YÜZEYE GÖMÜLÜ SES ALTI HAVA ALIĞININ ADJOINT YÖNTEMİ İLE OPTİMİZASYONU

Ali Ahmed* ve İsmail H Tuncer[†] Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, yüzeye gömülü bir hava alığının adjoint tabanlı tasarım optimizasyonu ele alınmıştır. Hedef fonksiyonlar olarak toplam C_L/C_D değeri ve hava alığı aerodinamik arayüzündeki toplam basıncın geri kazanımı belirlenmiştir, minimum ortalama basınç ise kısıtlayıcı olarak tanımlanmıştır. Akıştaki temel olgu, yan kenarda oluşan ve gömülü hava alığının performasında belirleyici olan vortex çiftidir. Çalışmada SU^2 programının akış çözücüsü, içinde bulunan adjoint çözücü ve serbest deformasyon araçlarıyla birlikte kullanılmıştır. Çözümler paralel hesaplama ortamında elde edilmiştir. Başlangıçta 0.087 olan C_L/C_D değeri, optimizasyon çaışmasının sonucunda, 38 numaralı tasarımda 6.5 kat iyileştirilerek 0.52'ye çıkarılmıştır.

GIRIŞ

Ses altı çalışan yüzeye gömülü hava alıkları, hava soluyan itki sistemlerinin ayrılmaz birer parçasıdırlar. Bu tip hava alıkları çoğunlukla yardımcı uygulamalarda kullanılmakla birlikte, itki sistemlerinde genellikle ana hava tedarik ünitesi olarak hesaba katılmazlar. Yüzeye gömülü hava alıkları, doğaları gereği şekil direnci meydana getirmezler. Ne var ki çarpma basıncının olmaması, performansın arttırılmasını zorlaştırır. Hava alığının yanal duvarlarında oluşan vorteks çiftleri, akışı emme boğazına sürükleyen temel unsurlar olmalarının yanı sıra arttırılmış kaldırmaya da katkıda bulunurlar. Bu vorteks çiftlerinin şiddetleri ve şekilleri yanal kenar geometrisine ve karşı basınç şartlarına bağlıdırlar. Geleneksel pitot tipindeki ses altı hava alıklarıyla karşılaştırıldığında düşük direnç ve arttırılmış basınç, temel ödünleşme unsurlarıdırlar.Bu nedenle, C_L/C_D mevcut optimizasyonundaki amaç fonksiyonları birincil husustur.

Bu çalışmada açık kaynak kodlu SU² RANS akış çözücüsü, içindeki adjoint tabanlı aerodinamik şekil optimizasyonu ve çözüme uyarlı ağ inceltme araçlarıyla [Economon v.d., 2016] birlikte yüzeye gömülü hava alığı konfigürsayonunun optimizasyonunda kullanılmıştır. Pignier v.d. [Pignier v.d., 2016], düz plaka üzerindeki NACA yüzeye gömülü hava alığının aero-akustik analizini yapmışlar ve deneysel veriler ile uyumlu sayısal çözümler elde etmişlerdir. Yüksek kaliteli sonuçları ve geometrinin baistliği

^{*}Doktora öğrencisi, Hav. ve Uzay Müh. Böl.., E-posta: ali.ahmed@metu.edu.tr

[†]Prof. Dr., Hav. ve Uzay Müh. Böl.., E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr



Şekil 1: Ramp length: Rampa uzunlugu, Entrance width: Giriş genişliği ,Ramp wall: Rampa duvarı, Ramp: Rampa, Lip: Dudak, Duct entrance plane: Oluk giriş düzlemi, Entrance depth: Giriş derinliği , Duct: Oluk

sebebiyle bu çalışma temel ölçüt olarak alınmış ve doğrulama çalışmaları yapılmıştır. Optimizasyon analizlerinde kullanılan serbest dönen kuyruk planformuna yan kenar, rampa ve kanaldır.

YÖNTEM

Alık performansı, kalitatif CFD sonuçları kullanılarak değerlendirilmiştir ve rampa merkez hattındaki C_P dağılımı Pignier [20] tarafından verilen deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Boşaltma alığı, karmaşık bir boşluk olarak sınıflandırılabilecek çıkıntılı olmayan bir geometri olduğundan, sıfır kalınlıktaki düz bir plakadan alınan C_L/C_D değeri yanıltıcı olabilir. Bu nedenle, geometrik somut bir gövde vermesi için, giriş, $1, 8m \times 1m'$ lik düz bir plan şeklinde alana ve 0, 2m kalınlığa sahip düz bir plaka üzerine ortalanmıştır ve plakanın üst yüzeyiyle aynı hizada olduğunda toplam giriş derinliği 0, 07m'dir (Şekil 2). Optimizasyon için Reynolds sayısı, alık derinliğine göre hesaplandığında, 0.6 serbest akış Mach sayısı için 1×10^5 'tir.

Genel bir ses altı hava alığı tasarımı Şekil 1'de gösterilmiştir. Geometri, 7° eğimli 0.5 m uzunluğundaki bir rampadan ibarettir. Oluğun girişi 0.07 m yüksekliğindedir ve arkada airfoil kesitine sahip bir dudak mevcuttur. Üstten görünüş neredeyse üçgen şeklindedir. Yandan bakıldığında hava sürükleme rampası, hava alığının kenar duvarlarında oluşan vorteks çiftlerinin olumlu etkisiyle birlikte havanın oluğa yönelmesine öncülük eder. Şekil 3'te gösterilen sınır tabakalı hibrit çözüm ağlarının oluşturulmasında GMSH [GMSH , 2012] kullanılmıştır.Yoğunluk gradyanı ile ağ adaptasyonu SU2 MESH kullanılarak yapıldı (Şekil 4).

Akımı yöneten süreklilik, momentum ve enerji denklemleri vektörel formda aşağıda gösterilmişti

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \overrightarrow{\nabla} \cdot (\rho \overrightarrow{u}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho \,\overrightarrow{u})}{\partial t} + \overrightarrow{\nabla} \cdot \left[\rho \overline{\overline{u \otimes u}}\right] = -\overrightarrow{\nabla p} + \overrightarrow{\nabla} \cdot \overline{\overline{\tau}} + \rho \,\overrightarrow{f} \tag{2}$$

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \overrightarrow{\nabla} \cdot \left(\left(\rho e + p\right) \overrightarrow{u} \right) = \overrightarrow{\nabla} \cdot \left(\overline{\overline{\tau}} \cdot \overrightarrow{u}\right) + \rho \overrightarrow{f} \overrightarrow{u} + \overrightarrow{\nabla} \cdot \left(\overrightarrow{\dot{q}}\right) + r \tag{3}$$

U akı vektörüdür:

2 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı



Şekil 2: Sol: Düz plaka üzerinde hava alık; Sağ:Düz Plakanın Boyutları



Şekil 3:GMSH'den hibrit çözüm ağı

$$U = \left\{ \begin{array}{c} \rho \\ \rho \overrightarrow{u} \\ \rho e \end{array} \right\} \tag{4}$$

Akış denklemi şimdi yeniden düzenlendi ve kalıntısı yinelemeli sayısal yöntemlerle sıfıra getirilecek.

R(U, X) = 0, (5)

Bu denklemleri çözmek için uygun ayarlarla SU2 Direct kullanılmıştır. Bu çalışmadaki denklemler, yüksek ses altı ve ses ötesi Mach ve yüksek Reynolds sayılarında 3 boyutlu aerodinamik problemi çözmektedir. RANS ile çözücü ayarları, sıkıştırılabilirlik ve viskoz akış hususları dikkate alınarak yapılmıştır. Türbülans modellemesi için SST modeli kullanılırken, ikinci derece HLLC ve ROE gibi akı bölme şemaları kullanılmıştır.

Optimizasyon, bir dizi tasarım değişkeninin manipülasyonu yoluyla seçilen bir amaç fonksiyonunun en aza indirilmesi olarak tanımlanır. Matematiksel denklemlerin türetilmesinin tamamı [H Kline 2017] tarafından verilmiştir.



Şekil 4: Yoğunluk gradyanı ile ağ adaptasyonu



5. ve 6. denklemler Lagrange yöntemi ile KKT koşulu kullanılarak çözülür. Bunun için kullanılan Adjoint denklemi ve Lagrange değişkeni Ψ^T :

$$\left(\frac{\partial J}{\partial U} + \Psi^T \frac{\partial R}{\partial U}\right) = 0 \tag{7}$$

Ve amaç fonksiyonunun gradyantıdır.

$$\frac{dJ}{dX} = \frac{\partial J}{\partial X} + \Psi^T \frac{\partial R}{\partial X} \tag{8}$$

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Türbülanslı akış çözümleri hem baz, hem de çözüme uyarlı ağlarda elde edilmiştir. Yanal duvarların keskin köşelerinde oluşan şiddetli vortex çiftleri hesaplanmış ve Şekil 5'te gösterilmiştir.



(b) (c) Şekil 5: Yanal duvarlarda oluşan vorteks çiftleri

Pout/P	v/V
0.85	1.00
0.90	0.80
0.95	0.60
1.00	0.40

Tablo 1: Farklı hız oranı için basınç sınırı

1 Referansla karşılaştırma

Alık performansı, kalitatif CFD sonuçları kullanılarak değerlendirilmiştir ve rampa merkez hattı üzerindeki basınç dağılımı [Pignier] referansı ile karşılaştırılmıştır. Ses altı serbest akışta plakanın hücum açısı sıfırdır. Rampa akışı hızlandırırken, üçgen yan kenarlarından yayılan ve ters yönde dönen girdap çifti, akış aşağı akışını kanal çıkışına doğru sürükler. Çıkıştaki basınç, hız oranını (v/V) belirler. Açıkça görüldüğü gibi, akışın büyük kısmı v/V=0.4'te dış akışa dallanırken, v/V = 1.0 için alık boşluğuna giren akışın neredeyse tamamı alık kanalına sürüklenmektedir. Şekil 6'da gösterildiği gibi her iki çalışma için de benzer akış örüntüleri gözlemlenebilir. NACA alık oluğundaki farklı arka basınç şartlarına karşılık gelen hız oranlarındaki sonuçlar, referans çalışmadaki mevcut sonuçlar ile karşılaştırılmalı olarak gösterilmiştir. Sonuçlar benzer yönelimlere sahip olmakla merkez hat üzerindeki farklı noktalardaki C_p değerlerieri de uyum içerisindedir.



Şekil 6: Simetri düzleminde akış çizgileri a. bu çalışma b. Referans



⁶ Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı



Şekil 7: a. Farklı Mach sayısı için C_L/C_D b. NACA girişi nedeniyle basınç dağılımı

2 C_L/C_D tahmini

Düz plakanın üst yüzeyindeki NACA alığı düzensiz bir basınç dağılımı oluşturur, bu da kaldırma kuvveti meydana getirir. Aerodinamik aracın bütünü için C_L/C_D değerleri farklı akış şartlarında hesaplanmıştır. Şekil 7'da bütün aralıkta değerlerin düşük kaldığı ancak en yüksek değere 0.6 Mach sayısında ulaşıldığı görülmektedir.

3 Şekil optimizasyonu

Hedef fonksiyonun adjoint hassasiyeti Şekil 8'de gösterilmiştir. Başlangıç şeklini gösteren soldaki şekil kenarlarda kuvvetli bir varyasyonu işaret etmekte, ancak optimize edilmiş çözümde yüzey adjoint değerinin etkisi azalmakta ve daha üniform bir hale gelmektedir. Optimizasyon çalışmasıyla birlikte değişen şekil, 38 numaralı tasarımda nihai olarak $C_L/C_D = 0.52$ değerini vermektedir. Bu, hedef fonksiyonun başlangıç değerinin 6.5 katından daha fazladır (Şekil 9).

Farklı görüş açılarından şekil değişimleri Şekil 10 ve 11'de görülebilir. Şekil 10'daki ön dudağın kesit görünüşü, başlangıç şeklinde rampada bir boşalma mevcut iken ara sonuçlarda (kırmızı) yükseklikte önce bir artış olmakta, daha sonra optimize edilmiş durumda (mavi) bu bir derinliğe dönüşmektedir. Benzer şekilde, başlangıç ve optimize şekillerin üst görünüşü karşılaştırıldığında akıştı üstü yönüne doğru bir uzama görülmektedir. Üst görünüş, ön dudağın uzaması sonucu oluşan dışbükey bir eğri göstermektedir. Rampa zemini boyunca eksenel yöndeki kesitlerdeki C_p dağılımları Şekil 12'de gösterilmiştir. Her iki konumda da optimize edilmiş şekildeki C_p , başlangıç şekline göre daha düşüktür.

Kaldırma kuvvetindeki artış, başka bir faktör ile de açıklanabilir. Dudak ve yan kenarlardan yayılan vortex çifti akış altına doğru hareket ederek, şeklin optimize edilmiş nihai haline kadar yutulmaktadır (Şekil 14). Bunun sebebi, rampa zemininin derinliğindeki hafif artış ve dudaktan yayılan vorteksin eksenel yöndeki uzamasıdır. Vorteks çifti, oluk içinde şiddetini muhafaza etmekte ve buradaki C_p dağılımını düşürmektedir. Bunun sonucunda ise üst ve alt oluk duvarları arasındaki net ΔC_p değeri negatif olarak elde edilmektedir (Şekil 13).



(a) Şekil 8: Yüzeyde Adjoint



Şekil 9:NACA Giriş yüksekliği optimizasyonu için tasarım döngüleri.



(a) (b) Şekil 10: a. Alınan ön dudak kısmının konumu b. Tasarım Anahatları-Mavi: Temel; Kırmızı: Tasarım no 17; Siyah: Final Tasarım no 38



Şekil 11: Giriş üstten görünüm Tasarım Anahatları- Mavi: Temel; Kırmızı: Tasarım no 17; Siyah: Final Tasarım no 38



9 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı



Şekil 13: Üst ve alt kanal duvarları arasınd
a Δ Cp dağılımı.



(a) Orijinal (b) Eniyilenmiş Şekil 14:Yan kenardan yayılan akış çizgileri

SONUÇ

Bu çalışmada, içinde hesaplamalı akış ve adjoint çözücüleri ve şekil deformasyon araçları bulunan SU2 yaılımı kullanılarak bir ses-altı NACA alığının şekil optimizasyonu yapılmıştır. Alık, kalınlık/genişlik oranı 0.1 olan düz bir plaka üzerindedir; alık ve oluk yüzeyleri tasarım değişkenleri, düz plaka ise kısıtlayıcı olarak belirlenmiştir. Plaka, Mach sayısının 0.6 olduğu bir serbest akışa yerleştirilmiştir. Öncelikle sonuçlar Pignier v.d. tarafından yayınlanan bir aero-akustik çalışmayla karşılaştırılmıştır. Alık rampasındaki C_p dağılımı ve akış çizgileri, CFD ve deneysel sonuçlar ile uyum içerisindedir. Ardından, kaldırma kuvvetinin hedef fonksiyon olduğu bir optimizasyon çalışması yapılmıştır. Ön dudak ve oluk derinliği en çok deformasyona uğrayan kısımlar olmuştur. Ayrıca, temel şekilde düz plaka üzerinde dallanan vorteks çiftinin optimize edilmiş şekilde oluk içine doğru yutulduğu gözlemlenmiştir. Böylece, temel şekilde 0.087 olan C_L/C_D değeri 38 tasarım döngüsünün sonunda 6.5 kat artarak optimize edilmiş nihai şekilde 0.52'ye yükselmiştir.

Kaynaklar

- Thomas D. Economon, Francisco Palacios, Sean R. Copeland, W. Lukaczyk, and Juan J. Alonso. *SU2:An Open-Source Suite for Multi physics Simulation and Design.* AIAA Journal Vol. 54, No. 3, March 2016.
- Nicolas J. Pignier, Ciarán J. O'Reilly, Susann Boij Aerodynamic and Aeroacoustic Analyses of a Submerged Air Inlet in a Low-Mach-number Flow. Computers and Fluids. (2016) 133:15–31.
- Shu Sun, Rong-wei Guo, and Yi-zhao Wu, E. Characterization and Performance Enhancement of Submerged Inlet with Flush-Mounted Planar Side Entrance. Journal of Propulsion and Power Vol. 23, No. 5, September October 2007.
- Heather L. Kline THE CONTINUOUS ADJOINT METHOD FOR MULTI-FIDELITY HYPERSONIC INLET DESIGN. PhD Thesis Stanford University April 2017
- Ali Yıldırım ve Sinan Eyi *BOYUTLU EULER ÇÖZÜCÜSÜ VE ADJOINT YÖNTEMİYLE KANAT-GÖVDE TASARIM ENİYİLEMESİ*. UHUK-2016-067 VI. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI 28-30 Eylül 2016, Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli

http://gmsh.info/doc/texinfo/gmsh.html