

## FÜZE HAVA DİRENCİNİN HESAPLAMALI ANALİZİ

M. ÇAĞAN, Ş. YİĞİT, D. GÜRAK  
TUSAŞ, Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmada OpenFOAM'a dayalı yoğunluk tabanlı bir çözücü olan HiSA kullanılarak jenerik bir füze etrafındaki akış hesaplamalı (sayısal) olarak modellenip, çözümlenmiştir. Akışın modellenmesine dair hususlara değinilmiş hem ses altı hem de ses üstü hallerde analizler yürütülmüştür. Çalışmadaki analiz sonuçları başka araştırmacıların yayımladıkları ölçüm ve analiz sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Hesaplanan direnç (sürüklenme) kuvveti değerlerinin ölçümleri öngörebildiği gözlenmiştir. İlaveeten, elde edilen akış alanının nitelik açısından diğer yayımlanmış analiz sonuçlarına benzerliği görülmüştür. Kurgulanan bu geçerli model ile akışın yapısı ve direnç kuvvetinin serbest akım Mach sayısına göre değişimi incelenmiştir. Ayrıca, alternatif bir füze geometrisi etrafındaki akış da analiz edilerek, sonuçlar karşılaştırmalı olarak irdelenmiştir. Böylece, füze geometrisinde uygulanan değişikliklerin direnç kuvvetinin azaltılmasına olan etkileri gösterilmiştir.*

### GİRİŞ

Havacılık sanayinde uçan cisimlere havanın uyguladığı direnç (sürüklenme) ve taşıma kuvvetlerinin öngörülmesi, uçuş performansı açısından önem arz etmektedir. Son yarım asırda sayısal (hesaplamalı) yöntemlerin fiziki olayların modellenmesinde yüksek seviyede olgunlaşması ve bilgisayar performanslarının da giderek yükselmesi ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri ürün geliştirme safhasında cazip bir araç haline gelmiştir. Dünya çapında birçok sanayi ve araştırma kuruluşunda çeşitli HAD ticari yazılımları yaygın biçimde kullanılmaktadır. Araştırmacılar yürüttükleri vaka analizleriyle bu yazılımların sunduğu çözüm tekniklerinin geçerliliğini sınamaktadırlar. Diğer taraftan, yüksek maliyetleri veya kullanımındaki olası kısıtlamalar sebebiyle, bazı kuruluşlar kendi kurum içi yazılımlarını da geliştirmektedirler. İlaveeten, birçok HAD uzmanı açık kaynak yazılımı kullanarak, lisans maliyetinden kaçınabilmektedir. Önde gelen açık kaynak HAD yazılımlarından biri de OpenFOAM olup [OpenFOAM Foundation, 2024; CFD Direct, 2024], Sonlu Hacimler Yöntemi (SHY) ile fiziki olayları yöneten denklemleri çözümlenmektedir [Medina, Beechhook, Saul, Porter, Aleksandrova ve Benjamin, 2015; Moukalled, Mangani ve Darwish, 2016]. Ayrıca, araştırmacıların bu yazılıma kendi çözüm tekniklerini ekleyebilmesi de bir avantaj olarak görülmektedir. Bu yazılımın performansı birçok vaka analizleriyle denenmiştir.

Sınır tabaka incelemelerinin yapıldığı düz levha üzerindeki akışlar [Gomez, Graves ve Poroseva, 2014] ve kanat profilleri etrafındaki akışlar [Gao, Xu ve Gao, 2012; Kekina ve Chakrit, 2016], direnç ve taşıma kuvvetlerinin hesaplanmasında göz önüne alınabilecek temel akış analizleridir. OpenFOAM yazılımıyla oluşturulan çözüm modellerinin, bu akışlarda oluşan söz konusu kuvvetleri ölçümlere yakın biçimde öngörebildiği gösterilmiştir. Ayrıca, yüksek taşıma kuvvetli uçağın

<sup>1</sup> Kıdemli Baş Teknik Müh., Dr., Açık Kaynak Mühendislik Yazılımları, markos.cagan@tai.com.tr

<sup>2</sup> Müdür, Dr., Hesaplamalı Akışkanlar Mekaniği, sahin.yigit@tai.com.tr

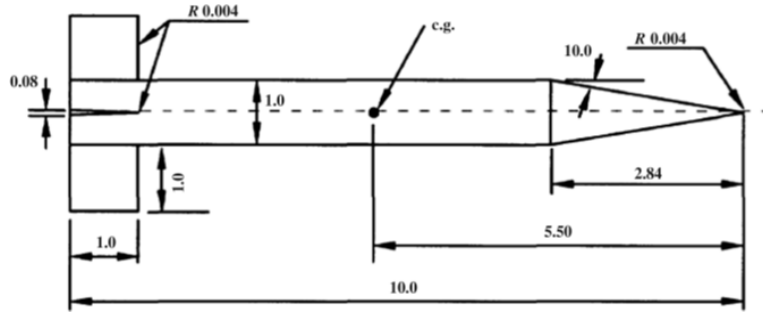
<sup>3</sup> Direktör, Bilgisayar Destekli Mühendislik, dgurak@tai.com.tr

etrafındaki akış analiz edilmiş [Ashton ve Skaperdas, 2019] ve analiz sonuçlarının literatürdeki ölçümler ve ticari yazılımlardan elde edilen veriler ile iyi bir uyum içerisinde olduğu belirtilmiştir.

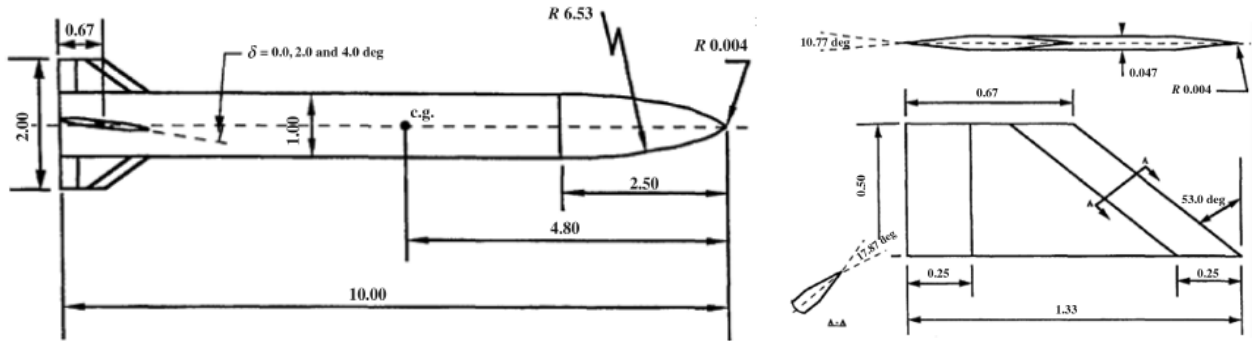
Jenerik füze geometrileri etrafındaki akışlar, stabilite türevlerinin elde edilmesine katkı sağlamak için, hesaplamalı biçimde incelenmiştir [Bhagwandin ve Sahu, 2014]. Bu incelemeler genelde ticari yazılımlar veya kurum içi yazılımlar kullanılarak yürütülmüştür. Bu çalışmada, jenerik bir füze etrafındaki akış OpenFOAM yazılımı kullanılarak modellenmektedir. Ancak standart OpenFOAM basınç tabanlı çözücü olduğundan, yüksek hızlı sıkıştırılabilir akışların çözümünde yeterli hassasiyeti veremeyebilir. Bu sebeple, Güney Afrika'daki Bilimsel Araştırma Kurumu (CSIR) tarafından geliştirilmiş, HiSA isimli yoğunluk tabanlı bir çözücü [Heyns, Oxtoby ve Steenkamp, 2014], OpenFOAM kütüphaneleri ile bağlantılı biçimde kullanılarak, bu çalışmadaki hesaplamalar yürütülmüştür. Kurgulanan sayısal modelin ürettiği sonuçlar literatürdeki hem ölçümler hem de evvelki HAD verileri ile karşılaştırmalı olarak irdelenmiştir. Geçerliliği gösterilmiş model ile sonrasında, direnç kuvvetinin farklı geometri ve uçuş hızlarındaki değişimi incelenmektedir.

## MODELLEME

Bu çalışmada, modellenip analiz edilen iki deney vakası vardır. Bunlar sırasıyla; ANF (Army-Navy Basic Finner / Ordu-Bahriye Temel Kanatlısı) ve AFF'dir (Hava Kuvvetleri Düzeltilmiş Kanatlısı / Air Force Modified Finner). Geometrik modeller Şekil 1 ve 2'de verilmektedir [Bhagwandin ve Sahu, 2014]. Bu vakalara ait hem uçuş hem de rüzgâr tüneli ölçümleri mevcuttur.



Şekil 1: ANF geometrisi (1 caliber = 0.03 m)



Şekil 2: AFF geometrisi (1 caliber = 0.03 m); tüm geometri (solda), kanat geometrisi (sağda)

Çözüm bölgesi küre biçiminde olup, çapı füze çapınının 60 katı büyüklüğünde çizilmiştir. Bu bölge boyutu Bhagwandin ve Sahu'nun (2014) çalışmasında da kullanılmıştır. Ancak burada, geometrik simetri nedeniyle bölgenin sadece yarısı modellenmiştir. Ayrıca akış gradyanlarının daha iyi çözümlenebilmesi için, füze civarına ağ çözünürlüğü (sıklığı) yüksek bir altbölge oluşturulmuştur. Ağ çözünürlüğü büyüklük fonksiyonları kullanılarak ayarlanmıştır. İlk olarak, füze yüzeyleri küçük elemanlara Ansys Mesh ile ayrıştırılmış, akabinde hacim ağı Fluent Mesh ile üretilmiştir [Ansys Fluent, 2021].

Sınır tabaka akışınının ağ çözünürlüğüne özellikle dikkat edilmiştir. Düşük Reynolds sayılı türbülans modeli kullanımı sebebiyle, cidara bitişik ilk hücre satırına ait boyutsuz cidar mesafesinin 1.0 değerinden daha az ( $y^+ < 1$ ) olması gerekmektedir. Füze geometrisi nispeten düzgün yüzeyli silindirik biçimde olduğundan, üzerindeki akış, düz levhadaki akışa benzetilebilir. Buradan hareketle, düz

levha üzerindeki akışa ait korelasyonlar kullanılarak [Schlichting ve Gersten, 2017], ilk hücre satırının yüksekliği öngörülme çalışılmıştır. Füze çapı serbest akımın Reynolds sayısının ( $Re_\infty$ ) hesabı için göz önüne alınırken, füze uzunluğu da ( $L$ ) füze yüzeyleri üzerindeki akışın Reynolds sayısı ( $Re_L$ ) hesabında kullanılmıştır. Çizelge 1’de söz konusu korelasyonlar ile hesaplanan sınır tabaka kalınlıkları verilmektedir. Buna göre, füze yüzeylerinden itibaren 0.005 m mesafenin sınır tabaka olarak ayrıklaştırılmasının incelenecek tüm Mach ( $0.5 < Mach < 2.5$ ) sayılı hallerde yeterli olacağı tahmin edilmiştir. Sınır tabakanın içindeki hücre satırları sayısı geometrik seri elemanlarının toplamı formülü kullanılarak belirlenmiştir.

Çizelge 1: Mach sayına göre sınır tabaka kalınlığının ( $\delta$ ) değişimi

Ma	$U_\infty$ (m/s)	$Re_L$	$\delta$ (m)
0.5	171.6	3.43e+6	5.47e-3
0.9	308.9	6.17e+6	4.87e-3
1.1	337.5	7.54e+6	4.68e-3
2.5	858	1.71e+7	3.97e-3
4.5	1544.4	3.08e+7	3.53e-3

Füze yüzeyleri genelde üçgen elemanlar ile ayrıklaştırılmıştır. Hacim ağı sınır tabaka kısmı prizmatik elemanlar ile geriye kalan kısmı ise dört yüzlü elemanlar ile örülmüştür. Üretilen toplam hücre sayısı 35 milyon civarındadır.

Ele alınan daimî akış vakaları, SHY’ye dayalı OpenFOAM (OF) yazılımının yoğunluk tabanlı Yüksek Hızlı Aerodinamik (HiSA: High Speed Aerodynamics) çözücü [HiSA, 2021] ile bağlantılı biçimde kullanılmasıyla analiz edilmiştir. Ortalanmış korunumlu entegral biçimli yöneten denklemlerdeki zamana bağlı terimler birinci mertebeden yerel zaman adımları ile enterpole edilerek ayrıklaştırılmıştır. Taşınım terimlerinin mekân ayrıklaştırması AUSM-UP<sup>+</sup> şeması ile yapılmıştır [Liou, 2006]. Akış değişkenlerinin sol ve sağdaki halleri van Leer enterpolasyonu ile belirlenerek, salınımların oluşmadığı ikinci mertebeden hassasiyet amaçlanmıştır. Genelleştirilmiş minimum artıklar (FMGRES) [Saad ve Schultz, 1986] ile tamamlanmamış aşağı ve yukarı (ILU) ön şartlandırıcılar uygulanarak ayrıklaştırılmış denklemler kümesi hesaplanmıştır [Yoon ve Jameson, 1988].

Akış vakalarında yüksek Mach ve Reynolds sayıları nedeniyle, hava akışı sıkıştırılabilir mükemmel gaz ve türbülanslı olarak modellenmiştir. Havanın viskozitesi Sutherland yaklaşımıyla, özgül ısı da sıcaklığa bağlı polinomla ifade edilmiştir. Türbülans modellenmesinde SST k- $\omega$  [Menter, 1994] esas olarak kullanılmıştır. Bunun yanı sıra, Spalart Allmaras (SA) modeli de çalışmanın başlangıç safhasında denenmiştir [Spalart ve Allmaras, 1992].

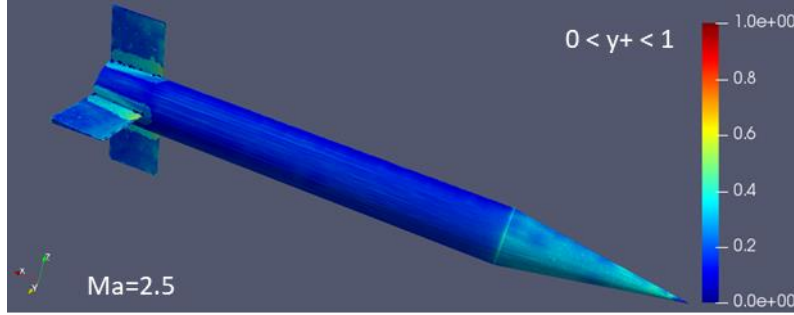
Dış çevre sınırı basınç uzak alanı tipinde olup, burada serbest akımın Mach ( $Ma$ ) sayısı, basınç ( $p_s$ ), sıcaklık ( $T_s$ ) ve hücum açısı ( $\alpha$ ) değerleri uygulanmıştır. Bu akış koşulları ilgili referanstan alınmıştır;  $p_s=101325$  Pa,  $T_s=293.15$  K [Bhagwandin ve Sahu, 2014]. Hücum açısı ( $\alpha$ ) ise sıfır olarak uygulanmıştır. Füze cidarları, kaymama şartlı ve pürüzsüz olarak modellenmiştir.

## ÇÖZÜMLEME

HAD analizleri tekrarlı (iteratif) çözümleme biçiminde olduğundan, yakınsama ölçütlerinin belirlenmesi, sonuçların güvenilirliği açısından önem taşımaktadır. Bu çalışmada, incelenecek ana değişken direnç kuvveti olduğundan, füze etkiyen direnç katsayısının ( $C_D$ ) tekrarlı çözümleme esnasında izlenmesi makul olacaktır.  $C_D$  değişiminin 1500 tekrar (iterasyon) adımından sonra epey azaldığı görülmüştür. Öyle ki, ses altı akış hallerinde  $C_D$  değerinin ortalama bir değer etrafında çalkalandığı, ses üstü akış hallerinde ise  $C_D$  değerinin asimptotik biçimde belli bir değere yaklaştığı belirlenmiştir. Dolayısıyla, hesaplamalar her bir  $Ma$  sayısı hali için 2000 tekrar adımıyla yürütülerek,  $C_D$  değerinin son yüz adımdaki ortalama  $C_D$  değerinden sapmasının %0.50’nin altına inmesi sağlanmıştır. Nihayetinde  $C_D$  çözüm değeri olarak, ses altı akış hallerinde son 100 tekrar adımıdaki değerlerin ortalaması, ses üstü akış hallerinde ise son tekrar adımıdaki değer alınmıştır.

Füze yüzeylerindeki boyutsuz cidar mesafesinin değerleri Şekil 3’de çizdirilerek, üretilen ağın kullanılan ağın cidar yakını akışın modellenmesine uygunluğu kontrol edilmiştir.  $Ma=2.50$  hali için,

yüzeylerdeki  $y^+$  değerlerinin genelde 0.40'ın altında olduğu görülmektedir. Cidar yakını modellenmesine uygun olan bu ağı daha yüksek Mach sayılarında ( $Ma=3.5$ ,  $Ma=4.0$  vb) bile kullanılabilirdiği düşünülmektedir. Çünkü küçük olan Mach sayıları ancak, sözü edilen yüksek Mach sayılarında 1.0 civarı değerlere ulaşabilecektir.



Şekil 3:  $Ma=2.5$  için ANF yüzeylerindeki  $y^+$  dağılımı

Çözümün ağdan bağımsızlığının incelenmesi de hesaplamalı analizlerin çözüm geçerliliği açısından gereklidir. Bunun için, yukarıda bahsedildiği üzere 35 milyon hücreli ağa ek olarak, 53 milyon hücreli daha ince bir ağ da üretilmiştir. Farklı Mach sayılarında hesaplamalar yürütülerek,  $C_D$  değerinin değişimleri gözlenmiştir. Çizelge 2'de görüldüğü gibi, ses üstü hallerde Ağ 2'nin verdiği  $C_D$  sonuçlarının Ağ 1'inkinden farkı %1'in altında iken, ses altı akışlarda %1'in üzerindedir. En yüksek fark  $Ma=0.5$  hali için %5'in altındadır. Analizlerin daha ziyadesiyle ses civarı (transonic) ve ses üstü haller için yapılacağı düşünüldüğünden, Ağ 1'in yeterince ağdan bağımsız sonuçlar üretebildiği değerlendirilmiştir.

Çizelge 2:  $C_D$  değerlerinin farklı ağlardaki değişimi

Ma	$C_D$ , Ağ 1	$C_D$ , Ağ 2 (ince)	% Sapma
0.5	0.5295	0.5062	4.60
0.9	0.7127	0.7000	-1.81
1.1	0.9491	0.9430	-0.65
1.5	0.6785	0.6779	-0.08
2.0	0.5102	0.5097	-0.11
2.5	0.4048	0.4048	0.00
3.0	0.3304	0.332	0.46

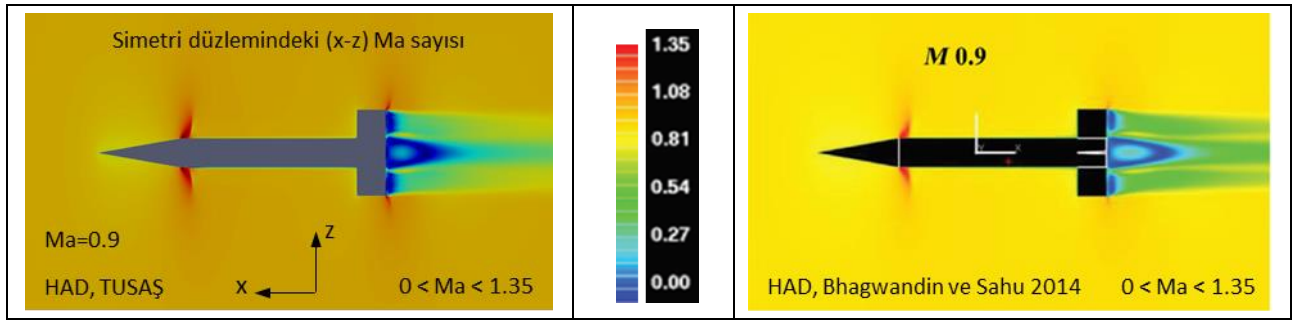
## SONUÇLAR

Çözüm modelinin yukarıda anlatıldığı gibi kurgulanmasından sonra farklı türbülans modelleri kullanılarak çeşitli Mach sayılarında ANF füzesi etrafındaki akış analiz edilmiştir. Ayrıca, ticari yazılım Ansys Fluent ile de bazı hesaplamalar mukayese maksatlı olarak yapılmıştır. Sonuçların ölçümler ile uyumu ve akış alanının nitel yapısı incelenmiştir. Akabinde çalışmaya AFF füzesi etrafındaki akış analizleri ile devam edilerek, hava direncinin değişimi incelenmiştir.

### ANF sonuçları

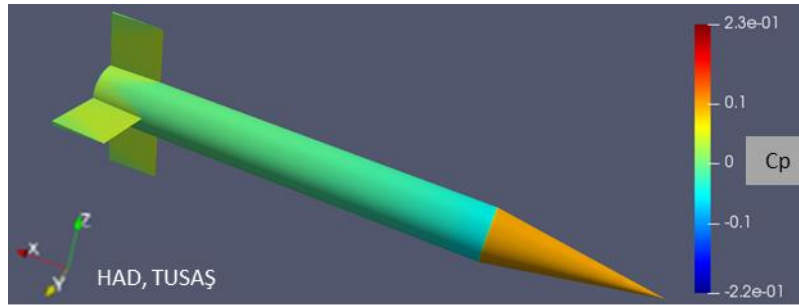
Füze etrafındaki hesaplanan Mach sayısı dağılımı serbest akımın  $Ma=0.9$  hali için simetri ( $x-z$ ) düzleminde, Bhagwandin ve Sahu'nun (2014) hesaplamalı çalışmasından elde edilenler ile beraber Şekil 4'de gösterilmektedir (Şekildeki TUSAŞ HAD modeli OpenFOAM HiSA çözümlerini ifade etmektedir).

Bu çalışmada elde edilen Mach sayısı dağılımının diğer çalışmadaki dağılıma nitelik açıdan önemli oranda benzediği görülmektedir. Füzenin konik ucunun bitiminde her iki analizde de oluşan şoklar görülmektedir. Ayrıca ardındaki çevrili akış yapıları da önemli ölçüde benzemektedir. Dolayısıyla akış alanının, Bhagwandin ve Sahu'nun (2014) modeline nitelik açıdan benzer biçimde öngörülebildiği söylenebilir. Ard akımdaki çevrili akış yapısının biraz farklılaşmasının ise kullanılan türbülans modelinden kaynaklandığı düşünülmektedir. Zira bu çalışmada SST modeli ile çözüm yapılırken, diğer çalışmada ise Realize edilebilir  $k-\epsilon$  (R  $k-\epsilon$ ) modeli kullanılmıştır.



Şekil 4: TUSAŞ ve literatürdeki HAD verilerine göre Ma=0.9'da ANF etrafındaki Ma sayısı dağılımı

Füze yüzeyleri üzerindeki basıncın dağılımı Şekil 5'de verilmektedir. Burada, basınç, serbest akımın dinamik basınç değerine oranlanarak basınç katsayısı biçiminde ( $C_p$ ) boyutsuzlaştırılmıştır. Beklendiği üzere, şokun oluşturduğu basınç dağılımındaki süreksizlik gözlenmektedir.



Şekil 5: TUSAŞ HAD analizine göre Ma=2.5'da ANF yüzeylerindeki  $C_p$  dağılımı

Füzeye etkiyen hava direnci kuvvetini ( $F_D$ ) değerlendirebilmek için kullanılan hava direnç katsayısı ( $C_D$ ), x-yönündeki direnç kuvvetinin serbest akımın dinamik basınç ve füze enine kesit alanı çarpımlarına oranlanmasıyla tanımlanmaktadır ( $\rho$ : hava yoğunluğu,  $D$ : füze gövde çapı).

$$C_D = \frac{F_D}{(\rho U_\infty^2 / 2)(\pi D^2 / 4)} \quad (1)$$

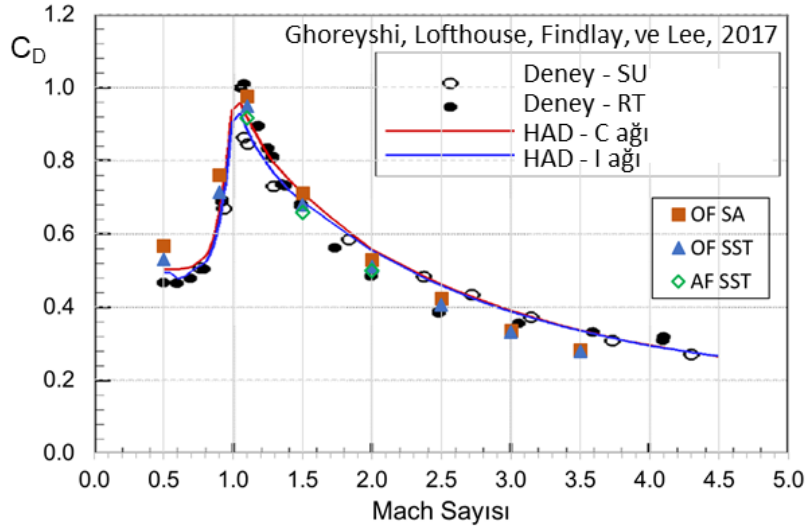
Hesaplanan  $C_D$  değerleri ölçümler ve Ghoreyshi, Lofthouse, Findlay, ve Lee'nin (2017) çalışmasındaki HAD verileri grafik olarak Şekil 6'da gösterilmektedir (OF simgesi OpenFOAM HiSA sonuçlarını, AF simgesi Ansys Fluent sonuçlarını ifade etmektedir). SA modeli ile bulunan sonuçlar SST modeliyle bulunanlara göre daha yüksek çıkmış fakat ses üstü akışlarda aradaki fark iyice azalmıştır. Havacılık sanayinde SA modeli dış akış analizlerinde sık kullanılan bir model olmakla beraber, akış ayrılmasının olduğu hallerdeki performansı genelde SST modelininkine göre biraz daha düşüktür [Menter, Sechner ve Matyushenko, 2021]. Bilhassa SST modelininkiler olmak üzere, bütün OF sonuçlarının deney verilerine yakın oldukları görülmektedir. Üstelik, ses üstü hallerde Ma=2.50 şartına kadar, analiz sonuçları rüzgâr tüneli verilerine epey yakındır. Mach sayısının daha yüksek değerlerinde ise ( $Ma \geq 3.0$ ) analiz sonuçları ölçümlerden uzaklaşmaya başlamaktadır.

Ghoreyshi ve arkadaşlarının HAD analizleri KestrelCFD (kCFD) yazılımı ile SST modeli kullanılarak iki farklı ağ tipi için yapılmıştır. Söz konusu analiz sonuçları ses üstü hallerde serbest uçuş verilerine biraz daha yakın gözükmeyle beraber, genelde tüm Mach sayılarındaki sapmalar düşük seviyededir ve bu çalışmadaki OF sonuçlarına benzer seyir izlemektedir.

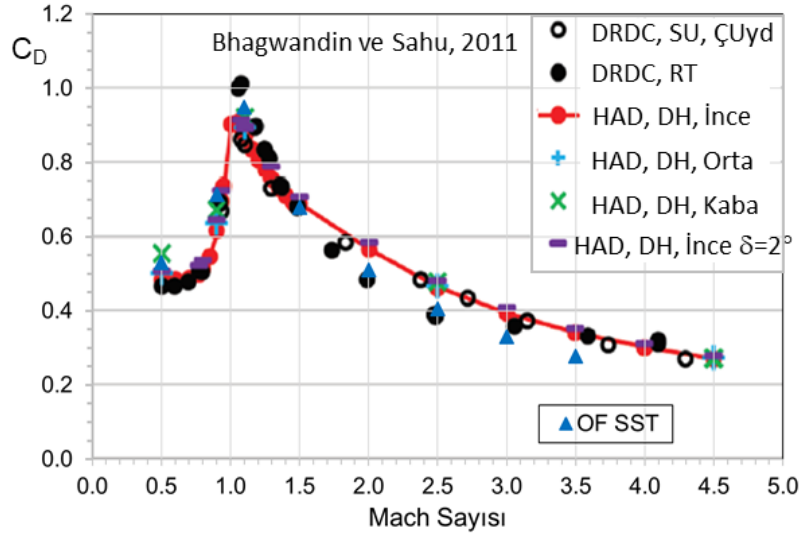
Ansys Fluent (AF) SST sonuçlarının da OF SST sonuçlarına çok yakın oldukları gözlenmektedir. HAD modelinin rüzgâr tüneli şartlarını temsil ettiği düşünülürse, bu çalışmadaki her iki analiz sonuçlarının rüzgâr tüneli verilerine yakın olması makul ve arzu edilir bir olgu olarak değerlendirilebilir.

Bhagwandin ve Sahu'nun (2011 ve 2014) hesaplamalı analizleri R k- $\epsilon$  türbülans modeli kullanılarak CFD++ yazılımı ile yapılmış olup, sonuçları Şekil 7'de grafik biçiminde verilmektedir. Hesaplamalı sonuçları farklı ağ çözünürlüklerine göre %14'e kadar farklılaşmaktadır. Ancak, bu farklılıklar ses

üstü hallerde azalmaktadır. Ekvelden bahsedildiği gibi, bu olgunun benzeri bu çalışmanın ağ bağımsızlığı safhasında da gözlenmiştir.



Şekil 6: Farklı türbülans modelleri kullanılarak ANF  $C_D$  değerinin Ma sayısı ile değişimi (SU: Serbest Uçuş, RT: Rüzgâr Tüneli)



Şekil 7: ANF  $C_D$  değerinin Ma sayısı ile değişimi ( $\delta$ : kanat eğim açısı)

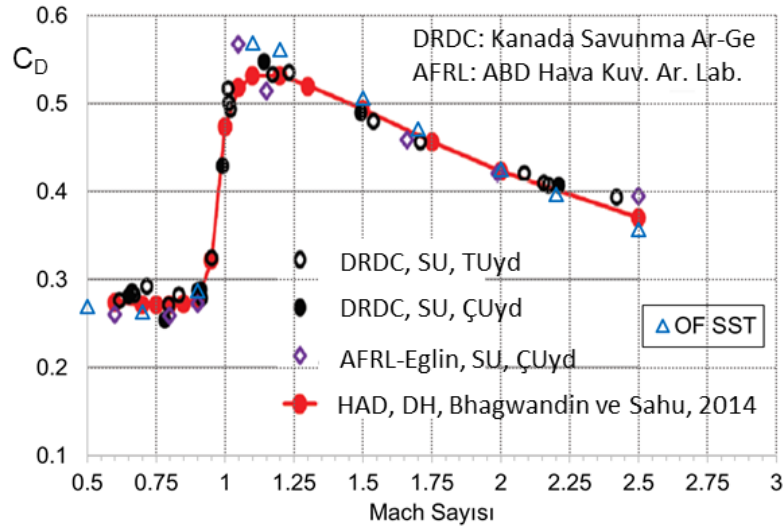
OF SST öngörülerini rüzgâr tüneli (RT) verilerine, Bhagwandin ve Sahu'nunkilere göre daha yakındır. Bunun sebebi, kullanılan türbülans modeli olabilir. Zira SA ve SST modellerinin R k- $\epsilon$  modeline nazaran ters basınç gradyanlarında daha iyi çözümler üretebildiği bilinmektedir [Menter, Sechner ve Matyushenko, 2021].

ANF füzesi akış analizlerinden, kurgulanan OF çözüm modelinin rüzgâr tüneli (RT) ölçümlerini gayet iyi öngörebildiği gözlenmiştir. Dolayısıyla, SST türbülans modelinin kullanımıyla bilhassa Ma=2.50 değerine kadarki ses üstü akışlarda çözüm modelinin geçerli sonuçlar ürettiği ve bu model ile incelemelerin yapılabileceği düşünülmektedir.

### AFF sonuçları

AFF etrafındaki akış analizleriyle bulunan direnç katsayısı değerleri, Kanada Savunma Ar-Ge'nin (DRDC) ve ABD Hava Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarının (AFRL) deney verileriyle beraber grafik olarak gösterilmektedir (Şekil 8). DRDC deneylerinden tek veriye dayalı (TUyd) ve çok veriye dayalı uydurulan sonuçların birbirlerine epey yakın oldukları gözlenmektedir. AFRL deney sonuçları çok veriye dayalı olup, ses üstü hallerde DRDC verilerine yakın olmakla beraber, bilhassa ses hızı civarı hallerde farklılaşmaktadır. Bu çalışmadaki OF analiz sonuçları ise hem ses altı hem de ses hızı civarı

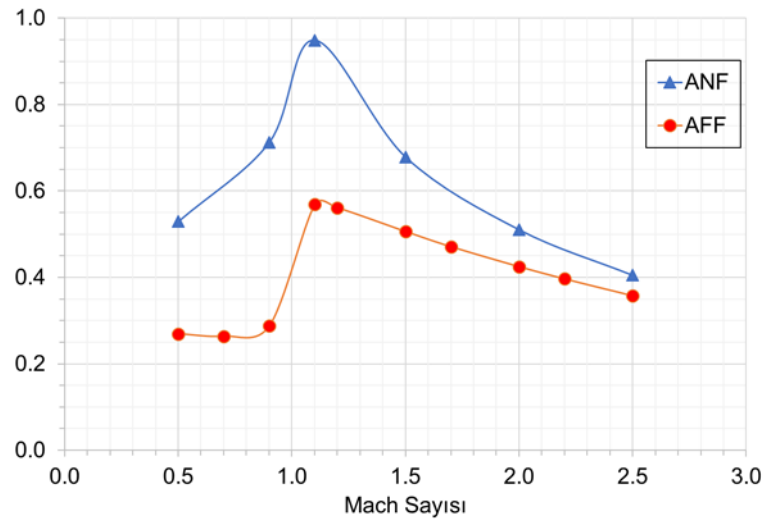
hallerde her iki kurumun ölçüm değerlerinin arasında ve yakın gözükmetedir. Ses üstü hallerde de OF sonuçları ile ölçümlerin uyumu daha iyidir. Ayrıca Bahagwandin ve Sahu'nun (2014) analiz sonuçlarının da bu çalışmadaki analiz sonuçlarına nicel ve nitel açıdan benzeştiği ve özellikle ses üstü hallerde örtüştüğü görülmektedir.



Şekil 8: AFF  $C_D$  değerinin Ma sayısı ile değişimi

#### ANF ve AFF sonuçlarının karşılaştırılması

Yapılan analizlerden, füzeeye etkiyen hava direncinin füze geometrisinin kendisinden etkilendiği tespit edilmiştir. Direnç katsayısının her iki füze için Mach sayısına göre değişimi Şekil 9'daki grafikte verilmektedir. Füze geometrisinin değiştirilmesi ile  $C_D$  değerinde bir düşüşün elde edildiği açıktır. Bu düşüş miktarı özellikle ses altı ve ses civarı hallerde çok olmakta iken, ses üstü hallerde ise artan Mach sayısı ile beraber azalmaya meyletmektedir. Çizelge 3'de  $C_D$  değerlerindeki nicel farklılıklar ayrıca listelenmiştir. Dolayısıyla füzenin burun ve kanat biçimlerindeki düzeltmelerin, direnç değerinin düşüşünde epey etkili olduğu görülmektedir.



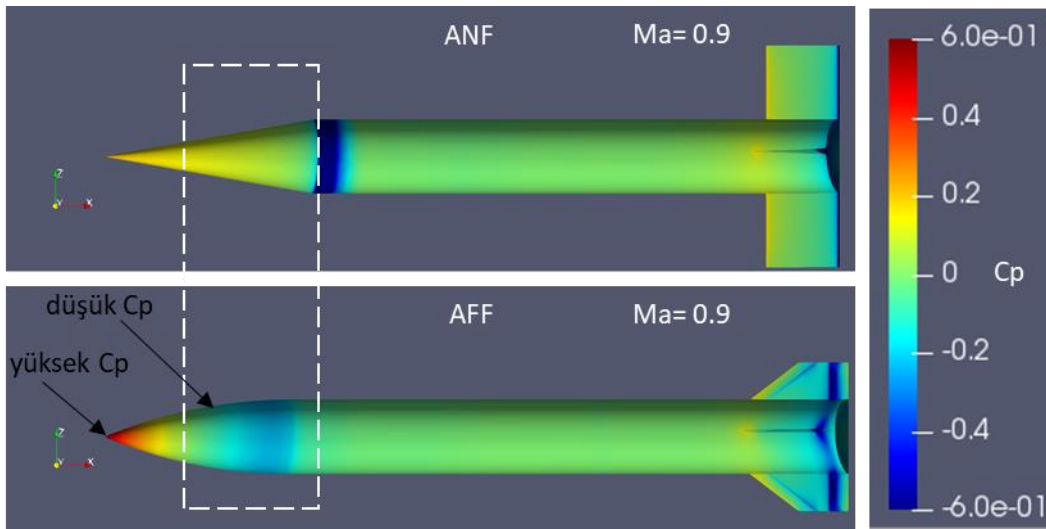
Şekil 9: ANF ve AFF için  $C_D$  değerinin Ma sayısı ile değişimi

Her iki füze yüzeylerindeki basınç dağılımları Şekil 10'da resmedilmektedir. Şekil 11'de de ön ve arka taraftan görünen yüzeyler için basınç dağılımları tekrar gösterilmektedir. AFF geometrisi için burun ucunda daha yüksek basınç değerleri vardır ve basınç katsayısı azami 1.2 değerine kadar çıkmaktadır (daha iyi gözlem için Şekilde 10 ve 11'deki ölçekler,  $-0.6 \leq C_p \leq 0.6$  aralığında çizdirilmiştir). Ancak bu yüksek basıncın etkilediği alan çok küçüktür. Bu sebeple, oluşturacağı direnç kuvveti de sınırlamaktadır. AFF burnunun geriye kalan kısmındaki yüzey basınç değerleri ANF burnu yüzeyindeki değerlerden daha düşüktür. Burundaki yüzeylerin çoğunda etkiyen basıncın düşmesi, burnun tamamına etkiyen baskı (direnç) kuvvetini AFF füzesi için azaltmıştır. Arka yüzeylere

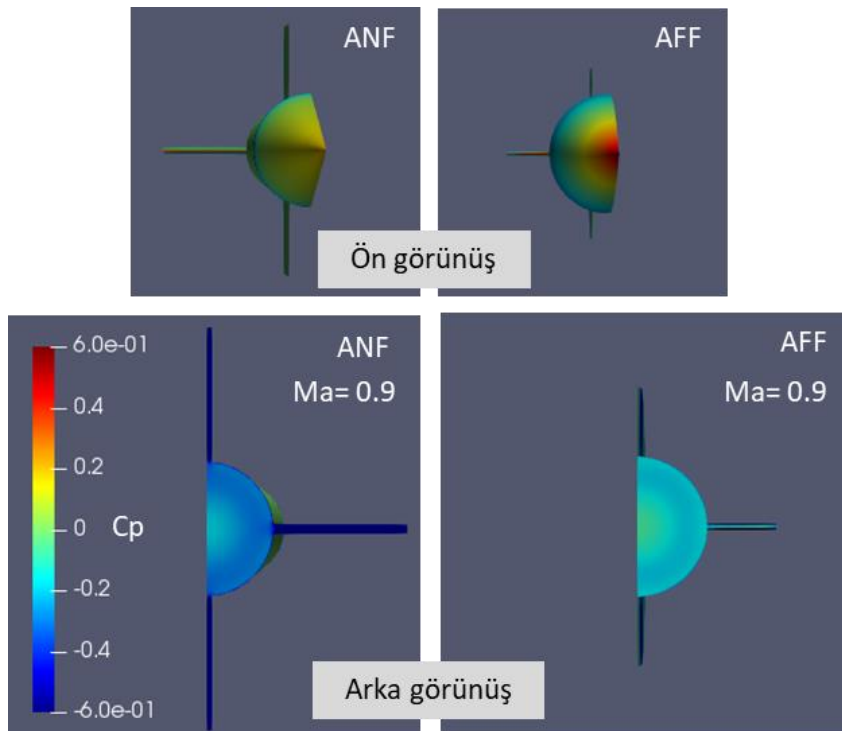
bakıldığında da AFF füzesi için vakum değerinin azalarak, direnç kuvvetine katkıda bulunan arka yüzeydeki vakum kuvvetini azalttığı görülmektedir. Dolayısıyla, geometriye bağlı olarak değişen basınç dağılımları ile AFF füzesinin ANF füzesine göre daha düşük hava direncine maruz kaldığı anlaşılmaktadır.

Çizelge 3: Çeşitli Mach sayılarında ANF ve AFF için  $C_D$  değerindeki düşüş

Mach	$C_D$ , ANF	$C_D$ , AFF	% Azalma
0.5	0.529	0.269	-49.10
0.9	0.713	0.288	-59.65
1.1	0.949	0.569	-40.02
1.5	0.679	0.507	-25.31
2	0.510	0.425	-16.70
2.5	0.405	0.357	-11.71



Şekil 10: ANF ve AFF yüzeylerindeki  $C_p$  dağılımı (yandan/soldan görünüş)



Şekil 11: ANF ve AFF yüzeylerindeki  $C_p$  dağılımı (önden ve arkadan görünüş)



## SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ

Çalışmada kanatlı füzeler etrafındaki yüksek hızlı akış OpenFOAM ile bağlantılı HiSA çözücüsü kullanılarak hesaplamalı biçimde modellenip, analiz edilmiştir. Analiz  $C_D$  sonuçlarının ses altı akışlarda ölçümlerden bir miktar saptığı görülmekle beraber ses üstü hallerde,  $Ma=2.50$ 'ye kadar ölçümlere gayet yakın oldukları gösterilmiştir. Bilhassa, SST türbülans modelinin SA modeline göre daha iyi sonuçlar ürettiği gözlenmiştir. Dolayısıyla, kurgulanan çözüm modelinin çeşitli akış koşullarında füze aerodinamiği analizlerinde geçerli bir model olarak kullanılabilceği değerlendirilmiştir. Çalışmanın devamında, füze geometrisindeki düzeltmelerin hava direncinin düşürülmesine sağladığı katkılar nicel ve nitel olarak gösterilmiştir. Müteakip çalışma olarak, füzeyle etkileyen direncin farklı rüzgâr hücum açılarındaki değişimi incelenecektir.

### Sembol ve kısaltmalar

$\alpha$	: Hücum açısı ( $^{\circ}$ )
$C_D$	: Direnç (sürüklenme) katsayısı (-)
$C_p$	: Basınç katsayısı (-)
$D$	: Füze gövde çapı (m)
$F_D$	: Hava direnci kuvveti (N)
$L$	: Füze uzunluğu (m)
$Ma$	: Mach sayısı (-)
$p_s$	: Basınç (Pa)
$\rho$	: Hava yoğunluğu ( $kg/m^3$ )
$Re_{\infty}$	: Serbest akım Reynolds sayısı (-)
$Re_L$	: Füze üzerindeki akışın Reynolds sayısı (-)
$T_s$	: Sıcaklık (K)
$U_{\infty}$	: Serbest akım hızı (m/s)
$y^+$	: Boyutsuz cidar mesafesi (-)
$\delta$	: Sınır tabaka kalınlığı (m)

AF	: Ansys Fluent ticari HAD yazılımı
AFF	: Hava Kuvvetleri Düzeltilmiş Kanatlı (Air Force Modified Finner)
AFRL	: ABD Hava Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı (US Air Force Research Laboratory)
ANF	: Ordu-Bahriye Temel Kanatlısı (Army-Navy Basic Finner)
CSIR	: Güney Afrika Bilimsel Araştırma Kurumu (Council for Scientific Research in South Africa)
ÇUyd	: Çok veriye dayalı Uydurma (Multiple-Fit)
DH	: Daimî Hal
DOD	: ABD Savunma Bakanlığı (US Department of Defense)
DRDC	: Kanada Savunma Araştırma ve Geliştirme bölümü (Defense Research and Development Canada)
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HiSA	: Yüksek Hızlı Aerodinamik çözücü
kCFD	: Kestrel CFD (ABD Savunma Bakanlığının HAD yazılımı)
OF	: OpenFOAM açık kaynak HAD yazılımı
SA	: Spalart-Allmaras türbülans modeli
SHY	: Sonlu Hacimler Yöntemi
SST	: Kayma Gerilmesi Aktarımı $k-\omega$ türbülans modeli
SU	: Serbest Uçuş
R $k-\epsilon$	: Realize edilebilir $k-\epsilon$ türbülans modeli
RT	: Rüzgâr Tüneli
TUyd	: Tek veriye dayalı Uydurma (Single-Fit)

### Kaynaklar

- Ansys Fluent, 2021. User's Guide - Part II: Meshing Mode, Canonsburg, PA, US.
- Ashton, N. and Skaperdas, V., 2019. "Verification and Validation of OpenFOAM for High-Lift Aircraft Flows", Journal of Aircraft, V36, No.4.
- Bhagwandin, V. A. and Sahu, J., 2011. "Numerical Prediction of Pitch Damping Stability Derivatives for Finned Projectiles", 29<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, US, June 2011.

- Bhagwandin, V. A. and Sahu, J., 2014. "Numerical Prediction of Pitch Damping Stability Derivatives for Finned Projectiles", *Journal of Spacecraft & Rockets*, Vol.51 No.5, pp 1603-1618.
- CFD Direct, 2024. OpenFOAM User Guide, <http://cfd.direct/openfoam/user-guide/>.
- Medina, H., Beecham, A., Saul, J., Porter, S., Aleksandrova, S. and Benjamin, S., 2015. *Open-source Computational Fluid Dynamics using OpenFOAM*, *Light Aircraft Design: Methods and Tools 2015*, Royal Aeronautical Society, General Aviation Conf., London, UK, Nov 2015.
- Moukalled, F., Mangani, L and Darwish, M., 2016. *The Finite Volume Method in Computational Fluid Mechanics*, Springer.
- Gao, L., Xu, J. and Gao, G., 2012. "Numerical Simulation of Turbulent Flow past Airfoils on OpenFOAM", *Int. Conference on Advances in Computational Modeling and Simulation*, *Procedia Engineering*, V.31, pp. 756-761.
- Ghoreyshi, M., Lofthouse, A., Findlay, D. and Lee, J., 2017. "Indicial Methods for the Numerical Calculation of Dynamic Derivatives", *AIAA Journal*, Vol. 55 No.7, pp 2279-2294.
- Gomez, S., Graves, B. J., Poroseva, S. V., 2014. "On the Accuracy of RANS Simulations of 2D Boundary Layers with OpenFOAM", *44th AIAA Fluid Dynamics Conference*, Atlanta, Ga, US.
- Heyns, J., Oxtoby, O. and Steenkamp, A., 2014. "Modelling High Speed Flow Matrix-Free Open Solver", *9th OpenFOAM Workshop*, Zagreb, Croatia, June 2014.
- HiSA, 2021. *User Manuel*, copyright by Johan Heyns and Oliver Oxtoby, (CSIR) Pretoria, South Africa.
- Kekina, P. and Chakrit, S., 2016. "A Comparative Study on Turbulence Models for Simulation of Flow Past NACA 0015 Airfoil Using OpenFOAM", *Matec Web of Conferences* 95, 12005 (2017), ICCMA 2016.
- Liou, M.-S., 2006. A sequel to AUSM, Part II: Ausm+ -up for all speeds. *Journal of Computational Physics*, 214(1):137–170.
- Menter, F. R., 1994. "Two Equation Eddy-Viscosity Models for Engineering Applications", *AIAA Journal*, Vol.32, pp.1598-1695.
- Menter, F. R., Sechner, R. and Matyushenko, A., 2021. "Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD", Ver.1.0, Ansys ALH Portal.
- OpenFOAM Foundation, 2024. *OpenFOAM – free open source CFD*, <http://openfoam.org/>.
- Saad, Y. and Schultz, M.H., 1986. GMRES: A Generalized Minimal Residual Algorithm for Solving Non-Symmetric Linear Systems. *SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing*, 7(3):856–869.
- Schlichting, H. & Gersten, K., 2017. *Boundary Layer Theory*, Springer, Heidelberg, Germany.
- Spalart, P. and Allmaras, S., 1992. "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows" *AIAA Report*, No.92-2439.
- Yoon, S. and Jameson, 1988. A Lower-Upper symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations. *AIAA journal*, 26(9):1025–1026.