

DİKDÖRTGEN KESİTLİ İNCE UZUN BİR GÖVDENİN AERODİNAMİK VE 3 SERBESTLİK DERECELİ UÇUŞ MEKANİĞİ ANALİZİ

Tuğcan SELİMHOC AOĞLU*, Yusuf ÖZYÖRÜK† ve Nafiz ALEMDAROĞLU‡
ODTÜ – Havacılık ve Uzay Müh., Ankara

ÖZET

Dikdörtgen kesit alanlı bir aerodinamik gövde uçaklarda kendini koruma amacı ile kullanılacaktır. Aerodinamik gövdenin tasarımını yapabilmek için, bir ilk tasarıma ihtiyaç duyulmaktadır. İlk tasarıma hızlı bir şekilde erişebilmek için 3 serbestlik derecesinde (yatay, dikey ve yunuslama yönlerinde) dinamik analizler gerçekleştirilmesine karar verilmiştir. Öncelikle gövdenin aerodinamik katsayılarını bulabilmek için farklı hızlarda, hücum açılarında ve kuyruk alanı değerlerinde hem DatCom kullanılmış hem de zamandan bağımsız Navier Stokes denklemlerini çözen HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizleri koşturulmuştur. Yapılan karşılaştırmalara göre HAD sonuçlarının söz edilen aerodinamik gövde için daha güvenilir olduğu değerlendirilmiştir. Elde edilen aerodinamik katsayılar, dinamik analizleri gerçekleştiren bir koda girdi olarak sağlanmıştır. Kod, aerodinamik gövdenin dinamik hareketini farklı Mach sayılarında, ağırlık merkezi değerlerinde ve kuyruk boyutlarında 3 serbestlik derecesinde zamandan bağımsız olarak elde edilen aerodinamik katsayılarla hesaplama yeteneğine sahiptir. Zaman adımı, çözüm ağı ve bazı aerodinamik türevlerin (yunuslama sönümlenmesi) etkileri HAD analizleri ve kod üzerinde incelenmiştir. Koddan elde edilen hıza, ağırlık merkezine ve kuyruk boyutuna bağlı sonuç matrisi, zamana bağlı öncelikle üç, daha sonrasında altı serbestlik derecesine sahip HAD analiz matrisi ile karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, aerodinamik gövde boylamasına durağan kararlılığa sahip olduğu sürece 3 serbestlik dereceli kod, incelenen analiz matrisindeki parametrelerin değişim eğilimlerini, aerodinamik gövdenin yörüngesini ve yunuslama açısındaki salınımları korunumlu bir şekilde yakalayabilmiştir. Bu sebeple yöntem, aerodinamik gövdenin ön tasarımını yapabilmek için yeterli bulunmuştur.

GİRİŞ

Askeri havacılıkta sahte hedefler (flare vb.) füzelere ve benzeri tehditlere daha alımlı bir hedef oluşturarak yanıltarak kendini koruma için kullanılmaktadır. Uçaktan atıldıktan sonra sahte hedeflerden beklenen iki gereksinim bulunmaktadır: güvenli ayrılma ve etkinlik.

Güvenli ayrılma bir hava aracından ayrılan her tür gövde için sağlanması gereken bir koşuldur. Aksi koşulda ayrılan gövde, uçağın bir aerodinamik yüzeyine (kanat, kuyruk vb.) veya uçuş kritik bir sistemine (pitot-statik vb.) zarar vererek uçuş güvenliğini tehdit edebilir. Özetle, gövde ayrıldıktan sonra uçağa çarpmamalıdır.

Sahte hedeflerin farklı tipleri mevcuttur. Bazı sahte hedefler etraflarına yayın yaparak, tehdidi kendilerine çekerler. Bu tip sahte hedeflerin tehdidi kendi üzerlerine çekebilmeleri için, yaptıkları yayının belirli bir açı aralığında kalması gerekmektedir. Özellikle, hedeflerin atıldığı yönlerin uçuş

* Y. Lisans Öğrencisi, E-posta: tshocaoglu@aselsan.com.tr

† Prof. Dr., ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yusuf@ae.metu.edu.tr

‡ Prof. Dr., ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: nafiz@ae.metu.edu.tr

yönüyle aynı doğrultuda olmadığı düşünülürken bu hedefe ulaşmak zorlaşmaktadır. Bu sebeple, sahte hedefin açısal konumunun bilinmesi çok önemlidir. Ek olarak, günümüz tehditlerinin bazılarının uçağın manevra kabiliyetini değerlendirebildiği de düşünülürken, bu tip sahte hedeflerden uçağa benzer bir uçuş karakteristiği de beklenmektedir.

Hem güvenli ayrılma hem de etkinliğin incelenebilmesi için, sahte hedefin tüm açısal konumlarında aerodinamik kuvvet, moment ve türevlerin bulunması gereklidir. Ek olarak, uçağın uçuş konumunun, Mach sayısının, çevresel uçuş koşullarının (irtifa vb.) uçak etrafındaki akış alanına etki ettiği de düşünülürken bu bilgilerin de elde edilmesi gereklidir. Bilgi edinilmesi gereken tüm koşullarda bir matris oluşturulduğunda bu matrisin oldukça büyük olduğu anlaşılmaktadır.

Bilgi matrisini bulabilmek için birkaç yöntem bulunmaktadır: HAD analizleri, rüzgar tüneli veya uçuş testleri. Ancak, tasarım sürecinin yinelenen bir süreç olduğu ve farklı tasarımlar için tüm bu yöntemleri kullanmanın pahalı olacağı göz önünde bulundurulduğunda, tüm bu yöntemler uygulanmadan bir ön tasarıma ihtiyaç bulunmaktadır.

Bütün bu bilgiler ışığında tasarımcının bir ön tasarım aracına ihtiyacı bulunmaktadır. Bu çalışmada, sahte hedefin aerodinamik tasarımı için ucuz ve hızlı bir ön tasarım aracının geliştirilme süreci anlatılmaktadır. Yöntem temel olarak, farklı Mach sayısı ve hücum açılarında elde edilen aerodinamik verilerin 3 serbestlik derecesinde sahte hedefin farklı Mach sayılarında, ağırlık merkezi ve kuyruk boyutu değerlerinde dinamik davranışını yarı-zamana bağlı (quasi-steady) olarak modelleyen 3FL-DYN adlı bir FORTRAN koduna girdi olarak sağlanmasıdır. Yöntem, bir analiz matrisinde sahte hedefin dinamik davranış eğilimleri ve yörüngesi açılarından 6 serbestlik dereceli zamana bağlı HAD analizleri ile karşılaştırılacaktır.

TEORİ VE SAYISAL UYGULAMA

Sahte hedef, uçaktan ayrıldığında uçağın farklı manevralar yapabileceği, tırmanabileceği ya da inişe geçebileceği gibi durumlar değerlendirildiğinde 6 serbestlik derecesinin tamamında doğrusal ya da açısal hızlara veya ivmelere sahip olabilecektir. Hava aracı, uçuşunun büyük bir bölümünde denge durumunda düz uçuş yapıyor olacaktır. Bu sebeple, uçağın irtifası, hızı ve açısal konumunun sabit olduğu göz önünde bulundurulduğunda, sahte hedefin boylamsal yönde simetrik olduğu durumda, yanal yönde bir etkinin bulunmadığı varsayıldığında ideal olarak sahte hedefin yanal yönde ya da etrafında çizgisel ya da açısal hareketi bulunmayacaktır. Elbette, uçak denge durumu etrafında hem boylamsal hem de yanal yönlerde salınımlar gerçekleştiriyor olacak ve sahte hedef etrafında yanal etkileşimler mevcut olacaktır. Ancak, çalışmanın amacının ucuz ve hızlı bir tasarım aracı geliştirilmesi olduğu düşünülürken bu varsayım sadece bir başlangıç noktası olacaktır. 3 serbestlik dereceli model, hem çözüm süresini hem de aerodinamik katsayıların bulunması için gerekli olacak süreyi büyük oranda düşürecektir. 3 serbestlik dereceli model, boylamsal ve dikey yönlerde çizgisel hareketi ve yunuslama yönündeki açısal hareketi içermektedir.

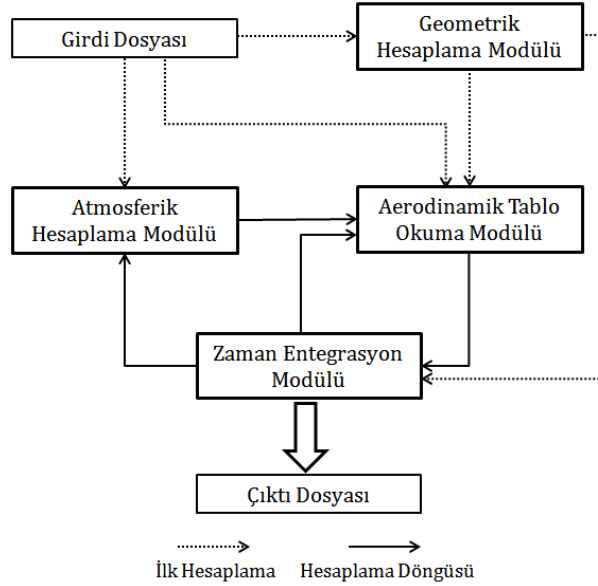
3-Serbestlik Derecesi ile aerodinamik katsayıların bulunması ve modelin dinamik çözümlerinin hızlandırılması için yapılan çalışmalarda literatürde bulunmaktadır. [Brochu ve Lestage, 2003] bir füzenin 3 yöndeki momentlerini eleyerek jenerik bir DND AIM-7 hava-hava füzesinin azami menzil zarfını bulmak için yaptığı çalışma, 6 serbestlik-dereceli bir modeli 1.7 kat hızlandırmış ve bu modele kıyasla %12 hata ortaya çıkarmıştır.

Kullanılan Denklemler, Koordinat Sistemleri ve Aerodinamik Kuvvet / Momentler

Newton'ın hareket denklemleri, ataletsel eksenlerde boylamsal, dikey ve yunuslama yönlerinde yazılmıştır. Çalışmada yer alan sahte hedefin itki kuvveti veya aktif bir kontrol altyapısı bulunmamaktadır. Sahte hedef üzerine 3-serbestlik-derecesinde etki eden sürüklenme, taşıma ve yunuslama momentleri öncelikle, rüzgar eksenlerinde yazılmış, daha sonrasında ataletsel eksenlere dönüştürülmüştür. Aerodinamik kuvvetlerin (sürüklenme, taşıma) sadece Reynolds ve Mach sayıları ile hücum açısına bağlı olduğu varsayımı yapılmış, yunuslama momentinin ise ek olarak "pitch damping" (yunuslama sönümlenmesi) türevine de bağlı olduğu kabul edilmiştir. [Siouris, 2004; Stengel, 2004]

Sayısal Uygulama

Sahte hedefin 3-serbestlik-dereceli dinamik modellemesinin sayısal uygulaması için dört modülden oluşan 3FL-DYN isimli bir FORTRAN kodu hazırlanmıştır. Bu kodun, akış şeması Şekil 1'de verilmiştir.



Şekil 1: 3FL-DYN Akış Şeması

3FL-DYN kodunda yer alan atmosferik hesaplamalar modülü, Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) koşullarına göre farklı irtifalardaki yoğunluk, sıcaklık ve basınç gibi değerlerin hesaplanmasında kullanılmaktadır. [1975] Sahte hedefin farklı ağırlık merkezlerinde değişecek olan yunuslama yönündeki atalet momenti, aynı zamanda sahte hedefin kütlesi ve kuyruk boyutu gibi bilgileri de içeren geometrik hesaplama modeli ile hesaplanmaktadır. Aerodinamik tablo okuma modülü, farklı Mach sayılarında ve hücum açılarında elde edilmiş aerodinamik tablolardaki verileri, zaman entegrasyon modülü tarafından hesaplanan sahte hedef uçuş koşullarında doğrusal enterpolasyon yaparak hesaplayabilen bir modüldür. Son olarak, hareket denklemlerinin zamana göre entegre edilmesi için ise 4. Dereceden Runge-Kutta yöntemini kullanan bir zaman entegrasyon modülü bulunmaktadır. Zamana bağlı entegrasyon için üç adet ikinci dereceden hareket denklemi, 6 adet birinci dereceden hareket denkleminde dönüştürülmüştür. [Canale ve Chapra, 2009]

AERODİNAMİK KATSAYILARIN BULUNMASI

Katsayıları Bulmak İçin Kullanılan Yöntemler

Katsayıların bulunması için iki farklı yöntem birbiri ile karşılaştırılmıştır. Bu yöntemlerden ilki olan DatCOM, içerisinde farklı uçuş hızlarında, hücum açılarında vb. gerçekleştirilmiş rüzgar tüneli testlerinden elde edilen verileri ampirik bir şekilde verilen geometrik girdi dosyasına göre düzenleyen Amerikan Hava Kuvvetleri tarafından oluşturulan bir yazılımdır. [Moore, Stoy ve ark., 1989] DatCOM modellemesi için dikdörtgen kesitli bir gövdeyi tanımlamak mümkün olmamaktadır, ayrıca DatCOM yazılımının gerçek füzeler gibi sahte hedefe göre daha büyük geometrileri modellediği düşünüldüğünde ihtiyaç duyulan Reynolds ve Mach sayısı kombinasyonunda aerodinamik verileri bünyesinde barındırmadığı düşünülmektedir. Ancak, DatCOM'un saniyeler içerisinde aerodinamik tablolar oluşturabildiği göz önüne alındığında, değerlendirilmesi uygun bulunmuştur.

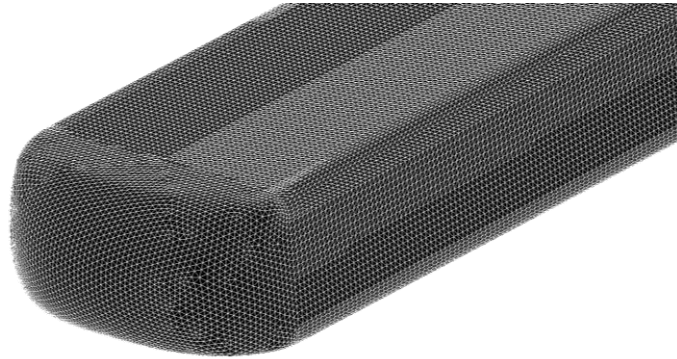
İkinci yöntem ise Reynolds-Ortalama Navier-Stokes denklemlerini bir türbülans modeli ile paralel bir şekilde çözmeye yarayan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemidir. Bu amaç için, Fluent 6.3 ticari yazılımı, dış akışlar için en uygun modellerden biri olan "Realizable k-epsilon" türbülans modeli ile sıkıştırılabilir akış rejiminde kullanılmıştır. [Versteeg ve Malalasekra, 2007; Wilcox, 2004] Farklı Mach sayılarında, hücum açılarında ve kuyruk boyutlarında aerodinamik

kuvvet ve moment katsayılarının bulunması için zamandan-bağımsız, “yunuslama sönümlenmesi” (pitch damping) katsayılarının bulunabilmesi için ise sabit bir hızla yunuslama ekseninde açısal hareket yapan çözüm ağı, zamana-bağlı olarak çözülmüştür. Zamana bağlı ayrıştırma, yazılımın kısıtlamalarından kaynaklı olarak birincil dereceden, uzaysal ayrıştırmalar ikinci dereceden olacak şekilde uygulanmıştır.

Çözüm, çözüm ağı büyüklüğünden bağımsız olmalıdır. Örneğin, içerisinde fan döndürülen sıvı dolu bir kabın çözümlerinde, çözüm ağının yeterince sık olmadığı durumda kinetik enerji dağılımının ve dağıtımının çok fazla etkilendiğini ve yerel hız değerlerinin daha düşük bulunduğu ortaya koyulmuştur. [Karcz ve Kacperski, 2012] Bu sebeple, HyperMesh önışlemci yazılımı ile dört farklı çözüm ağı büyüklüğünde dört farklı hücum açısında zamandan bağımsız çözümler gerçekleştirilmiştir. [2011] Özellikleri *Tablo 1*'de verilen en sık olan çözüm ağı, referans olarak alınmıştır. Sonuçlara göre, 2.8 milyon elemana sahip olan 3 numaralı çözüm ağının kullanılmasına karar verilmiştir. (*Şekil 2*) Bunun sebebi, ileride gerçekleştirilecek olan zamana bağlı 6-serbestlik-dereceli HAD analizlerinin sürelerinin haftalarla ölçülmesi nedeniyle, çözüm ağında optimizasyon yapılması gerekmesidir.

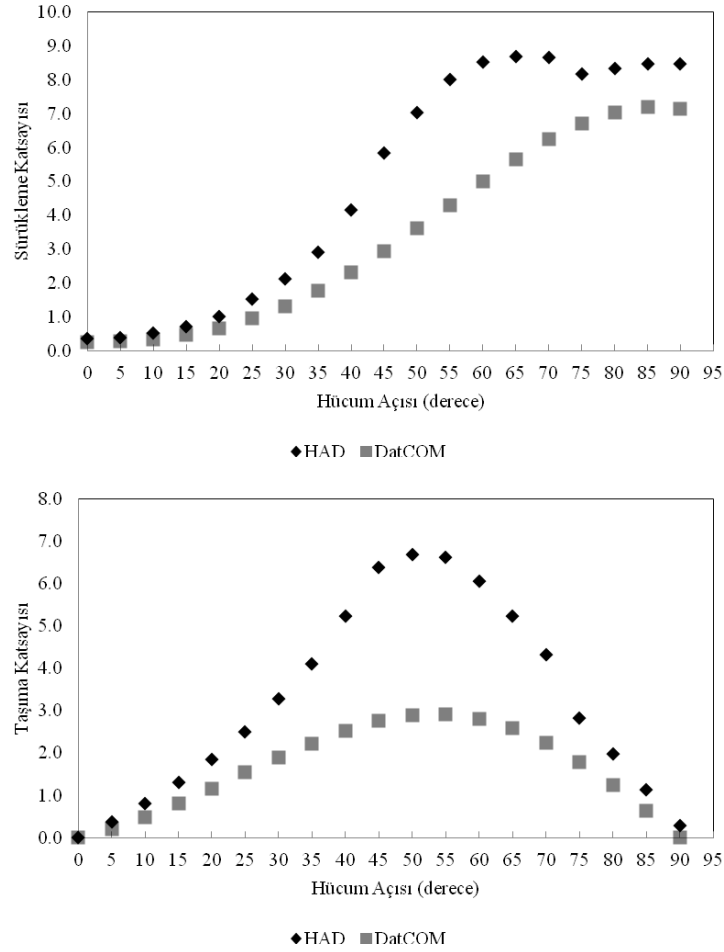
Tablo 1: İncelenen Çözüm Ağlarının Özellikleri ve Elde Edilen Hata Değerleri

Çözüm Ağı	Yüzey Ağı Eleman Sayısı	Çözüm Ağı Eleman Sayısı	En Yüksek İzafi Hata (%)		
			Sürüklenme	Taşıma	Moment
1	32856	1126275	8.8	8.9	51.3
2	71434	1744834	4.5	5.9	37.8
3	104986	2798373	2.9	0.8	3.5
4	141498	3667583	-	-	-



Şekil 2: Sahte Hedef Yüzey Ağı

İki yöntem birbiri ile karşılaştırıldığında aralarında özellikle yüksek hücum açılarında çok büyük farklılıklar bulunduğu görülmüştür, ek olarak 0.6 Mach sayısında akışın burun bölgesinde hızlanmasından kaynaklı olan sürüklenme artışı gibi akış alanı etkilerinin de yakalanamadığı fark edilmiştir. Daha yüksek dereceli denklemlerin geometrinin kendisi için çözümleniyor olması ve sıkıştırılabilirlik ve sınır tabaka etkilerinin modelleniyor olması sebebiyle, HAD yönteminin daha güvenilir olduğuna karar verilmiştir. (*Şekil 3*)



Şekil 3: DatCOM – HAD Karşılaştırması / M = 0.6 için Sürükleme (Üst) ve Taşıma (Alt) Katsayısı

TASARIM YÖNTEMİNİN DEĞERLENDİRİLMESİ

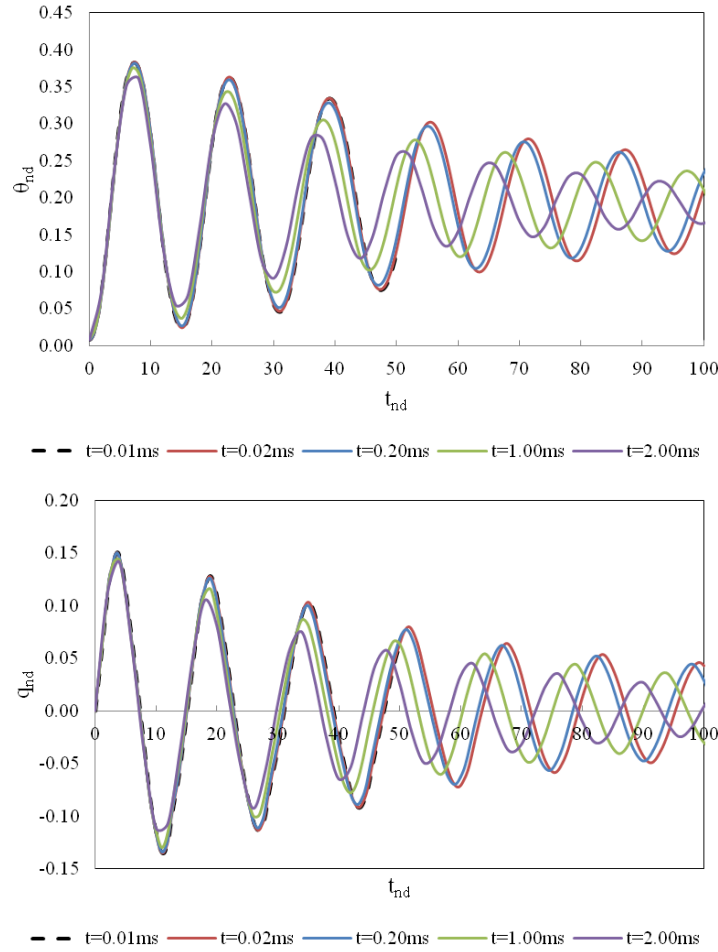
Yöntemin değerlendirilmesi kapsamında, 3FL-DYN ve zamana bağlı HAD çözümleri için zaman adımı seçimi, “pitch damping” teriminin gerekliliği ve 3-serbestlik-derecesi varsayımının incelenmesi alt başlıkları bulunmaktadır. Bu noktadan sonra verilen tüm grafik ve tablolardaki değerler birimsiz olarak verilmiştir. Zaman, uçuş süresine göre; uzunluklar ise sahte hedefin kendisine göre birimsizleştirilmiştir.

Zaman Adımı Seçimi

Hem 3FL-DYN Kodu, hem de zamana bağlı HAD analizleri ivme ya da hız gibi bazı değişkenlerin zamanla entegre edilmesi ile hesaplamalar yapmaktadır. Bu sebeple, entegrasyon sırasında kullanılan zaman adımının çözümün hassasiyeti üzerinde direk etkisi bulunmaktadır. Ancak, çok küçük bir zaman adımı kullanmak da yuvarlama hatalarına sebep olabilir ya da çözüm süresini ve işlem gücü ihtiyacını çok artırabilir. Bu nedenle, işlem gücü, çözüm süresi ve çözüm hassasiyeti arasında zaman adımı büyüklüğü açısından bir optimizasyon gerçekleştirilmelidir. [Rumsey, Sanetrik ve ark., 1997], %18 kalınlığa sahip bir kanat profili için zamana bağlı çözümler gerçekleştirdiklerinde, büyük zaman adımları ile sürükleme ve taşıma katsayılarında %20'ye varan değişiklikler oluşabileceğini gözlemlemişlerdir.

3FL-DYN Kodu için Zaman Adımı Seçimi: Zaman adımı seçimi için sayısal hatalara en hassas değişkenlerin yunuslama açısı ve yunuslama açısal hızı oldukları görülmüştür. 0.3 ve 0.6 Mach sayılarında, 5 farklı zaman adımı için çözümler gerçekleştirilmiş ve en küçük zaman adımında elde edilen sonuçlar referans alınmıştır. Sonuçlara göre, 0.02ms zaman adımı 3FL-DYN kodu için tercih

edilmiştir. Örnek olarak, Şekil 4'te $M = 0.6$ için yunuslama açısının ve yunuslama açılmal hızının zamana göre değişim grafikleri farklı zaman adımları için verilmiştir.



Şekil 4: 3FL-DYN için Zaman Adımı Seçimi (Üst: Yunuslama Açısı / Alt: Yunuslama Açılmal Hızı)

Zamana Bağlı HAD Analizleri için Zaman Adımı Seçimi: Zaman adımı seçimi için 0.6 Mach sayısında, yanal yöndeki hareketlerin de doğru bir şekilde yakalanabildiğinin gözlemlenebilmesi için boylamsal yönde durağan kararlılığa sahip olmayan bir ağırlık merkezi yerine sahip bir koşul tercih edilmiştir. Sahte hedef boylamsal durağan kararlılığa sahip olmadığında, yanal yöndeki çizgisel ve açısal hareketleri daha baskın olacaktır. Boylamsal durağan kararlılık, 3FL-DYN kodu kullanılarak değerlendirilmiştir. Tüm Euler açılarında (yatma, yunuslama, sapma) açılarının sonuçları, dört farklı zaman adımı büyüklüğünde değerlendirilmiştir. En küçük zaman adımında elde edilen çözümler, referans çözüm olarak alınmıştır. İlerideki bölümlerde, 3-serbestlik-derecesinde elde edilen çözümler ile 6-serbestlik-derecesinde elde edilen çözümlerin karşılaştırılacağı göz önünde bulundurulursa, yunuslama açısında en az hatanın yapılması gerekmektedir.

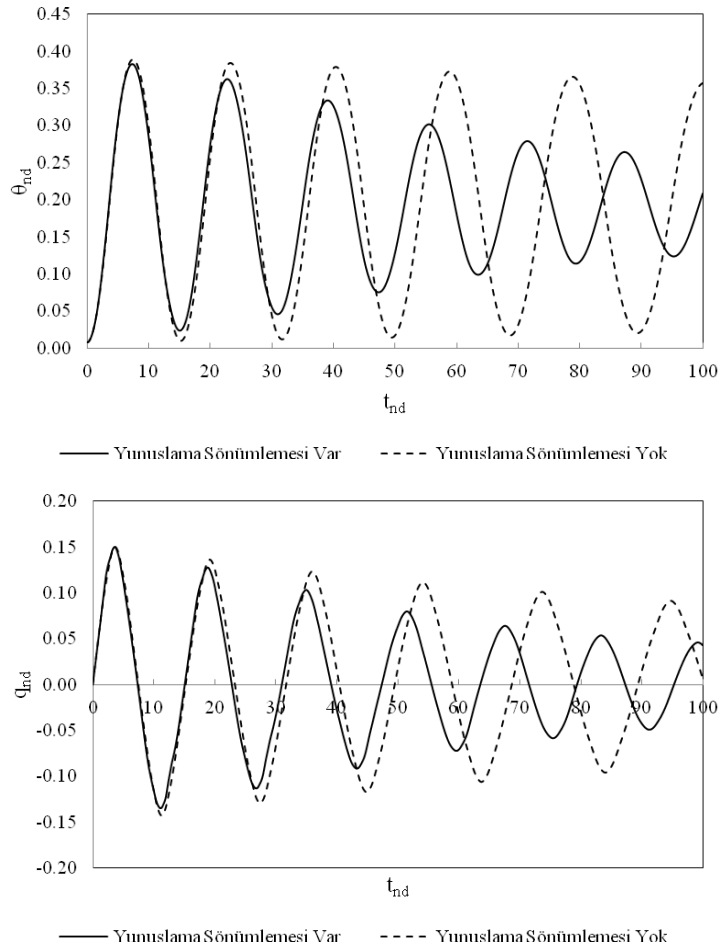
Tablo 2'de verilen sonuçlara göre, 0.05ms zaman adımı uygun bulunmuştur. Bu zaman adımı için, yunuslama yönünde izafi hata %0.7'dir. Yatma ve sapma açılarında en büyük hatalar ise sırasıyla 5.4% ve 2.8% bulunmuştur. Sahte hedefin boylamsal durağan kararlılığa sahip olması gerektiği düşünüldüğünde, bu hatalar boylamsal durağan kararlılığa sahip olmayan bir koşulun çözümlerinin yanal yöndeki açısal hareketleri için yeterli bulunmuştur. Ek olarak, zaman adımının 0.02ms seçildiği durumda haftalarla ölçülen çözüm süresi oldukça uzayacaktır.

Tablo 2: İncelenen Zaman Adımları için İzafi Hata Değerleri

Zaman Adımı	En Yüksek İzafi Hata (%)		
	Yatma Açısı	Yunuslama Açısı	Sapma Açısı
0.02ms	-	-	-
0.05ms	5.4	0.7	2.8
0.20ms	9.6	5.0	11.7
0.50ms	27.7	4.1	16.5

“Pitch Damping” Teriminin 3FL-DYN Kodunda Kullanılması

Kod geliştirme sürecinde, öncelikle “yunuslama sönümlenmesi” (pitch damping) terimi kullanılmamıştır. Bunun sonucunda, ağırlık merkezinin çok küçük miktarda hareketlerine oldukça hassas olan bir sistem ortaya çıkmıştır. Bunun sebebinin, bir sönümlenme terimi olmadan sistemin bir yay gibi sadece konuma göre kuvvet değişimi göstermesi olduğu değerlendirilmiştir. Yunuslama sönümlenmesi teriminin elde edilebilmesi için, zamana bağlı HAD yöntemi kullanılarak sahte hedef sabit bir yunuslama hızında döndürülmüş ve dönüş hareketinin kuvvet / momentler üstüne farklı hücum açılarındaki etkisi tablolaştırılmıştır. Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri için sönümlenme terimleri kullanılmamıştır. [Siouris, 2004] Elde edilen zamana göre yunuslama açısının ve yunuslama açısal hızı sonuçları, “pitch damping” teriminin gerekliliğini doğrular niteliktedir. (Şekil 5) İki durumda da çözüm sönümlenmekte, ancak yunuslama sönümlenmesi var olan durumda sönümlenme etkisi daha baskındır. İleride elde edilecek olan zamana bağlı 6-serbestlik-dereceli HAD analizleriyle de kıyaslama yapıldığında, yunuslama sönümlenmesi türevinin 3FL-DYN kodunda kullanılması gerektiği anlaşılmaktadır.

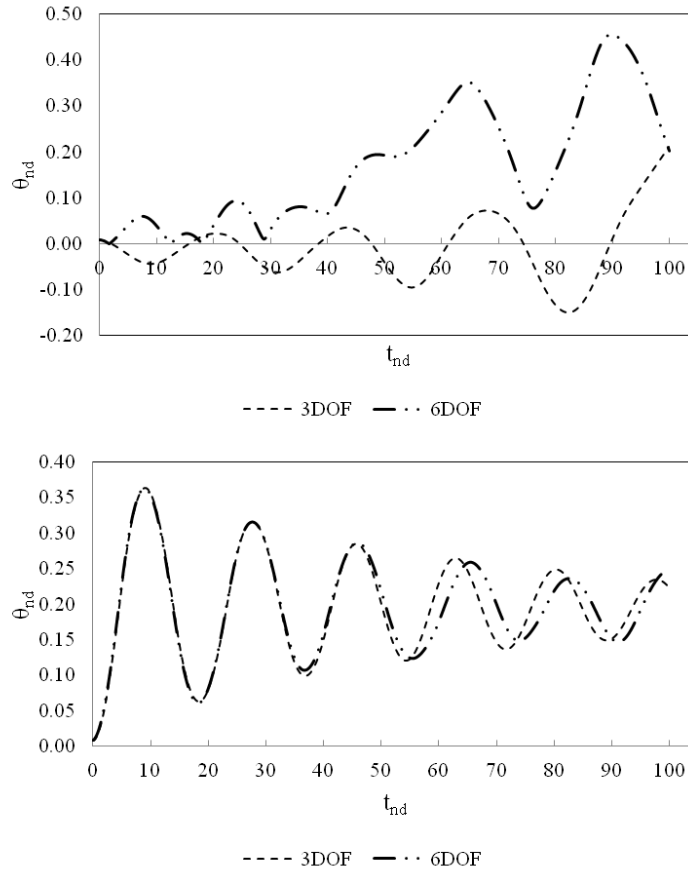


Şekil 5: Yunuslama Sönümlenmesi (Pitch Damping) Teriminin Etkisi (Üst: Yunuslama Açısı / Alt: Yunuslama Açısal Hızı)

3-Serbestlik-Derecesi Varsayımının Değerlendirilmesi

3 serbestlik derecesinde denklemler yazıldığında, yanal kuvvet, moment ve aerodinamik türevler denklemlere dahil edilmemektedir. Ancak, 6 serbestlik derecesinde yanal yönde çizgisel ve açısal hareket bulunması sebebiyle, sahte hedef 3 serbestlik derecesinde istenen bir davranış sergiliyor iken, 6 serbestlik derecesinde istenmeyen açısal konumlarda bulunabilir. Bu sebeple, 3 serbestlik derecesinde ve 6 serbestlik derecesinde Fluent içerisinde bulunan "UDF" (User Defined Function) ve Dynamic Mesh modeli kullanılarak zamana bağlı HAD analizleri iki farklı Mach sayısına ve ağırlık merkezine bağlı ufak bir analiz matrisi için gerçekleştirilmiştir. Ağırlık merkezi konumlarının bir tanesi sahte hedefe boylamsal durağan kararlılık sağlarken, diğeri sağlamamaktadır.

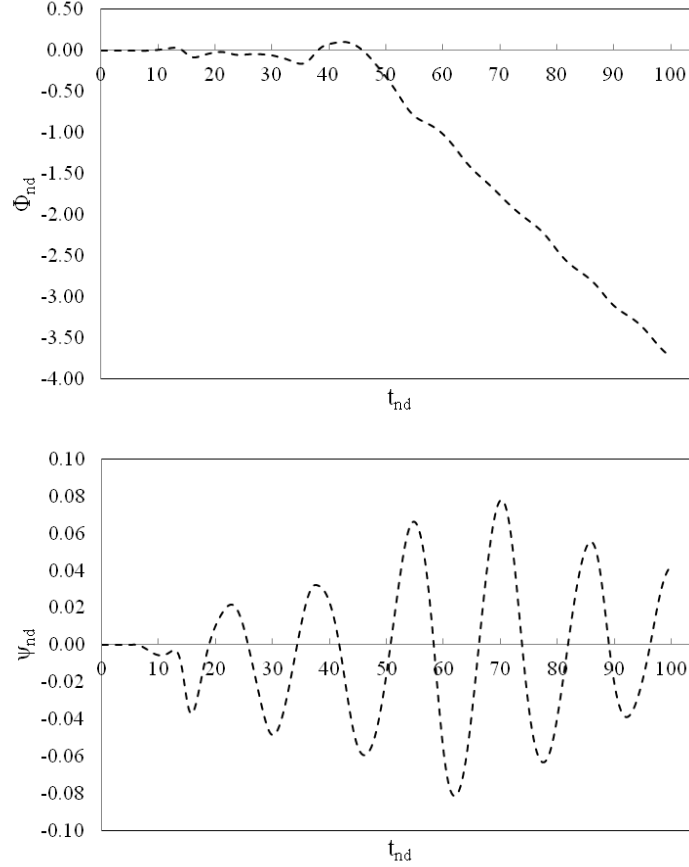
Şekil 6'da 0.6 Mach sayısında farklı iki ağırlık merkezi (CG) konumunda gerçekleştirilmiş, 3 ve 6 serbestlik dereceli (DOF) dinamik HAD analizlerinin karşılaştırılması gösterilmektedir. CG2, boylamsal durağan kararlılığa sahip olan ağırlık merkezi konumunu ifade etmektedir. Sonuçlara bakıldığında, CG2 konumunda 3 serbestlik derecesinde yapılan HAD çözümleri ile 6 serbestlik derecesinde gerçekleştirilen HAD çözümlerinin eğilim olarak birbirlerine yakın olduğu, ancak 3 serbestlik derecesinde çözülmeyen yanal "sertlik" (stiffness) ve "sönümleme" (damping) terimleri sebebiyle 3 serbestlik derecesindeki salınım büyüklüklerinin daha yavaş azaldığı ancak ön tasarım için kullanılabileceği değerlendirilmiştir. Sahte hedef boylamsal durağan kararlılığa sahip olmadığı (CG1), 3-serbestlik-derecesinde çözüm varsayımı geçerli olmamaktadır.



Şekil 6: 3 ve 6 serbestlik derecesinde (DOF) gerçekleştirilmiş dinamik HAD analizlerinin karşılaştırılması (Üst: CG1 / Alt: CG2)

Şekil 7'de CG2 konumu için yatma (roll) ve sapma (yaw) açılarının zamana göre değişimi gösterilmektedir. Grafikler incelendiğinde, sahte hedefin sürekli bir yatma hareketi içerisinde olduğu, sapma hareketinin ise yunuslama hareketine göre daha küçük büyüklükte salınım yaptığı görülmektedir. Benzer bir geometri için yapılan rüzgar tüneli test çalışmalarında, kayış açısı (angle of sideslip) sıfır dahi olsa yüksek hücum açıları sahte hedefin arka kısmında asimetric burgaçlar oluştuğu ortaya konulmaktadır. [Patel, Sowle ve ark., 2006] Bu da büyük yanal basınç dağılımlarına ve kuvvetlere sebep olarak yatma ve sapma hareketlerinin gerçekleşmesine sebep

olmaktadır. Ek olarak, sahte hedefin sürekli olarak yaptığı yatma hareketinin, kararlılığını artırmak için kendi boylamsal eksenini etrafında dönerek açısal momentum korunumunu kullanan füzelere benzediği görülmektedir. [Blakelock, 1991] Yatma hareketinin sürekli olmasının nedeni ise, sahte hedefin ince uzun bir geometri olması sebebiyle, yatma yönündeki atalet momentinin diğer yöndeki atalet momentlerine göre bir derece daha küçük olmasıdır.



Şekil 7: CG2 ağırlık merkezi konumu için 6 serbestlik derecesinde gerçekleştirilen HAD analizlerinden elde edilen yatma (üst) ve sapma (alt) açılarının zamanla değişimi

KARŞILAŞTIRMA VE DEĞERLENDİRMELER

Bu bölümde, 3FL-DYN kodu ile zamana bağlı 6-serbestlik-dereceli HAD analizlerinin (6DOF CFD) karşılaştırmaları verilmektedir. 3FL-DYN kodunun, zamana bağlı HAD analizleri ile üst üste çıkması beklenmemektedir. İncelenen değişkenler olan ağırlık merkezi, Mach sayısı ve kuyruk büyüklüklerinin değişimlerinin yaratacağı etkilerin 3FL-DYN kodu tarafından yakalanması beklenmektedir.

Zamana bağlı HAD analizlerinin, analiz ve sınır koşulları Tablo 3'de, analiz matrisi ise Tablo 4'de verilmiştir. Analiz matrisinde verilen tüm koşulların kombinasyonlarında analizler gerçekleştirilmiştir. Bu durum göz önüne alındığında, okuyucunun daha kolay takip edebilmesi için sonuçların tümü bir referans koşula göre verilecektir. Bu koşul, $CG = \%30$, $M = 0.6$, Kuyruk = $\%100$ koşuludur. Analiz matrisinde ağırlık merkezi ve kuyruk büyüklüğü değerleri, referans koşulun boylamsal durağan kararlılığını azaltacak şekilde seçilmiştir.

Ağırlık merkezi ve kuyruk büyüklüğü yüzde büyüklükler olarak verilmiştir. Kuyruk büyüklüğü için $\%100$ koşulu referans kuyruğun büyüklüğüdür ve kuyruk büyüklüğü sadece kuyruk veteri ile değiştirilmektedir. Ağırlık merkezi ise, sahte hedefin uzunluğuna göre birimsizleştirilmiş ve sahte hedef uzunluğunun yarısı (orta nokta) referans alınarak ölçülmektedir. Ağırlık merkezi, sahte

hedefin burnuna doğru pozitiftir. Örneğin, CG = %30 koşulu ağırlık merkezinin orta noktadan buruna doğru sahte hedef uzunluğunun %30'u kadar önünde olduğunu göstermektedir.

Tablo 3: Analiz ve Sınır Koşulları (HAD)

Sınır Koşulları	Pressure-Farfield (Dış Sınır) Adyabatik "No-slip" Duvar (sahte hedef)
Türbülans Modeli	Realizable k-epsilon
Hava	Sıkıştırılabilir İdeal-Gaz
Çözücü Yöntemi	Pressure-Based Coupled
Ayrıştırma	Second-Order, Green-Gauss Node Based
Çözüm Ağı Büyüklüğü	2798373 eleman
Hareket Modeli	6DOF "Dynamic Mesh" modeli
Zaman Adımı (ms)	0.05

Tablo 4: Analiz Matrisi

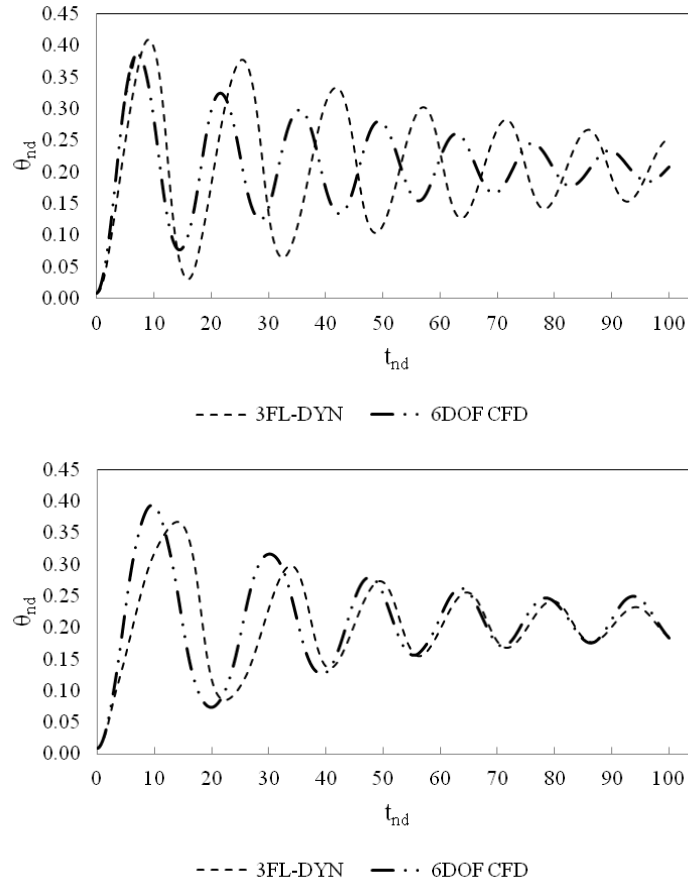
Mach Sayıları	0.30	0.45	0.60
Ağırlık Merkezi Değerleri (CG)	10 %	30 %	
Kuyruk Boyutu Değerleri	80 %	100 %	

Her değişken için, 3FL-DYN ve zamana bağlı 6-serbestlik-dereceli HAD analizleri, yunuslama açısı ve yörüngeler açısından karşılaştırılmıştır. Ayrıca, basınç ve Mach sayısı dağılımı ile ilgili akış alanı ile ilgili incelemeler de yapılmıştır.

Ağırlık Merkezi Etkisi

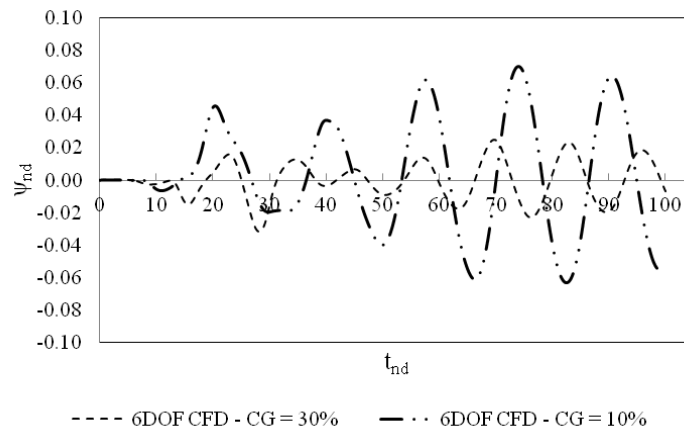
CG = %10 ve %30 ağırlık merkezi konumları, M = 0.6 ve Kuyruk = %100 koşulunda iki yöntemle de analiz edilmiştir. Şekil 8'de, 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemlerinin yunuslama açısı karşılaştırmaları görülmektedir. Sonuçlara bakıldığında,

- CG = %10 sonuçlarının birbirine daha yakın olduğu görülmektedir. Bunun sebebi, CG = %30 koşulunun daha büyük bir moment kolu olması sebebiyle ilk çıkış anında daha yüksek hücum açılarına maruz kalarak yüksek frekanslı salınımlara sebep olmasıdır.
- 3FL-DYN kodunun CG = %30 koşulunda oluşan daha yüksek frekanslı salınımları yakalayabildiği görülmüştür. Ancak, 6-serbestlik dereceli harekette, sönümlenme terimlerinin daha fazla olması sebebiyle enerji daha hızlı dağıtılmaktadır. Bu da salınımların daha hızlı sönümlenmesini sağlamaktadır. 3FL-DYN kodunda sönümlenme terimlerinin eksikliği, sönümlenme terimlerinin hıza bağlı olması sebebiyle CG = %30 koşulunda daha belirgindir. Bunun nedeni, CG = %30 koşulunun baştan beri yunuslama hızlarının daha yüksek olmasıdır.
- 3FL-DYN kodu, 6DOF CFD sonuçlarına göre, salınım frekanslarının daha sık olması ve sönümlenmelerin daha yavaş olması sebebiyle daha korunumlu bulunmuştur.

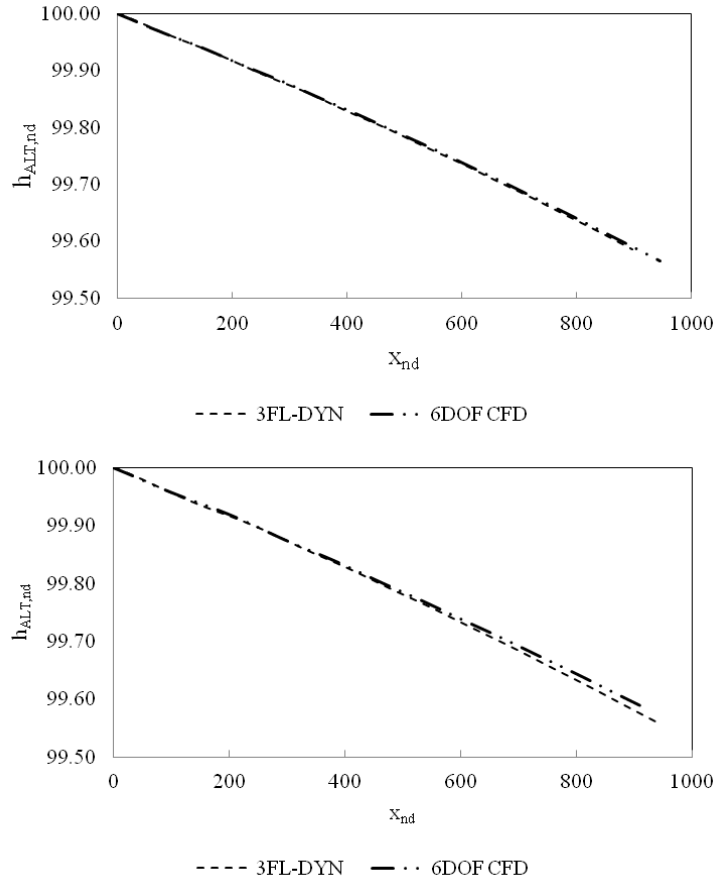


Şekil 8: CG = %30 (üst) ve CG = %10 (alt) ağırlık merkezi konumlarında 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemleri için yunuslama açısının zamana göre değişimi

Şekil 9'da iki farklı ağırlık merkezi konumu için 6DOF CFD yönteminden elde edilen sapma açısının zamana göre değişim grafikleri; Şekil 10'da ise 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemlerinin yörünge karşılaştırmaları görülmektedir. Salınım büyüklükleri yunuslama salınım büyüklüklerine göre 5-6 kat daha küçüktür. Sapma açısındaki salınımlar, CG = %10 koşulunda daha baskındır. Bunun nedeni, bu koşulda kuyruğun moment kolunun daha kısa olması sebebiyle, düzeltici sapma momentlerinin daha küçük olmasıdır. Yörüngeler incelendiğinde ise, 3FL-DYN kodunun 6DOF CFD sonuçlarına oldukça yakın olduğu görülmektedir.



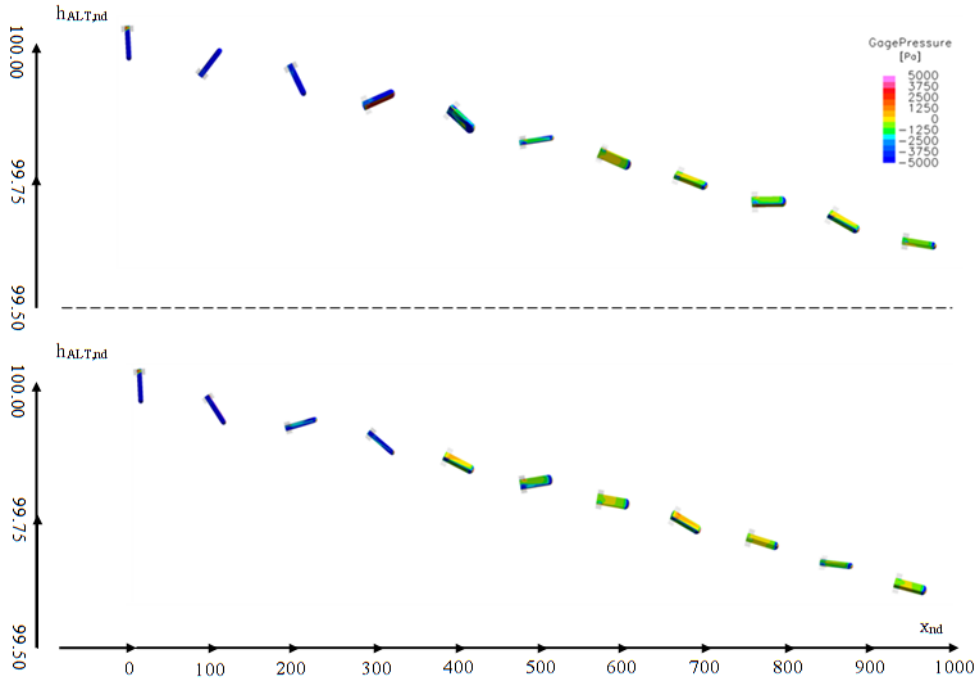
Şekil 9: CG = %30 ve CG = %10 ağırlık merkezi konumlarında zamana göre sapma açısı değişimi



Şekil 10: CG = %30 (üst) ve CG = %10 (alt) ağırlık merkezi konumlarında 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemleriyle elde edilen yörüngelerin karşılaştırılması

Şekil 11'de, 6DOF CFD analizlerinden elde edilen yörüngeye göre gösterge basıncına göre renklendirilmiş hali görselleştirilmiştir. Yatay ve dikey mesafeler küçültülmüş, sahte hedef küçültülmemiştir. Bu şekilden, sahte hedefin sürekli yaptığı yatma hareketi ve zamana göre dengeye ulaşma durumu görülebilmektedir. İlk başlarda, yüksek hücum açılarındaki akış kopmalarını belirten yüksek basınç bölgeleri, sahte hedefin dengeye ulaşmaya başlamasıyla kaybolmaya başlamaktadır.

Analiz matrisindeki diğer Mach sayıları ve kuyruk boyutlarında da yukarıda yapılan yorumların geçerli olduğu bulunmuştur.

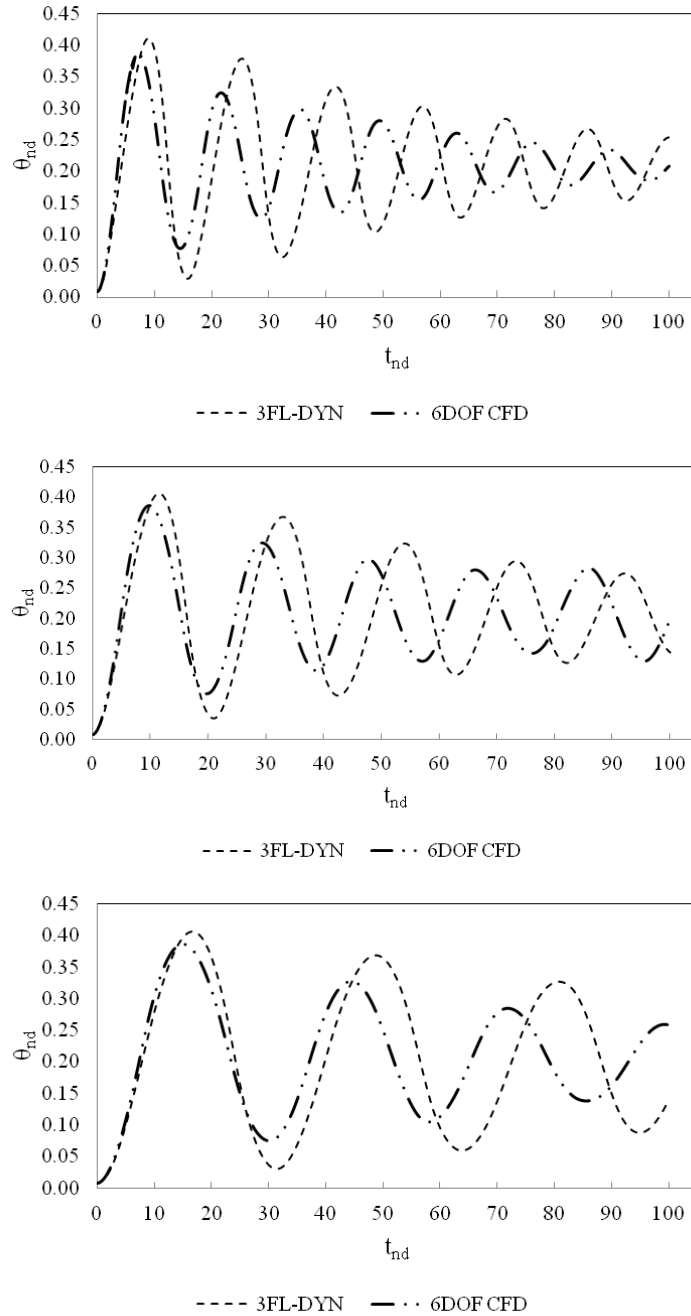


Şekil 11: CG = %10 (üst) ve CG = %30 (alt) ağırlık merkezi konumlarında gösterge basıncına göre renklendirilmiş sahte hedefin hareketlerinin zamana göre değişimi

Mach Sayısı Etkisi

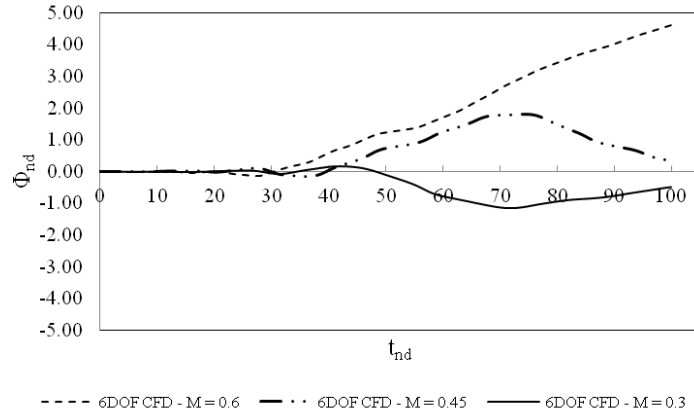
$M = 0.3$, $M = 0.45$ ve $M = 0.6$ sayıları, CG = %30 ağırlık merkezi ve Kuyruk = %100 koşulunda iki yöntemle de analiz edilmiştir. Şekil 12'de, 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemlerinin yunuslama açısı karşılaştırmaları görülmektedir. Sonuçlara bakıldığında,

- Mach sayısı arttıkça, 3FL-DYN kodunun 6DOF CFD sonuçlarına göre salınımları daha büyük tahmin ettiği görülmektedir. Bunun sebebi, Mach sayısı arttıkça sahte hedefin maruz kaldığı momentlerin büyüyerek daha yüksek frekanslı salınımlara sebep olmasıdır.
- 3FL-DYN kodunun Mach sayısı arttıkça oluşan daha yüksek frekanslı salınımları yakalayabildiği görülmüştür. Ancak, 6-serbestlik dereceli harekette, sönümlenme terimlerinin daha fazla olması sebebiyle enerji daha hızlı dağıtılmaktadır. Bu da salınımların daha hızlı sönümlenmesini sağlamaktadır. 3FL-DYN kodunda sönümlenme terimlerinin eksikliği, sönümlenme terimlerinin hıza bağlı olması sebebiyle özellikle $M = 0.6$ koşulunda daha belirgindir. Bunun nedeni, $M = 0.6$ koşulunun baştan beri yunuslama hızlarının daha yüksek olmasıdır.
- 3FL-DYN kodu, 6DOF CFD sonuçlarına göre salınım frekanslarının daha sık olması ve sönümlenmelerin daha yavaş olması sebebiyle tasarım için daha zor bir koşul oluşturduğu için daha korunumlu bulunmuştur.

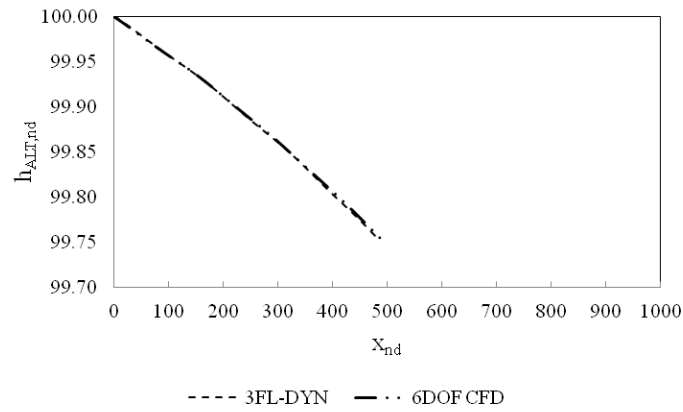
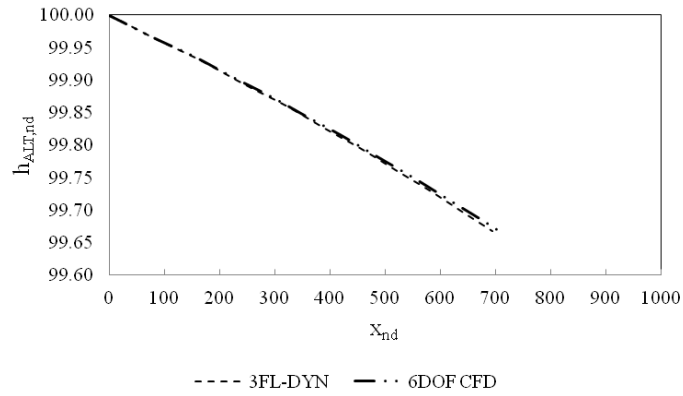
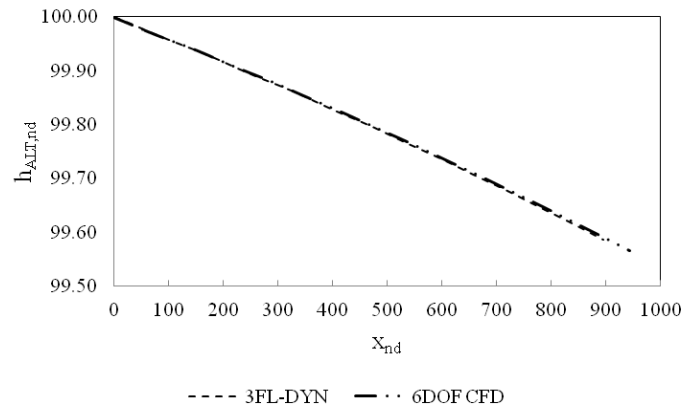


Şekil 12: $M = 0.6$ (üst), $M = 0.45$ (orta) ve $M = 0.3$ (alt) sayılarında 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemleri için yunuslama açısının zamana göre değişimi

Şekil 13'de üç farklı Mach sayısı için 6DOF CFD yönteminden elde edilen yatma açısının zamana göre değişim grafikleri; Şekil 14'de ise 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemlerinin yörünge karşılaştırmaları görülmektedir. Sürekli yatma hareketi, $M = 0.6$ koşulunda daha baskındır. Bunun nedeni, bu koşulda sahte hedef üzerindeki asimmetrik burgaçlar sebebiyle oluşan yanıl kuvvet ve momentlerin daha büyük olmasıdır. Yörüngeler incelendiğinde ise, 3FL-DYN kodunun 6DOF CFD sonuçlarına oldukça yakın olduğu görülmektedir.



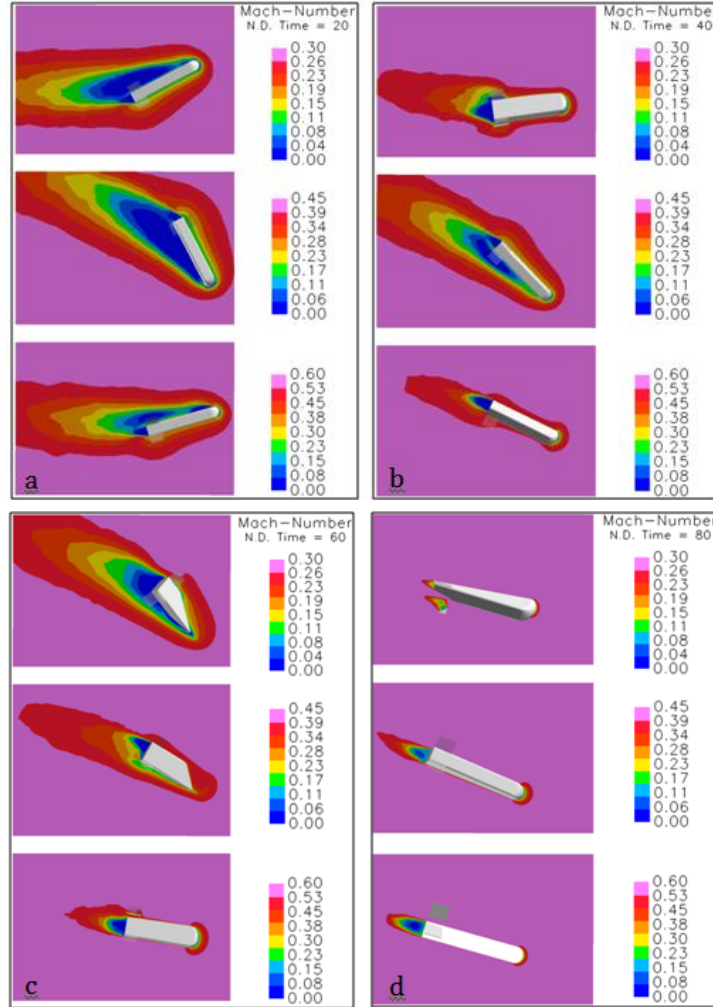
Şekil 13: M = 0.6 (sol), M = 0.45 (sağ) ve M = 0.3 (alt) sayılarında zamana göre yatma açısı değişimi



Şekil 14: M = 0.6 (sol), M = 0.45 (sağ) ve M = 0.3 (alt) sayılarında 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemleriyle elde edilen yörüngelerin karşılaştırılması

Şekil 15’de 6DOF CFD analizlerinden elde edilen farklı zamanlarda, sahte hedef kesitlerindeki Mach sayısı dağılımları verilmiştir. “a” ve “b” noktalarında, sahte hedefin yüksek hücum açılarında maruz kaldığı, Mach sayısının büyük oranda düştüğü akış kopma bölgelerinden anlaşılmaktadır. Bu bölgeler, “d” noktasında neredeyse kaybolmuştur.

Analiz matrisindeki diğer Mach sayıları ve kuyruk boyutlarında da yukarıda yapılan yorumlar geçerlidir.

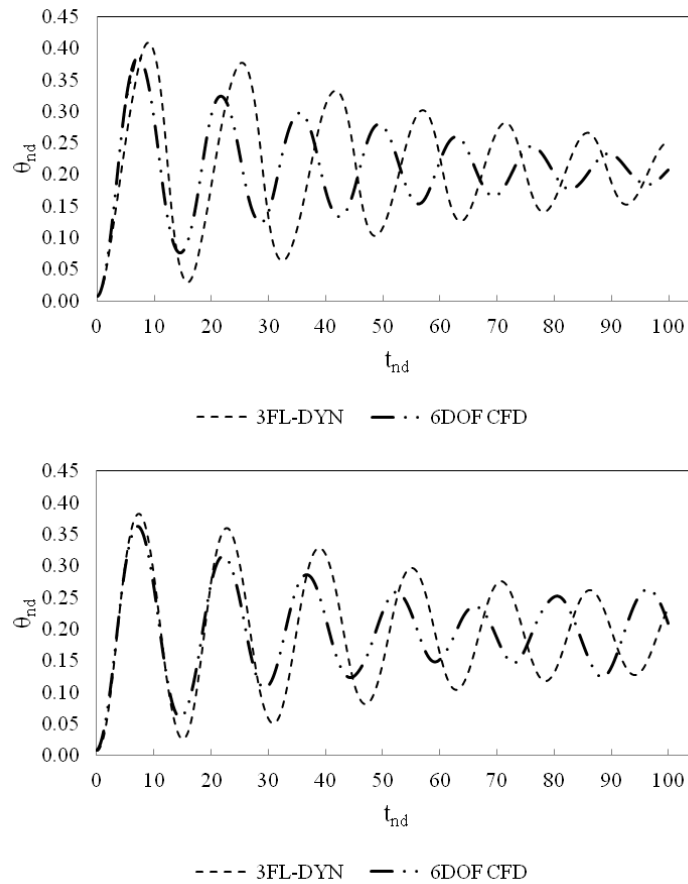


Şekil 15: $M = 0.6$ (üst), $M = 0.45$ (orta) ve $M = 0.3$ (alt) sayılarında dört farklı zaman noktasında (a,b,c,d) sahte hedef etrafındaki Mach sayısı dağılımı

Kuyruk Boyutu Etkisi

Kuyruk = %80 ve %100 boyutları, $M = 0.6$ ve $CG = \%30$ koşulunda iki yöntemle de analiz edilmiştir. Şekil 16'da, 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemlerinin yunuslama açısı karşılaştırmaları görülmektedir. Sonuçlara bakıldığında,

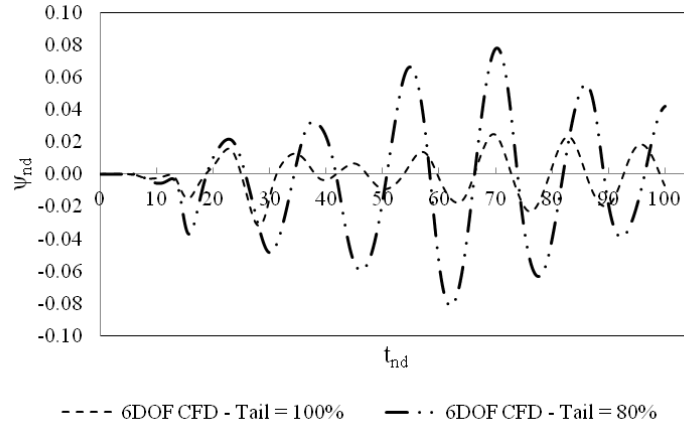
- Kuyruk = %80 sonuçlarının birbirine daha yakın olduğu görülmektedir. Bunun sebebi, Kuyruk = %100 koşulunun daha büyük bir moment kolu olması sebebiyle ilk çıkış anında daha yüksek hücum açlarına maruz kalarak yüksek frekanslı salınımlara sebep olmasıdır.
- 6-serbestlik dereceli harekette, sönümlenme terimlerinin daha fazla olması sebebiyle enerji daha hızlı dağıtılmaktadır. Bu da salınımların daha hızlı sönümlenmesini sağlamaktadır. 3FL-DYN kodunda sönümlenme terimlerinin eksikliği, sönümlenme terimlerinin hıza bağlı olması sebebiyle $CG = \%100$ koşulunda daha belirgindir. Bunun nedeni, $CG = \%100$ koşulunun baştan beri yunuslama hızlarının daha yüksek olmasıdır.
- Kuyrukta oluşan %20 değişimin, ağırlık merkezinde oluşan %20 değişime göre daha az etkili olduğu görülmüştür.
- 3FL-DYN kodu, 6DOF CFD sonuçlarına göre, salınım frekanslarının daha sık olması ve sönümlenmelerin daha yavaş olması sebebiyle daha korunumlu bulunmuştur.



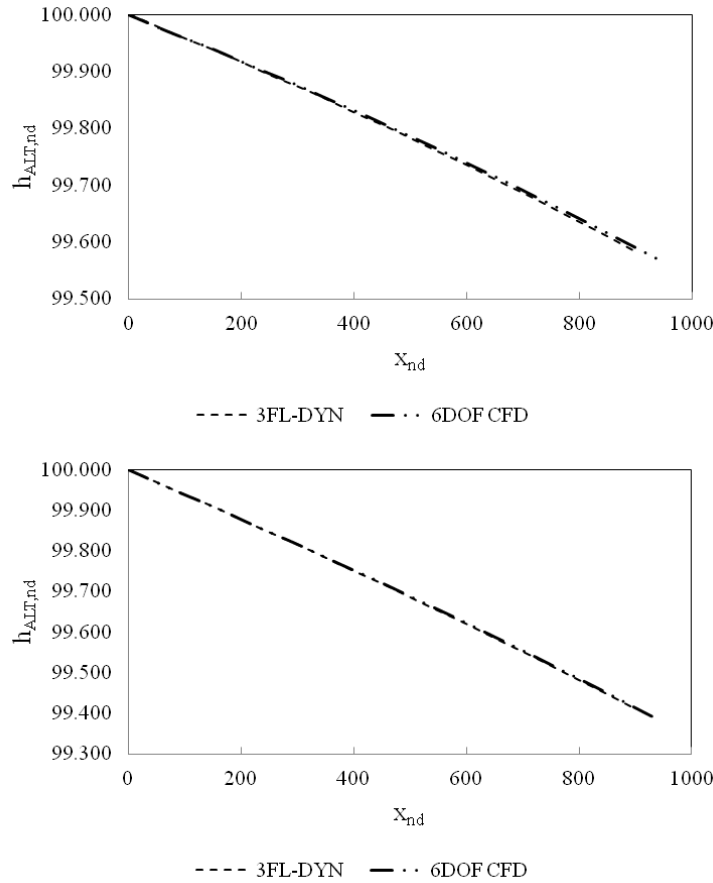
Şekil 16: Kuyruk = %100 (üst) ve Kuyruk = %80 (alt) boyutlarında 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemleri için yunuslama açısının zamana göre değişimi

Şekil 17'de iki farklı kuyruk büyüklüğü için 6DOF CFD yönteminden elde edilen sapma açısının zamana göre değişim grafikleri; Şekil 18'de ise 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemlerinin yörünge karşılaştırmaları görülmektedir. Salınım büyüklükleri yunuslama salınım büyüklüklerine göre 6-7 kat daha küçüktür. Sapma açısındaki salınımlar, Kuyruk = %80 koşulunda daha baskındır. Bunun nedeni, bu koşulda kuyruğun daha küçük olması sebebiyle, düzeltici sapma momentlerinin daha

küçük olmasıdır. Yörüngeler incelendiğinde ise, 3FL-DYN kodunun 6DOF CFD sonuçlarına oldukça yakın olduğu görülmektedir.



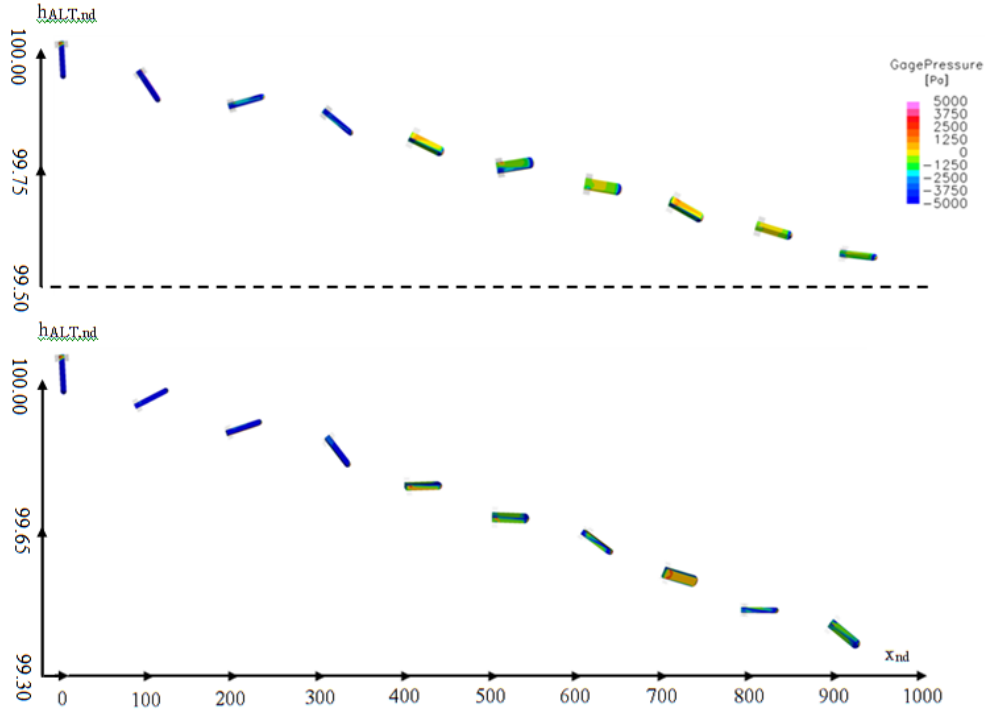
Şekil 17: Kuyruk = %100 ve Kuyruk = %80 boyutlarında zamana göre sapma açısı değişimi



Şekil 18: Kuyruk = %100 (üst) ve Kuyruk = %80 (alt) boyutlarında 3FL-DYN ve 6DOF CFD yöntemleriyle elde edilen yörüngelerin karşılaştırılması

Şekil 19'da 6DOF CFD analizlerinden elde edilen yörüngenin gösterge basıncına göre renklendirilmiş hali görselleştirilmiştir. Yatay ve dikey mesafeler küçültülmüş, sahte hedef küçültülmemiştir. Bu şekilden, sahte hedefin sürekli yaptığı yatma hareketi ve zamana göre dengeye ulaşma durumu görülebilmektedir. İlk başlarda, yüksek hücum açılarında akış kopmalarını belirten yüksek basınç bölgeleri, sahte hedefin dengeye ulaşmaya başlamasıyla kaybolmaya başlamaktadır.

Analiz matrisindeki diğer Mach sayıları ve kuyruk boyutlarında da yukarıda yapılan yorumların geçerli olduğu görülmüştür.



Şekil 19: Kuyruk = %100 (üst) ve Kuyruk = %80 (alt) boyutlarında gösterge basıncına göre renklendirilmiş sahte hedefin hareketlerinin zamana göre değişimi

SONUÇ

Bu çalışmada, dikdörtgen kesite sahip aerodinamik bir gövde olan sahte hedefin aerodinamik ön tasarımı için uygulanabilecek bir yöntem anlatılmıştır. Yöntem temel olarak, aerodinamik gövdenin üç serbestlik dereceli dinamik hareketinin 3FL-DYN kodu ile modellenmesi ve bunun için gerekli aerodinamik katsayıların HAD analizleriyle bulunmasıdır. Sadece üç serbestlik derecesinde katsayıları buluyor olmak analiz sürelerini kısaltmaktadır. Yöntem bir aerodinamik türev teriminin eklenmesiyle geliştirilmiş, zaman adımı ve çözüm açısından bağımsız hale getirilmiş ve 3 serbestlik derecesinde dinamik analizler gerçekleştirilmenin ön tasarım için yeterliliği sorgulanmıştır. Sonuçlara göre, aerodinamik gövde boylamsal durağan kararlılığa sahip olduğu takdirde, farklı Mach hızlarında, ağırlık merkezi değerlerinde ve kuyruk boyutlarında yapılacak analizlerin ön tasarım amacıyla kullanılabileceği değerlendirilmektedir. 3FL-DYN kodu ile elde edilen sonuçlar daha korunumludur.

İlerideki çalışmalarda, uçağın akış alanından kaynaklanan etkilerin özellikle güvenli ayrılmanın değerlendirilebilmesi için yöntemde dahil edilmesi ve yöntemin özellikle yunuslama açısından daha doğru sonuçlar verebilmesi için ek terimlerin incelenmesi gibi konular değerlendirilebilir. Ayrıca, yöntem sadece kuyruk-gövde konfigürasyonuna sahip bir geometri için değerlendirilmiştir; başka konfigürasyonlarda da incelenmesi uygun olacaktır.

Kaynaklar

Altair HyperWorks Desktop 11, Altair Engineering Inc., 2011.

ANSYS FLUENT 14.5 User's Guide, Fluent Inc., 2012.

Blakelock, J. *Automatic Control of Aircraft and Missiles*. John Wiley & Sons, s.230-231, 1991.

- Brochu, R. ve Lestage, R. *Three-Degree-of-Freedom (DOF) Missile Trajectory Simulation Model and Comparative Study with a High Fidelity 6DOF Model*. Defense Research and Development Canada, DRDC Valcartier, TM 2003-056, 2003.
- Canale R.P. ve Chapra, S.C. *Numerical Methods for Engineers*. McGraw Hill, 6. basım, 2009.
- Karcz, J. ve Kacperski, L. *An effect of grid quality on the results of numerical simulations of the fluid flow field in an agitated vessel*. 14th European Conference on Mixing, 2012.
- Moore, M., Stoy, S. ve Vukelich, S. *Missile DatCOM: Volume 2 - User's Manual*. McDonnell-Douglas Missile Systems Company. Vol.2, s.1,1989.
- Patel, M., Sowle, Z. ve ark. *Aerodynamic Control of a Small Projectile*. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2006-667, 2006.
- Rumsey, C.L., Sanetrik, M.D. ve ark. *Efficiency and Accuracy of Time-Accurate Turbulent Navier-Stokes Computations*. Computers & Fluids. Vol. 25, No. 2, s.217-236, 1996.
- Siouris, G.M. *Missile Guidance and Control Systems*. Springer, 2004.
- Standard Atmosphere*. International Organization for Standardization, ISO 2533:1975, 1975.
- Stengel, R.F. *Flight Dynamics*. Princeton University Press, 2004.
- Versteeg, H. ve Malalasekera, W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. Pearson, 2nd ed., 2007.
- Wilcox, D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries, Inc., 1994.