

TURBOMAKİNALARDA S1 YÜZEYİ İÇİN YAKLAŞIK ÜÇ BOYUTLU NAVIER-STOKES ÇÖZÜCÜSÜ

Mustafa Bilgiç¹ Ö. Uğraş Baran²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

M. Haluk Aksel³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

S1 analiz programı, S1 yüzeyi üzerinde $m-r\theta$ akış denklemlerinin aksel-simetrik olarak çözülmesini sağlamaktadır. Geometri S2 düzlemi çözümüünden (merdionel düzlem) gelen akım ipliği boyunca kanatçığın kesilmesiyle elde edilir. Program zamana bağlı Navier-Stokes denklemlerinin yapısal ağ üzerinde sonlu hacimler yöntemi kullanarak çözmektedir. Yüzey akıları karakteristik tabanlı (upwind) yöntemler kullanılarak hesaplanmaktadır. Sınır koşulu olarak giriş ve çıkış sınır koşulları karakteristik yöntem kullanılarak verilmiş ve kanatçık yüzeyi üzerinde "kayma-yok" koşulu uygulanmaktadır. Kanatçığın ön ve arka kısmında döngüsel periyodik sınır koşulu uygulanmıştır. Türbülanslı akışı hesaba katmak için girdap viskozitesi yaklaşımı kullanılmış ve türbülanslı viskoziteyi hesaplamak için Baldwin Lomax ve Spalart Allmaras türbülans modelleri çözücüye eklenmiştir. Runge-Kutta zaman entegrasyon yöntemi kullanılarak akış değişkenlerinin bir sonraki zaman adımındaki değerleri hesaplanmıştır.

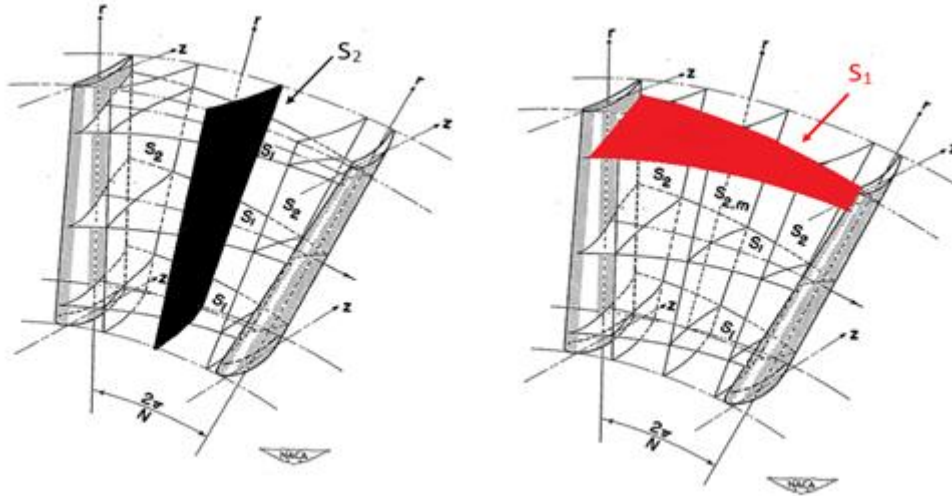
GİRİŞ

Kompresör ve türbinin tasarım süreci çevrim analizi ile başlamaktadır. Çevrim analizinin çıktısı sınır koşulu olarak kullanılır ve akış yolunun ilk boyutlandırılması yapılmaktadır. Bir boyutlu orta çizgi tasarım yöntemi kullanılarak kademe sayısı, kademe içerisindeki kanatçık dizgilerinin kök ve uç yarıçapları, kabaca aksel boyutları ve ilk performans çıktıları belirlenmektedir. Bir boyutlu tasarım sonrasında termodinamik ve kinematik değerler orta çizgideki değerler temel alınarak kanatçık boyunca dağıtılmaktadır. Dolayısıyla bir boyutlu tasarım çıktıları iki boyutlu tasarım işleminin girdileri olmaktadır. İki boyutlu tasarım bir birine bağlı iki akış yüzeyi, Şekil 1'de gösterilen S1 ve S2 yüzeyleri üzerinden devam eder. İki boyutlu tasarım S2 akış yüzeyinin çözülmesiyle başlar. Orta çizgi analizinde hesaplanan akış yolu koordinatları, termodinamik ve kinematik değerler radyal denge hesapları kullanılarak kanatçık boyunca dağıtılmaktadır. Radyal denge yaklaşımı belli varsayımlarla uygulandığından akım ipliği eğriliğinin etkisini görmemektedir. Bunun hesaba katılması için r-z yüzeyinde aksel simetrik olarak momentum denklemlerinin çözülmesi gerekmektedir. Teğetsel yönde hiç bir değişim hesaba katılmadığından, S2 çözücülerinde $m - \theta$ düzlemindeki herhangi bir etkiyi görememektedir. S2 çözücüsünün tam olarak turbomakine akışını gerçeğe yakın çözebilmesi için kanat boyunca kanatçık sapma açılarının ve aerodinamik kayıpların çözücüye beslenmesi gerekmektedir. Bunu yapmanın iki yolu vardır: deneysel ilişkilerden yararlanma ya da S1 (blade to blade) çözücüsünden alma. Ampirik ilişkiler belli kanatçık tipleri için elde edildiğinden dolayı her tasarımda esnek bir biçimde uygulanabilir olması açısından S1 çözücüsünün kullanılması daha gerçekçi sonuçlar alınmasını sağlayacaktır.

¹ Uzman, E-posta: e167640@metu.edu.tr

² Dr. Öğretim Üyesi, Makine Müh. Böl, E-posta: ubaran@metu.edu.tr

³ Prof. Dr., E-posta: aksel@metu.edu.tr



Şekil 1: S1 ve S2 akış yüzeyleri, [Wu, 1952]

S1 akış yüzeyinin çözümü için literatürde çeşitli yöntemler vardır. Wu'nun yöntemi [Wu, 1952] sıkıştırılabilir akışlarda görülen geçiş bölgesindeki (transonik) akış hesaplamaları için yetersizdir. Esas denklem, ses altı bölgede eliptik tipte ve ses üstü bölgede ise hiperbolik tiptedir. Temel denklem ses altı ve ses üstü akış için farklı özelliklere sahip olduğundan, yalnızca ses altı veya yalnızca ses üstü akışı kavrayabilir çünkü hiperbolik ve eliptik denklemler farklı sayısal yöntemlerle çözülür. Bu aslında zamandan bağımsız akış denklemlerini çözen yöntemlerin genel sorunudur. Ses üstü bölgede ses altı akışlar için, ses altı bölgede ses üstü akışlar için kullanılan yöntemler uygulanmamaktadır. Bu zorluğun üstesinden gelmek için eliptik denklemlere yapay sıkıştırılabilirlik yöntemi uygulanmaktadır [Murman, 1971]. Bu yöntem, sıkıştırılabilir akışlarda herhangi bir kütle akı kaybı olmadan şoku yakalayabilmektedir, ancak potansiyel akışın doğası gereği momentum korunmaz. Bir diğer yöntem ise akım çizgisi eğriliği yöntemi [Novak, 1966] zamandan bağımsız Euler denklemlerini S1 yüzeyi üzerinde çözmektedir. Atılan ağ noktalarını ilk akım çizgi tahminleri olarak alıp çözüm ilerledikçe akım ipliğini hesaplanan termodinamik ve kinematik değerlere göre güncellemektedir. Normal ve teğetsel momentum denklemleri sonlu farklar yöntemiyle çözülmektedir. Her bir akış yönündeki ağ çizgileri arasında kalan boşluk akım tüpü olarak değerlendirilip, bu tüp boyunca entalpi ve debi korunur. Ancak tıpkı Wu tarafından literatüre sunulan akım fonksiyonu yöntemi gibi transonik akış hesapları için uygun değildir. Şok olmaksızın gerçekleşen süpersonik akımlarda başarılı olduğu görülse de şok görülmesi halinde kararlı bir çözüm alınamamaktadır. Novak tarafından sunulan yöntemin bir üst modeli önce Giles [Giles, 1985] daha sonra Drela [Drela, 1985] tarafından zamandan bağımsız Euler denklemlerinin Newton doğrusallaştırma yöntemi ile çözümünü gösteren yöntem sunulmuştur. Bu yöntem içerisinde yapay sıkıştırma yöntemi kullanılıp transonik hızlarda da çözümler alınabilmektedir. Newton yönteminde viskoz etkiler Euler çözümlerine sınır tabaka kodunun bağlanmasıyla gerçekleştirilir. Bu yöntem sade akışlar için kullanışlı gibi görünse de akış ayrılmalarının veya şok dalgalarının varlığında problemler çıkarmaktadır. Tüm bu problemlerin çözümü ancak zamana bağlı Euler veya Navier – Stokes denklemlerinin çözülmesiyle mümkündür. Eğer bu denklemler korunumlu haliyle ele alınırsa, şokun her iki tarafında kütle, momentum ve entalpi akılarının korunması sağlanmış olur. Eidelman [Eidelman, 1983] iki boyutlu, zamana bağlı ve korunumlu Euler denklemlerini çözmüş ve bunu iki boyutlu kaskad geometrilerine uygulamıştır. Ancak bu çözümlerde sınır tabaka çözümleri yoktur. Tam Navier – Stokes çözümleri Chima tarafından [Chima, 1986] yayınlanmış, yapısal ağ üzerinde sonlu farklar yöntemiyle denklemler çözülmüş, türbülans etkileri ise Baldwin – Lomax modeli ile hesaplanmıştır.

Bu çalışmada yaklaşık üç boyutlu N-S denklemleri sonlu hacimler yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Zamana bağlı Navier - Stokes denklemlerinin integral formu çok yüzlü bir kontrol hacmi üzerinde ayrılaştırılmıştır. Akış değişkenleri hücrelerin merkezlerinde depolanmaktadır. Akılar, hesap yapılacak hücre yüzlerinin sol ve sağ durumları dikkate alınarak hesaplanmaktadır. Yüzlerin sol ve sağ durumları, Van Albada sınırlayıcı fonksiyonu ile MUSCL yaklaşımı kullanılarak belirlenmiştir [Blazek, 2001]. Hesaplama hücrelerinin yüzlerindeki akıları belirlemek için akı farkı parçalama (Flux difference splitting) yöntemleri kullanılmıştır. Türbülans viskozitesini hesaplamak için Baldwin – Lomax cebirsel türbülans modeli ve bir denklemlilik Spalart Allmaras modeli kullanılmıştır. Her bir zaman öteleme adımında hesaplanan değişkenler, dört aşamalı Runge-Kutta zaman entegrasyonu uygulanarak bir sonraki zaman adımına geçirilmektedir. Yakınsamayı hızlandırmak için yerel zaman adımı yöntemi uygulanmıştır.

YÖNTEM

Navier Stokes denkleminin vektör formu şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \vec{W} dV + \oint (\vec{F}_c + \vec{F}_v) \cdot dS = \int \vec{Q} dV \quad (1)$$

Yukarıdaki denklemde t zamanı gösterirken W korunumlu akış değişkenleri vektörü, F akı vektörü, dS hücre yüzeyinin vektörü, Q kaynak terim vektörü ve V ise sonlu hacmin değeridir. S1 yüzeyindeki akışın fiziğini tam olarak doğru çözebilmek için 1. Denklemdaki değişkenler klasik düzlemsel iki boyutlu değişkenlerden farklıdır. Çıkarılışı [Vavra, 1960] referansında detaylı şekilde bulunan bu denklemler, genel turbomakine denklemlerinin S1 yüzeyi için manipüle edilmesiyle elde edilir. Chima [Chima,1986] çalışmalarında S1 için hazırlanan denklemlerin sabit eksen (stationary frame) için yazılmış hallerini kullanırken bu çalışmada dönen eksen için olan hali tercih edilmiştir. İki boyutlu düzlemsel yüzeyden farklı olarak akış tüpü daralması/genleşmesi, dönme etkilerinden dolayı oluşabilen Coriolis ve merkezkaç kuvvetlerini hesaba katabilmek için denklemin sağ tarafında kaynak terimler eklenmiştir. Ayrıca yukarıda belirtilen etkilerin viskoz akı terimleri üzerinde etkilerinin olduğu görülmüş ve bunlar da kaynak terim olarak ele alınmıştır. Tüm vektörlerin açık halleri aşağıda gösterilmiştir.

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho S \\ \rho V_m S \\ \rho W_\theta S \\ \rho ES \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\vec{F}_c = \begin{bmatrix} \rho(V_m n_m + W_\theta n_\theta) \\ \rho V_m (V_m n_m + W_\theta n_\theta) + P n_m \\ \rho W_\theta (V_m n_m + W_\theta n_\theta) + P n_\theta \\ \rho I (V_m n_m + W_\theta n_\theta) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\vec{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma_{mm} n_m + \sigma_{m\theta} n_\theta \\ (\sigma_{m\theta} n_m + \sigma_{\theta\theta} n_\theta) r \\ (V_m \sigma_{mm} + V_\theta \sigma_{m\theta} + q_m) n_m + (V_m \sigma_{m\theta} + V_\theta \sigma_{\theta\theta} + q_\theta) n_\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\vec{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\rho V_{\theta}^2 S}{r} \frac{dr}{dm} + P \frac{dS}{dm} - \sigma_{\theta\theta} \frac{dr}{dm} \frac{S}{r} - \sigma_{33} \frac{dh}{dm} \frac{S}{h} \\ -\rho V_m S \frac{dU}{dm} - \frac{\rho V_m V_{\theta}}{r} S \frac{dr}{dm} + \sigma_{m\theta} \frac{dr}{dm} \frac{S}{r} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Yukarıdaki denklemlerde ρ özkütle, V_m meridyonel hız, S akım tüpü alanı, W_{θ} izafi teğetsel hız, U çevresel hız, σ gerilme terimleri, r yarıçap değeri ve h akım tüpü kalınlığıdır. Terimlerin altlarındaki küçük terimlerden m meridyonel yönü, n normal yönü ve θ teğetsel yönü ifade etmektedir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde iki tane kompresör ve iki tane türbin test durumları ile çözücünün sonuçlarının kıyaslanması gösterilecektir. Sonuçların kıyaslanmasında kanatçık emme ve basma yüzeyindeki basınç dağılımları ile beraber kanatçık arkasındaki kayıp katsayısı değerleri de kullanılacaktır. Test durumlarının sınır koşullarını ve test sonuçlarından elde edilen bazı sayısal değerler **Tablo 1**'de sunulmuştur.

Tablo 1: Test durumlarına ait sınır koşulları ve test sonuçları

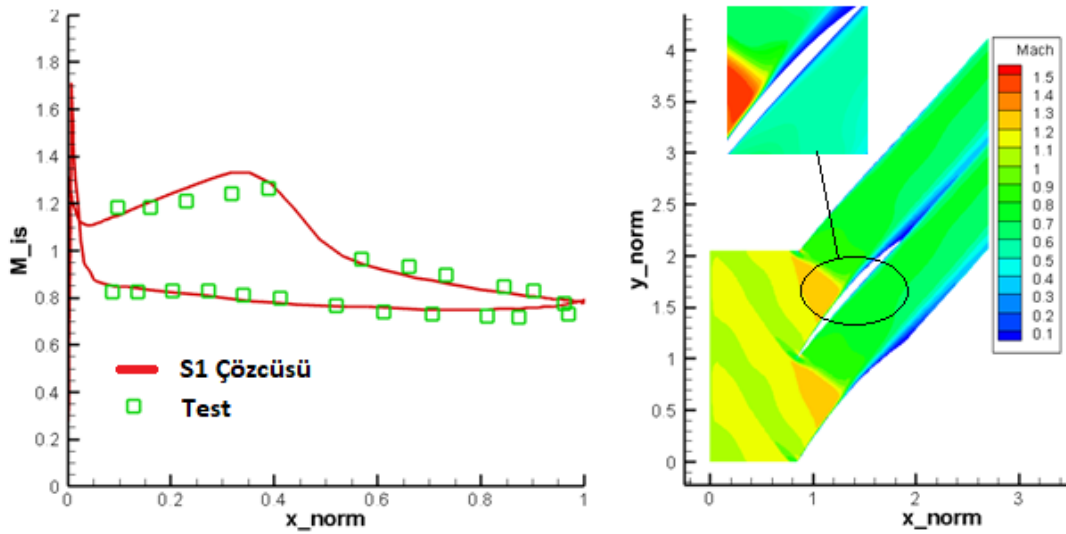
Parametre	Transonik Kompresör Kaskadı	Rotor R030 Kompresör döner kanat	Düşük Basınç Döner Kanat Türbin Kaskadı	Yüksek Basınç Duran Kanat Türbin Kaskadı
Basınç Oranı	Ps2/Pt1 1.417	Ps2/Ps1 1.438	Ps2/Ps1 0.8475	Ps2/Ps1 0.5202
Giriş- Çıkış Mach Sayısı	1.032: Giriş	0.9215: Giriş	0.5: Giriş 0.7 Çıkış	0.15: Giriş 1.02: Çıkış
Toplam Basınç Kaybı	(Pt2/Pt1) 0.9705	(Pt2/Pt1) 0.9601	(Pt1-Pt2)/(Pt2-Ps2) 0.028	(Pt1-Pt2)/(Pt2-Ps2) ~ 0.06-0.07
Çıkış Akış Açısı	45.8 derece	-	53.6 derece	74.5 derece

S1 çözücüsünün bir turbomakine tasarım sistemi içerisinde üç tane görevi bulunmaktadır: Kanatçık üzerindeki basınç dağılımı, toplam basınç kaybı ve ayrılma (çıkış) açısının doğru tahmin edilmesi. Dolayısı ile test sonuçlarında kıyaslama için seçilen parametreler bu doğrultuda belirlenmiştir.

1. Transonik kompresör kaskadı

İlk test durumu AGARD raporundan alınan [AGARD, 1990] ve giriş kısmında süpersonik hızlara sahip kompresör test durumudur. Giriş hızları ses üstüne ulaştığında kompresör önünde eğimli (oblique) şok dalgası görünmektedir. Bu şok dalgasının yerinin doğru tahmin edilmesi bir S1 çözücüsü için oldukça kritiktir. Ayrıca şok dalgasından sonra kalınlaşan sınır tabakanın mertebesi kanatçık arkasındaki kayıpların tahmini açısından oldukça önemlidir. Özetle seçilen bu test durumu, hem gaz dinamiği hem de sınır tabaka akışı açısından oldukça önemli ayrıntıları barındırdığı için çözücü için zorlayıcı bir test durumu olarak seçilmiştir. S1

çözücüsünden elde edilen sonuçlar izantropik Mach dağılımı ve kontur cinsinden **Şekil 2**'de gösterilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde beklendiği gibi kompresör önünde şok dalgası görülmüştür. Şok dalgası hücum kenarı ile temas ettiği noktada emme ve basma yüzeyine doğru eğilmiştir. Test sonuçlarına bakıldığında şokun bir ayağı emme yüzeyinin yaklaşık %40 aksenal mesafesinde yüzeye çarpmakta ve şok pasaj içerisine giremediği için basma yüzeyine temas etmemektedir. S1 çözücüsünden elde edilen sonuçlar test sonuçlarıyla oldukça uyumludur. Daha net anlaşılabilmesi açısından kontur çizimleri de **Şekil 2**'de gösterilmiştir. Emme yüzeyinde şok dalgası oluşumuna kadar hafif olumlu basınç gradyanı görülmüş ve sınır tabakayı baskılamıştır. Ancak şok dalgasından sonra sınır tabakanın kalınlaştığı ve kayıpların arttığı görülmektedir. Şok dalgasından sonraki emme yüzeyi hız dağılımına bakıldığında difüzyon S1 çözücüsünde daha net görülebilmektedir. Test sonuçlarında %50 - %60 aksenal mesafede neredeyse sabit hızla devam eden (Sabit basınç ile devam eden) bir bölge olduğu görülmektedir. Bu da aslında o bölgedeki S1 çözücüsü ile bulunan sınır tabaka kalınlığının test sonuçlarına göre daha az olduğu şeklinde yorumlanabilir. Toplam basınç kaybına bakıldığında ise S1 çözücüsü $Pt2/Pt1$ oranını 0.93 olarak vermektedir. Test sonuçlarına göre analiz

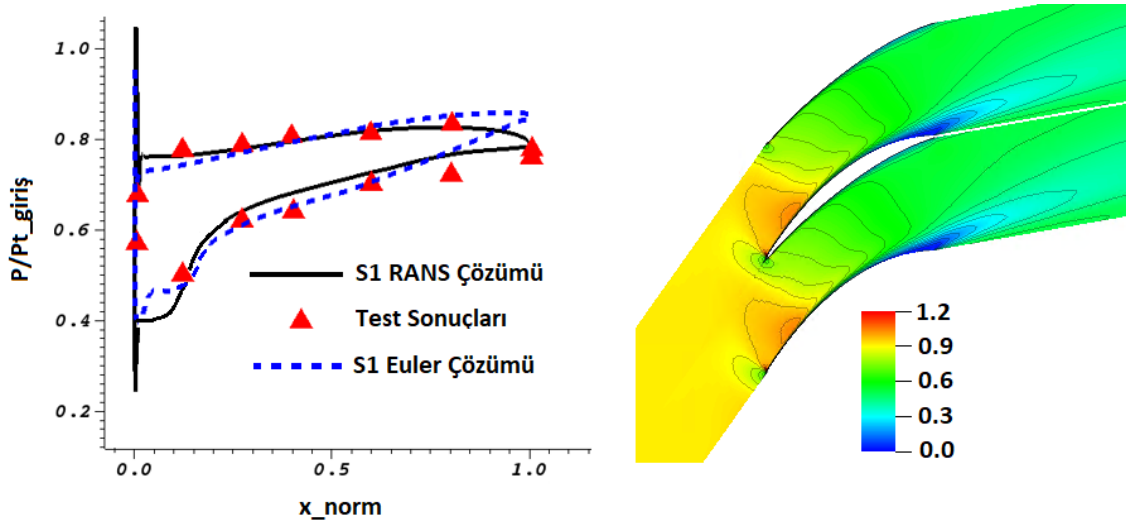


Şekil 2: Test durumu 1 için çözücüden elde edilen sonuçlar: İzantropik Mach Sayısı dağılımı ve Mach kontur çizimleri

sonuçları yaklaşık %4 toplam basınç kaybını fazla göstermektedir. Tasarım çıkış açısı sonuçlarına bakıldığında ise S1 çözücüsü 48.6 derece çıkış açısı tahmini yapmış ve test sonuçlarına göre 2.8 derece daha fazla çıkış açısı bulunmuştur. Bu aslında toplam basınç kaybı sonuçlarıyla beraber bakıldığında oldukça tutarlıdır. Daha kalın sınır tabaka elde edilmesinden dolayı S1 çözücüsü sonuçlarında akış daha az döndürülebilmiş ve daha yüksek basınç kaybı görülmüştür.

2. Rotor R030

İlk test durumundan farklı olarak bu test durumu döner kanat test durumudur [AGARD, 1990]. Dolayısıyla dönme etkisinden ötürü hem kaynak terimlerin, hem de sınır tabaka etkilerinin test edilmesi açısından oldukça zorlayıcı bir test durumudur. Kanatçıığın %18 kanat boyu mesafesindeki kanatçık koordinatları alınmış olup sınır koşulları test verilerinden alınmıştır. Giriş koşulu olarak 0.9215 giriş Mach sayısı olup kök bölgesine yakın olduğu için de oldukça yüksek bir dönüş açısı vardır. Rotor dönüş hızı 20260 RPM, akım çizgisi büküm açısı ($\arctan(V_r/V_x)$) 11.86 derece ve akım tüpü daralma oranı ($A1/A2$) ise 0.82 olarak ölçülmüştür.



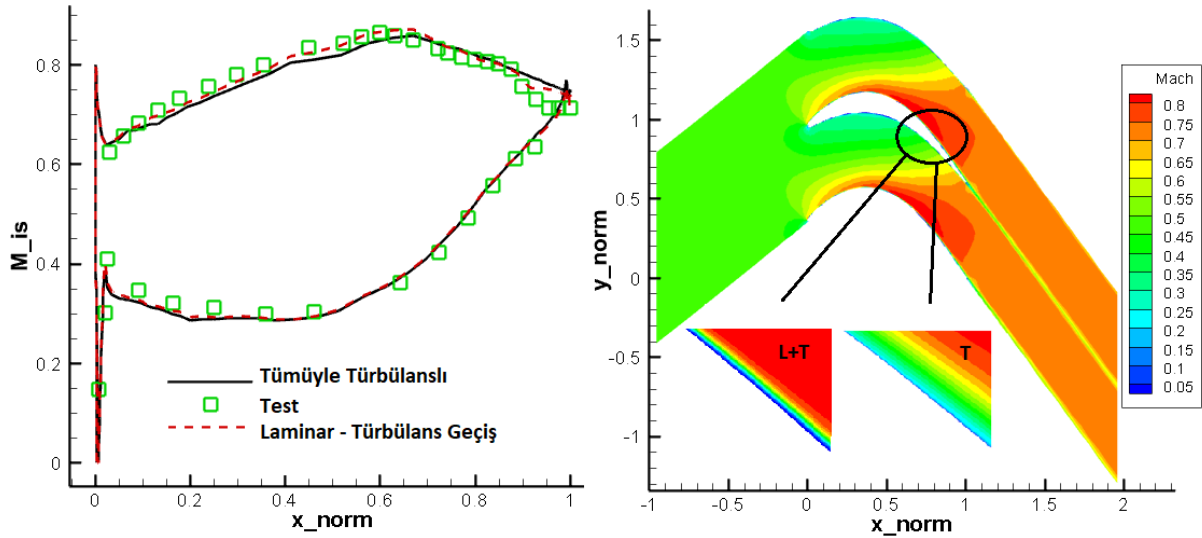
Şekil 3: Test durumu 2 için çözücülerden elde edilen sonuçlar: izantropik Mach Sayısı dağılımı ve Mach kontur çizimleri

S1 çözücüsünden elde edilen sonuçlar ve bunların deneysel sonuçlarla kıyaslanması ilk test durumundan farklı olarak bu test durumu döner kanat test durumudur [AGARD, 1990]. Dolayısıyla dönme etkisinden ötürü hem kaynak terimlerin, hem de sınır tabaka etkilerinin test edilmesi açısından oldukça zorlayıcı bir test durumudur. Kanatçığın %18 kanat boyu mesafesindeki kanatçık koordinatları alınmış olup sınır koşulları test verilerinden alınmıştır. Giriş koşulu olarak 0.9215 giriş Mach sayısı olup kök bölgesine yakın olduğu için de oldukça yüksek bir dönüş açısı vardır. 'de gösterilmiştir. Test durumunda **ilk test** durumundan farklı olarak bu test durumu döner kanat test durumudur [AGARD, 1990]. Dolayısıyla dönme etkisinden ötürü hem kaynak terimlerin, hem de sınır tabaka etkilerinin test edilmesi açısından oldukça zorlayıcı bir test durumudur. Kanatçığın %18 kanat boyu mesafesindeki kanatçık koordinatları alınmış olup sınır koşulları test verilerinden alınmıştır. Giriş koşulu olarak 0.9215 giriş Mach sayısı olup kök bölgesine yakın olduğu için de oldukça yüksek bir dönüş açısı vardır. 'te de görüldüğü gibi kanatçığın akışı toplam döndürme miktarının büyük bir kısmı firar kenarına yakın bölgede olmaktadır. Burada viskozite kaynaklı değişkenliği daha net görebilmek için çözücü iki modda (Euler ve RANS) çalıştırılmış ve elde edilen kanatçık üzeri basınç dağılımı test sonuçlarıyla kıyaslanmıştır. Hücum kenarı üzerindeki basınç dağılımı hem viskoz hem de Euler çözümlerinde çok benzerdir. Hücum kenarı yakınında bir süpersonik bölge her iki durumda da görünmektedir.

Ancak arkaya doğru gittikçe hem keskin dönüşün hem de gelişen sınır tabaka etkisiyle test sonuçlarında kanatçığın basınç artışını daha fazla sağlayamadığı görülmüştür. Akış ayrılması tam olarak tespit edilemese de sınır tabakanın çok fazla kalınlaştığı anlaşabilmektedir. Euler sonuçlarında viskozite etkisi görünmediğinden basınç artışı firar kenarı yakınında da devam etmiştir. RANS çözümlerine bakıldığında kanatçık yük dağılımının bir miktar farklı yakalandığı da görülmektedir. Bunun sebebi deneysel akım tüpü daralma oranının direk olarak uygulanmasından dolayıdır. Gerçek durumdaki sınır tabakadan farklı bir sınır tabaka kalınlığı yakalandığından akım tüpü daralma oranı test sonucuna göre kalibre edildiğinde Euler sonucunda olduğu gibi oldukça yakın bir kanatçık yük dağılımı elde edilecektir. Çıkış açısı ile alakalı herhangi bir veri bulunamamıştır ancak test sonuçlarından elde edilen toplam basınç kaybı (P_{t2}/P_{t1}) cinsinden 0.9605 iken S1 çözücüsünden 0.9235 değer elde edilmiştir. Daha önceki kompresör test durumunda olduğu gibi bu durumda da aerodinamik kayıp fazla bulunmuştur.

3. Ses Altı Düşük Basınç Türbin Kaskadı

Bu bölümde ses altı hızlarda çalışan tipik bir düşük basınç türbin dönen kanat profilinin kaskad test sonuçlarıyla S1 çözücüsünden elde edilen sonuçların kıyaslanması gösterilecektir. Referans kaynaktaki [Hodson,1987], kanatçığın tüm geometrik ayrıntıları ile beraber oldukça detaylı test sonuçları paylaşılmıştır. Makalede çeşitli Reynolds sayılarında, giriş açıları, kanat açıklıklarında (farklı katılık değerlerinde c/s) kayıp katsayıları ve izantropik Mach sayıları basılmıştır. S1 sonuçları ile kıyaslamak için doğrusal kaskadın orta bölümünden alınan kayıp verileri kullanılmıştır. Çünkü aynı raporda kök ve uç duvar kenarlarında da ölçümler yapılmış, ikincil akış kayıplarıyla alakalı da ölçümler alınmıştır. S1 çözücüsü ikincil akış etkilerini algılayabilecek kapasitede olmadığı için kök ve uç duvarlardan etkilenmeyen orta bölüm verileri kıyaslama için seçilmiştir. S1 Çözücüsünden alınan sonuçlar ve bu sonuçların test verileri kıyaslanması **Şekil 4**'de gösterilmiştir. S1 çözücüsünden alınan tümüyle türbülanslı ve geçiş modelli analiz sonuçları olarak iki farklı analiz sonucu **Şekil 4**'de gösterilmektedir. Seçilen test durumu bir düşük basınç türbin kaskadı olduğu için ve kaskad test koşullarında çıkış koşullarına göre 290 000 Reynolds sayısına sahip olduğu için emme yüzeyi %80 aksenal mesafede laminar ayrılma baloncuğu gözlenmektedir. Sonuçlardan görüldüğü gibi tamamıyla türbülanslı sınır tabaka çözümü ne yazık ki herhangi bir ayrılma emaresi göstermemektedir. Ancak, geçişin modellendiği durumda hem izantropik Mach dağılımından hem de kontur çiziminden daha net görüleceği üzere bir ayrılma bölgesi görülebilmektedir. Çözücünün içinde laminar ayrılma algılandığı an türbülanslı viskozite hesaplara dâhil edilmekte ve ayrılma noktasından sonra türbülanslı çözüm almaktadır. Dolayısıyla S1 çözücüsünün içerisine geçiş modeli (transition model) tam olarak eklenmediğinden dolayı ayrılma baloncuğu net bir biçimde yakalanamamıştır. Bu kabiliyet daha sonraki zamanlarda çözücüye kazandırılacaktır.



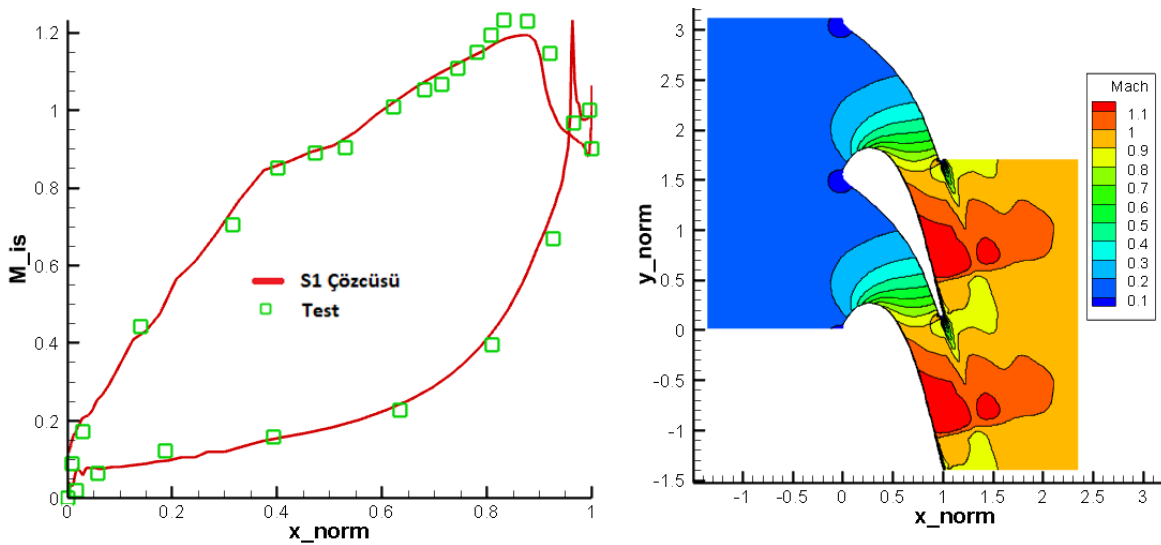
Şekil 4: Test durumu 3 için çözücüden elde edilen sonuçlar: izantropik Mach Sayısı dağılımı ve Mach kontur çizimleri

Kayıp katsayısı $\frac{(P_{t1}-P_{t2})}{(P_{t2}-P_{s2})}$ test sonucu olarak 0.028 olarak rapor edilirken, S1 çözücüsünden ise bu değer ful türbülanslı çözüm ve geçiş modellenen çözümde sırasıyla 0.0295 ve 0.0315 olarak elde edilmiştir. Ayrılma açısı ise test sonuçlarıyla oldukça yakın sonuçlar vermiştir. Test sonuçlarından çıkış açısı 53.6 derece ölçülürken S1 çözücüsünden 53.7 derece olarak bulunmuştur.

4. LS89 Transonik Türbin Kaskadı

Bu test durumu, VKI LS89 raporundan alınan [TN174, 1991] transonik türbin sabit kanat test durumudur. İlgili referansta geometri, giriş – çıkış sınır koşullarının detayları ve detaylı aero-termal veri basılmıştır. Test durumu olarak MUR 47 test koşulu seçilmiş, çıkış Mach sayısı olarak 1.02 ve Reynolds sayısı olarak da 1 000 000 değerleri raporlanmıştır. Sonuçlar izantropik Mach sayısı ve kontur çizimi cinsinden **Şekil 5**'de gösterilmiştir. Kanatçık üzerinde şok bölgesine kadar çözücünün verdiği hız dağılımı deneyle neredeyse mükemmel bir uyum gösterse de şok dalgasının olduğu bölgede farklılıklar görünmektedir. Şok Mach sayısı olarak testten 1.23 değeri okunurken S1 çözüşünden 1.195 değeri elde edilmiştir ancak şok dalgasının yeri oldukça doğru biçimde yakalanmıştır.

Çıkış açısı değeri ve kayıp katsayısı değeri test sonuçlarında 74.5 derece ve 0.07 civarı raporlanmıştır. S1 çözücüsünün sonuçları incelendiğinde ise çıkış açısı 74.3 derece kayıp katsayısı ise 0.077 olarak elde edilmiştir. Diğer üç test durumunda olduğu gibi bu test durumunda da kayıp katsayısı test verisinden yüksek tahmin edilmiştir.



Şekil 5: Test durumu 4 için çözücünden elde edilen sonuçlar: izantropik Mach Sayısı dağılımı ve Mach kontur çizimleri

SONUÇ

Bu bildiriye özgün geliştirilen yaklaşık üç boyutlu S1 çözücüsü ve bu çözücünün test verileriyle kıyaslaması sunulmuştur. İki boyutlu Navier – Stokes çözücüsünün üzerine dönme etkisi (Coriolis ve merkezkaç kuvvetleri) ve akım tüpü daralması veya açılması etkileri de eklenip literatürdeki adıyla yaklaşık üç boyutlu çözücü geliştirilmiştir. Çözücünün doğruluğu literatürde detayları basılı olan dört farklı deneysel durum ile incelenmiştir. İlk durumda giriş düzleminde ses üstü hızlara ulaşan bir kompresör kaskadı ile çözücü test edilmiş ve deney sonuçlarına oldukça yakın sonuçlar elde edilmiştir. Şokun şiddeti ve lokasyonu doğru bir biçimde yakalanmıştır. Kayıp katsayısı ve ayrılma açısı (deviation angle) bir biri ile tutarlı olacak şekilde deneyden yüksek tahmin edilmiştir. Bu çözücünün sınır tabakayı daha kalın tahmin ettiğini göstermektedir. İkinci test durumu bir kompresör döner kanadı olup hem dönme hem de sınır tabaka etkilerinin görülmesi açısından zorlayıcı bir test durumudur. Emme yüzeyinin ilk %10'luk kısmında oluşan ses üstü cep yüksek ses altı giriş koşullarında çok sıklıkla rastlanılan bir durumdur ve çözücü tarafından bu ayrıntı yakalanmıştır. Ölçüm istasyonlarının yetersizliğinden dolayı ne yazık ki test verilerinde bu kısım iyi bir çözünürlükle gösterilememiştir. Kanadın devamında ise basma yüzeyindeki basınç dağılımı mükemmel

yakalanmıştır ancak emme yüzeyinde sonuçlar teste göre bir miktar farklı yakalanmıştır. Fırar kenarına doğru ilerledikçe Euler ve viskoz çözücünün farkı çok belirginleşmektedir. Fırar kenarına doğru kanatçığın açısı daha belirgin biçimde değişmekte ve sınır tabaka basınca rağmen ilerlediği için beklenen basınç artışını sağlayamamaktadır. Bu durum viskoz çözümde çok iyi yakalanmıştır. Toplam basınç kaybı ise deneydeki veriden %4 civarı yüksektir. Üçüncü test durumu çok klasik bir düşük basınç türbin döner kanat test durumudur. Girişinden çıkışına oldukça yüksek bir döndürme derecesine sahip, standart bir düşük basınç türbin kanatçığı için ortalama bir aerodinamik yüklemeye sahiptir. Düşük Reynolds sayısına sahip olduğu için akışın ters basınç gradyanına maruz kaldığı bölgede ayrılma baloncuğu görülmektedir. Kanatçık üzeri basınç dağılımı test sonuçlarıyla oldukça uyumludur. Kodun içerisindeki basit geçiş modellemesinden kaynaklı geçiş modeli aktif hale getirilmiş durumdaki sonuçlar ayrılmanın başladığını görebilmektedir. Ancak henüz ayrılma baloncuğu büyüklüğünü tahmin edebilecek herhangi bir algoritma eklenmediği için bu ayrıntı geçiş modeli ile alınan sonuçta bile yakalanamamıştır. Sayısal değerlere bakıldığında ise çıkış açısı oldukça yakın tahmin edilmiş ancak kayıp katsayısı deney sonucuna göre %5 civarı yüksek tahmin edilmiştir. Son test durumu da çıkışta ses üstü hızlara çıkan tipik bir yüksek basınç türbin duran kanat test durumudur. Yüksek çıkış Mach ve Reynolds sayısına sahip test durumunda fırar kenarına yakın bölümde şok dalgası görünmektedir. Şok dalgasının kuvveti deneyle tam yakalanamasa da şokun pozisyonu iyi yakalanmıştır. Kanatçığın hem emme hem de basma yüzeylerinin geriye kalan kısımlarında kanatçık üzeri basınç dağılımı deneyle mükemmel bir uyum içerisinde. Toplam basınç kaybı ve çıkış açısı kıyasları yapıldığında deneye göre %9 civarı daha yüksek basınç kaybı tahmin edilirken çıkış açısı çok yakın bulunmuştur.

Terimler

t	Zaman
S	Akım tüpü alanı
V θ	Mutlak teğetsel hız
W θ	İzafi teğetsel hız
V _m	Meridyonel hız $\sqrt{V_r^2 + V_z^2}$
V _z	Eksenel Hız
r	yarıçap yada radyal yön
z	Eksenel yön
θ	Teğetsel yön
U	Çevresel hız (açısal hız x yarıçap)
P	Basınç
T	Sıcaklık
q	Isı akısı
P	Özkütle
P _s	Durağan basınç
P _t	Toplam basınç
M _{is}	Sabit entropili (İzantropik) Mach sayısı
X _{norm}	Normalize edilmiş kanat boyu

KAYNAKLAR

- C.H. Wu, "A General Theory of Three Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial, Radial and Mixed Flow Types", Transactions of ASME, 1363 – 1378, (November 1952).
- Murman, E.M., Cole, J.D., "Calculation of Plane Steady Transonic Flow", AIAA Journal, Vol.9, pp.114-121, January 1971.
- Novak, E.M., "Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid Flow Problems", ASME Paper no.66-WA/GT-3, Presented at the Winter Annual Meeting of the American Society of Mechanical Engineers, November 1966
- Giles M.B., "Newton Solution of Steady Two-Dimensional Transonic Flow", Ph.D. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, June 1985.
- Eidelman S., "A Fortran Program for Solving Two-Dimensional Euler Equations with Godunov Methods", Naval Postgraduate School, California, NPS67-83-02CR, February 1983.
- Drela M., "Two Dimensional Transonic Aerodynamics Design and Analysis Using the Euler Equations", Ph.D. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, December 1985.
- VAVRA M.H., 1960: Aero-Thermodynamics and Flow in Turbomachines, John Wiley and Sons, New-York.
- Blazek, J., "Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications", 1st edition, Elsevier, 2001.
- Chima, R., "Development of Explicit Multigrid Algorithm for Quasi Three Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery", NASA, 1986.
- AGARD, Working Group 18, "Test Cases for Computation of Internal Flows in Aero Engine Components" AGARD AR 275, (1990)
- H P Hodson 19 8 7 , "Three Dimensional Flow in a Low Pressure Turbine Cascade at Its Design Condition " ASME Journal of Turbomachinery , Vol. 10 7 , No. 12 7
- T. Arts, M.Lambert de Rouvroit, and A. W. Rutherford, "Aero-thermal investigation of a highly loaded transonic linear turbine guide vane cascade," VKI Technical Note 174,1990.