

ULTRA HAFİF TAŞIYICI ROKET- MOTOR SİSTEMİNİN TASARIMININ ANALİZİ

Arif Paşayev¹

Milli Aviasiya Akademiyası
(Bakü, Azerbaycan)

Adalet Samedov²

Milli Aviasiya Akademiyası
(Bakü, Azerbaycan)

Parviz Abdullayev³

Milli Aviasiya Akademiyası
(Bakü, Azerbaycan)

ÖZET

Son yıllarda, dünyadaki ultra hafif taşıyıcı roketlerin - fırlatıcıların tasarımcıları ve üreticileri arasında bir rekabet oluşmuştur ve bu da 1 kg faydalı yükün yörüngeye yerleştirilmesi maliyetinde maksimum azalmayı amaçlamaktadır. Bu nedenle son zamanlarda özel şirketler bu alana özel önem veriyorlar. Özel sermayenin ultra hafif taşıyıcı roketlerin geliştirilmesi ve üretimine katılımı buna bağlı olarak belirli bir faaliyet programı oluşturulmasını gerektirir. Hafif roketlerin yaratma süreçlerini etkin bir şekilde organize etmek için, yatırımcı ve diğer kuruluşlar fırlatma araçlarının geliştirme ve üretim metodolojisini ve sistemini açıkça anlamalıdır. Bilindiği gibi, fırlatma araçlarının geliştirme süreçleri yüksek nitelikli bilimsel ve mühendislik uzmanları gerektirir. Dar alanlarında yüksek bilgiye sahip, etkisiz iş organizasyonu ile bu tür uzmanların çalışmaları bilinmeyen hatalı sonuçlara yol açabilir. Bu nedenle, bilimsel ve teknik personel, yüksek nitelikleri ile ultra hafif taşıyıcı roketlerin geliştirme ve üretim sistemlerinin tüm kompleksini ve unsurlarını bilmelidir. Gösterilen hususlara dayanarak, makale mühendislerin ve özel sektörün diğer yardımcı hizmetlerinin fırlatma araçlarının geliştirilmesi unsurları ve süreçleri ile genel olarak tanışma görevini sunmuştur

GİRİŞ

Şu anda, uzay endüstrisinin gelişimindeki ana yönlerden biri, düşük bütçeli ultra hafif taşıyıcı roketlerin (UHTR) tasarımı ve üretimidir. Bu tür taşıyıcılar yaratmanın avantajı, uzay araştırması ve hedef uydu ekipmanının kullanımı ile ilişkili maliyetlerin azaltılmasıdır. Nispeten ucuz olan UHTR'nin oluşturulması, bu endüstrinin eğitim ve biliminde devrimci gelişime sebebiyet verir. Aynı zamanda, mevcut ve gelecek vaat eden yüksek bilimsel ve teknik teknolojilerin kullanılması, birçok organizasyon ve üniversite için bu tip UHTR'lerin hızlı gelişimi ve üretimi için birçok koşul yaratır. Doğal olarak, bu tip roketlerin tasarımı, kuruluşlardan temel bilgi ve yüksek teknolojik yetenekler gerektirir. Ancak, imalatçılar, araştırma enstitüleri ve üniversiteler de dahil olmak üzere çeşitli kuruluşlar (veya bilimsel ve endüstriyel kümeler) arasındaki görevlerin verimli bir şekilde dağıtılmasıyla, hedefe nispeten kısa sürede ulaşılabilir. Aynı zamanda bu pazarın etkin bir şekilde faaliyet göstermesi konusu bireysel çalışmaların konusudur. İlk aşamada, bu tür sistemlerin yaratılması ve işletilmesi maliyetleri öngörülemez olabilir, ancak ulaşılan sonuç kullanılan araçları haklı çıkarır.

Uzay hizmetleri pazarının analizi, geliştirilmekte olan modern küçük boyutlu uzay aracı (UA) sayısının sürekli arttığını, ve uzay endüstrisinde mikrominiyatürizasyon ve nanoteknolojinin geliştirilmesi, uzay aracında kullanılan küçük boyutlu ekipmanların işlevselliğinin genişlemesine yol açmıştır. Buna karşılık, askeri kuruluşlar, görevlerinin operasyonel çözümü için, "uygun" bir durum beklemeden, gerekli zamanda uzay aracını fırlatmak için gereken küçük boyutlu uzay aracının temini ile ilgileniyorlar [Davydov, 2013; Wekerle, Pessoa, Costa ve Trabasso, 2017; Kosmodemyansky, Nagiev, Isratov, Kirpichev, Davydov, Markarova, Kozlova, Okutin ve Pustovalov, 2018; Klyushnikov, 2019]. Uzay taşımacılığı hizmetleri sunan modern fırlatma araçları, esas olarak en az birkaç yüz kilogramlık bir kütle ile uzay aracını fırlatmak için tasarlanmıştır. Bunların mikro ve mini uzay araçlarını fırlatmak için kullanımı ekonomik açıdan uygun değildir.

¹Prof. Dr.Sc., Azerbaycan Bilimler Akademisi, akademi üyesi, e-posta: a_parviz@mail.ru

²Prof. Dr.Sc., Uçak ve motor müh. Bol., e-posta: ad.samedov@gmail.com

³Prof. Dr.Sc., Uçak ve motor müh. Bol., e-posta: a_parviz@mail.ru

Sonuç olarak, yatırım çekiciliği, küçük uzay aracının operasyonel ve bağımsız fırlatılması sorununu çözme ihtiyacı nispeten ucuz UHTR'nin aktif gelişimini belirler.

Mevcut ve gelecek vaat eden teknolojilerin performansları, aşağıdakileri sağlayabilen UHTR oluşturmamızı sağlar:

- 700 km'den 1.500 km yüksekliğe kadar polar ve solar senkron dairesel yörüngelere 1 kg ila 50 kg ağırlığında hafif ve ultra hafif uzay aracının fırlatılması,
- 200 kg ve daha fazla kütleye sahip uzay aracının 200 km ile 500 km arasındaki rakımlarla düşük dairesel yörüngelere fırlatılması

Şu anda, 8 ülke tarafından temsil edilen 20'den fazla fırlatma aracı (hafif, orta ve ağır sınıflar) hükümet programlarında ve ticari lansmanlarda aktif olarak kullanılmaktadır. Bununla birlikte, piyasada uzay taşımacılığının yeni bir bilimsel ve teknik yönünü gerçekten geliştirebilecek az sayıda UHTR üreticisi vardır [Wekerle, Pessoa, Costa ve Trabasso, 2017; Klyushnikov, 2019].

Bu bağlamda, son zamanlarda özel şirketler bu alana özel önem veriyorlar. Özel sermayenin UHTR'nin geliştirilmesi ve üretimine katılımı buna bağlı olarak belirli bir faaliyet programı oluşturulmasını gerektirir. Bu tür UHTR yaratma süreçlerini etkin bir şekilde organize etmek için, yatırımcı ve diğer kuruluşlar UHTR'nin geliştirme ve üretim metodolojisini ve sistemini açıkça anlamalıdır.

Bilindiği gibi, fırlatma araçlarının geliştirme süreçleri yüksek nitelikli bilimsel ve mühendislik uzmanları gerektirir. Dar alanlarında yüksek bilgiye sahip, etkisiz iş organizasyonu ile bu tür uzmanların çalışmaları bilinmeyen hatalı sonuçlara yol açabilir. Bu nedenle, bilimsel ve teknik personel, yüksek nitelikleri ile UHTR geliştirme ve üretim sistemlerinin tüm kompleksini ve unsurlarını bilmelidir.

Bu hususlara dayanarak, makale mühendislerin ve özel sektörün diğer yardımcı hizmetlerinin fırlatma araçlarının geliştirilmesi unsurları ve süreçleri ile genel olarak bilgilendirme yapmak üzere hazırlanmıştır.

Fırlatma araçlarının yapısı hakkında genel bilgi

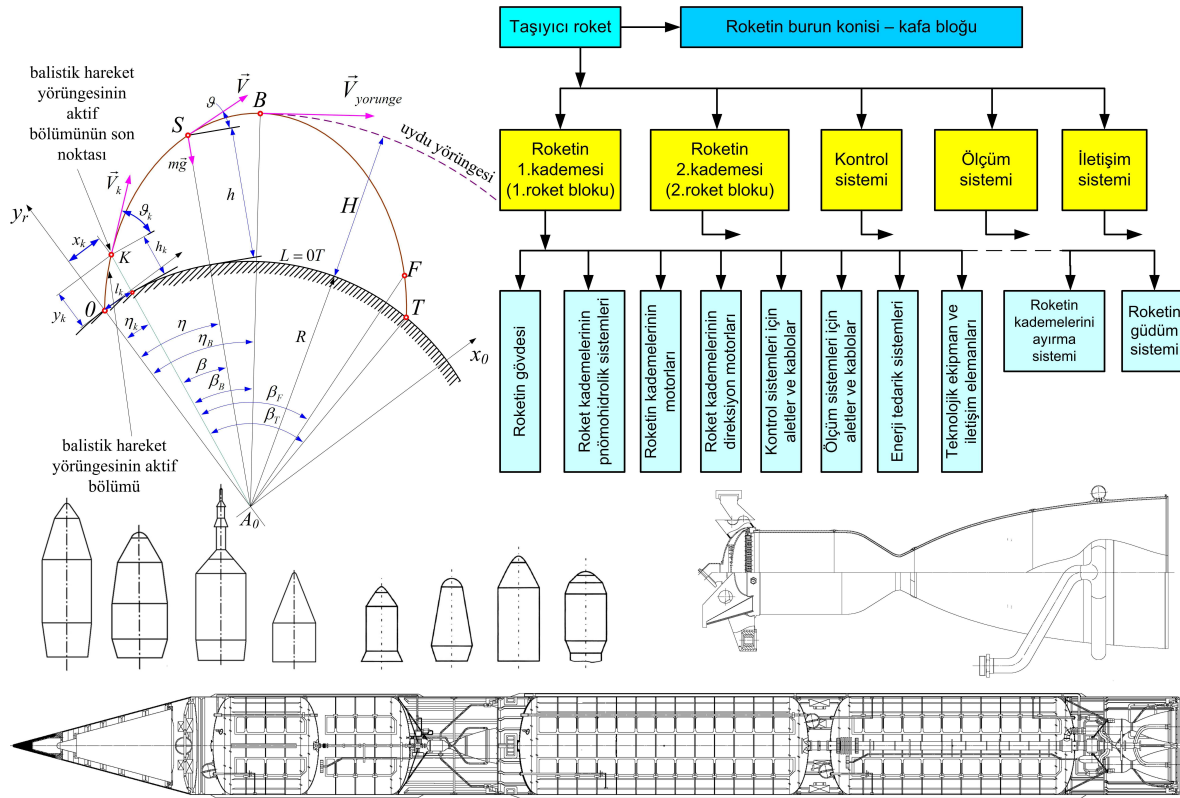
Fırlatma aracı (FA- launch vehicle, rocket-carrier), kompozisyonu ve ilişkileri yapısal hiyerarşik şema ile görsel olarak ortaya konan çok sayıda elemandan oluşur (Şekil 1). Şema, gerekli testleri ve kontrolleri geçen bağımsız montajlar şeklinde bulunabilen yapısal elemanlara dayanır [Alexandrov, Vladimirov, Dmitriev, Osipov, 1981; Hammond, 2001; Mukhamedov, 2018].

Şekil 1'de gösterilen şematik diyagramın birkaç hiyerarşi seviyesi vardır. En yüksek seviye, roket kademelerini (bloklarını), burun konisini (kafa bloğu), kontrol ve telemetri sistemlerini ve ayrıca fırlatma aracının bir bütün olarak çalışması için gerekli bazı sistemleri ve cihazları içerir. Roket kademelerinin bloklarının ve burun konisinin aynı seviyedeki konumu, fırlatma aracının genellikle belirli bir kütle ve boyutun taşıma yükü için tasarlandığı anlamına gelir, bu da fırlatma aracının - taşıyıcı roketin şeklini bütün olarak belirler. Modern fırlatma araçlarının tasarımı, burun konisinin ana parametrelerindeki değişikliklere (boyutlar, konturlar ve merkezleme) çok duyarlıdır. Bu parametreler fırlatma aracının aerodinamik konfigürasyonunu, merkezleme ve moment özelliklerini, kontrol edilebilirliğini ve yükünü etkiler. Burun konisinin geometrisindeki bir değişiklik, füze kademelerinde (bloklarında) belirli değişiklikler yapılmadan yapılırsa iyi tanımlanmış belirli kafa bloğu için tasarlanmış bir taşıyıcı roket uçuşta normal şekilde çalışmayabilir.

Üst düzey hiyerarşi konumunda olan kontrol, telemetri ve kademe ayrılma sistemleri roketin genel tasarımı ile fonksiyonel ilişkilerini belirler. Yapısal şemanın en üst seviyesinde fırlatma aracının yer tabanlı fırlatma kompleksin teknolojik ekipmanlarıyla iletişim ve yönlendirme sisteminin elemanları (geçiş yapılarının çerçeveleri, kablo-yakıt ikmali direği, nişan prizmaları vb.) bulunur.

Roket bloğu. Her roket bloğu (kademesi), gövde bölmeleri, pnömatik-hidrolik sistemler, motorlar, aletler, kontrol ve ölçüm sistemleri kabloları, kademe ayırma sistemlerinin elemanları ve yapının pasif kütle reddinin yanı sıra fırlatma aracının yer tabanlı komplekslerin ve test komplekslerin teknolojik ekipmanı ile iletişim kurmak için kullanılan yapısal elemanlardan oluşur.

Taşıyıcı roketin kafa bloğu: Kafa bloğu özerk bir yapısal birimdir. Kafa bloğunun bileşimi, göreve bağlı olarak değişir ve pratik olarak füze birimlerinin konfigürasyonunu etkilemez.



Şekil 1: İki kademeli taşıyıcı roketin balistik hareket ve yapısal şeması

UHTR tipli fırlatma araçlarının tasarlanmasındaki görevler

Taşıyıcı roketin tasarımının ilk aşaması, ilk verilerin oluşturulması ve tasarlanan sistem için temel gereksinimlerin doğrulanmasıdır. Bu, uzay programlarının gelişim dinamiklerinin, ana gelişim yönlerinin ve roket ve uzay teknolojisi örneklerinin kapsamlı bir bilimsel analizini gerektirir. Taşıyıcı roketi tasarlarırken, tasarlanmış komplekslerin işleyişinin uzun vadeli hedeflerini dikkate almak önemlidir ve en azından gelecek 20 yıl için gelecekteki sistemlerin uçuş performansının tahminini vermek önemlidir. Çoğu uzay programı ticari olarak uygulanır, bu nedenle, ilk verileri oluştururken, dünya uzay hizmetleri pazarının ve özellikle uzaya fırlatma hizmetlerine ihtiyaçların gelişme durumu ve bu durum hakkında ayrıntılı bir çalışma yapılması tavsiye edilir [Varfolomeev, 1970; Alexandrov, Vladimirov, Dmitriev, Osipov, 1981; Hammond, 2001; Mukhamedov, 2018].

Buna dayanarak, küresel uzay hizmetleri pazarının gelişimindeki ana eğilimler tanımlanmalıdır. Ayrıca, bu bilgiler tasarlanmış sistemler için belirli kaynak verilere ve teknik gereksinimlere dönüştürülmelidir. Burada, yeni UHTR örnekleri için gereksinimleri kanıtlamak amacıyla roketin tasarımı için ilk verileri oluşturan hizmetlere yönelik ihtiyaç piyasasının segmentlerini analiz etmek gerekir.

Böylece, UHTR'nin tasarlanma görevi bir fırlatma şemasını tanımlamaktan ve seçmekten başlar. Fırlatma şeması, balistik tasarım aşamasında tasarım ve balistik parametrelerin uçuş performansı ile ilişkisini belirleyen balistik hesaplamalar için gereklidir. Kullanılacak uydunun (faydalı yükün) fırlatılma şeması üç gruba ayrılabilir:

- direkt fırlatma
- ara füze balistik yörünge bölümü ile fırlatma
- ara uydu yörüngeleri ile fırlatma

Uydu fırlatma şemasının seçimi, en son bilimsel, teknik ve teknolojik başarıları dikkate alan ve klasik tasarım yaklaşımları temelinde oluşturulan ana UHTR parametrelerine bağlıdır.

Fırlatma araçları yaratmanın geleneksel yöntemlerinin deneylerinin analizi, tasarım görevlerinin balistik füzelerin tasarlanmasına benzer olduğunu göstermektedir. Bu nedenle, ana tasarım parametrelerini seçme görevi aşağıdaki gibi formüle edilir: sınırlı sayıda kısıtlama-şartları altında (maksimum aşırı yük, kullanılan itme sistemlerinin tipi, kullanılmış füze kademelerinin düşen Yer bölgesinin büyüklüğü, vb.) uçuş görevinin yerine getirilmesini sağlayan (belirli bir yükün sabit parametreleri olan yörüngeye fırlatılması) temel tasarım parametreleri ve kontrol fonksiyonlarının bir kombinasyonunu seçmek.

Taşıyıcı roketin tasarımı için gereksinimleri belirleyen nicel özellikler şunlardır:

- 1) perigee ve apogee yüksekliklerine ve yörüngelerin eğimine bağlı olarak yapay uydu yörüngesine getirilen yük kütlesi;
- 2) belirli coğrafi koşulları dikkate alarak fırlatma yüksekliklerinin ve azimutlarının aralıkları;
- 3) irtifa, yörüngede dolaşım süresi, yörünge eğimi ve bunların korelasyon ilişkilerindeki rastgele sapmalar ile karakterize edilen yörüngeye fırlatma doğruluğu;
- 4) yer-fırlatma tesislerinin, uçuş kontrollerinin ve yeniden kullanılabilir malzeme parçalarının iadesi için alanların geliştirilmesi;
- 5) uzay programının çeşitli aşamalarında diğer üreticilerin taşıyıcı roketlerinin kullanılması için yer-fırlatma tesislerinin oluşturulması;
- 6) uzay taşımacılığı endüstrisinin bakım maliyetlerinin en aza indirilmesi.

Burada genel olarak, uzay aracının fırlatma maliyetindeki azalmanın modüler taşıyıcı roketlerin kullanımı ile ilişkili olduğuna dikkat edilmelidir.

UHTR fırlatma araçlarının geliştirilmesindeki küresel eğilimlerin analizine dayanarak, yeni teknolojilere dayalı bir uçuş göstericisi geliştirmemize ve rekabetçi taşıyıcı roket elde etmemize izin verecek tasarım gereksinimlerini tanımlamak mümkündür:

- 1) UHTR tipli fırlatma aracının iki kademede tasarlanması,
- 2) roket kademelerinin optimal yerleşim geometrisi,
- 3) dirençli ve dayanıklı kompozit yapılar (roket gövdesinin karbon-karbon kompozitinden imalatı),
- 4) ucuz ve çevre için güvenli yakıt bileşenleri (metan, propilen, sıvılaştırılmış doğal gaz, vb.),
- 5) yeni tasarım şemalarına sahip itme sistemleri (hibrit motorlar, elektrik pompalı sıvı roket motorları, pnömatik pompalı sıvı roket motorları, özel ateşleme sistemleri, vb.),
- 6) taşıyıcı roketin çeşitli sistemlerinin küçük veya optimal boyutları ve ağırlığı,
- 7) taşıyıcı roketler için yeni seyyar fırlatma yöntemleri ve yer tesisatları,
- 8) fırlatma aracının kademelerinin yere geri dönüşünün optimal yöntemi ve onun sağlanması,
- 9) roketin parçalarının üretiminde yeni teknolojiler (additive technologies, vb.).

İtme sistemlerinin alternatifleri aşağıdakiler kullanılarak düşünülmelidir:

- 1) roketin birinci kademesinde jeneratör gazını yakmayan açık şemalı ve pompalı yakıt besleme sistemine sahip olan sıvı yakıtlı roket motorları,
- 2) roketin ikinci kademesinde basınçlı yakıt besleme sistemine sahip olan sıvı yakıtlı roket motorları,
- 3) birinci veya ikinci kademelerde karışık katı yakıtlı roket motorları.

Belirtilen gereklilikleri dikkate alarak, aşağıdaki bölümler roket tasarımının temel süreçlerini tartışmaktadır.

Roketin ön ve genel tasarımının metodolojisi ve ana görevleri

Yapılan çalışmalar, balistik hareket yörüngesinin, iki kademeli roketin ve motor özelliklerinin yeterince doğru matematiksel modellenmesi ile genelleştirilmiş (integral) bir fonksiyon oluşturmanın mümkün olduğunu göstermektedir. Mevcut araştırmaların analizine dayanarak, optimum yakıt bileşenleri, motor tasarımı ve hareket programı için roketin uçuş menzili L (veya yörünge yüksekliği H) ve fırlatma kütlelerinin m_0 aşağıdaki tipte fonksiyonlar olduğu belirtilebilir:

$$L = L(V_k, \vartheta_k, h_k, l_k), \quad (1)$$

$$H = H(V_k, \vartheta_k, h_k, l_k), \quad (2)$$

$$L = L(\mu_f, d_0, n_0, p_c, p_e, m_0, \vartheta_k), \quad (3)$$

$$m_0 = m_0(\mu_f, d_0, n_0, p_c, p_e, L, \vartheta_k). \quad (4)$$

Burada V_k - balistik hareket yörüngesinin aktif bölümünün sonundaki roket hızı, h_k - balistik hareket yörüngesinin aktif bölümünün sonunun yerden yüksekliği, l_k - balistik hareket yörüngesinin aktif bölümünün sonunun uzunluğu (dünya arkı boyunca), ϑ_k - balistik hareket yörüngesinin aktif bölümünün sonunda eğim açısı, μ_f - yakıtın nispi miktarı, d_0 - roket gövdesinin çapı, $n_0 = P_0 / m_0 g_0$ - başlangıç itme/ağırlık oranı, P_0 - yerde motorun itme kuvveti, g_0 - yer yüzeyinde yerçekiminin hızı, m_0 - roketin başlangıç kütlesi, p_c - roket motorunun yanma odasında basınç, p_e - roket motorunun nozul çıkışında basınç.

Yukarıdakiler göz önünde bulundurularak genel tasarım metodolojisi bu şekilde oluşturulmalıdır.

Verilen: m_{PL} , $L = L_{\max}$ veya $H = H_{\text{yörünge}}$.

Şart: $m_0 = (m_0)_{\min}$.

Tanımlamak: μ_f , $I_{sp.v} / I_{sp.0}$ - boşlukda (veya vakumda) ve yerde motorların özgül impulslarının oranı, $\nu_0 = 1 / n_0 = m_0 g_0 / P_0$, p_m - roketin en kesitine (midel veya orta en kesit) düşen kütle yükü, $v(L)$ - yol boyunca hız değişimi.

Sorunu çözmek için şema:

1) Balistik analiz (balistik fonksiyonun bulunması):

$$v(L) = f(\mu_f, I_{sp.0}, I_{sp.v} / I_{sp.0}, \nu_0, p_m) \quad (5)$$

2) Kütle analizi (kütle fonksiyonunun bulunması):

$$m_0 = j(\mu_f, I_{sp.0}, I_{sp.v} / I_{sp.0}, \nu_0, p_m) \quad (6)$$

3) $m_0 = (m_0)_{\min}$ şartının kontrolü.

Balistik tasarımın sonucu olarak, optimum kriterlerini ve teknik gereksinimleri karşılayan roketin ana yapısal elemanlarının genel boyutları elde edilmelidir. Bu veriler, roketin ön çiziminin oluşturulmasını sağlar. Belirtilmelidir ki, genel olarak, fırlatma araçlarının balistik tasarımındaki ilk veriler şunlardır: faydalı yük kütlesi m_{PL} ve yörünge parametreleri (genellikle dairesel yörünge yüksekliği, perigee ve apogee yükseklikleri). Böylece iki kademeli bir taşıyıcı roketin yapısal elemanlarının genel boyutlarını hesaplamak için aşağıdaki temel tasarım parametreleri gereklidir:

1) m_0 - roketin başlangıç kütlesi (bilinen m_{PL} kütlesi ile);

- 2) m_{f1} , m_{f2} - roketin birinci ve ikinci kademelerinin yakıt kütleleri;
- 3) p_{c1} , p_{c2} - roketin birinci ve ikinci kademelerinin motorlarının yanma odalarında basınçlar;
- 4) p_{e1} , p_{e2} - roket birinci ve ikinci kademelerinin motorlarının nozullarının çıkışlarında basınçlar;
- 5) τ_{c1} - roketin birinci kademesinin motorunun kapanma zamanı (veya motorun çalışma süresi);
- 6) τ_{c2} - roketin ikinci kademesinin motorunun kapanma zamanı (roketin hareket yörüngesinin aktif bölümünün sonu).

Balistik tasarım probleminden görüldüğü gibi bu parametreler uçuş görevi ile ilişkili olmalıdır.

Çok sayıda kütle-enerji ve diğer özelliklerden, en önemli olan parametreleri ayırmak her zaman mümkündür. Bu parametrelerin değerlerinin kümesi, kalan verilerin gerçek olası değerlerine bakılmaksızın, roketin belirtilen uçuş-performans özelliklerinin yerine getirilmesini garanti eder.

Genelde böyle ana tasarım parametreleri şunları içerir:

- 1) n - kademelerin sayısı;
- 2) λ - kademelerin kütle oranları (kademeler arasındaki kütle dağılımının katsayısı);
- 3) $I_{sp,0}$, $I_{sp,v}$ - yerde ve boşlukta (veya vakumda) motorların özgül impulsları;
- 4) ν_0 - roketin başlangıç ağırlığı ve yerde motorun itme kuvvetinin oranı.

Bu parametrelerin değerlerini değiştirerek, verilen m_0 , m_{PL} (faydalı yükün kütlesi) veya verilen roket boyutları için uçuş menzilin L veya yörünge yüksekliğinin H maksimum olduğu bir kombinasyonu bulmak mümkündür (L_{max} veya H_{max} değeri için tasarım). Başka bir durumda, gerekli uçuş menzili roketin en küçük fırlatma kütlesi m_0 ile elde edilir (roketin $m_{0,min}$ değerini sağlamak için tasarım).

Yukarıdaki gereklilikler ve teorik temeller dikkate alınarak, roketin ön tasarımında teknik tekliflerin hazırlanması aşamasında, aşağıdakiler gerçekleştirilir:

- roketin en avantajlı aerodinamik konfigürasyonunun seçimi;
- roketin optimal hareket yörüngesinin araştırılması;
- roketin kararlılık özelliklerinin hesaplamaları;
- kontrol edilebilirlik hesaplamaları;
- yapısal-balistik özelliklerin hesaplanması;
- roketin birimlerinin kütlelerinin analizi;
- roketin kademelerinin sayısının seçimi.

Böylece, roketin genel tasarımının doğrudan problemi aşağıdaki sırayla çözülür:

- 1) yörüngenin aktif bölümü için hareket programının seçimi;
- 2) yakıt veya yakıt bileşenlerinin seçimi;
- 3) roketin yapısal şemasının seçimi.

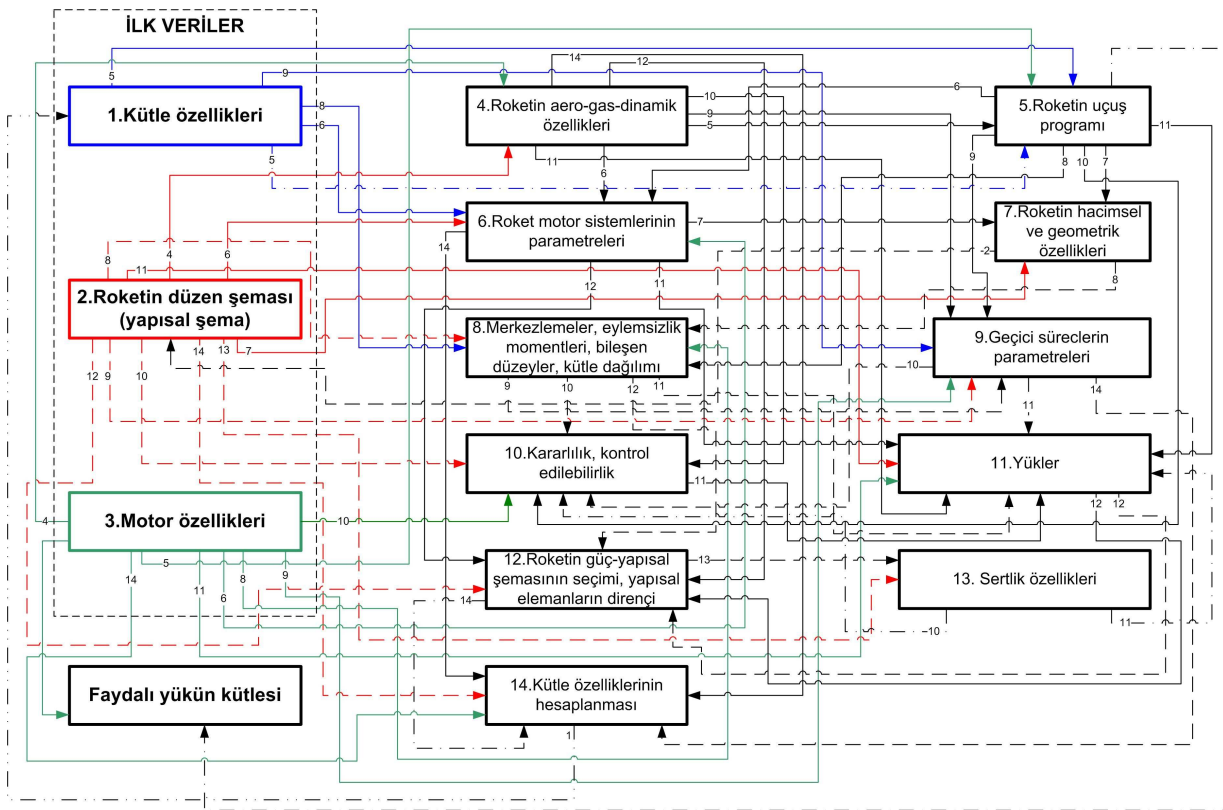
Daha sonra, kütle analizi sonucunda, tasarım parametrelerini optimize etmek için roketin yapısal katsayıları (çeşitli yapısal parçaların kütle oranları) belirlenir.

Taşıyıcı roketin parametrelerinin ve özelliklerinin belirlenmesi

Genel olarak taşıyıcı roketin tasarlamasının ana görevi, ana özelliklerinin seçilmesi aşamasında benimsenen parametrelerinin iyileştirilmesi, yani, fırlatılan yükün (uydu yükü) kütlesinin kesin olarak belirlenmesi, çeşitli blokların, sistemlerin ve montajların kütle özelliklerinin belirlenmesi, analiz edilen yerleşim şemalarına göre aerodinamik özellikler vb. Tasarım aşağıdakiler kullanılarak gerçekleştirilir:

- taşıyıcı roketin ön yapısal şeması;
- istatistiksel materyaller bazında elde edilen roket bloklarının (kademelerinin) genişletilmiş kütle özellikleri;
- temel motor parametreleri.

Bir taşıyıcı roketin özelliklerinin hesaplanması, belirli bir sırayla birbirine bağlanmış çok sayıda teknik disiplini içeren karmaşık bir mühendislik sürecidir. Böyle bir hesaplamanın şeması ve buna dahil olan disiplinler arasındaki ana bağlantılar için seçeneklerden biri Şekil.2'de gösterilmektedir [Alexandrov, Vladimirov, Dmitriev, Osipov, 1981; Hammond, 2001; Mukhamedov, 2018].



Şekil 2: Taşıyıcı roketin özelliklerini hesaplama sürecinin şeması: ____ - ilk yaklaşımdan sonra; _ _ _ - ikinci yaklaşımdan sonra; _ . _ - üçüncü yaklaşımdan sonra; _ . _ - son, dördüncü yaklaşımdan sonra alınan sonuçların (veya kaynak verilerin) hareket yönü.

Sunulan şemada, bireysel hesaplama blokları seri numarasına sahip olan dikdörtgen şeklinde sunulmaktadır ve oklu çizgiler kaynak verilerin hareket yönünü gösterir. Ok çizgilerindeki sayılar hesaplama sonuçlarının hangi bloğa gittiğini gösterir.

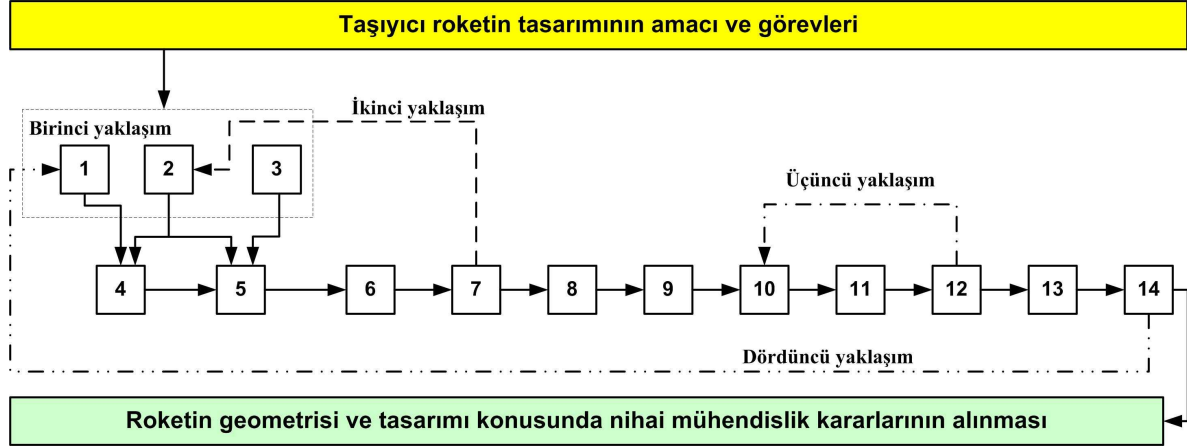
Şekil 3 genel olarak, tatmin edici bir sonuç elde etmek için gerekli olan ve hesaplamaların kabul edilemez bir komplikasyonuna yol açmayan minimum yaklaşım sayısını göstermektedir.

İlk yaklaşımda

- kademe ve bloklarının son kütleleri, her kademede çalışan yakıt rezervlerinin büyüklüğüne ilişkin istatistiksel verilere dayanarak taşıyıcı roketin - fırlatma aracının düzeninin ön karakteristiklerinin belirlenmesi,

- taşıyıcı roketin şemasının geometrik özellikleri, motorların sayısı ve yeri, kontrollerin yeri ve stabilizasyonu vb. hakkında bilginin oluşturulması,
- motorların temel özellikleri (itme, özgül impuls - özgül itici kuvvet, kütle, motor için gerekli yakıtın giriş basıncı, yakıt bileşenlerinin oranı, vb.) hakkında bilginin oluşturulması gerçekleştiriliyor.

İkinci yaklaşım, roketin yapısal şemasının hacimsel ve geometrik özelliklerinin iyileştirilmesi ile ilişkilidir.



Şekil 3: Taşıyıcı roketin parametrelerinin hesaplanma sırası (yaklaşımlarla)

Üçüncü yaklaşım, roketin sertlik karakteristiklerinin hesaplanması sonuçlarına göre kontrol edilebilirlik ve yükleme parametrelerinin iyileştirilmesini belirler.

Dördüncü yaklaşım, ilk verilerin yeni değerlerinin netleştirilmesi veya iyileştirilmesi sürecidir (1. blok, Şekil 2). Bu yaklaşımın amacı yapısal düzeni karakterize eden faydalı yük kütlelerinin güncellenmiş bir değerini elde etmektir.

Şekil 2 ve Şekil 3-e uygun olarak roketin parametrelerinin belirlenmesi için gösterilen hesaplanma sırasının sonucu olarak yansıtılan roketi oldukça iyi karakterize eden göstergeler oluşturulur (tablo 1).

Tablo 1. Taşıyıcı roketin parametrelerinin hesaplanma sırasında blokların içeriği

Blok No ve Adı	Blok içeriği
1.Kütle özellikleri	• roket bloklarının (kademelerin) son kütleleri ve yakıt rezervlerinin büyüklüğü hakkında istatistiksel veriler
2.Düzen şeması (yapısal şema)	• yapısal şemanın geometrik özelliklerinin değerlendirilmesi, • roket kontrollerinin yeri, stabilizasyonun şemasının oluşturulması
3.Motor özellikleri	• itme kuvvetinin, özgül impulsun, kütle parametrelerinin değerlendirilmesi, • yakıt bileşenlerinin gerekli giriş basıncının değerlendirilmesi, • yakıt bileşenlerinin oranının değerlendirilmesi,
4.Aero-gas-dinamik özellikler	• roketin ön ve alt sürtünmesinin hesaplanması, • Mach sayısının bir fonksiyonu olarak taşıma kuvvetinin ve basınç merkezinin integral değerlerinin hesaplanması
5.Uçuş programı	• roket hareketi için eğim açısı programının seçimi, • roketin balistik yörüngesinin parametrelerinin hesaplanması
6.Raket motor sistemlerinin parametreleri	• motor sistemlerinin parametrelerinin değerlendirilmesi, • pnömatik-hidrolik sistemlerin tasarlanması, • tankların gerekli takviye basınçlarının hesaplanması, • motorun çalıştırıldığı sırada tanklarda olan gaz yastığı için gerekli basınçların hesaplanması, • takviye sisteminin seçimi, • yakıt bileşenlerinin kalıntılarının değerlendirilmesi
7.Raketin hacimsel ve geometrik özellikleri	• her yakıt bileşeni için hacimsel parametrelerin hesaplanması ve raporların oluşturulması, • tank dahili cihazlarının hacimlerinin ve garantili yakıt rezervlerinin hesaplanması

Tablo 1. Taşıyıcı roketin parametrelerinin hesaplanma sırasında blokların içeriği (devamı)

Blok No ve Adı	Blok içeriği
8.Merkezlemeler, eylemsizlik momentleri, bileşen düzeyler, kütle dağılımı	• roket kütle dağılımının ve zaman içerisinde yakıt bileşenlerinin seviyelerindeki değişimin hesaplanması
9.Geçici süreçlerin parametreleri	• roket kademelerinin ayrılma sistemlerinin, sökülebilir yapısal elemanların atılma sistemlerinin, motorların çalıştırılması ve durdurulması sistemlerinin geçici süreçleri ile ilişkili parametrelerin belirlenmesi
10.Kararlılık, kontrol edilebilirlik	• roketin statik güvenlik faktörünün değerlendirilmesi
11.Yükler	• güvenlik ve dinamik faktörlerin (titreşim ve akustik yükler, vb.) değerlendirilmesi
12.Roketin güç-yapısal şemasının seçimi, yapısal elemanların dirençi	• kütle ve sertlik özelliklerini güvenilir bir şekilde belirlemek için çözüm seçimi, • dirençin değerlendirilmesi için ön hesaplamalar, • roket gövde kabuğunun yapısal güç şeması, malzeme seçimi vb.
13.Sertlik-esneklik özellikleri	• dinamik faktörlerin iyileştirilmesi için hesaplamalar, • roketin tüm birimlerinin esneklik (rijitlik) özelliklerinin değerlendirilmesi
14.Kütle özelliklerinin hesaplanması	• roketin son yapısal şemasının oluşturulması, • roket kütle kompozisyonunun değerlendirilmesi

Taşıyıcı roket için itme sisteminin özelliklerinin hesaplanması

Taşıyıcı roketin çeşitli uçuş görevleri, çalışma parametreleri ve teknik özellikleri, kullanılan yakıt türüne, yakıtın tedarik yöntemine ve çalışma koşullarına göre farklılıklar roket itme sistemlerinin (RİS) çeşitlerini ve şemalarını belirler. Buna ek olarak, çeşitli kısıtlamalar (roketin minimum fırlatma kütlesi ve/veya toplam boyutları, fırlatma öncesi gerekli operasyonlar, vb.) çerçevesinde farklı uçuş görevlerinin optimizasyon kriterlerinin (uydunun yörüngeye fırlatma doğruluğu ve minimum süresi, maksimum faydalı yük, vb.) karşılanması gerekir. Bu nedenle, roketin parametreleri, uçuş görevleri, optimizasyon kriterleri ve uygulanan kısıtlamalar hakkında eksiksiz bilgi, tasarımcı için belirli bir teknik görevi tanımlar.

Optimum parametreler, seçilen optimalite kriterinin ekstremum değerlerini, örneğin minimum roket fırlatma kütlesini m_0 veya maksimum faydalı yük kütlesini m_{PL} elde etmeyi sağlayan roket motorunun parametreleri olarak düşünülmelidir. Örneğin, bir sıvı yakıtlı roket motoru (SYRM) için tasarım parametrelerini analiz ederken, sıvı yakıtlı motorun ve taşıyıcı roketin parametreleri arasındaki ilişkiler kullanılır ve genellikle bu roket sınıfına karşılık gelen bir dizi kısıtlama getirilir (şekil 4).

Bir roket motorunun tasarımı, sürekli tekrarlarla gerçekleştirilen, önceki aşamalara geri dönen, zaman alan, hiyerarşik çok seviyeli bir süreçtir [Alexandrov, Vladimirov, Dmitriev, Osipov, 1981; Kozlov, Novikov, Solov'ev, 1988].

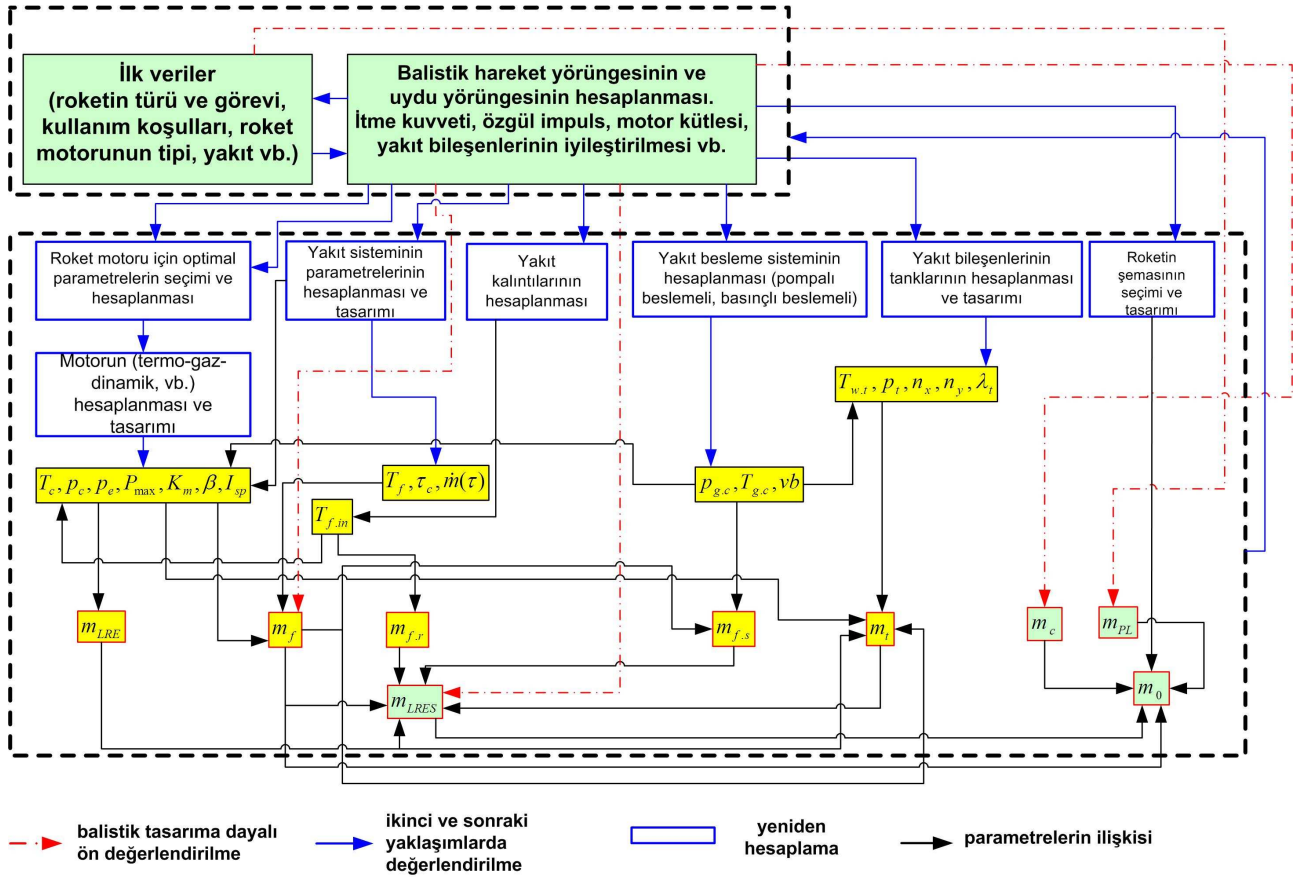
Bilim ve uygulama ile kazanılan roket motorunun tasarım deneyiminin genelleştirilmesine ve sentezine dayanarak, motor odasının ve onun sistemlerinin aşağıdaki tasarım aşamaları gösterilebilir (şekil 4).

Böylelikle roket itme sisteminin tasarımı aşağıdaki aşamalardan oluşur:

1. Motorun yakıt besleme sisteminin temel parametrelerinin ve şemasının seçimi

- motor şemasının seçimi
- yakıt besleme sisteminin şemasının seçimi
- yanma odasında ve nozul çıkışında basınçın seçimi
- yanma odasında yakıt bileşenlerin optimal oranının belirlenmesi

- yanma odasında ve nozulda kusurlu süreçlerden kaynaklanan özgül impuls kayıplarının belirlenmesi



Şekil 4: Sıvı yakıtlı motorun ve taşıyıcı roketin parametrelerinin ilişkisi (genel şema)

2. Roket motorunun itme odasının (yanma odası ve nozul) termodinamik hesaplanması
3. Yakıt besleme sisteminin parametrelerinin belirlenmesi
 - yakıt besleme sisteminin yapısal şemasının seçimi ve gerekçelendirilmesi
 - yakıt besleme sisteminin (basınç beslemeli veya turbo pompalı) parametrelerinin belirlenmesi
4. İtme odasının iç geometrisinin – profilinin oluşturulması [Paşayev, Abdullayev ve Samedov, 2018; Abdullayev, Abdulla, 2019]
 - yanma odasının hacminin belirlenmesi
 - itme odasının sesaltı (subsonic) kısmının profilinin oluşturulması ve hacminin belirlenmesi
 - yanma odasının ana geometrik boyutlarının belirlenmesi
 - nozulun sesüstü (supersonic) kısmının iç konturunu profilinin oluşturulması
5. Motor odasında gerçek süreçleri dikkate alarak ateşleme, karışım oluşumu, yanma, akış ve termal koruma süreçlerinin hesaplanması
6. Motor odasının dirençinin ve güvenilirliğinin değerlendirilmesi
7. Motorun 3D modelinin geliştirilmesi ve motorun ana elemanlarının yapısal modellemesi
8. Motorun son görünümünün ve özelliklerinin oluşturulması

Sıvı roket motorlu UHTR'nin itme sisteminin belirlenen ana parametrelerinin listesi alt tabloda verilmiştir (Tablo 2). Belirtilen liste, en uygun roket tasarımını doğrudan etkiler.

Tablo 2. İtke sisteminin belirlenen ana parametrelerinin listesi

İşaret	Parametrenin adı	İşaret	Parametrenin adı
I_{sp}	SYRM'nin özgül impulsu	P_{max}	SYRM'nin maksimum itme kuvveti
K_m	SYRM'nin yanma odasında gerçek karışım oranı (Oxidizer/Fuel)	p_t	tankın girişinde yükseltme basıncı
m_f	roket yapısındaki yakıt kütlesi	$p_{g.c}$	tanktaki gaz yastığının basıncı
$m_{f.r}$	roket yapısındaki yakıt kalıntısının kütlesi	p_c	yanma odasında basıncı
$m_{f.s}$	yakıt besleme sisteminin kütlesi	p_e	nozulun çıkışındaki basınç
m_{LRE}	SYRM'nin itme odasının kütlesi	T_c	yanma odasında sıcaklık
m_{LRES}	SYRM'li itme sisteminin kütlesi	$T_{g.c}$	tanktaki gaz yastığının sıcaklığı
m_t	yakıtların tanklarının kütlesi (oksitleyici ve yakıt)	T_f	tanktaki yakıt sıcaklığı
m_c	roket yapısının kütlesi	$T_{f.in}$	yanma odasının girişindeki yakıt sıcaklığı
m_{PL}	faydalı yükün kütlesi	$T_{w.t}$	tankın duvarının sıcaklığı
m_0	roketin tam kütlesi	λ_t	tankın nispi uzunluğu
$\dot{m}(\tau)$	toplam yakıt tüketimi (oxidizer ve fuel)	τ_c	SYRM'nin çalışmasının tam zamanı
n_x, n_y	roketin uzunlamasına ve yanıl aşırı yükleri		

Taşıyıcı roketin parametrelerinin hesaplanmasının sonuçları (anahat tasarımı)

Böylece, doğru bir istatistiksel analiz, hesaplamanın ilk aşamalarında başlangıç tasarım-balistik parametrelerin doğru bir şekilde seçilmesi, belirlenmiş problemin çözülme maliyetini azaltır. Ön tasarım aşamasında balistik ve kütle tasarımının bir sonucu olarak, taşıyıcı roketin aşağıdaki parametreleri ve özellikleri oluşturulur:

- fırlatma aracının yapısal şeması;
- kademeler dahil olmak üzere yüklenmiş ve yüklenmemiş durumda olan roketin kütle ve boyut parametreleri;
- ana ve yardımcı yakıt bileşenlerinin tank hacimleri;
- motorların güç (itme kuvveti) özellikleri (tüm çalışma modlarında itme kuvvetleri, yakıt bileşenlerin sarfiyatı, nozul çıkışındaki gaz hızı ve sıcaklık);
- roketin pnömatik-hidrolik sisteminin çalışma diyagramı (fırlatma için roketin hazırlanma işlemleri, başlatma işlemleri, boruları üfleme-temizleme, soğutma, havalandırma, basınçlandırma, başlangıç yakıt bileşenlerinin verimi ve temini); bu işlemlerin zamansal özellikleri, işlemlerin gerçekleştirilmesinde kullanılan gaz türleri vb;
- ana boru hatlarının, motorların, tanklardaki gaz "yastıkları"nın, tanklara bitişik kuru bölmelerin hacimleri;
- arma, nakliye ve montaj işlemleri sırasında roketin tüm eksenlerinde izin verilen aşırı yüklenmeler;
- roket üzerinde izin verilen rüzgar yükleri (roketin fırlatma sahasına-platforuma taşınması, kurulumu ve yerleştirilmesi sırasında);
- taşıyıcı roketin faydalı yükünün özellikleri;
- roketin faydalı yükü üzerinde gerçekleştirilen işlemler;
- hizmet sahalarının fırlatma sahasında yerleştirilmesi;

- hizmet alanlarda gerçekleştirilen işlemlerin listesi;
- teçhizat ve destek düğümleri, bunlara izin verilen yükler.

Yukarıda listelenen roket özellikleri, fırlatma kompleksindeki yer tabanlı pnömatik, mekanik ve yakıt ikmal ekipmanının parametrelerini büyük ölçüde belirler.

Böylece, balistik- tasarım hesaplamaların ve roket-motor sisteminin tasarımının sonuçları roketin yapısal şemasını oluşturmamıza izin verir.

Son olarak, roketin yapısal düzeni-şeması, bu alandaki en son bilim başarıları ve ileri roket üretim teknolojilerini yansıtmalı; roketlerin geliştirilmesi ve üretimi için minimum maliyetleri; standart ve birleştirilmiş bileşenlerin, montajların ve malzemelerin en iyi şekilde kullanılmasını sağlamalıdır.

SONUÇ

Taşıyıcı roketin tasarım metodolojisinin dikkate alınan sistem analizi, bilgisayar destekli tasarım sistemleri ve gelişmiş teknolojilerin araçlarını kullanan modern bir mühendise UHTR'nin ilk görünümünü oluşturmalarını sağlar. Bu alandaki acemi mühendisler için özel bir fayda, katılımları ve UHTR'nin sistemlerinin ve onların bireysel yapısal elemanlarının geliştirilmesinde aldıkları deneyim birikimi olacaktır. Aero-gaz-dinamiği, ısı transferi, esneklik ve mukavemet teorisi, yapısal dinamikler, roketlerin uçuş teorisi ve yörünge mekaniği konularında bilgiye sahip teknik üniversite öğrencileri yaz stajında ilgili alanlarda (roket motorları ve enerji uniteleri, roket tasarımı, roket teknolojisi, roketin yapısal mekanik ve mukavemeti) gelecek mühendis personel olarak oluşabilir. Her durumda, er ya da geç UHTR'nin tasarımında, mühendisler tarafından tahmin edilmesi gereken yeni bilimsel bilgi ve beklentiler geçerli olacaktır.

Kaynaklar

- Alexandrov, V.A., Vladimirov, V.V., Dmitriev, R.D., Osipov, S.O., 1981, *Launch vehicles*. Under the general editorship of Prof. S.O. Osipov. Moscow, Military Publishing, 315 p.
- Abdullayev, P., Abdulla N., 2019. *The Liquid rocket engine design system using a new thermo-gas-dynamic calculation method*, Journal of aeronautics and space technologies, vol. 12, no. 2, pp. 171-183,
- Davydov P.A., 2013. *Substantiation Requirements for an Ultralight Class New Generation Launch Vehicle Taking into Account the Global Trends of the Development of Launch Vehicles and the Launch Services Market*, Cosmonautics and Rocket Engineering, Central Research Institute of Machine Building, Korolev, (2 (71)), 67-72.
- Hammond, W., 2001, *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, American Institution of Aeronautics & Astronautics, 880 p.
- Klyushnikov, V.Y., 2019. *Micro launch vehicles: the segment in the launch services market and promising projects*, Aerospace sphere, (3 (100)), 58-71.
- Kozlov, A.A., Novikov, V.N., Solov'ev, E.V., 1988, *Power and control systems for liquid rocket propulsion systems*, A Textbook for High Schools, Moscow, Mashinostroenie publ., 352 p.
- Kosmodemyansky, E.V., Nagiev, A.V., Isratov, D.Yu., Kirpichev, V.A., Davydov, P.A., Markarova, A.A., Kozlova, I.V., Okutin A.Yu., and Pustovalov, A.Y., 2018, *Project of a space rocket complex based on an ultra-light class launch vehicle*, Design Ontology, 8 (4 (30)), 523-536.
- Mukhamedov, L.P., 2018, *Fundamentals of the design of space transport systems*, A Textbook for High Schools. Moscow, Publishing House MSTU. N.E. Bauman, 265 p.
- Paşayev, A., Abdullayev, P., and Samedov, A., 2018, *Sıvı Yakıtlı Roket Motorunun İtme Odasının Geliştirilmiş Tasarım Yöntemi*, SAVTEK 2018, 9.Savunma Teknolojileri Kongresi, ODTU, Ankara, 27-29 Haziran, 2018.
- Varfolomeev, V.I., Kopytov, M.I., 1970, *Design and testing of ballistic missiles*, Moscow, Military Publishing, 392 p.
- Wekerle, T., Pessoa Filho, J.B., Costa L.E.V.L. and Trabasso, L.G., 2017, *Status and Trends of Smallsats and Their Launch Vehicles - An Up-to-date Review*, Journal of Aerospace Technology and Management, Sao Jose dos Campos, Vol.7, No 3, pp.269-286.