

TÜBİTAK-SAGE UÇUŞ MEKANIĞI LABORATUVARI

Dr. Gökmen MAHMUTYAZICIOĞLU, Vedat EKÜTEKİN, Şamil KORKMAZ,

Sevsay AY TAR, Ahmet. N. ÖZSOY, İlhami BEKTAŞ, Z. Tümer YAZICI, Serkan GÖZÜBÜYÜK

*

*TÜBİTAK - SAGE

ÖZET

TÜBİTAK-SAGE 1972 yılından bu yana güdümlü ve güdümsüz topçu roketleri konusunda ARGE çalışmaları yürütmektedir. Bu çalışmalar 1990 yılların başından itibaren önemli ürünler vermiştir. TOROS projesi kapsamında Türkiye'de tasarlanıp geliştirilen en uzun menzilli roket sistemi ortaya çıkarılmıştır. ARGE çalışmaları esnasında temel mühendislik alanlarında ve temel deneme altyapıları konularında önemli bir birikim oluşturulmuştur. Uçuş Mekaniği Laboratuvarı 1995-2000 yılları arasında özverili bir çalışma ile ortaya çıkarılmış Türkiye'nin ilk ve tek aerobalistik deneme altyapısıdır. Bu makalede Uçuş Mekaniği Laboratuvarı ve altsistemleri hakkında bilgi verilecektir.

Anahtar Sözcükler

Aerobalistik deneyler, model ve pabuç tasarımı ve üretimi, yakıt seçimi, zaman ölçümü

ABSTRACT

TÜBİTAK-SAGE has been carrying out research and development work on guided and unguided artillery rockets since 1972. This work started to give outputs since the beginning of 1900's. The outcome of the TOROS project is the design and development of the Turkey's the longest-range rocket system. During the research and development work, important information on basic engineering and test infrastructures has been gained. Flight Mechanics Laboratory, which has been established between 1995 and 2000, is the one and the only aerobalistic testing infrastructure in Turkey. This paper gives information about Flight Mechanics Laboratory and its subsystems.

KeyWords

Aeroballistic testing, model and sabot design and production, propellant selection, measurement of time

AEROBALİSTİK DENEYLER

Güdümsüz roketlerin dış geometri tasarımında amaç, mümkün olan en uzun menzile, en az saçılım ve uçuşun bütün fazlarında kararlı bir şekilde ulaşmaktır. Pratikte bu problemin çözümü, güdümsüz roketlerin doğasının kompleks, doğrusal olmayan, zamanla değişen ve rasgele olmasından dolayı oldukça zordur. Güdümsüz roketlerin uçuş mekaniği konusunda önemli gelişmeler II. Dünya Savaşı'ndan sonra kaydedilmiştir. Kuramsal, sayısal ve deneysel yöntemler kullanılarak birçok menzil, saçılım ve kararlılık kıstası bulunmuştur. Bu gelişmelere rağmen, dış geometri eniyilemesi ve hassas bir şekilde uçuş başarımının hesaplanması hala daha ilgi çekici bir problem olmaya devam etmektedir. Bunun sebebi aerodinamik verilerin hesaplanmasındaki, hassasiyet ve bulunabilirlik konusundaki sınırlamalardır.

Halihazırda güdümsüz roketlerin aerodinamik verilerini hesaplanmasında bir terkip halinde kullanılan dört yöntem vardır:

Sayısal Akışkanlar Mekaniği: Sayısal yöntemler mühendisliğin her alanında olduğu gibi güdümsüz roket aerodinamiğinde de günden güne daha önemli bir hale gelmektedir. Öte yandan hesaplamalı aerodinamik sınırlı hız ve/veya hassasiyeti sebebiyle bu konudaki tek araç olmaktan hala daha uzaktır. Sayısal yöntemler, kuramsal ve deneysel yöntemlerle destenlenmedikçe çok fazla bir değer taşımamaktadır. TÜBİTAK-SAGE sayısal aerodinamik kapsamında, panel, sınır elemanları, Euler ve Navier-Stokes çözücülerini üzerine yaptığı çalışmaları sürdürmektedir.

Kuramsal ve Ampirik Akışkanlar Mekaniği: Kuramsal ve deneysel roket aerodinamiği araştırmaları kapsamında elde edilen sonuçlar büyük veri tabanları haline getirilmiştir. Bu yöntem kullanılarak basit roket geometrilerinin temel aerodinamik verileri çok hızlı bir şekilde, kabul edilebilir bir hassasiyetle hesaplanabilir. Buradan da anlaşılacağı gibi kuramsal ve ampirik aerodinamik dış geometri tasarımında değerli fakat sınırlı bir araç olarak kullanılabilir. TÜBİTAK-SAGE roket dış geometri tasarımlarında USAF MISSILE-DATCOM veri tabanı kullanılmaktadır.

Deneysel Aerodinamik (Rüzgar Tüneli Deneyleri): Rüzgar tüneli deneylerinin roket aerodinamiğinde, birçok aerodinamik verinin yüksek hassasiyetle, geniş bir Mach sayısı aralığında bulunabilmesinden dolayı önemli bir yeri vardır. Öte yandan

değişik hız aralığındaki testlerde, ses altı, ses civarı, ses üstü ve yüksek ses üstü, değişik rüzgar tünellerine ihtiyaç duyulabileceği için deney maliyetleri oldukça artacaktır. Bu yöntemin bir diğer zayıflığı ise, modellerin rüzgar tünellerine tabanlarına tutturulan bir ekipman vasıtasıyla bağlanmalarıdır ki, bu modelin tabanındaki akışı bozmaktadır. TÜBİTAK-SAGE büyük bir ses altı rüzgar tüneline sahiptir. Bu tünel çok düşük ses hızlarında çalışmasından dolayı roket aerodinamiği konusundaki faaliyetlerde kullanılamamaktadır.

DeneySEL Uçuş Mekanığı (Aerobalistik Araştırma Laboratuvarı): Bir diğer deneysel yöntem ise aerobalistik araştırma laboratuvarı deneyleri kullanılarak aerodinamik verilerin hesaplanmasıdır. Burada roketlerin küçültülmüş modelleri bir top vasıtasıyla bir tünelin içine değişik hızlarda atılmaktadır. Tünelin içine yerleştirilen ölçüm cihazları kullanılarak modelin havadaki açısal ve doğrusal konumu kaydedilmektedir. Konum ölçüm amacıyla iki farklı yöntem kullanılmaktadır:

Fotoğraf Ölçüm İstasyonları: Model istasyonların önünden geçtikçe iki dik açıdan fotoğrafları çekilmektedir.

Yalpa Kartı İstasyonları: Burada modelin yörüngesi üzerine namlu eksenine dik birçok yalpa kartı asılmaktadır. Model bu kağıtları delip geçerken üzerlerinde o anki ön izdüşümü şeklinde bir iz bırakmaktadır, [Şekil 1.]



Şekil 1. Bir TOROS modelinin yalpa kartı görüntüsü.

Fotoğraf ölçüm istasyonlarının kullanılması hassasiyet açısından avantajlıdır, öte yandan yalpa kartları ise fotoğraf istasyonlarıyla karşılaştırıldığında oldukça ekonomiktir. Açısal ve doğrusal konumlar elde edildikten sonra, bu verilerin zamana göre türevi alınarak hız ve ivme bilgileri kolaylıkla bulunabilir. Mermilerin serbest uçuştaki hareket denklemleri aşağıdaki gibidir:

$$\text{Yer Çekimi Kuvveti} + \text{Aerodinamik Kuvvetler} + \text{Eylemsizlik Kuvvetleri} = 0$$

İvmeler hesaplandıktan sonra, eylemsizlik kuvvetleri ve momentleri kolaylıkla bulunabilir. Yer çekimi kuvvetlerinin bilindiği düşünülürse, aerodinamik kuvvet ve momentler rahatlıkla hesaplanabilir. Konum bilgileri kullanılarak bir katsayı kestirme yazılımı ile aerodinamik katsayılar hesaplanabilir.

UÇUŞ MEKANİĞİ LABORATUVARI TARİHÇESİ

TÜBİTAK-SAGE bünyesinde bir aerobalistik laboratuvar kurulmasına yönelik çalışmalar 1995 yılında Balistik Tünel araştırma projesi kapsamında başlamıştır. 1995 yılı kaynak taraması ile geçmiş, bir aerobalistik laboratuvar altyapısının bütün altbirimleri konusunda bilgi toplanmaya çalışılmıştır. 1996 yılı başlarında aerobalistik laboratuvarlarda kullanılan ölçüm cihazları konusunda dünya çapında tanınan Danimarka firması ile bağlantıya geçilmiştir. Firma ile yapılan görüşmelerde TÜBİTAK-SAGE'nin öncelikli olarak laboratuvar binalarının teknik özellikleri hakkında bilgiye ihtiyacı olduğu belirtilmiştir. Firma, TÜBİTAK-SAGE aerobalistik laboratuvarı konusunda detaylı bir teknik şartname hazırlayabileceğini ifade etmiş ve birkaç aylık bir çalışma sonucunda 1996 yılı yaz aylarında TÜBİTAK-SAGE aerobalistik laboratuvarı için detaylı bir teknik şartname hazırlamıştır. Bu teknik şartname

- İnşaat,
- Altyapı yerleşimi,
- Isıtma ve soğutma gereksinimi,
- Veri ve güç hattı gereksinimi konusunda bilgiler içermektedir.

Bu esnada Kara Kuvvetleri Komutanlığı'na başvurularak kendilerinden hurdaya ayrılan toplardan bir tane talep edilmiştir. Yapılan yazışmalar sonucunda 1996 yılı ortalarında TÜBİTAK-SAGE'ye 1933 yılı Çekoslovak üretimi bir adet 15/24 Skoda marka obüs hibe edilmiştir. Yapılan hesaplamalarda ve literatür taramalarında obüsün yaklaşık 7-8 Mach'a kadar hızları sağlayabileceği görülmüştür.

1996 yılı sonlarına doğru firmadan elde edilen teknik şartnamenin projelendirilmesi konusunda çalışmalara başlanmıştır. Yapılan projelendirme çalışmaları sonucunda:

- İnşaat projeleri,
- Altyapı yerleşimi planları,
- Isıtma ve soğutma projeleri,
- Veri ve güç hattı projeleri hazırlanmış,
- Bayındırlık Bakanlığı fiyatlarıyla maliyetler hesaplanmıştır.

Bu noktada yapılan değerlendirme sonucunda TÜBİTAK-SAGE'nin kendi öz kaynaklarıyla gerçek anlamda bir aerobalistik laboratuvarı yapmasının mümkün olamayacağı belirlenmiştir. Projeye dış kaynak bulma konusunda çalışmalar yapılmasına bunlara paralel olarak bir diğer taraftan ise çalışmalara bir açık hava test alanı oluşturmak amacıyla devam etmesine karar verilmiştir. Bu görüşle 1997 yılı sonbaharında Açık Hava Test Alanı (AHTA) projesi başlatılmıştır.

AHTA projesinde ilk olarak altyapının kurulacağı yere karar verilmiştir. Altyapının kurulması için 126 m²'lik bir alan seçilmiştir. 1997 yılı sonunda ilk olarak KKK tarafından hibe edilen Skoda obüs için alanda bir kaide yapılmasına ve topun yerleştirilmesine karar verilmiştir.

1998 yılı başında kaide tamamlanmış ve top yerine yerleştirilmiştir. 1998 yılı yaz sonuna kadar yalpa kartı istasyonları tasarlanmış, üretilmiş ve Açık Hava Test Alanı inşaatı tamamlanmıştır, [Şekil 2.]



Şekil 2. Açık Hava Test Alanı ve yalpa kartı istasyonlarının genel görüntüsü

1999 yılı bahar aylarına kadar AHTA'da yapılan denemelerde rüzgara karşı çetin bir savaş verilmiştir. Bir yalpa kartı istasyonuna kağıt asmak için dört kişiye

ihtiyaç duyulmuş, deney yapmak için oldukça dingin havalı günler beklenmek zorunda kalınmıştır.

1999 yılı için AHTA projesi planlarında alanın üzerinin kapatılması hedeflenmiştir. 1999 yılı ilkbahar aylarında bu konu projelendirilmiş ve inşaat çalışmaları yaz sonunda tamamlanmıştır. Bu haliyle toplam 115 m uzunluğunda bir laboratuvar kazanılmıştır. Bu noktadan sonra altyapı artık Açık Hava Test Alanı olarak değil Uçuş Mekanığı Laboratuvarı (UML) olarak isimlendirilmiştir, [Şekil 3 ve Şekil 4.]



Şekil 3. Uçuş Mekanığı Laboratuvarı'nın içeriden genel görüntüsü.



Şekil 4. Uçuş Mekanığı Laboratuvarı'nın dışarıdan genel görüntüsü.

2000 yılı içerisinde ise kontrol odası inşaatı, alanın boyunun 10 m uzatılması ve elektrik ve veri toplama altyapısının tamamlanması planlanmıştır. Bütün bu çalışmalar 2000 yılı yaz sonunda tamamlanmıştır. Halihazırda 125 m (100 m kapalı) uzunluğunda bir test alanı ve bir kontrol odası Uçuş Mekanığı Laboratuvarı

altyapısında bulunmaktadır. 2000 yılı içerisinde yapılan çalışmalarla alanın tüm elektrik ve veri toplama sistemi altyapıları tamamlanmıştır.

Yukarıdaki bölümlerde UML'nin altyapısı inşaat çalışmalarının tarihsel gelişimi sunulmuştur. Bunlarla birlikte laboratuvarı oluşturan diğer unsurlar konusunda da çalışmalar yapılmıştır:

- Topun kullanılabilir hale getirilmesi,
- Yakıt seçimi,
- Model tasarımı,
- Pabuç ve itici tasarımı,
- Zaman ve ilk hız ölçümü,
- Yalpa kartı seçimi
- Sonuçların sayısallaştırılması.

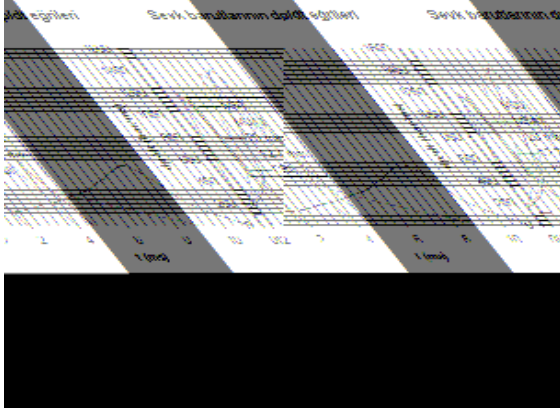
Bu konulara ait detaylı bilgiler takip eden bölümlerde sunulacaktır.

YAKIT SEÇİMİ

Yakıt seçimi çalışmaları yapılmadan önce gerçekleştirilen atışlarda sevk barutu olarak topun orijinal sevk yakıtı olan M3A1 ve ilk ateşleyici olan kara barut birlikte kullanılmıştır. Bu atışlarda istenilen namlu çıkış hızlarına ulaşamamış, namlu içerisinde ve namlu ağzından dışarıya püskürtülmüş olarak çok miktarda yanmamış sevk barutu kaldığı gözlemlenmiştir. Bu atışlarda modellerin M3A1'e göre çok hızlı yanan karabarutun enerjisiyle namludan çıktığı belirlenmiştir. Bu sebepten dolayı değişik sevk barutu çeşitleri bulunup incelenmesine kadar geçen süreçte denemelerde sadece karabarut kullanılmıştır. Karabarutun sevk barutu olarak kullanıldığı denemelerde toplamda aynı miktardaki karabarut ve M3A1 bileşimine göre daha yüksek hızlara ulaşılmıştır. Bu atışlarda kama içerisinde yapılan incelemelerde karabarutun çok fazla artık bırakarak yanmakta olduğu tespit edilmiştir.

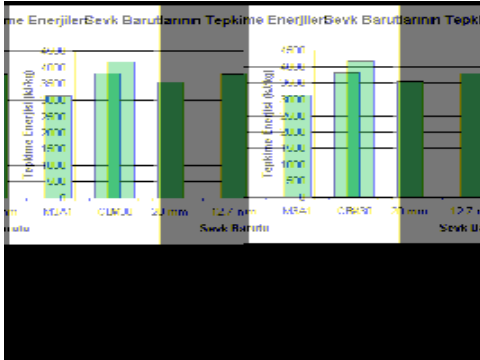
Değişik sevk barutlarının temini için yapılan araştırmada MKEK'na bağlı Nitrosan A.Ş. ile bağlantı kurulmuş ve kullanılması olası sevk barutlarına ait numuneler ve bunların kapalı bomba deney düzeneği çıktısı zamana bağlı basınç artışı bilgileri temin edilmiştir. Karşılaştırma yapabilmek için aynı bilgiler M3A1 için de alınmıştır. Bu bilgilerin alındığı sevk barutları sırasıyla, 105 mm'lik APFSDS-T mühimmatlarında kullanılan M30 barutu, 20 mm'lik mühimmat için kullanılan küresel barut, 12.7 mm'lik tüfek barutu, CBI (Clean Burning Ignition) barutudur. Temin edilen sevk barutlarına TÜBİTAK-SAGE bünyesinde kalorimetre bombası deneyleri yapılarak tepkime enerjileri belirlenmiştir.

Sevk barutlarının Şekil 5'de sunulan dp/dt eğrileri incelendiğinde en kısa sürede basınç yükselmesinin CBI'de olduğu belirlenmiştir.



Şekil 5. Sevk barutlarının basınç artışlarının zamana bağlı değişimlerinin karşılaştırılması.

Bu da CBI'nin diğer barutlara kıyasla daha çabuk yandığını göstermektedir. Ateşleyici olarak kullanılması da bu özelliğini doğrulamaktadır. Tepkime enerjisi bakımından CBI özellikle karabaruta (yaklaşık 2870 kJ/kg) göre yüksek bir değere sahiptir. Bu etkenler göz önüne alındığında UML denemelerinde sevk barutu olarak CBI kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 6. Sevk barutlarının tepkime enerjileri.

MODEL VE PABUÇ GRUBU TASARIMI

TSK tarafından hibe edilen Skoda obüsün namlusunun yiv-setli olması AHTA denemelerinin eldeki obüsle gerçekleştirilebilmesini olanaksız kılmıştır. Bu nedenle, namlu içindeki yiv-setin talaşlı üretimle giderilmesi düşünülmüştür.

Ancak, iç çap işleminin getirdiği sorunlar ve olanaksızlıklar nedeniyle bu yöntemden vazgeçilmiş ve mevcut namlu içine iç çapı hassas işlenmiş bir boru yerleştirilmesi yoluna gidilmiştir. Boru iç çapının honlu olmasının istenmesinin nedeni, çelik borunun namlu olarak kullanılacak olması ve yüzey kalitesinin iyi olmasının istenmesidir. Bu amaçla, dış çapı 150 mm veya bir miktar üzerinde olan honlanmış çelik borular piyasa araştırması yapılarak belirlenmiştir. Ayrıca, obüs namlusu içinde oluşan gerilimler sınır yük değerlerine göre incelenerek yerleştirilecek çelik boru için gerekli mukavemet değerleri hesaplanmıştır. Bu amaçla, obüs için geçerli olan 1500 bar kovan yatağı basıncı üst sınır olarak alınmış ve MARC programı kullanılarak namlu içine yerleştirilecek boruda oluşan gerilimler sonlu eleman yöntemiyle belirlenmiştir.

Sonuç olarak, namlu içinde kullanılmak üzere $\varnothing 150$ $\varnothing 140$ mm çaplarında, 3020 mm boyunda St-52 honlanmış boru piyasadan temin edilmiştir. Dış çaptan yaklaşık 1 mm talaş kaldırılarak çelik borunun yiv-setli obüs namlusuna yerleştirilmesi sağlanmıştır.

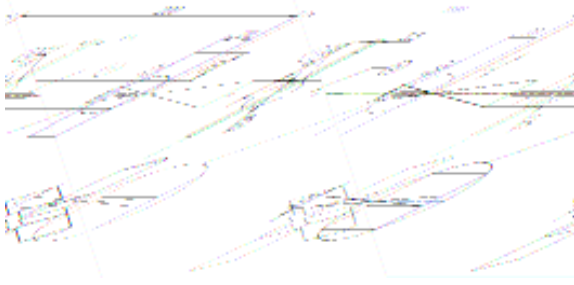
Obüs namlusu $\varnothing 140$ mm'ye düşürülünce, basic finner modeli denemeleri için kullanılacak pabuç ve itici tasarımları da bu çapa göre yapılmıştır. Ancak, yapılan denemeler sonucunda pabuç ve itici için kullanılan poliamid miktarının deneme maliyetlerini önemli ölçüde arttırdığı gözlenmiştir. Özellikle, pabuç parçaları üretiminde C 150 mm çapındaki poliamid kütük tornada işlenmekte ve kaba malzemenin yaklaşık yarısı hurdaya ayrılmaktaydı. Bu durum daha sonra yapılan TOROS modelleri denemelerinde hurda malzeme maliyetini daha da arttırmıştır.

Ayrıca, namlu çapı düşürülerek ve namlu boyu uzatılarak daha yüksek hızlara çıkılmasının mümkün olduğu yapılan iç balistik hesaplamaları sonucunda belirlenmiştir. Sonuç olarak namlu çapının $\varnothing 100$ mm'ye düşürülmesine ve boyunun 4 m'ye uzatılmasına karar verilmiştir.

Yapılan piyasa araştırması sonucunda $\varnothing 120$ - $\varnothing 100$ mm ve $\varnothing 140$ - $\varnothing 120$ mm çaplarında, 3800 mm boylarında iç çapları honlanmış boruların temin edilebileceği görülmüştür. Bu nedenle, bulunabilecek bu boruların dış çaplarının işlenerek birbirlerinin içine yerleştirilmesi ve daha sonra da $\varnothing 140$ mm'lik namluya yerleştirilmesi yoluna gidilmiştir. Ancak yeni namlunun kullanılabilmesi için obüs kovan yatağına yardımcı bağlantı parçaları eklenmesi gerekmiştir. Sonuç olarak $\varnothing 100$ mm çapında ve 3800 mm boyunda yeni namlu elde edilmiştir.

Model Tasarımları

AHTA'da ilk olarak basic finner modelleri denenmiştir. Yapılan denemeler Skoda obüsün güvenilir olarak kullanılabilceğini göstermiştir. Daha sonraki aşamalarda TOROS 230 ve TOROS 260 roketlerinin kararlılıklarını incelemek ve aerodinamik katsayılarını bulmak üzere küçültülmüş modeller tasarlanmış, üretilmiş ve denenmiştir.



Şekil 7. Basic finner modeli

Basic Finner Tasarımı

Test alanının denenmesi için aerodinamik verileri bilinen test modeli olarak basic finner seçilmiştir.

Basic finner modellerinin gövdesi çelikten, kanat blokları alüminyumdan üretilmiştir.

Tablo 1. Basic Finner Eylemsizlik Özellikleri

Kütle	405 gr
Kütle Merkezi (Burundan)	120 mm
Eksenel Eylemsizlik (Ia)	0.00002 kgxm ²
Yanal Eylemsizlik(I _t) (Kütle merkezine göre)	0.00095 kgxm ²

TOROS Modelleri Tasarımları

TOROS modelleri tasarlanırken uygulanan genel tasarım kıstasları aşağıda maddeler halinde özetlenmiştir:

1. Model ve pabuç namlunun içine sığmalıdır,
2. Roket dış geometrisi ölçeğe uygun olarak aynen korunmalıdır,
3. Ağırlık merkezinin konumu görelî olarak değişmemelidir,
4. oranı asıl roket ile aynı olmalıdır,
5. Model fırlatma ve uçuş yüklerine dayanmalıdır (yapılan testlerde fırlatma anında oluşan eylemsizlik yüklerinin uçuş yüklerinden çok daha büyük olduğu görülmüştür),
6. Yüzey pürüzlülüğü asıl roketin pürüzlülüğünün ölçeklenmiş hali olmalıdır.

Bu kıstaslara göre tasarlanan modeller beş ayrı parçadan oluşmuştur, [Şekil 8.]



Şekil 8. TOROS modelleri ve parçaları.

1. Başlık,
2. Motor,
3. Sarmal kanat,
4. Bilezik,
5. Lüle.

Ağırlık merkezini tutturmak için başlık çelikten yapılmıştır. Kanatlar da şekillerinin kolayca bozulmaması için çelik saçtan bükülmüştür. Diğer parçalar alüminyumdur.

Hem TOROS 230 hem de TOROS 260 modellerinde tasarım ve üretim işinin en aza indirilmesi için iki modelin de çapları aynı alınmıştır (\varnothing 28.8 mm). Bu sayede hem silindirik parçalar benzerlik göstermiş, hem de sarmal kanadı bükme için aynı kalıp kullanılmıştır.

Tasarlanan modeller ile ses altı ve ses civarı yapılan testlerde hiçbir sorun görülmemiştir. Ancak ses üstü hızlarda modellerin kararsız olduğu görülmüştür. Yapılan incelemelerde bunun temelde iki sebepten kaynaklandığı görülmüştür. Birincisi yüksek hızlarda model ile iticinin ayrılmasında sorunlar çıkmıştır, modelin iticiye saplandığı belirlenmiştir. Bunu engellemek için itici tasarımında değişiklikler yapılmıştır. Yapılan çalışmalar hakkında bilgi takip eden bölümde verilecektir. Diğer bir sorun ise modelin fırlatma esnasında oluşan yüklerle dayanmamasıdır. İtici ile sorun halledildiğinde yalpa kartları üzerinde kanat izine rastlanmamış, büyük delikler gözlenmiştir. Bunun kanatlardan olabileceği düşünülerek birkaç test yapılmıştır. Testlerden önce fırlatma esnasında yükler hesaplanmıştır. 600 m/s'lik bir namlu çıkış hızı için ivme yaklaşık olarak 5000g olmaktadır. Bu noktadan yola çıkılarak ilk önce kanatlar üzerine bir basma testi yapılmıştır. Buradan kanatların yeterince dayanıklı olduğu görülmüştür. Daha sonra model kanatların üzerinde bir bölgeden kesilerek basma testi yapılmıştır. Bu testin sonucunda modelin söz konusu ivmelerde oldukça deforme olduğu görülmüştür. Sorunun çözümü olarak bel veren bölgeyi desteklemek için çelik bir bilezik tasarlanmış ve üretilmiştir, [Şekil 9.] Bu yüzük modelin eylemsizlik özelliklerini değiştirmektedir, ancak değişim miktarı net olarak bilindiğinden aerodinamiğe ve uçuş mekaniğine etkisini hesaplamak mümkündür.

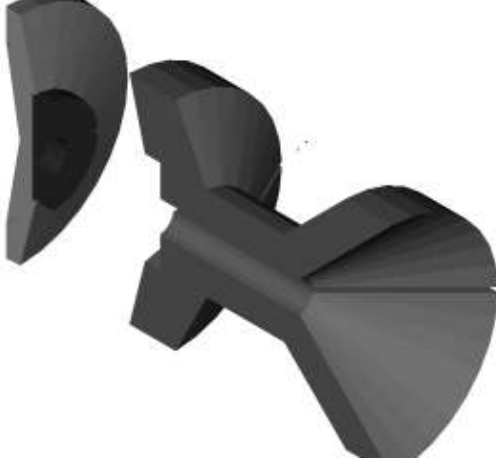


Şekil 9. Çelik bilezik tasarımı.

Pabuç ve İtici Tasarımları

Pabuç ve itici, modeli namlu içinde destekler ve modelin namludan düzgün bir şekilde çıkmasına yardımcı olurlar. Modelleri namludan fırlatabilmek için gerekli

destek parçaları genel olarak pabuç olarak adlandırılmaktadır. Pabuç parçaları gereksinimlere göre tasarlanabilir. Bu nedenle, dayanıklılık ve geometri gereksinimleri dikkate alınarak değişik pabuç tasarımları gerçekleştirilebilir. İtici ise modeli arka kısmından destekleyerek barut gazının sıkışmasını sağlamakta ve namlu boyunca hareketini sağlayan düzgün bir yüzey oluşturmaktadır, [Şekil 10.]



Şekil 10. Basic finner pabuç grubu prototip tasarımı.

Değişik pabuç tasarımları incelendiğinde bazı tasarımlarda pabuçların itici kullanılmadan tasarlandıkları görülmektedir. Bunun en temel nedeni pabuçların gaz sıkışmasını sağlayacak şekilde birbirlerini bütünleyen parçalar halinde tasarlanabilmesidir. Ancak TÜBİTAK-SAGE'de yapılan tasarımlarda, pabuçların gaz sıkışmasını sağlayacak şekilde üretilememesinden dolayı itici parçası ayrı olarak tasarlanmıştır.

Pabuç ve itici tasarımları model tasarımlarından daha farklı gerçekleştirilmektedir. Bunun en temel nedeni, pabuç ve itici tasarımlarındaki esneklikten ve yapılabilen tasarımların çok çeşitli olmasından kaynaklanmaktadır. Tüm bu özellikler dikkate alındığında, UML'nda denenilen modellerle beraber kullanılan itici ve pabuçlar için uygulanan tasarım kriterleri aşağıda maddeler halinde özetlenebilir:

1. İtici ve pabuçlar modeli namlu içinde doğrusal hareketini sağlayacak şekilde desteklemelidir.

2. Pabuç grubu (İtici ve pabuçlar) ağırlığının model ağırlığına oranı mukavemet ve ölçü sınırlamaları dikkate alınarak en aza çekilmelidir. İncelenen kaynaklarda bu

oranın 4'ten küçük olması istenmektedir. Zırh delici model pabuç grubu tasarımı için bu oran 0.5-1.5 arasında değişmektedir.

3. İtici namlu çeperlerini tam olarak kapatacak ve kovan yatağında oluşacak basıncı arttıracak şekilde tasarlanmalıdır.

4. İtici kovan yatağında oluşacak ateşleyici basıncına dayanacak şekilde tasarlanmalıdır.

5. Pabuçlar ve itici uçuş sırasında modelden aerodinamik kuvvetlerle ayrılacak şekilde tasarlanmalıdır.

Görüldüğü üzere pabuç grubu tasarımı belirli kurallardan çok tasarımcının yeteneğine ve deneyimine dayanmaktadır. Çünkü, tasarlanırken dikkate alınmayan bazı sorunlar deneyler sırasında ortaya çıkmakta ve yapılan tasarımların tekrar gözden geçirilerek güncellenmesini gerektirmektedir.

UML projesi kapsamında basic finner modelleri için değişik pabuç grubu tasarımları yapılmıştır. Tasarımlar yapılırken daha önce yapılan pabuç grubu tasarım raporları incelenmiştir.

Basic Finner Pabuç Grubu Tasarımları

İlk aşamada gerçekleştirilen basic finner pabuç grubu tasarımları elimizde bulunan askeri obüsün kullanılır olabildiğini göstermek amacıyla gerçekleştirilmiştir. Ancak, ilerleyen zamanlarda yüksek hızların istenmesi özellikle itici tasarımının oluşan kuvvetlere dayanıklı hale getirilmesi sonucunu doğurmuştur.

Pabuç grubu tasarımlarında kullanılacak malzemeler kaynaklar araştırılarak incelenmiştir. Özellikle A.B.D.'de yapılan deneylerde "Lexan" adı verilen polikarbonat esaslı malzemenin kullanıldığı belirlenmiştir. Bu malzemenin özelliği hem dayanımının yüksek hem de dayanım/ağırlık oranının yüksek olmasından kaynaklanmaktadır. Böylece, üretilen pabuç bütünleri yüksek kuvvetlere ve ani şok yüklerine karşı daha dayanıklı olmaktadır. Ayrıca plastik enjeksiyon yöntemi veya talaşlı üretim yöntemleri kullanılarak "Lexan" işlenebilmekte ve pabuç grubu üretimleri gerçekleştirilebilmektedir. Ancak yapılan piyasa incelemesi sonucunda "Lexan" malzemesi bulunamamıştır. Kaynaklarda ayrıca polietilen ve poliamid malzemelerin de pabuç grubu üretimlerinde kullanıldığı belirtildiği için ilk denemelerde poliamit, pabuç grubu malzemesi olarak denenmiştir. Yapılan denemeler sonucunda poliamit malzemenin özelliklerinin yeterli olduğu sonucuna

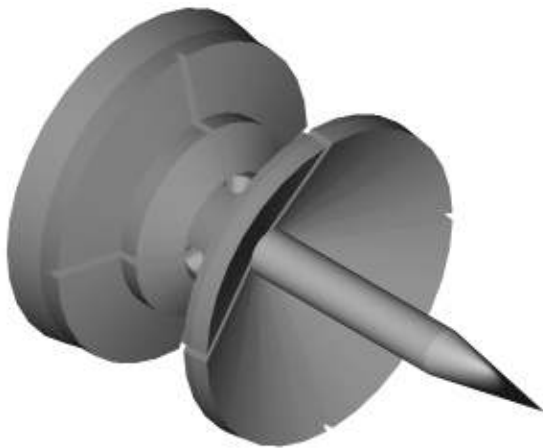
varılmıştır. Poliamit malzeme kullanılırken yaşanan tek sorun, sıcaklıkla malzemenin genişmesinin fazla olması ve istenilen üretim toleranslarının karşılanamamasıdır.

Pabuç grubu üretimleri talaşlı imalat yöntemleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu nedenle pabuç grubu tasarımı talaşlı üretime uygun şekliyle tasarlanmıştır. İlk basic finner pabuç grubu tasarımı Skoda obüsün kullanılabilir olduğunu ispatlamak için gerçekleştirilmiştir. Bu nedenle, düşük ağırlık ve yüksek itici dayanımı yapılan bu tasarımlarda dikkate alınmamıştır. Şekil 10'da yapılan ilk basic finner pabuç grubu tasarımı görülmektedir.

Daha sonra yapılan çalışmalarda pabuç grubu ağırlığının azaltılması yoluna gidilmiştir. Bu amaçla, itici ve pabuç ağırlıkları azaltılmış ve pabuç boyu kısaltılmıştır. Şekil 11 ve Şekil 12'de ağırlığı azaltılmış basic finner pabuç grubu katı modelleri gösterilmiştir. Tüm bu denemeler yapılırken namlu çapı 140 mm'yd. Ayrıca, yapılan ilk denemelerde yüksek hızlar istenmediğinden tasarım kendini kanıtlamış ve düşük hızlarda başarılı bir şekilde denenmiştir.



Şekil 11. Basic finner pabuç grubu (ağırlığı azaltılmış tasarım).



Şekil 12. Basic finner pabuç grubu ve modeli (bütünlenmiş halde).

Bu ilk tasarımda pabuç grubunun model ağırlığına oranı yaklaşık 2'dir. Bu değer istenilen sınırlar içerisinde. Özellikle namlu çapının büyük olduğu düşünülürse pabuç grubu ağırlığının azaltılmasının sanıldığından daha güç olduğu görülebilir. Burada amaç, namludan çıkan toplam kütlenin kinetik enerjisinin model tarafından kullanılmasını sağlamaktır.

Kaynak incelemelerinde zırh delici mermiler için bu oranın 1.5'tan küçük olduğu belirlenmiştir. Ayrıca, uçuşun ilk aşamasında pabuç grubunun modele zarar vermemesi için bu oran düşük tutulmalıdır. Tüm bunlar dikkate alındığında, yapılan tasarımın yeterli olduğu görülmektedir.

Ancak, ağırlık azaltılarak yapılan pabuç grubu tasarımının yüksek hızlı basic finner model denemelerinde hem dayanım hem de kararlılık açısından yeterli olmadığı görülmüştür. Aslında, basic finner pabuç grubu tasarımından amaçlanan hedefler modellerin eldeki Skoda obüsü kullanarak kararlı bir şekilde uçtuğunu kanıtlamak ve pabuç grubu tasarımı için gerekli deneyimleri elde etmek olarak açıklanabilir.

Ancak ağırlığı azaltılmış tasarım kullanılarak yüksek hızlarda da birkaç basic finner model denemesi gerçekleştirilmiştir. Yüksek hız elde etmek için, kullanılan barut miktarı arttırılmıştır. Bu da namlu içinde oluşan barut gazı basıncını arttırmıştır. Yapılan yüksek hızlı basic finner modeli denemeleri sonucunda iki temel sorunla karşılaşmıştır. Bu sorunlar şu şekilde özetlenebilir:

1. Pabuç boyları modelden kısa olduğu için yüksek hızlarda model namludan kararsız olarak ayrılmaktadır.
2. İtici tasarımı yüksek hızlarda oluşan barut gazı basıncına dayanmamaktadır.

Bu sorunların giderilmesi TOROS modelleri pabuç grubu tasarımı ve UML denemeleri sırasında gerçekleştirilmiştir. TOROS modelleri için tasarlanan pabuç grubu tasarımında pabuç boyları modeli tüm gövdesinden destekleyecek şekilde güçlendirilmiştir. Ayrıca, itici tabanına yerleştirilen ek metal parçayla itici dayanımı arttırılmıştır. Bu kapsamda yapılan çalışmalar bir sonraki bölümde anlatılacaktır.

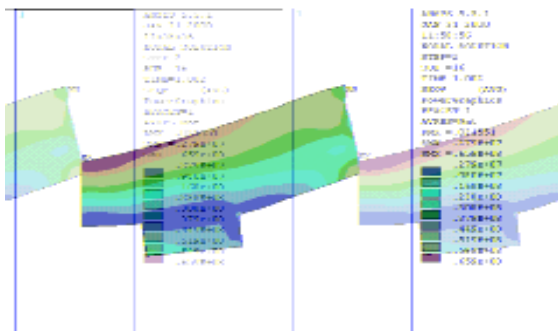
TOROS Modelleri Pabuç Grubu Tasarımları

TOROS modelleri pabuç grubu tasarımları TOROS modellerinin AHTA'da denenebilmesine yönelik olarak gerçekleştirilmiştir. Bunun için basic finner pabuç grubu tasarımlarından elde edilen deneyimler büyük ölçüde kullanılmıştır.

Yapılan ilk tasarımlar düşük hızlarda deneme amacına yönelik olduğu için itici tasarımı için ayrıntılı sonlu eleman analizleri gerçekleştirilmemiştir. Bu denemeler sonucunda 1.5 Mach hıza ulaşılabilmektedir. Ancak, daha yüksek hızlara ulaşmak için barut miktarı arttırılınca itici tasarımı yeterli olmamış ve denemelerde itici parçalanmıştır.

Daha sonraki denemeler için öncelikle namlu çapı 140 mm'den 100 mm'ye düşürülmüş ve namlu boyu 3000 mm'den 3800 mm'ye uzatılmıştır. Ayrıca, yüksek hızlar hedeflendiği için itici arka kısmından metal bir parçayla desteklenmiş ve yenilenen itici tasarımı için sonlu eleman analizi gerçekleştirilmiştir. Bir sonraki bölümde yüksek dayanımlı itici tasarımı için yapılan çalışmalar anlatılacaktır.

İlk tasarım ve geliştirilmesi düşünülen TOROS modelleri iticileri ANSYS programı kullanılarak incelenmiştir. İlk olarak $\text{AE } 140 \text{ mm}$ 'lik namlu için geliştirilen itici incelenmiştir. Sonraki aşamalarda arka kısmı metalle desteklenmiş tasarımlar değişik sınır koşullarında incelenmiştir. Eksenel simetrik olarak modellenen problemin ilk analizi sonucunda elde edilen sonuçlara göre en yüksek von Mises gerilme değeri parçanın merkezine yakın bir yerde meydana gelmiştir ve değeri yaklaşık 66 MPa'dır. Bu beklenen bir sonuçtur, çünkü parça kalınlığı merkeze doğru en aza inmektedir ve basıncın etki ettiği yüzeydeki eğim nedeni ile oluşan momentin parçanın merkezindeki etkisi oldukça önemlidir. Parçanın 170 bar basınç altında 10 kat büyütülmüş durumu Şekil 13'te görülmektedir.

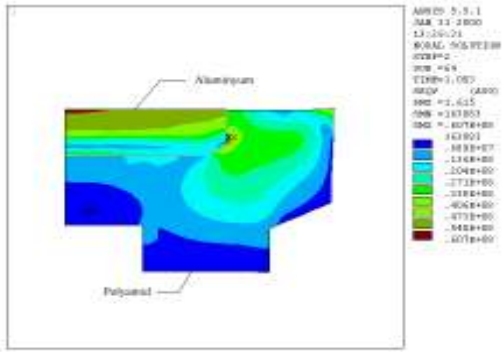


Şekil 13. İtici von-Mises gerilme dağılımı (10 kat büyütülmüş/ $\text{ø}140.5 \text{ mm}$).

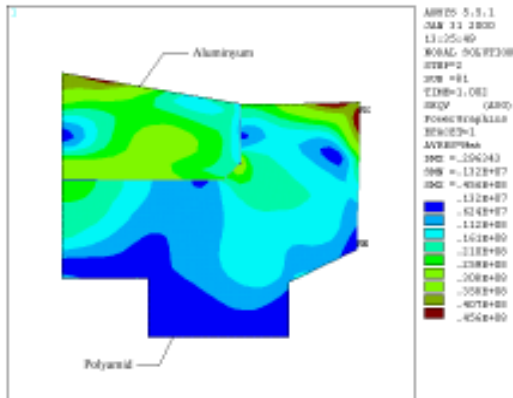
Bu şekilden de anlaşılacağı gibi büyük basınçlar altında parçanın merkezden başlayarak patlaması doğaldır. Bu nedenle malzemesi poliamit olan iticinin merkezine 110 mm çapında 10 mm kalınlığında alüminyum bir parça yerleştirilerek

bir sonraki analiz yapılmıştır. Yapılan bu ikinci analizde uygulanan basınç 170 bar'dan 1500 bar'a yükseltilmiştir. Bu sonuçlara oluşan en yüksek gerilme değeri poliamit parçanın kulakçıkları civarında meydana gelmiştir. Bu bölgede oluşan yaklaşık 65 MPa değerindeki bu gerilmeler poliamit parçanın boru ile alüminyum parça arasında sıkışan kulakçıklarında kopma oluşabileceği anlamına gelmektedir. Bu analizin sonuçlarına göre merkeze yerleştirilecek olan alüminyum parçanın boyutlarının önemli olduğu anlaşılmaktadır. 100 mm'ye düşürülen boru çapı için yapılan bir sonraki analizde bu konu da göz önünde bulundurularak poliamit parçanın merkezine yerleştirilen alüminyum parçanın çapı küçültülmüştür.

Yapılan bu 3. analizin sonuçlarına göre [Şekil 14] en yüksek gerilme değeri alüminyum parçanın merkezi yakınlarında çıkmıştır ve bu sonuçlara göre alüminyum parçanın merkez bölgesi civarında plastik bir deformasyon olabileceği anlaşılmaktadır. Bu nedenle alüminyum parçanın kalınlığının merkezine doğru arttırılması gerekmektedir. [Şekil 15] de bu analiz sonucundaki von-Mises gerilme dağılımı görülmektedir. [Şekil 16] da ise analiz sonucunun 10 kat büyütülmüş şekli görülmektedir. Daha önce kullanılan itici ile en son tasarlanan iticinin analiz sonuçları kıyaslandığında parça genelindeki deformasyonda meydana gelen iyileşme gözlenebilmektedir. Son itici tasarımındaki von-Mises gerilme değerlerinde [Şekil 15] meydana gelen düşüş de bu iyileşmeyi göstermektedir. Bu nedenle parça geometrisinde daha fazla iyileştirme yapılmasına gerek görülmemiştir.



Şekil 14. Alüminyum disk destekli iticinin von Mises gerilme dağılımı ($\phi 100.5$ mm)



Şekil 17. TOROS pabuç grubu katı modeli (ø100 mm).

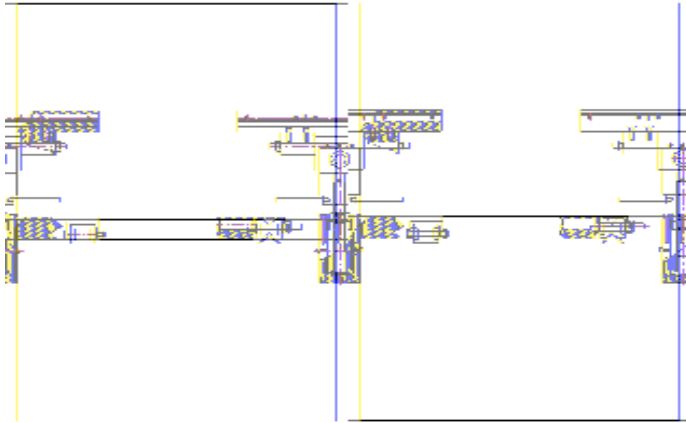
Namlu çapı düşürüldüğünde pabuç/model ağırlığı oranı da düşmüştür. $\text{Æ} 140$ mm'lik namlu için bu oran 1.6-1.7 iken $\text{Æ} 100$ mm'lik namlu için bu oran 1.2-1.3'e kadar düşürülmüştür.

Yüksek hızlı denemelerde karşılaşılan diğer bir sorunsu modelin poliamit itici içerisinde oluşturduğu plastik deformasyondur. Bu ise, modelin iticiden ayrılmasında sorunlara yol açmaktadır. Ayrıca, model iticiden kararsız olarak ayrılabilir. Sorunu önlemek için modelin iticiye oturan kısmına metal bir burç eklenmiştir. İlk tasarımda pirinçten bir burç kullanılmış ve yapılan denemeler sonucunda tasarım kendini kanıtlamıştır. Sonraki denemelerde çelik burç tasarlanmasının hem maliyet hem de malzeme sertliklerinin benzer olması açısından yararlı olacağı düşünülmektedir.

YALPA KART SEÇİMİ VE YALPA KART İSTASYONLARININ TASARIMI

Yalpa Kartı İstasyonlarının Tasarımı

İstasyonların tasarımında birincil öncelikli olan istasyonların konumlarının aynı eksen takımına göre ayarlanabilmesidir. Kullanılan 30 istasyondan elde edilecek bilgilerin kendi içinde tutarlı olması ve güvenilirliği bu şekilde sağlanabilir. Sonuç olarak 5 serbestlik dereceli istasyon tasarımı gündeme gelmiştir, [Şekil 18.]



Şekil 18. Yalpa kartı istasyonu alt bütünü.

Tasarımda gözönüne alınan diğer kriterler ise kullanım kolaylığı olarak adlandırılabilir. Deneyler sırasında yalpa kartlarının istasyonlara asılabilirliği, gerekli ölçüm cihazlarının istasyonlara ve/veya yalpa kartlarına monte edilebilmesi, istasyonların birbirlerine göre uzaklıklarının ayarlanabilmesi zaman kontrolü açısından önemlidir.

İstasyonlar yaklaşık uzunluğu 100 metre olan ray üzerinde rahat hareket edebilecek, konumları kolaylıkla belirlenip sabitlenebilecek şekilde tasarlanmıştır. Başlangıçta 2x2 m boyutlarında hazırlanan çerçeveler, yapılan testlerde 2 m'lik genişliğin gereksiz olduğu görüldüğünden, yalpa kartlarında daha kolay asılabilmesi için 2x1 m'ye düşürülmüştür.

Yalpa Kart Seçimi

Yalpa kartları seçimine yurtdışından temin edilen kağıt numuleriyle başlanmıştır. Daha sonra bu numunelere benzer özellikte SEKA tarafından üretilen kağıtlar denenmiştir. Bu kağıtlardan elde edilen görüntüler oldukça tatminkardır, ancak kağıtların üretimi durdurulduğundan testlerde kullanılmak üzere kağıt araştırmasının devam etmesi gerekmiştir. Kullanılan diğer bir kağıt ise fotoğraf kağıdıdır, görüntüler kaliteli olmasına rağmen yüksek maliyeti nedeniyle tercih edilmemiştir.

Yapılan literatür araştırması sonunda kraft adıyla tanımlanan kağıdın deneylerde kullanılabileceği görülmüştür. SEKA'dan elde edilen farklı gramajlardaki kraft kağıtları denenmiş ve 70 gr'lık kraft kağıdı kullanılmasına karar verilmiştir, [Şekil 19.]



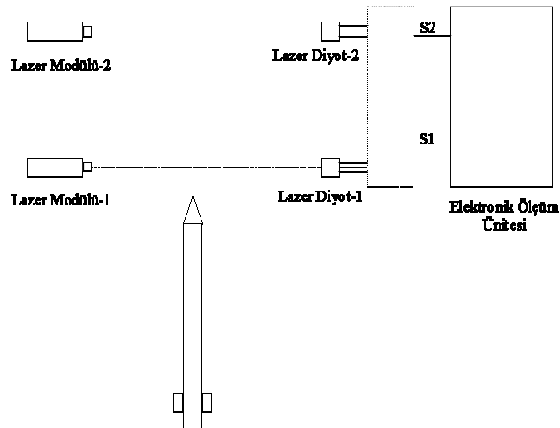
Şekil 19. Yalpa kartı asılı bir istasyon fotoğrafı.

İLK HIZ ÖLÇÜM VE ZAMAN ÖLÇÜM SİSTEMLERİ

İlk Hız Ölçüm Sistemi

İlk hız ölçümünde temel mantık roket modelinin namludan çıkmasıyla beraber bir duyarğa grubu yardımıyla, belirli bir mesafeyi ne kadar zamanda aldığıın bulunmasıdır. Gerekli zaman bulunduktan sonra aradaki mesafe belli ise aşağıda sunulan denklem kullanılarak hız bulunabilir, [Şekil 20.]

$$V = \frac{\Delta x}{\Delta t}$$



Şekil 20. İlk hız ölçüm sistemi şematik çizimi.

Modellerin ilk çıkış hızının bulunabilmesi için elektronik bir donanıma ihtiyaç vardır. Yapılan elektronik donanım sayesinde modelin ilk çıkış hızı bulunabilir.

Geliştirilen elektronik donanıma ait alt bütünlere aşağıda sıralanmıştır.

A Algılayıcı grubu,

¥ Elektronik ölçüm ünitesi,

¥ Güç kaynağı ünitesi.

Algılayıcı Grubu

Modeli namludan çıktıktan sonra tespit edebilmek ve gerekli bilgiyi elektronik donanıma iletebilme kabiliyeti olan bir tip algılayıcıya ihtiyaç duyulmuştur. Bunun için yapılan araştırmalar sonunda karşılıklı birbirlerini gören lazer modülü ve lazer diyotlarının kullanılmasına karar verilmiştir. Lazer diyotlar üzerine düşen ışınların dalga boyuna göre çıktılar üretirler.

Böylece modelin lazer modülü ve lazer diyodunun arasından geçmesinin tespit edilmesi mümkündür.

Elektronik Ölçüm Ünitesi

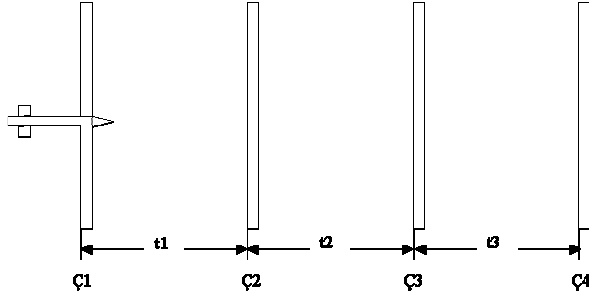
Çalışmalar sırasında TÜBİTAK-SAGE'de kullanılmakta olan PIC mikroişlemcileri kullanılmaya karar verilmiştir. Bu mikroişlemcinin seçilmesindeki faktörler aşağıda sıralanmıştır.

1. Çalışma frekanslarının yüksek olması (33 MHz),
2. Piyasadaki kolay temini,
3. Kullanımı konusunda deneyim,
4. Kolay programlama,
5. Mikroişlemci içinde bulunan sayaçların, RAM ve ROM hafızasının yeterli olması.

Model namludan çıkmadan önce S1 ve S2 sinyali lojik 0 dolayısıyla elektronik ölçüm ünitesi bekleme konumundadır. Model namludan çıktıktan sonra ilk önce 1. grup duyarganın önünden geçerek S1 sinyalinin lojik 1 olmasını sağlar. Elektronik ünite bu sinyali algıladıktan sonra kendi içinde olan sayaç mekanizmasını sıfırlar. Bundan sonra 2. gruptan gelen S2 sinyali sayaç mekanizmasını durdurur. S1 ve S2 sinyalleri arasındaki zaman bu sayaç mekanizması yardımıyla bulunur. Buradaki sayma adımları yaklaşık 2.5 mikrosaniyedir.

Zaman Ölçüm Sistemi

UML'nda modellerin çerçeveler arasından geçiş zamanlarının tespit edilmesi gerekmektedir. Ölçülecek zamanların çok hassas olması ve bu zaman bilgilerinin kullanıcı tarafından kolay okunabilmesi gerekmektedir.



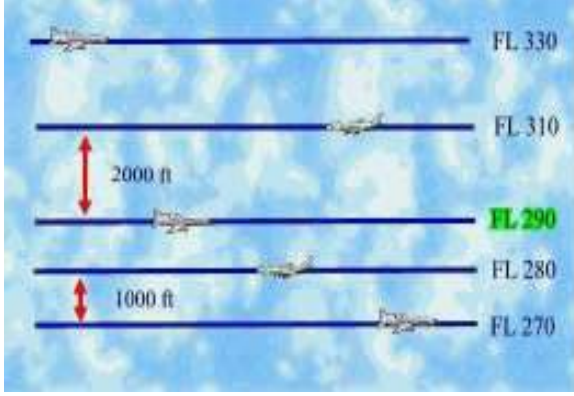
Şekil 21. Zaman ölçüm sistemi çalışma mantığı.

Modellerin çerçeveler arasından geçişini tespit edebilmek için bazı duyargalara ihtiyaç vardır. Karşılıklı konulan sıralı optik duyargaları en ideal çözümdür. Böyle bir sistemde modelin geçişi kolaylıkla tespit edilebilir. Fakat böyle bir sistemin maliyetinin çok yüksek olması ve üretiminin zorluğunun nedeniyle bu sistem kullanılamamıştır.

Modellerin çerçeveler arasından geçerken tespit edilebilmesi için diğer bir yol da çerçeveye gerili olan kağıda hassas bir mikrofon koymak ve mikrofon ses bilgisini elektronik bir devre yardımıyla işlemek modelin geçişinin tespit edilmesidir. Çalışmalar sonucunda böyle bir duyargasında riskli olduğu gözlenmiştir.

Algılayıcı Grubu

Yapılan araştırmalar sonunda en uygun duyarmanın ivmeölçer olduğuna karar verilmiştir. Çerçeveye gerili olan kağıdın üzerine uygun bir şekilde yerleştirilen ivmeölçer bilgisi elektronik bir ünite ile ölçülmektedir. İvmeölçer voltajı ile referans voltajı karşılaştırılarak başka bir elektronik devreye lojik bilgi gönderilmektedir. İki voltaj seviyesinin farklı olduğu an modelin geçtiğini göstermektedir.



Şekil 22. İvme ölçer kullanan zaman ölçüm sisteminin taslak çizimi.

Elektronik Ölçüm Ünitesi

Modelin çerçeveler arasından geçişini tespit ettikten sonra modelin çerçeveden geçiş zamanının bulunması gerekmektedir. Bunun için yapılan elektronik devre prensibi şöyledir.

Model çerçeveler arasından geçerken kağıtta oluşan titreşim sonucu ivmeölçerlerde belli bir çıktı oluşur.

Çerçevelere konulan ivmeölçerlerin çıkışları dörtlü gruplar halinde karşılaştırıcı devrelerine girerler. Burada daha önceden belirlenen referans voltajı ile karşılaştırma işlemi yapılarak karşılaştırma çıkışları mikroişlemci ölçüm ünitesine gönderilir. Mikroişlemci denetimli ölçüm ünitesinde bulunan sayaçlar yardımıyla zaman ölçümü yapılır.

Mikroişlemci denetimli kontrol ünitesine, ivmeölçer karşılaştırma bilgilerini içeren 30 adet giriş bulunmaktadır. Ölçüm ünitesi ilk çerçeveye bağlı olan ivmeölçer bilgisine bakar. Eğer bilgi gelmişse sayma işlemini başlatır. İkinci çerçeveden bilgi geldiğinde sayma işlemi durarak bilgisayara bu sayma değerini RS232 veri kanalından iletir. Bu arada diğer sayaç saymaya başlar. Üçüncü ivmeölçer bilgisi geldiğinde sayma işlemi durarak bilgisayara gönderilir ve bütün ivmeölçer bilgileri için sayma işlemleri bilgisayara gönderilir.

Bilgisayar Yazılımı

Elektronik ölçüm ünitesinden gelen sayma değerlerinin bilgisayarda işlenerek kolay kullanılabilir bir program gerekmektedir. Bu nedenle bilgisayar ortamında Delphi programlama dili kullanılarak bir program yazılmıştır.

YALPA KARTI GÖRÜNTÜLERİNİN SAYILAŞTIRILMASI VE KONUM ELDE EDİLMESİ

Konum bilgisine erişebilmek için ilk önce yapılması gereken şey deneylerde elde edilen yalpa kartı görüntülerini sayısallaştırmak ve daha sonra açısal ve doğrusal konum bilgilerini elde etmektir.

Deney sonuçlarını sayısallaştırılması için A0 boyutunda bir tarayıcı terim edilmiştir. Sayısallaştırma işlemi yalpa kartlarının bilgisayar ortamına aktarılması işlemidir, [Şekil 1.]

Atış denemesi sonuçları, uygun bir resim işleme yazılımı kullanılarak aşağıda sıralanan veriler saptanır:

¥ Kanat uçları konum bilgisi,

¥ Kanatların dönü bilgisi,

¥ Modelin burnunun girdiği noktanın kanatların merkezine olan uzaklığı ve açısı (burdan hücum açısı ve yana kayış açısı açıları hesaplanmaktadır),

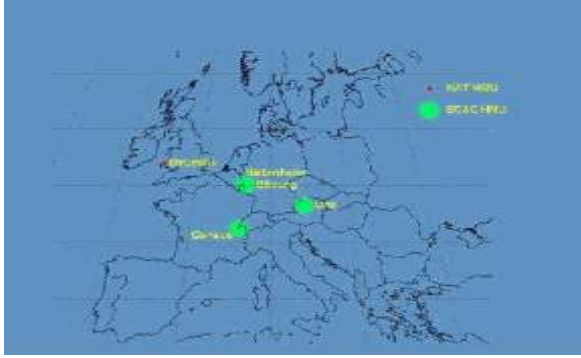
¥ İleriki deneylerde modelin yalpa kartı üzerindeki konum bilgisi de kayıt edilecektir.

Atış sırasında zaman bilgisi yalpa kartları üzerine yapıştırılan ivme ölçerler kullanılarak ölçülmektedir.

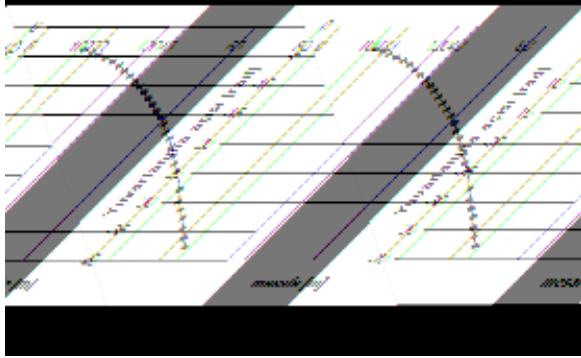
Şekil 23, Şekil 24 ve Şekil 25'te bir TOROS modelinin UML'de denemesi sonucu elde edilen hücum açısı, yana kayış açısı ve yuvarlanma açısı grafikleri sunulmuştur.



Şekil 23. Hücüm açısının mesafeye göre değişimi.



Şekil 24. Yana kayış mesafeye göre değişimi.



Şekil 25. Yuvarlanma açısının mesafeye göre değişimi

SONUÇ

Konum bilgisine Bu makalede 1995-2000 yılları arasında TÜBİTAK-SAGE bünyesinde yapılan çalışmalar sonucunda kurulan Uçuş Mekanikliği Laboratuvarı hakkında bilgi verilmiştir. Yukarıdaki bölümlerden de anlaşılacağı gibi, söz konusu çalışma esnasında altyapının kurulması kadar önemli bir diğer çıktı ise elde edilen bilgi birikimidir. 2000 yılı sonu itibariyle TÜBİTAK-SAGE UML her türlü güdümlü ve güdümsüz mühimmatın kararlılıklarının incelenmesi ve aerodinamik katsayılarının hesaplanması konularında kullanılmaya hazırdır.

KAYNAKÇA

1. "Top Namlusu Sonlu Eleman Analizi", Aerobalistik Araştırma Laboratuvarı, İş Emri No: 002, 1997.
2. Abate, G., L., A., "Launch Techniques for High Length/Diameter (L/D) Configurations", 39th Meeting of the Aeroballistic Range Association, Albuquerque, New Mexico October 1998.
3. "Sabot Tecnology Engineering", Engineering Design Handbook, Department of the Army, Headquarters, U.S. Army Material Command, Washington DC, July 1972.