BİR MUHARİP UÇAĞIN BURUN YUKARI MANEVRASINDA OLUŞAN KARARLILIK TÜREVLERİNİN KESTİRİMİ

Arzu TASKONAK¹, Selin ARADAG² TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara

Ünver KAYNAK³ Eskisehir Teknik Üniversitesi, Eskişehir

ÖZET

Bir savaş uçağının hava muharebesi esnasında yaptığı keskin manevralardan birisi de burun yukarı (pitch-up) manevrasıdır. Bu manevra esnasında uçak üzerindeki hava yükleri ani değişimler göstererek uçağın dinamik karakteristiğini ciddi ölçüde etkilemektedir. Bu dinamik karakteristiklerin ve bunlara bağlı olarak uçağın kararlılık ve kontrol davranışının modellenmesinde kullanılan "kararlılık türevleri"nin kestirimi tasarım, analiz ve test açısından önemlidir. Bu bildiride X-31 denevsel uçağının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) destekli aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizler rüzgar tüneli koşullarında yunuslama hareketi altında, zamana bağlı olarak vapılmış ve elde edilen sonuclar rüzgar tüneli verileri ile karşılaştırılmıştır.

GİRİŞ

X-31 muharip uçağı, ileri manevra yeteneği olan deneysel bir uçak olduğu için birçok çalışmaya konu olmuştur. Bu bildiride deneysel çalışmalara sayısal bir alternatif sunulması amaçlanmıştır Konu ile ilgili literatür incelendiğinde birçok sayısal ve deneysel çalışmanın yapılmış olduğu görülmektedir. Örnek vermek gerekirse Boelens (2012) yüksek hücum açılarının uçak üzerindeki akışa etkisini incelemiştir. Schütte, Boelens, Oehlke, Jirasek ve Loeser (2012) uçağın üzerine etki eden aerodinamik kuvvetlerin etkisini üç farklı yöntemle incelemişlerdir. Cummings ve Jirasek (2012)0 indirgenmiş modelin aerodinamik yüklerini rüzgar tünelinde incelemişlerdir. Nangina ve Palmer (2012) kanard ve delta uçağının düşük hızlardaki kararlılık ve kontrolünün rüzgar tüneli verisini, kuramsal sonuçlarla karşılaştırmıştır. Mendenhall, Perkins, Tomac, Rizzi, Nangia (2012) uçağın üzerine etki eden aerodinamik kuvvetlerin tahmininde uygulanan yöntemlerin karşılaştırılmasını ve değerlendirmesini yapmışlardır.

¹ Arzu Taşkonak, Taşarım Mühendisi, TUSAŞ, Yüksek lişans öğrencisi, TOBB ETÜ, E-posta: arzu taşkonak@tai.com.tr 2

Prof. Dr. Selin Aradağ TOBB-ETÜ, Makine Mühendisliği, E-posta: saradag@etu.edu.tr

³ Prof. Dr. Ünver Kaynak, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Pilotaj Anabilim Dalı E-posta: unverkaynak@anadolu.edu.tr

YÖNTEM

Bu bildiride NATO RTO AVT 161 0-0 kısımları referans alınarak X-31 denevsel savas ucağının dinamik karakteristiğinin incelenmesi anlatılmaktadır. Analizler 0.182 Mach (60m/s) hızda ve Şekil 2'de verilen zamana bağlı yunuslama momenti altında incelenecektir. Zamana bağlı analizler için başlangıç koşulunu oluşturacak zamandan bağımsız analizler yedi farklı hücum açısında gerçeklestirilmiştir. Bu çalışmada X-31 deneysel muharip uçağının hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ANSYS FLUENT 17.0 ticari programı kullanılarak gerçeklestirilmiştir. Cözümlerde Viskoz Sıkıştırılabilir Navier Stokes akım formülasyonu kullanılmış ve bu kapsamda enerji denklemi de hesaba katılmış olup mükemmel gaz kabulü altında Sutherland viskozite modeli kullanılmıştır. Cözüm algoritması olarak basınca bağlı SIMPLE yöntemi uygulanmıştır, Yüzey geometri tanımı sırasında uçağın kanadındaki kontrol yüzeyleri arasındaki boşluklar kapatılmıştır. Sınır şartları olarak çözüm hacmi sınırlarında serbest akım basınç şartı (pressure far field (pff)) belirlenmiştir. Hava alığı dahil tüm yüzeylerde duvar sınır koşulu verilmiştir. Viskoz Sıkıştırılabilir Navier Stokes model denklemleriyle birlikte Spalart-Allmaras türbülans modeli [Spallart, Allmaras, 1992] kullanılmıştır. Türbülans modeli belirlenirken pek çok sınır koşulu ve Menter k-ω SST türbülans modeli de [Menter, 1994] denenmiştir. Sonuçları Şekil 4'te görülmekte olan k-ω SST türbülans modeli 2 denklemli bir türbülans modelidir. Daha düşük hesaplama zamanına ihtiyaç duyacağı için, tek denklemli Spalart Allmaras türbülans modeli ile devam edilmeye karar verilmiştir. Çözümler alınırken yapısal olmayan çözüm ağı kullanılmış olup yüzeye/duvara göre ilk ağ noktası uzaklığı Ma=0.182 ve y⁺=1 için $5x10^{-6}m$ olarak belirlenmistir. Revnolds savısı $2.07x10^{6}$ olarak alınmıştır. Calışma kapsamında, öncelikle çözüm ağı bağımsızlık çalışması yapılmıştır. 15 milyon nokta sayılı yapısal olmayan çözüm ağı Sekil 1'de verilmiştir. X-31 denevsel muharip ucağının referans uzunlukları Tablo 1'de verilmiştir. Burun-yukarı tarama manevrası sırasında zamana karşı hücum açısı grafiği Şekil 2'de verilmiştir.

Kanat Açıklığı	1.0 m
Referans Uzunluğu	0.51818 m
Kanat Alanı (Referans Alanı)	0.3984 m2
Ortalama Aerodinamik Veter (MAC)	0.93 m





Şekil 1. 15 milyon noktalı çözüm ağı çözüm hacmi görünümü (sol), Yarım uçak çözüm ağı görünümü (sağ)



Şekil 2 Burun-yukarı tarama manevrası sırasında zamana karşı hücum açısı grafiği.

UYGULAMALAR

Sırasıyla 10 milyon,15 milyon ve 18 milyon noktalı yapısal olmayan çözüm ağı denenmiştir. Sonuçları Şekil 3'te verilmiştir. Çözümler hücum açısı 5 derece, Mach sayısı 0.182 ve irtifa deniz seviyesi olacak şekilde yapılmıştır. 15 milyon ve 18 milyon çözüm ağı sonuçları karşılaştırıldığında aralarındaki farkın %0.03 civarında olduğu tespit edilip kalan analizlere 15 milyonluk çözüm ağı ile devam edilmiştir.



Şekil 3 Çözüm ağı bağımsızlık çalışmaları (a) Taşıma Katsayısına karşı Çözüm Ağı Nokta Sayısı, (b) Sürükleme Katsayısına karşı Çözüm Ağı Nokta Sayısı

Çalışmalar, 512 çekirdekli bilgisayarda 15 milyon yapısal olmayan çözüm ağı kullanılarak her bir koşul için 35 dakikada gerçekleşmiştir. Uçuş koşulları ise deniz seviyesi, 0.182 Mach hücum açıları ise sırasıyla 0, 5, 10, 15, 17, 20 ve 23 derecedir. Uçağın farklı hücum açılarında elde edilmiş taşıma ve sürükleme katsayısı sonuçlarının deneysel veriler ile karşılaştırması aşağıda verilmiştir. Zamana bağlı analizlere geçmeden önce modelin doğrulanması için böyle bir yola başvurulmuştur.

Şekil 4 ve Şekil 5'te sürükleme ve taşıma katsayılarının hücum açısıyla değişimi verilmiştir. Farklı yoğunlutaki çözüm ağlarında Spalart-Allmaras türbülans modeli ve 15 milyon çözüm ağı ile gerçekleştirilen k-ω SST türbülans modeli sonuçları deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. 20⁰ gibi yüksek hücum açıları için %14 gibi görece hata hesaplanırken, daha düşük hücum açılarında hata oranı %2 ye düşmektedir. Aynı zamanda DLR TAU kodu ile Spalart-Allmaras türbülans modeli 18

milyon çözüm ağı sürükleme katsayısı ve taşıma katsayısı sonucu %0.5 hata oranı ile örtüşmektedir. Cm_{α} moment katsayısı ise %13 gibi bir hata oranı vermektedir.



Şekil 4 (a) Sürükleme katsayısı-hücum açısı grafiği (b) Taşıma katsayısı-hücum açısı grafiği



Şekil 5 Statik yunuslama momenti (Cm)-hücum açısı grafiği

NATO AVT 161 17. bölümündeki Cp için 10.05⁰ hücum açılı test koşulunda, uçağın burnundan arkaya doğru x=955mm ve x=1125mm kanat istasyonlarındaki Cp dağılımı karşılaştırılması Şekil 7'de verildiği gibidir. Kanat açıklığı boyunca y-ekseni uçağın simetri ekseninden kanat ucuna doğru tanımlanmıştır.



Şekil 6 Cm_{α} - α grafiği

Şekil 6 Cm_{α} - α grafiğiŞekil 6'da Cm_{α} hücum açısı kıyası verilmiştir. Bu grafik uçağın boylamsal, kararlılık türevi üzerine bilgi vermektedir Deneysel ve DLR TAU kodu ile karşılaştırma yapıldığında 10° hücum açısına kadar deneysel veri ile aralarında %0.4 kadar bir hata payı olmaktadır. 10° ve 20° hücum açıları arasındaki fark en fazla %23 değerlerine çıkmaktadır.



Şekil 7 (a) x=955 mm 10° Cp , (b) x=1125 mm 10° Cp

Şekil 7'da delta kanadın üst yüzeyinden elde edilen sonuçlara göre 10.05⁰ hücum açısına sahip deneysel verisi ile 10⁰ HAD sonuçları incelendiğinde aralarındaki fark yaklaşık %2 olarak hesaplanmıştır ve kabul edilebilir düzeyde olduğu görülmüştür.

TAŞKONAK, ARADAĞ ve KAYNAK



Şekil 8 10 °hücum açısı basınç katsayısı HAD konturu (sol), 9.98 ° hücum açısı basınç katsayısı rüzgar tüneli konturu (sağ)

Şekil 8 de görüldüğü üzere basınç katsayısı konturu HAD kestirimi VN01030-16 test numaralı rüzgar tüneli verisi ile uyumludur.



Şekil 9 10° hücum açısı yüzey akım ve girdap akımı çizgileri

Bu konuda deney sonucu olmamasına rağmen, Şekil 9 de akım çizgilerinde simetri düzlemine yakın bölgedeki yağ akımı birikmesini gösteren koyu renkli çizgi burada kanat üzerinde olması gereken "apex" girdabı etkisini düşündürmektedir. Bilindiği gibi savaş uçaklarının yüksek hücum açılarındaki manevralarında delta kanatlarının keskin kenarlarından (apex) ayrılan ve koni şeklinde katlanarak kanat boyunca akan girdaplar bulunmakta ve bunların merkez eksenlerindeki negatif basınç çekirdeği emme yapmakta ve kanat üzerindeki izdüşümündeki akım çizgilerini birbirine yakınsatarak emmenin güçlü olduğu hallerde akımın kopmasına sebep olmaktadır. Keskin kenar girdaplarının aynı zamanda

kanat üzerinde doğrusal-olmayan taşıma oluşturarak muharebe uçağının manevra yeteneğine katkıda bulundukları bilinmektedir.



Şekil 10 Kanard girdap akış çizgileri

Guoqing, Shuxing, Yong (2009) kanard, kanat yüzeyi akış profilini düzenler. Yarattığı girdap sınır tabaka ayrılması ile ana kanat arasında bir ara yüz oluşturur. Düşük hücum açılarında, uçağın aerodinamik karakteristiği kanardın ve ana kanadın pozisyonuna göre hassasiyet gösterir. Yüksek hücum açılarında ise uçağın aerodinamik karakteristiği yalnızca kanardın lokasyonuna bağlı değildir, kanardın üzerindeki ve ana kanat üzerindeki kontrol kuvvetinin büyüklüğünün büyük önem taşıdığını belirtmiştirler. Şekil 10 da farklı hücum açılarında kanard üzerinde oluşan girdap etkisinin resimleri verilmiştir.



Şekil 11 Kanat ve kanat önü fini girdap akış çizgileri

Şekil 11'de hücum açısı arttıkça girdap oluşumunun arttığı izlenmektedir. Polhamus (1966) delta kanada sahip uçaklarda göreceli olarak düşük hücum açılarında akışın, hücum kenarından ayrılarak konik şekilde ya da dönerek girdap oluşturmaya başladığını belirtmiştir. Yüksek açılardaki taşıma kuvvetindeki artış doğrusal olmayan akışa ya da girdap kaldırma kuvveti olarak tanımlanabilir. Girdap sadece taşıma kuvvetini artırmakla kalmayıp ayrıca basınç katsayısının kanat üzerindeki dağılımında etkili olmaktadır. Kanadım hücum kenarındaki basınç katsayısı ayrılan girdap akımından dolayı yüksek olup firar kenarında etkisini yitirmektedir.

SONUÇ

Bu çalışmada X-31 deneysel muharip uçağının hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ANSYS FLUENT 17.0 ticari programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. 0.182 Mach akım hızı şartı altında sürükleme ve taşıma katsayıları, basınç katsayısı grafiği ve konturu tutarlılık göstermektedir. Ayrıca geçmişte DLR TAU kodu ile yapılan çalışmalar ile Spalart-Allmaras türbülans modeli 18 milyon noktalı çözüm ağı sürükleme ve taşıma katsayıları sonuçları tutarlılık gösterirken; moment katsayısı grafiği %13 oranında farklılık göstermektedir. Cm_{α} kararlılık türevi karşılaştırması yapıldığında 10°

hücum açısına kadar sonuçlar birbiri ile %0.4 hata payı ile uyuşmaktadır. Ancak hücum açısı arttığında bu fark en fazla %23 oranına çıkmaktadır. Çalışmanın devamında dinamik karakteristiklerin kestirimine yönelik olarak diğer kararlılık türevleri için zamana bağlı analizler yapılması ve deneysel sonuçlarla karşılaştırılması öngörülmektedir.

Teşekkür

Bu çalışmanın gerçekleştirilmesini mümkün kılan TUSAŞ'a desteklerinden dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Kaynaklar

- Boelens, O.J, 2012. Chapter 17- CFD Analyses of the Flow Around the X-31 Aircraft at High Angle of Attack, NATO RTO-TR-AVT-161.
- Boelens, O.J, Jirasek, A., Loeser, T., Oehlke, M., Schütte, A., 2012. *Chapter 18-Prediction of the Flow Around the X-31 Aircraft Using Three Different Methods*, NATO RTO-TR-AVT-161.
- Cummings, R.M., Jirasek, A. 2012. *Chapter 19- Reduced Order Modeling of X-31 Wind Tunnel Model Aerodynamic Loads*, NATO RTO-TR-AVT-161.
- Nangia, R.K., Palmer, M.E., 2012. Chapter 21- Canard-Delta X-31 Vector Aircraft, Low Speed Stability and Control, Comparisons of Wind Tunnel Data and Theory, ATO RTO-TR-AVT-161
- Mendenhall, M.R., Nangia, R.K., Perkins, S.C., Rizzi, A., Tomac, M., 2012. *Chapter 20-Comparing and Benchmarking Engineering Methods for the Prediction of X-31 Aerodynamics*, NATO RTO-TR-AVT-161.
- Menter, F. R., 1994. *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*, AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, August, pp. 1598-1605.
- Polhamus E. 1966. A concept of the Vortex Lift of Sharp- Edge Delta Wings Based on a Leading Edge Suction Analogy, NASA Technical Note, TN D-3767

Spalart, S.R. Allmaras, 1992. A one equation turbulence model for aerodynamic flows, AIAA Paper 92-0

Shuxing Y., Yong X., Guoqinf Z., 2009. *Investigation of Vortex Interaction in Canard-FSW Configurations Based on Numerical Wind Tunnel Method*, Chinese Journal of Aeronautics 23(2010) 312-319