

YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDAKİ NARİN GÖVDELERDE AKTİF AKIŞ KONTROLÜN YANAL KUVVETE ETKİSİ

Kıvanç Arslan
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
ROKETSAN

Prof. Dr. Serkan Özgen
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

ÖZET

Burun üzerine yerleştirilmiş bir çıkıntı ve üfleme deliği olan narin bir gövde, sayısal simülasyonlar kullanılarak incelenmiştir. Türbülans modellemesi dahil edilen RANS yöntemi, $Re_d = 1.54 \times 10^5$ ve 50 derece hücum açısındaki çözümler için kullanılmıştır. Akış koşulları ve burun üzerindeki küçük çıkıntı, gövdenin akışı doğrudan görmeyen üst tarafında asimetric bir sabit girdap yapısı oluşturmakta ve bu da gövde üzerinde net bir yan kuvvetin oluşmasına yol açmaktadır. Bu yan kuvvet, çıkıntının ters tarafında burun üzerine yerleştirilmiş delikten hava üflenerek kontrol edilebilir. Üflemenin gövde üzerindeki basınç dağılımına etkisini incelemek için sayısal simülasyonlar yapılmıştır. Sonuçlar, sayısal simülasyonların deneysel verilerle iyi bir uyum içinde olduğunu ve narin gövdeler için aktif akış kontrol amacıyla kullanılabilirliğini göstermektedir.

GİRİŞ

Yüksek hücum açılarında narin gövde aerodinamiği çalışmaları, çeşitli hava ve uzay araçlarının tasarımı ve performansı açısından önemli sonuçlar doğuran bir araştırma alanıdır. Narin gövdeler, yüksek hücum açılarında karmaşık aerodinamik olaylara maruz kalır; bu olaylar arasında akış ayrılması, girdap oluşumu ve doğrusal olmayan aerodinamik davranışlar yer alır. Bu olaylar, hava aracının stabilitesi, kontrolü ve genel aerodinamik performansı üzerinde önemli bir etkiye sahip olabilir.

Yüksek hücum açılarında, narin gövdeler üzerindeki hava akışı genellikle yüzeyden ayrılır ve girdaplar oluşturur. Bu girdaplar kaldırma kuvvetini arttırırken, aynı zamanda sürüklenme kuvvetini de artırır ve düzensiz aerodinamik kuvvetler oluşturur. Bu akış rejiminde öne çıkan özelliklerden biri, gövde üzerinde beklenmeyen yan kuvvetlere yol açabilen sabit asimetric girdapların oluşumudur. Bu asimetric girdaplar, akış alanındaki küçük bozucu etkilerden kaynaklanır ve hava aracının kontrolünü zorlaştırır ve stabilitesini etkiler. Bu akış ayrılması kaynaklı etki, hücum açısı ve Reynolds sayısındaki değişikliklere karşı son derece hassastır ve narin gövdelerin yüksek hücum açılarındaki aerodinamik davranışını öngörmeyi zorlaştırır. Elde edilen aerodinamik kuvvetler ve momentler, genellikle bu koşullar altında çalışan uçaklar, füzeler ve uzaydan yeniden giriş araçları için kritik öneme sahiptir.

Erken deneysel çalışmalar [Ericsson 1980] ve araştırmalar, genellikle düşük hızlı rüzgâr tünellerinde gerçekleştirilen, narin gövdelerin yüksek hücum açılarında güçlü ön kenar girdapları geliştirebileceğini ortaya koymuştur. Bu girdapların, küçük geometrik kusurlar veya akıştaki bozuntular nedeniyle asimetriye eğilimli olduğu görülmüştür.

Son araştırmalarda [Xueying 2002, Mahadevan 2018] ise, tekrarlanabilir asimetric yan kuvvet oluşumuna odaklanılmış ve gövde üzerinde yerleştirilen çıkıntılar, küçük kusurların etkilerini ortadan kaldırmak için kullanılmıştır. Bu yaklaşımda tekrarlanabilir rüzgâr tüneli test sonuçları elde edilebilir ve sayısal çalışmalarla daha sağlıklı karşılaştırmalar yapılabilir [Qi 2019, Wang 2017].

¹ Kıdemli Lider Mühendis, Aerodinamik Teknoloji Geliştirme Birimi, E-posta: kivanc.arslan@roketan.com.tr

² Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: serkan.ozgen@ae.metu.edu.tr

Aktif akış kontrolü, hava araçlarının etrafındaki akışın enerji kullanılarak manipüle edilmesine olanak sağlayan yöntemleri içerir. Hava üfleme veya emme, aerodinamik yapıyı değiştiren mikro girdap oluşturmalar, plazma eyleyiciler vb. bu amaçla kullanılan yaklaşımlardır.

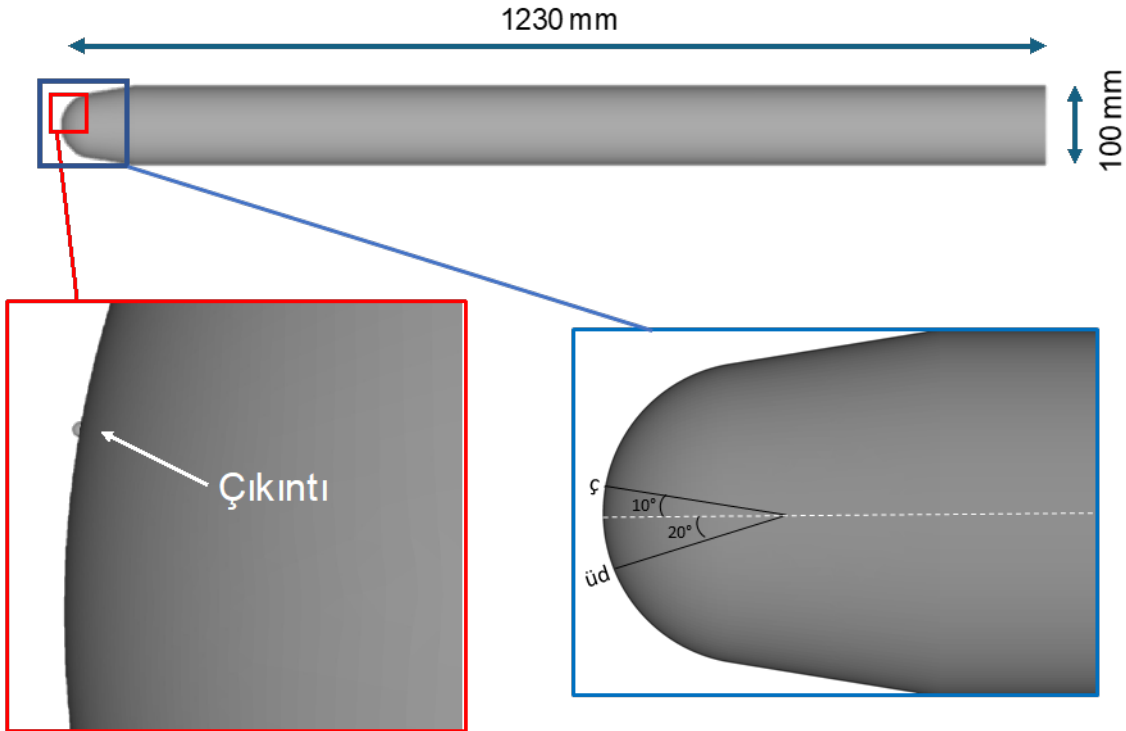
Hesaplmalı akışkanlar dinamiği (HAD) ve rüzgâr tüneli testleri, PIV gibi deneysel tekniklerdeki ilerlemeler, yüksek hücum açısı aerodinamiğinin anlaşılmasını kolaylaştırıcı bir etki yapmıştır. Bununla birlikte, karmaşık akış fiziği ve aerodinamik katsayıların doğru tahmin edilmesi ihtiyacı sürekli araştırma gerektirmektedir. Bu çalışmada, yüksek hücum açısındaki bir narin gövde üzerindeki akış alanını anlamak için RANS modellemesi kullanılmıştır. Gövdenin burun kısmından hava üfleterek, gövdenin rüzgaraltı tarafındaki akış alanı yapısını değiştiren aktif akış kontrol yöntemi incelenmiştir. Bu çalışmada üfleminin etkilerini anlamak için sayısal simülasyonlardan faydalanılmıştır.

YÖNTEM

Model Tanımı ve Akış Koşulları

Sayısal simülasyonlar için kullanılan test modelinin temsili bir görüntüsü Şekil 1'de sunulmaktadır. Modelin burnu kütten koniye geçişlidir ve silindirik bir gövdeye sahiptir. Gövdenin çapı $D=100$ mm ve toplam uzunluğu $12.3D$ 'dir. Küt burun kısmının üzerinde, üstten bakış durumunda yatayla 10° açı yapacak şekilde $0.006D$ çapında küresel bir çıkıntı bulunmaktadır. Konik kısmın diğer tarafında ise yatayla 20° açı yapacak şekilde bir üfleme deliği vardır (Şekil 1 ve 2). Test geometrisi, deneysel ve sayısal sonuçların detayları [Qi 2019, Wang 2017] kaynaklarında bulunabilir.

Sayısal çalışmalarda $Re_D = 1.54 \times 10^5$, serbest akış hızı $V_\infty = 23$ m/s, hücum açısı 50° ve yanal sapma açısı 0° olan akış koşulları incelenmiştir.



Şekil 1: Narin gövde modeli (üstten görünüm, çıkıntı (ç) ve üfleme deliği (üd) detayı yakınlaştırılmış)

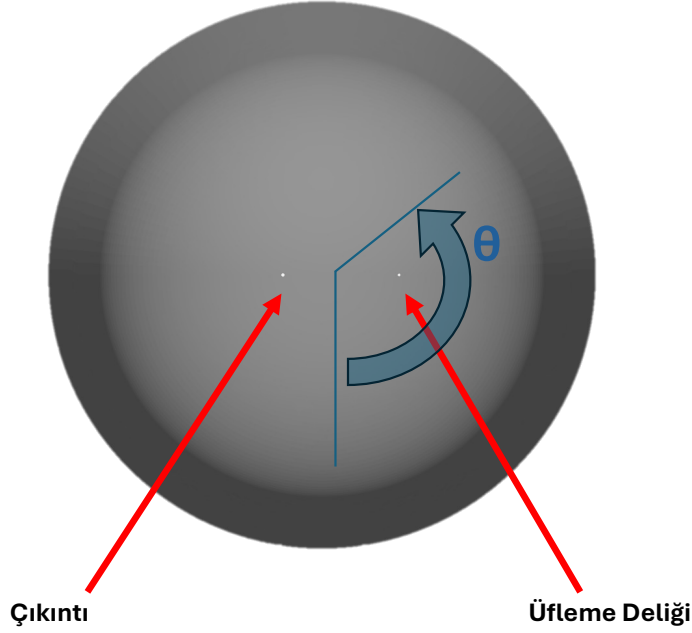
SAYISAL SİMÜLASYONLAR

Üç boyutlu RANS simülasyonları, narin gövde etrafındaki akış alanını hesaplamak için kullanılmıştır. ANSYS Fluent sonlu hacim çözücüsü ile simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. Basınç tabanlı çözücü, $k-\omega$ SST türbülans modeli ile birlikte uygulanmıştır.

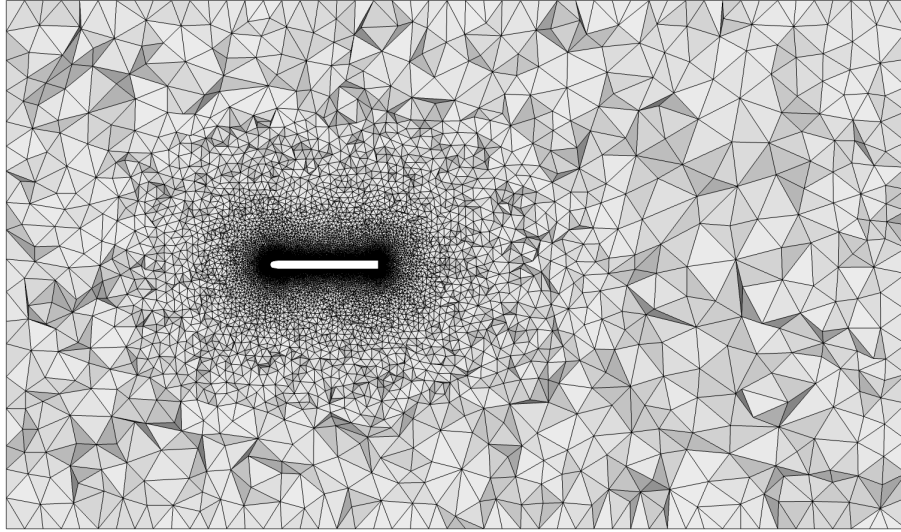
Hesaplama alanı yaklaşık 8 milyon prizmatik ve tetrahedral hücreden oluşmaktadır. Sınır tabakası akış özelliklerini yakalayacak şekilde oluşturulmuş ve model üzerinde $y^+ < 1$ sağlanmıştır. Eksenel

yönde 100 çap, yanal yönde ise 30 çap genişliğinde bir hesaplama alanı kullanılmıştır. Şekil 3 hesaplama alanının yandan görünümünü göstermektedir.

Narin gövde modelinin üzerindeki sınır koşulları sürtünmesiz duvardır. Üfleme deliği modellenmesi için; üfleme aktif değilken sürtünmesiz duvar sınır koşulu, üfleme aktifken hız giriş sınır koşulu kullanılmıştır.



Şekil 2: Burun üzerindeki çıkıntı ve üfleme deliğinin yerleşimi, θ tanımı (önden görünüm)

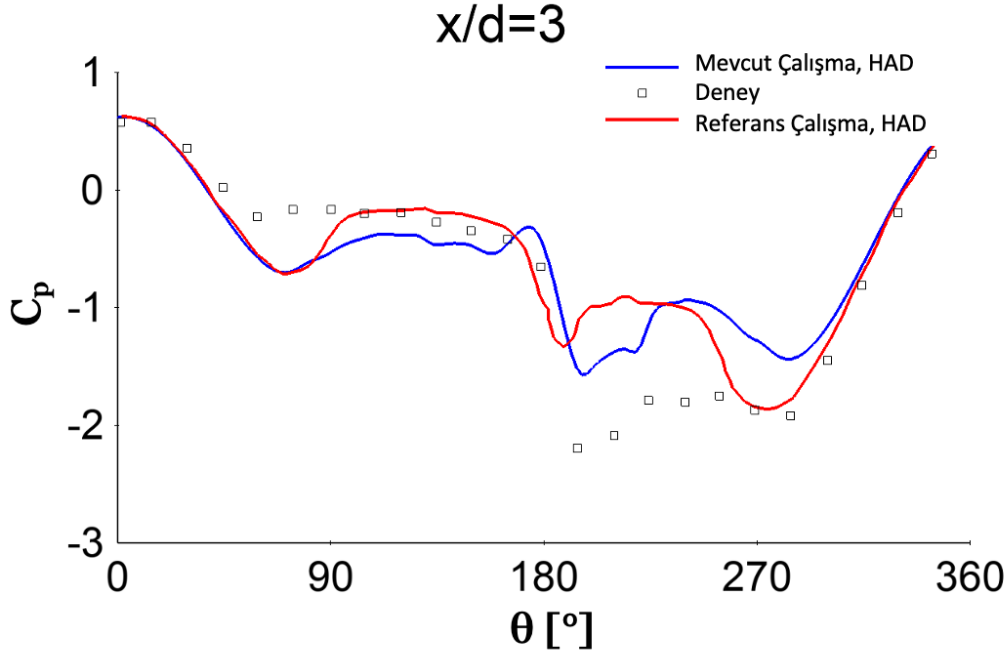


Şekil 3: Hesaplama alanı ile beraber narin gövdenin yandan görünümü

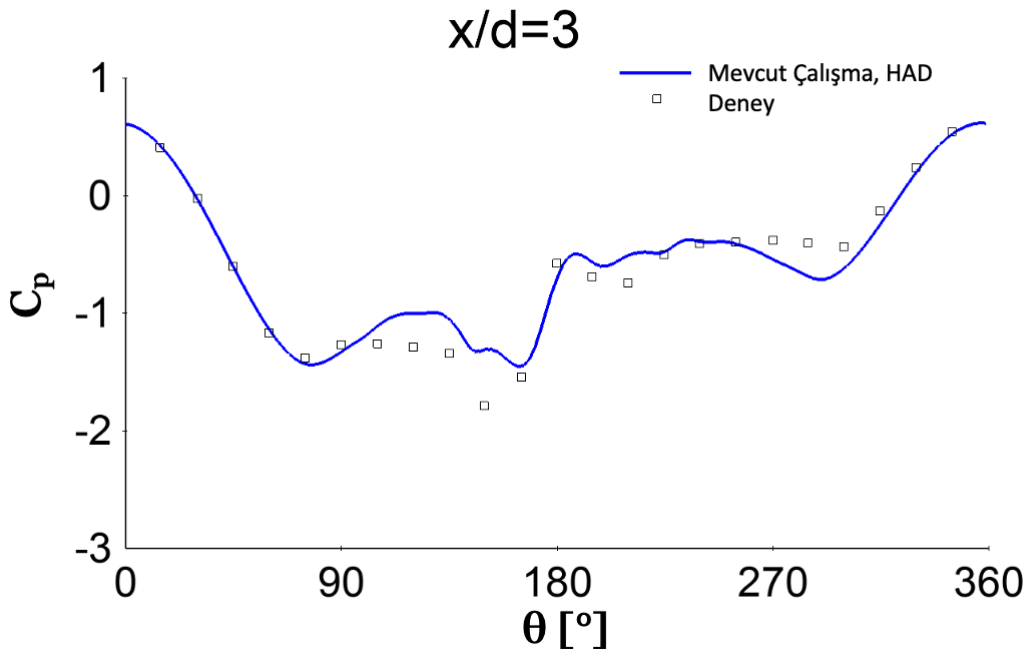
Sayısal simülasyonlardan elde edilen sonuçlar literatürdeki deneysel veriler ve sayısal sonuçlarla kıyaslanmıştır [Qi 2019, Wang 2017]. Sonuçlar elde edilirken referans deneyde olduğu gibi basınç katsayısı değerlerinin ortalaması alınmıştır. Üfleme olmayan durum için deney verileri ve referans sayısal veri mevcuttur. Bu çalışmada elde edilen, narin gövdenin $x/D=3$ kesitindeki basınç katsayısı değerleri karşılaştırmalı olarak Şekil 4'te gösterilmiştir.

Bu çalışmanın ana amaçlarından biri hava üflemesi durumundaki sayısal modelleme yönteminin doğrulanması ve üflemeyle ilgili olarak füze üzerindeki basınç dağılımı değişimini incelemektir. Üfleme kaynaklı narin gövde etrafındaki girdap yapısında oluşan değişiklik gövde üstündeki basınç dağılımını değiştirmektedir. Bu durum yanal sapma açısı 0 derece olan test modelinin üstünde sağa veya sola doğru yanal kuvvet oluşmasına sebep olmaktadır.

Üfleme olan durum incelenirken C_μ üfleme katsayısı kullanılmıştır. $C_\mu = \frac{u_b^2 s_b}{0.25 \cdot \pi \cdot V_\infty^2 \cdot D}$ olarak tanımlıdır ve u_b üfleme hızını, s_b ise üfleme deliği kesit alanını tanımlamaktadır. $C_\mu = 1.33 \times 10^{-5}$ koşulunda üfleme olan durum için elde edilen basınç katsayıları narin gövdenin $x/D=3$ kesitinde deney verisiyle karşılaştırmalı olarak Şekil 5'te verilmiştir. Üfleme durumu için literatürde referans sayısal sonuç verisi bulunmadığı için grafiklere eklenmemiştir.



Şekil 4: Üfleme olmayan durum için hesaplanan basınç katsayıları

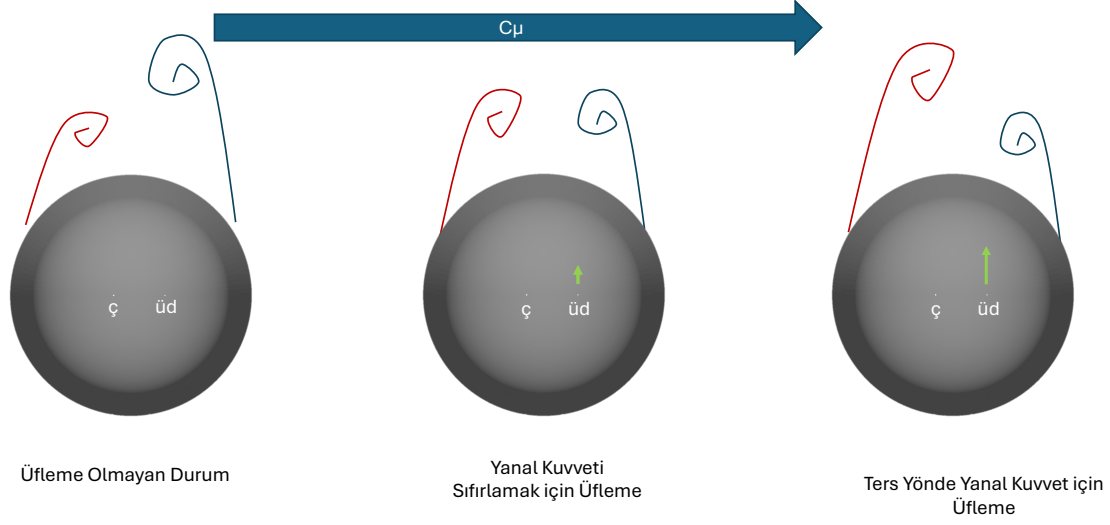


Şekil 5: Üfleme olan durum için ($C_\mu=1.33 \times 10^{-5}$) hesaplanan basınç katsayıları

Şekil 4 ve Şekil 5 incelendiğinde $x/D=3$ kesitinde gövde üzerindeki basınç dağılımının önemli ölçüde farklı olduğu görülmektedir. Şekil 4'te üfleme olmayan durum için $\theta = 190-270^\circ$ değerlerinde düşük basınç bölgeleri görülmektedir. Burundaki çıkıntı sebebiyle gövdenin sağ tarafına yakın olarak oluşan girdap yapısı buna sebep olmaktadır. Üfleme aktif edildiğinde ise asimetrik girdap yapısının

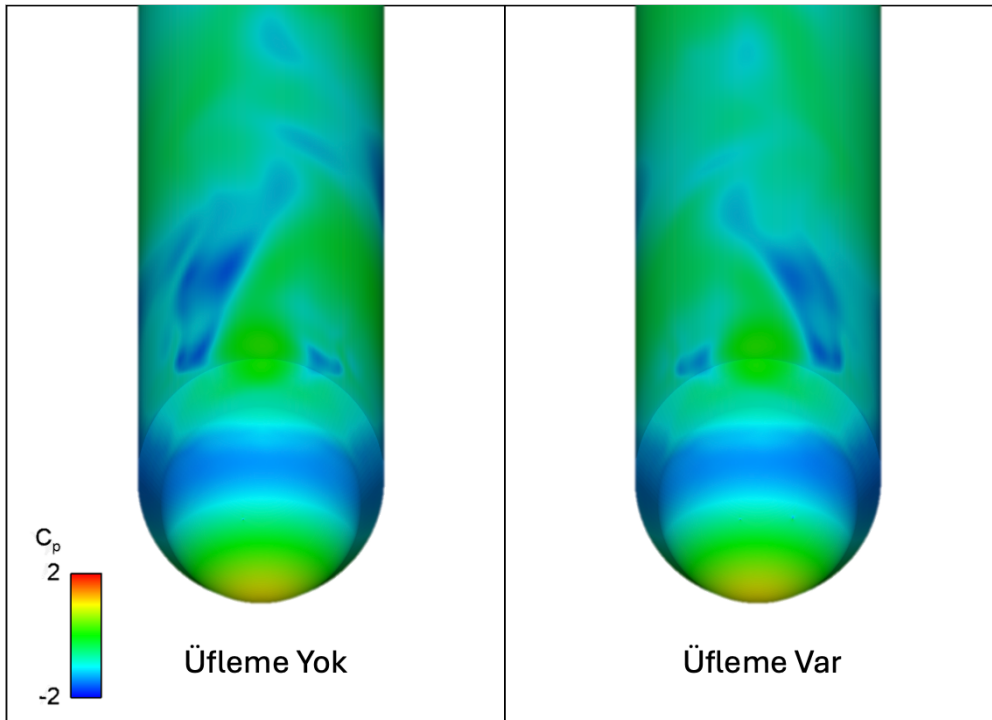
davranışı tam tersine dönmekte ve düşük basınç bölgesi gövdenin sol tarafında oluşmaktadır. Şekil 5'teki $\theta = 90-150^\circ$ bölgesindeki düşük basınç değerlerinden bu durum anlaşılabilir.

Şekil 6'da artan üfleme miktarının narin gövde etrafındaki asimetrik girdap yapısını nasıl değiştirdiği gösterilmektedir. Şekil 4 ve Şekil 5'teki basınç katsayısı değişimleri, bu girdap yapısındaki değişimlerden kaynaklanmaktadır.



Şekil 6: Asimetrik vorteks yapılarının burundan üfleme ile değişimi (ç : çıkıntı, üd: üfleme deliği)

Gövde üzerindeki basınç dağılımı incelendiğinde ise, üfleme olmayan ve olan durum için; narin gövdenin burun kısmında benzer, ancak silindirik kısımda oldukça farklı olduğu Şekil 7'de görülebilir. Düşük basınç bölgelerinin üflemenin olup olmamasına bağlı olarak gövdenin sağ veya sol tarafında oluşması yanal kuvvet oluşumuna sebep olmaktadır. Bu sonuçlar ışığında yüksek hücum açısında narin gövde üzerinde oluşabilecek yanal kuvvetin burundan üfleme yöntemi kullanan aktif akış kontrol yaklaşımı ile kontrol edilebileceği değerlendirilmiştir.



Şekil 7: Narin gövde üzerindeki basınç katsayılarının burundan üfleme ile değişimi

SONUÇ

Bu çalışmada, yüksek hücum açısındaki narin bir gövde için sayısal simülasyonlar yapılmıştır. Gövde üzerindeki basınç katsayısının burundan hava üflenmesi durumunda değişimi incelenmiştir. Basınç katsayısındaki değişim gövdenin yan kısmında olduğu için buna bağlı oluşabilecek yanal kuvvetin burundan üfleme yapılarak kontrol edilebileceği değerlendirilmiştir. Sonuçlar, sayısal simülasyonların deneysel verilerle uyumlu olduğunu ve bu simülasyonların ince gövdeler üzerindeki aktif akış kontrol çalışmalarında kullanılabileceğini ortaya koymaktadır.

Kaynaklar

- Ericsson, L. E., Reding, J. P., 1980. "Alleviation Of Vortex-Induced Asymmetric Loads", Journal of Spacecraft, Vol.17, No.6.
- Mahadevan, S., Rodriguez, J., Kumar, R., 2018. "Effect of Controlled Imperfections on the Vortex Asymmetry of a Conical Body", AIAA Journal, Vol. 56, No.9.
- Qi, Z., Wang, Y., 2019. "Control of Asymmetric Flow Over A Blunt-Nosed Slender Body", Physics of Fluids, Vol. 31, No. 3.
- Qi, Z., Zong, S., Wang, Y., Li, Q., Wang, J., 2019. "Sources of Asymmetric Flow Over The Blunt-Nose Slender Body", European Journal of Mechanics / B Fluids 75, p. 372–381.
- Wang, L., Wang, Y., Qi, Z., 2017. "Nose Micro-Blowing for Asymmetric Vortices Control On Blunt-Nose Slender Body At High Angle Of Attack", Theoretical & Applied Mechanics Letters 7, p.351–356.
- Xueying, D., Xuerui, C., Yankui, W., Peiqing, L., 2002. "Influence Of Nose Perturbations On Behaviors Of Asymmetric Vortices Over Slender Body", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit.