

GAZ JENERATÖRLÜ RAMJET MOTORU TEKNOLOJİ DEMONSTRASYONU

Mehmet ÇAVUŞ^(a), Uğur ARKUN^(b)

^(a) ROKETSAN A.Ş., Sevk Sistemleri Tasarım Müdürlüğü, Ankara, mcavus@roketsan.com.tr

^(b) ROKETSAN A.Ş., Sevk Sistemleri Tasarım Müdürlüğü, Ankara, uarkun@roketsan.com.tr

ÖZET

Bu bildiride, TÜBİTAK SAVTAG tarafından desteklenmiş proje kapsamında gerçekleştirilen gaz jeneratörlü ramjet motoru tasarım ve test faaliyetleri sunulmuştur. Gaz jeneratörlü ramjet motorunun itki performansı, yer seviyesi prototip testleri ile farklı uçuş koşullarında incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Gaz Jeneratörlü Ramjet, Ses-üstü Hava Alığı, Yanma Odası, İtki Sistemi

ABSTRACT

In this paper, design and test activities of a ducted rocket which have been performed through a project, financially supported by The Scientific and Technological Research Council of Turkey are presented. Thrust performance of the ducted rocket prototypes were investigated with ground tests at different flight conditions.

Key Words: Ducted Rocket, Supersonic Air Intake, Ramcombustor, Propulsion System

1. GİRİŞ

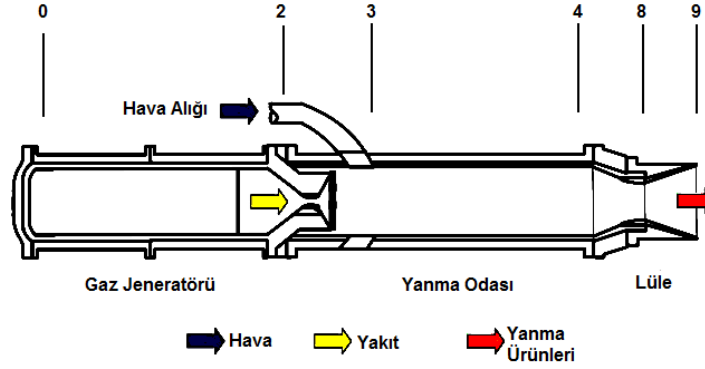
Ramjet motorları, ses-üstü hızda uzun süreli seyir kabiliyeti sayesinde uzun menzilde zaman kritik hedeflere ulaşılması için ideal itki sistemidir. Mekanik olarak oldukça basit yapıya sahip olmasına karşın operasyonda karşılaşılan güçlükler ve malzeme limitleri nedeni ile ramjet motorları, kısıtlı sayıda füze sisteminde uygulama imkanı bulabilmiştir. Ramjet motorları, ses-üstü hava alıklarında şok dalgaları ile havanın sıkıştırılması prensibi ile çalıştığından durağan halde operasyonel değildir. Çalışma hızlarına (>2 Mach), dahili veya harici bir ivme motoru (*ing. booster*) ile hızlandırılmalıdır.

Malzeme ve katı yakıt teknolojilerinin gelişmesi, dahili ivme motoru teknolojilerindeki gelişmeler ve taktik ihtiyaçların zorlaması ile birlikte son yıllarda ramjet teknolojileri konusunda önemli adımlar atılmıştır. ABD’de, 2.5 Mach uçuş hızında su-üstü (*ing. sea skimming*) uçuş profiline sahip ve yaklaşık 120 km menzilli “GQM 163-A Coyote” gemisavar hedef füze sistemi, 2005 yılında uçuş testlerini başarı ile tamamlayarak envantere girmiştir [1]. MBDA İngiltere firmasının ana yükleniciliğinde, Avrupa’dan altı ülkenin (İngiltere, Almanya, Fransa, İtalya, İspanya, İsveç) katılımı ve teknolojik katkısı ile geliştirilen havadan havaya füze sistemi “Meteor” programında 2012 yılında seri üretim aşamasına geçilmiştir [2]. Japonya’da 2015 yılına kadar servise girmesi beklenen havadan yere gemisavar füze sistemi “ASM-2” programı kapsamında ramjet motoru geliştirme çalışmaları devam etmektedir [3]. Anılan füze sistemlerinin tamamı gaz jeneratörlü ramjet motoruna sahiptir.

Gaz jeneratörlü ramjet motorları, itki karakteristiği bakımından katı yakıtlı roket motorları ile sıvı yakıtlı ramjet motorları arasında yer alır. Katı yakıtın sağladığı emniyet ve lojistik avantajları ile sıvı yakıtlı ramjet motorlarında bulunan yakıt debisinin ve dolayısıyla itki seviyesinin ayarlanabilirliği özelliklerini birlikte taşıyan gaz jeneratörlü ramjet motorları, hacim kısıtlı taktik füze sistemleri için öncelikli tercih edilmektedir. Gaz jeneratörü katı yakıtına, yanma ısısını arttırmak ve tutuşma kolaylığı sağlamak amacı ile metal parçacık (örn. alüminyum, magnezyum, bor) ilave edilebilmektedir. Metal parçacık katkısı ile özgül darbe ve ramjet itki performansı artmaktadır. Ayrıca gaz jeneratörü ürünlerinin yüksek sıcaklıkta ve ikincil yanmaya elverişli gaz formunda yanma odasına aktarılması, yanma odasında kendiliğinden tutuşmayı (*ing. self-ignition*) sağlamakta ve yanma kararlılığına yardımcı olmaktadır [4].

2. GAZ JENERATÖRLÜ RAMJET MOTORU TASARIMI VE PROTOTİP ÜRETİMİ

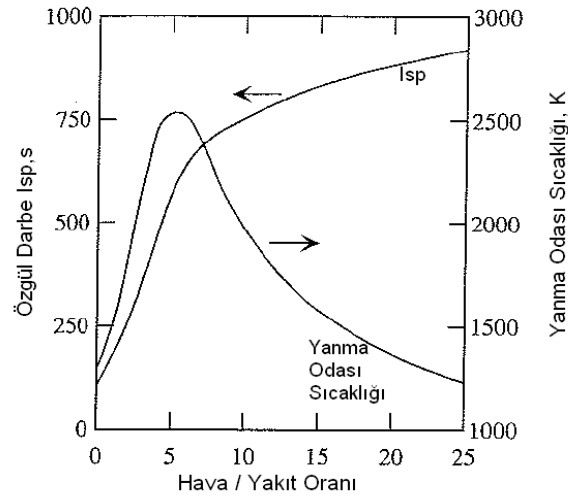
Ramjet motorunun balistik tasarımında öncelikle ideal bir ramjetin davranışına göre bir model oluşturulmuş, daha sonra verim ve kayıpların etkisi bu modele eklenmiştir. Şekil 1’de gaz jeneratörlü ramjet motorunun şematik gösterimi ve istasyon numaraları verilmiştir. Termodinamik hesaplamalar bu istasyonlardaki veriler kullanılarak yapılmıştır.



Şekil 1 Gaz Jeneratörlü Ramjet Motoru Şematik Gösterimi

Ramjet motorunun itkisi, motorun içerisinde geçen kütle debisine, uçuş hızına ve yanma odası sıcaklığına bağlıdır. Yanma odası sıcaklığı arttıkça ramjet itkisi artmaktadır. Hava/yakıt oranına göre yanma odası sıcaklığının ve özgül darbenin değişimi

Şekil 2’de verilmektedir. Hava ve yakıt oranının tam yanma sağladığı değerde (stokiyometrik oran) en yüksek yanma odası sıcaklığı ulaşılmaktadır. Bu noktaya kadar hem sıcaklık hem hava yakıt oranı arttığı için özgül darbe hızla artmaktadır. Bu noktadan sonra hava/yakıt oranının artması ve yanma odası sıcaklığının düşmesi ters etkiler oluşturduğundan özgül darbe daha yavaş olarak artmaktadır.



Şekil 2 Yanma Odası Sıcaklığının ve Özgül Darbenin Değişimi [5]

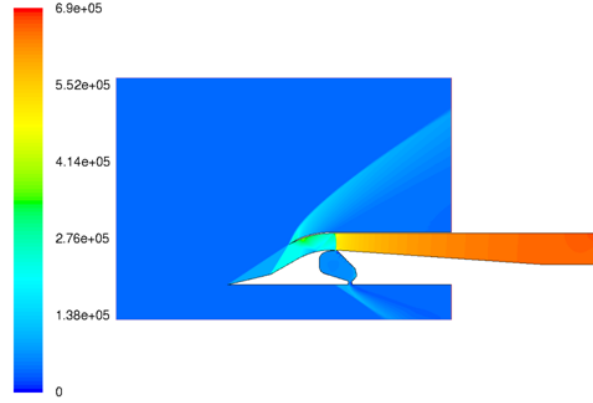
Ramjet motoru balistik tasarımıda öncelikle motorun tasarım noktası (uçuş hızı ve irtifası) belirlenmiştir. Kullanılacak yakıtın yanma ısısı değerine ve malzeme özelliklerine bağlı olarak ulaşılacak en yüksek sıcaklık, yanma odası sıcaklığı olarak elde edilmiştir. Bu sıcaklıktaki özgül itki değeri hesaplanmış ve gerekli olan toplam itki ve özgül itki kullanılarak gerekli itkinin sağlanması için ramjet içerisinde geçecek toplam debi bulunmuştur. Hedef yanma odası sıcaklığını sağlayan hava/yakıt oranı elde edilmiş ve toplam debi de bilindiğinden hava ve yakıt debileri hesaplanabilmiştir. Özgül itki ve hava/yakıt oranı verileri elde edildiğinden gaz jeneratörlü ramjet motorunun sağlayacağı özgül darbe ve motorun çalışma süresine bağlı olarak toplam yakıt kütlesi belirlenmiştir.

Gaz jeneratörü, ramjet motorunun gereksinim duyduğu sıcaklık, basınç ve debide yakıtça zengin gazların üretilip uçuş süresince yanma odasına aktarılmasını sağlayan sistemdir. Gaz jeneratörü yakıtı tasarımıda, ihtiyaç duyulan yakıt debisi ve yakıt yanma ısısı belirleyici olmuştur. İstenen yanma ısısını sağlayan, yakıt debisini karşılayacak belirli bir yanma hızı ve basınç üssüne sahip yakıt formülasyonu geliştirilmiştir. Roketsan A.Ş.'de mevcut analiz araçları kullanılarak gaz jeneratörü balistik tasarımı gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda gaz jeneratörü boyutları, yakıt ağırlığı, boğaz çapı ve yanma basıncı gibi veriler elde edilmiştir.

Hava alıkları, ramjet motorlarında yanma için ihtiyaç duyulan havayı, uçuş süresince istenilen debi ve koşullarda motora sağlayan alt sistemdir. Hava alığı tasarımı için hava alığının çalışma koşulları girilerek hava alığı geometrisini oluşturan bir tasarım aracı geliştirilmiştir. Tasarım aracı, ses-üstü ve ses-altı sıkıştırma bölgeleri ile ilgili kritik boyutları hesaplamanın yanı sıra, ikinci bölgede yer alan boğaz dönme yarıçapını ve boğaz uzunluğunu da hesaplamaktadır. Tasarım kodundan elde edilen iki boyutlu geometri, detay hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri (HAD) ile eniyileme çalışmasında kullanılabilecek seviyede bir tasarımın yapılmasını mümkün kılmaktadır. Tasarlanan geometrinin HAD analizleri öncesinde, HAD analiz aracı ve yöntemi literatürden elde edilen denek taşı geometri ve analiz verileri ile doğrulanmıştır. Hava alıkları, yalnızca tasarım noktasında değil aynı zamanda çalışma zarfı içinde ramjet motorunun çalışmasını sağlayacak koşullarda havayı sağlamaktan sorumludur. Bu nedenle sınır tabakanın kontrol edilmesi gerekmektedir. Hava alığı tasarım sürecinde hava tahliye bölgesi tasarımı deney tasarımı yöntemi kullanılarak incelenmiş ve elde edilen sonuçlara göre hava tahliye bölgesinin eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. HAD analizleri sonucunda hava alığının yanma odası basınç değişimlerine karşı davranışı incelenmiş ve elde edilen veriler dahilinde hava alığının kararlı çalışmasını sağlayan geometri oluşturulmuştur.

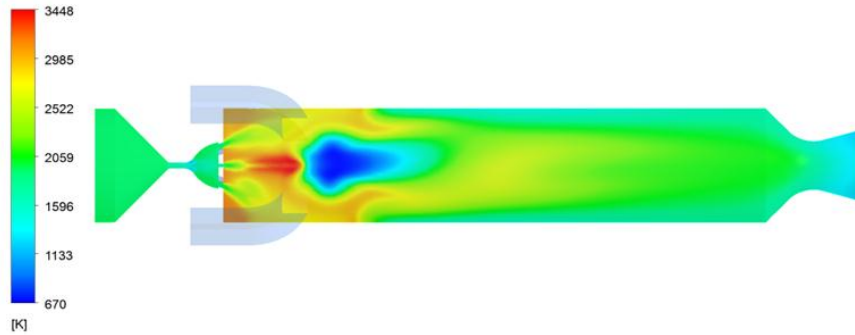
Tasarım noktası, ramjet motorunun en verimli çalıştığı irtifa ve Mach koşuludur. Hava alığı bu noktada isterleri sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Yapılan HAD analizleri sonucunda, dik şokun istenilen yerde durduğu ve

yanma odasına uygun akış özelliklerinde havayı sağladığı tespit edilmiştir. Şekil 3'te tasarım noktasındaki statik basınç dağılımı verilmektedir.



Şekil 3 Hava Alışı Statik Basınç Dağılımı (Pa)

Ramjet yanma odası, enjektör, kubbe bölgesi ve ikincil yanma bölgesinden oluşmaktadır. Ramjet yanma odası kubbe bölgesinde, yakıt içeriğinde yer alan metal parçacıkların yanması için gaz jeneratöründen yanma odasına giren yakıtın hava jetlerine çarptırılarak karışma işlemine tabi tutulması gerekmektedir. Böylelikle parçacıklar, yüksek karışma ve yüksek sıcaklık faktörlerinin etkisiyle yüzeyden tepkimeye girerek bu bölge içinde yanmaktadırlar. Yanma odası analiz çalışmaları kapsamında metal parçacık yanma modeli geliştirilmiş ve ticari HAD yazılımına entegre edilmiştir (Şekil 4). Yanma veriminin maksimizasyonu için yanma odası tasarımına etki eden parametreler detaylı incelenerek tasarım eniyilemesi yapılmış ve testlerle doğrulanmıştır.



Şekil 4 Yanma Odası Sıcaklık Dağılımı (K)

Alt sistem tasarımları ile birlikte motorun boyutları belirlenmiş, mekanik tasarımı yapılmıştır. Ramjet test motorunda kullanılacak yalıtım malzemeleri ve yapısal-gövde malzemeleri belirlenerek, çalışma koşullarındaki mekanik/termal analizler gerçekleştirilmiştir. Mekanik tasarımın

tamamlanmasının ardından hazırlanan teknik resimlere uygun olarak metalik gövde parçaları üretilmiştir. Yakıt ve yalıtım parçalarının üretimleri için özel prosesler geliştirilmiş ve üretim faaliyetleri gerçekleştirilmiştir.

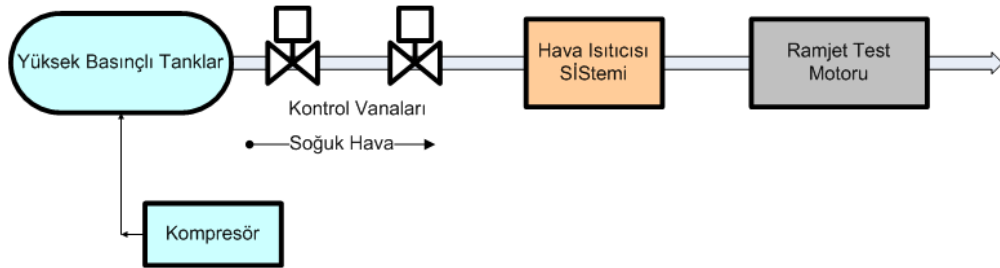
3. GAZ JENERATÖRLÜ RAMJET MOTORU TESTLERİ

Gaz jeneratörü katı yakıtının geliştirilmesi sürecinde balistik test motorları ile balistik performans parametrelerinin doğrulanmasına yönelik statik ateşleme test faaliyetleri yürütülmüştür (Şekil 5).



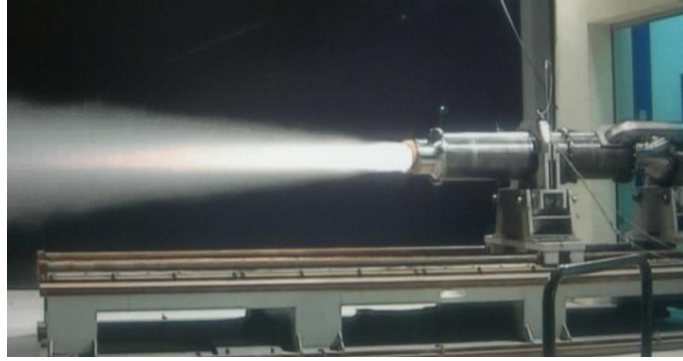
Şekil 5 Yakıt Geliştirme Statik Ateşleme Testi

Geliştirilen yakıt ile farklı çalışma sürelerinde gaz jeneratörü prototip testleri gerçekleştirilmiştir. Söz konusu testlerle, balistik performans yanısıra uzun çalışma sürelerinde gaz jeneratörü gövde ve yalıtım malzemelerinin yapısal dayanım özellikleri de incelenmiştir. Gaz jeneratörlü ramjet motorunun, yer seviyesi testler ile farklı uçuş koşullarının (irtifa ve Mach sayısı) benzetiminin yapılabilmesi amacı ile ramjet test düzeneği kurulmuştur. Test düzeneği şematik görüntüsü Şekil 6'da verilmektedir. Tanklarda depolanan havanın basıncı, hat üzerinde bulunan kontrol vanaları ile düzenlenir. Basıncı düşürülen hava, hava ısıtıcısı sistemine aktarılır. Hava ısıtıcısı sisteminde yanma reaksiyonu gerçekleşir. Havayı ısıtmak için kullanılan yakıtın debisi kontrol edilerek havanın sıcaklığı istenen seviyeye getirilir.

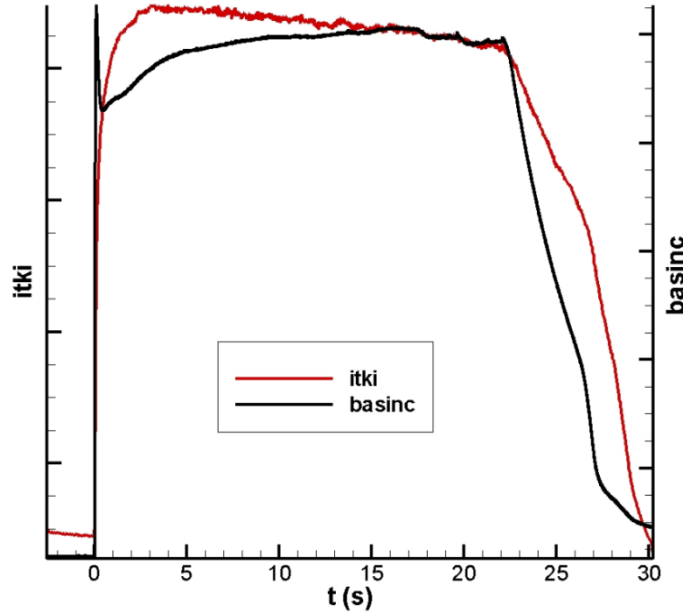


Şekil 6 Ramjet Test Düzeneği Şematik Gösterimi

Yanma sonucunda havadaki oksijen miktarı azalmaktadır. Ramjet motoruna uçuş koşulunda havanın sağlanabilmesi için havanın mol oranının korunması gerekmektedir. Bu nedenle test düzeneği hattına ilave oksijen verilmektedir. Gaz jeneratörlü ramjet motoru test görüntüsü ve boyutsuzlaştırılmış itki ve basınç grafiği Şekil 7 ve Şekil 8’de verilmektedir.



Şekil 7 Gaz Jeneratörlü Ramjet Testi



Şekil 8 Ramjet İtki ve Basınç Eğrisi (Boyutsuz)

4. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

Roketsan A.Ş.'de TÜBİTAK SAVTAG* destekli yürütülmüş olan proje kapsamında gerçekleştirilen çalışmalar ile ramjet motoru tasarım, analiz ve

test altyapısı kazanılmıştır. Gaz jeneratörlü ramjet motorunun farklı uçuş koşullarında yer seviyesi testlerinin gerçekleştirilebileceği test düzeneğinin kurulumu yapılmış ve farklı çalışma süresine sahip gaz jeneratörlü ramjet motoru prototipleri ile yer seviyesi testler gerçekleştirilmiştir. Projenin tamamlanmasını müteakip Roketsan özkaynakları ile ramjet teknolojilerinde hazırlık seviyesinin artırılmasına yönelik çalışmalar kesintisiz sürdürülmüştür. Gaz jeneratörlü ramjet motorunun, katı yakıtın sağlamış olduğu yüksek hacimsel yakıt yükleme avantajı ve yakıt debisinin vana ile ayarlanabilirliğinden dolayı hacim kısıtlı taktik füze sistemlerinin uzun menzil ve yüksek hız ihtiyacı için ideal itki sistemi olduğu değerlendirilmektedir.

**Bildiri kapsamında hiçbir görüş, tespit ve kanaat TÜBİTAK'ın resmi görüşü değildir.*

5. KAYNAKÇA

- [1] Hewitt,P., “Status of Ramjet Programs in the United States”, AIAA 2008-5265.
- [2] Besser, H, Kurth,G., “METEOR-European Air Dominance Missile Powered by High Energy Throttleable Ducted Rocket”, RTO-MP-AVT-208, 2011.
- [3] <https://janes.ihs.com/>
- [4] Nakayama, H. ve diğ., “Full-Scale Firing Tests of Variable Flow Ducted Rocket Engines Employing GAP Solid Fuel Gas Generator”, AIAA-2009-5121.
- [5] Kubota, N., Propellants and Explosives:Thermochemical Aspects of Combustion, (WILEY-VCH), (2007).
- [6] Roketsan A.Ş. Mühendislik Geliştirme Raporları, 2009-2012.