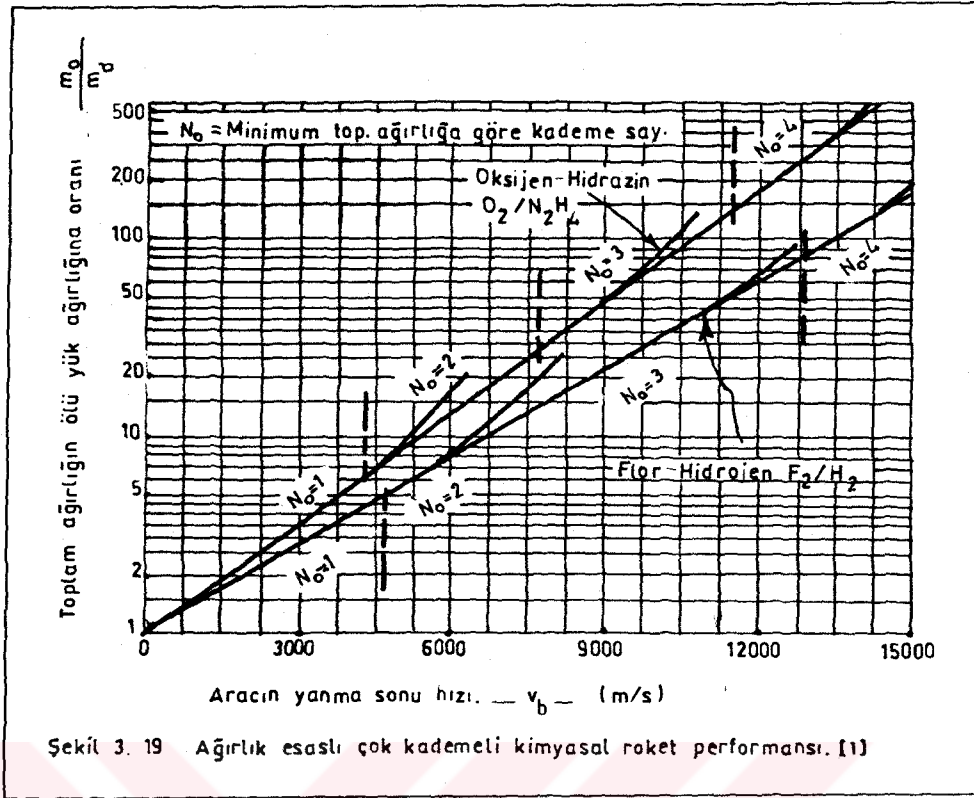
Bu sonuca göre 100 atm.'e kadar basınç, nükleer reaktör motorunda avantaj sağlayabilir. Oksijen - hidrazin için 5500 m/s ve flor - hidrojen için 7000 m/s yanma hızlarında, tek kademeli kimyasal roketlerin azalan verim noktasına ulaştığı şekil 3-17 ve şekil 3-18 de görülüyor. Eğer yanma hızları bundan daha büyük isteniyorsa birden fazla kademeli araca gereksinim duyulacaktır. Nükleer ve kimyasal roket performans eğrilerinin süperpozisyonu ve ölü yük ağırlığının çeşitli değerleri için kimyasal ve nükleer roket eğrilerinin kesişme noktasında, eşit toplam ağırlık - ölü yük ağırlığı oranı ve yanma hızı bulunabilir. Bu noktaların belirlenmesiyle, eşit toplam ağırlık - ölü yük oranına göre ölü yük ağırlığı eğrisi, yanma hızının fonksiyonu olarak çizilebilir. Böyle bir eğri "kazanç - kayıp eşit olan " eğri olarak isimlendirilir. Daha önce üzerinde durulan tek ve çok kademeli kimyasal roketlerle tek kademeli nükleer roketlerin karşılaştırılmasını gösteren kazanç ve kaybın eşit olduğu eğriler şekil 3-20 de görülüyor. Hızlar 6000 m/s 'den büyük düşünüldüğünde, böyle gösterimler yanma hızından çok balistik menzille ilişkili olur. Şekil 2-7 nin yardımıyla şekil 3-20 de gösterilen kazanç - kayıp eşit olan eğriler, şekil 3-21 de menzil için yeniden çizilir.

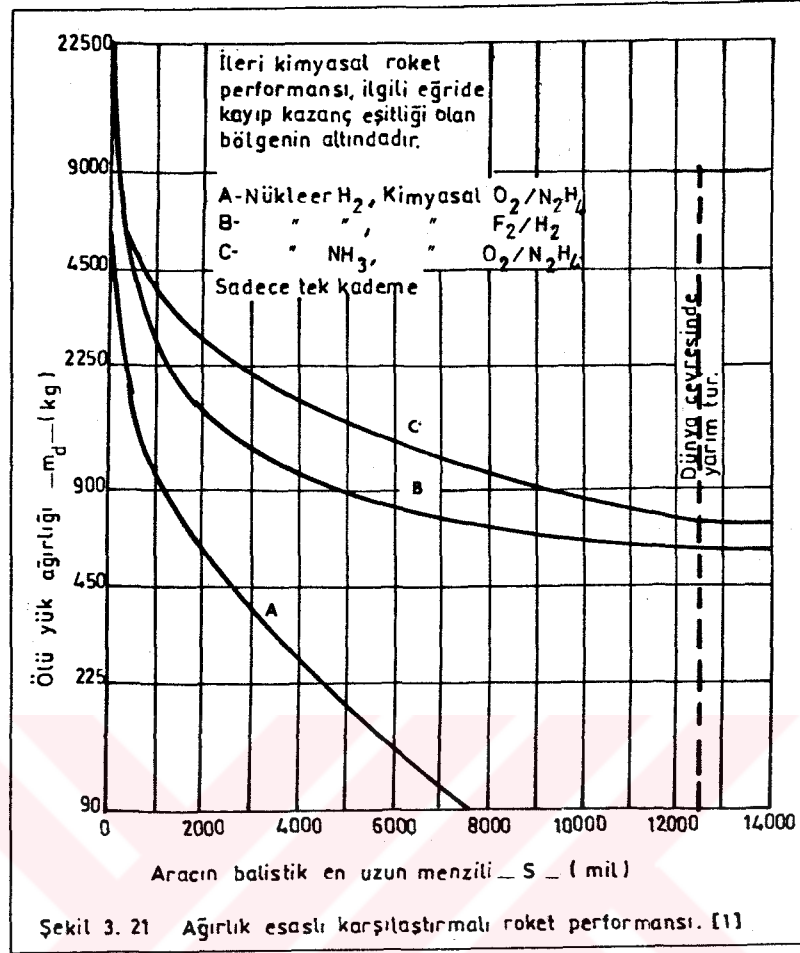


Şekil 3. 18 Hacim esaslı kimyasal roket performansı, [1]

TABLO 3-3. FLOR-HİDROJEN VE OKSİJEN-HİDRAZİN YAKITLI KİMYASAL ROKETLER İÇİN PERFORMANS PARAMETRELERİ :

Roket yakıtı depolama: (3 - 9) eşitliği.	
$P_t = 4.921 \text{ kg/cm}^2$ $f_s = 1.7$ $f_u = 0.02$	$B = 5$ $\rho_t = 8.01 \text{ gr /cm}^3$ (krom çelik veya Inconel X) $\sigma_t = 6327 \text{ kg / cm}^2$
Araç performansı : (3 - 46) eşitliği.	
$\frac{a_0}{g_0} = 1.5$ $\zeta = 0.02$ ($F_2 - H_2$ için) $\chi = 0.96$ (") $\alpha_t = 0.01$ (") $\beta = 0.97$ (")	$\sin\theta = 0.3$ $\alpha_t = 0.02$ $\zeta = 0.01$ ($O_2 - N_2H_4$ için) $\chi = 0.98$ (") $\alpha_t = 0$ (") $\beta = 0.98$ (")
Muhtelif :	
$F_2 - H_2$ için	$O_2 - N_2H_4$ için
$C_{11} = 0.9684$	$C_{11} = 0.9691$
$C_{12} = 1.0379$	$C_{12} = 1.0251$
$C_{13} = 100$	$C_{13} = 100$





Yüksek güç yoğunluğuyla hareket etme :

Nükleer roket tasarımcılarının seçimine bırakılan parametrelerden biri, birim reaktör kalp hacmi başına güç çıkışı ve indirekt olarak birim reaktör ağırlığı başına güç çıkışıdır. İlk bakışta azalan reaktör özgül gücünün (Mw / kg) araç performansının sürekli azalmasına yol açacağını ummak mantıklı görünür. Bu iddianın geçerliliğini test etmek sadece lüle ve itme yapısının reaktör ağırlığıyla bağımsız bir biçimde düşünülmesiyle yapılabilir.

Reaktör ağırlığı, (3 - 32) eşitliğinden;

$$m_r = A_8 P_r$$

(3 - 52)

formülünün yardımıyla reaktör gücüne ilişkilendirilir.

Burada A_8 reaktör özgül gücünün tersidir. (2 - 56) ve (3 - 18) eşitliklerinde verilen ilişkilerin kullanımıyla reaktör gücü;

$$P_r = A_7 \frac{a_0}{\beta v_e} m_0 \quad (3 - 53)$$

formülüyle, kullanılmış roket yakıtının sıfır aksiyal hızla ($v_L = 0$) atıldığı araç için bulunur. Lüle ve itme yapısı ağırlığının toplamı (3 - 37) ve (3 - 39) eşitliklerinden;

$$m_f = (A_{12} + A_{14}) m_0 \quad (3 - 54)$$

olarak sağlanır. (3 - 52) ve (3 - 53) eşitliklerinin birleşiminin analizi, Ω sembolüyle gösterilen birim ilk ivme başına özgül güç parametresinin araç performansı ve reaktör özgül gücü arasındaki ilişkiye etkisiyle, daha genel bir şekilde yapılabilir.

$$m_f = A_7 A_8 \frac{g_0}{\beta v_e} \frac{a_0}{g_0} m_0 = A_{16} \frac{m_0}{\Omega} \quad (3 - 55)$$

Burada;

$$A_{16} = A_7 \frac{g_0}{\beta v_e} \quad \text{ve} \quad \Omega = \frac{1}{A_8 a_0 / g_0} \quad (3 - 56)$$

dır. Diğer araç bileşenleri ile (3 - 41) eşitliğinde verilen araç toplam ağırlığının birinci tanımı için (3 - 54) ve (3 - 55) eşitliklerinin birleşimi ve daha önce geliştirilen ağırlık eşitliklerinden toplam ağırlık;

$$m_0 \left[1 - (A_6 + A_{12} + A_{14}) - \frac{A_{16}}{\Omega} \right] = m_p (A_3 + 1) + m_d + A_5 \quad (3 - 57)$$

formülüyle ifade edilir. Özgül ağırlık;

$$m_p = m_0 (1 - e^{-\xi}) \quad (3 - 58)$$

formülüyle verilir.

Bu, (3 - 57) eşitliğinde kullanıldığında ve yeniden düzenlendiğinde, roketin toplam ağırlığının ölü yük ve sabit pompa ekipman ağırlığı toplamına oranı;

$$\frac{m_0}{m_d + A_5} = \frac{m_0}{m_L} = \left[\frac{C_4 - C_5(1 - e^{-\xi}) - \frac{C_6}{\Omega}}{\Omega} \right]^{-1} \quad (3 - 59)$$

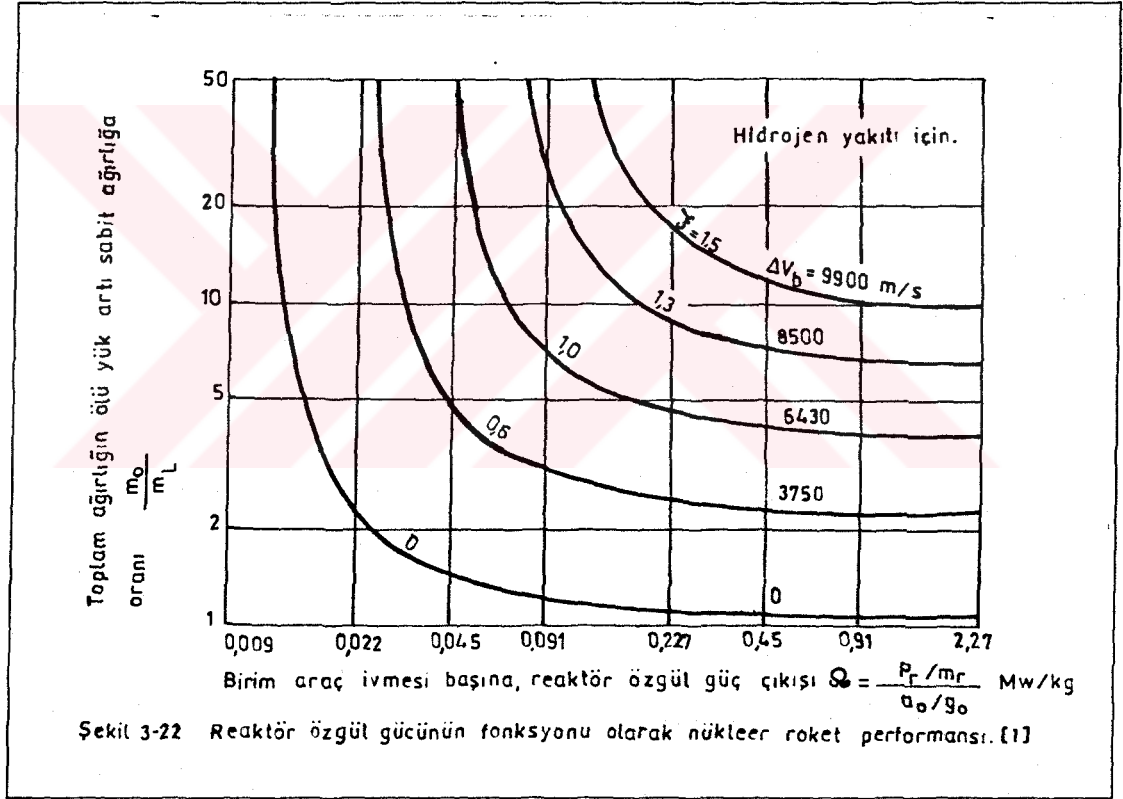
formülüyle verilir. Buradaki katsayıların değerleri aşağıdaki gibidir. [1]

$$C_4 = 1 - (A_6 + A_{12} + A_{14})$$

$$C_5 = A_3 + 1$$

$$C_6 = A_{16}$$

(3 - 60)



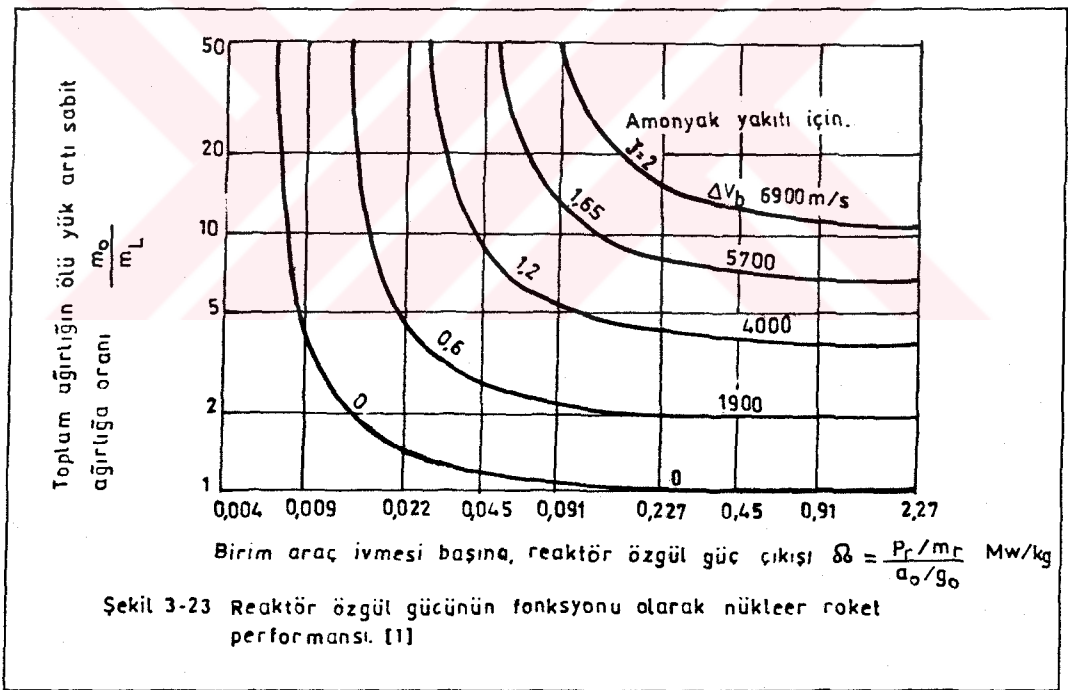
Hız performans üssü ξ 'nin çeşitli değerlerine göre m_0/m_L dönüşümü ile Ω , iki nükleer roket için daha önce tanımlayıcı örnekler olarak kullanılan şekil 3-22 ve şekil 3-23 'te görülüyor. Bu eğrilerde maksimum ve minimum nokta olmamasına ve bundan dolayı tam optimum olmayan değerler bulunmasına rağmen, verilen performans için araç ağırlığındaki küçük bir artışın birim ivme başına reaktör özgül gücünün yaklaşık 0.5 Mw / kg (g_o) 'ın üzerine çıkmasıyla olanaklı olduğu açıkça görülür. Öte yandan reaktör özgül gücü yükselmesi reaktör dizayn ve konstrüksiyon zorluğunu artırır.

Sistem basıncı ve ilk ivme :

Sistem basıncının optimum değeri ve araç ivmesini belirleme analizi reaktör özgül gücü için düşünüldenden daha basittir. C_1 ve C_2 ifadelerinin tümü, C_1 'in ilk ivme ile reaktör basıncı parametrelerinin her ikisine de bağımlı olduğu halde, C_2 'nin bağımsız olduğunu gösterir. Duvar ağırlığı terimleri üzerindeki basıncın etkisini ihmal etmek için C_1 , a_0 ve P_c arasındaki fonksiyonel eşitlik;

$$C_1 = 1 - F_1 a_0 P_c^{2/3} - F_2 a_0 P_c^{-1} - F_3 a_0 - F_4 a_0 P_c^{-0.8} \quad (3 - 61)$$

olarak yazılabilir. [1] F_1 , C_1 için tanımlı eşitliklere diğer faktörleri de dahil eder. Roket performansı üzerindeki sistem basıncı etkisi, (3 - 61) eşitliğinden C_1 üzerindeki basınç etkisinin analiziyle ve (3 - 43), (3 - 45) eşitlikleri veya şekil 3-7 'den 3-12 'ye kadar verilmiş olan performans üzerindeki C_1 in etkisinin sonuçlarının kullanımıyla tanımlanabilir.



Optimum basınç için genel bir çözüm kolayca sağlanabilir. m_0 / m_L 'nin minimum değerinin, C_2 ve ξ 'nin verilen her değeri için, C_1 'in maksimum değerinden sonuçlanacağı (3 - 43) eşitliğinden görülebilir. F_1 , F_2 ve F_4 'le ilgili terimlerin toplamı için bir minimum değerden maksimum C_1 'in bulunduğunu (3 - 61) eşitliği gösteriyor. Nitekim bunun optimum sistem çalışma basıncı için minimum olması istenir.

$$F_1 a_0 P_d^{2/3} + F_2 a_0 P_c^{-1} + F_4 a_0 P_c^{-0.8} = \Phi_1(P) \quad (3 - 62)$$

(3 - 62) eşitliğindeki terimlerin diferansiyelini alma, optimum P_c için ilişkiyi sıfıra götürür.

$$\frac{3}{2 F_1 a_0} \frac{d\Phi}{dP} = P_d^{-0.33} - \frac{3 F_2}{2 F_1} P_c^{-2} - 1.2 \frac{F_4}{F_1} P_c^{-1.8} = 0 \quad (3 - 63)$$

Bu ifadenin çözümü kolay değildir. Bununla birlikte kolay nümerik çözüme izin verecek şekilde düzenlenebilir.

$$P_d^{1.67} = \frac{1.5 F_2 + 1.2 F_4 P_c^{0.2}}{F_1} \quad (3 - 64)$$

Buradan;

$$P_d = \left(\frac{1.5 F_2 + 1.2 F_4 P_c^{0.2}}{F_1} \right)^{0.6} \quad (3 - 65)$$

olur. Bu kesin bir eşitlik olmasına rağmen $P_c^{0.2}$ ile ilgili terimlerin değeri, birbirine yaklaşması olanaklı ve sık sık sadece bir tekrarlı, P_c 'yi belirlemeye yönelik değişimlerden etkilenmez. F_1 , F_2 ve F_4 faktörlerinin fonksiyonel formunun, (3 - 61) eşitliğinde C_1 eşitliği için verilen tanımlama eşitliği arasında karşılaştırmayla olacağı açıktır. Bunlar;

$$F_1 = A_4 \frac{\beta + \alpha_t}{\beta \rho_p v_e}$$

$$F_2 = A_{11} \frac{\varepsilon}{g_0} \quad (3 - 66)$$

$$F_4 = P_{ref}^{0.8} \frac{\beta + \alpha_t}{\beta v_e} \left[\frac{0.678}{g_0} \left(\frac{v_{mi}}{10^3} \right)^2 + 1.055 \times 10^{-3} H_v \right] J$$

olarak verilir. [1]

F₄ eşitliğindeki J'nin eşdeğeri aşağıda verildiği gibidir.

$$J = \frac{\rho_c + 6 \rho_{ref} t_{ref} / D_c + 4 \rho_{sh} f_s P_c / \sigma_{sh}}{2.93 \times 10^{-7} A_{sp} \Delta T_{LM} (h_{cg})_{Pref}} \quad (3 - 67)$$

Burada $(h_{cg})_{Pref}$, keyfi olarak seçilen P_{ref} referans basıncında kalbin ortalama ısı transfer katsayısıdır. Optimum ilk ivme için değerlendirme, a_0 parametresinin hem hız üssü ξ 'de [(3 - 46) eşitliği] hem de C_1 için tanımlı eşitlikte [(3 - 61) eşitliği] görülmesi nedeniyle zordur. Burada sistem basıncı için benzer şekilde maksimum m_0 / m_L , (3 - 43) eşitliğinin paydasının maksimum değerinden bulunur.

$$C_2 e^{-\xi} - (F_1 a_0 P_d^{2/3} + F_2 a_0 P_c^{-1} + F_4 a_0 P_c^{-0.8}) = \Phi_2(a_0) \quad (3 - 68)$$

Burada sadece optimum a_0 için transendental eşitliğe yol açar.

$$C_2 \frac{g_0 \sin \theta}{(1 - \xi) \chi} \frac{e^{\xi} - 1}{a_0^2} = F_1 P^{2/3} + F_2 P_c^{-1} + F_3 + F_4 P_c^{-0.8} \quad (3 - 69)$$

ξ üssü, e^{ξ} (m_p / m_0 nedeniyle) ve a_0 'ın fonksiyonudur.

Performansı sadece ξ 'nin değerine genelleştirmek olanaklı olduğu için, kütle oranı eşitliğinin üssü, ve bu da ivme ve yanma hızının fonksyonu olduğu için yanma hızı, ilk ivme değiştirildiğinde toplam ağırlığın ölü yüke oranıyla birlikte değişecektir. Böyle araçları eşdeğer performans üzerinden farklı ivmelerle karşılaştırma sadece yanma hızının kullanımıyla yapılabildiği için özgül boyutlu parametre, atmosferin aerodinamik direnci, uçuş yolu ve araç için α , β faktörlerini bilmeyi gerektirir.

3 - 3 SİSTEM ANALİZİNİN SONUCU :

Böyle bir analizin sadece bir performans analizi olması nedeniyle, sistem analizi sonuçlarını ilgili sistemin davranışlarını harfiyen açıklamadığı kabul edilir. Sistem güvenilirliği ve başarısızlığın olası nedenlerinin pratik karşılığı, rekabet eden sistemlerin performanslarını karşılaştırmayı ihmal etmektir. Çünkü böyle faktörler bütünüyle analitik değildir.

4. ISI TRANSFERİ VE AKIŞKAN AKIŞI :

Nükleer roketlerde amaç; düşük molekül ağırlığındaki roket yakıtına kullanılabilir sıcaklığa kadar ısı vermektir. Bu da analiz ve dizaynı yapmak için kullanılan proseslerin geometrisini ve ısı transfer prosesini anlamayı gerektirir.

4 -1 TAŞINIMLA ISI TRANSFERİ :

Newton soğuma kanununa göre yüzeyden akışkana taşınım ile geçen ısı miktarı;

$$q = -k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0} = h (T_w - T_b) \quad (4 - 1)$$

denklemlerle bulunur. (4 - 1) eşitliğinden ısı transfer katsayısı;

$$h = \frac{k (\partial T / \partial y)_{y=0}}{T_w - T_b} \quad (4 - 2)$$

olarak tanımlanır. Burada; q: Birim zamanda, birim alandan taşınım ile geçen ısı miktarı

k: Isıl iletkenlik

T_w : Duvar sıcaklığı

T_b : Akışkan sıcaklığı

olur.

Transfer edilen ısının hesaplanabilmesi için ısı taşınım katsayılarını bilmek gerekir. Genellikle ısı taşınım katsayıları boyutsuz sayılar kullanılarak yapılır. Deneysel çalışmalar sonucu, (4 - 2) eşitliği Nusselt boyutsuz sayısına aşağıdaki gibi ilişkilendirilir.

$$Nu = \frac{h D}{k} = \frac{-(\partial T / \partial y)_{y=0}}{(T_w - T_b) / D} \quad (4 - 3)$$

Burada D ısı değiştirici geometrisinin karakteristik uzunluğudur.

Nusselt sayısının bu tanımının kullanılması ve akışkanın sabit akışlı enerji eşitliğinden;

$$Nu = F_1 \left(Re, Pr, M, \frac{\Delta T_{ad}}{T_w - T_b} \right) \quad (4-4)$$

deklemi yazılır. [1] Burada; Reynolds sayısı : $R = \rho v_b D / \mu$

Prandtl sayısı : $Pr = \mu C_p / k$

Mach sayısı : $M = u_b / a$

olarak verilir. Ayrıca ΔT_{ad} ; toplam adyabatik sıcaklık artışı, ρ ; akışkan yoğunluğu, u_b ; akışkan hızı μ ; dinamik viskozite ve a ; ses hızıdır.

Düşük hızlı akışlardaki ısı transferinde Mach sayısı ve $\Delta T_{ad} / (T_w - T_b)$ sıfır olur. (4 - 4) eşitliğindeki beş boyutsuz sayıdan bu nedenle sadece ilk üçü normalde görülür. Sonuç olarak, Nusselt sayısı ve ısı taşınım katsayısı, ısı transfer oranını göstermek için gereken sıcaklık potansiyelinden bağımsızdır. Bununla birlikte yüksek hızlarda (4 - 4) eşitliğindeki sıcaklık faktörü $\Delta T_{ad} / (T_w - T_b)$ sonludur ve Nusselt sayısı sıcaklık farkına bağlıdır. Bu suretle (4 - 1) eşitliğinin yararı ortadan kalkar. İhtiyaç duyulan şey, sıcaklık potansiyeli ve ısı transfer katsayısının akışkanın tüm hızları için birbirinden bağımsız olduğu bir ısı transfer eşitliğidir. istenilen taşınım ile ısı transferi aşağıdaki formülle ifade edilir.

$$q = \bar{h} (T_w - T_{aw}) \quad (4-5)$$

Burada $\bar{h}$; sürtünmeli ısıtma ısı transfer katsayısı, T_{aw} ; adyabatik duvar sıcaklığıdır.

Sınır şartlarının izole kabul edilmesi [$T_w = T_{aw}$ ve $(\partial T / \partial y)_{y=0} = 0$] ve (4 - 3) ile (4 - 4) eşitliklerinin birleştirilmesiyle, (4 - 4) eşitliği;

$$\frac{T_{aw} - T_b}{\Delta T_{ad}} = \frac{T_{aw} - T_b}{T_t - T_b} = \frac{T_{aw} - T_b}{u_b^2 / 2g_c J C_p} = F_2(Re, Pr, M) \quad (4-6)$$

yukarıdaki eşitliğe indirgenir. [1] Burada T_t akışkanın durgunluk sıcaklığıdır. Şimdi bu sıcaklık oranını "geri kazanım faktörü" r , olarak tanımlarsak aşağıdaki gibi olur.

$$r = \frac{T_{aw} - T_b}{u_b^2 / 2 g_c J C_p} = F_2(Re, Pr, M) \quad (4-7)$$

Burada g_c ; yerçekimi kütle dönüşüm faktörü (9.81 m/s^2) ve J ısının mekanik eşdeğeridir. $T_{aw} - T_b$ değiştirilmiş sıcaklık farkı tanımlaması için geri kazanım faktörünün bilinmesi gereklidir.

Laminer ve Türbinaslı akışın kimyasal analizleri ve deneysel araştırmaları, sürtünmeli ısı transfer kat sayısının h değiştirilmiş sıcaklık farkından bağımsız olduğunu göstermiştir. Ayrıca bu, ayrı Reynolds ve Prandtl sayılarına değer verildiğinde düşük hızlı akış katsayısıyla ödeşir ($h = \bar{h}$). Bu şekilde zorlamalı taşınım ısı transfer bağıntıları aşağıdaki gibi olur.

$$q = \bar{h} \cdot (T_w - T_{aw}) \quad (4-8)$$

$$Nu = h \cdot D / k = F_1(Re, Pr, M) \quad (4-9)$$

$$r = T_{aw} - T_b / T_t - T_b = F_2(Re, Pr, M) \quad (4-10)$$

Geri kazanım faktörü :

Geri kazanım faktörü (4 - 10) eşitliğiyle adyabatik duvar sıcaklığının terimlerinde tanımlandığında, cisim geometrisine bağlı olma sebepleri vardır ki, bu durumda bir veya daha fazla geri kazanım faktörü gerekli olabilir. En yaygın olanlardan biri, sınır tabakanın kenarındaki sıcaklık ve adyabatik duvar lokal değerlerindeki lokal geri kazanım faktörüdür ve akışkan hızının lokal değerlerine dayanır. Akıntıya karşı olmaktan etkilenmemiş serbest akışlı akışkan hızı ve ortalama adyabatik yüzey sıcaklığı kullanılırsa, sonuç geniş kapsamlı geri kazanım faktörü olarak adlandırılır. Üçüncü tip akıntıya karşı olmaktan etkilenmemiş akışkan hızı ve lokal adyabatik yüzey sıcaklığıyla, lokal serbest akışlı geri kazanım faktörü olarak verilir. Geri kazanım faktörüne düz bir yüzey boyunca laminar akışta, Prandtl sayısının 0.72 'den 1.2 'ye, Mach sayısının 0 'dan 10 'a ve n , viskozite ve ısıl iletkenlik dönüşümü sıcaklık üssünün 0.5 'ten 1.25 'e kadar değerleri için analitik ve deneysel olarak değerler verilmiştir. Sonuçlar, geri kazanım faktörünün Reynolds ve Mach sayısından bağımsız olduğunu ve Prandtl sayısının kareköküyle daha iyi temsil edildiğini gösterir. [1]

$$r = \frac{T_{aw} - T_b}{u_b^2 / 2 g_c J C_p} = Pr^{1/2} \quad \text{Laminar akış} \quad (4-11)$$

Çözümler bununla birlikte çözümlerde bağımsız parametre olarak korunması nedeniyle, hesaplanan prandtl sayısının üzerindeki sıcaklığı vermez.

Türbülanslı akış için analitik çözümler laminar sınır tabakalar için bulunanlarla karşılaştırılmaz. Fakat büyük Reynolds sayılarında, recovery faktörü iyi bir yaklaşımla Prandtl sayısının küpköküyle bulunabilir. [1]

$$r = Pr^{1/3} \quad \text{Türbülanslı akış} \quad (4 - 12)$$

Basınç düşümü bakımından laminar akışlı ısı değiştiriciler avantajlı görünürken, nükleer roket reaktör kalbindeki roket yakıtında büyük sıcaklık değişimleri gerektiği ve laminar akışlı sistemler akış dengesizliğine yöneldiği için, yüksek güç yoğunluklu reaktör kalplerinde bu karakteristiktan kaçınılmalıdır.

4 - 2 GEOMETRİK ANALİZ :

Füze sistemlerinin ağırlık büyümesi faktörünün aşırı derecede büyük olması nedeniyle böyle sistemlerin bileşenlerinin minimum ağırlığa göre dizayn edilmesi zorunludur. Nükleer roket motoru olan ısı değiştiricinin dizaynında bu ihtiyaç, birim hacim başına ısı transfer yüzeyinin büyümesidir.

$$\zeta = \frac{A_T}{V_c} \quad (4 - 13)$$

Burada A_T ; toplam ısı transfer yüzey alanı ve V_c ; kalbin toplam hacmidir. Değişik geometrilere göre ısı transfer yüzey alanının toplam hacme oranı aşağıdaki şekillerde tanımlanabilir. [1]

1- Tabaka halinde yüzeyler :

$$\zeta = \frac{2}{t+u} = \frac{2}{u} \varepsilon \quad (4 - 14)$$

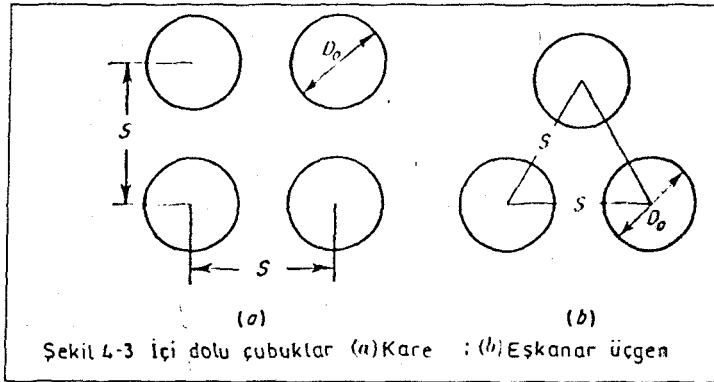
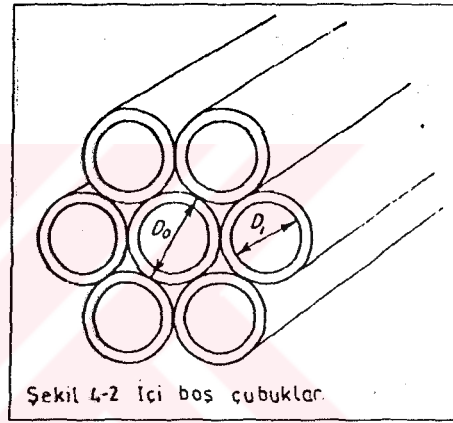
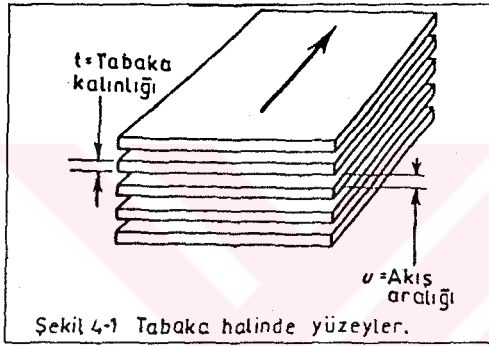
2- Borular :

$$\zeta = \frac{3 \pi D_i / 6}{3^{1/3} D_o^2 / 2} = \frac{\pi D_i}{3^{1/3} D_o^2} \quad (4 - 15)$$

3- İçi dolu çubuklar :

Kare şeklinde dizilimde;
$$\zeta = \frac{\pi D}{S^2} \quad (4-16)$$

Eşkenar üçgen dizilimde;
$$\zeta = \frac{2}{3} \frac{\pi D}{S^2} \quad (4-17)$$



4 - 3 GÜÇ YOĞUNLUĞU :

Değişik geometriler için ısı transfer oranları muhakkak ki aynı değildir. Bu nedenle farklı geometrilerdeki kalplerin uygun bir şekilde karşılaştırılmasını yapmak kalbin güç yoğunluğuna dayanır. Bu basitçe reaktör güç çıkışının kalbin toplam hacmine oranıdır.

$$\eta = \frac{P_r}{V_c} \quad (4 - 18)$$

Burada, P_r ; reaktörün toplam güç çıkışı, V_c ; kalbin toplam hacmidir.

Başlangıç dizayn amaçlarına ulaşmak için aşağıdaki ilişki ile toplam ısı transferinin hesaplanması mantıklıdır.

$$\frac{Q}{A_t} = h_a \Delta T_{LM} \quad (4 - 19)$$

Burada, Q : Toplam transfer edilen ısı miktarı

h_a : Ortalama ısı transfer katsayısı

A_T : Toplam ısı transfer yüzey alanı

ΔT_{LM} : Logaritmik ortalama sıcaklık farkıdır.

Megawatt olarak güç, transfer edilen ısı miktarına aşağıdaki ilişkiyle bağlanabilir.

$$Q = K (1 - f_c) P_r \quad (4 - 20)$$

Burada; $K = 1.35 \times 10^7$ kcal / Mwh olarak dönüşüm faktörüdür. f_c ise, reaktörden kaçan foton ve hızlı nötronların fisyon enerjisi katsayısıdır. Buradaki analizde f_c , sıfır veya reaktör güç kullanımının sadece soğutucu akışkana (roket yakıtı) verildiği kabul edilir. Bu kabuller altında (4 - 19) ve (4 - 20) eşitliklerinin, (4 - 18) ve (4 - 13) te yerine konulmasıyla güç yoğunluğu aşağıdaki duruma gelir.

$$\eta = \frac{1}{K} h_a \frac{A_T}{V_c} \Delta T_{LM} \quad \text{veya} \quad \eta = \frac{1}{K} h_a \zeta \Delta T_{LM} \quad (4 - 21)$$

Kalp geometrisinin her teriminde kalp güç yoğunluğu büyüklüğünün sonuçları, en iyi bir örnekle gösterilir. $\eta = 3524$ Mw / m³ güç yoğunluklu, $P_r = 5000$ Mw gücünde, roket yakıtı olarak hidrojen kullanan nükleer roket motoru istenildiğini düşünelim. Kalbin hacmi böylece $V_c = 1.42$ m³ olmalıdır. Düzgün dairesel silindirik geometri için çap ve alın yüzeyinin alanı sırasıyla;

$$D_c = \left(\frac{1.42 \times 4}{\pi} \right)^{1/3} = 1.21 \quad \text{ve} \quad A_c = 4.6 \text{ m}^2$$

olacaktır. reaktör teorisinden bilindiği gibi kritik kütle, kalbin boşluk kesrine bağlıdır ve bu nedenle minimum tutulur. Bu örnek için $\varepsilon = 0.30$ kabul edelim. Roket yakıtı akış alanı aşağıdaki gibi olacaktır.

$$A_f = \varepsilon A_c = 1.38 \text{ m}^2$$

5000 Mw gücü 6250°C maksimum hidrojen sıcaklığıyla sağlamak için roket yakıtı debisi yaklaşık 108 kg/s 'dir. Bu kalp için özgül kütle debisi böylece;

$$G = \frac{w}{A_f} = 1.11 \times 10^6 \text{ kg/h m}^2$$

olur.

625°C roket yakıtı giriş sıcaklığı, 6250°C çıkış sıcaklığı ve 6875°C sabit duvar sıcaklığına göre (3 - 25) eşitliği kullanılarak;

$$\Delta T_{LM} = \frac{6250 - 625}{\ln(6250/625)} = 2443^\circ\text{C}$$

olur ve (4 - 21) eşitliği alınarak;

$$h_a \zeta = 2.8 \times 10^6 \text{ kcal/m h }^\circ\text{C} \quad (4 - 22)$$

bulunur.

Plaka şeklindeki kalbin özgül yüzey alanı (4 - 14) eşitliğinden boşluk kesrinin % 30 olarak kabul edilmesiyle aşağıdaki şekli alır.

$$\zeta = \frac{2}{t+u} = \frac{2}{u} \varepsilon = \frac{0.60}{u} \quad (4 - 23)$$

(4 - 22) ve (4 - 23) eşitliğinin birleşimi, akış aralığı genişliği ve ısı transfer katsayısı arasında aşağıdaki ilişkiyi verir.

$$\frac{h}{u} = 4.66 \times 10^6 \quad (4 - 24)$$

Paralel plakalar arasındaki akış için hidrolik veya eşdeğer çap $D_c = 2u$ olduğundan, aşağıdaki sonuç çıkar.

$$h = 2.33 \times 10^6 D_c \quad (4 - 25)$$

Düz borularda gazın türbilanslı akışı için Mc Adams'ın kullandığı bağıntı - ilişki eşitliğinin kullanımıyla, hidrolik çapın belirlenmesi mümkün olur.

$$h = 0.023 \frac{G^{0.8} k_f}{D_c^{0.2} \mu_f^{0.8}} \left(\frac{C_{pf} \mu_f}{k_f} \right)^{1/3} \quad (4 - 26)$$

$$D_c^{1.2} = 9.87 \times 10^{-9} G^{0.8} \frac{k_f}{\mu_f^{0.8}} \left(\frac{C_{pf} \mu_f}{k_f} \right)^{1/3} \quad (4 - 27)$$

Ortalama film sıcaklığı roket yakıtı fiziksel özelliklerini hesaplamayı gerektirdiğinden, sınır tabakasının karşısında logaritmik ortalama sıcaklık potansiyeli 2443°C , giriş sıcaklığı 625°C ve plaka duvar sıcaklığı 6875°C alınarak aşağıdaki eşitlikten bulunur.

$$T_f = (T_w - T_b) / 2$$

$$T_f = \frac{3068 + 6875}{2} = 4972^\circ\text{C}$$

Bu sıcaklık aşağıdaki özellikleri gösterir.

$$m_f = 0.12 \text{ kg/ h m}$$

$$k_f = 0.68 \text{ kcal/ h m}^\circ\text{C}$$

$$C_{pf} = 3.78 \text{ kcal/ kg}^\circ\text{C}$$

Bu özellikler ve birim alan başına debi kullanılarak;

$$G = 1.125 \times 10^6 \text{ kg/ h m}^2$$

bulunur. Bundan sonra hidrolik çap (4 - 27) eşitliğinden ;

$$D_c = 6.1 \times 10^{-3} \text{ m} = 6.1 \text{ mm}$$

olur.

4 - 4 AKIŞKAN SÜRTÜNMESİ VE BASINÇ DÜŞÜMÜ :

Nükleer roket reaktörü ısı değıştiricisinin içinde basınç düşümü kalbin dizaynında çok önemlidir. Önemiyse, akış ve kalp geometrisi karakteristiklerine olan etkisinden kaynaklanmaktadır.

Borularda sürtünmeyle olan basınç düşümü :

sıkıştırılamayan bir akışkan için düz bir boru içinde basınç düşümü, uzunluğa orantılı $\Delta P / L$ büyüklüğü, borunun çapı D , ortalama hız v_m , akışkan yoğunluğu ρ ve akışkanın mutlak viskozitesi μ 'ye bağlıdır. Bu boyutsal eşitlik aşağıdaki gibi yazılabilir. [1]

$$\frac{\Delta P}{L} = C D^\alpha v_m^\beta \rho^\gamma \mu^\delta \quad (4 - 28)$$

Boyut analiziyle (4 - 28) eşitliği, akış laminar veya türbilanslıysa düz borularda basınç düşümü için genel bir ifadeye dönüşür. Bu;

$$\frac{\Delta P}{\rho v_m^2 / 2} = 2 C \frac{L}{D} \left(\frac{v_m D \rho}{\mu} \right) \quad (4 - 29)$$

şeklinde yazılır. [1] Laminar akış için kuvvetlerin dengesi prensibinden $\alpha = -2$ olur ve (4 - 30) eşitliği aşağıdaki biçimi alır.

$$\frac{\Delta P}{\rho v_m^2 / 2} = 64 \frac{L}{D} \frac{\mu}{v_m D \rho} = \frac{64}{Re} \frac{L}{D} \quad (4 - 30)$$

Bu ifade Poiseuille kanunu olarak bilinir.

Düz tüpte türbilanslı akış ve Reynolds sayısının 5000'den 200000'e kadar değeri için (4 - 30) eşitliği bulunmuştur.

$$\frac{\Delta P}{\rho v_m^2 / 2} = \frac{0.108}{Re^{0.2}} \frac{L}{D} \quad (4 - 31)$$

Reynolds sayısı daha büyük veya borular daha az düzgün olduğunda, basınç düşümü eşitliğini aşağıdaki biçimi yazmak uygundur.

$$\frac{\Delta P}{\rho v_m / 2} = 4 f \frac{L}{D} \quad (4 - 32)$$

Buradaki f , boyutsuz sürtünme faktörü olarak aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$f = \frac{\tau_0}{\rho v^2 / 2} \quad (4 - 33)$$

Buradaki τ_0 yüzeyin kesme gerilmesidir.

Düzdün borular için (4 - 30) ve (4 - 31) eşitliklerinden, Laminar akışa göre;

$$f = \frac{16}{Re} \quad (4 - 34)$$

ve $5000 < Re < 200000$ olduğu türbilanslı akışta;

$$f = \frac{0.046}{(Re)^{0.2}} \quad (4 - 35)$$

olur.

Daha büyük Reynolds sayısının olduğu durumlar için sürtünme ve Reynolds sayısı arasındaki Karman - Nikuradse ilişkisi, sıkıştırılmayan türbilanslı akışın deneysel verileriyle bağlanarak aşağıdaki şekliyle yazılır.

$$\frac{1}{f} = 4.0 \log (Re f^{1/2}) - 0.40 \quad (4 - 36)$$

Dairesel olmayan kesitler :

Dairesel kesitli borular için eşdeğer çap aşağıdaki gibi yazılır.

$$D_c = \frac{4A}{C} \quad (4 - 37)$$

Burada A; kanalın kesit alanı, C; ıslak çevre yüzeyidir. Basınç değişimi eşitliği aşağıdaki formda yazılabilir.

$$\frac{\Delta P}{\rho v_m / 2} = N \frac{L}{D_c} \frac{\mu}{\rho D_c v_m} \quad (4-38)$$

Kesit değişiminin etkileri :

Sürtünmeli basınç düşümüne ek olarak, akış kesitinin ani genişleme ve daralması nedeniyle olan basınç düşümleride hesaba katılmalıdır. Gözenekli durumlar için aşağıdaki ilişkilerden yararlanılabilir. [1]

Kesit daralmasına göre:

$$\Delta P = P_0 - P_1 = \rho_a \frac{v_1^2 - v_0^2}{2 g_c} + \rho_a \frac{K_c v_1^2}{2 g_c} \quad (4-39)$$

Kesit daralmasına göre:

$$\Delta P = P_0 - P_1 = \rho_a \frac{v_1^2 - v_0^2}{2 g_c} + \rho_a \frac{(v_0 - v_1)^2}{2 g_c} \quad (4-40)$$

Burada " 0 " indisiyle giriş, " 1 " indisiyle çıkış koşulları, ρ_a ile ortalama akışkan yoğunluğu, K_c ile daralma katsayısı gösteriliyor. Bu katsayı ile ilgili dönüşümler şekil 4-4'te veriliyor.

Sabit akış alanı ile ısı transferi ve sürtünme için basınç sıcaklık ilişkisi :

Sıkıştırılabilir akışkanlar için temel düşünce, yoğunluk değişiminin sınır tabakalardaki ısı transferinin etkisi kadar alınmasıdır. x yönünde tek boyutlu sabit alanlı akış kanalı için tanımlanan eşitlikler aşağıdaki gibidir. [1]

$$\text{Enerji :} \quad dq = w C_p dT_t = h C (T_w - T_{aw}) dx \quad (4-41)$$

Burada C ıslak yüzeydir.

7.4. SİTİMLİ AKIŞKANLARIN AKIŞI
7.4.1. SİTİMLİ AKIŞKANLARIN AKIŞI

Süreklilik : $\rho v = \frac{G}{g_c}$ (4 - 42)

Momentum : $dP = -\rho v dv - \frac{4f}{D} \frac{1}{2} \rho v^2 dx$ (4 - 43)

Burada D hidrolik çaptır.

İdeal gazlar için hal eşitliği : $\rho = \frac{P M}{g_c R_u T}$ (4 - 44)

(4 - 41) ve (4 - 44) eşitliklerinin birleşimi aşağıdaki gibi olur.

$$\left(\frac{g_c P M}{G^2 R_u T} - 1 \right) \frac{dP}{P} = - \frac{dT}{T} - \frac{f/2}{h/G C_p} \frac{dT_t}{T_w - T_{aw}} \quad (4 - 45)$$

(4 - 42) ve (4 - 44) eşitliklerinin diferansiyeli ve birleşimi aşağıdaki gibi olur.

$$\frac{dP}{P} = \frac{dT}{T} + \frac{dV}{V} \quad (4 - 46)$$

Lokal hız v, Mach sayısı M ve sıcaklık arasındaki ilişki,

$$v = M \left(\sqrt{g_c \frac{R_u T}{M}} \right) \quad (4 - 47)$$

(Burada n akışkanın özgül ısıları oranıdır.) ve aşağıdaki eşitliktir.

$$\frac{dv}{v} = \frac{dM}{M} + \frac{dT}{2T} \quad (4 - 48)$$

(4 - 46) ve (4 - 48) eşitliklerinin birleşimi :

$$\frac{dP}{P} = \frac{dT}{2T} + \frac{dM}{M} \quad (4 - 49)$$

Statik durgunluk basıncı ve statik durgunluk sıcaklığı, Mach sayısının fonksyonu olarak aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$T_t = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (4 - 50)$$

$$\frac{dT}{T} = \frac{dT_t}{T_t} - \frac{(\gamma - 1) M^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \frac{dM}{M} \quad (4 - 51)$$

$$P_t = P \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (4 - 52)$$

Burada t indisi durgunluk hallerinde yazılır.

(4 - 6) eşitliğinden " sıcaklık geri kazanım " faktörünün değerinin aşağıdaki gibi olduğu,

$$r = \frac{T_{aw} - T}{T_t - T} \approx 0.9 \quad \text{Türbülanslı akış için} \quad (4 - 53)$$

ve iki sıcaklık parametresi aşağıdaki gibi tanımlandığı,

$$\varepsilon_t = \frac{T_t}{T_{ti}} \quad \text{ve} \quad \alpha = \frac{T_w}{T_{ti}} \quad (4 - 54)$$

(Buradaki i indisi giriş koşullarını ifade eder.) ile sürtünmeli ısı transferi Reynolds benzeşim parametresinin aşağıdaki gibi olduğu kabul edilir. [1]

$$\lambda = \frac{f / 2}{h / G C_p} \approx Pr^{2/3} \quad \text{gaz akışları için} \quad (4 - 55)$$

(4 - 45) ve (4 - 54) eşitliklerinin akış prosesini tanımlayan tek diferansiyel eşitliğe birleşimi aşağıdaki gibi olur.

$$\left\{ \frac{1 - M^2}{\gamma M^3 [1 + (\gamma - 1) M^2 / 2]} \right\} dM = \left(\frac{1 + \gamma M^2}{2\gamma M^2} \right) \frac{d\varepsilon_t}{\varepsilon_t} + \frac{\lambda d\varepsilon_t}{\alpha - \varepsilon_t} \frac{1 + 0.9(\gamma - 1) M^2 / 2}{1 + (\gamma - 1) M^2 / 2}$$

(4 - 56)

(4 - 56) eşitliğinin lineer olmayan diferansiyel eşitlik olması nedeniyle, kullanışlı sonuç elde etmek için dijital yöntemler kullanmak gerekir. Böyle bir dijital çözüm; bu eşitliğin sabit duvar sıcaklığında, γ 'nın değerini 1.3 , λ 'nın değerini 0.8 almayı gerektirir.

4 -5 SİSTEM KARARLILIĞI :

Isı değiştiricinin kararlılık problemi, nükleer roket tasarımcıları için oldukça önemlidir. Fiziksel model incelenmesinde en analitik davranışın bile kısıtlı kabuller gerektirmesi nedeniyle, denge kriterlerini oluşturmak zordur.

Laminar - türbilanslı akış :

Çok ince borulardaki akış durumu, basitleştirilmiş modelin kullanımına örnektir. Akış hızı sabitse ve akış yönünde ısı iletimi ihmal edilmişse, boyutsuz formda eşitlikler, sistemi tanımlar. [1]

$$w(t) = \frac{1}{T^{n+1}} \frac{\partial P(x,t)}{\partial x} \quad (4 - 57)$$

$$q_0 = \frac{\partial T(x,t)}{\partial t} + w(t) \frac{\partial T}{\partial x} \quad (4 - 58)$$

$$\mu = T^n \quad (4 - 59)$$

Burada $w(t)$ = Kütle akışı

T = Giriş sıcaklığıyla normalize edilmiş sıcaklık

P = Basınç

t = Zaman

q_0 = Normalize edilmiş birim uzunluk başına ısı kaynağı

μ = Mutlak viskozite

(4 - 57) eşitliği, boruda laminar akış için bilinen Hagen - Poiseuille eşitliğinin bir biçimidir. (4 - 58) eşitliği akan gazın ısı iletim eşitliğidir. Bütün büyüklükler zamandan bağımsız ve bu nedenle sıfır indisiyle gösteriliyorsa, (4 - 58) eşitliği aşağıdaki gibi verilir.

$$T_0 = 1 + \frac{x}{w_0} \quad (4 - 60)$$

Bu sonucu kullanarak, (4 - 57) eşitliği integre edilebilir :

$$\begin{aligned} \Delta P_0 &= - \int_0^1 \frac{\partial P_0}{\partial x} dx = w_0 \int_0^1 \left(1 + \frac{x}{w_0} \right)^{n+1} dx \\ &= \frac{w_0^2}{n+2} \left[\left(1 + \frac{x}{w_0} \right)^{n+2} - 1 \right] \end{aligned} \quad (4 - 61)$$

$$\text{Küçük akışlar için} \quad \Delta P_0 \approx \frac{1}{(n+2) w_0^n} \quad (4 - 62)$$

$$\text{Büyük akışlar için} \quad \Delta P_0 \approx w_0 \quad (4 - 63)$$

Eğer ΔP_0 yeterince büyükse, w_0 için iki çözüm vardır ve (4 - 64) eşitliğinden, daha küçük w_0 daha yüksek çıkış sıcaklığına sahiptir.

L uzunluğunda, yüzey alanı sabit, giriş basınç ve sıcaklığı sırasıyla P_i ve T_i , çıkış basınç ve sıcaklığı P_e ve T_e olan kanalda gazakışını göz önüne alalım. Basınç oranı P_i / P_e 'e yakın ve ısı absorpsiyonu birim zaman ve uzunluk başına sabit orandaysa, (4 - 58) eşitliği aşağıdaki sabit özgül ısıyla sürekli rejimde iletim için ısı ilavesi olarak tanımlanacaktır.

$$\frac{dT}{dx} = \frac{a q}{w} = \frac{b q}{\rho v} \quad (w = \rho v A \text{ sabit olduğunda}) \quad (4 - 64)$$

Burada a ve b , bağımsız sabitlerdir ; ρ , yoğunluk; v , gaz hızıdır. Orantılılık sadeleştirilmesi kullanılarak (4 - 64) eşitliği aşağıdaki hali alır.

$$\frac{dT}{dx} \propto \frac{q}{w} \propto \frac{q}{\rho v} \quad (4 - 65)$$

Sabit uzunluk düeti için bu orantılılık, (4 - 65) eşitliğinin integre edilmiş formuna dahil edilebilir. Bu da aşağıdaki gibi olur.

$$T_e - T_i \propto \frac{q L}{w} \propto \frac{q}{\rho v} \quad (4 - 66)$$

(4 - 66) eşitliğinin, T_i giriş sıcaklığıyla bölünmesiyle, ϕ boyutsuz sıcaklık parametresi tanımlanır:

$$\phi = \frac{T_e}{T_i} - 1 \propto \frac{q}{w T_i} \quad (4 - 67)$$

Nükleer roket ısı değiştiricilerinde, dikkate değer bir performans için ϕ 'nin değeri 10 seviyesine ulaşmalıdır. Tek bir düet için (4 - 67) eşitliği, bu oranın her q ve T_i için debiyile kontrol edilebildiğini gösterir. Bununla birlikte eğer P_i , T_i ve P_e aynı sürekli rejim değerinde belirlenmişse, ısı transferinin kararsız hale dönüşebildiği durum olabilir. Sıcaklıktaki yükselme gazın viskozitesini arttıracak ve yoğunluğunu düşürecektir. Bu faktörler debiyi ve buradan da ısı absorpsiyonu için kanallın kapasitesini azaltacaktır. Bunun matematiksel anlamı, yeterince büyük ϕ için q , sabitlenmiş P_i , T_i ve P_e için ϕ 'nin azalan fonksyonu olabilir. Böyle bir kararsızlık aşırı ısınma sonucu kanalın çalışmamasına yol açabilir. Bu kararsızlığın nicel analizi, eğer sürtünme sabit yüzeyli kanalda basınç düşümünün başlıca kaynağı gibi alınabiliyorsa yapılabilir. Sonrasında basınç gradyanı aşağıdaki ilişkiyi sağlayacaktır.

$$\frac{dP}{dx} = B \mu^\beta \rho^{1-\beta} v^{2-\beta} \quad (4 - 68)$$

$$\frac{dP}{dx} \propto \frac{\mu^\beta w^{2-\beta}}{\rho}$$

Burada B bir sabit ve β , laminar akış için 1, Reynolds sayısının 3000 ile 150000 arasındaki değerleri için yaklaşık 0.20 ve büyük reynolds sayıları için sıfıra doğru azalır. Eğer gazın yaklaşık sabit basınçta olduğu kabul edilirse ($P \approx P_i$), yoğunluk - sıcaklık ilişkisine aşağıdaki ifadeyle yaklaşıldığı,

$$\rho \propto \frac{1}{T} \quad (4 - 69)$$

ve viskozite sıcaklık ilişkisinin aşağıdaki gibi alınabildiği görülür. [1]

$$\mu \propto T^{1/2} \quad (4 - 70)$$

Sonra (4 - 68) eşitliği aşağıdaki biçime dönüşür.

$$\frac{dP}{dx} \propto w^{2-\beta} T^{1+\beta/2} \quad (4 - 71)$$

(4 - 66) eşitliği, ısı eşitliği ve (4 - 67) eşitliğinden aşağıdaki boyutsuz ilişki çıkarılır.

$$dx \propto T_i \frac{dT}{\varphi} \quad (4 - 72)$$

ve verilen T_i için;

$$dx \propto \frac{dT}{\varphi} \quad (4 - 73)$$

olur. (4 - 71) eşitliğinde, bu ilişkinin yerine konması aşağıdaki sonucu verir.

$$-dP \propto \frac{w^{2-\beta}}{\varphi} T^{1+\beta/2} \quad (4 - 74)$$

Bu ifadenin integrali aşağıdaki sonucu verir :

$$P_i - P_e \propto w^{2-\beta} \varphi^{-1} (T_e^{2+\beta/2} - T_i^{2+\beta/2}) \quad (4 - 75)$$

Sabitlenmiş T_i için (4 - 67) eşitliğiyle φ 'nin $w \propto q/\varphi$ olarak tanımlanmasından ;

$$P_i - P_e \propto q^{2-\beta} \varphi^{\beta-3} [(1 + \varphi)^{2+\beta/2} - 1] \quad (4 - 76)$$

olur. Bu ilişkiden sabitlenmiş P_i, T_i ve P_e için ;

$$q^{2-\beta} \propto \frac{\varphi^{3-\beta}}{(1 + \varphi)^{2+\beta/2} - 1} = Q(\varphi) \quad (4 - 77)$$

olur. Burada $\varphi = (T_e/T_i) - 1$ dir.

Kararlılık ve kararsızlığın birleştiği bölgeleri tanımlamada ilk olarak, fonksyon uygunluğu konusu tanımlanır. [1]

$$G(\varphi) = \frac{1}{Q(\varphi)} \quad (4 - 78)$$

Kararlılık için q, φ 'nin artan fonksyonu olmalıdır. Diğer bir anlamda $Q(\varphi)$, φ 'nin artan fonksyonu olmalıdır. (4 - 78) eşitliğinin φ 'ye göre diferansiyeli alınır aşağıdaki ifadeyi elde ederiz.

$$\frac{dG(\varphi)}{d\varphi} = \frac{(1 + \varphi)^{1+\beta/2}}{\varphi^{4-\beta}} \left[\left(\frac{3}{2} - \beta - 1 \right) \varphi - (3 - \beta) + \frac{3 - \beta}{(1 + \varphi)^{1+\beta/2}} \right] \quad (4 - 79)$$

φ 'nin pozitif olması nedeniyle kararlılığın ölçütü, gruptaki nicelik için sıfırdan küçük olmaktır. Bu suretle $G'(\varphi)$ negatif ve $Q(\varphi)$, φ 'nin artan fonksyonu yapısıdır. Bu aşağıdaki gibi olur.

$$\left(\frac{3}{2} \beta - 1 \right) \varphi - (3 - \beta) + \frac{3 - \beta}{(1 + \varphi)^{1+\beta/2}} < 0 \quad (4 - 80)$$

$$\text{veya} \quad \frac{1}{(1 + \varphi)^{1+\beta/2}} < 1 - \frac{3\beta - 2}{6 - 2\beta} \varphi$$

Laminar akış durumu için $\beta = 1$, yerine konulduğunda eşitsizlik aşağıdaki şekle indirgenir ve yaklaşık olarak $\varphi < 3.6$ alınarak sağlanır.

$$\frac{1}{(1 + \varphi)^{3/2}} < 1 - \frac{\varphi}{4} \quad (4 - 81)$$

φ 'nin 3.6 dan büyük değerleri için akış kararsız olacaktır.

Boğma :

Isı transferi olan sürtünmeli ve sabit yüzey alanlı bir kanalda sıkıştırılabilir akışkan akışında boğma adı verilen bir olayla karşılaşılır. Bu durum en iyi uzunluğu x olan bir kanalda lokal Mach sayısının incelenmesiyle görülebilir. [1]

$$\frac{dM^2}{dx} = \frac{\phi(x)}{1 - M^2} \quad (4 - 82)$$

Yukarıdaki eşitlikte kanalın sabit yüzey alanı, sabit özgül ısı ve molekül ağırlığı durumu için :

$$\phi(x) = M^2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \left[(1 + \gamma M^2) \frac{d(\ln T_t)}{dx} + \gamma M^2 \frac{4}{D} \right] \quad (4 - 83)$$

Bizim duruma göre ısı ilavesi ve sürtünme ile sabit yüzey alanlı bir kanal boyunca akış için x ve ϕ pozitiftir. Burada, $M = 1$ iken sürekli akışta bu mümkün değildir. Bu, akışın başlangıçta ses hızının az altında ve $x = x_0$ 'da Mach sayısı için 1'e ulaşıldığı kabulleriyle denenebilir. Sonrasında akışın ses üstü olduğu kabulü yapılır. Bunun $x_0 + \Delta x$ noktasında (4 - 82) eşitliğine göre anlamı;

Δx pozitifken dM^2/dx 'in negatif olacağıdır. $x_0 + \Delta x$ de M^2 birden büyükse, x_0 ve $x_0 + \Delta x$ aralığında dM^2/dx pozitif olacaktır ki bu da akışın ses üstü hızı dönüşmesi tezine ters düşer.

Başlangıçta akış ses hızının altındaysa, akışın ses üstü hızı dönüşmesi için bu mümkün değildir. Boğma noktasında dM^2/dx sonsuz ve akış özelliklerinin çoğunun değişimi sonsuz orandadır. Eğer akış bir kanalda oluyorsa, kararlı halde akışı korumak olanaksızdır.



5. MALZEMELER :

Roket reaktörünün maksimum performans değeri, reaktör bileşenlerinin yapısal ısınlamaları tarafından belirlenir. Maksimum performans, bileşenlerin tüm parçalarının olanaklı olan malzeme limitleri içine çekildiği tasarımla olur.

5 - 1 TEMEL GEREKSİNİMLER :

Roket reaktöründe gereksinimler dört kısımda incelenir : yakıt elemanları, moderatörler, kontrol elemanları ve yapı malzemeleri.

Yakıt elemanları :

Reaktör kalbinde yüksek performans elde etmek, yakıt elemanlarının soğutucu - itici roket yakıtı gazını çok yüksek sıcaklıklara ısıtmasıyla olur. Yakıt elemanı hacminin her yerinde fisyon gücü üretilmesi ve malzemenin her yerinde gama ışını absorpsiyonu olmasıyla enerji birikimi olacağından, yakıt elemanı iç sıcaklık gradyanlarının etkisi altında kalacaktır. Ek olarak yakıt elemanları, akışkan akışının doğal karakteristikleri nedeniyle soğutucu akışkanın doğurduğu basınç farklılıklarından kaynaklanan yüklere karşı koymalıdır. Diğer gereksinim, roket güç üretici reaktörün saniyeler mertebesindeki bir zaman aralığı içinde maksimum sıcaklık ve tam güce tam güce erişme yeteneğine sahip olmasıdır. Bir yakıt elemanı malzemesi, fisyon malzemesinde yapısal bozulma ve önemli kayıp olmaksızın yüksek sıcaklıktaki hidrojen hücumuna karşı koyabilmelidir.

Sonuçta iyi bir yakıt elemanı, yüksek sıcaklıklara dayanıklı olmalı; iç sıcaklık gradyanlarını düşüren ısıl iletkenliğe sahip olmalı; yüksek sıcaklıklı roket yakıtının hücumuna direnebilmelidir.

Yavaşlatıcı ve yansıtıcılar :

Homojen kalp yavaşlatıcı reaktörlerde nötron termalizasyonu, öncelikle kalp malzemesi yani yakıt elemanı malzemesiyle sağlanır. Bununla birlikte, yakıt elemanı yavaşlatması gerektirmeyen reaktör tipleri vardır.

Bu kategorideki iki genel tip; matrix geometrili kalplerde yavaşlatmanın, malzemeyle zarf arasında yapıldığı ve dıştan yansıtıcı kalplerde reaktör kalbinin etrafının termalize edici malzemeyle kaplanarak yapıldığı türdür. İyi bir yavaşlatıcı; düşük atom ağırlığına, düşük nötron tesir kesitine, yüksek iletkenliğe, heterojen matrix ve yansıtıcı moderatörlü geometrilerde kullanıldığında yavaşlatma sıcaklıklarında dirençli bir yapıya ve soğutucu akışkanla birlikte kullanılabilme özelliğine sahip olmalıdır.

Kontrol elemanları :

Fisyon reaksiyonunu kontrol ederek reaktörleri istenilen bir güçte çalıştırmak, reaktörü durdurmak ve tekrar yol vermek için kullanılan kontrol elemanları büyük nötron yutma etkin kesitine, iyi mekanik özelliklere ve korozyona karşı dayanıklılığa sahip olmalıdır.

Yapı bileşenleri :

Tüm roket reaktörlerinin iki önemli yapısal bileşeni; dış basınç tabakası ve iç kalp destekleyici yapıdır. Basınç tabakasının genellikle sıcak kalpten ısı izolasyonu yapılır. Bu şekilde basınç tabakasında yüksek sıcaklıklara dayanabilme özelliği aranmaz. Bununla birlikte, enerji gama yutulmalarıyla tabakada birikir . Bu, malzemede iç ısınma ve termal gerilmelere neden olur. Bu nedenle tabaka soğutucu sistem gerekir. Tabakanın sıvı roket yakıtıyla soğutulabilmesi nedeniyle, tabaka malzemesi için öncelikli gereksinim sıvı roket yakıtı ile uygunluktur. Tabaka malzemesinin dayanım - yoğunluk oranı, minimum ağırlıklı basınç tabakalarının kullanımına izin verecek kadar yüksek olmalıdır. Tabaka çalışma sırasında, reaktör kalbi basıncıyla dairesel olarak, iç basınç ve aksiyal roket motoru itmesiyle de aksiyal olarak yüklenir.

İç kalp destekleyici yapısı, reaktörün yapısal dizaynında çok önemli problemlerde görev alır. Bu malzeme çok sıcak ve aşındırıcı roket yakıtı gazı ortamında varlığını sürdürebilmeli, kalbin basınç düşümü ve tüm diferansiyel sıkıştırma yüklerini taşımalıdır. Bazı özel tasarımlarda toplam yük aşırı yüksek olabilir. Örneğin basınç düşümü, 91.5 cm çaplı bir reaktörde 14 kg/cm^2 olabilir. Sonuç olarak yapı malzemeleri, yüksek dayanım - yoğunluk oranları, yüksek ısı iletkenlik ve roket yakıtıyla uyumlu kullanılabilir olma özelliklerine sahip olmalıdır.

5 - 2 FİZİKSEL ÖZELLİKLER :

a - Yakıt elemanları :

Yakıt elemanı malzemesi seçimi, çalışabilme gereksinimi olan 5500°C 'nin üzerindeki sıcaklıklarla önemli ölçüde sınırlıdır. Saf elementlerden sadece grafit, C ; tungsten, W ; tantal, Ta ; Molibden, Mo ; niobyum, Nb ; ve Rhenyum, Re; yeterince yüksek erime ve süblimleşme sıcaklıklarına izin verir. Binlerce kimyasal bileşik bilinmesine rağmen, roket reaktörü yakıt elemanı için sadece tungsten, tantal, niobyum ve zirkonyumun basit metalik karbit, nitrat ve baritlerinin potansiyel değer taşıdığı görülür.

Grafit :

Normal grafitin ısı iletkenliği oda sıcaklığında yüksektir ($\sim 75 \text{ kcal / m h } ^\circ\text{C}$), ancak sıcaklık arttıkça hızla düşer. Grafitin dayanımı 6250°C 'ye kadar artar ve 7250°C 'den 7500°C 'ye kadar hızla düşer. Grafit yüksek sıcaklıklarda ve yük altında yüksek esneme oranları göstermesine rağmen, yapısal bozuklukların bu sıcaklıklardaki gerilme ve sıkıştırmalarda, oda sıcaklıklarındaki gibi gevrek kırılmalara neden olduğu görülür. Isıl genleşme katsayısı, düşük genleşmeli çeliklerle karşılaştırıldığında 6250°C sıcaklığa kadar yaklaşık iki çarpanıyla artar. Grafit, uranyuma UC_2 formunda ya direkt yüklemeye ya da yüksek sıcaklıkta ayrılan uranyum tuzunun karbonla birleşmesiyle yüklenir.

Tungsten :

Tungsten yüksek sıcaklık gerektiren durumlarda kullanılan bir malzemedir. Saf halde yüksek sıcaklık görevleri için uygun değildir. Uzun süreli yüksek sıcaklıklarda tanecikler büyüyerek, iri kristal tanecikli çok zayıf ve gevrek bir malzeme meydana gelir. Lamba teli üretiminde tanecik büyümesi, içine küçük miktarlarda ThO_2 ilavesiyle önlenir. ThO_2 etkin bir şekilde tanecik sınırlarında hareketi durdurur ve küçük taneciklerin birleşmesinin önler. Reaktör uygulamaları için bu teknik UO_2 ile kullanıldığında ThO_2 'ye göre daha mantıklı olur. Tungsten metali, grafitin oda sıcaklığından 6250°C 'ye kadar olan değişiminden biraz daha az değişen, yüksek ısı iletkenliğe sahiptir. Tungstenin 5000°C civarındaki mukavemeti düşüktür.

Molibden :

Molibden yüksek sıcaklıklı reaktör yakıt elemanları için kullanışlı olan diğer bir metaldir.

Erime noktasının tungstenin 1250°C altında olması nedeniyle, 5000°C 'nin üzerindeki yüklerde çalışma yeteneği yoktur. Molibdende de tungsten gibi tanecik büyümesi problemi vardır. Bu da tıpkı tungsten gibi taneciklere ThO₂ veya UO₂ ilavesiyle çözülebilir. Isıl iletkenliği tungsteninkinden daha az, 6250°C 'deki grafitinkinden yüksektir.

Diğer malzemelerden rhenyum, yüksek erime sıcaklığı ve nadir bulunmasıyla tanınır. Tantal 2500 ile 5000 °C arasında hidrojen gazıyla temas ettiğinde hidrat halini alır. Tanecik büyümesi tantal içinde problem olmakla birlikte, çözüm tungsten ve molibdenle aynıdır. W, Ta, Zr, Nb nitratlar genellikle 3750°C 'nin altında aşırı gevreklikleri ve yaklaşık 5625°C 'nin üzerindeki sıcaklıklarda ayrışmaya veya ortamda karbon varsa karbonla birleşmeye meyillidir. Nitratlar, metalik karbitlerle karşılaştırıldığında yüksek sıcaklıklarda daha düşük mekanik dayanıma sahiptirler ve daha az kararlıdır. Ayrıca üretimi karbitlerden daha zordur.

W ve Zr boritler 6250°C 'nin üzerine kadar kararlıdır ve bu sıcaklıklarda düşük zorlamalı yapısal malzemeler gibi kullanılabilirler. Bununla birlikte doğal boronun içerdiği B¹⁰ oldukça yüksek termal nötron yakalama etkin kesitine sahiptir. Bu nedenle doğal boron reaktör yapı malzemesi olarak kullanılamaz.

W, Ta, Zr ve Nb 'un metalik karbitlerinin 5250°C 'nin üzerinde iyi termal şok direnci karakteristiklerine sahip oldukları görülür. Bu malzemelerin erime sıcaklığı tungsten karbit hariç 7000°C 'nin üzerindedir. Tungsten karbitin erime sıcaklığı 6250°C 'nin altındadır. NbC 7875°C den fazla bir erime sıcaklığına sahiptir.

b - Yavaşlatıcı ve yansıtıcılar :

Yavaşlatma özelliği bakımından en iyi elementler su, ağır su, grafit, berilyum ve BeO dur.

Be ve BeO iyi birer yansıtıcı ve yavaşlatıcı malzemedir. Be ve BeO diğer malzemelerden yoğunluk ve ısıl iletkenlikle ayrılırlar. Yavaşlatma sıcaklıklarında (< 2500°C) BeO, kırılğan ve birçok oksit gibi zayıf ısıl iletkenliğe sahiptir. Be ise oldukça esnek ve iyi bir iletkendir. H₂O 'nun yavaşlatma gücü büyüktür. Ayrıca nötron yutma etkin kesitide büyüktür. Ağır su ise yavaşlatma gücü büyük, nötron yutma etkin kesiti küçük olan bir malzemedir. Bu nedenle yavaşlatma oranı yüksek olan ağır su, iyi bir yavaşlatıcı malzemedir.

Hidrojen ve döteryumun hidrokarbon bileşikleri yüksek kaynama noktalarıyla yavaşlatıcı olarak kullanılabilirler. Ancak uzun süreli gama ve nötron akısı altında radyasyondan etkilenirler. Yavaşlatıcının roket yakıtının kendisi olduğu durumlarda, yüksek güçlü roket reaktörleri için sıvı yavaşlatıcı kullanımı en pratik olanıdır.

Katı hidrokarbonlar yavaşlatıcı malzemesi olarak pek cazip görünmezler. Bununla birlikte Ce ve Zr metalik hidratlar yüksek sıcaklıkta yavaşlatma ve roket reaktöründe kullanılan hidrojenin çok yüksek basınçları altında kullanımı için uygundur. Bu metalik hidratlar 1875°C 'nin üzerindeki sıcaklıklarda ayrışmaya ve hidrojen kaybolmasına yol açar. Metalik hidratların başlıca dezavantajı C, Be ve D₂O ile karşılaştırıldıklarında yüksek yoğunluklarıdır.

c - Kontrol elemanları :

Reaktör kontrol malzemeleri için temel gereksinim iyi bir nötron yutucusu olma özelliği olduğu için bu malzemelerin seçiminde belirleyici olan nükleer önceliklerdir. B, Cd, Gd, Eu 'nun bileşikleri başlıca kontrol malzemeleridir. Boron, bakır gibi metallerle alaşım formunda ve alüminyumla karpit yayılmış formunda boral tabaka olarak kullanılabilir. Ayrıca 4375°C 'nin biraz üzerine kadar iyi bir boyutsal kararlılığa yüksek ısı iletkenliğe sahiptir. Kadmiyum genellikle saf metal olarak kullanılır. Fakat kadmiyum borotungstat ve dimetil kadmiyum gibi katı ve sıvı bileşiklerde kullanılabilir. Gadolinyum ve Europyum ise oksit halde kullanışlıdır.

d- Yapı bileşenleri :

Yakıt elemanı olarak üzerinde durulan aynı zamanda yüksek sıcaklıkta yapı bileşeni olarak kullanılır. Basit dayanımın yanı sıra basınç tabakası ve diğer düşük sıcaklıklı reaktör bileşenlerinin kullanımı için malzeme seçiminde gama ısıtması ısı çekme problemleride göz önünde bulundurulmalıdır. Verilen gama akısında ısıtmanın hacimsel oranı, aşağı yukarı malzeme yoğunluğuna doğru orantılıdır. İç sıcaklık farkı, hacim ısı oranı ve malzemenin ısı iletkenliğiyle bölünen bileşenin bazı karakteristik kalınlıklarının karesine orantılıdır. Basınç tabakası ve diğer birkaç yapı için bu kalınlık, malzeme mukavemetine ters orantılıdır. Gama alanında neden olunan iç sıcaklık farkı için ifade, malzeme yoğunluğunun ısı iletkenliğe oranının mukavemetin karesine bölümüyle orantılı olarak elde edilebilir. Neden olunan elastik termal gerilme Young modülü sonucuna, malzemenin genleşme katsayısına ve neden olunan iç ısı gerilmeye orantılıdır.

Gama radyasyon alanında kullanıma göre yapı malzemelerini ısı gerilme temelinde karşılaştırmak için genel parametre σ_2 aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\frac{\sigma_{th}}{\sigma_y} \propto \frac{\alpha E \rho}{(1 - \nu) k \sigma_y^3} = \frac{\sigma_2}{10^{11}} \quad (5 - 1)$$

Burada ; σ_{th} = neden olunan termal gerilme

σ_y = malzeme dayanım değeri

α = ısı genleşme katsayısı

E = Young modülü

k = iletkenlik

ρ = yoğunluk

ν = malzemeye göre Poission oranıdır.

5 - 3 NÜKLEER KAREKTERİSTİKLER :

a - Yakıt elemanları :

Tungstenin makroskopik termal yutma etkin kesiti, grafitin etkin kesitinin yaklaşık 3000 katıdır. W ve Ta 'ın epitermal bölgelerde çok sayıda rezonansı vardır ve iki malzemenin de rezonanslı yutma etkin kesit değerleri yüksektir. Daha düşük atom ağırlığı nedeniyle iyi bir yavaşlatıcı olan grafit, homojen ve matrix geometrilerin her ikisinde de kullanılabilirken, W ve Ta yavaşlatıcı matrix kalplerde kullanım için en uygun olanıdır. Nb ve Zr 'un termal ve rezonanslı yutma etkin kesitleri W ve Ta ile karşılaştırıldığında küçüktür. Nb ve Zr, saf metal olarak yakıt elemanı için kullanışlı değildirler. Fakat bu elementlerin yüksek erime noktalı karbitleri nötron yavaşlatıcı olarak kullanılabilirler.

b - Yavaşlatıcı ve yansıtıcılar :

Hidrojen ve izotopları, He, Li, Be, B ve C yeterince düşük atom ağırlıklarıyla yavaşlatıcı olarak düşünülebilirler. Li ve B aşırı nötron yutucu olmaları nedeniyle tercih edilmez. He ise düşük yoğunluğu nedeniyle pratik değildir. Böylece C, Be, BeO ile hidrojen ve döteryumun birkaç uygun bileşiği yavaşlatıcı olarak kullanılır.

Karbon sıradan bir yavaşlatıcı ve yansıtıcıdır. Nötron termalizasyonu için berilyumun yaklaşık iki katı kalınlıkta karbon gerekir. Bununla birlikte, grafit yüksek sıcaklıklarda iyi mukavemet ve yüksek ısıl iletkenlik karakteristikleri nedeniyle yaklaşık 6250°C 'nin üzerine kadar yavaşlatıcı görevini yapar. Düşük atom ağırlıkları nedeniyle Be ve BeO iyi birer yavaşlatıcı ve yansıtıcıdır. Berilyumun yavaşlatma gücü grafitin yavaşlatma gücüne yakındır. Pahalı bir element olan berilyumun ısıl iletkenlik katsayısı iyi olup korozyona karşı dayanıklıdır ve radyasyon altında çalışmaya çok elverişlidir. Isıl iletkenliği iyi olan BeO 'in yavaşlatma yoğunluğu grafitten daha iyidir. Ancak çok kırılgan ve radyasyon hasarına dayanıklı değildir. D₂O birim kalınlık başına termalizasyonda BeO ve Be metali arasında bir yerde olan iyi bir yavaşlatıcı ve yansıtıcıdır. Nötron yutma etkin kesitinin küçük olma özelliği iyidir. Tek proton kütlesi nedeniyle hidrojen en iyi yavaşlatıcıdır. Fakat nötron proton çarpışmasında yüksek geri saçılmanın meydana gelmesi nedeniyle zayıf bir nötron yansıtıcısıdır. Aynı zamanda, hidrojen oldukça yüksek termal nötron yutma etkin kesitine sahiptir.

Yoğunluğu sudan sadece biraz küçük olan sıvı hidrojen, yavaşlatıcı için uygundur. Sıvı hidrojenin düşük sıcaklıklarda termal nötron saçılma etkin kesiti, oda sıcaklığındakinden daha büyüktür. Bu nedenle, saçılmalı çarpışmalar daha sık meydana gelir ve böylece termal difüzyon uzunluğu yaklaşık bir santimetreden birkaç milimetreye kadar kısalır. Hızlı nötronlar, sıvı hidrojende sızma olmaksızın termalize edilir ancak sonrasında yutulurlar. Bu olay termal sıçrama olarak isimlendirilir. Bu sonuca göre sıvı hidrojen yalnız başına yavaşlatma için iyi bir seçim değildir.

Yavaşlatıcı olarak kullanılan çeşitli sıvı ve katı hidrokarbonlar da vardır. Potansiyel roket yakıtı olan C₃H₈ , C₈H₁₈ ve (CH₂)_n bu hidrokarbonlar arasındadır. Yine potansiyel roket yakıtı olan NH₃ ve N₂H₄ yavaşlatıcı olarak kullanılabilir.

Zr ve Ce 'un metalik hidratları gibi diğer hidrojen bileşikleri sadece kendi hidrojen yoğunluklarına orantılı olarak yavaşlatıcı olabilirler.

Yavaşlatıcı olarak kullanım için karşılaştırmada kullanışlı iki temel parametre ; yavaşlamayla azalan güç ve yavaşlatma oranıdır. Bunlardan ilki epitermal enerji sınırında olan saçılma çarpışmalarındaki birim yol uzunluğu başına kesirli nötron enerji kaybı ölçüsüdür. İkinci parametre yavaşlamayla azalan gücün, çarpışma başına yutulma olasılığına oranıdır.

c - Kontrol elemanları :

Belli başlı kontrol elemanları B, Cd, Gd ve Eu olup bunlar yüksek termal nötron yakalama etkin kesitine sahiptir. Nükleer roket reaktörlerinin kritik çalışmasının oda sıcaklığında ve yüksek sıcaklıklarda (6250°C) olması nedeniyle reaktör içindeki malzemelerin yakalama ve fisyon etkin kesitlerinin dönüşümlerine bakmak gereklidir. Soğutmalı matrix geometriler ve hidrojen yavaşlatıcılı kalplerde nötron sıcaklığı, yakıt elemanının bütün sıcaklık çalışma sahası boyunca değişmeyecektir. Bu nedenle etkin kesitin nötron enerjileriyle değişimi az önem taşır. Bununla birlikte homojen kalp yavaşlatıcılı reaktörlerde nötron sıcaklığı, kalp yakıt elemanı sıcaklığını yakından izleyecek ve etkin kesit değişimleri önem kazanacaktır.

Kontrol çubukları için istenen şey, çubuk malzemesinin nötron yutma karakteristiklerinin nötron sıcaklığıyla değişmemesidir. Bu şekilde çubuk, kalbin her çalışma durumunda aynı toplam kontrolü sağlar. Bu sonuca göre Gd ve Eu, kontrol çubuğu malzemesi için Cd ve B kadar cazip değildirler. Buna rağmen Gd ve Eu 'nun 6250°C den düşük sıcaklıklardaki yüksek toplam yakalama etkin kesitleri, bu elementlerin çok küçük ve hafif kontrol çubuklarının yapımında kullanılabileceklerini gösterir.

d/- Yapı bileşenleri :

Yapı malzemeleri için nükleer karakteristikler, gama yutma katsayıları ve nötron yakalama veya aktivasyon etkin kesitleridir.

5 - 4 KARŞILIKLI ETKİLEŞİMLER :

Roket yakıtı, malzemeler ve geometrinin olası tüm kombinasyonlarının eşit uygunluğu göstermeyeceği açıktır. Bu nedenle her karakteristiğin seçiminde reaktör sistemindeki diğer elementler üzerindeki etki düşünülmezsizin optimum bir sistem gerçekleştirilemez. Düşük kaynama noktaları ve buharlaşma ısıları nedeniyle başlıca soğutucu özelliği olan roket yakıtları H ve CH₄ 'ün sıvı yavaşlatıcı olarak kullanımında güçlükler vardır. Katı yavaşlatıcılı soğutucu sistemlerin dizayn problemleri, yavaşlatıcı büyük blok hacimlerdeyse daha kolay ve kesin çözümlüdür. Soğutucu özelliği olan roket yakıtlar, heterojen matrixli kalplerde kullanım için uygun değildir. Ancak katı yansıtıcı yavaşlatıcılı sistemlerde kullanılması iyi olabilir.

Öte yandan oda sıcaklığı hidrokarbonları, amonyak ve hidrazin sıvı hirojenli moderatör sistemlerinde kullanım için oldukça uygundur. Fakat yutma karakteristikleri nedeniyle sadece heterojen kalpli geometrilerde kullanılabilirler. Yansıtıcı homojen silindirik kalpler heterojen matrixlerden daha yüksek kritik kütleye ihtiyaç duyabilirler. Fakat fisyon yoğunluğu için ihtiyaç duyulan maksimum uranyum konsantrasyonu, matrix geometrilerde daha yüksek olabilir.

Pratik bakımdan yakıt elemanı malzemesi seçimi " en iyi " kalp geometrisi seçimini etkileyecektir. W ve Ta 'ın epitermal yakalama etkin kesiti , kalp yavaşlatıcılığı, matrix geometrilili ve yığın metal yakıt elemanlı sistemlerde W ve Ta 'ın en kullanışlı olduğunu gösterir. Böyle bir heterojen kalpte yavaşlatma, oda sıcaklıklı hidrojen yakıtının kullanımıyla en kolay şekilde başarılabilir.

Kalp geometrisi ve akış düzeninin seçimi, yakıt elemanlarının fiziksel boyutları ve ısı transfer karakteristikleri üzerinde çok önemli etkiye sahiptir. Tüm kalbi uzun kanallı aksiyal akışlı olan sistemler, göreceli olarak büyük Reynolds sayısına varırlar ve büyük akış kanalı genişlikleriyle sonuçlanırlar. Yakıt elemanı boyunca radyal akışlı heterojen geometriler; kısa akış kanalı, düşük Reynolds sayılı akışlar ve küçük kanal genişlikleriyle karakterize edilirler. Yüksek Reynolds sayılı akışlar, yüksek basınç düşümleri ve duvardan gaza büyük sıcaklık farklılıklarıyla sonuçlanırlar. Birim kalp hacmi başına ısı transfer oranının yaklaşık sabit kaldığı ve kalp yapısının büyütüldüğü veya değiştirildiği kabulü yapıldığında, basınç düşümü ve ihtiyaç duyulan sıcaklık potansiyeli azalan reynolds sayısıyla birlikte düşer.

5 - 5 NÜKLEER TAHRİK UYGULAMALARINDA KULLANILAN MALZEMELER :

Nükleer termal tahrik uygulamaları için üzerinde durulmuş ve kullanılmış olan yakıt formları ; uranyum karbitleri gibi yüksek sıcaklıklı uranyum seramikleri, uranyum nitrat ve uranyum karbonhidrattır.

Rover / NERVA nükleer roket programında karbon bileşikleri dört tip nükleer yakıt üretmek için seçildi. Bunlar : grafit içine saçılmış UC_2 ; grafit matrix içine serpiştirilmiş ve NbC kimyasal buharıyla sarılmış UC_2 kaplı prolitik (PyC) küreler ; NbC veya ZrC 'le kaplanmış karışık grafit uranyum yakıt ; tek fazlı uranyum, zirkonyum karbit [(U, Zr) C] yakıt.

Rover / NERVA programı önemli yakıt performansı verileri ortaya çıkarmasına rağmen, 2200 K 'ın üzerinde yakıt elemanının ihtiyaç duyduğu performans karşılamanın azalması problemini çözemedi.

Uranyum ve karbonun kütle kayıpları, kalp reaktivitesi ve test işletim sürelerinde kayıba neden olur. Yakıtta çatlakların gelişimi makul seviyeleri aşar. Karbon / UC_2 ötektik veya " mid - band " korozyon kinking gibi karbon bileşikli yakıtların ömrü ve işletme sıcaklığına etki eden anahtar problemler makul limitlerde çözülemedi. Yedi tek fazlı karbit yakıt [($U_{0.1} Zr_{0.9}$) $C_{0.95}$] çubuğun testler sonucu ortaya çıkardığı veriler, bu yakıtların performans potansiyellerinin değerlendirmesine göre yetersiz olduklarını göstermiştir.

Rover / NERVA programının sonucu nedeniyle, perismatik karbit yakıtı geliştirme çabaları başlıca kaplama teknolojisi üzerinde odaklanmıştır. ZrC , NbC ve TaC bu amaçla düşünüldü ve diferansiyel kaplama gibi test edilmiş olan kaplama metotları yapıldı. ZrC kaplı yakıt örneğinin nükleer olmayan testi, " mid - band " hidrojen korozyon probleminin azalmasında önemli düzelmeler göstermiştir. Sonuçta karbon bileşikli yakıtların karışım yakıt formunun, nükleer termal roketin daha güvenilir uygulamaları için en iyi potansiyel olabileceği görüldü.

1960 'ların başlarında iki ayrı yüksek sıcaklıklı Cermet yakıt gelişim programı karbon/ karbitli yakıtlara alternatif olarak gösterildi. GE 710 reaktörü ve Argonne Ulusal Labratuarı (A.N.L) nın nükleer roket programları, tungsten - uranyum dioksit Cermet yakıtları üzerinde yoğunlaştırıldı. Her iki programda gelişme için seçilen yakıt dizaynı üç kısımdan oluşuyordu:

- 1 - Küçük, 100 mm'lik tip. Biri diğerinden ayrılmış yakıt tanecikleri.
- 2 - Ayrı bir yakıt matrixi için, erimeyen alaşım metal tabaka sarılı yakıt taneciği hazırlama.
- 3 - Erimeyen alaşımlar kullanımı şeklinde tüm yakıtın dış kaplaması.

A.N.L. Cermet yakıt geliştirme programında (Gd_2O_3), UO_2 için optimum yakıt dengeleme katkısı olarak tayin edildi. Tungsten ve tungsten alaşımları kaplama amaçlı kullanıldı. Cermet yakıtının sıcaklık yeteneği testlerinde yakıt 1 saat süreyle 3273 K 'de , 50 saat süreyle 2973 K 'de çalıştı.

Yakın zamanda başlıca iki nükleer termal tahrik programı üzerinde çalışıldı. Bunlar; başlangıcı 1962 'ye uzanan Commonwealth of Independent states (C.I.S.), yüksek sıcaklıklı nükleer yakıtlar ve nükleer termal tahrik gelişim programı ve Birleşik Devletler Uzay Nükleer Termal Tahrik programı (S.T.N.P.) dır.

S.T.N.P. programında, yüzbinlerce kaplamalı partikül yakıtlar üretildi ve test edildi. İkili ve üçlü ZrC kaplamalı yakıt partikülleri üzerinde duruluyor.

C.I.S. programındaki başlıca düşünölen yakıt malzemeleri (U, Zr, Nb)C ve (U, Zr) C, N 'in katı çözeltileridir. (U, Zr, Nb)C yakıtının katı çözeltileri bükölmüş şerit şeklinde üretildi ve hidrojenle 3050 K maksimum sıcaklık ve 30 Mw / dm³ maksimum güç yoğunluğunda test edildi. Test sonuçlarıyla ilgili herhangi bir bilgi yok.



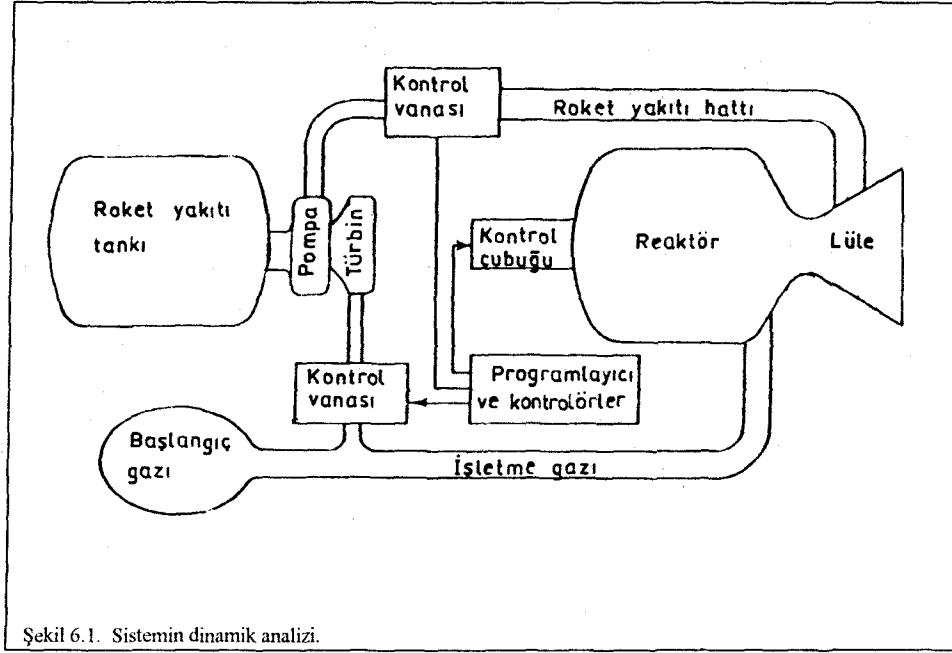
6. SİSTEM KONTROLÜ :

Pratikte nükleer reaktör kontrolünü etkileyen; fisyon prosesinin etkileri, nötron yutulma etkin kesitinin sıcaklıkla değişimi, kalp yapısında geometrik değişimler ve kontrol çubuğu etkinliğine ek olarak nükleer roket reaktöründe olası en kısa zaman aralığında çalışma koşullarına ulaşılması söz konusudur.

Roket kontrol sistemi dizaynında her bileşenin diğer tüm bileşenler ve sistemin bütünü üzerindeki etkilerini düşünmek gerekir. Yapısal sapmaların kararlılık ve kumanda üzerindeki karşılıklı etkisi, yerçekiminin olduğu pozisyonadaki yakıt tüketimi, roketin fırlatma esnasındaki tutumu ve ivmelerin itme gereksinimleriyle çekim üzerine etkileri var olan etkileşimin sadece birkaçıdır.

Başlıca bileşenler :

Nükleer roket motoru tesisatının başlıca bileşenleri; vanalar dahil roket yakıtı tesisat sistemi, roket yakıtı türbin - pompa grubu ve tesisatı, nükleer ısı kaynağı ve ısı değiştirici, lüledir. Şekil 6-1 de bu bileşenler sistematik olarak düzenlenmiştir. Roket yakıtı basınçlı tankta taşınır ve roket yakıtı pompasının emme tarafından tank basıncıyla beslenir. Türbin - pompa sistemi; türbin - gaz kaynağı, kontrol vanası, gaz türbini ve roket yakıtı pompasından oluşur. Sisteme ilk hareketi vermek için türbin gazının ayrı bir kaynağına ihtiyaç duyulur. Sistem çalıştıktan sonra, reaktörün ısıttığı roket yakıtının bir kısmı akabilir ve türbin tesisatı kullanılabilir. Bu prosedür "Bootstrapping" olarak isimlendirilir. Düşük sıcaklıklı roket yakıtı pompadan sonra ilk olarak lüenin rejeneratif soğutulmasında kullanılır. Termodinamik, nükleonik ve malzeme problemlerinin, sürekli rejim performans ihtiyaçlarıyla birleştirilmesi dizayn sınırlamalarının büyümesine yol açacağından türbin pompa, hatlar, vanalar, reaktör ve lüle karakteristikleri büyük boyutlara sabitlenir. Kontrolör, sabit bileşenlerde olan toleransları karşılamaya ve kısa sürede performans ihtiyaçlarına ulaşmaya göre dizayn edilmelidir.



Performans :

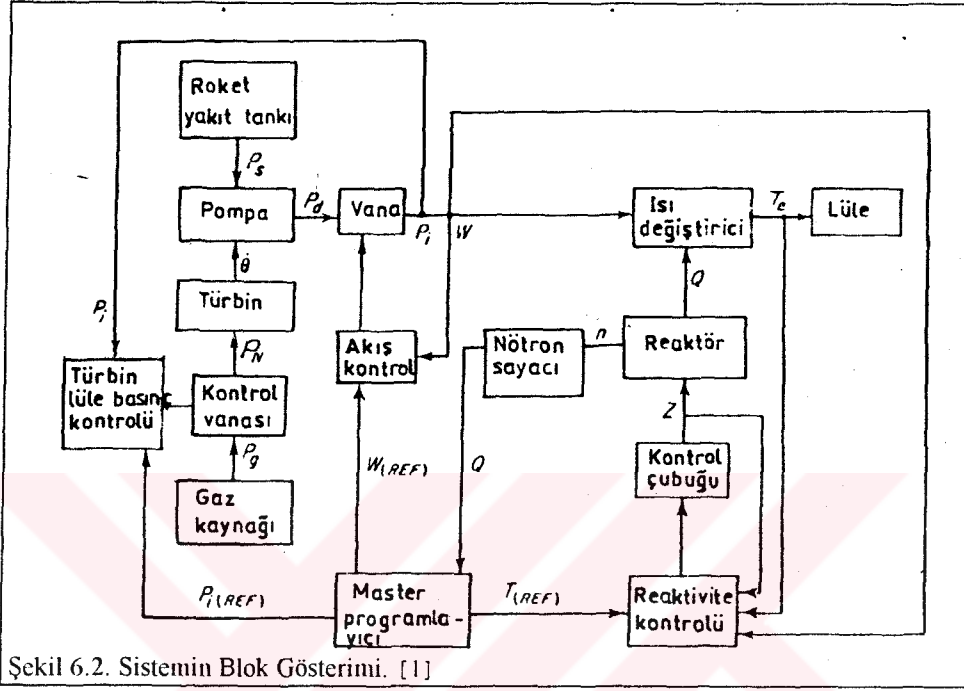
Bir sistemin performans kriterini oluşturmada sistemin işleyişi, statik ve dinamik durumun her ikisi için açıkça belirtilmelidir. Statik performans ihtiyaçları sistemin mutlak dengesiyle ilişkilidir. Bu, dizaynın belirlenen çalışma seviyesindeki güç artışı ve güç ihtiyacı arasında bir denge oluşturulmalı demektir. Aşık olan; sistem, verilebilen dinamik performanstan önce statik dengeye sahip olmalıdır.

Sistem dinamiği :

Şekil 6-1 de gösterilen sistemin dinamik analizine göre, şekil 6-2 de sistemin blok gösterimi görülüyor. Tüm kontrol reaktörden geçen roket yakıtı debisi ve basıncı ile kontrol çubuklarının pozisyonunun düzenlenmesiyle sağlanır. Bu, nötron sayıcısından reaktör güç seviyesini gösteren alıcı ve sırasıyla referans debi; akış kontrolörü, referans roket yakıtı giriş basıncı; türbin nozülü basınç kontrolörü, referans roket yakıtı giriş sıcaklığı; reaktivite kontrolörü olan bir ana programcı aracılığı ile yapılır.

Akış kontrolörü, referans debiyle gerçek debiyi ve türbin nozülü basınç kontrolörü, referans basıncıyla roket yakıtının kalbe giriş basıncını karşılaştırır. Ölçülen ve referans değerleri arasındaki hata ve var olan farklılık sırasıyla akış kontrol vanası ve türbin nozülü basınç kontrol vanasına kumanda sinyali olarak kullanılır.

Reaktivite kontrolörü; roket yakıtı çıkış sıcaklığının ölçülen değerini, roket yakıtı debisini ve kontrol çubuğu pozisyonunu ana kontrolörden alır. Bu bilgilerden, reaktörden eksilen veya ilave olan reaktivite olsun veya olmasın kontrol çubuklarının pozisyonunun bu ihtiyaca göre değiştirilmesini ister.



Şekil 6.2. Sistemin Blok Gösterimi. [1]

KAYNAKLAR

- [1] BUSSARD, R.W. ve De LAUER, R. D., Nuclear Rocket Propulsion, Los Alamos Scientific laboratory, Univ. of California, 1958.
- [2] SCREIBER, R. E., Advanced Propulsion Systems, Los Alamos Scientific Laboratory, Vol.2, pp. 25 - 33, 1959.
- [3] SAFGÖNÜL, B., Sıvı Yakıcı - Yakıtlı Roket Motorları, İstanbul Teknik Üniversitesi., 1978
- [4] MALENFANT, R. E., HASLETT, R. A., HOWE, S. D., Space Nuclear Propulsion, Bull. A.N.S., pp. 121 - 123, June 19 - 23 1994.
- [5] EL - GENK, M. S., LISCUM - POWEL, J., Space Nuclear Power Systems, Bull. A.N.S., pp 310 - 312, June 19 - 23 1994.
- [6] ANGHAIE, S., Nuclear Propulsion Fuels and Materials, Bull. A.N.S. pp. 29 - 30 , June 20 - 24 1993.

ÖZGEÇMİŞ

1967 de Erzurum’da doğdu. İlkokul, ortaokul ve liseyi İstanbul’da tamamladı. 1986 da girdiği Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümünden 1990 yılında mezun oldu. Aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi, Nükleer Enerji Enstitüsünde yüksek lisans öğrenimine başladı. Halen İstanbul Gübre Sanayi A.Ş. de proje mühendisi olarak görev yapıyor.

