

ATA-1 ROKET SİSTEMİ

ATA-1 roket sisteminin genel amacı, 10 kg ağırlığında bir uyduyu yerden 500 km yükseklikte dairesel bir yörüngeye yerleştirmektir. Roket iki aşamalı olacaktır. Tasarımda uzunluk/çap oranı, sürüklenmeyi azaltmak için 12 ile 16 arasında tutulacaktır.

Dünyadaki diğer benzer uygulamalar dikkate alındığında, fırlatma 10° ekvator açısıyla doğuya doğru yapılacaktır. Roket 2 kademedan oluşacaktır. Roketin ilk kademesi, atmosferin alt ve yoğun kademelerinden geçiş için yeterli enerjiyi sağlayacaktır. İkinci kademe, atmosferin az yoğunluklu bölgesinde ateşlenecek ve uyduyu 500

Boyutlar m	Çap	Yükseklik
1. Kademe	1.2	8.5
2. Kademe	0.9	5.0
Kargo Bölümü	1.0	1.2
Toplam Uzunluk	14.7	

km dairesel yörüngeye taşıyacaktır.

Kademeler sıvı yakıtlı olacaktır. Birinci kademe kerosen (RP-1) enerji yakıtı, sıvı oksijen de oksitleyici olacak; ikinci kademedeyse, hidrojen (H_2) ve sıvı oksijen karışımı yanacaktır. Kargo bölümü, roketin en üstünde yer alacaktır. Aviyo-nik ve kontrol gereçleri, 2 kademe de bulunacaktır. İlk kademe, 3 eksende nozul kontrolü ile yönlendirilebilecektir. İkinci kademe, boyuna eksende dönme için dengeleyici mekanizma buluna-cak; diğer eksenlerde nozul kontrolü olacaktır. İlk kademenin alt kısmında atmosfer kararlılığını artırmak için kanatçıklar yer alacaktır.

Roketin fırlatılışı, ilk kademenin ayrılışı, ikinci kademenin ateşlenmesi, kargo kapaklarının atılması, ikinci kademenin ayrılarak uydunun yörüngeye oturtulması, ana uçuş aşamaları olacaktır. Uydunun yörüngeye oturması yaklaşık 12 dakika sürecektir.

Roketin performans eğrilerinin çıkarılması amacıyla bir bilgisayar programı yazılmıştır. Roket ilk 10 saniye yüzeye dik olarak tırmanacak, daha sonra düzenli olarak yeryüzüne belirli bir açı yaparak yatay yönde ilerlemeye başlayacaktır. İkinci kademeye geçişten sonra roket, artan manevra oranıyla oldukça yatay doğrultuda gitmeye başlayacak ve yörüngeye dek kontrollü şekilde manevra edilecektir. Atmosferin durumu ve görev planlamalarına göre değişik manevralar yapılabilecektir.



İtki Sistemi

Güç Gereksinimi

ATA-1 roketinin ana güç gereksinimleri temel olarak şunlardır:

- Kargo bölümünü 500 km yükseklikte yörüngeye ulaştırmak

Kademe	Toplam Ağırlık (kg)	Yakıt (kg)	İtki (N)	Yanma Süresi (s)
1.Kademe	5500	5000 RP-1/LOX	75000	164
2.Kademe	450	375 H_2 /LOX	2000	545

- Uyduyu dairesel yörüngeye oturtmak

Kargoyu yeterli yüksekliğe ulaştırmak için yapılacak hesaplamalarda itki, hız ve ağırlık karşı-lıklı etkileşen parametrelerdir. 500 km dairesel yörünge hızı yaklaşık 7.6 km/s'dir. Çok kademe-li roketlerde roketin her kademesinin roketi ka-zandıracağı hızın toplamı, yörünge hızı, atmosfer sürüklenmesi ve yerçekimine karşı yapılan işin toplamı düşünülerek hesaplanır.

$$V_{\text{yörünge}} + V_{\text{kaybedilen}} = \sum_{i=1}^n I_{sp} \cdot g \cdot \ln \left(\frac{1+s}{p+s} \right)$$

n: kademe sayısı

Isp: birim itki (birim yakıtla oluşan itme)

s: yapısal ağırlığın oranı

p: faydalı yük oranı

Tasarım için Isp yaklaşık olarak atmosfer içe-risinde 250 s, boşlukta 300 s olarak belirlenmiş-tir. Kalkış itkisi 75 kN olacaktır. İkinci kademe için itki yaklaşık 2000 N olacaktır. Toplam Kal-kış Ağırlığı 5950 Kg, uçuş süresi de yaklaşık 12 dakika olacaktır.

Yakıt seçimi

İlk kademe de yakıt olarak kerosen(RP-1)/sı-vı oksijen (LOX) karışımı kullanılacaktır. Görece ucuz ve kolay elde edilebilir olması ve güvenle saklanabilmesi, en önemli özellikleridir. İkinci kademe de hidrojen (H_2) / LOX karışımı tercih edilmiştir. Hidrojenin kolay ateşlenebilir ve yük-sek enerjili olması, aynı zamanda boşlukta daha kolay çalışabilirliği tercih nedenidir. H_2 bir çok yolla kolaylıkla temin edilebilir ve saklanabilir.

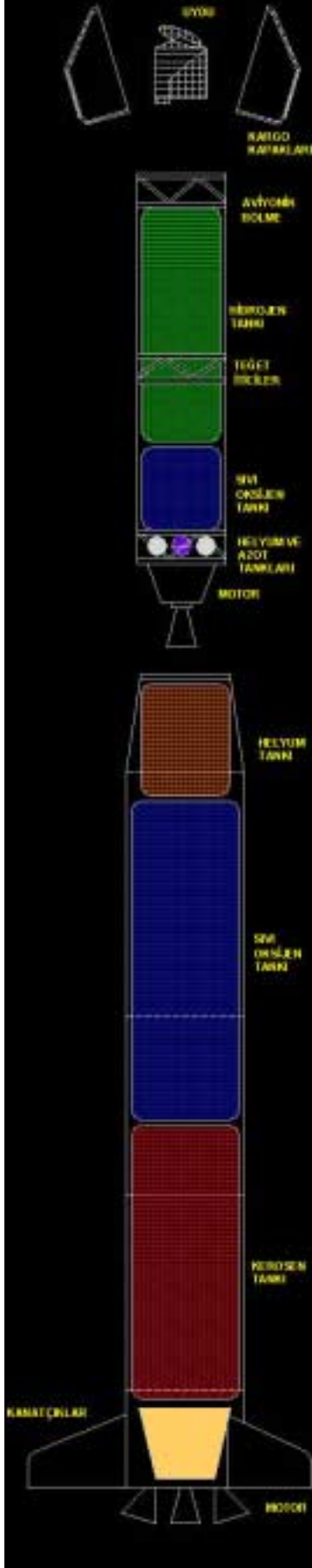
Katı yakıtın işlenmesi ve saklanması ol-dukça tehlikeli ve zordur. Katı yakıtlar çok özel işlemlerle, kısıtlı miktarda ve askeri amaçlarla üretilmektedir; oranla çok pahalıdır ve çevreye zararlı etkileri bulunmaktadır. Özellikle ilk ka-deme için katı yakıt kullanılması yaklaşık 5 ton katı yakıt gerektirmektedir ki, bu, planlanan maliyetleri çok aşmaktadır.

Sıvı yakıtlar roket rampadayken yüklenebil-mektedir. Ayrıca, ana yakıt olan kerosenin, sıvı hidrojen gibi diğer sıvı yakıtlara göre avantajı, oda sıcaklığında sıvı halde bulunmasıdır. Tepki-me sonrası atıkları ve çevreye etkileri önemsen-meyebilir.

Motor Tasarımı

Sıvı yakıtlı motorlar, basınç beslemeli ola-caktır. 1. kademe motorunda 3 adet yanma odası ve herbirine bağlı bir nozul; 2. kademe-de tek yanma odası ve nozul olacaktır. Bilinen roket motorları, yakıt ve oksijeni karıştırırken bir pompa mekanizması kullanmaktadırlar. Bu

Şekil-1 Roket Sistemi Ana Tasarım



Motor Özellikleri

	1. Kademe	2. Kademe
Yanma Odası Basıncı	2 Mpa	7 Mpa
Karıştırma Oranı LOX/RP-1 LOX/LH ₂	2.4	5.5
İtke Katsayısı	1.5	2.0
Nozul Oranı	4:1	60:1
Ağız Çapı	11 cm	1.35 cm
Nozul Uzunluğu	36 cm	24 cm
Nozul Açısı	10°	10°
Yanma Odası Sıcaklığı	3500 °C	3000 °C
Yanma Odası Çapı	25 cm	2 cm
Yanma Odası Uzunluğu	16 cm	8 cm

tasarımda, yanma odası ve yakıt kanallarının dışında pompa ve onu sürükleyen türbin de bulundurmaktadırlar. Bu yapı, özellikle ağırlık ve çok yüksek tasarım maliyeti sorunları getirmektedir.

Son yıllardaki çalışmalarda yakıt ve oksitleyici karışımının yanma odasına üçüncü bir basınç tankından gelen basıncın desteğiyle iletilmesi üzerinedir. Bu amaçla bir soy gaz içeren tank, ana yapıma eklenecektir. Tercih edilen gazlar genellikle helyum ve azottur. Helyum nispeten bulunduğu tanka bir miktar zararlı olsa da, hafifliği nedeniyle tercih edilmektedir. Azot oldukça zararsız, ancak oranla daha ağırdır. Bu tasarımda helyum sürükleyici basınç gazı olarak kullanılacaktır.

Yanma odasına yakıt, basınç besleme sistemiyle aktarılacağından, yanma odası basıncının düşük tutulması mekanizmayı daha kolay işletmektedir. Aksi halde yakıt tanklarının oldukça dayanıklı yapılması gereklidir ki, bu da fazla ağırlık ve maliyet problemleri getirecektir. Bu nedenle, 1. kademedeki yanma odası basıncı olarak, bilinen basınç aralığında (2-7 MPa) en düşük değer (2 MPa) seçilmiştir. 2. kademedeki yanma odası basıncıysa 7 Mpa olarak belirlenmiştir. Bu nedenle ihtiyaç duyulan LOX ve He tankları oldukça yüksek basınçlı olacaktır. Bu zorluk, yakıt tanklarının küçük hacimli küresel tank biçiminde toparlanmasıyla aşılabacaktır.

Enjektör, yanma odasının duvarlarını ısıktan koruyacak ve yakıtın en verimli şekilde yanmasını sağlayacaktır. En temel tasarım olarak, yanma odasının tavanındaki çok sayıda ikili delikten yakıt ve yakıcının sprey halinde yanma odasının merkezine püskürtülmesi tercih edilmiştir. Sprey çıkışlarında yer alacak küçük hortumlar, yanmanın basınç kanallarına ulaşmasını engelleyecektir. Yanma odasının iç tasarımında, yanmanın yönünü belirleyecek küçük doğrultucular olacaktır.

Soğutma sistemi tasarımı, yanma odası için hayatidir. Roketlerde tercih edilen temel soğutma sistemleri, tabaka soğutma, dönüşüm soğutma, yayılım, erime ve berilyum kullanımıdır. Küçük roketlerde tabaka soğutma tercih edilmektedir ve yeterlidir. Bu tasarımda da tabaka soğutma ve yakıt soğutma sistemi tercih edilecektir.

Birinci kademe, enjektör çevresinde ve nozul boğazında sıvı oksijen püskürtülerek alev ve metal yüzey arasında oksijen tabakası oluşturulacaktır. Aynı zamanda, yakıt kanalları, yan-

ma yüzeyinin diğer tarafından ısının bir kısmını emdikten sonra yakıtı enjektöre ulaştıracaktır. Böyle bir mekanizma, yanma odasındaki verimliliği de artıracaktır. Özellikle nozulun son kısımlarında kontrolün güçlüğü göz önünde tutularak, yayılım soğutma uygulanması da düşünülmektedir. Aynı amaçla, nozul yüzeyi de parlak tutulacaktır. İkinci kademedeyse yalnızca tabaka soğutma uygulanacaktır.

Her iki motorda da yanma odası için yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı malzemeler kullanılması gerekmektedir. Zor işlenen ve yüksek maliyetli çözümler yerine, yüksek soğutma kabiliyeti olan malzemeler ve sistemler tercih edilecektir. Enjektör tasarımında alüminyum alaşımların kullanılması, yanma odası tasarımında karbon alaşımli çeliğin kullanılması planlanmaktadır.

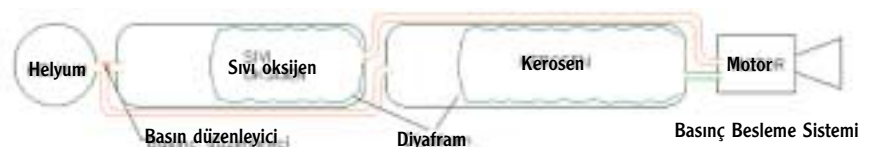
Tank	Hacim (m ³)	Basıncı (MPa)
RP-1	2.66	4
LOX (1.Kad)	3.26	3
Helyum (1.Kad)	1.0	30
LH ₂	2.8	10
LOX (2.Kad)	0.7	30
Helyum (2.Kad)	0.25	90

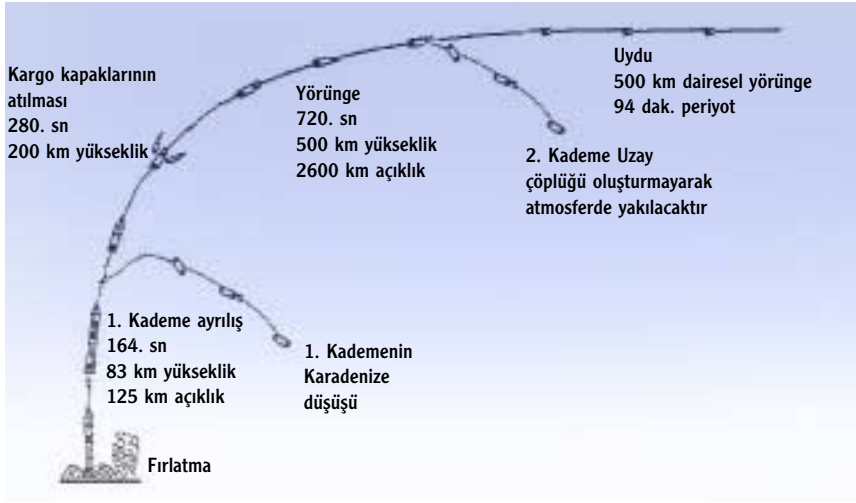
Yakıt Tankları

Yakıt tankları, kesinlikle sızdırmaz ve iç basınca dayanıklı olmalıdır. Aynı zamanda, yapısal yüklere karşı dayanıklı ve hafif olmalıdır. Yanma odası basıncının düşük tutulması, yapısal mukavemeti makul ölçüde rahatlatmıştır. Dünyadaki benzerleri gibi sıvı yakıt tanklarının iç yüzeyi paslanmaz soğuk çekilmiş çelikten, dış mukavim yapısı da alüminyum destek yapılarından oluşacaktır. Özellikle iç yüzeyin oluşturulması, ileri üretim teknikleri gerektirmektedir. İkinci kademedeki helyum tankları, titanyum kürelerden oluşacaktır. Üretimi oldukça pahalıysa da, küçük boyutlarda olması, maliyeti değerlendirilebilir düzeye çekecektir.

İlk Kademe

İlk kademe ana kalkış kademesini oluşturacaktır. Yaklaşık 160 saniye kadar çalışarak roketi 80-90 km yüksekliğe taşıyacaktır. Yakıt olarak kerosen (RP-1)/sıvı oksijen (LOX) karışımını kullanılacaktır. İlk kademenin dış çapı 1.2 m olacaktır. Bu kademe 3 tank yer alacaktır: LOX, RP-





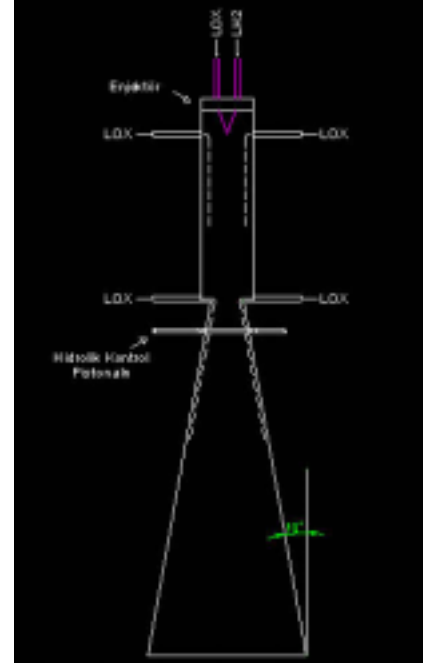
ATA-1 Uçuş Aşamaları

1 ve He tankı. He tankı en üstte yer alacaktır ve yanma süresince diğer yakıt tanklarındaki basıncı sabit tutmak amacıyla, basıncı soygazı kontrollü vanalarla diğer tanklara aktaracaktır. LOX tankı ortada yer alacaktır. Böyle bir yerleştirmenin nedeni LOX tankının en ağır tank olmasıdır ki, uçuşun ilerleyen aşamalarında ağırlık merkezi ile nozulların arasındaki mesafe diğer yapılar göre daha fazla olacaktır ve hareket kontrolü kolaylaşacaktır. Sıvı oksijenin bir kısmı yanma odasında soğutma amacıyla kullanılacağından, göre-

ROKET YAPISINDA KULLANILACAK MALZEMELER	
1. ve 2. Kademe Gövde	Alüminyum kırı ve levhalar
1. Kademe Motor Kaidesi	Çelik
1. Kademe Yakıt Tankları	Karbon Fiber Kompozit
1. Kademe He Tankı	Soğuk çekilmiş çelik
2. Kademe Yakıt ve Azot Tankları	Soğuk çekilmiş çelik
2. Kademe He Tankı	Titanyum
2. Kademe Destek Yapısı	Alüminyum kırı
Kargo Altlığı	Alüminyum
Kargo Kapakları	Alüminyum kompozit

ce karmaşık bir basınçlı kanallar sistemine gereksinim duyulacaktır.

İlk kademenin yapısal tasarımı oldukça hayattır. Özellikle kalkıştan sonra düşük irtifa ve yüksek yoğunluklu atmosferde yapılacak yörünge manevrasında, hareket kontrolünde, yüzeyde oldukça büyük gerilimler oluşacaktır. Ayrıca, orta kademenin ilk kademe ile birleştiği kısım, roketin en zayıf kısmıdır. Roketin çapının bu kısımda daraldığı ve üst kısımların tüm momentleriyle basma, çekme ve burulma kuvvetlerinin burada yoğunlaştığında dikkat etmek gerekmektedir. Tüm roketin manevra ve ataletsel kuvvetlerinde ani yüklenmeleri önlemek ve aerodinamik kararlılığı artırmak amacıyla, roketin kış bölgesine 3 kanatçık konulacaktır. Kanatçıklarda hareketli kontrol yüzeyleri, yapısal mukavemeti azaltacağı ve karmaşık mekanizmalar gerektirdiği için bulunmayacaktır. Özellikle ses hızının aşıldığı noktalarda, kanatçıklar üzerinde yüksek sıcak-



lık ve aerodinamik yükler, ileri bir tasarım çalışması gerektirecektir.

İlk kademe motoru, 3 adet yanma odası ve nozuldur oluşacaktır. Üç adet nozul olması, arıza riskini artırsa da, yüksek hareket kontrolü kazandıracaktır. Kontrol, itki sapırcı mekanizmaların nozulları hareket ettirmesi ile sağlanacaktır. Nozullar, normal duruşta merkezden 10° dışarı bakan bir açıda yerleştirilerek kararlılığı artıracaktır. Nozul oranı 8:1 olacaktır. Bu oran, yoğun atmosferde çalışan nozullarda en yüksek verimi sağlamaktadır.

2. Kademe

İkinci kademe, birinci kademenin ayrılışından hemen sonra ateşlenecektir. Roket, çok düşük yoğunluklu atmosferde ve boşlukta çalışacaktır. Ateşleme sistemi için boşlukta çalışan nozul tasarımı yapılmalıdır. Bu tür nozullar, bilinenlerden

