

MODEL ROKETÇİLİK

roketsan

06.03.2020

İçindekiler

1. Temel Terimler ve Tanımlar 5

2. Bölüm 1: Roket ve Füze Nedir? 7

2.1. Füzelerin Gruplandırılması 8

2.2. Roket ve Füzenin Bölümleri 8

2.2.1. Tapa 9

2.2.2. Harp Başlığı 10

2.2.3. Kontrol Yüzeyleri 10

2.2.4. İtki Sistemleri 14

2.2.5. Güdüm Bölümü 16

2.3. Kaynakça 22

3. Bölüm 2: Model Roketçilik 24

3.1. Giriş 24

3.2. Model Roketin Bölümleri 24

3.2.1. Burun 24

3.2.2. Faydalı Yük 25

3.2.3. Gövde 25

3.2.4. Motor 26

3.2.5. Sabit Kanatçıklar 26

3.2.6. Kurtarma Sistemi 26

3.2.7. Ayırma Sistemi 26

3.3. Roketin Uçuşu 28

3.4. Temel Kuvvetler 29

3.5. Fırlatma 30

3.6. Takatlı (Motorlu) Uçuş 31

3.7. Takatsiz (Motorsuz) Uçuş 33

3.8. Kurtarma 35

3.9. Ağırlık Kestirimi 37

3.10. Kütle Merkezi 38

3.10.1. CG (Kütle Merkezi) Hesaplaması 38

3.10.2. Bileşenlerin Konumu 38

3.10.3. Mekanik Olarak CG Belirlenmesi 39

©ROKETSAN SPİG.PT-0100-1990-20/137

3.11. Basınç Merkezi 39
3.11.1. CP Hesaplama 40
3.11.2. Karton Kesme Yöntemi ile Basınç Merkezi Hesaplama 40
3.12. Rüzgâr İçine Dönme Etkisi 41
3.13. Kararlılık 42
3.14. Sürükleme 44
3.15. Serbest Düşen Cisimler 45
3.16. Uçuş Benzetimi 47
3.17. Kaynakça 50
4. Bölüm 3: Model Roket Tasarımı 51
4.1. Motor Tasarımı 51
4.1.1. Balistik Denklemler 51
4.2. Katı Yakıt Konsepti 55
4.3. Gövde Tasarımı 56
4.4. Kanatçık Tasarımı 57
4.4.1. Burun 59
4.4.2. Geçiş Bölgeleri 59
4.4.3. Kanatçıklar 59
4.4.4. Roket 60
4.5. Kurtarma Sistemi 60
4.6. Kaynakça 64
5. Bölüm 4: Tasarım ve Üretim Süreçleri 65
5.1. Tasarım Aşamaları 65
5.1.1. Ön Tasarım 65
5.1.2. Detay Tasarım 66
5.2. Alt Parçaların Tasarımı ve Üretimi 67
5.2.1. Aerodinamik Yüzeyler 67
5.2.2. Gövde 67
5.2.3. Burun Konisi 69
5.2.4. Yük Taşıyan Plakalar 69
5.2.5. Ayrılma Sistemi 70
5.4. Kaynakça 71

6. Bölüm 5: Test ve Doğrulama Süreçleri 72

6.1. Motor Statik Ateşleme Testi 72

6.2. Ağırlık Merkezi (CG) Belirleme Testi 73

6.3. Basınç Merkezi (Cp) Belirleme Testi 74

6.4. Kararlılık Testi 75

6.5. Rüzgâr Tüneli Testleri 77

6.6. Düşüş Testi[10] 78

6.7. Yer Testleri 79

6.7.1. Elektronik Bölüm Testleri 79

6.7.2. Kademe Ayırma Testleri 80

6.7.3. Kurtarma Sistemi Testleri 80

6.8. Kaynakça 82

1. Temel Terimler ve Tanımlar

Roket, (Rocket): Atış sırasında mekanik olarak yön verilen, yörüngesinin başlangıcında öz itmeli olarak yol alan ve daha sonra yalnız balistik kanunlara bağlı kalan mermi

Füze, (Missile): Bir yanıcı ve bir yakıcı maddenin sürekli olarak yanmasından doğan itiş gücü ile hareket eden düzenek.

Tapa, (Fuze): Roket veya füze üzerindeki harp başlığını patlatan patlayıcı zincirini kontrol ederek fırlatılmadan önce güvenli bir şekilde depolanmasını, fırlatıldıktan sonra da istenilen anda patlatılmasını sağlayan mekanik ya da elektronik alt bileşendir.

Çukur İmlalı Harp Başlığı, (Shaped Charge Warhead): Özel olarak şekillendirilmiş metal bir imlanın arkasında patlayıcının patlatılmasıyla hedefi delmeye yöneliy jet oluşturan harp başlıklarıdır.

Kontrol Yüzeyleri, (Control Surfaces): Roket ve füzelerin kararlılık koşullarının izin verdiği öçüde manevra yapabilmeleri için kullanılan yüzeylerdir.

Kanard, (Canard): Füzenin burun kısmına yakın kontrol yüzeyleridir.

Kanat, (Wing): Füzenin orta kısmına yerleştirilen kontrol yüzeyleridir.

Kuyruk, (Tail): Füzenin arka kısmına yerleştirilen kontrol yüzeyleridir.

Eyleyici, (Actuator): Bir mekanizma ya da sistemi hareket ettirmekten sorumlu bileşendir.

Ataletsel Güdüm Sistemi, (Inertial Navigation System): Füzenin önceden yüklenmiş atış parametrelerini ve yörüngesini takip edebilmesi için ataletsel sensörlerin kullandığı yöntemdir.

Küresel Konumlandırma Sistemi (KKS), (Global Navigation Satellite System - GNSS): Bir sistemin üzerindeki alıcıları kullanarak dünyanın yörüngesinde dönen uyduların gönderdikleri zaman ve konum bilgilerinin kullanılarak kendi konumunu hesaplamasıdır.

Konum (Attitude): referans koordinat sisteminde roketin eksenelere göre pozisyon

Lüle, (Nozzle*)*: Önce daralan daha sonra genişleyen bir kesit alanına sahip, eksenel simetrik geometrik şekil. Rokette yanma ürünlerini hızlandırmak için kullanılır.

Boğaz, Lüle boğazı, (Throat, Nozzle Throat, A_t, A^*): Lülenin en dar kesit alanına sahip yeri.

Debi, (Mass Flow, $\dot{m}$): Gaz kütle akım debisi, lüleden çıkan birim zamandaki yanma ürünleri (egzos, gaz) kütlesi.

Boğulma, (Choked Condition): Boğazda akışın ses hızına ulaşıp şok dalgaları yüzünden bu hızda sabit kalması.

Özgül Isılar Oranı, (Ratio of Specific Heats, γ, k): Akışkanın bir özelliği. Sabit basınçtaki özgül ısının, sabit hacimdeki özgül ısısına oranı (cp/cv).

Mach Sayısı, (Mach Number)*:* Akış hızının ortamdaki ses hızına oranı. Ses hızı ortamdaki maddenin kimyasal özelliklerine, sıcaklığa ve gaz sabitine bağlıdır.

Statik Sıcaklık, (Static Temperature): Akışkanın hızının etkisinin olmadığı sıcaklık. Akışkanla birlikte hareket halindeyken ölçülen sıcaklık.

Statik Basınç, (Static Pressure): Akışkanın bir noktasındaki basınç değeri.

Durağan Sıcaklık, (Stagnation Temperature, T0): Gazın durgun haldeki sıcaklığı. Akış halindeki gazın, enerji kaybetmeden durdurulması ile elde edilecek sıcaklığı. Kinetik enerji, ısının içine katılarak denklemler (uygun yerlerde) hız bileşeninden arındırılır ve işlem kolaylığı sağlanır.

Durağan Basınç, (Stagnation Pressure, P0): Gazın durgun haldeki basıncı. Akış halindeki gazın, enerji kaybetmeden durdurulması ile elde edilecek sıcaklıktaki basıncı.

İzentropik Süreç, (Isentropic Process): Isının eklenmediği ya da çıkarılmadığı; sürtünme, difüzyon gibi kayıpların yaşanmadığı süreç.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, (Computational Fluid Dynamics - CFD): Akış, ısı transferi ve kimyasal reaksiyonlar gibi sistemlerin simülasyonu ve analizi.

2. Bölüm 1: Roket ve Füze Nedir?

Her ikisi de Fransızcadan Türkçeye geçen roket ve füze için Türk Dil Kurumu aşağıdaki açıklamaları yapmaktadır.

Roket: Atış sırasında mekanik olarak yön verilen, yörüngesinin başlangıcında öz itmeli olarak yol alan ve daha sonra yalnız balistik kanunlara bağlı kalan mermi.

Füze: Bir yanıcı ve bir yakıcı maddenin sürekli olarak yanmasından doğan itiş gücü ile hareket eden düzenek

Birbirine çok yakın açıklamaya sahip bu iki kelimenin arasındaki farkları ortaya koyabilmek için, kullanım alanlarına göre teker teker açıklamak daha faydalı olacaktır. Askerî ve sivil kullanımda bu iki kelimenin anlamları birbirinden farklıdır.

Askerî alan için roket ile füze arasındaki en büyük fark kullanılan merminin güdümlü olup olmamasıdır. Buna göre roket; bir silah sistemi tarafından belli bir hedefe yönlendirilen ve o hedefe doğru güdümsüz olarak uçan güdümsüz mermi iken füze o hedefe belli bir güdüm yöntemini kullanarak uçmaktadır. Örneğin Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) envanterinde bulunan 122 mm Topçu Roketleri fırlatma sistemi tarafından belli bir hedefe doğru yönlendirilip fırlatıldıktan sonra, o hedefe güdümsüz olarak balistik uçuş yörüngesinde uçmakta iken yine TSK envanterinde bulunan Bora Füzesi içerisindeki ataletsel sensörler ile uçuş esnasında atış noktasına göre kendi pozisyonunu hesaplayabilir ve hedefe doğru bir şekilde gitmesi için gerekli olan manevraları yapabilir.

Sivil bakış açısına göre ise güdümlü olup olmadığına bakılmaksızın her şey rokettir ve füze askerî bir teçhizattır. Bu nedenle hem sivil havacılıkta kullanılan ve uzaya uydu göndermek için kullanılan araçlar hem de model roketçilikte kullanılan her türlü sistem, roket olarak tanımlanmaktadır.

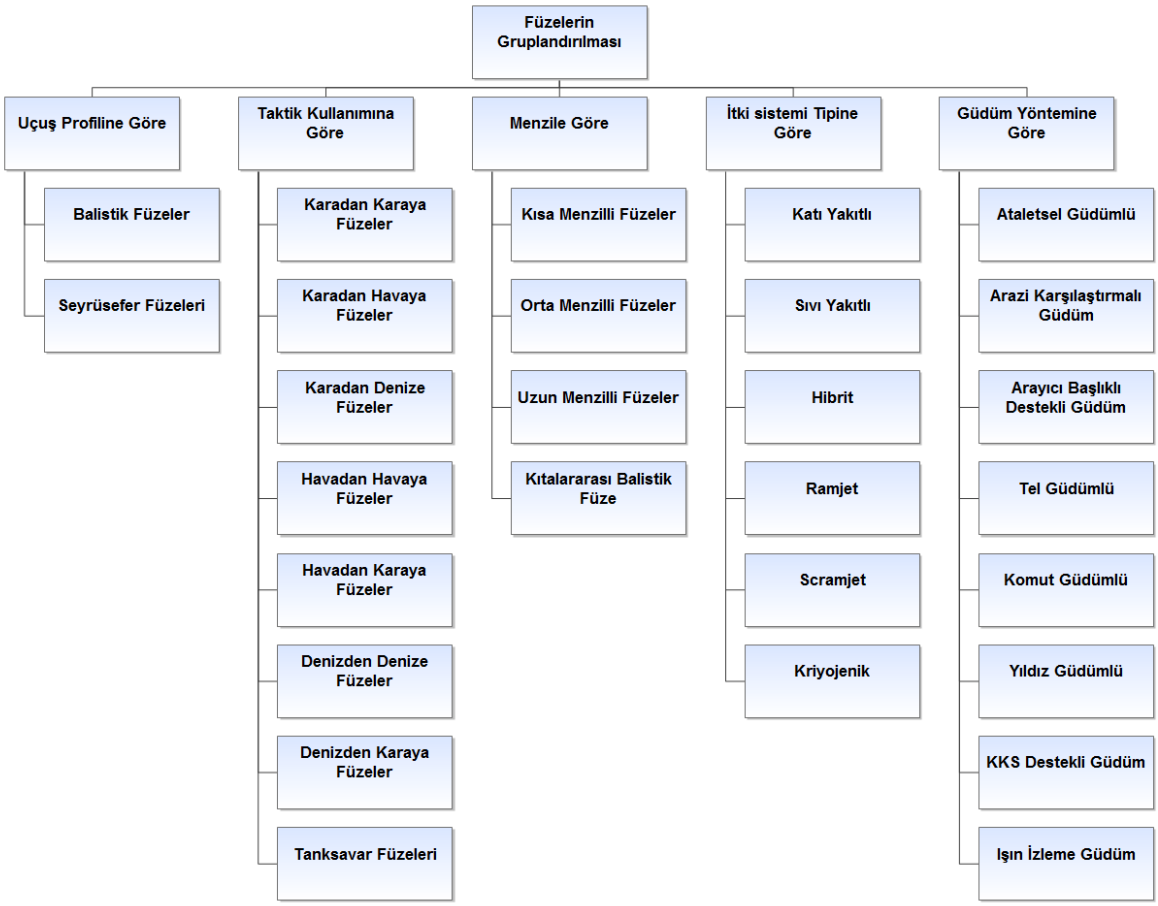
Genel anlamda roket ve füzeler ile ilgili bilginin verileceği bu kısımda askerî terminolojide kullanılan roket ve füze kavramları üzerinden bilgi verilecektir. Model roketçiliğin anlatılacağı diğer bölümlerde ise güdümlü olup olmasına bakılmadan bütün sistemler “roket” olarak tanımlanacaktır.

2.1. Füzelerin Gruplandırılması

Birbirlerine temelde benzeseler de, gerek taktik gerekse stratejik ihtiyaçların optimum şekilde karşılanabilmesi için farklı özelliklere sahip füzeler tasarlanmaktadır. Şekil 1'de de gösterildiği üzere füzeler genellikle;

- Uçuş profillerine,
- Taktik kullanımlarına,
- Menzillerine,
- İtki sistemlerine ve
- Güdüm yöntemlerine

göre gruplandırılmaktadır.

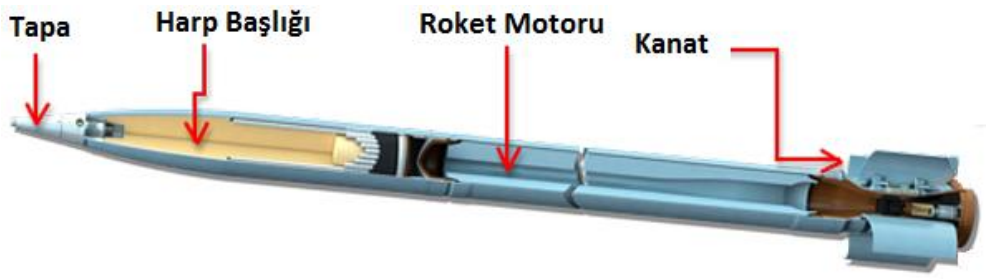


Şekil 1: Füzelerin Farklı Özelliklere Göre Gruplandırılması

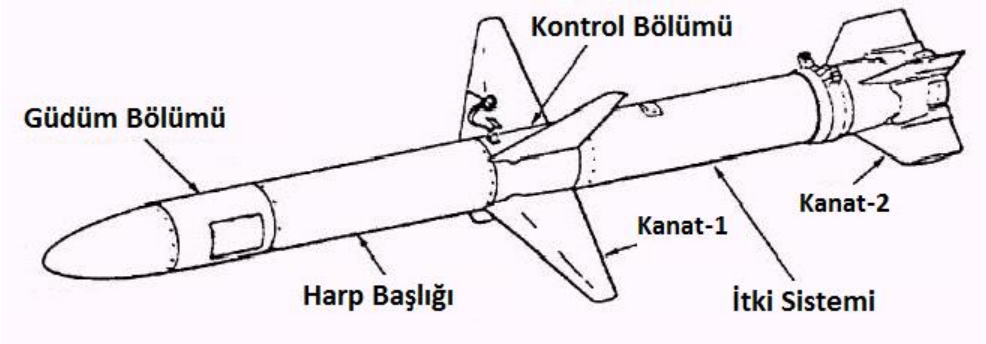
2.2. Roket ve Füzenin Bölümleri

Askerî açıdan roketlerin güdümsüz, füzelerin ise güdümlü mermi olmaları nedeniyle roketlerin tasarımları füzelere göre daha basit ve alt bileşenlerinin sayısı daha azdır. Bu, roketler ile

füzelerin arasındaki en büyük fark olarak öne çıkmaktadır. Roket; tapa, harp başlığı, roket motoru ya da itki sistemi ve kanat kısımlarından (Şekil 2) oluşurken füzede bunlara ek olarak güdüm yapmasını sağlayan güdüm bölümü ve kontrol bölümü bulunmaktadır (Şekil 3). Bu kısımların detayları Şekil 2 ve Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 2: 122mm Roketin Bölümleri [2]



Şekil 3: Tipik Bir Hava-Kara Füzenin Bölümleri [1]

2.2.1. Tapa

Tapa; roket veya füze üzerindeki harp başlığını patlatan patlayıcı zincirini kontrol ederek fırlatılmadan önce güvenli bir şekilde depolanmasını, fırlatıldıktan sonra da istenilen anda patlatılmasını sağlayan mekanik ya da elektronik alt bileşendir. Tapaların kullanılacakları sistemin gereksinimlerine göre en yaygın kullanılan tapa tipleri zaman ayarlı, yaklaşmalı ve çarpma tipi tapalardır. Şekil 4'te Roketsan'ın tasarlayıp ürettiği ve roket-füze sistemlerinde kullanılan tapa ailesi gösterilmektedir.



Şekil 4: Roketsan Ürün Kataloğunda Bulunan Tapalar

2.2.2. Harp Başlığı

Harp başlıkları roket ve füzelerin en önemli alt bileşenleridir ve düşman unsurları yok etmek için kullanılmaktadır. Kullanım amaçlarına göre harp başlıkları dört ana gruba ayrılmaktadırlar. Bunlar;

- Patlama etkili harp başlıkları,
- Parçaçık tesirli harp başlıkları,
- Çukur imlalı harp başlıkları ve
- Özel amaç harp başlıklardır.

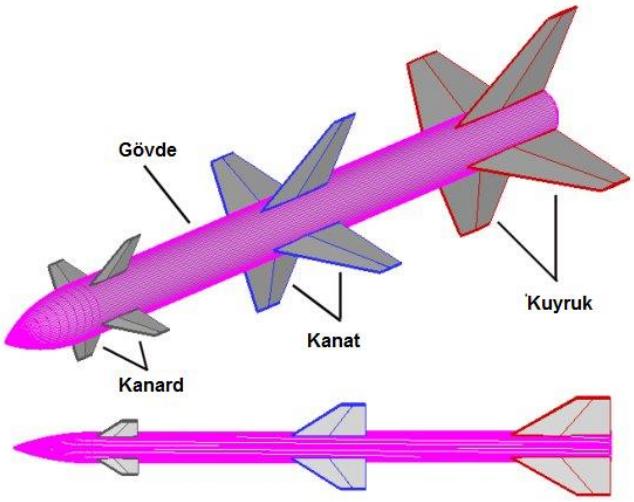
2.2.3. Kontrol Yüzeyleri

Füzeler uçuş esnasında tasarlandıkları kararlılık koşullarının izin verdiği ölçüde manevra yapabilmek için kontrol yüzeylerine ihtiyaç duyarlar. Güdümlü olmayan roketlerde manevra yapılmadığından kontrol yüzeyleri sadece uçuş kararlılığı açısından önemlidir. Bu nedenle füzelerde kullanılan kontrol yüzeyleri roketlerdekine göre çok daha farklı konfigürasyonda olabilmektedir. Şekil 5'te gösterilen füze üstü kontrol yüzeylerinden hangisinin kullanılacağı kontrol yüzeylerin füze üstü yerleri, boyutları, adetleri yapılan detaylı sistem tasarımı, aerodinamik analizler ve uçuş dinamiği benzetimlerinden elde edilir.

Şekil 5'a göre;

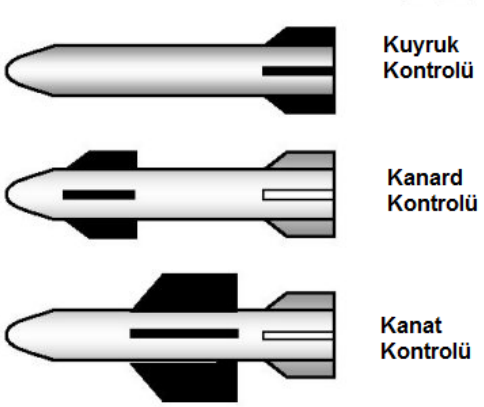
- Füzenin ön kısmına yakın bölgelere yerleştirilen kontrol yüzeylerine **kanard,**
- Füzenin orta kısmına yerleştirilen kontrol yüzeylerine **kanat,**

- Füzenin arka kısmına yerleştirilen kontrol yüzeylerine **kuyruk** denilmektedir.



Şekil 5: Füzelerde Kullanılan Kontrol Yüzeyleri [6]

Uçuş esnasında füzeye yön verebilmek için bu kontrol yüzeylerinden en az bir tanesinin bir eksen etrafından dönecek şekilde tasarlanması gerekmektedir. Füzenin kontrol tipi bu hareketli kontrol yüzeyine göre yapılmaktadır (Şekil 6).



Şekil 6: Füzelerde Kontrol Tipleri [6]

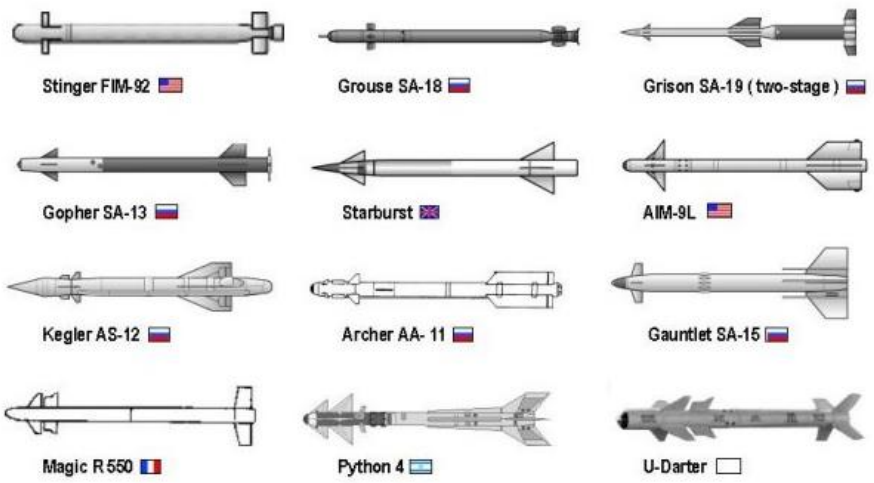
2.2.3.1. Kontrol Tipine Göre Füzeler

a. Kuyruk Kontrollü Füzeler

Kuyruk, kontrollü füzelerde en çok kullanılan kontrol yöntemidir. Özellikle uzun menzilli hava savunma füzelerinde yüksek hücum açılarında mükemmel manevra kabiliyeti sağladığı için kuyruk kontrolü tercih edilir. Kuyruk kontrollü füzelerde ekstra kaldırma kuvveti ile menzili artırmak için sabit kanatlar da kullanılmaktadır.

b. Kanard Kontrollü Füzeler

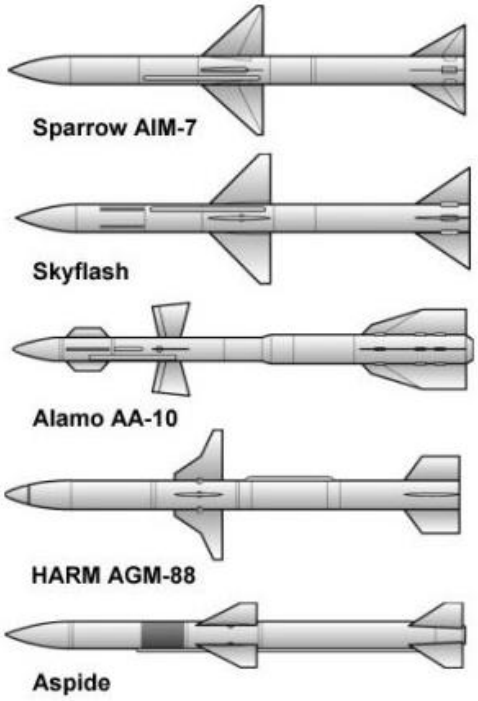
Kuyruk kontrolü gibi kanard kontrolü de füze tasarımlarında sıklıkla kullanılmaktadır. Kanardlar düşük hücum açılarında çok iyi manevra yeteneğine sahip iken yüksek açılarda akışın ayrılması nedeniyle kontrol etkinliğini kaybetmektedir. Ayrıca kanard füzenin ağılık merkezinin çok önünde olduğu için füzenin kararlılığını sağlamak için sabit kuyruk kanatlarının kullanılması gerekmektedir. Şekil 7'de kanard kontrollü füzelere örnekler gösterilmiştir.



Şekil 7: Kanard Kontrolüne Sahip Füzeler [6]

c. Kanat Kontrollü Füzeler

İlk füzelerde sıklıkla kullanılan kanat kontrolü, modern füzelerde daha az kullanılmaya başlanmıştır. Kanat kontrolünün en büyük avantajı füzenin çok küçük kanat hareketleri ile çok hızlı tepki gösterebilmesidir. Ama kanatlar ağırlık merkezine çok yakın olduklarından manevra için gerekli olan kuvveti sağlayabilmek için çok büyük yüzey alanına sahip olmaları gerekmektedir. Ayrıca büyük kanatların oluşturduğu girdaplar kuyruk yüzeyi ile etkileşime girerek füzenin dönü ekseninde dönmesine sebep olacak bir momenti oluşmasına sebep olmaktadır. Bu etkinin azaltılması için ya güdüm-kontrol algoritmasında ya da füze yapısal tasarımında iyileştirmeler yapılması gerekmektedir. Şekil 8'de kanat kontrollü füzelere örnekler verilmiştir.

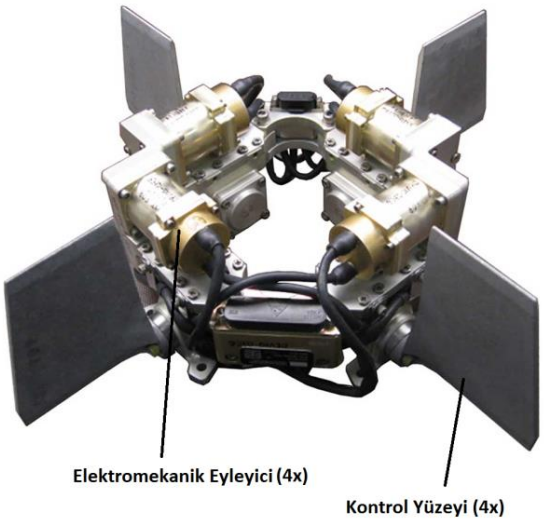


Şekil 8: Kanat Kontrolüne Sahip Füzeler [6]

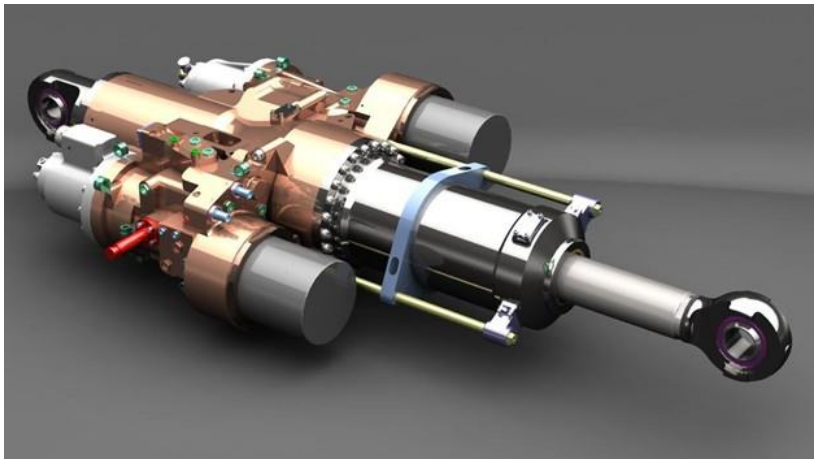
2.2.3.2. Füzelerde Kullanılan Eyleyiciler

Füzelerin kontrol bölümlerinin içerisinde füzenin uçuş esnasında istenilen manevraları yapabilmesi için gereken kontrol yüzeyi hareketlerini yapan eyleyiciler (İng. actuator) bulunmaktadır. Bu eyleyiciler; kontrol yüzeylerini uçuş doğrultusuna göre belli açılara getirir ve bu sayede kontrol yüzeylerinin üzerine oluşan kuvvet ile füzenin yön değiştirmesini sağlar. Füzeler üzerinde füzenin görev gereksinimlerine göre farklı tipte eyleyiciler kullanılmaktadır. Bunlardan en yaygın kullanılanları;

- **Elektromekanik Eyleyiciler:** Elektrik motorunun gücünü dişli kutuları ile kontrol yüzeyi mekanizmasına aktaran eyleyicilerdir (Şekil 9). Son dönemde en yaygın kullanılan eyleyici türüdür.
- **Elektrohidrolik Eyleyiciler:** İçerisindeki bir pompa ile basınçlandırılan hidrolik sayesinde gerekli olan kuvveti sağlayan eyleyicilerdir (Şekil 10).
- **Pnömatik Eyleyiciler:** Akümülatör içerisinde depolanan yüksek basınçlı gaz sayesinde gerekli kuvveti sağlayan eyleyicilerdir (Şekil 11).



Şekil 9: Elektromekanik Eyleyici [7]



Şekil 10: Elektrohidrolik Eyleyici [8]

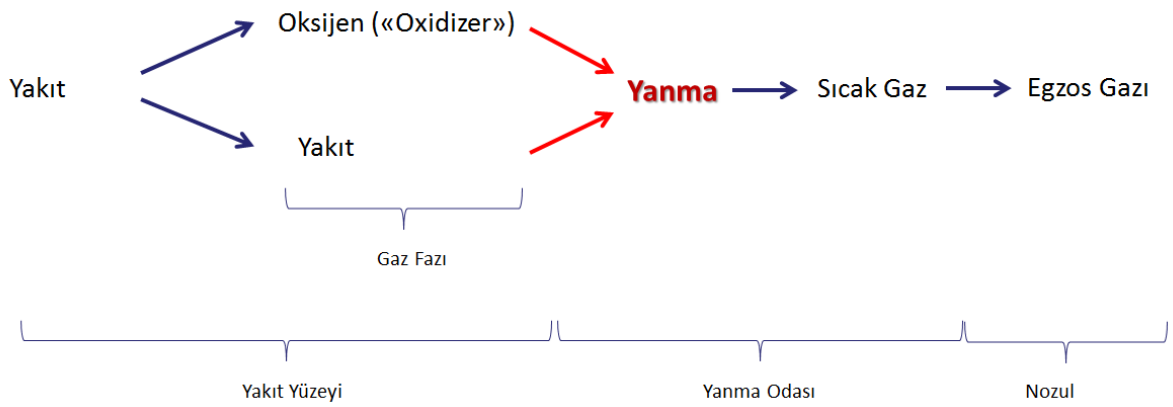


Şekil 11: Pnömatik Eyleyici [9]

2.2.4. İtki Sistemleri

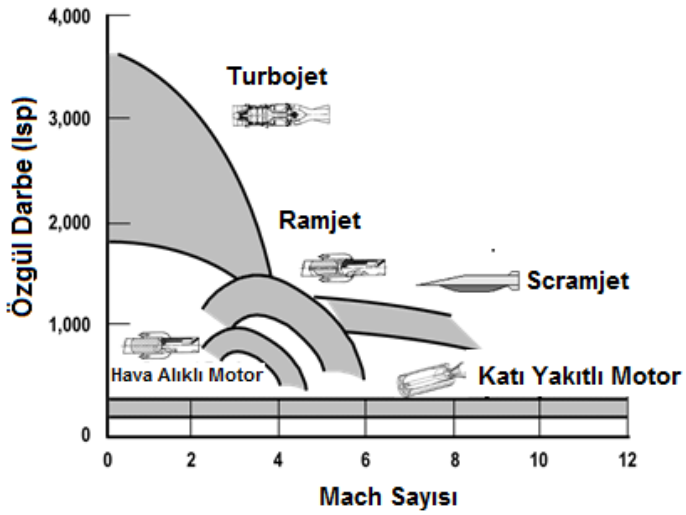
Roket ve füzeleri bir noktadan başka bir noktaya hareket edebilmesi için gerekli olan itiş gücü itki sistemleri sayesinde oluşturulur. İtki sistemleri; katı, sıvı ve gaz fazdaki yakıtın oksitleyici

ile yanma odasında reaksiyona girmesiyle oluşan yüksek basınçlı gazın yanma odasının ağzına yerleştirilen lüle ile hızlandırılması sonucu lülenin ağzından çıkan gazın ters yönünde kuvvet oluşturan sistemlerdir. Newton'un üçüncü prensibi ile de açıklanan bu kuvvet sonucunda roket/füze itki sisteminin kabiliyetlerine göre belli bir hıza ulaşır ve hız ile hedefine ilerler. Şekil 12'de itki sistemlerinin temel çalışma prensibi gösterilmiştir.



Şekil 12: İtki Sisteminin Temel Çalışma Prensibi

Füzelerde kullanılan itki sistemi görev tanımına ve sistem gereksinimlerine göre değişiklik göstermektedir. İtki sistemlerinin üretebildikleri özgül darbenin Mach sayısına göre değişimi Şekil 13'te gösterilmiştir. Bu şekilden de anlaşılacağı üzere hava alıklı itki sistemleri olan Turbojet, Scramjet ve Ramjet'in üretebildiği itki miktarı çalıştırıldıkları hız rejimi ile doğrudan alakalıdır. Bunun nedeni bu itki sistemlerinin yanma prosesi için gerekli olan oksijeni atmosferden almaları gerekmesidir. Katı yakıtlı itki sistemleri ile oksitleyici tankı bulunan sıvı yakıtlı sistemler oksijen ihtiyacı için atmosfere gereksinim duymadıklarından her hız rejiminde ve her irtifada aynı itkiyi üretebilmektedirler.



Şekil 13: Farklı İtki Sistemlerinin Özgül Darbelerinin Mach Sayısı ile Değişimi [10]

2.2.5. Güdüm Bölümü

Her füzenin güdüm bölümü; konum (İng. attitude) kontrol sistemi ve yörünge kontrol sistemi olmak üzere iki sistemden oluşur. Konum kontrol sistemi füzenin istenilen yörünge üzerinde gidebilmesi için gerekli olan yunuslama, dönü ve yalpalama açılarını kontrol eder. Yörünge kontrol sisteminin görevi ise hedefe ulaşmak için gerekli olan yörüngeyi belirleyip bu yörünge üzerinde kalabilmek için gerekli olan komutları konum kontrol sistemine göndermektir. Bu iki sistemin yaptıkları ölçüm ve hesaplamalar sonucunda uygun yörünge üzerine kalabilmek için gerekli olan kontrol yüzeyi komutları üretilir ve kontrol bölümündeki eyleyicilere gönderilir.

2.2.5.1. Füzelerde Güdüm Yöntemleri

Füzelerin uçuş görev ihtiyaçlarına göre farklı güdüm yöntemleri vardır. Şekil 1'de verilen gruplandırmada da gösterildiği gibi füzelerde kullanılan güdüm yöntemlerinin en çok kullanılanları aşağıda verilmiştir:

- Ataletsel Güdüm Sistemi
- Arazi Karşılaştırmalı Güdüm Sistemi
- Arayıcı Başlıklı Güdüm Sistemi
- Tel Güdüm Sistemi
- Komut Güdüm Sistemi
- Yıldız Güdüm Sistemi
- GPS Destekli Güdüm Sistemi
- Işın Demeti Güdüm Sistemi

a. Ataletsel Güdüm Sistemi

Füzenin önceden yüklenmiş atış parametrelerini ve yörüngesini takip edebilmesi için ataletsel sensörlerin kullandığı yöntemdir. Bu sistemde ivmeölçerler ile füzenin anlık olarak ivme değerleri ölçülür. Ölçülen ivmelerden füzenin anlık pozisyonları hesaplanır ve önceden yüklenen yörünge verisi ile karşılaştırılır. Paralelde de füzenin uzayda yaptığı açı yunuslama, dönü ve yalpalama açıları dönüölçerler ile ölçülür. Mevcut konum ile olması gereken konum arasındaki farkı en aza indirmek için gerekli olan kontrol yüzeyi komutları hesaplanır. Bu komutlar ile füzenin uzaydaki yaptığı açılar değiştirilerek füzenin istenilen yörüngeyi takip etmesi sağlanır. Bu süreç kapalı döngü olarak bütün uçuş süresince yapılır. Günümüzde ataletsel güdüm için ataletsel ölçüm birimi (AÖB) denilen ve içerisinde üç adet ivmeölçer ve üç adet dönüölçer bulunan elektronik üniteler kullanılmaktadır. Şekil 14'te Roketsan'da tasarlanan ve füzelerde kullanılan AÖB'lerden bazıları gösterilmektedir.



Şekil 14: Roketsan Tasarımı Ataletsel Ölçüm Birimleri [11]

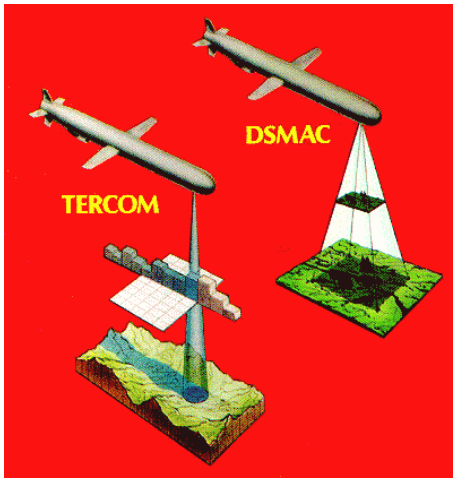
b. Arazi Karşılaştırmalı Güdüm Sistemi

Genellikle seyir füzelerinde kullanılan arazi karşılaştırmalı güdüm sisteminde füze daha önceden yüklenmiş olan haritaları kullanarak güdüm yapmaktadır. Bu güdüm sisteminde birisi TERCOM (Terrain Contour Matching) diğeri de DSMAC (Digital Scene Mapping Area Correlator) olmak üzere iki farklı metot kullanılmaktadır.

TERCOM yönteminde füzeye önceden yüklenen yeryüzü şekillerinin yükseklikleri füze üzerindeki radar yükseklik ölçümü ile karşılaştırılır ve füze bu ölçüm sonuçlarına göre güdüm yapar. Bu yöntem daha çok ara faz güdümde kullanılmaktadır.

DSMAC yönteminde ise füzeye daha önceden çekilen yeryüzü fotoğrafları yüklenir ve füze uçuş esnasında üzerindeki kamera ile çektiği görüntüleri bu fotoğraflar ile karşılaştırarak güdüm yapar. Hedefi vuruş için hassasiyet önemli olduğu için terminal fazda bu yöntem kullanılmaktadır.

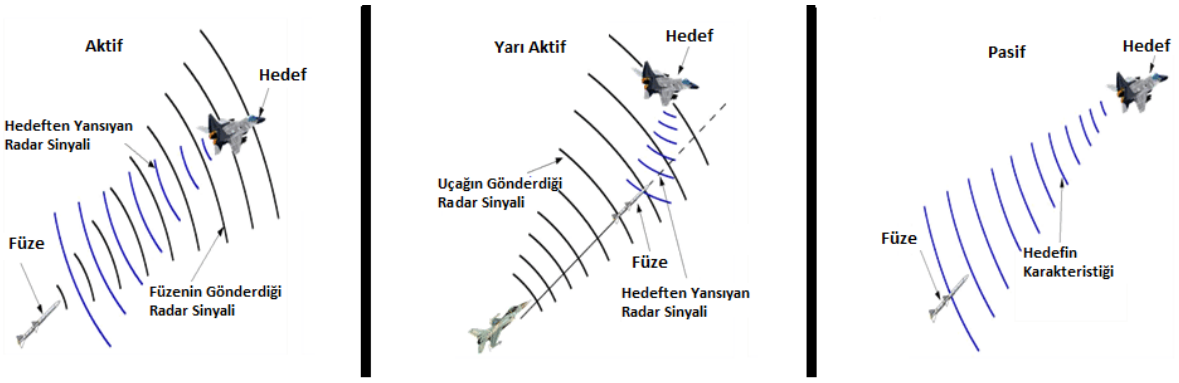
Şekil 15'te bu iki yöntemin şematik gösterimi verilmiştir.



Şekil 15: Arazi Karşılaştırmalı Güdüm Sistemi için Ölçüm Yöntemleri [12]

c. Arayıcı Başlıklı Güdüm Sistemi

Bu güdüm sisteminde füze uçuş yörüngesini hedefin belli bir karakteristik özelliğini takip ederek yapmaktadır. Arayıcı başlıklar; radyo dalgası, kızılötesi, lazer yansıması, ses veya görünür ışık gibi farklı enerji türlerini takip edecek şekilde özelleşmiş olabilirler. Arayıcı başlıklar üzerlerindeki verici ve almaçlara göre aktif, yarı aktif ve pasif arayıcı başlık olmak üzere üçe ayrılmaktadır (Şekil 16).



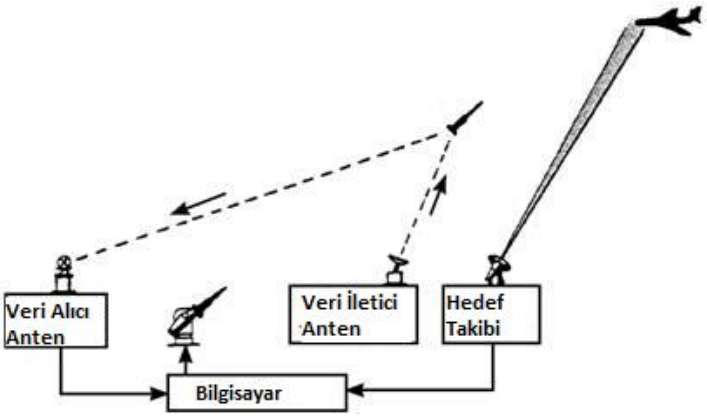
Şekil 17: Arayıcı Başlıklı Güdüm Sistemi Tipleri [13]

d. Tel Güdüm Sistemi

Tel güdüm sisteminde füze ile lançer arasında veri iletimi amacıyla bir tel bulunmaktadır ve füze uçuş esnasında operatör tarafından bu tel ile kontrol edilmektedir. Operatör füzenin yapacağı hareketlere füzenin üzerindeki kameradan alınan verilere göre karar vermektedir. Eski bir teknoloji olan tel güdüm sistemi kısa menzilli bazı tanksavar mühimmatlarda kullanılmaktadır.

e. Komut Güdüm Sistemi

Tel güdüm sistemine benzer şekilde komut güdüm sisteminde de güdüm komutları füze içerisinde üretilmez. Bu sistemde bütün güdüm komutları füzenin dışarısından veri bağı linki ile gönderilir ve füze bu bilgileri kullanarak kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için gerekli olan kontrol komutlarını üretir. Bu sistemde hedef bir radar ile takip edilir ve bu radar ile hedefin hız, doğrultu bilgileri kestirilerek füzeye iletilir. Komutlarda düzeltmeler, gönderilen komutların geri beslemesi alıcı anten ile bilgisayara beslenip yeni radar verisi kullanılarak yapılır. Komut güdüm sisteminin çalışma prensibi Şekil ’de gösterilmiştir.



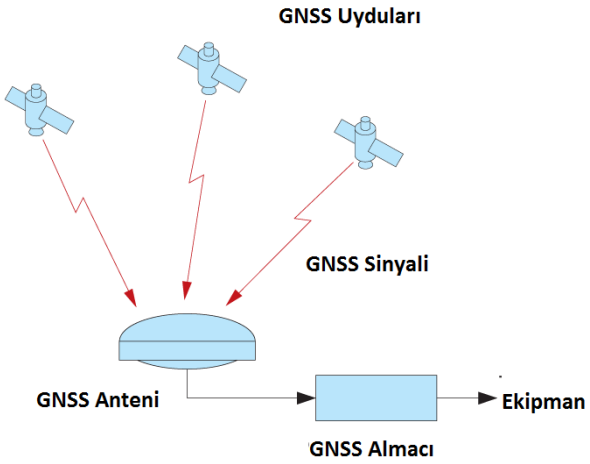
Şekil 18: Komut Güdüm Sistemi Çalışma Prensibi [15]

f. Yıldız Güdüm Sistemi

Genellikle atmosferin dışında uçan füzelerde kullanılan bu güdüm yönteminde referans olarak gök cisimleri kullanılmaktadır. Füzenin iki ya da daha fazla sayıdaki bilinen yıldız veya gezegen ile yaptığı açının ölçülmesi ile füzenin uzaydaki konumu belirlenebilir. Belirlenen konum ile füzeye yüklenen yörünge karşılaştırılır ve yörünge üzerinde uçabilmek için gerekli komutlar üretilir.

g. KKS Destekli Güdüm Sistemi

Küresel Konumlandırma Sistemi (KKS) (İng. Global Navigation Satellite System - GNSS); bir sistemin üzerindeki alıcıları kullanarak dünyanın yörüngesinde dönen uyduların gönderdikleri zaman ve konum bilgilerinin kullanılarak kendi konumunu hesaplamasıdır.

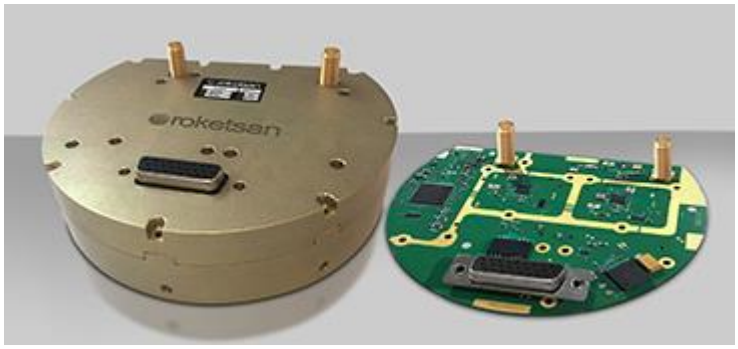


Şekil 19: GNSS Çalışma Prensibi [17]

Şu anda dünya genelinde hizmet veren iki adet küresel konumlandırma sistemi vardır. Bunlardan birisi Amerika'nın GPS (Global Positioning System) diğeri de Rusya'nın GLONASS (Global Navigation Satellite System) sistemleridir. Bu uydu sistemlerinin dışında Avrupa

Birliği'nin Galileo ve Çin'in Beidou sistemleri olup, bu sistemler şu anda kurulum aşamasındadır ve bölgesel hizmet vermesi planlanmaktadır.

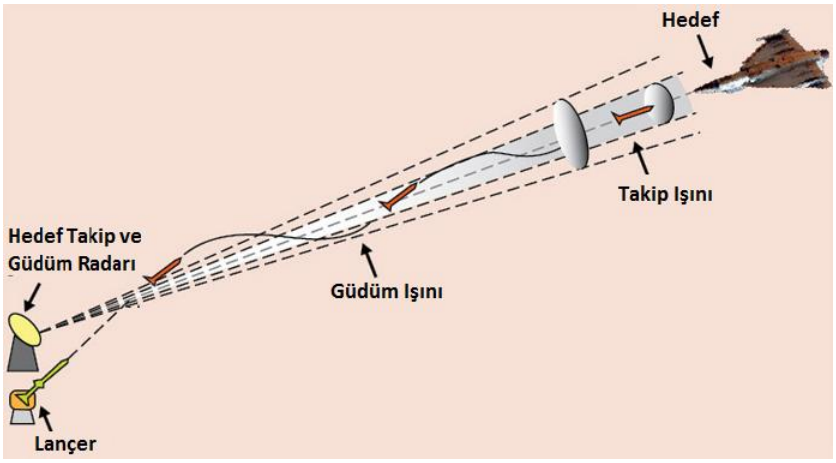
Füzelerde KKS çözümlerinin kullanılması yüksek hassasiyetleri ve düşük maliyetleri sebebiyle çok yaygındır. Füze uçuş esnasında üzerindeki KKS alıcısı yardımıyla uydulardan gelen verileri toplar ve kendi konumunu anlık olarak hesaplayarak yörüngeden ne kadar saptığını hesaplar. Bu esnada üzerindeki dönüölçerler ile füzenin uzayda yaptığı açılar hesaplanır. Bu açı ve yörüngeden sapma değerleri kullanılarak yörüngeye tekrar girmek için gerekli olan kontrol yüzeyi komutlarını üretir. Bu işlemler bütün uçuş boyunca kapalı döngü sistemi içerisinde devam eder. Şekil 20'da Roketsan tasarımı olan ve hem GPS hem de GLONASS uyduları ile çalışabilen bir KKS alıcısı gösterilmektedir.



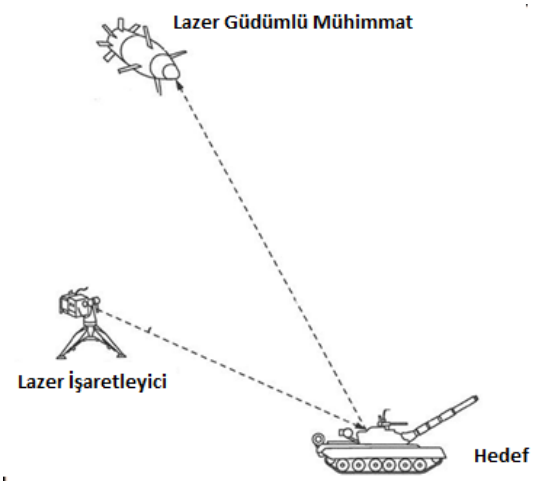
Şekil 20: Roketsan Tarafından Tasarlanan KKS Alıcısı

h. Işın İzleme Güdüm Sistemi

Işın demeti güdüm sisteminde (İng. Beam Rider Guidance) füzenin dışarıdaki bir istasyon tarafından radar ya da lazer ışını kullanılarak aydınlatılmış hedefe güdümlenmesidir. Bu yöntemin komut güdümlü sistemden en önemli farkı, füzenin navigasyon komutlarını füzenin içerisinde oluşturmasıdır. Komut güdüm sisteminde bu veri dışarıdan füzeye gönderilmektedir. Şekil 21 ve Şekil 22'de radar ve lazer ışınının güdüm için kullanıldığı örnekler verilmiştir.



Şekil 21: Radar Kullanılarak Yapılan Işın İzleme Güdüm Sistemi [18]



Şekil 22: Lazer Kullanılarak Yapılan Işın İzleme Güdüm Sistemi [19]

2.3. Kaynakça

[1] http://www.tpub.com/aviord321/37.htm

[2] http://characterisationexplosiveweapons.org/studies/annex-a-122-mm-mbrl/

[3] https://io9.gizmodo.com/a-suprisingly-clear-photo-of-an-explosions-shock-wave-1691631 397#!

[4] https://news.northropgrumman.com/news/releases/northrop-grumman-successfully-demo nstrates-new-missile-warhead

[5] https://en.wikipedia.org/wiki/Shaped_charge

[6] http://www.aerospaceweb.org/question/weapons/q0158.shtml

[7] https://ph.parker.com/us/en/electromechanical-missile-control-actuation-systems-cas

[8] https://www.moog.com/news/blog-new/electrohydrostaticactuators.html

[9] https://www.cobham.com/mission-systems/tactical-control-systems/weapon-control-and-actuation-systems/

[10] R. Friedman, American Rocket Society, 24, 349, (November 1953).

[11] http://www.roketsan.com.tr/wp-content/uploads/2019/06/Navigation-System-ENG.pdf

[12] https://fas.org/man/dod-101/sys/smart/bgm-109.htm

[13] Al-Qadasi, Yunes & El-Bayoumi, Gamal. (2018). Intercept Algorithm for Maneuvering Targets Based on Differential Geometry and Lyapunov Theory. INCAS BULLETIN. 10. 175-192. 10.13111/2066-8201.2018.10.1.16.

[14] https://www.wikiwand.com/en/Wire-guided_missile

[15] http://www.tpub.com/fcv2/11.htm

[16] https://www.okieboat.com/GMM/GMM%203%20and%202%20CHAPTER%204%20Missile%20Guidance%20and%20Control.pdf

[17] https://www.novatel.com/an-introduction-to-gnss/chapter-1-gnss-overview/section-3/

[18] http://tulantulin.tripod.com/prod041.htm

[19] https://aminoapps.com/c/military-amino/page/blog/3rd-generation-fighter-jets/PJr8_RvD smuDljpRd0Kb7zbkGzLeKBqNPZ8

3. Bölüm 2: Model Roketçilik

3.1. Giriş

Roket bilimi pek çok bilim dalının ve pek çok teknolojinin en üst halkalarının kombinasyonuyla olur. Bu nedenle son derece tehlikeli, pahalı ve zor bir bilimdir. Ancak insanlardaki uçma ve roket tutkusu roketçiliği hobi seviyesine ulaştırabilmiştir. Daha basit materyaller ve tekniklerle, ticari/askerî roketlere göre daha az faydalı yükü daha kısa mesafelere ulaştıran bir roket dalı gelişmiş ve buna "model roketçilik" denmiştir.

Model roketçilik, 1957 yılında Amerika Birleşik Devletleri'nde başladı. Model havacılık bilimleri, piroteknik malzemeler ve modern roket teknolojileri bu hobinin (sporun, model bilimin) temel taşlarını oluşturuyordu. Her ne kadar bu temel taşlar seneler öncesinden bilinse de, bunları birleştirip uzay çağı hobisine çevirmek iki kişinin çabaları ile mümkün olmuştur.

İlk model roket, 1954 senesinde Orville H. Carlisle tarafından inşa edilip uçuruldu. Orville, kardeşinin yardımıyla, model havacılık ile piroteknik malzeme kullanımını birleştirmişti. 1957 yılında ise G. Harry Stine, bu yaklaşımı modern uzay roketçiliğine kattı ve günümüzdeki model roketçilik anlayışı doğdu.

1957 senesinden önce model roketçilik tehlikeli ve güvensiz bulunduğu için Amerika'da pek çok eyalette yasaklanmıştı. Ancak bu yıl, otorite sayılabilecek bir kurumun kurulmasıyla (National Association of Rocketry - NAR), Amerika'daki profesyonel kurumlar model roketçiliği desteklemeye başladılar. Güvenliğe o kadar çok önem verilmişti ki, bir sigorta şirketiyle anlaşan NAR, ilk 10 sene sigortaya başvurmaya ihtiyaç duymadı. Bu durum, güvenliğin önemi ve uygulanması açısından bir örnek teşkil etmektedir.

3.2. Model Roketin Bölümleri

Roketler hizmet edecekleri amaca göre farklı parçalara ihtiyaç duysalar da, sahip oldukları bazı ortak temel bileşenler vardır.

3.2.1. Burun

Burun, model roketlerde havayı ilk karşılayan bileşendir. Şekli sayesinde roketin karşılaşacağı sürüklemeyi azaltabilir. Bu yüzden uçacakları hız profiline göre tasarlanmalıdırlar.

Havadaki sürüklenmeyi etkileyen en büyük faktörlerden biri havaya maruz kalan yapının geometrisidir. Burun kesitinin küresel ve gövde ile eş merkezli olduğu varsayılırsa, roketin en büyük yarıçapı ile burun şeklinin uçuş performansı için çok önemli olduğu söylenebilir. Küresel, konik ya da daha karmaşık şekillerde burun geometrileri vardır. Ses altı hızlarda küresel bir burun aerodinamik açıdan daha verimlidir. Sesüstü hızlarda ise daha sivri ve konik geometriler tercih edilmelidir.

Burunlar, bütünlüklerini korumak için dayanıklı, ağırlık merkezini az etkilemek ve genel uçuş performansını bozmamak için hafif olmalıdır.

Örnek Çalışma (TEKNOFEST 2019 – Samsun Roket Takımı):

Rokette burun konisi olarak "power series" diye bilinen koni geometrileri kullanıldı. Bunun sebebi, sürtünmeyi azaltıp gerekli irtifa koşullarına ulaşabilmeyi sağlamaktı. "Power series" genellikle "parabolik" burun konisi olarak adlandırılan şekilden oluşmaktadır. Boyu 40 cm, çapı 11.5 cm olarak belirlenmiş olup geometrik parametresi 0.7'dir. Gövdeyle birleşmesini sağlayan omuz ("shoulder") kısmının ise boyu 15 cm, çapı 11.1 cm olarak belirlenmiştir. Burun konisi için cam elyaf kullanılacaktır. Hedeflenen hafiflik ve roketin yarışma şartları için uygun hâle getirilmesi açısından bu malzeme seçilmiştir. Kullandığımız burun konisi diğer burunlara karşın sürüklenme kuvveti daha az ve roket için daha kararlı bir akış sağlamaktadır. Ayrıca diğer burun konilerine göre biraz daha ağır bir yapı oluşturması göz önüne alınarak tercih edilmiştir. 3D yazıcıdan burun konisi kalıbı basılıp, bu kalıp üzerinde vakum infüzyon yöntemiyle cam elyaf serilip birleştirilmiştir. Üretim aşamasında, takımın sahip olduğu 3D yazıcı kullanılmıştır.

3.2.2. Faydalı Yük

Roketlerin temel amaçları, gerekli teçhizatları hedef noktaya sevk etmektir. Bu teçhizatlar faydalı yük olarak adlandırılırlar ve çeşitli görevleri vardır. Faydalı yük olarak genellikle bilimsel araştırma araçları veya deney ekipmanları kullanılır. Roketler irtifa görevlerinde tercih edildikleri için bu araştırmalar çoğunlukla atmosfer ya da uzay ile ilgilidir.

Faydalı yüklerin görevlerini tamamlayabilmesi için mekanik, termal ve elektriksel arayüzlerin dayanımları incelenmelidir. Roket çok farklı ve yüksek kuvvetlerle karşılaşabileceği için güvenlik standartları sağlanmalı ve roketin görevi boyunca kırıma uğramayacak şekilde tasarlanmalıdır.

3.2.3. Gövde

Gövde, roketin bütünlüğünü sağlar ve çoğu ekipmanı içinde bulundurur. Roketin görevini başarılı tamamlaması için bu ekipmanların yerleşim ve entegrasyonlarının düzgün yapılması gerekmektedir. Roketin dış atmosfer ile temas halindeki yüzeyidir. Bu yüzden gövde, görevi tamamlayabilmek için bütün koşullara dayanacak şekilde tasarlanmalıdır. Atmosferin var olduğu durumlarda roketin üzerinde aerodinamik etkiler gözlemlenir. Bu nedenle neredeyse bütün elemanlar gövdenin içinde saklanmalıdır. Aksi takdirde, gövdenin dışında bulunan parçalar roketi aerodinamik olarak etkiler. Gövde tasarlanırken ve entegrasyon yapılırken düşünülmesi gereken başka bir koşul ise ağırlık merkezidir. Ekipmanlar uçuş sırasında ağırlık merkezini değiştirmeyecek şekilde tasarlanmalı ve yerleştirilmelidir.

3.2.4. Motor

Motorlar, faydalı yükü istenilen yere sevk etmeye yararlar. Basit bir şekilde anlatılacak olursa motorlar, kapalı bir ortamdaki yüksek sıcaklık ve basınca sahip gazların tahliyesi ile çalışırar. Hava solumalı motorlardan farklı olarak roket motorları yakıtı ve oksitleyiciyi aracın içinde saklarlar. Bu sayede havanın ince olduğu ya da hiç olmadığı yerlerde kullanılabilirler. Motorun çalışmaya başlaması için hıza gereksinimi yoktur. Roket motorları yüksek ivme ile aracı hareketlendirebilir ve çok yüksek hızlara ulaştırabilirler.

3.2.5. Sabit Kanatçıklar

Roketler görevi sırasında uçuşu bozacak pek çok etkenle karşılaşırlar. Böylesi durumlarda roketin kendini tekrar toplaması beklenir. Aksi hâlde uçuş kararsızlaşır ve büyük olasılıkla beklenmeyen bir rotayı takip eder.

Roketlerin kararlılığını sağlamak için en basit yollardan biri sabit kanatçık kullanılmaktır. Sabit kanatçıklar uçuş sırasında aerodinamik kuvvetler yaratır ve düzgün tasarlanıp konumlandırılmış kanatçıklar, uçuşun düzeninin bozulduğu durumlarda roketi tekrar kararlı hâle getirmeye yardımcı olur.

3.2.6. Kurtarma Sistemi

Model roketlerin tekrar kullanılabilir olması için kurtarılması gerekmektedir. Roketleri kurtarmak hem maliyeti düşürür hem de çevre için oluşabilecek olası hasarı engeller. Kurtarma işlemi genellikle gövdenin içinde saklanan paraşüt ile gerçekleştirilmektedir. Tercihen, roketin irtifa alması bittikten sonra paraşüt açması beklenir. Daha erken açılan paraşütler roketin performansını olumsuz yönde etkiler veya roket yüksek hıza sahip ise yapıya zarar verebilir. Düşüşe geçtikten sonra geç açılan paraşütler ise, yapı ya da yapılar yine yüksek hıza sahip olacağı için, yapıya zarar verebilir.

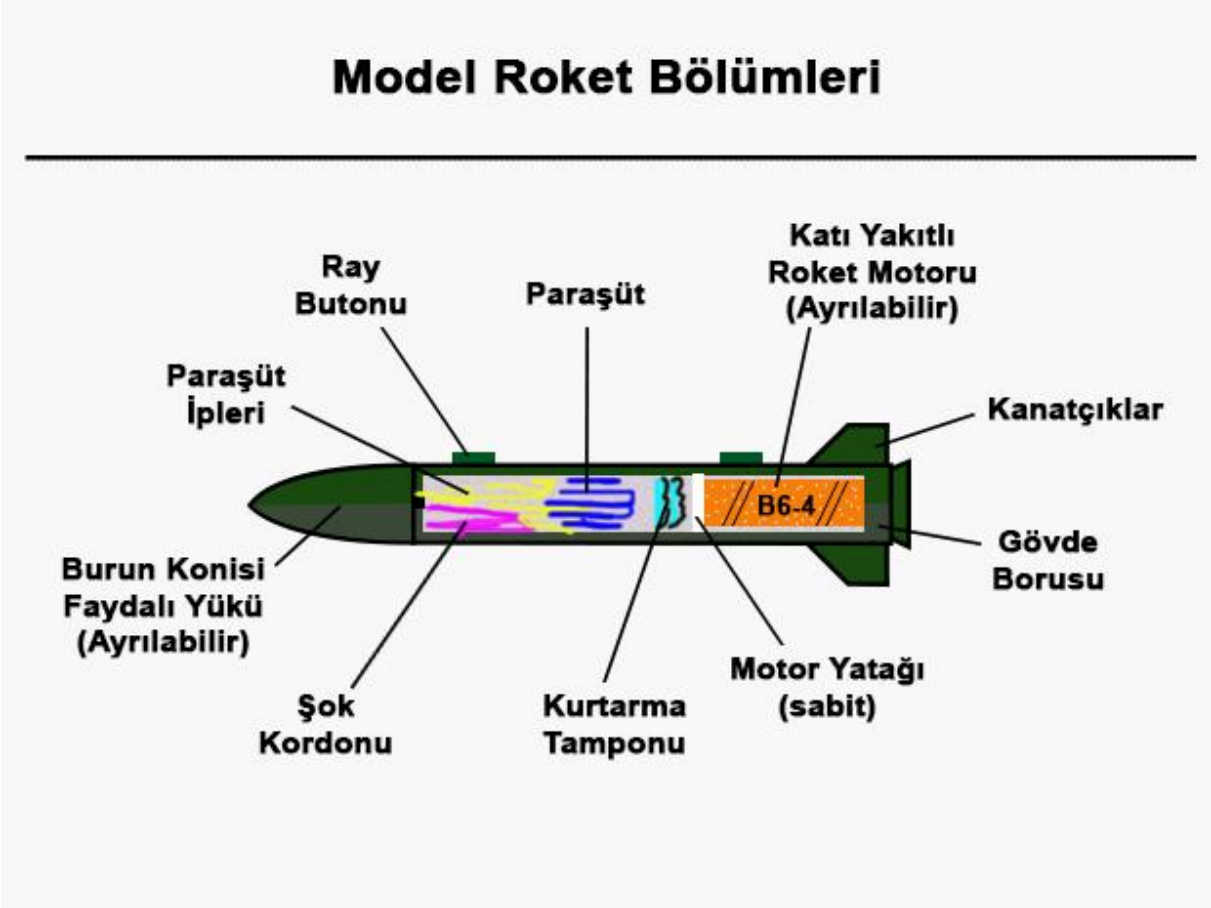
3.2.7. Ayırma Sistemi

Faydalı yükün tahliyesi için rokette bir ayırma sistemi bulunmalıdır. Roket istenilen irtifaya ulaştığında ayırma sistemi çalışıp faydalı yükü roketten ayırmalıdır. Ayırma sistemi sıcak ya da soğuk olabilir, zamanlayıcı ile ya da sensörlerle başlatılabilir. Ayırma sistemleri, model roketleri, genellikle gövdeyi basınçlandırma prensibine dayanır.

Zamanlayıcı sistemler genellikle motorun yanması bittikten sonra alevin geciktirilmesi ile aktive edilir. Yakıtın sonunda bulunan ve yavaş bir yanma hızına sahip olan başka bir yakıt, motorun itki profili bitince ateşlenir. Yavaş yanan bu yakıt başka bir yakıta bağlıdır ve bu yakıt geciktirici bittikten sonra devreye girer, ortamı basınçlandırır. Balistik hesaplamalar yapılarak geciktirme

süresi hesaplanabilir. Zamanlayıcı ve soğuk sistemlerde ise yavaş yanan yakıt bitince basınçlı bir tüpü aktive eder ve ortam soğuk bir şekilde basınçlanır.

Sensörlü sistemler ise kullanılmak istenilen veriye göre -basınç, ivme, hız, irtifa vs. uygun sensörler kullanılarak çalışır. Uçuş istenilen profile geldiğinde sensörler soğuk ya da sıcak olabilen ayırma sistemini aktive ederler.

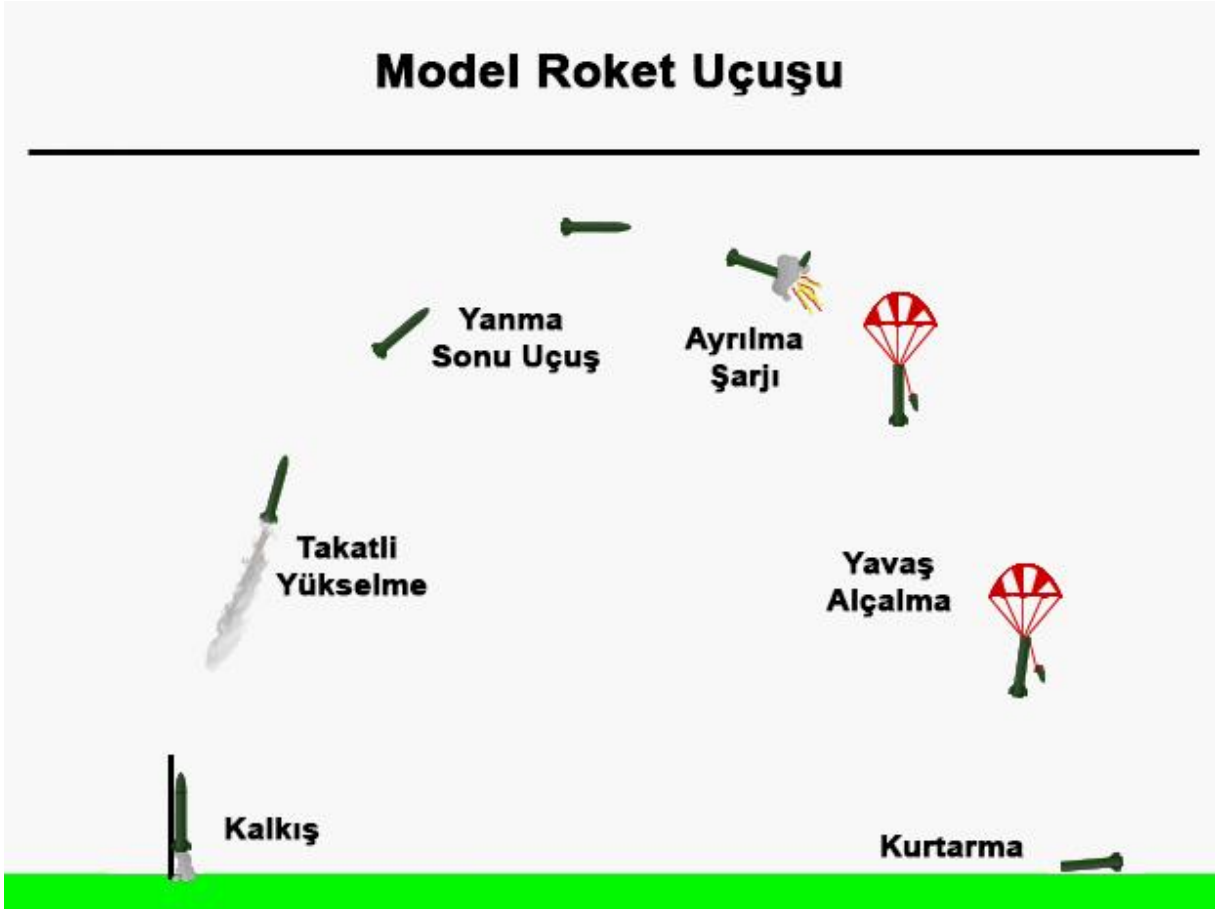


Uçan model roketler, öğrencilerin aerodinamik kuvvetlerin temellerini ve araçların dış kuvvetlere tepkisini öğrenmeleri için nispeten güvenli ve ucuz bir yoldur. Bir uçak gibi, bir model roket de uçuşu sırasında ağırlık, itki ve aerodinamik kuvvetlere maruz kalır.

En sağdan başlayarak, roketin gövdesi arkada siyah kanatçıkları olan yeşil tüptür. Kanatlar, plastik, balsa ağacı, metal ve ya kompozit malzemeden yapılabilir ve uçuş sırasında kararlılık sağlamak için kullanılır. Model roketler küçük, önceden paketlenmiş, katı yakıtlı motorlar kullanır. Motor yalnızca bir kez kullanılır ve bir sonraki uçuş için yeni bir motorla değiştirilir. Motorlar çeşitli boyutlarda bulunmaktadır. Motorun itişi, roket gövdesine motor rakorundan iletilir. Bu parça rokete sabitlenir ve sert malzemelerden yapılır. Küçük boy roketlerde, motor bitişinde paraşüt açılması için gerekli enerjiyi depolayan bir tampon bulunur. Bu tampon yavaş yavaş yanarak zirveye ulaşıldığında açılacak şekilde zamanlamayı ayarlamaya yaramaktadır.

Motorun ejeksiyon şarjının boşaltma fazının sonunda gövde borusuna basınç vermesini ve burun konisini ve geri kazanım sistemini çıkarmasını sağlamak için motor rakorunda bir delik vardır. Ejeksiyon şarjının sıcak gazının geri kazanım sistemine zarar vermesini önlemek için geri alma tamponu motor montajı ve geri kazanım sistemi arasına yerleştirilir. Kurtarma tamponu motorla birlikte satılmaktadır. Kurtarma sistemi bir paraşüt (veya flama) ve paraşütü burun konisine bağlamak için kullanılan iplerden (kolon) oluşur. Paraşütler ve flamalar, ince plastik tabakalardan yapılır. Burun konisi balsa ağacından veya plastikten yapılabilir ve katı veya boş olabilir. Burun konisi uçuştan önce gövde içine yerleştirilir. Elastik bir şok kablosu hem gövde borusuna hem de burun konisine bağlıdır ve toparlanma sırasında roketin tüm parçalarını bir arada tutmak için kullanılır. Fırlatma ray butonları, gövde borusuna bağlı küçük parçalardır (boru veya buton). Fırlatma rayı fırlatma sırasında rokete karalılık sağlamaktadır, bunun için ya ray bu boruların içine sokulur ya da rayda ilerleyecek butonlar gövdeye monte edilir. Rayın kalınlığı roket ağırlığı ile orantılı olduğu için ağır roketlerde rayın üzerinde kayacak şekilde butonlar tercih edilmektedir.

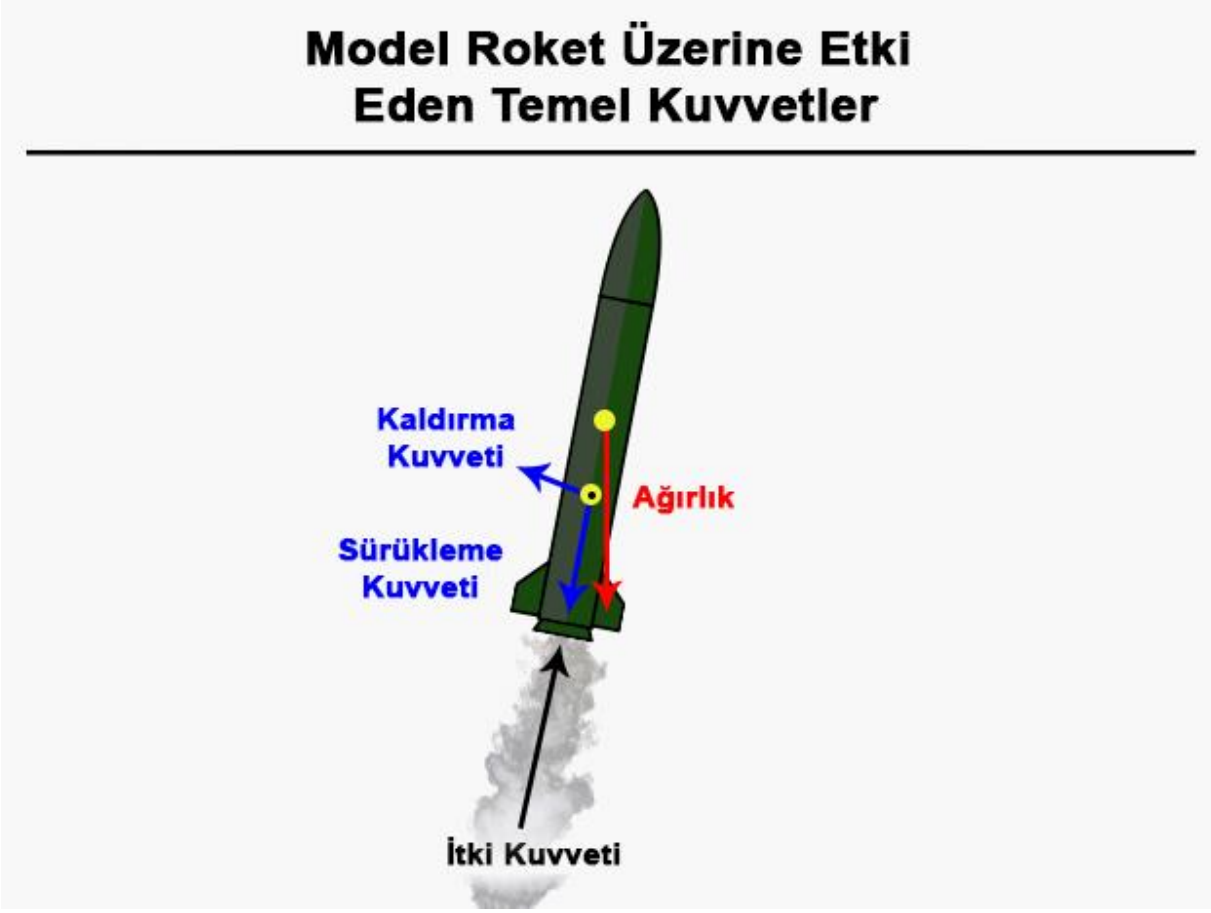
3.3. Roketin Uçuşu



Fırlatma sırasında, roket motorunun itişi roketin ağırlığından daha büyüktür ve net kuvvet roketi hızlandırarak yerden uzaklaştırır. Tam ölçekli roketlerin aksine, model roketler kararlılık için

aerodinamiğe güvenir. Fırlatma sırasındaki hız, yeterli kararlılık sağlamak için çok küçük olduğundan, bir fırlatma rayı kullanılır. Roket güçlü bir yükselişe başlar. İtki hâlâ ağırlıktan daha büyüktür fakat hızın artması ile birlikte kaldırma ve sürükleme (aerodinamik) kuvvetleri artık rokete etki etmektedir. Roket yakıtı bittiğinde, seyir (takatsiz) uçuşuna girer. Araç, ağırlığının ve sürüklemenin etkisi altında yavaşlar. Roket, sonunda bazı basit uzunluk ve açı ölçümleri ve trigonometri kullanarak ölçebileceğiniz azami irtifaya ulaşır. Daha sonra yerçekimi kuvveti altında yeryüzüne geri düşmeye başlar. Roket seyir halinde takatsiz de olsa, roket motorunda yavaş bir gecikme "şarjı" yanar. İtki üretmeyen ancak roketi yerden kolayca görülebilir kılan küçük bir hafif duman çıkarır. Gecikme şarjının sonunda, vücut borusunu ve burun konisini basınçlandıran ve paraşütü dağıtan bir fırlatma şarjı ateşlenir. Roket daha sonra paraşüt altında yavaş inişe başlar. Burada etkili kuvvetler aracın ağırlığı ve paraşütün sürüklemesidir. Roketi kurtardıktan sonra, motor değiştirilebilir ve tekrar uçuş yapılabilir. Bazı durumlarda gecikme şarjı yerine elektronik zamanlama üniteleri kullanılır.

3.4. Temel Kuvvetler



Bir uçak gibi, bir model roket de ağırlık, itki, sürükleme ve kaldırma kuvvetlerine maruz kalır. Bununla birlikte, bu kuvvetlerin, motorlu bir uçak veya planörün aksine, model bir roket üzerindeki hareketlerinde bazı önemli farklılıklar vardır:

Bir uçakta, aerodinamik kuvvetlerin çoğu kanatlar ve kuyruk yüzeyleri tarafından üretilir. Bir model roket için, aerodinamik kuvvetler hem gövde hem de kanatlar tarafından üretilir. Hem uçak hem de model roket için, aerodinamik kuvvetler basınç merkezinden etki eder (şekil üzerinde siyah merkeze sahip sarı nokta).

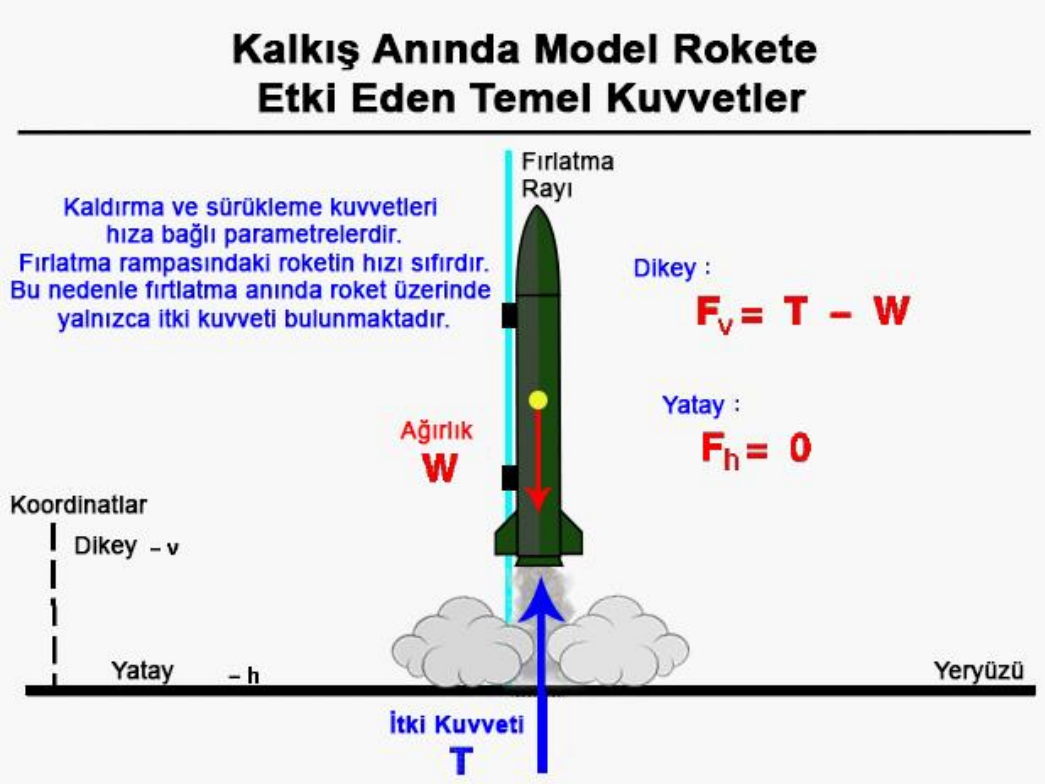
Bir uçakta, kaldırma kuvveti (uçuş yönüne dik aerodinamik kuvvet) uçağın ağırlığının üstesinden gelmek için kullanılır. Model roket üzerinde, itki ağırlığa zıt olarak kullanılır ve kaldırma kuvveti, uçuş yönünü dengelemek ve kontrol etmek için kullanılır. Roket rüzgâr içine çekildiğinde, basınç merkezi ağırlık merkezinin (şekildeki düz sarı nokta) altına yerleştirilmişse doğal olarak sabit uçuşa döner.

Uçakların çoğunda sürükleme oranı yüksek olmakla birlikte, bir model roketin sürüklemesi genellikle kaldırma kuvvetinden çok daha yüksektir.

Bir uçak için kuvvetlerin büyüklüğü ve yönü sabit kalırken, bir model rokete etki eden kuvvetlerin büyüklüğü ve yönü tipik bir uçuş sırasında büyük ölçüde değişmektedir.

Bir model roket, uçuşta, diğer tüm uçan cisimler gibi, ağırlık merkezi (aracın ağırlığının ortalama konumu) etrafında döner. Bir model roket için ağırlık merkezinin belirlenmesi bir uçaktan daha kolaydır. Model roket üzerinde daha az sayıda bileşen vardır ve geometri bir uçaktan çok daha basittir.

3.5. Fırlatma



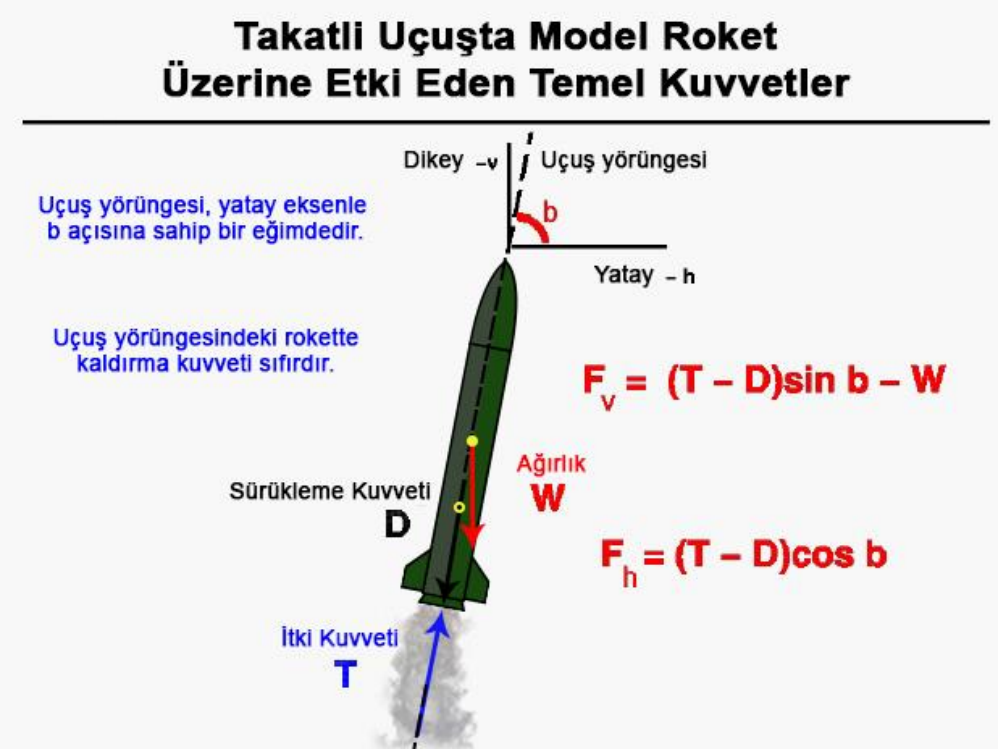
Tipik bir uçuş boyunca, model roket üzerindeki kuvvetlerin hem büyüklüğü hem de yönü çarpıcı biçimde değişir. Bu şekil, sadece kalktıktan sonraki bir roket üzerindeki kuvvetleri göstermektedir. Mevcut tek kuvvet, itki T ve ağırlık W'dur. Ağırlık daima Dünya'nın merkezine doğru yönlendirilir; itki yönü roket ekseni boyunca yer alır. Dikey bir fırlatma için, itki ağırlığın tam karşısındadır. Kalkış sırasında roketin ivmelenmesi, Newton'un İkinci Hareket Yasası'nı uygulayarak, dinamik bilgisi ve kısa bir cebir kullanarak belirlenebilir. Dikey bir fırlatma için, roket üzerinde net yatay bir kuvvet (Fh) yoktur ve net dikey kuvvet (F_v) itki eksi ağırlığa eşittir.

$$F_h = 0$$

$$F_v = T - W$$

Normal uçuş koşullarında, roketin uçuş yolu boyunca kararlı kalması için model roketin aerodinamiği kullanılır. Aerodinamik kuvvetler hızın karesine bağlı olduğundan ve hız, kalkışta nispeten küçük olduğundan, aerodinamik kuvvetlerin büyüklüğü de düşüktür. Kalkışta az veya hiç aerodinamik kuvvet olmadığında, roket kararlı olmaz. Düşük hızda kararlılık sağlamak ve roketin yanal sapmalar yaşamaması için, model roketler fırlatma rayı boyunca fırlatılır. Ray, roketin kenarı boyunca küçük bir tüp olan fırlatma pabucuna yerleştirilir veya roket üzerindeki buton rayda ilerler. Kalkış sırasında roket ray boylamı yönünde hareket eder. Kalan motorlu uçuş sırasında aerodinamik kuvvetler kararlılık için yeterlidir. Ancak itki şimdi roketin hem ağırlığını hem de sürüklemesini aşmalıdır.

3.6. Takatlı (Motorlu) Uçuş



Model roket üzerindeki kuvvetler, tipik bir uçuş boyunca hem büyüklük hem de yön olarak çarpıcı biçimde değişir. Bu şekil, kalkışın ardından uçuşun güçlü kısmı sırasında roket üzerindeki kuvvetleri göstermektedir. Uçuşun güçlü kısvmı sırasında roket, tıpkı bir uçak gibi ağırlık, itki ve aerodinamik kuvvetlerine (kaldırma ve sürükleme) tabi tutulur. Kaldırma kuvvetinin, uçuş yönüne dik olan aerodinamik kuvvet olarak tanımlandığını ve sürüklemenin uçuş yönüne karşı olan kuvvet olarak tanımlandığı unutulmamalıdır. Uçak ve roketlerin karşılaştırılması şunu göstermektedir:

Bir uçağın uçuş yönü normal olarak Dünya yüzeyine paralel yataydır. Ancak, bir model roketin uçuş yönü normal olarak Dünya yüzeyine dikeydir.

Bir roket için, itki ve ağırlık kuvvetleri hemen hemen aynı doğrultuda hareket eder; Bir uçak için, itki neredeyse ağırlığa diktir.

Roket motoru, çalışan bir roketin hem ağırlığını hem de sürüklemesini aşacak kadar itki gücü sağlamalıdır. Motorun yakıtı bittiğinde, model roket azami rakıma kadar çıkar.

Model roket üzerindeki kuvvetler göz önüne alındığında, ağırlık (W) her zaman Dünya'nın merkezine doğru yönlendirilir. Roketin ekseni uçuş yolu ile mükemmel bir şekilde hizalanırsa, itki (T) uçuş yolu boyunca yer alır. Kaldırma tanımı gereği uçuş yoluna diktir ve roketin simetrisi nedeniyle normalde sıfır büyüklüğüne sahip olacaktır. Roketin ekseni uçuş yolu ile aynı hizada değilse, oluşturulan kaldırma kuvveti roketi dengeler ve tekrar hizaya getirir. Tanım olarak, sürükleme (D) uçuş yolu boyunca yönlendirilir. Sürükleme miktarı, roketin şekli, ebadı ve roketin hızının karesi dâhil olmak üzere uçuşun güçlü kısmı boyunca değişen birkaç faktöre bağlıdır.

Motorlu uçuş sırasında, uçuş yolu normalde hava durumu nedeniyle bölgesel düşey ve yatay olarak meyilli olacaktır. Daha sonra, uçuş yolu açısını - (b) kullanarak kuvvetleri yatay ve düşey bileşenlere ayırmak için trigonometri kullanılabilir. Roket üzerindeki net yatay kuvvet (Fh), itki-sürükleme farkının uçuş yolu açısının kosinüsü (cos) ile çarpılması ile bulunur:

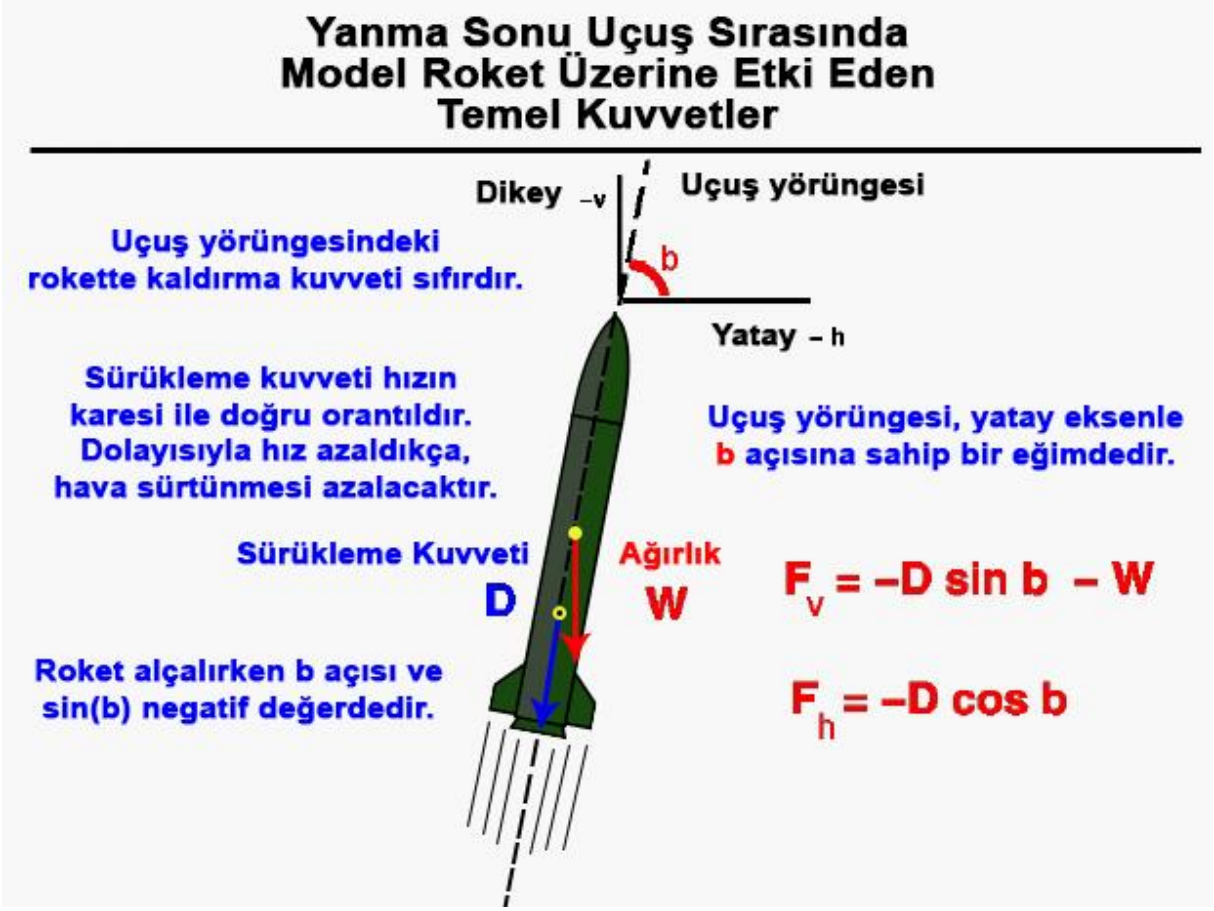
$F_h = [T - D] * \cos b.$

Net dikey kuvvet (F_v), itki-sürükleme farkının uçuş yolu açısının sinüsü (sin) ile çarpılmasından ağırlığın çıkarılması ile bulunur:

$F_v = [T - D] * \sin b - W.$

Motorlu uçuş sırasında roketin ivmesi, hızı ve konumu Newton'un İkinci Hareket Yasası'nı uygulayarak, bazı basitleştirici varsayımlar yaparak ve biraz matematik kullanarak belirlenebilir. Model roket motorunun itiş gücü, takatli uçuşun ilk kısmı sırasında değişir; ancak çıkış sırasında oldukça sabit kalacak şekilde tasarlanmıştır.

3.7. Takatsiz (Motorsuz) Uçuş



Model roket üzerindeki kuvvetler, tipik bir uçuş boyunca hem büyüklük hem de yön olarak çarpıcı biçimde değişir. Bu şekil, uçuşun seyir (takatsiz) kısmı sırasında roket üzerindeki kuvvetleri göstermektedir. Roket tüm yakıtını kullanır ve itki sıfıra gider. Rokete etki eden geriye kalan kuvvetler ağırlık ve aerodinamik kuvvetlerdir (kaldırma ve sürükleme).

Model roket üzerindeki kuvvetler göz önüne alındığında, ağırlık (W) her zaman Dünya'nın merkezine doğru yönlendirilir. Roketin ekseni, uçuş yoluyla mükemmel bir şekilde hizalandığında, roketin simetrisi nedeniyle kaldırma kuvveti sıfır olacaktır. Roketin ekseni uçuş yolu ile aynı hizada değilse, roketi sabitleyen ve tekrar hizaya getiren kaldırma kuvveti üretilir. Yukarı doğru çıkılırken seyir sırasında, ağırlık ve sürükleme roketin ileri hareketine ters yöndedir. Roket sürekli yavaşlar ve sürükleme kuvvetinin büyüklüğü de hız azaldığı için azalır. Sonunda dikey hızın sıfır olduğu ve roketin daha yükseğe çıkamayacağı bir noktaya ulaşılır.

Bu azami yükseklik bazı basit açı ve mesafe ölçümleriyle ve trigonometri kullanılarak belirlenebilir. Ağırlık hâlâ rokete etki ettiğinden, roket yeryüzüne geri dönmeye başlayacaktır. Başlangıçta, hız düşüktür ve şimdi ağırlığın tersi yönde olan sürükleme kuvveti ağırlıktan çok daha küçüktür. Roket düştükçe hız kazanır. Hız arttıkça, sürükleme artar ve kısa sürede sürüklemenin ağırlığa eşit değerde fakat zıt yönde olduğu bir noktaya ulaşılır. Bu şartlar altında rokete etki eden net bir kuvvet yoktur ve Newton'un ilk yasasından roket sabit bir terminal hızda düşer.

Roket üzerindeki yatay kuvvet (F_h) harekete ters yöndeki sürükleme kuvvetinin uçuş yolu açısının kosinüsü ile çarpılmasına eşittir:

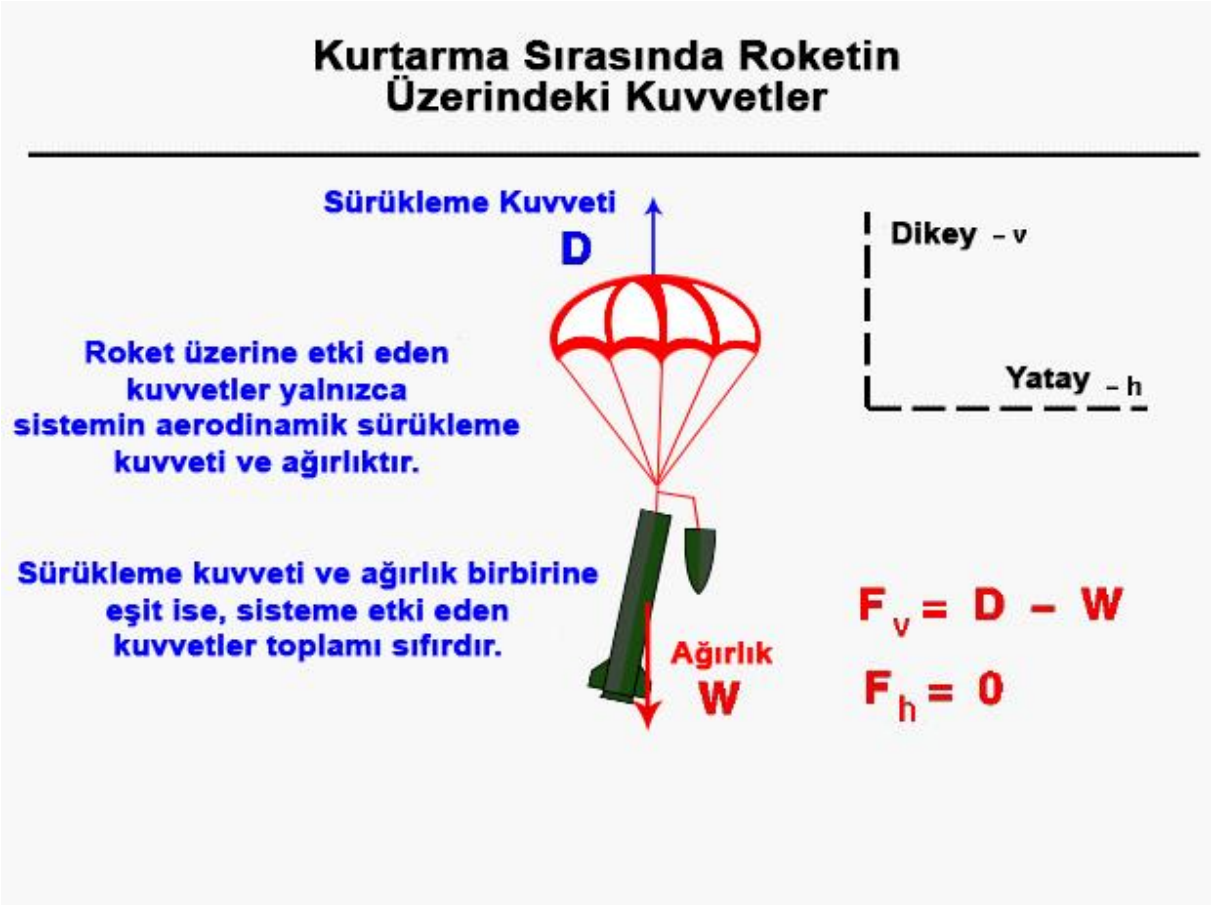
$$F_h = - D * \cos b$$

Dikey kuvvet (F_v)) harekete ters yöndeki sürükleme kuvvetinin uçuş yolu açısının sinüsü ile çarpılmasından ağırlığın çıkarılmasına eşittir:

$$F_v = - D * \sin b - W$$

Seyir uçuşu sırasında roketin ivmesi, hızı ve konumu, uçuşun herhangi bir zamanda Newton'un İkinci Hareket Yasası'nı uygulayarak, bazı basitleştirici varsayımlar yaparak ve biraz matematik kullanarak belirlenebilir. Yeryüzüne doğru düşüşe geçildiğinde uçuş yolu açısı negatife döner, bu nedenle açının sinüsü de negatif olacaktır. Dikey ivmelenme denkleminden, sürükleme ve ağırlığın karşıt içinde olduğunu görebiliyoruz (sürtünme terimi pozitif ve ağırlık terimi her zaman negatiftir).

3.8. Kurtarma



Bu şekil, uçuşun kurtarma kısmı sırasında roket üzerindeki kuvvetleri göstermektedir. Roketin sağlam kurtarılabilmesi için inişi paraşüt ile yavaşlatmak gerekmektedir. Roket paraşüt ile inişe geçtiğinde, rokete yalnızca iki kuvvet etki eder; roketin ağırlığı ve paraşüt üzerindeki aerodinamik sürükleme.

Ağırlık (W) her zaman Dünya'nın merkezine doğru yönlendirilir. Tanım olarak, aerodinamik sürükleme (D) uçuş yönüne karşıdır. Roket aşağı inerken, sürükleme ve ağırlık birbirine zıt yönde kuvvetlerdir. Rüzgârın inen roket üzerindeki etkilerini ihmal edersek, yatay kuvvet (F_h) sıfırdır.

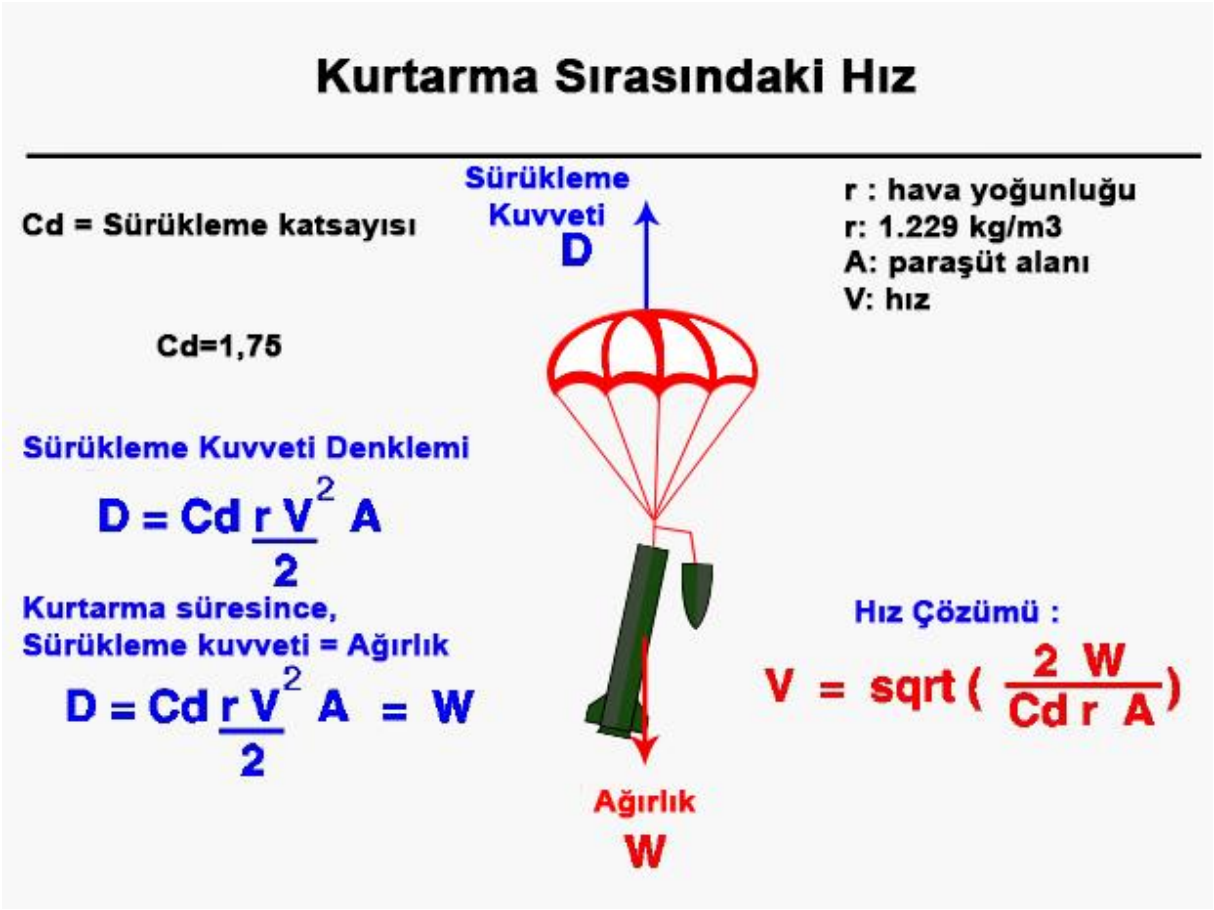
$F_h = 0$

Dikey kuvvet (F_v) sürükleme eksi ağırlığıdır.

$F_v = D - W$

Roketin ivmesi, Newton'un İkinci Hareket Yasası'nı çözerek belirlenebilir. Sürükleme, hızın karesine bağlıdır. Paraşüt açıldığında roket yüksek hızda düşüyor olduğundan, sürükleme yüksek olacaktır. Sürükleme eşit olduğu ve ağırlığın karşısındaki noktaya hızlı bir şekilde

ulaştığından ivme de sıfır olur. Roket daha sonra Netwon'un İlk Hareket Yasası'nın öngördüğü gibi sabit bir terminal hızında düşer. Aşağıdaki slaytta gösterildiği gibi, sürüklemeyi ve ağırlığını eşitleyerek ve hız için çözme işlemini yaparak terminal hızının büyüklüğü belirlenebilir.



Sürükleme, hızın karesine bağlıdır. Paraşüt açıldığında roket yüksek hızda düşüyor olacağından, sürükleme yüksek olacaktır. Sürüklemenin ağırlığa eşit olduğu noktaya hızlıca ulaşılabilir. Bu noktada, roket üzerinde net bir dış kuvvet yoktur ve Newton'un İlk Hareket Yasası ile açıklandığı gibi ivme sıfır olur ve roket sabit bir terminal hızında düşer.

Terminal hızının büyüklüğü belirlenebilir. Yukarıda tartışıldığı gibi, roket üzerindeki net dikey kuvvet sıfırdır ve sürükleme ağırlığa eşittir. Sürükleme denklemi, sürüklemenin (D), hava yoğunluğunun (r) yarısının çarpma katsayısına (Cd) çarpı değerine eşit olduğunu, referans alanın (A) hızının karesinin (V) çarpı olduğunu belirtir.

D = Cd * .5 * r * V ^ 2 * A

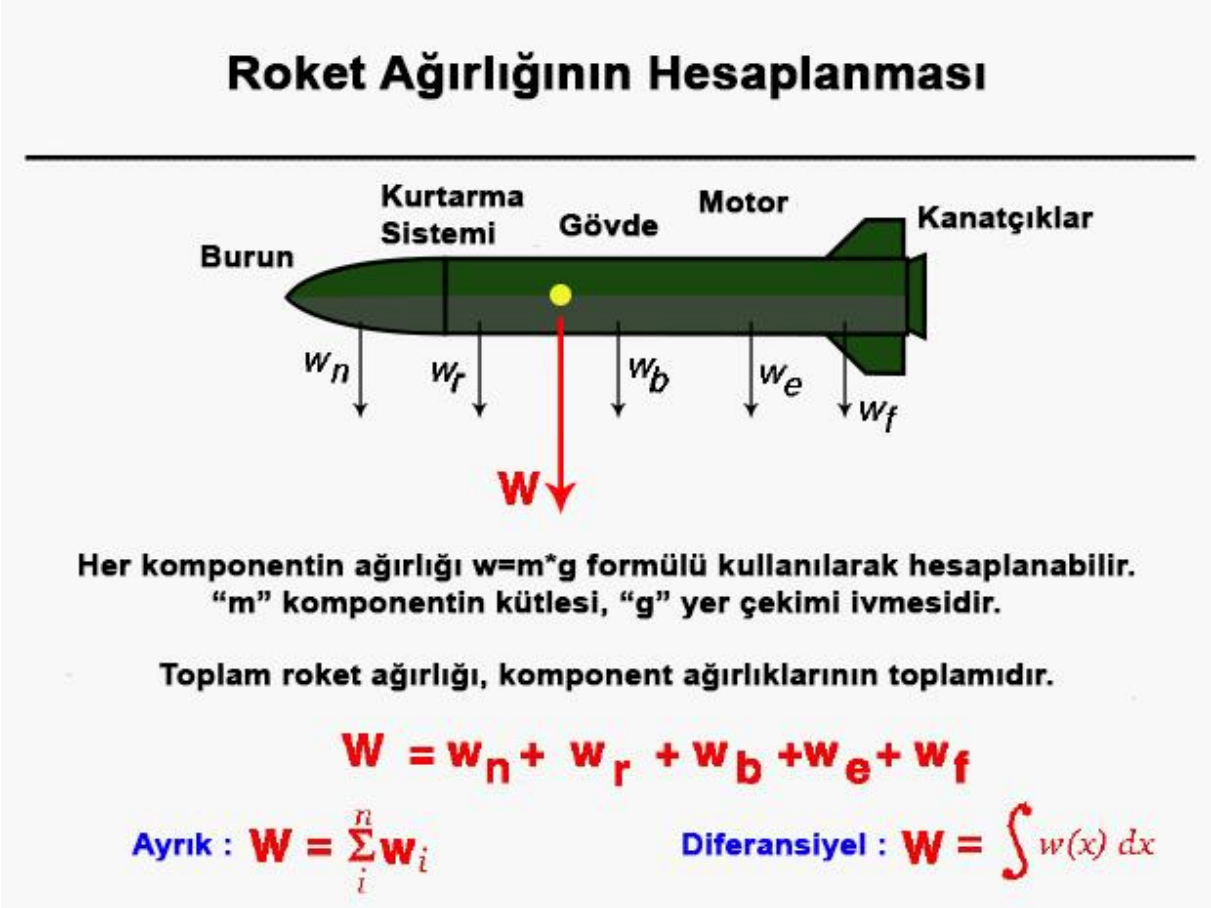
Bu ağırlığa eşitlenebilir ve hız için çözülebilir.

W=D

V = sqrt ((2 * W) / (Cd * r * A))

Terminal hızı ağırlığa, sürükleme katsayısına, hava yoğunluğuna ve referans alanına bağlıdır. Hava yoğunluğu, 1.229 kg/m^3 değere sahiptir. Bir paraşüt için tipik sürükleme katsayısı değerleri, tipik bir model roket için 0.75'e kıyasla yaklaşık 1.75'tir. Yüksek sürükleme katsayısı daha düşük bir terminal hızı üretir. Referans alanı, aynı zamanda düşük bir terminal hızı üreten paraşütün büyük kesit alanıdır. Hızla serbest düşen rokete kıyasla, paraşüt altındaki iniş yavaştır ve roket yere çarparak sağlam kalabilir ve tekrar uçabilir.

3.9. Ağırlık Kestirimi



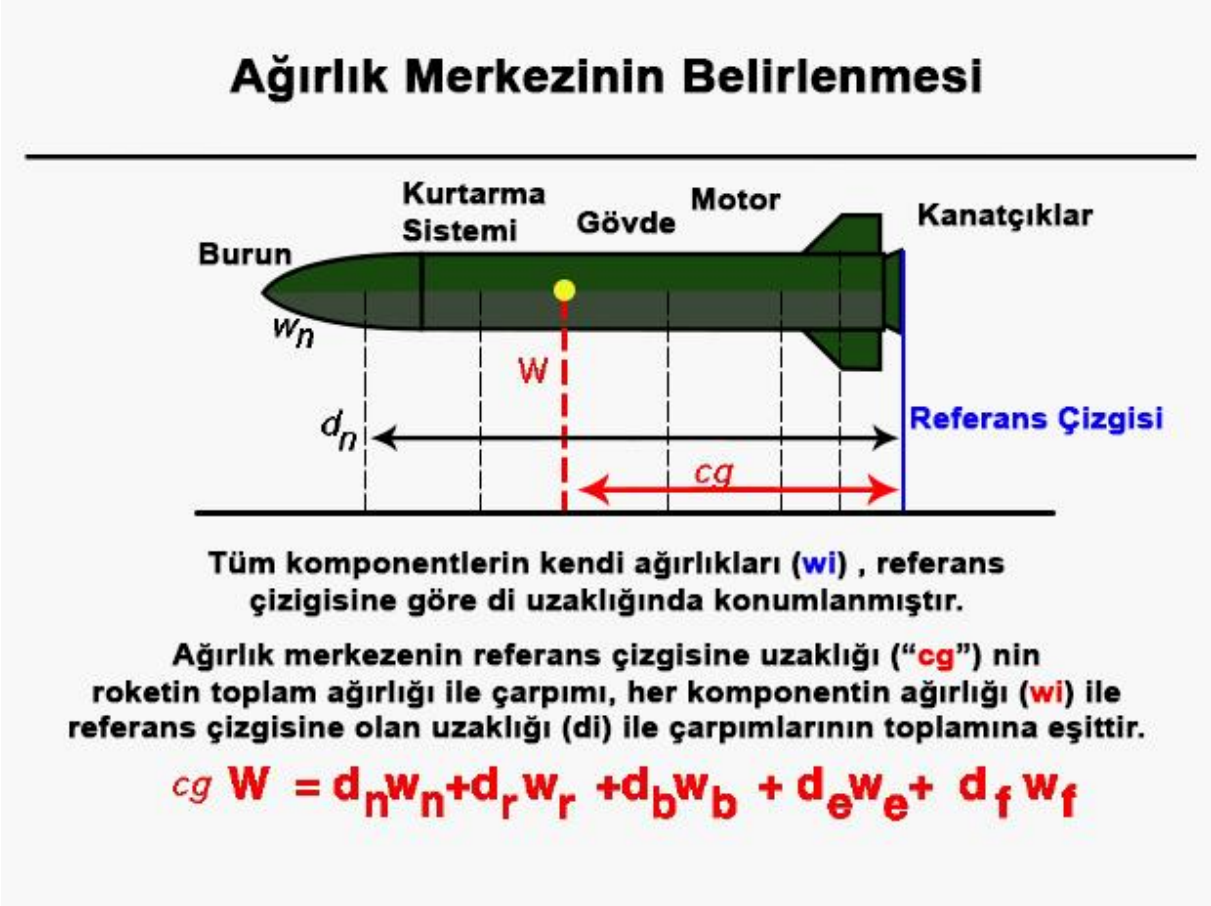
Ağırlık, Dünya'nın çekimi ile model roket üzerinde yaratılan kuvvettir. Kütle (ve ağırlık) gerçekte roket boyunca dağıtılır ve bazı problemler için dağılımı bilmek önemlidir. Ancak roket yörüngesi ve kararlılığı için, yalnızca toplam ağırlık ve ağırlık merkezinin konumu ile ilgilenilmesi yeterlidir. Ağırlık merkezi, roket kütlesinin gövde boyunca ortalama yeridir.

Mühendisler roket ağırlığını nasıl belirler?

Genel olarak, ağırlığın belirlenmesi, analiz kullanılmasını gerektiren karmaşık bir işlemdir. Bu rakam için, roketin ana parçalarının her birinin ağırlığının zaten bilindiği varsayılır (burun, kurtarma sistemi, gövde borusu, motor ve kanatçıklar). Bireysel bileşen ağırlığı, basitçe

bileşenin kütlesidir ve kütle çekim sabiti, g, deniz seviyesinde ortalama 9.8 m/s^2 'dir. Roketin toplam ağırlığı, bileşenlerin bireysel ağırlıklarının toplamıdır.

3.10. Kütle Merkezi



Bir model roket hareketi esnasında, ağırlık merkezi olarak adlandırılan bir nokta etrafında döner. Ağırlık merkezi, roket ağırlığının ortalama konumudur. Kütle (ve ağırlık) aslında roket boyunca dağılmıştır. Bazı problemlerde dağılımın bilinmesi önemlidir. Ancak roket yörüngesi ve manevra için, sadece toplam ağırlık ve ağırlık merkezinin konumu ile ilgilenilmesi yeterlidir.

Kütle merkezinin yeri nasıl belirlenir?

3.10.1. CG (Kütle Merkezi) Hesaplaması

Ağırlık merkezi burada anlatılan yöntemle kolaylıkla hesaplanabilir. Roketin ana parçalarının her birinin referans konumuna göre ağırlığının ve konumunun zaten bilindiği varsayılır: Burun, kurtarma sistemi, gövde borusu, kanatlar ve motor. Roketin toplam ağırlığı (W), bileşenlerin bireysel ağırlıklarının toplamıdır.

3.10.2. Bileşenlerin Konumu

Şekilde, burnun ağırlığı ve mesafesi referans çizgisine göre gösterilmektedir. Referans çizgisinin yeri isteğe bağlıdır (şekilde gösterildiği gibi roketin tabanından ziyade burnun

ucundan da ölçülebilir) ancak nerede olduğunun unutulmaması gerekir. CG, referans çizgisinden de ölçülen bir mesafedir. Burun "mesafesi" (dn), burnun ağırlık merkezinin referans çizgisine göre olan mesafesidir. Bu yüzden, burnun ve diğer roket bileşenlerinin her birinin ağırlık merkezinin hesaplayabilmesi ve belirlenmesi gerekmektedir. Bazı basit şekiller için CG veya ağırlığın ortalama konumunu bulmak oldukça basittir. Örneğin, eksene dik bakıldığında gövde borusu dikdörtgendir. Ağırlık merkezi, uç düzlemlerin orta eksenindedir.

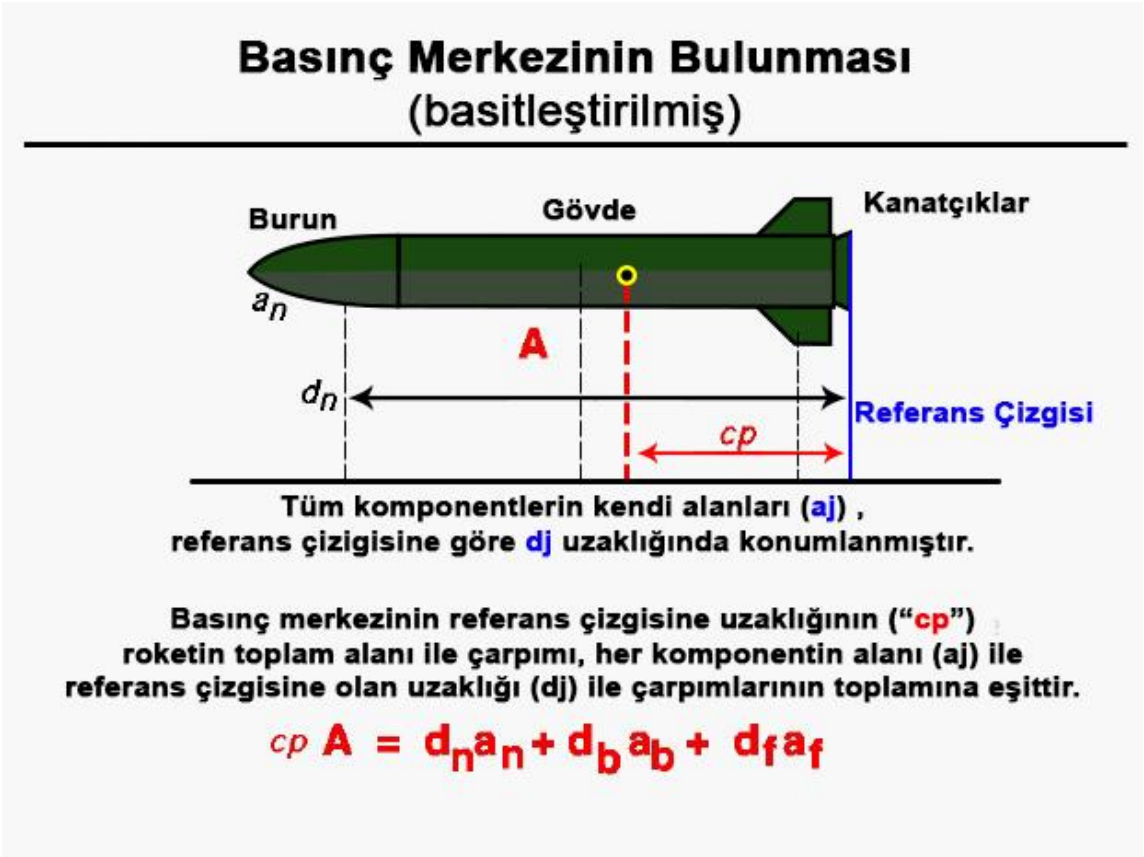
3.10.3. Mekanik Olarak CG Belirlenmesi

Bir model rokette, her bir bileşen veya tüm roket için ağırlık merkezini belirlemenin basit bir mekanik yolu vardır:

Bir ip veya kenar kullanarak bileşeni (veya tüm roketi) sadece dengelersek, bileşenin (veya roketin) dengelendiği nokta ağırlık merkezidir. Bu yöntem Uzay Mekiği gibi büyük bir roket için kullanılamaz, ancak bir model için oldukça iyi çalışabilir.

Başka ve daha karmaşık bir yol ise modeli bir noktadan asmak (örneğin bir kanatçığın köşesi) ve aynı noktadan ucuna ağırlık bağlı bir ip atmaktır. İp boyunca roket üzerine bir çizgi çizilir. İşlem roketteki başka bir noktadan tekrarlanır (örneğin burun). Şimdi rokete çizilen iki çizgi vardır. Ağırlık merkezi, çizgilerin kesiştiği noktadır. Bu yöntem, dengelenmesi zor olan düzensiz şekilli nesneler için de iyi sonuç vermektedir.

3.11. Basınç Merkezi



Model bir roket havada uçarken aerodinamik kuvvetler roketin tüm kısımlarına etki eder. Tüm roket bileşenlerinin ağırlığının ağırlık merkezi (CG) noktasına etki ettiği gibi, aerodinamik kuvvetler de basınç merkezi (CP) adı verilen tek bir noktaya etki eder. Peki, basınç merkezinin yeri nasıl belirlenir?

3.11.1. CP Hesaplama

Aerodinamik kuvvetler roket yüzeyindeki basınç değişimlerinin sonucudur. Normalde oldukça kapsamlı analizler sonucu uçuş boyunca hesaplanacak olan basınç merkezinin; model roket için hesaplamayı daha kolay hâle getirmekte kullanılan bazı basitleştirici varsayımları vardır. Model roketler kendi eksenleri etrafında simetriktir. Bu simetri, üç boyutlu problemin tamamının roket ekseni boyunca basit, iki boyutlu kesime indirgenmesini sağlar. Model roketler için, basınç değişimi oldukça küçüktür.

Basınç Merkezi (CP) hesaplamak için 3 yöntem önerilebilir:

• Barrowman Yöntemi, matematiksel hesaplamaları içerir. Bu yöntemin kullanılması seçilirse, çalışmanın gösterilmesi beklenir. Bu yöntem sonraki bölümde açıklanacaktır.

• Hazır model roket yazılımı programları kullanılabilir. Bu yöntem kullanılırsa, bu bilgilerin bir çıktısının gösterilmesi beklenir.

• Karton Kesme Yöntemi, çoğu roket için gayet iyi çalışabilir. Bu yöntem en basit olanıdır, ancak kararlılığı artırmak için temel sürüklemeye dayanan karmaşık tasarımlarla veya daha karmaşık yöntemlerle sınırlamaları vardır. (“Yanlış” kararlılık sorunları gösterebilir.) Bu yöntem kullanılırsa, kesilmiş kartonun CP yeri işaretli olarak getirilmesi beklenir.

3.11.2. Karton Kesme Yöntemi ile Basınç Merkezi Hesaplama

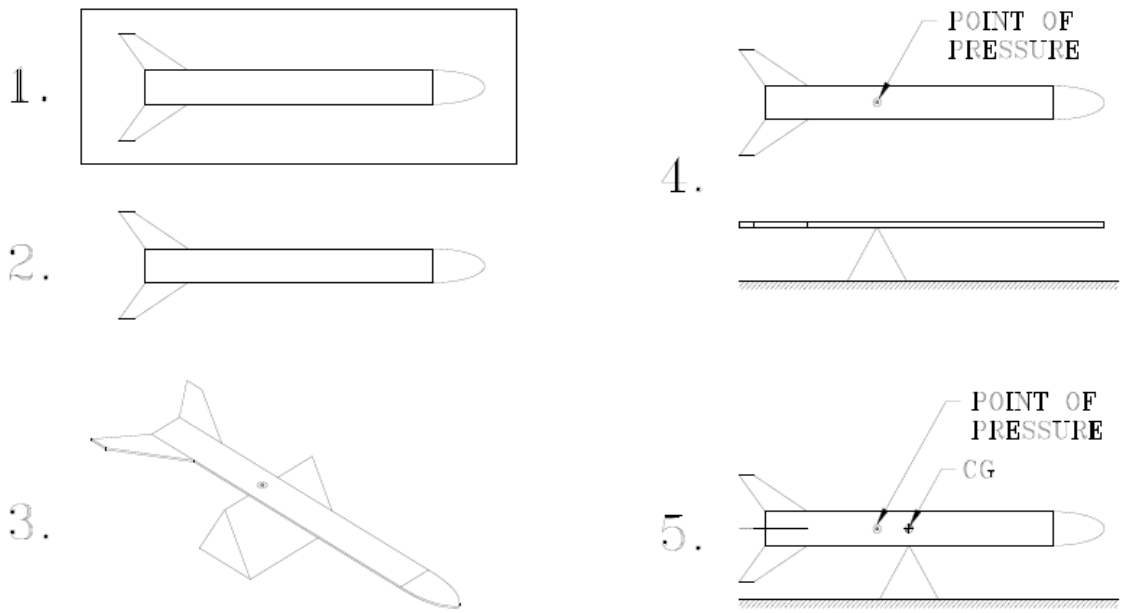
1. Roket "tam boyutlu" bir karton veya köpük afiş tahtasına çizerek başlanır. Önce gövde tüpünün uzunluğu ve genişliği ardından kanatçıklar ve burun konisi çizilir. Karton veya köpük posterin bükülmemesi için yeterince güçlü olduğundan emin olunur. Uzun modeller için ince ahşap gerekebilir.

2. Çizim dikkatlice kesilir.

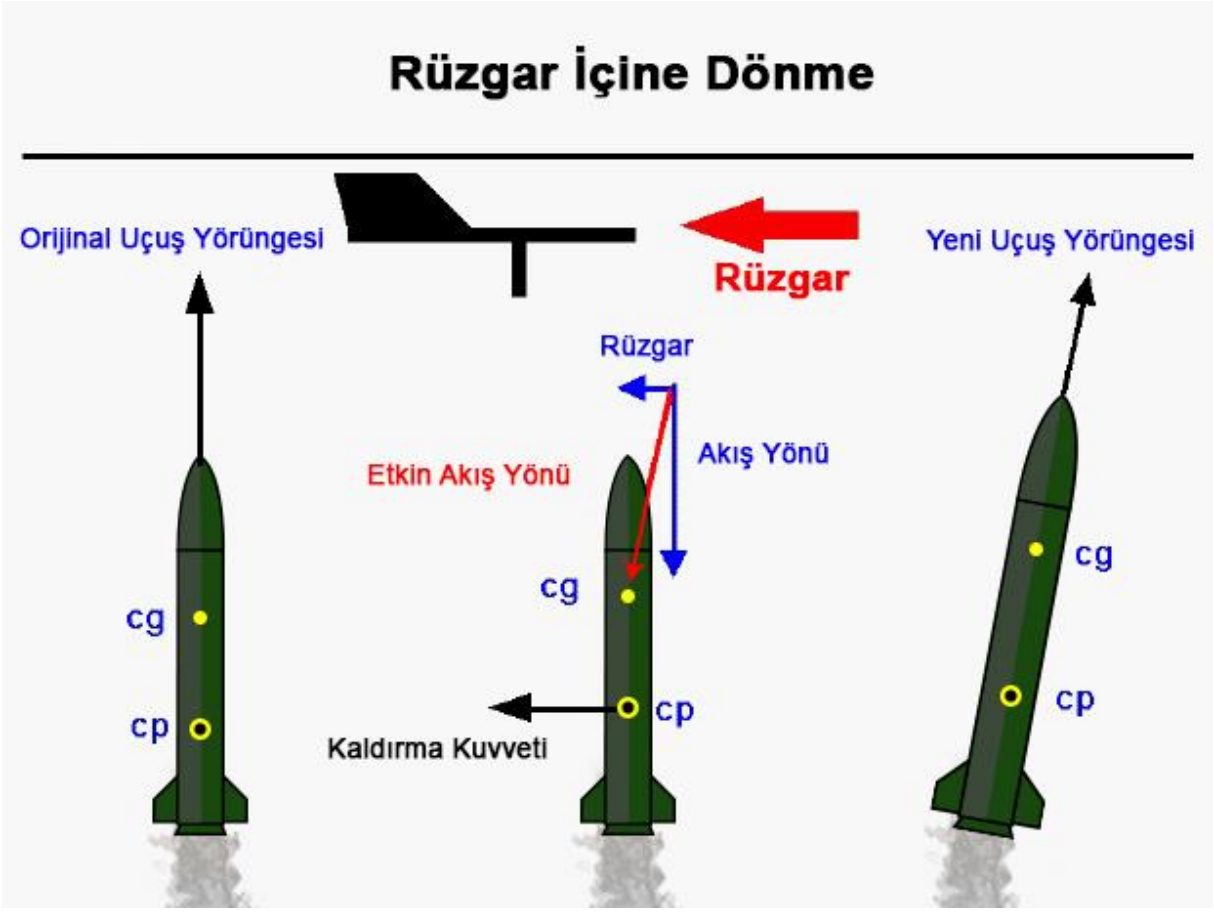
3. Oyuğun dengeleme noktasını bulunur. Bu, CP veya basınç noktasıdır.

4. Kesik üzerindeki basınç noktası işaretlenir.

5. Kesme noktasının altındaki basınç noktası ölçülür ve rokete aktarılır.



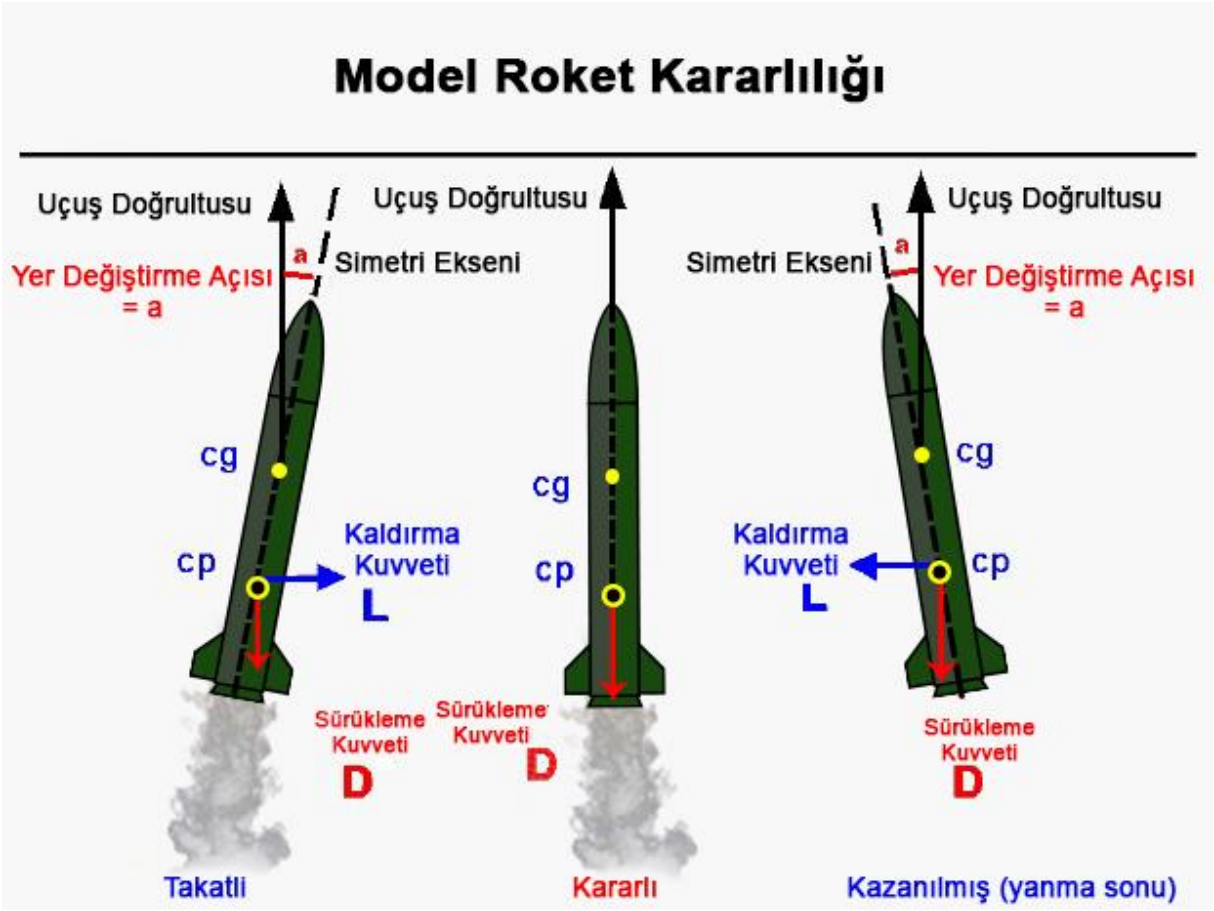
3.12. Rüzgâr İçine Dönme Etkisi



Bir model roket, havalanmasından sonra sık sık rüzgâra döner. Bu manevraya “rüzgârın içine dönme” denir ve roketteki aerodinamik kuvvetlerden kaynaklanır.

Roket fırlatma rampasından uzağa ilerledikçe, hız artar ve roket üzerindeki aerodinamik kuvvetler güçlenir. Aerodinamik kuvvetler, aracın üzerinden geçen havanın hızının karesine bağlıdır. Eğer rüzgâr yoksa uçuş yolu, şeklin solunda gösterildiği gibi dikey olacaktır ve bağıl hava hızı da dikey ve uçuş yolunun karşısındaki yönden olacaktır. Eğer roketin üzerindeyseniz, hava sizden roketin arkasına doğru ilerliyor gibi görünecektir. Rüzgâr yönünden bağımsız olarak, rüzgâr uçuş yoluna dik olan ilave bir hız bileşeni getirir. Bu bileşenin eklenmesi, rüzgârın ve roket hızının göreceli büyüklüğüne bağlı olan uçuş yoluna bir açıda etkili bir akış yönü üretir. Etkili akış roket eksenine meyilli olduğundan, roket gövdesi ve kanatçıklar tarafından aerodinamik bir kaldırma kuvveti üretilir. Kaldırma kuvveti, Şeklin ortasında gösterildiği gibi basınç merkezinden etki eder. Kaldırma kuvveti, roketin ağırlık merkezi etrafında dönmesine neden olarak, Şeklin sağında gösterildiği gibi rüzgâra yeni bir uçuş yolu oluşturur. Yeni uçuş yolu etkili akış yönü ile aynı hizada olduğundan, artık herhangi bir kaldırma kuvveti yoktur ve roket yeni uçuş yönünde uçmaya devam edecektir.

3.13. Kararlılık



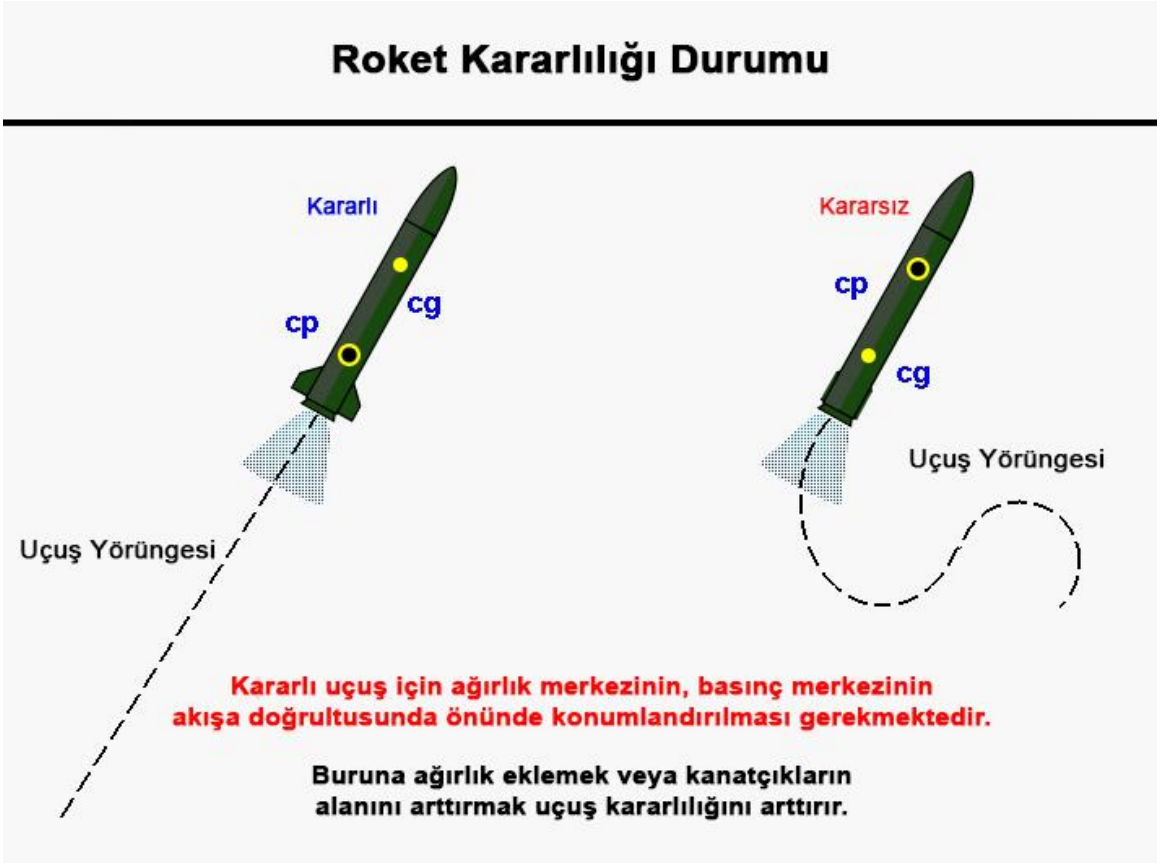
Bir model roketin uçuşu sırasında küçük rüzgâr veya itki dengesizlikleri roketin "sallanmasına" veya uçuş sırasındaki tutumunu değiştirmesine neden olabilir. Uçuştaki herhangi bir nesne

gibi, bir model roket, ağırlık merkezi etrafında (CG) döner ve şekilde sarı bir nokta olarak gösterilir. Dönme roketin ekseninin "a" belirli bir açıyla uçuş yoluna eğilmesine neden olur. Roket uçuş yoluna eğildiği zaman, roket gövdesi ve kanatçıkları tarafından bir kaldırma kuvveti üretilirken, aerodinamik sürükleme küçük eğimler için oldukça sabit kalır.

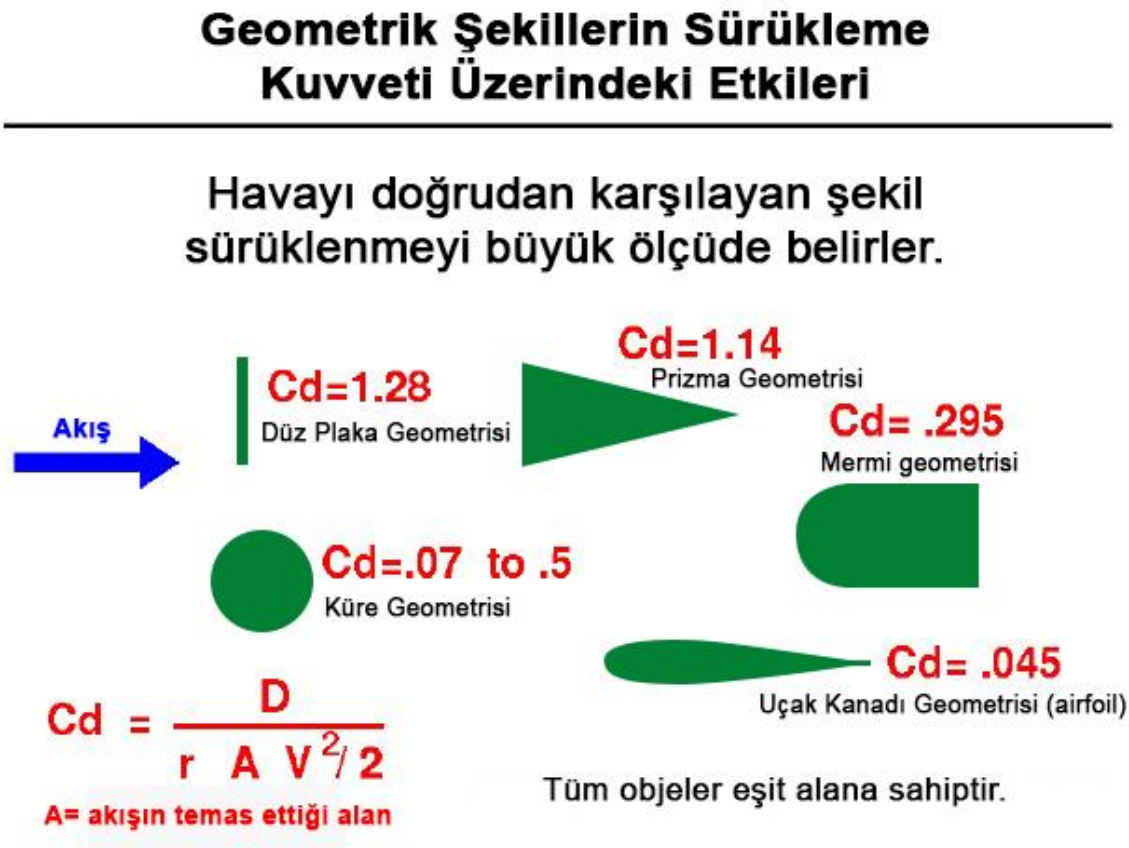
Bu şekilde, uçuş yönünün tam olarak dikey olduğu üç durum gösterilmektedir. Şeklin ortasında roket bozulmaz ve eksen uçuş yönü ile hizalanır. Roketin sürüklenmesi eksen boyunca yer alır ve oluşturulan bir kaldırma kuvveti yoktur. Şeklin solunda, motor çalışırken roketin burnu sağa yatmıştır. Figürün sağında, motor tükendikten sonra seyir sırasında roketin burnu sola yatmıştır. Her iki durumda da açı "a" sembolü ile gösterilir. Roketin sağ veya aşağı rüzgâr tarafına doğru bir kaldırma kuvveti oluşturulduğu ve yönlendirildiği görülebiliyor. Seyir (takatsiz) uçuş sırasında roket gövdesi üzerinde, kaldırma kuvveti sola, ayrıca roketin aşağısına, rüzgâr tarafına doğru yönlendirilir. Takatli uçuşta gövde üzerinde, hem kaldırma hem de sürükleme yeri ağırlık merkezi etrafında saat yönünün tersine bir moment üretir; roketin kuyruğu her iki kuvvetin etkisi altında sağa döner ve burun sola doğru hareket eder. Seyir (takatsiz) uçuş sırasında roket gövdesinde hem kaldırma hem de sürükleme kuvvetleri ağırlık merkezi etrafında saat yönünde moment üretir. Roketin kuyruğu, her iki kuvvetin etkisi altında sola dönecek ve burun sağa doğru hareket edecektir. Her iki durumda da, kaldırma ve sürükleme kuvvetleri, burnu tekrar uçuş yönüne doğru hareket ettirir. Mühendisler buna “geri yükleme kuvveti” der; çünkü kuvvetler aracı ilk durumuna "geri döndürür".

Bu model roket için bir geri yükleme kuvveti vardır; çünkü basınç merkezi ağırlık merkezinin gerisindedir. Eğer basınç merkezi ağırlık merkezinin önünde ise, kaldırma ve sürükleme kuvvetleri yönlerini korur ancak bu kuvvetler tarafından oluşturulan tork yönü tersine çevrilir. Buna “dengeleyici kuvvet” denir. Burnun herhangi bir küçük yer değiştirmesi yer değiştirmenin artmasına neden olan kuvvetler üretecektir. Sabit bir model roket için, basınç merkezinin ağırlık merkezinin arkasına yerleştirilmesi gerekir.

Kararlılığı belirlemek için bir model roket üzerinde kullanılabilecek nispeten basit bir test bulunmaktadır. Ağırlık merkezinin bulunduğu yerde gövdenin etrafına bir ip bağlanır. (Paraşüt ve motorun takılı olduğundan emin olun.) Ardından ipin diğer ucu tutulurken roket etrafınızdaki bir daire içinde çevrilir. Birkaç devirden sonra, burun dönme yönünü gösteriyorsa, roket kararlıdır ve basınç merkezi ağırlık merkezinden geridedir. Roket titriyorsa veya kuyruk dönme yönünü gösteriyorsa, roket kararsızdır. Basınç merkezini arkaya çekerek (kanatçık alanını arttırın) veya ağırlık merkezini öne çekerek (buruna ağırlık ekleyin) kararlılık artırılabilir.

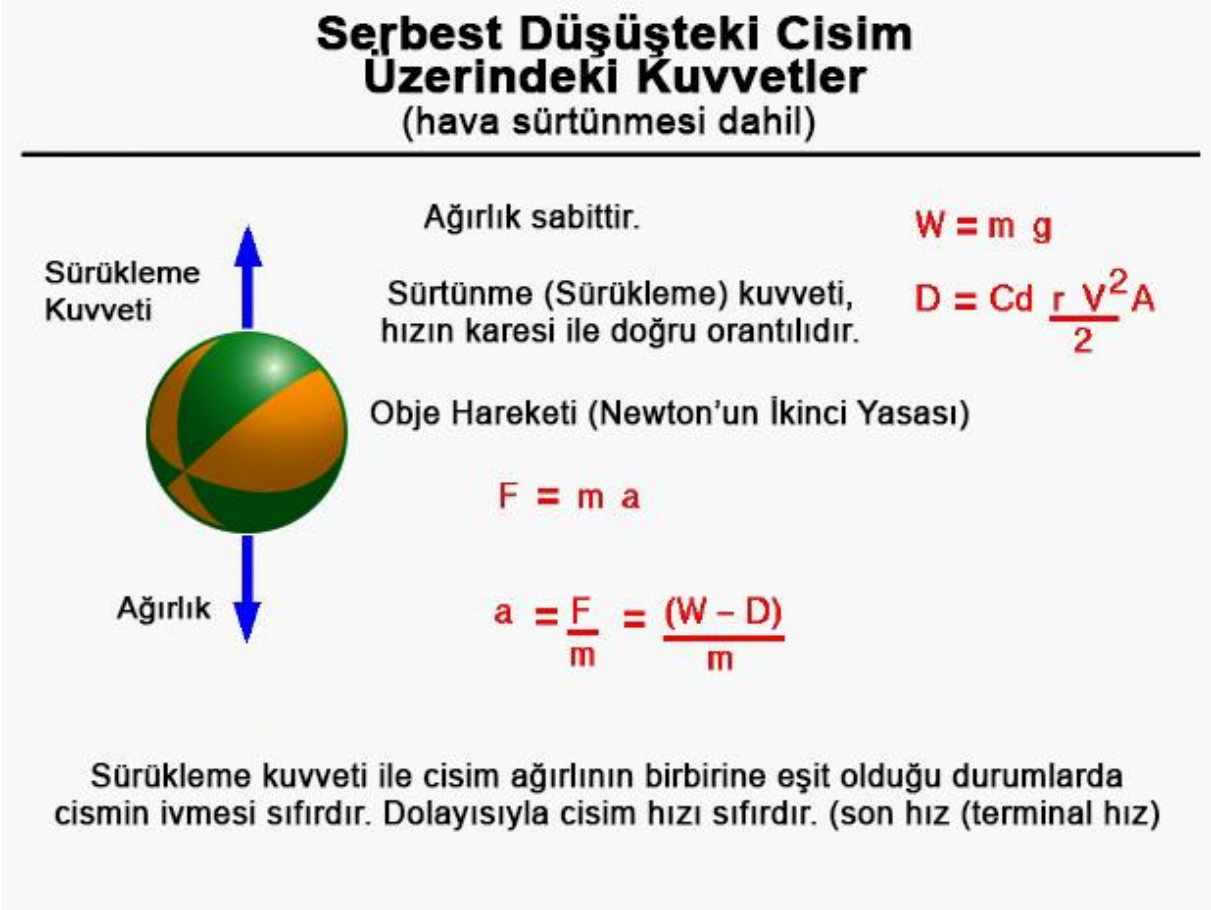


3.14. Sürükleme



Sürükleme katsayısı, aerodinamikçilerin, sürükleme kuvvetinin karmaşık bağımlılıklarını şekil eğimine ve bazı akış koşullarına göre modellemek için kullandıkları bir sayıdır. Sürükleme katsayısı (Cd), bir değer ile bölünmüş olan sürükleme kuvvetine (D) eşittir: yoğunluk (r veya rho) çarpı referans alan (A) çarpı hızın (V) karesinin yarısına eşittir. Şekilde, çeşitli hava objeleri için sürükleme katsayısının bazı tipik değerleri gösterilmektedir. Burada gösterilen değerler, deneysel olarak modeller bir rüzgâr tüneline yerleştirilerek, sürükleme miktarının ve tünel hız ve yoğunluk koşullarının ölçülmesiyle belirlenmiştir. Her nesnenin öngörülen ön kesit alanı referans alan olarak kullanılmıştır. Düz bir plaka Cd = 1.28, kama aşağı akış yönünde bakan kama şeklindeki bir prizma Cd = 1.14, bir kürede 0.07 ila 0.5 arasında değişen bir Cd, bir kurşunda Cd = 0.295 ve tipik bir kanat kesitinde Cd =0.045'tir.

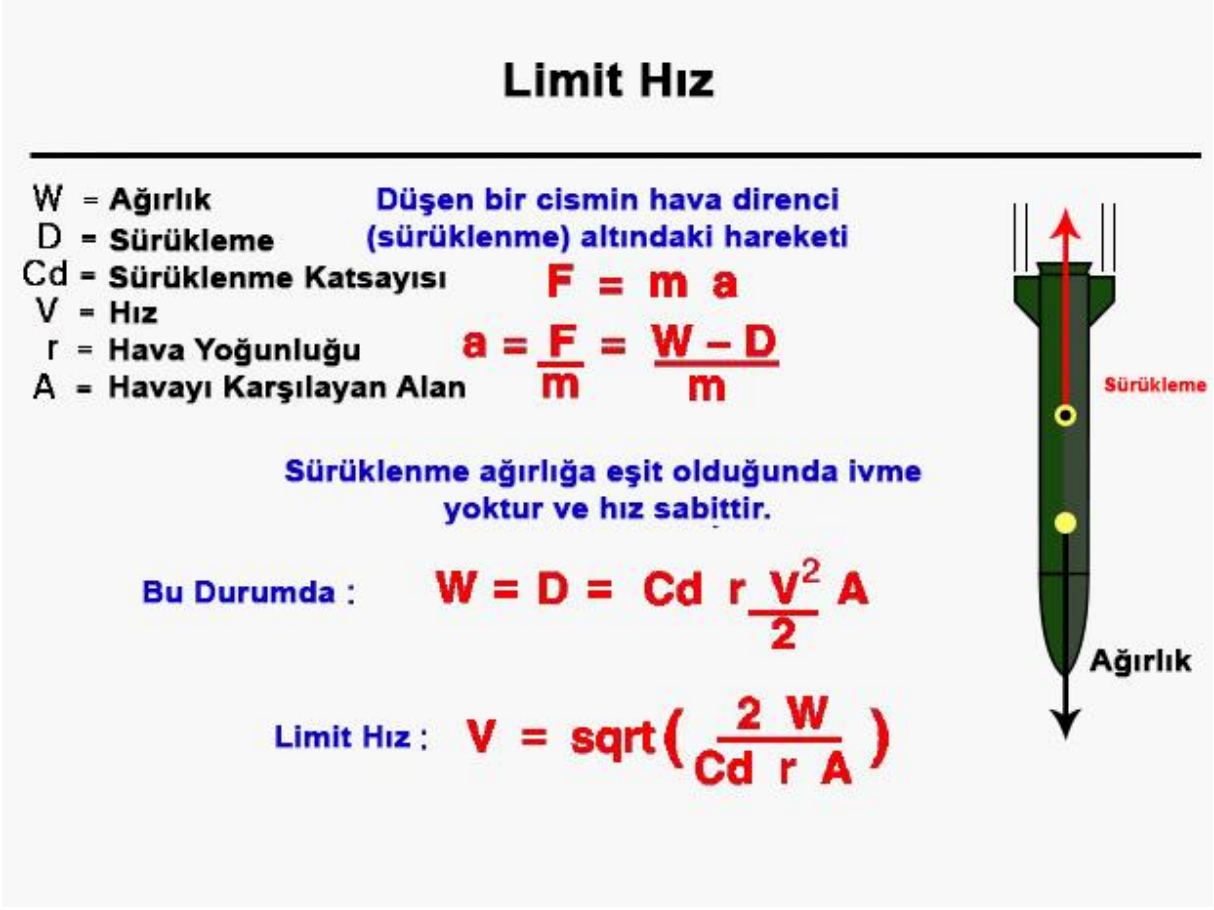
3.15. Serbest Düşen Cisimler



Atmosferden düşen bir nesne iki dış kuvvete maruz kalır. İlk kuvvet, "nesnenin ağırlığı olarak ifade edilen yerçekimi kuvvetidir. Ağırlık denklemi, cismin kütlesine (m) eşit olacak şekilde ağırlığı (W), Dünya yüzeyinde 9.8 metre/saniye^2 olan yerçekimi ivmesini (g) çarpı olarak tanımlar. Yerçekimi ivmesi, yerin merkezinden uzaklık karesi ile azalır. Dolayısıyla atmosferdeki en pratik problemler için bu faktörün sabit olduğu varsayılabilir. Eğer nesne bir

boşluğa düşüyorsa, bu nesneye etki eden tek kuvvet olacaktır. Ancak atmosferde düşen bir nesnenin hareketine hava direnci veya sürüklenme karşı çıkar. Sürükleme denklemi sürüklemenin (D) sürtünme katsayısına (Cd) eşit olduğunu, hava yoğunluğunun (r) yarısının, sürtünme katsayısının dayandığı bir referans alanın (A) hızının (V) karesi ile çarpımına eşit olduğunu gösterir.

Düşen bir nesnenin hareketi, Newton'un İkinci Hareket Yasası, kuvvet (F) = kütle (m) kat ivme (a) ile tanımlanabilir. Küçük bir işlem yapılabilir ve nesnenin net dış kuvveti ve nesnenin kütlesi cinsinden ivmesi çözülebilir (a = F / m). Net dış kuvvet, ağırlık ve çekme kuvvetleri arasındaki farka eşittir (F = W - D). Daha sonra nesnenin ivmesi bir = (W - D) / m olur. Sürükleme kuvveti, hızın karesine bağlıdır. Böylece vücut hızını artırdıkça (ve sürükleme) artacaktır. Sürüklemenin tam olarak ağırlığa eşit olduğu bir noktaya ulaşacaktır. Sürükleme ağırlığa eşit olduğunda, nesne üzerinde net bir dış kuvvet yoktur ve ivme sıfıra eşit olacaktır. Nesne daha sonra Newton'un İlk Hareket Yasası ile tarif edildiği gibi sabit bir hızda düşecektir. Sabit hız, terminal hız olarak adlandırılır.



Sürükleme ağırlığa eşit olduğunda, nesne üzerinde net bir dış kuvvet yoktur ve nesne, Newton'un İlk Hareket Yasası tarafından tarif edildiği gibi sabit bir hızda düşecektir. Sabit hız, terminal hız olarak adlandırılır.

Küçük bir cebir yaparak ve sürükleme denklemini kullanarak terminal hızının değeri belirlenebilir. Sürükleme (D) bir sürükleme katsayısına, (Cd) hava yoğunluğuna, (r) hava hızının karesine (V) ve nesnenin referans alanına (A) bağlıdır.

D = Cd * r * V ^ 2 * A / 2

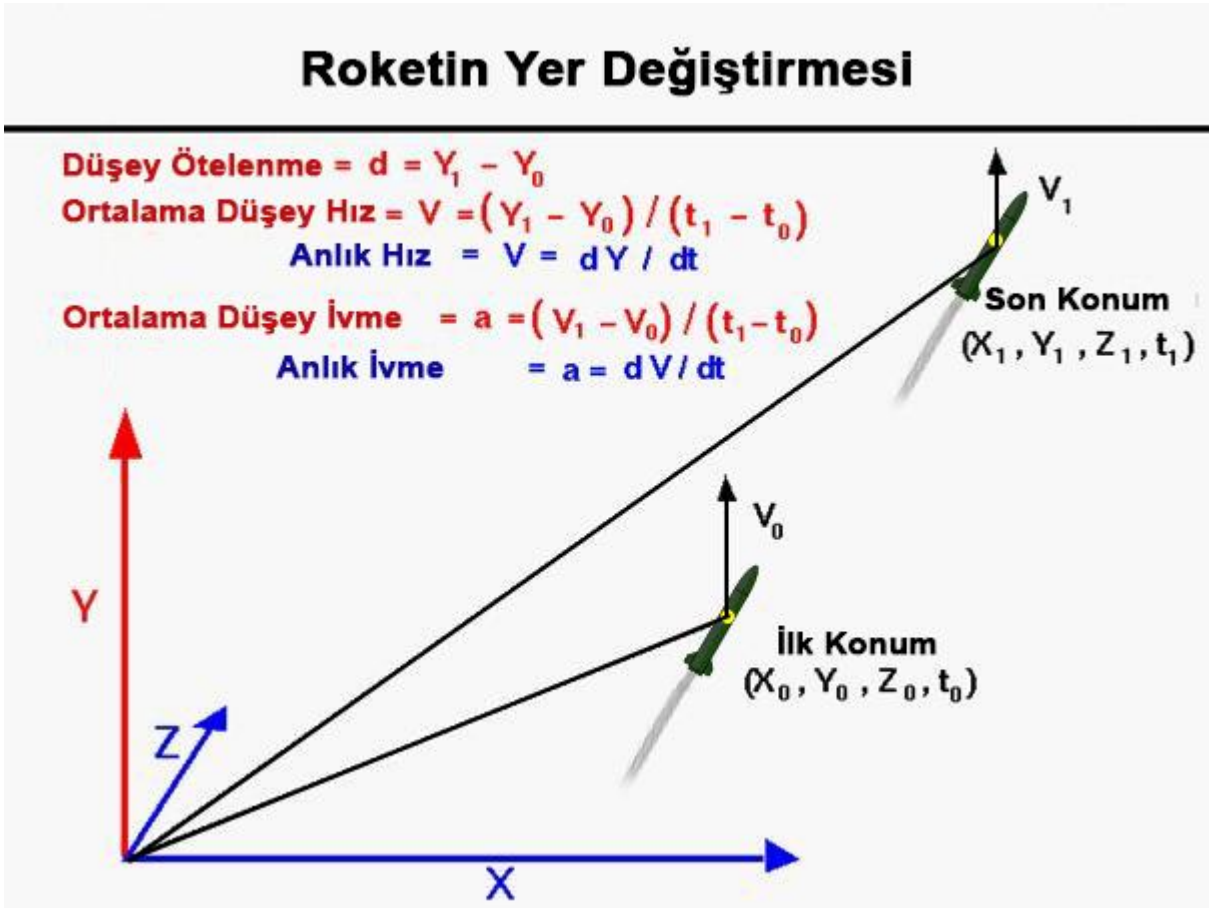
Terminal hız, D = W denklemini çözerek elde edilir.

V = sqrt ((2 * W) / (Cd * r * A)

Bir model roket için, sürükleme katsayısının tipik değeri 0,75'e yakındır. Model roketler çok yüksek uçmadığından hava yoğunluğu neredeyse sabit ve deniz seviyesi değerine eşittir (1.229 kg/m^3).

Terminal hız denklemi bize büyük kesit alanı veya yüksek sürükleme katsayısına sahip bir nesnenin küçük alan veya düşük sürükleme katsayısına sahip bir nesneden daha yavaş düşeceğini söyler. Büyük bir paraşütle donatılmış bir roket, bir flama kurtarma sistemine sahip olandan daha yavaş düşecektir.

3.16. Uçuş Benzetimi



Üç mekânsal boyut ve bir zaman boyutu ile tanımlanan Dünya'da yaşıyoruz. Nesneler bu etki alanı içinde iki şekilde hareket edebilir. Bir nesne, bir noktadan diğerine konumu çevirebilir

veya yerini değiştirebilir ve bir nesne dönebilir veya tutumunu değiştirebilir. Genel olarak, bir nesnenin hareketi hem çeviri hem de döndürmeyi içerir. Bir roketin hareketi özellikle karmaşıktır; çünkü rotasyonlar ve çeviriler birbirine bağlıdır: Bir dönüş, çevirileri etkileyen kuvvetlerin büyüklüğünü ve yönünü etkiler.

Ortogonal bir koordinat sisteminde x, y ve z koordinatlarını belirterek roket konumu istenen an belirlenebilir. Ortogonal bir koordinat sistemi, koordinat yönlerinin her birine diğer tüm koordinat yönlerine diktir. Başlangıçta, roketimiz "0" noktasında, t0 zamanında x0, y0 ve z0 koordinatlarındadır Genel olarak, roket etki alanı boyunca bir süre sonra t1, x1, y1 ve z1 koordinatlarıyla roket "1" noktasına gelinceye kadar etki alanı boyunca hareket eder. Her koordinat yönündeki - d yer değiştirmesini "0" noktasından "1" noktasına kadar olan koordinat farkı ile belirlenebilir. X-deplasman eşittir (x1 - x0), y-deplasman eşittir (y1 - y0) ve z-deplasman eşittir (z1 - z0). Bu sayfada, öğrencinin hareketin temellerini daha iyi anlamasına yardımcı olmak için y koordinatındaki yer değiştirme sunulmuştur.

d = y1 - y0

Toplam yer değiştirme, yer değiştirme vektörünün koordinat yönündeki bileşenleri olan x, y ve z yer değiştirmelerinin olduğu bir vektör miktarıdır. Yer değiştirmeden elde edilen miktarların tümü aynı zamanda vektör miktarlarıdır.

Alandaki roketin V hızı, zamana göre yer değiştirmenin türevidir. Y yönünde, ortalama hız zaman aralığına bölünen yer değiştirmedir:

V = (y1 - y0) / (t1 - t0)

Bu sadece ortalama bir hızdır; roket etki alanı içinde hızlandırabilir ve yavaşlayabilir. Herhangi bir anda roket, ortalamadan farklı bir hıza sahip olabilir.

V = dy / dt

d / dt sembolü, matematiksel türevi gösterir. Bu yüzden başlangıçta roketin konumu x0, y0, z0 ve t0 koordinatlarıyla belirlendiğinde, başlangıçtaki anlık V0 hızı da belirlenebilirdi. Benzer şekilde, x1, y1, z1 ve t1 son pozisyonunda, hız bir miktar V1'e değişebilir. Burada sadece hızın y bileşeni göz önünde bulundurulmuştur. Gerçekte, roket hızı üç yönde de değişir. Hız bir vektör miktarıdır; hem bir büyüklük hem de bir yön vardır.

Roketin ivmesi (a) zamana göre hızın türevidir. Y yönünde ortalama ivme, zaman aralığına bölünen hızdaki değişimdir:

a = (V1 - V0) / (t1 - t0)

Hızda olduğu gibi, bu sadece bir ortalamadır, Herhangi bir anda roket, ortalamadan farklı bir ivmeye sahip olabilir. Zaman farkı çok küçük (diferansiyel) bir boyuta küçültülürse, anlık ivme zamandaki fark değişimini bölerek hızdaki fark değişimi olarak tanımlanabilir:

$$a = dv / dt$$

3.17. Kaynakça

[1] G. K. Mandell, G. J. Caporaso ve W. P. Bengen, Topics in Advanced Model Rocketry, The MIT Press, 1973.

[2] grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/

4. Bölüm 3: Model Roket Tasarımı

Tasarım, her zaman sistematik yürütülmesi gereken bir süreçtir. Ürün tasarımı yapmanın temel amacı, bir ihtiyaç doğrultusunda hâlihazırda sahip olunmayan bir yeteneğe ulaşmaktır. Roket tasarımı da bu açıdan değerlendirilebilir. Ancak uğraşılan malzemeler herhangi bir ürün değil, yüksek kaliteli ve enerjik malzemelerdir. Uğraşılan ortam deniz seviyesi değil, derin sulardan uzak yıldızlara kadar her ortamdır.

Bu nedenle tasarım yapılırken hataların ilk aşamalarda elenmesi gerekmektedir. Bunu yapmanın en iyi yolu ise tasarıma başlamadan önce elde bulunan ve tasarıma yarayan her bilgiyi öğrenmekten ve saklamaktan geçer. Bu bilgiler tasarım isterleri, kabiliyetler, geometrik kriterler, yakıt bilimi, termodinamik vb. pek çok konuyu kapsar.

Tasarım sürecinde alt sistemlerin tasarım incelikleri ayrı ayrı araştırılmalıdır. Ancak tasarım yapılırken bu sistemler birbirinden bağımsız düşünülemez. Bir alt sistemin çıktısı başka bir alt sistemin girdisi olabilir ya da bir alt sistem başka bir alt sistemi kısıtlıyor olabilir. Örnek verilecek olursa motorun sıcaklığı diğer sistemler için bir uyarı niteliğindedir ve motorun çevresini nasıl etkilediği her aşamada göz önünde bulundurulmalıdır.

Tasarımda dikkat edilmesi gereken bir unsur da bilgileri güncellemektir. Süreç başında çok farklı seçeneklerde alt sistemler varmış gibi gözükse de süreç ilerledikçe kimi parametreler yakınsayacak ya da sabitleneceklerdir. Bu durum girdileri sürekli olarak güncellemeyi gerektirir. Çünkü öğrenilen, geliştirilen ya da ortaya çıkarılan her bilgi tasarım için önemlidir ve ivedilikle değerlendirilmesi gerekmektedir. Bu şekilde, (yapılması gerekiyorsa) tasarımdaki değişikler en kısa zamanda belirlenmiş ve hatanın en kısa yerinden dönülmüş olunur. Aksi takdirde tasarımın ilerleyen süreçlerinde karşılaşılan hatalar büyük zaman ve bütçe kayıplarına yol açabilir.

4.1. Motor Tasarımı

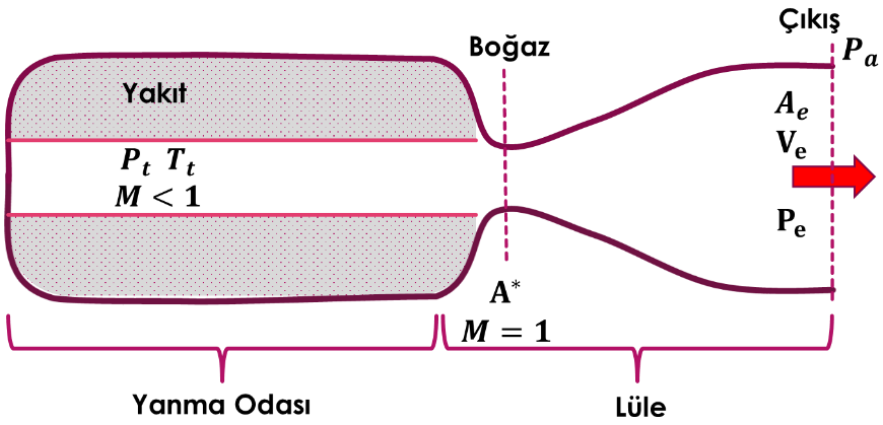
Roketlerin kalbi motorlardır. Basitçe anlatılacak olursa roket motorları, çalışmaları esnasında yüksek basınç ve sıcaklıkta gaz içeren kapalı ortamlardır. Roket motorlarının çalışmasını anlayabilmek ve inceleyebilmek için bilinmesi gereken temel konu başlıkları; mekanik, termodinamik ve kimyadır.

4.1.1. Balistik Denklemler

Etki-tepki esasına göre çalışan roket motorları yüksek enerjili yanma ürünlerinin dışarıya atılması sırasında oluşan itkiyi kullanırlar. İtkinin en büyük bileşeni, yanma odası içerisindeki yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazların roket motorunun en küçük açıklığı olan lüle yardımı ile hızlandırılması ve dışarıya atılmasıyla oluşur. Diğer bir deyişle itki, lüleden çıkan gazların momentumu sayesinde oluşur (bkz. momentumun korunumu). İtkinin diğer bileşeni ise iç ve

dış basınç farkından gelir. Roket motorları eksenel simetrik olduğu için gövde üzerindeki basınç farkları birbirlerini dengeler, sadece lüle çıkış alanı etrafındaki basınç farkı kuvvet oluşturur.

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



Şekil 23: Yanma Odası Şematik Gösterimi

Boğazda akış ses hızına ulaşıyorsa ($M = 1$), boğulma (İng. choked condition) koşulu söz konusu ise, akışın debisi sabitlenir yani momentum öğesindeki kütle bilinir.

Debi bir alandan saniyede geçen kütle miktarıdır.

$$\dot{m} = \rho V A$$

Bu denklemde yoğunluk bilinir ya da referans yoğunluk sayesinde hesaplanır. Hız, ses hızı ve Mach sayısı kullanılarak hesaplanır. Alan ise geometrik değişkendir, istenilen alan atanıp debi bulunabilir ya da debi biliniyorsa alan bulunabilir.

Referans özellikler (sıcaklık, basınç ya da yoğunluk), durağan özellikler olarak ele alınabilirler. Yanma odasındaki tepkime sonucu açığa çıkacak sıcaklık, oluşan basınç ve ürünlerin yoğunluğu harici programlar yardımı ile bulunabilir (CEA, NASA). Ya da bu değerler atanır ve bu değerleri verecek tepkime elde edilmeye çalışılır.

$$Ses\ hızı: a = \sqrt{\gamma RT}$$

$$\dot{m} = \frac{\rho}{\rho_0}\rho_0 \times M\sqrt{\gamma R T_0}\sqrt{\frac{T}{T_0}} \times A$$

Durağan özelliklerden akışın statik özelliklerine geçmek için “izentropik denklemler” (İng. isentropic equations) kullanılır. Bu denklemlerin açıklanmasına referanslardan ulaşılabilir. Özetle denklemler aşağıdaki gibidir:

$$\frac{T}{T_0} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}} = \frac{T}{T_0}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Bu bilgiler kullanıldığında debi denklemi aşağıdaki gibi olur:

$$\dot{m} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-1}{\gamma-1}} \rho_0 \sqrt{\gamma R T_0} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-1}{2}} MA$$

Bu denklemi sadeleştirmek için ideal gaz denklemi kullanılabilir.

$$P = \rho R T \Rightarrow \rho_0 \sqrt{R T_0} = \frac{P_0}{\sqrt{T_0 R}}$$

Bu bağıntıya karşılık gelen terimler, debi denkleminde yer değiştirildiğinde debinin son hali aşağıdaki gibi olur:

$$\dot{m} = \frac{A P_0}{\sqrt{T_0}} \times \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \times \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \times M$$

Durağan özellikler bilindiği takdirde, debi iki değişkene bağlı kalır: alan ve Mach sayısı. Eğer lüle boğulursa bu terimlerden biri daha belirlenmiş olur ($M = 1 \; @Boğaz$).

$$M = 1 \Rightarrow \dot{m} = \frac{A^* P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Yukarıdaki denkleme göre, sadece boğaz alanını atayarak debiye ulaşılabilir.

Kütlenin korunumunu kullanılarak lülenin genişleyen bölümünün herhangi bir yerindeki özellikler bulunabilir:

$$Kütlenin\ korunumu \Rightarrow \dot{m_{th}} = \dot{m_{ex}} \Rightarrow$$

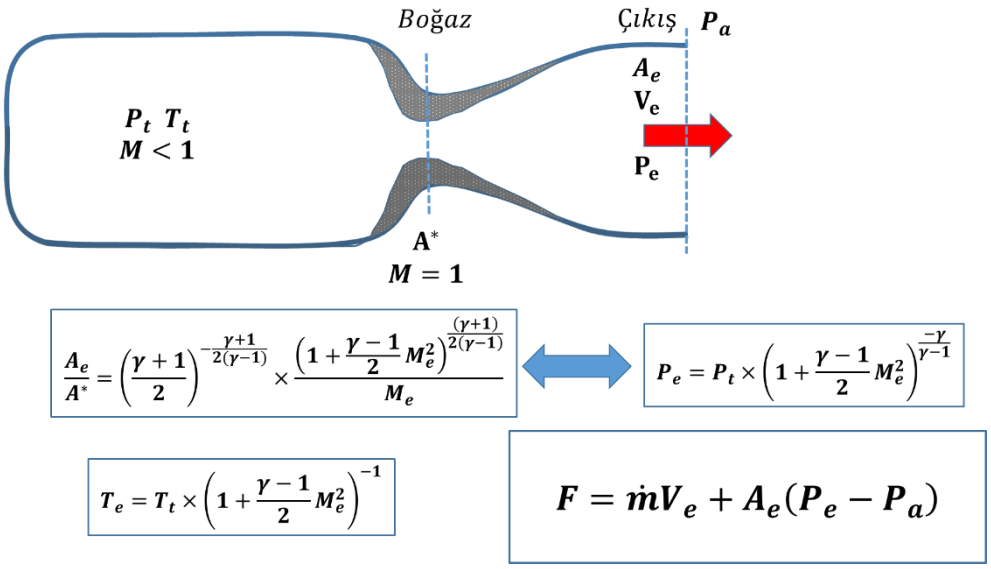
$$\frac{A_e}{A^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \times \frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}}{M}$$

Bu denkleme göre çıkış alanı bilinirse Mach sayısı elde edilebilir. Daha sonra da izentropik denklemler sayesinde akışın statik sıcaklığına, basıncına ve hızına geçilebilir. Çıkış alanını belirlemek için de çıkış basıncını istenen değere ulaştıracak Mach sayısı belirlenip, işlemler geriye doğru çözülebilir.

Lülede ilerleyen akış alan arttıkça hızlanır. Hızlanan akışın basıncı düşer. Çıkış basıncının dış basınçtan farklı olması kayıplara neden olur. Lüle çıkış alanı uçuş süresi boyunca kontrol edilemediği için, ideal durumda çıkış basıncı hep sabit kalacaktır. Çıkış basıncı, uçuş profili sırasında maruz kalınan dış basınçlardan birine eşitlenirse, en azından o noktada verimli bir roket tasarlanmış olunur. Bu basınca karar vermek tasarımcının işidir.

Denklemler belli olsa dahi tasarım aşaması tasarımcıya bağlıdır. Hangi değerlerin belli olduğu, hangi kısıtların var olduğu değişkenlik gösterebilir. Bu yüzden tasarım yaklaşımı bu etkenlere bağlı olarak ele alınmalıdır.

Motor performansını uçuşa bağlamak için kullanılan en önemli terimlerden biri “toplam darbe”dir. Toplam darbe, uçuş süresi boyunca ne kadar itkinin üretildiğini gösterir.



Şekil 24: Yanma Odası Balistik Bağıntılar

$$I_t = \int_0^t F\,dt$$

Toplam darbe, başka bir deyiş ile itki-zaman grafiğinin altında kalan alandır. Sabit bir itki değerinde, ateşleme ve sönmenin önemsiz sayıldığı durumlarda toplam darbe formülü şu şekilde sadeleştirilebilir:

$$I_t = F \times t$$

Özgül darbe ise birim ağırlıktaki yakıtın ne kadar darbe ürettiğidir. Değerlendirilen alternatifler arasında hangisinin en verimli olduğu bu değere bakılarak anlaşılabilir.

$$I_s = \frac{\int_0^t F\,dt}{g\int_0^t \dot{m}\,dt}$$

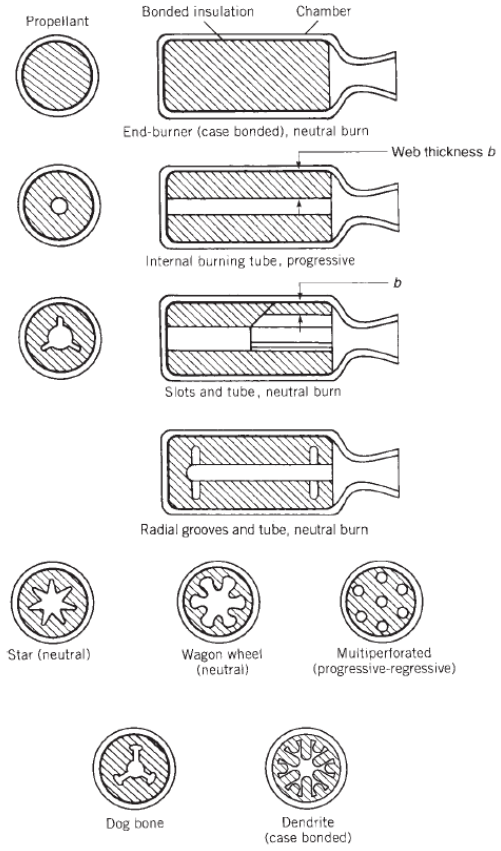
4.2. Katı Yakıt Konsepti

Roketlerde olduğu gibi model roketlerde katı, sıvı ya da hibrit yakıtlar kullanılabilir. Ancak katı yakıt diğer seçeneklere göre nispeten daha ulaşılabilir olduğu için model roketçilikte kullanımı daha yaygındır.

Katı yakıtlı motor tasarımı, yakıtın yanma özelliklerine, yanma hızına, yanan yüzey alanına ve yakıtın çubuğunun geometrisine bağlıdır.

Yakıt yandıkça geometri yanan yüzeye dik bir şekilde ilerler. Bu ilerleyiş genellikle mm/saniye cinsinden ifade edilir ve adı "yanma hızı"dır. Yanma hızı yakıtın bileşenlerine bağlıdır ve çalışma koşullarına bağlıdır (yanma basıncı ve sıcaklığı temel çevresel etkenlerdir).

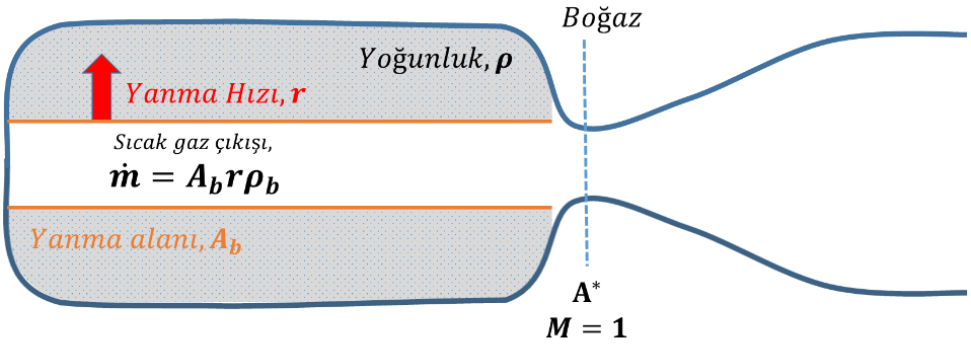
Yakıtın şekli, zamanla ne kadar alana sahip yüzeyin yanacağını belirler.



Şekil 25: Katı Yakıt Profil Örnekleri

Katı yandıkça herhangi bir anda oluşan kütle (yanma ürünleri debisi), yakıtın yoğunluğuna yanma hızına ve yanan yüzey alanına bağlıdır.

$$\dot{m} = A_b r \rho_b$$



$$A_b r \rho_b = \frac{d}{dt}(\rho_t V_c) + A^* P_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \rightarrow \frac{A_b}{A^*} = \frac{P_t^{1-n}\sqrt{\gamma\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\rho_b a\sqrt{RT_t}}$$

Şekil 26: Katı Yakıtlı Roketlerde Basınç Hesabı

Yukarıdaki denklem kütlenin korunumu prensibine dayanır. Yakıtın yanması ile yanma odası boşluğunu besleyen maddelerin debisinin, lüleden çıkan debiye eşitlenmesi ile elde edilir.

4.3. Gövde Tasarımı

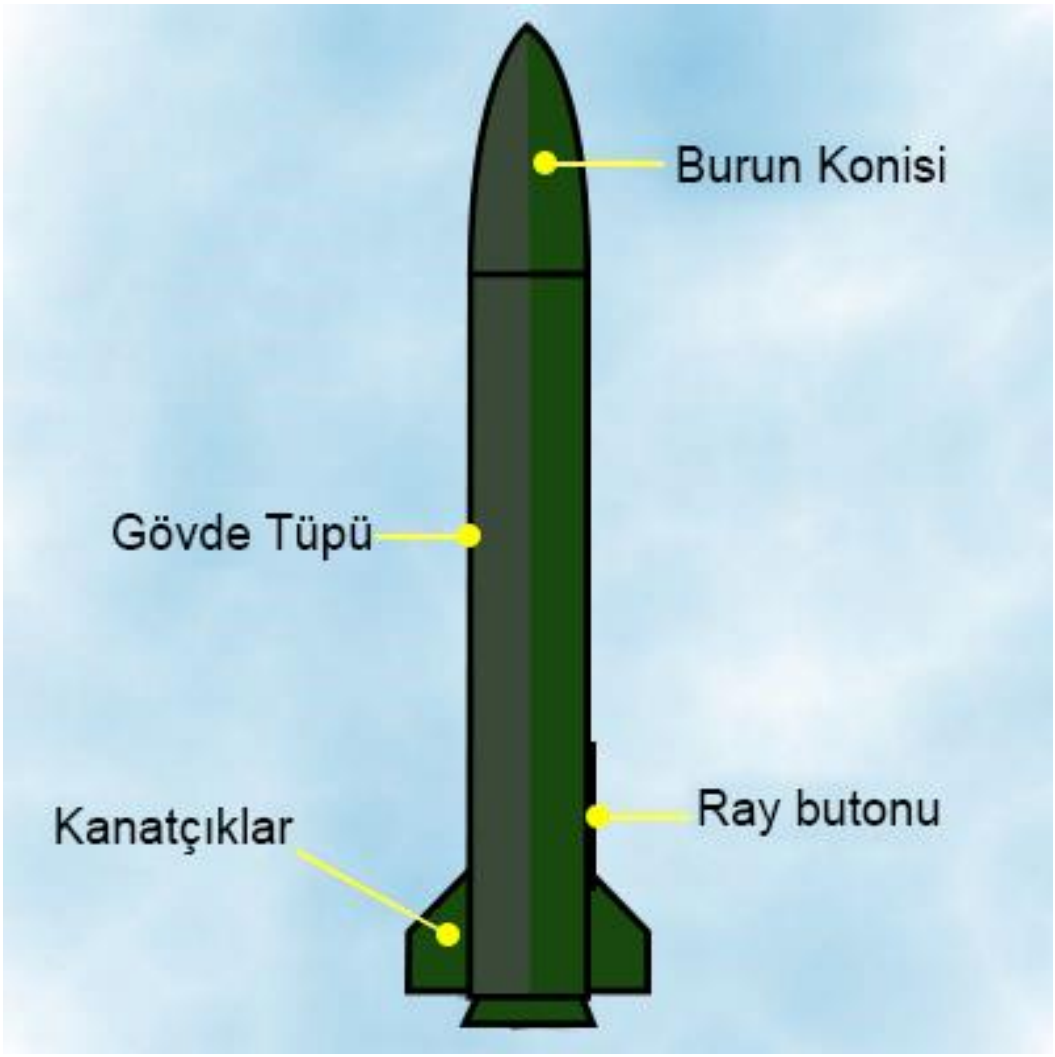
Gövde neredeyse roketin tüm sistemlerini içinde barındıran, yapısal bütünlüğü sağlayan ve alt sistemleri dış ortamdan koruyan elemandır. Model roketçilikte karmaşık alt sistemlere ihtiyaç duyulmadığı için, gövdenin şekillenmesine yardımcı en önemli etken motor denebilir. Motor ve montaj yöntemi geometrik olarak gövdenin çapını belirler. Motor montaj yönteminde dikkat edilmesi gereken, motordan gelen yükü karşılayıp eşit şekilde paylaştıracak, motorun sabit kalmasını sağlayacak güçlü yapılardan oluşmasıdır. Bu sistemler tasarlandıktan sonra gövdeye dair önemli bilgiler açığa çıkmış olur.

Gövde tasarımında unutulmaması gereken başka bir etken ise gövdenin atmosfere maruz kalacağıdır. Bu nedenle gövde çapı belirlenirken hesaplamalar dikkatli yapılmalı ve gerektiğinden büyük çap kullanılmamalıdır. Çaptaki fazlalıklar sürüklenme olarak geri dönecek ve performansı düşürecektir.

Uzunluk-yarıçap oranı, gövde tasarlanırken kullanılan bir orandır ve model roketçilikte gövdeyi şekillendirmek için büyük bir adım olarak görülebilir. Kaynaklarda bu oranın aralığına dair bilgiler olsa dahi bu oranı belirlemek için en iyi yöntem, ön tasarım aşamasında bulunan benzer roketlerde kullanılan değerleri karşılaştırmaktır. Çünkü gövde uzunluğu, ağırlık

merkezi ve basınç merkezi gibi önemli değerleri doğrudan etkiler. Basınç merkezi ve gövde uzunluğu arasındaki ilişki sonraki başlıkta incelenebilir.

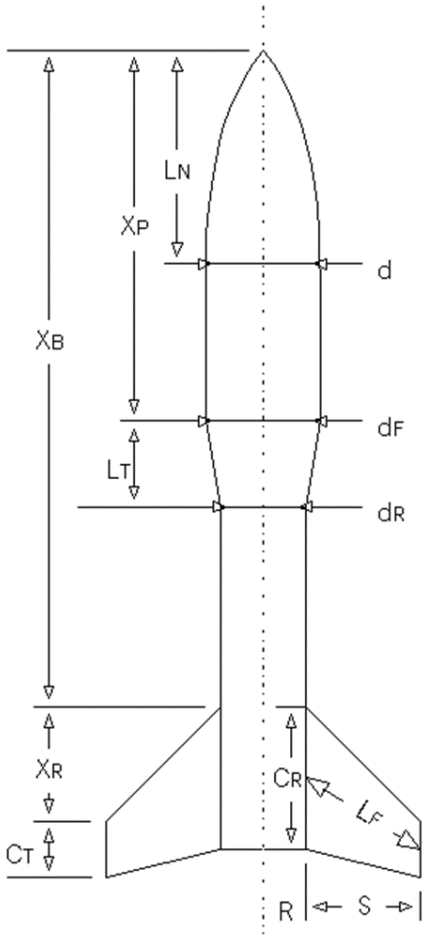
Gövde tasarımı yapılırken sistemlerin çalışma koşulları dikkate alınmalıdır. Uçuş verisi toplayan sensörler, çalışabilecekleri ortamlarda muhafaza edilmelidir. Atmosfer verisi toplayan sensörler, kapalı ortamlarda saklanmamalıdır. Hassas, korunması gereken elektronik birimler ise gerekiyorsa dış ortamdan izole edilmelidir. Titreşim roketlerde karşılaşılan bir sorun olduğu için birimler iyi sabitlenmelidir.



Şekil 27: Roket Gövdesi (Kırmızı)

4.4. Kanatçık Tasarımı

Kanatçıklar roketin kararlı uçması için büyük önem taşırlar. Kararlı uçuş için ise basınç merkezinin (C_P), ağırlık merkezinin (C_G) gerisinde bulunması gerekmektedir. Güdümsüz, irtifa roketlerinde kanatçıkların hareketli olmasına ve kesit alanlarının airfoil olmasına ihtiyaç yoktur; çünkü sabit kanatlarla kararlılık yeterince sağlanabilir ve sabit kanatçıklar, hareketli kontrol yüzeyine sahip kanatçıklara göre çok daha basit ve ucuzdur.



L_N = Burun Uzunluğu

d = Burun En Geniş Çapı

d_F = Gövde Geçişinin Ön Bölümü Çapı

d_R = Gövde Geçişinin Arka Bölümü Çapı

L_T = Gövde Geçişinin Boylamsal Uzunluğu

X_P = Burun Ucu ile Gövde Geçişi Arasındaki Boylamsal Mesafe

C_R = Kanatçık Kök Kesiti

C_T = Kanatçık Uç Kesiti

S = Kanatçık Yarı-Açıklığı

L_F = Kanatçık Yarı Kesitinin Boylamsal Uzunluğu

R = Gövde Sonu Yari Çapı

X_R = Kanatçık Kök ve Uç Hücum Kenarları Arasındaki Boylamsal Mesafe

X_B = Burun Ucu ile Kanatçık Kökü Hücum Kenarı arasındaki Boylamsal Mesafe

θ = Kanat eğim açısı

N = Kanatçık Sayısı

Basınç merkezi ve ağırlık merkezi arasındaki mesafeyi istenilen değere getiren konvansiyonel bir kanatçık tasarımı, irtifa roketleri için yeterlidir. Önceki bölümde de değinildiği gibi, kanatçıkların geometrisini hesaba katarak basınç merkezinin hesaplanması Barrowman denklemleri yardımıyla olur.

$$L_F = \sqrt{S^2 + \left(\frac{C_T + C_R}{2} + \frac{S}{\tan\theta}\right)^2}$$

Roketin basınç merkezinin roketin burnundan olan mesafesi aşağıdaki denklem yardımı ile bulunur:

$$\bar{X} = \frac{(C_N)_N X_N + (C_N)_T X_T + (C_N)_F X_F}{(C_N)_R}$$

Bu denklemde C_N geometri ile belirlenen birimsiz bir katsayıdır; "N" indisli değişkenler burun (İng. nose) için, "T" indisli değişkenler kesit geçişleri (İng. transition) için ve "F" indisli değişkenler kanatçıklar için (fin) kullanılır.

4.4.1. Burun

Barrowman denklemleri burun yapısını dikkate alır. Konik bir burun ile ogiv şekilli burun arasında fark vardır.

Konik burunlar için: $X_N = 0.666 L_N$

Ogiv şekilli burunlar için: $X_N = 0.466 L_N$

Parabolik burunlar için: $X_N = 0.5 L_N$ bağıntıları kullanılır.

Burunlar için şekil önemli olmaksızın genellikle $(C_N)_N = 2$ kullanılır.

4.4.2. Geçiş Bölgeleri

$$(C_N)_T = 2\left[\left(\frac{d_R}{d}\right)^2 - \left(\frac{d_F}{d}\right)^2\right]$$

$$X_T = X_P + \frac{L_T}{3}\left[1 + \frac{1 - \frac{d_F}{d_R}}{1 - \left(\frac{d_F}{d_R}\right)^2}\right]$$

4.4.3. Kanatçıklar

$$(C_N)_F = \left(1 + \frac{R}{S+R}\right)\left(\frac{4N\left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2L_F}{C_R + C_T}\right)^2}}\right)$$

$$X_F = X_B + \frac{X_R}{3}\left(\frac{C_R + 2C_T}{C_R + C_T}\right) + \frac{1}{6}\left(C_R + C_T - \frac{C_R C_T}{C_R + C_T}\right)$$

4.4.4. Roket

$$(C_N)_R = (C_N)_N + (C_N)_F + (C_N)_T$$

Bu denklemler kullanılarak basınç merkezini istenen marjinde tutacak kanatçıklar tasarlanabilir.

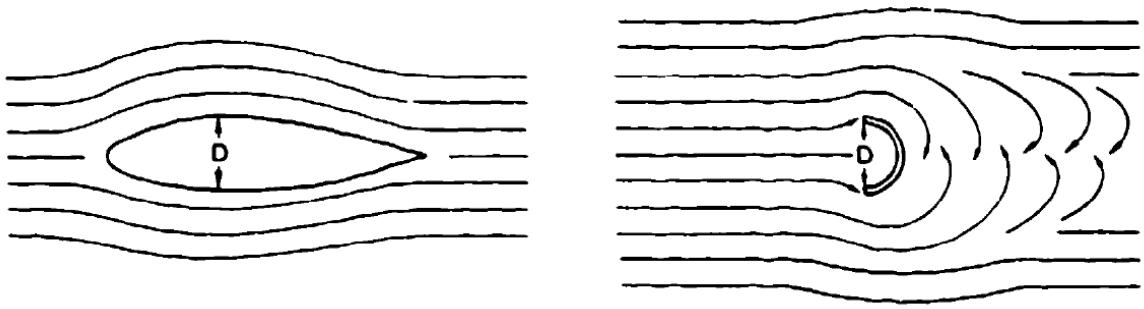
4.5. Kurtarma Sistemi

Kurtarma sistemlerinin amacı, hava-uzay araçlarında bulunan değerli alt sistemleri güvenli bir şekilde yere indirmektir. Kurtarma sistemleri paraşüt, kanat ya da dikey iniş yapabilen sistemlerden oluşabilir. Bu kısımda ise paraşüt kurtarma sistemleri üzerine değinilecektir.

Paraşüt üzerindeki yükler dünyayı çevreleyen atmosferin etkisiyle oluşur. Bu nedenle atmosferin özellikleri isabetli şekilde tanımlanmalı, gerekirse yapılan işlemlerde irtifaya göre değişimi göz önünde bulundurulmalıdır. Bilinmesi gereken özellikler başlıca şunlardır:

- Yoğunluk
- Statik basınç
- Sıcaklık
- Yer çekimi
- Ses hızı
- Kinematik viskozite (viscosity)

Bu değerler irtifa ile değişir. Uçuş profiline bakarak bu değişimin önemli olup olmadığı öngörülebilir.

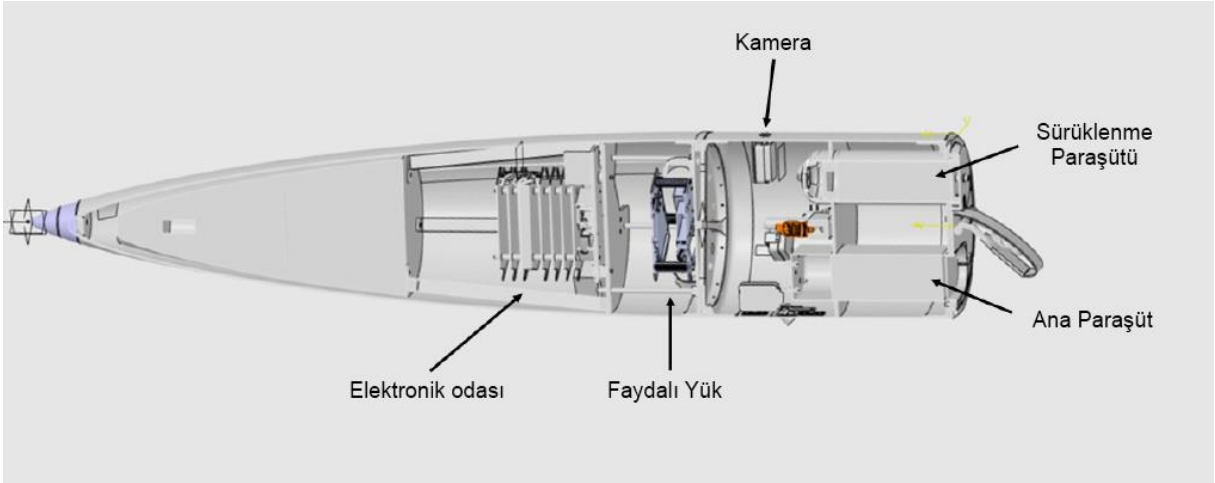


Şekil 29: Airfoil ve Açık Yarım Küre Şekillerinin Hava İçindeki Hareketi

Kurtarma sistemi roketi ve roketteki faydalı yükü, aerodinamik sürüklenmeyi kullanarak kurtarmaya yarar. Kurtarma sistemi tasarlanırken objelerin operasyonel dayanımları, uçuş sırasında maruz kalınan ortam ve kurtarma isterleri değerlendirilmelidir. Bu değerlendirme sonucunda ortaya çıkan kriterler derlenmeli ve tasarım bunlara uygun olmalıdır. Aşağıda örnek olabilecek bir kriter derlemesi listesi verilmiştir:

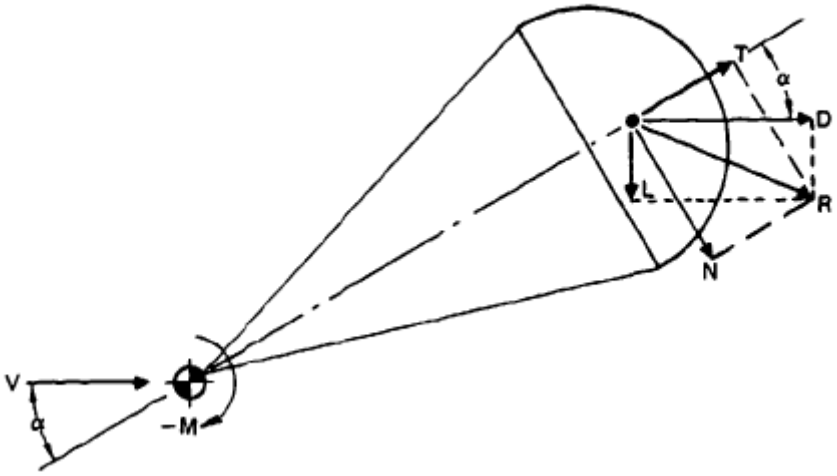
- Kurtarma sistemi iniş hızı 25 m/s'den düşük olmalıdır.
- Kurtarma sistemi 10 km yükseklikteki atmosfer şartlarına dayanmalıdır.
- Kurtarma sisteminin ağırlığı 5 kg'dan düşük olmalıdır.
- Kurtarma sistemine 20 cm çapa sığmalıdır.
- Kurtarma sistemi 15 kg yükü kurtarabilmelidir.
- Kurtarma sistemi için güvenlik faktörü en az 2.5 olmalıdır.
- Ana paraşütün maruz kaldığı yük en fazla 3 kN olmalıdır.

Bulunan kriterler derlendikten sonra tasarım için bir yaklaşım belirlenmelidir. Bu yaklaşım tasarımcının inisiyatifindedir. Sahip olunan bilgiler, isterler ve kısıtlar tasarım yaklaşımını değiştiren etkenlerdir. Ancak aerodinamik denklemler ve yer çekimi her koşul için ortaktır. Kurtarılacak sistemlerin ağırlığı, paraşütün yüzey alanı ve hava geçirgenliği, paraşütün inişe kadar maruz kalacağı atmosferik koşullar değerlendirilerek aday tasarımlar ortaya çıkarılabilir.



Şekil 30: Stratos III Burun Kesiti

Paraşüt tasarımındaki en önemli etken havada maruz kaldığı sürüklenmedir; çünkü paraşütün temel amacı bu sürüklenmeyi kullanarak bağlı olduğu sistemleri yavaşlatmaktır.



Şekil 31: Paraşüt Üzerindeki Kuvvetler

Paraşütün görevini yerine getirebilmesi için açıldıktan sonra dengeye ulaşması gerekmektedir. Paraşütün dengeye ulaşması, belli bir süreden sonra gerçekleşir. Bu süre basit bir şekilde paraşütün yüzey alanı ve sistemin toplam ağırlığı ve paraşütün açıldığı zamandaki sistemin hareketi ile bulunabilir.

Aerodinamik sürüklenme:

$$D = \frac{(C_D S)_{paraşüt} \rho V^2}{2}$$

Denge konumunda sürüklenme toplam ağırlığa eşitlenir:

$$D = W$$

Bu iki eşitlik kullanılarak denge konumundaki hız bulunabilir:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{SC_D\rho}}$$

Denge konumuna kadar geçen süre, sistemin paraşüt açılmadan önceki hızı ile bulunabilir. Bu işlemlerde dikkat edilmesi gereken ilk hızın denge hızından (limit hız) büyük ya da küçük olduğudur. Denge hızından farklı olan herhangi bir hız sistem üzerinde kuvvet olduğunu gösterir. Bu kuvvet sayesinde ivme bulunur. İvme kullanılarak bir sonraki zaman dilimindeki hız ve kuvvet bulunur. Güncellenen hız ile güncellenen kuvvet bulunur. Bu adım takip

edilerek, değerler güncellenerek en sonunda limit hıza ulaşılır. Bu hıza ulaşana kadar geçen süre ve değişen irtifa bulunmuş olunur.

Süzülebilen paraşütlerde ise durum daha karmaşıktır. Paraşütler simetrik değildir, ileriye doğru bir hız vardır denklemlere artık kaldırma kuvveti de girer. Daha detaylı bilgi için ilgili referans incelenebilir.

Paraşüt tasarlandıktan ve uçuşu simüle edildikten sonra yapısal dayanımı incelenmelidir. Yapısal dayanım incelenirken dikkat edilmesi gereken iki kuvvet vardır. Bu kuvvetlerden ilki operasyon sırasında maruz kalacağı yani denge konumundaki yüktür. Bu yük uzun sürelidir ve tüm sistemlerin bu süre içinde işlevselliğini koruması gerekmektedir.

Diğer bir kuvvet ise paraşütün maruz kalacağı en fazla kuvvettir. Bu kuvvet paraşüt açıldığında ya da ayırma mekanizma çalıştığında karşılaşılan anlık bir kuvvet olabilir. Bu kuvvet altında tüm sistemlerin işlevselliğini koruması gerekmektedir.

Paraşüt üretilirken paraşüt iplerinin; simetrik, eş uzunlukta, eş malzemeli, aynı şekilde üretilmiş, aynı etkilere maruz kalmış vs. olmaları önemlidir. İplerdeki herhangi bir farklılık yüklerin dengesiz dağılmasına yol açar. Bu nedenle farklılıkların giderilmesi veya kontrollü şekilde tasarlanması sistemin istenilen şekilde çalışması için hayati önem taşımaktadır.

4.6. Kaynakça

[1] Rocket Propulsion Elements by George P. Sutton

[2] Elements of Propulsion:Gas Turbines and Rockets by Jack D. Mattingly

[3] Calculating the Center of Pressure of a Model Rocket

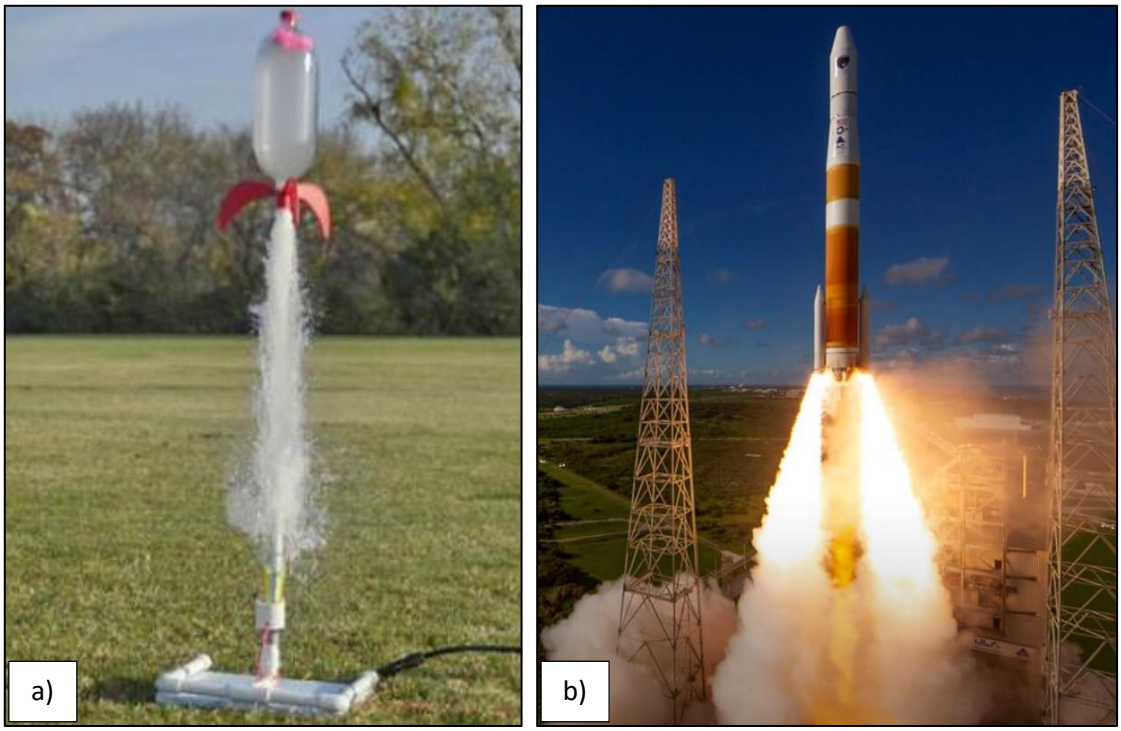
[4] Rocket Fin Design by Eric Hardester & Philip Kinghorn

[5] Systematic Design of a Parachute Recovery System for the Stratos III Student Built Sounding Rocket

[6] Parachute Recovery Systems Design Manual

5. Bölüm 4: Tasarım ve Üretim Süreçleri

Model roketçilik, yeterli literatür araştırması yapılıp gerekli özen gösterildiğinde iyi ürünlerin ortaya çıkabildiği bir çalışma/hobi alanıdır. 30 cm uzunluğunda olan su roketleri de hobi roketçiliği kapsamında değerlendirilebildiği gibi, 10.000 metreye çıkan sonda roketleri de amacı ve kapsamına bağlı olarak model roket olarak değerlendirilebilir (bkz. Şekil 32). Bu dokümanda görece büyük çaplı model roketlerin tasarım ve üretim süreçleri ile ilgili öneri niteliğinde bilgiler verilmiştir. Bu bilgiler daha küçük boyutlardaki model roketler için de temel olarak yeterlidir.



Şekil 32: a) Su Roketi [1] b) Sonda Roketi [2]

5.1. Tasarım Aşamaları

5.1.1. Ön Tasarım

Ön tasarım aşaması, tasarımın temel hatlarıyla belirlendiği aşamadır. Tasarım isterleri tanımlanır, literatür araştırması yapılır ve benzer sistemlerle ilgili bilgiler toplanır. İlk olarak görev isterleri, geometrik kısıtlar, eldeki imkânlar, yasal kısıtlar, tasarıma ayrılabilecek süre vb. bilgiler derlenir ve değerlendirilir. Örneğin, hâlihazırda bir atış rampası varsa roketin atılacağı rampaya sığması gerekmektedir. Bu da çap ve/veya boy anlamında geometriyi kısıtlar. Ya da kullanılacak motor belli ise roketin kalanını tasarlarken bu parçadan başlamak işleri kolaylaştırabilir. Motorun itkisi, ağırlığı ve ebatları belli olduktan sonra yapılan kabataslak bir çizim ve buna göre yerleştirilen sistemler roketin boyutlarını vb. tahmin etmeye yarar. Bu

aşamada verilen kararlardaki isabet, diğer süreçlere harcanan zamanı ve uğraşı azaltmaya yardımcı olur.

Bu aşamada kapsamlı bir literatür araştırması yapılması önemlidir. Benzer görevlerde kullanılan roketlerin temel özellikleri (boy, ağırlık, vb.) bilinirse tasarım süreci daha az denemeyle tamamlanabilir. Benzer sistem araştırması şu nedenlerden dolayı önemlidir:

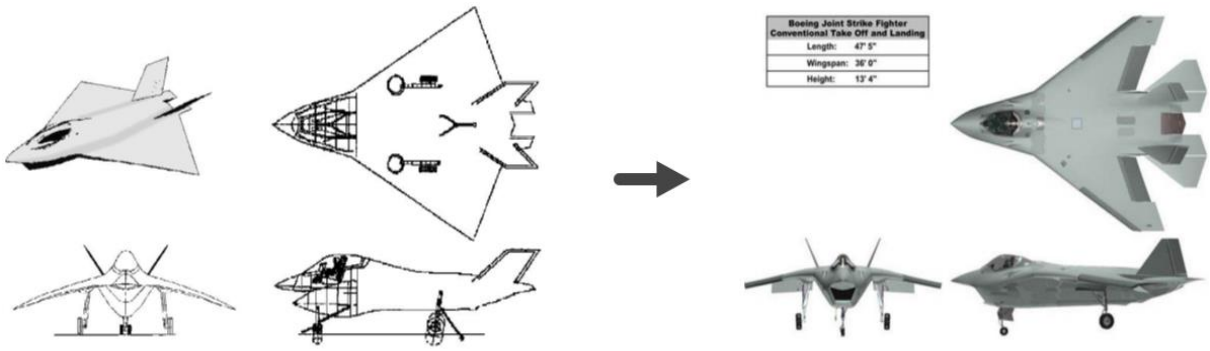
- Benzer sistem araştırması, tasarımcının gerekli tasarımın neye benzeyeceğine dair ilk izlenime ulaşmasını sağlar.
- Tasarımcının ulaşmaya çalıştığı sistemin geometrik ve performans açısından nasıl olacağına dair öngörüde bulunmasına yardımcı olur.

Literatür araştırması sonucunda benzer sistemleri doğrudan kullanmak yaratıcılığı önler ve tasarımcının gelişimini kısıtlar. Bu nedenle sistemleri birebir kopyalamak yerine hedeflenen göreve uyarlamak ya da yeni sistemler tasarlamak önemlidir.

Roketlerin temel amacı bir yükü istenilen yere sevk etmektir. Dolayısıyla taşınan faydalı yük roket tasarımı için eldeki ilk çıkış değeri olarak düşünülebilir. Roketin geri kalanı ihtiyaçtan büyük yapılsa da görevi istenen şekilde sağlayabilir. Ancak faydalı yükün taşınmasından sonraki en önemli amaçlardan biri de maliyettir. Gereğinden fazla yapılan her türlü tasarım mali açıdan verimsizliğe neden olur. Bu sebeple, ağırlık ve diğer sistemlere ayrılan hacmi bilerek çalışılması önerilmektedir.

5.1.2. Detay Tasarım

Bu aşamada ön tasarım aşamasında belirlenen tasarım alternatifleri arasında kıyaslama yapılır. Kıyaslama sonunda ön plana çıkan sistemin tasarımı detaylandırılır. Bu kapsamda, detaylı akış analizleri, yapısal analizler, tolerans bilgilerini içeren teknik çizimler yapılır; üretim yöntemleri ve stratejisi belirlenir. Örneğin paraşüt bezinin malzemesi ve nasıl ve nerede üretileceği bu aşamada artık kesin hatlarıyla belirlenmesi gereken süreçtir. Ayrıca bu aşamada, alt parça tedarikleri gerçekleştirilerek üretim ve montaj denemeleri yapılır. Bu tasarım evresinin sonunda konfigürasyon dondurulmuş olur.



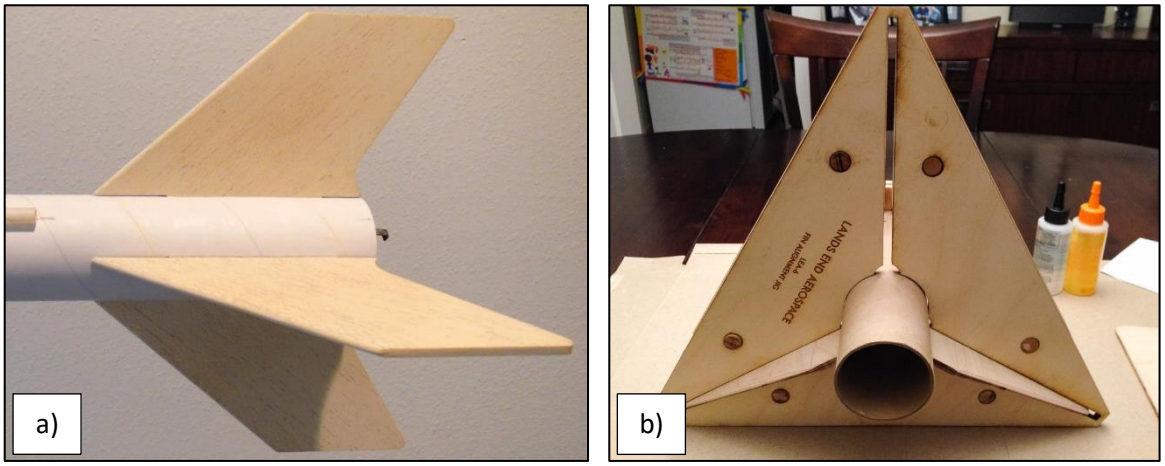
Şekil 33: Ön Tasarım ve Detay Tasarım Süreçlerinin Görselleştirilmesi

5.2. Alt Parçaların Tasarımı ve Üretimi

5.2.1. Aerodinamik Yüzeyler

Roket uçuşu esnasında çeşitli yüklere maruz kalır. Roketin uçuşu boyunca bu yüklere karşı yapısal bütünlüğünü koruyarak dayanması beklenir. Bu kapsamda, tasarım aşamasında gerçekleştirilen simülasyonların roketin gerçek uçuş profilini yansıtacak şekilde yapılması, gerekmesi durumunda özellikle aerodinamik yüzeylerin tasarımının güncellenmesi gerekmektedir. Tasarımda yapılan her güncelleme sonrası motor tutucu plakası, paraşütler ve ayrılma sisteminin uygunluğu da ayrıca kontrol edilmelidir. Gerekirse bu sistemlerde de güncellemeler yapılmalıdır.

Aerodinamik yüzeylerin (kanat vb.) üretiminde balsa, PLA gibi yapısal dayanımı görece düşük olan malzemelerden ve sıkı geçme ya da yapıştırma gibi zayıf bağlantı yöntemlerinden kaçınılmalıdır. Aerodinamik yüzeylerin gövde üzerinde olası bir dönüyü engellemek üzere simetrik bir şekilde yerleştirilmesine ayrıca özen gösterilmelidir. Bu kapsamda bir örneği Şekil 34b'de verilen hizalama aparatı vb. kullanılabilir. Kanat profillerinin de kendi içerisinde simetrik olması son derece önemlidir.



Şekil 34: a) Balsa Kanat Örneği [3] b) Kanat Hizalama Aparatı Örneği [4]

5.2.2. Gövde

Roket gövdelerinin hem aerodinamik hem de yapısal açıdan yeterli dayanıklılığa sahip olması gerekmektedir. Yüzey pürüzsüzlükleri ve çekme, basma ve burulma dayanımları önemli parametrelerdendir. Örneğin, roket uzun bir süre uçacaksa gövde dışına taşan ve uçuşu bozan elemanlardan olabildiğince kurtulmak gerekir. Gövde parçalarının üretimine başlanmadan önce, tasarım süreci bitmiş roket sisteminin ve kararlaştırılan gövde parçalarının uçuş sırasında hangi yüklere maruz kalabileceğinin detaylı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (İng. CFD) ve mukavemet analizleriyle bulunması ve geometrinin bu yüklere karşı makul sayılabilecek bir güvenlik katsayısına (≥ 1,5) sahip olduğunun doğrulanması gereklidir.

Üretimden sonra da üretimden kaynaklanabilecek deformasyonların etkisini görebilmek için asgari seviyede çekme ve basma testleri yapılabilir.

Gövde parçaları farklı şekillerde temin edilebilir. Hazır roket kiti satan web siteleri üzerinden satın alınabildikleri gibi kompozit ya da metalik malzemelerden üretilebilir veya alt yüklenici firmalarda ürettirilebilirler.

Üretim yapılırken ya da hazır malzeme alınırken dikkat edilmesi gereken bir nokta ölçü birimleri (imperial ya da metrik) ve toleranslardır. Hazır alınan gövdeler uygun şekilde seçildiği takdirde oldukça faydalıdır. Üretime harcanan zaman kaybını azaltır ve kalifiye bir kaynaktan tedarik edildikleri sürece daha güvenilirdirler. Daha iyi bir gövde malzemesini üretmek veya ürettirmek genellikle daha fazla tecrübeye, paraya ya da zamana mal olacaktır. Hazır kit kullanmanın dezavantajı ise gövdelerin pahalı olması, temin sürelerinin görece uzun olması ve üstünde bir tasarım değişikliği yapmanın zor olmasıdır.

Kompozit malzemelerle uğraşmak tecrübe ve dikkat gerektirir. Kompozit malzeme üretimi zahmetli bir süreçtir ve mükemmel son ürün alana kadar çok fazla deneme yapılması gerekebilir. Deneme-yanılma sürecini kısaltmak için teorik becerileri geliştirmek (uygun kumaşları, uygun açıları kullanarak uygun lamina gruplarını oluşturmak, uygun reçine seçmek vb.) ya da tecrübeli kişilerden yardım almak önemlidir. Bu durum ihtiyaç duyulan son ürüne ulaşmayı kolaylaştırır. Farklı üretim yöntemleri farklı mukavemet sonuçları doğurabilir. Bu nedenle üretim süreci de aslında başlı başına tasarlanması gereken bir süreçtir. Kompozit malzemeler kimyasal kullanımını gerektirir, bu nedenle güvenlik önlemlerinin uygun şekilde alınması gereklidir. Üretim sonrası zımparalama ve kesme-delme işleri yaparken kompozit malzemelerin yaydığı toz solunum sistemini ciddi derece etkileyebilir. Bunu önlemek için gerekli kişisel koruyucu ekipmanlar kullanılmalıdır. Kompozit malzemeler bir alt yüklenici firmada ürettiriliyor ise teknik dokümanları alınmalı, üretim süreci ve test süreci bu dokümanlar göz önünde bulundurularak devam ettirilmelidir.

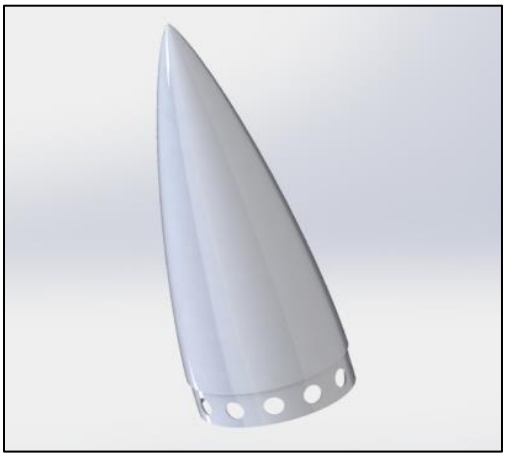


Gövde üretimin sıklıkla tercih edilen bir diğer yöntem de talaşlı imalattır. Talaşlı imalat yöntemleri pahalı ve zaman alıcı olabilir. Üretim süreçlerinin detaylı bir şekilde planlanması ve

malzemenin üretim metoduna uygun olarak seçilmesi önemlidir. Sonradan yapılacak olan çap küçültme veya büyütme işlemleri zor olabileceği için üretim toleranslarına dikkat edilmeli ve gövde parçalarının entegrasyonun nasıl yapılacağı da bu kapsamda üretimden önce dikkatli bir şekilde planlanmalıdır.

5.2.3. Burun Konisi

Burun roketin uçuşu esnasında havayı doğrudan karşılayan ilk komponenttir. Burun konisi tasarımında aerodinamik açıdan verimli bir sonuç almak istenirse "Von Karman" gibi karmaşık geometrilere yönelmek gerekebilir. Bu geometri olabilecek en özgün tasarıma olanak sunar. Hazır kitler kullanıldığı takdirde sistemin kalanının alınan kite göre ayarlanması gerekir ve bu durum tasarlanan sistemlerden fedakârlık yapılması anlamına gelebilir.



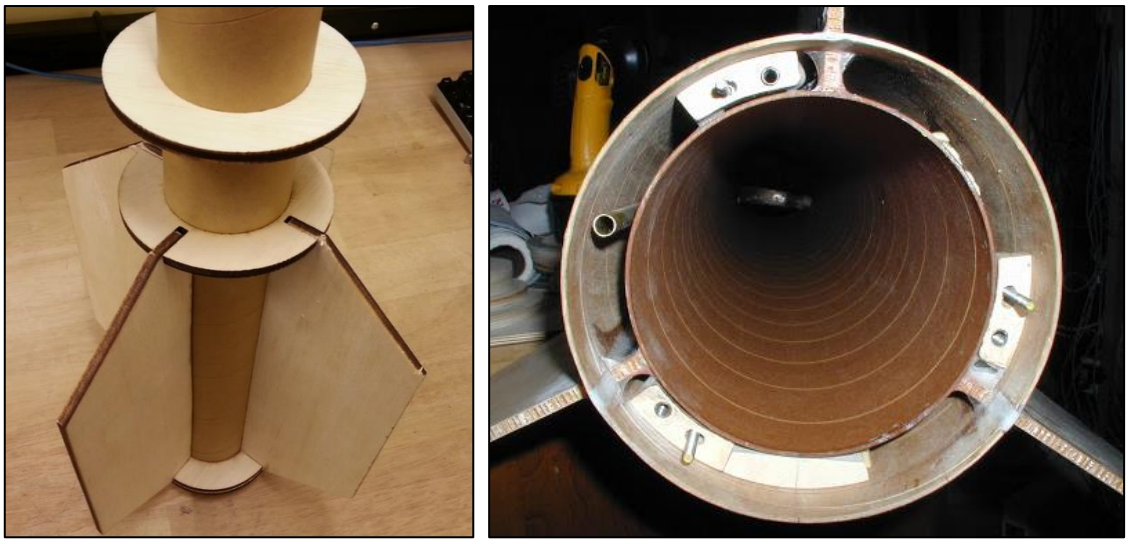
Şekil 36: Von Karman Burun Konisi [6]

3-Boyutlu basılmış parçalar son dönemlerde gelişen makine teknolojisiyle sıklıkla rastlanır olmuştur. Burun konisinde sıcaklığa dayanıklı ve görece dayanıklı parçaların kullanılması gerekmektedir. Bu üretim yöntemi seçilirse kullanılacak malzemenin mekanik ve kimyasal özellikleri iyi incelenmelidir.

Karmaşık bir burun geometrisi özellikle kompozit malzeme kullanılarak yapılan üretimlerde incelik ve uzmanlık gerektirir. Tecrübeli olmak ya da tecrübeli birinden yardım almak üretim verimini artıracaktır. Genellikle bu tarz geometrilerde şerit şeklinde kumaşlar tek tek kalıba yerleştirilerek olgunlaştırılır ve kalıptan çıkarmak için ekstra işlemler gerekir. Burun ucunun mükemmele yakın olması gereklidir ve bu sebeple hazır sistemlerde dahi genellikle CNC üretimi metal parçalar kullanılır.

5.2.4. Yük Taşıyan Plakalar

Roketlerde hem gövdeye dayanıklılık veren hem de uçuşun mümkün kılınmasını sağlayan yük taşıyan plakalar bulunur. Bunlar motor bloğu, aviyonik kutusunun plakası veya ayrılma sisteminin plakası olabilir. Bu parçaların ana görevi ilgili sistemleri istenilen yerlerde tutmaktır. Bu nedenle bütünlük sağlandıktan sonra fazlalığa yer verilmemelidir. Başka bir deyişle, güvenli bir şekilde işlevini yerine getiren en hafif geometri en tercih edilen alternatiftir. Roketin maruz kalacağı yükleri olabildiğince doğru hesaplayıp plakaların yapısal dayanımı incelenmelidir. Bu sayede ağırlık hafifletilmiş, roketin verimliliği artırılmış olur.



Şekil 37: Yük Taşıyıcı Plaka Örnekleri [7]

5.2.5. Ayrılma Sistemi

Roket üzerindeki ayrılma sistemleri çok fazla sayıda olup birbirlerinden farklı olabilirler. Paraşüt sistemi ve ayrılma sistemi birbiriyle entegre halde çalışmak zorunda olduğu için bağlantı yöntemlerinde aksaklıklar çıkabilmektedir. Ayrılma sistemi testlere en çok ihtiyaç duyulan sistemlerden biridir ve tasarımda öngörülemeyen problemler varsa bu testler sayesinde fark edilir. Roketin uçuşu esnasında karşılaşacağı yükleri hesaplayıp, ayrılma sistemini buna göre tasarlamak gerekmektedir. Ayrıca herhangi bir aksaklıkla karşılaşılması durumunda roketi kurtarabilmek için ayrılma ve kurtarma sistemlerinin güvenlik katsayısının diğer sistemlerden yüksek olması önemli bir ayrıntıdır.

Paraşüt kumaşları seçilirken, geçirgenlik katsayısı, yoğunluk, dayanıklılık, işlenebilirlik gibi özellikleri göz önünde bulundurulmalıdır. Konvansiyonel ipler veya kumaşlar çoğunlukla bu amaç doğrultusunda kullanılamaz. Bağlantı elemanları için ise denizcilik alanında kullanılanlar ekipmanlar tercih edilebilir.

5.4. Kaynakça

[1] https://odditymall.com/includes/content/this-kit-lets-you-make-rockets-out-of-water-bottles-thumb.jpg

[2] https://www.seradata.com/wp-content/uploads/2019/08/GPSIIIA2deltaivliftoffula-280x300.jpg

[3] http://3.bp.blogspot.com/-ZtbdJnyTvhQ/UUHqV8add4I/AAAAAAAAUN0/iFVNZxtuD-Y/s20 0/CosmicEx+Fins+WEB+1.JPG

[4] https://www.landsendaerospace.com/wp-content/uploads/2016/04/IMG_7052-1024x823.jpg

[5] http://www.carbonfiber-composites.com/sale-7534643-high-strength-winding-process-filament-wound-carbon-fiber-tube-size-customized.html

[6] https://d2t1xqejof9utc.cloudfront.net/screenshots/pics/a2b638ff6747bc7e7b19d60188af5917/large.JPG

[7] https://umassrocket.com/blog/2015/2/5/laser-cutting

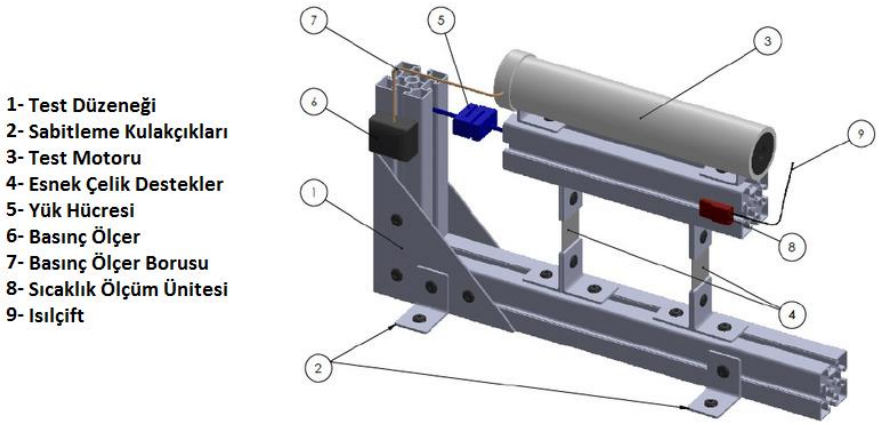
6. Bölüm 5: Test ve Doğrulama Süreçleri

Model roket tasarımında kullanılan parametreler ve katsayılar teorik ya da yarı-deneysel yaklaşımlarla tahmin edilir. Bu değerlerin doğrulanması için modele özel deneyler yapılabilir.

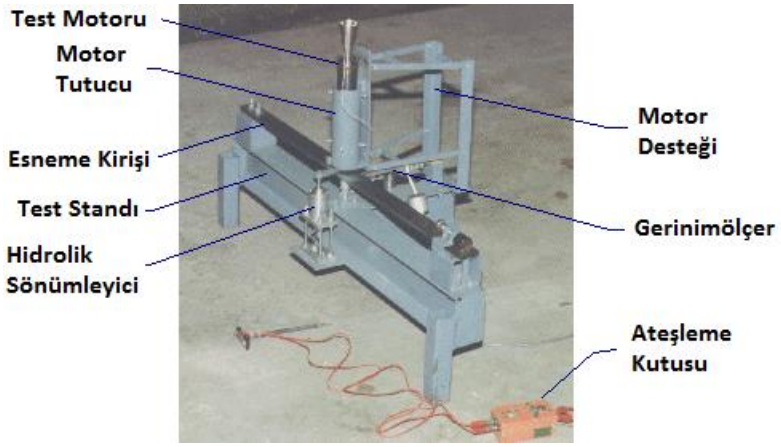
6.1. Motor Statik Ateşleme Testi

Model roketin istenilen uçuş görevini yerine getirebilmesi için tasarlanan motorun performansını ölçmek için statik ateşleme testi yapılır. Bu testte motor özel bir platforma bağlanarak ateşlenir ve motorun itki, basınç, sıcaklık gibi parametreleri zamana bağlı ölçülür. Özellikle itki-zaman verisi kullanılarak motorun toplam darbesi hesaplanır ve bu ölçüm değeri teorik hesaplamalar ile karşılaştırılarak model roketin motorunun doğrulaması yapılır.

Statik ateşleme test düzenekleri yatay ve dikey konfigürasyonda olabilir. Hangi konfigürasyon kullanılırsa kullanılsın dikkat edilmesi gereken en önemli nokta; motor itkisinin yük ölçere doğru bir şekilde aktarılmasıdır. Şekil 38'de gösterilen yatay test düzeneğinde yükün doğru bir şekilde iletilmesi için esnek bağlantı kullanılırken Şekil 39'de gösterilen dikey test düzeneğinde motor doğrudan yük hücresinin üzerine konulmaktadır.



Şekil 38: Yatay Test Düzeneği [1]



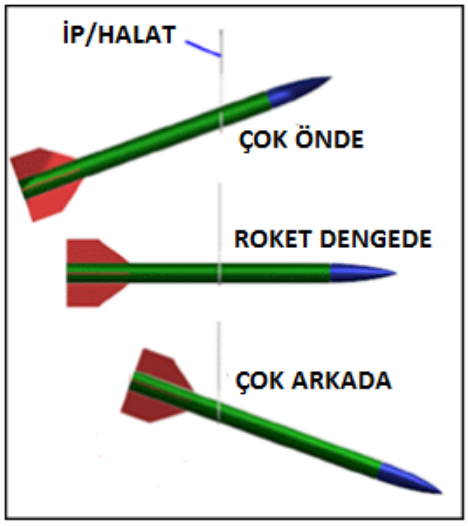
Şekil 39: Dikey Test Düzeneği [2]

6.2. Ağırlık Merkezi (CG) Belirleme Testi

Model roketin ağırlık merkezinin bilinmesi roketin kararlı olup olmadığını belirleyebilmek için çok önemlidir. Kararlı bir roket için ağırlık merkezinin roketin basınç merkezine göre burna daha yakın olması gerekmektedir. Aksi durum için roket kararlı bir şekilde uçamayacaktır.

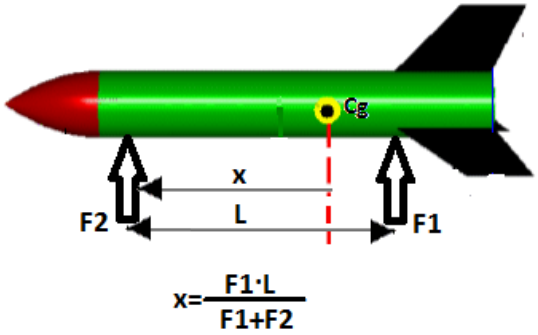
Model roketin ağırlık merkezinin bulunabilmesi için iki yöntem sıklıkla kullanılmaktadır. Bunlardan birincisi ip ile asma yöntemi diğeri de yük hücresi kullanılması. İkinci yöntem birinci yönteme göre daha kesin sonuç vermesine rağmen birinci yöntem hem daha kolay hem de maliyeti çok düşük olduğu için amatör model roketçiler tarafından sıklıkla kullanılmaktadır.

Şekil 40'te gösterilen ip ile roket ağırlık merkezinin bulunması yönteminde roket ağırlığı taşıyacak bir ip ile asılır ve roket dengede kalana kadar ip ileri ya da geri kaydırılır. Roketin dengede kaldığı nokta roketin ağırlık merkezidir.



Şekil 40: Ağırlık Merkezinin İp Yardımıyla Bulunması [3]

Ampirik bir yöntem olan ip ile asma yöntemine alternatif olarak kullanılabilecek yük hücresi ile ağırlık merkezinin bulunması yönteminde roket iki adet yük hücresinin üzerinde sabitlenir. Yük hücrelerinden okunan kuvvet değerleri ve bu iki ölçer arasındaki mesafeden ağırlık merkezi hesaplanabilir. Bu yöntem ve ağırlık merkezinin hesaplanması Şekil 41'te gösterilmiştir.



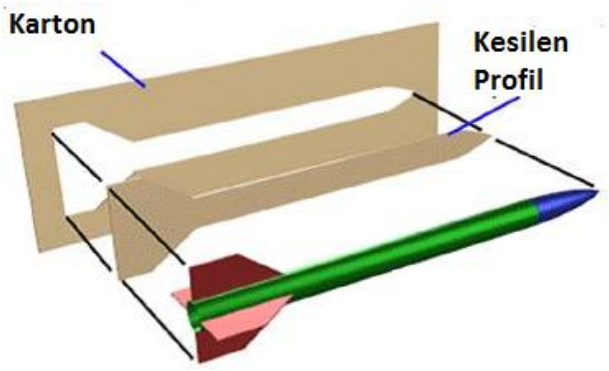
Şekil 41: Yük Hücreleri ile Ağırlık Merkezinin Bulunması [4]

Ağırlık merkezinin belirlenmesi için kullanılan iki yöntem de ağırlık merkezinin füze ekseni üzerinde olduğunu kabul etmektedir ve bu nedenle sadece bir eksene göre ağırlık merkezini ölçebilmektedir. Uçuş eksenine dik olan diğer iki eksene göre ağırlık merkezinin yerini hesaplamak için daha karmaşık ölçüm ekipmanları kullanılmaktadır. “Balans ekipmanı” da denilen bu ekipmanlarda roket, bilinen bir hızda uçuş ekseni etrafında döndürülür ve ölçülen kuvvetler kullanılarak ağırlık merkezinin her eksene göre konumu hesaplanabilir.

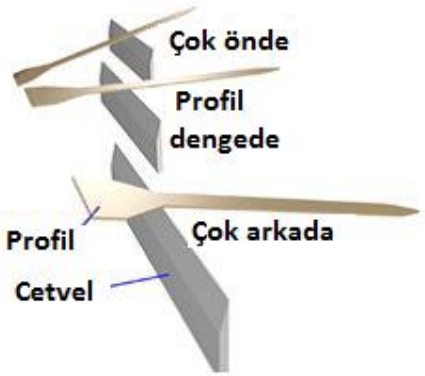
6.3. Basınç Merkezi (Cp) Belirleme Testi

Model roketin kararlılığının belirlenebilmesi için ağırlık merkezinin yanında basınç merkezinin de bilinmesi gerekmektedir. Basınç merkezi bilgisayar destekli akışkanlar mekaniği yöntemi gibi ileri mühendislik yazılımları ile hesaplanabileceği gibi alan momentleri ile de hesaplanabilir (detaylı bilgi için bkz. 4 numaralı referans).

Hesaplanan bu basınç merkezini doğrulamak için kartondan roketin profili kesilir (Şekil 42) ve bir cetvelin yardımıyla bu karton profilin ağırlık merkezi bulunur (Şekil 43). Bu nokta roketin basınç merkezini verecektir. Profil çıkartılırken gerçek roketin ölçülerinde profil çıkarmak mümkün değilse daha küçük ölçekli profil de çıkartabilir. Burada dikkat edilmesi gereken bütün ölçülerin ölçekli bir şekilde küçültülmesi gerekmektedir. Ölçekli profilin ağırlık merkezi bulunduktan sonra gerçek model roketin profilinin ağırlık merkezinin nerede olacağı oran orantı kullanılarak hesaplanır.

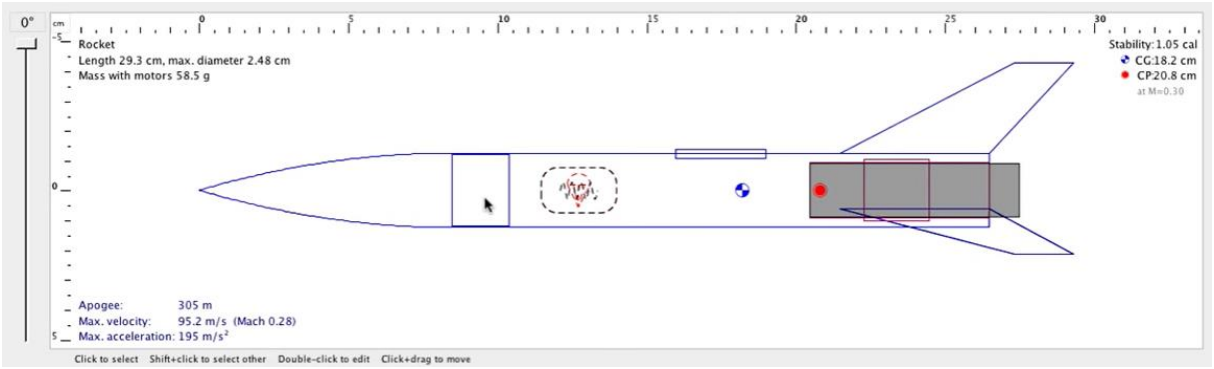


Şekil 42: Basınç Merkezinin Bulunabilmesi için Profil Çıkartılması [3]



Şekil 43: Roket Profili Kullanarak Basınç Merkezinin Bulunması [3]

Üç boyutlu model roketin iki boyutlu profili kullanılarak basınç merkezinin bulunması yaklaşık bir sonuç vermektedir. Daha doğru sonuç elde etmek için model roket tasarım programlarının kullanılması önerilmektedir. Şekil 44'de OpenRocket adlı model roket tasarım programı ile ağırlık merkezi ve basınç merkezinin bulunması gösterilmektedir.



Şekil 44: OpenRocket Yazılımı Kullanılarak CG ve Cp'nin Bulunması

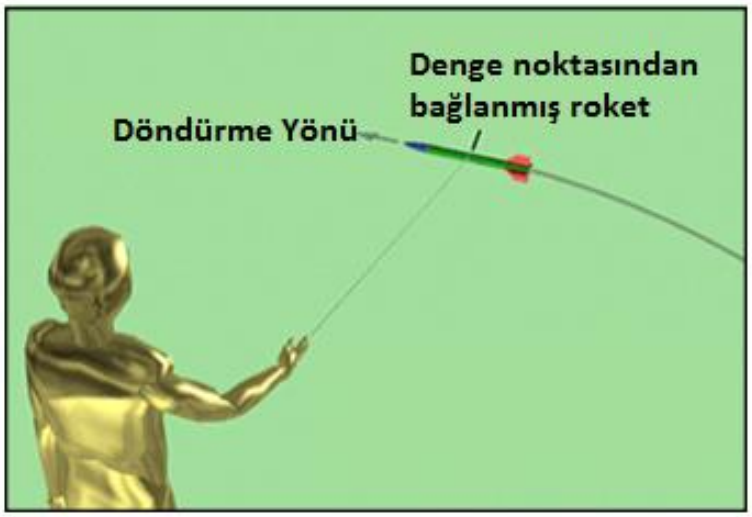
6.4. Kararlılık Testi

Bir roketin kararlı olabilmesi için aşağıdaki ağırlık merkezinin basınç merkezine göre burna daha yakın olması gerekmektedir. Bu iki merkez arasındaki mesafe kararlılık marjini olarak ifade edilir ve roketin kararlılığı bu mesafe arttıkça artmaktadır. Kararlı bir roket tasarlayabilmek için ağırlık merkezi ile basınç merkezi arasının en az roket çapı kadar olması önerilmektedir.

Küçük roketlerde kararlılık testi için roketin ip ile dairesel bir yörüngede döndürüldüğü kararlılık testi yapılabilir. Bu test büyük roketleri ip ile döndürmek çok zor olduğu için uygulanamaz.

Kararlılık testi için roket ağırlık merkezinden ip ile sıkıca bağlanır ve ip yardımıyla döndürülür (Şekil 45). Eğer model roket yeterli kararlılığa sahip ise roketin burun kısmının döndürme yönüne bakacaktır (Şekil 46). Bunun sebebi roketin basınç merkezinin ağırlık merkezinin arkasında olmasıdır. Eğer basınç merkezi ağırlık merkezinin önünde olursa roketin denge durumunda kanatlar döndürme yönünde sabit kalır (Şekil 47). Bu durum kararsızlığın göstergesidir. Diğer bir kararsızlık durumu da döndürme testi esnasında roketin takla

atmasıdır. Bu durumun sebebi ağırlık merkezinin basınç merkezine çok yakın olmasıdır (Şekil 48). Eğer roketin bu test sonucunda kararsız olduğu ortaya çıkarsa ya roketin burun bölümüne ağırlık eklenerek ağırlık merkezi roketin ön tarafına doğru ötelenmelidir ya da kanatlar büyütülerek basınç merkezi roketin arka tarafına doğru çekilmelidir.



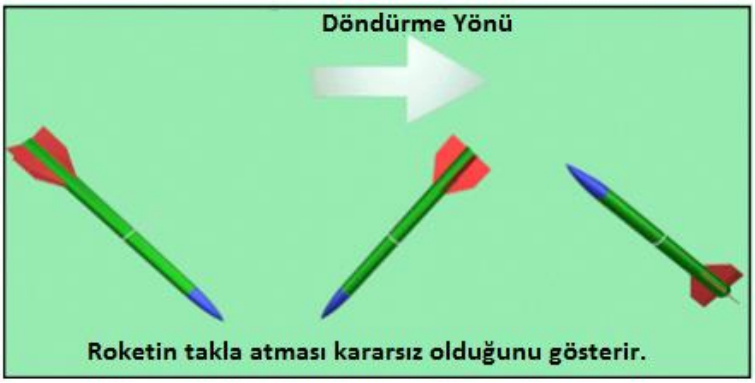
Şekil 45: Model Roket için Kararlılık Testi [3]



Şekil 46: Kararlı Roketin Durumu [3]



Şekil 47: Kararsız Roketin Durumu - 1 [3]



Şekil 48: Kararsız Roketin Durumu - 2 [3]

6.5. Rüzgâr Tüneli Testleri

Rüzgâr tünelleri uçak, füze, araba gibi hareketli nesneler ile bina, köprü gibi sabit nesnelerin belli hızdaki hava akışı ile etkileşimini simüle etmek için kullanılan test sistemleridir. Rüzgâr tüneli testlerinde gerçek ölçekli modelleri kullanmak her zaman mümkün olmadığından rüzgâr tünelinin büyüklüğüne göre test edilecek sistemin küçük ölçekli modeli ile test edilmektedir. Rüzgâr tünellerinde test edilmek istenen hız rejimi Mach sayısına dörde ayrılır (Şekil 49). Bunlar;

- Subsonik: Mach Sayısı<1
- Transonik: Mach Sayısı = 1
- Süpersonik: 1<Mach Sayısı<5
- Hipersonik: Mach Sayısı>5

Roketler için yapılan rüzgâr tüneli testlerinde; roketin uçuş hız rejimine uygun hızdaki hava akışı altındaki davranışı incelenmektedir. Genellikle model roketler ses hızından daha düşük (subsonik) hızlarda uçtukları için daha basit ve daha küçük rüzgâr tünelleri ile test edilebilmektedir (Şekil 50 ve Şekil 51).



Şekil 49: Uçuş Rejiminin Mach Sayısına Göre Gruplandırılması [5]



Şekil 50: Küçük Ölçekli Subsonik Rüzgâr Tüneli Test Düzeneği [6]



Şekil 51: Rüzgâr Tüneli Testine Sokulmuş Model Roket [7]

6.6. Düşüş Testi[10]

Model belirli bir yükseklikte, hareketsiz bir konumdayken, burun aşağı bir şekilde bırakılır ve yere düşüş süresi kaydedilir. Geçen zaman ve sürüklenme katsayısı arasındaki bağıntı, aşağıdaki diferansiyel denklemi çözerek bulunabilir.

$$\vec{F} = m\vec{a} = m\frac{d\vec{U}}{dt}$$

$$m\frac{d\vec{U}}{dt} = mg - kU^2 \; ; \; (k = \frac{1}{2}\rho S c_d)$$

$$t = \int_0^U \frac{dU}{g - \frac{k}{m}U^2}$$

$$t = \sqrt{\frac{m}{gk}} \tanh^{-1}\left[U\sqrt{\frac{k}{mg}}\right]$$

$$U = \sqrt{\frac{mg}{k}} \tanh\left[t\sqrt{\frac{gk}{m}}\right]$$

$$\frac{dU}{dt} = \frac{dU}{dx}\frac{dx}{dt} = U\frac{dU}{dx}$$

$$x = \int_0^U \frac{UdU}{g - \frac{k}{m}U^2}$$

$$x = -\frac{m}{2k}\ln\left[1 - U^2\frac{k}{mg}\right]$$

$$x = -\frac{m}{2k}\ln\left[1 - \tanh^2\left(t\sqrt{\frac{gk}{m}}\right)\right]$$

Yukarıdaki işlemler yardımı ile “k” değeri bulunabilir. Geometri ve atmosfer değerleri de ele alındığında sürüklenme katsayısı bulunur. Bu testte dikkat edilmesi gereken en önemli şeylerden birisi sürenin olabildiğince doğru ölçülmesidir. Kısa mesafeli düşüşlerde süre, uzun mesafeli düşüşlere göre daha hassas olmalıdır.

Bu test hücum açısı olmayan durumlardaki sürüklenme katsayısını bulmada kullanılır.

Sürüklenme katsayısının ses altı hızlarda (transonic sınıra kadar) önemli bir şekilde değişmediği kabul edilebilir. Ancak ses hızına yaklaştıkça bu katsayı önemli şekilde artar ve düşme testinde bulunan katsayı kullanılamaz olur.

6.7. Yer Testleri

Fırlatma rampasına yerleştirilen roketin motoru ateşlendikten sonra tasarımcısının roket üzerindeki kontrolü neredeyse olmadığı için olası bütün hataların uçuş öncesi tespit edilmesi ve giderilmesi gerekmektedir. Bu amaçla model roketlerin uçuş öncesi performanslarını görmek ve olası hataları tespit etmek için yer testleri yapılmaktadır. Bu testlerde roket sistem veya alt sistem seviyesinde test edilmektedir. Bu testlerden en önemlileri aşağıda anlatılmıştır.

6.7.1. Elektronik Bölüm Testleri

Model roketin elektronik sistemlerinin paketlendiği bölüme elektronik bölüm denilir. Bu bölümde uçuş bilgisayarı, veri kaydetme sistemi, yükseklikölçer, KKS gibi elektronik üniteler

bulunur. Bu ekipmanların birbirleriyle uyum içerisinde veri alışverişi yapması gerekmektedir. Elektronik bölüm testlerinde bu ekipmanların çalışmaları test edilir. Bu testler yapılırken olası kazaların önüne geçmek adına motor ve kara barutla çalışan kademe ayırma sistemleri gibi enerjik kısımların olmamasına dikkat edilmesi gerekmektedir.

6.7.2. Kademe Ayırma Testleri

Model roketleri güvenli bir şekilde yeryüzüne geri indirmek için kullanılan kurtarma sisteminin çalışabilmesi için roketi, “kademe ayırma sistemi” denilen sistem ile en az ikiye ayırmak ve kurtarma sisteminin serbest kalmasını sağlamak gerekmektedir. Uçuş esnasında kademe ayırma sisteminde oluşabilecek bir hata, roketin yüksek hıza sebep vereceğinden model roketin kullanılamayacak hale gelmesine sebep verebilir. Bu nedenle tasarlanan kademe ayırma sisteminin yer testleri ile doğrulanması sistemin güvenilirliği açısından çok önemlidir.

Kademe ayırma testlerinde itki sistemi olmayan roket gerekli güvenlik önlemleri alındıktan sonra bir yere sabitlenir ve kademe ayırma sistemi aktive edilerek roketin güveli bir şekilde ikiye bölünüp bölünmediği ve kurtarma sisteminin uygun şekilde roketin içinden çıkıp çıkmadığı incelenir (Şekil 52). Test esnasında roketin ileriye fırlayan parçasının zarar görmemesi için fırlayan bölümü tutacak bir ağ kullanılabilir.

Eğer kara barutu kademe ayırma sistemi test edilecek ise, testi yapacak kişilerin güvenli mesafede durmaları ve ek güvenlik önlemleri alınması gerekmektedir.



Şekil 52: Kademe Ayırma Sistemi Testi [8]

6.7.3. Kurtarma Sistemi Testleri

En önemli bileşen paraşüt olan kurtarma sistemini doğrulamak için ilk önce paraşütün uygun seçilip seçilmediğine bakılır Bu testlerde roket ağırlığı kadar ağırlığın bağlandığı paraşüt en az 10 m yükseklikten bırakılarak paraşütün açılması ve ağırlık için uygun olup olmadığı incelenir.

Paraşüt testi ile tasarlanan paraşütün uygunluğu doğrulandıktan sonra faydalı yük ile de benzer test yapılarak roketin zarar görmeden yere ulaşıp ulaşmadığına bakılabilir.

Paraşütten emin olunduktan sonra kurtarma sistemi ve kademe ayırma sistemi model rokete entegre edilerek tümleşik test yapılabilir. Bu testte paraşüt testindeki gibi yüksek bir yerden yapılması daha gerçekçi sonuç verecektir. Güvenlik açısından bu test esnasında itki sisteminin kullanılmaması gerekmektedir.



Şekil 53: Model Roket Kurtarma Sisteminde Kullanılan Paraşüt [9]

6.8. Kaynakça

[1] McFarland, & Antunes, Elsa. (2019). Small-Scale Static Fire Tests of 3D Printing Hybrid Rocket Fuel Grains Produced from Different Materials. Aerospace. 6. 81. 10.3390/aerospace6070081.

[2] http://www.nakka-rocketry.net/static.html

[3] http://www.rockets4schools.org/images/Basic.Rocket.Stability.pdf

[4] https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/rktcp.html

[5] https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html

[6] https://www.youtube.com/watch?v=BcQbD7m3onY

[7] https://www.youtube.com/watch?v=twygmUOuZAc

[8] https://www.youtube.com/watch?v=zHYYYiJHAnk

[9] https://my.nps.edu/documents/106608270/107784480/Snowflake+-+Yingling+-+Miniatur e+A utnomous+Rocket+Recovery+System+-MARRS.pdf/0a9d66f2-977b-4175-9116-5d5cedd3f96f

[10] Topics in Advanced Model Rocketry


roketsan