

## TRANSONİK AKIŞ REJİMİNDE RAE2822 KANAT PROFİLİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSININ OPENFOAM İLE ZAMANA BAĞLI OLARAK İNCELENMESİ

Mehmet Alim<sup>1</sup> ve Baha Zafer<sup>3</sup>  
İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay  
Bilimleri Fakültesi, İstanbul

Mehmet Fatih Ekinci<sup>2</sup>  
İstanbul Teknik Üniversitesi,  
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., İstanbul

### ÖZET

*Bu çalışmada, RAE2822 kanat profilinin transonik akış rejimindeki aerodinamik performansı zamana bağlı olarak incelenmiştir. Sayısal hesaplamalar açık kaynak kodlu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) programı olan OpenFOAM ile gerçekleştirilmiştir. Sıkıştırılabilir ve zamana bağlı olarak yapılan HAD analizleri k-w SST ve Büyük Girdap Simülasyonu (LES) olmak üzere iki farklı türbülans modelini temel almaktadır. Çalışma kapsamında Reynolds sayısı  $6.5 \times 10^6$ , Mach sayısı 0.725, veter uzunluğu 0.61 m olarak belirlenmiştir. OpenFOAM da yer alan pimpleCentralFoam çözücüsü kullanılarak elde edilen sonuçlar deneysel veri ve literatürdeki HAD çözümleri ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda deneysel veriler ile elde edilen HAD analizi sonucunun uyumlu olduğu gösterilmiştir.*

### GİRİŞ

Günümüzde havacılık endüstrisi, aerodinamik performansı artırmak ve uçuş güvenliğini sağlamak amacıyla sürekli olarak yeni yöntemler ve çözümler arayışındadır. Transonik akış rejimi, henüz tam olarak çözülememiş zorlu havacılık problemlerinden biridir. Transonik akış, uçuş hızının Mach 0.7 ile Mach 1.2 arasında olduğu, ses hızına yakın hızlarda gerçekleşen bir rejimi ifade eder. Kararsız özellikler, ani hız dalgalanmaları ve şok dalgası-sınır tabakası etkileşimi nedeniyle oluşan çok sayıda türbülanslı yapı transonik akış karmaşık hale getirir.

Transonik akış rejiminde, ses altı ve ses üstü akış özellikleri bir arada gözlemlenir. Serbest akım hızı ses altında olmasına rağmen, kanat profili üzerindeki basıncın en düşük olduğu noktada Mach sayısı 1'e eşit olur ve akış kritik Mach sayısına ulaşır, bununla birlikte bir şok dalgası meydana gelir. Belirli transonik akış koşullarında, genellikle büyük genliklere sahip ve periyodik olarak kendiliğinden gerçekleşen şok salınımları gözlemlenir. Bu büyük ölçekli şok kaynaklı salınımlar, taşıma ve sürüklenme katsayılarında dalgalanmalara, aeroakustik gürültüde artışa ve titreşimlere neden olur. Bu nedenle, transonik akış rejimi, uçak tasarımı ve performansı üzerinde ciddi etkilere sahip karmaşık bir fenomendir. Transonik akış rejiminin anlaşılması ve kontrol altına alınması hem aerodinamik performansı artırmak hem de uçuş güvenliğini sağlamak açısından büyük önem taşır. Bu nedenle, transonik akış üzerindeki araştırmalar ve geliştirmeler, havacılık endüstrisinin öncelikli konularından biri olmaya devam etmektedir.

Geleneksel deneysel yöntemler, transonik akış rejiminin incelendiği ilk dönemlerde aerodinamik analizlerin gerçekleştirilmesinde uzun yıllar boyunca temel araçlar olmuştur. Fakat deneysel çalışmaların zaman ve maddi açıdan maliyetli olması nedeniyle bilgisayar temelli çözüm araçları yaygın hale gelmiştir. Son dönemlerde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri, aerodinamik analizler kapsamında daha hızlı, ucuz ve ayrıntılı sonuçlar elde edilmesine olanak tanımıştır.

<sup>1</sup> Araştırma Görevlisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: [alim22@itu.edu.tr](mailto:alim22@itu.edu.tr)

<sup>2</sup> Aerodinamik Tasarım Mühendisi, E-posta: [ekinci23@itu.edu.tr](mailto:ekinci23@itu.edu.tr)

<sup>3</sup> Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: [zaferba@itu.edu.tr](mailto:zaferba@itu.edu.tr)

Çalışma kapsamında, RAE2822 süperkritik kanat profilinin transonik akış rejimindeki aerodinamik davranışı, [Cook, 1977] çalışmasında yer alan deneysel veriler referans alınarak incelenmiştir. Serbest akım Mach sayısı ve hücum açısı gibi akış özellikleri, deneysel çalışmadaki duvar etkilerinin ve diğer parametrelerin sayısal hesaplamalara uygun hale getirilmesi için [Coakley, 1987] tarafından tekrar düzenlenmiştir. Çalışmada bu değerler referans alınarak sayısal hesaplamalar gerçekleştirilmiştir.

[Yu, Wang, Zhang, 2011], RAE2822 kanat profili üzerinde sayısal hesaplama yöntemi kullanarak aerodinamik inceleme yapmıştır. Sıkıştırılabilir Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılarak ticari HAD çözücüsü ile analizler gerçekleştirilmiştir. Ancak, bildirideki çalışmadan farklı olarak, hesaplamalar zamandan bağımsız bir şekilde yapılmıştır.

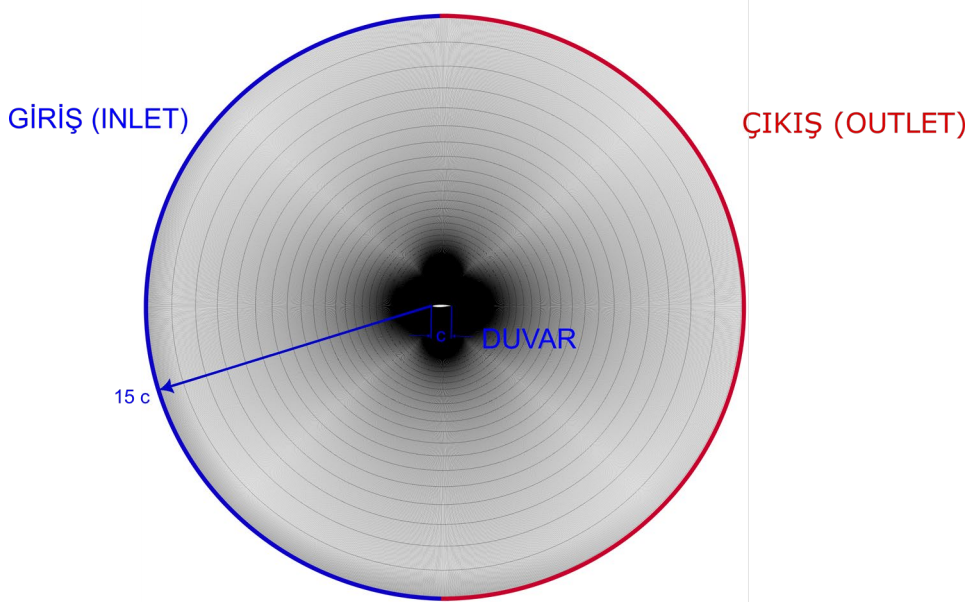
[Rahman, Rizwanur, 2015] süperkritik kanat profili üzerinde Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri kullanarak zamandan bağımsız sayısal hesaplamalarla aerodinamik parametreleri tahmin etmiştir. Pasif kontrol yöntemiyle kanat profilinin üst yüzeyinde geometri düzenlemeleri yapılarak aerodinamik performans eniyilemesi gerçekleştirilmiştir.

[Friedewald, 2020], transonik akış rejiminde RAE2822 kanat profilinin sinüzoidal türbülans uyarımlarına tepkisini incelemiştir. Çalışmada, zamana bağlı Reynolds-ortalama Navier-Stokes (URANS) simülasyonları kullanılarak taşıma ve moment katsayıları, türevleri ve zamana bağlı şok hareketi analiz edilmiştir. [Tonicello, Lodato, Vervisch, 2022], transonik akış rejimindeki aerodinamik sonuçları elde etmek için zamana bağlı LES türbülans modeli kullanarak yüksek dereceden ayrıştırmaya dayanan bir çözüm yöntemi sunmuştur. [Koch, Sanjosé, Moreau, 2022] çalışmasında ise süperkritik kanat profili etrafında zamana bağlı HAD analizi ile gerçekleştirilmiş, LES modeli kullanılarak aerodinamik ve aeroakustik açıdan incelenmiştir.

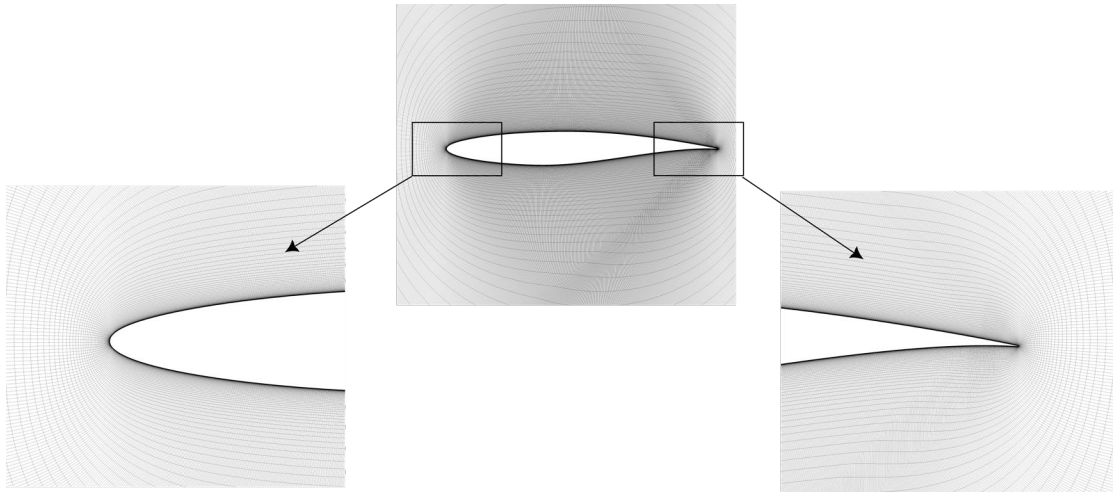
Bu çalışmada, transonik akış rejiminde, RAE2822 kanat profilinin sayısal çözümü, RANS ve LES türbülans modeli kullanarak zamana bağlı olarak gerçekleştirilmiştir. Elde edilen aerodinamik sonuçlar [Cook, 1977] deneysel çalışması ve yukarıda belirtilen diğer sayısal çalışmalar ile karşılaştırılmıştır.

## YÖNTEM

Çalışma kapsamında incelenen RAE2822 kanat profiline ait geometri ve ağ yapısı Şekil 1 ve Şekil 2’te sunulmuştur. Geometri, 0.61 veter uzunluğuna ve 0.06m kanat açıklığına sahip olup, bu değerler doğrultusunda O tip ağ yapısı oluşturulmuştur. Kullanılan O tip ağ yapısı sayesinde düşük en-boy oranına sahip bir çözüm ağı elde edilmiştir. Kanat profili etrafında ağ yapısı oluşturulurken toplamda 650 nokta kullanılmıştır.



Şekil 1: Geometri, ağ yapısı ve sınır koşulları.



Şekil 2: RAE2822 kanat profili etrafında oluşturulan ağ yapısının detaylı görünümüleri.

Akış alanı, veter uzunluğunun 15 katı büyüklüğünde yarıçapa sahip dairesel bir bölge olarak tanımlanmıştır. Geometri, yapılandırılmış dörtgen elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Ağ yapısında maksimum çarpıklık değeri 0.51 olacak şekilde örülmüştür. RANS ve LES analizleri için  $y^+$  değeri 1'den küçük olacak şekilde ilk hücre uzunluğu belirlenmiştir. Sayısal çözüm alanı toplamda 4 milyon ağdan oluşmaktadır.

Akış özellikleri belirlenirken [Coakley, 1987] deneysel çalışmasındaki veriler referans alınmıştır. Bu çalışmada, veter uzunluğuna göre Reynolds sayısı 6.5 milyon, akış hızı 0.73 Mach ve hücum açısı 2.79 derecedir. Çalışmada sayısal olarak incelenen akış özellikleri Tablo 1'de sunulmuştur.

Tablo 1: Akış Özellikleri

Özellik	Değer
Mach	0.73
Hücum Açısı	2.79 °
Basınç	71084 Pa
Sıcaklık	281 K

Sayısal hesaplamalar kapsamında kanat profilinde duvar sınır şartı uygulanırken, yan yüzeylerde ise simetri sınır şartı kullanılmıştır. HAD analizleri kapsamında giriş ve çıkış bölgelerindeki sınır şartları, serbest akım ve sabit değer olmak üzere 2 farklı sınır şartı ile modellenmiştir. Kullanılan sınır şartları Tablo 2'te sunulmuştur.

Tablo 2: Sınır Koşulları

Sınır Koşulu	Hız (U)		Basınç (P)	
	Giriş	Çıkış	Giriş	Çıkış
SK-1	freestreamVelocity	freestreamVelocity	freestreamPressure	freestreamPressure
SK-2	fixedValue	zeroGradient	zeroGradient	waveTransmissive

Çalışmada gerçekleştirilen sayısal hesaplamalar, açık kaynak kodlu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüsü OpenFOAM® ile gerçekleştirilmiştir. Zamana bağlı, sıkıştırılabilir analizlerde  $k-\omega$  SST ve LES türbülans modelleri kullanılmıştır. OpenFOAM içerisinde bulunan pimpleCentralFoam [Epikhin, Andrey, 2023] çözücüsü ile gerçekleştirilen analizlerde kullanılan çözüm şemaları Tablo 3'te sunulmuştur. Zaman adımı, CFL sayısı maksimum 0.9'u geçmeyecek şekilde  $5 \times 10^{-8}$  sn olarak belirlenmiştir. Toplam analiz süresi 0.5 sn olacak şekilde gerçekleştirilen her analiz, 192 çekirdek kullanılarak 7 günde tamamlanmıştır.

Tablo 3: Analiz konfigürasyonu.

Sınır Şartı	Türbülans Modeli	Çözücü	Gösterim
SK-1	kw-SST	pimpleCentralFoam	OF-R1
SK-2	kw-SST	pimpleCentralFoam	OF-R2
SK-1	LES- WALE	pimpleCentralFoam	OF-L1
SK-2	LES- WALE	pimpleCentralFoam	OF-L2

Çalışma kapsamında 4 farklı HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Türbülans modeli ve sınır şartına göre analizlerin isimlendirilmesi Tablo 3'te sunulmuştur. Ayrıca sayısal hesaplamalarda kullanılan ayrıklaştırma şemaları Tablo 4'te paylaşılmıştır.

Tablo 4: Ayrıklaştırma Şemaları

	Ayrıklaştırma Şeması
Zaman Adımı (ddtSchemes)	backward
Gradyan Terimi(gradSchemes)	Gauss linear
Taşıma Terimi (divSchemes)	Vanleer
Laplacian Terimi (laplacianSchemes)	Gauss linear corrected

### UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Sayısal hesaplamalar sonucunda elde edilen aerodinamik katsayılar Tablo 5'te sunulmuştur. Sonuçlar, [Cook, 1977] deneysel çalışması ve [Yu, Wang, Zhang, 2011] sayısal yaklaşımları ile karşılaştırılmıştır. Taşıma katsayısı ( $C_l$ ) değerine bakıldığında, deneysel verilerle iyi bir uyum sağlandığı görülmektedir. Özellikle LES türbülans modelinde elde edilen %0.3 hata oranı, diğer simülasyon çalışmalarına göre deneysel veriye daha yakın sonuçlar elde edilmiştir.

Sürüklenme katsayısı ( $C_d$ ) açısından değerlendirildiğinde, RANS modeli deneysel veriye daha yakın sonuçlar verirken, LES modeli bu değer tahmininde RANS kadar başarılı olamamıştır. [Tonicello, Lodato, Vervisch, 2022] çalışmasında zamana bağlı transonik sayısal hesaplamalar gerçekleştirilmiş ve bu çalışmalar [Cook, 1977] deneysel verileri ile karşılaştırılmıştır. Bu analizlerde  $C_l$  ve  $C_d$  değerlerindeki hata oranları %5 ile %13 arasında değişmektedir.

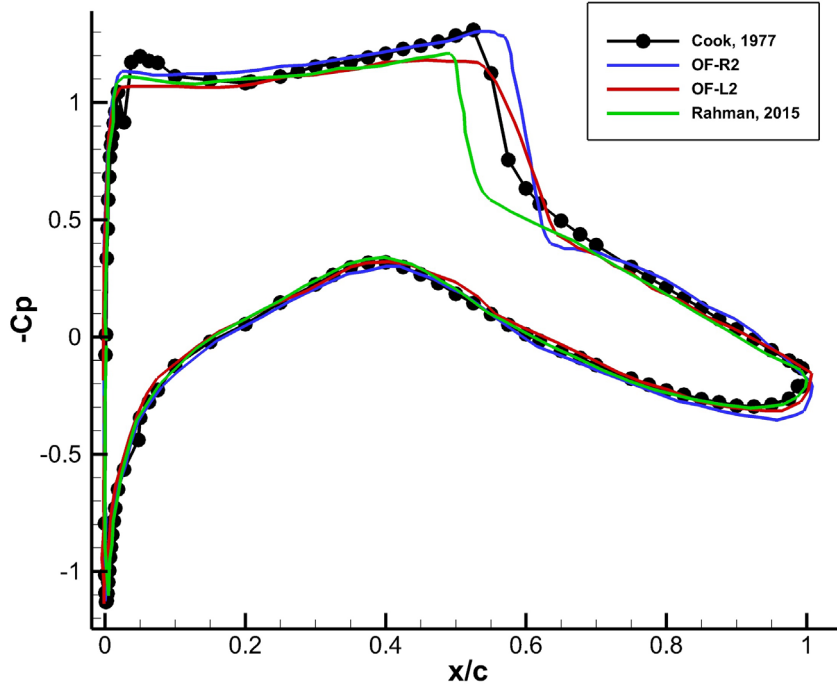
Tablo 5: Aerodinamik katsayı sonuçları.

Durum	$C_L$	$C_L$ %	$C_D$	$C_D$ %	Şok Konumu
[Cook, 1977] (deneysel)	0.803	---	0.0168	---	0.52
OF-R1	0.842	4.63	0.0179	6.10	0.52
OF-R2	0.834	3.72	0.0176	4.55	0.542
OF-L1	0.813	1.23	0.0153	9.65	0.521
OF-L2	0.7987	0.54	0.0157	7.21	0.525

Basınç dağılım grafiği, kanat profili incelemelerinde önemli bilgiler sunmaktadır. Bu grafik, aerodinamik performansın değerlendirilmesi, şok dalgalarının konumunun belirlenmesi, sınır tabakası davranışının anlaşılması ve simülasyon sonuçlarının doğruluğunun gösterilmesi açısından kritik bir göstergedir.

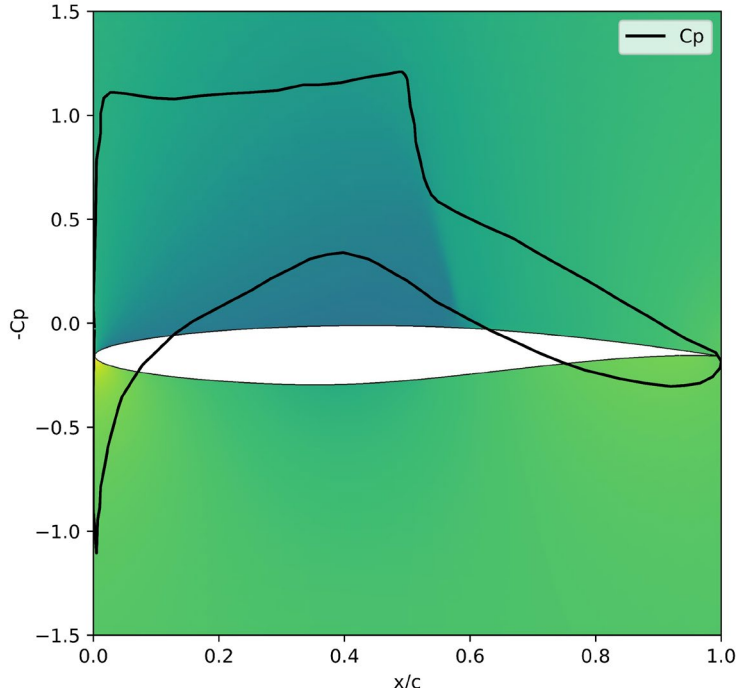
Şekil 3, kanat profili üzerinde sayısal hesaplamalar ile elde edilen basınç dağılımlarını göstermektedir. Grafik, ayrıca deneysel çalışmadaki basınç dağılımının yanı sıra [Rahman, 2020]'ye ait simülasyon sonuçlarıyla karşılaştırmaları sunmaktadır. Çalışmada elde edilen basınç dağılımları genel olarak [Cook, 1977] sonuçları ile iyi bir uyum içerisindedir. OF-L2 durumunda, kanat profili üzerinde şok dalgasının meydana geldiği konum, deneysel çalışma ile yüksek benzerliktedir. OF-R2 durumunda ise basınç dağılımı, kanat profili üzerinde meydana gelen şok dalgasının deneysel veriye oranla biraz daha firar kenarına yakın bölgede meydana geldiğini göstermektedir. Her iki durumda da

Rahman'a göre şok dalgasının konumunu tahmin etmede daha başarılı olunmuştur. Ancak, deneysel ve hesaplamalı basınç dağılımı arasında hafif bir fark gözlenmektedir, bu fark deneysel çalışmalarındaki akışların karmaşık olmasından kaynaklanmaktadır. Ana akışın düzensizliği ve yan duvar sınır tabakaları, sayısal hesaplamalarda hesaplamaya dahil edilmedi için böyle fark meydana gelmektedir.



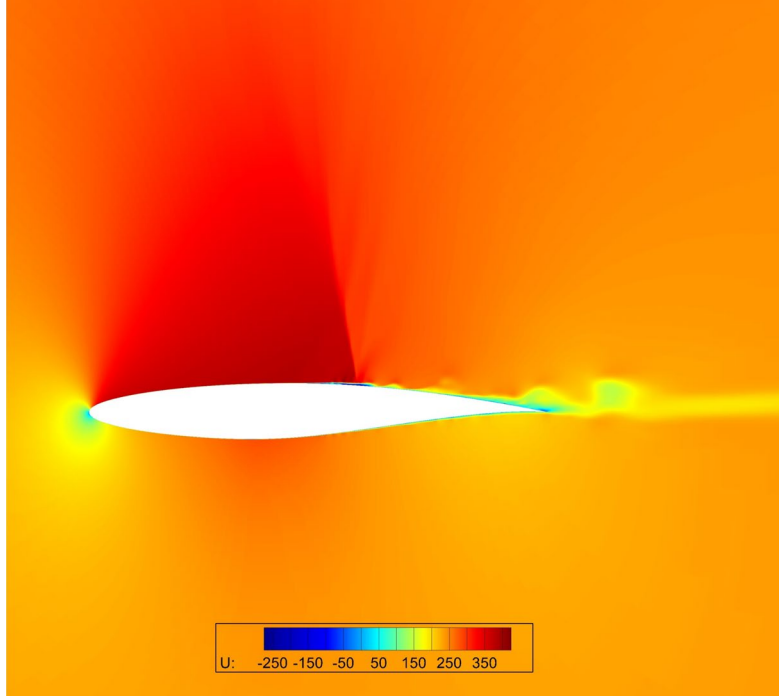
Şekil 3: Basınç katsayısı grafiği.

Şekil 4'te basınç katsayısının basınç dağılımı kontürü ile birlikte gösterilmiştir. Şok dalgasının gözlemlendiği konumda öngörüldüğü üzere basınç katsayısında ani bir düşüş meydana gelmiştir.



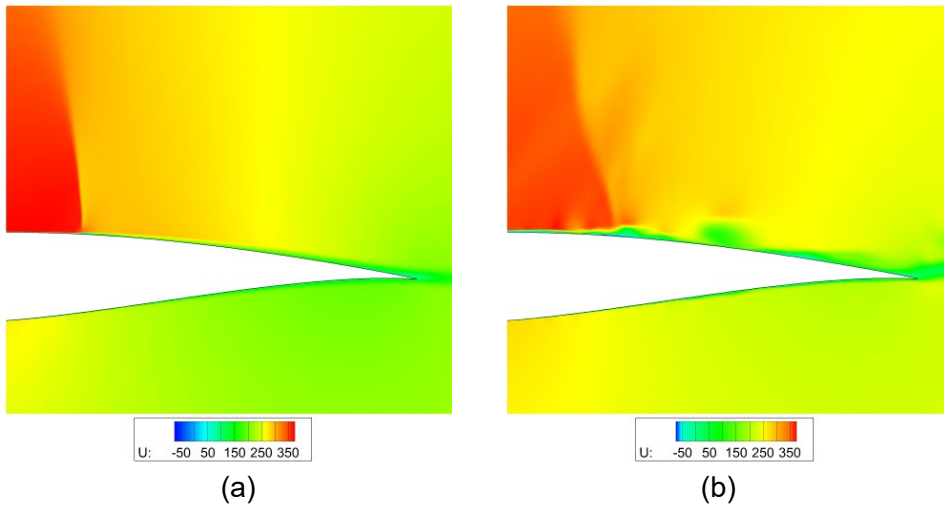
Şekil 4: OF-R2 durumuna ait basınç dağılımı ve basınç katsayısı (Cp) gösterimi.

Şekil 5'te OF-L2 durumuna ait kanat profili üzerindeki hız dağılımı gösterilmiştir. LES türbülans modeli ile hesaplanan durumda, veter uzunluğunun yaklaşık 0.52 oran mesafesinde kanat profilinin üst yüzeyinde güçlü bir şok meydana gelmiştir. Ayrıca sınır tabaka ve şok dalgası etkileşimi gözlemlenmiş ve şok dalgası yüzeye tutunamayarak duvardan ayrılmıştır. Bu yapının oluşumundan sonra firar kenarına doğru türbülanslı yapılar meydana gelmiştir. Türbülanslı yapıların oluşumu, akışın enerjisinin büyük bir kısmının düzensiz hareketlere dönüşmesine neden olmaktadır. Bu tür akış karakteristikleri, yüksek hız ve basınç gradyanlarının olduğu transonik rejimlerde, profilin aerodinamik performansını önemli ölçüde etkileyebilmektedir.



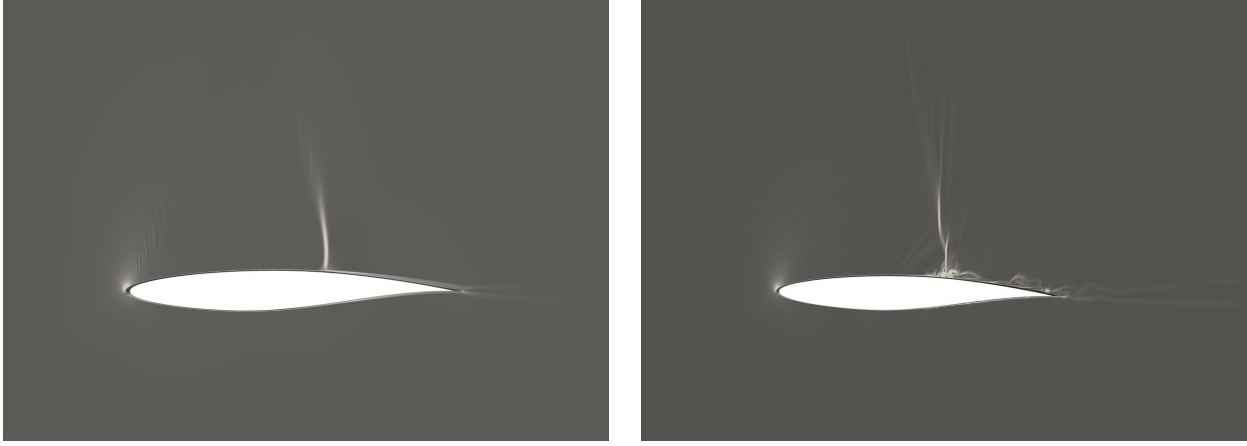
Şekil 5: OF-L2 durumuna ait hız dağılımı.

Şekil 6'da RAE2822 kanat profilinin RANS (a) ve LES (b) analizlerine ait hız dağılımları gösterilmektedir. RANS analizinde, şok dalgasının konumu ve sınır tabaka etkileşimi genel hatlarıyla doğru bir şekilde yakalanmış ancak detaylı türbülanslı yapılar LES modelinde daha iyi yakalandığı gözlemlenmiştir. LES'in, türbülanslı akış yapılarının detaylarını daha iyi yakalaması, yüksek doğruluk gerektiren aerodinamik analizler için önemlidir.



Şekil 6: OF-R2 (a) ve OF-L2 (b) durumlarında kanat profilinin üst yüzeyindeki hız dağılımları.

Şekil 7’de OF-R2 ve OF-L2 durumuna ait Schlieren görselleştirilmesi göstermektedir. Şok dalgası kalınlığı RANS analizlerinde LES modeline göre daha kalın bir yapıda meydana gelmiştir. OF-R2 durumunda, akış şok dalgasının meydana geldiği konumda sınır tabaka ile şok dalgası arasında bir etkileşime girmiştir. Bu etkileşim sonrası kalın bir sınır tabaka ile firar kenarına doğru akış gözlemlenmiştir. OF-L2 durumunda ise şok dalgası kalınlığı OF-R2 durumuna göre daha ince bir yapıda görülmektedir. Duvar, şok dalgası ve sınır tabaka etkileşiminde türbülanslı yapılar meydana gelmiştir. Bu türbülanslı yapılar, şok dalgası sonrası kanat profili üzerinde akım ayrılmaları oluşmasına neden olmuştur. Bu etkileşim, kanat profilinin aerodinamik performansını etkilemekte ve kararsızlıklara neden olmaktadır.



Şekil 7: OF-R2 (a) ve OF-L2 (b) durumlarına ait Schlieren görselleştirilmesi.

## SONUÇ

Bu çalışmada transonik akış rejiminde, süper kritik kanat profili olan RAE2822 geometrisi üzerinde zamana bağlı, sıkıştırılabilir sayısal hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Açık kaynak kodlu HAD yazılımı olan OpenFOAM kullanılarak aerodinamik incelemeler yapılan çalışmada taşıma, sürüklenme katsayıları, basınç dağılımı ve diğer önemli parametreler incelenmiştir. pimpleCentralFoam çözücüsü kullanarak RANS ve LES türbülans modelleri ile gerçekleştirilen analizler sonucunda aerodinamik katsayılarda deneysel ve diğer sayısal çalışmalara oldukça yakın değerler elde edilmiştir. Ayrıca çalışma kapsamında iki farklı çıkış koşulunun sayısal hesaplamalardaki etkisi de incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar waveTransmissive sınır şartının serbestakım sınır şartına göre deneysel veriye daha yakın sonuç verdiğini göstermektedir. Bununla birlikte LES türbülans modelindeki çalışmalarda, literatürde yer alan çalışmalar referans alındığında daha sık bir ağ yapısı kullanıldığında deneysel veriye daha yakın değerler elde edilmesi öngörülmüştür. Genel olarak bu çalışma, açık kaynak kodlu OpenFOAM çözücüsü, zamana bağlı ve viskoz transonik akışların incelenmesi noktasında ticari yazılımlar yerine tercih edilebilecek güçlü bir alternatif sunmaktadır.

Gelecekteki yapılacak çalışmalar kapsamında, daha sık ve düşük en-boy oranına sahip ağ yapısı ile Ayrık Girdap Simülasyonu (DES) ve LES türbülans modellerinde HAD analizleri gerçekleştirilmesi planlanmaktadır. Zamana bağlı olarak gerçekleştirilen analizler sayesinde transonik akış rejiminin kanat profili üzerindeki aeroakustik etkileri incelenebilecektir.

**Kaynaklar**

- Coakley, Thomas. "Numerical simulation of viscous transonic airfoil flows." *25th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 1987.
- Cook, P. H., et al. *Aerofoil RAE 2822: pressure distributions, and boundary layer and wake measurements*. RAE, 1977.
- Epikhin, Andrey, and Ivan But. "Numerical Simulation of Supersonic Jet Noise Using Open Source Software." *International Conference on Computational Science*. Cham: Springer Nature Switzerland, 2023.
- Friedewald, Diliانا. "Numerical Simulations on Unsteady Nonlinear Transonic Airfoil Flow." *Aerospace* 8.1 (2020): 7.
- Koch, Regis, Marlène Sanjosé, and Stéphane Moreau. "Acoustic investigation of the transonic RAE 2822 airfoil with large-eddy simulation." *28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conference*. 2022.
- Rahman, Muhammad Rizwanur, et al. "Control of transonic shock wave oscillation over a supercritical airfoil." *Open Journal of Fluid Dynamics* 5.4 (2015): 302-310.
- Tonicello, Niccolò, Guido Lodato, and Luc Vervisch. "Analysis of high-order explicit LES dynamic modeling applied to airfoil flows." *Flow, Turbulence and Combustion* 108.1 (2022): 77-104.
- Yu, T., J. J. Wang, and P. F. Zhang. "Numerical simulation of Gurney flap on RAE-2822 supercritical airfoil." *Journal of Aircraft* 48.5 (2011): 1565-1575.