

KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
YÜKSEK LİSANS TEZİ

İTKİ VEKTÖRÜ KONTROL ANALİZİ

EBRU BAZER

ŞUBAT 2006

Fen Bilimleri Enstitü Müdürünün onayı,

Prof. Dr. M. Yakup ARICA

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak Makine Mühendisliği Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof.Dr. Veli ÇELİK

Anabilim Dalı Başkanı

Bu tezi okuduğumuzu ve Yüksek Lisans tezi olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarız.

Prof.Dr. Veli ÇELİK

Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Veli ÇELİK

Doç. Dr. İbrahim UZUN

Yrd. Doç.Dr. Hüsnü DİRİKOLU

ÖZET

İTKİ VEKTÖRÜ KONTROL ANALİZİ

BAZER,Ebru

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Bölümü, Yüksek Lisans Tezi ,

Danışman : Prof.Dr. Veli Çelik

Şubat 2006, 130 sayfa

Bu tez çalışmasında , İtki Vektör Kontrol Analizi yöntemleri incelenmiş; bu yöntemlerden İkincil Püskürtmeli İtki Vektör Kontrolü esas alınıp Sıvı Püskürtmeli İtki Vektör Kontrolü üzerine çalışılmıştır. Roketlerde püskürtülen sıvı olarak Strontiyum Perklorat kullanılmıştır.

İtki Vektör Kontrol Sistem modellemesi Mathcad 2001 bilgisayar programı ile yapılmıştır. İlk olarak yazılan programda püskürtme basıncı ve püskürtme açısı değerleri için farklı değerler esas alınarak; sapma açısı, enjektör konum açısı, püskürtme konumu, püskürtme mach sayısı, püskürtme genişleme oranı, özgül tepki, motor itki kuvvetleri oranı ve kütle debi oranı arasındaki bağıntılar elde edilmiş sonrasında yukarıda belirtilen değerler ile farklı püskürtme basıncı ve boşaltma açısı bağıntıları elde edilip grafiklere yansıtılarak literatürle uyumu incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Sıvı Püskürtmeli İtki Vektör Kontrolü, Roket, Nozul, Strontiyum Perklorat

ABSTRACT

THRUST VECTOR CONTROL ANALYSIS

BAZER,Ebru

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Mechanical Engineering, M.Sc. Thesis

Supervisor: Prof.Dr.Veli Çelik

February 2006, 130 pages

In this thesis, the methods of Thrust Vector Control Analysis studied; principally, Secondary Injection Thrust Vector Control taken and studied on Liquid Injection Thrust Vector Control. Strontium Per Chlorate selected as injected fluid for Rockets.

Thrust Vector Control system modelization is done by computer program Mathcad 2001. First of all, in the written code different values taken as base for the terms of injection pressure and discharge angle; we had the correlations between deflection angle, injector position angle, injection position, injection mach number, injection expansion ratio, side specific impulse, rocket motor thrust force ratio and weight flow rate ratio then by drawing the graphs of the correlations between the parameters mentioned above, for different injection pressures and discharge angles, we studied on the accordance of the values with literature.

Keywords: Liquid Injection Thrust Vector Control, Rocket, Nozzle, Strontium Per Chlorate.

AILEME

TEŞEKKÜR

Yüksek Lisans ve tez çalışmalarım esnasında hiçbir desteğini esirgemeyip her şartta cesaret veren tez yöneticisi hocam, Sayın Prof. Dr. Veli Çelik' e, destek, sabır ve anlayışları için, onlar olmadan hiçbirşeyin mümkün olamayacağı aileme; son olarak tezimi hazırlamam esnasında yardımını esirgemeyen Ender Keskinliç' a teşekkür ederim.

SİMGELER DİZİNİ

ψ_i	Kuvvet ile i . Enjektör Kuvvet Vektörü Arasındaki Açık
α_1	Kontürlü Çıkış Konisinin Nozul Boğazına Yakın Ölçülen Iraksak Yarım Açık, derece
α_2	Kontürlü Çıkış Konisinin Nozul Çıkışına Yakın Ölçülen Iraksak Yarım Açık, derece
Δ	Miktardaki Artış
θ	İtki Sapma Açık, derece
α	Nozul Çıkış Konisi Iraksak Yarım Açık, derece
ϵ	Nozul Genişleme Oranı; Çıkış düzlem alanının boğaz alanına oranı olarak tanımlanır
\emptyset	Püskürtme Açık, derece
λ	Enjektör Konum Açık; Nozul Merkez Çizgisi ile Püskürtme Kısımından Karşı Kenarındaki Çıkış Düzlemine Uzanan Çizgi Arasındaki Açık, derece
α_{inj}	Nozul Merkez Çizgisi ile Püskürtme Noktasından Çıkışa Uzanan Bir Çizgi ile Tanımlanan; Püskürtme Noktasından Çıkış Düzlemine Nozul Yarım Açık; Konik Nozul için $\alpha_{inj} = \alpha$
ϵ_{inj}	Püskürtme Düzleminde Nozul Çıkış Konisinin Genişleme Oranı; Bu düzlem alanının boğaz alanına oranı olarak tanımlanır
ρ	Yoğunluk, kg/m^3
C	Dönüşüm Katsayısı, J/Nm

d	Sıvı Püskürtülen Nokta ile Nozul Çıkışı Arasındaki Mesafe, cm
d_o	Boşaltma Orifisinin Çapı, cm
d_t	Nozul Boğaz Çapı, cm
F_a	Roket Motor İtme Kuvveti Eksenel Bileşeni, N
F_s	Toplam Roket Motor İtme Kuvvetinin Sıvı Püskürtülene Bağlı Motor Eksenine Dik Bileşeni, N
$I_{sp(s)}$	Özgül Tepki; Püskürtülenin Oluşturduğu Kuvvetin Kuvveti Oluşturan Püskürtme Kütle Debiğine Oranı, Ns/kg
L	Nozul Boğazından Nozul Çıkış Düzlemine Mesafe, cm
M	Basınçlandırılmış Gazın Molekül Ağırlığı, kg/kg-mol
M_{inj}	Roket Çıkış Gazının İkincil Enjeksiyon Noktasındaki Mach Sayısı
n_{inj}	Çalışan Enjektör Sayısı
P	Basınç, N/m ²
P_{amb}	Çevre Hava Basıncı, N/m ²
P_c	Motor Basıncı: Roket Motoru Bloğundaki Basınç, N/m ²
P_{inj}	Enjektör Valflerine Dağıtılan Sıvı Püskürtülen Basıncı, N/m ²
P_s	Nozuldaki Gaz Akışının Statik Basıncı, N/m ²
$P_{s,inj}$	Nozuldaki Gaz Akışının Püskürtme Noktasındaki Statik Basıncı, N/m ²
R	Üniversal Gaz Sabiti, 8314.3 J/kg-mol-K
T	Mutlak Sıcaklık, K
$T_{s,inj}$	Nozuldaki Gaz Akışının Püskürtme Noktasındaki Statik Sıcaklığı, K

t	Motor Çalışmasından İtibaren Süre, s
v_{inj}	Nozuldaki Gaz Akışının Püskürtme Noktasındaki Statik Hızı, m/s
W_a	Roket Motorundan Çıkan Gazın Kütle Debisi, kg/s
W_s	Roket Nozuluna Püskürtülenin Kütle Debisi, kg/s
X	Nozul Boğazından Püskürtme Merkezlerini İçeren Düzleme Uzanan Nozul Merkez Çizgisi Boyunca Ölçülen Mesafe, cm

KISALTMALAR

İPİVK	İkincil Püskürtme İtki Vektör Kontrolü
İVK	İtki Vektör Kontrolü
LOX	Sıvı Oksijen
MSİVK	Mekanik Saptırma İtki Vektör Kontrolü
SPIVK	Sıvı Püskürtmeli İtki Vektör Kontrolü

ŞEKİLLER DİZİNİ

ŞEKİL

2.1.	Aerodinamik Yüzey Konumları	7
2.2.	Üç Temel Kontrol Yüzey Tasarımı	7
2.3.	Yüksek Vortex ile Hareket Eden Kanat Kontrollü Roket	11
2.4.	Dörtlü Nozul Konfigürasyonu	16
2.5.	Esnek Nozul Konfigürasyonu	17
2.6.	Dengelenmiş Nozul İtki Vektör Kontrolü	18
2.7.	Bilyalı Soket Nozul İtki Vektör Kontrol Mekanizması	19
2.8.	Mafsallı Nozul İtki Vektör Kontrol Mekanizması	19
2.9.	İkincil Akışkan Püskürtmeli Akış Alan Şeması	21
2.10.	Roket Nozul Akışında İkincil Akışkan Püskürtmenin Etkisi	22
2.11.	Sıvı Püskürtmeli İVK Sistemi	23
2.12.	Sıcak Gaz İVK Sistemi	24
2.13.	Jet Kanadı İtki Vektör Kontrol Mekanizması	27
2.14.	Jetavatör	28
2.15.	Eksenel Saptırıcı	29
2.16.	Semafor Bozucu	30
2.17.	Süpersonik Yivli Nozul	30
2.18.	SPİVK Sistemi ve Kuvvet Kavramının Şeması	34
2.19.	İnört Püskürtülenin Püskürtülmesine Bağlı Nozul Basınç Dağılımı	35
2.20.	Reaktif Püskürtülenin Püskürtülmesine Bağlı Nozul Basınç Dağılımı	36
2.21.	İtki Sisteminin Basitleştirilmiş Çizimi	38

2.22.	Gaz Sıcaklığı x Oksitleyici Yakıt Oranı Grafiği	39
3.1.	SPİVK Sisteminde Temel Tasarım Özellikleri	44
3.2.	Titan III SPİVK Sistem Gösterimi	45
3.3.	Polaris A3 İkinci Kademe için SPİVK Sistemi	46
3.4.	SPİVK Sistem Tasarımını Tanımlamak için Önerilen Basamaklar	49
3.5.	Reaktif ve İnört Sıvı Püskürtülenler için Özgül Tepki Değerleri	52
3.6.	Nozul Duvarındaki Tek Orifisli Enjektörün Kesit Görünümü	60
3.7.	Nozul Duvarında Üç Orifisli Enjektörün Kesit Görünümü	60
3.8.	Elektromekanik Püskürtülen Valfinin Kesit Görünümü	61
3.9.	Enjektör Konumu ile İtki Sapma Açısının Grafiği	65
3.10.	Hidrolik Aktuatör ile Enjektör Valf Montaj Resmi	72
3.11.	Farklı Orifisli Enjektörler için Servo Kontrollü Hidrolik Güç Sistemleri	73
3.12.	Titan III Nozulunda Enjektör Kısımlarının Etrafında Aşınma	86
3.13.	Roket Geliştirme Testleri ve Test Düzenekleri	89
3.14.	Sapma Açısı ve Kuvvet ile Püskürtülen Özgül Tepkisinin Küçük Ölçekli ve Birebir Ölçekli Verilerinin Karşılaştırılması	92
3.15.	İNört ve Reaktif Püskürtülenlerin Performansının Karşılaştırılması	93
3.16.	Püskürtülen Özgül Tepkisi Üzerine Püskürtme Konum ve Açısının Etkileri	94
3.17.	Kuvvet Üzerinde Püskürtme Basıncı ve Püskürtme Oranının Etkisi	95
3.18.	Farklı Kütle Debi Oranlarında Kuvvet Üzerinde Püskürtme Konumunun Etkisi	96
3.19.	Püskürtülen Özgül Tepki ile Püskürtme Basıncının Dönüşüm Verisi	97

3.20.	Orifis Sayısının Püskürtülen Kütle Debisinin Fonksiyonu Şeklinde Kuvvet Üzerinde Etkisi	98
3.21.	Püskürtülen Strontiyum Perklorat için Performans Veri Dönüşümü	99
3.22.	Anahtar Nozul Parametreleri ile Püskürtülen Özgül Tepkisinin Bağıntısı	100
3.23.	Sistem Modellemesi	104
3.24.	Mathcad dilinde yazılan program	105
3.25.	Strontiyum perklorat için θ - λ grafiği	111
3.26.	Strontiyum perklorat için X/L- M_{inj} grafiği	111
3.27.	Strontiyum perklorat için X/L- C_{inj} grafiği	112
3.28.	Strontiyum perklorat için $\theta=0^\circ$ değerinde X/L- $I_{sp(s)}$ grafiği	112
3.29.	Strontiyum perklorat için $\theta=25^\circ$ değerinde X/L- $I_{sp(s)}$ grafiği	113
3.30.	Strontiyum perklorat için $P_{inj}=5.516 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - W_s / W_a$ grafiği	113
3.31.	Strontiyum perklorat için $P_{inj}=10.342 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - W_s / W_a$ grafiği	114
3.32.	Strontiyum perklorat için $P_{inj}=5.516 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - I_{sp(s)}$ grafiği	114
3.33.	Strontiyum perklorat için $P_{inj}=10.342 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - I_{sp(s)}$ grafiği	115
3.34.	P_{inj} ile F_s/F_a değişim grafiği	116
3.35.	P_{inj} ile θ değişim grafiği	117
3.36.	P_{inj} ile λ değişim grafiği	117
3.37.	P_{inj} ile W_a değişim grafiği	118
3.38.	P_{inj} ile W_s/W_a değişim grafiği	118

3.39.	\emptyset ile F_s / F_a değişim grafiği	120
3.40.	\emptyset ile θ değişim grafiği	120
3.41.	\emptyset ile $I_{sp(s)}$ değişim grafiği	121
3.42.	\emptyset ile λ değişim grafiği	121
3.43.	\emptyset ile W_s / W_a değişim grafiği	122
3.44.	\emptyset ile W_a değişim grafiği	122

ÇİZELGELER DİZİNİ

ÇİZELGE

2.1. İkincil Enjeksiyon Sisteminin Avantajları, Dezavantajları ve Şu Anki Durumu	25
3.1. Ana İşlevsel Sıvı Püskürtülenlerin Temel Özellik ve Karakteristikleri ...	56
3.2. Seçilen Metal ve Ametallerin Freon 114-B2 ve Sulu Strontiyum Perklorat Çözeltisi ile Uygunluğu	57
3.3. İşlevsel SPİVK Sistemlerinde Değişken Orifis Enjektörlerinin Ana Tasarım Özellikleri	74
3.4. İşlevsel SPİVK Sistemlerinde Sıvı Depolama Sistemlerinin Ana Tasarım Özellikleri	78
3.5. İnört ve Reaktif Püskürtülenler için Kuvvet Kompozisyonları.....	88
3.6. Program sonuçlarına dayanarak değerlerin üzerinde P_{inj} etkisi	116
3.7. Program sonuçlarına dayanarak değerlerin üzerinde \emptyset etkisi	119

İÇİNDEKİLER

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İTHAF.....	iii
TEŞEKKÜR	iv
SİMGELER DİZİNİ	v
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii
İÇİNDEKİLER	xiii
1. GİRİŞ	1
2. MATERYAL VE YÖNTEM	5
2.1. İtki Vektör Kontrol Yöntemleri	5
2.1.1. Aerodinamik Kontrol	5
2.1.2. Jet Kontrol Mekanizmaları	12
2.1.2.1. İtki Vektör Kontrol Mekanizmaları	12
2.1.3. Aero/Jet Kontrol Mekanizmaları	32
2.1.4. İtki Sınırlandırması	32
2.1.5. Sıvı Püskürtmeli İtki Vektör Kontrolü (SPİVK)	33
2.1.5.1. SPİVK Sisteminin Roket Üzerinde Uygulaması	38
2.1.5.2.SPİVK Sisteminin Çalışma Prensibi	41
3. ARAŞTIRMA BULGULARI	43
3.1. Sistem Tasarımı	43
3.1.1. Sistem Uyarlaması	47

3.1.2. Püskürtülen Seçimi	49
3.1.3. Püskürtme Basıncı ve Püskürtme Orifisi	57
3.1.4. Enjektör Konumu ve Püskürtme Açısı	62
3.1.5. Gereken Sıvı Püskürtülen Miktarı	65
3.1.6. Gereken Basıncı Gaz Miktarı	67
3.2. Bileşen Tasarımı	69
3.3. Motorun SPİVK'e Uydurulması	83
3.4. Performans Değerlendirme ve Testler	88
3.4.1. Tasarım İçin Performans Verisi	90
3.4.2. Küçük Ölçekli Testler	101
3.4.3. Birebir Ölçekli Geliştirme Testleri	102
3.4.4. Çalışma Kapasite Testleri	102
3.5. Sistem Modellemesi	104
3.6. Püskürtme Basıncına Göre Değerlerin Değişimi.....	115
3.7. Püskürtme Açısına Göre Değerlerin Değişimi	119
4. TARTIŞMA VE SONUÇ	123
KAYNAKLAR	126

1.GİRİŞ

Roketin ilk kullanımı 13. yüzyıl Çin’de olsa da, roketler de gerçek anlamda gelişme 19. yüzyılda Avrupa’da olmuştur. 2. Dünya savaşından bu yana karmaşık roket sistemlerinde büyük gelişmeler olmaktadır.

Roket sistemi çeşitli şekillerde sınıflanabilir. Tahrik sistemlerine göre

- 1) Sıvı yakıt
- 2) Katı yakıt
- 3) Hibrit yakıt

Donanım içerip içermemesine göre güdümlü veya güdümsüz olarak kullanımına göre sınıflandırılabilir.

Roketler ayrıca topçu, hava koruma, zırh, havailik ve lojistik kullanımlı askeri amaçlı ve meteorolojik, uydu v.b. içeren araştırma amaçlı roketler olmak üzere iki grupta sınıflandırılabilirler.

Roket uçuş kontrol sistemi, belirli bir yörünge üzerinde roketin uçmasını ve atmosferde roket uçuş kararlılığının elde edilmesini sağlamalıdır. Roketin hareketini ve kararlılığını: rüzgar, üretim toleranslarına dayalı motor itkisinin doğrusal olmaması, roket ağırlık merkezinin konumu, fırlatma esnasındaki dengelenmemiş kuvvetler olumsuz yönde etkiler. Bu olumsuzluklar, uygun zamanlama ile kontrol enerji gereksinimi, yapısal yükler ve aerodinamik ısınma en aza indirgenerek giderilebilir. Bu olumsuzlukları gidermek ve roketin istenen uçuş eğrisini sağlaması için güdüm kullanılır.

Eğer bir roket güdümlü ise; verilen görevi yerine getirmesi için kontrol aracı gerekmektedir. İstenen yörünge, roket aerodinamiği ve roketteki moment transferindeki farkların kullanımı (Jet Kontrol) birleştirilmiş etkisinin bir fonksiyonu olarak ifade edilebilir. Mekanik ve aerodinamik yöntemlerin ikisinde motor itkisini yönlendirir ve araçlar vasıtasıyla kılavuz sistemin komutlarını, uçuşun yönü ve roketin yüksekliğini ayarlayan kuvvetlere dönüştürür. Kuvvet, roket ağırlık merkezine belli bir mesafede uygulanarak kontrol momenti ve roket hareketinde değişim meydana getirir. Bu çerçevede, sistemleri iki ana grupta inceleyebiliriz: Hareketli Nozul Sistemleri ve Sabit Nozul Sistemleri. Mekanik kontrol yerine sıvı ile kontrol kullanılarak, nozulun önemli kısımları hareketsiz iskelet yapısı ile yapısal olarak bütünleştirilir. Bu bütünleme ile kinematik ve mekanik yapı ortadan kaldırılarak nozul ağırlığı, maliyet ve karmaşıklık önemli ölçüde azalır. Eksenel simetrisi olmayan (dikdörtgen, üçgen, hexagonal) geometriye sahip bazı nozulların sıvısal itki kontrolü ve eksenel olarak simetrik nozulların sıvısal boğaz alan kontrolü incelenmiş, sonuç olarak sıvısal itki vektör kontrolünde, eksenel olarak simetrik nozulun yeterli olduğu görülmüştür.

Her roket istenen mesafeye gitmesini sağlayan kılavuz sistemle komutlandırılan bir kumanda sistemi gerektirir. Kumanda kontrolü, mekanik kuvvetin bazı türlerini gerektiren; hareketli nozul, jet kanatları, kanatçıklar, hava vanaları, sürgüler vb. ile olur. Kumanda kontrol sistemi kılavuz komutlarına cevap niteliğindeki autopilot sinyalleri ile orantılı kumanda kuvvetlerini sağlayan parçaların birleştirilmiş halidir. Kumanda kontrol sistemi mekanizmayı ve enerjinin temel kaynağını –batarya, gaz jeneratörü, pnömatik basınç tankı vs.- içerir. Uçuş kontrol sisteminin tasarımı ve doğru tanımı, roket performansı ile alakalı kontrol sistem hataları ile kontrol gereksinimi arasındaki analizleri gerektiren karmaşık bir

problemdir. Gerekli kontrol momenti, roket itki karakteristiği, uçuş süresince kararlılık gereksinimleri, güvenilirlik gereksinimleri ve maliyet sınırlandırılması itki vektör kontrol sistem seçimlerinde etkilidirler.

Nozullar beraber veya ayrı saparak belirli bir manevra için istenen itki vektörünü sağlar. İtki vektör kontrolü ile yüksek manevra ve daha uzak mesafe sağlanır. İtki vektör kontrol mekanizmaları devamlı değişime uğramaktadır. Geçmişte kullanılan kavramlar, işlevsel gereksinimlerin ciddiyeti ve daha hafif, güvenilir sistemlerin geliştirilmesi ile geçerliliğini yitirmiştir. Bir çok sayıda rokette, gelecekte uzay araçlarında kullanılması en uygun görülen Hareketli Nozul ve Sabit Nozul Sistemleri kullanılmaktadır. Roket performans gereksinimlerine, sistem ağırlığına, maliyete, güvenilirliğe, geliştirme riskine göre bu iki sistem arasında seçim yapılır.

Roket yanma sistemlerinde ikincil püskürtme ile itki vektör kontrolü 1950 li yıllardan bu yana araştırılmaktadır. Son araştırmalarda hava alan yanma sistemleri için sıvısal nozul kontrolünün faydaları belirlenmiş ve nozulun iraksak kesitine ikincil hava akımı püskürtülerek önemli itki vektör açıları elde edilmiştir.

Sıvı püskürtmeli itki vektör kontrol sistemi uygulaması püskürtülen, valfler, pompalama, depolama tankları ve basınçlandırma sistemi ile sınırlandırılmıştır.

Sıvı püskürtmeli sistemlerde tasarım problemleri; conta ve nozul duvarlarında kullanılan malzemeler ile püskürtülen uyumsuzluğu, maksimum yönlendirme-kuvvet görev çevrim tanımı ve püskürtülen basınçlandırma sistemi ile ilgilidir. Tasarım teknolojisinde, temel problemlerin üstesinden gelinmiş olup herhangi bir kullanım için verimli ve güvenilir sistemler tasarlanmaktadır.

İtke vektör kontrolünde malzeme; tahrip edici olan ve olmayan testler, motor ihtiyaçlarıyla bağlantılı yapı, mekanizmanın tepkisini kontrol eden tasarım parametreleri, malzeme seçimi, sistem tasarımı, yapısal ve termal analizler, üretim ve muayene konuları etrafında belirlenmektedir. Tasarımcı bu konuları ele alarak, itke vektör kontrol sistemlerinin sağladığı performansın kritik yönlerini, yapısal, termal ve fiziksel sınır gereksinimlerini sunmaktadır.

2. MATERYAL VE YÖNTEM

2.1. İtki Vektör Kontrol Yöntemleri

2.1.1. Aerodinamik Kontrol

Aerodinamik kontrol, kontrol verim yetersizliği veya fazladan tepki zamanına sahip olma durumunda İVK kullanılır. İVK, genelde yüksek dinamik basınçta uçuş için aerodinamik kontrol ile artırılır. İVK uçuş kontrolü ile kullanılan sabit yüzeyler, kuyruklar (üç veya fazla), kanatlar, kanatçıklar ve kuyruklar ile kanatları içerir. Fazladan manevra yeteneğinin gerekli olduğu durumlarda İtki Vektör Kontrolü kullanılır. Kontrol yüzeyleri (kanat, kanatçık, kuyruk yüzeyleri) sabit veya hareketli olabilir.

İVK mekanizması 4 temel kategoride incelenir:

- (a) nozulun veya motor bloğunun mekanik sapması ;
 - (b) jet egzoz akıntısında eklenen vanaların konumlandırılması veya düzenlenmesi
 - (c) egzoz akışını saptırmak için iraksak nozul kesitine akışkan püskürtülmesi; ve
 - (d) nozul boyunca olan ana akıştan bağımsız ayrı tepki üreten araçlar,
- (d) maddesi bağımsız bir itki vektörü ekler. Nozulun veya motor bloğunun mekanik sapması girişteki itki yükünü (maliyeti yüksek) oluşturan yüksek güvenilirlikli hareketli yapıya ihtiyaç duyar. Jet egzoz akıntısında eklenen vanaların konumlandırılması veya düzenlenmesi, egzoz akıntısının basıncında ve çok yüksek sıcaklıklarda yapısal olarak sağlam vanalar gerektirir. Manevralı hedeflere karşı hareket eden tahrip edici roketlerin uçuş sonu düzenlemeleri için özellikle ana

nozuldan bağımsız itki üreten araçlar kullanılır; eğer fazladan aerodinamik sürtünme önlenmeli ise; bağımsız itki üreten araçlar, roketin gövdesinde konumlandırılmalıdır.

Nozul duvarından ana gaz akıntısına ikincil akışkan püskürtülmesinin nozulun ıraksak kesiminde eğik şok oluşumuna etkisi vardır, böylece ana gaz akışından sapma oluşur ve ana gaz akışının sapması, dönüşte, nozulun ekseninden itki vektörünün sapması ile sonuçlanır. Sıvı püskürtmeli itki vektör kontrolü ispatlanmış bir teknoloji olup; Titan III ve Minuteman roketlerinde uygulanmıştır. Sıvı püskürtmeli itki vektör kontrolünde, sıvı roketin yakıt tanklarında depolanır. Sıvı, nozulun çevresindeki çeşitli püskürtme konumlarına kontrollü olarak dağıtılmıştır. x veya y koordinatlarında düzeltme gerektiğinde, düzeltme itkisinin yüzeyi ile ilgili konumlarda sıvının egzosa püskürtülmesini kontrol eden valf veya valflere bir sinyal gönderilir. Egzos akıntısına sıvının püskürtülmesi, ilgili düzlemdeki itki değişikliği ve sıvının buharlaşmasıyla sonuçlanır. Püskürtülen sıvının buharlaşması için ve çevredeki gazın sıcaklığına yükseltmek için gereken enerji ile roketin eksenel itkisi azalır ⁽¹⁾.

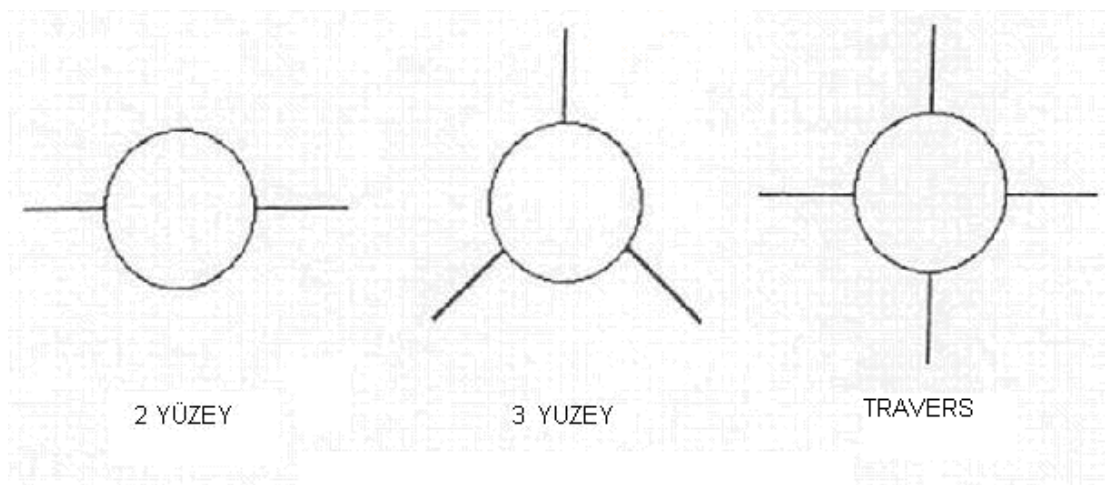
Aerodinamik kontrol sistemi için göz önüne alınan kontrol tipi kontrol yüzeylerinin tasarımı ve yerleşiminden kaynaklanır.

Kanatçık, kanat ve kuyruk kontrollü yüzeylerin görünümü aşağıdaki gibidir.



Şekil 2.1. Aerodinamik Yüzey Konumları

Kuyruk kontrollü için, kontrol yüzey tasarım alternatifleri kuyruk sayısını (üç veya dört) ve fırlatma platform bütünlemesini içerir. Kuyruk kontrollü roketlerde ön yüzeyler (sabit kanatlar, kanatçıklar) vardır. Kuyruk kontrollü roketlerin ön yüzeylerinde iki yüzey, üç yüzey (genelde üçlü kuyrukla kullanılır) veya sabit dört ön (travers) yüzey bulunabilir.



Şekil 2.2. Üç Temel Kontrol Yüzey Tasarımı

Statik kararlı roket için, en az üç kuyruk yüzeyi gerekmekte ve kuyruk kontrolü genelde yüksek atak açısındaki tekli kanatçık kontrolünden daha verimlidir. Döndürme momentini azaltmak için 6 dan fazla kuyruk yüzeyi kullanılabilir.

Kuyruk kontrolünün avantajları; düşük moment ve düşük tork'tur çünkü yerel atak açısı ve döndürme momenti küçüktür. Kuyruk kontrollü roketlerin çoğunun daha büyük aerodinamik verimliliği ve daha çok manevra için kanatları vardır.

Kontrol yüzeyleri bu methoda gövdenin arkasında konumlandırılmıştır. Kontrol prensibi kuyruktaki sapma kaldırma kuvvetini içeren roketin atak açısını değiştirebilen yerçekimi merkezinin etrafında moment oluşturur.

Avantajları:

- Tesirli olduğu alanda diğer yüzeyleri etkilemeden kuyruğun aerodinamik tasarımında değişiklik yapması
- Atak açısı değiştirilebilir
- Enjektör konum açısı 20° veya 30° kadar yüksek olabilir
- Aerodinamik hareketi doğrusal
- Moment değerleri küçük
- x ve y eksenlerindeki kavrama az

Dezavantajları:

- Kaldırma esnasında bir kayıp oluşur
- Manevra istenen açı kadar gövdenin döndürülmesi ile oluştuğundan roket itkisi yavaş
- Harekete geçirmek için arkada nozul etrafında genişletilmiş alan gerekmekte

- Ön yüzeylerle temas eden akışın verimliliğe olan etkisi
- Kuyruktaki kontrol kuvveti son kuvvet için istenen yönün tersindedir

Birçok konudaki en rahat çözüm iki yüzey kullanımınıdır. Genelde cruise roketlerde kullanılır. Diğerleri ile karşılaştırıldığında daha geniş kanat alanı vardır. Bu türün kullanıldığı roketlerin bazı örnekleri MATADOR, SNARK, HOUNDDOG ve BOMARC 'dır.

Üç yüzey kullanımında; kanat alanı nerdeyse traversinkine eşittir ve travers ayarlamalar yapıldığında daha düşük maliyetlidir. Bu tür roketlere örnek olarak PERSHING verilebilir.

En fazla kullanılan yüzey tasarımı traversdir. Herhangi bir yöndeki üretilen kaldırma kuvvetine hassastır. Simetriden dolayı x ve y eksenleri yönünde aerodinamik yapılar benzer olduğundan ve kütle etkileri avantajı sebebiyle roket sistemlerinde travers konfigürasyonu kullanılır. Daha basit bir kontrol gerektirir. Travers tasarımlı roketlere örnek olarak PATRIOT, SPRINT ve COPPERHEAD verilebilir.

Eğer kontrol yüzeyi roket gövdesinin önünde buruna yakın konumlandırılmışsa bu kanatçık kontrolüdür. Kanatçık kontrollü roketlerde kuyruk kontrolünün sayısı üçlü kuyruk (üç), travers (dört) veya daha fazla (altı, sekiz) yüzey olabilir. Kanatçık kontrollü roketlerin çoğunda kanat yoktur. Roket, serbest döndürme kuyruğuna sahipse yüksek atak açısında döndürme momentini minimize eder. Hareketli kanatçığın önündeki sabit ön yüzey durma problemini, dönme kontrol kaybını ve yüksek atak açısında dönmeyi önler.

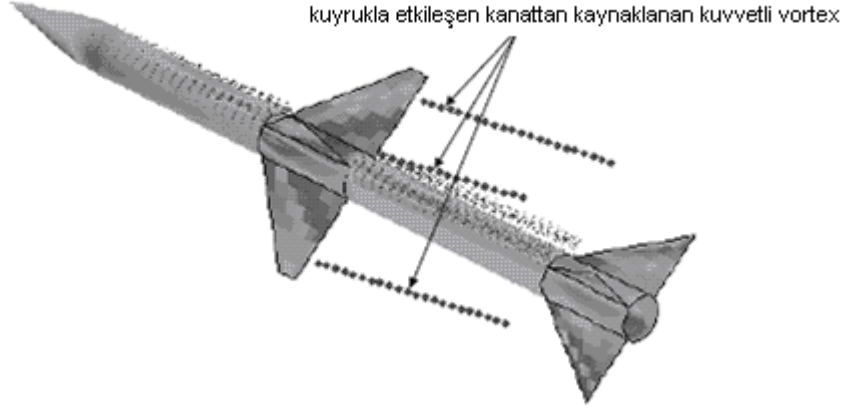
Avantajları:

- Kontrol bölümünün yakınında konumlandırılması ve gelişmiş itkiye yol açan x ve y eksenleri için son kuvvet için istenen yönde kontrol kuvvetleri üretilmesi
- Manevra yeteneğinin yüksek olması
- İtme hızlı
- Montajı kolay

Dezavantajları:

- Kanatçıklardan geçen akışın temasıyla kontrol verimliliği yok edilebilir
- Atak açısı yüksektir
- İtme sapmasına çabuk ulaşılabilir
- Aerodinamik hareketi doğrusal değildir
- Moment değerleri yüksektir
- x ve y eksenleri yönünde kavrama yüksektir
- Eğer kuyruk dönüş hareketi için serbest değilse dönüş kontrolüne uygun değildir

Kanat kontrolü, kanatçık kontrolüne benzer; statik kararlılık için üç veya daha fazla kuyruk yüzeyi gerektirir. Kanat kontrolü, yüksek atak açısındaki problemler nedeniyle sabit ön yüzeyler (kanatçıklar) içerebilir. Yüksek performanslı roketler için, kanat motorun üzerine yerleştirilebilir. Aerodinamik verimliliğe ek olarak manevra için ölçümlendirilmiş olmalıdır.



Şekil 2.3. Yüksek Vortex ile Hareket Eden Kanat Kontrollü Roket

Kanat kontrollü roketler için, kuvvetli vortex saçılmasının roket kararlılığı ve kontrolünde ters etkisi vardır. Şekil 2.3. yüksek atak açısında gövde-kanat-kuyruk konfigürasyonu için kanat ve gövde vortex saçılmasını göstermektedir. Kanat uçlarının yakınında serbest akıntı ile geriye doğru kanat vortexleri saçılır. Gövde vortexleri, basıncın burun merkezinde, yaklaşık burnun 2/3 uzunluğunda saçılmıştır. Kanadın arka yüzeyleri, kanattan yayılan kuvvetli vortexlere maruz kalır ve rokette geniş dönüş, kararlılıkta kayıp ve kontrol verimliliğinde kayıp gözlenir.

Kontrol prensibi, kanattaki sapmanın ürettiği kuvvetin, ağırlık merkezine ihmal edilebilen bir moment ile uygulanmasına dayanır (SPARROW). Bu metotta kontrol yüzeyleri gövdenin ortasına yakın konumlandırılmıştır. Kanat kontrolünün avantajı azken dezavantajı fazladır.

Avantajları:

- Manevra için sadece küçük gövde dönüşünün gerekir, atak açısı küçük tutulur
- Manevraya hızlı cevap verebilir

Dezavantajları:

- Kuyruk veriminde kayıp

- Kanadı saptırmak için daha geniş moment gerekir
- Gövde kaldırma kuvveti kullanılmıyor
- Kanat konumu kritik
- Montajı zor
- Kanat daha geniş
- Ağır ve ağır yüklenmiş kanatları hareket ettirebilmek için geniş bir servo sistemine gerek duyması

Kanat hareketiyle oluşan gövde salınımlarını sönmölemek ve atak açısını kontrol etmek için kanat ve kuyruk kontrolü kullanılır. Kanatsız kuyruk kontrollü roketlerin, subsonik Mach sayısında, kanatlı kuyruk kontrollü roketlere göre daha az manevra kabiliyeti vardır.

2.1.2. Jet Kontrol Mekanizmaları

Performans, maliyet, ağırlık ve dönme kontrolü için kapasiteyi içeren düşüncelerle uçuş kontrolüne yapılan çeşitli yaklaşımlar vardır. Çevre yoğunluğu ve serbest akış hızından biri, dinamik basınç düşük olduğunda ve hızlı dönüş istendiğinde jet kontrol mekanizmaları verimli bir kontrol kuvveti sağlar.

2.1.2.1. İtke Vektör Kontrol Mekanizmaları

- 1) Uçuş yolunun değiştirilmek istenmesi
- 2) Güçlendirilmiş uçuş süresince hareketi değiştirmek için veya
- 3) Güçlendirilmiş uçuş süresince belirlenen yoldan veya hareketten sapmaları düzeltmek için İVK kullanılır.

Katı yakıtlarda İtke vektör kontrolü ile uçuş kontrolü elde etmek daha zordur. Eski roketlerde kontrol, egzoz akışındaki hareketli vanalar doğrultusunda elde edilirdi. Bu tip vanalar soğutma sorunları getirmekte ve nozul performansını düşürmekteydi.

Şu an ki ihtiyaç roketlerin daha hassas yörüngelerde uçmasını gerektirerek basit dış aerodinamik yüzeyler tarafından sağlanan hareket kontrolünden daha verimli ve daha iyi bir araştırmayı sağlamaktır. Bunun sebebi aerodinamik yüzeylerin, roket atmosferde yüksek hızla hareket ettiği kısa zaman aralıklarında verimli olmasıdır. Kalkışta ve uçuş süresinin genelinde, aerodinamik yüzey verimsizliği, başka şeylerle kontrolü gerektirmektedir. Geçen senelerde yönlendirme için yeni metodların geliştirilmesine daha fazla çaba harcandı. Bu metodlardan en önemlisi itke vektör kontrolüdür.

Kanatların hareketi veya roketin hava akımı ile etkileşiminde kuvvet oluşumuna sebep olan diğer araçlar gerekli kontrol momentlerini sağlar. Fakat bu araçlar kalkış sırasında, uçuşun en kritik bölümünde, düşük aerodinamik basınçtan dolayı işlevsizdir. Uzay araçlarına ve uçuşlarının herhangi bir bölümüne aerodinamik etkinin olmadığı atmosferin dışında çalışan geniş füzelere uygulanamaz. Aerodinamik yüzeylerin dezavantajı çalışması sırasında sürtünme artışının kaçınılmaz olması ve hız ile yüksekliğe bağlı olarak tepkilerin büyük değişiklikler göstermesidir.

y eksenindeki momentler roketin burnunun kalkmasını veya inmesini, x eksenindeki momentler burnun kenarlara dönmesini sağlarken, döndürme momentleri roketin ana eksenine etrafına uygulanır. Genelde, ana roket nozulunun itke vektörü roket eksenine doğrultusunda olup, roketin ağırlık merkezince devam eder.

Ana roket itki vektöründe basit sapmalarla, x ve y eksenindeki kontrol momentleri elde edilir. Kenar kuvvetleri, itki vektör sapma açısının sinüsü ile değişir.

Roketin belirlenen yörüngede yönlendirilmesi için gereken kontrol kuvvetleri itki vektöründeki sapma ile elde edilir. Böylece rokete itici güç sağlamaya ek olarak, bir roket sistemi roketin dönmesi için momentler ve itki vektörünün yönünün kontrolü ile roketin hareketi ile uçuş yörüngesinin kontrolünü sağlar. İtki vektör yönünün kontrolü ile x ve y eksenlerindeki hareketler ile dönüş hareketinin kontrolü sağlanır. Uçuş süresince, roket itici sistemi ateşlenmediğinde ve bu sebeple İVK çalışmadığında, uçan roketin hareket ve uçuş yolu kontrolünü elde etmek için ayrı bir mekanizma gereklidir.

Eğer roket motorunun itki eksenini roketin ağırlık merkezine göre değiştirebiliyorsa, yanma zamanının sonuna kadar kontrol denenebilir. Serbest akış hızı veya çevre yoğunluğundan herhangi biri, dinamik basınç düşük olduğunda, bu tip kontrol ile verimli bir kontrol kuvveti ve hızlı dönüş sağlanır. Bu kontrol metodu temel olarak atmosferin dinamik basıncına bağlı olmayıp yanmadan sonra işlevsizdir.

İtki vektörü ile ilgili sayılı metod vardır. Bunların belirli uygulamalarda kullanılması uygun olan veya olmayan, kendi avantaj veya dezavantajları vardır. Eksenel itki kaybı basit olarak sapma açısına bağlı bir kosinüs etkisidir, bazı teknikler (net itki vektörü yönünde) itki büyüklüğünde kayba yol açmazken diğer metodlar, özellikle girişim metodları akışın engellenmesine dayanan kayıplara yol açar. Bugün, roket motorunun net itki vektör ekseninin kontrolü için birçok farklı sistem başarılı şekilde kullanılmıştır. İtki vektör kontrolü sistemleri sınıflandırma kriterlerine göre çeşitli gruplara bölünmüştür. Kontrol prensibi, kuyruk kontrolüne benzer fakat sadece motorun tepkisi sırasında olası kontroldür. Şoklu ve şoksuz

sistemlerde dönüş kontrolünü sağlamak için, çoklu nozul veya uygun yardımcı araçlar kullanılır.

İVK yüksek manevra kabiliyeti ve hızlı itki sağlar. Manevra yeteneğini ve aerodinamik kontrole cevabı artırmak için kısa süreli çalışmaya yönelik özellik sağlanmıştır. Tasarım esnasında maliyet, ağırlık ve dönme kontrol kapasitesi kriter olarak ele alınır.

Bazı engellemelerle supersonik akışın dönüşümü ile oluşan enerji kayıplarıyla bağıntılı kuvvetli şoklarla karakterize edilir.

- İkincil püskürtmeli nozul
- Jetavator
- Dome saptırıcı
- Eksenel saptırıcı
- Semaphore bozucu
- Supersonik yarıklı nozul

Örnek olarak verilebilir.

Nozulun ağzından subsonik rejimdeki akışta saptırılan yanıcı gazlar şoksuz sistem kategorisinde değerlendirilir. İlgili itki kayıpları ihmal edilebilir.

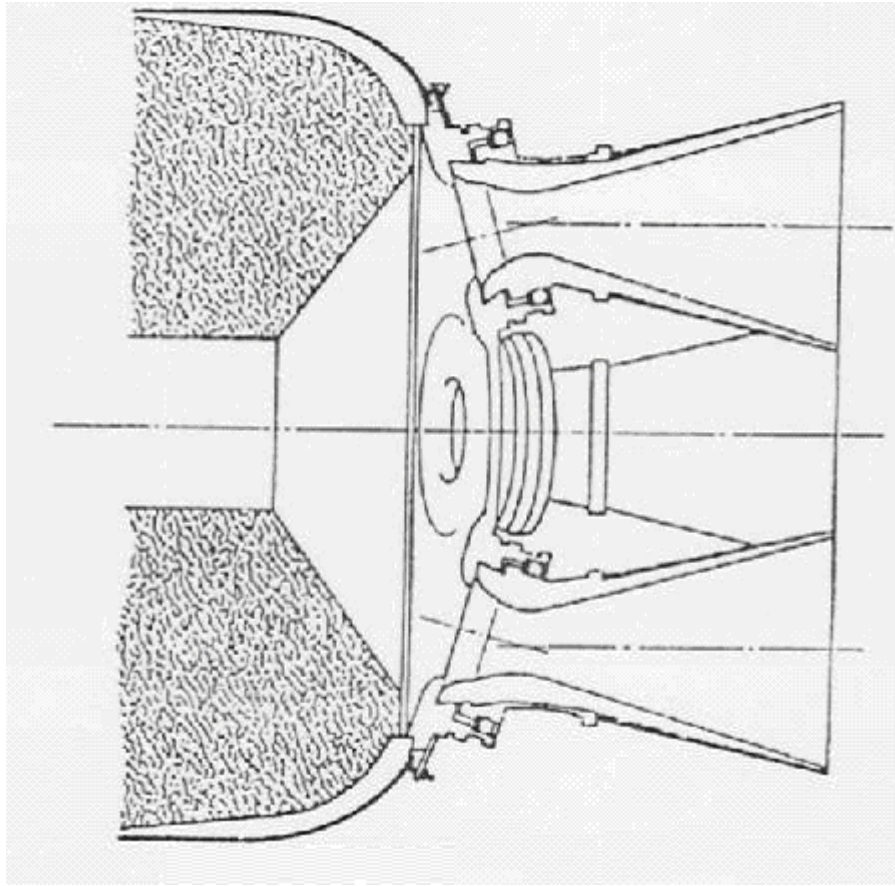
Yatak üzerine yerleştirilen nozul kontrol sapmasını sağlamak için döndürülür. Çoğu durumda daha iyi bir performans vermek için dengelenir.

Yatak tipleri:

- 1) Esnek yatak
- 2) Hidrolik yatak
- 3) Bilya ve soket

olabilir. Bu sistemler 20 cm veya daha geniş çaptaki roketlere uygulanabilir. İki esnek nozullu sisteme uzay mekiği ve tek esnek nozula CONDOR örnek verilebilir. Bu tip nozullar için dönme mekanizması teknolojik bir problemdir.

Bu kategorinin son örneği yivli nozuldur. 2 veya 4'lü demette kullanılır ve geniş çaplı roketlere uygundur. Şekilde gösterilen 4 lü nozul konfigürasyonu artık kullanılmamaktadır.

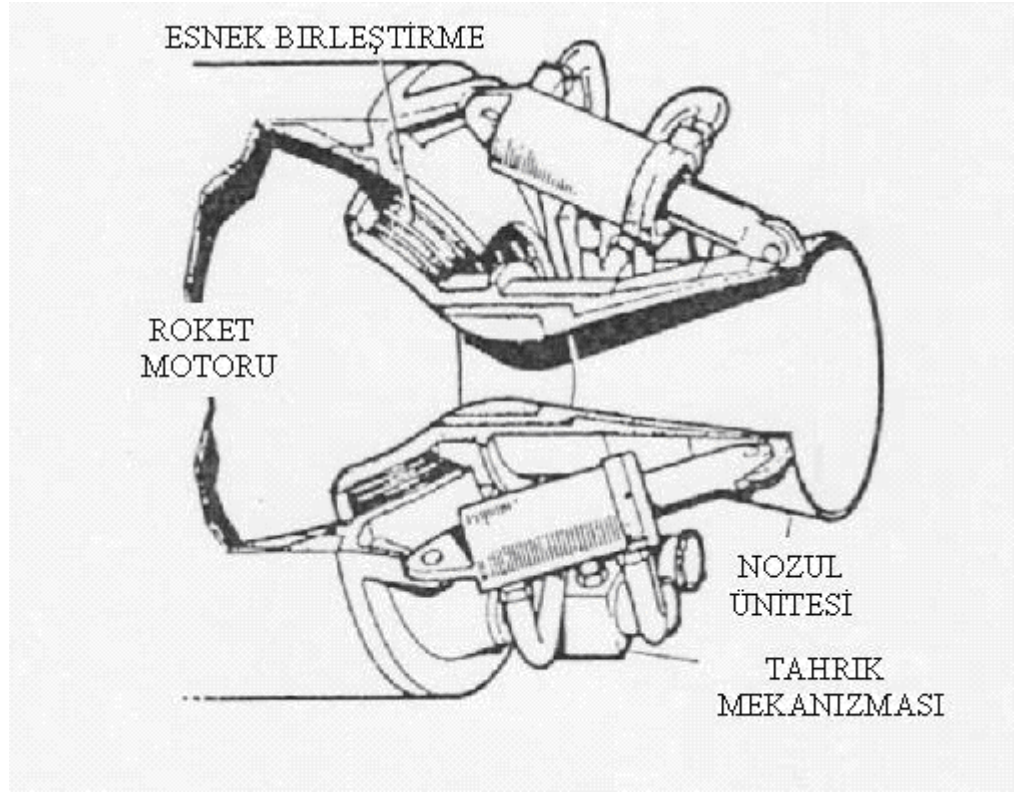


Şekil 2.4. Dörtlü Nozul Konfigürasyonu

Fonksiyonel problemler ve üretim zorlukları dışında, şu anki hareketli nozul itki vektör kontrol sistemleri incelenebilir. Esnek nozul ve bilyalı nozul, nozul hareketi esasına dayalı çalışır. Düşük kayıp avantajı vardır, fakat sızdırmazlık olayında zayıf kalırlar. Metod pahalıdır.

Hareketli nozullarda kullanılan esnek birleştirme metodunda nozul motora elastik bağlantı ile birleştirilmiştir. Elastik bağlantı elastomerik malzeme ve bir metal veya bir kompozit malzemedendir. Bu metod, balistik roketlerde veya uzay araçlarında en çok kullanılan metotlardan biridir. Taktik roketlerinde son uygulamaları vardır.

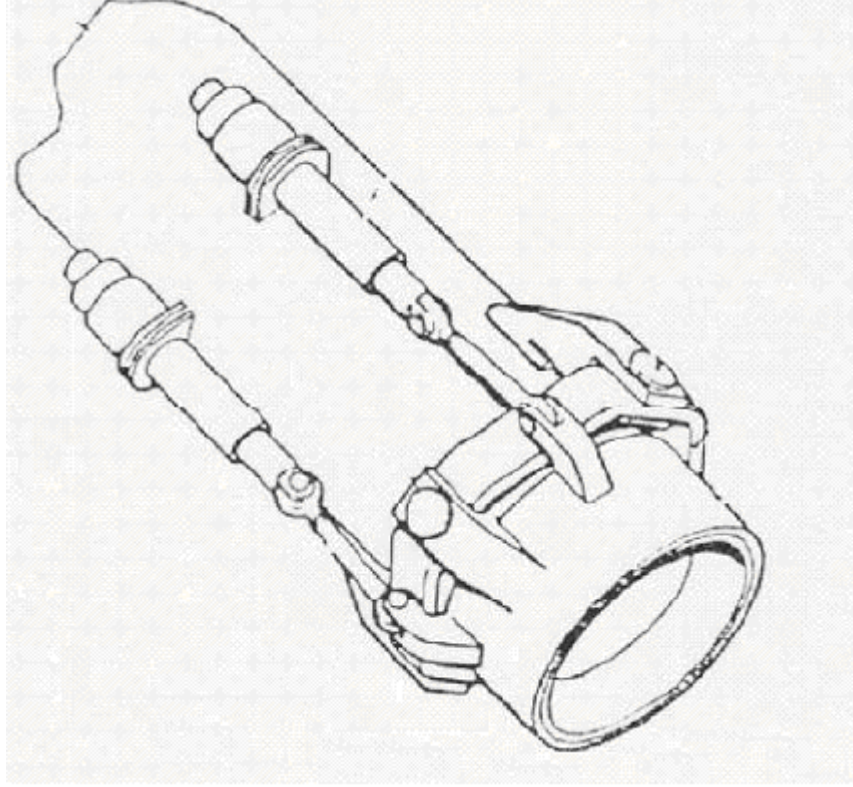
Esnek yatağı olduğundan, kayma hareketi önlenmiştir. Esnek yatak malzemesi ve gerekli işleme teknolojisi karmaşıktır. Tahrik gücü yüksektir.



Şekil 2.5. Esnek Nozul Konfigürasyonu

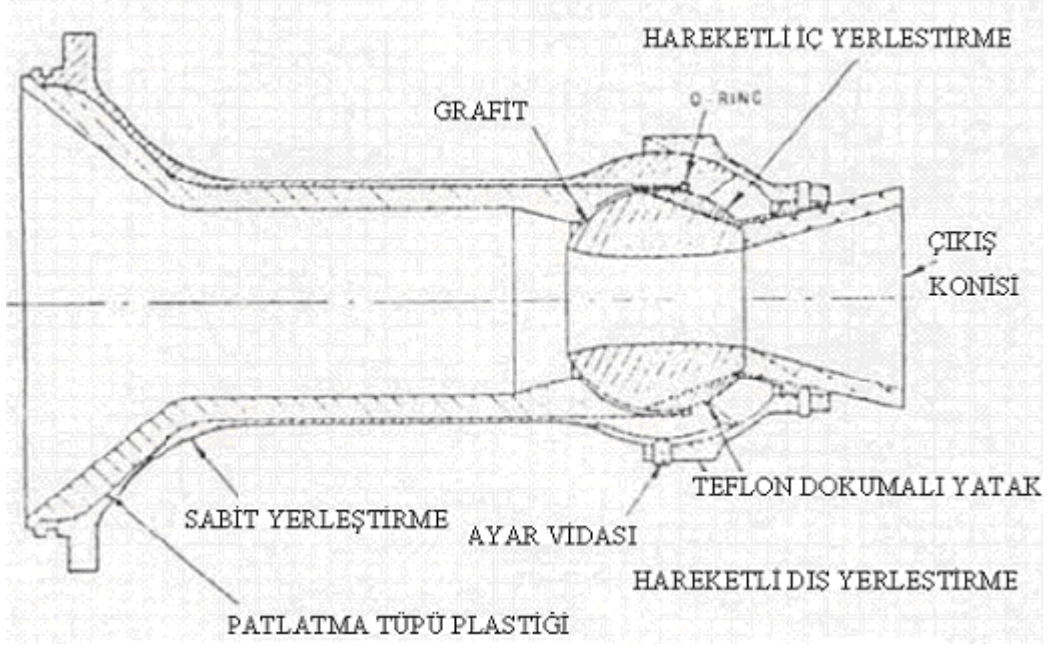
Dengelenmiş Nozul metodunda nozul motora dengeleyiciler vasıtasıyla oturtulmuştur. Bugün, taktik roket uygulamalarında genel olarak tercih edilmemektedir. Kayma hareketi olduğundan sıcak gaz sızdırmazlığını sağlamak sızdırmazlık contasına bağlıdır. Üretimi zordur. Tahrik gücü değişir.

Dengelenmiş Nozul metodu geniş roket uygulamalarında kullanılır ve küçük taktik roketlerinde tüm nozulun motor çalışırken dönüşüyle oluşan zorluk sebebiyle kullanılması uygun değildir.



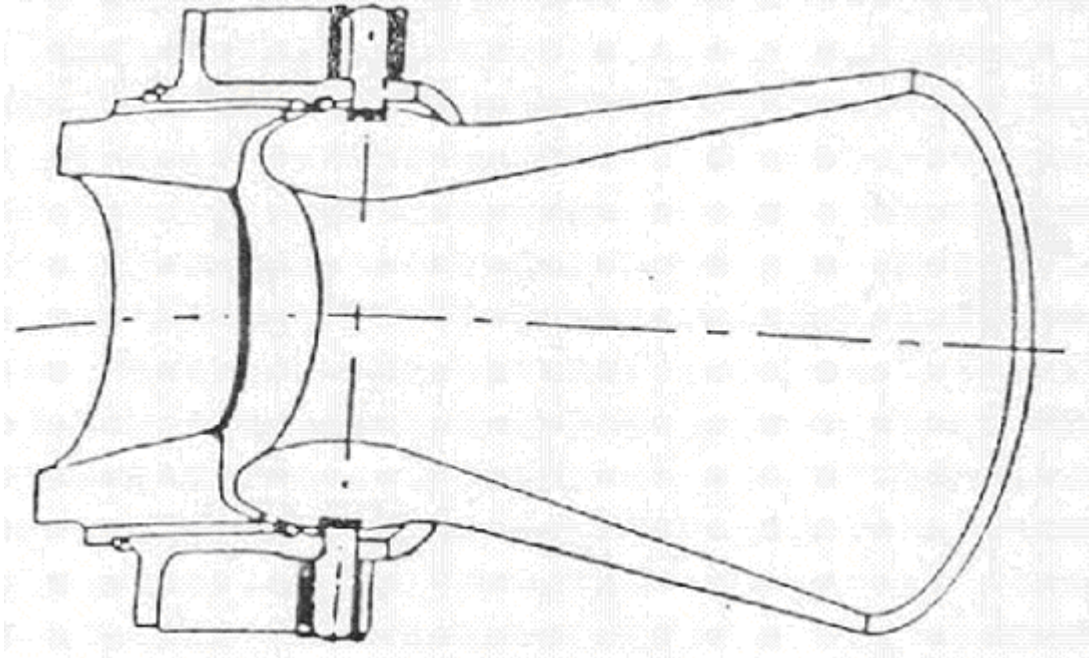
Şekil 2.6. Dengelenmiş Nozul İtki Vektör Kontrolü

Bilyalı soket tipinde; nozul motor gövdesine küresel bağlantı elemanı yardımı ile konmuştur.



Şekil 2.7. Bilyalı Soket Nozul İtki Vektör Kontrol Mekanizması

Mafsallı Nozul Metodunda; nozul roket motoruna bir eksenle mafsallanmıştır. x ve y eksenindeki ve dönüş kontrollerini yapmak için en azından iki nozul gereklidir.



Şekil 2.8. Mafsallı Nozul İtki Vektör Kontrol Mekanizması

Sabit nozul itki vektör kontrol sisteminde, roket motorundaki ana akıntı çıkış düzleminde hareketli kanat ve sürgüler ile veya nozul duvarında sıvı enjeksiyon kullanılarak bozulur.

Son itkiyi sabitlenmiş nozulla üretmenin iki temel metodu mekanik saptırma (MSİVK) ve ikincil püskürtme (İPİVK) itki vektör kontrolüdür.

İkincil püskürtme metodunda, nozul duvarının tek tarafında genişleyen akışta püskürtülen akıntı elde edilir. Basınç dengesizliği genişleyen akışın kendini nozulun kenarına birleştirmesine yol açar. Roket nozuluna ikincil akışkan püskürtme tekniği itki vektör kontrolü için kuvvet elde etmenin diğer sistemlere göre hareketli parça gerektirmemesi ve kontrol kuvvetlerini aksel itmede kayıp olmadan oluşturması gibi bir çok avantajı var.

Bu sistemde, akışkan -gaz veya sıvı- motor bloğundan veya yardımcı tanktan ana egzoz akıntısına açılı olan sabit nozula püskürtülür. Bu akışkan ana egzoz akıntısını roketin vektörünü oluşturarak saptırır.

Tasarımı şoksuz sistemle karşılaştırıldığında daha basit fakat taşınan akışkana dayalı inört kütle artışı önemli problemdir. Motor bloğundan doğrudan gelen sıcak gazların kullanımındaki gelişmeler gelecek vaad etmektedir. Bu sistem için gereken güç azdır.

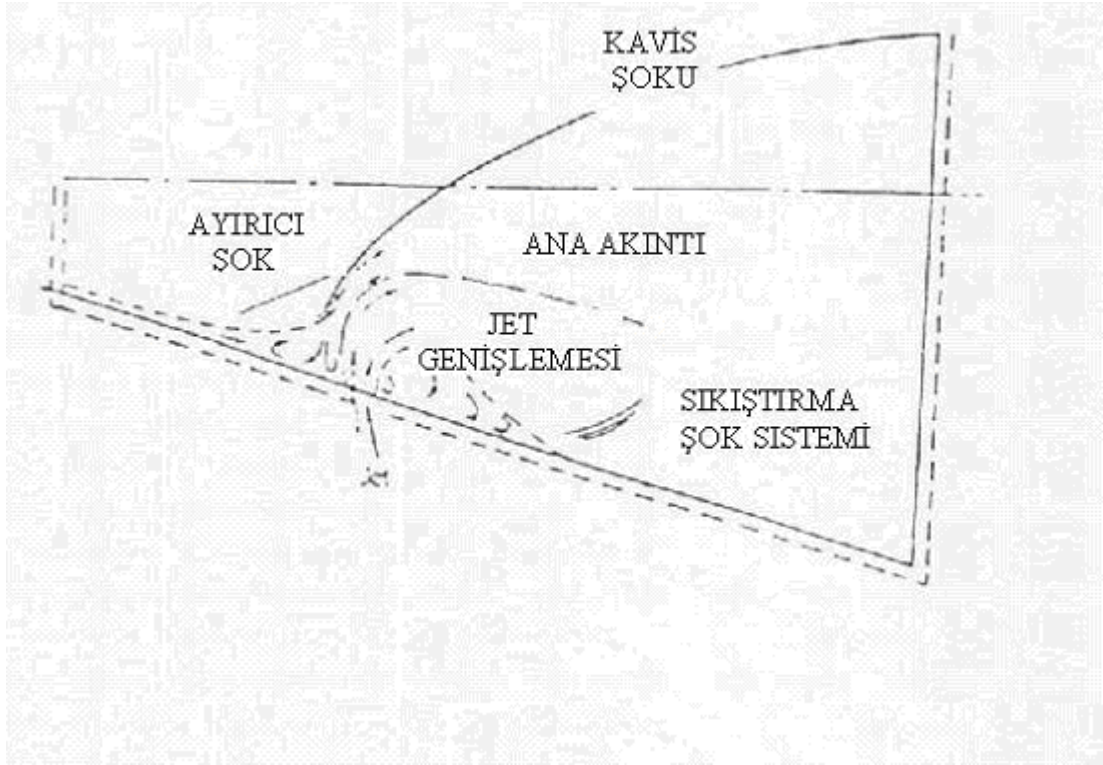
İkincil püskürtme metodu püskürtülen maddenin doğasına göre iki kategoride incelenir.

İkincil akışkanın, nozul duvarından ana gaz akıntısına püskürtülmesinin nozulun ıraksak kesitinde eğik şok oluşturma etkisi vardır, böylece ana gaz akıntısının bir bölümünde sapmaya neden olunur. Bloktan doğrudan akıntı veya

katalize mono yakıtın püskürtülmesi ile sıcak gaz jenaratöründen sıvı veya gaz olarak ikincil akışkan depolanabilir (gaz pompalanabilmek için yeterli derecede soğuk olur). Sapmalar küçük olduğunda düşük kayıp durumu oluşur, fakat geniş momentler için (geniş kenar kuvvetleri), ikincil akışkan miktarı fazladır.

İkincil püskürtmeli İVK; akışkanın (sıvı veya gaz), roket motorunun ana egzoz akıntısına, nozulun genişleyen kesiminden püskürtülmesiyle oluşur.

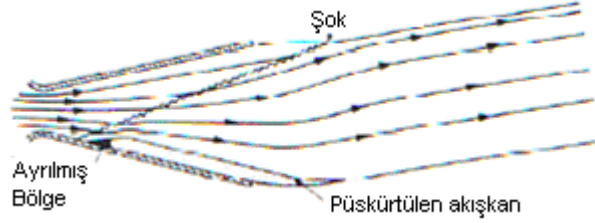
Supersonik nozula, ikincil püskürtme süresince, toplam kenar kuvvetinin oluşumunu etkileyen birkaç etken olduğundan, önceden geliştirilen veri uygulaması, deneylerde püskürtmenin konumu ve açısı belirlenmelidir.



Şekil 2.9. İkincil Akışkan Püskürtmeli Akış Alan Şeması

Nozulun içinde ikincil akışkanın, aksenal simetri olmadan püskürtülmesiyle itki vektörü elde etme problemi üzerine dikkate değer bir araştırma yapılmıştır. İkincil akışkanın püskürtülmesi supersonik nozul akışına engel olup, Şekil 2.10 'daki

gibi aksnel olmayan egzoz moment akışında şok oluşumuna sebep olur. Bu türde bazı sistemler kullanımda olup, özellikle çok yüksek tepki uygulamaları için gelecekte de önem arz edecektir.



Şekil 2.10. Roket Nozul Akışında İkincil Akışkan Püskürtmenin Etkisi

2 kuvvet bileşeni olarak supersonik nozulun ana akıntısına, ikincil akışkanın püskürtülmesi sonucu, toplam kenar kuvveti 2 kuvvet bileşeni olarak belirtilebilir:

- 1) püskürtülenin momenti ile ilgili kuvvet
- 2) nozul iç duvar alanına etkiyen dengelenmemiş basınç

ikinci ifade:

- şok oluşumu,
- sınır tabakası ayrılması,
- püskürtülen ile bozulmamış nozul akıntı basıncı arasındaki fark
- ilk-ikincil yanma reaksiyonlarından (kimyasal aktif püskürtülen için)

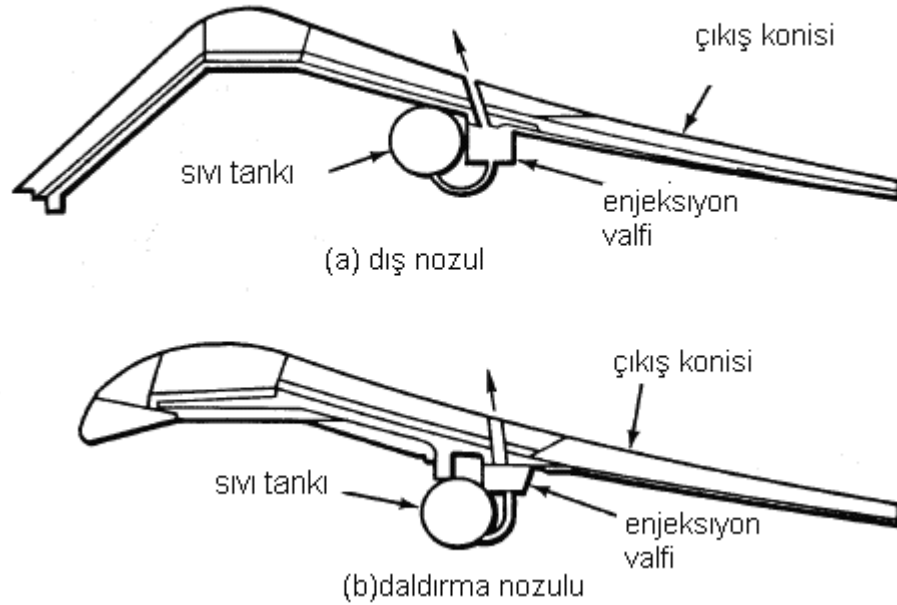
dolaylı oluşan nozuldaki dengelenmemiş duvar basıncından kaynaklanmaktadır.

İlk sıvı püskürtmeli İVK uygulamasında inört (su) ve reaktif akışkanlar (hidrazin veya nitrojen tetroksit gibi sıvı yakıtlar) kullanıldı. Eski roketlerin bazılarında halen reaktif sıvılar kullanılmasına rağmen, basınçlı yakıt tankı ve bir besleme sistemi gerektirmektedir.

Nozulun içindeki geniş akışa uygulamaya göre inört sıvı veya reaktif sıvı püskürtülür. Freon-12 ve su örnek olarak verilebilir.

Sıvı püskürtmeli İVK 'de freon gibi bir akışkan yerel akıntıya dik püskürtülür böylece nozulun içinde şok dalgası oluşur. Sapma +/- 7 derecedir.

İkincil püskürtme İVK sistemlerinde büyük miktarda tecrübe elde edilmiştir. Hareketli nozul sistemlerine göre bu sistemin avantajı uçuş hareketinin belirlenmesi sonrasında fazla sıvının boşaltılarak, roketin uçuşun geri kalan kısmında daha az inört ağırlığa sahip olmasını sağlamaktır.



Şekil 2.11. Sıvı Püskürtmeli İVK Sistemi

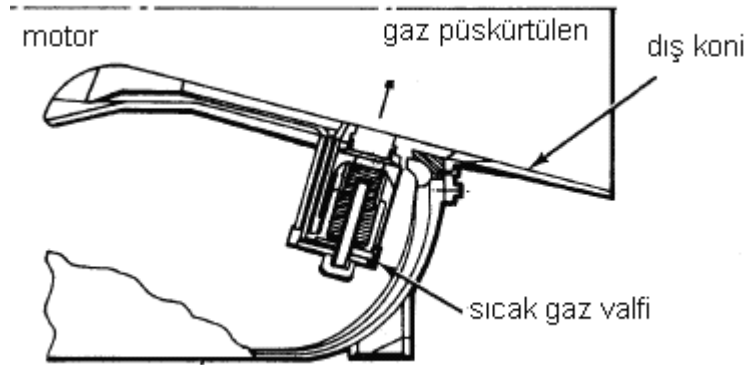
Performans açısından bakıldığında katı roket yakıtı veya sıvı yakıt yanma ürünlerinin sıcak gaz püskürtmeli İVK'i daha çekici kılmasına rağmen, valf geliştirme problemleri, sıcak pompa sapmaları, ciddi malzeme problemleri sunmaktadır. Tüm blok basınç ve sıcaklığındaki, katı yakıt yanma gazlarına

doğrudan konu olan bu parçalar, yüksek hız alüminyum oksit parçacıklarının aşındırıcılığına dayanmalıdır.

Gaz püskürtme metodunda uygulamaya göre püskürtülen gaz reaktif olabilir veya olmayabilir. Gaz halindeki nitrojen örnek verilebilir.

Sıcak gaz püskürtmeli İVK ' de sıcak gaz ürünleri, motor bloğundan nozula aktarılır. Sıcak gaz püskürtmesinde yüksek sapma vardır ve yüksek sıcaklık valfler için problemlidir, 2782° C e kadar gaz ürünleri ile çalışılmalıdır.

Sıcak gaz püskürtme sistemlerinde termal çevreye bağlı valf ve pompalama problemleri çözümlenmelidir. Ilık-gaz püskürtme sistemleri termal çevre problemlerini azaltmakta fakat geniş ve ağır gaz jeneratörleri gerektirmektedir.



Şekil 2.12. Sıcak Gaz İVK Sistemi

Çizelge 2.1. de özetlenen sistem üç kategoriye bölünebilir: (1) işlevsel olan sistemler (2) statik ateşlemede test edilen sistemler (3) deneysel sistemler.

Çizelge 2.1. İkincil Püskürtme Sisteminin Avantajları, Dezavantajları ve Şu Anki Durumu

Sistem	Avantajları	Dezavantajları	Teknoloji durumu
Sıvı püskürtme (Şekil 2.12)	Motor itkisine itki ekler Hızlı cevap kapasitesi	Sınırlı itki sapması Sistem ağırlığı fazla Uzun dönem depolama için sıvının özenle seçilmesi Esneklik eksikliği En kötü gereksinimlere göre tasarımı yapılmalı	Polaris A3 2. kademe için çalışma sistemi; Minuteman III ikinci ve üçüncü kademeler; Titan IIIC ve IIID için 120 in. motor; Sprint ilk ve ikinci kademe motor; Hibex motor; ve Lance motor 120-in. Titan IIIM motoru, 156-in.motor ve 260-in. motorlarda geliştirilmiş statik ateşleme
Gaz püskürtme (Şekil 2.14)	Hızlı cevap kapasitesi Sıvı püskürtmeli sistemlere göre daha hafif	Hassas hız kontrolü gerektiren yerlerde kullanılamaz. İlk gaz valfi geniş ve ağır gaz jeneratörleri gerektirir. Fazladan yakıt ile itki kayıpları giderilebilir.	156-in. motorda statik ateşleme gösterimi 120-in. motorda statik ateşleme gösterimi İlk kademe ölçüsünde, Minuteman motorunda statik ateşleme gösterimi Valfler için kullanılacak malzemelerin dayanımını göz önüne alan problemlerin çözüme ihtiyacı vardır.

NOT: 4. sütunda verilen ölçü motor çapıdır. (1 in.=2.54 cm)

Sabit nozul kategorisinde akışın mekanik saptırılmasının iki ayrı metodu vardır.

MSİVK, nozul çıkış düzleminde supersonik gazların yönünü saptırarak değiştirmek için ısıya dayanıklı bir cismi egzoz akıntısına yerleştirerek olur. Jetavatörler ve jet kanatları örnek olarak verilebilir.

Jet kanadı itki vektör kontrol tekniğinin ilk adımları hareketli nozul itki vektör kontrole ve 60 yıldan daha fazla bir süre önce sıvı yakıtlı roketlerin başlangıcına dayanır. İlk uygulaması Alman V-2 füzesidir. Yeni örneği ise OTTOMAT 'dır.

Bu metodda, egzoz akıntısına batırılmış küçük kontrollü kanatların vasıtasıyla itki vektör kontrolü sağlanır. Çok hızlı hareket eden itici jet akıntısındaki küçük kanatlarla bu sistem geleneksel aerodinamik kontrolüne benzer yapıdadır.

Bu metodun ispatlanmış teknolojisi vardır. Düşük tahrik gücü ve tek nozulla dönme kontrolü bu metodu etkileyici kılmaktadır.

Bu metodda jet kanadı malzemesi olarak grafit tercih edilir.

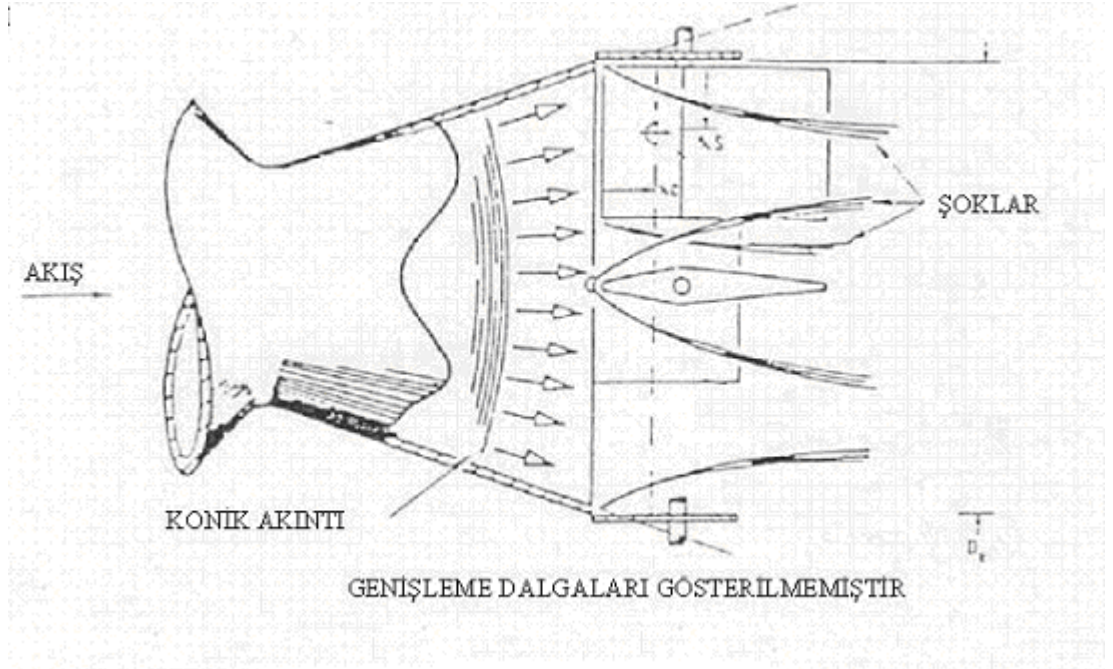
4 lü kanatlar şeklindedir. Kılavuz sisteminden kanat tahrik koluna sinyallerle konumlandırılmış, yakıt gaz akışının aerodinamik etkisi vasıtasıyla x y ekseninde ve dönüş kontrollerini elde etmek için kullanılabilir. 8° civarında itki sapması elde edilebilir fakat en büyük problem yüksek aksenal itki kaybıdır.

Kanatların roketlere uygulanması geniş boy çap oranı (~24) ile zorlaşmıştır. Bunlarda nozulun içinde kontrol yüzeyleri vardır. Jet kanatlarının avantajı diferansiyel sapmanın dönme kontrolünü sağlamasıdır.

Jet kanat sistemi, nozul çıkış düzleminin sonunda, supersonik egzoz akıntısına kanadı sokarak itki vektörünü etkiler. Kanadın sokulmasıyla şok dalgası ve yerel basınç alanı sevk edilir, böylece aksel itki vektörüne dik kuvvet üretilir. İtki vektörü, jet kanadının kapladığı alanın nozul çıkış kesit alanına oranının değişimi ile kontrol edilir.

Kanadın sokulması ile çıkış konisinde basınç artışı oluşur. Saptırılmış kuvvet itki vektörünü etkiler.

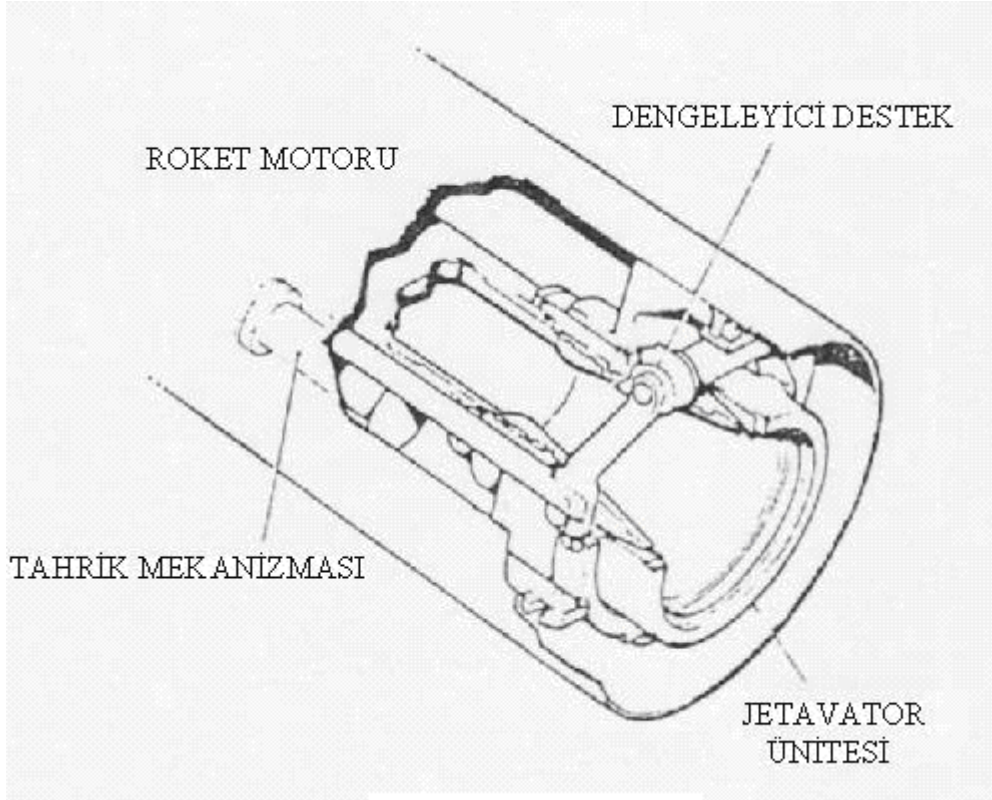
Jet kanatlarında tungsten gibi yüksek sıcaklık kapasiteli malzemeler kullanılır.



Şekil 2.13. Jet Kanadı İtki Vektör Kontrol Mekanizması

Jetavator ; çıkış konisinin ucuna birleştirilmiş hareketli yüzeyden oluşur ve jet kanatlarıyla ilgili sürtünme kayıplarını azaltmak için tasarlanmıştır. Jetavatorlerle ve y yönündeki kontrol elde edilebilir fakat dönüş kontrolü sağlanmaz.

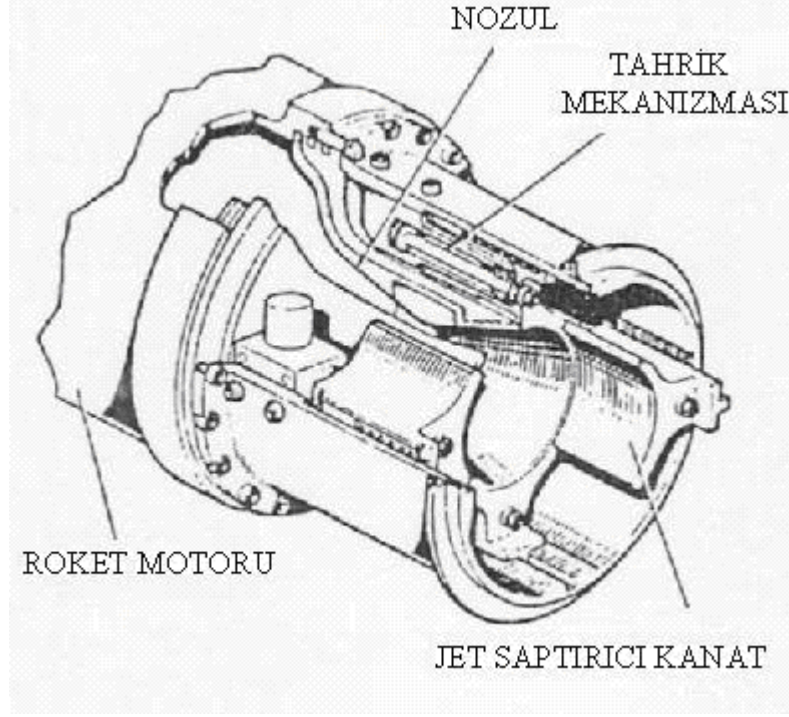
Bu itki vektör kontrol metodunda, bir halka nozul ekseni üzerinde bir noktada dengelenip eğik şok dalgasına yol açan gaz akışıyla karışması için eğik hal alarak itkiyi saptırır. %10 - %20 aksenal itki kaybı ile 30 derece jet sapma açısı elde edilir. Tahrik gücü hafifletilmiştir. Bu metod SWINGFIRE füzesinde kullanıldı.



Şekil 2.14. Jetavator

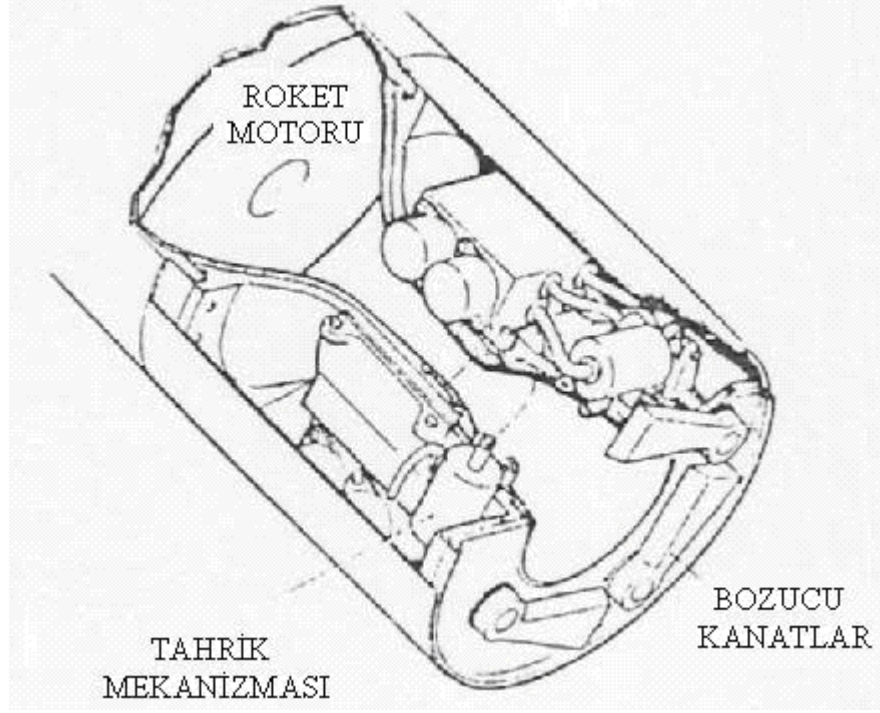
Dome saptırıcı Jetavator'e benzer şekilde çalışır. Tek fark küresel rulman üzerinde veya halka yerine dengeleyici çerçeve içinde kesik dome (kubbe) vardır. %12 lik aksenal itki kaybı ile 18° jet sapması elde etmek olasıdır. Tahrik gücü hafifletilmiştir.

Eksenal satırıcıda, nozulun etrafında 4 saptırıcı kanat konumlandırılmıştır. Bu tepki vektör kontrol metodu ihmal edilebilen aksenal itki kayıplarıyla 7° civarı itki sapması verebilir. Tahrik gücü hafifletilmiştir.

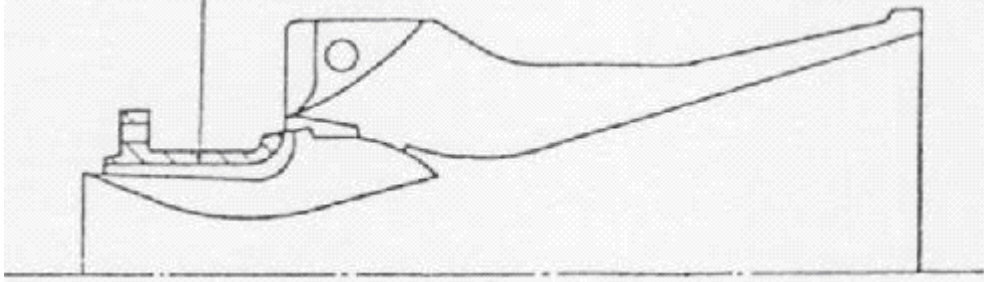


Şekil 2.15. Eksenel Saptırıcı

Semafor bozucu sisteminde nozuldan çıkış alanına roket motorunun çıkış düzlemi içinde hareket eden kanat kullanılır. Nozul uniform olmayan basınç dağılımı üreten ve son itkiyi veren genişleme konisinde eğik şok dalgası üretilir. Tek kanatla 14° ve çift kanatla 22° itki sapması elde edilir. Tahrik gücü azdır. (HOT, MILAN, ROLAND, AS30 LASER, SM 39)



Şekil 2.16. Semafor Bozucu



Şekil 2.17. Süpersonik Yivli Nozul

Yivli bir nozul supersonik rejimde nozulu saptırma ve şok üretmek için döndürülür. Yüksek itki sapma açısı kapasitesi bu nozulun esas avantajıdır; supersonik sapma etkisiyle oluşan 1.2 den 1.7'ye değişen katsayı ile (şoksuz dönüş) subsonik alanda nozulun dönüşünde elde edilen sapma açısına yükseltilir.

Tepkime kontrol sistemi roket motorunun bir alt sistemi değildir ve nozuldaki ana egzoz akıntısını kullanmaz. Bu metod roketin etrafında, hareket ile uçuş yörüngesi kontrolü için, tork ve güç oluşturmada kullanılan servo motorları kapsar.

Sıcak veya soğuk gaz sistemleri mevcuttur, fakat sıcak gaz jeneratörü kolayca kapatılıp yeniden başlatılamaz. Sıcak gaz özel boşaltma subapı, tutuşturucu gerektirir. Soğuk gaz sistemleri genelde daha kolay roket yapısındadır, daha güvenilir ve kolayca kapatılıp yeniden başlatılabilir. Gaz deposu yer gerektirir. Soğuk gaz tepkime kontrol sistemleri genelde nitrojen kullanımını güçleştirir. Tepkime kontrol ünitesi diğer itki vektör kontrol birimlerinde olduğu gibi, autopilot sinyallerine göre çalışır. Tepkime kontrol sistemleri ile kontrol tam itmede veya tersinde gerçekleşir.

Tepkime kontrolü 3 farklı kategoride incelenmektedir.

1) Dış yanma, laboratuvar deneyi aşamasında olur. Bu sistemde, pyrophoric yakıt roketin yüzeyine püskürtülür ve burada dış hava akışı ile sıcak gaz baloncukları oluşturur. Supersonik hızlarda gaz baloncuğu net kontrol kuvvetine yol açan roket yüzeyinde basınç artışına sebep olur.

2) Tepkime jet sistemi, roketin kontrolü için bir tepkime kuvveti oluşturmak için nozuldan sıcak veya soğuk gaz çıkartır. Uzay araçları için kontrolün temel modu ve en fazla kullanılan tepkime kontrol sistemidir. Hiç dinamik basınç olmadığı veya az olduğunda kullanışlıdır.

3) Jet etkileşim sisteminde, sıcak gaz roket motorundan roketin yüzeyinde roketin etrafındaki aerodinamik akış alanına doğru çıkar. Çıkan sıcak gaz, dış supersonik akışın ayrılmasına ve nozul çıkış konisinde şok dalgası oluşturmasına yol açar. Roket nozulundaki akışta ve roket gövdesinde net kuvvet artışı kontrol itme değerinin 1.5-3 katıdır. Kontrol kuvvetindeki Mach sayısı ile gelişmesi jet etkileşim büyüme katsayısı olarak tanımlanır.

Toplam kuvvet itki kuvveti ile jet etkileşim kuvvetinin bileşimidir. Hava ile temas halindeki yüzeydeki basınç dağılımından jet etkileşim kuvveti oluşur.

Sıvı yakıtlar kullanıldığında yakıt ve oksitleyici bir veya daha fazla motor bloğu basıncının altında ve yakınsak –ıraksak nozulda atmosfere yayılır. Eğer motor bloğu dengeleyicinin içinde ve servo ile konumu kontrol ediliyorsa tepkinin yönünde kontrol edilebilir.

2.1.3. Aero/Jet Kontrol Mekanizmaları

Gelişmiş roketler için fırlatma safhasında (yüzeyden havaya düşey yönde fırlatılan, düşük hızda havadan havaya fırlatılan roketler) roketin çok dik hareket değişikliklerini elde etmek için veya uçuşun son kısmında kısa zamanda itki elde ederek hassasiyeti artırmak için birleştirilmiş aerodinamik jet kontrolü dikkate alınır.

İtki vektör kontrol yaklaşımının teknik sınırı roket motoru itkisine dayanır. İtki vektör kontrol sistem kombinasyonu yanmadan sonra aerodinamik kontrolü olası kılar. Aero kontrollü kuyruk kanadı ve hareketli nozul ortak tahrik mekanizmasıyla yönlendirilebilir böylece tahrik mekanizması ve güç kaynağı sistemi için aynı hacim çift amaçlı kontrol için kullanılabilir.

Aerodinamik kontrol son manevrayı sağlar.

2.1.4. İtki Sınırlandırması

Sıvı yakıtlı roket motorlarında itkiyi sonlandırma işlemi, yakıtların akışını keserek yapılabilir. Katı yakıtlı roketlerde ise hızlı basınç azaltma, itki yönünün tersine çevrilmesi, inört sıvı verme ve bunların bileşimi ile elde edilir. En çok

kullanılan teknikte itki, motorun önündeki egzoz kısmının aniden açılması ile nötralize edilir. Nozulun merkezine gerektiğinde çekilebilen hareketli bir tıkaç kullanılarak boğaz alanı genişletilip, hızlı basınç azaltılması ile alev söndürülebilir. Deneyleerde kullanılan motorlarda hızlı su püskürtmenin verimli olduğu kanıtlanmıştır. Yeni motor tasarımı ile ilgili deneyler süresince itki gecikmesi elde etmek faydalıdır.

2.1.5. Sıvı Püskürtmeli İtki Vektör Kontrolü (SPİVK)

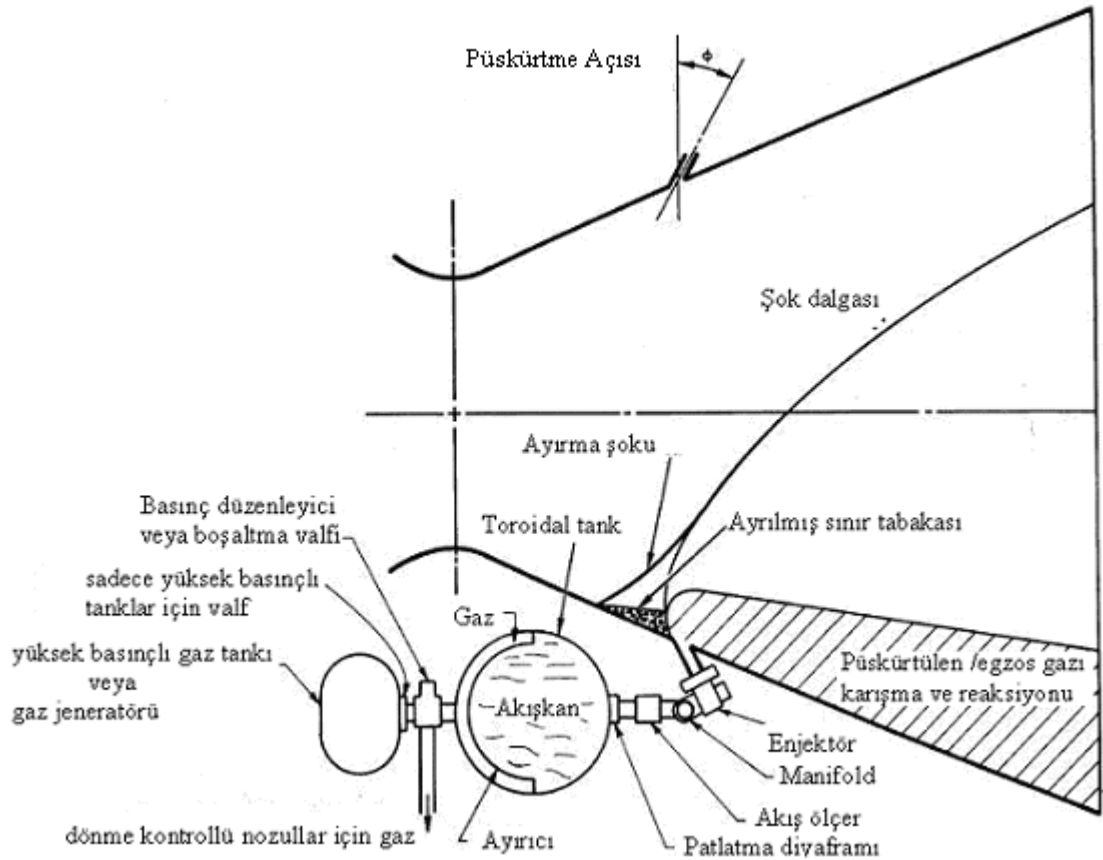
Nozul çıkış konisi duvarındaki deliklerden roket motorunun egzosuna sıvı püskürterek sıvı püskürtmeli İVK sağlanır. Püskürtülen jet'in itkisi, şok dalgalarından egzoz akışına kütle ve enerji eklenmesinden kaynaklanan nozul duvarındaki basınç etkisi ile püskürtme kenar itkisi üretir. Bu etkiler Şekil 2.18, 2.19, 2.20 de gösterilmiştir.

SPİVK'de, kenar kuvvetleri ise en fazla aksenal kuvvetlerin yüzde 17.6 sına eşittir. Büyük sapmalar için gereken yüksek kütle debilerinde verimlilik ölçüldüğünde, püskürtülenin özgül tepkisi , %30 kadar düşer. Yerel SPİVK kuvvetleri, istenen itki sapmasından farklı yönlerdedir ve nozul çevresindeki SPİVK basınçlarının geniş ölçüde yayılması ile yüksek kütle debilerinde düşük verim elde edilir. Enjektörün nozul boğazına çok yakın konumlandırılması ile püskürtülenin kütle debisi artar ve SPİVK ile oluşan yüksek basınç nozulun karşı kenarına ulaşırsa verimlilik önemli ölçüde düşer. Kolayca karışmayan geniş konsantreli püskürtülen akıntı, tamamlanmamış karıştırmaya ve püskürtülenin gaz ile tepkimesinden dolayı verimsizlik oluşur^(2, 3, 4).

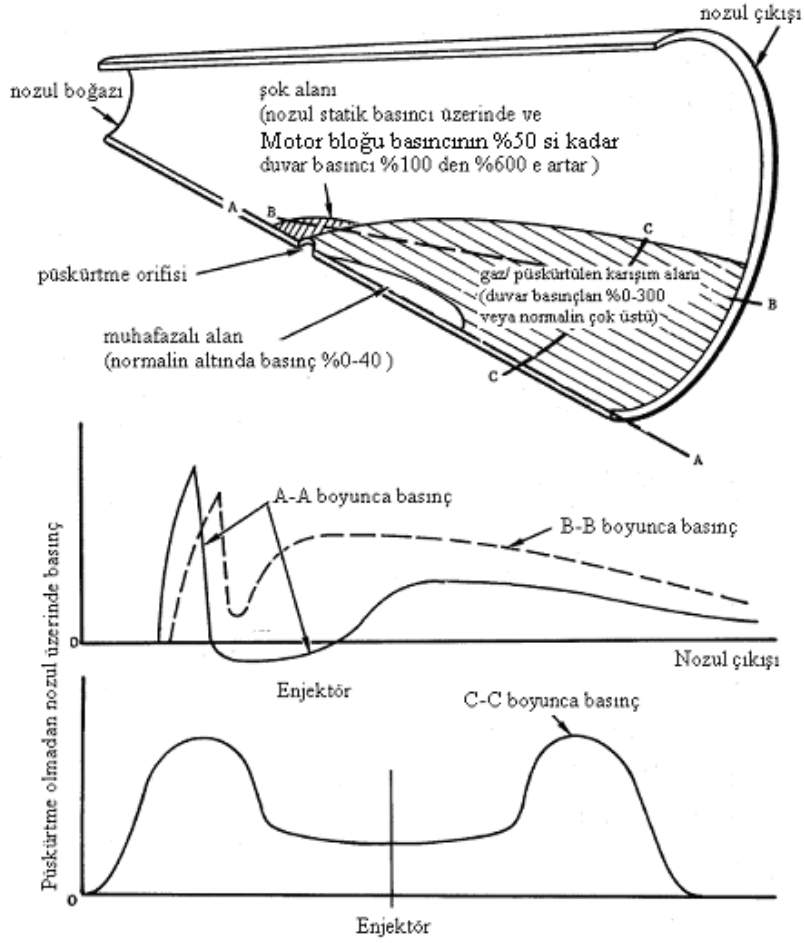
Püskürtülen akış arttığında, kuvvet artar ve genelde maksimuma ulaşır. Kütle debisi daha da arttığında, kuvvet azalır. Bu azalmanın sebebi artan Kütle debisinin, enjektör kenarındaki kenar kuvvet kazanımını elimine eden kuvvetler oluşturmasıdır. Böylece maksimum kenar kuvveti, maksimumdan düşük kütle debisinde elde edilir⁽⁵⁾.

Sistem daha fazla sapma üretmek için tasarlandığında verimlilikte düşüşler gözlenir.

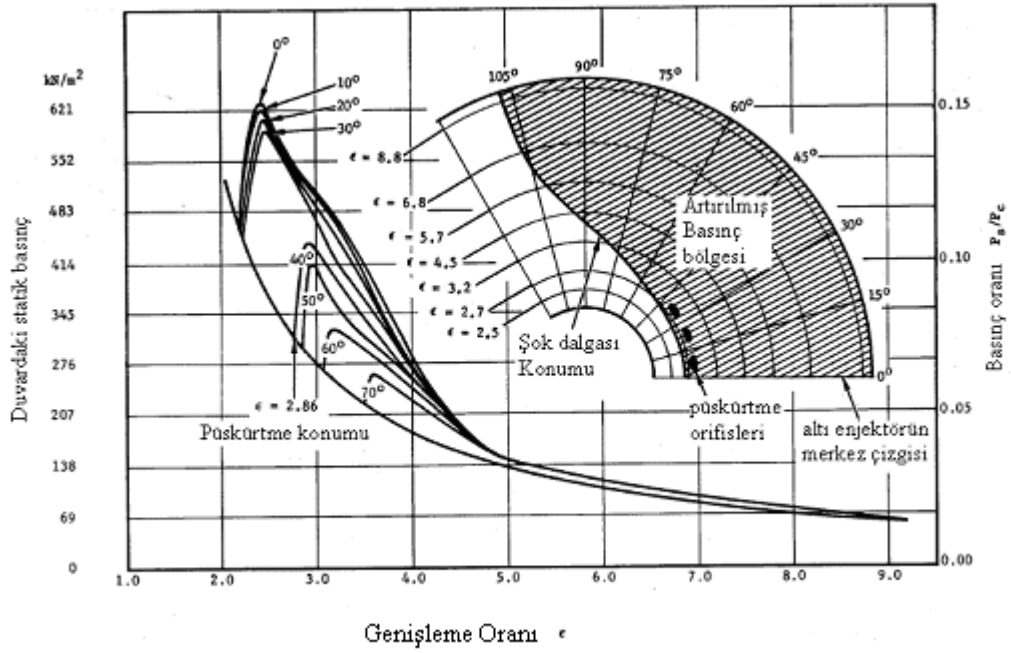
İtki sapma açısının 6° ile sınırlandırılması tavsiye edilmektedir, çünkü püskürtülen özgül tepkisi ile ölçülen verimlilik, yüksek sapmalar için gerekli yüksek püskürtülen kütle debilerinde düşmektedir^(5, 6, 7).



Şekil 2.18. SPİVK Sistemi ve Kuvvet Kavramının Şeması



Şekil 2.19. İnört Püskürtülenin Püskürtülmesine Bağlı Nozul Basınç Dağılımı⁽⁸⁾



Şekil 2.20. Reaktif Püskürtülenin Püskürtülmesine Bağlı Nozul Basınç Dağılımı

Daha fazla sapma elde etmek için, geniş enjektörler kullanılmalı ve yukarıda belirtilen etkileri sınırlayarak kuvvetleri azaltmak için enjektörler çıkışa yakın konumlandırılmalıdır.

Sıvı püskürtmenin birkaç özelliği aşağıdaki gibidir:

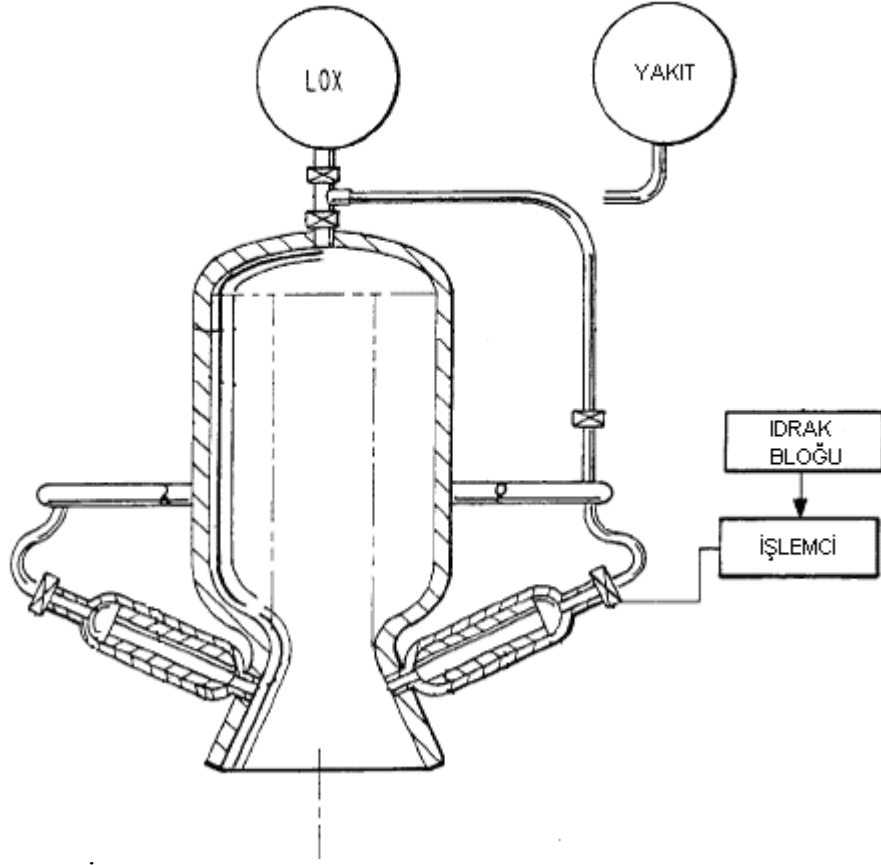
- Nozul duvarında artan basınç ile uçuş süresince enjektörlerden fazladan akışkan püskürtülerek SPİVK sistemi iki kat hafifler. Roket hafifledikçe, fazladan itki elde edilir, böylece ana motor itkisi artırılır.
- SPİVK, kolayca 20 msn den kısa zamanda sinyalden kuvvete dönüşümü sağlayabilir. Bu kadar hızlı olmasının sebebi akışkanın egzoz gazı ile anlık reaksiyonu ve tüm hareketli parçaların (valf çekirdeği ve sürüş parçaları, sıvı püskürtülen) az bir sürtünme ile hareket etmesidir.

- Bu sistemlerde sıvı çözüner halde Freon 114-B2 ve strontiyum perklorat bulunur. Nitrojen tetroksit, yüksek reaktif özelliğe sahip olup Titan III sisteminde 75 gün depolanmıştır⁽⁹⁾. Kuru N₂O₄ temiz alüminyum tanklarda depolanabilir.

İVK sisteminin tasarımı ve seçimi, roket ihtiyaçlarından doğmakta ve yönlendirici kuvvet momentlerini, kuvvet oran değişimlerini, uçuş ivmesini, süre performans kayıplarını, ölçüsel ve ağırlık sınırlamalarını, elde edilebilir araç gücünü, güvenilirliği, teslimat programını ve maliyeti içerir.

Arayüz detayları: roket uçuş kontrolcüsü, güç kaynağı, iyileştiriciler için mekanik hızlandırıcılar, itki ekseninin konumunu ölçen sensörlerden yapılan elektrik bağlantılarını içerir. Denenmiş güç kaynakları: ayrı bir turbo jeneratörden (dönüşte gaz jeneratörü ile çalışan) elektrik veya hidrolik gücü ve roketin güç kaynağından elektrik veya hidrolik gücü, sıcak gaz jeneratörü ile basınçlandırılmış hidrolik sistemi, gaz jeneratöründen sıcak gazı, bataryaları ve soğuk depolanmış yüksek basınçlı gazı içerir. İyileştirme şekli ve güç kaynağının seçimi: minimum ağırlık, minimum performans kaybı, basit kontroller, güvenilirlik, bütünleme kolaylığı, iyileştirme kuvveti ve roket momentleri arasında doğrusallık, maliyet ve diğer faktörlere bağlıdır. Roket küçükse gerekli frekans cevabı yüksektir.

2.1.5.1. SPİVK Sisteminin Roket Üzerinde Uygulaması

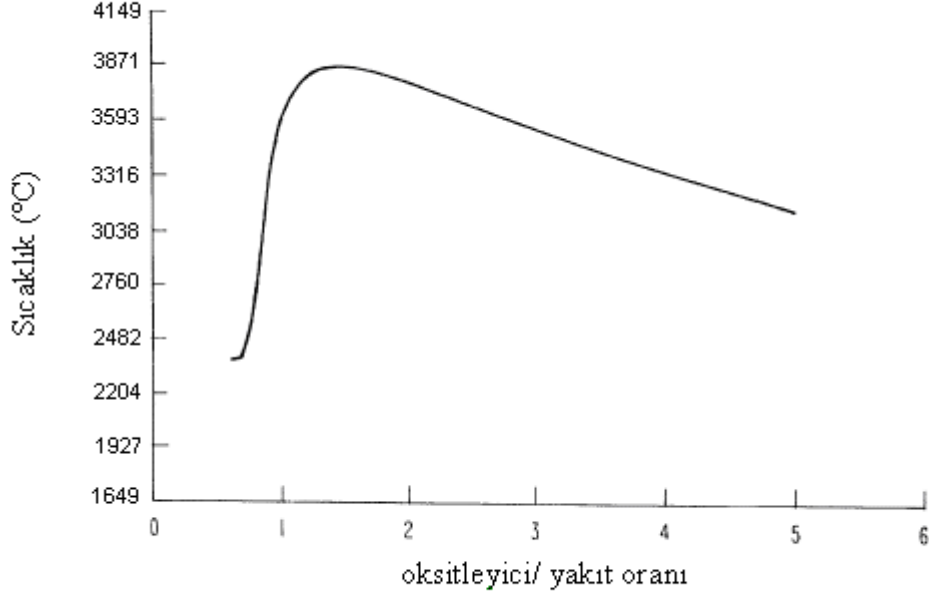


Şekil 2.21. İtki Sisteminin Basitleştirilmiş Çizimi

Motor bloğu nozula açılır. Basınç tankı motor bloğunun üstüne blok ve nozul eksenine doğrultusunda konmuştur. Basınç tankı basınçlı oksitleyici sıvı ile doldurulmuştur (sıvı oksijen gibi (LOX)). Tabiki, oksitleyici, sıvı yakıtı yakacak şekilde seçilmelidir. Sıvı yakıt katı tanecikten, roket motorunun karma yakıtlı roket, katı yakıtlı roket veya sıvı yakıtlı roket olmasına bağlı olarak, aksinel açıklığa sahip gösterildiği gibi veya kontrollü yakıt akış yolları ile motor bloğuna birleştirilmiş sıvı yakıt tankından sağlanabilir.

Akış oksitleyici için, motor bloğunun üstüne oksitleyici tank bağlanmıştır. Yol oksitleyicinin tankı terk edip T bağlantısına varmasını sağlayan ilk kontrollü valf ve oksitleyicinin T bağlantısından motor bloğunun üst kısmına akışını kontrol eden

sonraki kontrollü valfden oluşur. Oksitleyici motor bloğuna ilk girdiğinde yanar veya yakıtı oksitler ve yüksek basınçlı sıcak gaz oluşturur.



Şekil 2.22. Gaz Sıcaklığı x Oksitleyici Yakıt Oranı Grafiği

Şekil 2.22'de egzoz sıcaklığı x (oksitleyici/ yakıt) karışım oranı grafiği verilmiştir. Burada, yakıt; hidroksil sınırlandırılmış poli butadren ve oksitleyici; ise oksijendir. En yüksek sıcaklık 3871° C 'ı geçmiştir. Böyle yüksek sıcaklıklar kenar kuvvetin aksel kuvvete oranını, verilen itki sapmasını elde etmek için daha az hacim püskürtmeyi gerektirerek, artırmıştır. Sonuç olarak delik nozul boğazında ve astarında kullanılan yüksek sıcaklığa dayanıklı malzemedir yapılır.

Şekil 2.21 'de, idrak bloğunda roket hareketinin kavranması ile ilgili ayarlamalar yapılır. İdrak bloğu, idrak edilen hareketi istenen hareket ile karşılaştırıp valf kontrol sinyalleri üreten, işlemci ile birleştirilmiştir. Hareketi düzeltmek için kenar itkisini sağlayan jeneratörler ile ilgili çeşitli valflere, valf kontrol sinyalleri iletilir.

Nozulun etrafında egzoz çıkış kısımlarının daha çok bulunması itki vektörünün kontrolünün iyileştirilmesi ve daha iyi çözümler elde edilmesi için kullanılabilir.

Roket, akma eksenini doğrultusunda ana sıvı yakıtı boşaltarak yakıt itkisi üretmek için sıvı yakıt kaynağına birleştirilmiş bir nozul içerir. Egzoz akışkan jeneratörü, oksitleyicinin varlığında yanabilen bir katı “yakıt” taneciği içerir. Egzoz akışkan jeneratörü, nozulun kenarına birleştirilmiş bir çıkış kısmı ve ayrıca oksitleyici giriş kısmını içerir. Egzoz akışkan jeneratörü oksitleyici egzoz akışkan jeneratörünün oksitleyici giriş kısmına oksitleyici uygulayarak tanecik ile tepkimesine cevap olarak dış kısımda ikincil akışkan üretir. Bağlı aksenal itkiyi saptırmak için, nozul kenarı içine veya boyunca ikincil akışkan püskürtür. Bu düzenlemede, egzoz akışkan jeneratörünün, oksitleyici giriş kısmına oksitleyici akışının kontrolü ile sapma miktarı belirlenir. Yakıt taneciği oksitleyici ile sağlandığında hızlı yanmayı sağlayacak yeterli derecede yüksek sıcaklıkta yakıt taneciği elde etmek için egzoz akışkan jeneratörünün çıkış kısmı, sıvı yakıttan nozula ısı sağlar.

İkincil egzoz akışkan jeneratörü yukarıda bahsedilene benzer olup, nozulun kenarına birleştirilmiş bir çıkış kısmı içerir. İkincil egzoz akışkan jeneratöründe, ilk konuma göre, çıkış kısmı nozul eksenine göre açısız yerleştirilmiştir. Açısız boşluk 180 °dir. İkincil egzoz akışkan jeneratörü oksitleyici giriş kısmını içerir ve tanecikle oksitleyicinin tepkimesine cevap olarak ikincil egzoz akışkan jeneratörünün çıkış kısmında sonraki ikincil akışkan elde etmek için kullanılır. Ayrıca sonraki ikincil akışkan, nozulun kenarından açısız yerleştirilmiş veya karşılıklı konumlarda, eksene

göre ilk belirtilen egzoz akışkan jeneratörünün karşı yönüne püskürtmek için kullanılır. Böylece ana yakıt itkisi saptırılabilir.

Oksitleyici ile ilk belirtilen ve ikincil egzoz akışkan jeneratörlerinden birini sağlamak için ekseni ve ilk belirtilen egzoz akış jeneratörünü içeren bir düzlemde itki sapması istendiğinde; ilk belirtilen ve ikincil egzoz akışkan jeneratörlerinin oksitleyici giriş kısımlarına kontrol düzenlemesi birleştirilir. İkincil akışkan kütle debilerinin kontrolüne bağlı, 2 çıkış kısımlı düzlemde itki sapması sağlanır⁽¹⁾.

2.1.5.2. SPİVK Sisteminin Çalışma Prensibi

1. Roket, Ana Sıvı Yakıt Kaynağını, boşaltma ekseni boyunca ana sıvı yakıtın boşaltılmasıyla yakıt itkisi üreten nozulu, Egzoz akışkan jeneratörünü içerir. Yüksek sıcaklıkta sıvı yakıtı bağlı olarak yakıtın itkisini saptırmak için nozul kenarına ikincil akışkan püskürtülür.

2. Roket, egzoz akışkan jeneratörünün oksitleyici giriş kısmına oksitleyici akışımın kontrolü ile sapma miktarının kontrol edildiği 1. madde'ye uygun olmalı

3. Yakıt, ilk konuma göre eksene bağlı açısal konumda nozul kenarına birleştirilmiş çıkış kısmı ve oksitleyici giriş kısmından oluşan ikinci egzoz akışkan jeneratörü oksitleyici itkisine cevap olarak ikinci egzoz akışkan jeneratörünün çıkış kısmında sonraki ikincil akışkanı üretir ve ilk belirtilen egzoz akışkan jeneratörüne engel olacak yönde eksene bağlı ana yakıt itkisini saptırmak için, açısal yerleştirilmiş konumda nozulun kenarına ikincil akışkanı püskürtür. 1. maddeye uygun bir roket ikinci egzoz akışkan jeneratörünü ihtiva eder.

4. Rokette, 180° açısai yerleştirilmiş konumda olunca ilk belirtilen egzoz akışkan jeneratörü ve ikinci egzoz akışkan jeneratörü çapsal olarak karşılıklı konumlandırılır.

5. Roket, istenen itki sapması için ilk belirtilen ve ikincil egzoz akışkan jeneratörünün oksitleyici giriş kısmına birleştirilen kontrol araçlarından ve oksitleyiciyi sağlayan ilk belirtilen veya ikincil egzoz akışkan jeneratöründen oluşur.

6. Bir rokette, ilk belirtilen ve ikinci egzoz akışkan jeneratörünün oksitleyici giriş kısımları ve sıvı oksitleyicinin kaynağı arasında birleştirilen kontrollü valflerden oluşan kontrol araçları akışkan oksitleyicinin kaynağını oluşturur⁽¹⁾ .

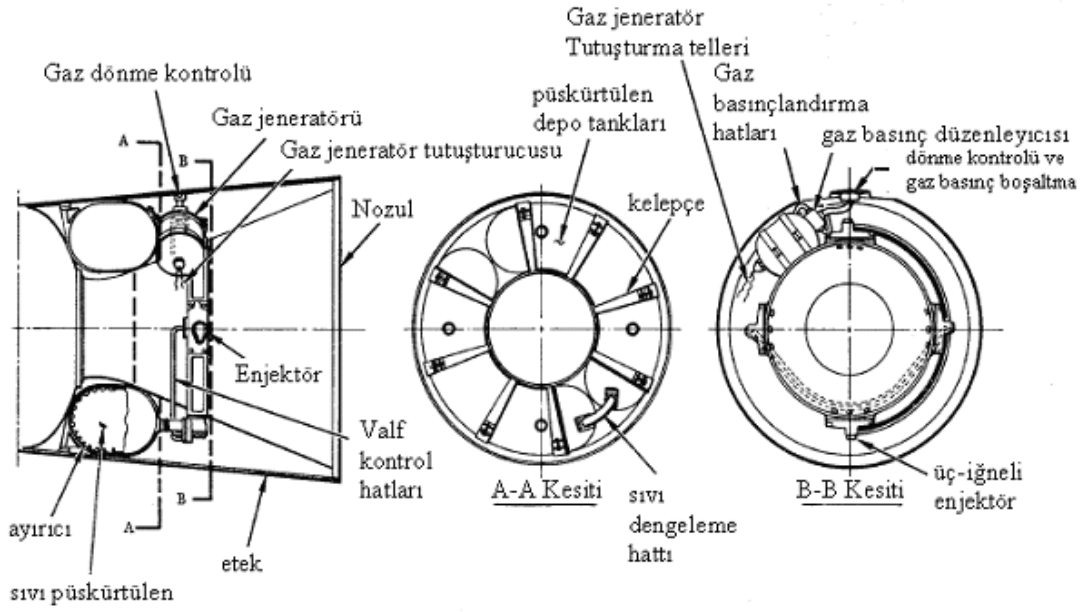
3. ARAŞTIRMA BULGULARI

3.1. Sistem Tasarımı

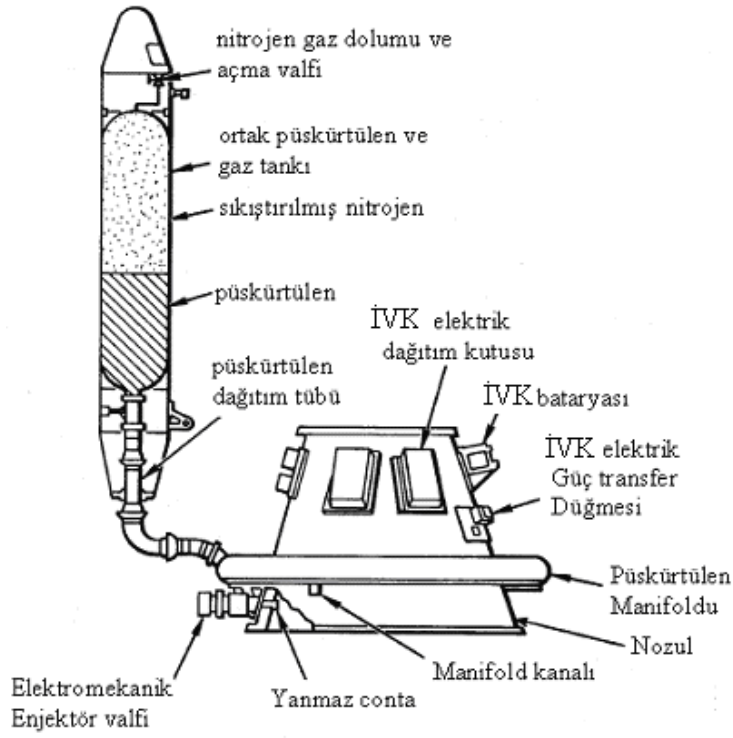
Tipik bir SPİVK sistemi: püskürtüleni taşıyan bir tank, sıkıştırılmış gaz kaynağı, tüp ve enjektör valflerinden oluşur. Sıvı püskürtülen, gazın basıncı ile, tüplerden enjektörlere akar. Roket uçuş kontrol alt sisteminden gelen elektrik sinyallerinin çıkıtısına göre; akışı kontrol eden valfler çalışır. Temel tasarım özellikleri Şekil 3.1 de gösterilmektedir. Şekil 3.2 ve 3.3 de iki farklı SPİVK sistemi gösterilmiştir.

SPİVK sistem tasarım çalışmalarının amacı

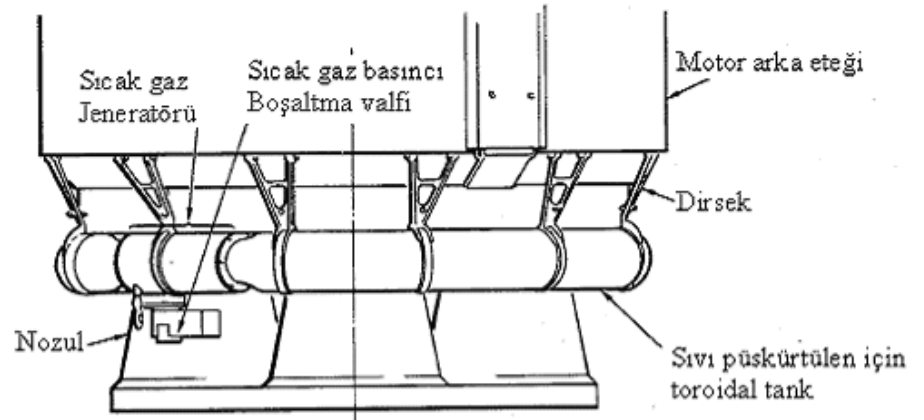
- enjektörü ve sayısını,
- püskürtüleni,
- enjektör konumunu ve püskürtme açısını,
- sıvı püskürtülen depolama tankının tip ve şeklini ve
- sıvı püskürtüleni basınçlandırma yöntemini belirlemektir.



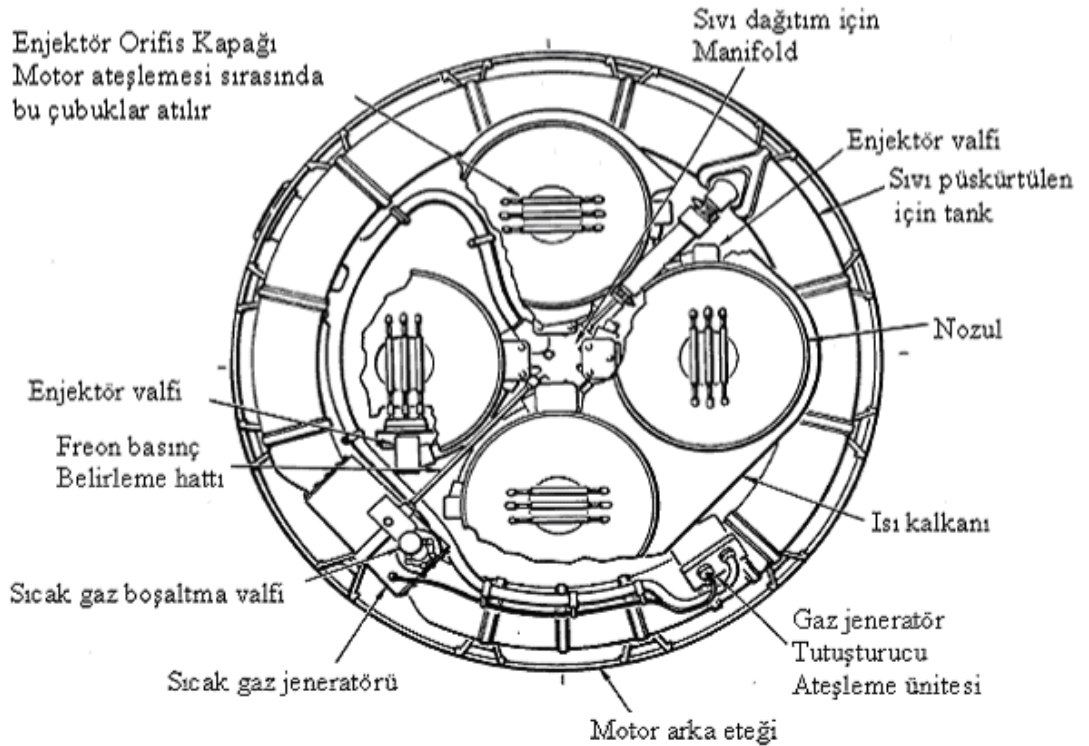
Şekil 3.1. SPIVK Sisteminde Temel Tasarım Özellikleri



Şekil 3.2. Titan III SPIVK Sistem Gösterimi



(a) Kenar Görünüş



(b) Alt Görünüş

Şekil 3.3. Polaris A3 İkinci Kademe için SPIVK Sistemi

Sistem-tasarım analizinde uyarılma çalışması, püskürtülenin, enjektörlerin performansı sonucu püskürtme basıncı ve nozuldaki konumu gibi çeşitli parametreler incelenir.

3.1.1. Sistem Uyarlaması

Sıvı püskürtme sistemi tasarımı, roket performans parametrelerini, güvenilirliği ve maliyeti içeren roket uyarlama çalışmasına dayandırılmalıdır.

SPİVK sistem tasarım uyarlamasını tanımlamak için gereken basamaklar Şekil 3.4 deki şemada gösterilmiştir.

SPİVK sistemini belirli bir tasarıma uyarlamak için, genel prosedür üreticilerden elde edilen tasarımlardan ve bilinen SPİVK bileşenlerinden ağırlık, hacim ve performans verisi derlemek gerekir. Bu veriler denklemlerde veya eğrilerde ifade edilir. Elde edilen veri, motor geometrisini ve çalışma koşullarını gösterir. Bu sebeple, veriler şu an kullanılan motorun çalışma koşulları ve geometrisine dönüştürülmelidir. Tasarım alternatiflerini (akışkan türü, enjektör sayısı, püskürtme konumu gibi) sunan şematik tasarımlar uyarlama hesaplamalarına temel olacak şekilde hazırlanırlar. Genel tasarım bilgisi (motor verisi, püskürtülen özgül tepkisi, kütle debisi ile oluşan enjektör ağırlığı farklılıkları, hacim ve basınçla oluşan tank ağırlığı farklılıkları) toplanmalıdır. Her tasarım kavramı için, motor ateşlemesi sonrasında roket son hızına dayanan performans parametresi hesaplanır ve roket performansının güvenilirlik ve maliyet üzerindeki etkileri belirlenir. İlk uyarlama sonuçlarını, püskürtülen seçimi, püskürtülenin miktarı, enjektör sayısı, yaklaşık sistem basıncı vb. belirlenir. İlk uyarlama göz önüne alınması gereken tasarım olasılığı sayısını dikkate değer ölçüde düşürüp püskürtülen ve sistemi basınçlandırmak için gereken gaz miktarı, püskürtme basıncı, orifis boyutu, sayısı ve boşluğu, enjektör konumu ve püskürtme açısı, tank malzemesi ve şekli için yapılacak detaylı çalışmaları basitleştirir. Detaylı çalışmalar gerçekleştirildikçe, denklem ve

eğriler geliştirilir ve ilk sonuçları geliştirmek için gerekli olduğu kadar uyarlama tekrarlanır.

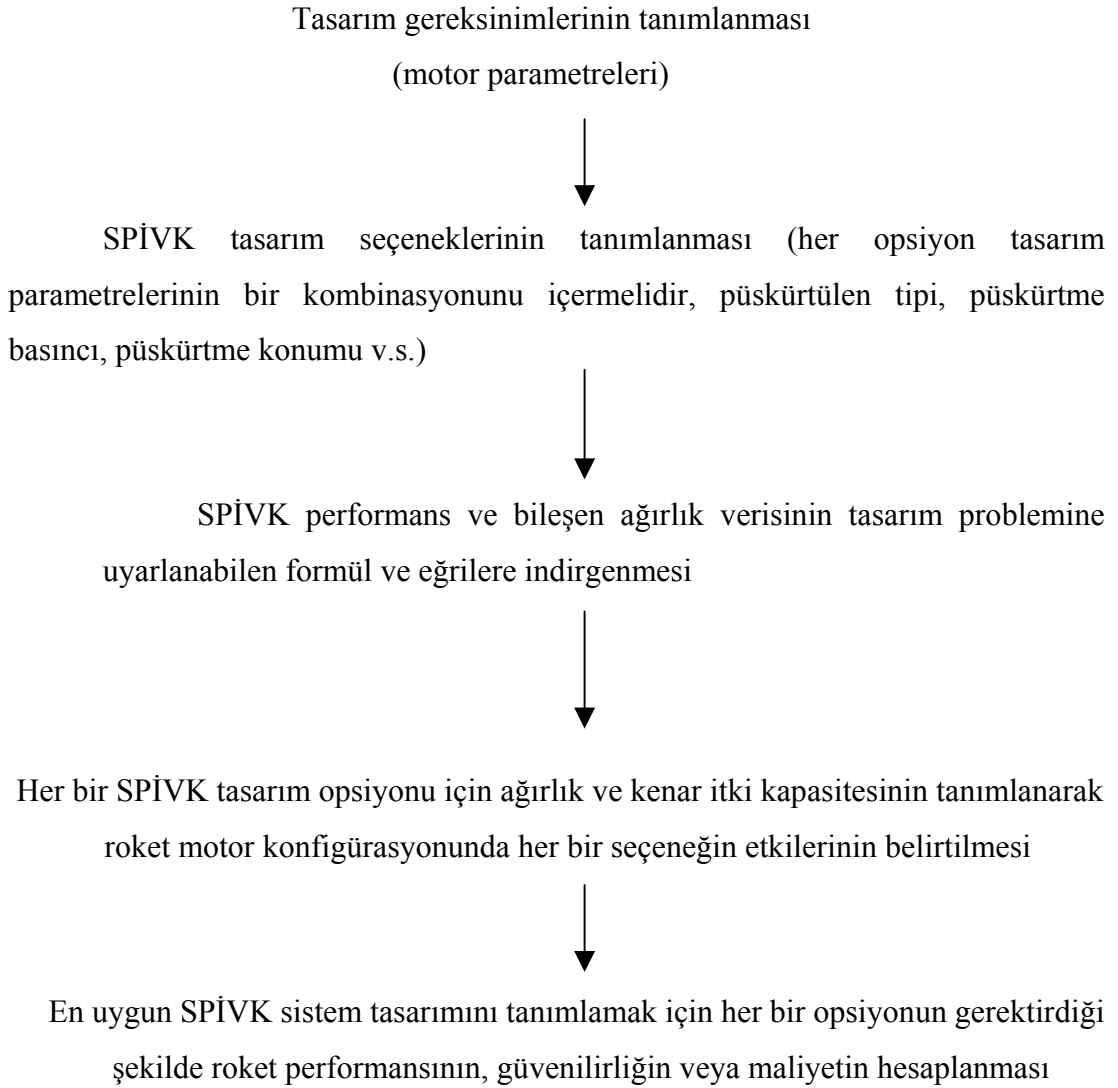
Eğer sistem, performansı bilinen önceki tasarıma benzer tasarlanırsa, yeni sistem ihtiyacı karşılamaya çok yaklaşır. Genelde yeni tasarım önceki herhangi bir tasarımdan farklıdır ve belirsizliklerle veri ölçülmesi gerçekleştirilir. Sonra ilk tahminler ters çevrilir.

- daha iyi doğrusalılık elde etmek için çekirdek şeklinin özel olarak yeniden tasarımı,
- daha düşük kütle debilerinde jet oluşumu,
- tankta taşınan püskürtülenin miktarını azaltmak için yapılan ufak düzeltmeler

Gelişme döneminde geciken değişikliklerdir çünkü çok fazla yeni tasarım çalışması ve fazladan test gerektirmez. Erken zamanda gereksinim doğru olarak tanımlanmalı ve şişirilmiş ilk tahminlerin kullanılması engellenmelidir.

İlk tasarım aşamasından sonra sistemin ağırlığını ve çalışma verimliliğini etkileyen maddelerin (nozül duvarında enjektör valf açısı ve konumunun, tank, tüpler ve enjektör valflerinin boyutlarının) yeniden tasarımı zor ve maliyeti yüksek olduğundan değişikliğe gidilmez.

Sistem tasarım anlayışında olabildiğince geç ele alınan geniş boyut, uyarlama prosedürünü tekrarlayarak, en aza indirgenir. Düzeltilen tasarım ve performans verileri kullanılır ve eğer mümkünse uçuş hattının daha iyi tanımlanıp uyarlama prosedüründe daha gerçekçi girdiler kullanıldıkça, daha doğru ve genelde daha hafif olan son sistem elde edilir.



Şekil 3.4. SPİVK Sistem Tasarımını Tanımlamak için Önerilen Basamaklar

3.1.2. Püskürtülen Seçimi

Püskürtülen maksimum özgül tepkiyi dağıtmalı ve malzeme, depolama gereksinimleri ve izin verilen kirliliğe göre en yüksek yoğunluğa sahip olmalıdır.

Sıvı püskürtülenin seçiminde göz önüne alınan ana etkenler püskürtülen performansı, özgül tepki, yoğunluk, depolanabilirlik, toksitlik ve Düşük Özgül Isı ve Düşük Buharlaştırma Isısıdır. Püskürtülen için temel adaylar sıvı çözünür halde nitrojen tetroksit ve strontiyum perklorat olup diğerleri hidrazin, Freon 114-B2 ve

hidrojen peroksit'tir. Püskürtülenlerin temel özellikleri ve karakteristikleri Çizelge 3.1.' de gösterilmiş ve aşağıda açıklanmaktadır.

Büyük kuvvet veya itki kontrolü inört sıvılardan çok reaktif sıvıların püskürtülmesi ile elde edilir. Daha büyük kuvvet veya yönsel kontrol, kütle debisinin bir fonksiyonu olarak, sıcak gaz püskürtülmesi ile sağlanır.

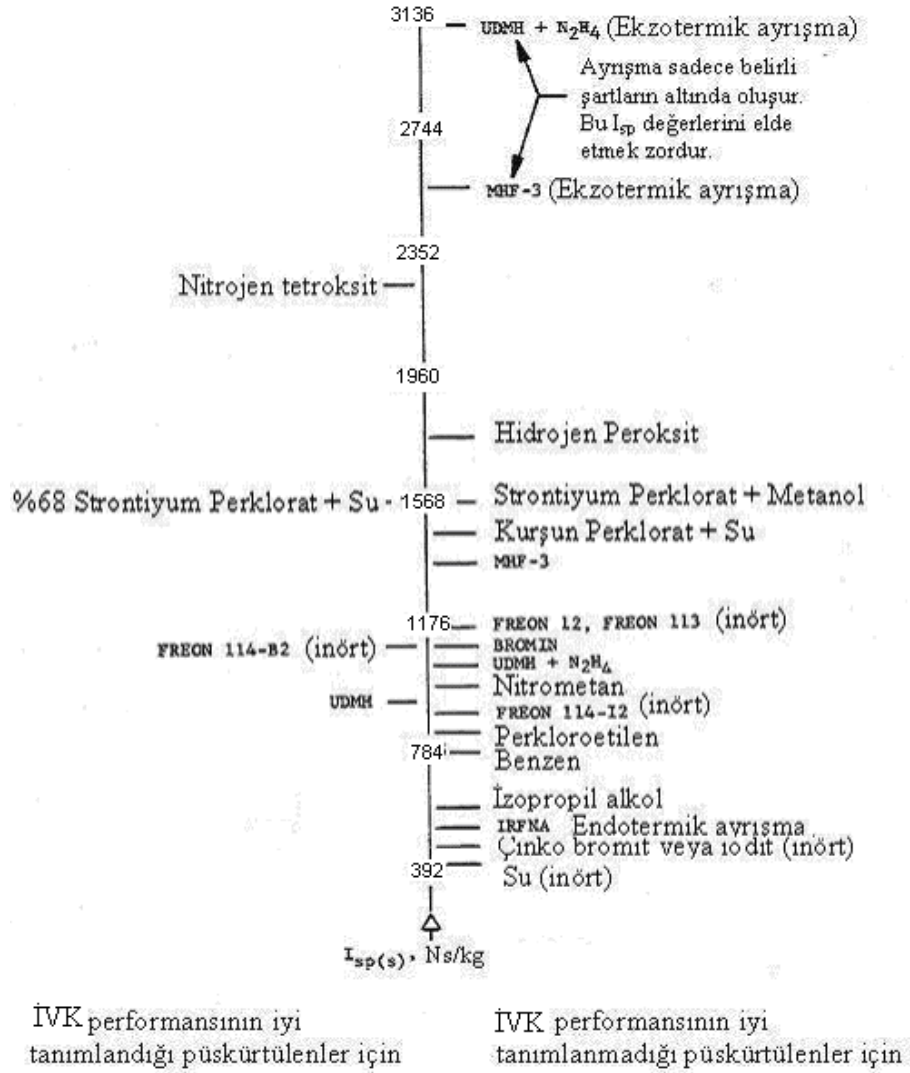
Sıcak gazın püskürtülmesi, bağıl kütle akışı terimleri ile, kuvvet veya yönsel kontrol elde etmek için en verimli yoldur. Genleşmeden dolayı bloğun basıncı nozuldaki statik basınçtan fazla olduğundan kenar püskürtmesi için sıcak gaz sağlamanın bir avantajlı yolu, gazı ana motor bloğundan akıtmaktır.

Şok örneğinin dayanımı ve nozulda karşılıklı duvarlar arasında oluşan basınç dengesizliği, sıvı yada gaz olmasına ve püskürtülenin özellikleri dahil olmak üzere bir çok değişkene bağlıdır. Reaktif akışkan püskürtüldüğünde, sıvı buharlaşmasında elde edilenden daha büyük dengelenmemiş basınç, akıntı yönünde meydana gelen yanma esnasında üretilir. Yeterli büyüklükte kimyasal reaksiyon oranı, reaksiyon bölgesini püskürtme kısmına yakın tutarak yanmayı etkiler.

Özgül tepki; püskürtülenin vektör kuvvetinin ölçüsü olup kuvvetin (N), püskürtülen kütle debisine (kg/s) oranı olarak tanımlanır ve en yüksek olası değer caziptir. Pratikte, teorik değerini %80 ini elde etmek sıvı püskürtmeli İVK tasarımının iyi olduğunu gösterir. Reaktif püskürtülenlerin, inört püskürtülenlere göre daha büyük özgül tepkisi vardır. Püskürtülen seçiminde, püskürtülenin özgül tepkiyi dağıtma verimliliği dikkate alınmalıdır. Freon 114-B2 gibi inört püskürtülenler 686 dan 1569 N-s/kg a kadar özgül tepkiyi dağıtır, strontiyum perklorat çözeltisi veya nitojen tetroksit (N_2O_4) gibi kimyasal reaktif püskürtülenler daha verimli olup, aynı zamanda 1470 den 2942 N-s/kg a kadar veya daha fazla özgül tepkileri dağıtır.

Titan III konfigürasyonunda 0.5° den küçük İVK açılarında, N_2O_4 için 3923 N-s/kg dan büyük özgül tepki değerleri kaydedilmiştir. Dağıtılan özgül tepki; püskürtülen akıntı karakteristiğine göre tasarım uyarlamasının ne kadar iyi yapıldığına ve enjektör konumunun, ölçüsünün ve enjektör orifis boşluklarının, püskürtme açısının, püskürtme basıncının tasarım değerlerine dayanır. Püskürtülenin özgül verimliliği, küçük ölçekli testlerde kontrol edilmelidir⁽¹⁰⁻¹²⁾. Şekil 3.6 da belirtilen $I_{sp(s)}$ değerleri inört ve reaktif sıvılar için geçerlidir⁽¹³⁻¹⁵⁾. Enerji açığa çıkarken meydana gelen gecikme, püskürtülenin potansiyel verimliliğini düşürür.

Listelenen $I_{sp(s)}$ değerleri $P_c \approx 5.516 \text{ MN/m}^2$, $C \approx 12$ ve tek orifisli püskürtme ve $P_{inj} = 12.411 \text{ MN/m}^2$, $C_{inj} = 2.5$, $\phi = 25^\circ$, $F_s/F_a = 0.02$ için geçerlidir.



Şekil 3.5. Reaktif ve İnört Sıvı Püskürtülenler için Özgül Tepki Değerleri^(11,16,17)

Püskürtülenin yoğunluğunun, tankların, pompanın ve gerekli enjektörlerin ağırlığına ve hacmine etkisi büyüktür. Püskürtülen yüksek yoğunluğa sahip olmalı böylece akışkan tankları, valfler ve tüpler, alandan ve sistem ağırlığından kazanabilmek için olabildiğince küçük yapılmalıdır. Geniş tankların, pompaların ve enjektörlerin kullanıldığı depolama alanının uygun olduğu uyarılma çalışmalarında

düşük yoğunluğa sahip püskürtülenlerin kullanımını engelleyen ağırlık kısıtlaması oluşur. Bu sebeple, suyun yaklaşık iki katı yoğunluğa sahip püskürtülenler kullanılır. Yüksek yoğunluk; püskürtülenin tankta depolanmasını olası kılar ve daha küçük tüplerin, valflerin ve enjektörlerin kullanılmasına izin verir. Böylece, roketin ağırlığı korunmuş olur.

Sıvının depolanabilirliği belirlenen depolama sıcaklığında ve basınçta akışkanın kararlılığına ve temas ettiği tank malzemesi ile uyumuna bağlıdır. Seçilen sıvıda, roket depolama sıcaklık ve basıncında, depolama süresince kimyasal bozunma, buharlaşma olmamalı veya kristalize bir yapı oluşmamalıdır. Depolanabilirlik şartı püskürtülenin, saflığının kontrolü ile ve püskürtülen ile reaksiyona girmeyecek, reaksiyonları katalize edecek eleman içermeyecek bir tank malzemesi ile sağlanır. Malzeme sıvının yapısını değiştirmesine ve nüfuz etmesine izin vermemeli çünkü içine sıvının nüfuz ettiği malzeme püskürtme için uygun değildir ⁽¹⁸⁻²¹⁾.

Belirli reaktif püskürtülenler bazı katı yakıtlar ile temas halinde olunca katı yakıtları tutuşturduğundan, püskürtülenin motor, yakıt ve diğer komşu sistemler ile uyumluluğu kontrol edilmelidir. Nitrojen tetroksit veya bromin gibi toksit akışkanlar yükleme, kontrol, düzlem testleri, fırlatma vb. süresince korunmanın pratik olarak sağlanmaması durumunda seçilmemelidir.

Sıvı püskürtülenlerin çeşitli malzemelerle uygunluğunu belirlemekle ilgili çalışmaların sonucu Çizelge 3.1. de özetlenmiştir ⁽¹⁸⁻²⁷⁾. Gösterildiği gibi, Freon 114-B2 metallerle nerdeyse inört olup, herhangi bir su temasının hidrolisise yol açması sebebiyle korozyona maruz metalik malzemelerde saklanmamalıdır. Freon 114-B2, teflon malzemeleri etkilemez fakat çeşitli elastomerlerin termosetlerin

ve termoplastiklerin içine işleyebilir. Plastikten plastisizör süzülüp, sert ve kırılğan bir yapı oluşturulabilir. N_2O_4 ve $Sr(ClO_4)_2$ nin ikiside reaktiftir. Strontiyum perklorat paslanmaz çelik veya titanyum depolama tanklarında saklanabilir. $177\text{ }^\circ\text{C}$ de kararlı ve güvenilirdir fakat yüksek sıcaklıklarda bozularak kuvvetli bir oksitleyici olur. $482\text{ }^\circ\text{C}$ den $538\text{ }^\circ\text{C}$ 'e, strontiyum perklorat lastikle nerdeyse bir patlayıcı reaksiyon oluşturacak şekilde birleşebilir. Gaz jeneratör basınçlandırması bulunan sistemlerde görev çevriminin sonuna yakın bu reaksiyon oluşur ve bütün reaktif sıvılar için potansiyel problem oluşturur. Normal depolama sıcaklıklarında, burada değinilen hiçbir sıvı için bozunma problemi yoktur.

Kullanılan püskürtülen nitrojen tetroksit ise, en yüksek özgül tepkiyi verir. Bu reaktivite olup, kontrol edilmesi zordur. Eğer saflık ve taşıma inörtlük şartları sağlanırsa başarılı bir şekilde depolanır; yoksa, bozunma oluşur. Elastomerler uzun dönem sızdırmazlık için kullanılamaz. Titan III çalışmasında, SPİVK sistemi 75 güne kadar N_2O_4 pratik depolanabilme koşulunda yüklü kalmış ve çalışma basıncında 30 gün süresince hazır tutulmuştur ^(9,25). Minuteman III kontrol sistemi için de nitrojen tetroksit roket motorunda kullanıma uygundur.

Donma veya kristalleşme sıcaklığı depolama için düşük sınır sıcaklığıdır. Freon ve nitrojen tetroksitte kristalleşme veya ayrılma oluşmaz. Freon114-B2, $-35\text{ }^\circ\text{C}$ 'de donar ve N_2O_4 , $-11\text{ }^\circ\text{C}$ de donar. %62 lik çözeltide suyun kristalleşmesiyle strontiyum perklorat $0\text{ }^\circ\text{C}$ ' de donar.

Nitrojen tetroksit temas halinde yanar fakat Freon 114-B2 temas halinde zararsızdır. Strontiyum perklorat, Freon 114-B2 ile karşılaştırıldığında, %50 fazla özgül tepki dağıtır, maliyeti yarısı kadardır ve çok az uygunluk, depolama problemi vardır. Strontiyum perklorat toksit olup, cilde zararlıdır. Perklorat tuzunun veya

özeltisinin elbise veya tahta tarafından emilmesi önlenmeli çünkü emmiş malzemeler ateşleme esnasında hızla yanabilir.

Çizelge 3.1. Ana İşlevsel Sıvı Püskürtülenlerin Temel Özellik ve Karakteristikleri

Özellik veya Karakteristik	Freon 114-B2	Strontiyum Perklorat (suda çözülmüş)	Nitrojen tetroksit
Özgül tepki (*) (N-s/kg)	686-1569	1470-2548	1765-3923
Yoğunluk kg/m³	8.396	7.771 , %62 çözünürlük 7.871 , %72 çözünürlük	5.618
Donma veya kristalleşme noktası, °C	- 35	0 , %62 çözünürlük 10 , %72 çözünürlük	-11
Depoda kararlılık	Çok kararlı ; ateş almıyor	Sızdırmaz depoda çözülmüş olarak kararlı	Eğer kuru ise kararlı
Metallerle reaktivitesi	Suyun yokluğunda inört	Paslanmaz çelik ve alüminyuma korozif değil	Su olmadığında paslanmaz çelik ve alüminyuma korozif değil (110) uzun dönem depolamada titanyum ile stres korozyon problemleri yaşanmakta;
Polimerlerle reaktivitesi	Polimerleri çürütüp içine nüfuz eder	Nerdeyse elastomerlere ve diğer polimerlerin çoğuna hiç etkisi yok	N ₂ O ₄ ile birçok elastomer uygunsuz. Sadece nitroso bileşiği AFE-110 ve Parker bileşiği B-591-8, 90 gün depolamaya uygun (112)
Toksitlik	Temas halinde zararsız	Çözeltilinin düşük toksitliği var. Kuru perklorat toksit ve cildi rahatsız eder.	Temas halinde cildi ve gözü ciddi şekilde yakar
Püskürtülenin kullanıldığı roket	Polaris A3 ikinci kademe Minuteman II ikinci kademe Sprint ilk kademe	Minuteman III üçüncü kademe (%66çözelti)	Titan III

(*) nozuldaki püskürtme konumu ve enjektör geometrisi optimuma yakın olduğundaki test verilerine dayanır

3.1.3. Püskürtme Basıncı ve Püskürtme Orifisi

SPİVK sisteminde, sıvı, yakınsak yuvarlak dışı olan orifisten merkezi çekirdek ile nozula püskürtülür. Enjektör kesiti Şekil 3.6, 3.7. ve 3.8 de gösterilmektedir.

Çizelge 3.2. Seçilen Metal ve Ametallerin Freon 114-B2 ve Sulu Strontiyum Perklorat Çözeltisi ile Uygunluğu ⁽²⁷⁾

TEST EDİLEN MALZEMELER		
METALLER	AMETALLER	
Ti-6Al-4V 4130 çelik 4340 çelik 7505 alüminyum 2024 alüminyum 347 paslanmaz çelik Molibdenum çelik	Hipalon 20 Neopren CN ve W Polivinil alkol Tiokol ST (polisülfid) Viton "A" Tigon ST (polivinil klorit) Teflon 1, 6 ve 100	
Oda sıcaklığında 3 hafta sonunda açığa çıkan sonuçlar:		
MALZEME	Freon 114-B2	Sr(CIO₄)₂
Metaller	Herhangi bir metal üzerinde görünür bir etkisi yoktur.	4130 ve 4340 çeliklerinde pas gözlenmiş; diğer metallerde gözle görülür hiçbir etkiye rastlanmamış
Ametaller	Teflon hariç tüm örneklerde nüfuz etme ve çürüme gözlenmiştir.	Polivinil alkol ve Tiokol ST kimyasal reaksiyon ve çürüme belirtileri gösterir; diğer örneklerin hiçbir görünür etkisi yoktur.

Merkezi çekirdek, enjektör valfinin kapısı gibi hareket eder. Böylece, sıvıya tüm sistem basıncı orifisten ayrılma noktasına kadar uygulanır. Püskürtme basıncı,

orifis ölçüsü ve orifis boşluğunun kenar itki verimliliğine ve sistemin karmaşık yapısına önemli ölçüde etkisi vardır. Püskürtme sistem basıncı, en iyi kenar itki verimliliği elde etmek ve sıvıyı orifisten yüksek momentle çıkartmak için gereken kuvveti sağlar. Sistem basıncı, 3.10 - 10.34 MN/m² arasındadır. SPİVK ile küçük ölçekli motor ateşlemelerinden elde edilen test verilerinin analizi püskürtme basıncının maksimum kenar itki verimliliği için, roket motorunun blok basıncının iki katına ayarlanması gerektiğini göstermektedir (Şekil 4.5, 4.6) ^(5, 11). Basınç değerleri tank, tüp ve enjektörlerin ağırlığını etkilediğinden giriş sistemi için yüksek basınç değerleri uygun değildir. Eğer düşük basınç değerleri kullanılırsa, kenar itki verimliliğindeki olası kayıp tahmin edilebilir ^(5,11, 27).

En düşük ağırlık için mükemmel kenar itki verimliliği sağladığından 3 orifis enjektör önerilmektedir.

En basit SPİVK enjektör uygulamasında; 4 enjektör 90 ° aralıklarla yerleştirilmiştir. Sadece x ve y düzlemlerinde değil herhangi bir düzlemde itki sapması gerekebilir. Kenar kuvveti iki enjektör tarafından üretilen kuvvetlerin vektörel toplamıdır. Aynı şekilde çalışan 2 enjektör, aynı kenar itkiyi üretmek için, tek enjektörün kullandığı enjektör sıvısını yaklaşık $\sqrt{2}$ katı oranla kullanacaktır.

Pratikte, inört püskürtülenlerde çıkan enerji az olmasına rağmen, bütün püskürtülenler de kimyasal reaksiyon oluşur. Kenar kuvvetinin en verimli şekilde gelişimi için, püskürtülen karıştırılmalı ve duvarın hemen yanında egzoz gazı ile tamamen reaksiyona girmelidir. Yüksek hızlı jetlerin duvarın yanından geçip etkilerini kaybederek, gaz akıntısına nüfus etmesini önlemek için jetler küçük olmalıdır.

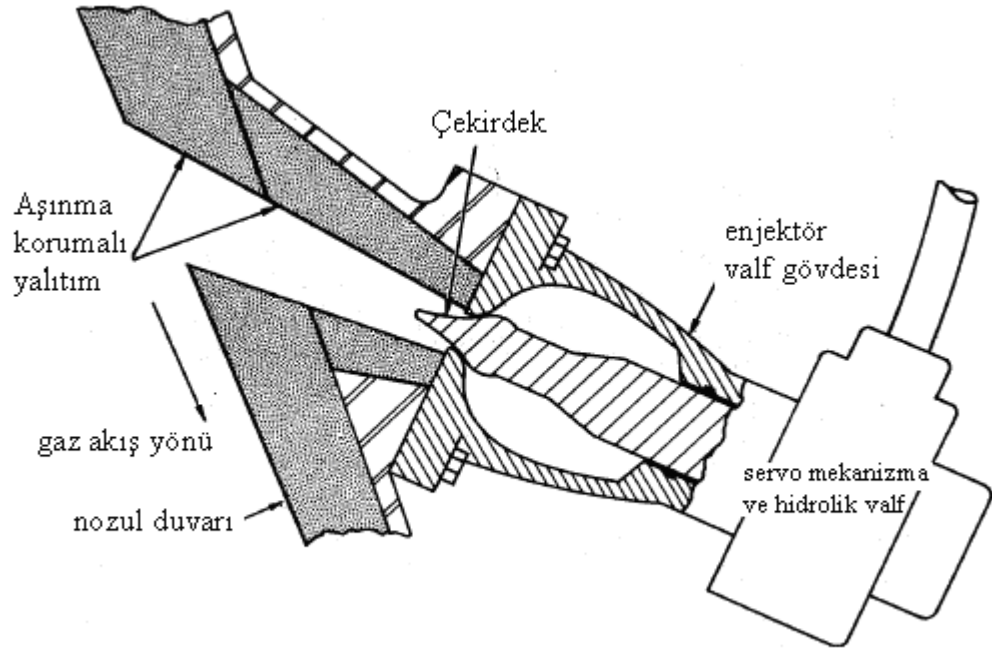
Bütün kütle debilerinde, boşaltılan sıvının birim kütlesi başına düşen moment, sistemdeki püskürtülenin basıncına bağlı olduğundan, nerdeyse aynı kalır. Bu moment, akışın yönünü bölgesel saptırıp, ilk şokun üretildiği süpersonik akıntıya karşı kuvvet oluşturarak SPİVK etkisine katılır.

Düşük enjektör açıklığında jet boşaltılan birim kütle başına yüksek moment sağlar ve orifis ölçüsü verilmiş iyi tasarlanmış çekirdek tipi enjektör (Şekil 3.6 ve 3.7) için, düşük kütle debisinde en büyük itki verimliliği elde edilir yani püskürtme daha verimlidir ⁽⁵⁾. Yüksek kütle debilerinde, jetin kalınlığı artar, böylece gaz akıntısına daha derin nüfuz eder. Verilen kütle debisi veya kuvvet seviyesi için, enjektör sayısı artırılırsa, itki verimliliği artar. Her enjektörün diğer enjektörlerden bağımsız, kendi konumunda kuvvet ürettiği varsayılır. Çoklu enjektör SPİVK nin verimliliği

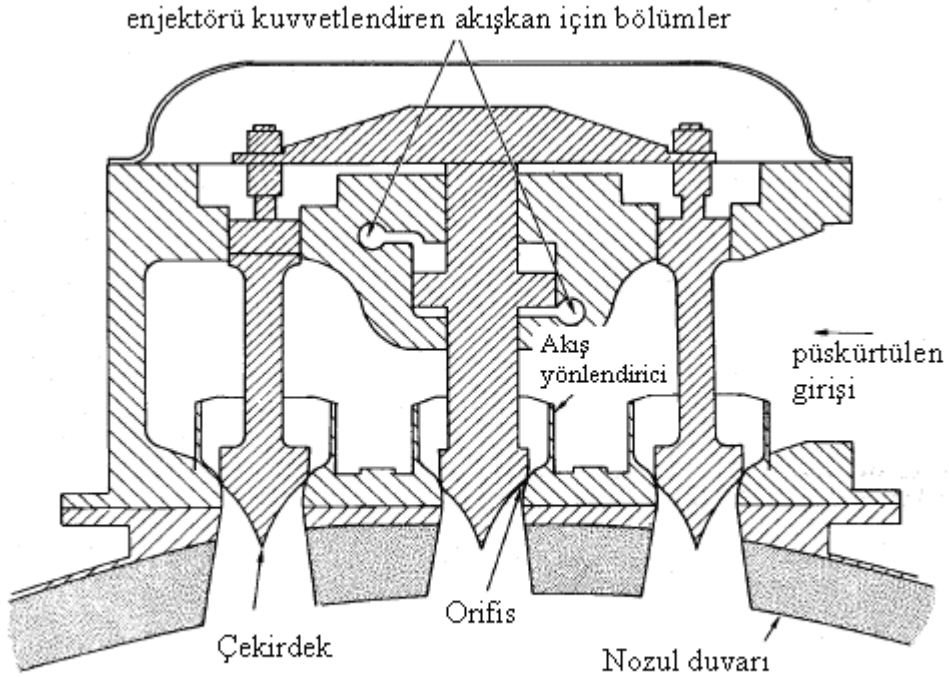
$$\text{Kosinüs verimliliği} = \frac{\sum_{i=1}^n \cos \psi_i}{n_{inj}}$$

Denklemden hesaplanır.

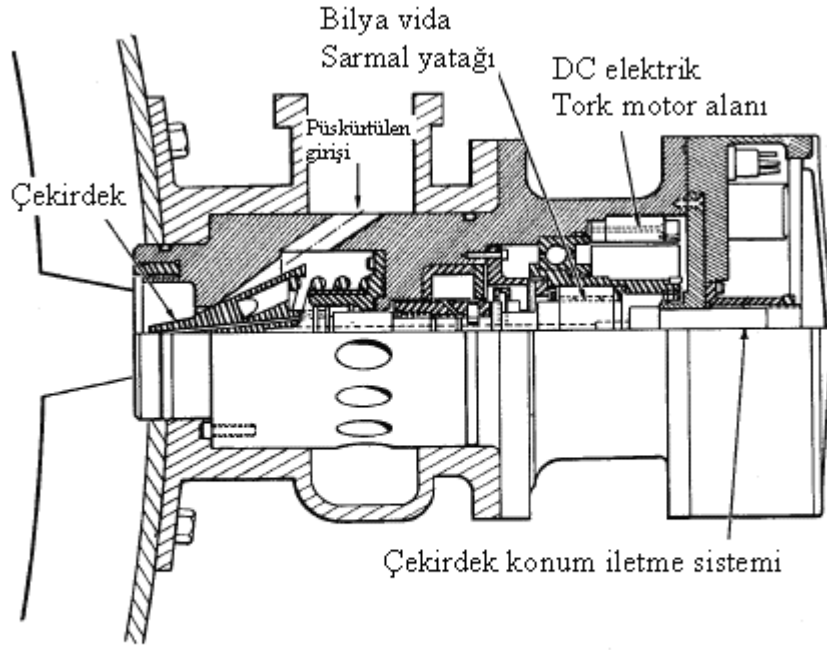
Denklem her enjektör için azaltılmış kütle debisine bağlı verimlilik artışını veya şok alanlarına ve karışıma bağlı verimlilik düşüşünü içermemektedir.



Şekil 3.6. Nozul Duvarındaki Tek Orifisli Enjektörün Kesit Görünümü



Şekil 3.7. Nozul Duvarında Üç Orifisli Enjektörün Kesit Görünümü



Şekil 3.8. Elektromekanik Püskürtülen Valfinin Kesit Görünümü

Kontrol sistemlerini ayarlamak için güç; hidrolik, mekanik ve bileşenlerin hassas konumlandırılması için gereken sinyaller için tasarlanmış elektronik bileşenleri içeren elektromekanik aletlerden elde edilir.

Artan orifis sürtünmesi, birim kütle başına jet momentini azalttığı için özgül tepki verimliliğinin küçük orifis boyutlarında ve valf açıklıklarında ⁽⁵⁾ bir üst sınırı vardır. Tek bir orifiste meydana gelen geniş akışla verimlilik düşer bu sebeple birçok sayıda küçük orifis kullanımı avantajlıdır. Akış jetlere bölünmüş ve oluşan büyük akış momentine rağmen sıvı ana akıntıya derinlemesine işlememiştir. Bunun yerine, gazla püskürtülenin karıştığı yer olan duvara yakın kısımda jet kırılmış ve duvarda daha fazla basınç üreten enerjiyi düşürmüştür. Fazla sayıda enjektör kullanımı, karmaşıklığı ve maliyeti artırır.

Enjektörlerin sayısını artırma püskürtme verimliliğini artırır, şok basınç, karışım ve tepkime bölgelerinin üst üste gelmesinden dolayı kesişme kayıpları oluşur. Bu bölgelerde, yerel basınç artışı iki ayrı orifis etkisinin toplamından daha azdır fakat bir tek orifis için olandan fazladır ^(5, 28). En verimli püskürtme nozul duvarında dairesel bir çizgide konumlanmış, birçok dairesel orifisten elde edilir (Şekil 3.6 ve 3.8) ^(10, 11, 16, 28). Kayıpları önlemek için minimum boşluk, orifis çapının 7-14 katı olmalıdır.

Artı ve eksi x ve y eksenlerindeki kontrol için, roket nozulu etrafında eşit aralıklarla yerleştirilmiş 4 veya daha fazla enjektör temel sıvı püskürtme konfigürasyonunu oluşturur. 4 ten fazla enjektör kullanımı (örneğin nozul etrafında eşit aralıklı altı, oniki veya yirmidört) gereken akışkan miktarını azaltır. Kontrol kuvvetini sağlayacak enjektörler gereken kuvvetin yönüne yakın konumlandırılmalıdırlar. Benzer akışlı daha fazla enjektörle akış dağıtılarak kenar kuvvet verimliliği artırılır.

3.1.4. Enjektör Konumu ve Püskürtme Açısı

Enjektör, nozul duvarında bir konum ve açıda, uçuşu uygun şekilde yönlendirmek için konumlandırılmıştır. Eğer püskürtme noktası nozul çıkış konisinin mümkün olduğunca uzağındaysa, üzerinde basıncın püskürtme ile artırıldığı nozul duvar alanı artırılır. Çok düşük püskürtme kütle debisi için, enjektörün uygun konumu, nozul duvarında boğaza yakinken, yüksek püskürtme kütle debisi için enjektörün uygun konumu nozul çıkışına yakındır ^(4, 29). Motor için en uygun püskürtme noktası, itki vektörü için en az sıvı harcandığı orta kısımdır.

Uygun püskürtme açısı (Şekil 2.18 ve 4.3) en büyük çarpışma etkisinden, motor gaz ve püskürtülenin karışmasından elde edilir. Enjektör $0^\circ - 25^\circ$ arasında açılarda yönlendirilir (Şekil 2.21). Küçük ölçekli testlerde 25° açı uygun bulunmuştur ^(5, 10). Egzos gazı ile sıvı jet arasındaki özgül hız büyüdükçe damlalar daha küçük ebatlarda buharlaşıp karışarak parçalanır. Akışkan jetini duvar boyunca akıntıya karşı yönlendirince, jetin nüfuz etmesi azalır. Eğer jet duvara çok yakın yönlendirilirse, 25° den büyük açılarda, iyi karıştırmanın faydalı etkisi ve yüksek basınç bölgesinden kaynaklanan geliştirilmiş konumlandırma yok olur ⁽¹⁶⁾.

Enjektör konumu ve püskürtme açısı itki verimliliğini artırmalıdır.

En yüksek itki verimliliği için püskürtme orifisleri maksimum itki vektör sapması esnasında çapraz nozul etkisine maruz kalmadan, nozulda mümkün olduğunca çıkış düzleminden uzağa boğaza yakın ($X/L \approx 0.3$) şekilde yerleştirilmelidir. (Çapraz nozul etkisi: şoklar ve püskürtülenin yol açtığı nozulun karşılıklı duvarlarındaki basınç artışlarıdır.) Nozul çıkış koni duvarında enjektör konumunun belirlenmesinde aşağıdaki üç yöntemden bir veya daha fazlası kullanılır.

(1) ^(5, 16)

Iraksak Nozul Açısının Yarıısı	X/L	
	Küçük itki sapması (1°)	Büyük itki sapması (6°)
17.5°	0.3	0.4
27.5°	0.2	0.3

X= (nozul eksenine boyunca) boğazdan püskürtme noktasına uzaklık

L= boğazdan nozul çıkış düzlemine uzaklık

(2) Şekil 3.9 kullanımı ile uygun enjektör konumunun belirlenmesi. Nozul kenarından karşısındaki püskürtme noktasına nozul merkez çizgisini

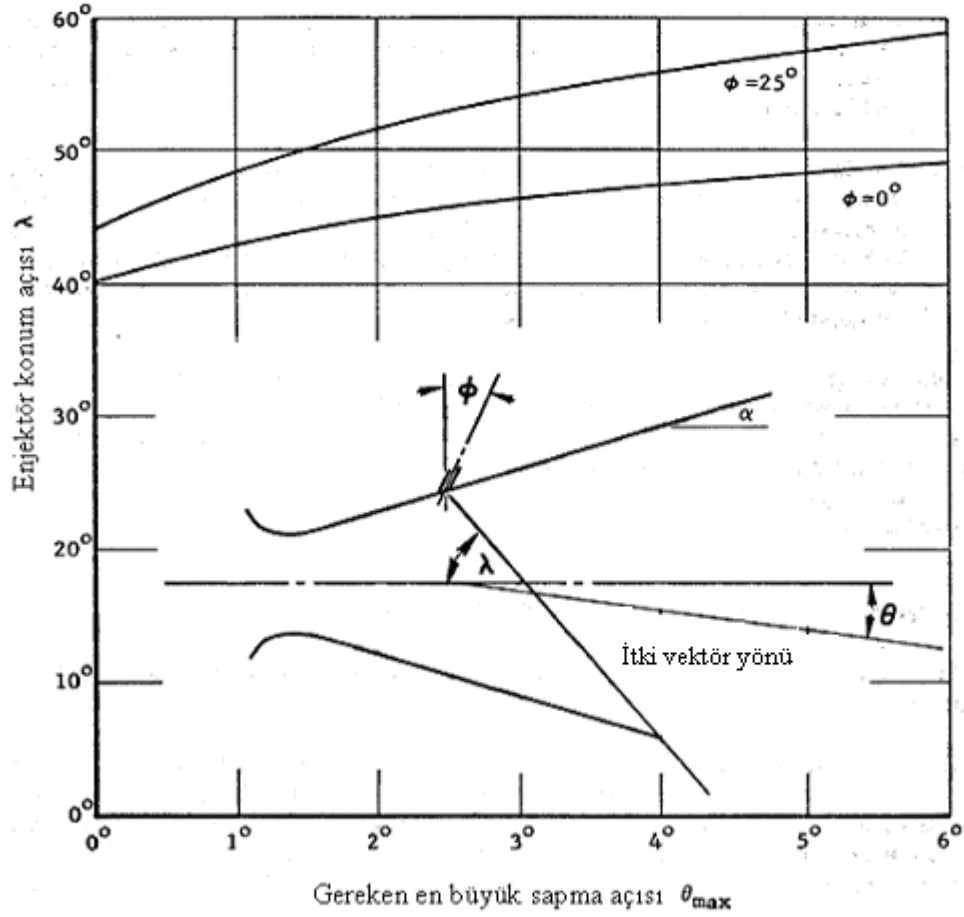
kesecek şekilde λ açısı ile düz çizgi çizilir. Bu çizginin nozul duvarına ulaştığı nokta optimum püskürtme bölgesidir ^(4, 30).

- (3) Farklı olası püskürtme noktalarından, nozulda ki püskürtülen karışımı ve şok yolunu belirlemek için akışkanlar mekaniği ve gaz dinamiği yöntemleri kullanılmalı; tasarım problemine uygulanmadan önce bilinen test sonuçları ile seçilen yöntem kontrol edilmeli.

Daldırma nozullu motorların püskürtmeleri uygun konumda değildir.

Püskürtme konum parametresi X/L , püskürtme konumunu basit şekilde tanımlarken tasarımda, kuvvet ile doğrudan bağıntılı olmadığından, yanlış yönlendirilebilir. SPIVK etkisi ile diğer parametreler (genişleme oranı, püskürtme açısı, şok açısı ve karıştırma yolu ölçüleri) daha ilgilidir.

Konum ve püskürtme açısı, SPIVK kuvvet verimliliğini kuvvetli bir şekilde etkilediğinden, sistem uyarlama hesaplamalarında etkisi dikkate alınmalıdır.



Not: Enjeksiyon kısmından nozul kenarına olan köşegen şok dalgasının konumu değildir Şekil ; inört ve reaktif püskürtülenlerin her ikisine ve $C=7-20$, $\alpha=18-28^\circ$ değerlerine sahip konik ve kontürlü nozulların verilerine dayanır

Şekil 3.9. Enjektör Konumu ile İtki Sapma Açısının Grafiği ^(4,30)

3.1.5. Gereken Sıvı Püskürtülen Miktarı

Dikkate alınan ağırlığı sıvı ile eşdeğer hacim, ölçü ve ağırlıkta tüp, enjektör ve tank oluşturur. Bunlardan sonuncusu olan tank inört bölümün en ağır kısmını oluşturur. Sistem tasarım anlayışı, püskürtülen sıvının en az miktarda olmasını gerektirir.

İtke miktarını tanımlamak için daha iyi bir yöntem olan Monte Carlo yöntemi kullanılarak istatistik teknikleri ile vektörleme için gerekli sıvı miktarı bulunur ^(9, 31, 32). Bu yöntemle, gereken sıvının miktarı roketin görevi bitmeden sıvının bitme olasılığının bir fonksiyonu olarak tanımlanır. Hesaplama, vektörleme programının her bir ayrı bölümü için gerekli olan ihtiyacı dikkate alır. Taşınan sıvı miktarı için istatistiki bir temel geliştirmek için hesaplama bir çok defa tekrarlanır. Vektörleme için gerekli toplam kenar itki miktarı, tek kademeli motorlar için toplam aksenal itkinin 0.02 si, çift kademeli motorlar için toplam aksenal itkinin 0.01 i, üç kademeli motorlar için toplam aksenal itkinin 0.006 sı kenar kuvvet kabul edilerek elde edilir.

Pompa ve valfleri doldurmak için ve valf çalışması için sıvı taşınır. Bazı valflerde mükemmel olmayan çekirdek ve valf teması sebebiyle sızıntı oluşur. Valfler ani olarak kapatılıp açılmadığından valfler çalıştığında püskürtülenin bir kısmı yok olur. Oluşan bu fire, tank ve ihtiyaç duyulan akış hacmini sağlayan valf ve pompa tasarımı ile en aza indirgenir.

x ve y eksenleri için itki sapma açısı θ ve gereken itki F_s , zamanın fonksiyonu olmalıdır. Gereken püskürtülenin ağırlığını hesaplamak için aşağıdaki basamaklar takip edilmelidir:

- (1) Her sıvı püskürtülen için, özgül tepki $I_{sp(s)}$ 'i sapma açısının fonksiyonu olarak belirleyip, sonuçları grafiğe yansıtılmalı (Şekil 3.32.),
- (2) Sapma açısının θ , zamanın t fonksiyonu olarak belirlenmesi ve madde (1) sonuçlarını kullanarak belirlenen özgül tepki, zamanın fonksiyonu olarak elde edilmeli,

- (3) Sapma açısının zaman ile geliştirilmesi tercih edilir: örneğin: 2 saniye için 3 derece, 1 saniye için 1.5 derece ve uçuş süresinin dengelenmesi için 0.5 derece. Her bir sapma açısı için gereken itki; aksenal itki, sapma açısının sinüsü ve bu sapma miktarı için gereken zamanın çarpımına eşittir. Son durumda, enjektörün boyut ve konumunu tanımlamak için maksimum sapma açısında belirtilir.
- (4) Motor itki kuvveti F_s zamanın bir fonksiyonu olarak ve itki miktarı istatistiksel yöntemlerle belirlenip, sapma açıları ile motor ateşlemesinin sonuna kadar püskürtme kütle debisi \dot{W}_s zamanın fonksiyonu olarak hesaplanmalı,
- (5) İlk hesaplamalarda, toplam kullanılabilir sıvının yüzde 10'u olarak belirlenen fire, pompa dolumu, valf sızıntısı ve benzer ihtiyaçlar için gereken fazladan sıvı miktarı kullanılabilir sıvı miktarına eklenir.

3.1.6. Gereken Basınçlı Gaz Miktarı

Sıvı tankına gaz akışı inört gaz tankından, katı yakıtlı ılık gaz jeneratöründen veya ortak bir tankta gaz ile sıvı birlikte olabilir.

Tanktaki sıvıya ayırıcı yoluyla (Şekil 2.18), piston yoluyla veya doğrudan (Şekil 3.2.) etkiyen gazın, yüksek basıncı altında sıvı püskürtülen saklanır. Basınçlı gazın kaynağı olabildiğince geniş yapıldığından tanktan sıvı beklenen en büyük akış hızında çekilir. Boşaltılan hacim, sistem basıncını gereken seviyeden aşağı düşürmemek için yeterli basınç ve kütle debisindeki taze gaz ile doldurulur. Sistem

basıncı ve püskürtülen sıvı miktarı belirlenip, SPİVK sistemini basınçlandırmak için sağlanan gaz miktarı bulunur.

Eğer yüksek basınç altında, soğuk gaz tankındaki gaz, sıvıyı basınçlandırmak için kullanılıyorsa, gazın SPİVK çalışma basıncında ki; depolama, pompalama, manifold ve atılan sıvı hacminin toplamına eşit hacmi olmalıdır. Püskürtme basıncı, akışkana püskürtme noktasından uygulanır. Tanktaki sıvı püskürtülene uygulanan basınç, enjektör valfindeki en düşük püskürtülen basıncından çok büyüktür.

Her nozula bağımsız şekilde hava sağlayan manifold sistemi, fazladan kenar yüklerinin girişini engelleyecek şekilde tasarlanmıştır. Momenti ve basınç etkilerini önlemek için karşı kenarlardan eşit oranlarda hava akışı sağlanır. Bu manifold tasarımı ile hava kaynağından kuvvetler elimine edilir. Çift akış konfigürasyonunda, her bir nozulun basınç oranı ve kütle debisi bağımsız kontrol edilerek test esnasında maksimum esneklik sağlanır. İtke standının ve de hava kaynak manifoldunun geliştirilmesi küçük ölçekli nozullarla itki vektöründe hassas araştırmalar yapılmasını olası kılmıştır.

Eğer SPİVK sistemi inört gaz ile basınçlandırılırsa, püskürtülenin kapladığı hacme genleşen gazın tamamı konulmalıdır. Son basınç gerekli püskürtme basıncı seviyesinden az olmamalıdır. Eğer basınçlı gaz, katı yakıtın yanmasıyla elde ediliyorsa, sıvı yerdeğişimi için daha fazla gaza ihtiyaç duyulacaktır. Gereken gaz miktarı, maksimum püskürtülen kütle debisinden bulunur.

Bazı durumlarda, fazla gaz miktarı, geniş tank hacminin avantajını kullanarak azaltılabilir. Diğer durumlarda ise sıkıştırılmış inört gaz kullanımı tercih edilmektedir. Sıvının tasarımda belirlenen basınç seviyesinin üzerindeki basınçlarda

püskürtülmesi için sıvı tankına gönderilen gazın basıncı, basınç düzenleyici vasıtasıyla düşürülmelidir.

İhtiyaç duyulan gazın ağırlığı, Beattie-Bridgeman denklemi veya sıkıştırılabilirlik katsayılı hal denklemi gibi, gerçek gaz denklemlerinden biri ile hesaplanmalıdır ^(33, 34). Gaz ağırlığının, genelde %10 dan küçük hata ile belirlenmesi istendiğinde ideal gaz denklemi kullanılır:

$$\rho = \frac{CPM}{RT}$$

Eğer soğuk sıkıştırılmış inört gaz yerine, sıcak gaz jeneratörü kullanılırsa, toplam gaz miktarı yukarıda hesaplanandan daha fazla olmalıdır. Sıcak gaz jeneratöründe ki yakıt taneciği; yeterli basınçlandırma gazı üretmek için tasarlanmalıdır ⁽³⁵⁾. Üretilen fakat kullanılmayan gaz, basınç boşaltma valfi ile boşaltılır.

Eğer sıvı ve gaz arasında herhangi bir ayırıcı olmayan ortak sıvı/gaz tankı kullanılırsa, sıvıda gazın bir miktarının çözülmesine ve sıvının bir kısmının buharlaşarak gaza dönüşmesine izin verilmelidir. Çözülme ve buharlaşma etkileri, karışımların termodinamiği ⁽³³⁾ yöntemleri ile hesaplanmalıdır. Yüksek basınçlardaki hataları önlemek için, gazın ideal özellikleri yerine gerçek özelliklerinin alınmasına özen gösterilmelidir.

3.2. Bileşen Tasarımı

Bileşen tasarımı SPİVK sisteminin detaylı tasarımı kadar roket motorunun SPİVK'e uyarlamasını içerir.

Enjektörler, teçhizat ve pompalar, ayırıcılı olan veya olmayan tanklar, basınçlandırma için gaz kaynağı, tank drenajını dengeleme ölçekleri ve fazladan püskürtülenin tasarrufunu sağlamak için gerekli kısımlar sıradan bir SPIVK sisteminin bileşenlerini oluşturur. SPIVK sisteminin tamamı genelde nozul etrafında dirsekler üzerine veya motorun arka ucuna yerleştirilir. Nozul duvarındaki püskürtme deliklerinde meydana gelen aşınma sebebiyle bu alan özel yalıtım ve yapı gerektirebilir. Isı bariyerlerinin veya yalıtımın bazı formları ise SPIVK bileşenlerini egzoz ısısından korumak için gereklidir.

SPIVK bileşenleri, tasarımı yapılacak SPIVK sistemini gösteren doğrulanmış grafiklere dayanmalıdır. Grafikler, püskürtülen akışkanının, püskürtme konumunun, orifis sayısının, püskürtme açısının ve püskürtme basıncının seçimi için yeterli hassasiyete sahip veri elde etmeyi sağlamalıdır. Fazladan gerekli olan herhangi bir veri küçük ölçekli testlerden elde edilmelidir.

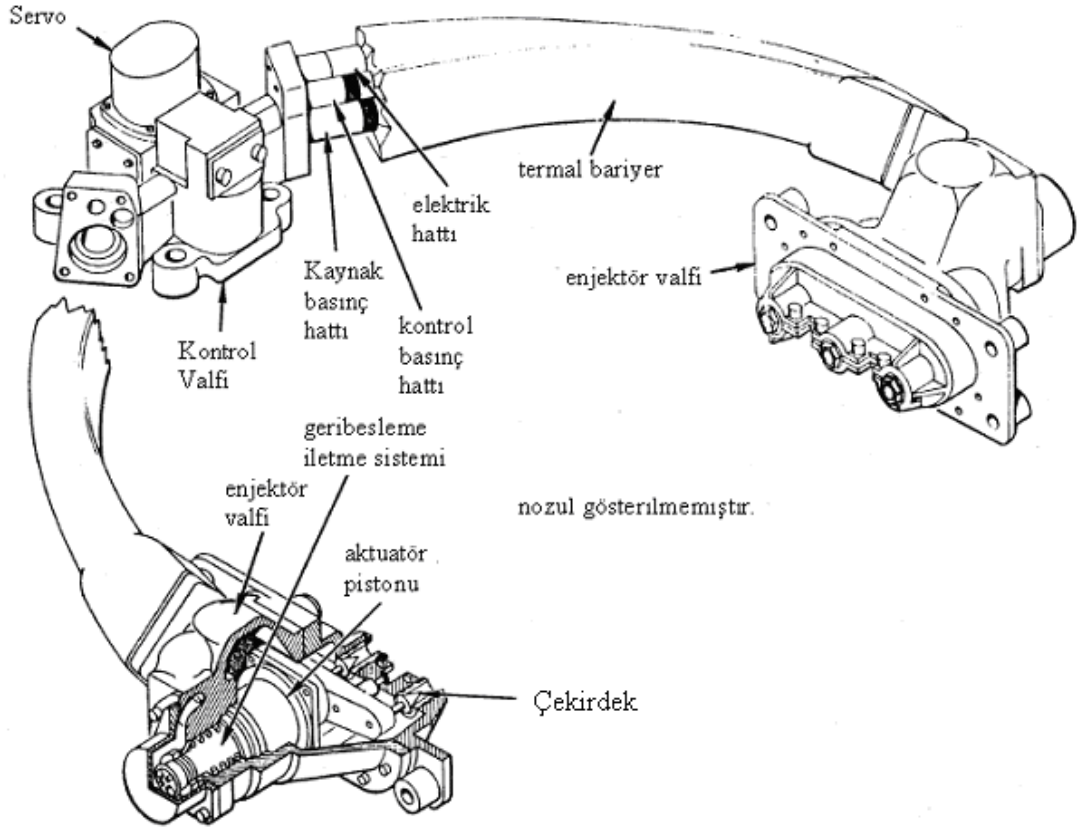
Bu grafiklerde kullanılan veriler önceki geliştirme programlarından veya küçük ölçekli testlerden elde edilmelidir. Veriler grafiğe aktarılıp, bağıntılar kurulmalıdır. Verilerin, şu an ki tasarımda kullanılabilmesi için ilk SPIVK bileşenlerinin tamamı, tasarlandıktan sonra, üretilmeli, montajı yapılmalıdır. İlk fırsatta tasarım onaylanmalı ve sonraki tasarım gelişiminde veya performans tahmininde kullanılacak performans verisini doğrulamak için birebir ölçekli test uygulanmalıdır.

Enjektörler, otomatik çalışan valfler olup valf kapağı akıntının boşaltıldığı kısımda konumlandırılmıştır. Boşaltma noktası yakınında püskürtme basıncı etkilidir. Nozul çıkış konisinde sıcak-gaz akıntısına püskürtülen sıvıya yüksek çıkış hızı verilir. Enjektör tasarımı SPIVK verimliliğini kritik bir şekilde etkiler. Uçuş

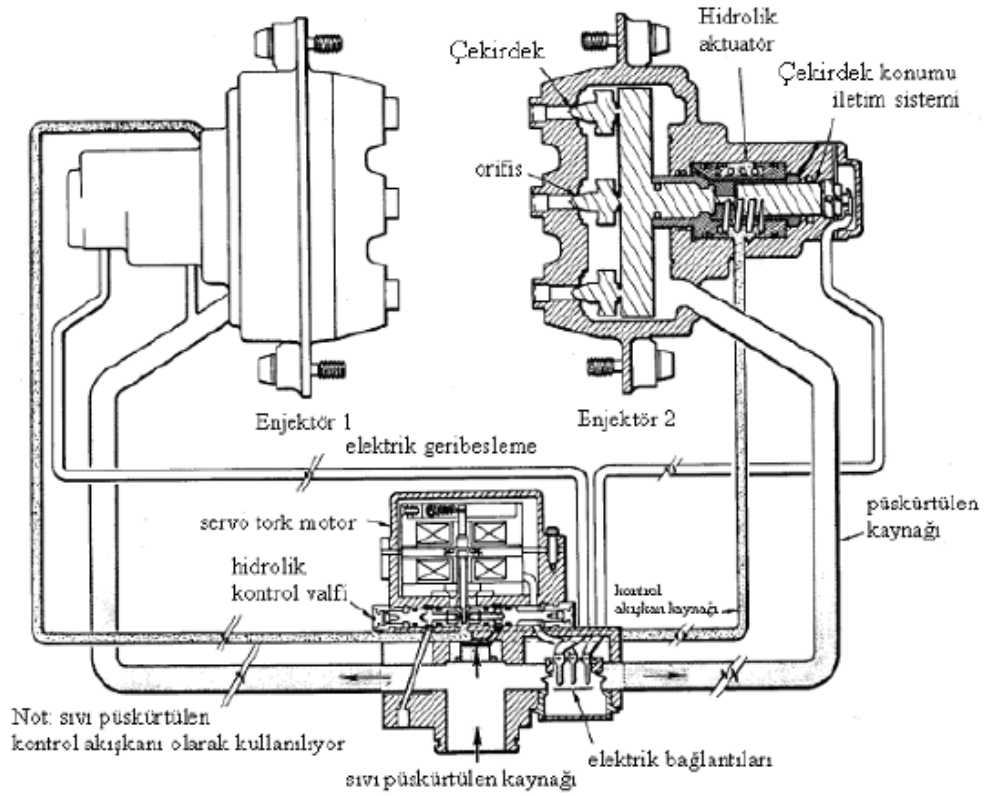
kontrolü⁽³⁶⁾, maliyet, inört ağırlık ve gerekli vektör itki hızı kullanılarak enjektör valflerini ayarlama metodu belirlenir.

Değişken orifis enjektörleri (Şekil 3.6, 3.7, 3.8, 3.10 ve 3.11) esnek çalışması ve roket uçuş kontrol sistemlerine uyumundan dolayı geniş bir kullanım alanına sahiptir. Çizelge 3.3. 'de çeşitli uygulamalardaki tasarım özellikleri özetlenmektedir.

Değişken orifis enjektörlerinde çekirdek aksenal hareketle akışı boğaza sevkeder. Çekirdek, koni şekilli olup akıntı çıkış boğazına hareket ettiğinde dairesel orifisi daraltır veya kapatır. Enjektör boşalımı sıfır akıştan tam akışa ayarlanabilir. Pompa ve geçişler akış mukavemetine bağlı basınç kayıplarını engellemek üzere geniş ölçülandırılmıştır. Böylece yüksek kütle debilerinde tüm sistem basıncı enjektör valfindeki sıvı basıncına ulaşır ve jeti orifisten nozula yönlendirir. Orifis yaklaşımı ve enjektör mili tasarımı ile akış verimli bir şekilde ivmelenerak yüksek hıza ulaşır. Roket uçuş kontrolünden gelen elektrik sinyallerinin komutu ile bir mekanizmanın enjektör akışının kontrolü sağlanıp enjektör çekirdeği kontrol edilir.



Şekil 3.10. Hidrolik Aktuatör ile Enjektör Valf Montaj Resmi



Şekil 3.11. Farklı Orifisli Enjektörler için Servo Kontrollü Hidrolik Güç Sistemleri

Çizelge 3.3. İşlevsel SPİVK Sistemlerinde Değişken Orifis Enjektörlerinin Ana Tasarım Özellikleri

Motor	Nozul Sayısı	Enjektör Sayısı	Enjektör Başına Düşen Orifis Sayısı	Püskürtme açısı (Şekil 2.18)	Enjektör Ağırlığı (kg)	Harekete geçirme mekanizması	Kütle Debisi (kg /s)	Çalışma basıncı (N/cm ²)	İtki zamanı, tam sapmaya verilen sinyal, (s)	Referanslar
Polaris A3 ikinci kademe	4	8 (nozul başına 2 adet)	3	25°	9.7	Elektro-hidrolik	26.455	1087.745	0.230	43
Minuteman II ikinci kademe	1	4	3	0°	11.464	Elektro-hidrolik	132.275	899.202	0.120	24, 37, 38
Minuteman III üçüncü kademe	1	4	3	20°	8.818	Elektro-mekanik	27.557	986.222	0.080	39
Sprint	1	4	3	0°	24.25	Elektro-hidrolik	881.834	1160.261	0.022	40
Titan III	1	24	1	0°	52.91	Elektro-mekanik	220.459	1087.745	0.190	6, 32, 41
156-inch	1	24	1	0°	55.115	Elektro-hidrolik	348.324	1087.745	0.400	42

NOT: Listelenen ilk beş sistem işlevsel olup sonucusu bir geliştirme programında denenmiştir.

Kontrol sinyalleri analog (değişken voltaj) veya dijital olabilir. Valf motoru elektrikli, hidrolik veya her ikisinde olabilir. Genelde elektro hidroliktir (Çizelge 3.3.). Valfin çalışması, bir servo mekanizması ile kontrol edilir (Şekil 3.6. ve 3.7.). Servo mekanizmanın içinde elektrikli pilot valf tarafından basınçlandırılmış hidrolik akışkan bulunur. Servo ile çalışan enjektörlerin genelde 3 orifis ve çekirdekleri vardır (Şekil 3.7., 3.10. ve 3.11). 5 orifisli ve çekirdekli enjektörlerin tasarımı yapılmıştır. Bazı elektro hidrolik sistemlerde, basınçlandırılmış püskürtülen, enjektörleri çalıştırmak için hidrolik güç sağlar (Şekil 3.10. ve 3.11).

Titan III de ve NASA 6.6 m sistemlerinde, enjektörler elektromekanik aktuatörler ile çalışırlar (Şekil 3.8.). Çekirdeğin konumu uçuş kontrol sisteminden gelen komutla ilk konumuna uygun akımı ayarlayan bir elektronik kontrol ünitesine bağlanmış ⁽⁹⁾ doğrusal potansiyometre ile algılanır ve DC elektrik motoru çekirdeği aksenal hareket ettirir.

Çeşitli SPIVK geliştirme programlarında on-off sabit orifis enjektörleri test edilmiş ve kullanıma sunulmuştur. Katı yakıtlı motorlar için hiç geliştirilememiş olup sıvı yakıtlı motorların sadece biri (Lance) için geliştirilmiştir. On-off enjektörünün iki avantajı yüksek verim ve hafif olmasıdır. Enjektör valfleri, maksimum kütle debisi için gerekenden daha büyük ölçülendirilmemeli ve enjektörlerde akış yolları olmalıdır. Böylece sıvının akışı çekirdek ile tıkanmayıp ivmelenmiş ve en büyük kuvvetle gaz ile etkileşime geçmiştir. Orifislerin ölçüsü küçük olduğunda jet kırılır ve karışım ile itkinin büyük duvar basıncı oluşturduğu duvara yakın bölgede yayılır. (Lance enjektörü 0.50 kg ve hidrazin' in 6.21MN/m² 'de akış hızı 2.59 kg/sn dir.) Bu enjektörler, merkezi çekirdek tipinde, maksimum akış momenti için tam açık

konumda tasarlanmalıdır. Titreşim problemlerini önlemek için, çalışma frekansları roket frekansından farklı değerlere ayarlanmalıdır.

Enjektörler, püskürtme işlemini egzoz akışına doğru maksimum hızla istenen itki zamanında yapmalıdır. SPİVK sistem itkisi çok hızlı olabilir. Akışkan püskürtme zamanının içerdiği dört hal: elektrik vektör sinyali, çekirdeğin hareketi, enjektörden nozula sıvının hareketi ve nozulda püskürtülen ile gazın karışması ve tepkimesi. Elektrik sinyali anlıktır. Çekirdeğin enjektör milini harekete geçirmesi, (15-200 milisaniye) en çok zamanı almaktadır. Sıvı akışı çekirdeğin açılması ile başlar ve hareketi tamamlamasıyla ivmelenir. Sıvının ivmelenmesi için geçen zaman 1-10 ms arasındadır. Püskürtülenin nozul gazı ile karışması ve tepkimesi çok hızlıdır. Ortalama ebattaki motorlar için 1 ms'den az, Titan III gibi geniş motorlar için 2.5 ms' dir. Bu zamanların toplamı ve 22 ms kadar küçük⁽⁴⁴⁾ (Çizelge 3.3.) olan akışkan püskürtme zamanı, çekirdeğin kütlesi azaltılarak, çekirdek kuvveti artırılarak ve püskürtülen basıncı artırılarak daha da kısaltılabilir.

Basıncı boşaltma valfinin üzerine yerleştirilen ekranla yakıtın parçacıklarının valfe veya sistemin diğer kısımlarına girmesi engellenmiş ve tanka valf veya hattan zarar gelme olasılığı düşürülmüştür.

Püskürtme orifisindeki kapaklar depolama süresince, sistem çalışması sonrasında ve motor ateşlemesi öncesinde sıvı kaybını engellemek için kullanılır. Giriş sistemine depolanan sıvının doldurulmasına izin verilir ve enjektör çıkışlarındaki sızıntı kayıpları için özel contalar (Şekil 3.2.) kullanılır. Bu özel contalar ateşlemeden $\frac{1}{4}$ s sonra yanmaktadır⁽⁹⁾.

Sıvı püskürtülen tankında, depolanma süresince hiçbir kayıp oluşmamalı ve motor çalışırken sıvının çıkışı sağlanmalıdır. Tankın şekli, hafif olmasını

sağlayacak şekilde seçilmelidir. Sıvı püskürtülen bir veya daha fazla küresel, silindirik veya toroidal tanklarda depolanır. Eğer gereken sıvı miktarı az ise, bir veya daha fazla küresel tank kullanılmalıdır. Çünkü küre en verimli şekildedir. Fakat daha fazla miktarda sıvı taşınmalı ise, tank toroidal olup, nozul etrafında en geniş hacim sağlanır. Bu iki durumun ortasında ise silindirik tanklar uygundur. Tank hafif, sıvı ile uyumlu ve alüminyum, titanyum veya paslanmaz çelik gibi yüksek dayanımlı alaşımdan olmalıdır. Her tank, sıvıyı basınçlandırmak için sıkıştırılmış gaz sağlayan sisteme bağlanmıştır. Gaz soğuk ve inört olabilir, genelde nitrojen kullanılır veya eğer gaz katı yakıtın yanmasıyla elde edilmişse sıcak ve reaktiftir.

Eğer basınçlandırma için soğuk inört gaz kullanılırsa, gazın sıvı ile teması sağlanır. Eğer sıvı sıcak gaz ile basınçlandırılırsa, gazı sıvıdan ayırmak için bir ayırıcı kullanılır ve gazın sıvı ile karışması, sıcaklık değişimi ve tepkimesi önlenir. Eğer mümkünse ayırıcıyı kullanmamak, hafifletmek ve geliştirme problemini elimine etmek açısından avantajlıdır. Eğer basınçlı gaz ve sıvı püskürtülen birbirine uygunsu ve eğer sıvı, Minuteman III üçüncü kademenin SPİVK sistemindeki gibi tank üzerinde konumlandırılmışsa ayırıcı elimine edilebilir. Bu sistemde küresel tankta strontiyum perklorat çözeltisini basınçlandırmak için sıkıştırılmış helyum kullanır. Ayırıcı genelde kuvvetli esnek plastikten ince bir tabaka olup fiber ve püskürtülene dayanıklı metal malzeme ile kaplanmıştır^(18, 20, 21). İç fiber ağ, gaz kısmındaki plastik tabakalar ve sıvı kısmındaki inört geçirgen conta, termal yalıtımı sağlamaktadır. Sistemin çoğunun başarısına rağmen basınçlı gaz ve sıvının ayrılması kritik olmuştur. Kırılan bir ayırıcı, basınçlı gazın sıvı ile uçarak pompadan enjektörlere girişine izin verir böylece verimde ve sistem basıncında düşüş gözlenir.

Çizelge 3.4. İşlevsel SPİVK Sistemlerinde Sıvı Depolama Sistemlerinin Ana Tasarım Özellikleri

Motor	Sıvı Püskürtülen	Püskürtülen yoğunluğu, (kg/m ³)	Depolanan Sıvı Miktarı, (kg)	Sıvı Tank Malzemesi	Tank Şekli	Gaz ile Sıvının Ayrılması	Basınçlandırma Kaynağı	İlk Gaz Basıncı, (N/cm ²)	Uçuş Süresince Artan Sıvının Nozula Atılması	SPİVK Sisteminin Kuru Ağırlığı, (kg)
Polaris A3 ikinci kademe	Freon 114-B2	8.396	440.917	Aluminyum	Toroidal	(Viton Dacron ile kuvvetlendirilmiş)	Gaz Jeneratörü	Uygulanmıyor	Evet	306.437
Minuteman II ikinci kademe	Freon 114-B2	8.396	570.988	Çelik (17-7PH)	Toroidal	(Viton AVH Dacron ile kuvvetlendirilmiş)	Gaz Jeneratörü	Uygulanmıyor	Evet	502.646
Minuteman III üçüncü kademe	Sr(ClO ₄) ₂ (H ₂ O'da %62 çözelti)	7.772	108.686	Ti-6Al-4V	Küresel	yok	Sıkıştırılmış Helyum Gazı	4815.083	Hayır	92.592
Sprint	Freon 114-B2	8.396	352.734	Paslanmaz Çelik	Silindirik	Piston	Gaz Jeneratörü	Uygulanmıyor	Hayır	487.213
Titan III	N ₂ O ₄	5.618	18571.429	Paslanmaz Çelik (410)	Silindirik	Yok	Sıkıştırılmış Nitrojen Gazı	1595.359	Evet	15551.146
156-inch	N ₂ O ₄	5.618	18011.464	Paslanmaz Çelik	Silindirik	(paslanmaz çelik ve klorobütill lastiği)	Sıkıştırılmış Nitrojen Gazı	7976.795	Hayır	19417.989

NOT: Çizelge 3.3.'de sistem durumları ve veriler için referanslar belirtilmiştir.

Gaz kayıpları sıvıyı hızlı şekilde ısıtır. Reaktif püskürtülen ve sıcak gazla birlikte ayırıcı olmalıdır çünkü sıvının gazla teması yanmanın olmamasına veya tankta patlamaya yol açabilir. Ayırıcının bozulması ile reaktif püskürtülende ani yanma olabilir.

Tank çıkışında patlatma diyaframı, depolama süresince sıvı sızdırmazlığı için kullanılır. Sistem çalıştığında, sıvı tankında basıncın yükselmesi diyaframı patlatır ve sıvı, tüp ve manifolddan enjektörlere doğru akar. Eğer tank depolama sırasında basınçlı bırakılırsa, basınç hattı güvenlik kodu olmalıdır veya bu gereksinimi önlemek için emniyet katsayısı düşürülmelidir.

Daha basit bir alternatif uygulamada ayırıcı, patlatma diyaframı bulunmazken, sıvı ve basınçlı gaz aynı tankta depolanmış ve yerçekimi kuvvetleri ile sıvı çıkışa doğru yönlendirilmiştir. Titan III sisteminde bu alternatif sistem kullanılmaktadır (Şekil 3.2.). Kaynak tüpler, enjektörler ve tankın 2/5'i sıvı nitrojen tetroksit ile doldurulmuş ve geri kalan tank hacmine sıkıştırılmış nitrojen gaz eklenmesiyle basınçlandırılmıştır. Kullanılan özel contalarla enjektörlerden sızıntı engellenmiştir⁽⁹⁾.

Basınçlandırma sistemi, belirlenen zamanda, püskürtüleni, nozula püskürtmek için tasarım basınç aralığında bir seviyeye basınçlandırmalıdır.

Akışkanı basınçlandırmak için gereken yüksek basınçlı gaz (nitrojen veya helyum gibi) sıkıştırılmış gaz tankından veya katı yakıtlı gaz jeneratöründen elde edilir (Çizelge 3.4.). Seçim, basınçlandırma sistem performansını, ağırlığı ve SPİVK performansını içeren uyarılama çalışmasına dayanmalıdır. Nitrojen gibi inört gaz, yüksek basınçlı tank sisteminde korozyonu ve uyum problemini minimuma indirmek

için kullanılır. Eğer ağırlık önemli ise, helyum kullanılmalı, fakat helyumun malzemelere nüfuz etme olasılığına özellikle dikkat edilmelidir ⁽²¹⁾.

Sıkıştırılmış gaz sistemi, sıvı tankından bağımsızsa, metal gaz tankından, emniyet valfinden ve basınç ayarlama valfinden oluşur. Gazın ilk basıncı, sıvı sistem çalışma basıncının 2-7 katı kadardır (Çizelge 3.2. ve 3.3.), böylece gaz tankından ihtiyaç duyulan tüm miktar boşaltıldıktan sonra bile tank basıncı gerekli minimum sistem çalışma basıncından yüksektir. Eğer yüksek basınçlı tank sistemi kullanılırsa, tank çıkışı elektrik sinyaliyle veya sistemin çalışmasıyla açılan bir valf ile sızdırmaz hale getirilmelidir. Motor çalışması süresince, itki verimliliğini ⁽¹⁹⁾ düşürecek büyüklükte püskürtme basıncına meydan vermemek için gaz basıncı, basınç düşürme valfi ile sıvı sistem basıncına düşürülür.

Eğer ortak sıvı/gaz tankı (Şekil 2.18.) kullanılıyorsa, sağlanan basınç sistem için uygun olmalıdır. Sıvının nerdeyse tamamı kullanıldığında kalan minimum basınç, verimli enjektör valf çalışması ve itki vektör sapması için yeterli olmalıdır⁽⁴²⁾. Basınçlandırılmış püskürtülenle çalışan elektro-hidrolik valflerin kullanılması, enjektör itki zamanında değişime yol açacaktır. Jeneratörden, gaz bir ekranın önünden geçerek çıkar ve basıncı, tasarım püskürtme basınç düzeyine düşürmek için tasarlanan basınç düzenleyicisine geçer ⁽⁴⁵⁾. Gazın kullanıldığı veya kullanılmadığı bütün zamanlarda gaz akışı olduğundan, toplam depolanan sıvının yerine daha fazla gaz üretilmelidir.

Fazladan tank hacmi akümülatör olarak kullanıldığında, ihtiyaç duyulan gaz miktarı azaltılabilir. Böylece düşük sıvı akış ihtiyacı zamanlarında üretilen gaz geniş ihtiyaç zamanlarında kullanım için saklanır.

Jeneratör tarafından gaz üretimi önceden belirlenmiş ve genel gaz ihtiyacından bağımsız olduğu için, ihtiyaç duyulmayan gaz boşaltma valfine yönlendirilmelidir. Böylece itkide ufak bir artış oluşur.

Genelde depolama süresince yüksek-basınç tankı boş bırakılır ve fırlatılmadan hemen önce doldurulur.

Sıkıştırılmış inört gazla basınçlandırmanın bir avantajı hiç ayırıcı kullanılmamasıdır. Sağlanan yerçekimi kuvvetleri sabit şekilde sıvıyı tank çıkışlarında tutarlar. Püskürtülen buharın inört basınçlandırma gazına karışması ve basınçlandırma gazının püskürtülen sıvıda erimesi kabul edilebilen küçük problemlerdir ⁽⁹⁾.

Eğer katı yakıtlı gaz jeneratörü, kullanılırsa motorun çalışması süresince gaz üretimi, katı yakıtın yanma hızına ve o anki yanma yüzeyine dayanır. Jeneratör yakıt taneciği, basınçlandırma gazı için olan ihtiyacı karşılayacak yanma yüzey alanını sağlamak üzere şekillendirilmiştir.

Roketin yön kontrol metodu, itki eksenini doğrultusunda itki üretmek için sıvı yakıtı nozul boyunca yönlendirmeyi içerir. (a) Yüksek sıcaklıktaki sıvı yakıtla ısıtma (b) Yakıt taneciği ile yanan oksitleyici damlasının akışı, seçeneklerinden en az biri ile yakıt tanesi sıcak tutulabilir. Yakıt taneciği sıcak halde olduğundan, akıntı ile anlık yanmaya hazırdır. İtki vektörünün iyileştirilmesi düşünüldüğünde, oksitleyici taneciğe uygulanarak egzoz gazı oluşturulur. Asimetrik bir yol ile nozula girişine izin verilen veya püskürtülen egzoz gazı, sıvı yakıtın akıntısını bozarak itki vektörünü etkiler⁽¹⁾.

Gaz jeneratörü yakıt tanecikleri geniş gaz akışları ve ateşleme sırasında daha düşük akışlar üretecek şekilde tasarlanmıştır. Sıcak gaz jeneratör sistemleri

genelde katı yakıtlara uygulanır ve minyatür katı yakıtlı roket motorları gibi tasarlanır. Yakıt tanecik şekli kütle debisini istenen eğriye uydurmak için gerekli değişikliğe sebep olacak şekilde ayarlanır ⁽³⁵⁾. Fırlatmayı sağlamak için ilk olarak yüksek kütle debisi gereklidir; sıcak gaz jeneratörü için, yakıt: temiz yanan, düşük alev sıcaklığına sahip (1094 °C - 1649 °C) olup, alaşımli çelik tüp ve valflerde kullanılacak kadar sıcak olmamalıdır. Sıvı ve katı yakıtlı roketlerin blok sıcaklığı 3060 °C civarında olup bu değer pompa ve valfler için çok yüksektir. Soğuk veya soğutulmuş gaz püskürtme uygulamasında, valfler boyunca sıcak gaz akışının sıcaklığı 338 °C den yüksek olmamalıdır. 1371 °C üzerinde yanan yakıtlar, çalışma süreleri çelik parçaların güvenli düzeyde ısınmasını sağlayacak kadar kısa ise kullanılabilir. Aksi takdirde yalıtım veya yüksek sıcaklık-metalleri kullanılmak zorundadır.

Motor ateşlenmesinden yaklaşık bir saniye öncesine kadar SPİVK sistemi aktive edilmemiştir; sistem aktive edilir fakat fırlatılmazsa, başka bir fırlatmadan önce akışkan ve basınçlandırma araçları tekrar doldurulmalıdır. Titan III SPİVK farklıdır; akışkanla doldurulur, bekleme halindeyken basınçlandırılır ve sadece elektrik aktivasyonu gerektirir.

Sistemde iki veya daha fazla tank bulunduğunda roketin ağırlık merkezinin değişmesini engellemek için bazen tanklar arasında dağıtılan sıvının ağırlığını sabit tutmak yani akış yönlendirme pompası ile tanklarda eşit oranda boşaltma yapmak gereklidir.

Roket performansını, fazladan inört ağırlığın etkilemesini engellemek için, sıvı atılır ve boşaltım süresince itki elde edilir. Sıvı hatlara akış ölçerler konularak kullanılan sıvı miktarı ölçülür ve kullanılan sıvının toplam miktarı belirlenir. Uçuş

kontrolü ile toplam kullanılan ve kullanılması planlanan sürekli karşılaştırılır ve itki sapması olmadan motor itkisinin artırılması için nozul etrafında enjektörlere fazla sıvıyı düzenli sarf edecek şekilde sinyal gönderilir. Roket fazla sıvının sarf edilmesi ile hafifler ve sıvı enjektörlerden veya roket egzosundan çıkarken eksenel itki kazanılır; böylece motor itkisi artar ve hiç itki sapması meydana gelmez.

İtki vektörü nötr konumda (sapma yok veya birçok rokette itki eksenini ile roket eksenini çakışır) olduğunda roketin ağırlık merkezi yönünde gitmelidir. Nozul ıraksak kesitinin, geometrik merkez çizgisi itki yönü olarak ele alınır. İVK mekanizması aynı hizada olmaya izin vermeli veya roketin eksenini ile İVK merkez noktasının pozisyonunun arasındaki açıda ayarlama yapılmalıdır.

Eksenel itki aşağıdaki denklemlerle elde edilir:

$$\Delta F_a = I_{SP(s)(\theta=0^\circ)} \dot{W}_s \tan \alpha_{ij}$$

Bu denklem hem konik hem de kontürlü nozullara uygulanabilir⁽²⁹⁾. $I_{SP(s)}$, 0° sapma açısı kullanılarak bulunur çünkü SPIVK eksenel itkiyi artıran; püskürtülenin enerjisi, kütlesi ve püskürtme şoklarının yol açtığı çıkış konisindeki artırılmış basınç etkilerini en iyi bu şekilde gösterir.

Nozulda yayılan püskürtülene bağlı eklenen itki, küçük ölçekli test verilerinin kullanılması ile daha hassas belirlenebilir.

3.3. Motorun SPIVK'e Uydurulması

Nozulda püskürtme kısımlarının etrafında yıpranma oluşur, SPIVK sistem bileşenlerinin egzoz ısısından korunması gerekir. SPIVK'e motoru adapte etmek için gerekli tasarım çalışması; Motorun arka ucunda ve nozulda olası yapısal takviyeyi

sağlayarak, SPİVK sisteminin sabit yükleri ve vektörlere bağlı dinamik yükleri uygun hale getirilmesidir.

Püskürtmeye bağlı aksel olarak simetrik olmayan basınçla, dayanımının düşük olduğu yönde nozul dairesel olarak farklı şekil alır. Çıkış koni çapı püskürtme yönünde artar ve püskürtmeye açılı yönde düşer. Hafif yapılı geniş nozullarda, çıkış koni yapısı desteklenmelidir.

Nozul yüzeyindeki delikler püskürtme kısımları olup sıvı jetler egzoz gaz akışına püskürtülür. Nozul duvarındaki püskürtme kısımlarındaki girintide püskürtme orifisleri güvenlidir. (Şekil 3.6., 3.7., 3.8.) Enjektör ve nozul arasındaki ara yüzeyde gaz geçirmeyen bir conta vardır. Enjektörün nozul duvarına bağlantılı kısmı, diğer yüklere ek olarak tüm enjektör reaksiyon itkisine dayanabilmelidir.

SPİVK 'e bağlı tek problem püskürtme deliklerinin hemen aşağısında ve etrafında oluşan aşınmadır (Şekil 3.12). Aşınma miktarı egzoz akış özelliklerine, püskürtülenin reaktivitesine ve kullanılan malzemeye bağlıdır. Aşınmayı belirlemek için, egzoz gaz karışımı ve kimyasal reaktif püskürtülenin etki kapasitesini içeren aşınma belirleme yöntemleri kullanılmalıdır ^(46,47). Nozulun duvar çevresinde ve püskürtme kısımlarının aşağısında oluk özelliği oluşur (Şekil 3.12). Enjektörün kenarlarından başlayan ve uca doğru yayılan derin 2 oluk bazen V şeklini oluşturur, yayılan kısmın ucunda yıpranma artar ve bu kısımdan arkaya doğrudan yayılan sırt zarar görmez. Kimyasal etkiler ve gaz dinamiği etkileri analiz ve testlere tabi tutulmuştur ⁽²⁶⁾. Nozulun ve motorun ilgili kısımlarının mekanik ve termal analizleri (stres, gaz akışı, ısı transferi ve aşınma vb.) yapılmalıdır. SPİVK sisteminin ağırlığı ve çıkış koni duvarları üzerinde aralıklarla meydana gelen basınçlar analizlerde yer almalıdır. Çıkış koni duvarında basınç dağılımı belirlenebilir ⁽⁴⁸⁾.

Analizler, aşınmayı tasarım şartları ile ölçüp, kullanılan uygun ısı transfer ilişkileri ile kontrol ederek yapılmalıdır.

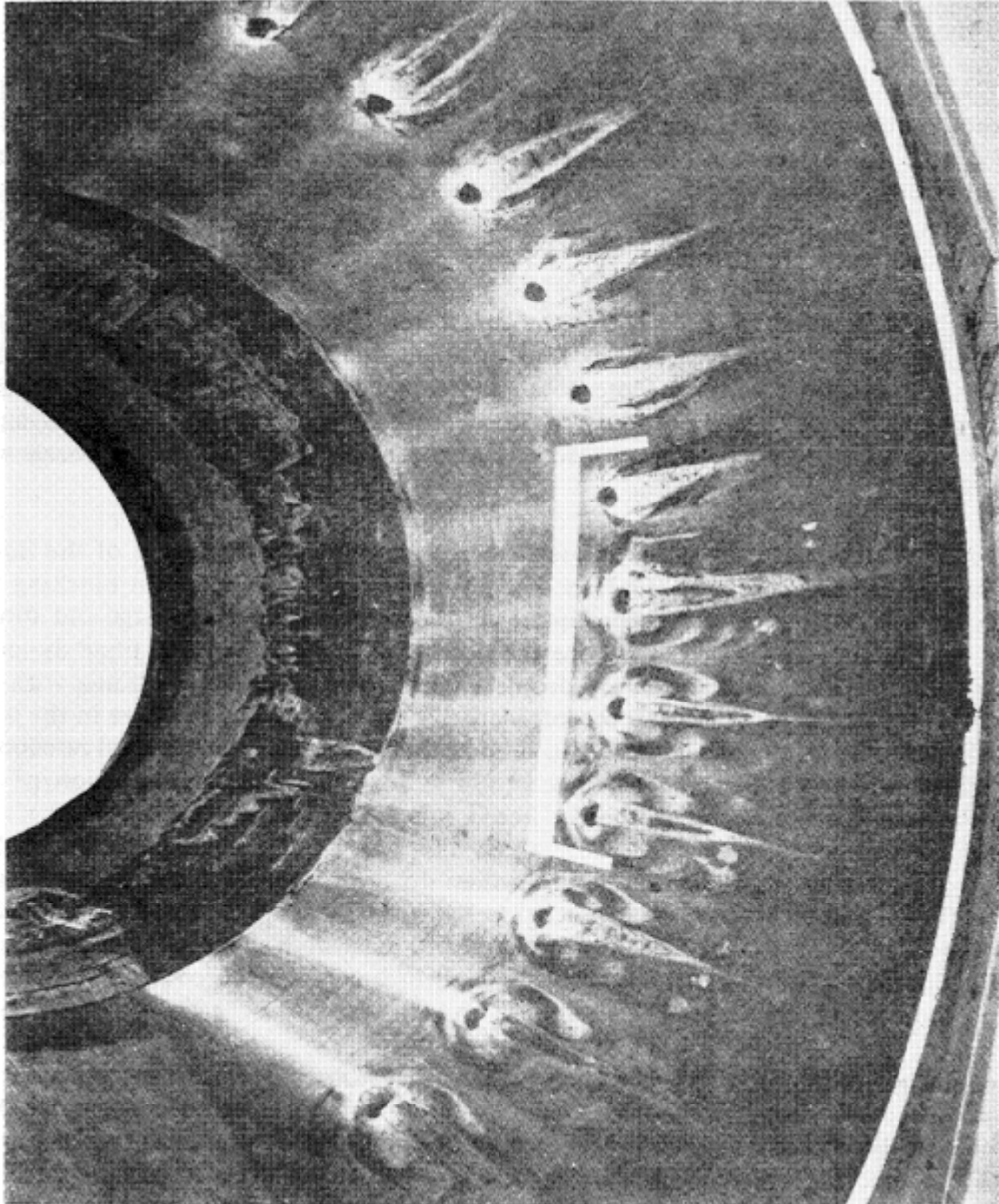
Yıpranma miktarı, püskürtülenin reaktivitesine ve malzemeye dayanır. Eğer strontiyum perklorat gibi reaktif püskürtülen kullanılırsa, egzoz gazı/ püskürtülen karışımının geçtiği giriş duvar alanında normalin 2 katı veya daha fazla yıpranma gözlenir. 6.6 m motor için ucuz malzemeler ele alındı ve küçük ölçekli testler de bu malzemelerin ciddi şekilde yıprandığı gözlemlendi ⁽²⁶⁾.

Freon gibi inört püskürtülenin soğutma etkisi vardır. Şok dalgasının duvara temas ettiği karışım bölgesinin dış köşesinde yıpranma normalden fazladır.

Nozula püskürtülenin girdiği deliklerin köşelerinde sıcak egzoz gazları ciddi şekilde yıpranmaya neden olur. Enjektör geometrisinde ve bitişik nozul duvarında yıpranmaya izin verilirse SPIVK performansı azalır ⁽⁹⁾. Delik sıvı jet şekline uymak için konik bir yapıya sahip ve duvar sürtünmesine bağlı moment kaybı olmadan jet çıkışına izin verebilecek genişlikte olmalıdır böylece gaz devir daimi ve delikteki ısıtma en aza indirgenir. Küçük delik ölçüsü, deliğe olan ısı transferini ve egzoz gaz akışının çarpması sonucunda delik köşelerindeki aşınmayı en aza indirger. Geniş deliklerde yıpranma daha ciddidir ve aşağı kısımlarda yüksek oranlı ısı transferine maruz kalırlar ^(49, 50). Delik-ölçü etkisi daha büyük özgül tepki verimliliğine ek olarak çok sayıda küçük orifis kullanımına sebep olur. Püskürtme kısımlarının bölgesindeki yıpranma problemi mümkün olduğunca küçük delikler yapılarak ve grafit/ fenolik gibi yıpranmaya karşı dayanıklı malzemeler kullanılarak aşılabilir. Bu yöntem A3 Polaris ikinci kademe ve Minuteman III üçüncü kademe motorlarında kullanıldı.

SPİVK sistemi, korunmasız tanklarda ve tüplerde sıvının kaynamasını, kontrol devrelerinin bozulmasını ve yanmasını ve basınç borularının bozulmasını sağlayacak kadar büyük olan radyasyonla ve gaz devir daimi ile ısınmadan korunmalıdır.

İnce mantar tabakası veya lastik gibi hafif yalıtımla ve bazen egzoz ile SPİVK bileşenleri arasına panel yerleştirilerek (Şekil 3.3.b) yeterli koruma elde edilir.



Şekil 3.12. Titan III Nozulunda Enjektör Kısımlarının Etrafında Aşınma ⁽²⁶⁾

SPIVK sistemi, genelde yükü nozula, motor arka ucuna veya her ikisine aktaran dirseklerle desteklenmiştir. Nozul ile motor arka kubbesi veya eteği arasındaki diferansiyel hareket problemlerini önlemek için esnek hatlar veya genişlenen mafsallar kullanılmalıdır.

SPIVK'ün sebep olduğu dinamik yükler, sıvının nozula püskürtülmesinin doğrudan sonucudur. Sıvı jet, küçük bir roket motoru gibi toplam kenar kuvvetinin önemli bir kısmına denk olan tepkime itkisi üretir. Dinamik yükün özelliği, sıvı püskürtme etkisinin detayları göz önüne alındığında en iyi şekilde anlaşılabilir. Deliğe yakın jet, ana akışı engelleyen katı bir madde gibi davranır. Her jetin üst kısmında şok oluşur ve duvar basıncında püskürtme kısmının kenarları boyunca artış gözlenir. Sıvı damlaları ufak damlacıklara bölünerek hızla buharlaşıp egzoz gazı ile karışırlar. Eklenen ve karışan kütle, yerel gaz akışında yoğunluğu ve basıncı artırır. Eğer sıvı kimyasal olarak reaktifse, bu kütle, ana akışa daha sonra basıncı artıracak olan termal enerjiyi ekler. Sıvı püskürtme ile yönlendirilen egzoz akışının bir kısmı genişler. Egzoz akışının geri kalanı ise benzer fakat daha enerjik biçimde ivmelenip, daha fazla yerel momentte değişikliğe girerek, bu değişimi nozul duvarına artan basınç olarak aktarır (Şekil 2.19.). Eğer sıvı reaktifse, inört püskürtülenle üretilenin 1,5-3 katı büyük toplam kuvveti vardır.

Çizelge 3.5. İnört ve Reaktif Püskürtülenler için Kuvvet Kompozisyonları ^(28, 31)

Kuvvet bileşenleri	Toplam kuvvet yüzdesi	
	İNÖRT SIVI	Reaktif SIVI
Akışkan jetlerinin tepkime itkisi	15-30	5-15
Şok dalga basıncı	25-50	10-30
Egzos akışına eklenen kütle ve enerjiden dolayı basınç	20-50	60-85

SPİVK yük şartları, yer seviyesi ve yükseklikte itki, vibrasyon ve termal yükler, çıkış konisi tasarımında sonuçlanır. SPİVK 'e bağlı simetrik olmayan yükler minimum ağırlık için tasarlanmış ince duvar çıkış konili geniş yayılma oranlı nozullar için temel yüklerdir.

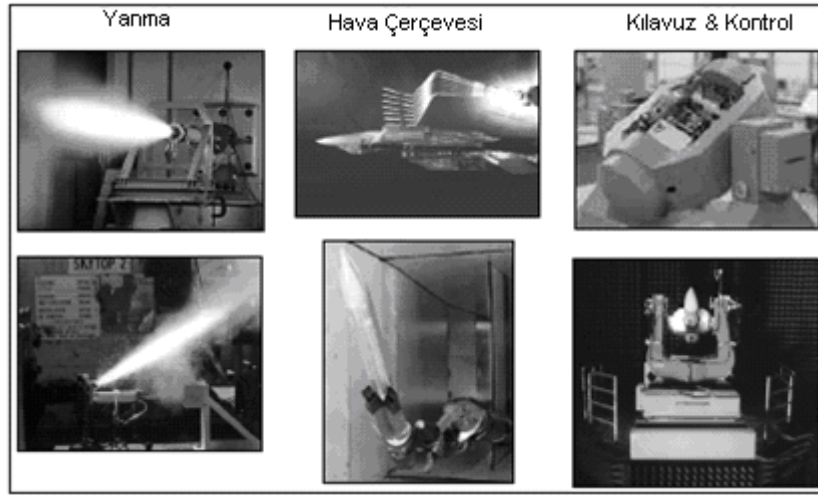
3.4. Performans Değerlendirme ve Testler

Geliştirme çalışmalarının başlangıcında veriler kaynaklardan ölçüsüz, çizimle bağlantılı, yeni çalışma koşullarına ve fizik kanunlarına dayanan ilişkilerin kullanımı ile sağlanırdı. Bu yöntem engellenemeyen hatalara yol açardı. SPİVK sistem gelişimi test verileri ile desteklenir çalışma kapasitesi gözler önüne serilir, diğer SPİVK sistemlerinden dönüştürülen ve tasarımı yapılan SPİVK 'e analizlerle bağlantılı test verileri tasarım ve motor çalışmalarında motor sisteminin genel yapısını belirlemek için kullanılır.

Yakıt sistemine ve rokete montajı yapıldığında İVK sistemlerinin test edilmesi genelde sistemin iyileştirilmesini kapsar. İVK sisteminin kabul test serileri; sapma konumlarının hassasiyetinin, kütle debilerinin, ivmelerinin, sinyal cevap

özelliklerinin, termal çevrede çalışma yeteneğinin, titreşim üreten çeşitli araç veya yakıt sistemlerinin, sıcaklık çemberinin, tutuşturma şokunun (yüksek anlık ivme) ve giriş kuvvetinin tanımlanmasını içerir ⁽¹⁾.

Şekil 3.13. yanma, hava çerçevesi, kılavuz ve kontrol testlerinin örneklerini vermektedir. Sol üstteki yanma testi statik roket motor ateşlemesidir. Ölçümler İtki x Zaman olarak yapılmıştır. İtki farklılıklarını elde etmek için kenar kuvvetlerinin ve momentlerin fazladan ölçümleri yapılmıştır. Sol alt fotoğraf itki vektör testine bir örnektir. Kuvvetin ve momentin ölçümleri İVK ile sağlanmıştır.



Şekil 3.13. Roket Geliştirme Testleri ve Test Düzenekleri

Aerodinamik kontrol roketleri 35 derece atak açılı teknoloji ile sınırlandırılmıştır. Çok yüksek atak açıları için İVK, tepkime jet/ jet etkileşim kontrolü vb. uçuş kontrolleri gerekmektedir.

Test verileri, motor şartlarının simülasyonu olan test şartları altında küçük ölçekli testlerden elde edilen veriler ile desteklenir. Sonuç olarak, SPİVK sistemi ile birebir ölçekli roket motoru testi yapılır.

3.4.1. Tasarım İçin Performans Verisi

Motor sisteminin genel yapısını belirlemek için uyarlama çalışmalarının yapıldığı geliştirme döneminin ilk safhalarında önceki en az 10 SPİVK gelişme programından elde edilen SPİVK performans verisi kullanılır^(4, 6, 7, 10- 12, 16, 17, 28, 29, 31, 43, 40, 42, 51-55). Bu veriler standart noktalara ve bağıntılara dönüştürülerek yeni sistemler için performans tahminleri yapılan özel motorlarla karşılaştırılır.

Roket motorlarından kaynaklanan ve tasarlanan motordan farklı olan veriler dönüştürülmeli ve uygulanabilir hale getirmek için esas fizik kuralları kullanılmalıdır.

Tasarımı yapılan motora dönüştürülen verinin uygunluğu, aynı grafiğe yansıtılan farklı kaynaklardan sağlanan verilere uyum sağlaması için gereklidir. Grafikte ufak dağılımlar varsa sonuçlar güvenilirdir. Eğer dağılım genişse, tasarım özellikleri ile giderilebilir. Beklenen tasarım aralığında veri elde etmek için test programı başlatılır. Test verileri programda gecikmeye sebep olabilir ve bu zamanda dönüştürülen veri eldeki tek veridir. Bu veriler ilk iyileştirme çalışmaları ve ilk tasarım için kullanılmalıdır. Bu verilerle elde edilen sonuçlar, beklenen tasarım aralığında test verileri ortaya çıkınca tekrarlanmalıdır.

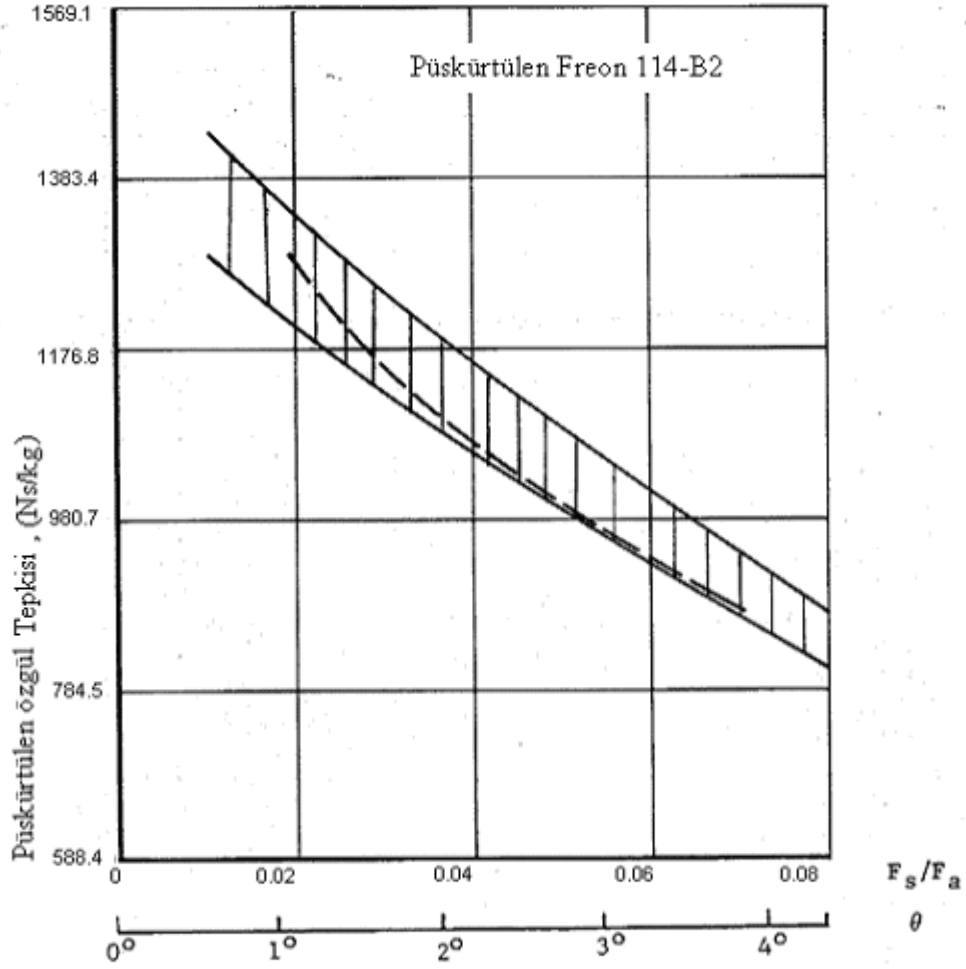
Farklı kaynaklardan elde edilen veriler, özgül tepkisinin; püskürtme kütle debisi, enjektör konumu, püskürtme açısı, püskürtme basıncı, orifis boyutu ve orifis boşluğu ile değişimini göstermelidir. Özgül tepki (Ns/kg) hariç diğer test verileri boyutsuz forma dönüştürülüp SPİVK için ikincil önemli faktörler (ana roket parametreleri) elimine edilir. Böylece, itki vektör kapasitesi; özgül tepki, kuvvet oranı olarak F_s/F_a ifade edilir ve kütle debi oranı ; püskürtme kütle debisinin nozul egzoz kütle debisine oranıdır. Benzer şekilde, nozuldaki püskürtme kısmının

konumu: bu konumun boğaza mesafesinin boğazdan çıkışa (X/L) mesafesine oranıdır. Sonuç olarak (Şekil 3.14. -3.21.), farklı veri setleri, farklı eğriler ve farklı temel verimlilikleri gösterir; en üst eğri en verimli püskürtüleni veya şartı gösterir.

Tasarım değişkenlerinin herbiri, bütün diğer parametrelerin sabit olduğu eğri aileleri olarak gösterilmelidir. Bunun bir örneği Şekil 3.21. de, püskürtme basıncı elde etmek için gösterilmektedir. Eğer daha uygunsa Şekil 3.16. den 3.20. e olan grafik formatları kullanılmalıdır.

En popüler ve genelde faydalı grafik; püskürtülen özgül tepki x kenar kuvvetinin aksenal kuvvete oranı (veya sapma açısı) grafiğidir (Şekil 3.14., 3.16., 3.21). Sunulan bu veriler gereken akışkan tahmininde ve maksimum kütle debilerinde kullanılmaya hazırdır.

Bir sonraki en fazla kullanılan grafik kenar kuvvetinin aksenal kuvvete oranı (veya sapma açısı) x püskürtülen kütle debisinin egzoz-gaz kütle debisine oranı grafiğidir (Şekil 3.15. ve 3.17.).



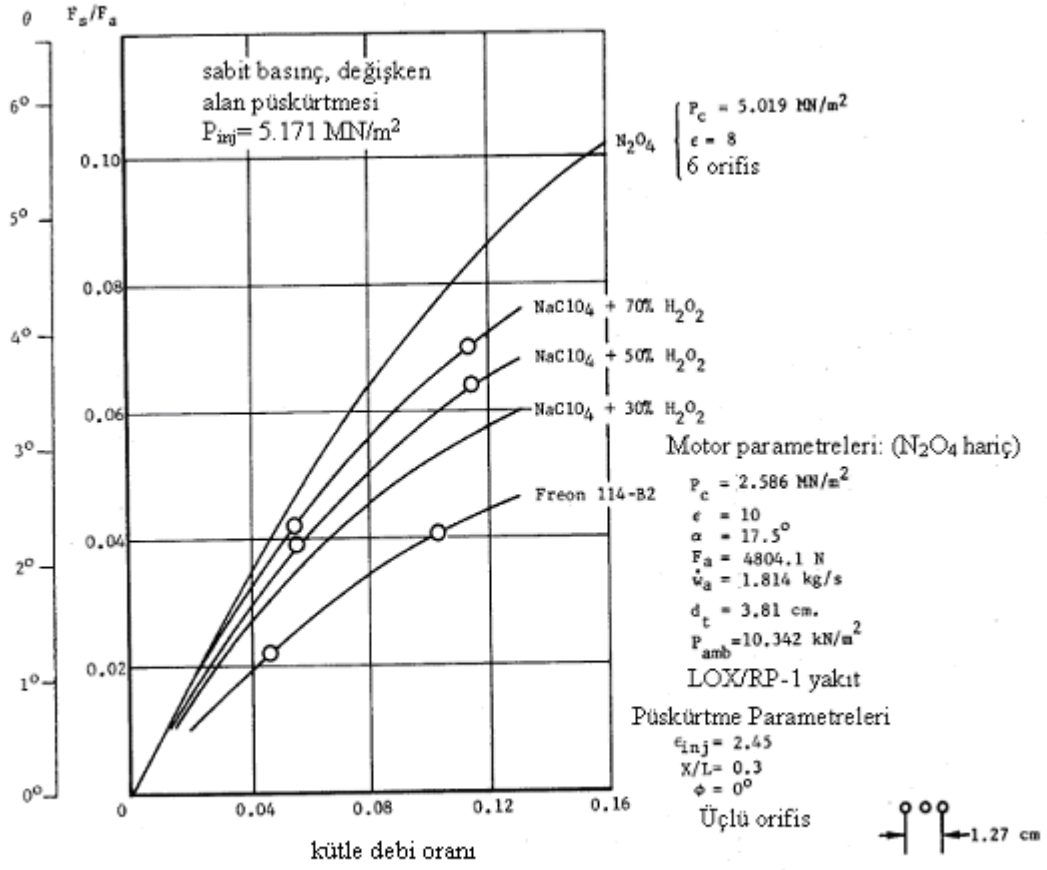
/// Polaris birebir ölçek
ateşlemesi için veri bandı

$\epsilon = 14$
 $X/L = 0.3$
 $\phi = 0^\circ$
 $P_{inj} = (3.447 - 5.171 \text{ MN/m}^2)$

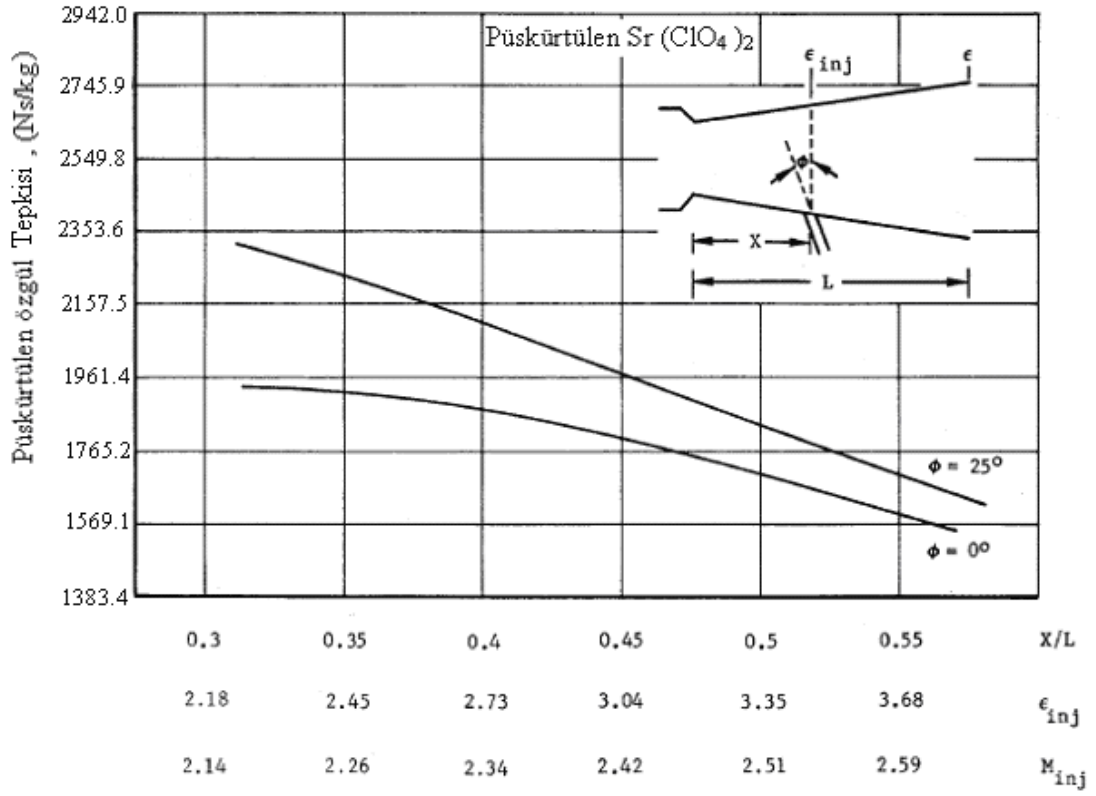
— Küçük ölçek, $F_a = 4804 \text{ N}$
Veriler LOX/RP-1 motorundan alınmıştır.

$\epsilon = 10$
 $X/L = 0.3$
 $\phi = 0^\circ$
 $P_{inj} = (5.171 \text{ MN/m}^2)$

Şekil 3.14. Sapma Açısı ve Kuvvet ile Püskürtülen Özgül Tepkisinin Küçük Ölçekli ve Birebir Ölçekli Verilerinin Karşılaştırılması

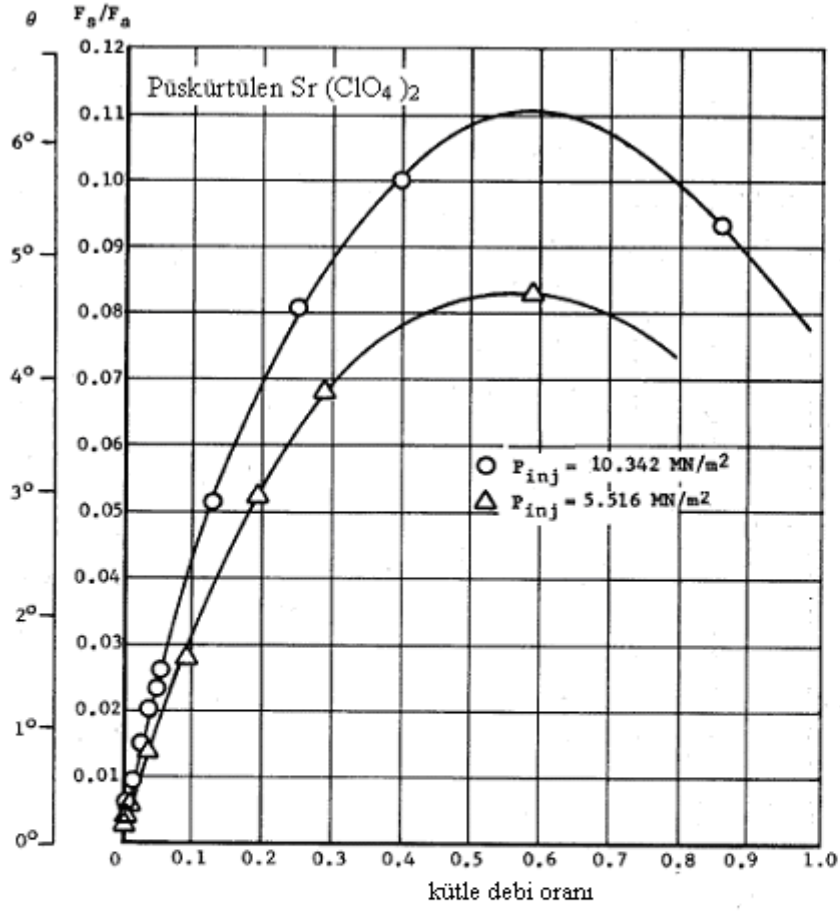


Şekil 3.15. İnört ve Reaktif Püskürtülenlerin Performansının Karşılaştırılması (11, 55)



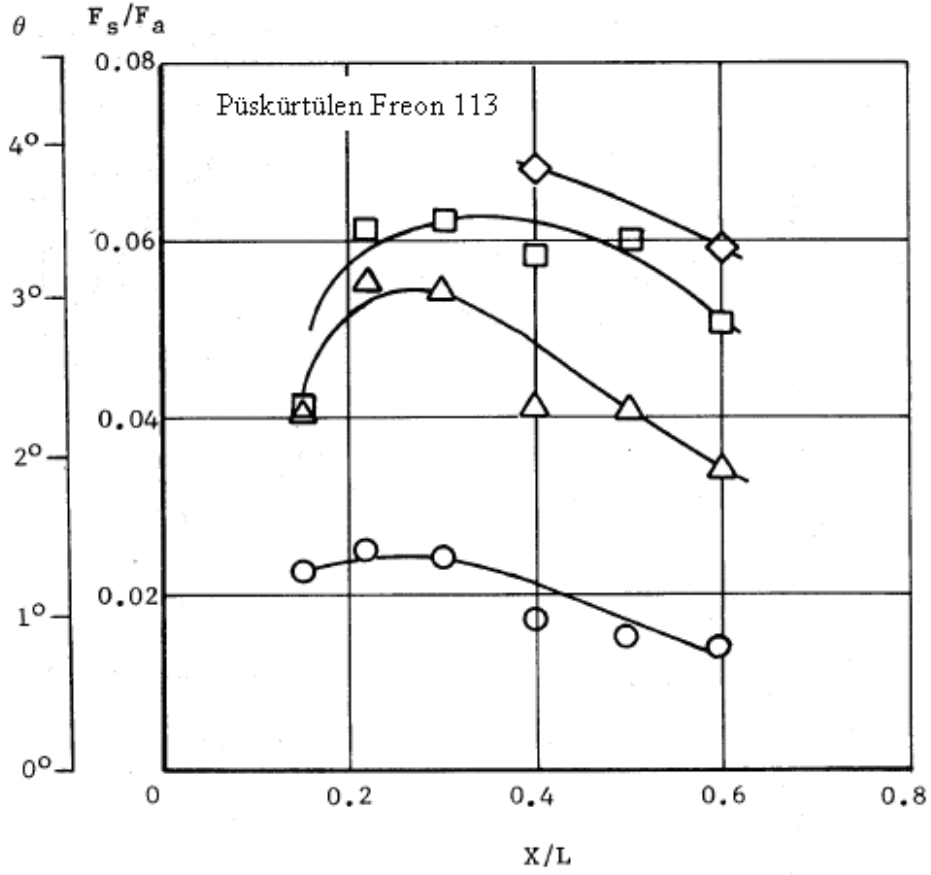
$F_s/F_a = 0.026$ sabit değerinde 1.5° jet sapma açısında veriler

Şekil 3.16. Püskürtülen Özgül Tepkisi Üzerine Püskürtme Konum ve Açısının Etkileri ⁽⁵⁾



motor parametreleri	püskürtme parametreleri
$P_c = 5.516 \text{ MN/m}^2$	$\epsilon_{inj} = 2.45$
$\epsilon = 7.4$	$X/L = 0.35$
$\alpha = 20^\circ$	$\phi = 25^\circ$
$F_a = 8896 \text{ N}$	tekli orifis püskürtmesi
$\dot{w}_a = 3.583 \text{ kg/s}$	

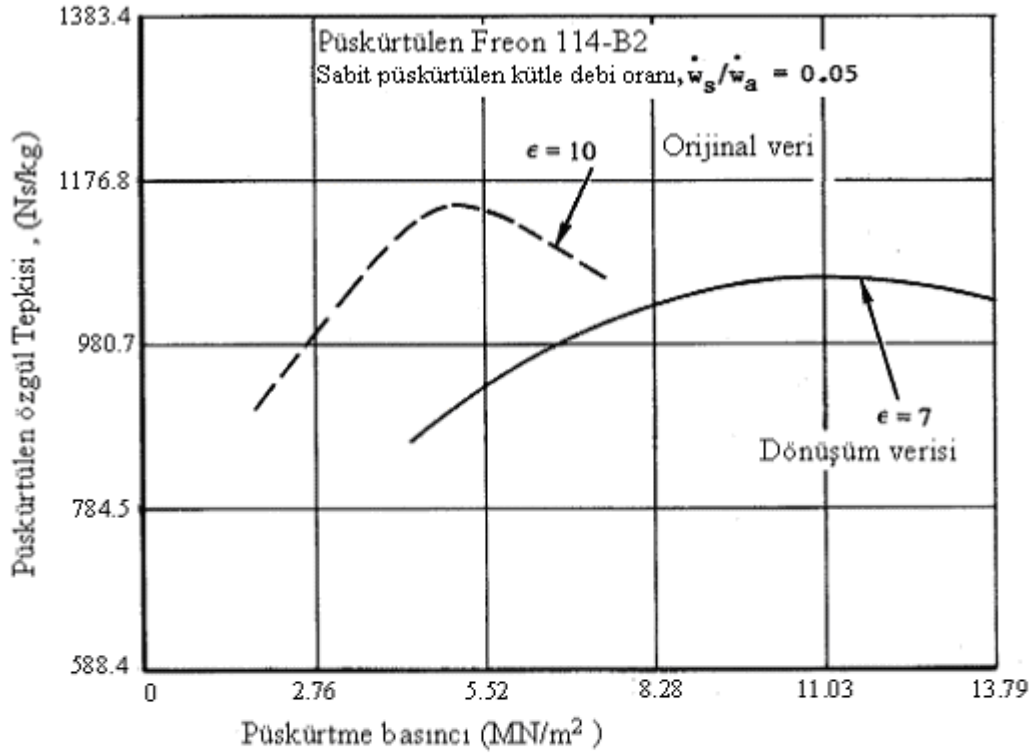
Şekil 3.17. Kuvvet Üzerinde Püskürtme Basıncı ve Püskürtme Oranının Etkisi⁽⁵⁾



P_{inj} = değişken
 $d_o/d_t = 0.073$
 tekli orifis püskürtmesi
 $\epsilon = 10$
 $P_c = 2.586 \text{ MN/m}^2$
 $\phi = 0^\circ$

○ $\dot{w}_s/\dot{w}_a = 0.1$
 △ $\dot{w}_s/\dot{w}_a = 0.2$
 □ $\dot{w}_s/\dot{w}_a = 0.3$
 ◇ $\dot{w}_s/\dot{w}_a = 0.4$

Şekil 3.18. Farklı Kütle Debi Oranlarında Kuvvet Üzerinde Püskürtme Konumunun Etkisi ⁽¹⁰⁾



— ε = 7
 $\epsilon_{inj} = 2.1$
 $\phi = 25^\circ$
 $P_c = 5.516 \text{ MN/m}^2$

--- ε = 10
 $\epsilon_{inj} = 2.4$
 $\phi = 0^\circ$
 $P_c = 2.586 \text{ MN/m}^2$

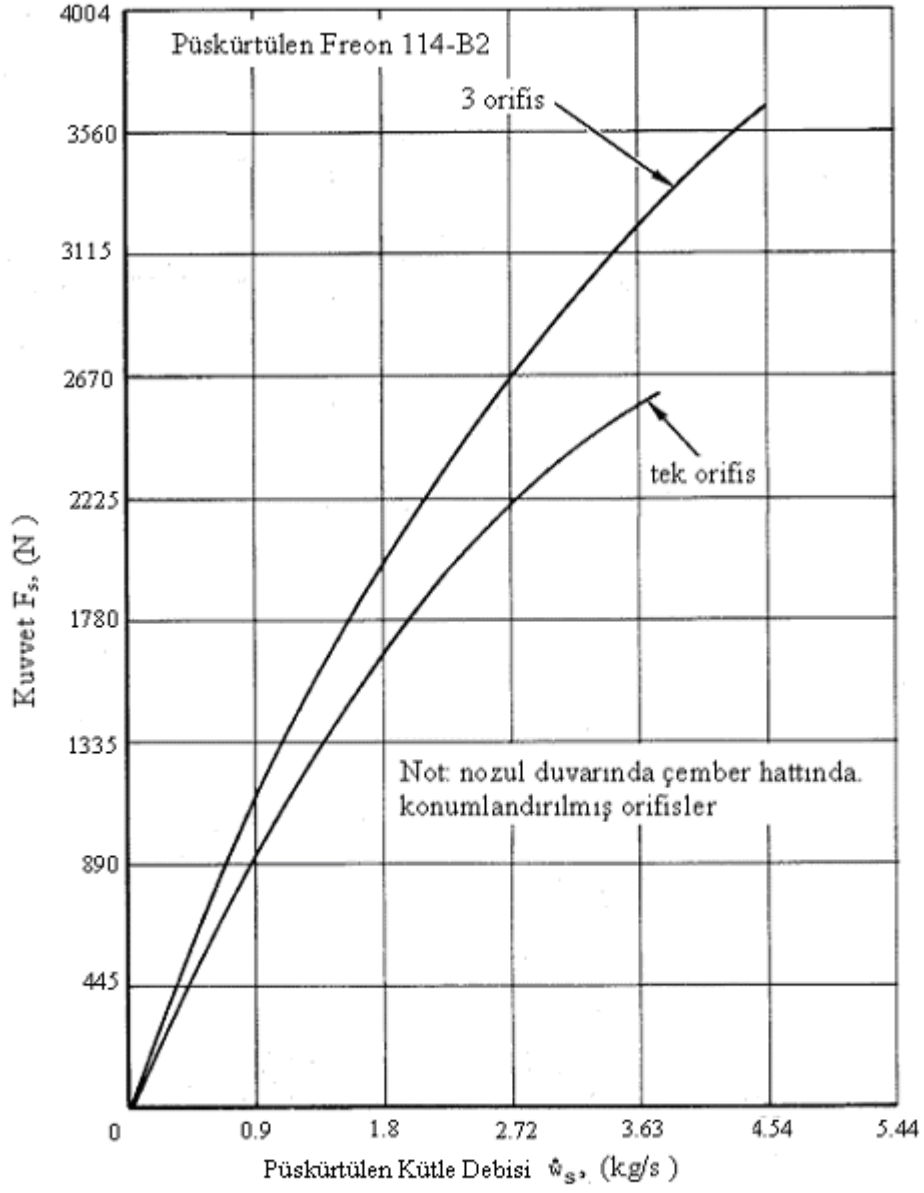
ε= 10 verileri aşağıdaki bağıntı ile ε=7 verileri için hesaplamada kullanılıyor

$$I_{sp(s)}(\epsilon=7) = \left(\frac{F_s}{F_a}\right)_{\epsilon=10} \times (F_a)_{\epsilon=7} \div \left[\left(\frac{\dot{w}_s}{\dot{w}_a}\right)_{\epsilon=10} \times (\dot{w}_a)_{\epsilon=7}\right]$$

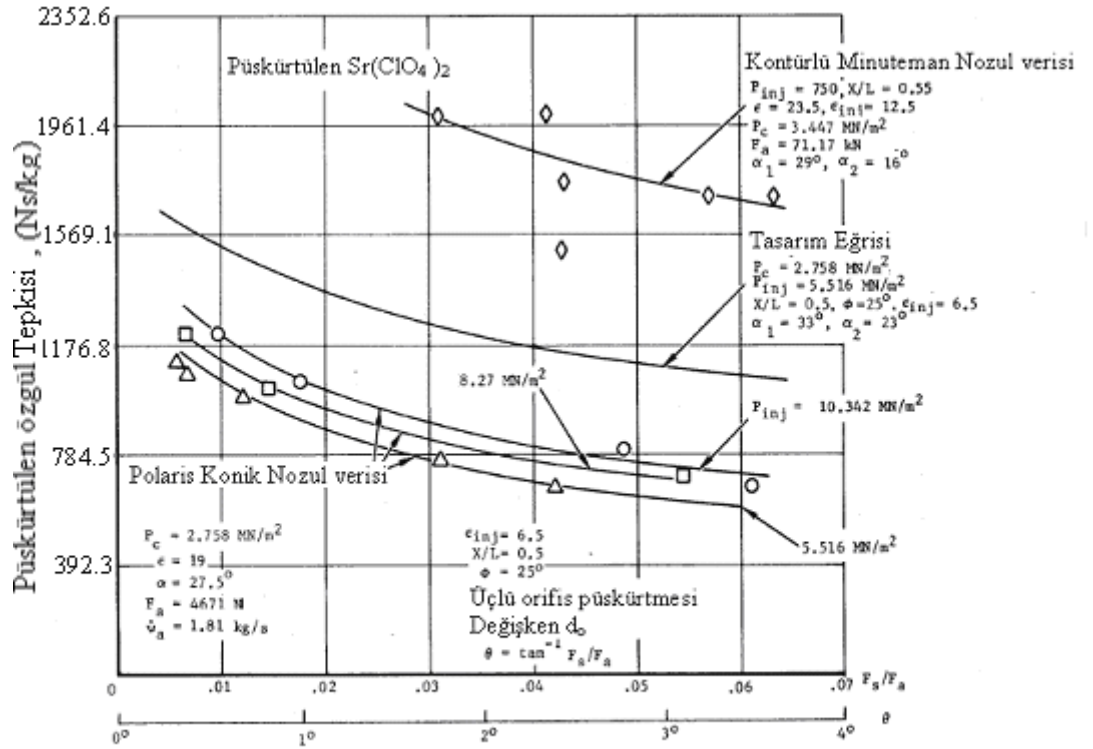
Püskürtme basınçları aşağıdaki denklemle bulunur

$$P_{inj}(\epsilon=7) = (P_{inj}/P_c)_{\epsilon=10} \times P_c(\epsilon=7)$$

Şekil 3.19. Püskürtülen Özgül Tepki ile Püskürtme Basıncının Dönüşüm Verisi⁽¹¹⁾



Şekil 3.20. Orifis Sayısının Püskürtülen Kütle Debisinin Fonksiyonu Şeklinde Kuvvet Üzerinde Etkisi ⁽²⁸⁾



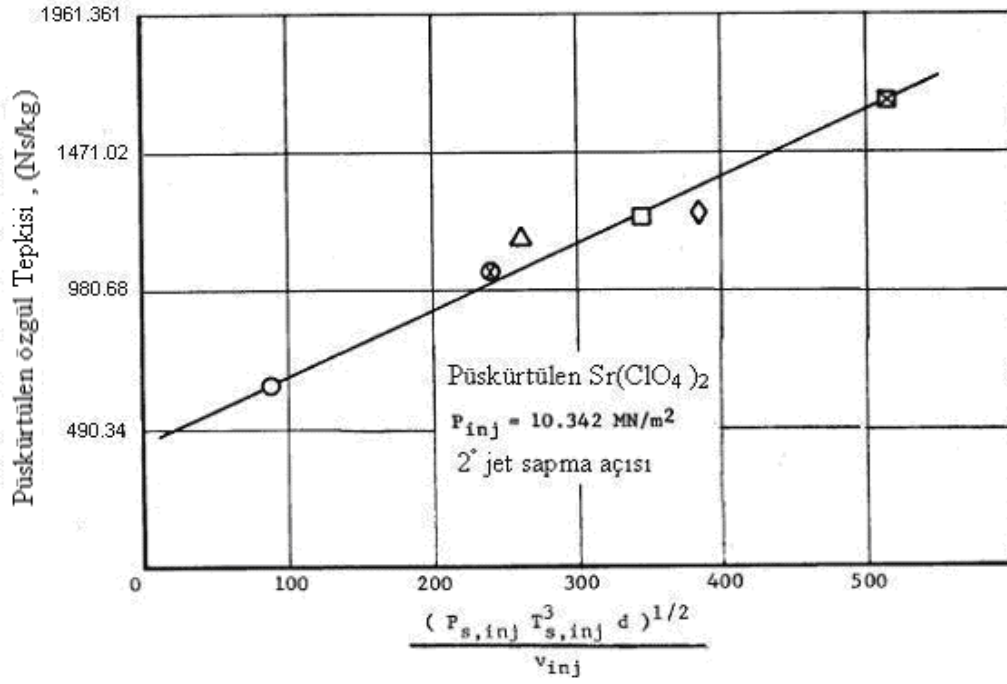
Şekil 3.21. Püskürtülen Strontiyum Perklorat için Performans Veri Dönüşümü⁽⁵⁾

Diğer faydalı grafikler özel tasarım ihtiyaçlarını karşılar ve genelde SPİVK tasarım parametrelerinden bazılarının, özgül tepki oranı, kuvvet oranı veya itki sapmasına etkilerini gösterir (Şekil 3.16.-3.19.).

Önceki SPİVK gelişme programında elde edilen SPİVK performans verisi, motor konfigürasyonundan ve tasarlanan SPİVK sisteminden farklı çalışma koşullarını sunar. Orjinal test şartlarında elde edilen verilere fiziksel kanunların uygulanmasıyla yeni tasarım şartları elde edilir. SPİVK sistemine dönüştürülebilen, SPİVK verisi motor uyarlama çalışmalarında ve temel yapısal tasarımda kullanılmalıdır. Bu çalışmalara erkenden başlanarak veri hassasiyeti belirlenmeli ve fazladan gereken veri tanımlanarak test programına başlanmalıdır.

SPİVK etkisini belirlemek için birçok bilgisayar programı kullanılmış fakat bunlardan hiçbiri kuvvet etkisini, hassas olarak hesaplayamamıştır. Dayanılan

varsayımların bazıları: kütle ile doğrusallaştırılmış supersonik akış, enerji eklenmesi, karıştırılmadan yer değiştirme, sınır tabakası ayrılması ve azaltılmış şok, buharlaşma ve kütle oluşumu, karışma, buharlaşma ve moment değişimi ile tepkime, karışma, buharlaşma, termokimya ve şok üretme.



Nozul parametreleri

Sembol	e	ϵ_{inj}	M_{inj}	P_c	$P_{s,inj}$	$T_{s,inj}$	d	v_{inj}
				(MN/m ²)	(K)	(m)	(m/s)	
○	19	6.2	3.00	2.59	0.059	1672.2	0.068	2682.1
⊗	7	3.2	2.48	5.517	0.31	1972.2	0.047	2419.9
△	19	3.0	2.42	2.59	0.16	2011.1	0.095	2383.4
□	19	3.0	2.42	4.48	0.28	2011.1	0.095	2383.4
◇	19	3.0	2.42	5.517	0.35	2011.1	0.095	2383.4
⊠	7	2.1	2.12	5.517	0.59	2211.1	0.065	2194.5

Not: gösterilen bağıntı yukarıdaki tabloda listelenen parametreler için geçerlidir

Şekil 3.22. Anahtar Nozul Parametreleri ile Püskürtülen Özgül Tepkisinin Bağıntısı⁽⁷⁾

3.4.2. Küçük Ölçekli Testler

Geliştirme döneminin ilk safhalarında, tasarımcının temel tasarım ve uyarlama çalışmalarını tanımlamakta kullanılan yaklaşık parametrik bilgiye ihtiyacı vardır. Varolan SPİVK verileri uygulanır, tasarım problemine veri dönüştürmek için dönüşüm korelasyon yöntemleri kullanılır. Dönüştürülen veriler en iyi halde yaklaşık değerler olup, verilerin geldiği motorlar ve tasarımı yapılan motorlar arasındaki farkla orantılı hataları barındırırlar. Tasarım geliştikçe, daha iyi verilere ihtiyaç duyulur; bu veriler SPİVK uygulamalı motor nozulunun küçük ölçekli model testlerinden elde edilir. Beklenen tasarım aralığında sistem parametrelerini kullanan küçük ölçekli testler tasarım verilerini sağlar.

Küçük ölçekli testler, diğer test verilerinin dönüşümü ile elde edilemeyen verileri elde etmek için yürütülmelidir. Test motorlarında, roket nozulları ve birebir ölçekli tasarım yapısının modelleri olan SPİVK püskürtme geometrileri kullanılır. Test motor bloğu basıncı, tasarlanan motorla aynı olmalı ve test yakıt egzoz gazı sıcaklık ve serbest reaksiyonlu oksitleme örneklerinde birebir ölçekli motorunkine benzer olmalı.

Küçük ölçekli model verisinin birebir ölçeğe çevrilmesinde ufak ölçeklendirme problemleri olabilir. Şekil 3.14. küçük ölçek testlerden elde edilen SPİVK verilerinin birebir ölçekli motordan elde edilen veri ile karşılaştırılmasını göstermektedir.

Küçük ölçekli testler, grafiklerde kullanılan veri ve tasarım parametrelerinin oluşumunda kullanılan bağıntıları sağlayan test şartları farklılıklarını içerir. Küçük ölçekli motorlar, yakıt gaz özellikleri, nozul geometrisi ve çevre basıncını gösteren özellikler ile tasarlanır.

3.4.3. Birebir Ölçekli Geliştirme Testleri

Birebir ölçekli testlerde, veri dönüşüm ve ölçeklendirme hataları gözardı edilerek olası SPİVK tasarım farklılıkları, mümkün olduğunca erken belirlenip, yüksek güvenilirlikli veri ile tanımlanmalıdır. SPİVK sisteminin birebir ölçekli testi, birebir ölçekli yatay veya düşey konumdaki roket motorunun ilk statik testine bağlıdır. Böylece tasarım farklılıkları maliyeti artırmadan veya programında gecikmelere sebep olmadan birleştirilir. SPİVK sisteminin tasarımını etkileyen tüm parametreler ölçülmeli ve sonuçlar, enjektör valfleri, püskürtmenin gerektirdikleri ve püskürtme, tank ölçüsünün elde edilmesinde kullanılmalıdır. Eğer motor yüksekte çalışacaksa, test çevre basıncında gerçekleştirilmeli. Sonuç SPİVK tasarımı statik test ateşlemesinde elde edilir böylece performansı ve özelliği uçuş kontrolünde kullanmak üzere bilinebilir. Motorun dikey konumlandırılması veya en azından sıvı tanklar bu tip testlerde önem kazanır.

3.4.4. Çalışma Kapasite Testleri

Parçaların çalışma kapasitesi ve SPİVK sistem bileşenleri; üretim, montaj, depolama ve fırlatma hazırlığı safhalarında belirlenir. Tank, tüp, akış ölçer ve çek valfler belirlenen kalite ve işlevsellik için test edilirler. Bileşen testleri, montaj, kontrol ve SPİVK sisteminin çalışması için prosedürler geliştirilip dokümante edilir.

En kritik bileşenler enjektör valfleri ve basınçlandırma sistemidir çünkü hassastırlar. Bu bileşenlerin çalışma kapasitesini belirlemek için gözlem testleri gerçekleştirilir ⁽⁶⁾. SPİVK sisteminin tüm bileşenlerinin fonksiyonel kapasitesi montaj öncesi testte tanımlanmalıdır. Bu testler, çalışma koşullarını simüle etmek için gerektiği şekilde kontrol bağlantıları, sıvı kaynaklar ve basınçlandırılmış gaz

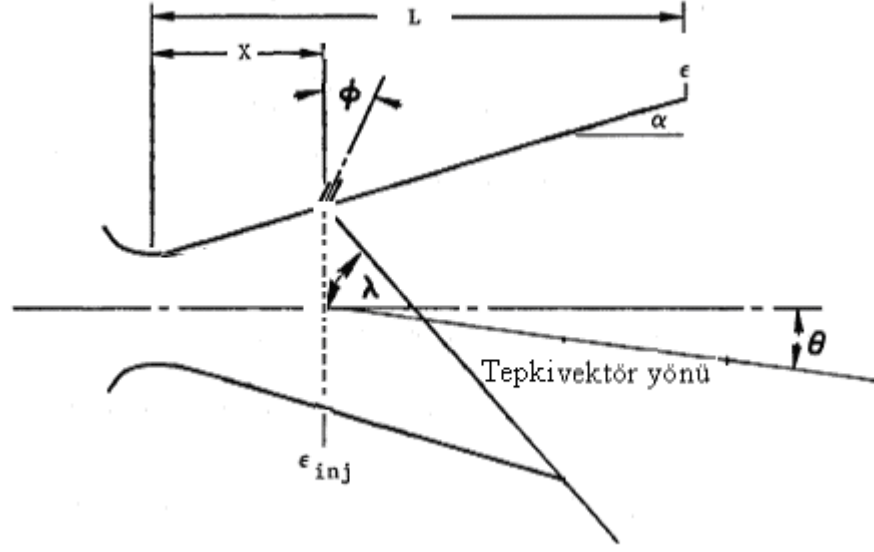
uygulamaları içerir. Enjektörler, bileşenleri kirletmeyen ve buharlaşan inört sıvı (örnek Freon) ile tezgah testine tabi tutulur. Bu durum normal koşulların tamamen gösterimi olmasada, yeterlidir çünkü bileşenlere zarar vermeden verimli fonksiyonel test sağlar. Eğer tezgah testinde reaktif ve buharlaşmayan püskürtülen kullanılırsa, bileşenler test sonrası temizlenmelidir. Motordaki enjektör valfleri ve basınçlandırma sistemi montaj sonrasında, enjektör valfleri ayarlanarak test edilir ve elektrikli geri besleme çevrimindeki itki kontrol edilir. Sistemin motora montajı yapıldıktan sonra, tatmin edici çalışma yeteneğini garantiye almak için gerektiği kadar sık fırlatma hazırlığı veya depolama süresince kritik bileşenler kontrol edilmelidir.

Gaz basınçlandırma alt sistemi ve enjektörler kritik bileşenlerdir. Ölçme aletleri, çek valfler, püskürtülen tankı ve ayırıcı, pompa gibi diğer bileşenler önemli olduğu kadar hassas değildirler.

Püskürtüleni basınçlandırmak için gaz jeneratörü kullanıldığında, ateşleyici devamlılığı ve direnç için, düşük voltajda kontrol edilir. Eğer yüksek basınçta inört gaz tankı kullanılırsa, basınç kalibresi ile gaz basıncı görülür. Elektriksel devamlılık ve direnç için inört gaz tankı çıkışındaki valf kontrol edilir. Roket motorunda enjektör valflerinin tüm kontrolleri yapılır; SPİVK sistemine basınçlandırılmış yedek sıvı kaynağı bağlanıp, enjektörler çalıştırılarak, cevap kaydedilir ve kontrol tamamlanır. Daha hassas olan enjektörlerin elektrikli kısımları uyumlu hale getirilip hareketleri geri besleme sinyalleri ile görüntülenmelidir.

Yukarıda belirtildiği gibi sistem montajı yapıldıktan ve püskürtülen ve gaz ile yüklendikten sonra tüm kritik SPİVK bileşenlerinin kontrolü mümkündür.

3.5. Sistem Modellemesi



Şekil 3.23. Sistem Modellemesi

Yapılan sistem modellemesi ve literatür taraması ışığında Mathcad programlama dilinde bir program yazıldı. Programın girdisi olarak püskürtme açısı, püskürtme basıncı, püskürtme konumu, denklem derecesi, püskürtülen kütle debisi ve literatürden elde edilen değerler programın içerisinde A matrisinde (istenen her değer için grafiklerden elde edilen farklı veriler) girilerek basınca bağlı olarak değişen değerler için 1 no'lu formül ve püskürtme açısına bağlı değişen değerler için 2 no'lu formül ile istenen değerler hesaplandı.

$$1 \text{ no'lu formül: } y = \frac{A_{i,2} - A_{i,1}}{4.826} \cdot (P_{inj} - 5.516) + A_{i,1}$$

$$2 \text{ no'lu formül: } y = \frac{A_{i,2} - A_{i,1}}{25} \cdot \phi + A_{i,1}$$

Programda izlenen işlem aşamasını aşağıdaki şekilde özetleyebiliriz:

$$\epsilon_{inj} = 6.006 \frac{X}{L} + 0.353 \quad \text{ve} \quad M_{inj} = 1.76 \frac{X}{L} + 1.629$$

genişleme oranı ve mach sayısı hesaplanır.

Özgül tepki 2 no'lu formül ve püskürtme konum değeri girilerek bulunur.

Kuvvet oranı 1 no'lu formül ve bulunan özgül tepki değeri yardımıyla elde edilip

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{F_s}{F_a} \right)$$

değerlendirilince enjektör konum açısı bulunur. Kuvvet oranı ve 1 no'lu formülden

$$W_a = W_s \cdot \left(\frac{W_a}{W_s} \right)$$

çıkan gazın kütle debisi elde edilir.

Program “ $f(\phi, P_{inj}, X/L, n, W_s)$ ” yazılarak çalıştırılarak itki sapma açısını, püskürtme genişleme oranını, mach sayısını, özgül tepkiyi, kuvvet oranını, enjektör konum açısını, kütle debi oranını, çıkan gazın kütle debisini çıktı olarak verir.

```
f(φ, pinj, xl, n, Ws) :=
break if pinj > 10.342 ∨ pinj < 5.516 ∨ φ > 25
einj ← 6.006·xl + 0.353
minj ← 1.76·xl + 1.629
FX ←
( 1 1935 2313
  2 1921 2222
  3 1870 2107
  4 1805 1970
  5 1700 1835
  6 1595 1705 )
ISPS ← 0
for i ∈ 0..5
ISPSi ←  $\frac{FX_{1,2} - FX_{1,1}}{25} \cdot \phi + FX_{1,1}$ 
```

Şekil 3.24. Mathcad dilinde yazılan program

```

ISPS ← 
$$\begin{pmatrix} \text{ISPS}_0 \\ \text{ISPS}_1 \\ \text{ISPS}_2 \\ \text{ISPS}_3 \\ \text{ISPS}_4 \\ \text{ISPS}_5 \end{pmatrix}$$

A ← 
$$\begin{pmatrix} 0.32 & \text{ISPS}_0 \\ 0.35 & \text{ISPS}_1 \\ 0.40 & \text{ISPS}_2 \\ 0.45 & \text{ISPS}_3 \\ 0.50 & \text{ISPS}_4 \\ 0.55 & \text{ISPS}_5 \end{pmatrix}$$

m ← rows(A)
for i ∈ 0..m - 1
  
$$\begin{cases} x_i \leftarrow A_{i,0} \\ y_i \leftarrow A_{i,1} \end{cases}$$

  for k ∈ 0..n - 1
    
$$R_k \leftarrow \sum_{i=0}^{m-1} \left[ (y_i) \cdot (x_i)^k \right]$$

    for j ∈ 0..n - 1
      
$$L_{j,k} \leftarrow \sum_{i=0}^{m-1} \left[ (x_i)^j \cdot (x_i)^k \right]$$

  c ← L-1 · R
  ISPS ← 
$$\sum_{zt=0}^{n-1} c_{zt,0} \cdot (x_i)^{zt}$$

  JX ← 
$$\begin{pmatrix} 1176.8 & 0.0053 & 0.0115 \\ 980.65 & 0.0138 & 0.0246 \\ 784.5 & 0.028 & 0.0438 \\ 728.47 & 0.0354 & 0.0631 \end{pmatrix}$$

FsFa ← 0

```

Şekil 3.24. (devam) Mathcad dilinde yazılan program

```

for i ∈ 0..3
  FsFa1 ←  $\frac{JX_{i,2} - JX_{i,1}}{4.826} \cdot (\text{pinj} - 5.516) + JX_{i,1}$ 
  FsFa ←  $\begin{pmatrix} FsFa_0 \\ FsFa_1 \\ FsFa_2 \\ FsFa_3 \end{pmatrix}$ 
  E ←  $\begin{pmatrix} 1176.8 & FsFa_0 \\ 980.65 & FsFa_1 \\ 784.5 & FsFa_2 \\ 728.47 & FsFa_3 \end{pmatrix}$ 
  z ← rows(E)
  for i ∈ 0..z - 1
     $\begin{cases} x_i \leftarrow E_{i,0} \\ y_i \leftarrow E_{i,1} \end{cases}$ 
    for k ∈ 0..n - 1
       $T_k \leftarrow \sum_{i=0}^{z-1} [(y_i) \cdot (x_i)^k]$ 
      for j ∈ 0..n - 1
         $V_{j,k} \leftarrow \sum_{i=0}^{z-1} [(x_i)^j \cdot (x_i)^k]$ 
      ss ← V-1 · T
      FsFa ←  $\sum_{zt=0}^{n-1} ss_{zt,0} (\text{ISPS})^{zt}$ 
      θ ← atan(FsFa)
      GX ←  $\begin{pmatrix} 0 & 40 & 44 \\ 1 & 43 & 48.25 \\ 2 & 45 & 51.5 \\ 3 & 46.25 & 54 \\ 4 & 47.5 & 56 \\ 5 & 48 & 57.5 \\ 6 & 49 & 59 \end{pmatrix}$ 

```

Şekil 3.24. (devam) Mathcad dilinde yazılan program

```

λ ← 0
λi ←  $\frac{GX_{i,2} - GX_{i,1}}{25} \cdot \phi + GX_{i,1}$ 
λ ←  $\begin{pmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \\ \lambda_4 \\ \lambda_5 \\ \lambda_6 \end{pmatrix}$ 
B ←  $\begin{pmatrix} 0 & \lambda_0 \\ 1 & \lambda_1 \\ 2 & \lambda_2 \\ 3 & \lambda_3 \\ 4 & \lambda_4 \\ 5 & \lambda_5 \\ 6 & \lambda_6 \end{pmatrix}$ 
p ← rows(B)
for i ∈ 0..p - 1
   $\begin{cases} x_i \leftarrow B_{i,0} \\ y_i \leftarrow B_{i,1} \end{cases}$ 
  for k ∈ 0..n - 1
     $S_k \leftarrow \sum_{i=0}^{p-1} [(y_i) \cdot (x_i)^k]$ 
    for j ∈ 0..n - 1
       $H_{j,k} \leftarrow \sum_{i=0}^{p-1} [(x_i)^j \cdot (x_i)^k]$ 
  d ← H-1 · S
  λ ←  $\sum_{zt=0}^{n-1} d_{zt,0} \cdot (\theta)^{zt}$ 

```

Şekil 3.24. (devam) Mathcad dilinde yazılan program

```

WX ←
(
0.0022  0  0
0.01  0.0278  0.0167
0.02  0.055  0.033
0.03  0.088  0.055
0.04  0.133  0.088
0.05  0.178  0.122
0.06  0.233  0.156
0.07  0.311  0.2
0.08  0.433  0.256
0.083  0.556  0.267
)

WsWa ← 0
for i ∈ 0..9
  WsWai ←  $\frac{WX_{i,2} - WX_{i,1}}{4.826} \cdot (\text{pinj} - 5.516) + WX_{i,1}$ 
  (
  WsWa0
  WsWa1
  WsWa2
  WsWa3
  WsWa4
  WsWa5
  WsWa6
  WsWa7
  WsWa8
  WsWa9
  )
  G ←
  (
  0.0022  WsWa0
  0.01  WsWa1
  0.02  WsWa2
  0.03  WsWa3
  0.04  WsWa4
  0.05  WsWa5
  0.06  WsWa6
  0.07  WsWa7
  0.08  WsWa8
  0.083  WsWa9
  )

```

Şekil 3.24. (devam) Mathcad dilinde yazılan program

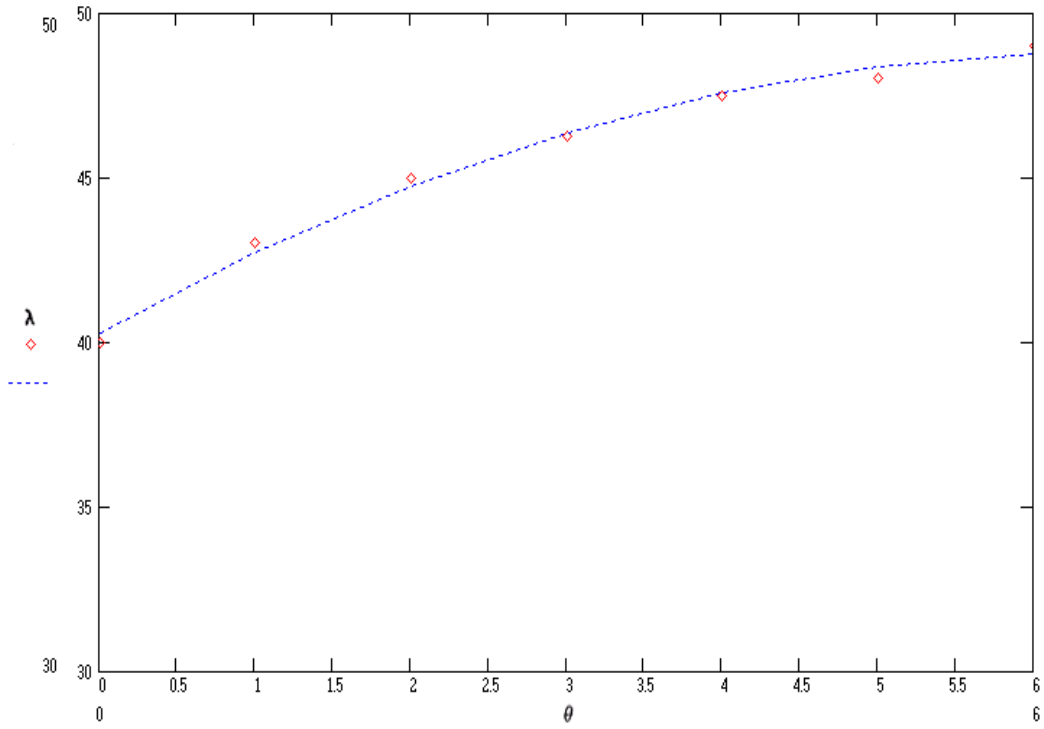
```

o ← rows(G)
for i ∈ 0..o - 1
  xi ← Gi,0
  yi ← Gi,1
for k ∈ 0..n - 1
  Uk ← ∑i=0o-1 [(yi) · (xi)k]
  for j ∈ 0..n - 1
    Yj,k ← ∑i=0o-1 [(xi)j · (xi)k]
wf ← Y-1 · U
WsWa ← ∑zt=0n-1 wfzt,0 · (FsFa)zt
Wa ←  $\frac{Ws}{WsWa}$ 
f ← (
  φ
  pinj
  xl
  n
  Ws
  θ
  einj
  minj
  ISPS
  FsFa
  λ
  WsWa
  Wa
)

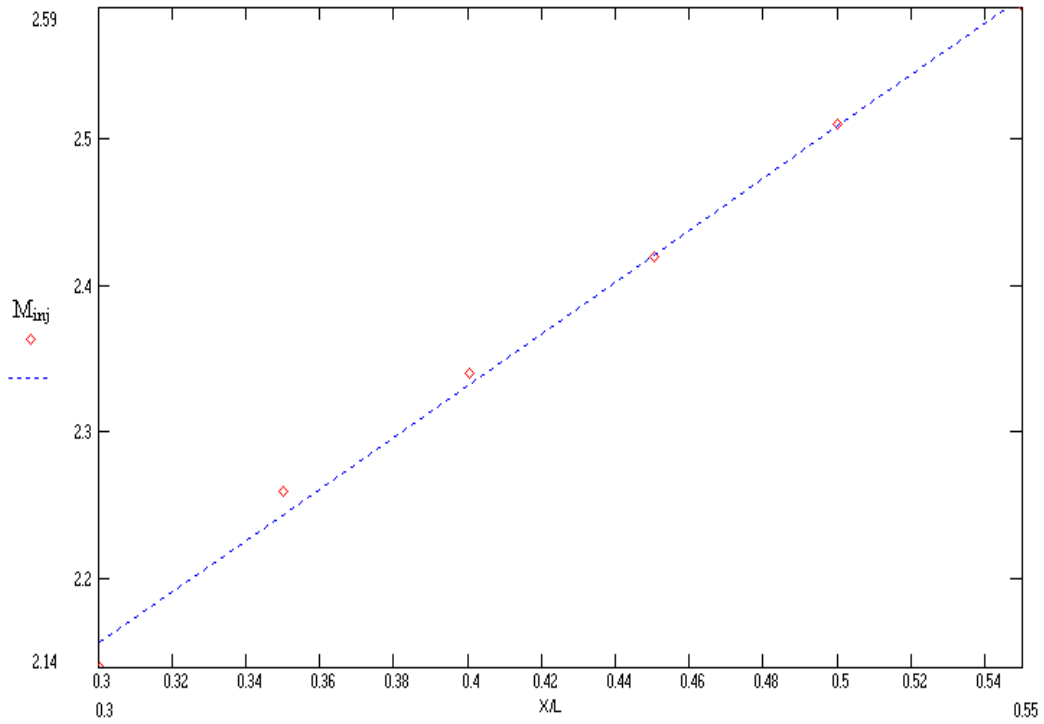
```

Şekil 3.24. (devam) Mathcad dilinde yazılan program

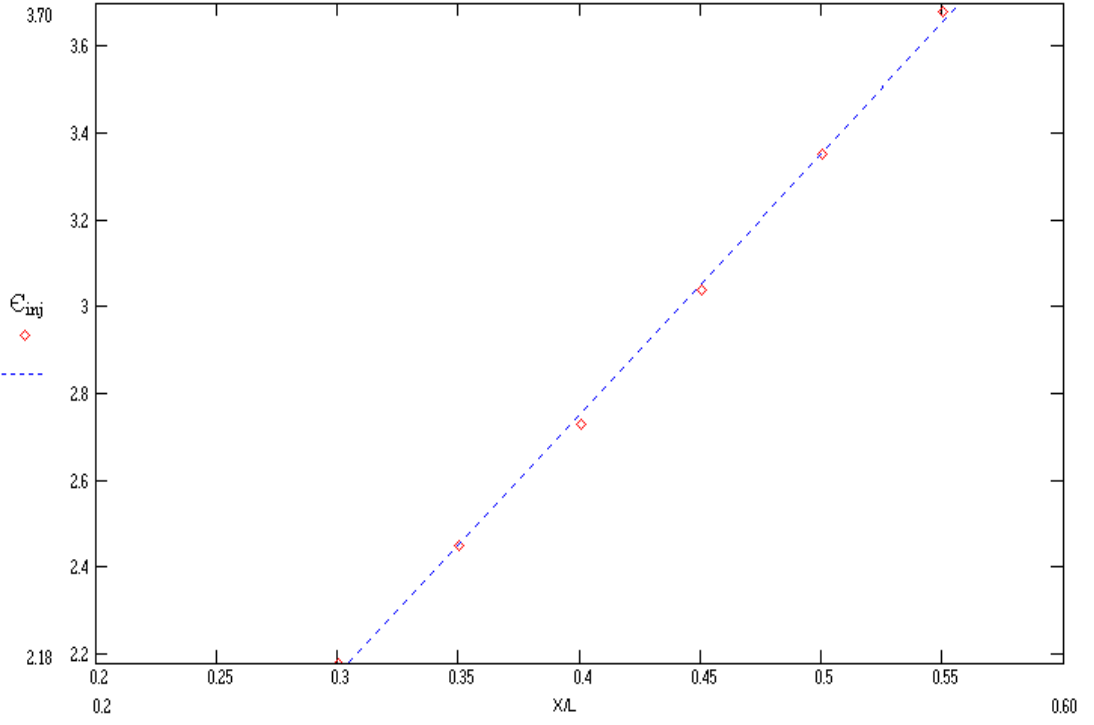
Yazılan program vasıtasıyla bağıntıları yansıtan aşağıdaki grafikler elde edildi :



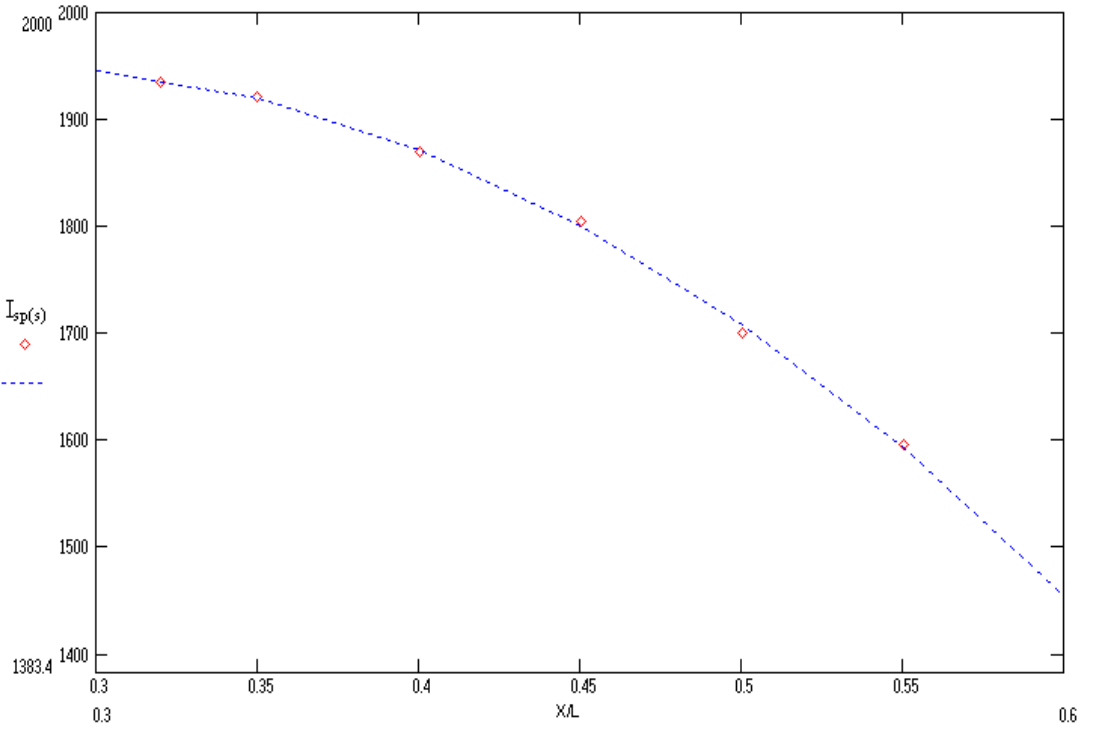
Şekil 3.25. Strontiyum perklorat için θ - λ grafiği



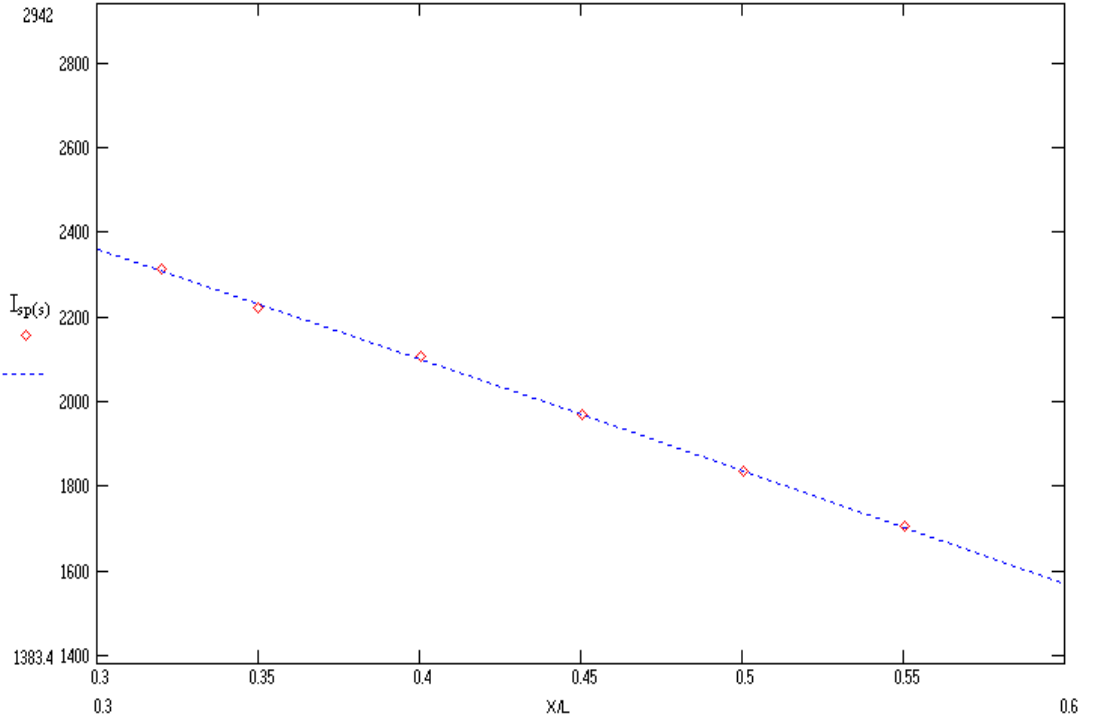
Şekil 3.26. Strontiyum perklorat için X/L - M_{inj} grafiği



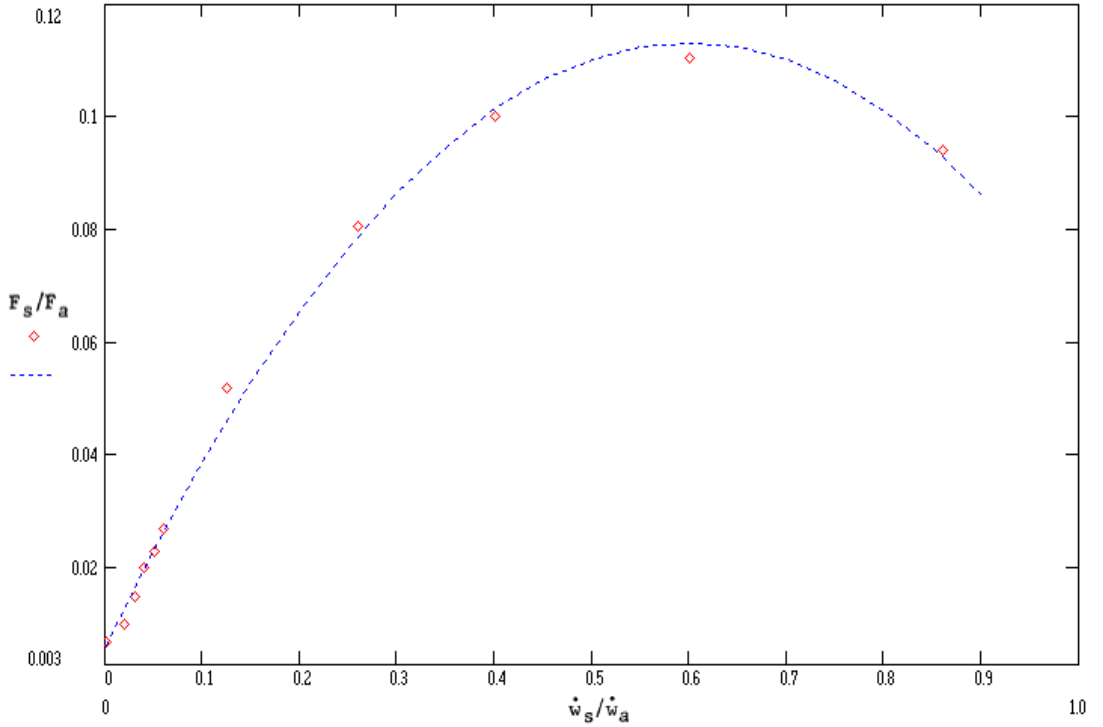
Şekil 3.27. Strontiyum perklorat için X/L- C_{inj} grafiği



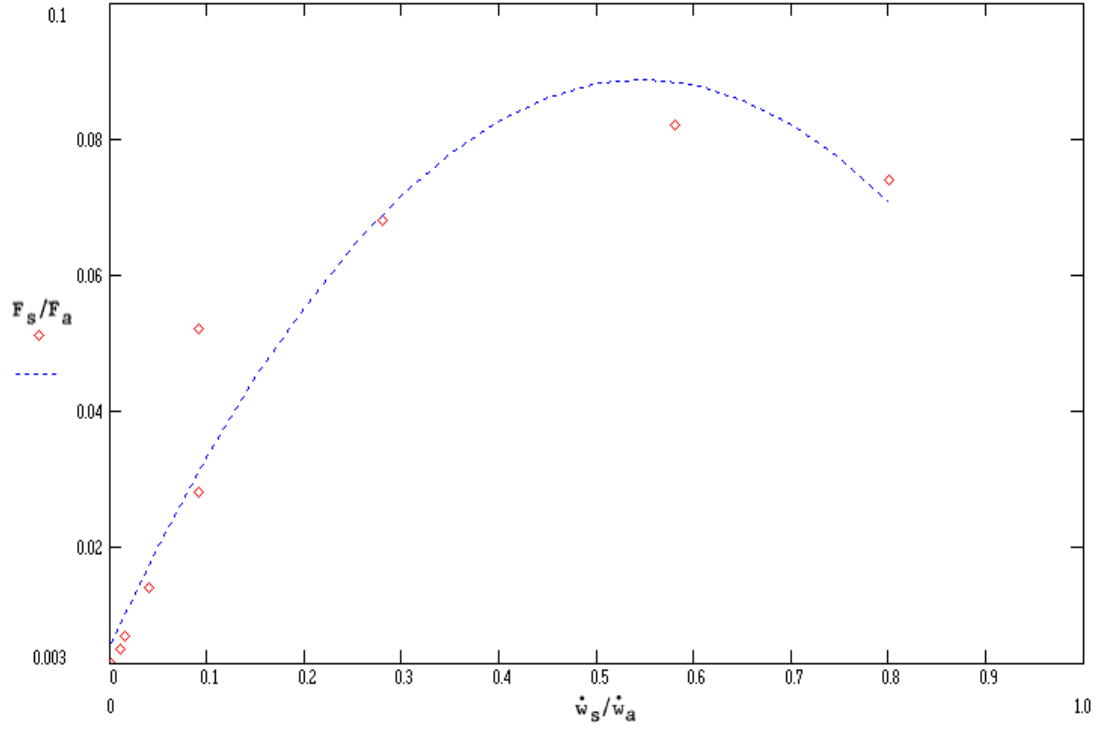
Şekil 3.28. Strontiyum perklorat için $\theta=0^\circ$ değerinde X/L- $I_{sp(s)}$ grafiği



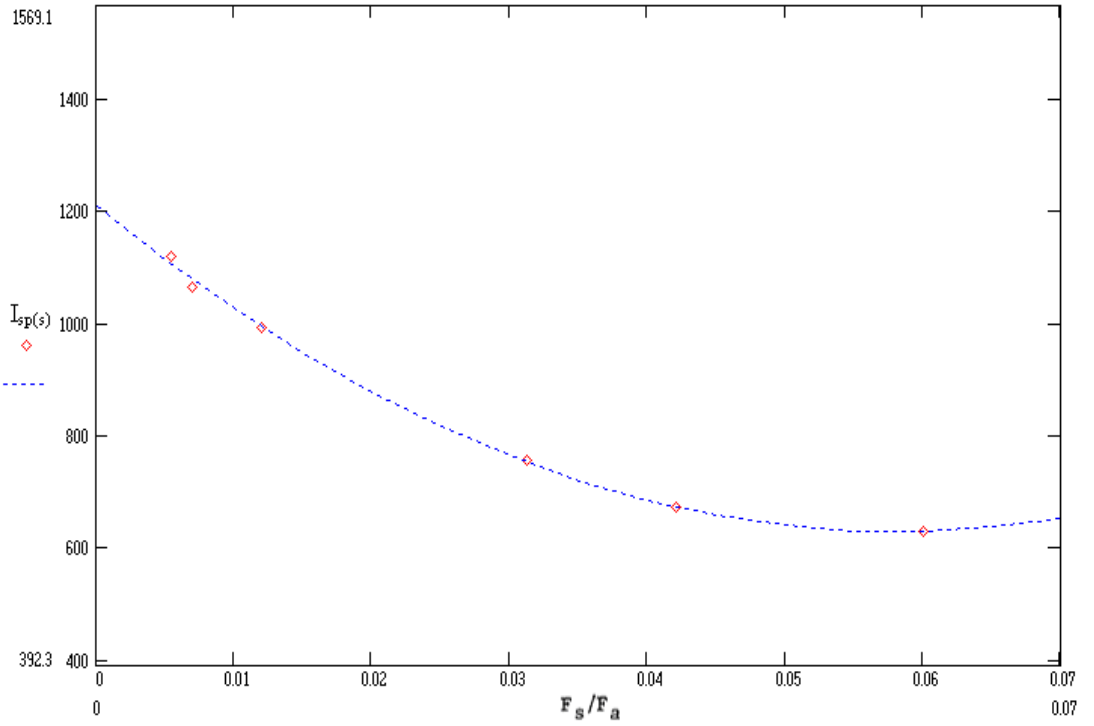
Şekil 3.29. Strontiyum perklorat için $\theta=25^\circ$ değerinde X/L- $I_{sp}(s)$ grafiği



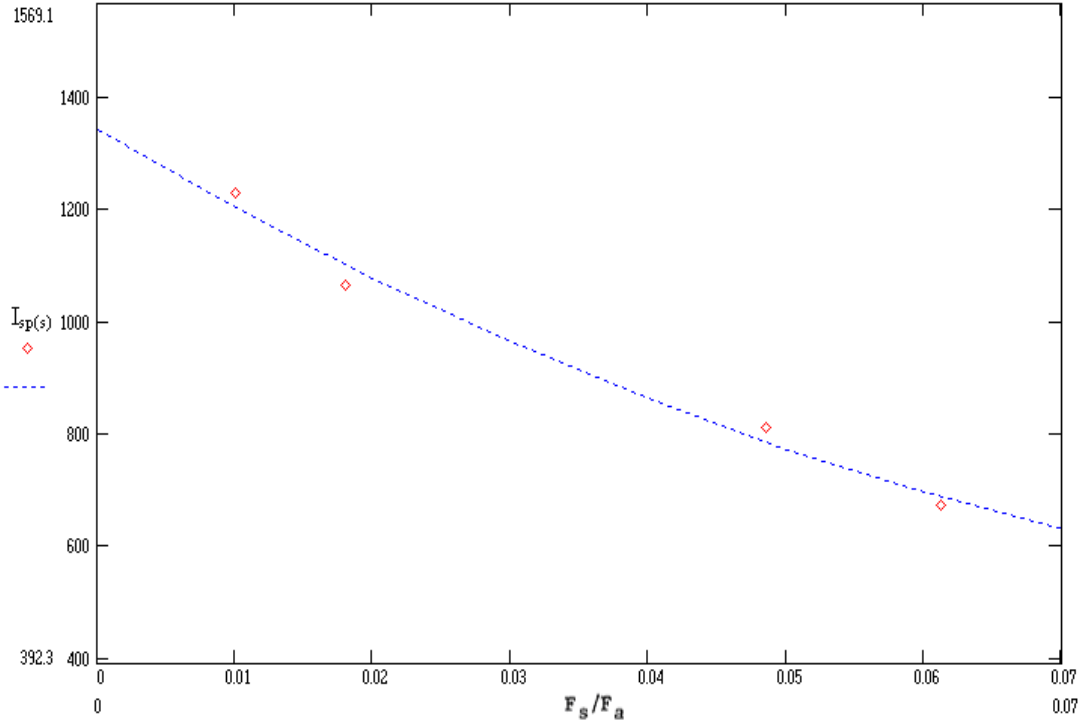
Şekil 3.30. Strontiyum perklorat için $P_{inj}=5.516 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s / F_a - W_s / W_a$ grafiği



Şekil 3.31. Strontiyum perklorat için $P_{inj}=10.342 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - W_s / W_a$ grafiği



Şekil 3.32. Strontiyum perklorat için $P_{inj}=5.516 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - I_{sp}(s)$ grafiği



Şekil 3.33. Strontiyum perklorat için $P_{inj}=10.342 \text{ MN/m}^2$ değerinde $F_s/ F_a - I_{sp}(s)$ grafiği

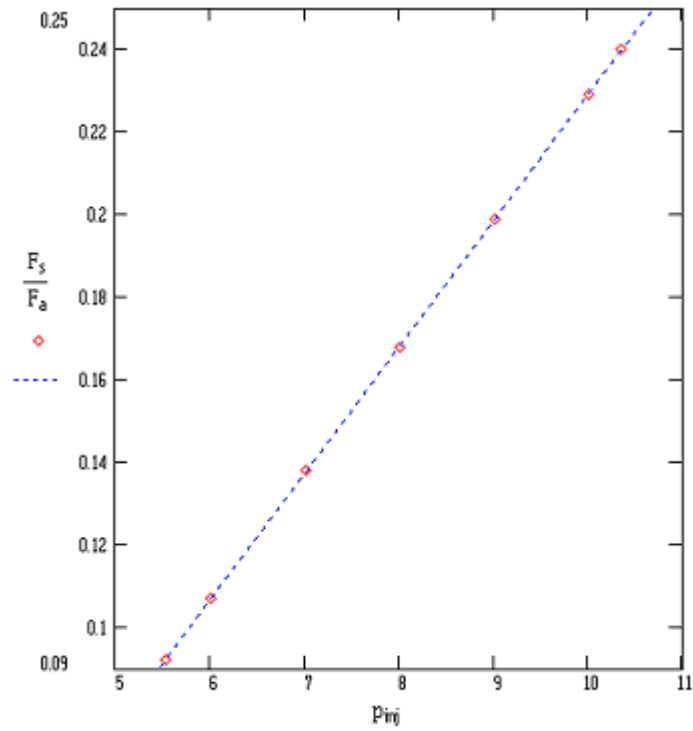
3.6. Püskürtme Basıncına Göre Değerlerin Değişimi

\emptyset , X/L , n , W_s için sırasıyla 25° , 0.35, 3, 3 kg/s değerleri ve püskürtme basıncı için 5.516-10.342 MN/m^2 aralığında farklı değerler girilmiştir. Elde edilen püskürtme düzlemi genişleme oranı, püskürtme Mach Sayısı, sapma açısı, itki kuvvet oranı, enjektör konum açısı, kütle debi oranı, egzoz gaz kütle debi değerleri ile püskürtme basıncının değişimi Çizelge 3.6 de gösterilmiştir.

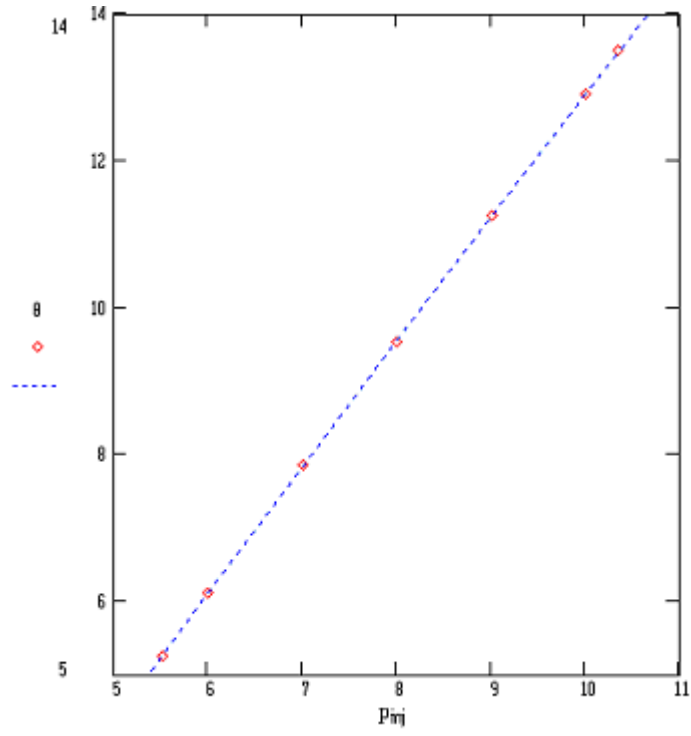
Çizelge 3.6. Program sonuçlarına dayanarak değerlerin üzerinde P_{inj} etkisi

P_{inj}	C_{inj}	M_{inj}	θ	F_s/F_a	λ	W_s/W_a	W_a
5.516	2.455	2.245	5.256	0.092	44.584	0.619	4.85
6	2.455	2.245	6.107	0.107	44.644	0.796	3.771
7	2.455	2.245	7.857	0.138	44.765	1.166	2.574
8	2.455	2.245	9.537	0.168	44.885	1.49	2.014
9	2.455	2.245	11.255	0.199	45.004	1.705	1.759
10	2.455	2.245	12.898	0.229	45.12	1.75	1.714
10.342	2.455	2.245	13.496	0.24	45.16	1.716	1.749

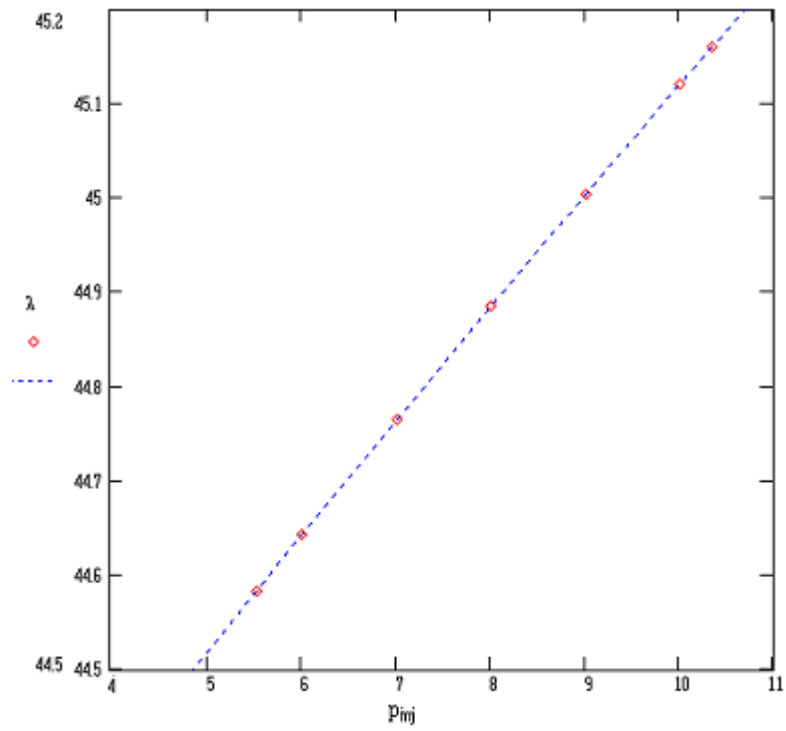
P_{inj} ile değişmekte olan değerleri programda matris olarak tanımlarsak aşağıdaki grafikleri elde ederiz:



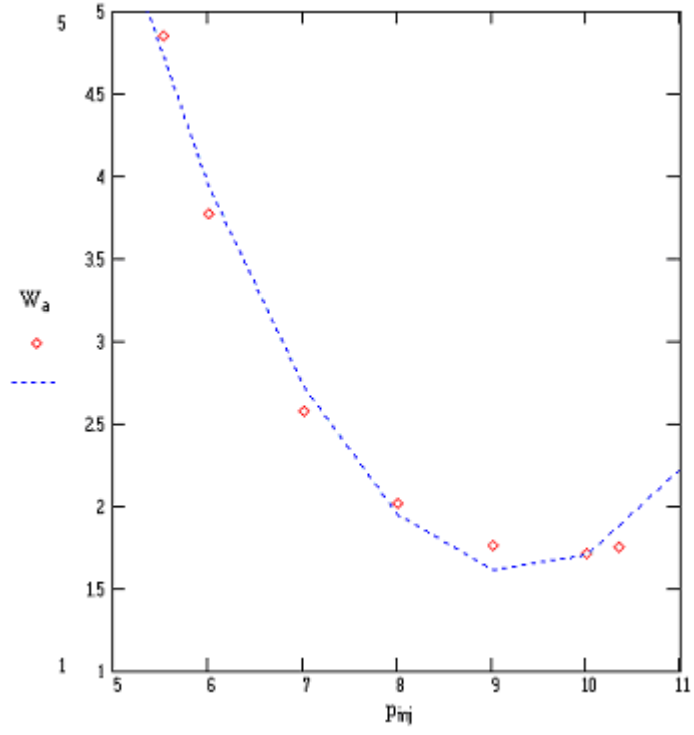
Şekil 3.34. P_{inj} ile F_s/F_a değişim grafiği



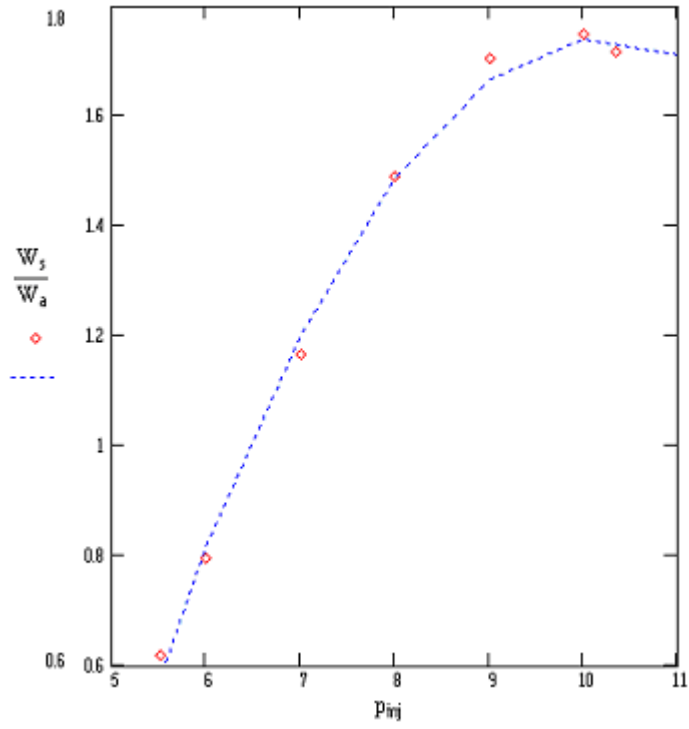
Şekil 3.35. P_{inj} ile θ değişim grafiği



Şekil 3.36. P_{inj} ile λ değişim grafiği



Şekil 3.37. P_{inj} ile W_a değişim grafiği



Şekil 3.38. P_{inj} ile W_s / W_a değişim grafiği

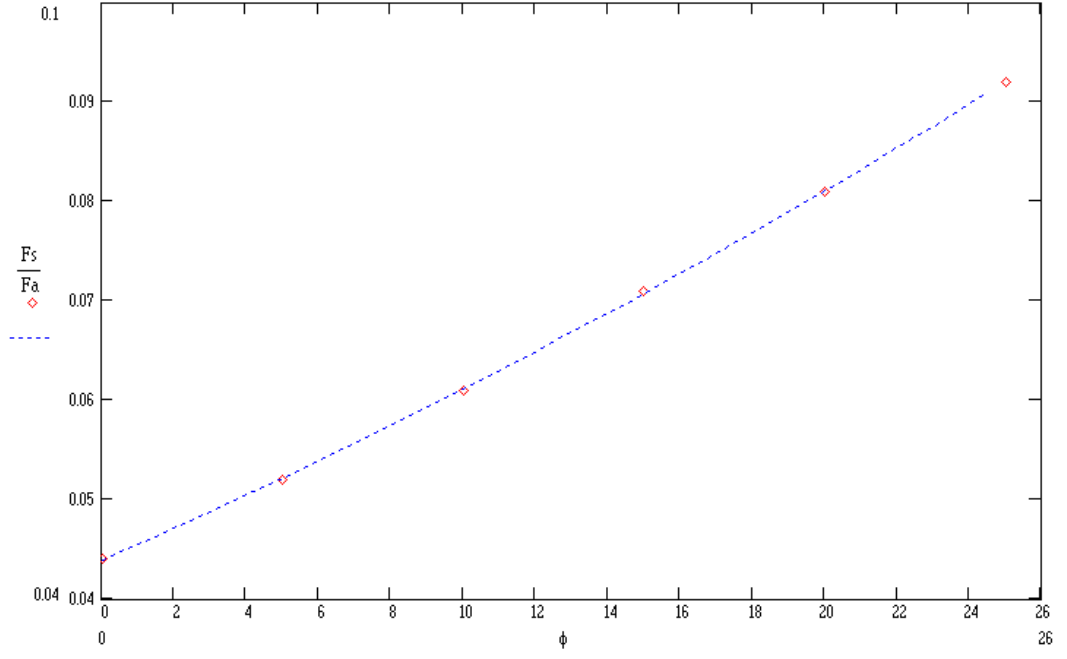
3.7. Püskürtme Açısına Göre Değerlerin Değişimi

P_{inj} , X/L , n , W_s için sırasıyla 5.516 MN/m^2 , 0.35 , 3 , 3 kg/s değerleri ve püskürtme açısı için $0 - 25^\circ$ aralığında farklı değerler girilmiştir. Elde edilen püskürtme düzlemi genişleme oranı, püskürtme Mach Sayısı, sapma açısı, özgül tepki, itki kuvvet oranı, enjektör konum açısı, kütle debi oranı, çıkan gaz kütle debi değerleri ile püskürtme açısının değişimi Çizelge 3.7 de gösterilmiştir.

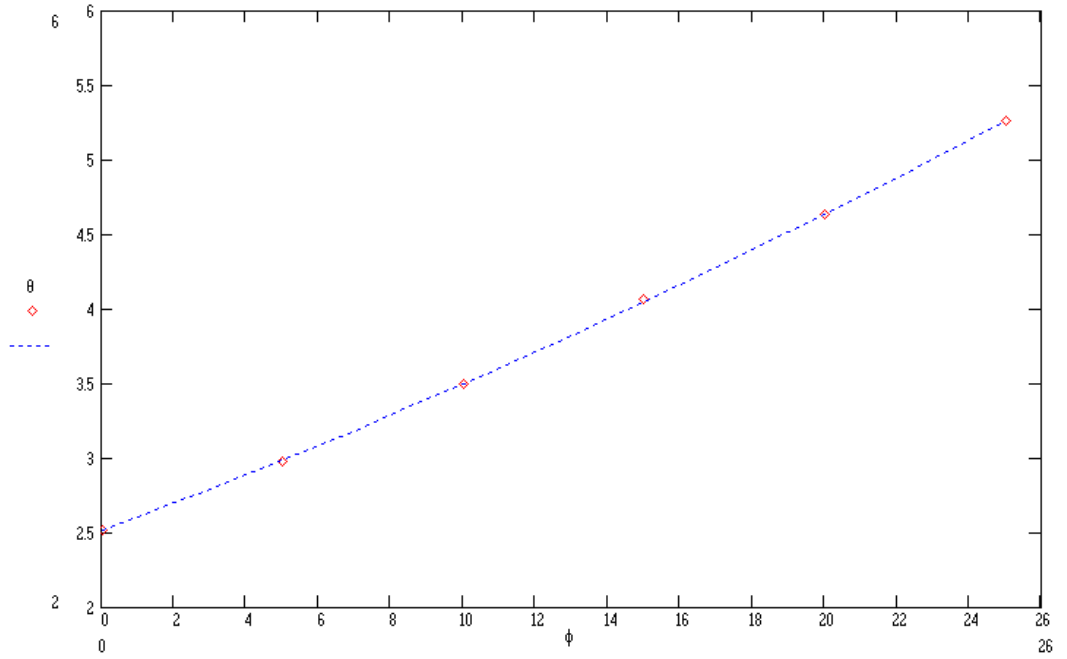
Çizelge 3.7. Program sonuçlarına dayanarak değerlerin üzerinde \emptyset etkisi

\emptyset	C_{inj}	M_{inj}	θ	$I_{sp(s)}$	F_s/F_a	λ	W_s/W_a	W_a
0	2.455	2.245	2.519	1919	0.044	40.378	0.138	21.68
5	2.455	2.245	2.977	1981	0.052	41.204	0.193	15.528
10	2.455	2.245	3.491	2044	0.061	42.037	0.265	11.31
15	2.455	2.245	4.061	2106	0.071	42.877	0.358	8.386
20	2.455	2.245	4.631	2169	0.081	43.726	0.474	6.326
25	2.455	2.245	5.256	2231	0.092	44.584	0.619	4.85

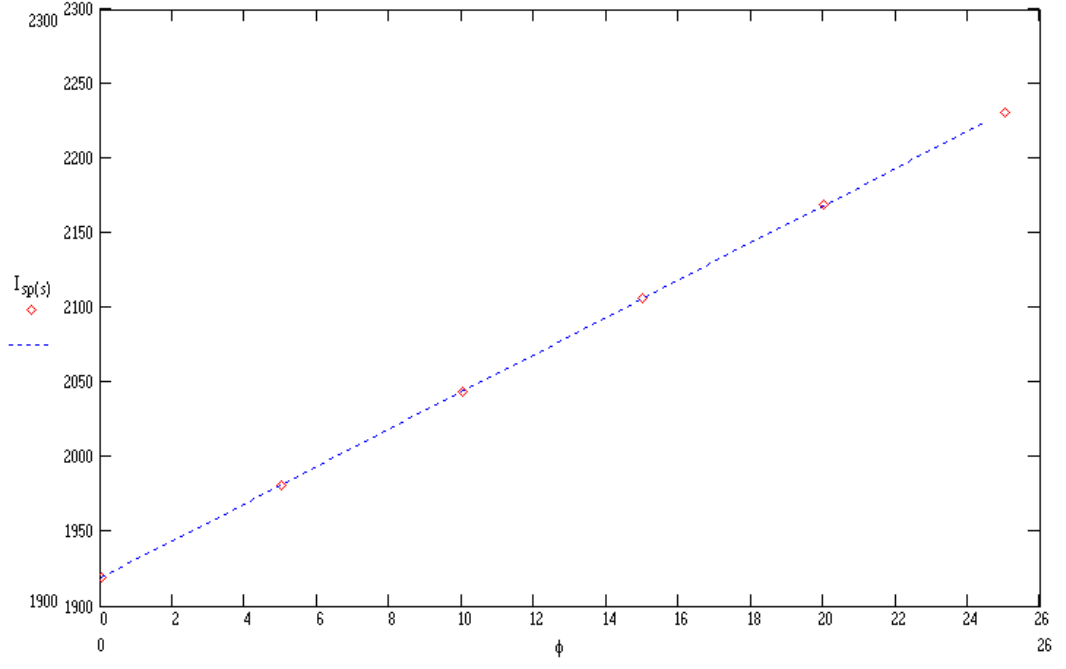
\emptyset ile değişmekte olan değerleri programda matris olarak tanımlarsak aşağıdaki değişim grafiklerini elde ederiz:



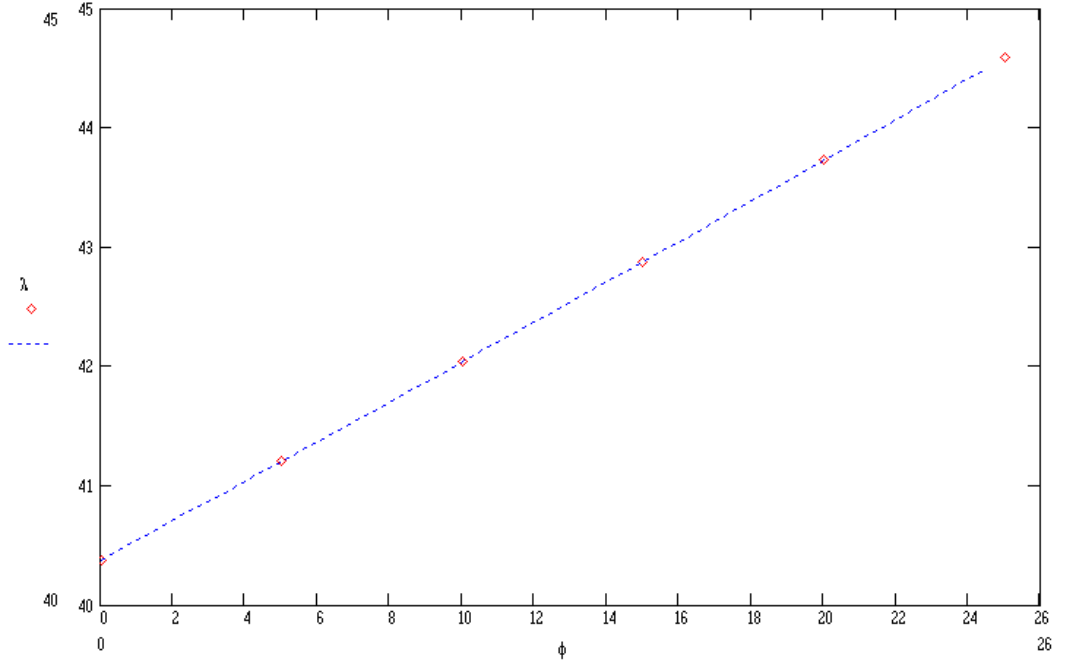
Şekil 3.39. ϕ ile F_s/F_a değişim grafiği



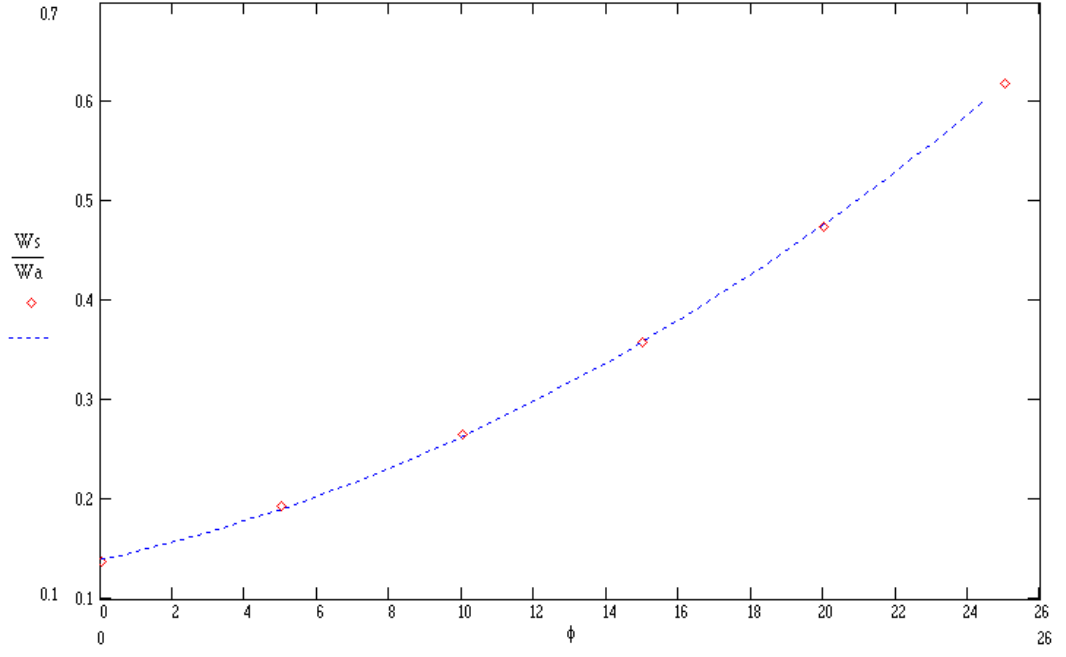
Şekil 3.40. ϕ ile θ değişim grafiği



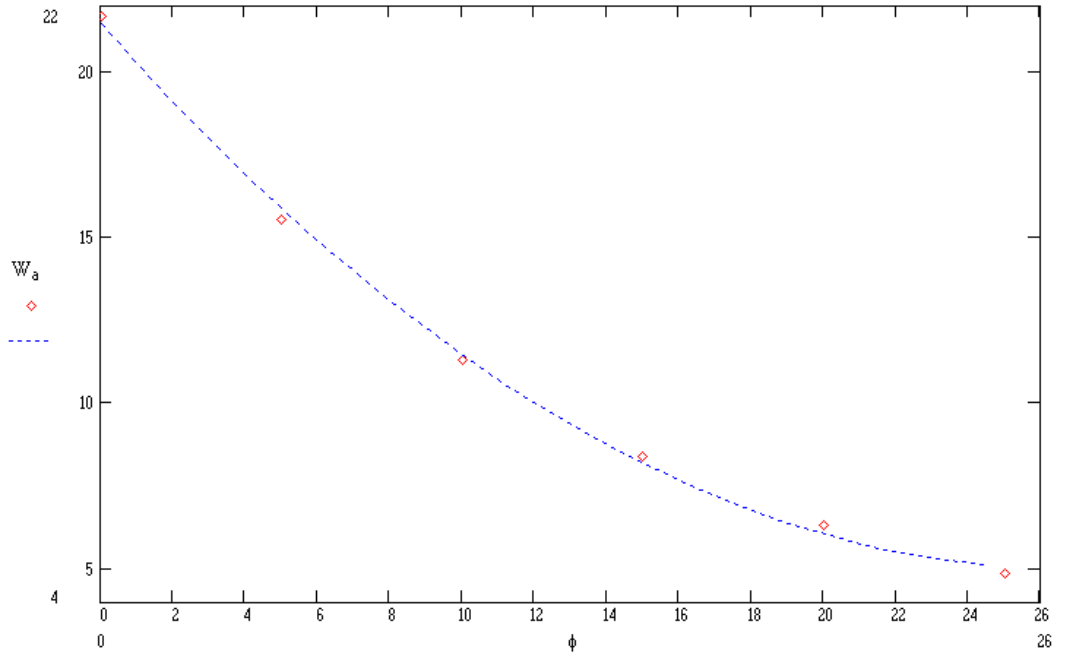
Şekil 3.41. ϕ ile $I_{sp}(s)$ değişim grafiği



Şekil 3.42. ϕ ile λ değişim grafiği



Şekil 3.43. ϕ ile W_s/W_a değişim grafiği



Şekil 3.44. ϕ ile W_a değişim grafiği

4. TARTIŞMA VE SONUÇ

Çeşitli kaynaklardan elde edilen sonuçlar değerlendirilip, 3. Bölümde belirtilen araştırma bulguları esas alındığında; püskürtülen olarak Strontiyum Perklorat seçildi ve test verilerine dayanan grafikler (Şekil 3.13.-Şekil 3.22.) ile Mathcad kodu kullanılarak çeşitli grafikler elde edildi. Girdi olarak nitelenen Püskürtme Açısı ve Püskürtülen Basınç değerlerinde farklı değerler esas alındığında; çıktı değerleri arasındaki bağıntıların yansıtıldığı grafiklerde farklılıklar gözlemlendi.

Özgül tepkinin en yüksek olası değeri cazip olup reaktif püskürtülenler için özgül tepki değeri büyüktür. Püskürtme açısı 0° ve 25° alınıp püskürtme konumu ile özgül tepki ilişkisine bakıldığında aralarında ters orantı bulunduğu görülmüş (Şekil 3.28., Şekil 3.29.). Motor için en uygun püskürtme noktası, itki vektörü için en az sıvı harcandığı orta kısımdır. En yüksek itki verimliliği için püskürtme orifisleri maksimum itki vektör sapması esnasında, mümkün olduğunca çıkış düzleminden uzağa boğaza yakın ($X/L \sim 0.3$) şekilde yerleştirilmelidir. Püskürtme konumu 0.30 değerinde iken özgül tepki değeri en verimli değer aralığında bulunmaktadır.

Püskürtme basıncı 5.516 ve 10.342 MN/m^2 değerlerinde alındığında itki kuvvet oranının, kütle debi oranı ve özgül tepki üzerine etkisi incelenmiş olup; Püskürtme basıncı 5.516 ve 10.342 MN/m^2 değerlerinde itki oranı ve kütle debi oranı grafiği bize iki ayrı püskürtme basıncı değerinde de en büyük itki kuvvet oranı değerini kütle debi oranı 0.6 iken elde edildiğini göstermektedir. İtki kuvvet oranının maksimum değeri püskürtme basınç değeri 10.342 MN/m^2 için 0.1 'den daha düşük bir değer almakta iken, püskürtme basınç değeri 5.516 MN/m^2 için 0.1'den daha

yüksek bir değer almaktadır (Şekil 3.30., Şekil 3.31.). Kütle debi oranının artması ve özgül tepki değerinin azalması itki kuvvet oranının artmasına yol açmaktadır. İtki kuvvet oranı 0.06 değerini aldığı anda özgül tepki değerinin minimuma ulaştığı görülmüş. Bu iki püskürtme basınç değeri için çizilen grafikler arasındaki fark 5.516 MN/m^2 'e göre 10.542 MN/m^2 için minimum özgül tepkinin daha düşük bir değer almasıdır (Şekil 3.32., Şekil 3.33.). Düşük kütle debi değerinde itki kuvvet oranı düşük olup en büyük itki verimliliği elde edilir yani püskürtme daha verimlidir.

Elde edilen grafiklerdeki veriler, kaynaklarda verilen diğer grafikleri doğruladığı için elde edilen grafiklerden yararlanarak yazılan Mathcad kodu yardımıyla sistem modellemesi gerçekleştirilip, püskürtme basıncı, püskürtme açısı, püskürtme konumu, denklem derecesi ve püskürtme kütle debisi değerleri verilen bir roket için püskürtme düzlemi genişleme oranı, püskürtme Mach Sayısı , sapma açısı, özgül tepki, itki kuvvet oranı, enjektör konum açısı, kütle debi oranı, çıkan gaz kütle debi değerleri hesaplandı. Bu veriler ışığında Püskürtme Açısı ve Püskürtme Basıncı belirli değer aralıklarında değiştirilip, bu değer aralıklarında herhangi bir değer esas alındığında; sapma açısı, özgül tepki, itki kuvvet oranı, enjektör konum açısı, kütle debi oranı, egzoz gaz kütle debi değerleri ile ilişkileri grafikler vasıtasıyla gözler önüne serildi.

Püskürtme basıncına göre değerlerin değişimleri incelendiğinde püskürtme basıncı ile itki kuvvet oranı, enektör konumu, kütle debi oranı, sapma açısı doğru orantılı olarak artmaktadır. Kütle debi oranı püskürtme basıncı 10 MN/m^2 değerinde maksimuma ulaşmakta iken egzoz gazı kütle debi değeri artan püskürtme basıncı ile azalıp püskürtme basıncı 9 MN/m^2 değerinde 1.759 kg/s olan minimum değere ulaşmaktadır. Püskürtülen akış arttığında, kuvvet artar ve genelde maksimuma ulaşır.

Kütle debi daha da arttığında, kuvvet azalır. Bu azalmanın sebebi artan kütle debisinin, enjektör kenarındaki kuvvet kazanımını elimine eden kuvvetler oluşturmasıdır. Böylece maksimum kuvvet, maksimumdan düşük kütle debilerinde elde edilir⁽⁵⁾.

Püskürtme açısına göre değerlerin değişimleri incelendiğinde; püskürtme açısı 0-25° arasındaki tüm değerler için yazılan mathcad kodu çalıştırıldığında elde edilen grafiklerden anlaşıldığı üzere püskürtme açısı ile itki kuvvet oranı, enjektör konum açısı, kütle debi oranı, sapma açısı, özgül tepki doğru orantılı olarak artmaktadır. Kütle debi oranı püskürtme açısı 25° değerinde maximuma ulaşmakta iken çıkan gaz kütle debi değeri artan püskürtme açısı ile azalıp püskürtme açısı 25° değerinde 5 kg/s olan minimum değere ulaşmaktadır. Püskürtülen akış arttığında, kuvvet artar ve genelde maximuma ulaşır. SPİVK 'de itki vektör sapması en fazla 10° kadar büyük olabilir fakat 6° ile sınırlandırılması tavsiye edilmektedir çünkü püskürtülen özgül tepkisi ile ölçülen verimlilik, yüksek sapmalar için gerekli yüksek kütle debilerinde düşmektedir. Fırlatmayı sağlamak için ilk olarak yüksek kütle debisi gerekir, enjektörün nozul boğazından uzağa konumlandırılması ile kütle debisinin düşmesi ve basıncın azalması sonucunda SPİVK ile verimli bir kontrol kuvveti ve dönüş hızı sağlanır.

Geliştirilen programın sonuçlarının literatürden elde edilen uygulamalara ait bilgiler ile uyduğu gözlemlendi. Yapılan teorik incelemelerin sonucunda modellerle testler denenerek elde edilen sonuçlarla karşılaştırılabilir, MSİVK ile ilgili yapılacak çalışmalarda ve diğer İVK yöntemleri ile yapılacak uygulamalarda elde edilen sonuçlardan faydalanılabilir.

KAYNAKLAR

1. H.S. Jones, J.P. Arves, D.A. Keamey, R.E. Roberts, R.N. McLead, Hybrid Injection Thrust Vector Control, (2002)
2. F.P. Povinelli, Displacement of Disintegrating Liquid Jets in Crossflow. NASA TND-4334, (Şubat 1968).
3. S.C. Kurzins, and F.H. Raab, Measurement of Droplet Sizes in Liquid Jets Atomized in Low Density Supersonic Streams (U). NASA CR-1242, (Aralık 1968).
4. R.J. Zeamer, Principles of Rocket Thrust Vector Control by Fluid Injection. Memorandum, Hercules Inc./ABL, (Temmuz 1961).
5. G.J. Grunwald, Polaris B3 First and Second Stage Secondary Injection Thrust Vector Control Data Report (U). LMSC 804506, Lockheed Missiles and Space Co., (Ekim 1964).
6. D.A Rains, Solid Propellant Motor Thrust Vector Control System for Titan III (U). Bulletin of 20th Interagency Solid Propulsion Meeting, **1** (AD-352176), pp.225-262, (Mayıs 1964).
7. G.J. Grunwald, R.L. LeCount, Fluid Injection TVC Research (U). TM 53-42-4, LMSC 803311, Lockheed Missiles and Space Co., (Ekim 1963).
8. J.F. Newton, and F.W. Spaid , Interaction of Secondary Injectants and Rocket Exhaust for Thrust Vector Control. ARS J., **32**, (Ağustos 1962).
9. Anon., TVC Systems Analysis, Parts I and II. UTC 4404-70-330, United Technology Center (Sunnyvale,CA), (Nisan 1971).
10. J. Huizinga, Liquid Injection Thrust Vector Control Effectiveness (U). Rep. LMSC 800877, Lockheed Missiles and Space Co., (Ağustos 1961).
11. R.L. LeCount, Fluid Injection TVC Research (U). Report to Rocket and Nozzles Jet Effects Panel (BOWACA), Lockheed Missiles and Space Co., (Temmuz 1963).
12. Anon., Polaris Fluid Injection Thrust Vector Control. Rep. LMSC 800550, Lockheed Missiles and Space Co., (Mart 1961).

13. C.J. Green, Desired Properties of the Injectant. Rep.4511-196, U.S. Naval Ordnance Test Station, (Ağustos 1960).
14. C.J. Green, Effects of Additives on Propellant Performance and Motor Operating Conditions. Preliminary Summary Report IDP1210, U.S. Naval Ordnance Test Station, (Aralık 1960).
15. R.E. Walker, M. Shandor, Influence of Injectant Properties for Fluid Injection Thrust Vector Control. Preprint No. 64-112, AIAA Solid Propellant Rocket Conference (Palo Alto, C.A.), (Ocak 1964).
16. R.L. LeCount, et al., Preliminary Data Release of Fluid Injection Thrust Vector Control Tests . LMSC DP/M-431, DP/M-557, DP/M-722, Lockheed Missiles and Space Co., (1960).
17. R.L. LeCount, Fluid Injection Thrust Vector Control Test P-10. Rep. IDC-57-11-59, Lockheed Missiles and Space Co., (Mayıs 1961).
18. J. Honma, Research Study, Strontium Perchlorate Water Solutions. Rep. IDC 52-30, Lockheed Missiles and Space Co., (Eylül 1963).
19. F.D. Hess, Diffusion of Perchlorate Solutions Through Elastomer Membranes. BSD-TR-66-93, TOR- 669 (6855-20)-1 (AD-482982), Aerospace Corp., (Şubat 1966).
20. Anon., Freon Compatibility Studies. Monthly Progress Report 1-10, LMSC Subcontract 18-10703, Atlantic Research Corp., (1961-1962).
21. Anon., An Evaluation of Composite Teflon –Aluminium Foil Bladders for the Surveyor Vernier Propulsion System. Nasa CR-84663, (Mart 1967).
22. Anon., Stress Corrosion Test Evaluation, Final Report (Titan III). UTC-4802-67-181, United Technology Center (Sunnyvale,CA), (10 Temmuz 1969).
23. Anon., Titan III-M TVC System Seal Material Compatibility and Pyro Seal Development Test Report . UTC-4802-68-104, United Technology Center (Sunnyvale,CA), (22 Nisan 1968).

24. H.E. Childress, E.J. Mastrolia, System Support Studies Under Production Support Program. Rep. 0162-06 TDR-9, 2 (Part 1, AD-479227, Part 2, AD-479205), Aerojet General Corp., (Eylül 1965).
25. Anon., Static Test Report TVC 50- Cycle/75-Day Hold and Recycle. UTC 4404-70-230. United Technology Center (Sunnyvale, CA), (Eylül 1970).
26. L.G. Ross, C.A., LeFebvre, Determination of the Effects of Liquid Injectants on Nozzle Ablative Performance . NASA CR-72792, (Aralık 1970).
27. R.L. Hirsch, Physical Properties and Compatibility of Strontium Perchlorate. Interoffice Memo., Aerojet-General Corp., (24 Haziran 1963).
28. G.J. Grunwald, R.G. Anderson, Preliminary Results of P-29 Fluid Injection Thrust Vector Control Tests. Rep. IDC-57-11-356, Lockheed Missiles and Space Co., (Kasım 1961).
29. R.J. Zeamer, The Effect of Some Nozzle and TVC Parameters on TVC Effectiveness and Motor Thrust. Memorandum, Hercules Inc./ Magna, (Eylül 1965).
30. Anon., Secondary Injection Scaling Effects. Rep. 4511-195, U.S. Naval Ordnance Test Station, (Ağustos 1960).
31. Anon., Polaris B3 Fluid Injection TVC (U). LMSC 804632, Lockheed Missiles and Space Co., (Ekim 1964).
32. Anon., Titan III Thrust Vector Control Fluid Requirement Utilizing UBS. Tech. Memo. 5141/31-68-02, Martin Marietta Corp. (Denver, CO), (Ocak 1968).
33. E.F. Obert, Concepts of Thermodynamics. McGraw-Hill Book Co. (New York), (1960).
34. Anon., Ullage Blowdown System Fluid Expulsion Performance. UTC 440A-70-310, Rev .A., United Technology Center, (Mart 1971).
35. Anon., Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics. NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph, NASA SP-8076, (Mart 1972).
36. Anon., Liquid Rocket Actuators and Operators. NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph , NASA SP-8090, (Mayıs 1973).

37. D.R. Collis, D.A., Rimington, Thrust Vector Control of the Minuteman Stage II Motor by Liquid Injection (U). Bulletin of 20th Interagency Solid Propulsion Meeting, CPIA, 1 (AD-352176), pp. 263-281, (Mayıs 1964).
38. Anon., Weapons Systems 133B, Second Stage Minuteman Wing VI Motor Data Book (U). GM-TR-0165-00478, Aerojet-General Corp., (21 Mart 1969).
39. Anon., Item Detailed Specification No. S-133-1003-0-4, Motor, Solid Propellant Model SR-73-AJ-1 (U). Figure A6658, Thiokol Corp., (6 Ocak 1972).
40. C.L. Conklin, The Sprint Thrust Vector Control System (U). CPIA Publ. 167, 1,(AD-389918), CPIA, pp. 219-232, (Haziran 1968).
41. Anon., TVC System Analysis (Titan III C/D). UTC 4404-70-330, United Technology Center, (Aralık 1970).
42. Anon., 156-Inch Diameter Motor Liquid Injection TVC Program Final Report, Test Results, Motor 156-5. AFRPL-TR-66-109, 2, Lockheed Propulsion Co., (Temmuz 1966).
43. W.G. Huff, Theoretical Analysis and Functional Description of the Polaris A3 Thrust Vector Control System (U). LMSC 806591, Lockheed Missiles and Space Corp., (Mayıs 1967).
44. J.E. McQueen, Thrust Vector Control System Operation Report (U). Rep. ZM-656-401D, Hercules Inc./ABL, (Ekim 1965).
45. Anon., Liquid Rocket Pressure Regulator, Relief Valves, Check Valves, Burst Disks, and Explosive Valves. NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph, NASA SP-8080, (Mart 1973).
46. Anon., Structural and Thermal Analysis Final Report, Poseidon First Stage Motor. III-Nozzle. Data Item No. SE025-A2A00HTJ, Rep.1, Hercules Inc./Thiokol Chemical Corp. (A Joint Venture), (Ekim 1970).
47. H.S. Heaton, W.L. Daines, Flow Field Analysis of Rocket Motors (U). AFRPL-TR-70-98 (AD-510749), Hercules Inc./Magna, (Eylül 1970).
48. R.J. Zeamer, Fluid Injection Thrust Vector Control, Distributions of Loads Due to Vectoring. Memorandum, Hercules Inc./ABL, (Ağustos 1963).

49. A.F. Charwat, J.N. Roos, F.C. Dewey, J.A. Hitz, An Investigation of Separated Flows –Part I – The Pressure Field. *J. Aerospace Sci.*, **28**, no.6, (Haziran 1961).
50. A.F. Charwat, J.N. Roos, F.C. Dewey, J.A. Hitz, An Investigation of Separated Flows –Part II – Flow in the Cavity and Heat Transfer. *J. Aerospace Sci.*, **28**, no.7, (Temmuz 1961).
51. Anon., Thrust Vector Control System Study Program, Final Report and Final Report Summary. NASA CR-72727, Thiokol Chemical Corp., (Haziran 1970).
52. Anon., 156-inch Fiberglass LITVC Motor Program. AFRPL-TR-65-192, Thiokol Chemical Corp., (Ekim 1965).
53. Anon., Hibex. Rep. D2-99600-1 (AD-371266L), The Boeing Co., (Mart 1966).
54. D. Starrett, Final Report – Sprint Missile Control Study (U). Rep. LMSC 665480, Lockheed Missiles and Space Co., (Ekim 1964).
55. C. Speisman, J. Kallis, Preliminary Results, Quadrant Interaction Analytical Study Effort. Rep. 63-1942.27-28, Aerospace Corp., (San Bernadino, CA), (Haziran 1963).
56. L.M. Hair, A.T. Baurgartner, An Empirical Performance Model of Secondary Injection for Thrust Vector Control (U). Rep. LMSC 4-64-014, Lockheed Missiles and Space Co., (Ekim 1964).