

VII. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI
12-14 Eylül 2018, On Dokuz Mayıs Üniversitesi, Samsun

JET KANADI KULLANILAN İTKİ VEKTÖR KONTROL SİSTEMİNİN SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZİ

Burak SÖĞÜTCÜ¹

Mustafa PERÇİN² ve Mehmet KARACA³

TÜBİTAK

Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Savunma Sanayi Araştırma ve

Geliştirme Enstitüsü

ÖZET

Bu çalışma kapsamında İtki Vektör Kontrol (İVK) sistemlerinden biri olan jet kanatlı İVK sistemi incelenmiştir. İtki vektörünü yönlendirmeye yarayan jet kanadının performans karakteristiği, sayısal akış alanı çözümleri ve TUBİTAK SAGE bünyesinde gerçekleştirilen deneyler ile elde edilmiştir. Bu çalışmalarda, ölçekli olarak küçültülmüş jet kanatları ve motorlar ele alınmıştır. Statik ateşleme deneylerinde kullanılan ölçeklendirilmiş katı yakıtlı roket motoru yanma gazları özellikleri NASA CEA yazılımı kullanılarak elde edilmiştir. Bu özellikler hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizlerine bir girdi oluşturmuştur. Elde edilmiş olan sayısal çözüm sonuçları gerçekleştirilmiş olan deneylerin sonuçları ile kıyaslanıp, lüle çıkış düzleminde yer alan jet kanadı ile yüksek sıcaklıktaki gazların etkileşimi detaylı olarak incelenmiştir. Çalışmanın bir sonraki aşamasında, sözü geçen etkileşimin gerçekleştiği bölgedeki akış alanı, Schlieren tekniği ile detaylı olarak incelenecektir. Küçük ölçeklendirilmiş motor ve kanat ile gerçekleştirilen bu çalışmada elde edilen bilgi ve deneyim, tam ölçekli itki vektör kontrol sistemi tasarımında yol gösterici olacaktır.

GİRİŞ

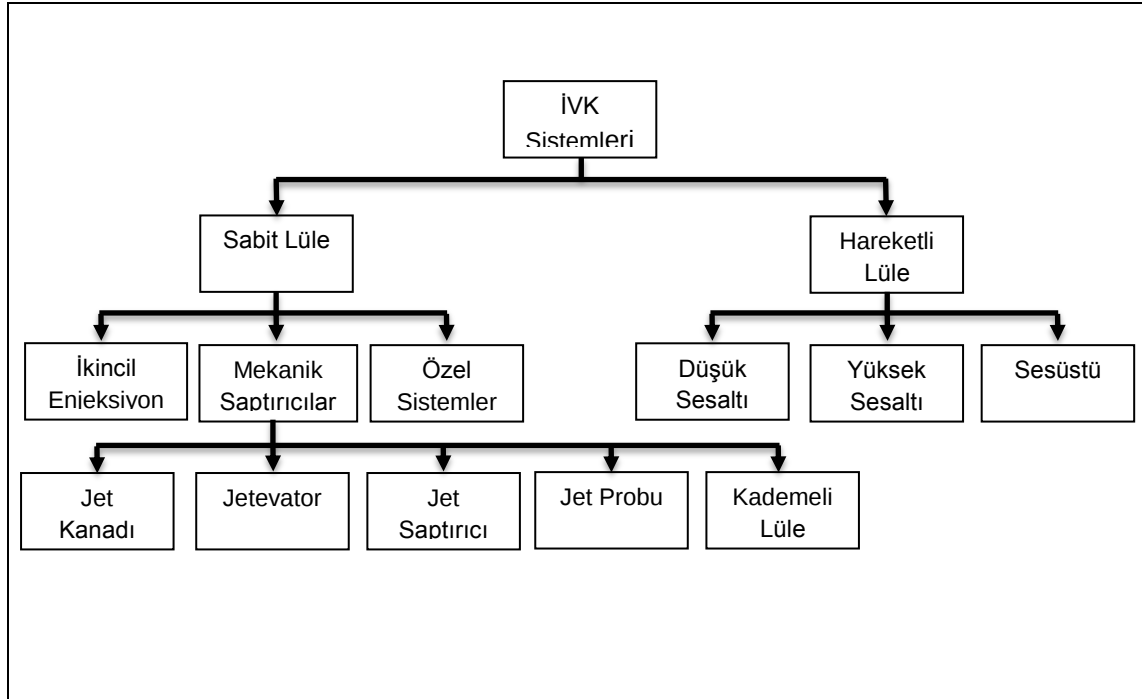
Mühimmat ve fırlatma sistemleri, istenilen rotanın takibi ve hedefe ulaşma kriterlerini yerine getirebilmek amacıyla bir yönlendirme sistemine ihtiyaç duymaktadırlar. Yönlendirme dış kanatların yardımıyla aerodinamik etkiler kullanılarak gerçekleştirilebileceği gibi motorun itki vektörünün yönlendirilmesiyle de sağlanabilmektedir. İtki vektörünün yönlendirilmesini sağlayan sistemler genel olarak İtki Vektör Kontrolü (İVK) sistemleri adı altında toplanır. İVK sistemleri genellikle yüksek manevra kabiliyetine sahip olması gereken hava araçlarında kullanılmakla birlikte günümüzde pek çok taktik ve stratejik savunma sistemi ve uydu fırlatma sistemleri, İVK ve aerodinamik yönlendirme kontrolünü bir arada kullanmaktadır. İVK yöntemleri temelde hareketli lüle ve sabit lüle olarak ikiye ayrılır. Şekil 1 ile gösterildiği üzere

¹ Uzman Araştırmacı, Sevk Sistemleri Birimi / Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu – Savunma Sanayi Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü E-posta: burak.sogutcu@tubitak.gov.tr , Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Yüksek Lisans Öğrencisi

² Yard.Doç.Dr. , Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, E-posta: mpercin@metu.edu.tr

³ Dr., Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, E-posta: mkaraca@metu.edu.tr

lüle tipine göre kendi içerisinde iki temel başlığa ayrılan İVK sistemleri alt sistemlere ayrılmıştır.



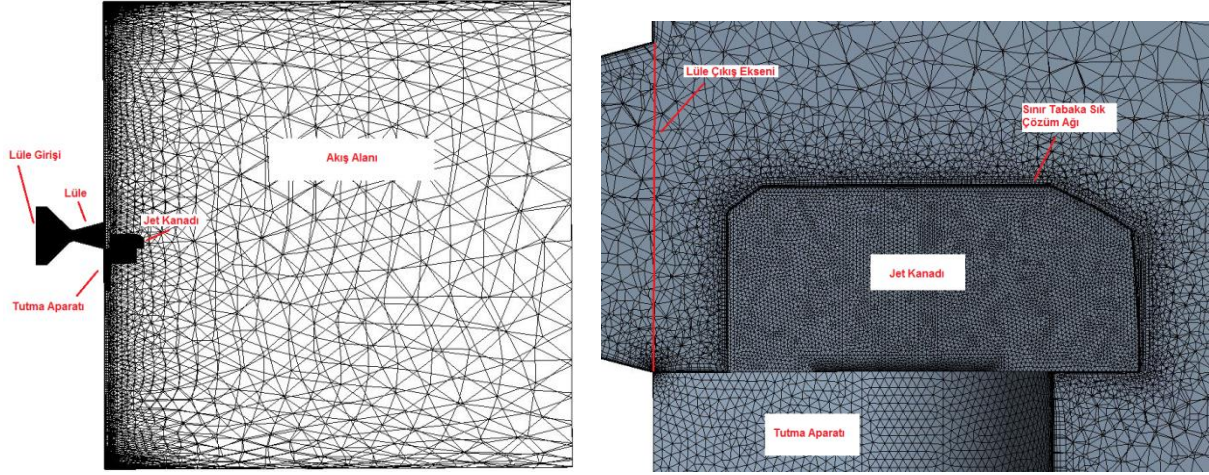
Şekil 1: İtki Vektör Kontrol Sistemi Sınıflandırması

Jet kanat sistemleri lüle genişleme konisi içerisinde yer alan kanatçıklar ile akışın yönünü değiştirerek itki vektör kontrolünü sağlar. Jet kanadı kullanılan füze sistemleri keskin manevra kabiliyetine sahiptir [Lloyd, 1978]. Yanma sonucu oluşan gazlar jet kanatları üzerinden akarak kanatların taşıma kuvveti üretmesini sağlar. Böylece gaz akış hızına dik bir eksen doğrultusunda kuvvet üretilerek mühimmata yanal itki kazandırılmış olunur. Genellikle kısa süreli yanan katı yakıtlı motorlarda kullanılan jet kanatlarına, havadan havaya füze sistemleri, orta-uzun menzilli tanksavar sistemleri ve alçak irtifa hava savunma sistemleri gibi pek çok savunma sisteminde rastlanmaktadır [Fuentes, 1964]. Bu çalışma kapsamında, ilk aşamada TÜBİTAK SAGE’de tasarlanmış bir jet kanadı kullanılarak yönlendirilen ölçekçe küçültülmüş bir motor akışının HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Yapılan sayısal hesaplama sonuçlarının, küçük ölçeklendirilmiş kanat modelinin statik motor ateşleme testlerinden elde edilen sonuçlar ile kıyaslamalı analizi ve doğrulaması yapılmış; bu suretle de sıcak gaz ve jet kanadı arasındaki etkileşim detaylı olarak incelenmiştir. Yapılan literatür incelemelerinde mühimmat seviyesinde kullanılacak ölçeklerde motor ve jet kanatları kullanılarak testlerin yapıldığı görülmektedir [Harrison, 2003]. Yapılan çalışmada jet kanadı aerodinamik kuvvetleri ve kanat malzemesi ile birlikte incelenmiştir. İncelenen çalışmada kullanılan itki ölçüm sistemine motor dik bir şekilde yerleştirilerek ateşleme ve sonucunda ölçümler gerçekleştirilmiştir. İncelenen bir diğer çalışmada ise yapmış olduğumuz çalışmaya benzer şekilde küçük ölçekli motor ve jet kanatları kullanılarak testler gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada ise kanadın ürettiği aerodinamik kuvvetler, kanadın şaftı ve bu şaft üzerindeki adaptörler yardımı ile yük ölçerlere doğrudan iletilerek ölçülmüştür [Lauzon, 1990].

YÖNTEMLER

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD)

Bu çalışmada HAD analizlerinin amacı, deney koşullarında detaylı bir şekilde gözlemlenmesi kolay olmayan şok etkileşimleri, sıcaklık değişimleri gibi akış elemanlarının etkilerinin hesaplanmasıdır. Bu kapsamda, üç boyutlu modellenen küçük ölçeklendirilmiş motor bütünü ve jet kanadı HAD analizi için uygun çözüm alanı oluşturulmuştur. Bu çözüm alanı için seçilen çözücüye uygun olarak çözüm ağı oluşturulmuş ve Şekil 2 ile gösterilmiştir.



Şekil 2: Motor ve Jet Kanadı Bütünü Çözüm Ağı

Yapılan kaynak araştırmalarında jet kanadı akış benzetimlerinde ve lüle analiz modellerinde Reynolds ortalama sıkıştırılabilir Navier-Stokes (Ing. Reynolds Averaged Compressible Navier-Stokes, RANS) çözücüsünün kullanılabildiği saptanmıştır [Stowe, 2002]. Literatürde yer alan çalışmalar incelendiğinde RANS çözücüsü ile $k-\omega$ SST (Ing. shear stress transport) türbülans modelinin lüle analiz çalışmalarında kullanıldığı görülmüştür [Blabel, 2011]. Analiz modeli için farklı duvar fonksiyonları ve duvar fonksiyonlarına bağlı y^+ değerleri tanımlanmıştır. Ansys FLUENT Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ticari programı kullanılarak gerçekleştirilen analizde çözüm ağının analize etkisi olmayacak şekilde çözüm ağı düzenlenmiştir. Çözüm ağının analize etkisinin incelenmesi amacı ile 20 derece hücum açısına sahip modelde ilk olarak 1.2 milyon hücreye sahip çözüm ağı kullanılmış, analiz sonucuna göre taşıma ve sürüklenme kuvvetleri elde edilmiştir. Hücre sayısı 3 milyona çıkartılmış elde edilmiş taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin bir miktar değiştiği gözlemlenmiştir. Hücre sayısı sırası ile 4 ve 8 milyon sayısına çıkartılmış ve analizler sonucu elde edilen kuvvet değerlerinin kendi içerisinde az da olsa değişim gösterdiği gözlemlenmiştir. Düzgün üç yüzlü (Ing. Tetrahedral) hücre tipi kullanılarak, yaklaşık 10 milyon hücre ile çözüm hacmi, çözüm ağına bölünmüş ve kuvvet değerlerinin değişiminin çok küçük olduğu bulunmuş ve tüm analiz durumları için bulunan çözüm ağı sayısı kullanılmıştır. Analiz girdisi olarak testten elde edilen basınç sınır şartı HAD analizine verilmiştir. Basınç değerleri, gaz özellikleri ve lüle boğaz çapları dikkate alınarak da bulunabilir. Testten alınan sonuçlarda basıncın ortalama değeri alınmış ve bu değerler sınır koşulu olarak tanımlanmıştır. Yakıt özellikleri NASA CEA programı kullanılarak elde edilmiştir. Bu programdan yanma sonucu gazlarının toplam sıcaklığı, özgül ısı ve moleküler ağırlığı teorik olarak elde edilmiştir.

Tablo 1 HAD Analizi Giriş ve Sınır Koşulları

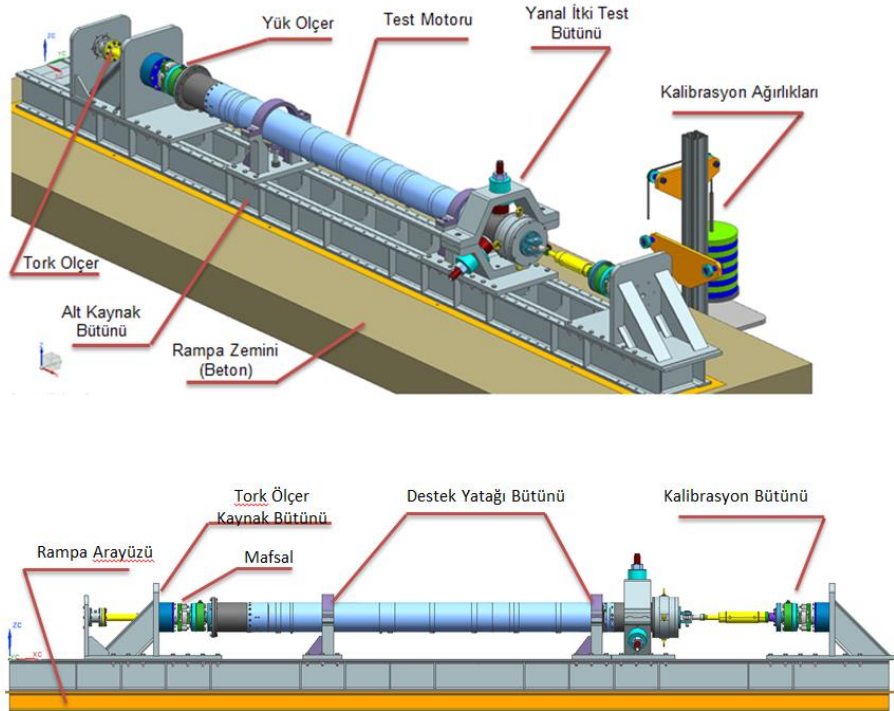
Giriş Koşulları		Sınır Koşulları	
Lüle Giriş Basıncı (Bar)	42	Uzak Alan Basıncı (Bar)	0.89
Lüle Giriş Sıcaklığı (K)	~ 3000	Uzak Alan Sıcaklığı (K)	300
Gaz	Yanma Sonu gazı	Uzak Alan Gaz	Hava

Bu özellikler jet kanatsız Balistik Araştırma Motoru (BAM) statik testleri ve çubuk yanma test düzeneği (Ing. Strand Burner) kullanılarak dolaylı olarak kontrol edilmiş ve teorik hesaplamaların ön tasarım aşamasında doğruluğunun yeterli olduğu görülmüştür.

Deneysel Ölçüm Çalışmaları

TÜBİTAK SAGE bünyesinde bulunan “Çok Eksenli İtki Ölçüm Sistemi” (ÇEİÖS) yardımı ile küçük olarak ölçeklendirilmiş katı yakıt roket motoru ve lüle bütününe yerleştirilen jet kanadı testleri gerçekleştirilmiştir. Kanadı ürettiği taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin ölçümü yapılmıştır.

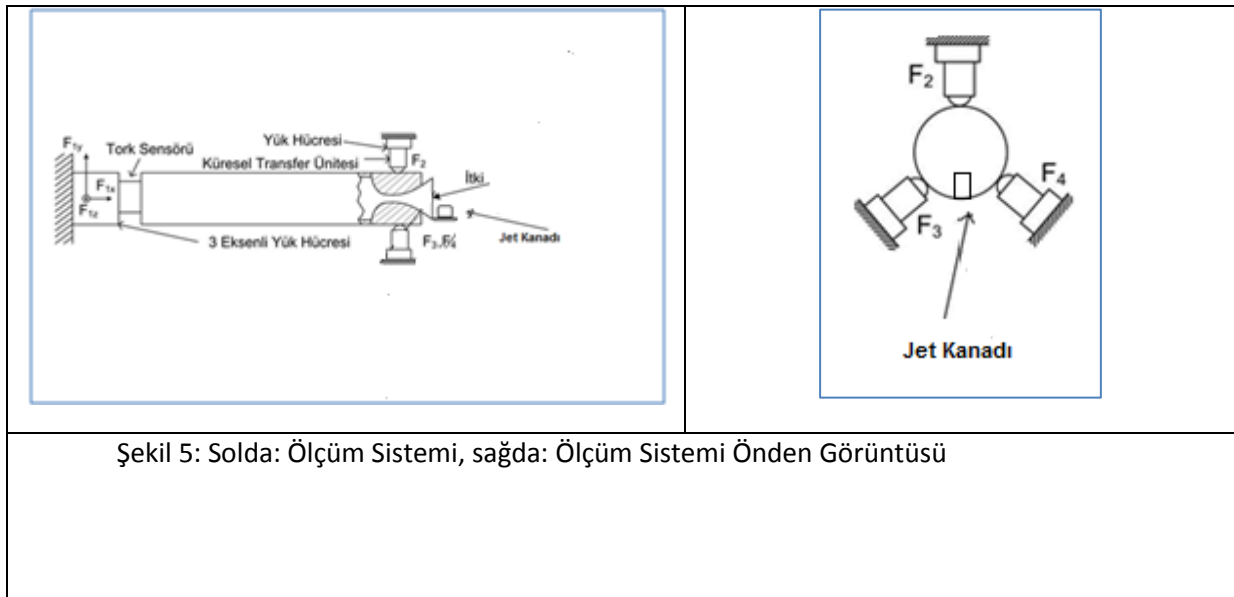
Motor ve İVK sisteminin tasarımı aşamasında yer testleri denilen gerçek ölçekli statik motor ateşlemeleri ile performans testleri gerçekleştirilmektedir. Bu testlerde eksenel itki, yanal itki ve yuvarlanma torku ölçülmektedir. ÇEİÖS'nin katı model görüntüsü verilmiştir Şekil 4'de verilmiştir.



Şekil 4: Çok Eksenli İtki Ölçüm Sistemi Elemanları

ÇEİÖS siteminde sistemin en arkasında tork, test motorunun hemen arkasından “Yük ölçer” ile eksenel itki, Şekil 5 ile görülen altıgen parça (Yanal İtki Test Bütünü) ile yanal itki değerleri

ölçülür. Yanal itki değerleri Şekil 5 ile gösterildiği gibi 120^0 de duran 3 adet kuvvet sensörü ile elde edilir.



ÇEİÖS ölçüm sisteminde 3 farklı tipte sensör kullanılmaktadır. Eksenel kuvvetin bulunması amacı ile bir adet üç eksenli yük sensörü, yuvarlama momenti için bir adet tork sensörü ve yanıl kuvvetin ölçülmesi amacı ile üç adet basma hücresi kullanılmaktadır.



Şekil 6: Soldan Sağa Basma Hücresi, 3 Eksenli Yük Hücresi, Tork Sensörü

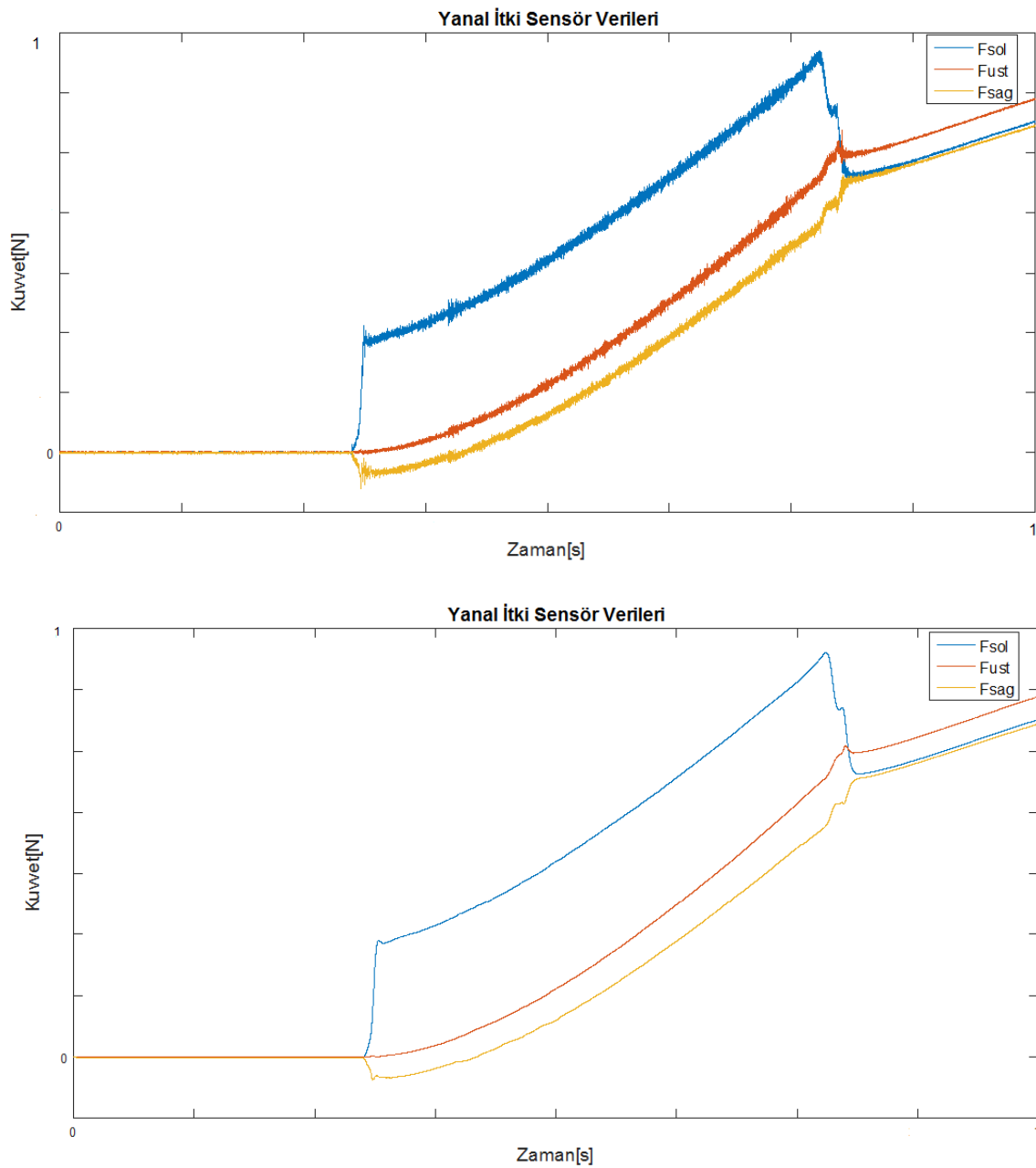
Sensör detayları Tablo 2’de verilmiştir.

Tablo 2 Sensör marka, model, tip ve çalışma aralıkları

Adet	Sensör	Model	Tip	Ölçüm Aralığı	Hassasiyet (Maksimum Yükte)
1	3 Eksenli Yük Hücresi	HBM	U10M	0-50kN (İtki Ekseninde)	15%
1	Tork Sensörü	PCB	2301-01A	226 Nm	15%
3	Basma Hücresi	LCGB	1 K	455 kg	1%

Yanal kuvvet ölçüm sensörleri lüle üzerinden geçirilen bir adaptöre belirtilen açıda noktasal olarak temas etmektedir. Jet kanadı kullanan İVK sistemli testlerde kanat lüle çıkış ekseninde olması nedeni ile yanal itkiyi ölçen sensörler arasındaki mesafe dikkate alınarak ölçümler gerçekleştirilir. 120'şer derecelik açı ile duran üç adet kuvvet sensöründen okunan değerlerin bileşke kuvvetinin test sistemi üzerinde yer alan mafsala göre momenti, lüle çıkış ekseninde yer alan kanatların oluşturduğu momente eşitlenerek kanadın üretmiş olduğu kuvvetler elde edilmiş olunur.

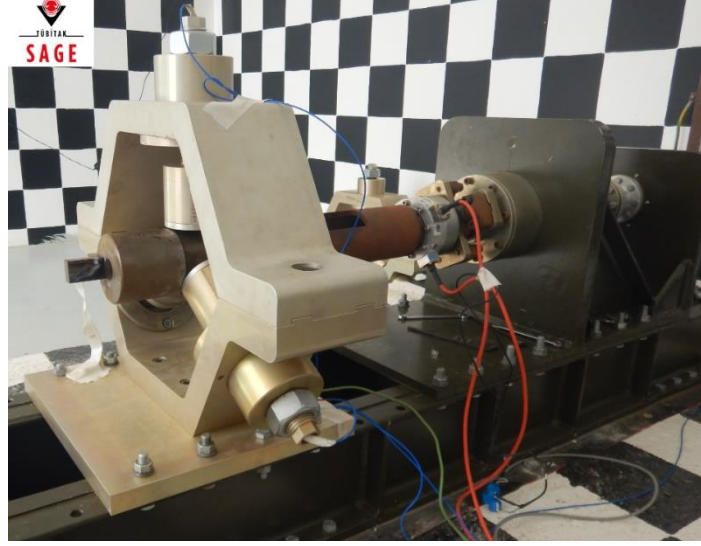
20 derece kanat açısında yapılan testlerde bir biri ile 120 derecede duran basma hücrelerinden alınan veri Şekil 7'deki gibidir. Şekil 7 ile gösterilen yanal itki ölçümlerinde alınan verilerin gürültülü ve gürültüden çıkartılmış halleri görülmektedir. Alınan ham verilere "Düşük Geçirgen Filtre" (Ing. Low Pass Filter) uygulanmış ve veri gürültüden ayıklanmıştır. Elde edilen bu değer ÇEİÖS ölçüm sisteminin kalibrasyon matrisi ile çarpılmış değerlerdir.



Şekil 7: Basma Sensörlerinden Ölçülen Üstte Gürültülü, Altta Gürültüsüz Yanal İtki Kuvvetleri

Filtrelenmiş veriler işlenerek bileşke kuvvet alınmış ve kuvvetlerin bileşkesinden yanal kuvvet elde edilmiştir. Bu veriler sonuçlar kısmındaki tabloda normalize edilmiş şekilde analiz sonuçları ile birlikte tablo halinde verilmiştir.

Şekil 8 ile Tübitak SAGE bünyesinde yer alan test sisteminin görüntüsü verilmiş, Şekil 9 ile de testlerde gerçekleştirilen bir ateşlemenin görseli verilmiştir.



Şekil 8: Tübitak SAGE, Çok Eksenli İtici Ölçüm Sistemi (ÇEİÖS)



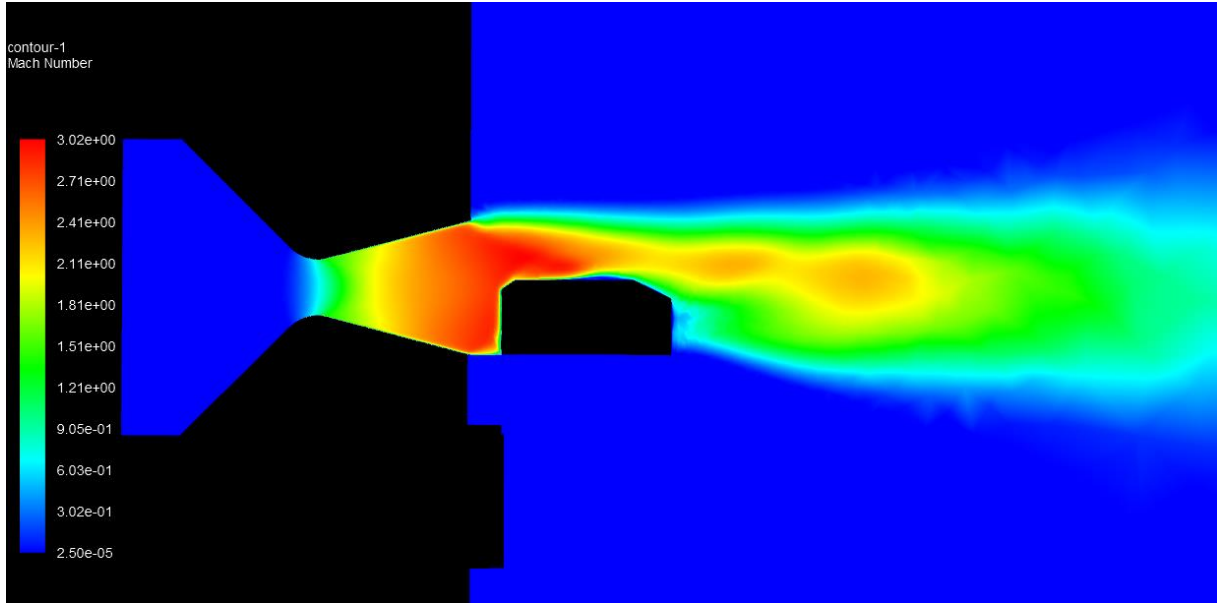
Şekil 9: Motor Jet Kanadı Bütünü Statik Ateşleme

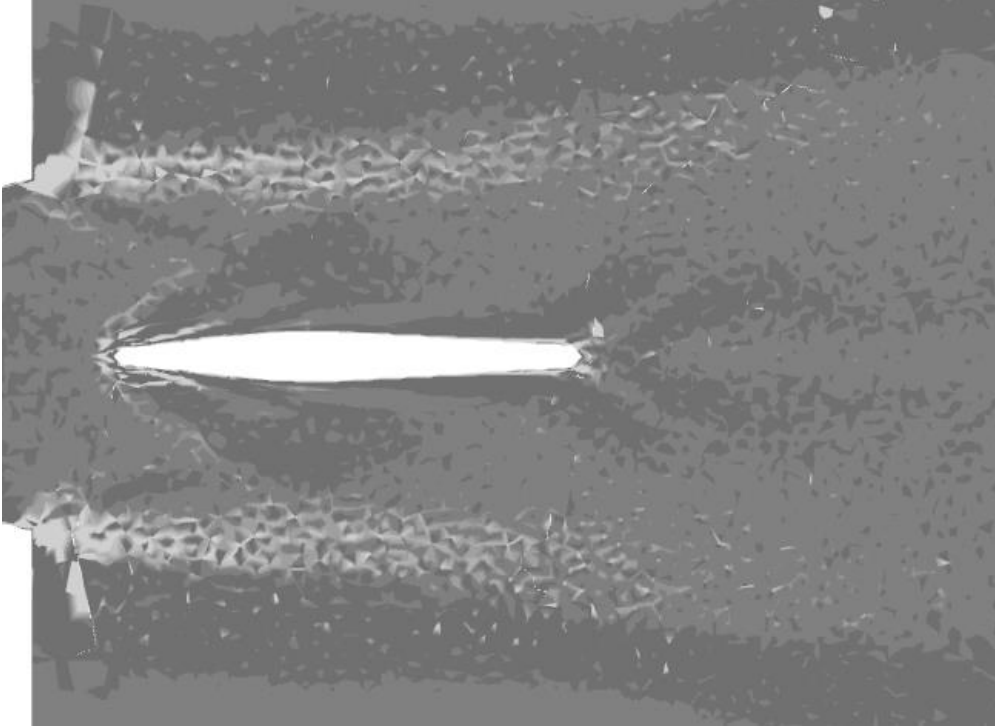
SONUÇLAR

Gerçekleştirilen sayısal çözüm ve test sonuçları, Tablo 2’de testlerde elde edilen kuvvet sonuçları ile normalize edilmiş şekilde gösterilmiştir. Görüldüğü üzere, sayısal çözümlerde elde edilen sonuçlar, ölçüm değerleriyle uyum göstermektedir.

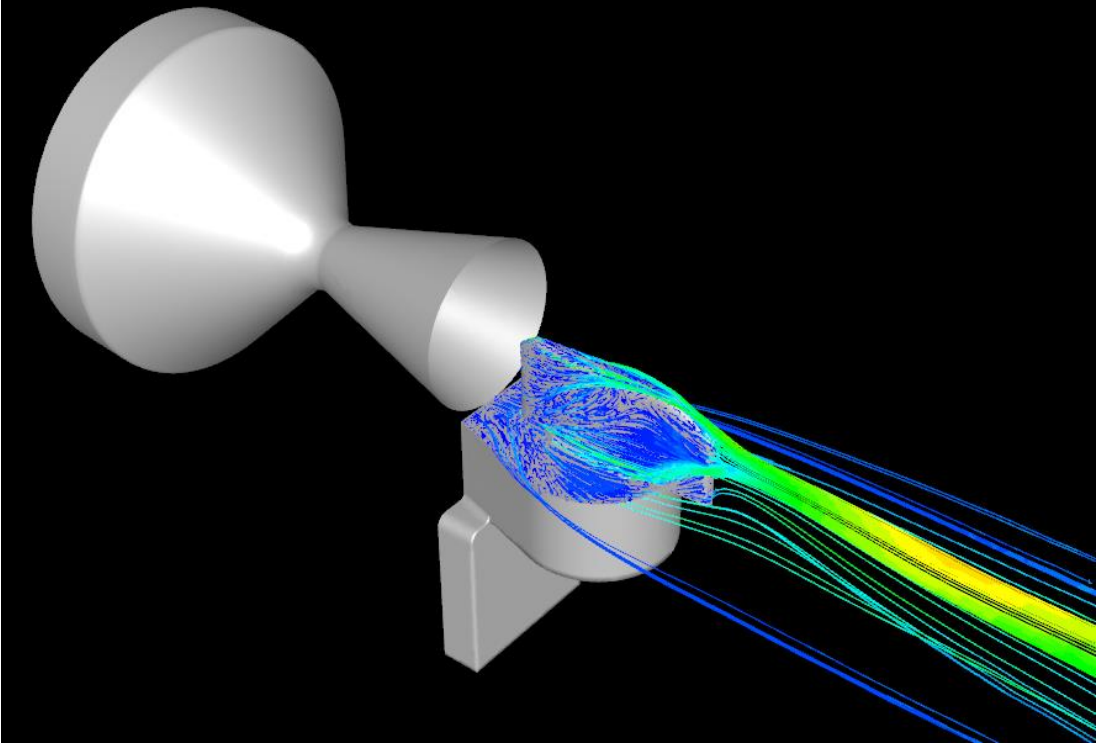
	Analiz		Test		Analiz ve Test Arasındaki % Fark	
Hücum Açısı (Derece)	Taşıma Kuvveti	Sürüklenme Kuvveti	Taşıma Kuvveti	Sürüklenme Kuvveti	Taşıma	Sürüklenme
0	0	0.96	0	1.0	0	4.11
10	0.98	0.96	1.0	1.0	2.0	4.17
20	0.935	0.93	1.0	1.0	6.35	7.01
30	0.913	0.915	1.0	1.0	8.70	8.50

Tablo 2: Testte Elde Edilen Kuvvet Değerlerine Göre Normalize Edilmiş Taşıma ve Sürüklenme Kuvveti Değerleri





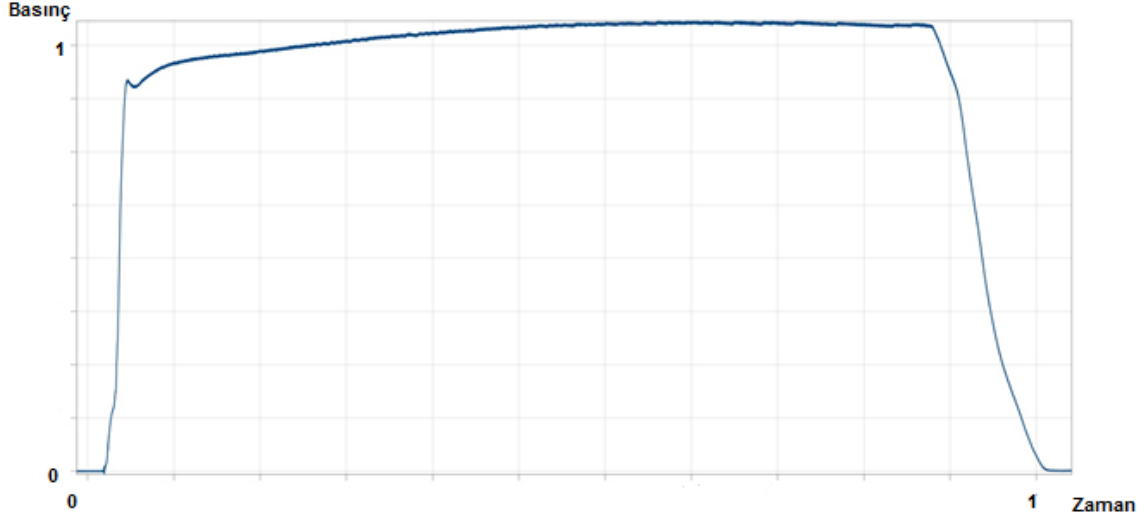
Şekil 10: HAD Analizi Mach Konturu (Ust) ve Gri Skala Yoğunluk Değişimi – Kanadın Yandan ve Üstten Kesiti (Alt)



Şekil 11: HAD Analizi Akış Çizgileri Üzerinde Mach Konturu

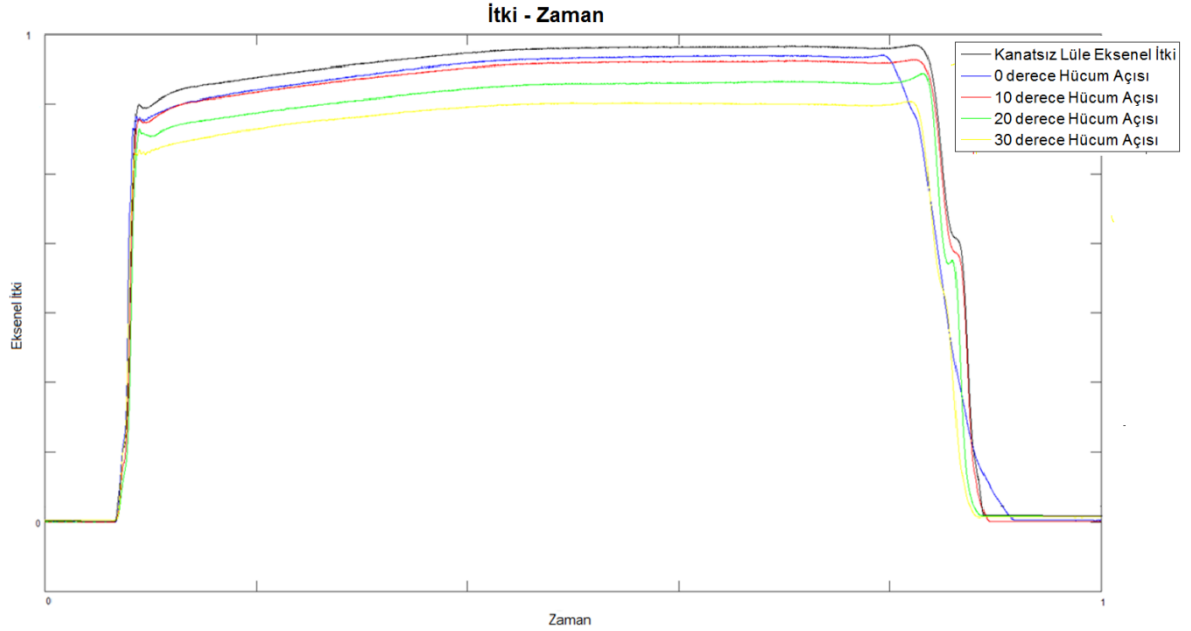
Sifir derece hucum acisinda jet kanadi uzerinde supersonik akis Mach sayisi dagilimi ve sok egrileri dagilimi Sekil 10 da gosterilmistir. Sekilde goruldugu gibi kanat onu hucum kenarina yapisik eğik şok (Ing. Oblique Shock) oluşmaktadır. Burun kısmında kanadın taban ile birleştiği bölgede lambda tipi şokun oluştuğu kontur ve akış çizelgelerinden görülmektedir. Lüle akış alanı ve kanadın boyu kanat üzerinde akış ayrılmalarının oluşmasına ve tekrardan kanat üzerine tutunmasına olanak sağlamıştır. Tekrarlı sirkülasyon (Ing. Recirculation) bölgeleri oluşumları bu durumda ortaya çıkmış (Sekil 11), yüksek hücum açısına sahip durumlarda bu durumun kanadın arkalarında yan yüzeylerde olduğu gözlemlenmiştir.

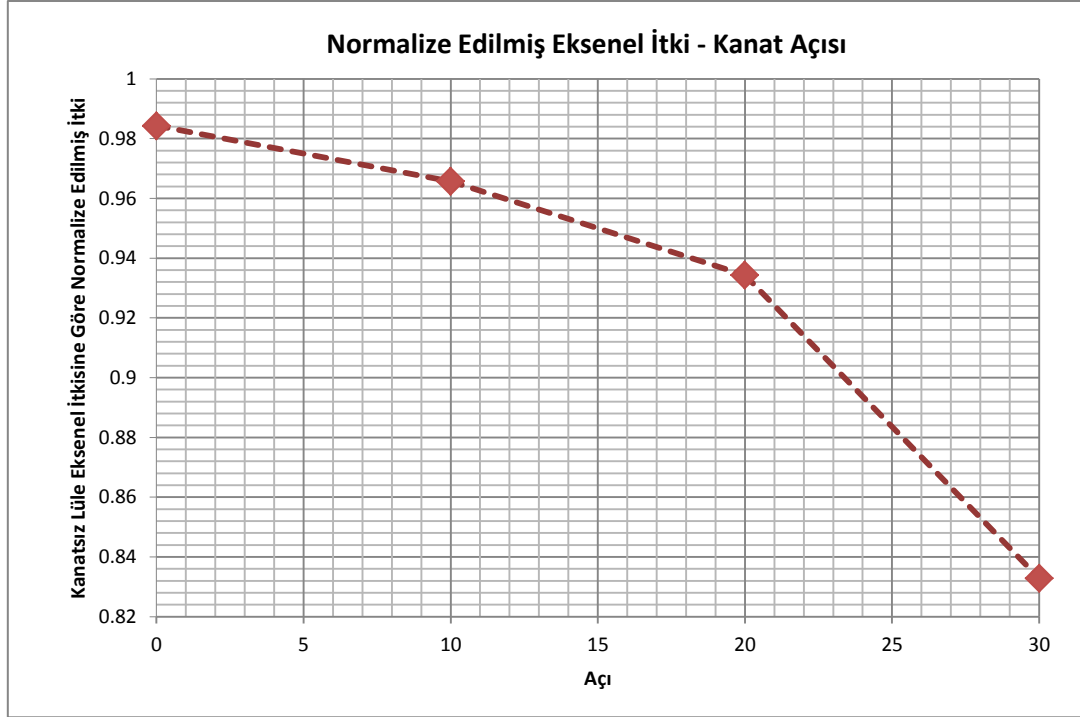
Basınç ölçümü teorik hesaplamalar ile test durumunun kıyaslanması için önemlidir. Basınç değeri motor performansının ve yakıt özelliklerinin tayini için önem arz etmektedir. Ayrıca testte elde edilen basınç değeri sayısal analizlerin sınır koşulunu oluşturmaktadır. Testlerde elde edilen basınç değeri teorik hesaplamalar ile çok yakın değer vermektedir.



Şekil 12: Test Süresince Motor Basınç Değeri

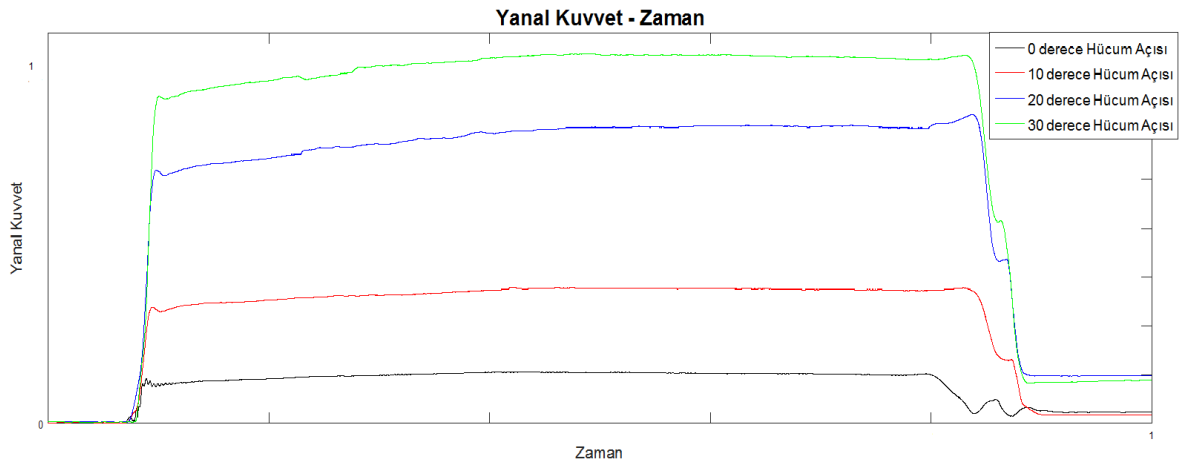
Ölçüm sisteminden 3 eksenli yük hücresi ile alınan eksenel kuvvet değerleri Şekil 13 ile gösterilmiştir. Kanat takılmamış lüle eksenel kuvveti ile farklı açılarda kanat takılmış testlerden elde edilen eksenel kuvvet sonuçları normalize edilmiş şekilde grafikte verilmiştir. Kanat açısı artımı ile birlikte sürüklenme kuvveti de artmıştır. Bu durum, eksenel itki kaybı olarak grafiklerde görülmektedir. Kısacası bu kayıp kanadın yarattığı sürüklenme kuvvetidir.





Şekil 13: Kanatsız Lüle Eksenel İtki Değeri ve Farklı Açılarda Kanat Takılmış Eksenel İtki Değerleri Grafiği (Ust) ile Kanat Takılmamış Lüle Eksenel İtkisine Göre Normalize Edilmiş Farklı Kanat Açılarındaki Eksenel İtki (Alt)

Yanal itki test verileri grafik şeklinde Şekil 14 ile gösterilmiştir. Grafikte görülen kuvvetler sensörlerin elde ettiği verilerin bileşkesi şeklinde olup zamana bağlı tek bir kuvvet şeklinde gösterilmiştir.



Şekil 14: Farklı Açılardaki Kanatların Test Boyunca Ürettiği Yanal İtki

SONUÇ

Yapılan HAD analizleri sonucu bulunan kanada ait taşıma ve sürüklenme kuvvetleri ile ÇEİÖS ile elde edilen ilk sonuçlar uyum göstermektedir. Bu çalışma sonrasında tasarım aşamasında kullanılan analiz araçlarının etkinliği incelenmiş ve kullanılan küçük ölçeklendirilmiş motor ve jet kanadı ile çok daha ucuz bir şekilde performans değerleri elde edilmiştir.

Kaynaklar

Lloyd, R., 1978, *A Review of Thrust Vector Control Systems for Tactical Missiles*, AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conf., Las Vegas Nev. USA, 25-27 July

Fuentes, M., Thirkill, J., 1964, *Evaluation of TVC Systems for Solid Propellant Motor Application*, AIAA 64-159 Solid Propellant Rocket Conference, USA, 29-31 January

Harrison V., deChamplain A., Kretschmer D., 2003, *Force Measurements Evaluating Erosion Effects on Jet Vanes for a Thrust Vector Control System*, AIAA 39th Joint Propulsion Conf., Alabama. USA 20-23 July

Lauzon, M., *5DOF Dynamic Loads on a Jet Vane*, AIAA 26th Joint Propulsion Conf., Orlando. USA 16-18 July

Blabel, 2011, *Assesment of Turbulance Modeling for Gas Flow in Two-Dimensional Convergent-Divergent Rocket Nozzle*, Applied Mathematical Modelling

Stowe, R.A., Farinaccio, R. , 2002, *CFD Validation with Measured Temperatures and Forces for Thrust Vector Control*, AIAA 34th Joint Propulsion Conf. And Exhibit, Indiana USA, 7-10 July