

<https://dergipark.org.tr/pub/khosbd>

## Savunma Sanayii Uygulamalarında Göz Önüne Alınan Başlıca İtki Vektörü Denetimi Yöntemlerinin İncelenmesi

*Investigation of the Notable Thrust Vector Control Approaches Considered in Defense Industries Applications*

Bülent ÖZKAN<sup>1,\*</sup> 

<sup>1</sup>Gazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Ankara, Türkiye

### Makale Bilgisi

Araştırma Makalesi  
Başvuru: 03.10.2022  
Düzeltilme: 06.02.2023  
Kabul: 27.02.2024

### Keywords

Thrust vector control  
Munition control  
Control  
Thrust  
Maneuver

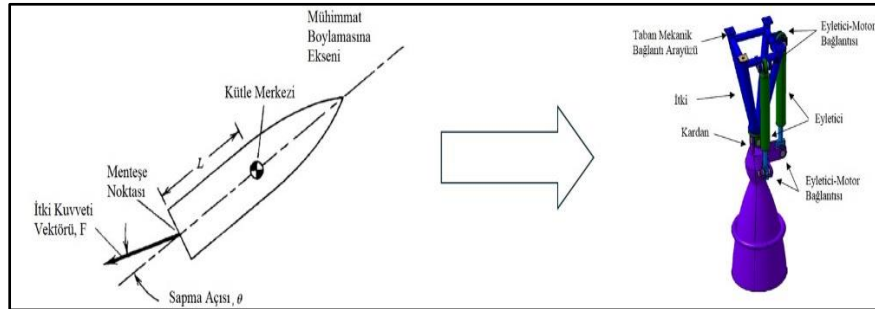
### Anahtar Kelimeler

İtki vektörü denetimi  
Mühimmat denetimi  
Denetim  
İtki  
Manevra

### Önemli Noktalar / Highlights

Hava araçlarının denetiminde uygulanan yaklaşımlardan biri olan itki vektörü denetimi (İVD) tekniğinde, alternatifleri olan kanat veya kanatçık kullanımlı aerodinamik denetim ve tepki jeti denetimi yöntemlerinden farklı olarak, özellikle yerden fırlatılan ve kısa zaman zarfı içerisinde kısa süreli ivmelenme gereksinimi doğuran değişken genlik ve yönlü manevra isterlerinin karşılanması mümkün olmaktadır. Ayrıca, ilk uçuş yörüngesinin hızla düzeltilmesi gereken ve yüksek hedef bulma hızı istenilen yerden havaya roketler ile aerodinamik denetimin imkânsız olduğu düşük dinamik basınç altında uçan fırlatma sistemleri ve uzay araçlarının yönlendirilmesinde de İVD yaklaşımı dikkate alınmaktadır.

### Grafiksel Özet / Graphical Abstract



### Özet

Son yıllarda, özellikle geniş alana saldırı kavramının yerini nokta hedef tahribatının alması sonucunda denetimli mühimmat kullanımı daha popüler hale gelmiştir. Menzil, uçuş süresi ve hedefte doğruluk gibi başarımlar parametrelerinin iyileştirilmesi doğrultusunda, aerodinamik denetim yüzeyleri, tepki jeti ve itki vektörü gibi yönlendirme mekanizmaları, mühimmat denetimi kapsamında gerek teorik gerekse pratik olarak geniş bir uygulama alanı bulmuştur. Bahsedilen yöntemler bir arada değerlendirildiğinde, itki vektörü denetiminin, aerodinamik denetim yüzeylerinin sebep olduğu daha geniş sürüklenme yüzeyi ve düşük manevra kabiliyeti olumsuzluklarına sahip olmaması, ayrıca tepki jeti yaklaşımına nazaran denetlenebilirliğinin daha yüksek olması nedeniyle, bilhassa kısa zaman zarfında yüksek manevra yeteneğinin istendiği uygulamalar için bir adım öne çıktığı görülmektedir. Bu çalışmada, mühimmat denetiminde ele alınan başlıca itki vektörü denetimi yaklaşımlarından bahsedilmekte ve belirtilen yöntemlerin üstünlük ve zayıflıkları karşılaştırmalı olarak vurgulanmaktadır.

### Abstract

Recently, especially the change in the defense concept from the mass destruction to the point demolition has made the use of the controlled munition more popular. In accordance with the improvement in the performance parameters including the range, time of flight, and accuracy in target, the diverting mechanisms involving the aerodynamic control surfaces, reaction jet, and thrust vector have found a wide area of usage in both theoretical and practical senses. Evaluating all of the mentioned methods together, it is observed that the thrust vector control exceeds one step further regarding the implementations in which higher maneuver capability is required within short time durations because it does not have any serious disadvantages originated from the larger drag areas of aerodynamic control surfaces and lower maneuverability. In this study, notable approaches are handled within the concept of the thrust vector control and the advantages and disadvantages of the mentioned methods are emphasized in a comparative manner.

\*Corresponding author, e-mail: bozkan@gazi.edu.tr

## 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Karşı tarafa mümkün olduğunca fazla zarar verebilme düşüncesine dayanan ve alan tahribatını esas alan roket ve bomba gibi klasik mühimmatın yerini alan güdümlü mühimmatlar, önceden belirlenen hedefleri noktasal olarak imha edebilme yetenekleri sayesinde son dönemde oldukça geniş kullanım alanı bulmuştur. Genel anlamda füzeler ve akıllı bombalar olarak sınıflandırılan güdümlü mühimmatlar, önceden belirlenen bir güdüm yaklaşımıyla uyumlu olarak tasarlanan mühimmat denetim (kontrol) sistemi (otopilot) ve kullanılan algılayıcılar vasıtasıyla, istenen hedeflere yüksek doğrulukla tevcih edilebilmektedir. Belirtilen kapsamda, seçilen güdüm ve denetim yönteminin etkinliği ilgili mühimmatın başarımını da doğrudan etkilemektedir [1].

Mühimmat denetimi üzerine yapılan çalışmalar incelendiğinde, aerodinamik denetim, tepki jeti denetimi ve itki vektörü ile denetim olarak adlandırılan temelde üç farklı yönlendirme mekanizmasına rastlanmaktadır [1]. Gezegen ve uydular gibi gök cisimleri üzerine uzay araçlarının yumuşak ve denetimli bir şekilde indirilmeye çalışıldığı atmosfer dışı platform yönlendirme uygulamalarında sıklıkla karşılaşılan tepki jeti denetiminin yanında genellikle seyir şeklinde olan uzun atmosfer içi uçuş durumlarında aerodinamik denetim yaklaşımı tercih edilmektedir [2-4]. Diğer taraftan, özellikle yerden fırlatılan ve kısa zaman zarfı içerisinde değişken genlik ve yönlü manevra isterlerinin karşılanmasının söz konusu olduğu mühimmatta itki vektörü

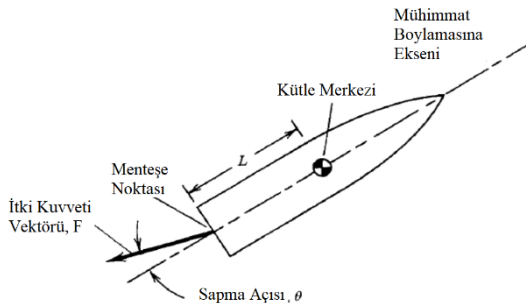
denetimi (İVD) yönteminin ele alındığı görülmektedir [4]. Bilhassa hava araçlarının hız vektörlerinin çok kısa süre içerisinde değiştirilmesinin gerektiği keskin manevralar, mühimmat itkisinin gövde eksenine etrafında farklı yönlerde döndürülebildiği değişken yönelimli İVD tekniğini en uygun seçenek haline getirmektedir [5,6]. İVD yaklaşımının göz önünde bulundurulmuş durumlar için uygulanabilirlik düzeyinin belirlenebilmesi amacıyla, deneysel çalışmaların yanında hesaplamalı akışkanlar dinamiği esaslı çözümler de farklı işletim durumları için yapılmıştır [7]. Belirtilen kapsamda, yüksek manevra yeteneği gerektiren, elden fırlatılan tanksavar silahları gibi aerodinamik denetimi zor olan, dik fırlatılabilecek ve fırlatıldıktan sonra ani manevralar yapabilen ve denizaltıdan fırlatılan roketler, İVD yaklaşımının hayat bulduğu başlıca uygulamalar olarak gösterilebilir. Ayrıca, ilk uçuş yörüngesinin hızla düzeltilmesi gereken ve yüksek hedef bulma hızı istenilen yerden havaya roketler ile aerodinamik denetimin imkânsız olduğu düşük dinamik basınç altında uçan fırlatma sistemleri ve uzay araçlarının yönlendirilmesinde de İVD yaklaşımı dikkate alınmaktadır [4]. Aerodinamik denetimde kullanılan denetim yüzeylerinin (kanat ve kanatçıkların) mühimmata getireceği ek sürüklenme kuvveti etkisi ile tepki jeti kullanılarak denetiminin doğasından kaynaklanan düşük denetim hassasiyetinin neden olacağı olumsuzlukları haiz olmaması, bahsedilen kısa süreli ivmelenme durumları için İVD'yi daha uygulanabilir kılmaktadır. Atmosfer dışı uçuşlarda aerodinamik yüzeylerin işe

yaramaması da İVD'nin popülaritesini artırmıştır. Bu bağlamda, İVD sistemini oluşturan alt sistem ve bileşenlerin tasarlanıp üretilmesi hususu, milli teknoloji geliştirme faaliyetleri bakımından da önem arz etmektedir.

Bu çalışmada, İVD yaklaşımının temel prensibi anlatıldıktan sonra belirtilen kapsamda ele alınan başlıca tekniklerden bahsedilmektedir. Ardından, incelenen yöntemler dahilinde göz önüne alınmış olan denetim yaklaşımları da ana hatlarıyla anlatılmaktadır. Ele alınan yöntemlerin üstünlük ve zayıflıklarının sıralanmasının ardından bu hususlar üzerinden genel bir karşılaştırma yapılmakta ve nihayetinde genel bir değerlendirme sunulmaktadır.

## 2. BAŞLICA İTKİ VEKTÖRÜ DENETİMİ YAKLAŞIMLARI (NOTEABLE THRUST VECTOR CONTROL APPROACHES)

İVD yöntemi, Şekil 1 ile gösterildiği gibi, ana itki vektörü yönünün mühimmat kütle merkezinden geçmeyecek şekilde saptırılması ve bu şekilde kütle merkezi etrafında manevrayı sağlayacak bir moment oluşturulması esasına dayanmaktadır [5].



**Şekil 1:** İtki vektörünün oluşturduğu döndürme momenti [4].

Temelde, yönlendirilecek itkili platformun gaz çıkış kısmı olan lülenin hareketli ve sabit olması

durumlarından birisi göz önüne alınarak kurgulanan İVD, genel olarak dört ana yaklaşımdan biri esas alınarak uygulanmaktadır [4,8]:

- i. Motor çıkış gazlarının hareketli lüleler ile yönlendirilmesi: Bu yaklaşımda hareketli gaz çıkış lülesindeki hareket, esnek eklem, kardan, bilya yuva ya da menteşe yardımıyla elde edilmektedir.
- ii. Motor çıkış gazlarının mekanik yönlendiricilerle saptırılması: Bu yöntemde yönlendirme jet kanadı, jet saptırıcı veya jetavator gibi mekanik saptırıcılar kullanılarak hareketsiz lüledeki akışa müdahale etmek suretiyle sağlanmaktadır.
- iii. Gaz çıkış lülesi iç basınç dağılımının değiştirilerek yönlendirmenin sağlanması: Bu teknikte itki, ikincil bir akışkan lüle içine püskürtülmek suretiyle lüle iç basıncının değiştirilmesiyle elde edilmektedir. İkincil akışkan sıvı ya da gaz olabilmektedir.
- iv. Ana akıştan farklı olarak ayrı bir itki üreten araç kullanılması (tepki denetimi): Belirtilen yaklaşımı haiz sistemler, genellikle uydu ve uzay araçların yörüngeye yerleştirilmesi veya uzaydaki bir unsura (gezegen veya kuyruklu yıldız gibi) indirilmesi gibi oldukça özel uygulamalarda tercih edilmektedir.

### 2.1 Hareketli Lüle Yöntemi

Hareketli lüle yönteminin kullanıldığı sistemler, her ne kadar üretim sıkıntıları ve işlevsel hatalar görülse bile, başarımlar açısından oldukça iyi

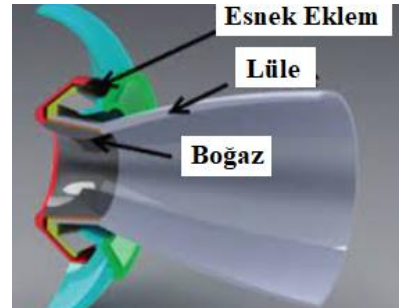
durumdadır. Genel anlamda, hareketli lüle sistemlerinin tamamı çoklu lüle uygulamaları ile kısıtlandırılmıştır. Bunun sebebi, tek başlarına uygulanmaları durumunda, lülenin hareketinden dolayı meydana gelecek yandönme, yunuslama ve yuvarlanma düzlemlerinde maruz kalınacak kuvvet ve moment bileşenlerini etkili bir şekilde denetleyebilmektir. 1974 yılında yayınlanan NASA-SP-8114 numaralı teknik raporda, belirtilen hareketli lüle sistemlerinden sadece esnek eklemli (İng. flexible joint) lüle sistemi ile döner lüle sisteminin kullanımda olup diğerlerinin yalnızca statik ateşleme testine tabi tutulduğundan ve döner lüle sisteminin yalnızca çoklu lüleli motorlar için sınırlandırıldığından bahsedilmektedir. Bu sebeple NASA-SP-8114 numaralı belgede, diğer hareketli lüle sistemlerine göre daha az geliştirme sorununa sahip olduğu ve kendini kanıtlamış olduğu için, hareketli lüle sistemlerinden sadece esnek eklemli lüle sistemiyle ilgili tasarım ayrıntıları yer almaktadır [9].

Hareketli lüle yöntemini kullanan başlıca sistemler arasında Ariane 5, Athena 1, ASRM fırlatma roketi itki motoru, Arrow 2 anti-balistik füzesi, Aster 15 karadan havaya füze sistemi, Aster 30 karadan havaya füze sistemi, Conestoga 1620, UGM 27B-Polaris A2, UGM 73-Poseidon, SM-2 IVA itki motoru, Taurus seyir füzesi, VEGA ve Trident 1-C4 sayılabilir. Burada belirtilen hareketli lüleli sistemlerin, temelde uydu fırlatma roketleri, çapları büyük balistik füzeler ve hava savunma sistemleri olduğu görülmektedir. Hava savunma sistemlerinde kullanılan hareketli lüleler esas füzeden ziyade itki motoru (İng. booster)

kısımında yer almakla beraber, belli irtifadan sonra İVD sistemi esas füzeden ayrılmaktadır. Hava-hava füzeleri açısından bakıldığında, roketlerdeki çaplarının oldukça büyük olduğu bilinmektedir.

### 2.1.1 Esnek Eklem

Esnek eklem yönteminde lüle, motora elastik bir bağlantı ile bağlanmaktadır. Esnek eklem, elastomer ve kuvvetlendirici dilimlerin birbirine ve ayrıca ön ve arka halkalara yapıştırılması ile oluşan katmanlı bir yapıya sahiptir. Esnek eklem içeren İVD sistemleri her ne kadar günümüzde büyük stratejik ve çok büyük uydu fırlatma sistemlerinde kullanılsa da 5 ila 15° aralığında vektör açısı gerektiren taktik sistemlerde de hızla uygulanmaya başlanmıştır. Bahsedilen sistemler, kullanılan yataklama malzemesi ve teknolojisi dolayısıyla oldukça karmaşık yapılardır. Şematik çizimi Şekil 2 ile verilen eklem esnekliğini sağlayan elastomer ve sağlamlaştırıcı metal (veya kompozit) katmanlar genellikle küresel kesitli olup yarıçap merkezleri aynıdır. Genel uygulama küresel kesit kullanarak olsa da konik kesitli esnek eklem geometrileri de mevcuttur [4].



Şekil 2: Esnek eklem yapısı [10].

Esnek eklem bir ucu sabit diğeri ise hareketli parçaya bağlıdır. Yapı aksenal simetrik olduğu

için her yöne doğru saptırılabilir. Herhangi bir yöne doğru belli bir açıyla saptırıldığında elastomer katmanlar kayma deformasyonuna uğramakta ve sağlamlaştırıcı katmanlar toplam vektör açısının belli bir oranı kadar dönmektedir. Dönme hareketi etkin dönme noktasının etrafında gerçekleşmekte ve bu nokta çoğunlukla elastomer katmanlarının farklı kayma deformasyonlarından ötürü geometrik dönme noktasıyla çakışmamaktadır. Esnek eklemlerden, saptırmanın yanında sızdırmazlık sağlamaları da beklenmektedir. Bu durum esnek eklemin sıcak yanma gazlarından korunmasını gerektirmektedir. Esnek eklemler, kendi üzerlerindeki aksel basıncı motor çalışma basıncından daha fazla olacak şekilde tasarlanmaktadır [4].

Anılan geometride, gövdeye esnek eklemlerle bağlanan hareketli lülenin birbirine dik yandönme ve yunuslama düzlemlerindeki açısal hareketleri, Şekil 3 ile gösterildiği şekilde, genellikle elektrik motoru içeren elektromekanik eyleticiler vasıtasıyla sağlanmaktadır. Bahsedilen eyleticilerin, çoğunlukla fırçasız doğru akım elektrik motoru tipinde olduğu görülmektedir [11,12]. TÜBİTAK SAGE, ROKETSAN ve Orta Doğu Teknik Üniversitesi tarafından ortak olarak yürütülen bir proje kapsamında, elektrik motorlu eyleticiler içeren esnek eklemlerli bir İVD sistemi geliştirilmiştir.

İç ve dış kaynaklı bozucu girdilerin olumsuz etkilerini asgari düzeye çekerek beklenen açısal konum değerlerine ulaşabilmek amacıyla, belirtilen elektromekanik eyletim birimlerinin denetiminde klasik ve gürbüz esaslı denetim yöntemleri tercih edilmektedir [2,11,13].

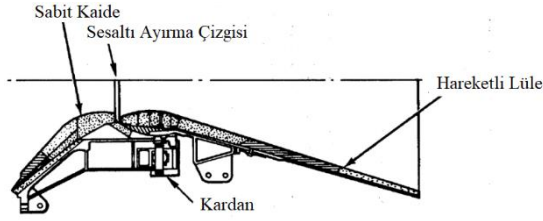


Şekil 3: Elektromekanik lüle eyleticisi [11].

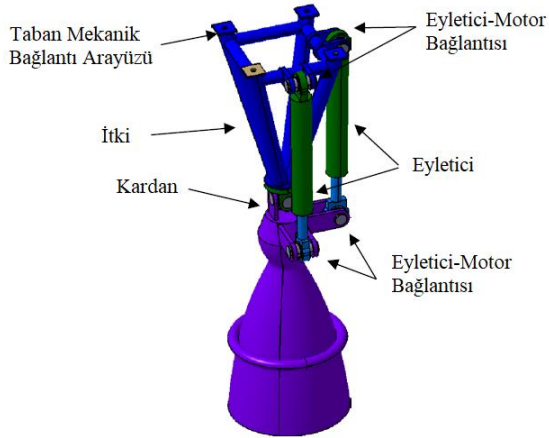
### 2.1.2 Kardanlı Lüle

Şematik görünüşü Şekil 4 ile verilen kardanlı lüle konfigürasyonunda lüle, roket motoruna bir kardan (İng. gimbal) aracılığıyla bağlanmaktadır. NASA-SP-8114 numaralı belgede kardanlı lüle yöntemi uygulanarak sadece statik ateşleme yapıldığı, ancak yaklaşımın gerçek bir sistemde denenmediği belirtilmektedir [9]. Kardanlı lüle sisteminde itki kaybı oldukça az olup itki gücü değişkendir. Kardandan kaynaklanan kayma hareketinden dolayı sızdırmazlık önemli bir sorun olarak ortaya çıkmaktadır. Bu anlamda, bu tip sistemlerin güvenilirliği sızdırmazlık kabiliyetlerine bağlıdır. Üretimi oldukça zor olan kardanlı lüleli sistemler, genellikle büyük çaplı roketler için düşünülmektedir [4]. LAPAN RX450 sistemi gibi karadan karaya fırlatılan orta menzilli roketler en fazla rastlanılan kardanlı lüleyi haiz İVD uygulamalarındandır [14]. Bahsedilen büyük çaplı roketler içerisinde, taşıdığı faydalı yükü planlanan belirli bir irtifaya kadar çıkaran kademeli roketler de yer almaktadır [15]. Son dönemde, yeniden kullanılabilir dikey kalkış ve dikey inişli roket platformlarında da Şekil 5 ile verilen kardanlı

lüle esaslı İVD mekanizmalarına rastlanmaktadır [8]. Özellikle gezegen ve uyduların üzerine yumuşak iniş gerçekleştirilmesi istenen uzay araçları ve kapsüllerin İVD ile yönlendirilmesinde göz önüne alınan kardanlı lüle mekanizmalarından, klasik yaklaşımların yanı sıra gürbüz denetim yöntemlerinin kullanımının da öngörüldüğü çalışmalarda bahsedilmektedir [3]. Gelecekte gerçekleştirilmesi öngörülen uzay misyonları kapsamında, kardanlı lüle içeren İVD tekniğinin kullanılması öngörülen uzak gezegen taşıyıcılarından biri de nükleer ısıl roketlerdir [16].



Şekil 4: Kardanlı lüle yapısı.

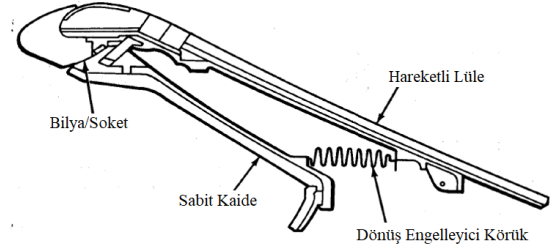


Şekil 5: Dikey kalkış ve dikey inişli roket platformunda kullanılan kardanlı lüle [8].

### 2.1.3 Bilya-Yuva Tipi Lüle

Görünüşü Şekil 6 ile verilen bilya-yuva yönteminde lüle, motor gövdesine küresel bir

arayüz ile bağlanmaktadır. Belirtilen yaklaşımın gerçek bir sistem üzerindeki uygulamasına rastlanmamıştır. Geliştirilmesi esnek eklem yönteminden sonra kesintiye uğrayan sistemin sadece 9,6 inç (yaklaşık 244 mm) çapındaki lülede bir kez test edildiği kayda geçmiştir [9].



Şekil 6: Bilya-Yuva tipi lüle [9].

### 2.1.4 Mentşelenmiş Lüle

Bu yöntemde lüle roket motoruna tek bir eksenden bağlanmakta olup diğer yönlerde hareket edebilmesi için bu şekilde düzenlenmiş en az iki adet lülenin kullanılması veya her bir eksen denetimi için sisteme menteşe eklenmesi gerekmektedir. Belirtilen yaklaşım, deneysel olarak sadece düşük hızlarda (İng. low subsonic) statik ateşleme yapılan uygulamalarda ele alınmaktadır [9].

### 2.2 Sabit Lüle Yöntemi

Sabit lüleli sistemlerde itkinin yönlendirilmesi, lüle hareketi yerine ikincil bir akışkan, lüle dışına yerleştirilmiş hareketli kanatçıklar ya da saptırıcılar kullanılarak gerçekleştirilmektedir.

#### 2.2.1 İkincil Akışkan Püskürtmeli Sistemler

İkincil akışkan püskürtmeli sistemlerde (İAPS'lerde), ikincil akışkan lüle duvarının bir tarafından verilerek mevcut akış bozulmakta ve böylelikle ilgili itki birimi (roket) yönlendirilmektedir. Bu yöntemde lüle çıkış

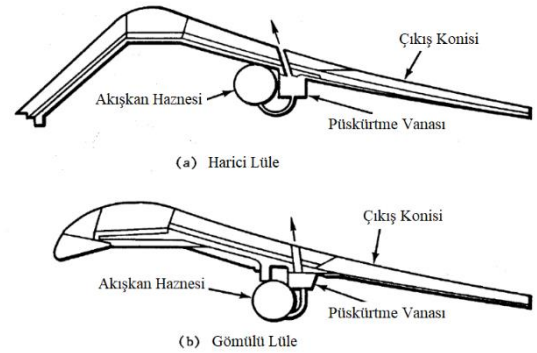
konisi içerisinde geçen akışa çıkış konisi duvarı üzerinden yeni bir akışkanın eklenmesi suretiyle lülenin sesüstü bölgesinde şok dalgaları oluşturulmakta ve bu sayede lüle iç duvarındaki basınç değişiminin simetrisi bozularak püskürtme parametrelerine bağlı bir yan kuvvet elde edilmektedir [4]. Bahsedilen uygulama esnasında, ikincil akışkandan kaynaklı olarak itki biriminin boylamasına eksenine doğrultusunda da ilave bir itki kuvveti ortaya çıkmaktadır [5]. Belirtilen yaklaşım sayesinde uçuş yörüngesine müdahale edilerek uçuş sırasında yörünge düzeltilmesi veya değiştirilmesi sağlanmaktadır. Hareketli parça gerektirmeden ve aksel itki kaybına yol açmaksızın denetim sağlayabildiğinden, İAPS, diğer İVD yöntemlerinden daha güvenilir bir yapıda olup özellikle balistik füze sistemlerinde geniş kullanım alanları mevcuttur [4].

İAPS farklı yaklaşımlarla hayata geçirilmektedir. En kolay uygulama ikincil akışkanın ana motordan sağlandığı durum olup balistik füzeler ve uzay fırlatma sistemlerinde kullanılmaktadır. Uygulamada, püskürtme (enjeksiyon) akışkanı seçimi, püskürtme yeri ve açısının belirlenmesi, orifis çapının ve orifisler arası mesafenin tespiti ile püskürtme sıvısının ve sıvıyı yüksek basınçta tutmak için gereken akışkan miktarının kesinleştirilmesi önemli kriterlerdir. Sistem tasarımında genellikle istenilenleri karşılayacak nitelikteki en hafif ve en küçük konfigürasyon tercih edilmekte olup ikincil akışkan püskürtme sisteminin roket motoruna tümlenmesine de ayrıca dikkat edilmektedir. İAPS elemanlarının yüksek ısıdan korunması için yeterli yalıtımın sağlanması da bir diğer gerekliliktir [4].

İAPS'nin uygulandığı sistemler olarak SHAVIT, ASLV, LGM-30G Minuteman III, SS 24–Scalpel, AGNI-1, Minotaur ve Start sıralanabilir.

### 2.2.1.1 Sıvı Püskürtmeli Lüle

Bu yöntemde, Şekil 7 ile gösterildiği gibi inert ya da reaktif bir sıvı kullanılmaktadır. Freon-12 ve su, belirtilen kapsamda kullanılan başlıca sıvılardır. Sıvı seçimi, genellikle yöntemin itkiye katkı sağlayıp sağlamayacağı belirlendikten sonra yapılmaktadır. Bahis konusu yaklaşımın üstünlüğü hızlı tepki verebilme kapasitesi ve kullanılan sıvıya göre sisteme itki ekleyebilmesidir. Öte yandan, oldukça ağır olması ve kullanılan vanaların itki vektöründeki değişimle doğrusal bir şekilde değişmemesi, yaklaşımın en önemli zayıflıklarıdır [4].

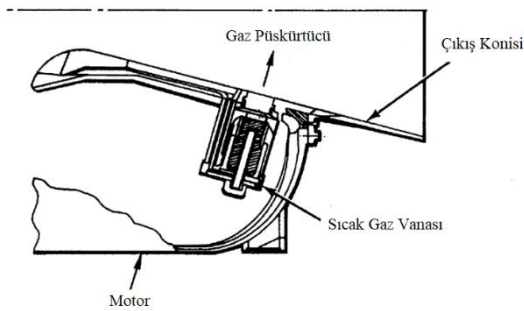


Şekil 7: Sıvı püskürtmeli lüle [9].

### 2.2.1.2 Gaz Püskürtmeli Lüle

Şematik görüntüsü Şekil 8 ile verilen gaz püskürtmeli lüle yönteminde, adından da anlaşılacağı üzere ikincil akışkan olarak gaz kullanılmakta olup azot bu gazlardan biridir. Temel olarak sıvı püskürtmeye çok benzeyen yöntemin tek farkı dışarıdan besleme yerine

gazın lüenin gerisinden çekilerek genişleyen kısmından lüeye basılmasıdır. Bu yaklaşımın üstünlüğü, ek akışkan ihtiyacı olmadığı için tank gereksiniminin de bulunmamasıdır. Dolayısıyla sıvı püskürtmeli olan sisteme göre daha hafif olan yöntemin en önemli zayıflığı sıcak egzoz gazının taşınması ile ilgili sorunlardır [4]. Bahsedilen zayıflığın da üstesinden gelecek şekilde, belirli inert gazların ikincil akışkan olarak ele alınan lüle üzerindeki farklı noktalardan egzoz gazına sesüstü hızlarda püskürtüldüğü güncel çalışmalara da konuyla ilgili kaynaklarda rastlanmaktadır [5]. Ayrıca, lüle duvarlarının iç yüzeylerinde asimetri oluşturacak şekilde hava püskürtülmesi yoluyla uygulanan şok vektörü denetimi de gaz püskürtmeli lüle yaklaşımının güncel bir uygulaması olarak öne çıkmaktadır [6]. Benzer şekilde, katı roket motorlu sistemlerde sıkıştırılabilir ikincil gaz püskürtülmesi yoluyla İVD yapılan eniyelenmiş (optimal) tasarım çalışmaları da analiz düzeyinde ele alınmıştır [17].



Şekil 8: Gaz püskürtmeli lüle [9].

### 2.2.2 Mekanik Yönlendiriciler

Ana akışın momentum vektörünün değiştirilmesi prensibine göre görev yapan ve başlıca uygulamaları jet kanadı, jet saptırıcı ve

“jetavator” formunda olan hareketli mekanik yönlendiriciler, tıpkı aerodinamik denetim yüzeyleri gibi lüenin çıkışına konarak roket motorunun ateşlenmesinden sönmeye kadar olan süre boyunca çalışmaktadır [4].

Mekanik yönlendirici kullanan başlıca sistemler AAM-5, AIM-9X Sidewinder, IRIS-T, Kuen-Wu, MICA, AA-11 ‘ARCHER’(R-73, R-74), V3E A-DARTER, ASPIDE Mk1 / 2000 (Mk30), RUM-139 VL-ASROC, SH-08 Gazelle, Vergeltungswaffe-2 (V2), RIM-7, Tomahawk, Evolved Sea Sparrow, Kosmos, Start-1 ve TÜBİTAK SAGE tarafından geliştirilen havadan havaya fırlatılan Bozdoğan sistemleridir.

#### 2.2.2.1 Jet Kanadı

Jet kanadının ilk kullanımı Almanlar’ın V-2 füzesiyle başlamaktadır. Diğer yöntemlere göre en eski yöntem sayılabilecek bu yaklaşımda lüle çıkışına konulan kanatlar sayesinde akışın yönü değiştirilmektedir. Sistem prensip olarak aerodinamik denetimin aynısı olmakla birlikte daha küçük aerofoiller içermektedir. Kanıtlanmış ve pratikteki uygulaması oldukça fazla olan bu yöntem düşük eyletim gücü gereksinimi ve yuvarlanma ekseninde denetime izin vermesi sayesinde diğer tekniklere nazaran göre daha çekici hale gelmiştir. Uygulama sırasında roket gazından kaynaklanan yüksek sıcaklık ve hızlara maruz kaldıkları için, jet kanatlarında kritik konu uygun geometrinin oluşturulması ve malzemenin seçimidir [4].

Jet kanadının çalışma şekli, sesüstü hızlarda görev yapan kanatların kaldırma kuvveti oluşturma prensibi ile aynıdır. Jet kanadı egzoz gazlarına karşı belirli bir hücum açısıyla

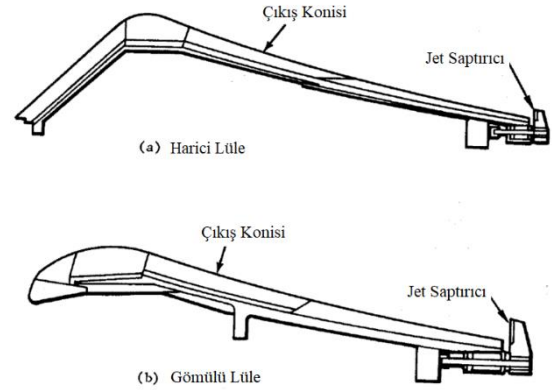


durduğu zaman, kanadın akışa bakan tarafında oluşan şok dalgası bu yüzeyde basıncı artırırken, arka yüzeyde oluşan genişleme dalgaları da basıncı aynı yüzeyde azaltmaktadır. İki yüzey arasında oluşan basınç farkı da kanada dik bir eksende kuvvet uygulanmasını sağlamaktadır. Bu kuvvetin denetim için faydalı olan bileşeni kaldırma kuvveti, aksenal itkinin azalmasına yol açan bileşeni de sürüklenme kuvveti olarak adlandırılmaktadır. Sürüklenme kuvvetinin kaldırma kuvvetine oranı ne kadar düşük ise, sistemin başarımı o kadar yüksek olur. Burada elde edilen faydalı yükün denetlenmek istenen gövdenin (roketin) kütle merkezi etrafında oluşturduğu moment, istenen hareket denetiminin gerçekleştirilmesine neden olmaktadır [4].

Hareketli lüle sistemlerinin aksine, jet kanadı ve İAPS konfigürasyonları doğrusal sistemler değildir. Bu nedenle, akışa eklenen gaz miktarı veya jet kanadı hücum açısının iki katına çıkarılması durumunda elde edilen yan itki kuvvetindeki artış aynı oranda gerçekleşmemektedir. Bu sebepten dolayı, yapılacak teorik çalışmaların deneysel olarak kanıtlanması ihtiyacı kaçınılmaz olarak belirmektedir [4]. Bahsedilen teorik çalışmalar kapsamında, jet kanadı yapısındaki İVD sistemli lülelerin parametrik incelemesi ve eniyilenmesine dönük hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri gerçekleştirilmiştir [18]. Belirtilen amaç doğrultusunda, jet kanatlı İVD mekanizmalarının verimliliğinin incelenerek itki vektörü yönelim açısı değişimine bağlı olarak eniyilenmiş bileşen boyutlarının belirlenmesine çalışılmıştır [19].

### 2.2.2.2 Jet Saptırıcı

Görünüşü Şekil 9 ile gösterildiği gibi olan jet saptırıcı yöntemini kullanan sistemlerde, lüle çıkışında kenarlara konulan plakaların döndürülmesi ile akış bozularak yönlendirme sağlanmaktadır. Bu sistemin en önemli özelliği itki yönlendirmesinin kullanılan plakanın alanı ile doğru orantılı olmasıdır. Ayrıca, düşük sürme torku ve paketlenme kolaylığı açısından da faydalı bir yaklaşımdır. Tomahawk füzesinin itki motoru kısmı ve R-73 Archer AA-11 füzeleri en bilinen kullanım alanları olan jet saptırıcı yönteminin jet kanadına kıyasla denenmişliği daha düşüktür [4].



Şekil 9: Jet saptırıcılı İVD sistemi [9].

### 2.2.2.3 Jetavator

Jetavatorlar, lülenin, dairesel bir halka etrafında, ekseninde bir noktadan kardanla taşınmasıyla oluşmaktadır. Dairesel halkanın hareket ettirilmesi ile gaz akışına yön verilmekte ve denetim sağlanmaktadır. Fakat bu sistemde itki kaybı %10'dan %20'ye kadar varabilmektedir. Öte yandan, jetavator sistemlerinde akışın yönünü 30° açısına kadar değiştirmek mümkün olmaktadır. Bu yöntem Swingfire füzesinde uygulanmakta olup genel

olarak denizaltından altılan füzelerde jetavator kullanımı yaygındır [4].

#### 2.2.2.4 Tepki Denetimi

Tepki denetimi yöntemi, roket motorundan ayrı olarak, gövde üzerinde belirli yerlere konumlanmış küçük eyletim sistemlerinden oluşmaktadır. Belirtilen yaklaşımda sıcak ya da soğuk gaz kullanılabilir. Sıcak gazlı konfigürasyon kullanılması durumunda özel vana ve ateşleyiciler gerekirken soğuk gaz kullanan sistemler görece daha kolay ve daha güvenilir gözükmektedir. Ancak, soğuk gaz kullanan sistemlerde gaz depolamak için tank ihtiyacı bulunmaktadır. Soğuk gazlı tepki denetimi yaklaşımında genellikle azot gazı tercih edilmektedir. Bu kapsamda helyum gazı da bir seçenek oluşturmakta fakat tank hacmi ve kütlelerinden dolayı pek tercih edilmemektedir. Tepki denetimli sistemler, genellikle darbe adımı modüasyonlu (İng. pulse width modulated) sistem yapısındadır [4].

### 3. GÖZ ÖNÜNE ALINAN BAŞLICA DENETİM YAKLAŞIMLARI (NOTEABLE CONTROL APPROACHES UNDER CONSIDERATION)

İVD üzerine gerçekleştirilen çalışmalar incelendiğinde, başta esnek eklemli ve kardanlı lüleli yapılar olmak üzere özellikle hareketli lüle içeren sistemlerin denetiminde öncelikli olarak geleneksel oransal, tümlevsel ve türevsel (İng. proportional plus integral plus derivative, PID) işlemi esaslı denetim yaklaşımının uygulandığı görülmektedir. En temel kapalı çevrim denetim sistemi yapısı olarak adlandırılabilir PID kurallı algoritma ile, atanan başarımların gereksinimlerinin önemli oranda yerine getirebildiği çeşitli benzetimler

ve deneysel çalışmalar aracılığıyla gösterilmiştir [2,3,11,13]. Bağlı bulunduğu hava platformuna etkileyen rüzgâr etkisi ile platformun doğrusal olmayan modelinde kullanılan parametreler üzerindeki belirsizliğin İVD'nin referans açısı sinyali takibi başarımına olabilecek olumsuz etkisinin asgari düzeye çekilebilmesi amacıyla, kesir dereceli PID (İng. fractional order PID, FPID) yaklaşımı da ilgili bilgisayar benzetimleri yardımıyla incelenmiştir. Akabinde, uçuş esnasında yakıt tüketimi nedeniyle meydana gelen kütle değişimi ve uçuş irtifası ile hızındaki farklılaşmaya bağlı olarak sabit kalmayan aerodinamik katsayıların etkisi de dikkate alınarak, mevcut FPID şeması uyarlamalı hale getirilerek, denetleyici (kontrolcü) kazançlarının belli zaman dilimlerinde güncellendiği katsayı güncellemeli FPID (İng. gain scheduling FPID, GSFPID) kuralı uygulanmıştır. Neticede, GSFPID kurallı denetim sisteminin rüzgâr ve parametre belirsizliğinden olumsuz yönde etkilenme düzeyinin hayli düşük olduğu, ayrıca sistem kararlılığının da klasik PID ve hatta FPID kurallı denetim sistemlerinden daha yüksek çıktığı gözlenmiştir [20]. Literatürde, hareketli lüleli haiz İVD sistemleri için, sürtünmenin doğrusal olmayan karakteristiğini ele alarak sistem cevabındaki faz kaymasını azaltmayı amaçlayan PID kuralı esaslı regülatör sistemlerine de rastlanmaktadır [21]. Bunların yanı sıra, karadan karaya fırlatılan orta menzilli roketler gibi genel maksatlı uygulamalarda, özünde PID kuralının bir türevi olan oransal ve türevsel (İng. proportional plus derivative, PD) işleminin ele alındığı çalışmalar da mevcuttur.

Yapılan bilgisayar benzetimlerinden elde edilen sayısal sonuçlar incelendiğinde, PD işlemlili İVD yaklaşımı sayesinde, küçük denetim komutları ile kardanlı lülede büyük açısall yerdeğiştirmelere ulaşıldığı görülmektedir [14]. İVD içeren konfigürasyonlarda akışkan modellemesi ve parametre belirsizliğinden kaynaklanan etkilerin göz ardı edilemediği durumlarda,  $H_\infty$  ve  $H_2$  normu tabanlı veya kayan kipli denetim esaslı gürbüz denetim yaklaşımları ele alınmaktadır. Bahsedilen yaklaşımlar kullanılarak, ele alınan İVD'li platformun referans girdi takip başarımının yanı sıra kararlılığının da artırılması sağlanmaya çalışılmaktadır [2,3,11,13]. Belirtilen çerçevede, kardanlı lüleli İVD mekanizması ile yönlendirilen bir roketin parametre belirsizlikleri ve rüzgâr etkisi altındaki yönelim başarımını artırmak ve aynı zamanda da kararlılığını garanti etmek amacıyla kayan kipli denetim yönteminin kullanıldığı ve yapılan bilgisayar benzetimleri neticesinde önceden tanımlanan amaçlara ulaşıldığının gösterildiği çalışmalara rastlanmaktadır [22].

Tasarlanan güdüm ve denetim şemasının etkinliğini artırmak amacıyla, model öngörülü denetim gibi yöntemlerin esas alındığı eniylenmiş denetim yaklaşımları da İVD kapsamında ele alınmaktadır. Genişletilmiş Kalman Filtresi gibi gözleyicilerle birlikte uygulandığında, bahsedilen eniyleme algoritmalarının özellikle bozucu girdi tesirlerinin asgari seviyeye çekilmesinde etkin olduğu bilgisayar benzetimleri ve testler yardımıyla gösterilmiştir [23]. Çok değişkenli denetim tahsis algoritmaları da İVD eniylemesi

dahilinde ele alınan hususlar arasında gözükmektedir [24].

Uzay mekiği ve uydu gibi faydalı yükleri yeryüzü seviyesinden başlayarak önceden belirlenen irtifalara çıkarmak amacıyla kullanılan kademeli roketler, genellikle modüler kademe birimlerinin sıvı yakıtlı olması nedeniyle, büyük ivmeli yükseliş hareketinden kaynaklanan çalkantının yol açtığı bozucu girdilerden fazlaca etkilenmektedir. Bahsedilen birimlerin yönlendirilmesinde kullanılan kardanlı lüle geometrisindeki İVD mekanizmalarında, belirlenen referans takip ve kararlılık gereksinimlerini karşılamak üzere doğrusal olmayan geribeslemeli denetim yönteminin dikkate alındığı görülmektedir. Önerilen şemanın doğrulaması, gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri vasıtasıyla yapılmıştır [15]. Ayrıca, temelde gürbüz bir denetim yaklaşımı olan çok değişkenli geri beslemeli denetim yönteminin, bir önceki tekniğin farklı bir uygulaması olarak iniş roketlerinin İVD sistemlerinde kullanılabilirliğinin incelendiği çalışmalarda göze çarpmaktadır [3].

#### **4. ÇEŞİTLİ İTKİ VEKTÖRÜ DENETİMİ YAKLAŞIMLARININ KARŞILAŞTIRILMASI (COMPARISON OF THE SEVERAL THRUST VECTOR CONTROL APPROACHES)**

Uygulama prensiplerinde farklılıklar gözlenmekle birlikte, İVD yöntemlerinin tamamı, Şekil 1 ile gösterildiği gibi temelde ana itki vektörü yön çizgisinin aracın kütle merkezinden geçmeyecek şekilde saptırılması ve böylelikle manevra sağlayacak bir moment oluşturulması esasına dayanmaktadır.

Uygun İVD sisteminin seçiminde göz önüne alınması gereken pek çok faktör vardır. Bunlardan en önemlisi uygulamanın niteliği olup, bu alanda gerçekleştirilen çalışmalar bir dizi tasarım ve uygun İVD yöntemi seçimi kriterlerinin belirlenmesini sağlamıştır. Bu çalışmalar sonucunda, herhangi bir uygulama için uygun İVD sisteminin seçimi sırasında göz önüne alınması gereken tasarım kriterlerinin ilgili mühimmatın yörüngesi, saptırma miktarı, motor balistiği, uçuş süresi ve denetim gereklilikleri olduğu ortaya konulmuştur. Bunların yanı sıra mevcut denetim sisteminin yeterliliği, motor başarımına olan etki, güvenilirlik, geliştirme süresi ve maliyeti, uyarlanabilirlik, bütünleme, kurulum ve bakım gereklilikleri de diğer etmenler olarak belirlenmiştir [25]. Bu bağlamda, uygulamada yaygın olarak karşılaşılan İVD yaklaşımlarının üstünlük ve zayıflıkları, Tablo 1 ile verildiği şekilde karşılaştırılmıştır.

## 5. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Uzay araçları ve mühimmatlar başta olmak üzere kısa süre içerisinde ani manevra ihtiyacını karşılaması beklenen uçan platformlarda tercih edilen İVD yaklaşımı, hareketli ve sabit lüle geometrileri üzerinden uygun denetim kuralının seçimi ile etkin bir şekilde uygulanabilir. Bahsedilen lüle geometrisi ve denetim

yaklaşımının seçiminde, uygulamanın genel özelliklerinin yanı sıra olası İVD yöntemlerinin üstünlük ve zayıflıkları ile belirlenen başarımlar dikkate alınmalıdır. Ayrıca, İVD ile yönlendirilecek sistemin görevini atmosferin içinde veya dışında yapacak olması da tasarım kriterlerinin belirlenmesi bakımından önem arz etmektedir. Bu kapsamda, işlevini atmosfer içerisinde icra edecek şekilde geliştirilen yerden havaya ve havadan havaya itkili mühimmatta (füzelerde) önceki uygulamalarda jet kanadı ve jet saptırıcılar kullanılmakta iken teknolojik gelişmelerle uyumlu olacak şekilde artan manevra ihtiyaçlarını karşılamak amacıyla esnek eklem ve kardanlı lüle tipindeki İVD sistemlerine geçilmiştir. Atmosfer dışı amaçlar için geliştirilen platformlarda ise küçük girdilerle büyük cevaplar almaya olanak sağlayan tepki denetimi yaklaşımı en fazla tercih edilen teknik olarak göze çarpmaktadır.

İVD esaslı denetim sistemi geliştirilirken, toplam ömür devri maliyetinin yanı sıra ele alınan sistemin kararlılığının garanti edilmesi de tasarım sürecinin en önemli unsurlarından birini oluşturmaktadır. Bahsedilen husus, bilhassa hareketli lüle konfigürasyonlarının göz önüne alındığı uygulamalarda istenen başarımların özelliklerinin karşılanması bakımından önem arz etmektedir.

**Tablo 1:** Çeşitli İVD sistemlerinin karşılaştırılması [2,4,11,13].

İVD Sistemi	Üstünlük	Zayıflık
<b>Esnek Eklem</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Karakterizasyon ve uygulama düzeyi gelişmiş, güvenilirliği yüksek</li> <li>Geniş çalışma sıcaklığı aralığı</li> <li>Yüksek sızdırmazlık başarımı</li> <li>İhmal edilebilir Coulomb sürtünmesi</li> <li>Denetim kolaylığı</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Yüksek saptırma torqu</li> <li>15°'den daha büyük vektör açılarında yüksek hacim ihtiyacı</li> <li>Kayan dönme noktası</li> <li>Isıl koruma ihtiyacı</li> <li>Karmaşık ve büyük denetim tahrik sistemi ihtiyacı</li> </ul>
<b>Bilya-Yuva</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Karakterizasyon ve uygulama düzeyinin gelişmiş olması</li> <li>Yüksek güvenilirlik</li> <li>±20° vektör açısı kapasitesi</li> <li>Düşük hacim</li> <li>Küçük eyletim sistemi ihtiyacı</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Sızdırmazlığın sağlanması için sürekli aksenal yük ihtiyacı</li> <li>Eksenal dönmenin sağlanması için karşı dönüş sistemi ihtiyacı</li> <li>Yüksek itki kaybı</li> <li>Tahmin edilemez sürtünme katsayısı</li> <li>Sızdırmazlık problemi</li> <li>Yüksek Coulomb sürtünmesi torqu</li> </ul>
<b>Kardanlı Lüle / Menteşelenmiş Lüle</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Yüksek sapma açısı</li> <li>Denetim kolaylığı</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>DeneySEL bir çalışma olması</li> <li>Yüksek aşınma görülmesi</li> <li>Kısıtlı çalışma zamanı</li> <li>Kardanlı bağlantı</li> </ul>
<b>İAPS</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Hızlı tepki kapasitesi</li> <li>Püskürtme itkisinin motor itkisine eklenmesi</li> <li>Fırlatma öncesi denetim ihtiyacının az olması</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Azami ±6° vektör açısı kapasitesi</li> <li>Büyük kütle</li> <li>Uygun akışkan seçimi zorluğu</li> <li>Denetim zorluğu</li> </ul>
<b>Jet Kanadı</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Döndürme denetimi</li> <li>±10° vektör açısı kapasitesi</li> <li>Lüleden bağımsız yerleştirme</li> <li>Düşük tork ihtiyacı</li> <li>Hızlı tepki kapasitesi</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Yüksek itki kaybı</li> <li>Düşük sıcaklıklı yakıtı veya kısa yanma süresi olan motorlarla sınırlı olması</li> <li>Nispeten büyük kütle</li> <li>Küçük vektör açısı için büyük kanat dönme açısı ihtiyacı</li> </ul>
<b>Jet Saptırıcı</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Düşük risk ve yüksek gelişmişlik</li> <li>Düşük hacim</li> <li>Hızlı tepki kapasitesi</li> <li>Yatay kuvvetin doğrudan saptırıcı alanının lüle alanına oranıyla orantılı olması</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Yüksek itki kaybı</li> <li>Düşük sıcaklıklı yakıtı veya kısa yanma süresi olan motorlarla sınırlı</li> <li>Yüksek tork gereksinimi</li> <li>Nispeten büyük kütle</li> </ul>
<b>Jetavator</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Yanal kuvvetlerin sapma ile beraber doğrusal olarak değişmesi</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Gaz çıkış lüle çapına kısıtlama getirmesi</li> <li>Büyük itki kaybı</li> <li>Zamana göre sürekli değişen tork ihtiyacı</li> <li>Oldukça ağır olması</li> <li>Hareketli parça sayısı fazlalığı</li> </ul>

## TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGMENTS)

Bu araştırma hiçbir dış finansman almamıştır.

## YAZAR KATKILARI (AUTHORSHIP CONTRIBUTION STATEMENT)

**Bülent ÖZKAN:** Kavramsal tasarım, araştırma, metodoloji, kaynaklar, görselleştirme, yazma-taslak, yazma-gözden geçirme ve düzenleme.

## ÇIKAR ÇATIŞMALARI (CONFLICTS OF INTEREST)

Yazar, herhangi bir çıkar çatışması olmadığını beyan eder.

## KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] B. Özkan, “Dynamic Modeling, Guidance, and Control of Homing Missiles”. Doktora Tezi, Makine Mühendisliği Bölümü, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 2005.
- [2] D. Bernacchia, “Design of Thrust Vectoring Attitude Control System for Lunar Lander Flying Testbed”, Bitirme Tezi, Università’ Di Bologna, Bologna, İtalya, 2019.
- [3] A. G. Kamath, “Robust Thrust Vector Control for Precision Rocket-landing”, Yüksek Lisans Tezi, University of California, ABD, 2021.
- [4] G. P. Sutton ve O. Biblarz, “Rocket Propulsion Elements”, New York: John Wiley & Sons, Inc., New York, ABD, 2001.
- [5] J. Jerin, S. R. Subanesh, K. T. R. Aravind, N. Naveen, R. Vignesh, G. B. Krishna ve K. V. R. Sanal, “Numerical Studies on Thrust Vectoring Using Shock Induced Supersonic Secondary Jet”, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering, cilt. 7, no. 8, 1714-1720, 2013.
- [6] E. Resta, R. Marsilio ve M. Ferlauto, “Thrust Vectoring of a Fixed Axisymmetric Supersonic Nozzle Using the Shock-Vector Control Method”, Fluids, cilt. 441, no. 6, 1-17, 2021. DOI: 10.3390/fluids6120441.
- [7] D. Li ve K. Wu, “Numerical Study on Rod Thrust Vector Control for Physical Applications”, Hindawi International Journal of Aerospace Engineering, no. 2021, 1-15, 2021.
- [8] A. Krammer, L. Blecha, ve M. Lichtenberger, “Fin Actuation, Thrust Vector Control and Landing Leg Mechanisms Design for the RETALT VTVL Launcher”, CEAS Space Journal, cilt. 14, 577-591, 2022. DOI: 10.1007/s12567-021-00421-0.
- [9] “Solid Rocket Thrust Vector Control”, Teknik Rapor, NASA, Virginia, ABD, 1974.
- [10] M. A Ramezani, S. Yousefi ve N. Fouladi, “An Experimental and Numerical Investigation of the Effect of Geometric Parameters on the Flexible Joint Nonlinear Behavior for Thrust Vector Control”, Institution of Mechanical Engineers Bildirileri, Part G: Journal of Aerospace Engineering, cilt. 233, no. 8, 2772-2782, 2019.
- [11] L. B. Bates ve D. T. Young, “Development Testing of Electric Thrust Vector Control Systems for Manned Launch Vehicle Applications”, 41st Aerospace Mechanisms Symposium Bildirileri, Jet Propulsion Laboratory, ABD, 2012.

- [12] G. Dée, T. Vanthuyne, A. Potini, I. Pardos ve G. De Crombrughe, “Electromechanical Thrust Vector Control Systems for the Vega-C Launcher”, 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS) Bildirileri, Madrid, İspanya, 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-186.
- [13] H. Yağmur, C. Bayar, S. Şen, S. ve K. Serbest, “Design of a 3-DOF Thrust Control System for Rocket Engines”, Journal of Smart Systems Research (JOINSSR), cilt. 3, no. 1, 30-48, 2022.
- [14] O. Sudiana ve K. N. Hakim, “Linear Actuator of Thrust Vectoring Control on Solid Rocket Motor on LAPAN Sounding Rocket”, International Conference on Engineering, Construction, Renewable Energy, and Advanced Material 2022 (ICECREAM 2022) Bildirileri, 1-10, Cakarta, Endonezya, 2022.
- [15] J. R. Hervas ve M. Reyhanoğlu, “Thrust Vector Control of an Upper-Stage Rocket with Multiple Propellant Slosh Modes”, Hindawi Mathematical Problems in Engineering, 2012, 1-18, 2012. DOI: 10.1155/2012/848741.
- [16] C. B. F. Ensworth, “Thrust Vector Control for Nuclear Thermal Rockets”, Teknik Rapor, NASA, ABD, 2013.
- [17] V. Emelyanov, M. Yakovchuk ve K. Volkov, “Multiparameter Optimization of Thrust Vector Control with Transverse Injection of a Supersonic Underexpanded Gas Jet into a Convergent Divergent Nozzle”, Energies, cilt. 14, 1-22, 2021. DOI: 10.3390/en14144359.
- [18] D. D. Majil, “Design and Analysis of Jet Vane Thrust Vectoring Nozzle Using CFD and Optimization of Nozzle Parameters”, Indian Journal of Science and Technology, cilt. 9, no. 39, 1-6, 2016. DOI: 10.17485/ijst/2016/v9i39/100778.
- [19] R. Cong, Y. Ye, Z. Zhao, J. Wu ve C. Zhang, “Numerical Research on Jet Tab Thrust Vector Nozzle Aerodynamic Characteristics”, 3rd International Conference on Fluid Mechanics and Industrial Applications Bildirileri, 1-6, 2019. DOI: 10.1088/1742-6596/1300/1/012089.
- [20] M. F. Ahmed ve H. T. Dorrah, “Design of Gain Schedule Fractional PID Control for Nonlinear Thrust Vector Control Missile with Uncertainty”, Automatika, cilt. 59, no. 3-4, 357-372, 2018. DOI: 10.1080/00051144.2018.1549696.
- [21] C. Shi, J. Yang ve Z. Xu, “Research on Thrust Vector Control of Nonlinear Solid Rocket Motor Nozzle Based on Active Disturbance Rejection Technology”, MATEC Web of Conferences 309 (CSCNS2019) Bildirileri, 1-9, 2020. DOI: 10.1051/matecconf/202030904008.
- [22] I. M. Perez, R. G. Rodriguez, M. V. Navarrate ve L. R. Velasco, “Sliding-mode Based Thrust Vector Control for Aircrafts”, 12th International Micro Air Vehicle Conference (IMAV2021) Bildirileri, Puebla, Meksika, 2021.
- [23] R. Linsen, P. Listov, A. Lajarte, R. Schwan ve C. N. Jones, “Optimal Thrust Vector Control of an Electric Small-Scale Rocket Prototype”, 2022 International

Conference on Robotics and Automation  
(ICRA) Bildirileri, Philadelphia, Pennsylvania,  
ABD, 2022.

DOI: 10.1109/ICRA46639.2022.9811938.

[24] J. S. Orr ve N. J. Slegers, “High-efficiency Thrust Vector Control Allocation”, Faculty Publications-Biomedical, Mechanical, and Civil Engineering, cilt. 20, 1-9, 2014.

[25] A. B. Facciano, K. G. Seybold, L. W.-K. Teri ve D. O. Widmer, “Evolved SeaSparrow Missile Jet Vane Control System Prototype Hardware Development”. Journal of Spacecraft and Rockets, 522-531, 2002.