

BİR İNSANSIZ SAVAŞ UÇAĞININ (SACCON) STATİK VE MANEVRA DURUMLARININ SU KANALINDA,DPIV VE KUVVET ÖLÇÜMLERİ İLE İNCELENMESİ

Murat SARITAŞ
İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul

Okşan ÇETİNER
İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Trisonik Araştırma Laboratuvarı su kanalında %42 ölçekli SACCON modeli, hücum açısı 0°-45° arası statik durumda ve manevra halinde, eş zamanlı kuvvet ölçümleri alınarak ve DPIV ile niceliksel akış yapıları elde edilerek incelenmiştir. Manevra hızına bağlı olarak tutunma kaybının yüksek hücum açılarına ötelendiği görülmektedir.

GİRİŞ

Yüksek hızlı uçakların manevra kabiliyeti açısından yüksek hücum açılarında uçuşları ve performansları uzun yıllardır araştırılan ve halen üzerinde durulan bir konudur. Klasik bir kanat, belli bir hücum açısı değerinden sonra, akışın üst yüzeyi takip edememesi ve hücum kenarından itibaren ayrılmanın görülmesi ile beraber tutunma kaybına uğrar. Ancak yüksek hızlı uçaklarda sıkça kullanıldığı üzere, delta kanat formundaki bir kanatta tutunma kaybının görüldüğü bu açı daha yüksek değerlerdedir. Özellikle manevra benzeri hücum açısının dinamik olarak değiştirildiği durumlarda kuvvetli hücum kenarı vorteksinin yarattığı etki ile taşıma artışı çok daha uzun sürer, yani tutunma kaybının görülüşü çok daha yüksek açılara taşınır [Medford, 2012].

Son yıllarda insansız hava araçlarının ön plana çıkması ile beraber manevra sırasındaki vorteks dinamiği tekrar gündeme gelmiş ve yoğun deneysel incelemeye konu olmuştur [Medford, 2012; Sosebee, 2011; Yılmaz ve Rockwell, 2009, Yılmaz ve Rockwell, 2010; Chandrasekhara, Sosebee ve Medford, 2012]. Görüldüğü gibi, bu araştırmaların çoğu özgün uygulama kaynaklı olup UCAV 1303 ile ilgilidir [Yılmaz ve Rockwell, 2009; Chandrasekhara, Sosebee ve Medford, 2012; Cummings ve Schütte, 2010]. UCAV 1303 insansız da olsa oldukça büyük bir uçaktır; kanat açıklığı yaklaşık 16.5m olarak verilmektedir [Chandrasekhara, Sosebee ve Medford, 2012]. 2009 yılında yayınlanan Yılmaz ve Rockwell'e ait çalışmada [Yılmaz ve Rockwell, 2009] UCAV 1303 ile ilgili deneysel ve sayısal çalışmalar özetlenmiştir. Sosebee ve Medford'un tez çalışmalarında [Sosebee, 2011; Medford, 2012] ve ilgili yayınlarda [Chandrasekhara, Sosebee ve Medford, 2012; Chandrasekhara ve McLain, 2010] 1:72 ölçekli model kullanılmış, Yılmaz ve Rockwell'in incelemelerinde [Yılmaz ve Rockwell, 2009] ise yarı kanat modeli ele alınmıştır. Kösoğlu [Kosoglu, 2007] doktora çalışmasında tam model kullanmış olup sonuçları Yılmaz ve Rockwell [Yılmaz ve Rockwell, 2009] tarafından yarı kanat modeli ile karşılaştırılmıştır. Bahsi geçen ve Naval Post Graduate School ile Lehigh University'de gerçekleştirilmiş olan tüm bu deneysel çalışmalarda

¹Y.Müh., Disiplinlerarası Uçak ve Uzay Müh. Programı, E-posta: muratsaritas@gmail.com

²Prof. Dr., Uzay Müh. Böl., E-posta: cetiner@itu.edu.tr

deney ortamı sudur. Sherer ve diğerlerinin 2011 tarihli makalesinde ise [Sherer, Visbal, Gordnier, Yılmaz ve Rockwell, 2011] UCAV 1303 ile ilgili yapılan sayısal çalışmaların Lehigh University’de yapılan deneylerle karşılaştırıldığı görülmektedir.

RTO-AVT 161 kapsamında, SACCON UCAV (Stability and Control Configuration Unmanned Combat Air Vehicle) modeli çevresinde üç boyutlu akışın incelenmesi için DLR ve ONERA işbirliğinde çalışmalar yürütülmüştür [Konrath, Roosenboom, Schröder, Pallek ve Otter, 2010]. Ölçümler sabit ve yunuslama hareketi yapan (1 Hz) model üzerinde $Re\ 1.6 \times 10^6$ ’da yapılmıştır. Statik durumda 3 farklı girdap oluşumu gözlemlenmektedir: uç (apex) girdabı, kalınlık-kaynaklı girdap ve hücum kenarı girdabı. Dinamik durumlar ile sabit durumun karşılaştırması akış topolojisindeki değişim ile yunuslama genliği arasında bir ilişki olduğunu göstermiştir: düşük yunuslama genliklerinde topolojide sadece küçük değişiklikler oluşurken, yüksek yunuslama genliklerinde girdap büyüklükleri ve şiddetleri farklılaşmıştır.

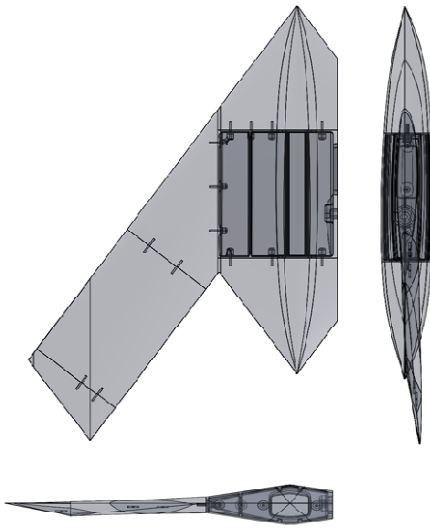
DENEYSEL YÖNTEM

Deneyisel çalışma, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Trisonik Araştırma Laboratuvarı’nda bulunan büyük ölçekli, serbest yüzeye sahip su kanalında gerçekleştirilmiştir. Kanalin deney bölümü genişliği 1010mm’dir. Serbest akım hızı 5 mm/s – 14 mm/s aralığında düşük türbülans seviyesi ile düzgün bir şekilde sağlanabilmektedir.

Yarım model yatay kesit alanı	85702 mm ²
Kanat açıklığı	322 mm
15% kesim ötelemesi	48 mm
Kanat veteri	200 mm
Merkez kesit veteri	444 mm
XCG	266 mm

Çizelge1: Test modeli ölçüleri

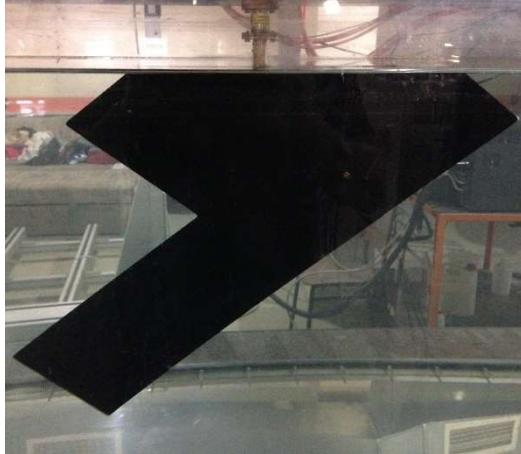
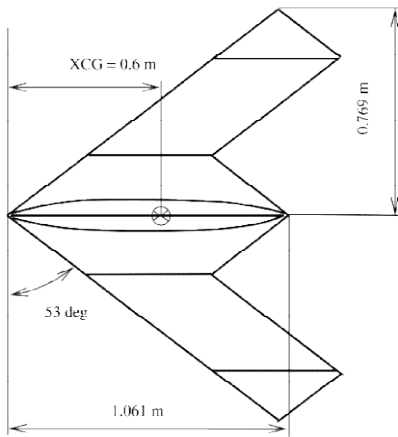
SACCON UCAV deney modeli serbest yüzeyde ayna etkisinden faydalanmak üzere tasarlanmış ve 45° hücum açısında %10’dan az kanal kesit blokajı yaratması için %42 oranında ölçeklendirilmiştir (Çizelge 1). Model, Ultimaker 2 3B yazıcısında, Colorfabb_XT ve nGen filamentlerinden 6 ana parça olarak üretilmiştir. (Şekil 1)



Şekil 1: SACCON Yarı model.

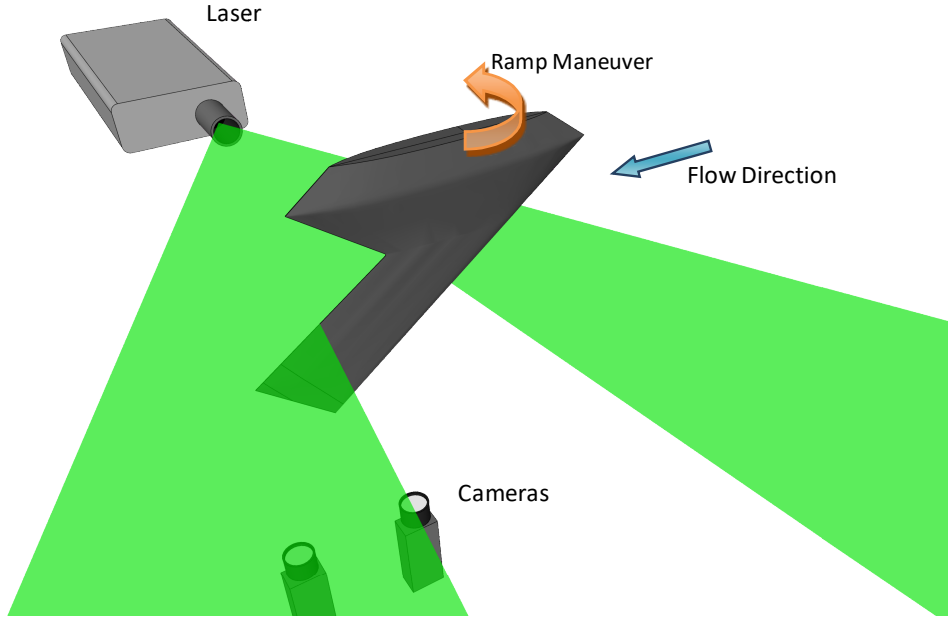
Deneylerde kullanılan model, 53° ok açılı lambda (Λ) geometrisine sahip, yuvarlak hücum kenarlı RLE SACCON varyantıdır (Şekil 2). Bağlantı aparatları ile akım etkileşimini azaltmak ve flap kontrol düzeneği için uygun erişim sağlamak için yarım UCAV modeli simetri ekseninden %15 ötelenmiş açıklık değerinde kesilmiştir.

Model dikey olarak özgün araçta tanımlı XCG ekseninden bağlıdır. Modelin düşey salınım hareketi servo motor sistemi kullanılarak gerçekleştirilmiş, Kollmorgen AKM54K servo motor ve Danaher Motion S700 servo sürücü kullanılmıştır.



Şekil 2: a) SACCON geometrisi [Cummings, Schütte, 2010]. b) Test Modeli su kanalında.

Su yüzeyi ile model kesim düzleminin hizalanması için, deneyler 600mm su derinliğinde yapılmıştır. Serbest akış hızı $Re \ 2 \times 10^4$ 'e karşılık gelecek şekilde, 0.1 m/s olarak seçilmiştir.

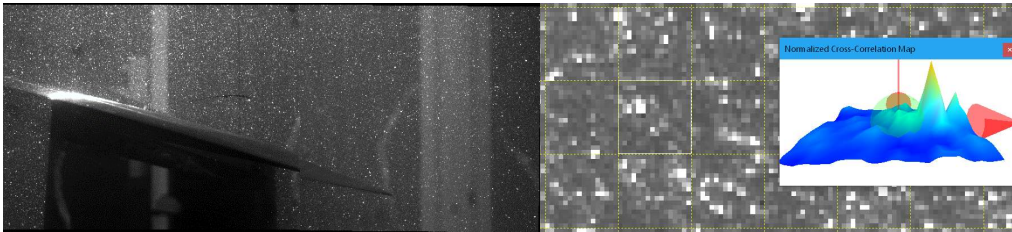


Şekil 3:DPIV sistem düzeneği

Model yarı kanat açılığında kesit çevresi akış DPIV Sistemi kullanılarak incelenmiştir (Şekil 3). Akış çift kavite Nd-Yag lazer (max. 120 mJ/vuruş) kullanılarak aydınlatılmış; tohumlama için çapları 30-70µm olan poliamid parçacıklar (PSP) kullanılmıştır. Model kesiti çevresi ve iz bölgesini takip edebilmek için iki adet 1600×1200 piksel çözünürlüğe sahip CCD kamera kanalın altına yan yana yerleştirilmiştir. Görüş alanını genişletmek için kameralarda Nikon 35mm f/2 AF NIKKOR lensler kullanılmıştır.

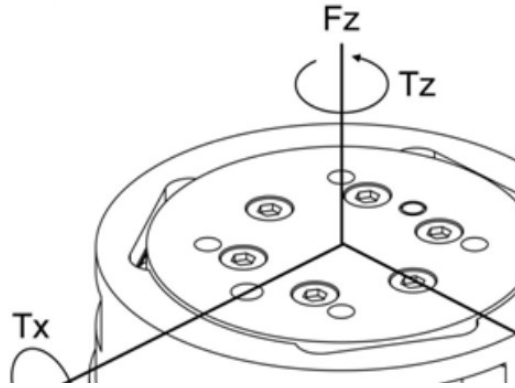
Kameraların görüntü alanları deneylere başlamadan önce bir kalibrasyon levhası yardımı ile ortak iki noktaya sahip ve bir düzlemde üst üste gelecek şekilde konumlandırılmış ve iki kameradan alınan görüntü çiftleri sorgulama öncesinde laboratuvar yazılımı kullanılarak birleştirilmiştir (Şekil 4). Sayısal görüntüler $\Delta t = 5,000 \mu s$ zaman aralığı ile alınmış; elde edilen çift görüntülerden çapraz korelasyon kullanılarak hız alanları elde edilmiştir. Çapraz korelasyonda sorgulama pencereleri Adaptive PIV yöntemi ile $(16 \times 16) \rightarrow (32 \times 32)$ alınmış ve %50 üst üste bindirme kullanılmıştır. Sonuçta akış düzleminde vektör çözünürlüğü yaklaşık $1.25 \text{ mm} \times 1.25 \text{ mm}$ 'dir ve akış alanı toplamda 54872 vektör ile gösterilmektedir.

Veri alma hızı statik durumlar için 15Hz, rampa manevraları için ise 5° rampa adımlarına uygun olacak şekilde ayarlanmıştır. Statik durumlarda her açı için 100 PIV ölçümü yapılmıştır. Manevra deneyleri 10'ar kez tekrarlanıp, sonuçlar topluluk ortalamasından elde edilmiştir.

Şekil 4: 25° hücum açısında birleştirilmiş resimler ve 16x16 korelasyon için örnek çapraz korelasyon topografisi.

Model üzerinde oluşan kuvvetin ve momentin ölçümü için ATI-IA'nın 6 eksenli eş zamanlı ölçen kuvvet-moment duyargası kullanılmıştır. Duyarga su altında çalışmaya uygun olan Nano17 IP68 modelidir ve model ile modelin dönmesini sağlayan hareket aktarım çubuğunun arasına monte edilmiştir. Bunun için gerekli adaptör parçaları paslanmayı engellemek için pirinç malzemeden CNC kullanılarak imal edilmiştir. Duyarga olabildiğince model köküne yakın bağlanmıştır. Duyarganın xy-düzlemi, modelin taşıma ve sürükleme kuvvetlerinin oluşturduğu, kök kesite paralel düzleme konumlandırılmıştır. Aynı şekilde yunuslama momenti de duyarganın z-ekseniyle çakışmaktadır. Duyarga eksenleri Şekil 5'de görülmektedir.

and torques using Newton's third law.



Şekil 5: Duyarga eksenleri[Ref. http://www.ati-ia.com/app_content/documents/9620-05-DAQ.pdf]

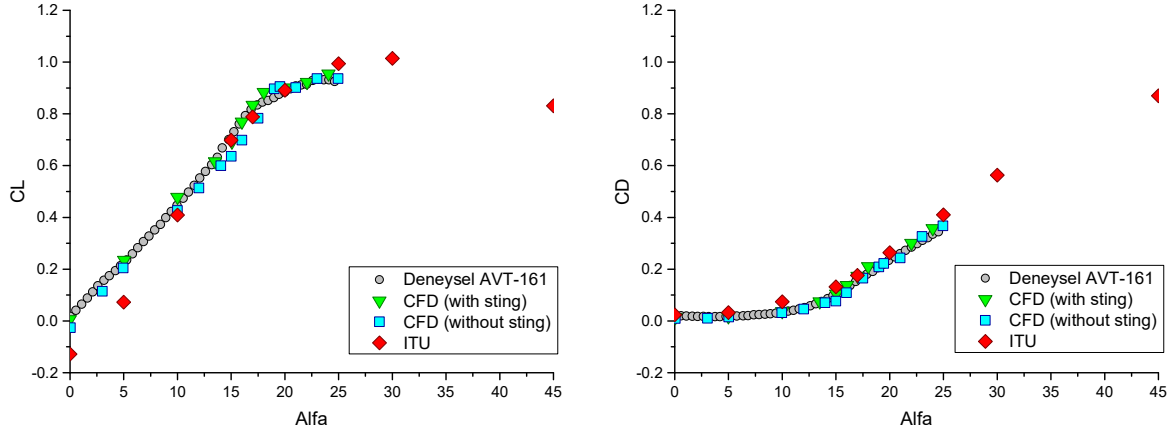
Dinamik ölçümler için hareketin ölçümlerle senkronize edilmesi gerekmektedir. Bunun için LABVIEW'de yazılmış motor kontrol ve duyarga ölçüm kodları (VI-Virtual Instrument) kullanılmıştır. Bir VI motorun hareketini sağlamakta ve tetikleme sinyali üretmektedir. Diğer VI ise tetikleme sinyaliyle beraber istenilen hızda kuvvet ve PIV verisi toplamaya başlamaktadır.

UYGULAMALAR

SACCON modelinin aerodinamik performansı sabit model üzerinde ve rampa hareketi sürecinde gözlemlenmiştir.

Statik Model

Düzgün serbest akış içinde statik model üzerine etkiyen kuvvetler, orta kanat çevresindeki akış alanı ile birlikte eş zamanlı olarak, 9 hücum açısında ölçülmüştür $\{0, 5, 10, 15, 17, 20, 25, 30, 45\}^\circ$. Kuvvetler ve momentler, 6 eksenli kuvvet-moment duyargası ile 1 kHz'de 60 sn boyunca kaydedilmiştir. Bu ölçümlerin ortalamalarından boyutsuz aerodinamik katsayılar hesaplanıp, sonuçlar öncel çalışmalarındaki deneysel [Cummings ve Schütte, 2010] ve sayısal [Ghoreyshi, Jirásek ve Cummings, 2012] verilerle karşılaştırılmıştır (Şekil 6). Eş zamanlı başlatılan PIV sistemi ise 15 Hz'de çift kamera 100'er ölçüm alınmıştır. İlgilenilen hücum açılarındaki orta kanat çevresi akış alanları bu ölçümlerin ortalamasından hesaplanmıştır.



Şekil 6: Aerodinamik sabitlerin karşılaştırması.

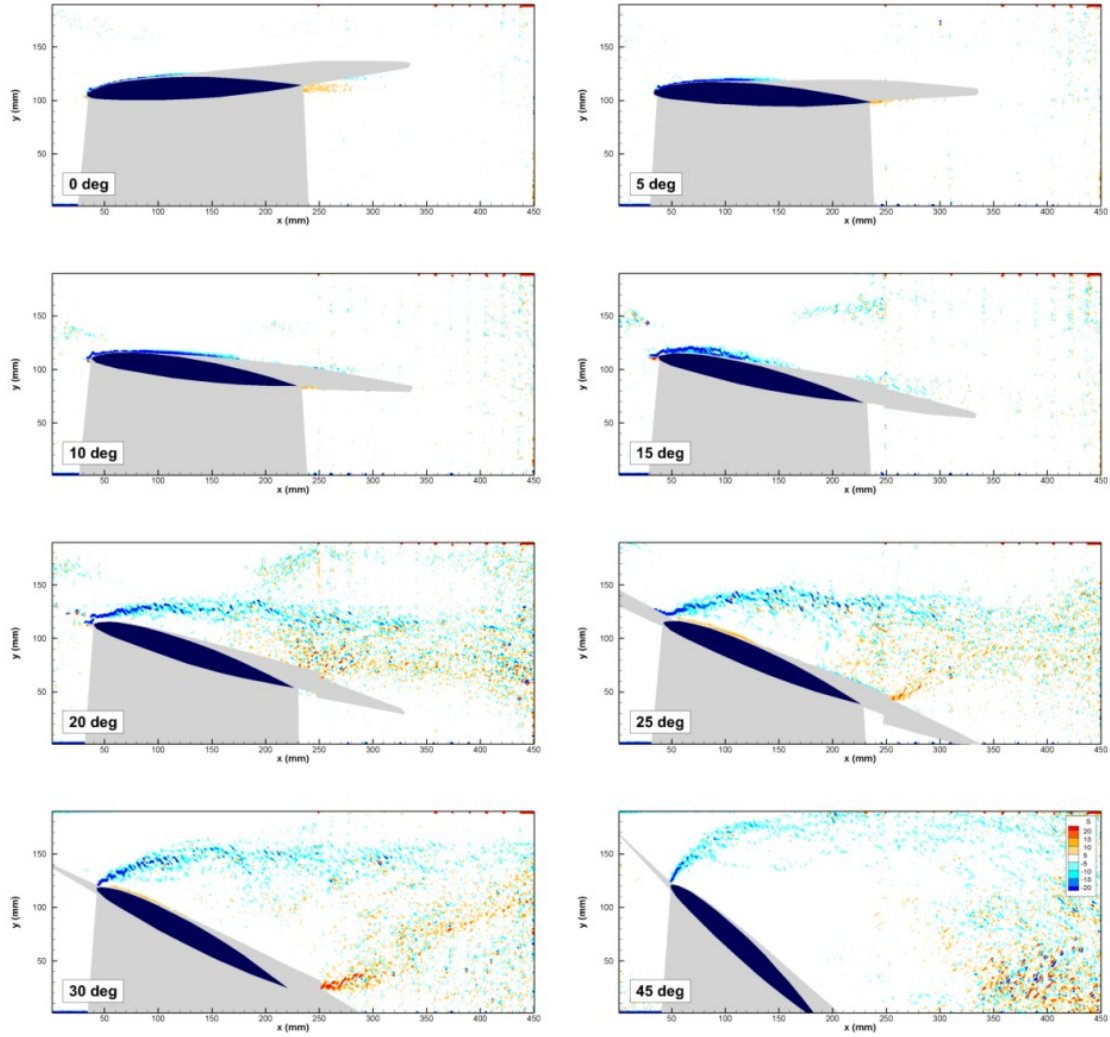
Referans alınan veriler tam model üzerindeki ölçüm ve analizlerdir. Bu çalışmalarda deney modeli gövdenin arka kısmından bir destek ile sabitlenmiş olup bu desteğin etkisini gözlemleyebilmek için sayısal analizler destekli ve desteksiz modeller üzerinde yapılmıştır. Şekil 6'da görüleceği gibi statik model ile yapılan kuvvet/moment ölçümleri literatürdeki çalışmalarla uyum içerisinde.

Model kanat açıklığının tam ortasından geçen düzleminde yapılan PIV analizleri hücum kenarı girdabının oluşum ve gelişimini göstermektedir (Şekil 7). SACCON kanadının kök hücum açısı 0° olup, doğrusal olarak ilerleyen toplam 5° 'lik bir kanat burkulması vardır. İncelenen düzlemde kesit hücum açısı araca göre -2.5 derecedir.

Statik araçta hücum kenarında akış ayrılması yaklaşık 15° 'de başlamaktadır. Akış 15° 'de orta vetere yakın bir konumda yeniden kanat yüzeyi ile birleşmekte iken, 20° 'de artık akış tamamen ayrılmıştır. Ayrıca 20° – 25° arasındaki hücum açılarında firar kenarından büyük ölçekli girdap oluşumunun başladığı görülmektedir. Statik akış alanının genel karakteristiğinin rampa hareketiyle değişimi bir alt başlıkta tartışılacaktır.

Manevra

$0 \rightarrow 45^\circ$ rampa hareketinin SACCON hava aracının aerodinamik performansına etkileri statik durumla da uyumlu olacak şekilde kuvvet/moment ve PIV ölçümleri ile incelenmiştir. Ölçüm ekipmanlarının senkronizasyonunda rampa hareketini oluşturan LabVIEW yazılımından sistemler arası gecikmeler de göz önünde bulundurularak başlangıç tetik sinyali alınmıştır. Manevra deneylerinde hareket öncesi şartlar ve hareket bitiminden sonra akışın statik durumuna dönüş süreci de gözlemlenebilmektedir.



Şekil7: Kanat orta kesitinde akış alanının gelişimi.

$$\text{Boyutsuz açılal hız} = \frac{dc}{U_{\infty}}$$

$$\text{Boyutsuz zaman, } s = \frac{2U_{\infty}t}{c}$$

Rampa hareketinin açılal hızını tanımlarken boyutsuz açılal hız ve zaman tanımları kullanılmış ve değişik manevra hızlarının araç performansına etkisi gözleyebilmek için toplam 5 değişik açılal hızda deneyler yapılmıştır (Çizelge 2). Bu hızların seçiminde iki farklı kriter uygulanmıştır. Gerçek bir delta kanat hava aracının manevra zarfına karşılık gelen $\{0.1, 0.2\}$ [Yavuz, 2006] ve olası genişletilmiş UCAV manevra aralığını kapsamak için $\{0.05, 0.4\}$ boyutsuz açılal hızları seçilmiştir [Goruney ve Rockwell, 2010]. Bu dört duruma ek olarak, NATO AVT202 çalışma grubu dâhilinde “Hızlı Rampa (FR)” ve “Yavaş Rampa (SR)” tanımları altında incelenen taşınım zamanına (T_{SR}) bağlı rampa hareketleri de incelenmiştir.

$$T_{FR} = \frac{c_w}{U_{\infty}}$$

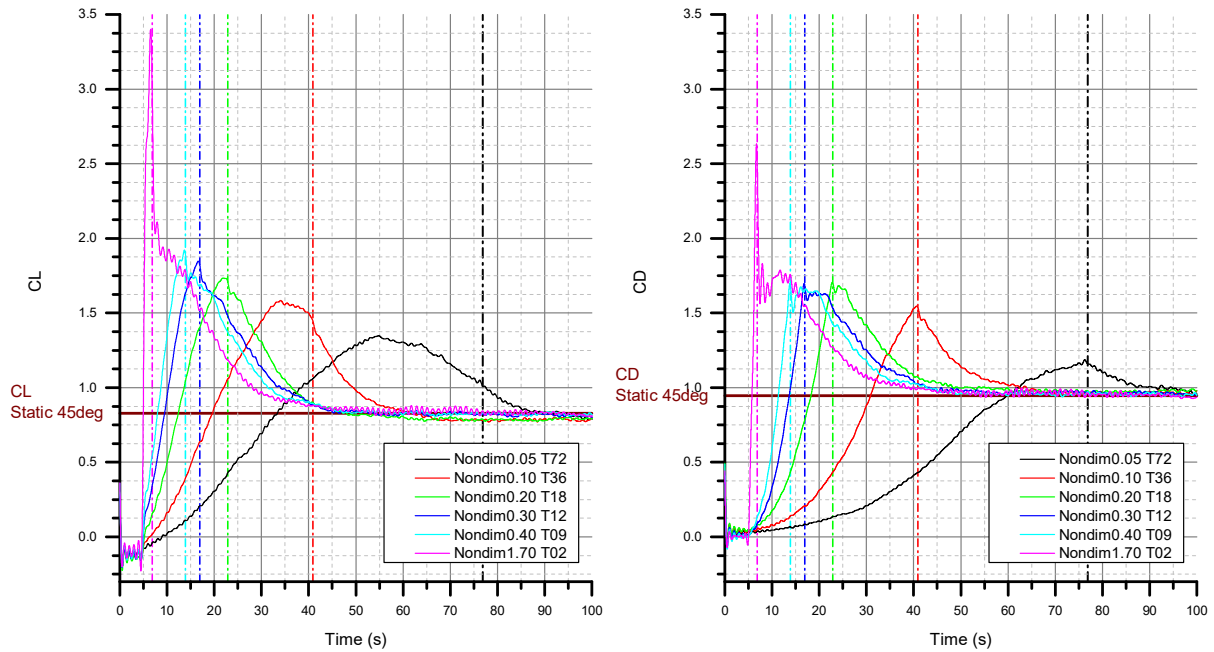
$$T_{SR} = 6 \frac{c_w}{U_{\infty}}$$

Manevra aralığı: 0°→45°						
Boyutsuz açısal hız, $\dot{\alpha} c/U_\infty$	0.05	0.1	0.2	0.3(SR)	0.4	1.74(FR)
Toplam manevra süresi, T [s]	72	36	18	12	9	2

Çizelge 2: İncelenen manevra hızları

Her bir durum için deneyler onar kez tekrarlanarak sonuçlar bu tekrarların ortalaması olarak incelenmiştir. Kuvvet/moment ölçümlerinde sinyaller 1 kHz'de toplandıktan sonra ortalamaları 1Hz alçak geçirim filtresi ile filtrelenmiştir.

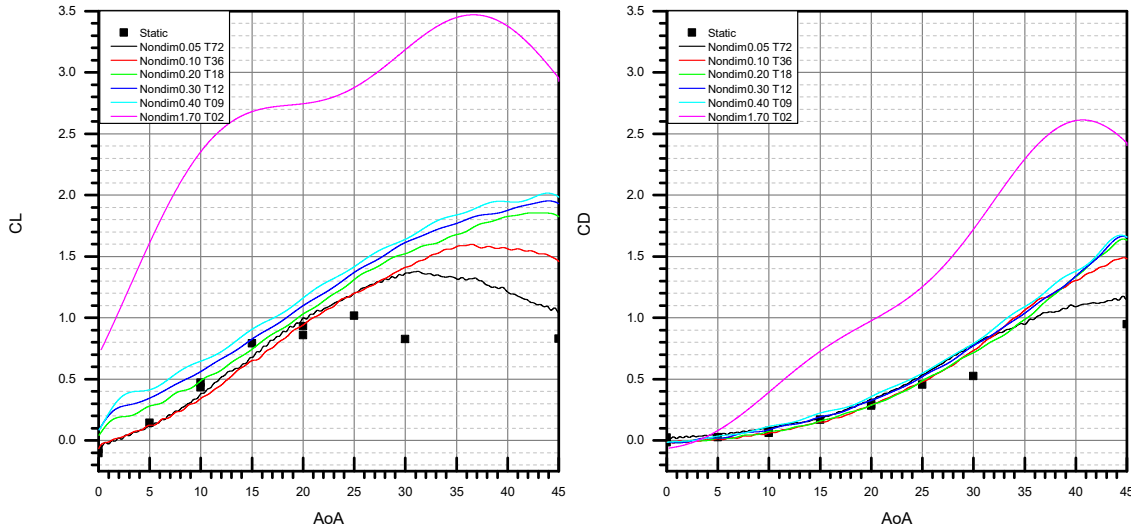
Şekil 8'de 45° manevraların taşıma ve sürüklenme katsayılarının zamanla değişimi birlikte görülmektedir. Düşey kesikli çizgiler manevranın sonlandığı anı göstermektedir. Burada açık bir şekilde özellikle en yavaş iki durumun diğerlerinden ayrıldığı görülmektedir. En yavaş iki durum hariç, taşıma kuvvetinde hareketin sonlanmasından önce maksimuma ulaşmakta ve zahiri kütleyle bağlı kuvvette görülen değişimlerle hareketin bitişi fark edilememektedir. Sürüklenme katsayısındaki durumda ise bu iki yavaş manevra dışındakilerde hareketin sonlanmasından sonra katsayıda artış ve statik değere göre azalış izlenebilmektedir.



Şekil 8: 0°→45° manevralarının taşıma ve sürüklenme katsayılarının zamanla değişimi

Şekil 9'da ise bu sefer manevraların aynı kuvvet katsayılarının değişimleri yatay eksen hücum açısı olacak şekilde elde edilmiş ve statik değerler ile birlikte ele alınmıştır. Yaklaşık 20°'ye kadar en hızlı durum hariç statik değerlerden çok farklı sonuçlar elde edilmemektedir. Ancak hücum açısı 20°'yi geçtikten sonra manevraya bağlı taşıma kuvvetindeki artış bariz belli olmaktadır ve elde edilen değerler manevra hızının yüksekliğine bağlı artış göstermektedir. Statikteki tutunma kaybı açısal olarak ötelenmiş olmakla beraber sadece en yavaş iki manevra hızında

görülmektedir. Öte yandan uygulama açısından gerçekçi bir manevra hızı olmasa da ele alınan en hızlı durumun farklı karakter gösterdiği açıkça anlaşılmaktadır.

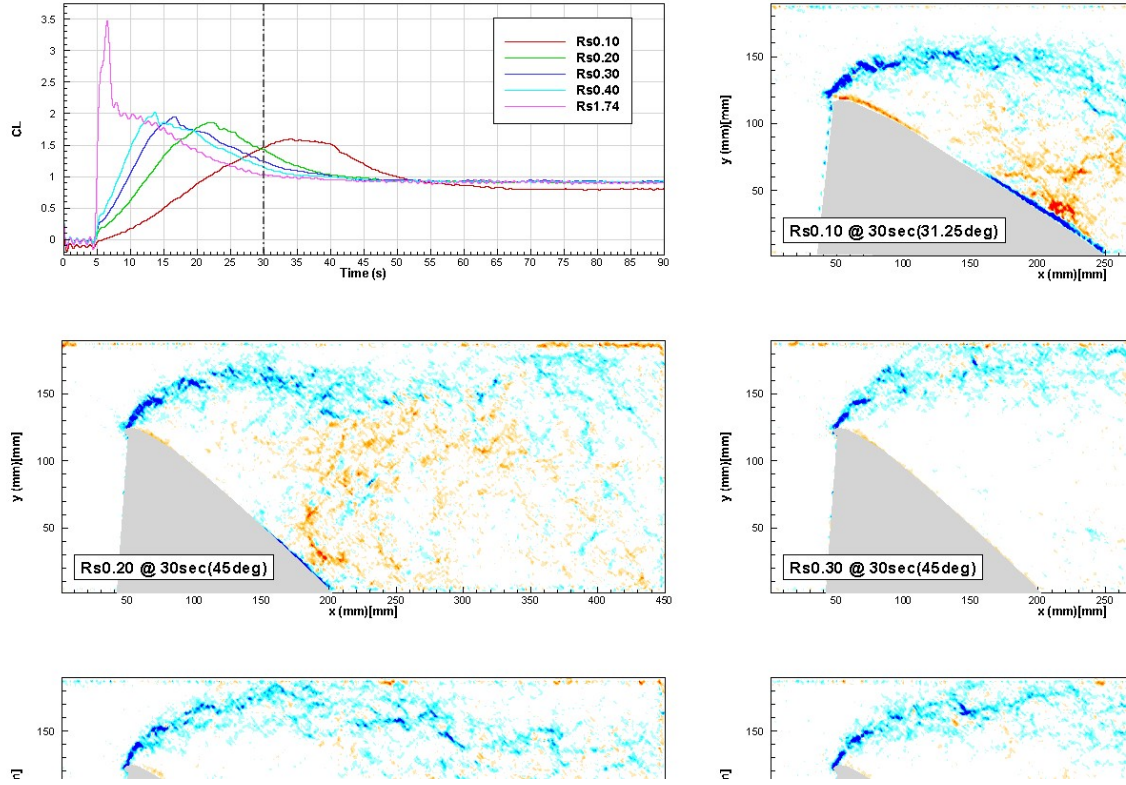


Şekil 9: $0^\circ \rightarrow 45^\circ$ manevralarının taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısı ile değişimi

Manevra hızları arasındaki farkın akış yapılarında görülmesi ve taşıma kuvvet katsayısında artan ve azalan bölgelerin akış yapıları ile ilişkilendirilmesi için Şekil 10'da görülen kesikli çizgi ile belirtilmiş olan manevra başlangıcından sonra 25s anına bakılmıştır. Yine Şekil 10'da manevra başlangıcından sonraki 25s anına ait akış yapıları verilmektedir. Bu anda ele alınan dört manevra hızı için hareket sonlanmış ve taşıma katsayısı statik değerine yakınsamaktadır. Bununla uyumlu olarak her dört akış yapısı görüntüsünde de hücum ve firar kenarlarından ayrılan kayma tabakaları bulunmaktadır. Öte yandan ele alınan en yavaş manevra hızı için ise maksimum taşıma katsayısına ulaşılmak üzeredir ve sadece bu durumda hücum kenarı girdabının kanat emme yüzeyine doğru kapanma eğilimi gözlemlenmektedir. Ancak neredeyse maksimum taşımaya ulaşıldığını belirtir şekilde hücum kenarı girdabı geniş bir kıvrım yaparak tüm üst yüzeyi kaplar haldedir.

SONUÇ

SACCON insansız hava aracının statik ve manevra sürecinde aerodinamik performansı kuvvet/moment ölçümleri ve DPIV metodu ile incelenmiştir. Bağlantı bileşenlerinin akış üzerindeki etkisinden kurtulmak ve ileride kontrol yüzeylerinin tasarımı ve yönetimi için deneylerde yarım model kullanılmıştır. Sabit model ile yapılan ölçümlerin öncel çalışmalar ile karşılaştırması kullanılan düzeneğin literatür ile uyumlu olduğunu göstermiş ve bu doğrultuda manevra etkisindeki araca etkiyen kuvvetler ile model çevresi akış alanlarının incelenmesine geçilmiştir. En yavaş iki durum hariç, taşıma kuvvetinde hareketin sonlanmasından önce maksimuma ulaşılmakta ve zahiri kütleyle bağlı kuvvette görülen değişimlerle hareketin bitişi fark edilememektedir. Sürüklenme katsayısındaki durumda ise bu iki yavaş manevra dışındakilerde hareketin sonlanmasından sonra katsayıda artış ve statik değere göre azalış izlenebilmektedir. Hücum açısına göre performanslar değerlendirildiğinde, 20° 'yi geçtikten sonra manevraya bağlı taşıma kuvvetindeki artışın bariz belli olduğu ve elde edilen değerlerin manevra hızının yüksekliğine bağlı artış gösterdiği söylenebilir. Statikteki tutunma kaybı açısal olarak ötelenmiş olmakla beraber sadece en yavaş iki manevra hızında görülmektedir. Öte yandan uygulama açısından gerçekçi bir manevra hızı olmasa da ele alınan en hızlı manevra durumunun farklı karakter gösterdiği açıkça anlaşılmaktadır.



Şekil 10: Manevra başlangıcından sonra 25s anındaki akış yapıları

TEŞEKKÜR

Bu deneysel çalışma TÜBİTAK 115M358 "İHA ve MHA'lara Yönelik Olarak, Sağanak Etkisi Altında Hareket Eden(Manevra veya Çırpma) Kanatların Performansı ve Akış Kontrol Girişimi"adlı proje kapsamında gerçekleştirilmiştir.

Kaynaklar

- Bowers A. H., Pahle J. W., Wilson R. J., Flick B. C. ve Rood R. L., 1996, *An Overview of the NASA F-18 High Alpha Research Vehicle*, NASA Technical Memorandum 4772.
- Chandrasekhara M. S. ve McLain B. K., 2010, *Aerodynamic Studies over a Maneuvering UCAV 1303 Configuration*, 2010 RAeS Aerodynamics Conference, University of Bristol, Bristol, UK, 27-28, Temmuz.
- Chandrasekhara M. S., Sosebee P. D., ve Medford C. M., 2012, *Water Tunnel Force and Moment Studies of a Maneuvering UCAV 1303 and Their Control*, ICAS 2012 - 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Avustralya, 23-28 Eylül.
- Cummings R. M., Schütte A., 2010, *An Integrated Computational/Experimental Approach to UCAV Stability & Control Estimation: Overview of NATO RTO AVT-161*, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, Illinois, 28 Haziran-1 Temmuz.
- Del Frate J. H., Fisher D. F. ve Zuniga F. A., 1990, *In Flight Flow Visualization with Pressure Measurements at Low Speeds on the NASA F-18 High Alpha Research Vehicle*, NASA Technical Memorandum 101726.
- Ghoreyshi M., Jirásek A. ve Cummings R. M., 2012, *Computational Investigation into the Use of Response Functions for Aerodynamic-Load Modeling*, AIAA Journal, Vol. 50, No. 6, s.1314-1327.
- Goruney T. ve Rockwell D., 2010, *Effect of Pitch Rate on Near-Surface Topology on a Delta Wing*, AIAA Journal Vol. 48, No. 6.

- Hall R. M., Erickson G. E., Fox C. H. Jr., Banks D. W. ve Fisher D. F., 1998, *Evaluation of Gritting Strategies for High Angle of Attack Using Wind Tunnel and Flight Test Data for the F/A-18*, NASA/TP-1998-207670.
- Konrath R., Roosenboom E. W. M., Schröder A., Pallek D. ve Otter D., 2010, *Static and Dynamic SACCON PIV Tests -Part II: Aft Flow Field*, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, Illinois, 28 Haziran-1 Temmuz.
- Kosoglu M. A., 2007, *Flow structure along a 1303 unmanned combat air vehicle*, Ph.D. Tezi, Lehigh University.
- Medford C. M., 2012, *The Aerodynamics of a Maneuvering UCAV 1303 Aircraft Model and its Control through Leading Edge Curvature Change*, M.Sc. Tezi, Naval Post Graduate School.
- Pahle J. W., Powers B., Regenie V., Chacon V., Degroote S. ve Murnyak S., 1991, *Research Flight-Control System Development for the F-18 High Alpha Research Vehicle*, NASA Technical Memorandum 104232.
- Raj P., Finley D. B., ve Ghaffari F., 2001, *An Assessment of CFD Effectiveness for Vortex Flow Simulation to Meet Preliminary Design Needs*, RTO AVT Sempozyumu, *Advanced Flow Management: Part A –Vortex Flows and High Angle of Attack for Military Vehicles*, Loen, Norveç, 7-11 Mayıs, yayım RTO-MP-069(I).
- Sherer S. E., Visbal M. R., Gordnier R. E., Yilmaz T. O. ve Rockwell D. O., 2011, *1303 Unmanned Combat Air Vehicle Flowfield Simulations and Comparison with Experimental Data*, Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 3.
- Sosebee P. D., 2011, *Flow visualization and detailed load measurements over a maneuvering UCAV 1303*, M.Sc. Tezi, Naval Post Graduate School.
- Yavuz M. M., 2006, *Origin and Control of the Flow Structure and Topology on Delta Wings*, Ph.D. Tezi, Lehigh Univ., Bethlehem, PA.
- Yilmaz T. O. ve Rockwell D., 2009, *Flow structure on a three-dimensional wing subjected to small amplitude perturbations*, Experiments in Fluids Vol. 47, pp. 579–597.
- Yilmaz T. O. ve Rockwell D., 2010, *Three-dimensional flow structure on a maneuvering wing*, Experiments in Fluids, Vol. 48, pp. 539–544.