

HABERLEŞME UYDULARINDA ÇİFT YAKITLI İTKİ SİSTEM BİLEŞENLERİ VE UYGULANAN TESTLER

Derya BAŞ^{*}, Murat BULUT[†]
Türksat A.Ş., Ankara

Nedim SÖZBİR[‡] ve Şenol GÜLGÖNÜL[§]
Türksat A.Ş., Ankara

ÖZET

İtki alt sistem performansını sorunsuz sağlayacak bileşen ve ekipmanlar tasarım aşamasında seçilir. Seçilen bileşen ve ekipmanların, uzay koşullarında işlevini yerine getirip getirmediğinin kontrolü ise üretim sonrası uygun test koşulları sağlanarak yapılır. Güvenilirliği olmayan ekipmanların kullanımı, itki alt sisteminde sorun çıkaracağı gibi ilişkili olduğu alt sistemlerde de soruna yol açar ve uydu ömrü dolmadan uydunun kullanım dışı kalmasına bile neden olabilir. Bu yüzden birbirini destekleyen ekipmanların seçimi ve testler ile güvenilirliğinin birkaç kez doğrulanması, uydu tasarımı ve üretimi aşamasında çok önemlidir. Bu çalışmada, haberleşme uydularında uyduların görev yörüngelerine oturmasını ve bu yörüngede tutunmasını sağlayan çift yakıtlı itki alt sisteminin ekipmanlarının tanıtımı ve bu alt sisteme uygulanan testler hakkında genel bilgiler verilmiş olacaktır.

SİMGELER

AKE	: Yeröte motoru (Apogee Kick Engine)
BDE	: Çift yakıtlı itici valfinin kumanda elektroniği
BPS	: Çift yakıtlı itki alt sistemi
BTH	: Çift yakıtlı itici
c	: Efektif çıkış hızı, m/s
F	: İtki, N
GCM	: Gaz Kontrol Modülü (Gas Control Module)
g_0	: Yerçekimi ivmesi, m/s^2
HLD	: Helyum Kaçak Detektörü
I_{sp}	: İtici Özgül İtkisi (J/kg)
I_{ssp}	: Sistem Özgül İtkisi (J/kg)
JAXA	: Japon Uzay Araştırma Ajansı (Japan Aerospace Exploration Agency)
MMH	: Mono – methylhydrazine
MON-3	: Nitrojen oksit karışımı
PCA	: Basınç Kontrol Modülü (Pressure Control Assembly)
PCM	: Yakıt Kontrol Modülü (Propellant Control Module)

* Uzman Yardımcısı, Uydu Montaj, Entegrasyon ve Test Direktörlüğü., E-posta: dbas@turksat.com.tr

† Kıdemli Uzman, Uydu Montaj Entegrasyon ve Test Direktörlüğü., E-posta: muratbulut@turksat.com.tr

‡ Danışman., ArGe ve Uydu Tasarım Direktörlüğü., E-posta: nsozbir@turksat.com.tr

§ Genel Müdür Yardımcısı., E-posta: sgulgonul@turksat.com.tr

PIA	: Yakıt İzolasyon Modülü (Propellant Isolation Assembly)
r	: Karışım oranı
UPS	: Birleşik İtki Sistemi (Unified Propulsion System)
ΔV	: Hız Değişimi, m/s
Üst simge	
\dot{m}	: Yakıt debisi, m ³ /s
Alt simge	
f	: Yakıt
o	: Yakıcı

GİRİŞ

İtki sistemleri uydunun kütle merkezini bir yerden başka bir yere götürmek için gerekli olan hız değişimini sağlamak ve uydunun kütle merkezi çevresinde dönebilmesi için gerekli momenti sağlayan sistemlerdir [Erichsen,2006; Jamin,2006]. İtki sistemleri uyduyu uzayda transfer etmek (gezegenler arası yolculuk), konumlandırmak (yörünge kontrolü) ve yönlendirmek (yönelim kontrolü) için kuvvet ve tork sağlayan sistemler olup uydu itki sisteminin fonksiyonları Tablo 1 de görülmektedir [Brown,1996].

Görev	Tanımlama
Görev Tasarımı	(Ötelenme hız değişimi- Translation velocity change)
Yörünge değişimleri (Orbit changes)	Bir yörüngeden diğerine değiştirme
Düzlem değişimleri (Plane changes)	
Yörünge düzeltimi (Orbit trim)	Fırlatma aracı hatalarını giderme
Konum koruması (Stationkeeping)	Bulunduğu konumu koruma
Yeniden konumlandırma (Repositioning)	Bulunduğu konumu değiştirme
Yönelim Kontrolü (Attitude Control)	(Dönüş hız değişimi- Rotational velocity change)
İtki vektörü kontrolü (Thrust vector control)	Vektör hatalarını giderme
Yönelim kontrol (Attitude control)	Yönelim koruma
Yönelim değişimleri (Attitude changes)	Yönelim değiştirme
Reaksiyon tekerleğinin boşaltılması (Reaction wheel unloading)	Depolanan momentumu giderme
Manevra	Uydu eksenlerini yeniden konumlandırma

Tablo 1: Uydu İtkisinin Fonksiyonları

Birleşik itki sistemi (Unified Propulsion System-UPS), Lampoldshausen takımının öncülüğünde, dünya çapında uydu üreticileri tarafından kullanılan standart haline gelmiştir. Lampoldshausen takımı uyduda apogee ateşleme (injection), yörünge kontrolü ve yönelim kontrolü için birleştirilmiş ayrı bir sistemin gerekli olduğunu fark etmiş ve bu konuda çalışmaya başlamıştır. UPS, apogee motor ve itici grubunu besleyen yaygın bir yakıt tankı düzenlemesi avantajını sağlamaktadır. Bu yüzden UPS, daha fazla kompakt, daha az karmaşık, nispeten daha hafif ve uygun yakıtın maksimum kullanılabilirliğine olanak veren bir sistemdir. UPS farklı uydular için, kanıtlanmış yüksek esnekliğe sahiptir [Airbus, 2014].

Lampoldshausen Merkezi'nde üretilen ilk çift yakıtlı itki sistemi, Alman-Fransız deneysel direkt yayın haberleşme uydu projesi Symphonie için üretilmiştir. Symphonie televizyon ve radyo programlarının, telefonların, faksın ve verinin iletimini sağlayan 3 eksenli, dönme dengeli (spin stabilised) ve yer sabit (geostationary) uydusudur. Thor Delta tarafından Cape Canaveral'den 1974 yılında Symphonie A ve 1975 yılında Symphonie B uyduları fırlatıldı. Uydu ömürleri 5 yıl olarak tasarlanmış olmasına rağmen, uydular 10 yıl çalıştırıldı. Görevlerinin sonunda, iki uydu da başarıyla yönelim kontrol sistemi için kalan yakıtı kullanarak mezarlık yörüngesine de-orbiting yapıldı. Symphonie, günümüzün uydu itki sistemlerinden farklı olarak apogee injection, yörünge kontrol ve yönelim kontrol olmak üzere üç parçalı itki sistemine sahiptir [Airbus, 2014].

Lampoldshausen Merkezi, Symphonie projesinden sonra yörünge uyduları ve gezegenler arası uzay araçları için ilk UPS' in gelişimine öncülük ettiler. TV-Sat 1 ve TV-Sat 2, geostationary uydularda kullanılan ilk UPS' dir. İki uydu da direkt Avrupa TV yayını için tasarlanmıştır. TV-Sat 1, Kasım, 1987'de Ariane 2 ile fırlatılmıştır. 1988 Şubat ayının başında, Güneş yelkenlerinden birisinde açılma hatası olduğu için saf dışı edilmiştir. Görünüşe göre, iki kilit civatasının yelkende unutulduğu fark edilmiştir ve uydu 1989 yılında yörünge mezarlığına gönderilmiştir. TV-Sat 2 ise 1989' da Ariane 4 ile fırlatılmıştır ve 1999 yılına kadar başarılı olmuştur [Airbus, 2014].

Gezegenler arası uzay aracı olarak ilk Galileo Retro İtki Modülü' nde UPS kullanılmıştır. Galileo, 1989 yılında US Uzay Mekiği Atlantis ile fırlatılmış ve Jüpiter ve Jüpiter'in ayları Ganymede, Callisto, Io ve Europa' yı araştırmak için kullanılmıştır. Retro itki modülü, Galileo' nun Jüpiter' e olan 6 yıllık yolculuğunu kontrol eden 400 N' luk motor ve 12 adet 10 N' luk iticilerden oluşmuştur. 2 yıl Jüpiter yörüngesinde kaldıktan sonra, 400 km içindeki Jüpiter aylarına yönlendirilmiştir. Galileo itki sistemi, yaklaşık 4.6 milyar km' yi kapsayan 14 yıllık görevini kusursuzca yerine getirmiştir. Eylül 2013' de planlanan bir dağılma (disintegration) için Jüpiter' e doğru yönlendirilmiş ve gezegenin yoğun atmosferinde yanmıştır [Airbus, 2014].

UPS sistemleri, performansı, verimliliği, güvenilirliği ve müşteri tercihlerini arttırmak için çeşitli düzeltmeler ve iyileştirmelerden geçmiş ve günümüze ulaşmıştır. İlk S400 apogee motoru, S400-12 ve S400-15' e dönerken; S10 iticileri, S10-13, S10-18, S10-23 ve daha güçlü olan 22 N' luk iticilere dönüşmüştür. Benzer şekilde tank sistemleri, özellikle yakıt kazanımı ve yüzey gerilimi teknolojisi bazında yakıt idaresi alanında önemli ölçüde geliştirilmiştir. Yakıtı maksimum seviyede kullanırken, kalan yakıtı minimuma düşürme ve geostationary uyduların ömrünü 15 yıl ve üzerine çıkarmak için Airbus Uzay Sistemleri, Bremen, ileri teknoloji geliştirmiştir. Sistem ve entegrasyon seviyelerinde önemli gelişmeler kaydedilmiştir [Airbus, 2014]. Çift yakıtlı itki sistemleri haberleşme uydularında yaygın olarak kullanılmaktadır. Fırlatılan Türksat uydularının tamamı çift yakıtlı itki sistemine sahiptir.

Çift yakıtlı itki sistemleri, yanıcı (fuel) ve yakıcı (oxidizer) olmak üzere iki ayrı yakıttan oluşur. İki yakıt ayrı ayrı tanklarda muhafaza edilir, basınçlandırılır ve yanma odası dışında birbirlerine karışmazlar. Yanma odasında kimyasal etkileşim gerçekleştikten sonra yanma gazları converging-diverging nozzle boyunca ivmelendirilir ve nozzle' dan dışarı atılır [Erichsen,2006]. Türksat 4A ve Türksat 4B uydularında yanıcı yakıt olarak mono - methylhydrazine (MMH) ve yakıcı olarak %3 nitrik oksit (NO) ve %97 nitrojen tetra - oksit (N_2O_4) içeren nitrojen oksit karışımı (MON - 3) kullanılmaktadır [Sutton ve Biblarz, 2001; Irmgard, Hammerl, Klapötke, Nonnenberg ve Zewen 2006].

MMH hafif baziktir ve indirgenliği çok güçlü etkin bir maddedir. Yüksek kimyasal reaktivlik, kolay kontrol fonksiyonu ve güçlü hidrojen bağları en faydalı özellikleridir [Sutton ve Biblarz, 2001; Irmgard, Hammerl, Klapötke, Nonnenberg ve Zewen 2006].

NO düşük kaynama noktalı dondurucu gazdır. Sıvı ve katı ile mavi renk olur. N_2O_4 içindeki NO çözültisi, yüksek erime noktalı yakıcının donma noktasını hızla düşürür. Mekanizmadaki düşüş, N_2O_4 içinde çözünen N_2O_3 oluşumuna neden olur. Burada oluşan nitrojen oksit karışımı (MON - 3) olarak isimlendirilir ve sıvı roket motorları için kullanılır. Farklı konsantrasyonlar vardır ancak yüksek buhar basınçlı MON, N_2O_4 içinde yaklaşık %30 NO çözültisine izin verir. MON yüksek buhar basıncının yanında, N_2O_4 ile oldukça benzerlik gösterir [Sutton ve Biblarz, 2001; Irmgard, Hammerl, Klapötke, Nonnenberg ve Zewen 2006].

Çift yakıtlı itki sistemleri; soğuk gaz (cold gas), tek yakıtlı (monopropellant) ve katı yakıtlı (solid fuel) itki sistemlerine göre daha fazla itki imkanı sağlamaktadır. Çift yakıtlı itki sisteminin avantajları şu şekildedir [Jamin,2006; Erichsen,2011]:

- Kimyasal itki olarak en yüksek performansla sahiptir
- Araştırmalar yapılarak güvenilirliği kanıtlanmıştır
- Yüksek I_{sp} (≤ 3110 J/kg)

- Düşük kütleli sistemlerde yüksek I_{sp} (≤ 2800 Ns/kg)
- 45000 N' a varan yüksek itki kapasitesi

Çift yakıtlı itki sistemi aşağıdaki koşullarda seçilebilir [Jamin,2006; Sutton ve Biblarz, 2001]:

- Yüksek itki seviyesi, toplam itki ve/ ya da ΔV
- Uzun operasyon ömrü
- Dar aralıkta tutulmak istenen uydu sıcaklığı

Çift yakıtlı itki sistemi, tek yakıtlı itki sisteminden daha karışık olsa da, çift yakıtlı itki sistemi daha yüksek I_{sp} değerlerine sahiptir. Çift yakıtlı itki sistemi, kararlı hal (steady state) ve pulse modu için aşağıdaki değerlerde çalışır [Erichsen,2006; Jamin,2006]:

- $F \leq 25$ N (steady state operation): I_{sp} : ≤ 2850 J/kg, I_{ssp} : ≤ 3110 J/kg,
- $F \leq 400$ N (pulse mode operation): I_{sp} : ≥ 1000 J/kg, I_{ssp} : ≤ 2800 J/kg

ÇİFT YAKITLI İTKİ ALT SİSTEMİ KARIŞIM ORAN HESABI

Yanıcı ve yakıcı yakıtların karıştırıldığı ve reaksiyona girdiği oran, yakıt karışım oranı olarak isimlendirilir. Karışım oranı r , yakıcı kütle debisi \dot{m}_o ve yanıcı kütle debisi \dot{m}_f olmak üzere [Sutton ve Biblarz, 2001]:

$$r = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} \quad (1)$$

F bilinen itki, c efektif çıkış hızı, I_{sp} özgül itki (impulse), g_o yerçekimi ivmesi, \dot{m}_o toplam yakıt debisi olmak üzere r , \dot{m} , \dot{m}_o ve \dot{m}_f arasındaki ilişki aşağıdaki gibidir [Sutton ve Biblarz, 2001]:

$$c = I_{sp} g_o = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2)$$

$$\dot{m}_o + \dot{m}_f = \dot{m} \quad (3)$$

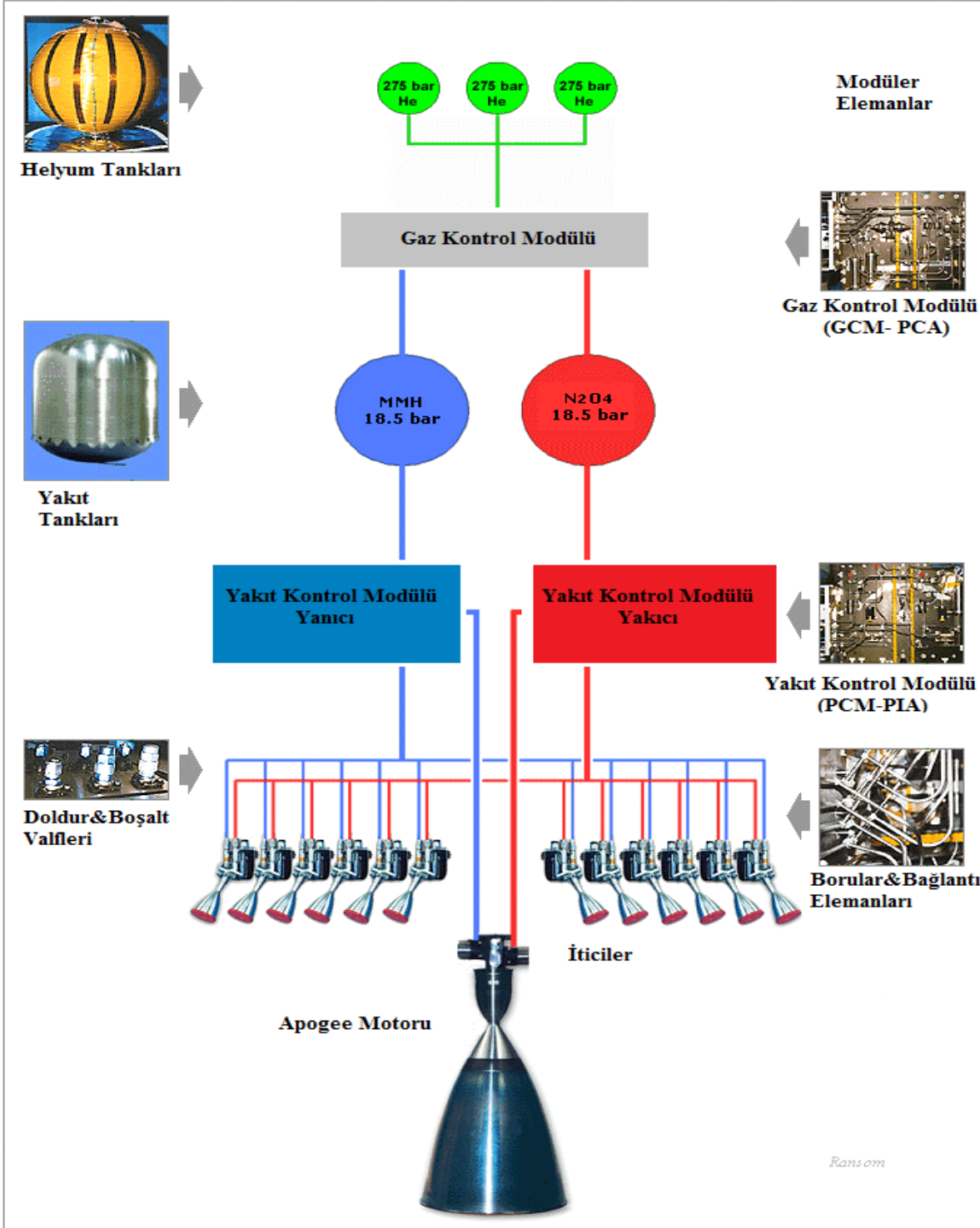
$$\dot{m}_o = \frac{r \dot{m}}{r + 1} \quad (4)$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}}{r + 1} \quad (5)$$

Yakıttan en verimli şekilde yararlanmak için karışım oranına dikkat edilmelidir. Ayrıca diğer alt sistemlerle ve sistemle uyumlu itki bileşenleri seçilmelidir. Son olarak uzay koşullarına eş değerde yapılan testler ile ekipmanların ve itki alt sisteminin güvenilirliği doğrulanmalıdır.

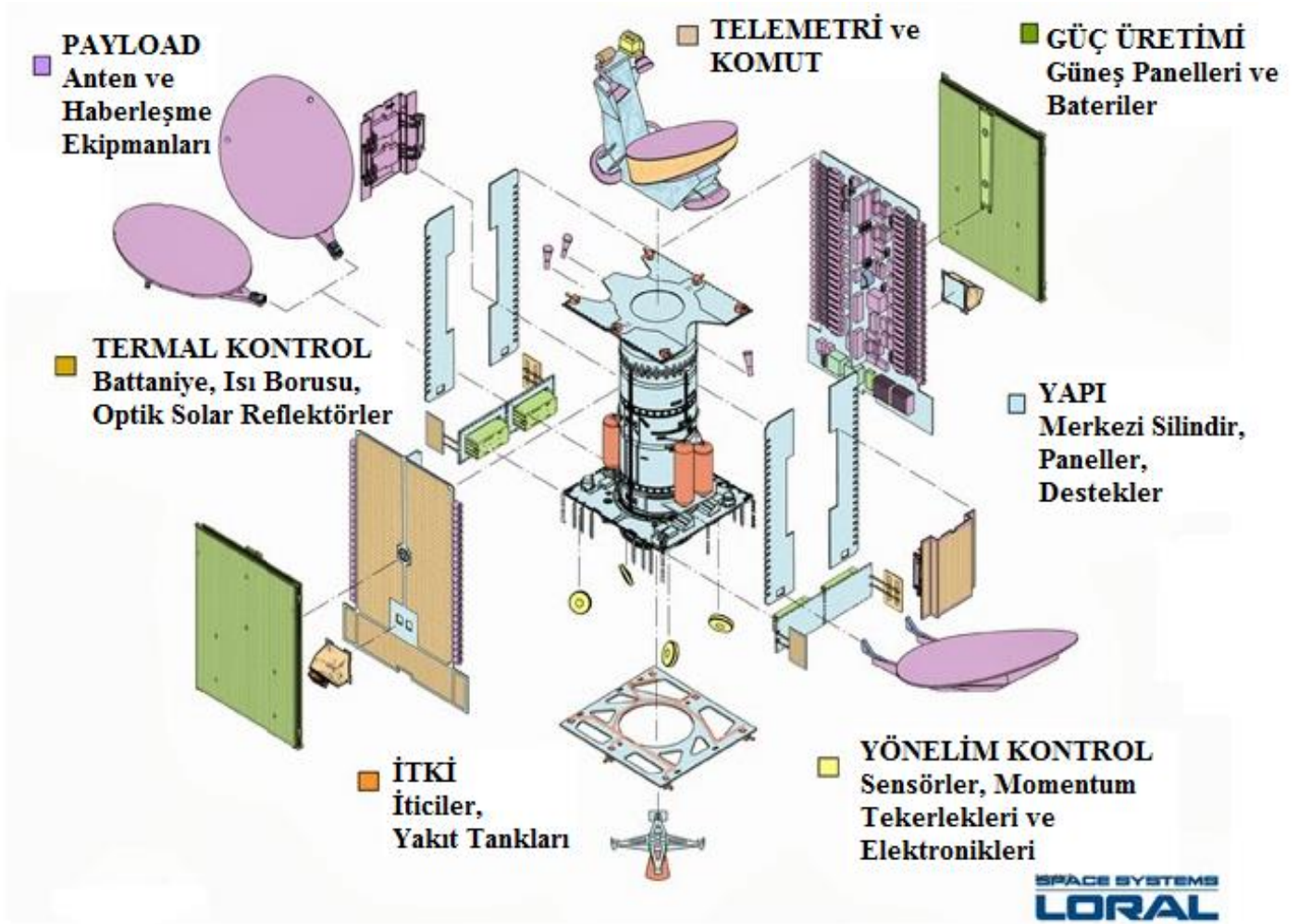
ÇİFT YAKITLI İTKİ ALT SİSTEM BİLEŞENLERİ

Çift yakıtlı itki alt sisteminin (Bipropellant Propulsion Subsystem- BPS) ana bileşenleri merkezi silindir, dünya panel (Earth panel), UPS güverte panel (Deck panel), zıt-dünya panel (Anti-Earth panel), yakıt tankı, yakıcı tankı, 2 helyum tankı, helyum tankı destekleri, iticiler (thruster), yeröte motoru (Apogee Kick Engine, AKE), AKE desteği, gaz kontrol modülü (Gas Control Module-GCM, Pressure Control Assembly-PCA) ve yakıt kontrol modülü (Propellant Control Module-PCM, Propellant Isolation Assembly-PIA) dür. Çift yakıtlı itki alt sistemi bileşenlerinin fonksiyonel blok diyagramı örneği Şekil 1' de görülmektedir.



Şekil 1: Fonksiyonel Blok Diyagramı Örneği [Telif hakkı Airbus DS]

Çift yakıtlı itki alt sistemi bileşenlerinin uydudaki konumunun temsili örneği Şekil 2' de görülmektedir.



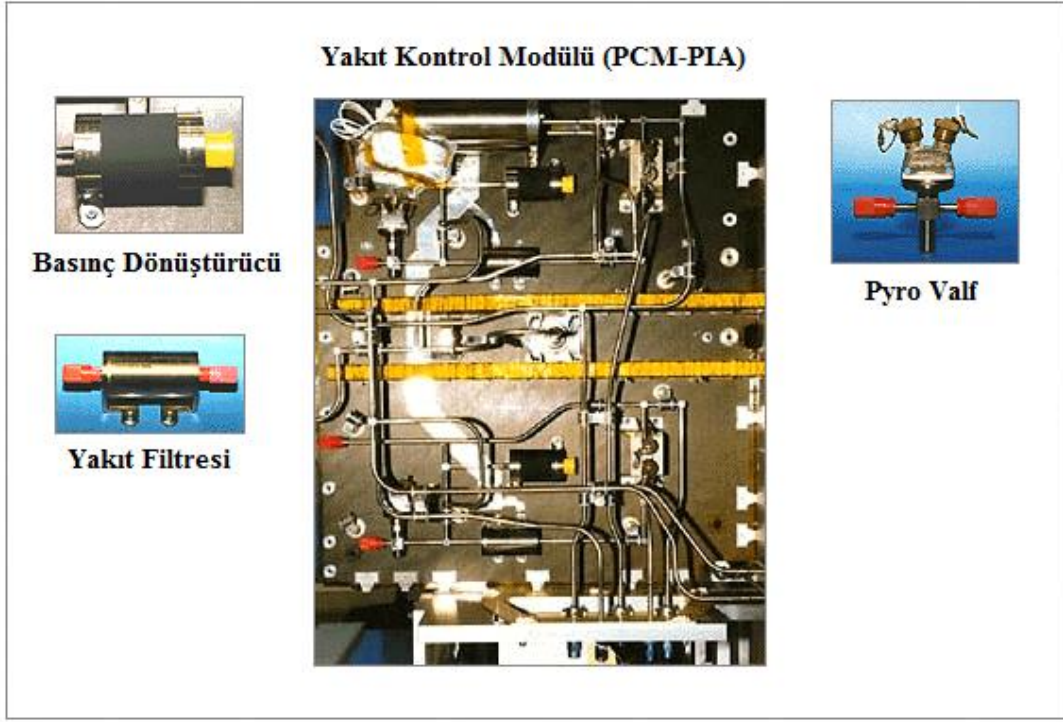
Şekil 2: Çift Yakıtlı İtki Alt Sistemi Bileşenlerinin Uydudaki Konumu [Telif hakkı Space Systems LORAL]

Yakıt Kontrol Modülü (PCM):

İlk operasyondan önce yakıt, AKE ve iticilerden izole edilir. Daha sonra PCM bileşenleri, AKE ve iticilere sabit balansta yanıcı ve yakıcı akışı sağlar. PCM; latch valf (yerine pyro valf kullanılabilir), pyro valf, doldur& boşalt valfi (fill& drain valf), filtre, basınç dönüştürücü (pressure transducer) ve trimming orifice' dan oluşmaktadır. Temsili yakıt kontrol modülü Şekil 3' de görülmektedir.

PCM' in çalışma prensibi şu şekildedir:

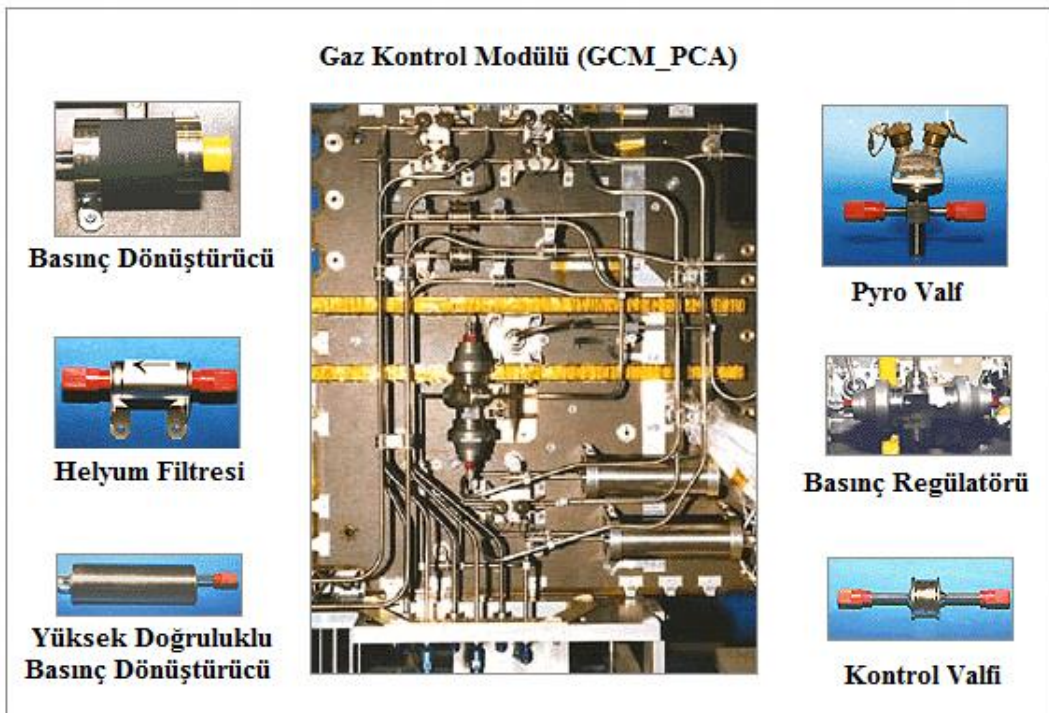
- Uydunun fırlatma aracından ayrılmasından sonra, tüm iticilerin upstream latch valfleri açılır ve kalan helyum gazı iticilerin downstream yakıt valflerinden dışarı atılır (venting)
- PCM' in tüm pyro valfleri ateşlenir
- Filtreden geçirilmiş yakıt, AKE ve iticilerin yakıt borularına doldurulur
- Doldurma sırasında, basınç transduceri basınç bilgisini sağlar



Şekil 3: Temsili Yakıt Kontrol Modülü [Telif hakkı Airbus DS]

Gaz Kontrol Modülü (GCM):

İlk operasyondan önce, sistemden basınç da izole edilir. GCM bileşenleri basıncı düzenler ve yüksek basınçlı tanktan yakıt tanklarına basıncı ayarlanmış helyum gazı sağlar. GCM bileşenleri ise latch valf (yerine pyro valf kullanılabilir), pyro valf, doldur& boşalt valfi, filtre ve basınç dönüştürücünün dışında kontrol valfi (check valve) ve basınç regülatörü (pressure regulator) de içermektedir. Temsili gaz kontrol modülü Şekil 4' de görülmektedir.



Şekil 4: Temsili Gaz Kontrol Modülü [Telif hakkı Airbus DS]

GCM' in çalışma prensibi ise şu şekildedir:

- GCM latch valfleri açılır ve normalde kapalı olan yüksek basınçlı pyro valfler ateşlenir. Böylece yakıt tanklarına gidecek olan helyum akışı basınç regülatöründen geçerek başlatılmıştır
- Gaz, basınç regülatörüne ulaşmadan filtrede süzülür
- Check valfler açılır ve tek yönlü akışa izin verir

Latch valfler açılmış olduğu için gaz akışına izin verir ve böylece gaz AKE ve iticilere ulaşır.

UYGULANAN TESTLER

Çift yakıtlı itki alt sistemine uygulanan üç temel test vardır. Bunlar yüksek basınçlı hat testleri, gaz kontrol modülü testleri ve düşük basınçlı hat testleridir. Test gazları olarak helyum ve nitrojen kullanılırken, güvenlik valfinin basınç değerini aşan testlerde hava takviyesi ile basınç artırılır ve sisteme verilir. Testlerin başlangıcında ve bitişinde görsel kontroller yapılır. Çatlak, çizik, çentik gibi sorunlu yerlerin olup olmadığı kontrol edilir ve eğer varsa işaretlemeler yapılır. Testlerin başlangıcında bileşen direnci ölçülür ve doğrulanır. İtki alt sistemine uygulanan genel testler aşağıdaki bölümlerde anlatılmaktadır.

Basınca Dayanıklılık Testi

Bu testin amacı, yüksek basınç borularının dayanıklılığını doğrulamaktır. Bazı basınç değerlerinde ölçümler alınarak test yapılır. Basınç artırılırken ve azaltılırken, bazı basınç değerlerine karşılık gelen voltaj değerleri kontrol edilir.

Kalibrasyon Testi

Bu testin amacı, ekipmanların kalibrasyonunu doğrulamaktır. Gaz dolumu ve boşaltımı yapılırken birkaç kez ölçüm alınarak kalibrasyon testi yapılır.

Dış Kaçak ve İç Kaçak Testi

Vana kapalıyken sistemde kaçak varsa iç kaçak anlamına gelir. Vana açıkken sistemde kaçak var ise dış kaçak var demektir. Birçok vananın bulunduğu uzun hatlarda, kaçak basınç ölçerdeki (pressure gauge) değişimden gözlenir. Kısa hatlarda ise He dedektör (Helium Leak Detector, HLD) ile kaçak tespiti yapılır. Dış kaçak testinin amacı, yüksek basınç borularının contalarının dayanıklılığını doğrulamaktır.

Basınç Regülasyon Testi

Bu testin amacı, regülatörün fonksiyonlarını doğrulamaktır. Regülatör, maksimum olarak sabitlendiği değerdeki akışa izin verir. Bu değerden daha fazla basınçlı bir akış geldiğinde, sadece maksimum değer kadarını geçirir. Örneğin; 2 MPa değerine ayarlanmış bir regülatöre 2.5 MPa basınçlı akış geldiğinde sadece 2 MPa'lık basınç geçişine izin verilir.

Çatlak Testi

Check valfler, sistemi tehlikeli yüksek basınçtan korumak için tek yönlü akışa izin verecek şekilde tasarlanmıştır. Bu testin amacı, yüksek basınçta bile check valflerin işlevini görüp görmediğinin (tek yönlü akışa izin vermek) doğrulanmasıdır. Eğer uçuş değerlerinden daha büyük değerlerde check valf işlevini yapabiliyorsa, check valf uçuş değerleri için güvenilir anlamına gelmektedir.

Valf Cevap Verme Testi

Bu testin amacı latch valflerin, AKE propellant valf, BTH latch ve BTH propellant valflerinin Bipropellant Thruster Valve Drive Electronics (BDE)' e cevap verme performansını doğrulamaktır.

Gaz Akış Testi

Bu testin amacı boruların ve filtrenin tıkanmadığını doğrulamaktır. Nitrojen gazı verildiğinde latch ve propellant valf açılıp kapatılarak ses kontrolü ile gaz akışının sağlandığı kontrol edilir. Operatör test sırasında AKE ve iticilerin yanında bekler. Vanaya açıl emri verildiğinde açılma sesi (click sound) ve gaz akış sesi geliyorsa, gaz akışı problemsiz sağlanıyor demektir.

TÜRKSAT-4A ve TÜRKSAT-3A UYDULARININ İTKİ SİSTEMİNİN VE FIRLATMA ARAÇLARININ KARŞILAŞTIRMASI

Türksat-3A uydusu Thales Alenia Space (TAS) firması tarafından, Türksat-4A uydusu Mitsubishi Elektrik MELCO tarafından üretimi gerçekleştirilmiştir. Türksat-3A' da Spacebus-3000B2 uydu platformu kullanılırken Türksat-4A' da DS-2000 uydu platformu kullanılmıştır. Türksat-3A kapsama alanı Türkiye, Güney Avrupa, Avrupa ve Merkezi Asya iken Türksat-4A kapsama alanı Türkiye, Avrupa, Merkezi Asya, Orta Doğu ve Afrika' dır. Türksat-4A'nın kapsamı alanı daha fazla olduğu için daha kompleks ve ağır bir uydudur. Türksat-3A 3110 kg, Türksat-4A ise 4910 kg' dır.

Bu iki uydu, itki alt sistemleri açısından karşılaştırılacak olunursa; Türksat-3A uydusu için 400 N' luk AKE ve 10 N' luk 16 adet itici kullanılırken, Türksat-4A uydusu için 445 N' luk AKE ve 12 N' luk 12 adet itici kullanılmıştır. Türksat-4A AKE ve iticileri daha büyük itkiye sahip oldukları için daha fazla yakıt tüketmektedir. Uyduların manevra ömürleri Türksat-3A için 20 yıl ve Türksat-4A için 30 yıl olacak şekilde tasarlanmıştır.

Yakıt tankları, her iki uydu platformunda merkezi silindir içinde bulunmaktadır. Türksat-4A uydusunda PCM ve GCM ekipmanları, UPS Deck panel üzerinde bulunmaktadır. Diğer taraftan Türksat-3A uydusunda ise PIA ve PCA ekipmanları, Helyum tankların altında bulunmaktadır. Mitsubishi tasarımlarında latch valf kullanırken, TAS latch valf yerine pyro valf kullanmaktadır. Türksat-4A uydusunda AKE için pressure transducer kullanılmıştır. Türksat-3A uydusunda pressure transducer bulunmamaktadır. Müşteri isteğine bağlı olarak, AKE için pressure transducer tasarıma eklenebilmektedir.

Roketten ayrılıp, görev yörüngesine varana kadar kullanılan yakıt miktarı, itki sistemi için çok önemlidir. Bu yüzden, roketin son varış yerine göre roket seçimi yapılmalıdır. Türksat-4A uydusu için Proton-M kullanılırken Türksat-3A uydusu için Ariane 5 ECA roketi kullanılmıştır. Ariane 5 ECA roketi yere eş zamanlı yörüngeye (geosynchronous orbit-GEO) kadar işlem yapmazken, Proton-M roketi GEO' ya kadar transfer yapabilmektedir. Böylece uyduda Proton-M' den ayrıldıktan sonra, sadece eğim açısı (inclination) değişimi yapılması gerekmektedir ve bu daha az yakıt kullanılacak anlamına gelmektedir.

SONUÇ

Bu çalışmada çift yakıtlı itki alt sisteminde yer alan ekipmanlar hakkında bilgiler verilmiştir. Ayrıca TÜRKSAT-4A ve TÜRKSAT-4B uydularının; Mitsubishi Elektrik Kamakura Works ve Japon Uzay Araştırma Ajansı (Japan Aerospace Exploration Agency-JAXA) Montaj& Entegrasyon Tesisi'nde itki alt sistemine uygulanan genel testler, gözlemler ve kazanılan tecrübelerle dayanılarak anlatılmıştır. Elde edilen bilgi birikimleri ve kazanılan tecrübeler, ileride Türkiye' de üretimi planlanan yerli uyduların itki alt sisteminin oluşturulması ve testleri için ışık tutacaktır.

Kaynaklar

Brown, C. D.,1996. *Spacecraft Propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics

Erichsen, P., 2006. *Handout 1 – 9.1 Spacecraft Propulsion Systems*.

Erichsen, P., 2011. *Spacecraft Propulsion with System Impulse Performance Analysis A Brief Introduction, Computerized Educational Platform Heat and Power Technology Lecture Series Volume No.13, 2.Baskı, Stocholm*.

Irmgard, F., Hammerl, A., Klapötke, T.M, Nonnenberg, C., ve Zewen, H., 2005. *Processes during the Hypergolic Ignition between Monomethylhydrazine (MMH) and Dinitrogen Tetroxide (N2O4) in Rocket Engine*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics. Wiley Online Library. Volume 30, Issue 1, pages 44-52.

Jamin, A.,2006. *Spacecraft Introduction Session*, Alcatel Alenia Space.

Sutton, G. P., ve Biblarz, O., 2001. *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, 7. Baskı.

Alınan yer: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/propulsion-systems/ups-background.html>