



**BİR DİKEY İNİŞLİ UZAY ARACI İÇİN
MATERYAL TERCİHLERİ, TASARIM VE
ÜRETİM METOTLARI**

Emre AKLAN

Yüksek Lisans Tezi

Makine Mühendisliği Eğitimi Ana Bilim Dalı

2025

(Her hakkı saklıdır.)

T.C.
ATATÜRK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ EĞİTİMİ ANA BİLİM DALI
KONSTRÜKSİYON VE İMALAT EĞİTİMİ BİLİM DALI

**BİR DİKEY İNİŞLİ UZAY ARACI İÇİN MATERYAL TERCİHLERİ,
TASARIM VE ÜRETİM METOTLARI**

(Material Preferences, Design and Manufacturing Methods for a Vertical Landing Spacecraft)

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Emre AKLAN

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Ruhi YEŞİLDAL

Erzurum

Nisan, 2025

KABUL VE ONAY TUTANAĞI

Emre AKLAN tarafından hazırlanan “Bir Dikey İnişli Uzay Aracı İçin Materyal Tercihleri, Tasarım ve Üretim Metotları” başlıklı çalışması 24 / 04 / 2025 tarihinde yapılan tez savunma sınavı sonucunda başarılı bulunarak jürimiz tarafından Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Konstrüksiyon ve İmalat Bilim Dalında yüksek lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Başkanı:	Prof. Dr. Sadri ŞEN <i>Atatürk Üniversitesi</i>	Aslı ıslak imzalıdır
Danışman:	Dr. Öğr. Üyesi Ruhi YEŞİLDAL <i>Atatürk Üniversitesi</i>	Aslı ıslak imzalıdır
Jüri Üyesi:	Prof. Dr. Sinan SEZEK <i>Atatürk Üniversitesi</i>	Aslı ıslak imzalıdır
Jüri Üyesi:	Doç. Dr. Faruk YEŞİLDAL <i>Atatürk Üniversitesi</i>	Aslı ıslak imzalıdır
Jüri Üyesi:	Doç. Dr. Filiz KARABUDAK <i>Gümüşhane Üniversitesi</i>	Aslı ıslak imzalıdır

Bu tezin Atatürk Üniversitesi Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliği'nin ilgili maddelerinde belirtilen şartları yerine getirdiğini onaylarım.

Prof. Dr. Alper NUHOĞLU
Enstitü Müdürü

Not: Bu tezde kullanılan özgün ve başka kaynaklardan yapılan bildiriş, çizelge, şekil ve fotoğrafların kaynak olarak kullanımı, 5846 sayılı Fikir ve Sanat Eserleri Kanunundaki hükümlere tabidir.

ETİK BİLDİRİM VE İNTİHAL BEYAN FORMU

Yüksek Lisans Tezi olarak Dr. Öğr. Üyesi M. Ruhi YEŞİLDAL danışmanlığında sunulan “Bir Dikey İnişli Uzay Aracı İçin Materyal Tercihleri, Tasarım ve Üretim Metotları” başlıklı çalışmanın tarafımızdan bilimsel etik ilkelere uyularak yazıldığını, yararlanılan eserlerin kaynakçada gösterildiğini, Fen Bilimleri Enstitüsü tarafından belirlenmiş olan Turnitin Programı benzerlik oranlarının aşılmadığını ve aşağıdaki oranlarda olduğunu beyan ederiz.

Tez Bölümleri	Tezin Benzerlik Oranı (%)	Maksimum Oran (%)
Giriş	% 0	30
Kuramsal Temeller	% 0	30
Materyal ve Metot	% 0	35
Araştırma Bulguları ve Tartışma	% 0	20
Sonuçlar	% 0	20
Tezin Geneli	% 2	25

Not: Yedi kelimeye kadar benzerlikler ile Başlık, Kaynakça, İçindekiler, Teşekkür, Dizin ve Ekler kısımları tarama dışı bırakılabilir. Yukarıdaki azami benzerlik oranları yanında tek bir kaynaktan olan benzerlik oranlarının %5'den büyük olmaması gerekir.

Beyan edilen bilgilerin doğru olduğunu, aksi halde doğacak hukuki sorumlulukları kabul ve beyan ederiz.

Tez Yazarı (Öğrenci)	Tez Danışmanı
Emre AKLAN	Dr. Öğr. Üyesi M. Ruhi YEŞİLDAL
24.4.2025	24.4.2025
İmza: Aslı ıslak imzalıdır	İmza: Aslı ıslak imzalıdır

* Tez ile ilgili YÖKTEZ'de yayınlamasına ilişkin bir engelleme var ise aşağıdaki alanı doldurunuz.

☐ Tezle ilgili patent başvurusu yapılması / patent alma sürecinin devam etmesi sebebiyle Enstitü Yönetim Kurulunun/.../.... tarih ve sayılı kararı ile teze erişim 2 (iki) yıl süreyle engellenmiştir.

☐ Enstitü Yönetim Kurulunun/.../.... tarih ve sayılı kararı ile teze erişim 6 (altı) ay süreyle engellenmiştir.

TEŞEKKÜR

Bu süreçte bana sürekli destek olan eşime ve aileme birlikte gerçekleştirdiğimiz tüm çalışmalar ve emekleri için AtaUni Roket Takımı'na ve danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Ruhi YEŞİLDAL'a teşekkürlerimi sunarım.

Emre AKLAN



ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

BİR DİKEY İNİŞLİ UZAY ARACI İÇİN MATERYAL TERCİHLERİ, TASARIM VE ÜRETİM METOTLARI

Emre AKLAN

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Ruhi YEŞİLDAL

Amaç: Bu çalışmada bir Ay'a iniş görevi esnasında bir iniş aracının sistemlerini anlayabilmek, eksiklerini tespit edebilmek, geliştirebilmek ve verimliliğini, performansını, yeterliliğini gözlemleyebilmek adına, Ay koşullarını Dünya şartlarında taklit edebileceği öngörülen çeşitli test senaryolarında yer alması planlanan dikey inişli bir uzay aracı prototipinin materyal tercihleri, tasarım ve üretim metotları ele alınacaktır.

Yöntem: Bu çalışmada ilgili alanda daha önce yapılan çalışmalar detaylı bir şekilde incelenmiş, bir dikey inişli uzay aracının keşif görevi yeterliliklerini sağlayacak uygunlukta bileşen ve sistemler için materyal ve tasarım tercihleri yapılmış, Solidworks aracılığıyla bir iniş aracı prototipi tasarlanmıştır. Sonrasında ise bu sistem ve bileşenler Solidworks (Simulation), ANSYS 2022R1 (Mechanical, Static Structural) ve ANSYS 2024R (SpaceClaim, ANSYS Meshing, Fluent, CFD Post) aracılığıyla yapısal ve HAD analizi uygulamalarına tabi tutulmuştur.

Bulgular: Karbon/epoksi kompozit ve alüminyum alaşım materyaller tercih edilmiş, uzay çerçeve gövde yapısına ve konsol tasarım iniş tipine uygun şekilde tasarlanmış bir dikey inişli uzay aracı prototipi Dünya üzerinde Ay şartlarını taklit edecek test senaryolarında görev alabilmektedir.

Sonuçlar: Gerçekleştirilen materyal tercihleri, tasarım ve üretim metotları sonucunda tasarlanan dikey inişli uzay aracı prototipi Dünya şartlarında Ay koşullarını taklit edebilecek çeşitli test senaryoları dahilinde bir iniş aracının sistemlerini anlayabilmek, eksiklerini tespit edebilmek, geliştirebilmek ve verimliliğini, performansını, yeterliliğini gözlemleyebilmek maksatlı kullanılabilir.

Anahtar Kelimeler: ay keşif görevi, aya iniş aracı, uzay aracı, soğuk gaz itki sistemi, dikey inişli uzay aracı yapısı

Nisan 2025, 122 sayfa

ABSTRACT

MASTER'S THESIS

MATERIAL PREFERENCES, DESIGN AND MANUFACTURING METHODS FOR A VERTICAL LANDING SPACECRAFT

Emre AKLAN

Supervisor: Assist. Prof. Prof. Dr. Ruhi YEŞİLDAL

Purpose: This study aims to understand the systems of a lander during a lunar landing mission, identify its deficiencies, develop it, and observe its efficiency, performance, and adequacy by incorporating a vertical landing spacecraft prototype in various test scenarios that are expected to simulate lunar conditions under Earth conditions. The material preferences, design, and manufacturing methods of this prototype will be addressed.

Method: In this study, previous works in the relevant field have been thoroughly examined, and material and design choices have been made for components and systems suitable for ensuring the exploration mission capabilities of a vertical landing space vehicle. A prototype of the landing vehicle has been designed using SolidWorks. Subsequently, these systems and components were subjected to structural and thermal analysis through SolidWorks (Simulation), ANSYS 2022R1 (Mechanical, Static Structural), and ANSYS 2024R (SpaceClaim, ANSYS Meshing, Fluent, CFD Post).

Findings: Carbon fiber and aluminum alloy materials have been selected, and a vertical landing space vehicle prototype has been designed with a space frame body structure and console design suitable for the landing type. This prototype can perform in test scenarios that mimic lunar conditions on Earth.

Conclusions: As a result of the material preferences, design, and manufacturing methods implemented, the designed vertical landing space vehicle prototype can be utilized in various test scenarios that simulate lunar conditions under Earth conditions. This will facilitate the understanding of a landing vehicle's systems, identification of deficiencies, enhancement of capabilities, and observation of its efficiency, performance, and adequacy.

Keywords: lunar exploration mission, lunar lander, spacecraft, cold gas propulsion system, vertical landing spacecraft structure

April 2025, 122 pages

İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY TUTANAĞI.....	i
ETİK BİLDİRİM VE İNTİHAL BEYAN FORMU	ii
TEŞEKKÜR	iii
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
İÇİNDEKİLER.....	vi
TABLolar DİZİNİ.....	viii
ŞEKİLLER DİZİNİ	ix
KISALTMALAR VE SİMGELER DİZİNİ	ix
GİRİŞ.....	1
KURAMSAL TEMELLER.....	3
Ay’a İniş	3
Ay’a İniş Aracı	4
Geçmiş İniş Aracı Projeleri.....	5
Surveyor 7 iniş aracı	5
Apollo 11 lunar module	6
Viking 1 lander.....	7
ESA iniş aracı.....	8
Philae lander.....	8
Chang’e programı	9
Lunar X-prize	9
Dikey İnişli Bir Uzay Aracının Tasarım ve Üretim Metotları	10
İniş Aracı Gövde Yapısı ve Tasarımı.....	10
İniş Sistemleri	12
Destekler	13
İniş takımı tipi	15
Sönümleyici elemanlar.....	16
Ayak tabanları	20
İtki Sistemleri.....	24
İtki sistemi tipleri	25
İtki kaynakları	28

İniş araçları için itici motorlar.....	29
İniş araçları için reaksiyon kontrol motorları.....	31
Aviyonik sistem	32
İniş Kararlılığına Bağlı Tasarım Etmenleri	33
Kararlı İniş Parametreleri.....	33
Tasarım etmenleri	36
Denge mesafesi	37
Zemin mesafesi	37
Ayak Sayısı	39
Ay koşulları.....	39
MATERYAL VE METOT.....	42
Bir Dikey İnişli Uzay Aracı Prototipi	42
Referans test çalışmaları	42
Test senaryoları	45
Kararlı İniş Parametreleri ve Tasarım Etmenleri	46
Kararlı iniş parametreleri	46
Tasarım etmenleri	49
Genel Tasarım	50
İniş Aracı Gövde Yapısı.....	55
İniş Sistemi.....	59
Sönümlleme elemanları.....	59
Destek elemanları.....	64
Ayak Tabanları.....	67
İtki Sistemi	68
İtki kaynakları	70
Lüle tercih ve tasarımı.....	70
Aviyonik Sistem.....	75
Analiz Çalışmaları	76
Araç Gövdesi Analiz Çalışmaları	77
Destek Elemanları Analiz Çalışmaları	83
Ayak Tabanı Analiz Çalışmaları.....	84
İtki Sistemi Analiz Çalışmaları	85
Süpersonik Lülelerin Akış Analiz Çalışmaları	86
ARAŞTIRMA BULGULARI	88
Analiz Sonuçları.....	88

İniş aracı yapısal analiz sonuçları	88
Destek elemanları analiz sonuçları	90
Ayak tabanı analiz sonuçları	93
İtki sistemi analiz sonuçları.....	95
SONUÇ VE ÖNERİLER.....	98
Tartışma ve Sonuç.....	98
Öneriler	100
KAYNAKÇA	102
ÖZ GEÇMİŞ.....	106



TABLÖLAR DİZİNİ

Tablo 1. Tipik Ortalama Ay Kütle Yoğunluğu	40
Tablo 2. Eleman Yerleşim Tablosu	52
Tablo 3. İniş Aracı Prototipi Bileşen Malzeme ve Ağırlık Listesi	53
Tablo 4. Al7075 Malzeme Özellikleri	76
Tablo 5. Karbon Epoksi Kompozit Prepreg UD (230 GPa) Malzeme Özellikleri	76
Tablo 6. ST304 Malzeme Özellikleri	76



ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1. Bir Ay'a iniş görevinin aşamaları	3
Şekil 2. Apollo 11 ay modülü.....	4
Şekil 3. ESAS Ay yüzeyi erişim modülü	5
Şekil 4. Surveyor 7 keşif aracı	6
Şekil 5. Apollo 11 ay modülü.....	7
Şekil 6. Viking 1 iniş aracı	7
Şekil 7. ESA iniş aracı.....	8
Şekil 8. Philae iniş aracı	9
Şekil 9. Gövde yapısı türleri; a) Monokok yapı b) Yarı monokok yapı c) Kafes yapı	10
Şekil 10. Kafes yapıya sahip bir iniş aracı	11
Şekil 11. Ana gövde, birincil destek, ikincil destekler ve ayak tabanından oluşan bir iniş sistemi.....	12
Şekil 12. İniş aracı birincil destek yerleşimi	14
Şekil 13. Birincil destek basitleştirilmiş geometrisi.....	14
Şekil 14. İniş Aracı ikincil destek yerleşimi.....	15
Şekil 15. İniş aracı ikincil destek basitleştirilmiş geometrisi	15
Şekil 16. İniş aracı iniş sistemi tipleri	16
Şekil 17. Metal körüklü iniş sistemi üç boyutlu tasarım kesit görünüşü.....	17
Şekil 18. Metal körüklü iniş sistemi.....	17
Şekil 19. Alüminyum petek iniş sistemi.....	18
Şekil 20. Elektromanyetik amortisör.....	19
Şekil 21. Elektromekanik amortisör.....	20
Şekil 22. Küresel tip ayak tabanı.....	21
Şekil 23. Ayak tabanı bağlantıları	21
Şekil 24. Küresel ayak tabanı geometrik boyutlandırması.....	22
Şekil 25. İniş aracı ayak tabanı davranışı	23
Şekil 26. Ayak tabanı konfigürasyon örnekleri.....	23
Şekil 27. Bir süpersonik lüle tasarımı	25
Şekil 28. Katı yakıtlı roket motoru.....	25
Şekil 29. Sıvı yakıtlı roket motoru	26
Şekil 30. Hibrit yakıtlı roket motoru	27

Şekil 31. Basınçlı kaplar (a) dairesel (b) eliptik (c) obround	28
Şekil 32. 1-2-1 ve 2-2 iniş yönelimleri.....	34
Şekil 33. 1-2-1 ve 2-2 iniş yönelimleri iniş aracı ayak izi çapları.....	35
Şekil 34. Konsol tasarım parametreleri	36
Şekil 35. İniş aracı denge mesafesi denge mesafesi.....	37
Şekil 36. İniş aracı zemin mesafesi	38
Şekil 37. İniş sistemi strok boyuna bağlı zemin mesafesi.....	38
Şekil 38. 3 Ayaklı, 4 ayaklı ve 20 ayaklı iniş sistemleri	39
Şekil 39. Yumuşak iniş testi senaryosu.....	44
Şekil 40. Dikey kalkış testi senaryosu.....	44
Şekil 41. Süzülme testi senaryosu	45
Şekil 42. BUG'nin iniş yönelimine göre ayak izi çapı ve yükseklik boyutlandırmaları.....	46
Şekil 43. İniş yönelimine göre iniş kuvvetleri.....	47
Şekil 44. BUG için 1-2-1 iniş yönelimi devrilme açısı parametreleri.....	48
Şekil 45. BUG için 2-2 iniş yönelimi devrilme açısı parametreleri	49
Şekil 46. BUG İçin zemin mesafesi	50
Şekil 47. Bileşen ulaştırma görevcisi render görseli	51
Şekil 48. BUG Eleman Yerleşimi	52
Şekil 49. BUG gövde yapıları	53
Şekil 50. BUG üst görünüm simetri yapısı	55
Şekil 51. BUG iç kafes yapısı	56
Şekil 52. BUG dış kafes yapısı.....	56
Şekil 53. Karbon/epoksi kompozit ve alüminyum destek parçaları.....	57
Şekil 54. BUG merkez plakaları	58
Şekil 55. Üretilmiş merkez plaka	58
Şekil 56. BUG tank koruyucu kauçuk elemanlar	59
Şekil 57. Birincil destek açısı.....	61
Şekil 58. Birincil destek ve ikincil destekler bileşkesi dikey açısı.....	62
Şekil 59. İkincil destekler açısı.....	62
Şekil 60. BUG iniş sistemleri sönümlemekten kaynaklanan zemin mesafesi değişimi	63
Şekil 61. Karbon/epoksi kompozit destek elemanları	64
Şekil 62. Destekler üzerindeki yükler	65
Şekil 63. Birincil destek basitleştirilmiş geometrisi.....	66
Şekil 64. Ayak tabanı tasarım ölçüleri	68
Şekil 65. Ayak tabanı tasarımı	68

Şekil 66. Süpersonik lüle boyutlandırmaları	74
Şekil 67. 3 Boyutlu geometrisi süpersonik lüle.....	74
Şekil 68. Tasarlanan süpersonik lüle.....	75
Şekil 69. ANSYS simetri fonksiyonu	77
Şekil 70. 1/4 araç analiz modeli	78
Şekil 71. Araç gövdesi mesh atamaları	78
Şekil 72. Mesh geometrileri	79
Şekil 73 Araç gövdesi mesh elemanları kalite dağılımı (model üzerinde).....	79
Şekil 74. Araç gövdesi mesh eleman kalitesi dağılımı.....	80
Şekil 75. Araç gövdesi yapısal analiz ayarları	80
Şekil 76. Araç gövdesi kuvvet atamaları.....	81
Şekil 77. Ayak tabanı sabitleme detayı	81
Şekil 78. Ayak tabanı küresel mafsallık bağlantı modeli	82
Şekil 79. Ayak tabanı küresel mafsallık kontak detayı	82
Şekil 80. Birincil destek elemanı küresel mafsallık bağlantısı mesh eleman kalite dağılımı.....	83
Şekil 81. İkincil destek elemanı mesh atamaları	84
Şekil 82. İkincil destek elemanı mesh eleman kalite dağılımı	84
Şekil 83. Ayak tabanı modeli mesh atamaları.....	85
Şekil 84. Ayak tabanı mesh kalite dağılımı.....	85
Şekil 85. Süpersonik lüle mesh atamaları; a) Dış yüzey b) İç yüzey c)Mesh özellikleri.....	86
Şekil 86. Süpersonik lüle HAD analizi mesh atamaları kalite özellikleri	87
Şekil 87. Süpersonik lüle HAD analizi mesh atamaları; a)Süpersonik lüle geometrisi, b)Yakınsak kısım c)Yakınsak Kısım ve bağlantı yüzeyi d)Boğaz geometrisi	87
Şekil 88. ANSYS simetri fonksiyonu ayarları	88
Şekil 89. Araç gövdesi eşdeğer gerilme analizi sonuçları.....	89
Şekil 90. Araç gövdesi toplam deformasyon analiz sonuçları	89
Şekil 91. Araç gövdesi eşdeğer elastik gerilme sonuçları.....	90
Şekil 92. Birincil destek elemanı eşdeğer gerilme analizi sonuçları.....	90
Şekil 93. Birincil destek elemanı toplam deformasyon analizi sonucu.....	91
Şekil 94. İkincil destek eşdeğer gerilme.....	92
Şekil 95. İkincil destek total deformasyon	92
Şekil 96. İkincil destek yapısal eşdeğer elastik gerilme.....	93
Şekil 97. Birincil destek elemanı ve ayak tabanı toplam deformasyon analizi.....	94
Şekil 98. Ayak tabanı toplam yer değiştirme analizi.....	94
Şekil 99. Ayak tabanı eşdeğer gerilme analizi (küresel mafsallık)	95

Şekil 100. Süpersonik lüle yapısal analizi; a) Kayma yer değıştirmesi b) Stres c) Gerinim d) Tasarım içgörsü	96
Şekil 101. Süpersonik lüle HAD analizi; a) Basınç dağılımı -1 b) Hız dağılımı -1 c) Basınç dağılımı -2 d) Hız dağılımı -2.....	96
Şekil 102. Süpersonik lüle HAD Analizi grafikleri; a) Giriş basıncı grafiğı, b) Çıkış basıncı grafiğı, c) Giriş hızı grafiğı, d) Çıkış hızı grafiğı	97
Şekil 103. ANSYS raporu iniş aracı malzeme dayanımları	99
Şekil 104. ANSYS raporu analiz sonucu eşdeğer gerilim ve kayma gerilimi değeri	99



KISALTMALAR VE SİMGELER DİZİNİ

AL7075	: 7075 Serisi Alüminyum Malzeme
ATV	: Automated Transfer Vehicle
BUG	: Bileşen Ulaştırma Görevcisi
CECE	: Common Extensible Cryogenic Engine
CFRP	: Carbon Fiber Reinforced Polymer
CLPS	: Commercial Lunar Payload Services
DPS	: Descent Propulsion System
EAM	: European Apogee Motor
ESA	: European Space Agency
LAE	: Liquid Apogee Engine
LM	: Lunar Module
MMH	: Monomethyl Hydrazine
MON	: Mixed Oxides of Nitrogen
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
OMS	: Orbiting Maneuvering System
RKS	: Reaksiyon Kontrol Sistemi
ST304	: 304 Serisi Paslanmaz Çelik Malzeme
UD	: Unidirectional

GİRİŞ

Uzay teknolojileri günümüz dünyasının vazgeçilmez bir alanı haline gelmiştir ve uzay görevleri gün geçtikçe daha sık gerçekleştirilmeye ve başarılı sonuçlanmaya başlanmıştır. Uzun süren çalışmaların ürünü olan uzay görevleri roketler, iniş araçları, faydalı yükler, keşif araçları gibi birçok aktif teknolojiye ev sahipliği yapmaktadır. Ay ve mars gibi insanoğlu tarafından keşfedilmeyi bekleyen daha birçok ortamın keşfinin son aşamasını üstlenen iniş araçları bahsi geçen teknolojiler içerisinde oldukça önemli bir yere sahiptir. Ancak uzay misyonlarında görev alan bu iniş araçları oldukça pahalı, temini ve üretimi zor bileşenlerden oluşmaktadır. Dolayısıyla bu uzay araçları pahalı sistemlerdir ve iniş araçlarını bir misyona göndermeden önce tüm sistemlerin kusursuz şekilde çalıştığından emin olmak gerekir. Bu yüzden iniş araçlarının misyona hazır olana dek nitelikli AR-GE ve test aşamalarından geçmeleri gerekir. Öyle ki bu süreçlerin her biri proje maliyetinde ciddi artışlara sebep olmaktadır.

AR-GE ve test süreçlerinde, yakıt, ziyan olan sistem bileşenleri ve materyaller gibi daha birçok masraf söz konusu olmaktadır. Bu durumda ilgili süreçleri daha verimli geçirebilmek adına çeşitli çözüm ihtiyaçları doğmaktadır.

NASA'nın yakın zamanda duyurmuş olduğu CLPS (Commercial Lunar Payload Services) programı da iniş misyonlarını daha uygun maliyetlerle gerçekleştirme anlayışına uygun bir yaklaşım benimsemektedir. Uzay çalışmalarının ciddi bir kısmında paydaş olan NASA'nın böyle bir program geliştirmesi, bu alanda çalışan uluslararası oluşumların genelinin bu konu üzerinde yoğunlaştığını kanıtlar niteliktedir.

Bir araştırma görevinin maliyetleri ve görevde yer alacak bileşenlerin geri dönüşü olmayan hatalar sonucu görev sürecine zarar vermemek için kusursuz çalışma gereksinimleri göz önüne alındığında sistemlerin kusursuzlaştırılmak üzere Dünya şartlarında kapsamlı testlere tabi tutulması gerekmektedir. Gerçekleştirilmesi gereken bu testlerden yüksek doğrulukta sonuçlar alınabilmesi adına planlanan test senaryoları görevin gerçekleşeceği ortam koşullarını yeryüzünde taklit edebilecek şekilde tasarlanmalıdır.

Bir iniş aracının bahsedilen koşullar dahilinde ele alınması gereken sistemlerinden biri de itki sistemleridir. Uzay teknolojileri söz konusu olduğunda soğuk gaz itki sistemleri genellikle uzay araçlarının ve roketlerin reaksiyon kontrol sistemlerinde yer almaktadır. Ancak bu yazıya konu olan çalışmada soğuk gaz itki sistemi bir iniş aracı prototipinin reaksiyon kontrol sistemi ile birlikte aynı zamanda ana itki sistemini oluşturmaktadır.

Bu çalışmada bir Ay'a iniş görevi esnasında bir iniş aracının sistemlerini anlayabilmek, eksiklerini tespit edebilmek, geliştirebilmek ve verimliliğini, performansını, yeterliliğini gözlemleyebilmek adına, Ay koşullarını Dünya şartlarında taklit edebileceği öngörülen çeşitli test senaryolarında yer alması planlanan dikey inişli bir uzay aracı prototipinin materyal tercihleri, tasarım ve üretim metotları incelenecektir.

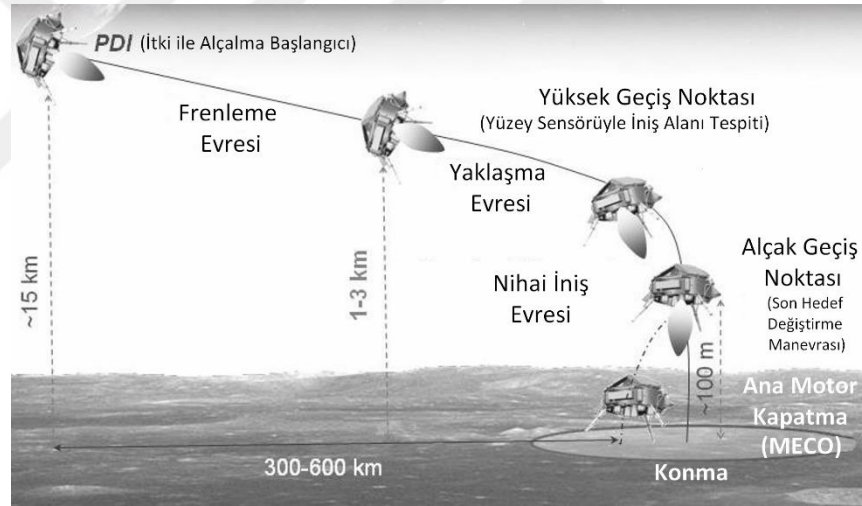


KURAMSAL TEMELLER

Ay'a İniş

İnsanoğlu 1950'lerden beri Ay'a iniş girişiminde bulunmuştur. İlk aşamalarda gerçekleştirilen inişlerin çoğu, kasıtlı sert darbe inişler olsalar dahi Ay'ın yüzeyine ulaşmayı amaç edinmiştir. Gerçekleştirilen başarılı inişler, uzay araçlarının yumuşak iniş denemelerinin ve Ay yüzeyinden iletişim kurulmasının önünü açmıştır (Weixiong, 2017).

Bilimsel ve teknolojik gelişmelerle birlikte birçok ülke veya kuruluş uzay ve Ay hakkında kapsamlı araştırmalar yürütmektedir. Dünya'nın doğal uydusu olan Ay, bol miktarda doğal kaynaklara sahip olması ve gelecekte bir bölge olarak yüksek potansiyel barındırması nedeniyle son zamanlarda uzay araştırmalarının odak noktası olarak yeniden ortaya çıkmıştır (Pham, 2014).



Şekil 1. Bir Ay'a iniş görevinin aşamaları (Carmo vd., 2008).

Bir uzay aracının bir gezegen gövdesinin yüzeyine inişi, uzay keşif çabalarındaki en büyük zorluklardan biridir. Bu durum, aracın yörüngesel giriş hızından tamamen durma noktasına nispeten kısa bir sürede yavaşlatılması gerekmesinden kaynaklanmaktadır (Witte, 2015)(Şekil 1).

Başlangıçta iniş aracı ile ay yüzeyi arasındaki iniş hızını ve çarpmayı azaltmak için paraşüt veya balon kullanımı düşünülmüştür. Ancak bu yöntemlerin hiçbiri etkili olmamıştır (Pham 2014).

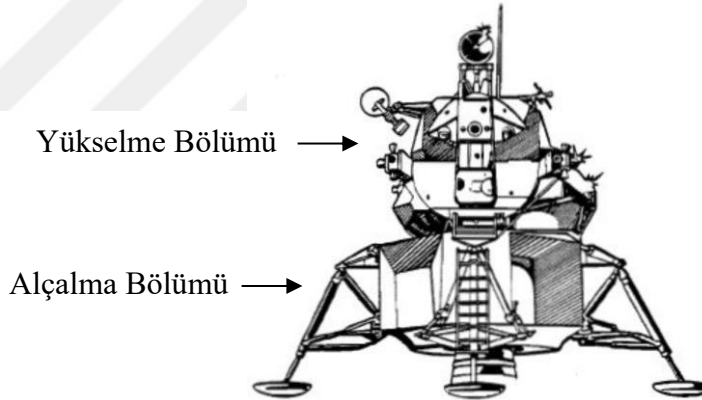
Ay keşfinin zor olarak nitelendirilmesinin bir diğer sebebi, iniş operasyonu hazırlıksız bir yerde gerçekleşebilir ve aracın uçuş yoluna göre rastgele yönlendirilebilir olmasıdır.

Genellikle, bir ay iniş aracının motoru, ay regolitinin (ay toprağının) sıçramasını önlemek için ay yüzeyinden belirli bir yükseklikte kapatılır, ardından iniş aracı serbestçe ay yüzeyine düşer (Liu, 2017).

Son yıllarda, Ay keşfi, oldukça popüler olan Apollo görevlerinin yoğun ilgi döneminden sonra yeni bir "altın çağ" yaşamaktadır. Hindistan Uzay Araştırma Örgütü'nün yakın zamanda gerçekleştirdiği Chandrayaan-2 görevi ve NASA'nın 2024'te insanlı ay görevlerini yeniden devreye alması ile ilgili haberler, Ay keşfi ve Ay'a iniş sadece NASA veya ESA gibi büyük ulusal veya uluslararası kuruluşlar için değil, aynı zamanda özel şirketler, araştırma merkezleri ve üniversiteler için de büyük ilgi kaynağı olduğunun göstergesidir (Bernacchia, 2020).

Ay'a İniş Aracı

Uzay araştırmalarının temel hedeflerinden biri farklı gezegen yapılarına inmektir. Yumuşak iniş yapan (yani yükün ve/veya aracın imhasıyla sonuçlanmayan) uzay araçlarının modüllerine iniş aracı adı verilir. Bu hedefe başarıyla ulaşmak için, iniş aracının tasarım sürecini etkileyen parametreler incelenmeli, halihazırda var olan tasarımlar optimize edilmeli ve bu tasarımları iyileştirmek gerekmektedir (DeMingo, 2019).

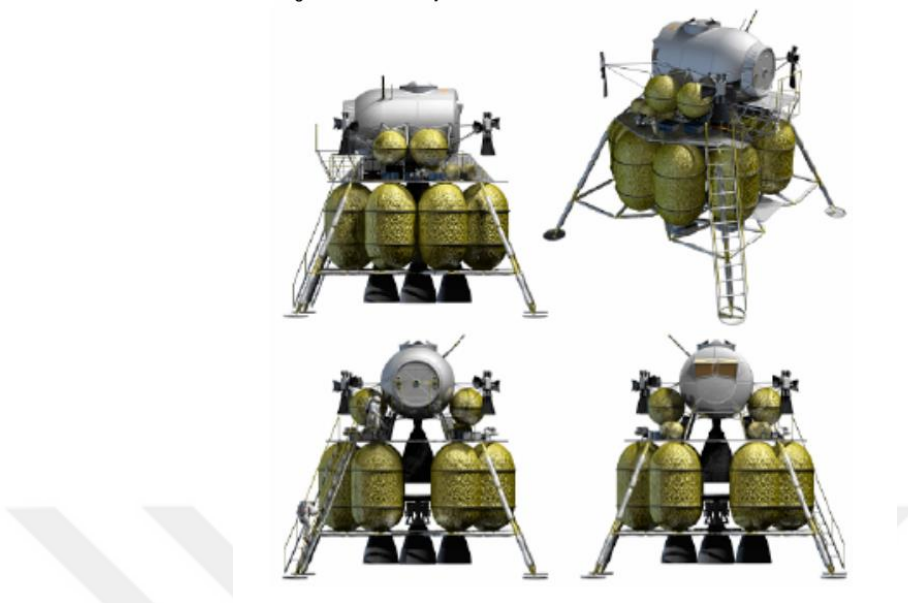


Şekil 2. Apollo 11 ay modülü (Lu vd., 2021)

Bir ay iniş aracı tasarlamak için mühendisler, bir iniş aracının birçok unsurundan sadece biri olan genel uzay görevi mimarisini göz önünde bulundurmalıdır. Tipik uzlaşmalar fırlatıcının seçimini, transfer aracının tasarımını, yörüngede yakıt ikmalinin kullanılabilirliğini, yörünge seçimini ve olası yeniden kullanılabilirlik gereksinimlerini dikkate alır. Bu farklı değişkenler ay iniş araçlarına boyut ve performans sınırlamaları getirmektedir (de Paor vd., 2023).

Bir Ay'a iniş aracı, her iki bölümün de tek bir birim olarak işlev gören yükselme ve iniş kısımlarından oluşur (Şekil 2). İniş kısmı bir taşıyıcı, iniş gövdesi ve fırlatma platformu olarak hizmet eder. Ay'a iniş aracı, dört iniş takımına iniş takımı barındıran bir katı gövde olarak ele

alınır (Şekil 3). İniş kısmı, iniş motoru, yükselme motorundan çok daha büyük olduğundan daha büyük bir itici yük gerektirmektedir (Krishnan vd., 2016).



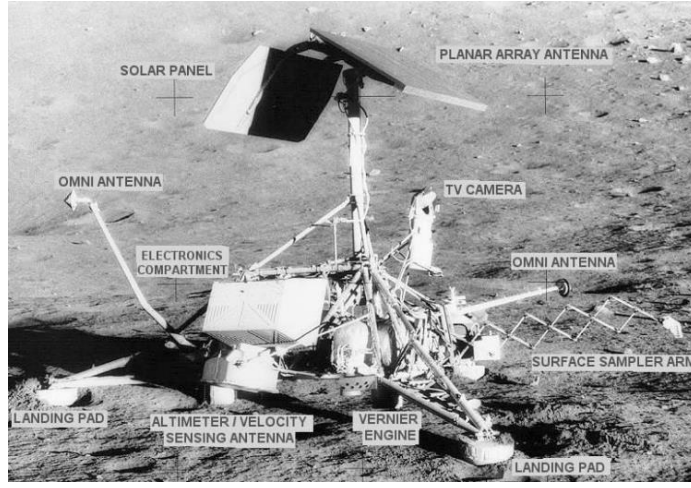
Şekil 3. ESAS Ay yüzeyi erişim modülü (Wu vd.,2007)

Bir iniş aracının iniş dinamikleri, iniş hareketinin, temas dinamiklerinin ve çoklu gövde sistemi içindeki kuvvet etkileşimlerinin anlaşılmasını gerektirir. İniş dinamikleri ve iniş ortamındaki zorluklar ve belirsizlikler, iniş aracının görev kaybına yol açabilecek kötü sonuçlar ile sonuçlanabilir. İniş sistemi, Ay'a iniş yapan aracın kararlılığını ve güvenliğini belirlemede önemli bir rol oynamaktadır. Konma sırasında, yükleme etkisi esnasında enerji Emilimi sağlar ve iniş yüklerini azaltarak iniş aracına gelen yük ivmelerini en aza indirir. Bu durum, iniş yapılarının yanı sıra araç içi elektronik bileşenlerdeki hasarları da etkili bir şekilde önleyebilir (Weixiong, 2017).

Geçmiş İniş Aracı Projeleri

Surveyor 7 iniş aracı

Surveyor 7 iniş aracı, 1968 yılında aya başarılı yumuşak iniş gerçekleştirmek için American Surveyor programı kapsamında tasarlanan 305,7 kg iniş kütlesine sahip bir insansız iniş aracıdır (Şekil 4). Bu aracın iniş ayakları, ana gövde yapısının köşelerine tutturulmuş alüminyum desteklerden oluşur. İniş ayağı konfigürasyonu, iniş sistemine bağlı bir birincil destek ve iki adet ikincil destekten oluşmaktadır. Söz konusu sistem, iniş araçları için ters çevrilmiş bir tripod iniş sistemi tipine benzemektedir. İniş ayağı destekleri ve ayak tabanları, iniş enerjisinin emilmesi için bal peteği şeklinde kırılabilir elemanlar içermektedir. Uzun aracının merkezinden itibaren 4,3 m'lik taban alanı yarıçapı, iniş sırasında kararlılık sağlamaktadır (Weixiong, 2017).



Şekil 4. Surveyor 7 keşif aracı (NASA, 2017)

NASA, 1966-1968 yılları arasında Ay'a yumuşak inişin yapılabilirliğini kanıtlamak için yedi adet uzay aracı göndermiştir. Bu görevler sırasında en uygun iniş alanını ve yüzeydeki toz kalınlığını da değerlendirmişlerdir. Asla geri dönmeleri planlanmadığı için hepsi Ay yüzeyinde kalmıştır. Surveyor 7 iniş aracının kalkış kütlesi 1000 kg, iniş kütlesi ise yaklaşık 300 kg civarındadır. Gövde yapısı üç ayaktan oluşur. İtki sistemi olarak ise üç verniyeli motora sahiptir. Bu program, insanlı görevlerin hedefine ulaşmanın bir önceki adımı olarak değerlendirilir (DeMingo, 2019).

Apollo 11 lunar module

Apollo 11 Ay Modülü (LM), 1969 yılında bir mürettebatı Ay yüzeyine başarıyla yumuşak iniş yapan ilk insanlı uzay aracıdır (Şekil 5). Bir yükselme ve bir alçalma kısmından oluşmaktadır ve ay park yörüngesi sırasında Apollo Komuta/Servis Modülünden ayrılmıştır. Aracın yumuşak iniş gerçekleştirebilmesi için araç modül komutanı tarafından kontrol edilmiştir. Aracın iniş kütlesi 7327 kg'dır. İniş sistemi, birincil desteklerin ayak tabanlarına tutturulduğu ve iki ikincil desteklerin birincil payandaların üst bölümlerinin her birine bağlandığı bir konsol tasarımına sahiptir. Birincil destekler Al7178'den, ikincil destekler ise AL2024'ten imal edilmiştir. İniş darbe enerjisini absorbe etmek için hem birincil hem de ikincil desteklerde iki aşamalı petek emici elemanlar kullanılmıştır. Ayak tabanı çanak şeklindedir ve AL7075'ten imal edilmiştir. Çekirdek petek tipi ise Al2024 ve 5052'den üretilmiştir. (Weixiong, 2017).

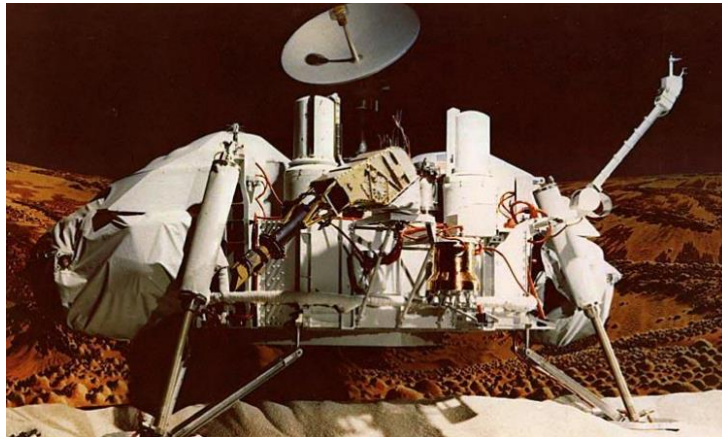


Şekil 5. Apollo 11 ay modülü (Rogers, 1972)

Apollo 11’de iniş için kullanılan itme sistemi, Uzay Teknolojisi Laboratuvarları tarafından geliştirilen değişken gazlı hipergolik bir roket motoru olan Ay Modülü İniş Motorudur. İniş aracı, yalpa çemberli bir itici tarafından otomatik olarak kontrol edilmiştir ve aynı zamanda hassas hareketler için doğrudan pilotlar tarafından kontrol edilebilme yeteneğine de sahiptir (DeMingo, 2019).

Viking 1 lander

Viking 1 iniş aracı, 1976 yılında NASA'nın Viking programının bir parçası olarak Mars yüzeyine yumuşak iniş yapmayı başarıyla başaran ilk uzay aracıdır (Şekil 6). Viking programı, bir yörünge aracı ve bir iniş aracından oluşmaktadır. İniş aracı, Mars yörüngesi sırasında yörüngeden ayrıldıktan sonra Mars yüzeyine inmiştir. Viking iniş aracının iniş sistemi ters tripod tasarım tipindedir. Bir ana destek düzeneği, ikincil destek düzeneği ve her bacak için bir ayak tabanı içeren üç ayaklı bir sisteme sahiptir. Ana destek düzeneği, ana enerji emilimi için beş aşamalı kırılabilir petek boru çekirdeği içermektedir. İkincil desteklerin iç uçları, ana gövde yapısını ve yerleşik elektronik bileşenleri korumak için tasarlanan sınır yüküne ulaşıldığında deforme olan yük sınırlayıcılar barındırmaktadır (Weixiong, 2017).



Şekil 6. Viking 1 iniş aracı (NASA, 2017)

Ayrıca Viking yörünge aracının çektiği fotoğraflar, daha önceden planlanmış bölgelerin revize edilmesine yol açmıştır; çünkü görüntü çözünürlükleri iyileştirilmiştir ve bu durum, belirli yerlerde elverişsiz arazi oluşumları olduğunu ortaya çıkarmıştır. (Witte, 2015).

ESA iniş aracı

ESA İniş Aracı, Avrupa Uzay Ajansı (ESA) tarafından başlatılan bir programdır. Görevin amacı, bir yükün Ay yüzeyine güvenli ve doğru bir şekilde ulaştırılabilme yeteneğinin gösterilmesidir. Görev, hassas ve bir yumuşak iniş gerçekleştirmek için gereken teknolojileri göstermeyi planlamıştır. Ancak proje 2012 ESA Bakanlar Konseyi'nde askıya alınmıştır. Şekil 7'de tasarımı görülen araçta 4 ayağı, beş ana iticisi ve daha küçük reaksiyon kontrol motorları mevcuttur. İniş aracında itici motor olarak EAM (Avrupa Apogee Motoru) ve ATV (Otomatik Transfer Aracı) kullanılması planlanmıştır. Aracın iniş kütlesi yaklaşık 800 kg'dır ve araç 3,44 m yüksekliğinde ve 5,6 m çapındadır (DeMingo, 2019).



Şekil 7. ESA iniş aracı (Fisackerly vd., 2012)

Philae lander

Philae, ESA Rosetta misyonunun bir parçası olarak 67/P Churyumov Gerasimenko kuyruklu yıldızına inmek üzere tasarlanan ilk kuyruklu yıldız iniş aracıdır (Şekil 8). 2004 yılında Rosetta gemisiyle fırlatılmıştır ve 2014 yılında Rosetta'dan balistik olarak ayrılarak kuyruklu yıldız yüzeyine iniş yapmıştır. İniş aracı yüzeye inmiştir ancak zıpkın sistemi iniş aracını sabitleyemediğinden ve soğuk gaz iticileri iniş sırasında ateş edemediğinden iniş alanından sekmiştir. İniş aracı, bu durum sonucunda güneşin daha az aydınlattığı alana iniş yapabilmiş ve bu durum dolayısıyla Rosetta ile kısa süreli iletişim kurabilmiştir (Weixiong, 2017).



Şekil 8. Philae iniş aracı (NASA, 2017)

Rosetta Projesi kapsamında Philae, Orbiter Investigations ile birlikte seyir sırasında görevlendirilen ve kontrol edilen tek bir bilimsel birim olarak kabul edilir. Ayrılmaya kadar, güç Orbiter'dan göbek bağlantısı yoluyla sağlanmıştır (Bibring vd., 2007).

İniş aracı karbon fiber yapıya sahiptir ve yaklaşık 98 kg ağırlığındadır. İniş sistemi, kardan mafsala bağlanan üç bacadan ve gövde yapısının merkezindeki eğim sınırlayıcı düzeneğinden oluşmaktadır. Geniş taban alanı çapına sahip iniş aracı, büyük stabilite ve minimum açıklık sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. İniş sistemi sönümlleme elemanı, bir elektrik motorunu çalıştıran ve enerjiyi direnç aracılığıyla dağıtan bir sönümlleme mekanizmasıdır (Weixiong, 2017).

Chang'e programı

Chang'e (Çin Ay tanrıçası) olarak da bilinen Çin Ay Keşif programı (CLEP), ay hedefi olan bir dizi görevdir. Program 2007'den 2027'ye kadar 5 aşamaya ayrılmıştır. Bu görev aşamaları boyunca Chang'e 3 modelinden başlayarak Chang'e 9 modeline dek iniş aracının yer aldığı görevler planlanmaktadır. Son aşamada ise sırasıyla 2023, 2024 ve 2027 bu aşamadaki araçların fırlatılması planlanmıştır. (DeMingo, 2019)

Lunar X-prize

X Prize Vakfı, Google sponsorluğunda 2007- 2018 yılları arasında Lunar X Prize isimli bir yarışma düzenlemiştir. Bu yarışmanın hedefleri, robotik bir uzay aracını aya indirmek, 500 metre yol kat etmek ve yüksek çözünürlüklü görüntü ve video iletmek olarak belirlenmiştir. Bu yarışmada öne çıkan ekipler SpaceIL, Moon Express, Synergy Moon, Team Indus, Astrobotic ve Team Hakuto'dur (DeMingo, 2019).

Yarışmanın büyük ödülü görevlerin belirtilen süre içerisinde gerçekleştirilememesinden kaynaklı olarak iptal edilmiştir ancak katılımcı ekiplerin çoğu günümüzde iniş araçlarını tasarlamış ve Ay'a göndermiştir.

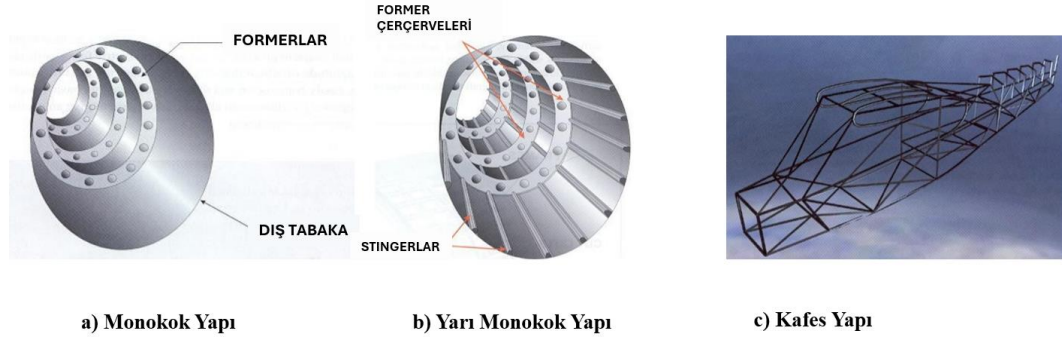
Dikey İnişli Bir Uzay Aracının Tasarım ve Üretim Metotları

Dikey inişli bir uzay aracının tasarım ve üretim metotları birçok değişken parametreye bağlıdır. Bu parametreler aracın kararlı bir iniş gerçekleştirmesi ve görevini başarıyla tamamlaması için gerekli parametrelerdir. Bu başlık altında dikey inişli bir uzay aracının alt sistemleri, tasarım ve üretim metotları değerlendirilecektir.

İniş Aracı Gövde Yapısı ve Tasarımı

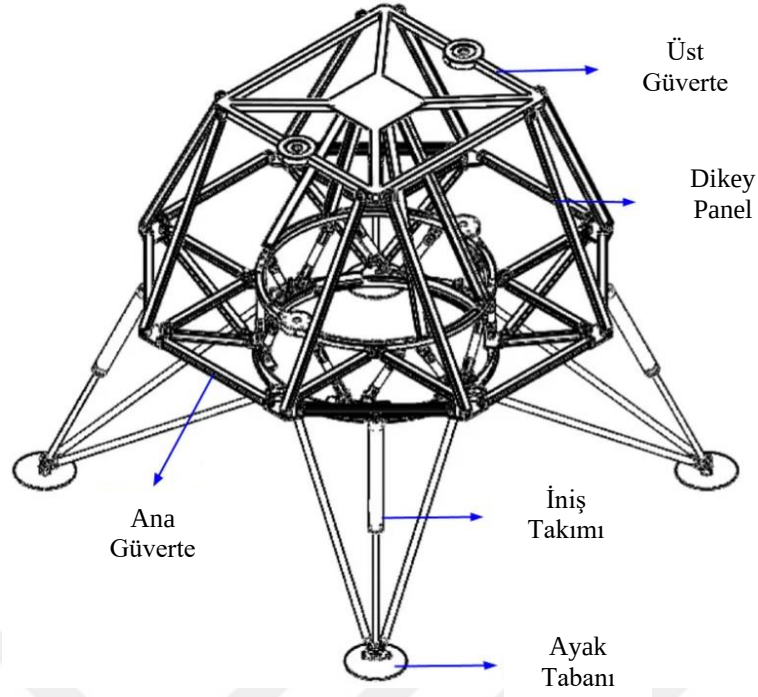
Wang ve arkadaşları (2023) dört ayaklı bir iniş aracının yapısını tarif ederken, aracın ana gövdesi ve dört iniş takımı (bir iniş takımı, bir birincil ve iki ikincil destekten oluşur, her bir destekte bir enerji emici ve bir ayak tabanından oluşur) içerdiğinden bahsetmiştir.

Driggers ve arkadaşları (1991), monokok, yarı monokok ve uzay çerçeve olmak üzere üç genel yapı türü olduğundan bahsetmiştir (Şekil 9).



Şekil 9. Gövde yapısı türleri; a) Monokok yapı b) Yarı monokok yapı c) Kafes yapı (Bingöl, 2014)

Drigger ve arkadaşlarına göre her birinin kendine göre avantajları ve dezavantajları vardır. Monokok tasarımlar, basınç yüklerine direnmek ve bir sıvı içinde çalışmak için kullanışlıdır. Ayrıca, yüzeyin herhangi bir yerinde delikler açılabilmesinden, yüzeye monte parçaların bağlanmasında daha fazla esneklik sağlarlar. Uzay çerçeve tasarımları, yapı için gereken kütle açısından yükleri desteklemek için en verimli olanlardır. Ancak yüzeye bağlantı noktaları sınırlıdır ve altyapı destek elemanlarının eklenmesini gerektirir (Şekil 10). Yarı monokok tasarımlar her iki tasarımın avantajlarını birleştirir ancak yine de uzay çerçevelerinden daha ağırdır.



Şekil 10. Kafes yapıya sahip bir iniş aracı (Mehta, 2017)

Kafes platformlar, araç konfigürasyonunu görev gereksinimlerine göre uyarlamak için yüksek derecede esneklik sunarken yapısal kütle payını da en aza indirir. Kafes yapılar, her iki uçta düğüm bağlantı parçalarına bağlanan ince duvarlı elemanlardan oluşur. Tüm ana araç bileşenleri ve alt sistemleri, indüklenen bükülme momentlerini en aza indirmek için kafes kiriş düğümlerine bağlanır (Wu vd., 2007).

Bir iniş aracının ana yapısı, araçtaki tüm bileşenleri taşımak ve yükü ay yüzeyine güvenli bir şekilde ulaştırmak için görevin tüm aşamalarında hayatta kalmalıdır (Kennedy, 2019).

Malzeme mukavemetinde herhangi bir bozulma olmadığı varsayıldığında, elastik Euler burkulması, yerleşik bir kafes yapı içindeki bireysel bir dikmenin yük taşıma kapasitesi için muhafazakâr bir alt sınırı temsil eder (Wu vd., 2007).

Bu konuyla alakalı olarak, Weiss (1973), çalışmasında Apollo 11'in gövde yapısından bahsetmiştir. Weiss'e göre Apollo 11'in yapısı öncelikle, metalin belirli bölgelerinin asidik çözeltilerle kazındığı bir işlem olan kimyasal frezeleme işlemiyle elde edilmiş, ince, ızgara veya ağ şeklinde tasarlanmış yapılardan, ekstrüzyon metoduyla elde edilmiş ve sonrasında frezeleme işlemine tabi tutulmuş takviye elemanlarından ve frezeleme metoduyla imal edilmiş, yapısal elemanların kenarlarını veya uçlarını güçlendirmek ve korumak amacıyla kullanılan kapak şeritlerinden oluşmaktadır. İniş aşamasının yapımında kullanılan malzeme öncelikle Al7075 alüminyumdur. Titanyum yüksek sıcaklıkların yaşandığı yerlerde kullanılır. Ana yapı, yapısal üst ve alt güverteler ve uç perdeler ile haç şeklinde bir konfigürasyonda düzenlenmiş iki çift paralel kirişten oluşur. Her bir kiriş çiftinin ucuna dört ayaklı bir kafes kiriş düzeneği (destek

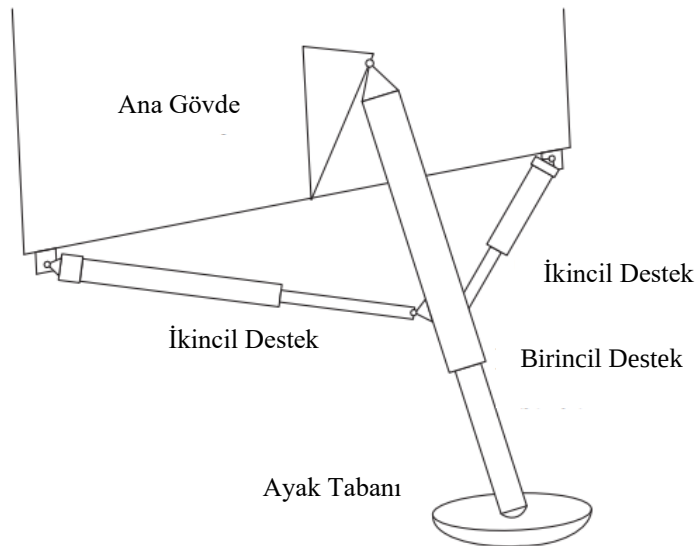
ayağı) takılmıştır. Bu düzenekler uzay aracı iniş modülü bağlantı aparatında Ay modülü için destek görevi görür ve iniş takımının ana payandaları için bağlantı noktaları görevi görür.

İniş Sistemleri

İniş sistemi, ay iniş aracının kararlılığını ve güvenliğini tanımlamada önemli bir rol oynar. İniş sırasında, enerji Emilimi sağlar ve iniş aracının maruz kaldığı yükleri en aza indirmek için iniş yüklerini zayıflatır. Bu durum, iniş aracının yapılarında ve yerleşik elektroniklerde hasarları etkili bir şekilde önleyebilir (Weixiong, 2017).

Ay iniş aracının genel tasarımında, iniş aşamasında iniş dinamiklerinin analizi önemli bir görevdir ve yüksek iniş darbe enerjisini emebilen bir iniş sisteminin tasarımı, ay modülünün stabilitesini ve güvenliğini garanti altına almak ve içindeki cihazları korumak için vazgeçilmezdir (Pham vd., 2014).

Liu ve arkadaşları (2017) dört ayaklı bir iniş aracının iniş sistem içeriğinden bahsederken sistemin ana gövde ve ana gövdenin etrafına eşit şekilde dağıtılmış dört iniş takımı tertibatından oluştuğunu söylemiştir. Liu ve arkadaşlarına göre her iniş takımı, birincil bir bacak desteği, iki ikincil bacak desteği ve bir ayak tabanından oluşur (Şekil 11). Bacak destekleri birincil yük taşıyan bileşenlerdir ve tüm iniş aracı için destek görevi görürler. Destek içinde bulunan amortisörler, iniş aracı ay yüzeyine çarptığında iniş enerjisini emmek için kullanılır. Ayak tabanı, düşük taşıma gücüne sahip yüzeydeki darbe penetrasyonunu azaltmak için faydalıdır



Şekil 11. Ana gövde, birincil destek, ikincil destekler ve ayak tabanından oluşan bir iniş sistemi (Liu vd., 2017)

Krishnan ve arkadaşlarına göre (2016) desteklerin yönelimi ve yanal yükleme potansiyeli nedeniyle iniş takımları için güçlü bir malzeme gereklidir. İniş sırasında destek üzerinde büyük miktarda yanal stres oluşabilir çünkü iniş aracının yatay bir hıza sahip olma

potansiyeli vardır. Yanal stres, inişten sonra statik yükleme sırasında da oluşabilir. İniş sırasında, yay ve amortisör sisteminin burkulması yoluyla büyük miktarda kinetik enerji dağıtılır. Araca aktarılan kuvvetler, emilim malzemesinin plastik deformasyonu ile azaltılır. Statik desteğin tasarımı, enerji emilim sisteminin modül içinde barındırılmasına olanak tanır ve modülün genel hacmini azaltır. Desteklerin açısı, bir miktar yatay yüklemeyi desteklemeye yardımcı olacaktır. İniş sırasında, iniş takımları son konumunun daha az uzatıldığı bir açıda hızlandırılacaktır. İniş takımları, iniş aracı dinlenme konumuna ulaşana kadar yüzey boyunca içeriye doğru sürüklenecektir. Araçtaki bileşenlere uygulanan iniş yavaşlaması, enerji emilim malzemesinin ezme kuvveti seviyeleri tarafından kontrol edilir. Ana destek sönümleyicisi, özellikle ayak tabanının iniş yüzeyinden kayabilmesi durumunda, ay regolitinin dinamik sürtünmesine bağlı olarak, iniş enerjisinin çoğunu dağıtmalıdır.

Destekler

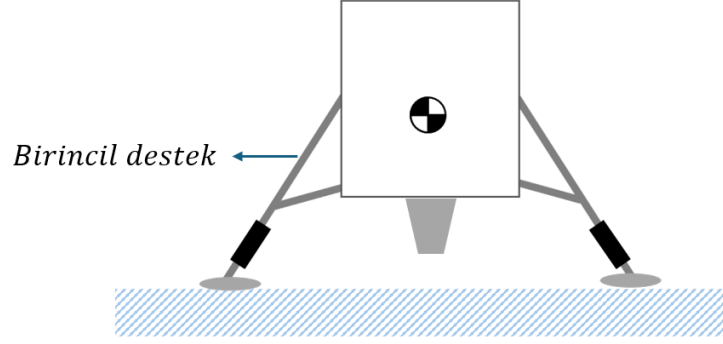
Her iniş takımı sistemi bir birincil destek, iki yardımcı destek ve bir ayak pedinden oluşur. Hem birincil hem de yardımcı destekler bir dış silindir ve bir iç silindir içerir (Yuan vd., 2021).

Sönümleyici kartuşlara sahip dört iniş ayağından oluşan yumuşak iniş sistemi, ay yüzeyinde sabit ve pürüzsüz bir inişe izin verir (Krishnan vd., 2016).

Liu ve arkadaşları (2017) her bacak desteğinin bir dış silindir, bir iç silindir ve bir amortisörden oluştuğundan bahsetmiştir. Liu ve arkadaşlarının çalışmasında tüm bacak desteklerinin dış silindirleri, üst uçlarından ana gövdeye bağlanmıştır. Birincil bacak desteğinin iç silindiri, alt ucundan ayak yastığına bağlanırken, her ikincil bacak desteğinin iç silindiri birincil bacak desteğine bağlanmıştır

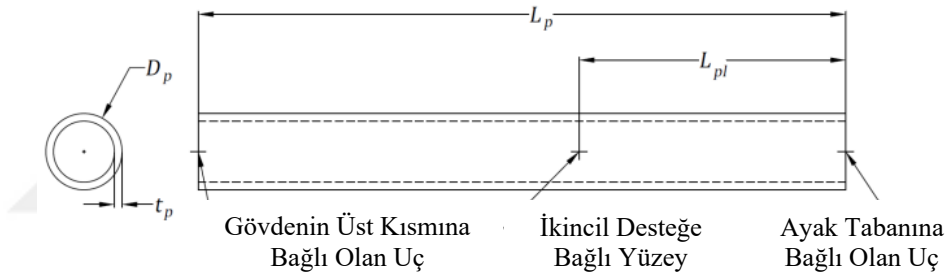
Birincil destek

Birincil destek, dış silindirin üst ucundaki modüle üniversal bir bağlantı parçasıyla ve iç silindirin alt ucundaki yastığa bir bilyalı bağlantı parçasıyla bağlanır (Şekil 12). Birincil destek içinde enerji emici malzemelerden yapılmış bir sıkıştırma tampon bileşeni bulunur (Yuan vd., 2021).



Şekil 12. İniş aracı birincil destek yerleşimi

Weixiong'un (2017) çalışmasında birincil destek hesaplamalarını gerçekleştirmek için yer verdiği tasarımda birincil destek geometrisi, bir halka silindir geometrisi olarak basitleştirilmiştir. Weixiong'un çalışmasına göre birincil silindir, dış çap, D_p , kalınlık, t_p ve uzunluk, L_p ile tanımlanır. L_{pl} , ise birincil destek alt bölümünün uzunluğudur (Şekil 13).

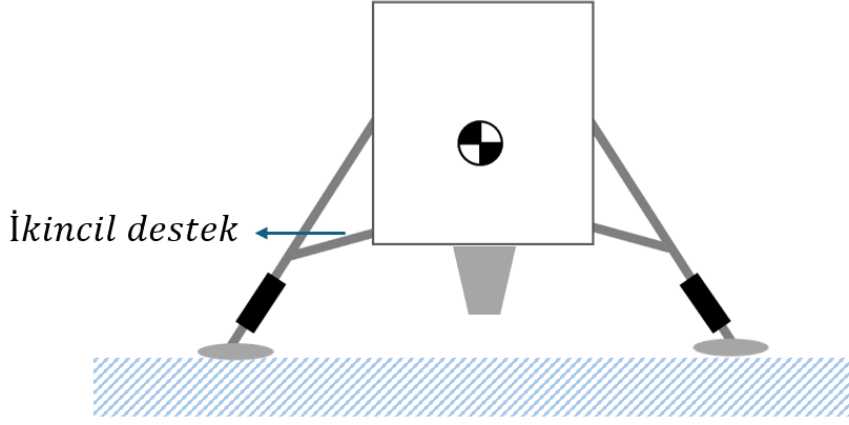


Şekil 13. Birincil destek basitleştirilmiş geometrisi (Weixiong, 2017)

Birincil destek, esas olarak birincil enerji emicinin basınç yükünden kaynaklanan basınç gerilmelerine maruz kalır. Ancak, ikincil destek birincil desteğin orta bağlantı noktasına bağlandığından, birincil destek ayrıca ikincil desteğin gerilimi veya basıncı tarafından oluşturulan eğilme momentine maruz kalır. (Weixiong R., 2017).

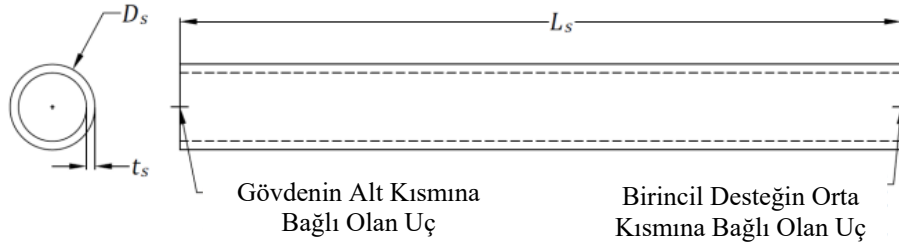
İkincil destek

İkincil destekler, birincil desteğe yanal direnç sağlar ve iniş sırasında birincil desteklerin yayılmasına direnir (Şekil 14). İki ikincil destek, her birincil desteğin orta bağlantı noktasına yaklaşık 45° açıyla bağlanır (Weixiong, 2017).



Şekil 14. İniş Aracı ikincil destek yerleşimi

Weixiong'un (2017) çalışmasında ikincil destek hesaplamalarını gerçekleştirmek için yer verdiği tasarımda ikincil desteği, birincil desteğe benzer bir halka silindir destekle temsil etmiştir. Çalışmasına göre, L_s ikincil desteğin uzunluğu, D_s ikincil desteğin dışı çapı t_s ise ikincil desteğin cidar kalınlığıdır (Şekil 15).



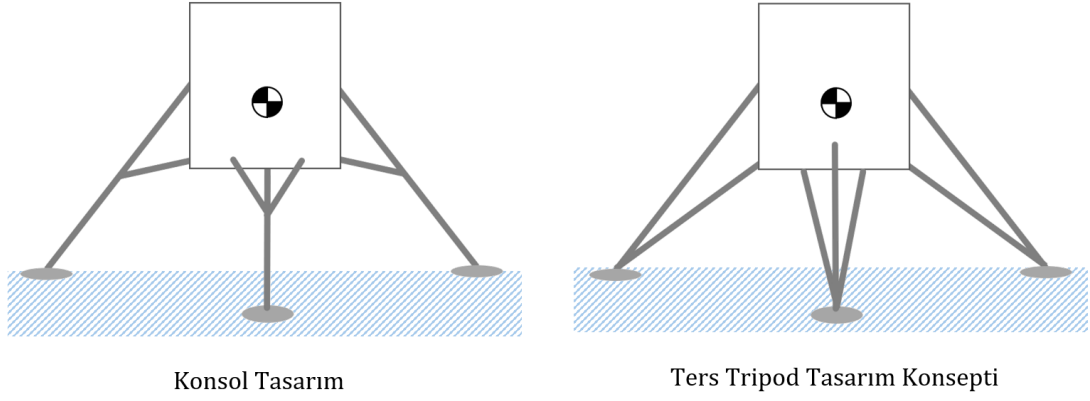
Şekil 15. İniş aracı ikincil destek basitleştirilmiş geometrisi (Weixiong, 2017)

Chen ve arkadaşları (2013), içerisinde açılabilir ve kilitlenebilir mekanizmaya sahip ikincil desteklerden çok işlevli ikincil destek olarak bahsetmiştir. Chen ve arkadaşlarına göre açılabilir ve kilitlenebilir mekanizma olmadan, yalnızca sönümlleme için kullanılan ikincil destekler ise tek işlevli ikincil destek olarak adlandırılır

İniş takımı tipi

Weixiong'a (2017) göre iniş sisteminin tasarlanabilmesi için uygun iniş takımı tipi tasarımının seçilmesi önemlidir. İniş takımı tipi, iniş takımı desteklerindeki yük türlerini, iniş takımının toplam kütesini ve enerji emiliminin verimliliğini tanımlar.

"Konsol" ve "Ters Tripod" olarak bilinen bacak kinematığı, birincil payanda ile ikincil payandalar arasındaki bağlantının konumuyla ayırt edilir (Şekil 16). Konsol tipi, ikincil desteği birincil desteğin hareket etmeyen üst kısmına bağlar, ters çevrilmiş tripod ise ikincil desteği birincil desteğin hareketli alt kısmına bağlandığı bir iniş sistemi tipidir (Witte, 2015).



Şekil 16. İniş aracı iniş sistemi tipleri

Weixiong (2017) bir başka tarifle konsol tasarım tipini, birincil desteğin üst bölümünün alt ucuna ve ana gövde yapısına bağlanan ikincil desteklere sahip bir iniş takımı tipi olarak tanımlamıştır. Weixiong’a göre birincil desteğin üst bölümünün uzunluğu sabittir ve ikincil destekleri birincil desteğin orta bağlantı noktasına bağlar. Hem birincil desteğin alt kısmı hem de ikincil destekler, desteklerin iç silindiri içine yerleştirilmiş enerji sönmüleyici elemanlara sahiptir. Gövde yapısını ve hem birincil hem de ikincil destekleri birbirine bağlayan bağlantılar, iniş esnekliği sağlamak üzere bilyeli mafsallar üzerinde döndürülür. Birincil destek, ikincil destek ve birincil destekteki şok emici elemandan gelen basınç yükü nedeniyle esas olarak bükülme momentine maruz kalır. İkincil destek esas olarak yalnızca eksenel yönde yüklenir.

Şahinöz’e göre (2012) konsol tasarımı, teleskopik arayüzde sürtünme kuvvetini ve tasarım yüklerini önemli ölçüde artıran bir tork yaratır. Ters tripod konfigürasyonu ise bükülme torkunu ortadan kaldırır, tüm desteklerde neredeyse saf eksenel kuvvetler yaratarak tasarım yüklerini en aza indirir, ancak konsol tasarımına kıyasla alt desteklerin uzunluğunu artırır.

Ters çevrilmiş tripod tasarımı ise ayak tabanına bağlı hem birincil hem de ikincil desteklere sahiptir. Birincil ve ikincil desteklerin her ikisi de sönmüleme elemanlarına sahiptir, ancak bazı durumlarda yalnızca birincil destek sönmüleyici elemanlar içerir. Konsol tasarımına benzer şekilde, gövde yapısını ve hem birincil hem de ikincil destekleri birbirine bağlayan bağlantılar, iniş sırasında esnekliğe izin vermek için bilyeli mafsallar üzerinde döndürülür. Bu tasarım tipinde birincil ve ikincil desteklerin her ikisi de eksenel yüklere maruz kalır (Weixiong, 2017).

Sönmüleyici elemanlar

Weixiong’a göre (2017) enerji sönmüleyici elemanlar genellikle birincil desteğin alt bölümünde ve ikincil desteğin içinde bulunur. Enerji sönmüleyici elemanın görevi darbe yoluyla enerjiyi absorbe etmektir ve amortisörün yük strok eğrisine bağlıdır.

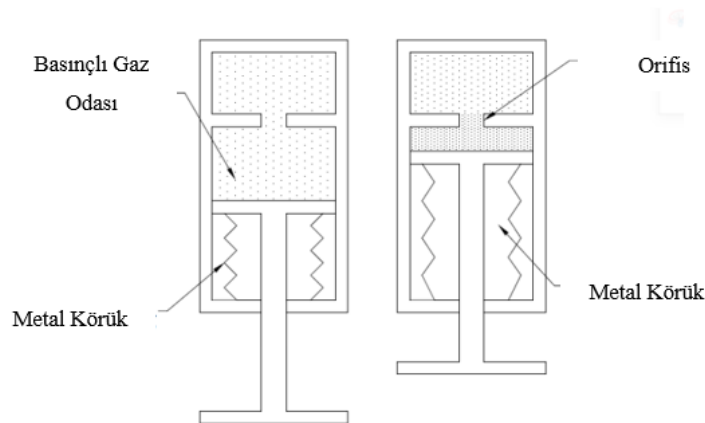
İniş takımı, iniş aracı ay yüzeyine indiğinde yükleri korumak için darbe enerjisini mümkün olduğunca sönümlmelidir. Geçmişte, Ay'a iniş araçları için birkaç sönümleyici eleman türü icat edilmiş, test edilmiş ve kullanılmıştır (Pham vd., 2014).

Örneğin metal körüklü amortisörler, Central Florida Üniversitesi tarafından uzayda veya zorlu kara koşullarında kullanılmak üzere önerilmiştir (Trautwein, 2015).



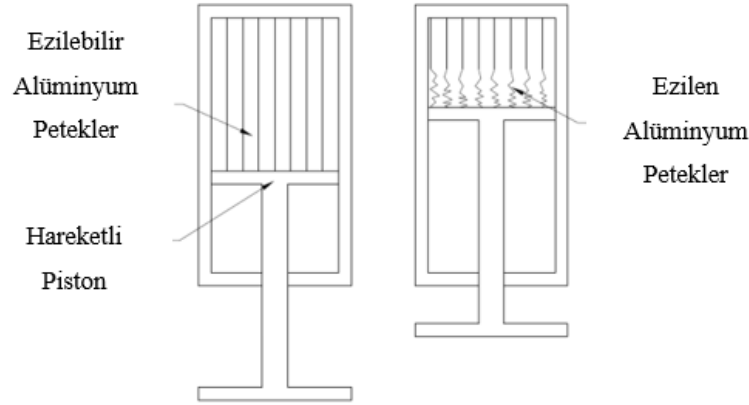
Şekil 17. Metal körüklü iniş sistemi üç boyutlu tasarım kesit görünüşü

Paslanmaz çelik metal körükler, uzay ortamlarındaki uygulamalar için uygun olan kriyojenik sıcaklıktan 400°C'lik aşırı sıcaklıklara kadar çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Bu sistem, bir delik ile ayrılan iki gaz odasından ve Şekil 17'de gösterildiği gibi metal körüğe bağlanan bir pistondan oluşur. İki basınçlı gaz odası arasındaki delik amortisör görevi görür ve gaz odasıyla birlikte metal körük de amortisörün yay elemanı olarak görev yapar (Şekil 18). Sistem hermetik olarak kapatıldığı için contalardan sızıntı riskini ortadan kaldırır. (Weixiong, 2017)



Şekil 18. Metal körüklü iniş sistemi (Weixiong, 2017)

Geçmişteki iniş araçları için, ezilebilir petek sönümleyiciler, petekleri yük seviyesinde ezerek enerjiyi emmenin etkili ve basit bir yöntemini sağlamıştır. Emici, eleman yük seviyesinin üzerinde bir yüke maruz kaldığında, petek yapı plastik olarak deforme olur (Şekil 19). Maruz kalınan kuvvet, petek elemanları ezmeye devam etmek için yetersiz kalana dek petekler ezilmeye devam eder (Weixiong, 2017).



Şekil 19. Alüminyum petek iniş sistemi (Weixiong, 2017)

Alüminyum petek materyali uzunlamasına sıkışabildiği ve iniş sırasındaki darbe kuvvetlerini alüminyum köpükten daha iyi absorbe edebildiği için “ezilebilir petek” olarak adlandırılmaktadır. Ezildikten sonra yapı, boşlukları doldurmak için katman sıkıştırılır (Mehta, 2017).

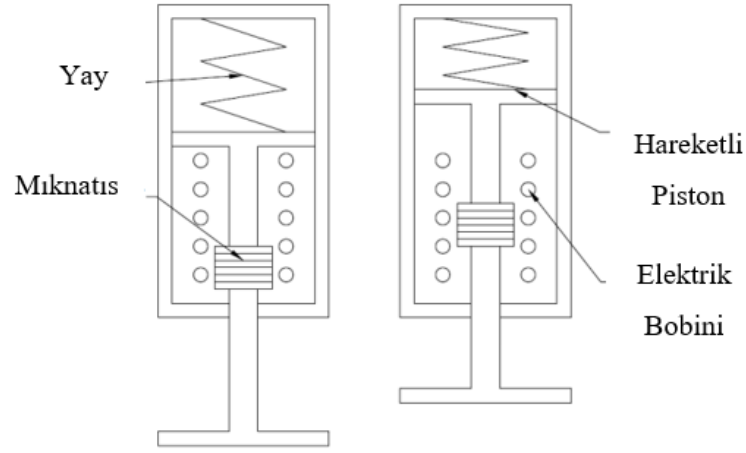
Bir diğer sönümleme eleman türü olan elektromanyetik amortisör, Boston Üniversitesi Mühendislik Fakültesi tarafından Mars hunisi için sıfırlanabilir iniş takımlarında kullanılmak üzere önerilmiştir (Gulotta vd., 2014).

Eddy akımı sönümleyicisi gibi bir elektromanyetik sönümleyici, uzayda problem sayılabilecek bir sorun olan sızıntı sorununu yaşamadığı için uzayda kullanışlıdır (Bae vd., 2015)

Bu sistem sönümleme olarak pasif bir elektromanyetik sistem ve sıfırlama için bir yay kullanır (Şekil 20). Mıknatıs çekirdeği bobin bölümünden geçerken, bobin tarafından indüklenen manyetik alan mıknatısın hareketine karşı çıkar ve mıknatıs çekirdeğini yavaşlatmak için dirençli bir sönümleme kuvveti yaratır. (Weixiong, 2017).

Şok emme işlemi, girdap akımı sönümlemesi ve tüp ile hareketli mıknatıs arasındaki sürtünme kuvvetleri ile enerjinin dağıtılması ve iki mıknatısın manyetik yayında enerjinin geri kazanılması aracılığıyla gerçekleşir (Bae vd., 2015).

Sönümlleme yöntemi elektromanyetik yollarla elde edildiğinden herhangi bir hidrolik veya pnömatik sisteme ihtiyaç duyulmaması gibi sebeplerden uzay uygulamalarında tekrar kullanılabilir bir amortisör olarak olası bir çözümdür. Ancak mıknatısların ve bobinlerin kullanılması amortisöre önemli miktarda ağırlık katmaktadır (Weixiong, 2017).

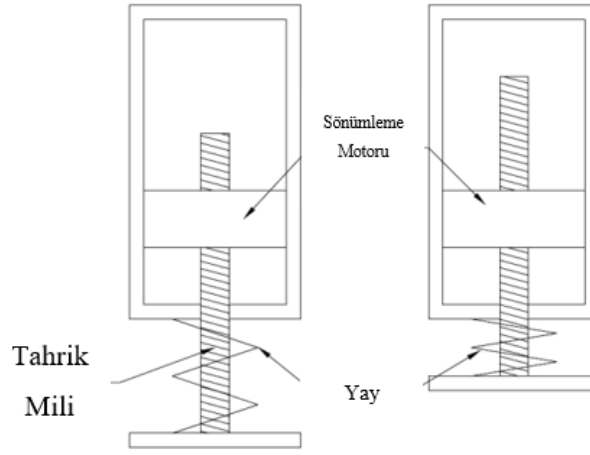


Şekil 20. Elektromanyetik amortisör (Weixiong, 2017)

Philae iniş sisteminde ise bir sönümlleme motorunu çalıştırarak kinetik enerjiyi emmek için elektromekanik amortisör kullanılmıştır (Weixiong, 2017).

Bu tasarımın amacı eşdeğer kütleyi mümkün olduğu kadar küçük tutarken gerekli maksimum sönümllemeyi elde etmektir. Araç dinamiklerine göre doğru miktarda burulma sönümlmesi tanımlanmalıdır çünkü eşdeğer kütlenin en aza indirilmesi ise minimum atalet etkilerine yol açacaktır (Amati vd., 2011).

İniş sırasında elektrik motoru kinetik enerjiyi elektrik enerjisine dönüştürür. Elektrik enerjisi daha sonra direnç tarafından dağıtılır (Şekil 21). Yeniden kullanılabilirlik amacıyla iniş sisteminin konumunu sıfırlamak için bir yay takmak sıfırlama yöntemi olarak eklenebilir. Bu amortisörün seçiminde sistemin karmaşıklığı ve kütlesi de dikkate alınmalıdır (Weixiong, 2017).



Şekil 21. Elektromekanik amortisör (Weixiong R, 2017)

Hidrolik sistemler orta düzeyde enerji dağılımı için en iyisidir ve şok Emilimi ve şok azaltma için her zaman iyi bir sistem olmuştur. Hidrolik sistemin temel avantajı, hızlı enerji Emilimi ve orta düzeyde enerji dağılımı yeteneğine sahip olmasıdır (Biswal vd., 2018).

Ancak Bae ve arkadaşlarına göre (2015) hava ve sıvı içeren geleneksel bir amortisör, sızıntı nedeniyle uzay yapılarına uygulanamayabilir.

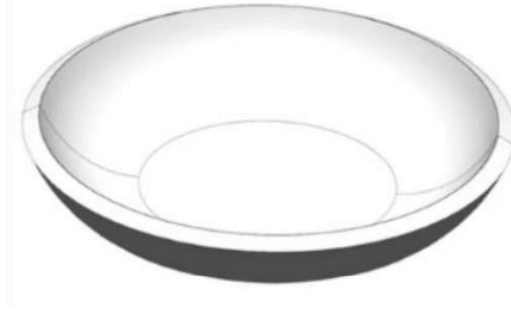
Ayak tabanları

Ayak tabanının amacı özellikle yatay hız bileşenine sahip inişlerde, gezegensel bir gövdenin yüzeyinde güvenli bir konmayı ve sabit durmayı garanti etmektir. Ayrıca ayak tabanları, uzay aracının toprağın çok derinine gömülmesini önler, böylece iniş ayağı iniş aracını devirmek için bir kaldıraç görevi görür (Schröder, 2011).

Lin ve arkadaşlarına (2014) göre ise ayak tabanı, ani iniş esnasında inişin aşırı çökmesini önlemek ve iniş esnasında kayma direncini azaltmak için kullanılır.

Liu ve arkadaşları (2017) bu yaklaşımı, ayak tabanının, düşük taşıma mukavemetli yüzey üzerindeki darbe nüfuzunu azaltmada faydalı olduğunu savunarak desteklemiştir.

Genelde ayak tabanları için; küresel ve kenarları yuvarlatılmış düz plaka olmak üzere iki tasarım tipi mevcuttur. Küresel ayak tabanlarında, kürenin yarıçapı pedin yüksekliğine ve kordonuna bağlıdır (Schröder, 2011).



Şekil 22. Küresel tip ayak tabanı (Dou vd., 2023)

NASA tarafından geliştirilen Ay Modülü'nün (LM) geliştirilmesi sırasında yapılan araştırmalar, ayak tabanlarında küresel profillerin çarpma ve kayma fazı sırasında iyi özellikler sağladığını göstermiştir. Ayrıca ayak tabanı, Şekil 22'de de örneklendirildiği üzere, her hareket yönünde aynı davranışı garantilemek için simetrik bir şekle sahip olmalıdır (Schröder, 2011).

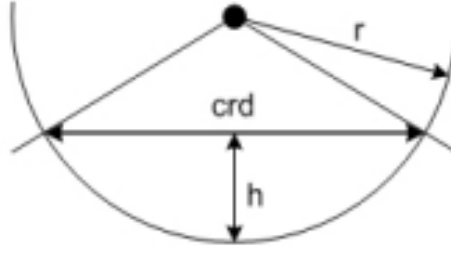
Ayak tabanı, iniş aracının kütlesini ay regolitine karşı destekler. Büyük ayak tabanı yüzey alanı, daha küçük ayak tabanı yüzey alanıyla karşılaştırıldığında zeminin derine nüfuz etmesini önleyecektir (Şekil 23). Ayak tabanının şekli aynı zamanda ayak tabanına etki eden sürtünme kuvvetini de etkiler (Weixiong, 2017).



Şekil 23. Ayak tabanı bağlantıları (Mehta, 2017)

Lin ve arkadaşları (2014), çalışmalarında, ayak tabanlarında genellikle iniş sırasında darbenin bir kısmını azaltmak için özel petek yapıları kullanıldığından bahsetmiştir (Lin vd., 2014.).

Schröder (2011), ayak tabanı tasarımı ve geometrilerinin belirlenmesi ile ilgili önemli çalışmalar yapmıştır ve bu çalışmalara göre ayak tabanlarında küresel bir şekil kullanılması durumunda, küresel yarıçap (r), kürenin ayak tabanı yüksekliği (h) ve kirişi (crd) için seçilen değerlerin oranıyla güçlü bir şekilde ilişkilidir (Şekil 24).



Şekil 24. Küresel ayak tabanı geometrik boyutlandırması (Schröder, 2011)

Schröder'in (2011) çalışmasında farklı ayak tabanı geometrileri kullanarak gerçekleştirilen testlerin sonucunda bazı sonuçlar elde edilmiştir.

Bu sonuçlara göre ayak tabanlarında aynı şekil ve farklı boyutun karşılaştırıldığı senaryolarda daha küçük ayak tabanları, büyük ayak tabanlarına göre toprakta %55-%75 daha derine batmakta, ancak kuvvetler ve ivmeler bunların yalnızca %50'sini karşılamaktadır. Bu sonuç, daha küçük bir tabanın toprağa karşı daha az dirence sahip olması ve enerjinin daha yavaş dağılabilmesi nedeniyle pek de şaşırtıcı değildir.

Ayak tabanlarında farklı şekil ve aynı boyutun karşılaştırıldığı senaryolarda ise küresel ayak tabanları, düz olanlara göre toprakta %10 ila %20 oranında daha derine batmaktadır. Bu senaryoda görülen kuvvetler yalnızca %3 ila %12 oranında daha küçüktür ve maksimum ivmeler şekilden bağımsızdır

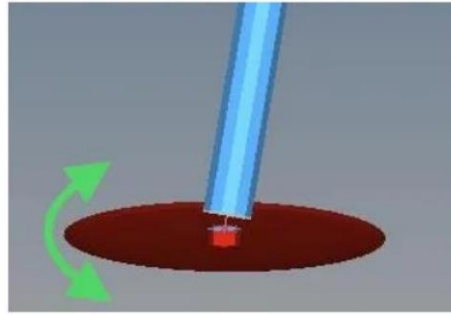
Küresel ayak tabanlarının toprakta kayarken düz tabanlara göre %25 ila 125 oranında daha fazla düşey ve yanal yüklere sahip olduğu ifade edilebilir. Adım açısı değerleri farklılık gösterebilmektedir. Özellikle düz tabanlar için, ayak tabanının kayma aşamasında hangi yöne döneceği açıkça tanımlanmamıştır. Ancak küresel ayak tabanları her zaman yanal hareket yönünde yukarı doğru eğim yapar (Schröder, 2011).

Test verilerine dayanarak, küresel tabanların ilk darbeye toprağın daha derinlerine nüfuz etme eğiliminde olduğu ancak toprakta kayarken daha yüksek temas kuvvetlerine sahip olduğu görülebilir. Bu tutum ayak tabanının toprağa daha da gömülmesine karşı bir tepki olarak yorumlanabilir. Dolayısıyla küresel şekil, iniş aracı tarafından bastırılan ve daha yüksek kuvvet seviyelerinde kendini gösteren kayma fazı içerisinde yukarı doğru bir harekete yol açar. Beklendiği gibi, daha büyük bir taban, toprak nüfuzuna karşı daha küçük bir tabandan daha dayanıklıdır. Küresel tabanların yatay hızlarda toprağa nüfuz etme konusunda daha sağlam olduğu sonucuna varılabilir. Küresel ayak tabanları daha derine batmak yerine yüzey düzleminin üzerinde kayacaktır. Yerden yükseklik kısıtlamalarını karşılamak için boyutun uyarlanması gerekir. Boyuttaki %78'lik bir artış ~%60 daha az batmaya neden olur (Schröder, 2011).

Matsuura ve arkadaşlarına göre (2019) ayak tabanlarının iniş kararlılığına etki eden bir diğer parametresi ayak tabanlarının pozisyon eğimidir. İniş aracının hala yatay hız bileşenine sahipken yere indiğinde atalet kuvveti devrilme momenti ürettiğinden ve devrilmeyi önlemek için devrilmeye karşı gelen kuvvetin maksimuma çıkarılması gerekir.

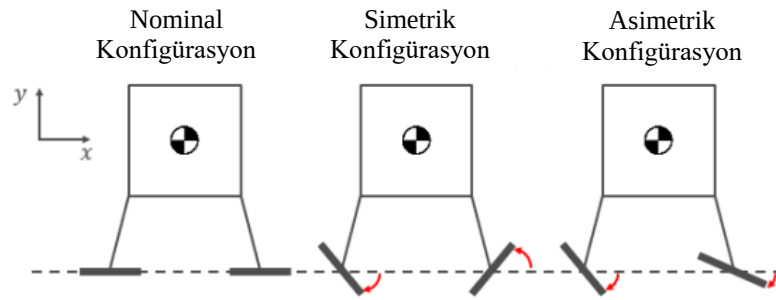
Matsuura ve arkadaşları çalışmalarında bu nedenle ayak tabanının açısının, torku en yüksek değerlere çıkaran açının aranması yoluyla belirlenebileceğini söylemişlerdir.

Mehta (2017), bu fikri doğrular nitelikte, uzay aracının düz olmayan bir yüzeye veya eğimli bir düzlüğe inebileceğini, bu nedenle iniş takımı ayak tabanının altındaki araziye göre ayarlanması gerektiğini belirtmiştir.



Şekil 25. İniş aracı ayak tabanı davranışı (Mehta,2017)

Matsuura ve arkadaşlarının (2019) gerçekleştirdiği çalışmaya göre simetrik konfigürasyon için en uygun açı analitik olarak ve yalnızca iniş aracının en-boy oranına dayalı olarak elde edilebilir; Ayrıca devrilmeyi önleme etkisi iniş yönünden bağımsız olarak geçerlidir. Öte yandan asimetri konfigürasyonu simetri konfigürasyonuna göre daha yüksek tork elde edebilir.



Şekil 26. Ayak tabanı konfigürasyon örnekleri (Matsuura vd., 2019)

Matsuura ve arkadaşlarına göre (2019) devrilme yönünde simetrik ve nominal konfigürasyonların her ikisinin de torku negatiftir, ancak simetri konfigürasyonu devrilme torkunu bastırır. Yukarıdaki sonuçlara göre asimetri konfigürasyonu, simetri konfigürasyonuna göre daha etkili bir devrilme önleme etkisine sahiptir (Şekil 26). Burada asimetri

konfigürasyonu için en uygun açı yalnızca iniş aracının en-boy oranına değil aynı zamanda penetrasyon açısına da bağlıdır.

İniş aracının regolitle kaplı düz bir yüzeye ineceğini ve yerçekimi ivmesinin Ay yüzeyindeki ivmeye eşit olduğunu varsayar isek; asimetri konfigürasyonunda iniş aracı devrilmeden yere iner, ancak nominal ve simetri konfigürasyonu devrilmeye neden olur. Nominal konfigürasyonla karşılaştırıldığında simetri konfigürasyonu iniş gövdesinin eğimini baskılar. Simetri konfigürasyonunda, ön ayak tabanındaki “y” yönlü kuvvet artar ve bu, devrilmeyi önleyen tork üretir. Asimetri konfigürasyonunda ise, ön ayak tabanının yatay kuvveti penetrasyon açısına yakındır.

İtki Sistemleri

İtki, gelecekteki tüm uzay zorlukları için vazgeçilmez bir unsurdur. Avrupa'nın bu sektördeki son 30 yıldaki konsantrasyonu esas olarak fırlatıcı ve uydu itki uygulamalarına odaklanmıştır. Şimdi, Avrupa'nın Ay ve Mars misyonlarındaki keşifler için geleceğe bakışı yeni itki teknolojilerinin geliştirilmesini gerektiriyor (Ellerbrock vd., 2008).

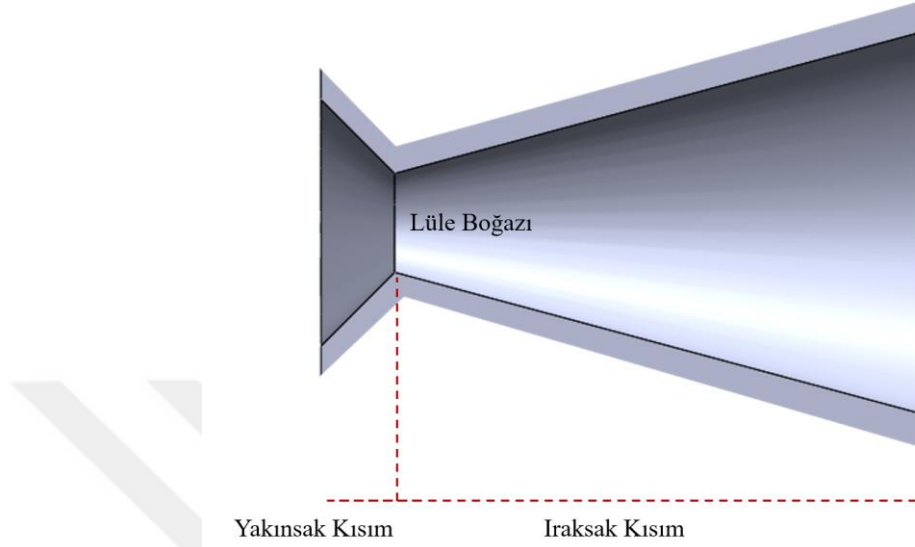
İniş aracının Ay'a çarpmadan önce makul bir hıza yavaşlaması gerekir. Mars'a iniş için kullanılan balon mekanizması ilginç ve düşündürücü olsa da, Ay'a iniş için paraşüt kullanılamaz çünkü Ay'ın atmosferi çok incedir (Pham vd., 2014).

Ellerbrock'a göre (2008) itki sistemlerinin yumuşak ve hassas iniş esnasında iniş manevraları, hassas yerleştirmeye yörüngeye çıkışı ve buluşma, dünya atmosferine yeniden giriş ve geri transfer eylemlerini gerçekleştirebiliyor olması gerekir.

Mevcut çeşitli itki sistemi tiplerinden, kimyasal roketler düşük maliyet ve yüksek itme için en iyi seçimdir. Kimyasal roket motorları üç geniş kategoriye ayrılabilir: katı, sıvı ve hibrit yakıtlı roket motorları. Ayrıca, sıvı yakıtlı motorlar tek yakıtlı veya çift yakıtlı olabilir. Tek yakıtlı motorlar, çift yakıtlı motorlardan daha düşük özgül itici güce sahiptir, ancak yalnızca bir yakıt tankı ve yakıt hattı seti gerektirmektedir. Çift yakıtlı motorlar, en yaygın sıvı yakıtlı roket türüdür. Sıvı motorlarda kullanılan iticiler depolanabilir veya kriyojenik olarak sınıflandırılabilir. Kaynama nedeniyle kriyojenik itici kaybı, daha uzun görevlerde bir faktör haline gelir. Depolanabilir itici, kriyojenik iticiden daha yüksek bir kaynama noktasına sahiptir ve soğutma gerektirmeden sıvı kalır (Driggers vd., 1991).

Herhangi bir tahrik sisteminde, bir çalışma sıvısı hızlandırılır ve bu hızlanmaya verilen tepki sistem üzerinde bir kuvvet üretir. İtki denkleminin genel bir türevi, üretilen itki miktarının motordan geçen kütle akışına ve gazın çıkış hızına bağlı olduğunu gösterir (Salgado, 2018).

Süpersonik lüleler, havacılık mühendisliği ve tahrik sistemlerinde hayati bileşenlerdir ve öncelikli olarak gazları süpersonik hızlara çıkarmak için tasarlanmıştır. Bu lüleler, itme gücü oluşturmak için yüksek hızlı egzoz gazlarının gerekli olduğu roket motorları, jet motorları ve diğer yüksek hızlı tahrik sistemleri gibi uygulamalarda kullanılır (Dai vd., 2024).



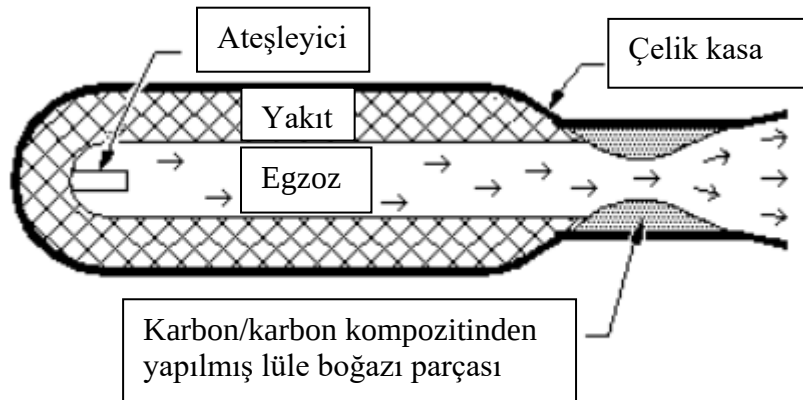
Şekil 27. Bir süpersonik lüle tasarımı

Bu lülelerde kanaldaki iç sabit akışı ses altı hızdan ses üstü hıza çıkarmak için kanalın şeklinin yakınsak-ıraksak olması gerekir (Khan vd., 2013). Bu durumu özetleyen lüle geometrisi Şekil 27’de görülmektedir.

İtke sistemi tipleri

Katı yakıtlı itke sistemi

Katı yakıtlı roket motoru bir yanma odası, bir genişleme lülesi ve bir ateşleyiciden oluşur (Şekil 28). Bu tür roketlerde tüm yakıt, oksidanı yakıtın içinde bulunan yanma odasında bulunur. Yanma süresi nispeten kısadır, genellikle bir dakikadan azdır (Kumar, 2019).

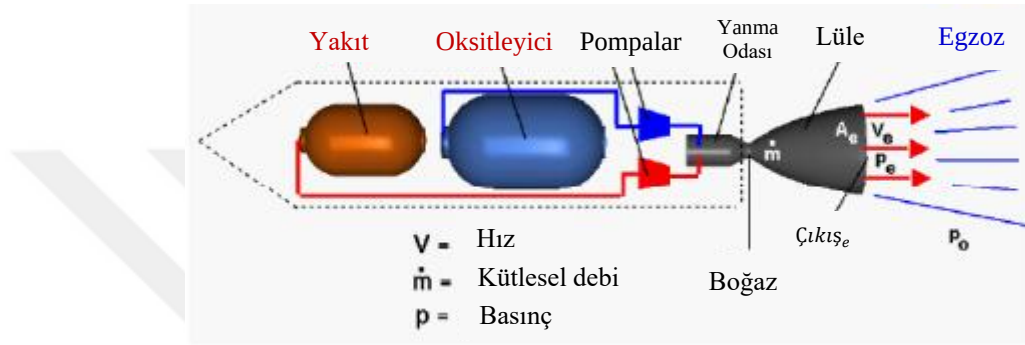


Şekil 28. Katı yakıtlı roket motoru (Kumar, 2019)

Katı roket yakıtlarında, güçlü yanma için gereken tüm bileşenler birbirine karıştırılır ve tek bir madde halinde katı bir silindire paketlenir. Yanma başladıktan sonra, tüm itici tükenene kadar yanma devam eder (Salgado, 2018).

Sıvı yakıtlı itki sistemi

Sıvı yakıtlı roket, bir yakıt tankı, bir oksitleyici tank, farklı kontrol valfi hatları ve roket motorundan oluşur (Şekil 29). Enjektör, sıvı oksitleyiciyi ve yakıtı alır ve bunları sıvı akışına yönlendirir, böylece oksitleyici ve yakıt birbirleriyle karışır ve yanma odasında kimyasal bir reaksiyon oluştururlar (Kumar, 2019).



Şekil 29. Sıvı yakıtlı roket motoru (Kumar, 2019)

İtici gaz, yakıt ve oksitleyici olmak üzere iki kompozitten oluşur: Bunlar sıvı fazda ayrı ayrı tanklarda depolanır ve yanmanın gerçekleştiği lüle yanma odasına pompalanır. Motor, itici gaz akışını kapatarak yanmayı ve itmeyi durdurabilir (Salgado, 2018).

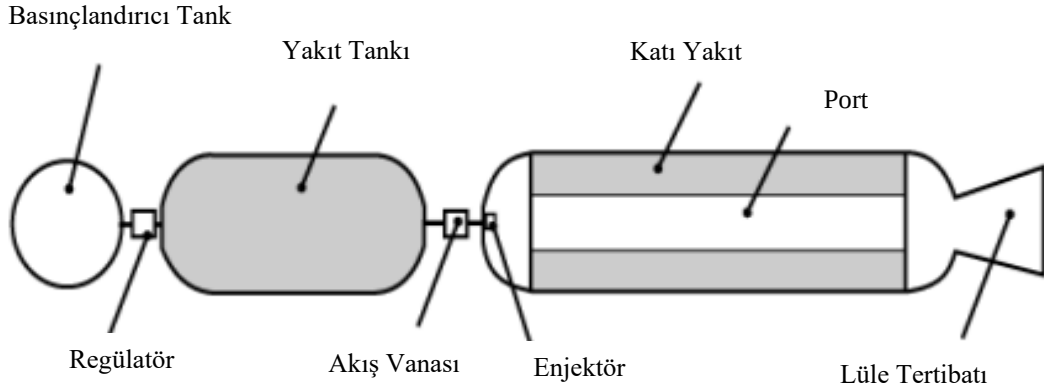
Yakıt ve oksitleyicinin yanma odasındaki reaksiyonu nedeniyle, lülede genişleyen ve yüksek süpersonik bir çıkış hızı üreten çok yüksek basınç ve sıcaklıkta gazlar üretilir. Reaksiyon sıcaklığı genellikle 2700 °C'yi aştığı için motor duvarlarının ısınmasını önlemek için bir soğutma sistemi gereklidir (Kumar, 2019).

Sıvı roketler, pompalar ve depolama tankları nedeniyle daha ağır ve daha karmaşık olma eğilimindedir (Salgado, 2018).

Hibrit itki sistemi

Adından da anlaşılacağı üzere, hibrit roket sistemleri diğer roket motoru türlerinin, yani sıvı yakıtlı roketler ve katı yakıtlı roketlerin bir karışımıdır. Bu sistemler, sıvı çift yakıtlı motorların karmaşıklıklarını ve katı roket motorlarının kontrol edilemezliğini aşmak için tasarlanmıştır. Hibrit roket motorlarında yakıt maddelerinden biri katıdır, oksitleyici tankında depolanan gaz halindeki itici ise katı yakıtı enjekte edilir. Oksitleyici, giriş ucundaki küçük bir delikten (enjektör) içeri alınır, yanmayı başlatmak için bir ateşleyici (piroteknik veya elektrikli)

kullanılır ve oksitleyici, yakıt bloğunun yüzeyini yanarak tüketir (Şekil 30). Bu motor türünde temel fikir, yalnızca yakıttan oluşan ve kendi başına yanmayı sürdüremeyen bir yakıt bloğuna sıvı oksitleyici enjekte etmektir. Motorda, sıvı oksitleyicinin yanma odasına akışı ayarlanarak kontrol edilebilir (kısıılır veya kapatılır). Yanma odası ise tipik olarak hidrokarbonlardan (HTPB, gazyağı, çeşitli tiplerde plastikler ve diğer birçok olasılık) oluşan bir yakıtla kaplı uzun bir silindirdir. (Salgado, 2018).



Şekil 30. Hibrit yakıtlı roket motoru (Kumar, 2019)

Sıvı oksitleyici kütle akışı için kelebek vana kontrolü mümkündür, ancak bazı ağır ve pahalı kontrol sistemlerine (örneğin, arka uç enjektörü ve karıştırıcı) ihtiyaç duyulacağı için kullanılmayabilir. Bir roket motoru üst kısmı için bu yeni çözüm alternatifi, bir hibrit roket motorunun tipik sorunları olan karışım oranı kayması ve düşük yanma verimliliği gibi sorunlara rağmen önceki alternatiflerden daha ucuz, daha hafif ve daha basittir (Ammola vd., 2020).

Bu motorların başlıca avantajı, katı yakıtlıya benzer şekilde performanslarının yüksek olması ve sıvı yakıtlıya benzer şekilde yanmanın yavaşlatılabilmesi, durdurulabilmesi hatta yeniden başlatılabilmesidir. Ancak, çok büyük itme kuvvetlerine ulaşmak zordur ve bu nedenle hibrit yakıtlı motorlar nadiren üretilir (Salgado, 2018).

Soğuk gaz itki sistemi

Soğuk/sıcak gaz iticisi, bir uzay aracı için var olan en basit itici sistem türüdür. Burada itme, bir roket lülesinden itici bir gaz (muhtemelen performansı artırmak için orta derecede ısıtılmış) püskürtülerek üretilir. Soğuk/sıcak gaz iticileri, yörünge manevraları, çarpışma önleme, yörünge bakımı için birincil itkiyi sağlamak amacıyla yaygın olarak kullanılmıştır ve genellikle tutum kontrolü veya hassas yakınlık ve buluşma operasyonları için kullanılan Reaksiyon Kontrol Sistemlerinin (RCS) bir parçası olurlar (Martinez vd., 2023).

Bu yakıt türü, performansı ve depolama yoğunluğu nedeniyle tercih edilir. Bir diğer önemli özellik ise düşük moleküler ağırlık ve büyük özgül itici güçtür (Dumitrescu vd., 2018).

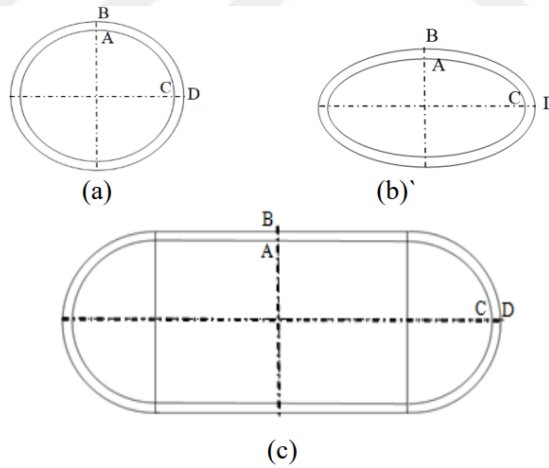
İtici, sıkıştırılmış bir gazın (genellikle sıvı halde depolanır) bir uzay aracına sıkıca tutturulmuş bir lüleden geçerek ve genişleyerek iş yapmasıyla oluşturulur ve kuvvetin iletilmesine olanak tanır (Reichbach vd., 2001).

Bir soğuk gaz roket motoru tipik olarak bir gaz tankı, bir basınç ve sıcaklık sensörü, bir açma/kapama valfi ve bir iticiden oluşur. Tank çok yüksek basınçta bir gaz içeriyorsa, basıncı uygun bir çalışma seviyesine düşürmek için tank ile valf arasında bir basınç regülatörü gerekir (Louwerse, 2009).

İtici kaynakları

İniş aracının kütlesi ve yüksekliği iniş performansı açısından dikkate alınması gereken önemli parametrelerdir. İniş performansını optimize etmek için ince, hafif ve uzun tank tasarımlarına kıyasla kompakt, ağır ve kısa tank tasarımı daha çok tercih edilir (Weixiong, 2017).

Havacılık sektöründe kullanılan basınçlı kapların biçimleri, temel yük taşıyan entegre tank sistemlerinden, küçük yardımcı tanklara ve basınçlandırılmış kabinlere kadar değişiklik gösterebilmektedir. Alan kısıtlaması olabilen durumlarda eliptik ve obround basınçlı kaplar kullanılmaktadır (Pany, 2022). Şekil 31’de çeşitli tank şekilleri gösterilmiştir.



Şekil 31. Basınçlı kaplar (a) dairesel (b) eliptik (c) obround (Pany, 2022)

Olusegun’e göre (2020), uygun yapılandırma yarım küre silindirdir. yapılandırma, tankta eşit oranda oluşan uzunlamasına ve çembersel gerilimlerle başa çıkmak için yeterli doğrusal bileşene sahipken, gerilim yoğunlaşmasını önleyen minimum keskin kenarlara sahiptir. Düz üst silindir, özellikle oluşan maksimum gerilim açısından en kötüdür, bu, bir basınç kabındaki ana gerilim bileşeni olan çembersel gerilimlerle başa çıkmak için uygun olmayan tamamen doğrusal üst kısma atfedilebilir.

İniş araçları için itici motorlar

Bu motorlar depolanabilir hipergolik çift roket yakıtlı, basınç beslemeli tasarımlardır. Basınçla beslemenin avantajları nispeten basit bir sisteme sahip olması ve bu sayede düşük maliyetli ve güvenilir olmasıdır. Ana dezavantajı ise tank basıncını sınırlamak ve tank ömrünü sağlamak için giriş besleme basınçlarının düşük olmasıdır. Bu durum da motoru daha büyük bir motor haline getirir. Son zamanlarda, pompa beslemeli motorlar da geliştirilmiştir. Bu motorların ana özellikleri yüksek özgül itkiye sahip olmaları ve daha kompakt olmalarıdır. Bununla birlikte bu sistemlerin, daha karmaşık bir motor ihtiyacı, çalışma maliyetinin yüksek olması ve daha az güvenilir olması gibi dezavantajları da vardır (DeMingo, 2019).

Apollo alçalma itki sistemi (DPS)

Space Technology Laboratories tarafından üretilen değişken gazlı bir hipergolik roket motorudur. Aerozine 50 yakıtı ve dinitrojen tetroksit (N₂O₄) kullanır. Delta roketinin üst kademesinde kullanılan TR-201'in öncülüdür. Bu motor, Apollo 11 insanlı bir görev olduğu için Ay'a iniş yapan araçlar için kullanılan en yüksek itiş gücüne sahip motordur (DeMingo, 2019).

Apollo iniş tahrik sistemi (DPS) için görev gereksinimleri, ay modülünün (LM) ay yörüngesinden iniş yörüngesine transferi ve iniş yörüngesinden ay yüzeyine iniş için güçlendirilmiş iniş için gerekli hız değişikliğini (Δv) sağlamaktır. İkincil görev gereksinimi ise, komuta-hizmet modülündeki servis tahrik sistemi (SPS) görevin translunar ve iniş öncesi ay yörüngesi aşamalarında arızalanırsa dünyaya dönüş için acil durum iptal kabiliyeti sağlamaktır (William vd., 1973).

Ay modülünün iniş aşamasının tahrik sistemi, 110 km'lik dairesel bir park yörüngesinden 15.000 m'lik bir eliptik iniş yörüngesine transfer olacak ve ardından Ay yüzeyine kontrollü bir iniş gerçekleştirecek şekilde tasarlanmıştır. Bu manevraları gerçekleştirmek için, kısılabilen, manevra kabiliyetli, basınçla beslenen, ablatif soğutmalı bir motor tasarlanmıştır. Hafif bir kriyojenik helyum basınçlandırma sistemi de kullanılmıştır. Egzoz lüle uzantısı, Apollo 15'te olduğu gibi, yüzeye temas etmesi halinde LM'ye zarar vermeden kırılacak şekilde tasarlanmıştır (DeMingo, 2019).

RD-843 (AVUM)

Tek lüleye sahip sıvı yakıtlı bir roket motorudur. Basınçla beslenen asimetric dimetilhidrazin ve nitrojen tetra oksit yakar (DeMingo, 2019).

RD-843 ana tahrik sistemi, yükü gerekli yörüngeye yerleştirmek için kullanılabilir. İtici kütle 577 kg ve çalışma sırasındaki ortalama itme kuvveti 2,42 kN'dir. (Mammola, 2020)

Bu motor en fazla 5 yeniden başlatma için derecelendirilmiştir ve her yönde 10 dereceye kadar yalpalayabilir. Bu motorun bir modifikasyonu gelecekte Ay'a yapılacak insanlı görevler için kullanılabilir. RD843 yer testi kampanyası 74 test, 140 ateşleme ve toplam 8201 saniyeye ulaşmayı içermekte idi ve bu da 4 motorda yaklaşık 12 hizmet ömrü anlamına gelmektedir. Bu veriler, bu motorun iyi bir güvenilirliğe sahip olduğunu göstermektedir (DeMingo, 2019).

Yörünge manevra sistemi motoru (OMS)

ABD Uzay Mekiği Yörünge Aracı'nın yörüngeye yerleştirilmesi, transferi, buluşması ve yörüngeden çıkarılması için gereken itme gücünü sağlayan motordur. Her yörünge aracı, yörünge aracının ucunda bulunan iki OMS motoru ile donatılmıştır. İlk uçuş 1981 yılında gerçekleşmiştir. Her bir motor 100 görev için yeniden kullanılabilmekteydi ve toplam 1.000 çalıştırma ve 15 saat yanma süresi kapasitesine sahipti. OMS motoru Aerojet'in Apollo Service tahrik sisteminin bir modifikasyonudur (DeMingo, 2019).

Başlangıçtaki OMS yönergeleri doğası gereği sınırlı ve genel olmasına rağmen gelecekteki bu motor aracılığıyla ticari çalışmalar için temel mimari oluşturulmuştur. Çoklu uçuşta yeniden kullanım, düşmeye karşı korumalı yedeklilik ve uzun görev ömrü (10 yıl) oldukça gerekli niteliklerdir. İtici yakıt tankları, yörüngede 1500 ft/sn gereksinimini de içeren 2000 ft/sn delta hızına göre boyutlandırılmıştır (Gibson vd., 1985).

OMS, Nitrojen Tetra Oksit ve Mono-MetilHidrazin'den oluşan hipergolik bir çift yakıt karışımı kullanmaktadır. Motor tertibatı yunuslama ve sapma elektromekanik aktüatörleri ile gimbalize edilmiştir. Manevra çalıştırma sistemi + – 8° çok eksenli manevra sağlar (DeMingo, 2019).

Ortak genişletilebilir kriyojenik motor (CECE RL10)

NASA, Aerojet Rocketdyne ile 66,7 kN itiş gücüne sahip bir roket motoru olan Common Extensible Cryogenic Engine'i (CECE) geliştirmek üzere sözleşme imzalamıştır. Sıvı oksijen ve sıvı hidrojen karışımı olan bu motorun tasarım hedefi, insanlı ay inişleri, uzay içi transfer sistemleri ve Mars'ın keşfi de dahil olmak üzere çok çeşitli görevleri yerine getirmek olmuştur. Bu motor, şimdiye kadar geliştirilmiş en güvenilir, emniyetli ve yüksek performanslı kriyojenik üst aşama motorlarından biri olarak ün kazanmış olan RL10'un bir evrimidir (DeMingo, 2019).

CECE programının temel amacı, uçuşta kanıtlanmış bir genişleme çevrimi motorunun olgunluğunu ve önceki yatırımlarını değerlendirerek, yüksek enerjili, kriyojenik bir motorda genişletilmiş güvenilirlik, emniyet, gaz verilebilirlik ve yeniden başlatma yeteneklerinin benzeri görülmemiş bir kombinasyonuna doğru teknoloji ilerlemesini geliştirmek ve göstermektir (Giuliano, 2007).

Bu motor pompa beslemeli, genişleme çevrimli bir motordur. Bu versiyon %30'dan %100'e kadar gaz verilebilir ve yoğun atmosfere sahip gezegenlerdeki tek aşamalı iniş araçları için özellikle ilginç olan daha düşük irtifalarda kullanılabilirliği artıran uzatılabilir bir lüleye sahiptir. Motor, herhangi bir uzatma olmadan, 4,28'lik bir lüle genişleme oranına ve 1,07 m uzunluğa sahiptir (DeMingo, 2019).

İniş araçları için reaksiyon kontrol motorları

Bu motorlar darbe kontrollü motorlardır, uzay aracının ömrü boyunca birkaç bin darbeye ihtiyaç duyulur ve aktivasyon başına küçük darbelere ihtiyaç duyulur. Bu prensiple çalışan sistemlere Reaksiyon Kontrol Sistemleri denir. Bu sistemler basınçla beslenirler, bu da nispeten büyük ve ağır bir motor anlamına gelir. Basitlik nedeniyle genellikle sabit itiş gücü kullanırlar. Bir iniş aracının tutumunu kontrol etmek için, bir küme ya da bir ağın tahrik sisteminin bir parçası olması gerekmektedir. Bu seçenek, ilk bakışta daha ağır bir tahrik sistemi anlamına gelir (DeMingo, 2019).

Avrupa apogee motoru (EAM)

Bu motor, Avrupa Uzay Ajansı İniş Aracı'nın tahrik sisteminin bir parçasını oluşturmuştur. Avrupa Apogee Motoru (EAM), MMH (Monometil Hidrazin) ve MON (Karışık Azot Oksitleri) itici gazlarıyla çalışan yüksek performanslı çift itici gazlı bir motordur. 500N'luk itme gücü, bu motoru küçük iniş araçları için küme konfigürasyonunda kullanmaya uygun hale getirir. Liquid Apogee Engine (LAE) olarak da adlandırılır (DeMingo, 2019).

Avrupa Apogee Motoru ticari ve askeri uydularda, transfer aracında, tekrar kullanılabilen araçlarda çeşitli görevlerde kullanılabilir. Düşük ağırlık ve yüksek spesifik motor performansı yakıt tasarrufu sağlar, bu da diğer motorlarla karşılaştırıldığında faydalı yük değerini olumlu yönde etkiler (Kozlov vd., 2011).

Apogee motoru adı iticinin tipik olarak kullanıldığı manevradan gelmektedir (eliptik bir geçiş yörüngesinden dairesel bir yörüngeye geçiş). İsmine rağmen, bir apoji motoru Dünya yörüngesinden kaçış, ömrünü tamamlamış yörüngeden çıkış, gezegen yörüngesine yerleştirme ve gezegen inişi ya da yükselişi gibi bir dizi başka manevra için de kullanılabilir (DeMingo, 2019).

Kaiser-marquardt R-40B

R-40 B modeli çift yakıtlı motor, uydular için yörünge ayarlama ve perige itişlerini gerçekleştirmek üzere tasarlanmıştır. Bu motorun bir modifikasyonu, küçük uzay araçlarını farklı gezegenlere indirmek için kullanılabilir (DeMingo, 2019).

Biraz değiştirilmiş bir motor (R-40), Orbiter'in ekseni boyunca küçük hız değişikliklerinin yanı sıra tutum kontrolünü (eğim, sapma ve yuvarlanma) sağlamak için kullanılır (Zandbergen, 2000).

R-40, itici gaz olarak Monometil Hidrazin ve Azot Tetra Oksit kullanan basınç beslemeli bir motordur. Yanma odası kolumbiyumdan yapılmıştır ve duvarın 1375 K'ye kadar sıcaklıklara ulaşmasını sağlayan radyasyon ve film soğutması içerir. Giriş basıncını uyarlayarak, itme gücünü yaklaşık 1000 N değiştirilebilir. Uzunluğu yaklaşık 1,3 m ve maksimum çapı 0,66 m'dir (DeMingo, 2019).

Aerojet rocketdyne RS-41

Rocketdyne tarafından geliştirilen bu motor tutum kontrol sistemleri için nispeten yüksek itiş gücüne sahiptir. 11000 N'luk itme gücü, bu motoru daha büyük ay iniş araçları için bir motor kümesi konfigürasyonuna uygun hale getirebilir. İki yakıtlı bir motordur ve çoğu Rocketdyne motoru gibi Azot Tetra Oksit ve Monometil Hidrazin karışımı ile çalışır. Diğer küçük RKS'lere kıyasla nispeten yüksek bir ağırlığa sahiptir (68,95 Kg) ve ömrü yaklaşık 2000 s'dir. (DeMingo, 2019)

Aviyonik sistem

Aviyonik alt sistemi, iniş aracının kontrolü için gereken tüm elektroniklerdir. Bunlara ayırma algılama ve aktivasyon cihazı, uçuş bilgisayar, güneş paneli şarj kontrolörü, güç dağıtım ünitesi, tahrik kontrolörü ve termal mekanik olmayan termostat ısıtıcı kontrolörü dahildir. Uçuş bilgisayar ayrıca tüm GNC sensörlerine arayüz sağlar (Kennedy, 2019).

DePaor'un (2023) tanımına göre ise aviyonik sistem haberleşme donanımı, uçuş bilgisayarları ve çevre sensörlerinden oluşmaktadır.

Aviyonik alt sisteminin görevi oldukça zordur çünkü iniş aracının yapılandırması, genel olarak, her göreve özgü yük montaj yapılandırmalarıyla önemli ölçüde değişecektir. Aviyonik sistem, iniş aracının yapılandırması hakkında belirli bilgilerle her görevden önce yapılandırılmalı veya bir dizi iniş aracı yapılandırmasına uyarlanabilir olmalıdır. Tamamen otonom aviyonik sistemlerin geliştirme hızı, iniş aracının operasyonel hale gelmesi

planlanmadan önce kabul edilebilir bir sistemin mevcut olacağını göstermektedir (Driggers vd., 1991).

İniş Kararlılığına Bağlı Tasarım Etmenleri

Kararlı İniş Parametreleri

Bir iniş aracının stabilite koşulları, ay yüzeyinin eğim açısına, düşme yüksekliğine ve sürtünme katsayısına, yumuşak zeminin durumuna büyük ölçüde bağlıdır (Kim vd., 2021).

Liu ve arkadaşları (2017) bir iniş aracının kararlı bir iniş performansı sergileyebilmesi adına aracın devrilmesini önleme ve darbe enerjisi emilimi gereksinimlerine göre bazı kriterler belirlemişlerdir. Bu kriterler aracın devrilmemesi, birincil amortisörlerden herhangi birinde aşırı strok meydana gelmemesi ve ikincil amortisörlerden herhangi birinde aşırı sıkıştırma veya uzatma strok meydana gelmemesidir.

Kim ve arkadaşları (2021) iniş kararlılığı olasılıklarını bir aracın iniş gerçekleştirdikten sonra güvenli (=stabil), kayma (=stabil olmayan) ve devrilme (=statik olarak dengesiz) olarak ele almıştır. Bu yaklaşımda güvenli iniş tanımı aracın iniş sonrası kararlı bir duruş sergilemesini temsil ederken, kayma durumu kararlı olmayan bir iniş, devrilme durumu ise statik olarak dengesiz olarak tanımlanmıştır.

Başarılı bir iniş sağlamak için iniş takımı yeterli enerji emme kapasitesi sağlamalı ve ayrıca iniş aracının devrilmesini önlemelidir. Bu nedenle, iniş takımının genel tasarımında ve performans tahmininde, iniş dinamikleri ve iniş kararlılığı analizi, iniş aracının güvenli bir iniş yapmasını garantilemek ve içindeki cihazların hasar görmesini önlemek için önemli kriterlerdir (Liu vd., 2017).

Yine Kim ve arkadaşlarına (2021) göre iniş aracı kararlı bir iniş gerçekleştirebilmek için, hedef iniş noktasında ay yüzeyinden yaklaşık 3 m yukarıda sabit bir şekilde durmalı, motoru durdurmalı ve yere inmek için serbest düşüş gerçekleştirmelidir. Bu esnada, birçok ay görevine göre, iniş hızı dikey yönde 3 m/s'den az ve yanal yönde 1 m/s'den az olmalıdır. Ayrıca ay iniş aracı devrilmeden veya kaymadan ay yüzeyine güvenli bir şekilde inmelidir.

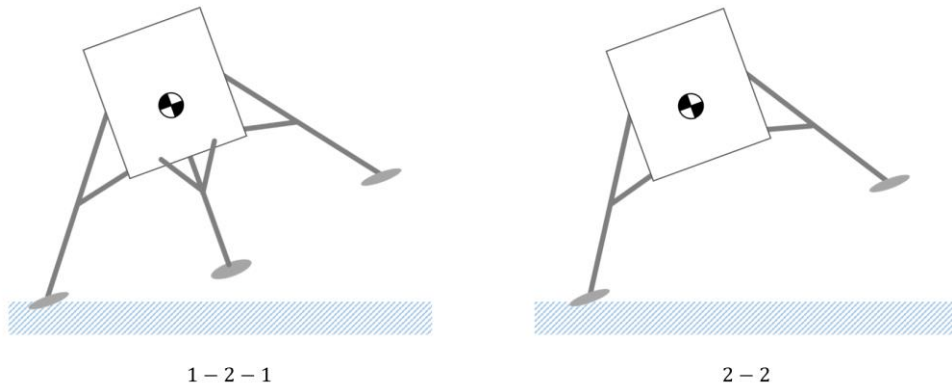
İniş yönelimi

İniş yönelimi, inişin stabilitesini ve yerden yüksekliğini etkiler. Dört ayaklı bir iniş sistemi için, inişin gerçekleşebileceği iki ana kritik yön vardır (Weixiong, 2017).

Pham ve arkadaşlarının (2014) iniş yönelimleri tanımına göre; 2-2 iniş yöneliminde, konma esnasında iki ön ayak (1. ve 4. bacak) zemine aynı anda çarpar ve ardından iki arka ayak

(2. ve 3. bacak) zemine aynı anda çarpar. 1-2-1 iniş yöneliminde ise, ön ayak (1. bacak) zeminle ilk teması kurar, ardından iki orta ayak (2. ve 4. bacak) zemine aynı anda çarpar ve ardından arka ayak (3. bacak) zemine çarpar.

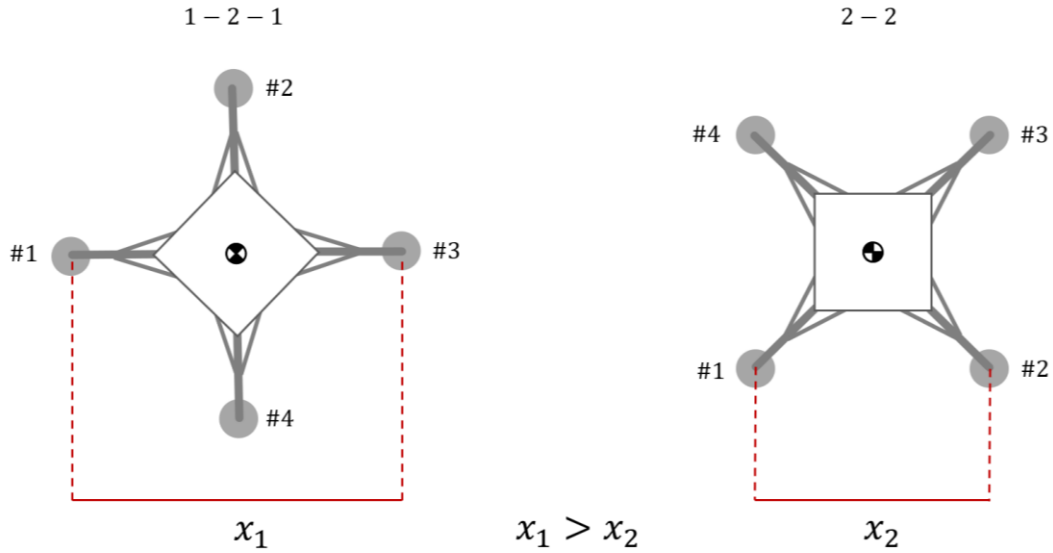
Kim ve arkadaşları (2021) bu tanımı, 1-2-1 iniş konseptinin, iniş aracının önce tek bacağıyla yere temas ettiği iniş konfigürasyonunu ifade edeceğini; 2-2 iniş konseptinin, iniş aracının önce iki bacağıyla yere temas ettiği iniş konfigürasyonunu ifade edeceğini söyleyerek kısaca açıklamışlardır (Şekil 32).



Şekil 32. 1-2-1 ve 2-2 iniş yönelimleri

Pham ve arkadaşları (2014), iniş yönelimlerinin iniş sistemlerine olan etkilerini de ayrıntılı olarak ele almışlardır. Çalışmalarına göre iki ön ayak yüzeye çarptığında, darbe enerjisi esas olarak 1. bacak ve 4. bacağın birincil destekleri tarafından emilir. Ardından, diğer bacaklar (2. ve 3. bacak) zemine çarpar ve bu bacaklara da sıkışma meydana gelir. İlginçtir ki, 2. ve 3. bacak, ilk iki bacağın zemine çarpması ve ikinci iki bacağın zemine çarpması arasında sıkıştırmaya maruz kalır, çünkü iniş aracı bir kafes yapısıdır ve bir bacakta kuvvet diğer yapıya iletilebilir. Ayrıca, 2. ve 3. bacaklar, gövdenin merkezine göre dönmeleri nedeniyle diğer bacaklardan daha büyük sıkıştırma kuvvetine maruz kalırlar. Bu nedenle, ön bacaklar diğer bacaklardan daha büyük sıkıştırma uzunluklarına sahiptir.

Weixiong (2017), bu durumu destekler nitelikte, 2-2 iniş yöneliminde, denge için kritik bir faktör olan ayak izi çapının çok daha küçük olduğunu belirtmiştir (Şekil 33).



Şekil 33. 1-2-1 ve 2-2 iniş yönelimleri iniş aracı ayak izi çapları

Pham ve arkadaşlarına (2014) göre ayrıca 1-2-1 iniş yöneliminde 3. bacak en büyük sıkıştırma uzunluğuna sahiptir, bu da 3. bacağın üzerinde etkili olan kuvvetin bacaklara etki eden kuvvetler arasından en büyük kuvvet olduğu anlamına gelir.

Öte yandan, Weixiong (2017), 1-2-1 iniş yönü, öndeki veya arkadaki bacağı uygulanabilen bacak yüklemesi ve vuruş için daha kritik olduğundan bahsetmiştir.

Pham ve arkadaşlarının (2014) çalışmasında, 2-2 iniş modu ve 1-2-1 iniş modları için sıkıştırma uzunlukları düz iniş konseptinden daha kısa olduğu sonucu elde edilmiştir. Bunun nedeni, 2-2 iniş ve 1-2-1 iniş modları için yüzeye dik hızın düz iniş konsepti için hızdan daha küçük olması olabilir.

Devrilme açısı

İniş aracı hala yatay hız bileşenine sahipken yere indiğinde, eylemsizlik kuvveti devrilme momenti üretir. Devrilmeyi önlemek için, devrilmeye karşı tork en üst düzeye çıkarılmalıdır (Matsuura vd., 2019).

Devrilme açısına ulaşmak için gereken enerji, hareket nedeniyle kütle merkezinin yüksekliğindeki artıştan hesaplanır. Yatay hızdan gelen enerji bu değerden büyükse, iniş dengesiz olabilir (Sahinoz, 2012).

Devrilme önlemenin en basit yolu iniş aracının bacakları arasındaki genişliği artırmaktır (Matsuura vd., 2019).

Kim ve arkadaşları (2021) ise bu kanıyı destekler nitelikte, iniş esnasında, 1-2-1 iniş yöneliminin inişinin 2-2 iniş yöneliminden daha kararlı olduğundan bahsetmiştir. Pham ve

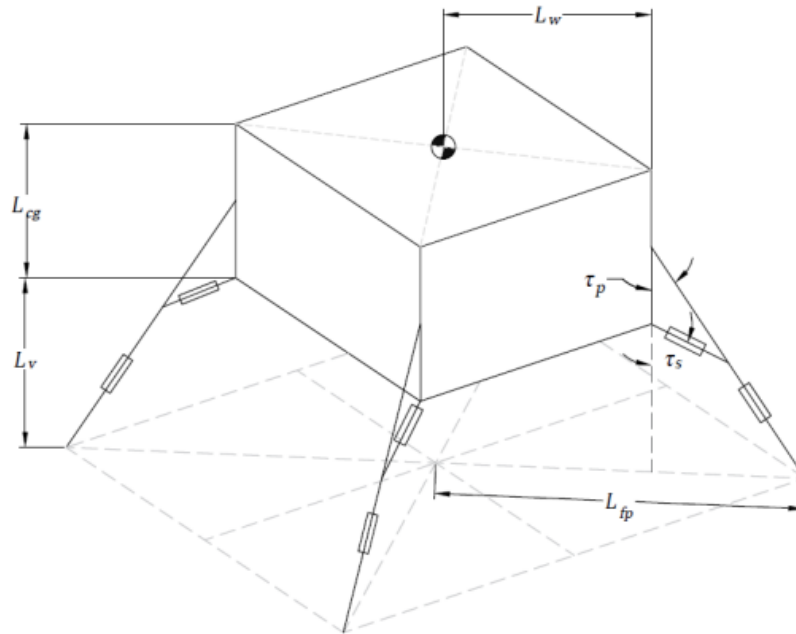
arkadaşları da (2014) eğimli bir ay yüzeyinde iniş kararlılığı araştırmalarında iniş aracının devrilme açısını hesaplamak için, ay yüzeyinin eğimindeki artışlar için simülasyonlar gerçekleştirerek hangisinin daha iyi iniş kararlılığı sağladığını belirlemek için iki iniş yönelimini karşılaştırmıştır ve 1-2-1 iniş yöneliminin 2-2 iniş yöneliminden daha kararlı bir iniş sergilediği fikrine katılmıştır. Pham ve arkadaşları (2014) bu durumun nedeni olarak, 1-2-1 iniş yöneliminde gövdenin ortası ile arka ayağı arasındaki moment kolunun, 2-2 iniş yöneliminde gövdenin ortası ile arka ayağı arasındaki moment kolundan daha büyük olmasını göstermektedir.

Okada ve arkadaşlarına (2022) göre devrilme direncini arttırmanın bir diğer yolu ayak tabanı şekli ve ayak tabanı açısının kararlılığa uygun tasarlanmasıyla iniş anında uzay aracında oluşan kuvvetin kontrol altına alınmasıdır.

Tasarım etmenleri

İniş takımının taban genişliği ile kütle merkezinin yüksekliği arasındaki oran ne kadar yüksek olursa, iniş aracı yatay hız ve yönelim hataları durumunda devrilmeye karşı o kadar kararlı olur (Sahinoz, 2012).

Weixiong (2017), çalışmasında iniş dinamiklerinin modellemek, simüle etmek ve iniş takımlarının boyutlandırmak için tasarım parametreleri belirlemiştir. Bu parametreler dört ayaklı konsol iniş takımı sistemini tanımlamak için seçilir ve iniş takımının ilk tasarımının yapısal ve kütle boyutlandırmasını belirler.

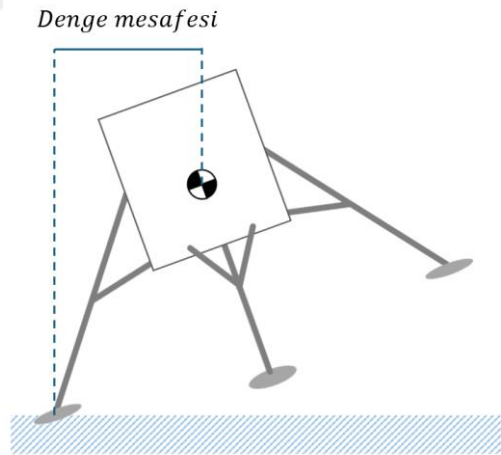


Şekil 34. Konsol tasarım parametreleri (Weixiong, 2017)

Weixiong'in (2017) belirlediği parametrelere göre; ağırlık merkezinin yüksekliği, Lcg , gövde yapısının altından iniş aracının kütle merkezinin bulunduğu yere kadar dikey olarak ölçülür. Gövde yapısının genişliği, Lw , ağırlık merkezinden birincil destek ayağının üst bağlantısına olan yatay mesafedir. Ayak izi çapı, Lfp , ağırlık merkezinden ayak tabanına olan yatay mesafedir. Dikey mesafe, Lv , zemin ile iniş sisteminin alt bağlantı noktası arasındaki dikey mesafedir. Birincil açı, τp , birincil destek ayağı ile gövde dikey referansı arasındaki açıdır. İkincil açı, τs , ikincil destek ayağı ile gövde dikey referansı arasındaki açıdır (Şekil 34). Bu parametrelerin tümü, iniş sistemi için gereken optimum tasarımı elde etmek için değiştirilebilir. Ancak, bazı parametreler, iniş takımı analizinden önce önceden belirlenebilen kısıtlamalar tarafından sınırlandırılır veya tanımlanır.

Denge mesafesi

Denge mesafesi, ay aracının devrilmesini önlemek için gereklidir ve tüm iniş süresi boyunca yerçekimi merkezinden ayak tabanının konumuna kadar yerçekimi vektörüne dik minimum mesafe ile ölçülür (Şekil 35). Denge mesafesi negatifse, iniş aracının ayak tabanının üzerinde döndüğü ve dengesiz kabul edildiği anlamına gelir. Denge mesafesi ne kadar yüksekse inişin daha iyi bir denge ölçümü anlamına gelir (Weixiong, 2017).



Şekil 35. İniş aracı denge mesafesi denge mesafesi

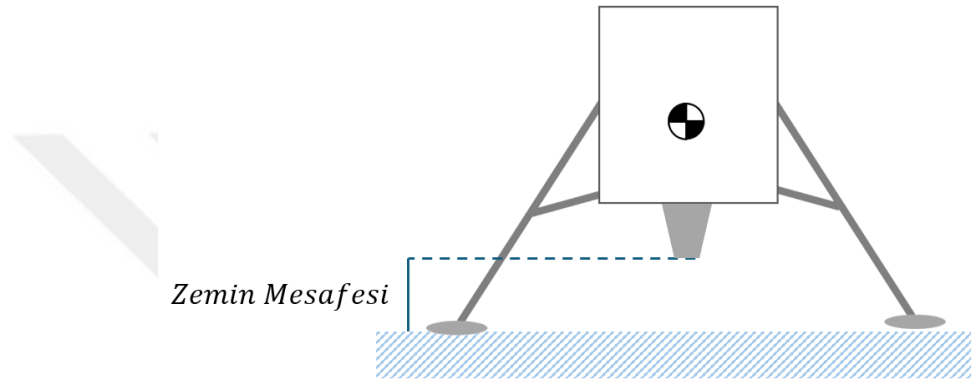
Zemin mesafesi

Zemin mesafesi, iniş aracının en düşük yapısal bileşeni ile ayak tabanı çevresi içindeki arazinin en yüksek çıkıntısı arasındaki mesafedir (Witte, 2015)

İniş sırasında olası kayalar veya engebeli yüzeyler ve itki esnasında motor performansı göz önüne alınarak aracın yerden yeterince yüksek olması sağlanmalıdır. (Weixiong, 2017).

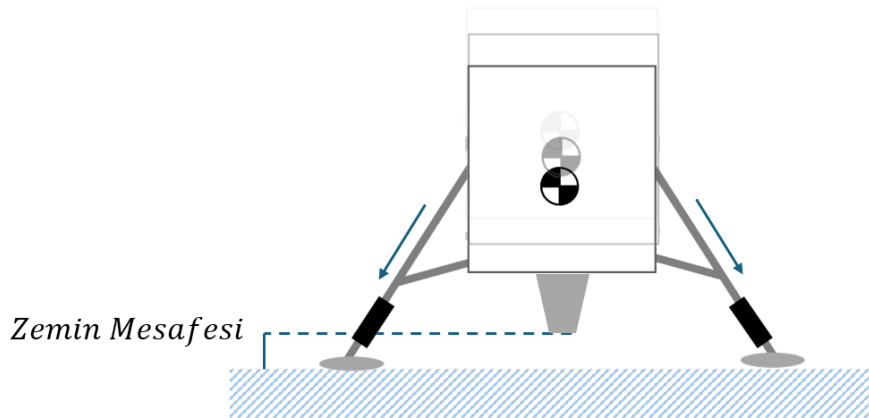
İnişten sonra da minimum yerden yükseklik korunmalıdır. Bu gereklilik, iniş sistemi dışındaki uzay aracının parçalarının yüzey özellikleriyle temas halinde olmamasını ve böylece istenmeyen, ek bir yük yolu oluşmamasını sağlamalıdır (Not: Bazı durumlarda (Apollo) motor uzantıları da iniş aşamasında meydana gelebilecek istem dışı bir temasta malzemenin ezilmesine izin verecek şekilde tasarlanmıştır) (Witte, 2015).

İniş sisteminin başlangıç yüksekliği, iniş motorunun uzunluğu, kalkış için gereken motor boşluğu, mevcut iniş sistemi sönümlleme stroku ve Ay yüzeyindeki olası engellerden etkilenmektedir (Weixiong, 2017).



Şekil 36. İniş aracı zemin mesafesi

Yine Weixiong'a (2017) göre zeminden kalkış sırasında motor performansı için, çıkış lülesinin altında bir motor boşluğu bulunmalıdır (Şekil 36). Nozuldan gelen çıkış akımı yer yüzeyine çarptıktan sonra radyal olarak genişleyen egzoz hakkında hafif endişeler vardır. Bu mevcut boşluk çok azsa motor performansı etkilenebilir. Bu boşluk gereksinimi ayrıca herhangi bir roket motoru üreticisi tarafından belirgin bir şekilde tanımlanmamıştır. Ancak, kütle korunumu yaklaşımı kullanılarak, ön tasarım aşaması için gereken yüksekliği tahmin etmek mümkündür

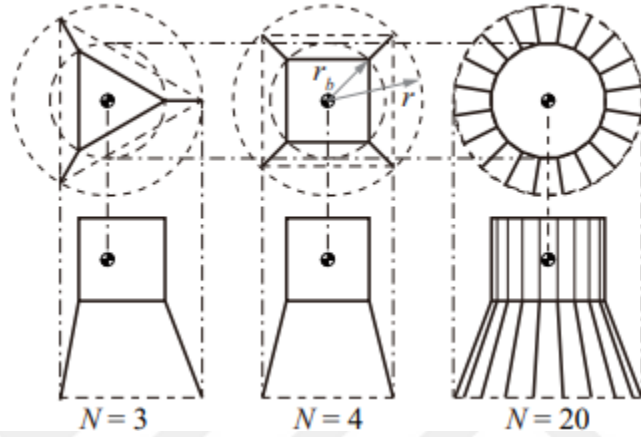


Şekil 37. İniş sistemi strok boyuna bağlı zemin mesafesi

İniş sırasında iniş takımlar, amortisörleri stroklayarak enerjiyi sönümlerler ki bu da zemin mesafesini daha da azaltır (Şekil 37). Uygulanan amortisör tipine bağlı olarak, gereken tam strok miktarını belirlemek zordur (Weixiong, 2017).

Ayak Sayısı

Weixiong (2017) çalışmasında çoğu iniş aracının üç ayaklı veya dört ayaklı iniş sistemine sahip olduğundan bahsetmiştir.



Şekil 38. 3 Ayaklı, 4 ayaklı ve 20 ayaklı iniş sistemleri (Maeda vd., 2016)

Maeda ve arkadaşları (2016) ise iniş aracının tökezlemeden yere inebileceği maksimum eğimin, iniş ayaklarının sayısına bağlı olduğunu söylemiştir. Maeda ve arkadaşlarına göre bacak sayısı artırılırsa, köşelerin iniş bacaklarının ayak parmakları olduğu poligonun alanı genişler (Şekil 38). Eğimli yolda statik dengeyi elde etmek için bu etkilidir. Ancak, eğimdeki dengeyi tartışmak yeterli değildir.

Ay koşulları

Ay atmosferi

Ay'ın Dünya'daki yoğun atmosfere kıyasla neredeyse hiç atmosferi yoktur. Ay'ın atmosfer yoğunluğu gündüz yaklaşık 1×10^4 molekül/cm³ ve gece $2,5 \times 10^5$ molekül/cm³'tür, bu da Dünya'ninkinden yaklaşık 1014 kat daha azdır (Heiken vd., 1991).

Bu durum, iniş aracının yüzeylerindeki atmosferik etkinin Dünya atmosferine inişe kıyasla ihmal edilebilir düzeyde olduğu anlamına gelir (Weixiong, 2017).

Ay yer çekimi

Ay'daki yerçekimi Dünya'dakinden farklıdır. Dünya ivmesi deniz seviyesinde $9,81 \text{ m/s}^2$ iken Ay'daki yerçekimi $1,62 \text{ m/s}^2$ 'dir (Heiken vd., 1991).

Dünya'daki daha büyük yerçekimi ivmesi nedeniyle, Dünya yüzeyine iniş, Ay yüzeyine inişe kıyasla bir iniş aracını devirmek için daha fazla enerji gerektirdiğinden daha fazla dengeye sahiptir (Weixiong, 2017).

Ay toprağı

Ay'ın yüzey özellikleri, iniş aracının, özellikle iniş takımlarının tasarımını etkilemektedir (Pham, 2014).

Witte'e (2015) göre, iniş güvenliği değerlendirmesi, bir gezegen iniş görevinin planlanmasının ayrılmaz bir parçasıdır. Nominal iniş sahası etrafındaki konum dağılımına ek olarak, iniş sistemini tehlikeye atabilecek o yerin topografik özelliklerini de dikkate almak zorundadır. Sunulan tez, bir iniş sisteminin işlevsel sınırlarının ve araziyle ilgili arıza olasılıklarının modellenmesi ve çıkarılmasıyla bu değerlendirme sürecine katkıda bulunmaktadır.

Ay toprağının yoğunluğu, iniş sistemi ayak tabanının toprak penetrasyon miktarını etkiler. Ay toprağı ayak tabanı tarafından sıkıştırıldıkça, yoğunluk ve daha fazla derinliğe penetrasyonu önlemek için taşıma kapasitesi de artar. Tablo 1'de görüldüğü üzere 0,15 m Ay toprağı derinliği için ortalama hacim yoğunluğu $1,50 \pm 0,05 \text{ g/cm}^3$ ve ortalama hacim yoğunluğu $1,66 \pm 0,05 \text{ g/cm}^3$ 'tür (Weixiong, 2017).

Tablo 1. Tipik Ortalama Ay Kütle Yoğunluğu (Weixiong, 2017)

Derinlik Mesafesi (m)	Kütle Yoğunluğu (g/cm^3)
0,00 – 0,15	1,45 – 1,55
0,00 – 0,30	1,53 – 1,63
0,30 – 0,60	1,69 – 1,63
0,00 – 0,60	1,61 – 1,71

Ay'daki yer çekimi Dünya'dakinin yalnızca 1/6'sı olduğundan, çarpma etki aralığında bulunan toprak katmanlarındaki örtü gerilmeleri büyük değildir (Huang, 2014).

Kaya parçasının etkisi, krater kaynaklı pürüzlülüğün etkilerine kıyasla küçüktür. Granüler, regolit benzeri toprak, sert, katı bir yüzeye kıyasla istikrarlı bir iniş elde etme olasılığını artırır. Bu etki, toprağın iniş enerjisi emilimine katkısından kaynaklanır (Witte, 2015).

Regolit, parçalanmış ve birleşmemiş kayaç malzemesinin, ister kalıntı ister taşınmış olsun, neredeyse tüm ay yüzeyini oluşturan oldukça çeşitli karakterdeki katmanını veya

mantosunu tanımlamak için kullanılan bir terimdir (Lucey vd., 2006). Bu çalışmada ay toprağından regolit olarak bahsedilmektedir.

Arazi eğimi

Ay yüzeyinin aşırı eğimi, iniş aracının dengesini kaybetmesine ve hatta devrilip tüm görevin başarısız olmasına yol açabilir (Lin vd., 2022).

Zemin türleri

Bu çoklu gövde modeli yaklaşımında, ayak tabanı-toprak temas kuvveti yasası, iniş sistemi ile planet gövdesi arasındaki dinamik arayüzü tanımlamada önemli bir unsurdur. Böylece planet yüzeyi temas mekanik özellikleri, toprağıın doğasına göre kabaca sınıflandırılabilir. Sert, kayalık bir yüzey, yüzey ile ayak tabanı arasında sert bir elastik temas sergilerken, granüler, kumlu veya regolit tipi bir yüzey elastik-plastik bir davranışla karakterize edilebilir (Witte, 2015).

MATERYAL VE METOT

Bir Dikey İnişli Uzay Aracı Prototipi

Bu çalışmada, genellikle Ay, Mars ya da herhangi bir atmosfer dışı uzay cismine, insan, canlı ya da bilimsel bir yükü ulaştırma görevinin son adımı olan iniş sekansları için tasarlanan ve geliştirilen iniş araçlarının, bu görevlerde kullandıkları metotların, Dünya atmosferi ve şartları çerçevesinde test edilebilmesi, bu uğurda yeni sistemler geliştirilebilmesi, halihazırda var olan sistemlerin eksiklerinin tespit edilmesi ve giderilebilmesi amacıyla tasarlanan bir iniş aracı prototipinin tasarım ve üretim süreçleri konu alınmaktadır. Bir Ay'a iniş görevini gerçekleştirmeye yönelik tasarlanabilir bir iniş aracının, bu görevi Dünya atmosferi şartlarında taklit edebilir bir prototipi olan bu aracın, gerçek bir görevde olduğu gibi herhangi bir bileşeni belirlenen bir hedefe ulaştırma görevinin, taklit ettiği koşullar ve bu esnada kullandığı metot ve envanterler eşliğinde başarıyla gerçekleştirilebilir olduğunu kanıtlayabiliyor olması gerekir. Bu görevi dolayısıyla bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipine Bileşen Ulaştırma Görevcisi (BUG) ismi verilmiştir. Bu çalışmanın çeşitli kısımlarında söz konusu iniş aracı prototipinden BUG olarak bahsedilecektir.

Bu tezde BUG'nin Dünya koşullarında, Ay koşullarını taklit etmesini sağlayan çeşitli test senaryoları dahilinde çalışacağı kabul edilmektedir. Dolayısıyla tez içeriği, bu koşullara uygun olarak ele alınmıştır. Bu çalışmada aracın öncelikli olarak genel tasarımı, gövde yapısı, iniş sistemleri ele alınırken itki sistemi ve aviyonik sistemden temel olarak bahsedilecek, üretim ve tasarım safhaları bu alanlar için de değerlendirilecektir. Bu durumun gerekçesi, BUG'nin öncelikli olarak ele alınan sistemlerinin, tercih ve tasarım gerekçelerini aktarabilmek, tüm sistemlerin dahil olduğu çalışma koşullarındaki verimini gözlemleyebilmektir.

Referans test çalışmaları

Bu çalışmada ele alınan iniş aracı prototipi, bir dikey inişli uzay aracının bir görev esnasında sergileyeceği çeşitli fonksiyonlarını Ay koşullarını taklit ederek test edebileceğimiz test senaryolarına uygun olarak tasarlanmıştır. Bu başlık altında iniş aracı prototipinin alt sistemlerinin tasarım ve materyal tercihlerinin gerekçelerini aktarabilmek adına bu test senaryolarından bahsedilecektir.

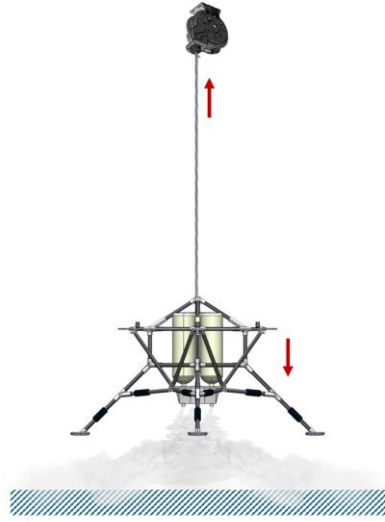
Test ortamı ve koşulları

Bir dikey inişli uzay aracının görev senaryoları çoğunlukla farklı gezegen, uydu ya da atmosfer koşulları dahilinde gerçekleşmektedir. Dolayısıyla iniş araçları tasarım ve üretimi görevin gerçekleştirileceği ortama uygun koşullar için gerçekleştirilir.

İniş aracı prototipinin görev alacağı test senaryoları Ay koşullarına uygun olarak belirlenmiştir, ancak Dünya atmosferi ve koşullarında gerçekleştirilecektir. Bu durum göz önünde bulundurulduğunda çalışmaların gerçekliğe yakın sonuçlar verebilmesi için test koşullarının Ay koşullarına uyarlanması gerekmektedir. Dolayısıyla Ay ve Dünya koşulları arasındaki farkları göz önünde bulundurmak gerekir. Bu anlamda Ay ve Dünya arasındaki en önemli farklardan biri yer çekimi ivmesidir. Ay'da yer çekimi Dünya'dakine kıyasla 1/6 oranla daha düşüktür. Bu durum iniş aracı prototipinin görev esnasında iticilerin sebep olacağı ve konma esnasındaki yapısal etkileri direkt olarak etkilemektedir. Aynı şekilde görev esnasındaki iniş aracının itki gereksinimleri de yer çekimi ivmesi farkından direkt olarak etkilenecektir.

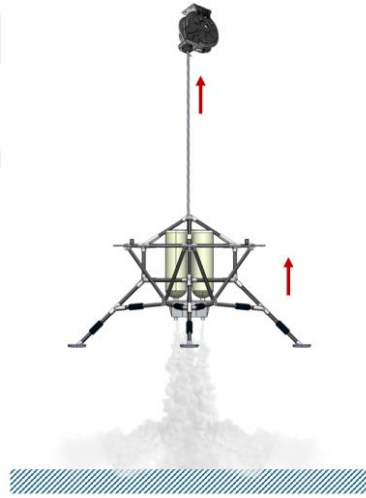
Bu tür çalışmalar için Dünya'da Ay ortamını taklit etmek için astronot havuzları, parabolik uçuşlar, yer çekimi iptal edici iticiler, yer çekimi boşaltma yöntemi gibi yöntemlerin uygulandığı bilinmektedir. Hatta bu çalışmada ilk olarak yer çekimi iptal edici iticiler düşünülmüştür ancak itki sistemi tipi bu metot için yetersiz kalmıştır. Son olarak bu çalışmaya konu olan test senaryolarında Ay yer çekimini taklit etmek için yer çekimi boşaltma metoduna benzer bir makaralı askı sistemi uygulamasına karar verilmiştir.

Bu uygulamada iniş aracını sürekli olarak Dünya yer çekimi ivmesi ile Ay yer çekimi ivmesinin farkının araç kütleline olan etkisi kadarlık bir kuvvetle yukarı doğru çeken motorlu bir makara sistemi kullanılmaktadır. Bu makara sistemi aracın iniş gerçekleştirdiği senaryolarda halatın salınımını motorlu makara aracılığıyla devamlı olarak yavaşlatacak ve Dünya yer çekimini Ay yer çekimine indirgeyecek olan gerekli çekme kuvvetini sürekli koruyacaktır (Şekil 39).



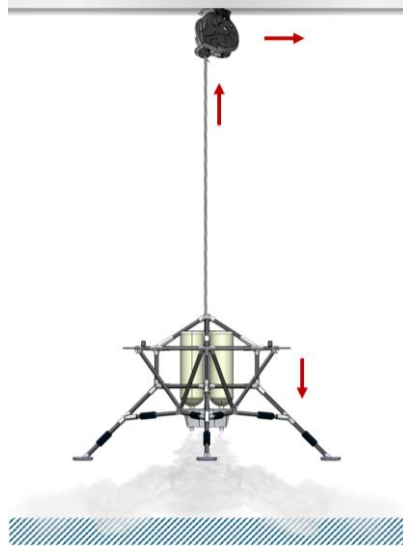
Şekil 39. Yumuşak iniş testi senaryosu

Aracın kalkış gerçekleştirmesi gereken senaryolarda ise makara sistemi araca, araç yükselse dahi Dünya yer çekimini Ay yer çekimine indirgeyecek olan gerekli çekme kuvvetini uygulayacaktır (Şekil 40).



Şekil 40. Dikey kalkış testi senaryosu

Yatay mesafelerin kat edildiği süzülme senaryosunda ise farklı bir makara sistemi kullanılacaktır. Bu senaryo için kullanılacak makara sistemi bir raylı sisteme entegre edilerek iniş aracı ile birlikte makara sistemi de yatay düzlemde hareket edecektir (Şekil 41).



Şekil 41. Süzülme testi senaryosu

Test senaryoları

Dikey kalkış (elevasyon) testi

Dikey kalkış test senaryosu, iniş aracı prototipinin zeminde $v = 0 \text{ m/s}$ hızla sabit olarak dururken iticilerin başlatılması aracılığıyla belirli bir yüksekliğe dek kalkış yapması suretiyle gerçekleştirilecektir. Bu test senaryosunun amacı, aracın itki sistemlerinin itki yeterliliğini, itki dağılım dengesini, ağırlık merkezinin uygunluğunu gözlemlemek ve bu testler sonucunda çeşitli veriler kaydederek ilgili sistemlerin eksiklerinin tespit edilmesi ve geliştirilmesi amacıyla gerekli gözlemleri gerçekleştirmektir.

Yumuşak iniş testi

Yumuşak iniş testi senaryosu iniş aracı prototipinin belirli bir yükseklikten serbest bırakılarak itki sistemi yardımıyla zemine yumuşak iniş yapması suretiyle gerçekleştirilecektir. Bu senaryo iniş görevinin konma sekansını temsil etmektedir. Araç belirli bir düşme hızına ulaştıktan sonra iticiler aviyonik sistemin karar verdiği anda aktif hale gelecek ve gerekli kontrol metodu eşliğinde yumuşak iniş gerçekleştirilecektir. Bu test senaryosunun amacı aracın gövde yapısı ve iniş sisteminin konma anındaki yeterliliğini gözlemlenmesi ve yumuşak iniş test senaryosunun bir diğer amacı ise test boyunca sürekli veri depolayarak itki sisteminin yumuşak bir iniş gerçekleştirmek için, aviyonik sistemin ise altı serbestlik derecesinde gerekli kontrol eylemlerini gerçekleştirebilmek karar mekanizmalarına uygunluğunun değerlendirilmesidir.

Süzülme (hover) testi

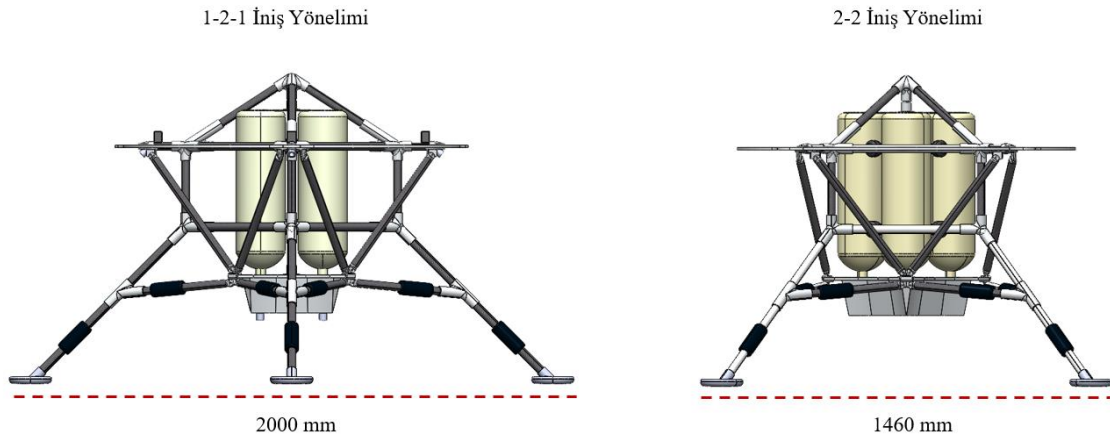
Süzülme testi daha önce bahsedilen iki test prensibinin birleşiminden oluşmaktadır. Süzülme testinde iniş aracı prototipi A noktasından dikey kalkış yapması ve B noktasına yumuşak iniş göstermesi gerekmektedir. Diğer test senaryolarından farklı olarak bu senaryoda iniş aracı prototipinin yatay hareketler de sağlaması beklenmektedir. Bu testin amacı diğer iki testi senaryo edinimleri ile birlikte aynı zamanda yatay manevra kabiliyetlerini test etmek, itki sistemi ve iniş sistemlerinin bu koşulda verimliliğini gözlemlemektir.

Kararlı İniş Parametreleri ve Tasarım Etmenleri

Kararlı iniş parametreleri

İniş yönelimi

İniş yönelimi, aracın konma esnasında aldığı pozisyonu ile ilgilidir. Daha önce bahsettiğimiz gibi 4 bacağına sahip iniş araçlarında iniş esnasında zemine temas eden ayak sayıları sırasıyla 1-2-1 ve 2-2 olmak üzere alışlagelmiş iki farklı iniş yönelim konsepti mevcuttur. Aracın tasarımı belirli olsa da iniş yönelimi çeşitli tasarım parametrelerinin o an ki iniş yönelim pozisyonuna göre farklılık göstermesine neden olur. Bu parametrelerden ilki ayak izi çapıdır. Ayak izi çapı kararlı bir inişin önemli parametrelerinden biri olmakla birlikte genellikle daha geniş ayak izi çapı iniş kararlılığının artmasını sağlar.

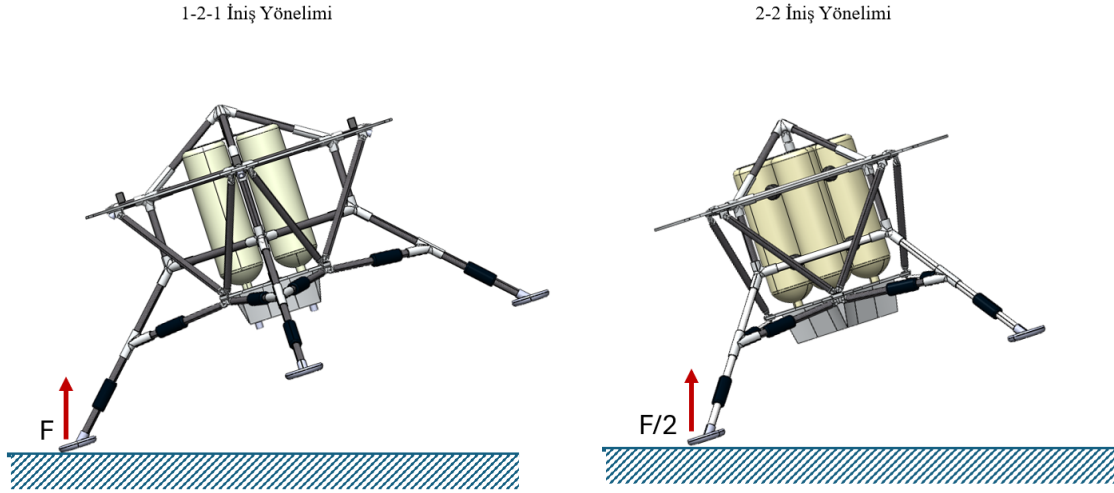


Şekil 42. BUG'nin iniş yönelimine göre ayak izi çapı ve yükseklik boyutlandırmaları

BUG'nin ayak izi çapı 1-2-1 iniş yöneliminde, 2-2 iniş yönelimine kıyasla daha geniştir (Şekil 42). Bu durum da BUG için 1-2-1 iniş yöneliminin daha kararlı bir iniş sağlayacağını göstermektedir.

İniş yöneliminin etkili olduğu bir diğer durum ise iniş sisteminin konma esnasında maruz kaldığı kuvvetlerdir. Konma esnasında 1-2-1 iniş yöneliminde zemine öncelikli olarak 1

ayak temas ederken 2-2 iniş yöneliminde ilk temas 2 ayakla birden sağlanır. Dolayısıyla 1-2-1 iniş yöneliminde birincil ve ikincil desteklerin, bu desteklerde yer alan sönümleme elemanlarının ve ayak tabanlarının maruz kalacağı kuvvet daha yüksek olacaktır. Çünkü 1-2-1 iniş yöneliminde konma esnasında ilk safhada çarpışma kuvvetini diğer ayaklar zemine temas edene dek tek başına karşılayacaktır. 2-2 iniş yöneliminde ise konma esnasında ilk temas 2 ayakla birden sağlandığı için ilk çarpışma kuvvetini 2 ayak birden karşılar (Şekil 43).



Şekil 43. İniş yönelimine göre iniş kuvvetleri

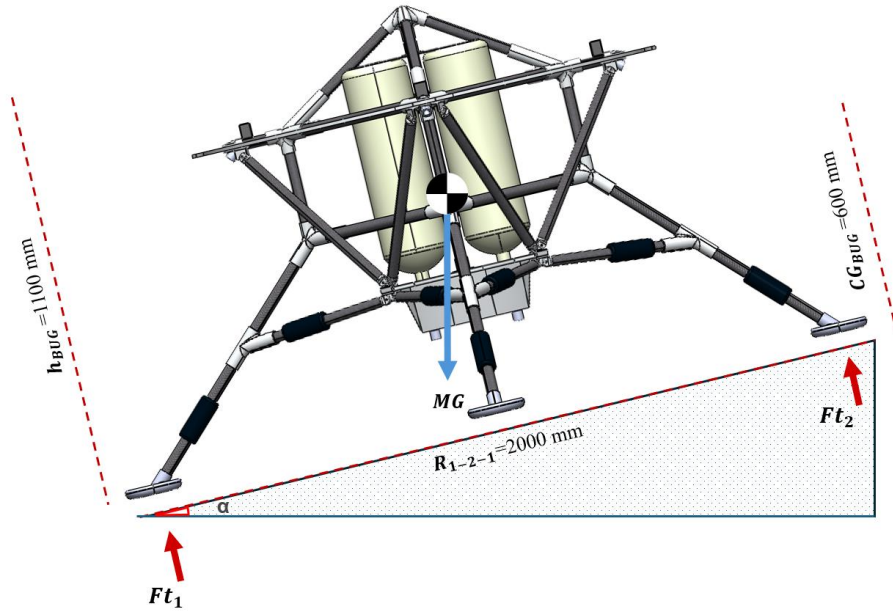
Dolayısıyla iniş yöneliminin BUG'nin iniş kararlılığı için etkin bir parametre olduğunu söyleyebiliriz.

İniş yönelimleri arasında, alışlagelmişin dışında, konma anında 4 ayağın aynı anda yere temas ettiği bir iniş yönelimi daha vardır. Bu iniş yönelimi çoğunlukla eğimli olmayan zemin ve eğimli iniş yapmayan bir iniş aracı gibi koşulların sağlandığı durumlarda mümkün olur.

Devrilme açısı

Devrilme, bir iniş aracının karasız bir iniş gerçekleştirdiğini gösteren en önemli koşullardan biridir. Aracın kararlı bir iniş gerçekleştirdiğini söyleyebilmek için aracın konma esnasında devrilmediğinden ya da devrilmeyeceğinden emin olmak gerekir.

Pham'ın (2014) çalışmasında yer verdiği modül stabilitesi koşullarını BUG üzerinde 1-2-1 ve 2-2 iniş yönelimlerine uygun şekilde uygulayarak BUG'nin devrilme açıları hakkında fikir sahibi olabiliriz.



Şekil 44. BUG için 1-2-1 iniş yönelimi devrilme açısı parametreleri

BUG, 1-2-1 iniş yöneliminde daha geniş bir ayak izi çapına sahiptir. Daha geniş bir ayak izi çapı çoğu zaman daha kararlı bir inişi mümkün kılar. Yine de bu yaklaşımı kanıtlayabilmek için Pham (2014) tarafından moment denge denklemleri ile türetilen modül stabilitesi koşulunu kullanarak BUG'nin 1-2-1 iniş yönelimine uygun devrilme açısını hesaplayabiliriz.

Birinci ayak için moment denge denklemi aşağıdaki gibidir. Burada Ft_1 , birinci ayağa, Ft_2 , ikinci ayağa etki eden tepki kuvvetidir. R_{1-2-1} , aracın 1-2-1 iniş yönelimine göre ayakları arasındaki çap mesafesidir. MG , aracın ağırlığıdır ve CG_{BUG} , aracın ağırlık merkezinin yerden yüksekliğidir. Burada α ise eğim açısını temsil etmektedir (Şekil 44).

$$Ft_2 \times R_{1-2-1} + MG \times \sin \alpha \times CG_{BUG} - MG \times \cos \alpha \times \frac{R_{1-2-1}}{2} = 0 \quad (1)$$

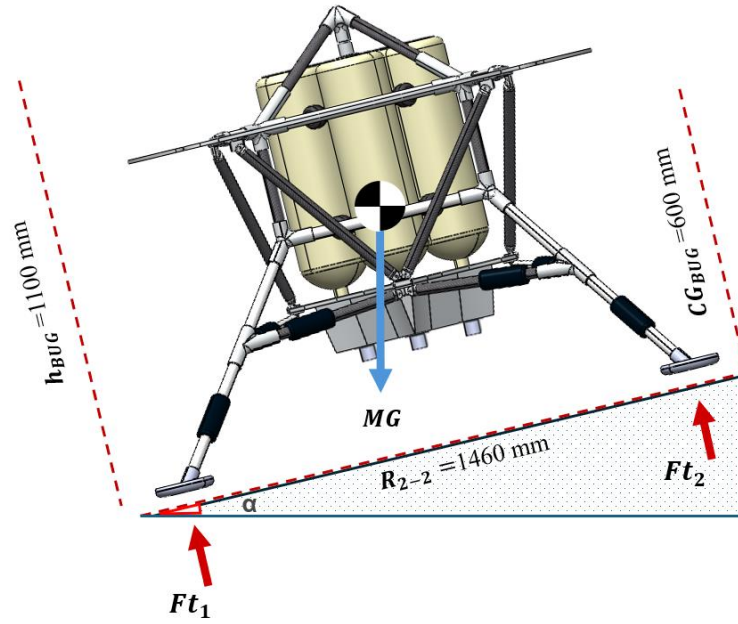
İkinci ayak için tepki kuvveti olan $Ft_2=0$ olursa araç dengesini kaybedecektir. Bu koşul altında denklemi şu şekilde güncelleriz;

$$MG \times \sin \alpha \times CG_{BUG} - MG \times \cos \alpha \times \frac{R_{1-2-1}}{2} = 0 \quad (2)$$

Böylelikle araç kararlılık koşulunu türetebiliriz;

$$MG \times \sin \alpha \times CG_{BUG} - MG \times \frac{R_{1-2-1}}{2} \times \cos \alpha \leq 0 \leftrightarrow \tan \alpha \leq \frac{R_{1-2-1}}{2 \times CG_{BUG}} = \frac{2}{2 \times 0,6} = 1,66 \quad (3)$$

$$\alpha = 59,03^\circ \approx 59^\circ \quad (4)$$



Şekil 45. BUG için 2-2 iniş yönelimi devrilme açısı parametreleri

Ardından iniş yönelimi kıyası yapabilmek adına modül stabilitesi koşulunu 2-2 iniş yönelimi için tekrar kullanırız ve BUG'nin 2-2 iniş yönelimine uygun devrilme açısını hesaplarız. Burada R_{2-2} , aracın 2-2 iniş yönelimine göre ayakları arasındaki çap mesafesidir (Şekil 45).

$$MG \times \sin \alpha \times CG_{BUG} - MG \times \frac{R_{2-2}}{2} \times \cos \alpha \leq 0 \Leftrightarrow \tan \alpha \leq \frac{R_{2-2}}{2 \times CG_{BUG}} = \frac{1,46}{2 \times 0,6} = 1,22(5)$$

$$\alpha = 50,58^\circ \approx 51^\circ \quad (6)$$

Devrilme açılarını kıyasladığımızda 1-2-1 iniş yöneliminin devrilme açısının 2-2 iniş yönelimindeki devrilme açısından daha yüksek olduğunu görüyoruz. Bu da aracın 1-2-1 iniş yöneliminde devrilebilmesi için 2-2 iniş yöneliminden daha yüksek bir eğim açısına sahip olması gerektiği anlamına gelir. BUG, 1-2-1 iniş yöneliminde daha zor devrileceği için 1-2-1 iniş yöneliminin 2-2 iniş yöneliminden daha kararlı bir inişi mümkün kıldığı sonucuna varabiliriz.

Tasarım etmenleri

Zemin mesafesi

BUG'nin tasarımı göz önünde bulundurulduğunda aracın alt kısmında yer alan itki lüleleri geleneksel konseptin aksine 5 adettir. Ancak bu durumda iticilerin neden olduğu itki etkisi tek ve büyük bir lülenin aksine dikey ekseninde her bir lüle kendi etkisini sağlayacaktır ve tasarım her lüle için kendi zemin mesafesini karşılamalıdır. Öyle ki itki sistemi olarak soğuk gaz itki sistemi kullanmamız dolayısıyla lüle boyutları standart büyüklüklerin oldukça

altındadır. Ancak yine de hesaplamak gerekirse azami zemin mesafesini hesaplarken sadece en büyük iticinin boyutlarını hesaba katmamız yeterli olacaktır. Zemin mesafesi için güvenli uzaklığı hesaplamak için Weixiong'un (2017) hesaplama metodunu kullanabiliriz;

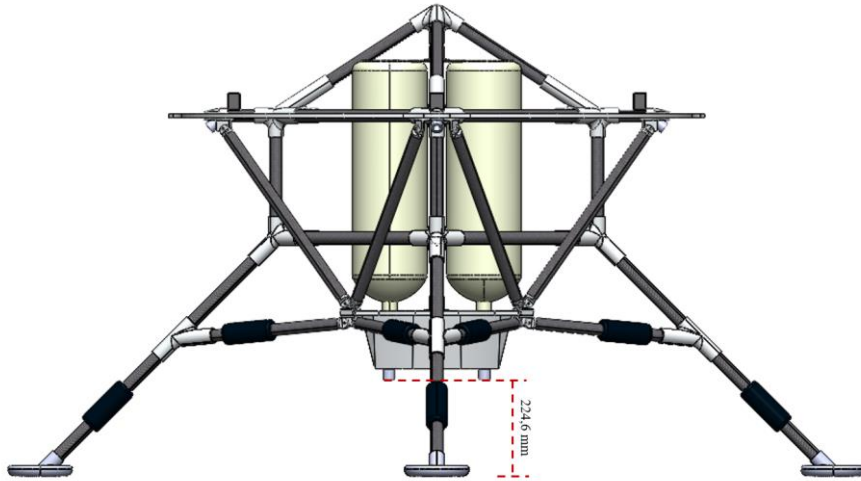
$$S_{lüle} = \frac{\pi(d_{lüle})^2}{4} = \frac{\pi(2,2)^2}{4} = 3,8 \text{ cm}^2 \quad (7)$$

burada $d_{lüle}$ lüle çapıdır. Lüle çapı, çalışmanın ilerleyen bölümlerinde süpersonik lüle tasarımı için gerçekleştirilen hesaplamalar içerisinde (54) numaralı denklem aracılığıyla elde edilmektedir. Çıkış nozulunun çapı ve mevcut motor boşluğunun yüksekliği tarafından belirlenen silindirik akış çıkış yüzey alanı aşağıdaki şekilde verilir:

$$S_{akış} = 2\pi \times d_{lüle} \times h_{boşluk} = 2\pi \times 2,2 \times 1 = 13,82 \text{ cm}^2 \quad (8)$$

$$h_{boşluk} = \frac{d_{lüle}}{2} = \frac{2,2}{2} = 1,1 \text{ cm} \quad (9)$$

Görüldüğü üzere bu çalışmaya konu olan aracın tasarım parametreleri göz önüne alındığında halihazırda bırakılan zemin mesafesi fazlasıyla yeterli olmaktadır (Şekil 46).



Şekil 46. BUG İçin zemin mesafesi

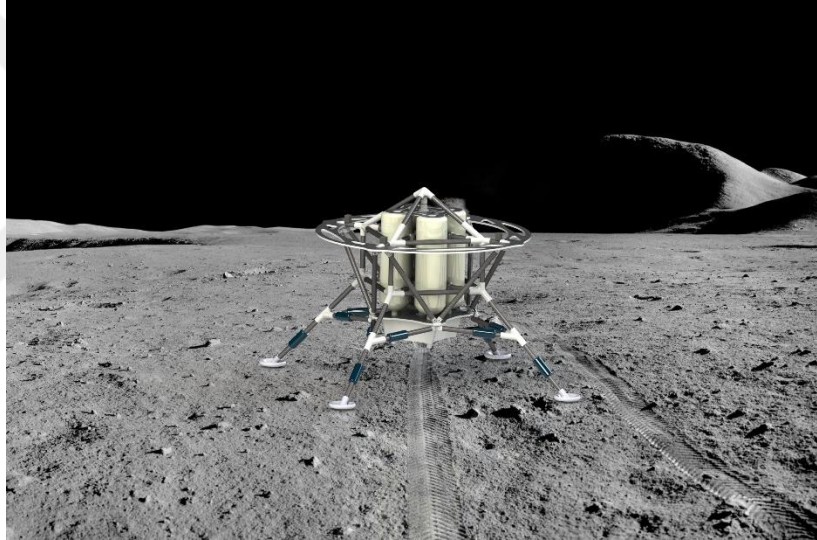
Genel Tasarım

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipi geçmişte gerçekleştirilen iniş aracı çalışmalarının temel prensiplerine bağlı kalacak şekilde, dengeli bir yük dağılımı ve stabil bir iniş sağlamaya yönelik olarak yeniden tasarlanmıştır. İniş aracı prototipinin tasarım prensibi, aracın dinamik senaryolar çerçevesinde maruz kaldığı yükleri karşılayabilecek ve iniş eylemi esnasında fonksiyonelliği olumsuz yönde etkilemeyecek bir yapıyı sağlamaktır. Tasarım, bu şartları yerine getirmeyi hedeflerken aynı zamanda bileşen konumlandırmaları ve

boyutlandırmaları ile de iniş aracının iniş stabilitesini mümkün kılmak ve misyon verimine destek olmakla yükümlüdür.

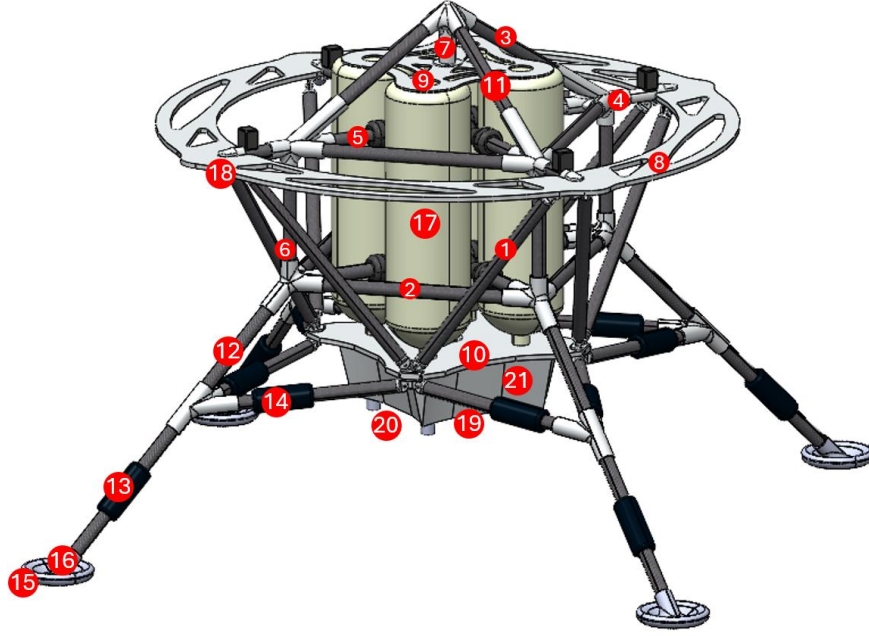
Şahinöz (2012), tam ölçekli inişin, benzer ivme/yerçekimi oranları nedeniyle Dünya'daki 1/6 ölçekli inişe dinamik olarak benzer olduğundan bahsetmiştir. Pham (2014) ise bu tercihin gerekçesi olarak, Ay'ın yerçekiminin Dünya'ninkinin altıda biri kadar olmasını göstermiştir. BUG tasarlanırken bu ilkeye bağlı kalmaya çalışıldı.

İniş aracı gövde yapısı tasarlanırken üç genel yapı türü arasından uzay çerçeve olarak da bilinen kafes yapısı tercih edilmiştir. Bu yapının tercih edilmesinin öncelikli nedeni ağırlık parametresinin bir itki sistemi desteği ile yumuşak iniş yapması beklenen iniş aracı için etken bir parametre olmasıdır. Söz konusu kafes sistemi aynı zamanda gövdenin çeşitli yüklere maruz kalacağı itki tahriki ve konma aşamalarında gövdenin maruz kalacağı yüklerin destek elemanları sayesinde dengeli bir dağılıma sahip olmasını mümkün kılmaktadır (Şekil 47).



Şekil 47. Bileşen ulaştırma görevcisi render görseli

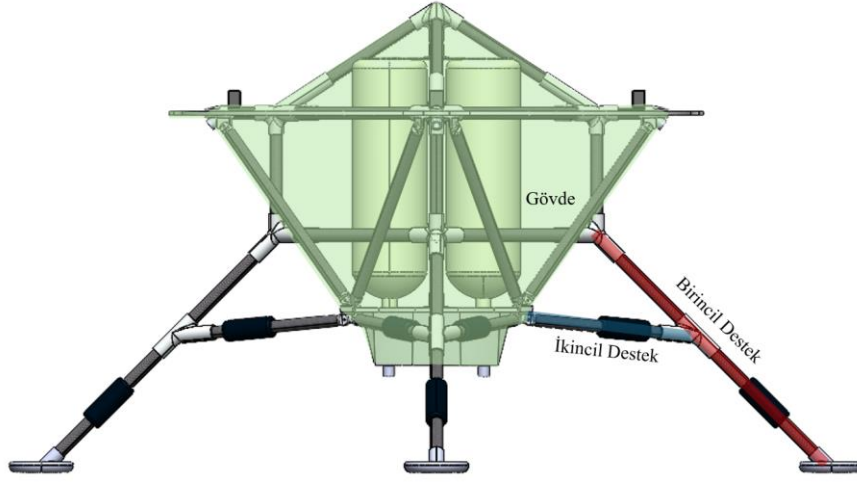
İniş aracı prototipinde ağırlık önemli bir parametre olduğu için ve yatay kuvvetlere karşı sönümleme kabiliyetini arttırmak adına konsol tasarım tercih edilmiştir. Konsol tasarım konseptinde yatay hızlarda meydana gelecek gerilmeyi tolere edebilmek maksadıyla yerleştirilmiş ikincil destekler ikincil destek açılarına uygun genişlikte araç gövdesine ve birincil desteklere entegre olmaktadır. BUG eleman yerleşimi Şekil 48’de gösterilmiştir.



Şekil 48. BUG Eleman Yerleşimi

Tablo 2. Eleman Yerleşim Tablosu

Kod	Numara	Bileşen
DK-V	1	Kafes Elemanı (Dış Kafes - Çapraz Eleman)
İK-X	2	Kafes Elemanı (İç Kafes - Dış Yatay Çapraz Tank Tutucu)
İK-A	3	Kafes Elemanı (İç Kafes - Çatı Dikey Plaka Bağlantısı)
İK-I	4	Kafes Elemanı (İç Kafes - RKS Plaka Kafes Bağlantısı)
T	5	Kafes Elemanı (İç Kafes - Yatay Tank Tutucu)
L	6	Kafes Elemanı (İç Kafes Dik Bağlantı Elemanı)
I	7	Kafes Elemanı (Orta Kolon)
O	8	RKS Plakası
TC	9	Tank Üstü Plaka
TB	10	Tank Altı Plaka
A	11	Çatı Birleştirici Bağlantı Elemanı
PS	12	Birincil Destek
PSP	13	Birincil Destek Pistonu
SSP	14	İkincil Destek Pistonu
FP	15	Ayak Tabanı
FPJ	16	Küresel Mafsal
T-SRC	17	Tank
RCN	18	Lüle (RKS)
MN	19	Lüle (Ana İtki)
SN	20	Lüle (Destek İtki)
TS	21	İtki Bölmesi



Şekil 49. BUG gövde yapıları

Bir iniş aracının en önemli tasarım parametrelerinden bir tanesi aracın ağırlığıdır. Araç bir itki sistemi aracılığıyla yumuşak iniş gerçekleştireceği için itki sisteminin tasarım ve hesaplamaları aracın ağırlığı göz önüne alınarak gerçekleştirilecek, gerekli kuvvet hesaplamalarına uygun olarak belirlenecektir. İniş aracı prototipinin fonksiyonelliğini optimum verimle sergileyebilmesi adına materyal ve tasarım tercihleri ağırlık/performans oranı yüksek olacak şekilde yapılmalıdır (Şekil 49). Tablo 2, iniş aracı prototipinin eleman nitelikleri, niceliklerini net bir şekilde göstermektedir.

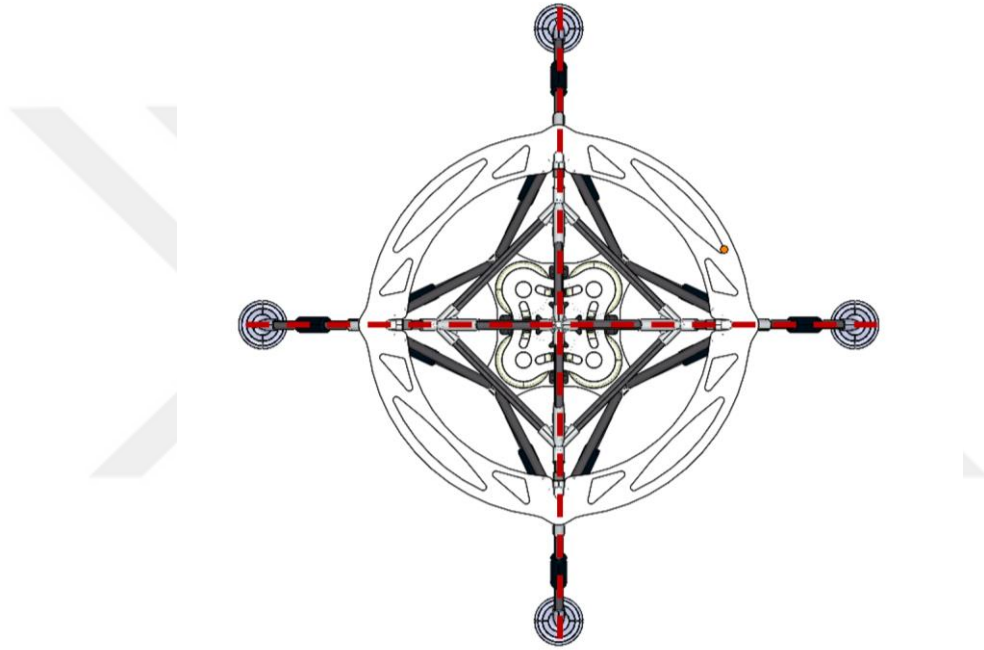
Tablo 3. İniş Aracı Prototipi Bileşen Malzeme ve Ağırlık Listesi

Bölüm	Kod	Bileşen	Tanım	Malzeme	Adet	Ağırlık
Gövde	DK-V	Kafes Elemanı	Dış Kafes - Çapraz Eleman	CFEP	8	1084,16 g
	İK-X	Kafes Elemanı	İç Kafes - Dış Yatay Çapraz Tank Tutucu	CFEP	8	1008 g
	İK-A	Kafes Elemanı	İç Kafes - Çatı Dikey Plaka Bağlantısı	CFEP	4	425,6 g
	İK-I	Kafes Elemanı	İç Kafes - RKS Plaka Kafes Bağlantısı	CFEP	4	112 g
	T	Kafes Elemanı	İç Kafes - Yatay Tank Tutucu	CFEP	8	593,6 g
	L	Kafes Elemanı	İç Kafes Dik Bağlantı Elemanı	CFEP	4	280 g
	I	Kafes Elemanı	Orta Kolon	CFEP	1	182 g
	EK0	Boru İzolasyonu	-	Elastomerik Kauçuk Köpük	16	0,6 g
	O	RCS Plakası	-	Al7075	1	3760,1 g

Tablo 3. (Devamı)

	TC	Tank Üstü Plaka	-	Al7075	1	873,311 g
	TB	Tank Altı Plaka	-	Al7075	1	1877,49 g
	EK1	Bağlantı Elemanı	Kafes İçi	ST304	6	4200 g
	EK2	Bağlantı Elemanı	RKS Plaka-İç Çatı Yatay	ST304	4	1000 g
	A	Bağlantı Elemanı	Çatı Birleştirici	ST304	1	700 g
	EK4	Bağlantı Elemanı	İç Kafes Alt Bağlantı	ST304	4	440 g
	EK5	Bağlantı Elemanı	İç Kafes Üst Bağlantı	ST304	8	880 g
	EK6	Sarf Malzeme	Entegrasyon	-		900 g
	PS	Birincil Destek	-	CFEP	4	384 g
	PSP	Birincil Destek Pistonu	-	-	4	1600 g
	SSP	İkincil Destek Pistonu	-	-	8	2000 g
İniş Sistemi	EK7	Bağlantı Elemanı	İkincil Destek Plaka	ST304	4	440 g
	EK8	Bağlantı Elemanı	Birincil Destek-İç Gövde	ST304	4	2800 g
	EK9	Bağlantı Elemanı	Birincil-İkincil Destek	ST304	4	2800 g
	FP	Ayak Tabanı	-	Al7075	4	1600 g
	FPJ	Küresel Mafsal	Ayak Tabanı	ST304	4	800 g
	SRC	Tank	İtki Kaynağı	CFEP	4	32000 g
	RCN	Lüle	RCS	Al7075	4	248 g
	MN	Lüle	Ana İtki	Al7075	1	62 g
	SN	Lüle	Destek İtki	Al7075	4	248 g
	EK10	Hava Hortumu	RCS	Aramid Çelik	6	3000 g
	EK11	Hava Hortumu	Destek İtki	Aramid Çelik	4	727,27 g
	EK12	Nipel	G1/2-M18,1.5	ST304	4	324 g
İtki Sistemi	EK13	Bağlantı Elemanı	Hidrolik T	ST304	4	488 g
	EK14	Çek Valf	Dolum Arayüzü	ST304	4	1904 g
	EK15	Manometre	-	Pirinç	4	324 g
	EK16	Nipel	G1/2 - G3/8	ST304	4	196 g
	EK17	Nipel	G1/2	ST304	4	220 g
	EK18	Manifold	RKS	Al7075	1	718 g
	EK19	Manifold	Destek İtki	Al7075	2	480 g
	TS	İtki Bölmesi	-	Al7075	1	1000 g
	EK20	Solenoid Vana	-	-	9	7830 g
Aviyonik Sistem	EK21		-			22470 g
Toplam						105980,14 g

İniş aracı prototipi itki sistemleri ile kontrol edilen ve havada, altı serbestlik derecesinde dinamik davranışlar sergileyen bir araç olduğu için ağırlık merkezi konumu ve iniş dinamiklerini muhafaza edebilmek adına yapının simetrik bir tasarıma sahip olması sağlanmıştır. Bu doğrultuda iniş aracı prototipi yatay düzlemde birbirinin yüksek oranda aynı olan 4 kesitin birleşmesinden meydana gelmektedir (Şekil 50). Aynı şekilde simetrik tasarımı koruyabilmek ve tankları olası dış kuvvetlerden muhafaza edebilmek adına itki kaynakları aracın tam ortasında ve ağırlığı yatayda eşit olarak dağıtabilecek şekilde konumlandırılmışlardır. Dolayısıyla aviyonik sistem elemanları ve itki sistemi elemanları da eşit ağırlık dağılımı prensibine uygun olarak yerleştirilmiştir.



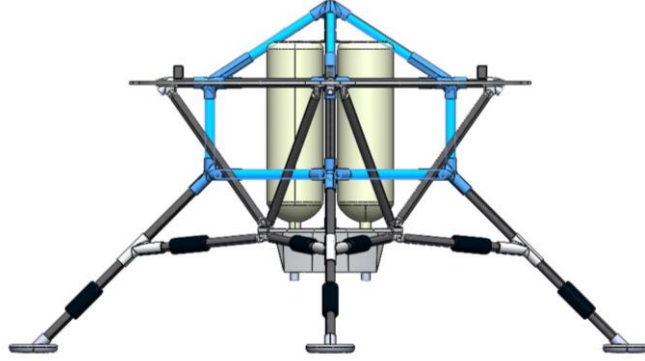
Şekil 50. BUG üst görünüm simetri yapısı

İniş aracının itki sistemi envanteri, sistem verimliliğinin bir ölçütü olan kaynak-çıkış uzaklığını arttırmamak adına, itki kaynaklarının hemen altında konumlandırılan itki bölmesinde yer almaktadır. RKS iticilerinin envanter bağlantıları ise RKS iticilerinin ihtiyaç duyulan etkiyi fazlasıyla karşılıyor olmaları nedeniyle destek elemanları içerisinde sağlanmıştır ve aracın üst bölmesine taşınmıştır.

İniş Aracı Gövde Yapısı

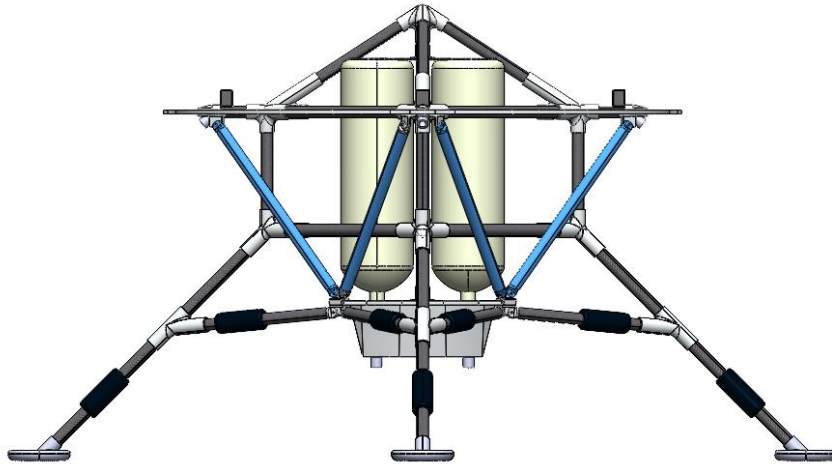
Üst başlıkta bahsettiğimiz üzere, iniş aracı gövde yapısı tasarlanırken kafes yapısı tercih edilmiştir. Ayrıca bu yapı türünde yüzeye bağlantı noktalarının sınırlı olması dolayısıyla, altyapı destek elemanları kullanılmaktadır.

İniş aracı prototipinde kullanılan kafes yapı birbirine bağımlı olarak çalışan iki kafes sisteminin birleşiminden oluşmaktadır. Bu kafes yapılarından ilki, gövde içerisinde yer alan tankların sabitlemek ve korumakla ve birincil desteklerden gelen gerilmeyi kafes sisteme dağıtmak ve karşılamakla yükümlüdür (Şekil 51).



Şekil 51. BUG iç kafes yapısı

Diğer kafes yapısı ise altı serbestlik derecesini destekleyecek bir sistem olan sekiz destek ve dört köşeli bir Stewart Platformu konseptine benzer olarak tasarlanmıştır. Bu kafes yapısı üst plaka ve alt plaka arasında iniş esnasında yatay ve dikey hızların gövdede sebep olduğu kuvvete karşılık gerekli sönümlenme davranışını mümkün kılarken aynı zamanda alt ve üst plakaların bağlantılarını sağlamaktadır. Bu kafes sistemi aynı zamanda iniş esnasında ikincil desteklerin maruz kaldığı kuvvet aktarımını sağlamak, sisteme dağıtmak ve karşılamakla yükümlüdür (Şekil 52).



Şekil 52. BUG dış kafes yapısı

Bahsi geçen kafes yapılarda malzeme olarak ilk alternatif 28 mm çapında 1,5 mm cidar kalınlığına sahip karbon/epoksi kompozitten üretilmiş borulardır (Şekil 53). Karbon/epoksi kompozit borulara alternatif olarak ise 30x30 mm kenar ölçülerine sahip Al6063 malzemeden imal edilmiş sigma profiller kullanılması da değerlendirilmiştir. Sigma profillerin tercih önerisi

olma sebebi hafif olması, yeterli mukavemete sahip olması ve halihazırda sahip olduğu raylı kanallar ve bağlantı boşlukları sebebiyle her türlü entegrasyona uygun fonksiyonellikte olmasıdır. Alüminyum sigma profiller ekstrüzyon yöntemi ile üretilmektedir.

Alüminyum 7075 ve karbon fiber takviyeli epoksi kompozit malzemenin özellikleri ve analiz sonuçları araştırma ve bulgular başlığında ayrıca incelenmiştir.

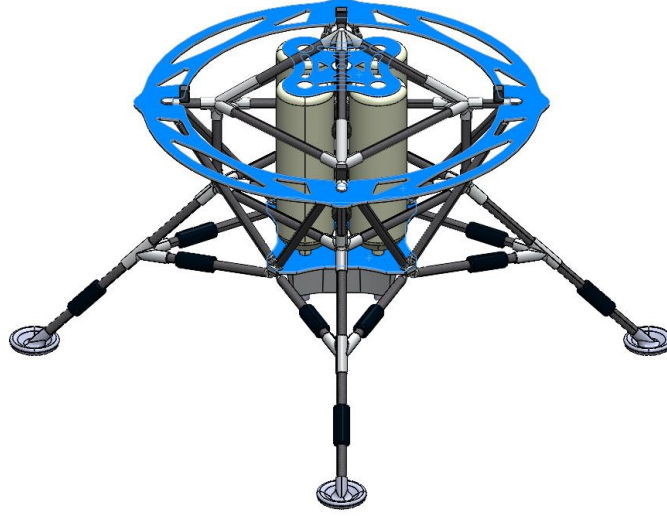
Bu iki malzemenin özellikleri kıyaslandığında karbon fiber takviyeli epoksi kompozit malzeme tercih edilmiştir. Karbon/epoksi kompozit boruların tercih edilme sebebi düşük ağırlığa rağmen sahip olduğu dayanıklılık özelliğidir. Belirli oranda dayanım ihtiyacı olan iniş aracı prototipi gövdesinin aynı zamanda ağırlık avantajı ihtiyacına karşılık verebilecek olması karbonfiber malzemeyi tercih sebebi haline getirmiştir.



Şekil 53. Karbon/epoksi kompozit ve alüminyum destek parçaları

Bu kafes yapıları aynı zamanda iniş aracı envanteri için taşıyıcı görevi gören merkez plakalara entegre edilmektedir. İniş aracı gövde yapısında üç adet taşıyıcı plaka mevcuttur.

Merkez plaka RKS itici envanteri için taşıyıcı görevi üstlenirken aynı zamanda iç ve dış kafes yapı elemanlarının üst kısımda desteklenmesini sağlamaktadır (Şekil 54). Alt plaka ise itki kaynaklarını taşıyıcı görevi üstlenir, ikincil desteklerin gövde ile entegrasyonunu sağlar ve itki bölmesinin üst kapağını oluşturur. Son olarak üst plaka ise itki kaynaklarını sabitlemeyi amaçlar.



Şekil 54. BUG merkez plakaları

Merkez plakalar için Al7075 malzeme tercih edilmiştir. Bu plakalar taşıyıcı eleman oldukları için geniş yüzeylere sahip olmaları gerekir. Ayrıca bu plakaların taşıdıkları yüklerin ve sahip oldukları bağlantıların statik ve dinamik senaryolarda sebep oldukları kuvvetlere karşı da dayanım göstermeleri gerekmektedir.

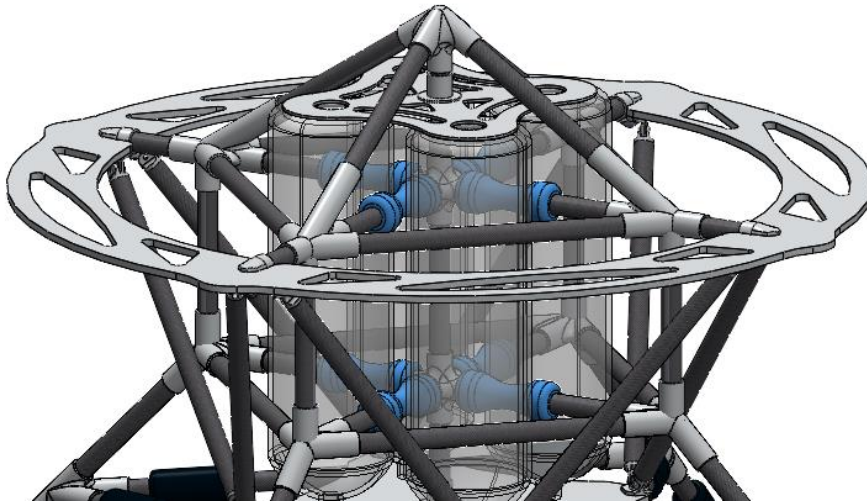
Plakaların lazer kesim metodu ile üretilmesi planlanmıştır. Üretim sürecinin başlangıcında öncelikle plakalar gövde genel yapısı ve bileşen konumlandırmalarına uygun şekilde tasarlanmıştır. Ağırlık, iniş görevlerinde önemli bir kriter olduğu için tasarım içerisinde dayanımı, bağlantı ve bileşen konumlandırmalarını olumsuz etkilemeyecek şekilde geometrik desenler belirlenmiş ve ağırlık eksiltmeleri yapılmıştır. Plaka tasarımları netleştirildikten sonra yekpare halde temin edilen alüminyum plakalar lazer kesim makineleri aracılığıyla ilgili tasarım doğrultusunda kesilecek, yüzey ve kenar temizleme işlemleri gerçekleştirildikten sonra entegrasyona hazır hale geleceklerdir (Şekil 55).



Şekil 55. Üretilmiş merkez plaka

Aracın alt plakasının hemen altında konumlandırılan itki bölmesinin görevi içerisinde yer alan aviyonik ve itki sistemi ve envanterini dış tehditlerden korumak ve gizlemektir. İtıcıların herhangi biri itki bölmesi yüzeyine kuvvet aktarımı gerçekleştirmemektedir ve itki sistemi etrafı itki bölmesi ile kapatılmış olsa da bileşenler alt plakaya sabitlenmektedir. Bu durumlar dolayısıyla bu bölmeden herhangi bir gerilme dayanımı beklenmemektedir.

BUG'nin itki tankları gövdenin tam merkezinde taşıyıcı plakanın üzerinde yer almaktadır. Bu tanklar merkez kolon destek elemanına yatayda bağlanan 8 adet destek elemanı ve bu destek elemanlarını uç noktalarından birbirine bağlayan çapraz destek elemanları aracılığıyla sabitlenmektedir. Bu destek elemanları tankların konumunu sabitliyor olsalar dahi aracın dinamik senaryolar içerisinde bulunduğu esnalarda tank hareketini kısıtlamak ve destek elemanlarına olan kuvvetleri sönmüleyebilmek adına bu destek elemanlarının belirli kısımları 28 mm iç çapa sahip 13 mm kalınlığında elastomerik kauçuk malzemeden imal edilmiş boru izolasyonu ile kaplanmaktadır (Şekil 56).



Şekil 56. BUG tank koruyucu kauçuk elemanlar

İniş Sistemi

Sönümlleme elemanları

İniş aracı prototipi, üretilebilir bir Ay'a iniş aracının itki sistemi ve güdüm kontrol manevralarını simüle ederek gerekli test verilerini elde etme ve literatüre katkı sağlama amacı taşıdığı için öncelikli olarak düz bir zemine iniş yapacağı varsayılmaktadır.

Tamamen yatay düz bir yüzeye iniş için, düşük sönmüleme katsayısına sahip yumuşak bir iniş ayağı uygundur. Ancak, eğimli, basamaklı, kaya veya diğer engebeleri arazilerde herhangi bir iniş için iniş takımı iniş takımının konumunu da destekleyebilmelidir. İniş ayağı çok

yumuşak olmamalıdır, çünkü bu iniş takımının konumunun denge marjını azaltır (Maeda, 2016).

Sönümlleme elemanı tercihi yaparken sönümlleme gerçekleşmesine izin vermez isek sönümlleme elemanları işlevini yerine getirmeyecek ve rijit davranış sergileyerek kuvvetin olduğu gibi desteklere aktarılmasına neden olacaktır. Bu durum dolayısıyla söz konusu yok sayılarak sönümlleme elemanlarının maruz kalacağı sınır kuvvetlerini hesaplayacağız.

Söz konusu test çalışmalarında iniş aracı prototipinin düz bir zemine yumuşak iniş yapacağı varsayılmaktadır. İtici sistemlerin inişe 1 metre kala devre dışı kalacağını düşünürsek;

$$h = 1 \text{ m}$$

Ay'ın yer çekimi kuvveti;

$$g = 1,62 \text{ m/s}^2$$

Aracın bu şartlarda yere ulaştığı esnada hızını bulmak için iniş şartlarına uygun serbest düşme senaryosunu ele alırsak;

$$mgh = 106 \times 1,62 \times 1 = 171,72 \text{ kg} \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \quad (10)$$

O halde aracın yere ulaştığında hızı;

$$v = \sqrt{2gh} = \sqrt{2 \times 1,62 \times 1} = 1,8 \text{ m/s} \quad (11)$$

Aracın sönümleyici elemanları iniş esnasında aracın maruz kalacağı kuvvete anında tepki vereceklerdir. Sönümleyici elemanların tepki verdiği ilk an gerilmenin en yüksek olduğu an olacaktır. O halde “anlık” tanımına uygun olarak etkileşim süresini 0,1 s olarak kabul ediyoruz.

$$t = 0,1 \text{ s} \quad (12)$$

Bu kabule göre çarpma anındaki ivme;

$$a = \frac{v - 0}{t} = \frac{1,8}{0,1} = 18 \text{ m/s}^2 \quad (13)$$

İniş aracı konduğunda ayaklara etki eden toplam kuvvet;

$$F_{\text{toplam}} = F_{BUG} + F_{ivme} \quad (14)$$

$$F_{BUG} = mg = 106 \times 1,62 = 171,72 \text{ N} \quad (15)$$

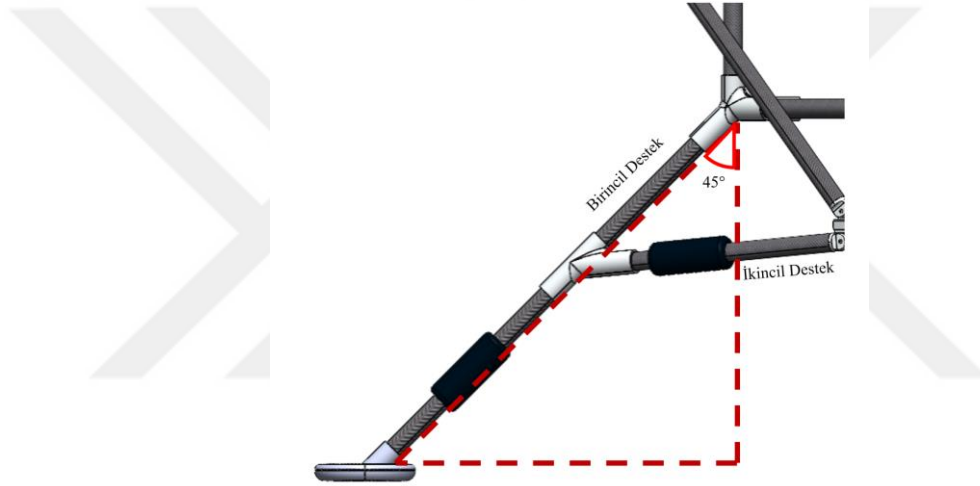
$$F_{ivme} = ma = 106 \times 18 = 1908 \text{ N} \quad (16)$$

Bu verilere dayanarak aracın maruz kalacağı çarpma etkisi;

$$F_{toplam} = 171,72 + 1908 = 2079,72 \text{ N} \quad (17)$$

İniş aracı prototipi tasarımında iniş sistemi 4 adet bacadan (birincil destek) oluşmaktadır. Bu bacalarda yer alan şok sönümleyiciler aracın düşüşü esnasında meydana gelen şokları sönümleme maksadı taşımaktadır. Kusursuz bir iniş senaryosunda yatay hızların yok sayılacağını varsayarak düşme esnasında meydana gelen şoklar sebebiyle elde edilen kuvvetin her bir ayağa ve sönümleyicilere olan etkisini, şoklara sebep olacak olan F_{ivme} kuvvetinin üzerinden hesaplarız;

$$F_{birincil(y)} = \frac{F_{ivme}}{N_{bacak}} = \frac{1908}{4} = 477 \text{ N} \quad (18)$$

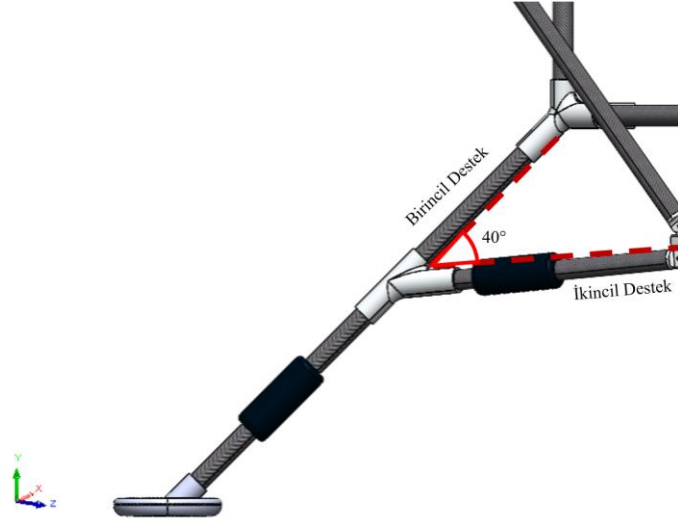


Şekil 57. Birincil destek açısı

Ancak ayaklar gövdeye eğimli olarak bağlandığı için sönümleyicilere etki eden net kuvveti ancak ayak başına düşen kuvveti ayak eğim açısının sinüsü ile çarparak elde edebiliriz. İniş sisteminde birincil destekler gövdeye 45° açıyla bağlanmaktadır (Şekil 57). Bu parametreye dayanarak birincil desteğe etki eden gerçek kuvveti bulmak için şu işlemi gerçekleştiririz;

$$F_{birincil} = 477 \times \cos 45^\circ = 337,28 \text{ N} \approx 338 \text{ N} \quad (19)$$

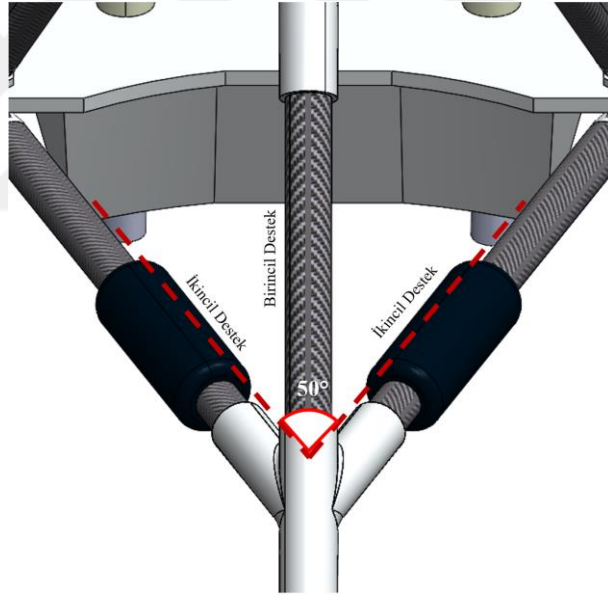
İkincil desteklere aktarılan kuvveti bulmak için ikincil destek elemanlarını x eksenine doğrultusunda tek kuvvete indirgeyerek birincil desteğe etki eden kuvveti bileşenlerine ayırırız (Şekil 58).



Şekil 58. Birincil destek ve ikincil destekler bileşkesi dikey açısı

$$F_{ikincil} = 337,28 \times \sin 40^\circ = 216,80 N \quad (20)$$

Tek kuvvete indirgenmiş kuvvet bileşenini elde ettikten sonra, kuvveti ikincil desteklerin arasındaki açı kadar bileşenlerine ayırırız (Şekil 59).



Şekil 59. İkincil destekler açısı

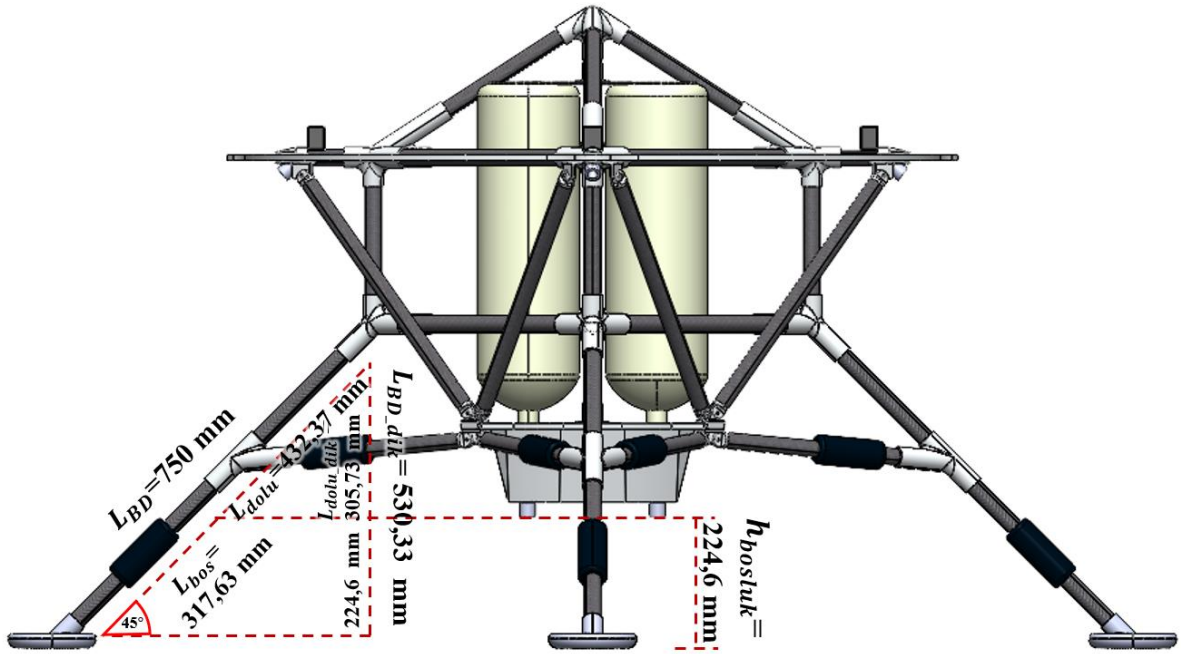
$$F_{soldestek} = 216,80 \times \cos 25^\circ = 91,62 N \approx 92 N \quad (21)$$

$$F_{sagdestek} = 216,80 \times \cos 25^\circ = 91,62 N \approx 92 N \quad (22)$$

Bu tür bir iniş senaryosu için aracın ağırlığı, iniş hızı ve konma esnasındaki kuvvetler göz önüne alındığında iniş sistemi destek elemanı olarak hava tabanlı çalışan sönümleme elemanları yeterli görülmüştür.

Elde edilen sonuçlar 1,5 emniyet katsayısı ile çarpılarak birincil destekler için 500 N, ikincil destekler için ise 140 N dayanım sınırına sahip hava tabanlı sönümleme elemanları tercih edilecektir.

Zemin mesafesi, birincil destek sönümleme elemanlarının strok boyları için sınırlayıcı bir parametredir. Sönümleme elemanının strok boyu sönümleme esnasında, aracın itki bölmesinin zemin ile etkileşime girmesine ve hasar almasına neden olacaktır. Dolayısıyla birincil destek sönümleme elemanlarının strok boyu, zemin mesafesinden belirli bir oranda kısa olmalıdır.



Şekil 60. BUG iniş sistemleri sönümlemeden kaynaklanan zemin mesafesi değişimi

Strok boyunun sınır değerini belirlemek için öncelikle birincil desteğin gövdeye bağlanan uç kısmının yere olan dik mesafesini hesaplarız;

$$L_{BD_{dik}} = \frac{L_{BD}}{\sqrt{2}} = \frac{750}{\sqrt{2}} = 530,33mm \quad (23)$$

Birincil desteğin dikey mesafesinde tesir altında olmayan güvenli kısmın uzunluğunu bulmak için birincil destek gövde bağlantısının yere olan dik uzaklığından zemin mesafesini çıkarırız;

$$L_{dolu_{dik}} = L_{BD_{dik}} - h_{bosluk} = 530,33 - 224,6 = 305,73mm \quad (24)$$

Birincil desteğin zemin mesafesinin üzerinde kalan güvenli kısmını hesaplarız;

$$L_{dolu} = L_{dolu_{dik}} \sqrt{2} = 305,73 \sqrt{2} = 432,37mm \quad (25)$$

Birincil desteğin güvenli kısmını birincil destek uzunluğundan çıkarırsak zemin mesafesinin birincil destek açısındaki karşılığını elde etmiş oluruz.

$$StrokSınırı = L_{BD} - L_{dolu} = 317,63mm \quad (26)$$

Bu değer, aracın alt kısmının herhangi bir sönümleme esnasında zeminle etkileşime girmemesi için gerekli olan sınır strok uzunluğunu tarif eder. Elde ettiğimiz sonuca göre birincil destek sönümleme elemanı strok boyu en fazla 31,76 cm olmalıdır (Şekil 60).

Destek elemanları

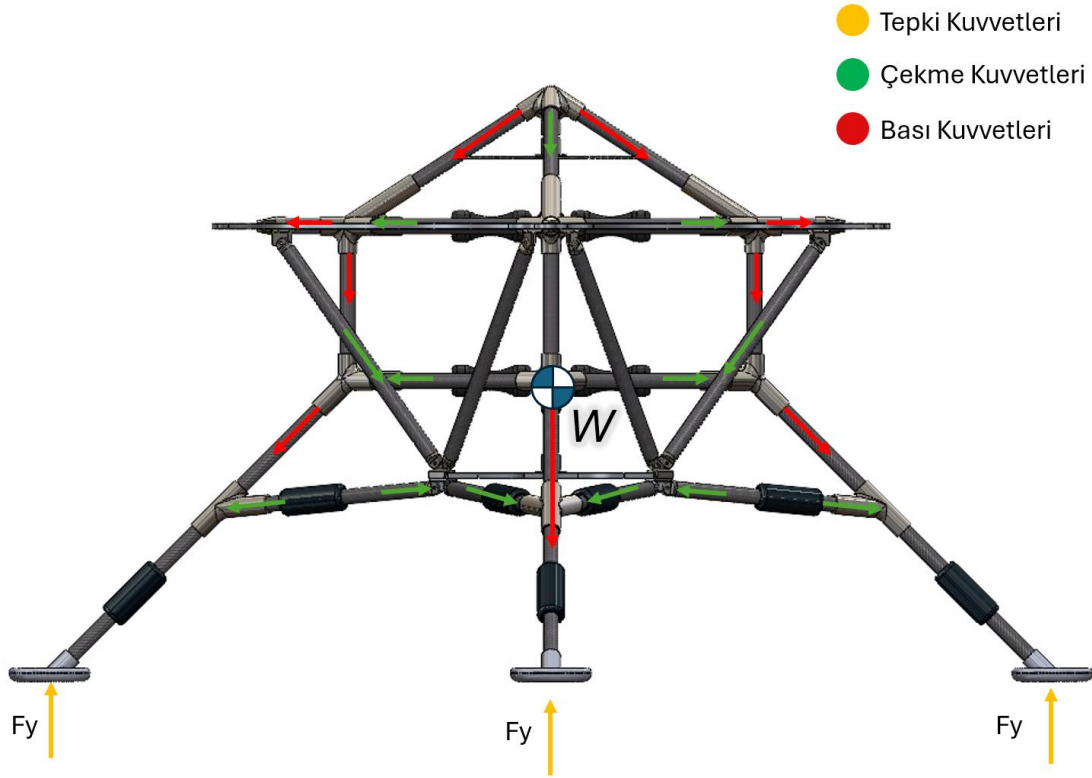
Çalışmanın konusu olan iniş aracı prototipinde gövde yapısı ve tasarımı başlığında bahsedildiği üzere ağırlık önemli bir parametre olduğu için ve yatay kuvvetlere karşı sönümleme kabiliyetini arttırmak adına konsol tasarım tercih edilmiştir. Konsol tasarım konseptinde yatay hızlarda meydana gelecek gerilmeyi tolere edebilmek maksadıyla yerleştirilmiş ikincil destekler ikincil destek açılarına uygun genişlikte araç gövdesine ve birincil desteklere entegre olmaktadır (Şekil 61).



Şekil 61. Karbon/epoksi kompozit destek elemanları

Birincil ve ikincil destekler iniş esnasında hem eksenel hem radyal yüklere maruz kalırlar. Bu yükleri ele alacak olursak birincil destek, konma esnasında zemin ile çarpışmadan ve iç kafes sıkıştırmasından kaynaklanan basma gerilmelerine ve ikincil desteğin yapmış olduğu sıkıştırmadan kaynaklanan eğilme gerilmesine maruz kalacaktır. İkincil desteğin ise aynı şekilde konma esnasında zemin ile çarpışmadan ve bu çarpışma sonucu gövdenin desteği sıkıştırmasından kaynaklanan basma gerilmelerine maruz kalması beklenir. Her bir ayağı barındırdığı bileşenler dahilinde kendi içinde bir ayrı bir iniş sistemi olarak değerlendirirsek tek bir ayaktaki gerilme dağılımı Şekil 62’de görülebilir. Ancak tüm aracın kafes yapısını tek bir

sistem olarak ele alacak olursak yük dağılımları daha kompleks hale gelecektir ve “Araştırma ve Bulgular” başlığı altında yer alan analizler aracılığıyla gözlemlenebilir.



Şekil 62. Destekler üzerindeki yükler

Birincil destek

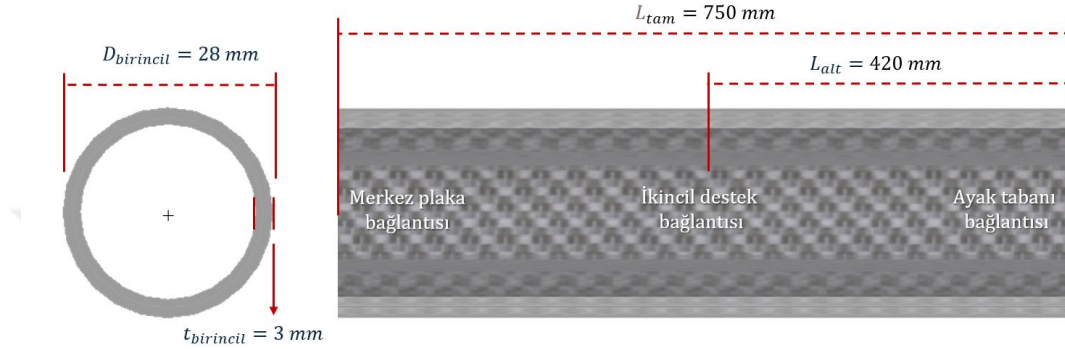
Birincil destekler için bir iniş aracının ana bacaklarıdır diyebiliriz. Birincil destekler araç gövdesinden ayak tabanlarına bağlıdır ve konma esnasında meydana gelen ilk yükü karşılamakla yükümlüdür. Bu durum birincil desteklerin boy, çap, cidar kalınlığı gibi boyut parametrelerinin, birincil destek açısı, tasarım konsepti gibi tasarım parametrelerinin ve materyal tercihlerinin doğru yapılmasının önemini göstermektedir.

Bu durum göz önünde bulundurularak bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipi BUG için birincil destek malzemesi araçta cidar kalınlığı en yüksek olan destek elemanıdır ve 3 mm olacak şekilde tercih edilmiştir. Birincil destek elemanının çapı 28 mm'dir. Birincil destek malzemesi olarak ağırlık/mukavemet oranı oldukça yüksek olan karbon/epoksi kompozit malzeme kullanılmıştır. Birincil destek karbon/epoksi kompozit boruları sarım yönünde daha yüksek dayanımlara sahip olduğu için, sarım yönü zeminden gelen kuvvetle aynı doğrultuda olacak şekilde konumlandırılacaktır.

Üst başlıkta bahsettiğimiz üzere iniş aracı destekleri konma esnasında çeşitli radyal ve eksenel yüklere maruz kalacaklardır. Bu kanı düz bir iniş için geçerlidir. Ancak eğimli bir iniş ya da için daha kapsamlı bir hesaplama gerekir. Bu konuda Weixiong'un (2017) destek

gerilmeleri için hesaplamaları kullanabiliriz. Desteklere etki edecek kuvvetler sönümlemeden bağımsız olduğu için bu hesaplamalarda şok emiciler tarafından sönümlenen yük harici kuvvetler dikkate alınacaktır.

Bu hesaplamalar için birincil destek geometrisi, bir halka silindir geometrisi olarak basitleştirilmiştir. Birincil destek gerilme hesap parametreleri, dış çap, $D_{birincil}$, kalınlık, $t_{birincil}$ ve uzunluk olan L_{tam} ve L_{alt} , birincil destek alt bölümünün uzunluğudur (Şekil 63).



Şekil 63. Birincil destek basitleştirilmiş geometrisi

Birincil destek, esas olarak birincil sönümleme elemanının basıncı dolayısıyla basma gerilmelerine maruz kalır. Ancak, ikincil destek birincil desteğin orta kısımlarında bir bağlantı noktasına bağlandığından, birincil destek ayrıca ikincil desteğin gerilimi veya basıncı tarafından oluşturulan eğilme momentine maruz kalır. İkincil destekten kaynaklanan moment şu şekilde verilir:

$$M_{birincil} = F_{ikincil} \sin(\tau_i - \tau_b) L_{alt} \frac{(L_{tam} - L_{alt})}{L_{tam}} =$$

$$30,26 \times \sin(55^\circ) \times 420 \times \frac{(750 - 420)}{750} = 4580,73 N/mm^2 \quad (27)$$

Burada $F_{ikincil}$, birincil desteğin orta bağlantısına etki eden ikincil destekten gelen kuvvettir, L_{tam} , birincil desteğin toplam uzunluğudur, L_{alt} , birincil desteğin alt bölümünün uzunluğudur. Bükülme momenti nedeniyle oluşan basınç veya çekme gerilimi şu şekilde verilir

$$\sigma_m = -\frac{M_{birincil} D_{birincil}}{2I_{birincil}} = -\frac{4580,73 \times 28}{2 \times 10997} = -5,83 \quad (28)$$

$$I_{birincil} = \frac{\pi}{64} \times (D^4 - d^4) = \frac{\pi}{64} \times (28^4 - 22^4) = 10997 mm^4 \quad (29)$$

Burada D_p birincil destek elemanının dış çapı ve $I_{birincil}$ nötr eksen etrafındaki atalet momentidir. Birincil emici elemandan gelen basınç yükü F_a , birincil destek elemanındaki basınç gerilimine katkıda bulunur.

$$\sigma_a = F_a A_{birincil} = 42,8 \times 235,61 = 10^4 \quad (30)$$

Burada $A_{birincil}$ birincil destek elemanının kesit alanıdır. Bu, silindir yapısında burkulma arızası riskini artırır. Birincil destekteki toplam basınç gerilimi şu şekilde verilir:

$$\sigma_p = \sigma_m + \sigma_a = -5,83 + 10^4 = 10078,278 \quad (31)$$

Birincil destekteki yerel burkulma da bu yapısal boyutlandırmada dikkate alınır. Birincil desteğin kritik yerel burkulma gerilimi tarafından verilmiştir.

$$\sigma_c = \frac{K_c E_p}{D_{birincil}/t_{birincil}} = \frac{1,5 \times 220}{28/3} = 35,35 \quad (32)$$

Burada K_c , kusurdan kaynaklanan teorik bir faktördür, D_p , birincil desteğin dış çapıdır ve t_p , birincil silindirin kalınlığıdır. Birincil destek silindir çapı ve kalınlığının hesaplanmasına 1,50'lik yapısal güvenlik faktörü uygulanacaktır (Weixiong R., 2017).

İkincil destek

İkincil destekler çoğunlukla birincil destekler için destek eleman konumundadır. Söz konusu araç tasarımı konsol tasarım olarak tercih edildiyse ikincil destekler gövdeden birincil desteğin orta kısmına bağlanmaktadır. Aracın iniş sistemi konsepti ters tripod olarak tercih edildiyse ikincil destekler gövdeden direkt olarak ayak tabanına bağlanmaktadır. Araçta bir adet ikincil destek mevcut ise aracın ikincil destekleri genellikle yanal hızlara karşı etkisiz olacaktır. Ancak iki adet ikincil destek mevcut ise ikincil desteklerin arasındaki açığa bağlı olarak iniş sistemi yanal hızların sebep olduğu kuvvetleri karşılayabilme kabiliyetine sahip olur.

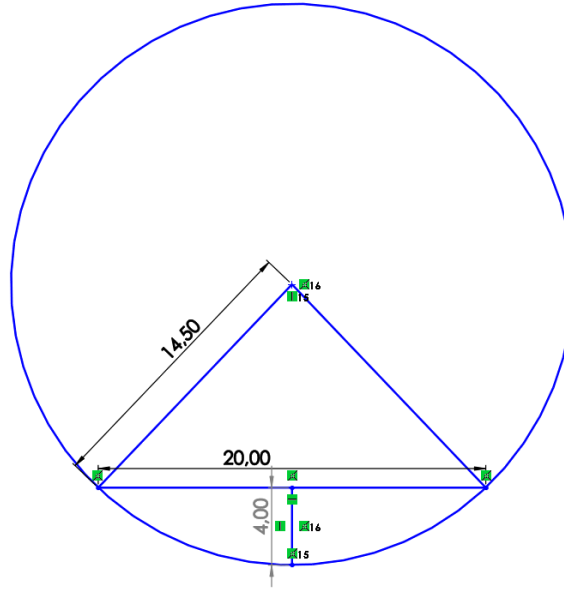
Ayak Tabanları

BUG'nin yer alacağı test senaryoları yeryüzünde gerçekleştirileceği için ay toprağının penetrasyon kriterleri ayak tabanı tasarımında öncelikli tercih sebebi olmayacaktır. Ancak yine de hem düz hem de eğimli iniş yapabilme ihtimaline karşın iniş aracı prototipinde yarı küresel geometriye sahip ayak tabanı kullanılacaktır.

Test ortamı yüzey tabakası kalınlığı 4 cm tercih edildiği için ayak tabanı yüksekliği 4 cm ve çapı 20 cm olacaktır. Bu parametrelere uygun ayak tabanı tasarımını Schröder'in (2011) çalışmasında yer alan ayak tabanı geometrisi hesaplama metoduyla elde edebiliriz;

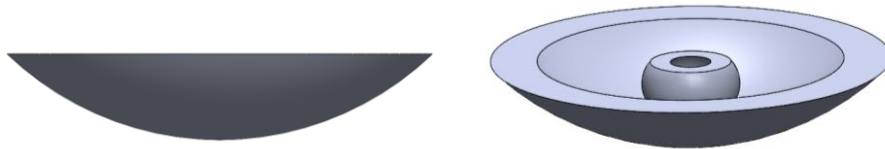
$$r_{\text{derinlik}} = \frac{4h_{\text{taban}}^2 + r_{\text{taban}}^2}{8h_{\text{taban}}} = \frac{4 \times 4^2 + 20^2}{8 \times 4} = 14,5\text{cm} \quad (33)$$

Bu eşitlikte (34) r_{derinlik} ayak tabanı tasarım çemberinin çapı, r_{taban} ayak tabanının çapı, h_{taban} ise ayak tabanının yükseklik ölçüsüdür (Şekil 63).



Şekil 64. Ayak tabanı tasarım ölçüleri

Şekildeki geometrinin taban kısmını dik bir eksen etrafında döndürerek ayak tabanının tasarımını gerçekleştirmiş oluruz (Şekil 65). Ayak tabanı birincil desteklere yine eğimli bir iniş senaryosuna maruz kalma ihtimaline karşın küresel mafsallarla entegre edilecek, dolayısıyla ayak tabanının konma eğimine göre şekil alması mümkün olacaktır.



Şekil 65. Ayak tabanı tasarımı

İtki Sistemi

Geleneksel bir iniş aracının üretim ve test süreçleri oldukça maliyetli ve zordur. Bir iniş aracı birçok kompleks yapıdan oluşur. Bunlar genellikle temel olarak itki sistemleri, reaksiyon kontrol sistemi, iniş sistemleri, gövde yapısı ve aviyonik sistemlerdir. Bu kısımların her biri kusursuz çalışmaya yönelik tasarlanmalı ve üretilmelidir. Dolayısıyla özellikle test aşamalarında, gerçek görevlerde kullanılan bileşen ve yakıtların kullanılması ciddi maliyetlere

sebeptir. Özellikle bir iniş aracının görev esnasındaki davranışlarını gözlemlemek için gerçekleştirilen itki testlerinde tüketilen yakıt dolayısıyla maliyet hat safhalara ulaşmaktadır.

Ayrıca test aşamalarında, gerçek görevlerde kullanılması öngörülen yakıtların kullanılması, bu yakıtların genellikle yüksek oranda patlayıcı ve yanıcı maddeler olmaları nedeniyle hem insanlara hem de yüksek maliyetler dahilinde üretilmiş iniş aracına zarar vermesi açısından tehlikeli ve risklidir.

Sagliano (2018) bu konuda patlayıcı veya zehirli maddelerin deneysel bir araçta taşınması sorununun, yüksek maliyetlere neden olacağını, esnekliği ve geri dönüş süresini sınırlayacağını söylemiştir.

En azından test süreçlerinde itki sistemi olarak alternatif bir sistem kullanmak bu sorunlara alternatif bir çözüm götürmek amacıyla faydalı olabilir. Örneğin soğuk gaz itki sistemi kullanan bir iniş aracı prototipi, kullanılan yakıtın kolay elde edilebilir kuru hava olması nedeniyle özellikle belirli parametreleri belirlemede gerçekleştirilecek birçok testin maliyetini ciddi seviyede düşürmektedir. Aynı zamanda tahmin edilenin aksine soğuk gaz itki sistemi oldukça etkin bir itki gücü sağlamakta ve birçok testte yetkin yeterlilikler sağlamaktadır.

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinde bahsi geçen gerekçelerin geçerlilikleri göz önünde bulundurularak soğuk gaz itki sistemi tercih edilmiştir.

İniş aracı prototipi için tasarlanmış itki sisteminde, bir soğuk gaz itki sisteminde yer alması gereken tank, valf, itici gibi bileşenler sistem ihtiyacını karşılayacak şekilde değişken sayılar ve niteliklerde yer almaktadır. İtki sisteminde ayrıca sistemin görevini yerine getirebilmesi için gerekli olan yüksek basınç dayanımına sahip hortumlar, akış hacmini bölümlendirebilmek için manifoldlar, nipel, T bağlantı gibi bağlantı elemanları ve dolum arayüzü için gerekli olan çek valf gibi elemanlar da bulunmaktadır. İtki sisteminde itici olarak yüksek itki gücüne erişebilmek amacıyla akış hızını ses hızının üzerine çıkarma amacı taşıyan süpersonik lüleler kullanılacaktır.

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipi geleneksel bir Ay'a iniş senaryosunun belirli sekanslarını çeşitli senaryolar dahilinde taklit ederek bir iniş aracının itki sistemi ve güdüm kontrol manevralarını simüle etmek suretiyle gerekli test verilerini elde etme ve literatüre katkı sağlama amacı taşımaktadır. Dolayısıyla söz konusu iniş aracı prototipinde ilgili amacına yönelik olarak 4 adet itki kaynağı tarafından beslenen 3 adet itki sistemi bulunmaktadır. Bu itki sistemleri destek itki sistemi, ana itki sistemi ve RKS itki sistemleridir.

Bu çalışmanın itki sistemleri başlığı altında öncelikli olarak, iniş aracı prototipinin itki sisteminde yer alan ve spesifik bir geometriye sahip olan süpersonik lülelerin üretim metodu ve

tasarımına değinilecektir. Ancak bu lülelerin tasarımını belirlemek için gerekli parametreleri, itki kaynağından atmosfer çıkışına dek takip edebilmek adına itki sistemi içerisinde yer alan diğer bileşenlerden de bahsedilecektir.

İtki kaynakları

İniş aracı prototipi daha önce de bahsettiğimiz üzere amacına uygun 3 farklı itki sistemini besleyen 4 farklı itki kaynağı barındırmaktadır. Bu itki kaynaklarından 2 tanesi 4 adet RKS iticisini besler iken, biri ana iticiyi, bir diğeri ise 4 adet destek iticiyi beslemektedir.

İtki sistemi olarak soğuk gaz itki sistemi kullanıldığı için sistemde itki kaynağı olarak da kuru hava tankları yer almaktadır. Bu kuru hava tankları içerisinde kuru hava barındırmaktadır. Bu çalışmada itki sistemlerini beslemek üzere 9L hacim ve 300 bar basınca sahip karbon fiber hava tankları tercih edilmiştir.

Lüle tercih ve tasarımı

BUG'nin yüksek basınçlı gazlar aracılığıyla iniş, kalkış ve süzülme gibi dinamik eylemler gerçekleştirebilmesi gerekmektedir. Bu eylemleri gerçekleştirebilmek adına uygun maliyetli ancak bir o kadar yüksek itici güce sahip olan soğuk gaz itki sistemi tercih edilmiştir. Bu sistem aracılığıyla aracın iniş, kalkış, süzülme gibi dinamik manevralar yapmasını mümkün kılacak itici gücü elde edebilmek adına itki sisteminin son elemanı olarak, genellikle havacılık ve uzay sektöründe kullanılan süpersonik lüleler kullanılacaktır.

Bu çalışmada iniş aracı prototipi Dünya yer çekimini Ay yerçekimine eşitleyecek olan sistemler aracılığıyla Ay şartlarını taklit eden koşullarda çalışacaktır.

Ancak her türlü koşulda gerekli gücü sağlayabilmek adına süpersonik lüle tasarımı Dünya şartlarına göre gerçekleştirilecek, test senaryolarına uygun koşulları sağlamak adına gerekli kısılmalar ve itki düşüşleri, itki sistemi içerisinde yer alan ayarlayıcı sistemler aracılığıyla ihtiyaç duyulan itki gücüne göre anlık olarak ayarlanacaktır.

Bu durum göz önüne alındığında süpersonik lülenin tasarımı için Dünya şartlarında kütlesi 106 kg olan BUG'nin ihtiyaç duyduğu itki gücünü hesaplarız;

$$F_{lüle} = m \times g = 106 \times 9,81 = 1039,86N \quad (34)$$

İticinin uygulaması gereken kuvveti elde ettikten sonra başlığında bahsettiğimiz bir boyutlu izentropik akış denklemlerini kullanarak süpersonik lüle boyutlandırması yapabiliriz.

$$F_{lüle} = \rho_e \times A_e \times V_e^2 = 1039,86N \quad (35)$$

Bu eşitlikteki (36) çıkış yoğunluğunu (ρ_e) aşağıdaki eşitlik (37) yardımıyla bulabiliriz.

$$\rho_e = \frac{P_e}{R \times T_e} = \frac{103}{287,1 \times T_e} \quad (36)$$

Bir boyutlu izentropik akış denklemleri bu hesaplamada bize yardımcı olacaktır.

$$\frac{P_0}{P_e} = \left[1 + \frac{k-1}{2} \times Ma_e^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} = \frac{25000000}{101325} = \left[1 + \frac{1,4-1}{2} \times Ma_e^2 \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} \quad (37)$$

Bu eşitliğe göre;

$$Ma_e = 4,37 \quad (38)$$

olacaktır. Elde ettiğimiz Ma_e değerini kullanarak T_e çıkış sıcaklığını elde edebiliriz. İçerisinde kuru hava barındıran itki kaynağının içerisindeki gaz sıcaklığını $T_0 = 293 \text{ K}$ olarak kabul alırsak;

$$\frac{T_0}{T_e} = 1 + \frac{k-1}{2} \times Ma_e^2 = \frac{293}{T_e} = 1 + 0,2 \times 4,37^2 = 4,81 \quad (39)$$

$$T_e = 60,72 \text{ K} \quad (40)$$

şeklinde bulunur.

Çıkış sıcaklığını elde ettiğimize göre artık çıkış yoğunluğu olan ρ_e değerini elde edebiliriz.

$$\rho_e = \frac{P_e}{R \times T_e} = \frac{103}{287,1 \times 60,72} = 5,81 \text{ kg/m}^3 \quad (41)$$

Yine elde etmiş olduğumuz Ma_e değerini kullanarak çıkış hızı v_e değerini elde edebiliriz;

$$Ma_e = \frac{v_e}{c_e} \quad (42)$$

Ancak bu eşitlikte (43) çıkış hızını elde etmek için öncelikle lüle çıkışındaki ses hızı parametresi olan c_e değerini bulmamız gerekir.

$$c_e = \sqrt{k \times R \times T_e} = \sqrt{1,4 \times 287,1 \times 69,72} = 156,2 \text{ m/s} \quad (43)$$

Sonrasında elde ettiğimiz bu değerleri kullanarak ve yukarıdaki Ma_e eşitiğini (43), akışın lüle çıkışındaki hızını (v_e) elde edecek şekilde düzenleyebilir ve v_e değerini elde edebiliriz.

$$v_e = Ma_e \times c_e = 4,37 \times 156,2 = 683,11 \text{ m/s} \quad (44)$$

Sonrasında çıkış yoğunluğu (ρ_e) değerini kullanarak $F_{lüle}$ eşitliğini (36) lüle çıkış alanı A_e değerini elde edecek şekilde düzenleriz.

$$A_e = \frac{F_{lüle}}{\rho_e \times v_e^2} = \frac{1039,86}{5,81 \times 683,11^2} = 0,00038 \text{ m}^2 \quad (45)$$

Kütlenin korunumu kanunu dolayısıyla elde ettiğimiz ρ_e, A_e, v_e çıkış değerleri çarpımıyla elde edilen çıkıştaki kütleli debi, lüle boğazındaki kütleli debi ile eşit olacaktır.

$$\rho^* \times A^* \times v^* = \rho_e \times A_e \times v_e \quad (46)$$

Bu eşitlikte kullanmak üzere (47) boğazdaki yani kritik yoğunluk (ρ^*) değerini aşağıdaki eşitlikten hesaplamamız gerekir;

$$\rho^* = \frac{P^*}{R \times T^*} \quad (47)$$

Bu eşitlikte kritik değerleri belirlemek adına kritik bölge için akış denklemlerini (P^*) ve kritik sıcaklık (T^*) değerlerini elde edecek şekilde düzenleriz (Ses hızının eşik Mach sayısı değeri 1'dir. Dolayısıyla bir süpersonik lülenin içerisinde geçecek olan akış boğaz kısmından sonra ses hızını aşacağı için boğaz kısmındaki Mach sayısı olan Ma^* değeri 1 olarak kabul edilir);

$$P^* = \frac{P_0}{\left[1 + \frac{k-1}{2} \times Ma^*\right]^{\frac{k}{k-1}}} = \frac{25000000}{\left[1 + \frac{1,4-1}{2} \times 1\right]^{\frac{1,4}{1,4-1}}} = 132 \times 10^5 \text{ Pa} \quad (48)$$

$$T^* = \frac{T_0}{1 + \frac{k-1}{2} \times Ma^*} = \frac{293}{1 + \frac{1,4-1}{2} \times 1} = 244,16 \text{ K} \quad (49)$$

Kritik akış hızını (v^*) aşağıdaki eşitlikten (51) elde ederiz;

$$v^* = c = \sqrt{k \times R \times T^*} = \sqrt{1,4 \times 287,1 \times 244,16} = 313,22 \text{ m/s} \quad (50)$$

Sonrasında eşitlik 47'yi kritik alan (A^*) değerini elde edecek şekilde düzenlersek kritik alan yani lüle boğaz alanı değerini elde edebiliriz;

$$A^* = \frac{\rho_e \times A_e \times v_e}{\rho^* \times v^*} = \frac{5,81 \times 0,00038 \times 683,11}{188,46 \times 313,22} = 2,57 \times 10^{-5} \quad (51)$$

Böylelikle iniş aracı prototipi iticileri için gerekli itkiyi sağlayabilecek olan süpersonik lüle boyutlandırmasını gerçekleştirebileceğimiz gerekli d_t lüle boğaz çapı ve d_e lüle çıkış çapı ölçülerini A^* ve A_e alanlarından çap değerlerini çekerek elde edebiliriz.

$$d_t = \sqrt{\frac{4 \times A^*}{\pi}} = 0,000572 \text{ m} = 5,72 \text{ mm} \quad (52)$$

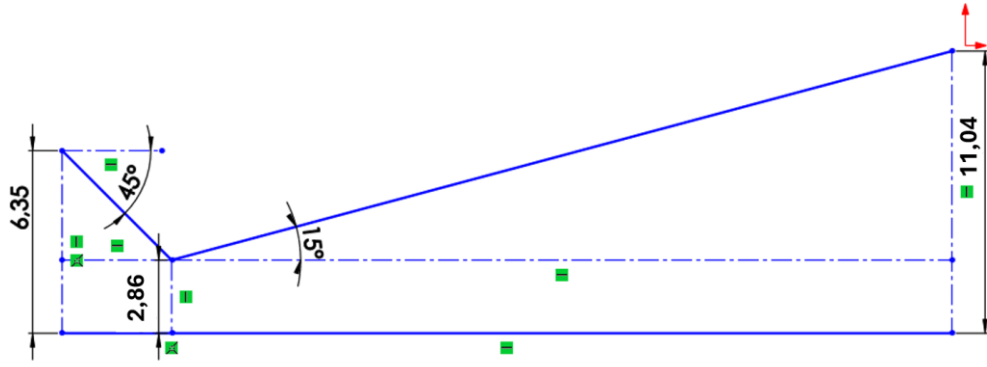
$$d_e = \sqrt{\frac{4 \times A_e}{\pi}} = 0,022 \text{ m} = 22,08 \text{ mm} \quad (53)$$

Bir süpersonik lülenin tasarımını gerçekleştirmek için elde ettiğimiz verileri kullanarak süpersonik lülenin iki boyutlu kesiti üzerinden boyutlandırma yapmamız gerekmektedir. Tasarım metodu tasarlanan kesitin yarısının bir eksen etrafında döndürülmesi prensibine dayalıdır. Bu yüzden tasarım sürecinde lüle çapları üzerinden elde edeceğimiz yarıçap değerleri kullanılacaktır.

$$r_t = \frac{d_t}{2} = \frac{5,72}{2} = 2,86 \text{ mm} \quad (54)$$

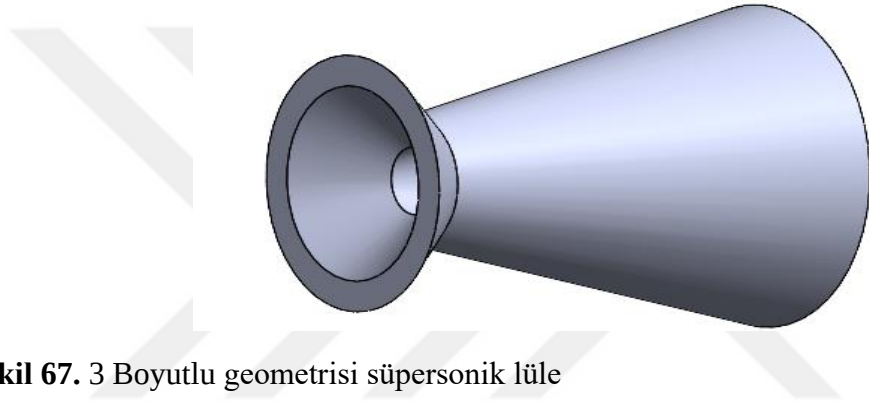
$$r_e = \frac{d_e}{2} = \frac{22,08}{2} = 11,04 \text{ mm} \quad (55)$$

Süpersonik lülenin giriş çapı ise iticinin itki verimini düşürmemek adına itki sistemi boyunca çap daralmasının önüne geçmek için itki kaynağı olan hava tankının orifis çapı olan 12.7 mm olarak kabul alınmıştır. Geleneksel bir konik süpersonik lüle tasarımında 15° ve 45° kabul edilir. Geri kalan uzunluklar da bu kabullere uygun olarak ayarlandığı takdirde süpersonik lülenin yarı kesiti ortaya çıkmış olur (Şekil 66).



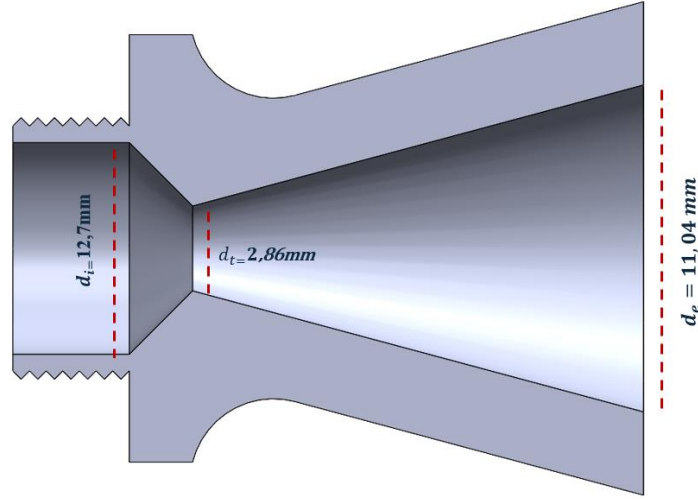
Şekil 66. Süpersonik lüle boyutlandırmaları

Boyutlandırmayı gerçekleştirdikten sonra kesiti X eksenini etrafında döndürerek süpersonik lülenin geometrik şeklini elde etmiş oluruz (Şekil 67).



Şekil 67. 3 Boyutlu geometrisi süpersonik lüle

Lülenin geometrisini elde ettikten sonra tasarımı üretilebilir ve montajlanabilir hale getirmemiz gerekir. Lüle, solenoid vana sonrasında 12.7 mm iç çapa sahip erkek tip bir nipel aracılığıyla sisteme bağlanacaktır. Lülenin girişine nipel bağlantı ucu uzunluğunda dişi tip bağlantı eklemesi yapılacak ve lüle etrafına, lüle içerisindeki basıncı tolere edebilmek ve imalata uygun hale getirmek için silindirik bir kabuk yüzey tanımlanacaktır. Lüle malzemesi olarak dayanım ve kolay üretilebilirlik adına Al7075 malzeme kullanılacaktır. Lüleler CNC tezgâhı aracılığıyla üretilcektir. Lüleler üretilirken eleman bağlantısının yapılabilmesi için lüle giriş ağzına uygun kılavuz ile diş açılacaktır (Şekil 68).



Şekil 68. Tasarlanan süpersonik lüle

Aviyonik Sistem

Aviyonik sistem, iniş aracının otonom davranışlarını kontrol eden ve başarılı bir iniş için doğru kararları veren sistemdir. İniş aracının aviyonik sisteminde yükseklik, eğim açıları, serbestlik dereceleri gibi veriler aviyonik sistem dahilindeki sensörler aracılığıyla tespit edilir ve ana iticiler, RCS, güdüm kontrol gibi birçok sistemin kontrolü bu veriler kullanılarak yine aviyonik sistem aracılığıyla sağlanır. Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipi görev esnasında tüm sistemleri etkileyen dinamik manevralar gerçekleştireceğinden, geri kalan sistemlerin çalışma prensiplerini aktarabilmek adına aviyonik sistemden temel olarak bahsedilecektir

İniş aracının aviyonik sisteminde itki bölmesinin altına konumlandırılmış lidar sensörler aracın yerden yüksekliğini sürekli olarak ölçerken bu veriyi elde eden aviyonik sistem hem iticilere irtifaya uygun itki komutunu verir hem de yükseklik verisi yardımıyla diğer kontrollerde kullanılabilecek olan hız, eğim gibi verileri hesaplar. İniş aracının ağırlık merkezine yerleştirilmiş olan jiroskop sensör ise sürekli olarak aracın eğim açılarını ve serbestlik derecelerine yönelik davranışlarını tespit eder ve aviyonik sistem bu verileri kullanarak programlandığı üzere oluşan sapmaları düzeltmek maksadıyla RKS iticileri ve güdüm kontrol sistemini devreye sokar. Güdüm kontrol sistemi ise merkeze simetrik olarak ve eşit uzaklıkta yerleştirilmiş RKS iticilerin, aracın yönelmesi istenen yönün ters tarafındaki iticiyi kısa süreli olarak devreye sokması yöntemi ile çalışmaktadır.

Aviyonik sistem aynı zamanda gerçekleştirilen testlerin verilerini, değerlendirilmek ve daha başarılı atışlar elde etmek için kullanmak maksadıyla devamlı olarak kaydeder, yer istasyonu ile devamlı olarak haberleşmeyi sağlar ve anlık müdahale ve kontrolleri mümkün kılar.

Analiz Çalışmaları

Bu başlık altında çalışmaya konu olan iniş aracının gövde yapısını oluşturan kafes ve iniş sistemlerinin yapısal analiz uygulamaları için gerçekleştirilen analiz çalışmalarından bahsedilecektir. Yapısal analizler ANSYS 2022R1 (Static Structural) ve Solidworks 2020 (Simulation) yazılımları ile çözdürülmüştür.

Tablo 4, 5 ve 6’da analiz çalışmalarında malzeme atamalarını yapmak için, aracın kafes sistemi ve iniş sistemleri için tercih edilen materyallerin ve materyal alternatiflerinin mekanik özellikleri yer almaktadır.

Tablo 4. Al7075 Malzeme Özellikleri

Özellikler	Değerler
Yoğunluk	2810 kgm^{-3}
Young Modülü	71,7 GPa
Poisson Oranı	0.33
Kayma Modülü	26.96 GPa
Çekme Akma Dayanımı	503 MPa
Basma Akma Dayanımı	503 MPa
Kopma Dayanımı	572 MPa

Tablo 5. Karbon Epoksi Kompozit Prepreg UD (230 GPa) Malzeme Özellikleri

Özellikler	Değerler
Yoğunluk	1490 kgm^{-3}
Young Modülü (X, Y, Z)	121 GPa, 8,6 GPa, 8,6 GPa
Poisson Oranı (X, Y, Z)	0,27, 0,4, 0,27
Kayma Dayanımı (XY, YZ, XZ)	60 MPa, 32 MPa, 60 MPa
Kayma Modülü (X, Y, Z)	4.7 GPa, 3.1 GPa, 4,7 GPa
Çekme Dayanımı (X, Y, Z)	2231 MPa, 29 MPa, 29 MPa
Basma Dayanımı (X, Y, Z)	-1082 MPa, -100 MPa, -100 MPa

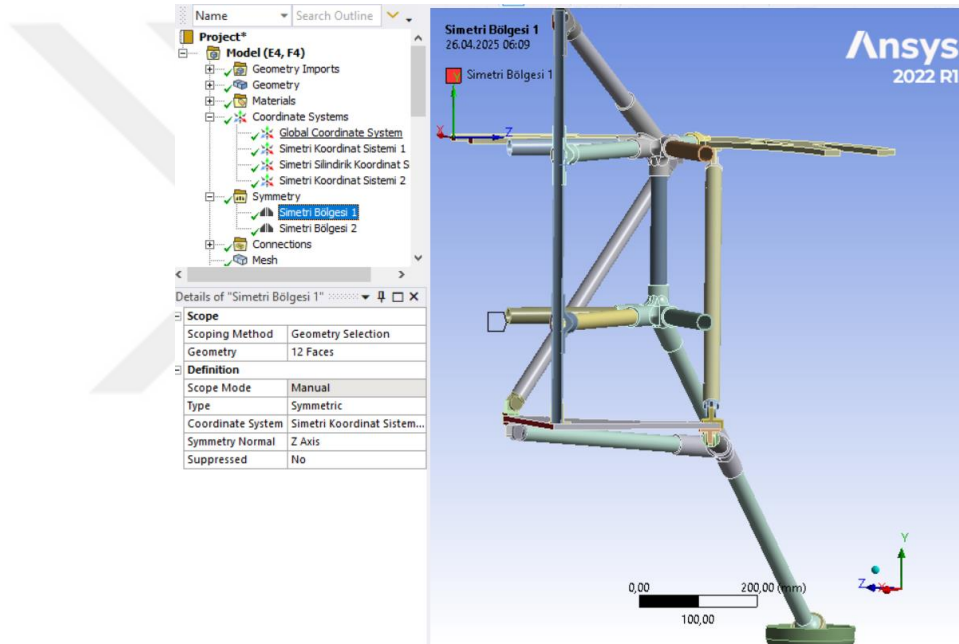
Tablo 6. ST304 Malzeme Özellikleri

Özellikler	Değerler
Yoğunluk	7.85 kgm^{-3}
Young Modülü	204 GPa
Poisson Oranı	0.285
Akma Dayanımı	216 MPa

Malzeme özellikleri kıyaslandığında karbon/epoksi kompozit malzemenin ağırlık/mukavemet oranı olarak Al7075 malzemedan üstün olduğunu görmekteyiz. Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin sınırlı bir itki kaynağına sahip bir itki sistemi aracılığıyla dikey kalkış ve yumuşak iniş gibi eylemler gerçekleştirmesi beklenmektedir. Dolayısıyla ağırlık bu araç için oldukça önemli bir kriterdir. Bu durum dolayısıyla karbon/epoksi kompozit malzemenin ağırlık/mukavemet oranı olarak alüminyumdan malzemedan üstün olması karbon/epoksi kompozit malzeme için geçerli bir tercih sebebidir.

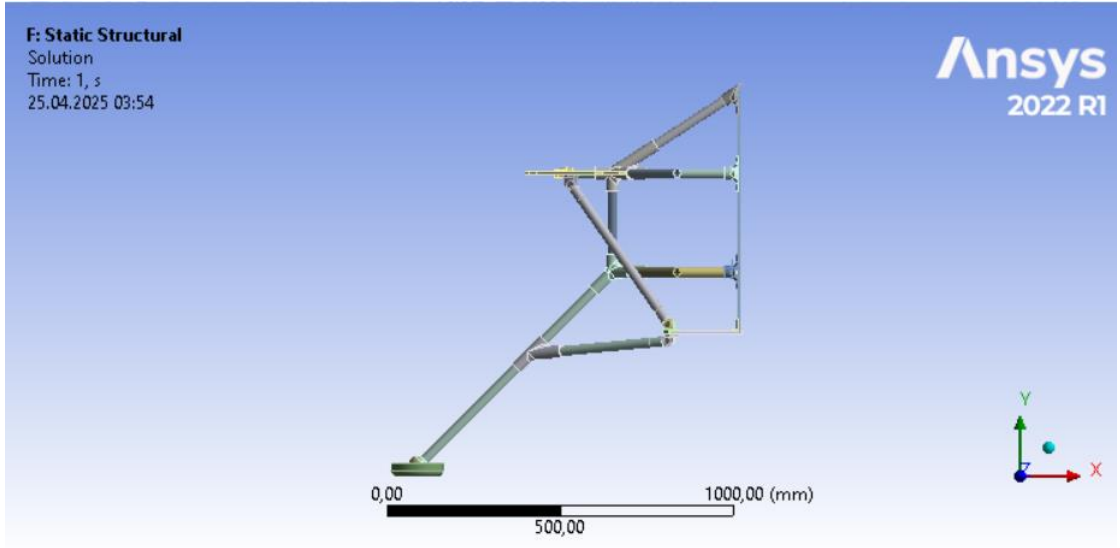
Araç Gövdesi Analiz Çalışmaları

Aracın analizini çözdürmek amacıyla sisteme analiz modeli olarak araç gerçek modelinin tam simetrik olarak dörde bölünmesiyle elde edilen 1/4 kesiti kullanılmıştır.



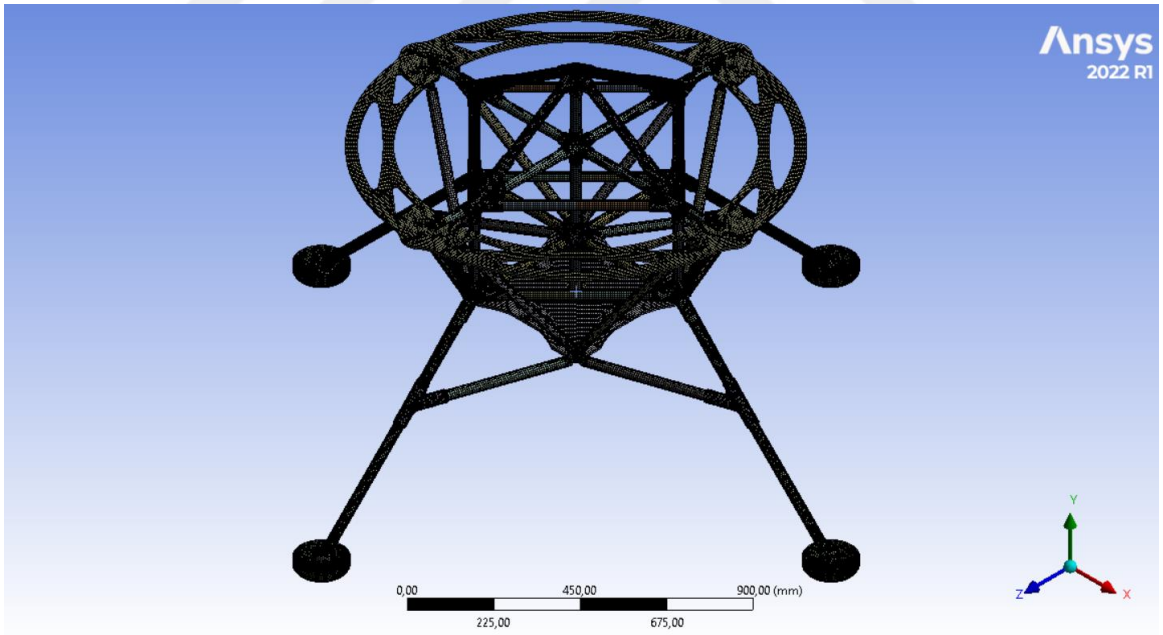
Şekil 69. ANSYS simetri fonksiyonu

Araç yapısı daha önce de bahsedildiği üzere gerek ağırlık gerekse eleman yerleşimleri olarak tam simetrik yapıda olduğundan dolayı araç modelinin dörde bölünmesiyle elde edilen bu model üzerinden analiz çalışmaları gerçekleştirilerek sonuçlar simetri fonksiyonu sayesinde tam gövde üzerinde incelenmiştir. Aynı şekilde aracın test edileceği iniş senaryosu düz bir yüzey olduğundan dolayı aracın gövdesinde meydana gelen gerilmeler simetrik şekilde dağılacaktır.



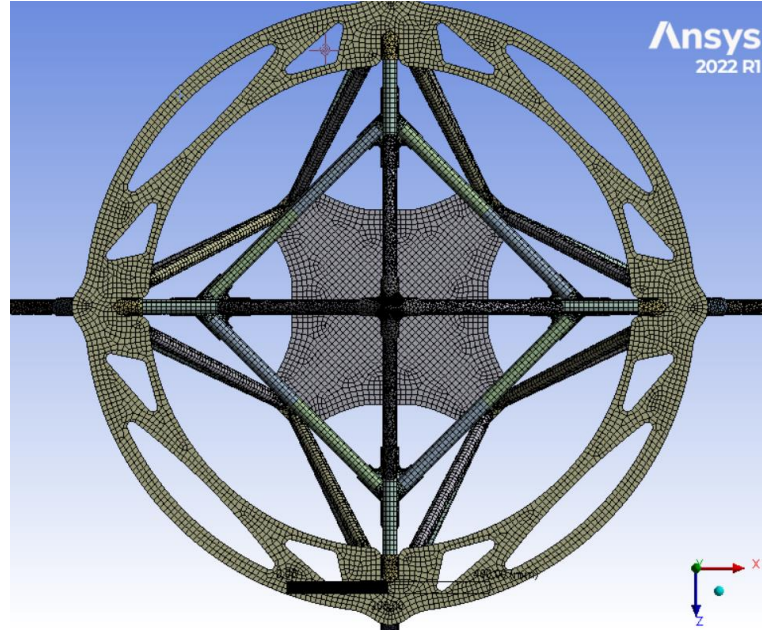
Şekil 70. 1/4 araç analiz modeli

İniş aracı prototipinin gövde yapısı ve alt sistemlerinin konma koşulları esnasında sergilediği davranışları gözlemleyebilmek için süreci temsil eden şartlar altında tüm Şekil 69’da yer alan modellemenin yer aldığı analiz uygulamaları gerçekleştirilmiştir. Analiz başlangıcında modeli analize hazırlamak için mesh ataması yapılmıştır. Mesh atamasında simetri fonksiyonu sayesinde tüm sistemin mesh atamaları gerçekleştirilebilmektedir.



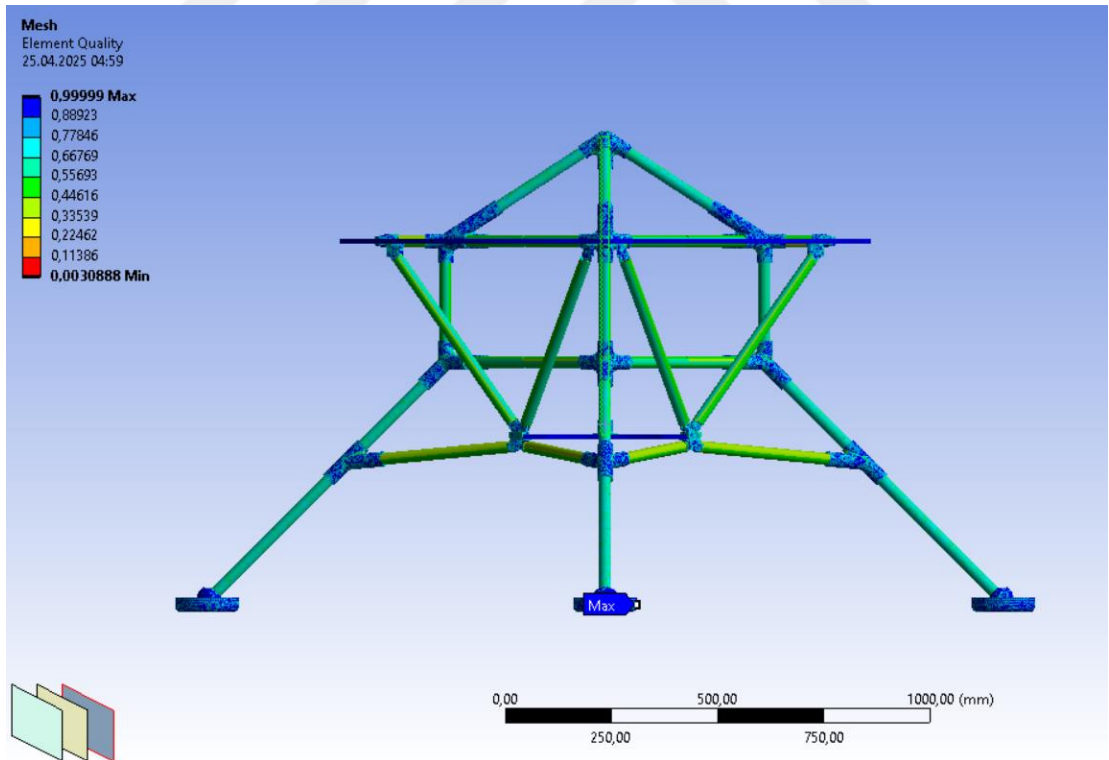
Şekil 71. Araç gövdesi mesh atamaları

Şekil 70’te görebildiğimiz üzere parça sayısı fazla olduğundan dolayı mesh atamalarında yoğun eleman sayısı söz konusudur.



Şekil 72. Mesh geometrileri

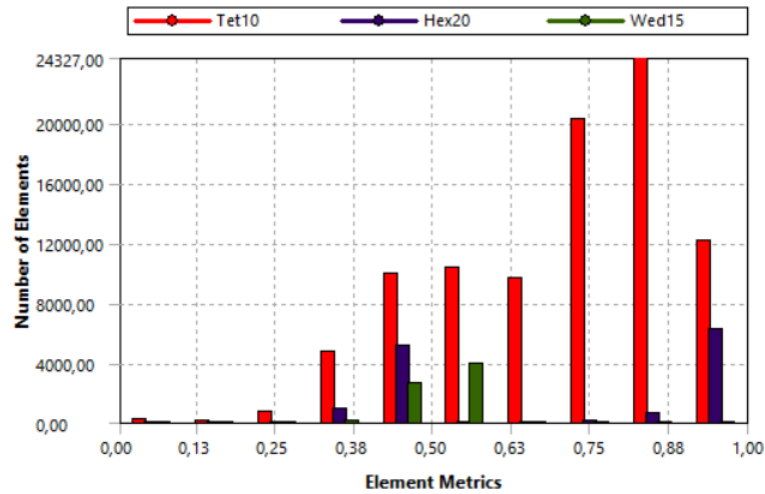
Araç mesh uygulaması incelendiğinde destek elemanları gibi silindirik elemanlar üzerinde eşit dağılım görülmekte, plakalar gibi düzlemsel geometrilerde ise mesh geometrisi kıvrımlı bölgelerde yoğunlaşmaktadır (Şekil 71).



Şekil 73 Araç gövdesi mesh elemanları kalite dağılımı (model üzerinde)

Şekil 72’de gösterilen eleman kalitesi dağılımını incelediğimizde atanan mesh elemanlarının genelinin orta üst kalitede mesh yapısına sahip olduğunu görüyoruz. Araç geometrisi kompleks yapılardan oluştuğu için kimi elemanlar alt kalite sınırında kalmıştır.

Ancak mesh metrikleri incelendiğinde bu elemanların azınlıkta olduğunu gözlemlemekteyiz (Şekil 73).



Şekil 74. Araç gövdesi mesh eleman kalitesi dağılımı

Mesh elemanlarının eleman kalitesi dağılımı iniş aracı prototipi modeli üzerinden incelendiğinde ise RKS plakası ve taşıyıcı plaka gibi yüzey alanı geniş olan elemanlarda mesh eleman kalitesinin daha yüksek olduğunu, ancak kafes destek elemanları gibi dar ve eğimli yüzeye sahip elemanlarda ise mesh eleman kalitesinin ortalama değerlerde olduğunu görebilmekteyiz.

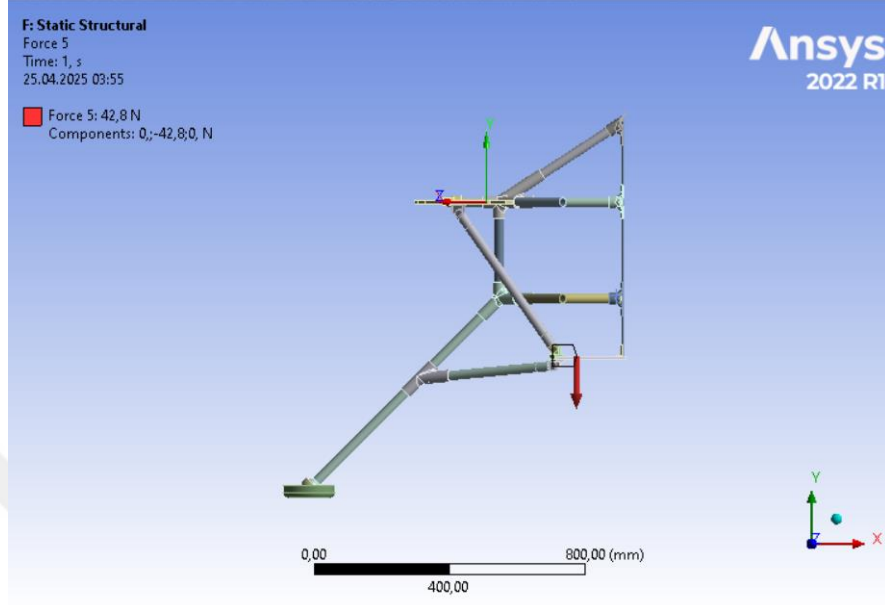
Details of "Analysis Settings"	
Step Controls	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	1, s
Auto Time Stepping	Program Controlled
Solver Controls	
Solver Type	Program Controlled
Weak Springs	Off
Solver Pivot Checking	Program Controlled
Large Deflection	On
Inertia Relief	Off
Quasi-Static Solution	Off

Şekil 75. Araç gövdesi yapısal analiz ayarları

Analiz ayarları Şekil 74'te yer almaktadır. Çözdürülen analizde large deflection seçeneği aktiftir. Analiz, malzeme koşullarına göre nonlinear olarak çözdürülmüştür. Mesh genel ayarlarında yine dinamik mesh modülü için nonlinear mekanik özellikleri aktifleştirilmiştir.

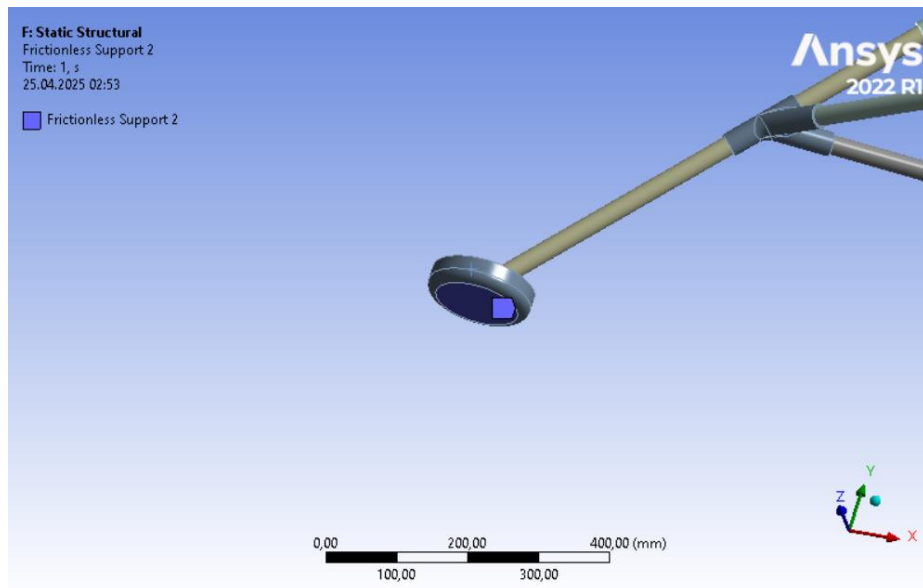
İniş aracı prototipinin gövde yapısı ve iniş sistemlerinin konma sekansı esnasındaki davranışını gözlemlemek için konma koşullarını temsilen dış yük atamaları yapılmıştır. Konma

esnasında aracın ağırlığından kaynaklanan dikey yükler daha önce gerçekleştirilen hesaplamalara uygun biçimde araç gövdesine uygulanmıştır. Uygulamada analiz modeli olarak aracın 1/4 kesiti kullanıldığından dolayı araca etkiyen yükler de 1/4 oranında atanmıştır (Şekil 75).



Şekil 76. Araç gövdesi kuvvet atamaları

Aracın analiz uygulamasında iniş senaryosuna uygun şekilde davranabilmesi adına araç ayak tabanından frictionless seçeneğiyle sabitlenmiştir (Şekil 76). Bu seçeneğin tercih edilme nedeni araç ayak tabanlarının konma esnasında yere sabitlenmiş biçimde değil serbest olarak hareket edecek olmasıdır.



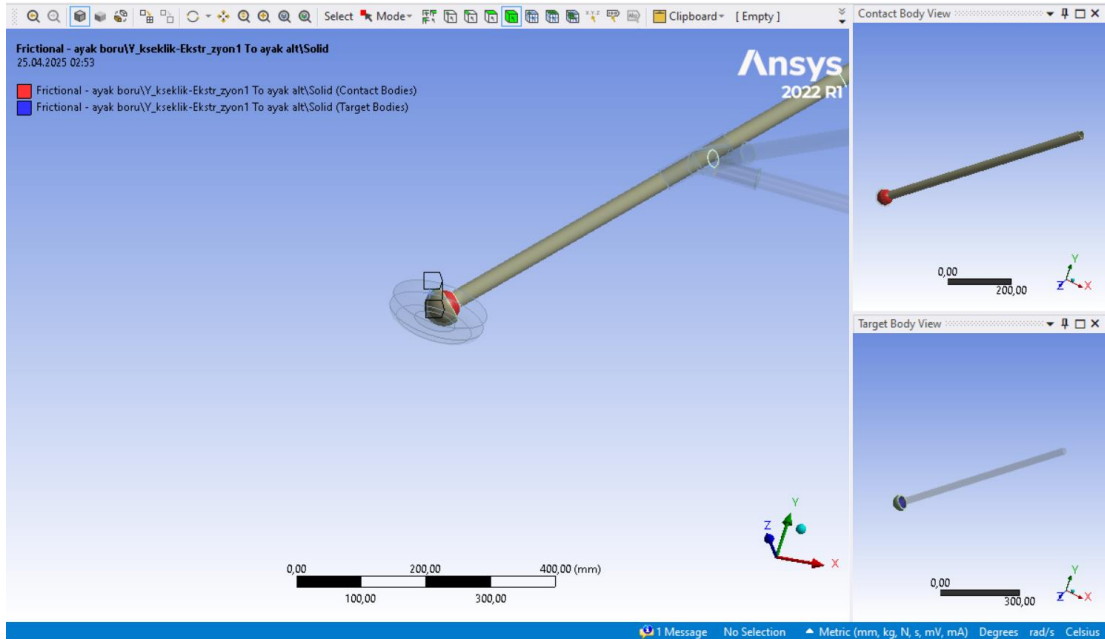
Şekil 77. Ayak tabanı sabitleme detayı

Ayrıca iniş sisteminin davranışına uygun bir çözümleme gerçekleştirebilmek adına küresel mafsallı ayak tabanı ve birincil destek kontak atamaları da, ayak tabanının hareketini mümkün kılmak adına frictional olarak seçilmiş, sürtünme katsayısı olarak ise 0,1 değeri kabul edilmiştir (Şekil 77).

Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Contact	1 Face
Target	1 Face
Contact Bodies	ayak boru\Y_kseklik-Ekstr_zyon1
Target Bodies	ayak alt\Solid
Protected	No
Definition	
Type	Frictional
☐ Friction Coefficient	0,1
Scope Mode	Automatic
Behavior	Program Controlled
Trim Contact	Program Controlled
Trim Tolerance	4,4098 mm
Suppressed	No
Object ID (Beta)	3761

Şekil 78. Ayak tabanı küresel mafsallı bağlantı modeli

Bu şekilde gerçekleştirilen analiz sonucunda analiz modeli konma esnasında ayak tabanında meydana gelebilecek olası hareketleri yansıtabilecektir (Şekil 78)



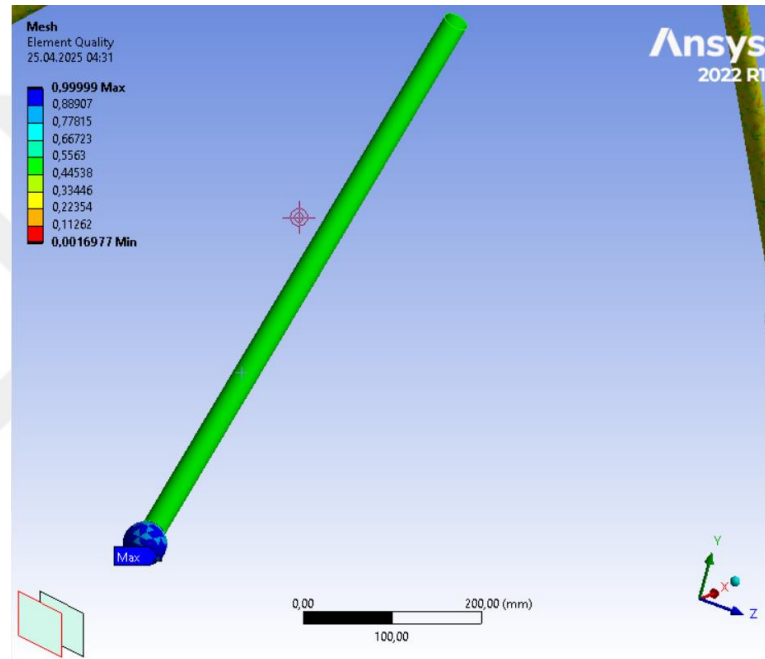
Şekil 79. Ayak tabanı küresel mafsallı kontak detayı

Dış yük atamaları gerçekleştirildikten sonra analiz çözdürülmüş ve yük dağılımları gözlemlenmiştir. Sonuçlar *Araştırma Bulguları* başlığı altında incelenmiştir.

Destek Elemanları Analiz Çalışmaları

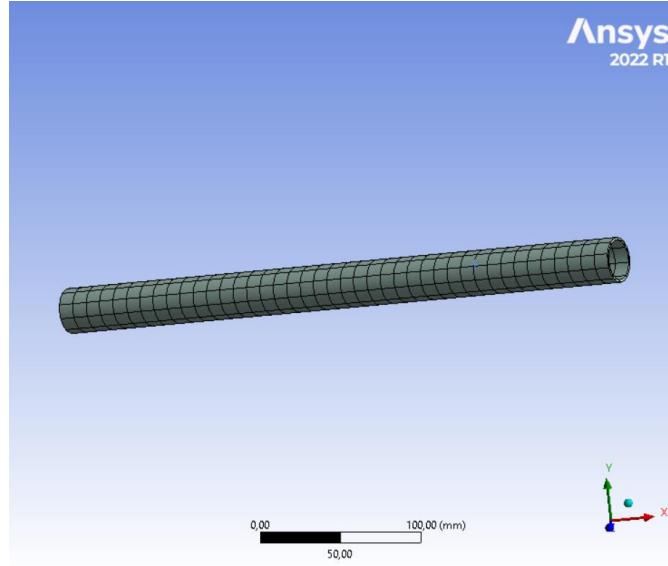
Bu çalışmada aracın genel yapısal analizinin yanı sıra alt sistemlerinin yapısal analiz değerlendirmelerine de yer verilmiştir. Aracın iniş sistemini oluşturan birincil destek ve ikincil destek elemanlarının maruz kaldıkları yüklere dayanımlarını gözlemleyebilmek adına bu elemanlar ayrıca değerlendirilmiştir.

Birincil destek için kritik olan kısım ayak tabanı ile bağlantıyı sağlayan küresel mafsallı bağlantısının olduğu kısımdır. Bu kısmın mesh eleman kalitesi dağılımı ise Şekil 79'daki gibidir. Eleman kalitesi dağılımını inceleyecek olursak mesh elemanlarının kalite değerlerinin oldukça yüksek olduğu görülmektedir.



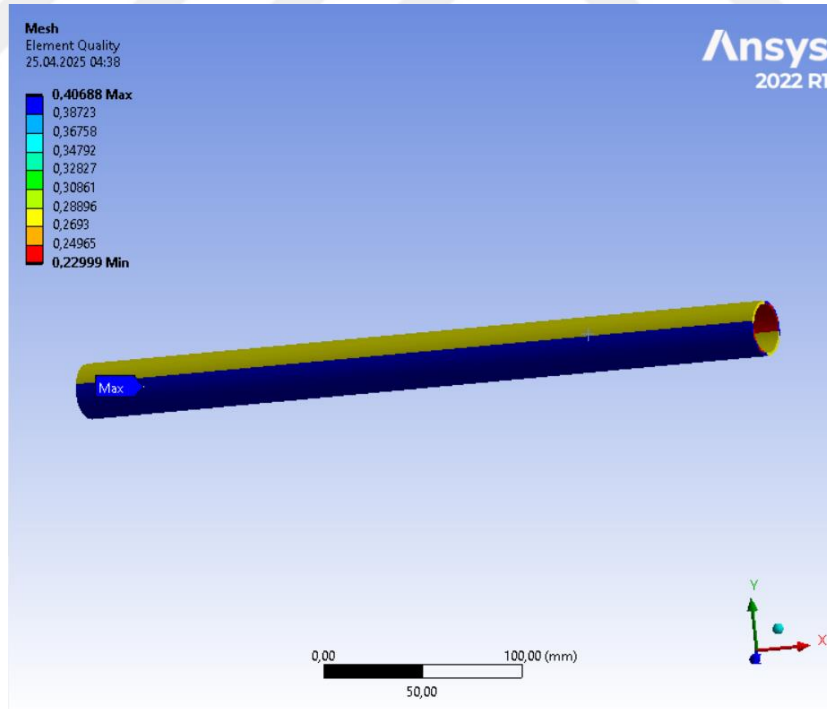
Şekil 80. Birincil destek elemanı küresel mafsallı bağlantısı mesh eleman kalite dağılımı

İniş aracı prototipinin ikincil destek elemanının mesh atamaları ise Şekil 80'de görülmektedir. Mesh yapısı incelendiğinde mesh elemanları silindirik geometriden kaynaklı eşit dağılmaktadır.



Şekil 81. İkincil destek elemanı mesh atamaları

Mesh dağılımını inceleyecek olursak eğimli olan dış yüzeyde mesh elemanları daha sık iken düz bir yüzey olan cidar yüzeyinde ise mesh eleman sıklığı daha düşüktür. Şekil 81’de ikincil destek elemanına ait mesh kalite dağılımı gözlemlenebilmektedir. Şekilde görüldüğü üzere mesh kalitesi yüksek seviyelerde olup asgari değerler kabul edilebilir sınırlar içerisinde.

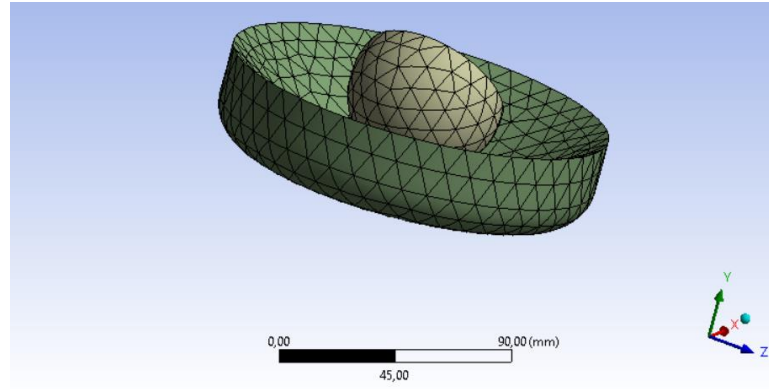


Şekil 82. İkincil destek elemanı mesh eleman kalite dağılımı

Ayak Tabanı Analiz Çalışmaları

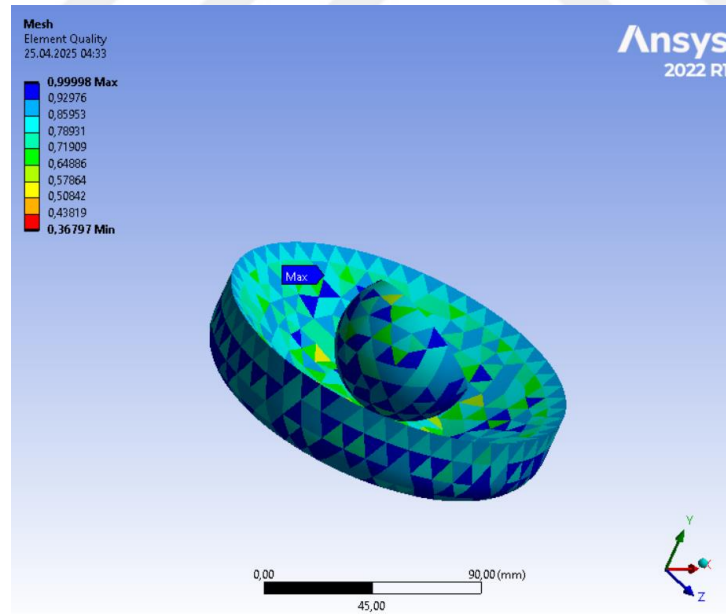
Ayak tabanı, konma esnasında iniş aracının zemin ile temas eden ilk bileşenidir. Dolayısıyla iniş esnasında aracın maruz kaldığı yükleri ilk karşılayan bileşen ayak tabanıdır.

Bu anlamda ayak tabanının yapısal anlamda değerlendirilmesi oldukça önemlidir. Yapısal analiz hazırlığı için ayak tabanı modeline mesh ataması gerçekleştirilmiştir (Şekil 82).



Şekil 83. Ayak tabanı modeli mesh atamaları

Ayak tabanı modeli mesh atamaları incelendiğinde mesh karakterizasyonunun oldukça başarılı olduğunu ve mesh kalitesinin yüksek olduğunu söyleyebiliriz. Şekil 83'te yer alan ayak tabanı mesh kalite dağılımında görüldüğü üzere mesh dağılımı üçgen yapıda mesh geometrilerinden oluşmaktadır. Mesh kalitesi ayak tabanının dış yüzeyi ve küresel mafsallarda stabil seyrederken eğimli olan iç kısımlarda ortalama değerlerdedir. Mesh kalitesi asgari değerleri ise kabul edilebilir sınırlar içerisindedir.

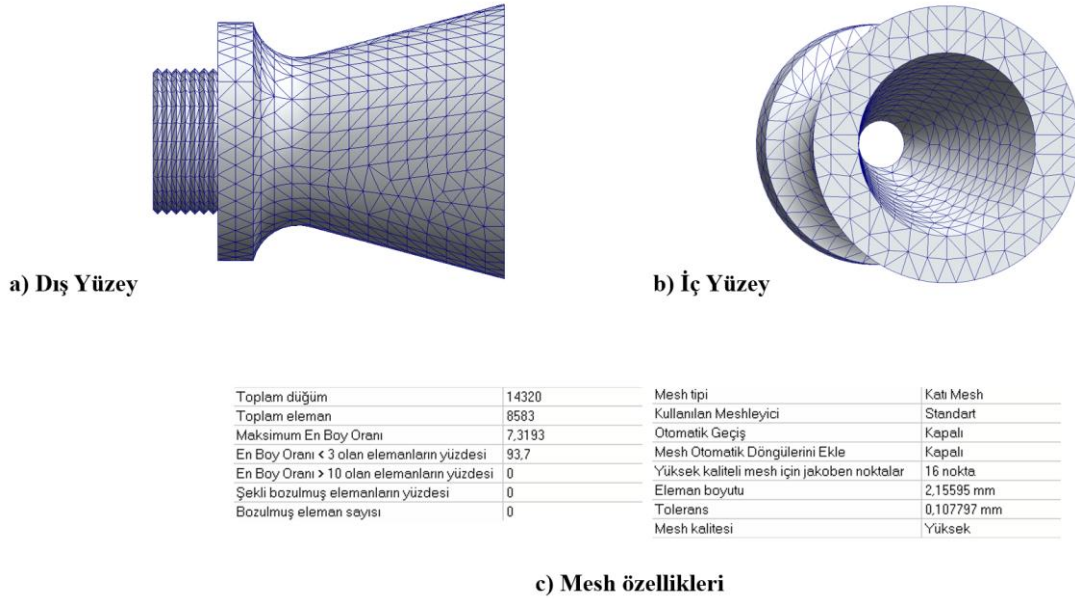


Şekil 84. Ayak tabanı mesh kalite dağılımı

İtki Sistemi Analiz Çalışmaları

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin itki sistemi yüksek basınçlı hava kaynağı aracılığıyla çalışmaktadır. Dolayısıyla itki sistemi elemanları belirli dayanım ve geçirgenlik değerlerine sahip olmalıdır. İtki sisteminin reaksiyonların en yoğun olduğu ve itki gücünün en

bileşeni süpersonik lülelerdir. Bu gözlemleyebilmek adına süpersonik lülelerin içerisinde geçen akış ve sebep olduğu kuvvetlere uygun olarak süpersonik lüle modeli için Solidworks 2022 yazılımı aracılığıyla yapısal analiz çözdürülmüştür.



Şekil 85. Süpersonik lüle mesh atamaları; a) Dış yüzey b) İç yüzey c)Mesh özellikleri

Süpersonik lülenin mesh atamaları incelediğinde mesh kalitesinin yüksek olduğunu görmekteyiz. Mesh elemanları süpersonik lüle geometrisi dolayısıyla lüle çıkış ağzına yaklaştıkça genişleyen yüzey alanı nedeniyle genişlemiş, özellikle boğaz kısmında ise daha yoğun olacak şekilde dağılmıştır.

Mesh ataması sonrasında iniş aracı prototipinin itki gereksinimi dahilinde gerçekleştirilen hesaplamalar göz önünde bulundurularak süpersonik lüle modeline giriş ve çıkış basınçlarına uygun şekilde dış kuvvet atamaları gerçekleştirilmiş ve lüle modelinin yapısal analiz çözdürülmüştür. Bu analiz çözdürülürken lüle, itki sisteminde kendisinden bir önceki elemanı ile bağlantının bulunduğu noktasından sabitlenmiştir.

Süpersonik Lülelerin Akış Analiz Çalışmaları

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin görev esnasında ihtiyaç duyacağı itki gereksinimlerini karşılayabilmesi adına, gerçekleştirilen süpersonik lüle hesapları dahilinde süpersonik bir lüle tasarlanmıştır. Süpersonik lüle geometrisi özel bir geometridir ve tasarımı dolayısıyla içerisinde geçen akışı ses hızını aşmak suretiyle ses üstü formlara sokmak ile yükümlüdür. Bu tasarımın işlevselliğini gözlemleyebilmek adına tasarlanan süpersonik lüle modeli için itki sistemi hesaplamalarına uygun 2 boyutlu HAD analiz uygulaması

gerçekleştirilmiştir. Bu analiz ANSYS 2024 R2 (SpaceClaim, ANSYS Meshing, Fluent, CFD Post) aracılığıyla tamamlanmıştır.

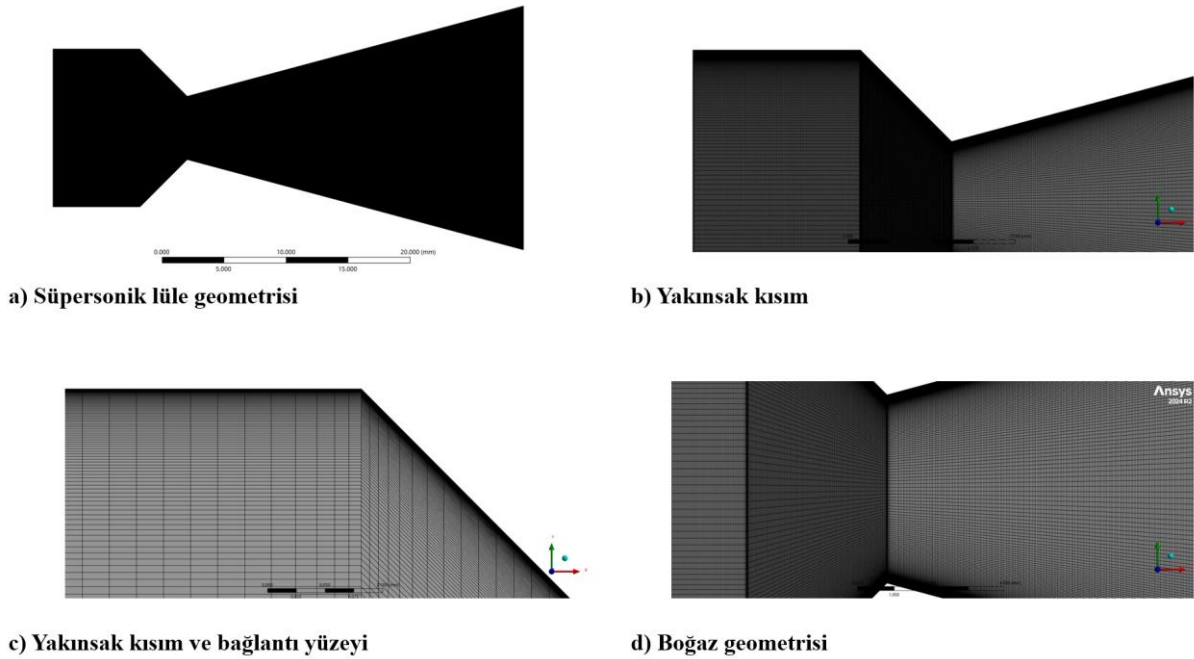
Süpersonik lüle akışkan analizini çözdürmeden önce analize hazırlık amacıyla lüle modeline mesh atamaları gerçekleştirilmiştir.

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Target Skewness	0.85
Smoothing	High
Mesh Metric	
Orthogonal Quality	
Min	0.60362
Max	1.
Average	0.93308
Standard Deviation	9.996e-002

Mesh Metric	
Skewness	
Min	6.2246e-006
Max	0.5
Average	0.1693
Standard Deviation	0.15852
Nodes	482886
Elements	481250

Şekil 86. Süpersonik lüle HAD analizi mesh atamaları kalite özellikleri

Analiz sonuçlarını ayrıntılı olarak gözlemleyebilmek adına mesh atamaları hassas yoğunluklarda yapılmıştır.



Şekil 87. Süpersonik lüle HAD analizi mesh atamaları; a)Süpersonik lüle geometrisi, b)Yakınsak kısım c)Yakınsak Kısım ve bağlantı yüzeyi d)Boğaz geometrisi

Mesh atamaları incelendiğinde mesh elemanlarının boğaz geometrisi gibi daralan geometrilerde daha sıkışık ancak bağlantı yüzeyi ve ıraksak kısmın uç bölümleri gibi geniş yüzey alanına sahip kısımlarda ise daha geniş dağılımlara sahip olduğunu gözlemleyebiliriz

ARAŞTIRMA BULGULARI

Analiz Sonuçları

Bu başlık altında Materyal ve Metot kısmında yer alan Analiz Çalışmaları başlığı altında gerçekleştirilen yapısal ve akış analiz çalışmalarının sonuçları yer almaktadır.

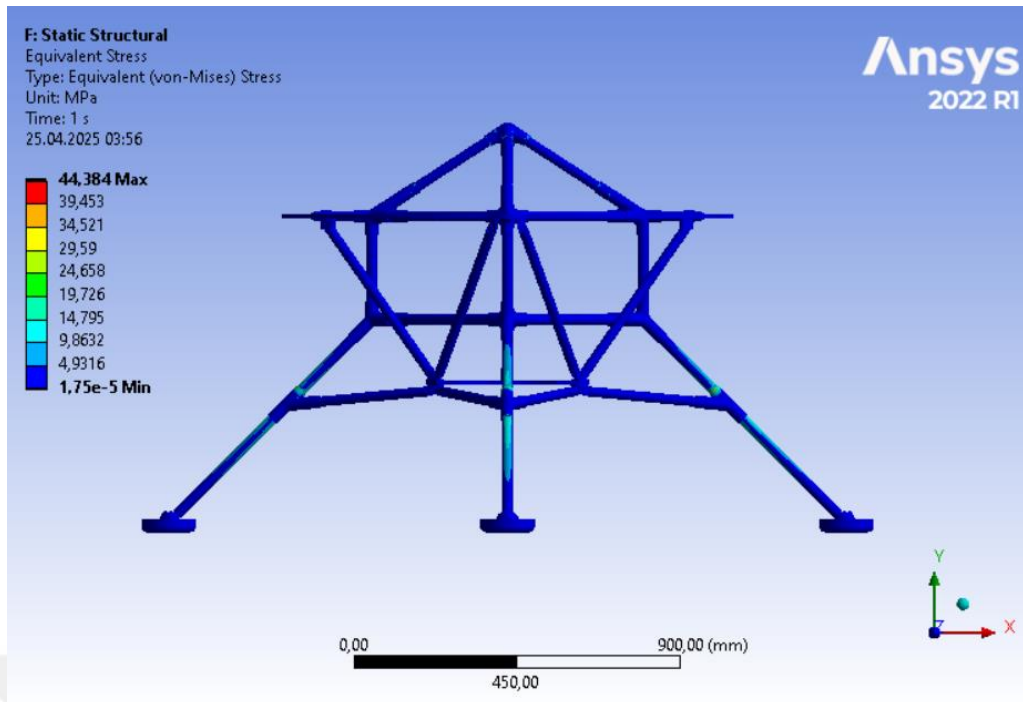
İniş aracı yapısal analiz sonuçları

İniş aracının gövde yapısını oluşturan kafes ve iniş sistemlerinin yapısal analiz uygulamaları için gerçekleştirilen analiz çalışmalarından sonra analiz çözdürülmüş ve analiz sonuçları elde edilmiştir. Şekil 87’de araç gövdesinin eşdeğer gerilme analizi görülmektedir. İlgili görselde görüldüğü üzere iniş koşullarının aracın 1/4 modeline uygulanması ile elde edilen sonuçlar görüntülenirken, program, simetri özelliği sayesinde aracın 3/4’lük diğer kısımlarını da tamamlayarak aracı tam bir model şeklinde göstermektedir.

Graphical Expansion 1 (Beta)	
Num Repeat	4
Type	Polar
Method	Full
ΔR	0, mm
$\Delta \theta$	90, °
ΔZ	0, mm
Coordinate System	Simetri Silindirik Koor...
Graphical Expansion 2 (Beta)	
Num Repeat	0
Type	Cartesian
Method	Full
ΔX	0, mm
ΔY	0, mm
ΔZ	0, mm
Coordinate System	Global Coordinate Sy...

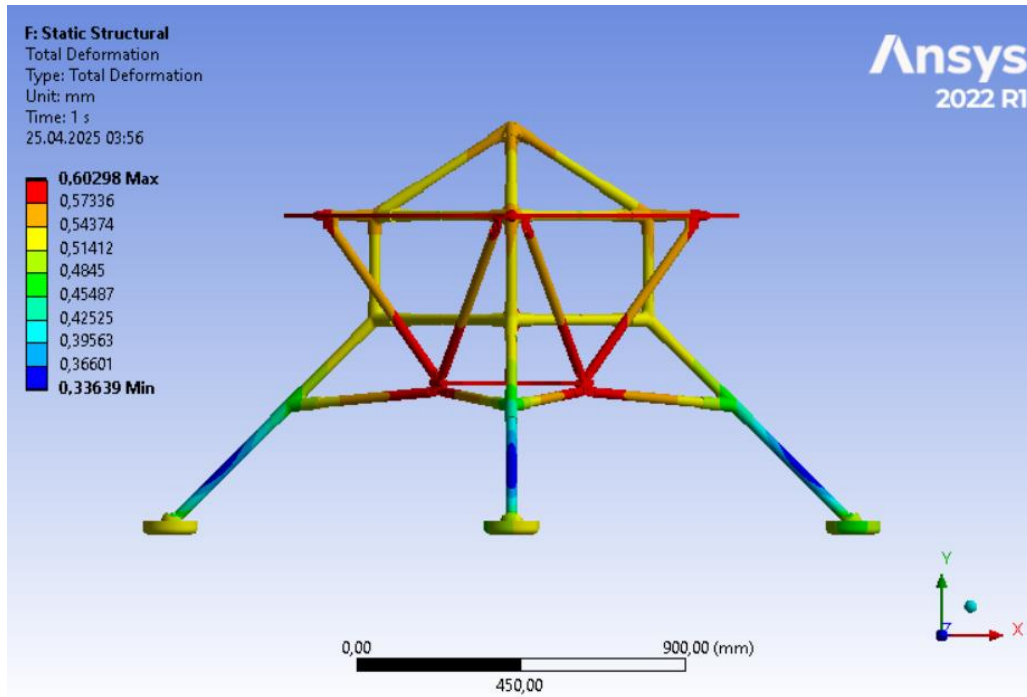
Şekil 88. ANSYS simetri fonksiyonu ayarları

İniş aracının konma koşullarını yansıtan bu uygulamanın sonuçları göstermektedir ki; gerilme yoğunluğu birincil desteklerin ve ikincil desteklerin bağlantı kısımlarında görülmekte ve gerilme desteğin yüzeyine yayılmaktadır. Gerilme değerleri incelendiğinde ise en yüksek gerilmenin 44,384 MPa olduğu ve bu değer araç üzerinde yer alan elemanların malzeme özellikleri ile kıyaslandığında (Tablo 4, Tablo 5, Tablo 6) elemanların malzeme akma dayanımı değerlerinin altında olmadığını görebilmekteyiz.



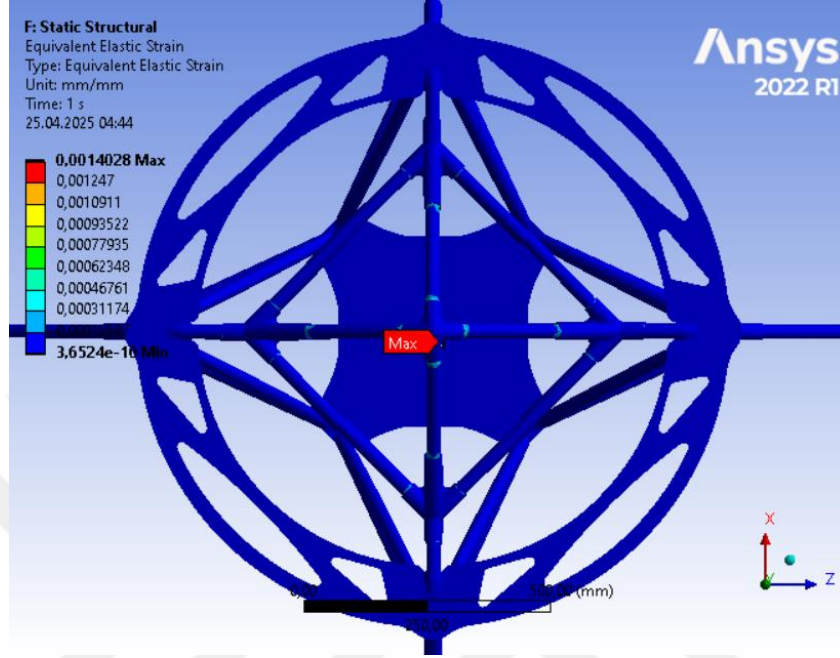
Şekil 89. Araç gövdesi eşdeğer gerilme analizi sonuçları

Analiz çalışmalarından elde edilen araç gövdesi toplam deformasyon sonuçlarında aracın deformasyon eğiliminin plakalar ve plaka bağlantıları çevresinde toplandığı görülmektedir (Şekil 87). Araç yapısının bir bölümü olan araç iç kafesinde sonuç skalasına kıyasla orta derece bir deformasyon etkisi mevcuttur. Aynı zamanda ayak tabanlarında da iniş esnasında zeminden gelen kuvveti karşılayacak olmasından kaynaklanan orta derece bir deformasyon eğilimi gözlemlenmektedir.



Şekil 90. Araç gövdesi toplam deformasyon analiz sonuçları

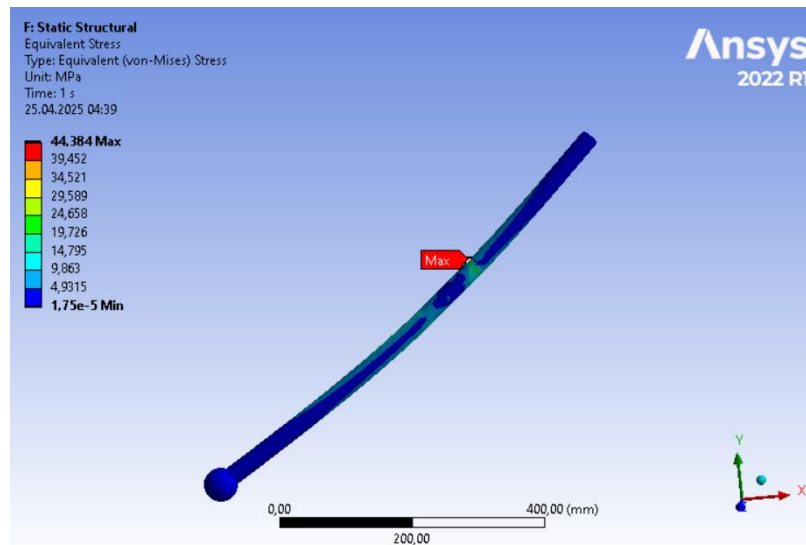
Araç gövdesi analiz sonuçları içerisinde eşdeğer elastik gerinim çıktılarını incelediğimizde elastik gerinim eğiliminin oldukça düşük değerlerde olduğunu, genel çizginin üzerine çıkan gerinim bölgelerinin ise bağlantı elemanları ile destek elemanlarının bağlantı noktalarında yer aldığını söyleyebiliriz (Şekil 89).



Şekil 91. Araç gövdesi eşdeğer elastik gerinim sonuçları

Destek elemanları analiz sonuçları

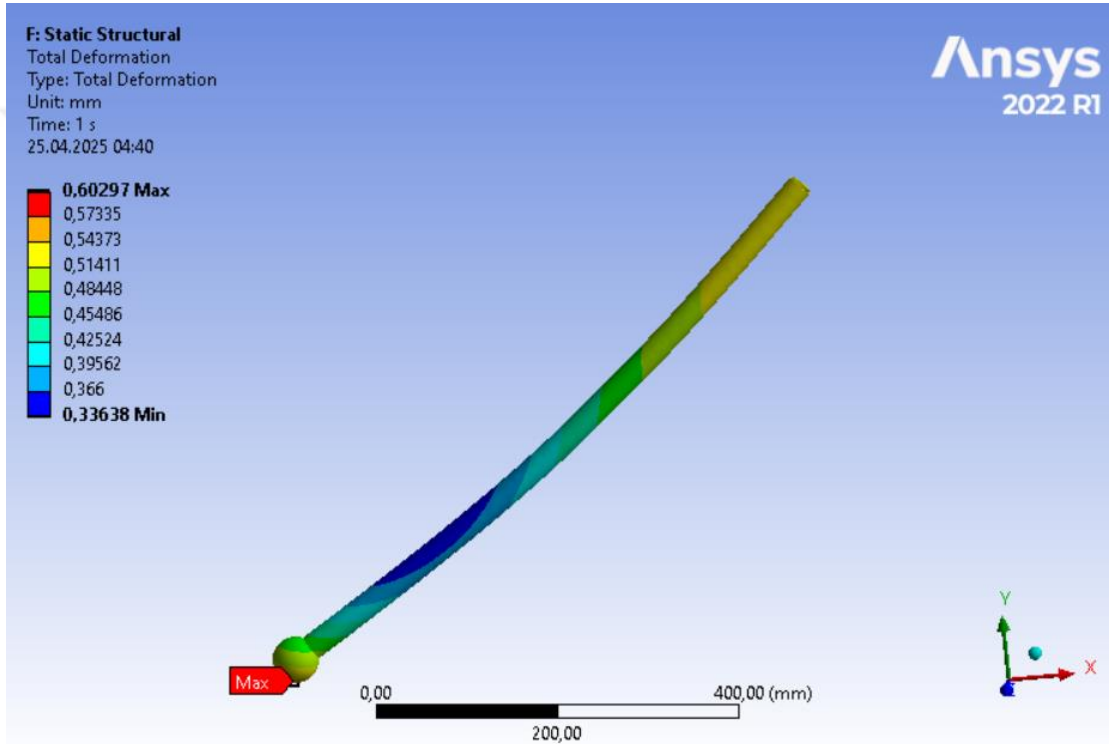
Daha önce de bahsettiğimiz üzere bu çalışmada aracın alt sistemlerinin yapısal analiz değerlendirmelerine de yer verilmiştir. Birincil destek elemanı analiz sonucu, araç gövdesi yapısal analiz sonuçları içerisinde birincil destek elemanının izole edilmesi yöntemiyle değerlendirmeye tabi tutulmuştur.



Şekil 92. Birincil destek elemanı eşdeğer gerilme analizi sonuçları

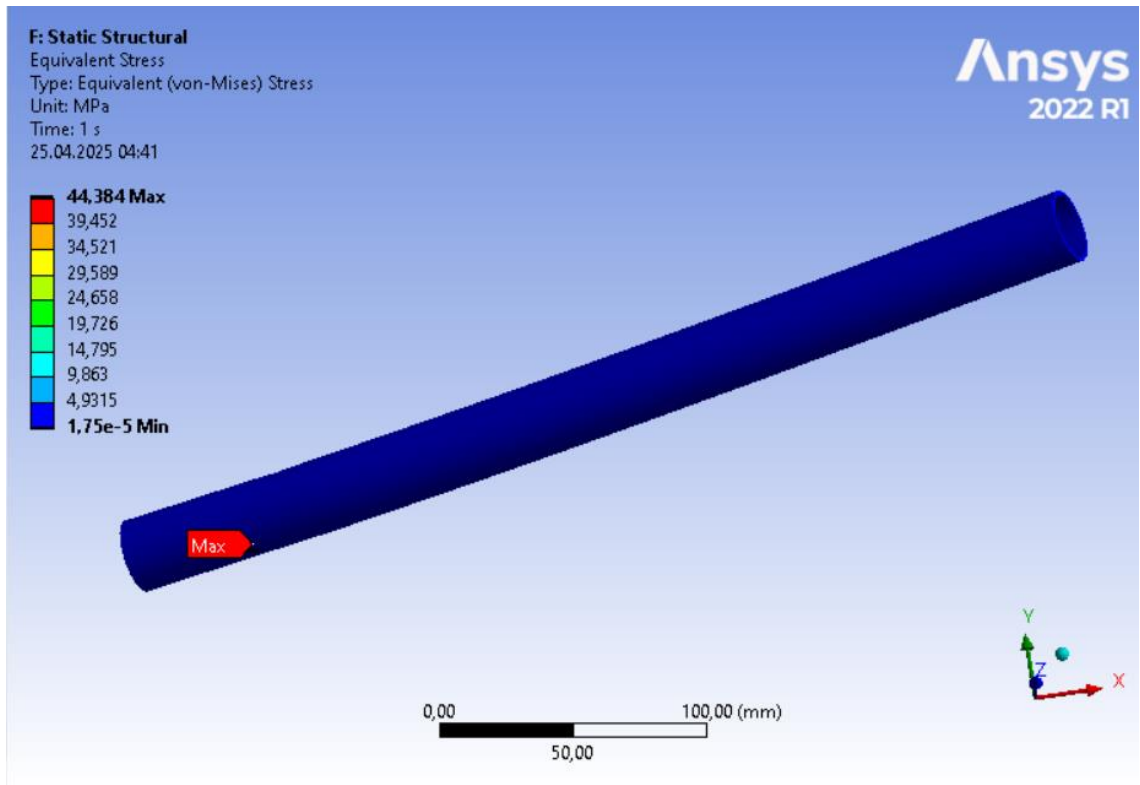
Birincil destek elemanı tekil olarak değerlendirildiğinde tüm gövde sonuçlarında da gözlemlediğimiz üzere eşdeğer gerilmeler birincil destek elemanlarının ikincil destek elemanları ile bağlantı sağladığı konumda yoğunlaşmaktadır (Şekil 90). Analiz sonucu deformasyon ölçeğini arttırdığımız takdirde destek elemanının eğilme eğiliminde olduğunu şekil üzerinden de görebilmekteyiz.

Birincil destek elemanı toplam deformasyon sonuçlarını gözlemlediğimizde ise destek elemanının ayak tabanı ve gövde ile bağlantı sağladığı konumlarda deformasyon eğilimi gözlemlenmektedir (Şekil 91). Toplam deformasyonun en yüksek olduğu nokta ise birincil desteğin ayak tabanı ile bağlantısını sağlayan küresel mafsalsal kısmıdır.



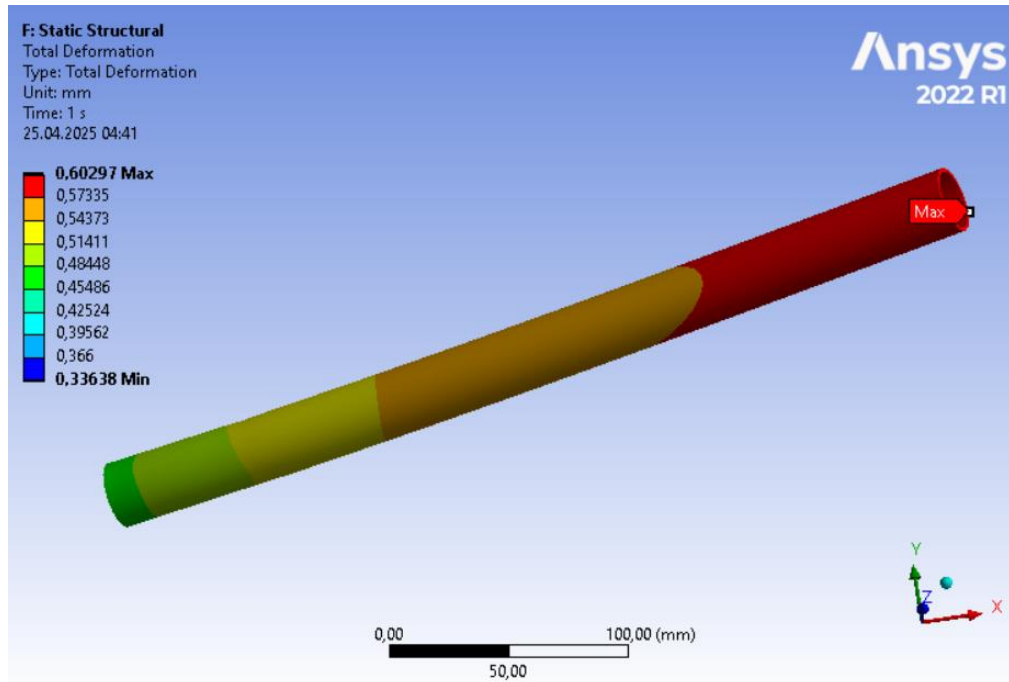
Şekil 93. Birincil destek elemanı toplam deformasyon analizi sonucu

İkincil desteklerin analiz sonuçları tekil olarak değerlendirildiğinde birincil destek analiz sonuçlarına kıyasla farklı sonuçlar görülmektedir. Birincil destek analiz sonuçlarında gerilme yoğunlukları ikincil destekler ile bağlantıların bulunduğu bölgelerde görülürken ikincil desteklerde ise eşdeğer gerilmeler desteğin uç kısmında, desteğin bağlantı elemanı ile geçme halinde olduğu bölgede bulunmaktadır (Şekil 92).



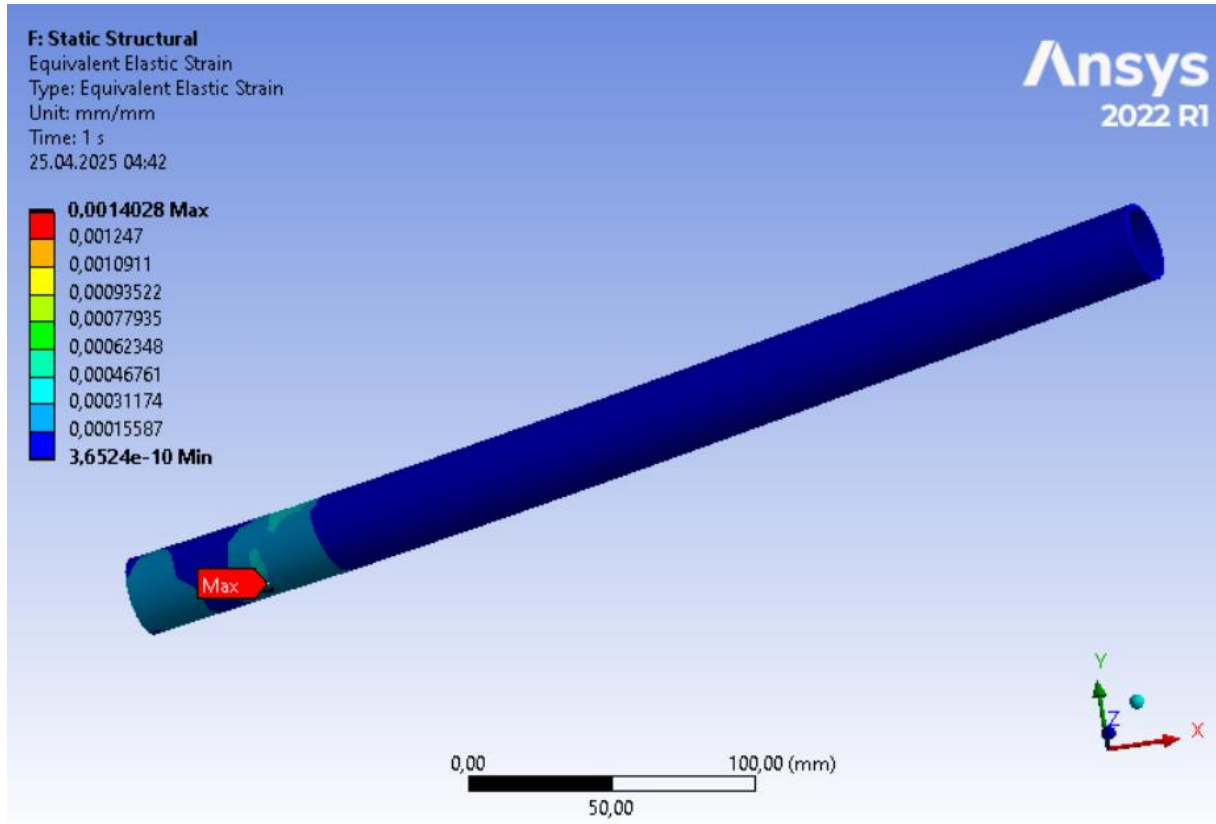
Şekil 94. İkincil destek eşdeğer gerilme

İkincil destek elemanı toplam deformasyon analiz sonucu eşdeğer gerilme analiz sonucuna benzer ancak birincil destek elemanı analiz sonuçlarından farklı olarak tek uça yığılma göstermektedir (Şekil 93). Deformasyonun yoğun olarak görüldüğü bu uç, ikincil desteğin araç gövdesine bağlandığı uçtur.



Şekil 95. İkincil destek total deformasyon

İkincil destek elemanı için eşdeğer elastik gerinim analizi sonucu incelendiğinde elastik gerinim eğiliminin desteğin araç gövdesinde yer alan bağlantı elemanına bağlandığı kısımda yoğunlaştığı görülmektedir (Şekil 93).

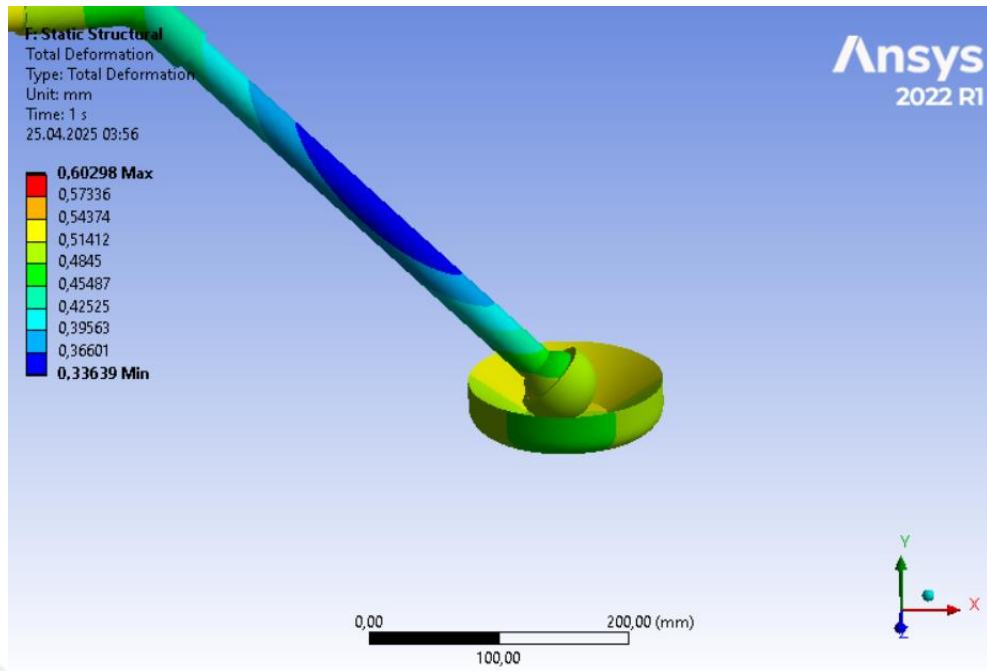


Şekil 96. İkincil destek yapısal eşdeğer elastik gerinim

İkincil destek elemanının eşdeğer elastik gerinim sonuçları model üzerinde incelendiğinde eşdeğer elastik gerinim yoğunluklarının elemanın diğer analiz sonuçlarına benzer şekilde elemanın birincil destek elemanına bağlandığı uçta yer aldığını söyleyebiliriz (Şekil 94).

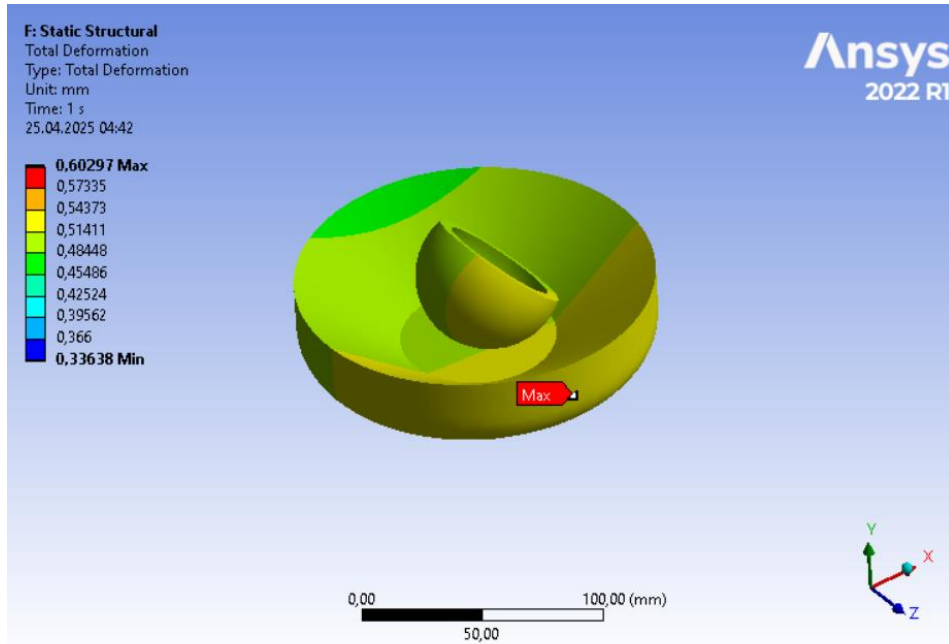
Ayak tabanı analiz sonuçları

Ayak tabanı, bir iniş aracının konma esnasında zemin ile teması sağlayacak, dolayısıyla kuvvete maruz kalacak olan ilk elemanıdır. Analiz sonuçları bu koşul göz önünde bulundurularak değerlendirilmiştir. Aracın toplam deformasyon analizi üzerinde, ayak tabanı ile birincil destek elemanını aynı çerçevede değerlendirecek olursak deformasyon eğiliminin ayak tabanından birincil desteğe doğru azalma gösterdiğini görmekteyiz.

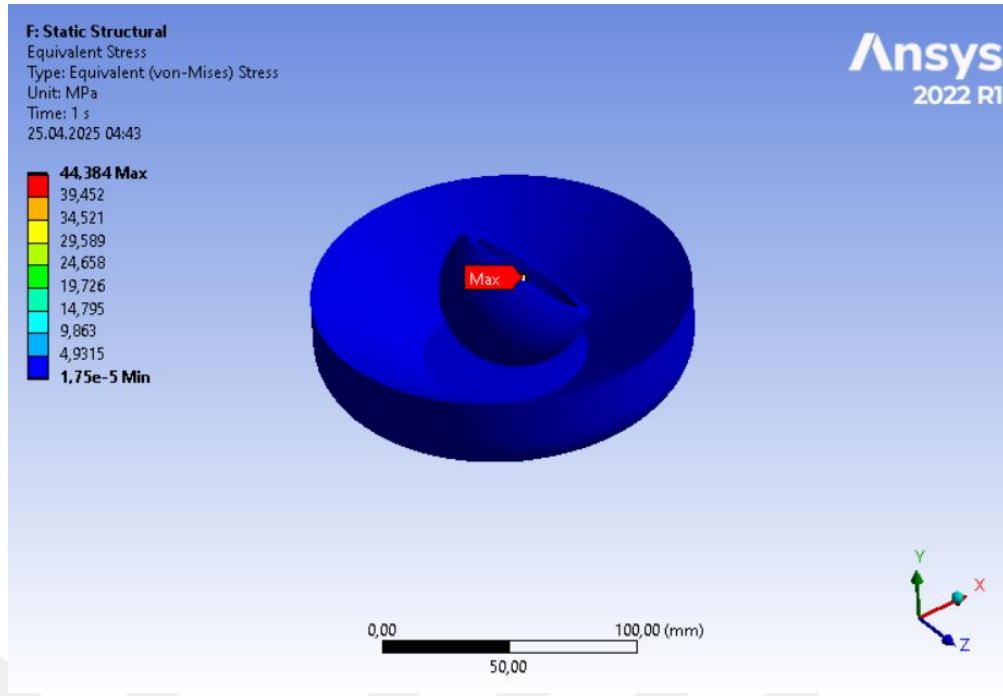


Şekil 97. Birincil destek elemanı ve ayak tabanı toplam deformasyon analizi

Ayak tabanının tekil olarak değerlendirildiği toplam deformasyon ve eşdeğer gerilme analiz sonuçları değerlendirildiğinde bu iki çözümün birbirinden farklı sonuçlar verdiğini görmekteyiz. Toplam deformasyon analizi sonuçlarında ayak tabanındaki deformasyon eğiliminin ayak tabanının zemin ile temas eden dış yüzeyinde yoğunlaştığını görmekteyiz (Şekil 96). Ancak eşdeğer gerilme analizi sonucunda ise gerilme yoğunlukları ayak tabanında yer alan küresel mafsallı bağlantısının bulunduğu, yani ayak tabanının birincil destek ile bağlantı sağladığı kısımda yer almaktadır (Şekil 97.)



Şekil 98. Ayak tabanı toplam yer değiştirme analizi

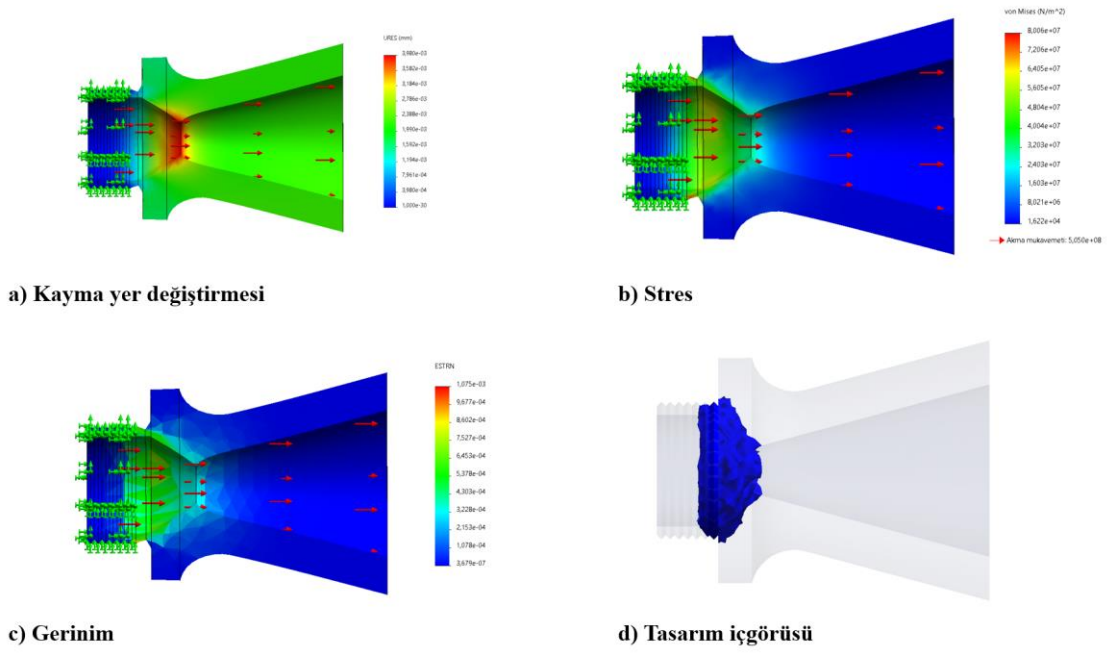


Şekil 99. Ayak tabanı eşdeğer gerilme analizi (küresel mafsall)

Stres analizinin sonuçlarına bakacak olursak ayak tabanı modelinde gerilme yoğunluğu temas eden ilk noktada gerçekleşmiş olup daha seyrek biçimde yüzey alanına tesir etmiştir. Bu yük dağılımı aynı şekilde gerinim analizi sonuçlarında görülebileceği üzere ayak tabanının en alt kısmından modeli yer değiştirmeye zorlamaktadır.

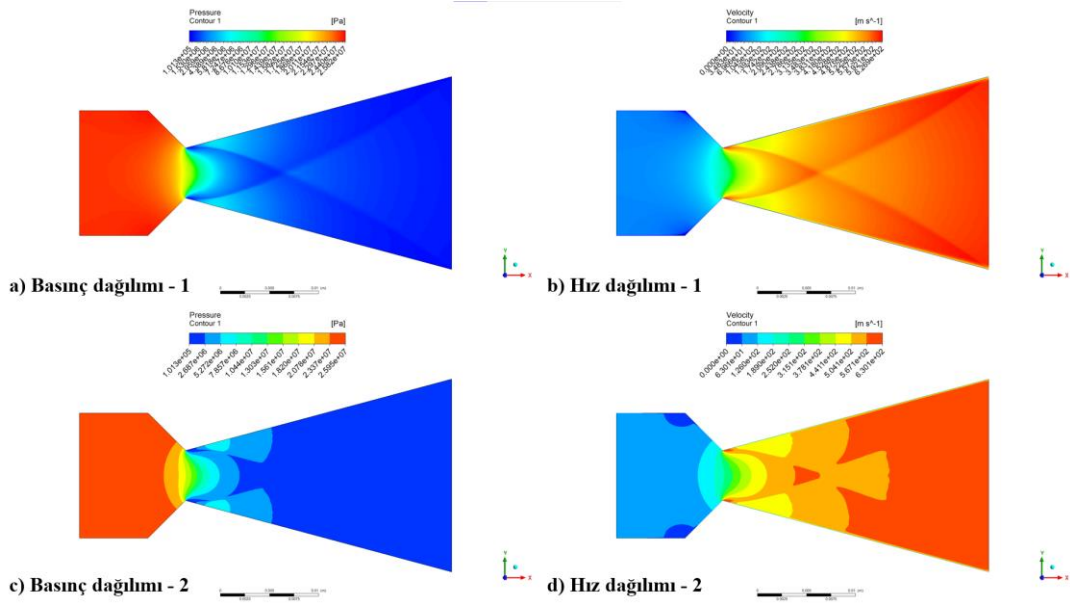
İtke sistemi analiz sonuçları

Gerçekleştirilen analiz sonuçları incelendiğinde süpersonik bir akışın formuna uygun olarak en yüksek gerilmelerin, akışın sıkışarak ses hızının üzerine çıktığı boğaz kısmında gerçekleştiğini görmekteyiz. Lüleye tesir eden yüksek basınçlı hava dolayısıyla lülenin yakınsak tarafında basınç yükleri daha yoğun olarak görülmekte, ancak boğaz sonrasına tesir eden kuvvetlerin daha düşük değerlerde olduğu gözlemlenmektedir.



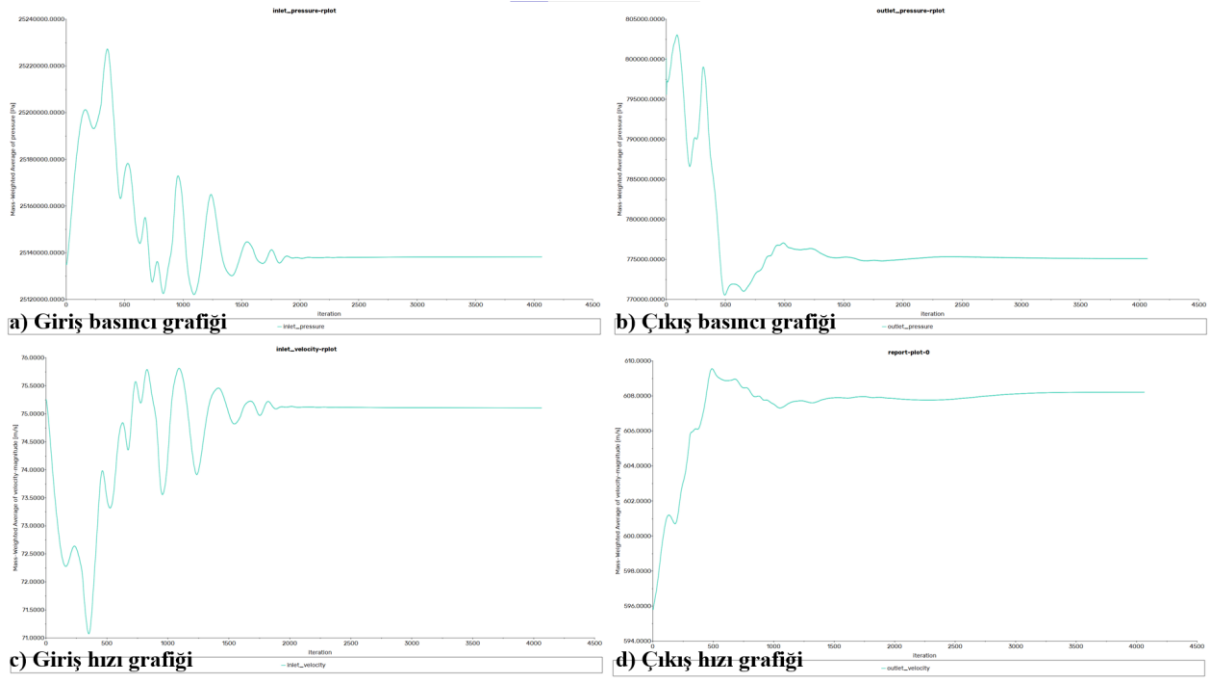
Şekil 100. Süpersonik lüle yapısal analizi; a) Kayma yer değiştirmesi b) Stres c) Gerinim d) Tasarım içgörüsü

Süpersonik lülelerin akış analizleri için gerçekleştirilen mesh atamaları sonrasında, tasarlanan süpersonik lüle modelinin süpersonik akış formunu sağlayabileceğini görebilmek adına bu çalışmada süpersonik lüle için gerçekleştirilen hesaplamalar dahilinde sınır şartları ve parametrelerin atamaları yapılarak, tasarlanan lüle geometrisi üzerinde analiz çözdürülmüştür.



Şekil 101. Süpersonik lüle HAD analizi; a) Basınç dağılımı - 1 b) Hız dağılımı - 1 c) Basınç dağılımı - 2 d) Hız dağılımı - 2

Akışkan analizinin sonuçları incelendiğinde tasarlanan geometrinin, olması gerektiği gibi akışkanın basıncının boğaz kısmında düşmesini ve akışkan hızının boğaz kısmında ses hızına ulaşarak ıraksak kısmında ses hızının üzerinde devam etmesini sağladığı görülmektedir. Analiz sonucunu model üzerinde gözlemleyecek olursak akışın boğaz kısmından sonra bir süpersonik akışın alışlagelmiş unsurlarından biri olan Mach elmaslarının oluştuğunu gözlemleyebiliriz.



Şekil 102. Süpersonik lüle HAD Analizi grafikleri; a) Giriş basıncı grafiği, b) Çıkış basıncı grafiği, c) Giriş hızı grafiği, d) Çıkış hızı grafiği

Aynı şekilde analiz grafiklerini incelediğimiz taktirde giriş basıncının boğaz kısmında düşerek ilerlediğini ve akışkan hızının boğaz kısmında ciddi artışlar gerçekleştiğini gözlemlemek mümkündür. Çıkış basıncı ve çıkış hızı grafikleri incelendiğinde ise sonuçlar gözlemleri destekler nitelikte seyretmektedir.

SONUÇ VE ÖNERİLER

Tartışma ve Sonuç

Bu çalışmada bir dikey inişli uzay aracı prototipinin bir dikey inişli uzay aracı için materyal tercihleri, tasarım ve üretim metotları konu alınmıştır. Çalışma hazırlanırken iniş aracı prototipinin çalışma ortamı olarak yeryüzüne en yakın gezegensel yapı olduğundan ve yakın gelecekte, çalışma içeriğini hayata geçirme ihtimali dahilinde en ulaşılabilir nokta olması dolayısıyla Ay tercih edilmiştir. Çalışmada öncelikle bir iniş aracı prototipinin yeryüzünde Ay şartlarını taklit etmesini mümkün kılacak ve bu şartlar altında bir iniş aracının gereksinimlerini test etmeyi mümkün kılacak test senaryoları belirlenmiştir. Ay yerçekimini yeryüzünde taklit etme metodu olarak ilk safhada iniş aracı prototipinde yerçekimi iptal etme motoru kullanılması öngörülmüş ancak bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin itki sistemi, soğuk gaz itki sistemi olması ve bu tür bir itki sisteminin yerçekimi iptal etme metodu uygulamak için yetersiz olması dolayısıyla vazgeçilmiştir. Sonrasında yerçekimi eşitlemesinin daha mekanik bir çözüm olan motorlu bir makara sistemi ve ray sisteminden oluşan bir yerçekimi engelleme platformu aracılığıyla gerçekleştirilmesi planlanmıştır. Aracın çeşitli fonksiyonlarını yeryüzünde taklit ederek Ay'daki davranışlarını öngörmenin planlandığı bu test senaryoları ayrıntılı şekilde planlandıktan sonra sıra bu test senaryolarına uygun bir iniş aracı prototipi tasarlamaya gelmiştir. İniş aracı prototipi tasarlanırken araç gövdesinin yapısal yeterlilikleri, itki sistemlerinin test gereksinimlerine uygunluğu, iniş sistemlerinin konma süreçlerindeki performansı gibi kriterler göz önünde bulundurulmuştur. Bu süreç içerisinde araç alt sistemleri için test koşullarına uygun materyal tercihleri de gerçekleştirilmiş ve bu materyallerin işlevselliği çalışma esnasında yapılan analiz çalışmaları ile ortaya konulmuştur. Analiz çalışmaları göstermiştir ki araç için tasarlanan test senaryolarına yönelik olarak tercih edilen destek elemanları materyal ve tasarım parametreleri ile iniş esnasındaki yüklere karşı yeterli dayanımı gösterebilmektedir. Bu durum ANSYS 2022R1 yazılımından alınan analiz raporundan edinilmiş sonuçları barındıran Şekil 101 ve 102 ile desteklenmiştir.

Aluminum 7075 > Tensile Yield Strength

Tensile Yield Strength MPa
503,

AISI 304 > Tensile Yield Strength

Tensile Yield Strength MPa
216,

Aluminum 7075 > Isotropic Elasticity

Young's Modulus MPa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus MPa	Shear Modulus MPa
71700	0,33	70294	26955

AISI 304 > Isotropic Elasticity

Young's Modulus MPa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus MPa	Shear Modulus MPa
2,04e+005	0,285	1,5814e+005	79377

Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg > Orthotropic Stress Limits

Tensile X direction MPa	Tensile Y direction MPa	Tensile Z direction MPa	Compressive X direction MPa	Compressive Y direction MPa	Compressive Z direction MPa	Shear XY MPa	Shear YZ MPa	Shear XZ MPa
2231,	29,	29,	-1082,	-100,	-100,	60,	32,	60,

Şekil 103. ANSYS raporu iniş aracı malzeme dayanımları**Model (E4, F4) > Static Structural (F5) > Solution (F6) > Equivalent Stress**

Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]	Average [MPa]
1,	1,576e-005	44,707	1,1927

Model (E4, F4) > Static Structural (F5) > Solution (F6) > Shear Stress

Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]	Average [MPa]
1,	-18,535	20,26	-1,7988e-002

Şekil 104. ANSYS raporu analiz sonucu eşdeğer gerilim ve kayma gerilimi değerleri

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin görev dahilinde belirli hızlara sahip iniş ve kalkışlar yapması gerekecektir. Dolayısıyla iniş aracı prototipinin yapısal tasarımının bu dinamik senaryolara ve bu senaryolar boyunca yapının maruz kalacağı yüklere dayanabilmesi gerekmektedir. Bu koşul göz önünde bulundurularak bu araçta yük dağılım veriminin oldukça yüksek olduğu bir tür kafes sistemi kullanılmıştır. Kafes sistemi tasarlanırken aracın iniş esnasında ve çeşitli dinamik senaryolarda maruz kalacağı yükler çalışılmış, bu yüklerin dengeli bir dağılımının mümkün olacağı 2 iç yapıdan oluşan bir kafes gövdesi ortaya çıkarılmıştır. Aracın tasarımı atalet ve ağırlık merkezi dengelerini koruyabilmek ve kolay kontrol edebilmek adına 4 eşit kesitin birleşiminden oluşacak simetrik bir geometri olacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Aracın sistem envanteri ağırlık merkezi simetrisini koruyabilmek ve envanteri olası tehlikeli durumlardan koruyabilmek adına kafes sisteminin ortasında konumlandırılmıştır. Bu durum bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipini orta yükleme konseptine uygun bir araç haline getirmektedir. Tasarım konsepti olarak yanal hızlara karşı hazırlıklı olmak gerekçesiyle konsol tasarım konsepti tercih edilmiştir ve iniş sistemi bu tasarım konseptine uygun olacak şekilde tasarlanmış ve konumlandırılmıştır. Aracın gövde yapısı ve iniş sistemlerinde destek materyali olarak alüminyum ve karbon/epoksi kompozit olmak üzere iki alternatif malzeme düşünülmüş, ancak iniş aracının bir itki sistemiyle kendini taşıması

gereken senaryolar gerçekleştirmesi gerektiğinden ağırlık bu araç için oldukça önemli bir kriterdir ve ağırlık/mukavemet oranından dolayı iniş sistemi ve gövde yapısı destek elemanlarında malzeme olarak epoksi takviyeli karbon fiber malzeme tercih edilmiştir. Konma esnasında aracın zemin ile etkileşimde olacağı tek bileşeni olan ayak tabanı aracın devrilme olasılıklarını düşürmek adına küresel geometride tasarlanmış ve tasarım çapı kararlılığı arttırmak adına geniş tutulmuştur. Aracın ayak tabanı tasarlanırken bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin ileride ay yüzeyini taklit eden çalışmalarda da yer alabileceği düşünülerek tasarım bu amaca uygun şekilde gerçekleştirilmiştir. Aracın itki sistemi olarak soğuk gaz itki sistemi tercih edilmiştir. Soğuk gaz itki sistemi tercih edilmesinin nedeni, yanıcı ve yakıcı yakıtların kullanıldığı itki sistemlerine kıyasla daha güvenli olması, sürekli olarak gerçekleştirilecek test senaryoları için kolay hazırlanabilir olması ve uygun maliyetli olmasıdır. Ayrıca soğuk gaz itki sistemleri itki kaynağı olarak oldukça kolay elde edilebilir havayı kullanmalarına rağmen yüksek seviyede itici güçler sağlayabilmektedirler. Aracın ileri vadede planlanan gelişmiş versiyonlarında itki türü olarak daha güçlü ve daha uzun itki süresi sunan alternatifler tercih edilecek şekilde değişime gidilebilir. Aracın tasarımı sonrasında gerçekleştirilen analiz uygulamalarının sonuçlarına bakacak olursak araç tasarımı oldukça kabul edilebilir performanslar sergilemiştir. Aracın gövde yapısı ve iniş sistemlerinde kullanılan destek elemanları için yapılan materyal tercihleri yapılan analizler sonucunda görülmektedir ki planlanan dinamik senaryolarda dahi gereksinimleri karşılamıştır. Aynı şekilde itki sistemi için hazır temin edilecek bileşenler harici bu çalışma kapsamında tasarlanan itici tasarımları da akış formunu gereksinimleri karşılayacak koşullarda sağlayabilmektedir. Aynı zamanda itici lülelerin maruz kaldığı basınç dolayısıyla yapısal olarak göstereceği davranışlar da gerçekleştirilen analiz sonucunda gözlemlenmiş ve lülelerin tasarım ve materyal tercihlerine göre gerilme yoğunluk bölgeleri incelenmiştir.

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin ileri vadede üretilmesi ve test senaryolarının gerçekleştirilmesi planlandığından tasarım ve materyal tercihleri yapılırken maliyetler de göz önünde bulundurulmuştur. Bu durum dolayısıyla gerek itki sistemi tercihi gerekse materyal tercihlerinin piyasadan elde edilebilirliği ve üretilebilirliği de göz önüne alınmış ve bu tercihler hem maliyet hem de tedarik anlamında olumlu tercihler olarak değerlendirilmiştir.

Öneriler

Bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipinin tasarım ve üretim metotları ve materyal tercihleri, gerçekleştirilen çalışmalar dahilinde bir bütün olarak değerlendirildiğinde oldukça kabul edilebilir sonuçlar ortaya koymaktadır. Ancak sistemlerin verimliliğini ayrı ayrı

değerlendirecek olursak planlanan test senaryolarında alınabilecek performansları ve çalışma verimini arttırabilmek adına çeşitli öneriler sunulabilir. Bu önerilerden ilki itki sistemi için geçerlidir. Soğuk gaz itki sistemleri uygun maliyet, güvenli çalışma koşulları ve temin ve tedarik kolaylıkları gibi niteliklere sahip olsalar da gerçekleştirilen test senaryolarında elde edilecek sonuç ağırlığını genişletebilmek, daha uzun uçuş süreleri sağlayabilmek ve daha farklı verimli test senaryoları türetebilmek adına özellikle itki süresi ve itici gücü daha yüksek alternatif itki sistemleri de tercih edilebilir. Bu koşul belirli oranda proje bütçesi ile de alakalıdır. Aracın yapısal tasarımı değerlendirecek olursak kafes sistemleri dengeli yük dağılımı konusunda oldukça verimli olsa dahi bu yük dağılımını gerçekleştirebilmek adına yüksek sayıda eleman ihtiyacı söz konusu olmaktadır ve bu yüksek eleman sayısı yüksek bağlantı elemanı sayısı demektir. Ağırlığın önemli bir kriter olduğu bu yapıda bir araç için bağlantı elemanlarının ağırlığından taviz verebilmek adına ya bağlantı sayısı azaltılabilir ya da daha hafif ancak dayanıklı bağlantı elemanı tasarım, üretim ya da tercihleri yapılabilir. Son olarak aracın test senaryolarını değerlendirmek gerekirse bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipi bu çalışma kapsamında gerçekleştirilen tasarım ve tercihlere sahip bileşenlerinin verimini test edebilecek farklı test senaryolarına tabi tutulmuştur. Ancak bu çalışmaya konu olan iniş aracı prototipi birçok farklı sistem ve yapının oluşumundan meydana gelen geniş kapsamlı bir mühendislik ürünüdür ve bu tür bir araçta ayak tabanı, sönümleyici elemanlar gibi test edilebilir daha birçok kritik bileşen mevcuttur. Bir iniş aracının zorlu şartlarda önemli görevler üstleneceği varsayılarak, Dünya şartlarında bu koşulları test etmek için gerçekleştirilen bu araç prototipinde yer alan tüm kritik bileşenlerin veriminin gözlemlenebileceği senaryoların dahil edilmesiyle birlikte test çalışmaları kapsamı genişletilebilir.

KAYNAKÇA

- Ahmet Şahinöz, 2012. Landing Gear Design and Stability Evaluation of a Lunar Lander for Soft Landing. Proceedings of the Bennett Conference on Mechanical Engineering, Pittsburgh, PA, USA.
- Amati, N., Festini, A. and Tonoli, A., 2011. Design of electromagnetic shock absorbers for automotive suspensions. *Vehicle System Dynamics*, 49, 1913-1928.
- Andrea Mammola, 2020. Optimization of hybrid rocket motors for small launchers' upper-stage. Y.Lisans Tezi, POLITECNICO DI TORINO, İtalya.
- Bae, J.-S., Hwang, J.-H., Roh, J.-H. and Yi, M.-S., 2015. Development of an electromagnetic shock absorber. *International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics*, 49, 157-167.
- Bibring, J.-P., Rosenbauer, H., Boehnhardt, H., Ulamec, S., Biele, J., Espinasse, S., Feuerbacher, B., Gaudon, P., Hemmerich, P., Kletzkine, P., Moura, D., Mugnuolo, R., Nietner, G., Ptaz, B., Roll, R., Scheuerle, H., Szego, K. and Wittmann, K., 2007. Rosetta Lander (Philae) Investigations. Rosetta-ESA's Mission to the Origin of the Solar System, 589-603.
- Bingöl, İ.B., 2014. Gövde ve Sistemleri. İVAO-TR Eğitim Departmanı.
- Biswal, M., Malaya Kumar and Annavarapu, R.N., 2018. A Novel Entry, Descent and Landing Architecture for Mars Landers.
- Carmo, J., Moebius, B., Pfennigbauer, M., Bond, R., Bakalski, I., Foster, M., Bellis, S., Humphries, M., Fisackerly, R., Houdou, B., European Space Agency, & Keplerlaan, Estec, 2008. Imaging LIDARs for Space Applications. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 10.1117/12.793701.
- C. Gibson and C. Humphries, 1985. Orbital Maneuvering System Design Evolution. NASA Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas.
- Chen, J., Nie, H. and Bo, W., 2013. Research on touchdown performance of soft-landing system with flexible body. *Journal of Vibroengineering*, 15, 1255-1260.
- Cortes De Mingo, M., 2019. Parametric study of Lunar Landers. Y.Lisans Tezi, Ecole polytechnique de Louvain, Université catholique de Louvain, Belçika.
- CSM/LM, 1969. Spacecraft Operational Data Book, Volume 3, Mass Properties, SNA-8-D-027(III) Rev 2.
- de Paor, C. and Lizy-Destrez, S., 2023. Low-Cost Uncrewed Lunar Landers: Mission Design and Preliminary Feasibility Assessment.
- Dou, W., Qiu, X., Xiong, Z., Guo, Y. and Zhang, L., 2023. A Footpad Structure with Reusable Energy Absorption Capability for Deep Space Exploration Lander: Design and Analysis. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 36.
- Dumitrescu, O., Gherman, G.B. and Tipa, T., 2018. Development of a Laval nozzle for a cold gas propulsion system. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 400, 042016.

- Ellerbrock, H., Peukert, M., Schmitz, H. and Kinnersley, M., 2008. Propulsion Technologies - Present Status and Future Needs for Exploration.
- Fisackerly, R., Houdou, B., De Rosa, D., Carpenter, J., Philippe, C., Pradier, A. & Gardini, B., 2012. Destination Moon: The European Lunar Lander: opening a new era for exploration. Directorate of Human Spaceflight and Operations, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.
- G.H. Heiken, D.T. Vaniman and B.M. French, 1991. Lunar Source Book. Cambridge University Press.
- Huang, B., Jiang, Z., Lin, P. and Ling, D., 2015. Research on Impact Process of Lander Footpad against Simulant Lunar Soils. Shock and Vibration, 2015, 1-24.
- J. Trautwein, 2015. Pressurized Metal Bellows Shock Absorber for Space Applications. Y.Lisans Tezi, University of Central Florida.
- Kennedy, L.D., 2019. NASA Lunar Lander Reference Design. Marshall Space Flight Center, Huntsville, Alabama.
- Kentaro Matsuura, Takao Maeda and Tatsuaki Hashimoto, 2019. Experimental Study of Overturning Prevention for Lunar and Planetary Lander by Optimizing Footpad Tilt Angle.
- Khan, M. and Kumar, S., 2013. Design of a Supersonic Nozzle using Method of Characteristics. IJERT.
- Klumpp, A.R., 1971. Apollo Lunar-Descent Guidance. R-695, MIT Charles Stark Draper Laboratory.
- Kozlov, A., Vorobiev, A., Borovik, I., Kazennov, I., Lahin, A., Bogachev, E. and Timofeev, N., 2011. Development Liquid Rocket Engine of Small Thrust With Combustion Chamber from Carbon - Ceramic Composite Material.
- Krishnan, A., Udupa, G. and Sreedharan, P., 2016. Design and simulation of lunar soft lander.
- Kumar, V., 2019. Rocket Propulsion: Classification Of Different Types Of Rocket Propulsion System And Propulsive Efficiency. Department Of Aerospace Ikg Punjab Technical University, Jalandhar, Punjab, India.
- L. Dai, A. Haddad, 2024. Application of the Method of Characteristics to Supersonic Nozzle Design and Its Comparison with CFD Analysis. 1LMANM, Faculty of Science & Technology, Univ. 8 Mai 1945, Guelma-24000, Algeria.
- Lars Witte, 2015. Touchdown Dynamics and the Probability of Terrain Related Failure of Planetary Landing Systems - A Contribution to the Landing Safety Assessment Process.
- Louwerse, M.C., Jansen, H.V., Groenendijk, M.N.W. and Elwenspoek, M.C., 2009. Nozzle Fabrication for Micro Propulsion of a Micro Satellite. Journal of Micromechanics and Microengineering, 19.
- Louwerse, M.C., 2012. Cold gas micro propulsion. Ph.D. Thesis, University of Twente, Enschede, The Netherlands.
- Lu, P. & Sandoval, S., 2021. Abort Guidance during Powered Descent for Crewed Lunar Missions. 10.2514/6.2021-0505.
- Lucey, P.G., Korotev, R.L., Gillis, J.J. et al., 2006. *Understanding the lunar surface and space-moon interactions*. Rev Mineral Geochem, 60(1), 83–219.

- Maeda, T., Otsuki, M., Hashimoto, T. and Hara, S., 2016. Attitude stabilization for lunar and planetary lander with variable damper. 39, 1790-1804.
- Martínez Martínez, J. and Lafleur, T., 2023. On the selection of propellants for cold/warm gas propulsion systems. *Acta Astronautica*, 212.
- Mehta, J., 2017. Structural evolution of the TeamIndus spacecraft that will land on the moon. *Medium*.
- NASA, 1968. Surveyor 7, NSSDCA/COSPAR ID: 1968-001A.
- NASA, 1975. Viking 1 Lander, NSSDCA/COSPAR ID: 1975-075C.
- Okada, A. and Hashimoto, T., 2020. Study on Footpad Shape Optimization for Preventing Overturning of Lunar Lander. *The Proceedings of the Space Engineering Conference*, 29, B2.
- Olusegun, L., Ogundola, A., Kayode, A. and Oluwasegun, I.J., 2020. Optimization of Micro-Thruster Cold Gas Propulsion System Design for Space Applications. *Journal of Engineering Research and Reports*, 1-6.
- Pany, C., 2022. Investigation of Circular, Elliptical and Obround Shaped Vessels by Finite Element Method (FEM) Analysis under Internal Pressure Loading. *Journal of Scientific Technology and Engineering Research*.
- Pham, V.L., Zhao, J., Goo, N., Lim, J.H., Hwang, D.-S. and Park, J., 2013. Landing Stability Simulation of a 1/6 Lunar Module with Aluminum Honeycomb Dampers. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 14, 356-368.
- Q. Lin, Z. Kang, J. Ren, Q. Zhao and H. Nie, 2014. Investigation on soft landing impact test of scale lunar lander model. *Journal of Vibroengineering*, 16, 1114–1139.
- Qing Lin and Jie Ren, 2022. Investigation on the Horizontal Landing Velocity and Pitch Angle Impact on the Soft-Landing Dynamic Characteristics. *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*, Volume 2022.
- Reichbach, J., Sedwick, R. and Martinez-Sanchez, M., 2001. Micropropulsion system selection for precision formation flying satellites.
- Sagliano, M., Dumke, M. and Theil, S., 2018. Simulations and Flight Tests of a New Nonlinear Controller for the EAGLE Lander. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 56, 1-14.
- Salgado, M., Neyra Belderrain, M. and Devezas, T., 2018. Space Propulsion: a Survey Study About Current and Future Technologies. *Journal of Aerospace Technology and Management*.
- Schröder, S., Witte, L. and Zoest, T., 2011. Footpad-Terrain Interaction Tests with the robotic Landing and Mobility Test Facility (LAMA).
- Talekar, A., Dabholkar, A., Thombe, A., Jethwa, K. and Bhopale, N., 2021. Design and Analysis of a Lunar Lander's Landing System. *Journal of Aircraft and Spacecraft Technology*, 5, 41-50.
- Victor J. Giuliano, Jimothy G. Leonard and Walter M. Adamski, 2007. CECE: A Deep Throttling Demonstrator Cryogenic Engine for NASA's Lunar Lander.
- W. F. Rogers, 1972. Apollo Experience Report – Lunar Module Landing Gear Subsystem. NASA TN D-6850.
- W. S. Gullotta, Coletton G. Kirchner, Aaron P. Yuengert and Peter A. Zink, 2014. Resettable Landing Gear for Mars Hopper. 11th International Planetary Probe Workshop.

- Wang, Z., Chen, C., Chen, J. and Zheng, G., 2023. 3D Soft-Landing Dynamic Theoretical Model of Legged Lander: Modeling and Analysis. *Aerospace*, 10, 811.
- Weiss, S.P., 1973. Apollo Experience Report - Lunar Module Structural Subsystem.
- Weixiong, R., 2017. Preliminary Design Of Reusable Lunar Lander Landing System.
- William R. Hammock, Jr., Eldon C. Currie and Arlie E. Fisher, 1973. Apollo Experience Report - Descent Propulsion System.
- Wu, K., Antol, J., Watson, J., Saucillo, R., North, D. and Mazanek, D., 2007. Lunar Lander Structural Design Studies at NASA Langley.
- Wu, K., Phelps, J., McKenney, M. and Jegley, D., 2011. Highly Loaded Composite Strut Test Development.
- Yeong-Bae Kim, Hyun-Jae Jeong, Shin-Mu Park, Jae Hyuk Lim and Hoon-Hee Lee, 2021. Prediction and Validation of Landing Stability of a Lunar Lander by a Classification Map Based on Touchdown Landing Dynamics' Simulation Considering Soft Ground. *Aerospace*, 8, 380.
- Yuan, Q., Chen, H., Nie, H., Zheng, G., Chen, W. and Hao, L., 2021. Soft-Landing Dynamic Analysis of a Manned Lunar Lander Employing Energy Absorption Materials of Carbon Nanotube Buckypaper. *Materials*, 14, 6202.
- Yuanyuan Liu, Shunguang Song, Ming Li and Chunjie Wang, 2017. Landing stability analysis for lunar landers using computer simulation experiments. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 1–15.

ÖZ GEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler	
Adı Soyadı:	Emre AKLAN
Eğitim	
Lise:	Reha Alemdarolu Anadolu Lisesi, Mehmet Akif Ersoy Anadolu Lisesi, Mecidiye Anadolu Lisesi
Lisans:	Atatürk Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi
Ön Lisans:	Atatürk Üniversitesi Bilgisayar Programcılığı
Yüksek lisans:	Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı (2024)
Yabancı Dil Bilgisi	
İngilizce:	İyi
Üye Olunan Mesleki Kuruluşlar	
Makine Mühendisleri Odası	
Tezden Üretilmiş Yayınlar	
1. DEVELOPMENT OF A LOW-COST REUSABLE ROBOTIC LANDER PROTOTYPE WITH COLD GAS PROPULSION SYSTEM, 75 th International Astronautical Congress (IAC) (IAC-24,A3,IP,142,x88197) 2. A Low-Cost Reusable Robotic Lander Prototype With Cold Gas Propulsion System & Test Scenarios For Lunar Conditions, Technologies & Systems – Aerotecnica Missili e Spazio (Değerlendirme aşamasında)	