

SES-ÜSTÜ BİR UÇAK MODELİNİN ÖN GÖVDESİ İÇİN TEMSİLİ MODEL TEMELLİ SONİK PATLAMA ENİYİLEMESİ

Şihmehmet YILDIZ¹ ve
Yusuf DEMİROĞLU²
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

Melike NIKBAY³
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada Amerikan Havacılık ve Uzay Enstitüsü AIAA tarafından düzenlenen Sonik Patlama Çalıştayı'nda kullanılan 69° Delta Kanat uçak geometrisi üzerinde şekil eniyilemesi yapılmıştır. Ön şok basınç artışını minimize etmek için bu uçak geometrisinin gövdesinin şekli değiştirilerek sonik patlama eniyilemesi yapılmıştır. İlk olarak başlangıç geometrisi için ağ yapısı oluşturulmuş ve akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizler deney verileri ile doğrulanıp analiz kabiliyeti test edilmiştir. Daha sonra bu analiz sonucundan elde edilen yakın irtifa basınç izi kullanılarak sonik patlama hesaplaması yapılmış ve doğrulanmıştır. Doğrulama işleminin ardından uçağın ön gövdesi Bezier eğrileri kullanılarak değiştirilmiş ve temsili model temelli eniyileme sürecine başlanmıştır. Öncelikle aerodinamik ve sonik patlama analizlerinde kullanılacak temsili modellerin kurulması için, belirlenen geometrik değişkenler için sınırlandırılmış bir tasarım uzayında Latin hiperküp örnekleme yöntemi ile belli sayıda örnekleme yapılmıştır. Örnekleme noktalarında yüksek doğruluklu analiz yöntemleri ile aerodinamik sürükleme ve sonik patlama değerleri hesaplanmıştır. Ardından temsili modeli eğitmek amaçlı üretilen örnekleme noktalarındaki analiz sonuçları kullanılarak Kriging yöntemi aracılığıyla temsili model oluşturulmuş ve doğrulanmıştır. Üretilen temsili modellerin genetik algoritma ile entegrasyonu ile sonik patlama minimizasyonu için eniyileme çalışması gerçekleştirilmiştir. Eniyileme çalışmasında sürükleme katsayısı kısıtlama kriteri olarak tanımlanmıştır.

GİRİŞ

Ses-üstü sivil hava taşımacılığı günümüzde havacılık alanında en güncel konulardan biridir. Ses-üstü hızlarda operasyon yapan Concorde uçağının 2003 yılında uçuşlardan çekilmesinin

¹Yüksek Lisans, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yildizsih@itu.edu.tr

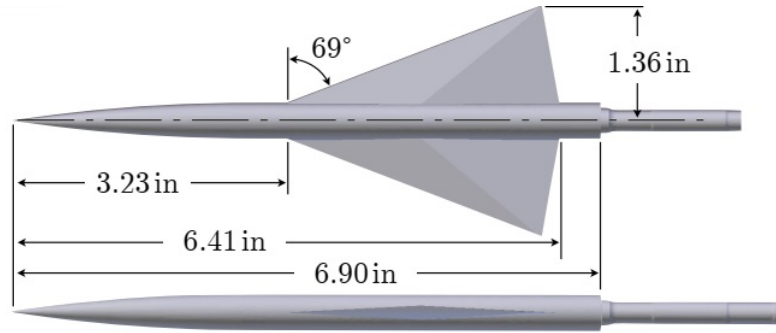
²Yüksek Lisans, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: demirogluy@itu.edu.tr

³Prof. Dr., Uzay Müh. Böl., E-posta: nikbay@itu.edu.tr

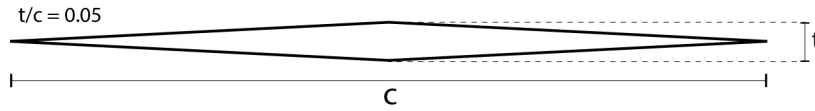
ardından henüz ses-üstü hızlarda uçan bir yolcu uçağı hizmete girmemiştir. Ancak NASA, JAXA gibi kurumlar ve bazı şirketler yakın tarihte uçuşu planlanan projeler üzerinde çalışmaktadır.

Ses-üstü sivil hava taşımacılığı konusundaki en önemli sorun uçakların yarattığı sonik patlamalardır. Günümüzde bir çok ülkede yerleşim alanları üzerinde sesten hızlı uçuş yapmak yasaktır. Bu nedenle ses-üstü sivil hava taşımacılığını uygulanabilir hale getirmek için uçağın yarattığı sonik patlama miktarının belli bir seviyenin altına indirgenebilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada, ses-üstü bir uçağın ön gövdesi, yer seviyesinde oluşturduğu sonik patlama miktarını minimize etmek için eniyileştirilmektedir.

Amerikan Havacılık ve Uzay Enstitüsü (AIAA) tarafından 2014 yılında sonik patlama konusunda bir çalıştay düzenlenmiştir. Bu çalıştayda katılımcılara 3 farklı geometri sunulmuştur [Park,2014]. Bu projede, başlangıç geometrisi olarak sonik patlama hesaplarını valide etme imkanı sunduğu için AIAA Sonik Patlama Çalıştayında kullanılan 69° delta kanat geometrisi tercih edilmiştir. Şekil 1'de bu geometri verilmiştir Bu geometri Şekil 2'de verilen kanat profiline sahip bir kanadı vardır.



Şekil 1: 69° delta kanat geometrisi [Park, 2014]



Şekil 2: Kanat profili

Eniyileştirme çalışmasında doğru sonuç alındığından emin olmak için ilk önce analiz kabiliyetlerinin doğrulanması gerekmektedir. Bu nedenle bu geometri kullanılarak hesaplamalı akış analizi yapılmıştır. Çalışmada akış analizi için Stanford Üniversitesi Havacılık ve Uzay Tasarım Laboratuvarı tarafından geliştirilen SU2 açık kaynak analiz yazılımı kullanılmıştır. Ardından elde edilen akış analizi sonuçları deneysel veri ile kıyaslanıp doğrulanmıştır. Daha sonra bu akış analizinden alınan yakın irtifadaki basınç dağılımı akustik olarak ilerletilmiş ve yerdeki sonik patlama basınç izi hesaplanmıştır. Sonik patlama hesaplamaları için Amerikan Havacılık ve Uzay Dairesi'nin (NASA) Langley Araştırma Merkezinde geliştirilen sBOOM yazılımı kullanılmıştır. Başlangıç geometrisi için doğrulama çalışmasının tamamlanmasının ardından eniyileme aşamasına geçilmiştir. Temsili model temelli eniyileme aşamasında öncelikle temsili modeli eğitmek ve test etmek için Bezier eğrisi parametrelerine bağlı tasarım uzayında örnekleme yapılmıştır. Yapılan örnekleme noktalarında yüksek doğruluklu analiz programları ile analizler yapılarak, örnekleme noktalarındaki sürüklenme katsayısı ve sonik patlama değerleri belirlenmiştir. Örnekleme noktalarındaki analiz sonuçları kullanılarak Kriging yöntemi ile sürüklenme katsayısı ve sonik patlama değeri için iki ayrı temsili model kurulmuştur. Test etmek amaçlı belirlenen örnekleme noktaları kullanılarak temsili model test edilmiş ve temsili modelin doğruluğu kanıtlanmıştır.

Doğrulanmış temsili modeller kullanılarak genetik algoritma aracılığıyla sonik patlama minimizasyonu için ön gövde şekil eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Eniyileme çalışmasında sürükleme katsayısı kısıtlama kriteri olarak kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar ilk geometri ile kıyaslanmıştır. Temsili modelin oluşturulması ve eniyileme çalışmasında ITU AeroMDO Laboratuvarında kurum içi geliştirilen kodlar kullanılmıştır. Kurum içi kodlarımızın doğruluğunu ve performansını göstermek amacıyla aynı çalışmalar Sandia Ulusal Laboratuvarının geliştirdiği, eniyileme ve çok doğruluklu analiz çalışmalarına imkan sağlayan DAKOTA programında da gerçekleştirilmiştir. Eniyileme uygulaması kısmında kendi kodlarımızın sonucu ile DAKOTA programından elde edilen sonuçlara yer verilmiştir.

YÖNTEM

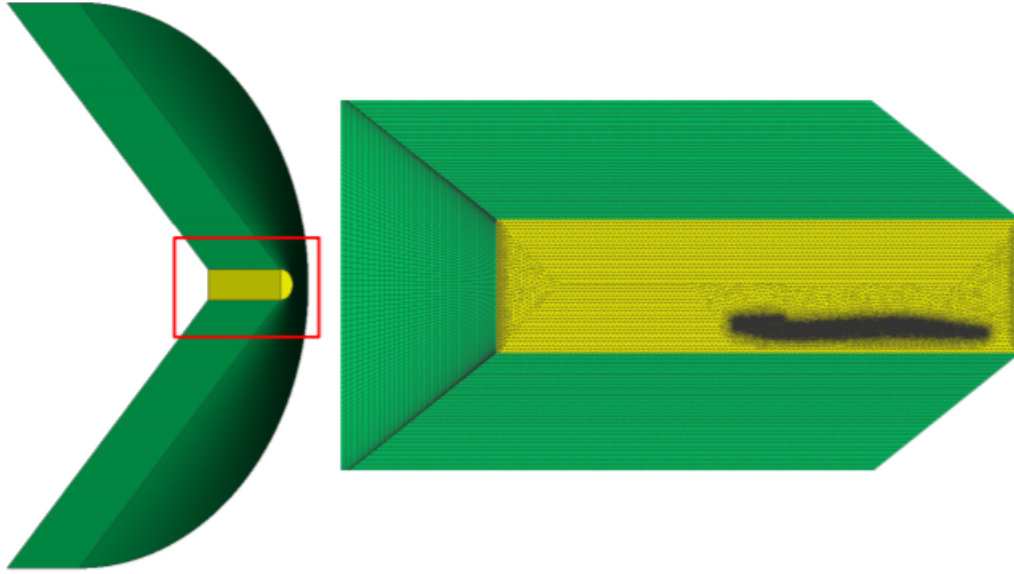
Bu çalışmanın amacı, ses-üstü bir uçak geometrisinin sayısal yöntemlerle otomatik bir şekilde değiştirilmesi ile optimum tasarıma ulaşmak ve çok-disiplinli bir yaklaşımla sonik patlama eniyilemesi yapmaktır. Sonik patlama hesaplamaları temelde iki ana başlığa ayrılabilir; yakın alan çözümü ve uzak alan çözümü. Yakın alan (yakın irtifa) çözümünde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanılarak uçağın etrafındaki akış alanı yüksek doğrulukla çözülmektedir. Ardından yakın alandaki basınç çözümü girdi olarak alınarak geometrik akustik yöntemleri ile uzak alan basınç çözümü yapılmaktadır. Aşağıda sırasıyla bu analizler için oluşturulan ağ yapısı, akış çözümü ve sonik patlama hesaplamaları detaylı olarak açıklanmıştır.

Ağ yapısı

Sonik patlama hesaplama yöntemlerine basınç girdisi sağlayabilmek için, hesaplamalı akış analizi sonucunda uçağın en az 2 boy altından basınç izi alınmalıdır. Bu da akış analizlerinde çözüm alanın boyutunu belirlemektedir. Ek olarak bir çok HAD çözümünde yüzey üzerindeki basınç dağılımı ile ilgilenilirken, sonik patlama hesaplamaları için yapılmış bir HAD analizinde uçağın 2 veya 3 boy ötesindeki basınç dağılımı ile ilgilenilmektedir. Bu da uçak etrafında oluşan şok dalgalarının belli bir irtifaya kadar çok doğru bir şekilde elde edilmesini gerektirmektedir. Bu nedenle ağ yapısının oluşturulması büyük önem arz etmektedir.

Daha önce yapılan çalışmalar göz önüne alındığında sonik patlama hesapları için yapısal ağ (structured mesh), yapısal olmayan ağ (unstructured mesh) ve bu iki ağ yapısının bir arada kullanıldığı hibrit çalışmalar görülmektedir. Yapısal ağ sonik dalgaları yakalamak için oldukça uygundur. Ancak yapısal ağ oluşturmak için geometrinin düzenlenmesi oldukça zaman alıcıdır. Ayrıca bu çalışmada eniyileştirme yapılacak olup, eniyileştirme sürecinde güncellenen geometriye otomatik olarak yapısal ağ oluşturulması oldukça zordur. Yapısal olmayan ağ ile ayrıklaştırma ise, yapısal ayrıklaştırma ile kıyaslandığında çok daha kısa sürede ağ oluşturulabilmektedir. Her eniyileştirme iterasyonunda akış alanını ayrıklaştırmak için geometrinin parçalanmasına ve düzenlenmesine gerek duyulmaz. Ancak yapısal olmayan ağ ile uçaktan belli bir uzaklıkta sonik dalgaların yakalanması zordur. Ayrıca yapısal olmayan ağ ile sonik dalgaların doğru bir şekilde yakalanması ancak çok fazla eleman sayısı ile mümkün olmaktadır. Bu durum akış alanının sayısal olarak çözüm sürecini oldukça uzatmaktadır. Bundan dolayı bu çalışmada AIAA Sonik Patlama Çalıştaylarında olduğu gibi yapısal ve yapısal olmayan ağ yapısının bir arada kullanıldığı hibrit ağ yapısı kullanılması uygun görülmüştür.

Süpersonik uçaklar için genel hibrit ağ yapısı Şekil 3'de gösterildiği gibi çekirdek ve çekirdek ağının çevresinde yer alan uzak akış alanını temsil eden uzak alan ağ bloğundan oluşur. Çekirdek ağ bloğu geometriyi içinde barındıran yarı silindirik ağ yapısı olup geometrinin düzenlenmesi gibi zaman alıcı süreçlerden kurtulmak adına yapısal olmayan ağ kullanılarak oluşturulmaktadır. Uzak alan ağ yapısı sonik dalgaları daha iyi yakalamak adına yapısal ağ kullanılarak oluşturulmaktadır.



Şekil 3: Hibrit ağ yapısı

Akış Analizi

Bu çalışmada akış problemi Euler denklemleri ile çözülecektir. Viskoz etkilerin olmadığı ses-üstü sıkıştırılabilir akış problemi çözümü yapılmıştır. Bunun için Standford Üniversitesi tarafından geliştirilen SU2 açık kaynak yazılımı kullanılmıştır [Economon,2016]. SU2 bir yapısal olmayan ağ yapısı çözücüsüdür. Programın kabiliyetleri arasında akış çözümü, akışkan-yapı etkileşimi, şekil eniyilemesi gibi işlemler bulunmaktadır. Bu çalışmada esnek olmayan geometri kabulü yapıldığı için sadece akış çözücüsü kullanılmıştır. Ayrıca program paralel olarak çalıştırılabilmektedir. Bu da çok iş yükü gerektiren işlemler için zamandan kazanmayı sağlamaktadır.

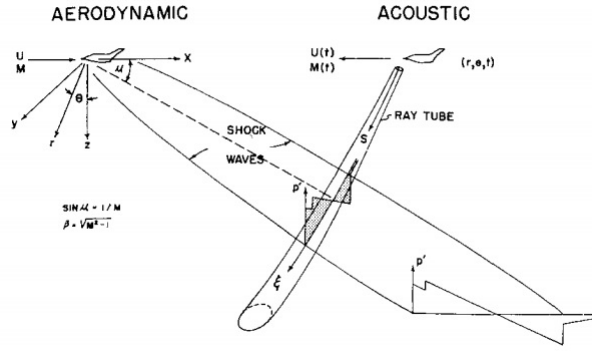
Programı çalıştırmak için 2 tane girdi dosyası gerekmektedir. İlk olarak ağ yapısının başka bir platformda hazırlanıp SU2 formatına çevrilmesi gerekmektedir. Diğeri ise analiz koşullarının girildiği girdi dosyasıdır. Burada problem ile alakalı gerekli bütün parametreler girilmektedir. İlk olarak konvektif terimlerin ayrıklaştırma yöntemi belirlenmiştir. Bunu belirlerken mevcut problem için bazı testler yapılmış ve literatürdeki çalışmalara en yakın çözümü veren yöntem olarak JST seçilmiştir. Lineer çözücü olarak ise FGMRES kullanılmıştır.

Sonik Patlama

Çalışmanın sonik patlama hesaplama kısmında sBOOM yazılımı kullanılmıştır. sBOOM NASA Langley araştırma merkezinde geliştirilen, lineer olmayan atmosfer etkilerinin de hesaba katıldığı bir sonik patlama analiz yazılımıdır. sBOOM yazılımı ile alakalı teorik altyapı [Rallabhandi, 2011]'de verilmiştir. Bu makaleden görüleceği üzere sBOOM lineer olmayan Burger denklemlerini zaman etki alanında çözmektedir. Ek olarak manevra açıları, rüzgar bilgisi ve azimut açısı programa girdi olarak girilebilmektedir. Aşağıdaki denklem sBOOM programı tarafından sayısal olarak çözülen Genişletilmiş Burger Denklemleri'dir.

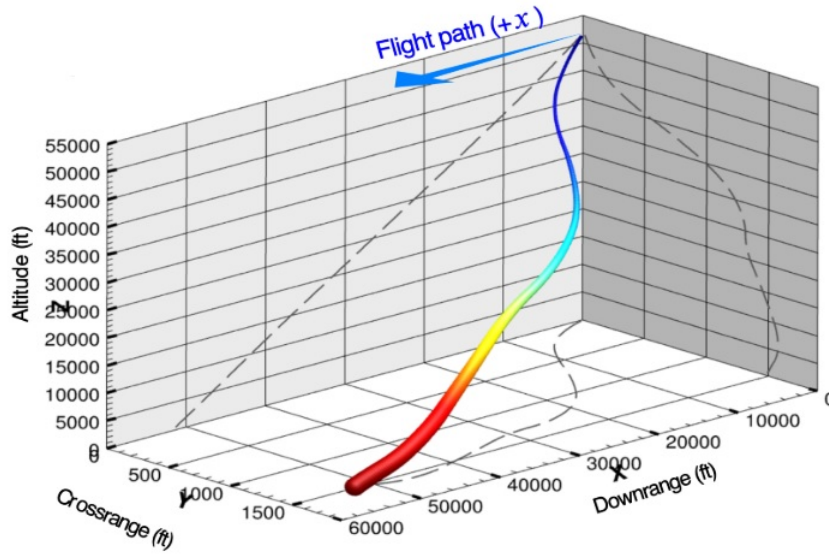
$$\frac{\partial P}{\partial \sigma} = P \frac{\partial P}{\partial \tau} + \frac{1}{\Gamma} \frac{\partial^2 P}{\partial \tau^2} + \sum_{\nu} C_{\nu} \frac{\frac{\partial^2}{\partial \tau^2}}{1 + \theta_{\nu} \frac{\partial}{\partial \tau}} P - \frac{\frac{\partial A}{\partial \sigma}}{2A} P + \frac{\frac{\partial(\rho_0 c_0)}{\partial \sigma}}{2\rho_0 c_0} P \quad (1)$$

Bu denklem termo-viskoz etkileri, moleküler gevşemeyi içermektedir. Ses dalgalarının atmosfer içerisinde ilerleyişi geometrik akustik ve ışın takibi (Ray Tracing) yöntemleri ile hesaplanmaktadır. Şekil 4'de ışın tüplerinin bir görseli verilmiştir.



Şekil 4: Aerodinamik ve akustik bakış açıları [Seebass, 1969]

sBOOM kodunu çalıştırmak için 2 tane girdi dosyasına ihtiyaç duyulmaktadır. Bunlardan biri uçağın yakın irtifa bölgesinden alınmış basınç izi, diğeri ise analiz koşullarının tanımlandığı girdileri içeren bir girdi dosyasıdır. Akış çözümünden alınan bir basınç izi sBOOM programına kaynak olarak girilmektedir. Daha sonra girdi dosyasındaki parametreler belirtilmelidir. Bu girdiler temel olarak uçuş koşulları ve atmosfer koşullarını kapsamaktadır. Uçuş koşulları arasında uçuş hızı ve irtifası, manevra bilgisi gibi parametreler bulunmaktadır. Atmosfer koşulları ile ilgili de atmosfer sıcaklık profili, nem profili ve rüzgar bilgisi gibi değerler girilebilmektedir. Bu çalışmada standart atmosfer koşulları dikkate alınacaktır. Şekil 5'de referans [Rallabhandi,2020]'den alınan sBOOM çözümünden elde edilmiş bir ışın tüpü geometrisi verilmiştir. Bu görselde rüzgarın sonik patlama ilerleyişine etkisi belirgin olarak görülmektedir.



Şekil 5: Işın tüpü geometrisi, [Rallabhandi,2020]

Kriging Temsili Model

HAD gibi zaman açısından maliyetli analizlerin kullanıldığı eniyileme çalışmalarında, çalışmayı zaman açısından daha makul hale getirmek amacıyla temsili modeller sıklıkla kullanılmaktadır. Temelde temsili modeller çözüm uzayında yapılan örneklemeler ile çözüm uzayındaki başka bir noktada interpolasyon yolu ile değerinin tahminine dayanan yöntemler olup, baskın mod şekillerinin belirlenmesi gibi fiziksel temellere dayanan temsili model oluşturma yöntemleri bulunmaktadır. Bu

çalışmada lineer olmayan fonksiyonları modelleyebilmesi ve tasarım alanını keşfetmek amacıyla kullanılabilecek hata tahmini sağlama imkanlarından dolayı çözüm uzayında yapılan örneklemelerin interpolasyonu temellerine dayanan Kriging yöntemi kullanılmasına karar verilmiştir.

Kriging 1951 yılında Krige tarafından önerilen ve interpolasyon değerlerin bir Gauss işlemi ile modellendiği istatistiksel bir interpolasyon yöntemidir [Forrester, 2008]. Kriging yönteminin basit, sıradan, evrensel Kriging gibi farklı matematiksel değişikliklere sahip versiyonları bulunmaktadır. Bu çalışmada basit Kriging yöntemi kullanılmış olup, literatürde sıklık ile kullanıldığı için yöntem kısaca açıklanmaya çalışılmıştır.

Bir m-boyutlu problemi ele aldığımızı ve x_i tasarım değişkenli y bilinmeyen fonksiyonuna Kriging yöntemi ile temsili model oluşturmak istediğimizi varsayalım. Bu temsili modelin kurulabilmesi için öncelikle temsili model kurulmak istenen fonksiyonunun ilgilenilen çözüm uzayında yeterli miktarda farklı noktalarda değerlendirilmesi gerekir. Bunun için öncelikle ilgilenilen çözüm uzayı üzerinde örnekleme planına ihtiyaç vardır. Belirlenen örnekleme planı doğrultusunda belirlenen n örnekleme noktasında zaman açısından maliyetli yüksek doğruluklu fonksiyon değerlendirilerek temsili modeli eğitmek amaçlı kullanılacak $y = [y^{(1)}, y^{(2)}, \dots, y^{(n)}]^T \in R$ veri seti oluşturulur. Örneklenen veriler ve bu örnekleme noktalarında fonksiyonun hesaplanan değerlerine karşılık gelen cevaplar Kriging temsili modelinin eğitilmesinde kullanılacaktır.

Kriging yöntemi istatistiksel temellere dayanan denklem 2'deki gibi ifade edilen interpolasyon yöntemidir.

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \mu + Z(\mathbf{x}) \quad (2)$$

Bu denklemde $\hat{y}$, kriging yöntemi ile belirli bir x noktasında öngörülen fonksiyonun değeridir. μ modeli oluşturmak için kullanılan y veri setindeki gözlemlerin ortalaması, $Z(\mathbf{x})$ ise sıfır ortalaması olan stokastik bir süreci temsil etmektedir. $Z(\mathbf{x})$ kurulacak temsili modelin gerçek fonksiyon değerinden sapmayı gösterdiğinden, gözlemler arası korelasyon değerlendirilerek hesaplanabilmektedir. Korelasyon matrisi denklem 3'deki gibi hesaplanmakta olup $R(\mathbf{x}^i, \mathbf{x}^j)$, $\mathbf{x}^i$ ile $\mathbf{x}^j$ örnekleri arasındaki korelasyonu göstermektedir.

$$R(\mathbf{x}^i, \mathbf{x}^j) = \exp \left[- \sum_{l=1}^m \theta_l \left| x_l^i - x_l^j \right|^2 \right] \quad i, j = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

Bu denklemdeki θ_l , l'nci ($l \in [1, m]$) bilinmeyen korelasyon parametresi olup, m tasarım değişkenlerinin sayısını göstermektedir. Bu fonksiyon örnekleme noktasının çevresindeki örneklemeler ile arasındaki yerel model hassasiyeti üzerindeki etkisini ve modelin düzgünlüğünü kontrol etmektedir. Korelasyon matrisinin elde edilmesi ile birlikte aşağıda verilen Kriging modeli tahmin denklemi kullanılarak ilgilenilen çözüm uzayı içinde farklı noktalarda fonksiyonun değeri tahmin edilebilmektedir.

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \hat{\mu} + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu}) \quad (4)$$

Bu denklemdeki $\hat{\mu}$ tahmini regresyon parametresi, $\mathbf{r}$ gözlenmemiş x ile tüm gözlemler arasındaki korelasyon vektörüdür, $\mathbf{y}$ ise temsili model oluşturmak için kullanılan tüm gözlemleri içeren vektördür. Böylelikle, tüm korelasyon parametrelerini içeren belirli bir θ ile tahmini regresyon parametresi $\hat{\mu}$ ve tahmini varyans σ_c aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$\hat{\mu} = \frac{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y}}{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1}} \quad (5)$$

$$\hat{\sigma}_c^2 = \frac{(\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu})}{n} \quad (6)$$

θ 'yı belirlemek için denklem 7'de verilen konsantre logaritmik olabilirlik fonksiyonu, eniyileme algoritmaları kullanılarak maksimize edilmelidir. Genel olarak, eniyileme algoritması üzerinde

herhangi bir sınırlama yoktur, ancak verimlilik göz önüne bulundurulmalıdır.

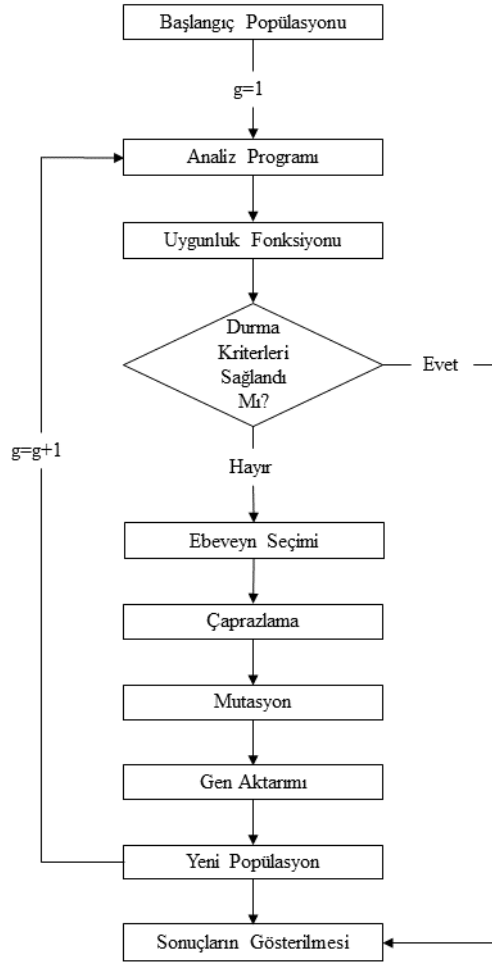
$$\text{Ln}(\theta) = - [n \ln (\hat{\sigma}_C^2) + \ln |\mathbf{R}|] / 2 \quad (7)$$

Eniyileme

Eniyileme çalışmasında direkt analiz programlarının kullanılması yerine, analiz programlarının sonuçlarından elde edilen sonuçlar ile kurulan temsili modeller kullanılacaktır. Temsili modeller ise yapısı gereği kendi içinde her zaman çözüm uzayında rastgele olacak şekilde hatalar içermektedir. Temsili modelin ilgilendiği alandaki düşük mertebeli rastgele hatalar nümerik türevlerin sonuçlarında bazı farklara sebep olmaktadır. Bundan dolayı bu çalışmada türev temelli olmayan eniyileme yöntemlerinin biri olan genetik algoritmanın kullanılması uygun görülmüştür. Eniyileme çalışmasında kendi genetik algoritma kodumuz kullanılmıştır. [Yıldız, 2019]

Genetik algoritma (GA), evrimsel algoritmaların temelini oluşturan en bilindik yöntemlerden biridir. Evrim teorisindeki “En güçlünün hayatta kalması” prensipleri üzerine kurulan genetik algoritmalar, bir nevi evrim teorisinin yapay sistemler için uygulamasıdır. Diğer yöntemlerin aksine ele alınan sistemin matematiksel modelinin matematiksel türevlerini kullanmayan genetik algoritma, tamamen olasılıksal olarak en iyi bireyi aramaktadır. Bundan dolayı modelin türev bilgisinin elde edilmesinin zor olduğu tasarım süreçlerinde tercih edilmektedir.

Genetik algoritma için genel akış şeması Şekil 6’da verilmiş olup, genetik algoritma kullanıcı tarafından belirlenen sınırlamalar çevresinde oluşan örnek uzaydan rastgele başlangıç popülasyonunun oluşturulmasıyla başlar. Oluşturulan bireyler amaç doğrultusunda uygun analiz programları ile analizi yapılır. Analiz sonucunda elde edilen sonuçlar kullanılarak bireyler amaç doğrultusunda belirlenen uygunluk fonksiyonu aracılığıyla değerlendirilmeye tabi tutulur. Değerlendirme sonucunda belirlenen başarılı bireylerin oluşacak gelecek nesillerde daha etkili olduğu yöntemler kullanılarak sonraki nesilleri oluşturacak ebeveynler seçilir. Ebeveynlerin özelliklerinin çaprazlanması ile ebeveynlerin özelliklerini taşıyan yeni bireyler oluşturulur. Yeni oluşturulan bireyler ebeveynlerinin özelliklerini taşımakta olup sonucun yerel bir maksimum noktasına yakınsama ihtimalini azaltmak adına ve popülasyona çeşitlilik katmak için yeni oluşturulan bireyler mutasyona uğratılır. Mutasyon ile yeni oluşan bireye, ebeveynlerinden farklı özellikler verilir. Mutasyon aşaması sonucunda oluşan yeni bireyler analiz edilip, uygunluk fonksiyonu ile değerlendirilir. Birey başarılı bir birey ise sonraki nesile dahil edilir. Eğer birey başarılı bir birey değilse birey öldürülür ve yeni bir birey oluşturulur. Bu işlemler belirlenen durma kriterleri sağlanana kadar devam eder.



Şekil 6: Genetik algoritma genel akış şeması

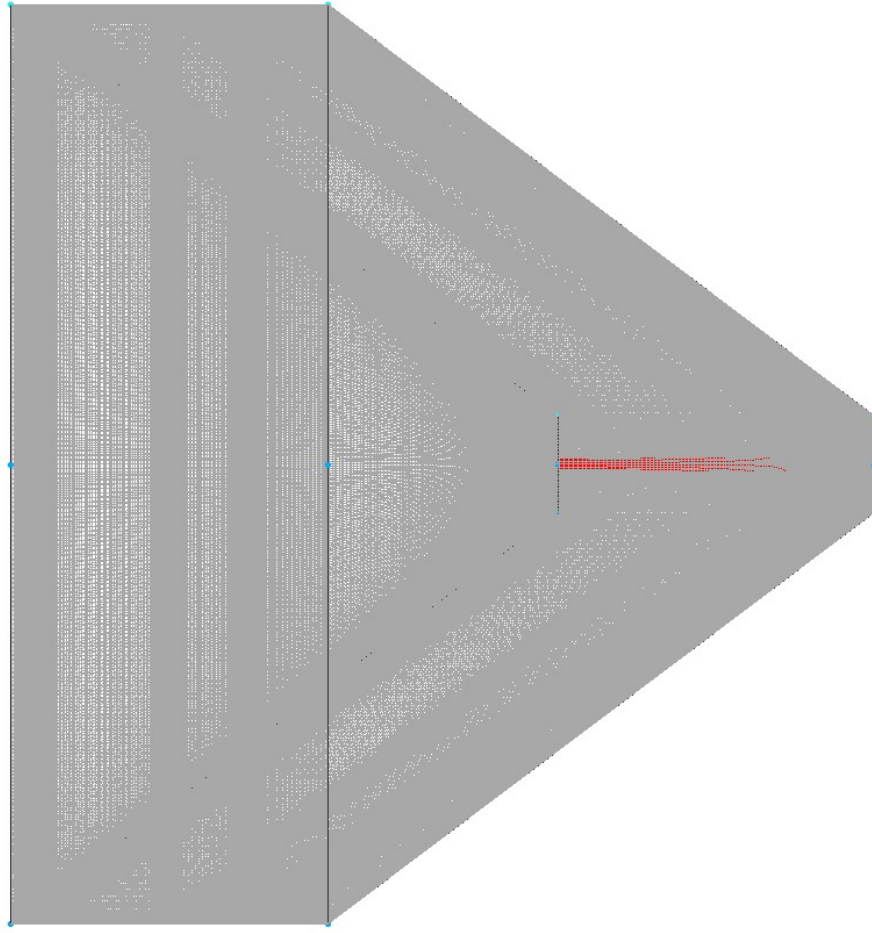
UYGULAMALAR

Bir önceki bölümde teorik arka planı anlatılan yöntemler başlangıç geometrisi olarak seçilen Delta Kanat uçak modeline uygulanmıştır. Daha önce de açıklandığı üzere ilk olarak seçilen başlangıç geometrisine analizler yapılmış ve sonuçları aşağıda verilmiştir. Ardından uçağın gövdesini değişkenleştirmek için seçilen Bezier eğrileri yönteminden bahsedilmiştir. Son olarak temsili model ve eniyileme uygulamaları açıklanmıştır.

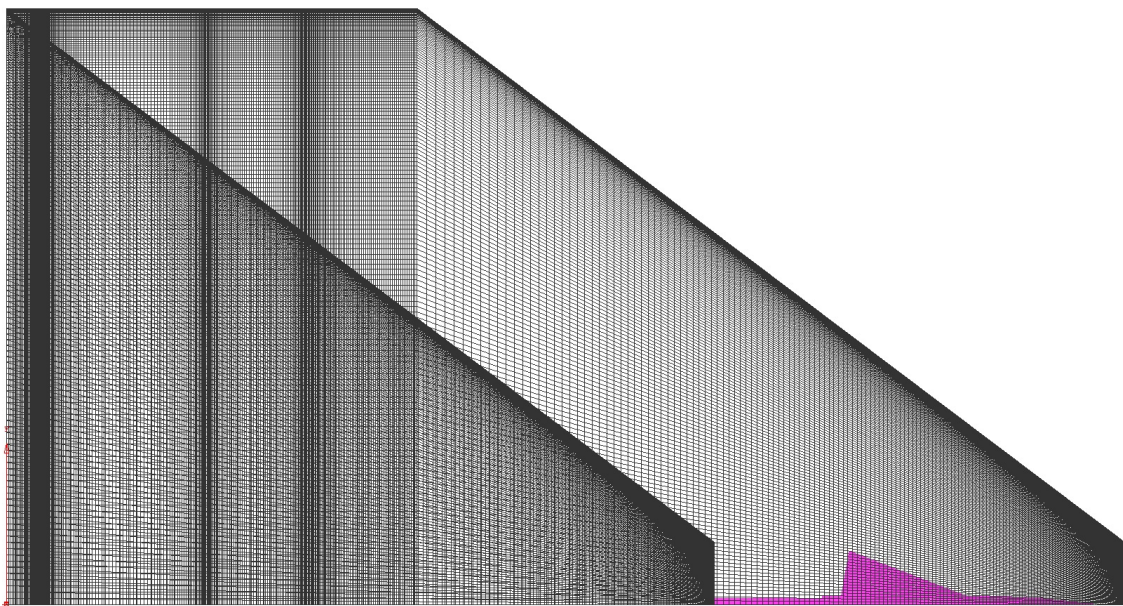
Bu çalışmanın amacı ön gövdenin değişimi ile sonik patlama etkisini minimuma indirmektir. Bu nedenle ön gövdenin etkisine daha fazla odaklanabilmek adına eniyileme aşamasında akış analizleri sadece ön gövde üzerinden yapılmış, sonik patlama girdisi olarak buradan alınan basınç izi verilmiştir.

Başlangıç geometrisi analizi

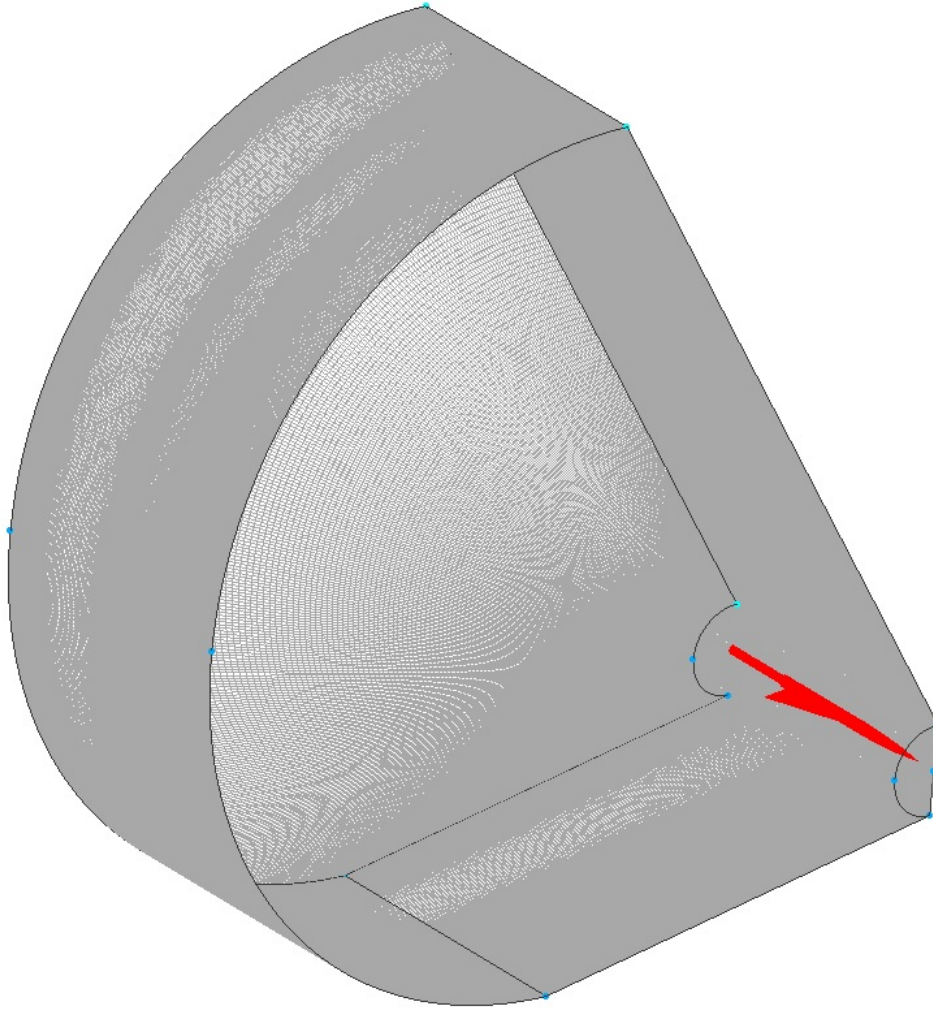
Bu bölümde eniyileme çalışması için başlangıç geometrisi olan 69° delta kanat geometrisi için akış analizleri yapılmış ve rüzgar tüneli verisiyle kıyaslanmıştır. Bu geometri AIAA tarafından düzenlenen sonik patlama çalıştayından alınmıştır. İlk olarak uygun bir ağ yapısı oluşturulmuş, daha sonra SU2 analizleri yapılmıştır. Ağ yapısı piramit ve dört yüzlü elemanlardan oluşmaktadır. Doğrulama çalışması için ağ yapısı içerisindeki eleman sayısı 13 milyondur. Oluşturulan ağ yapısı sırasıyla Şekil 7, 8 ve 9'da verilmiştir.



Şekil 7: Akış çözüm alanı, yandan görünüm



Şekil 8: Akış çözüm alanı, üstten görünüm



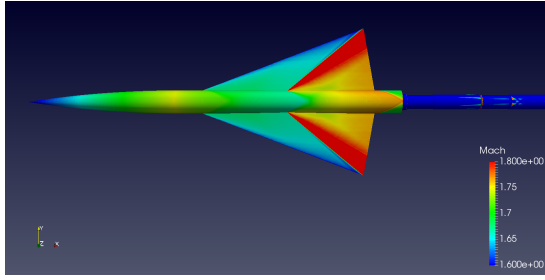
Şekil 9: Akış çözüm alanı, izometrik görünüm

SU2 programında akış analizi için tanımlanan bazı parametreler Tablo 1'de verilmiştir.

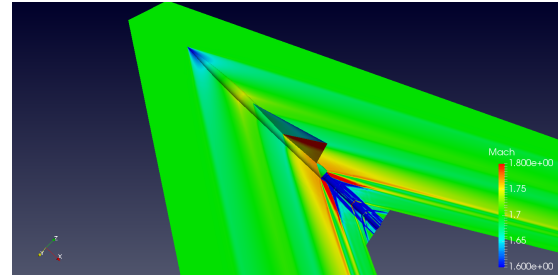
Tablo 1: DW Analiz Parametreleri

Parametre	Değer
Analiz Türü	Euler
Mach Sayısı	1.7
Hücum Açısı	0.0
Serbest Akım Basıncı	12110
Serbest Akım Sıcaklık	216 K
Yöntem	JST
Ağ Eleman Sayısı	13 Milyon
Lineer Çözücü	FGMRES

Elde edilen Mach sayısı dağılımı Şekil 10'da verilmiştir.



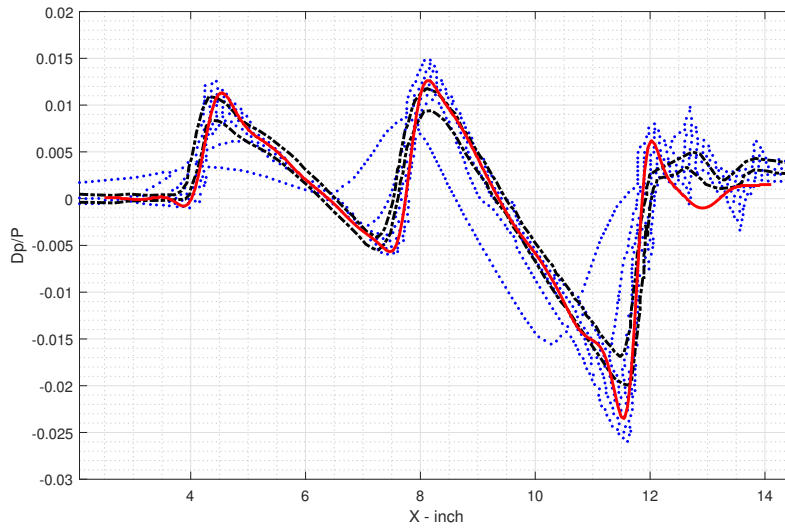
(a) Yüzey üzerindeki dağılım



(b) Yakın alan üzerindeki dağılım

Şekil 10: Delta kanat için Mach sayısı dağılımı

Mach sayısı dağılımlarında çözümde şok dalgalarının yakalandığı görülmektedir. Sayısal olarak doğrulamak için elde edilen basınç izi yine çalıştay tarafından sağlanan rüzgar tüneli verileri ve katılımcı grupların sonuçları ile kıyaslanmıştır. Uçağın 24.8 inç mesafe altından x eksenine doğrultusunda bir basınç izi alınmıştır. Kıyaslama aşağıdaki grafikte verilmiştir.



Şekil 11: DW 24.8 inç mesafede basınç izi kıyaslaması

Bu grafik üzerindeki mavi noktalar farklı katılımcıların aldığı sonuçları, siyah kesikli eğriler ise rüzgar tüneli deney verisi aralığını, kırmızı eğri ise SU2 programından alınan basınç izini ifade etmektedir. Grafikten de görüleceği üzere uçak geometrisi üzerindeki ön ve arka şoklar deneysel veri ile oldukça yakın çıkmaktadır.

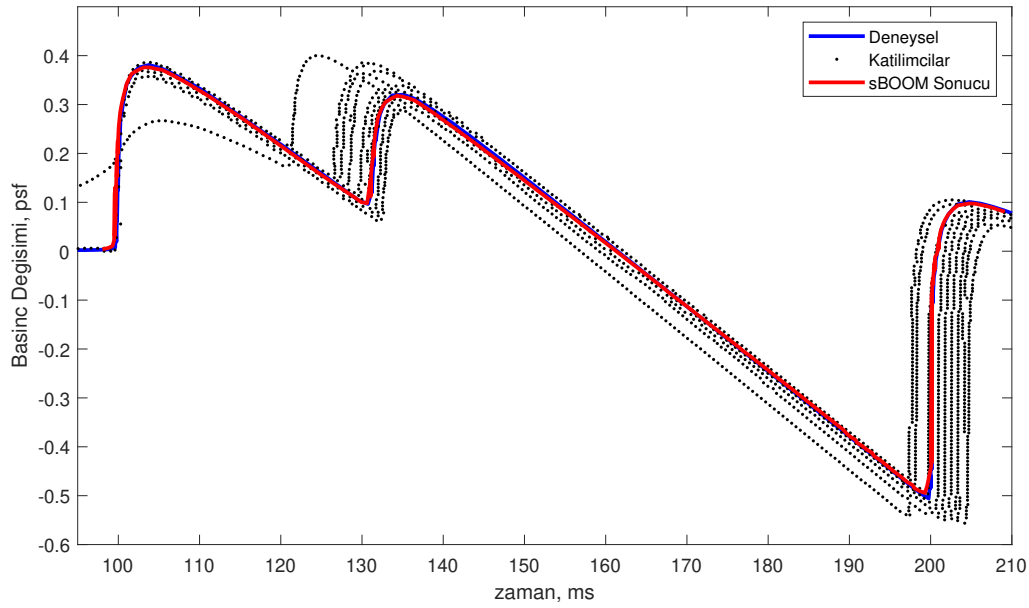
Sonik Patlama

Sonik patlama uygulaması için daha önce belirtildiği üzere sBOOM programı kullanılmıştır. Yakın alan basınç izi için bir önceki bölümde verilen akış analizi sonucu kullanılmıştır. Analiz parametreleri için de Tablo 2'de verilen parametreler kullanılmıştır. Bu parametreler dışında belirtildiği üzere standart atmosfer koşulları kullanılmış, rüzgarsız ortam varsayımı yapılmıştır.

Tablo 2: DW modeli için sonik patlama parametreleri

Parametre	Değer	Birim
Model Uzunluğu	6.9	inç
Model Ölçeği	0.0065	
Uçuş Hızı	1.7	Mach
Uçuş İrtifası	55000	ft
Yakın alan basınç izi mesafesi	24.8	inç

Elde edilen sonuç aşağıdaki grafikte verilmiştir.



Şekil 12: DW modeli yer basınç izi karşılaştırması [Park, 2014]

Bu grafikte siyah noktalar katılımcıların aldığı sonuçlar, kırmızı çizgi ise sBOOM çözümünden elde edilen sonucu belirtmektedir. Sonuçlardan da görüleceği üzere elde edilen sBOOM çıktısı katılımcıların çözümü ile örtüşmektedir.

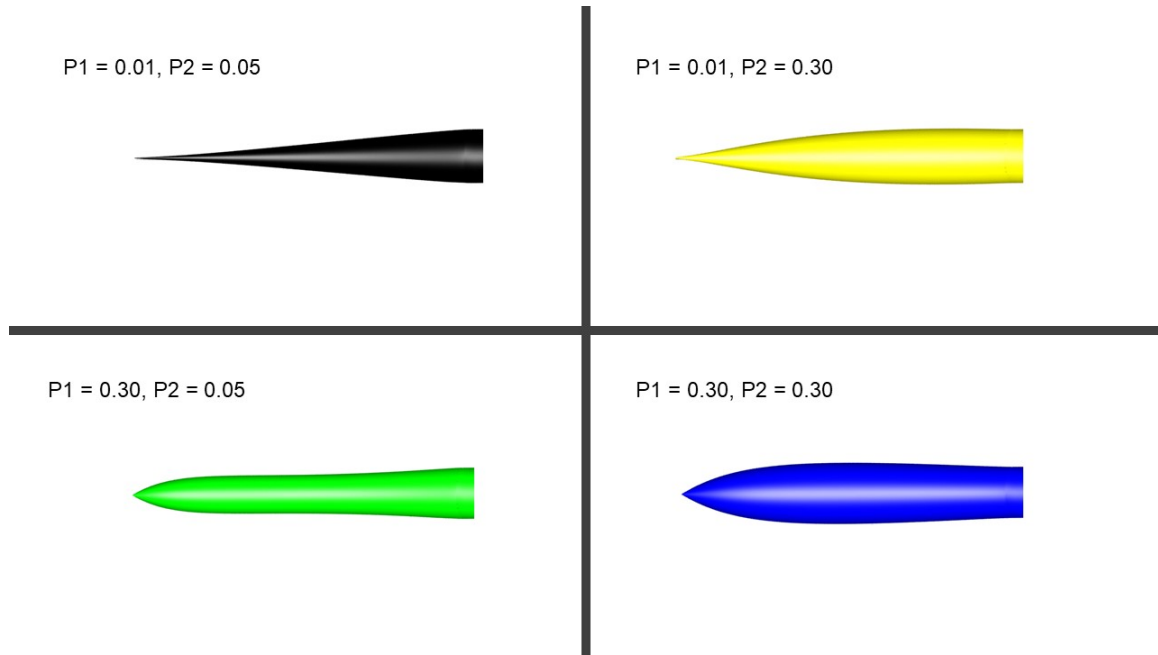
Böylelikle çalışmada kullanılacak olan yazılımların, başlangıç geometrisi ile testi yapılmış ve doğrulaması tamamlanmıştır. Devam eden bölümlerde ise eniyileme uygulaması kapsamında yapılan çalışmalar anlatılmıştır.

Geometrinin Tanımlanması

Eniyileme çalışmasında değişken geometri olarak uçağın ön gövdesi alınacağından, bu bölgenin geometrisi Bezier eğrileri ile tanımlanmıştır. İlk olarak bu geometrinin kesitlerinin birer daire olduğu varsayılmıştır. Yani eksenel simetrik bir geometri oluşturulmuştur. Dolayısı ile x eksenini boyunca yer alan her kesitteki dairelerin yarıçapları belirlenmelidir. Bu da x eksenini boyunca tanımlanan bir Bezier eğrisi ile belirlenmektedir. Bezier eğrilerini tanımlamak için Denklem 8 kullanılmaktadır.

$$\mathbf{B}(t) = \sum_{i=0}^n \binom{n}{i} (1-t)^{n-i} t^i \mathbf{P}_i \quad (8)$$

Burada t 0 ile 1 aralığında değişen bir parametre, P_i kontrol noktalarının koordinatları, n ise Bernstein polinomunun derecesini ifade etmektedir. Şekil 13'de farklı kontrol noktası değerlerine sahip uçak ön gövdesi şekilleri bulunmaktadır.



Şekil 13: Farklı kontrol noktalarına göre ön gövde şekilleri

Şekilden de görüleceği üzere kontrol noktalarının koordinatları gerektiği kadar değiştirildiğinde çok geniş bir uzayda yumuşak geçişlere sahip geometriler elde edilebilmektedir. Bu çalışmada ilk olarak ön gövde için beş kontrol noktası ile tanımlanan Bezier eğrisi oluşturulmuştur. Birinci ve beşinci kontrol noktası geometrinin sürekliliği açısından sabit tutulmuştur. Ayrıca dördüncü kontrol noktası da beşinci kontrol noktası ile aynı z koordinat değerlerine sahip olacak şekilde sabit tutulmuştur. Bunun amacı ön gövde ile orta gövde arasındaki geçişte oluşabilecek bir süreksizliği engellemek ve o bölgede şok dalgaları olmasını engellemektir. Bu durumda iki tane kontrol noktası değişken olarak kalmaktadır. Bu kontrol noktalarının x koordinatları sırası ile 0.5 ve 0.1 olacak şekilde sabit tutulmuştur.

Temsili Modelin Oluşturulması ve Doğrulanması

Eniyileme çalışmasında 69° delta kanat geometrisinin burun şeklinin eniyilenmesi ele alınmış olup, delta kanat geometrisinin burun kısmı iki değişkenli Bezier eğrisi ile temsil edilmektedir. Sonik patlama ve sürüklenme katsayısı için iki Bezier eğrisi değişkenine bağlı olarak iki temsili model kurulmuştur. Temsili modelinin oluşturulması, öncelikle Bezier eğrisinin parametrelerinin hangi değer aralığı için temsili modelin kurulacağını belirlenmesi ile başlamıştır. Yüzeylerin iç içe geçmeyecek şekilde olması ve üretim parametreleri göz önüne alınarak tasarım uzayında Bezier eğrisi parametrelerinin (P_i) değer aralığı denklem 9'deki gibi belirlenmiştir.

$$P_1 = [0.010.3]; \quad P_2 = [0.050.3] \quad (9)$$

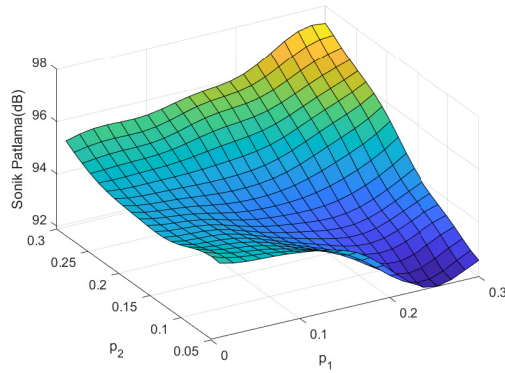
Belirlenen tasarım uzayında Latin hiperküp örnekleme yöntemi kullanılarak temsili modeli eğitmek için 40 ayrı Bezier eğrisi parametresi çifti üretilmiştir. Ayrıca oluşturulan temsili modeli test etmek için ise farklı 5 ayrı noktada daha örnekleme gerçekleştirilmiştir. Toplamda 45 adet olan Bezier eğri çiftleri için akış ve sonik patlama analizi gerçekleştirilmiştir. Analizlerin tamamlanması ile birlikte 40 ayrı tasarım noktası kullanılarak sürüklenme katsayısı ve yerdeki sonik patlama miktarı (YSPM) değerleri için temsili model kurulmuştur. Kurulan temsili modeller, test amaçlı ayrılan 5

tasarım noktası kullanılarak test edilmiştir. Temsili modelin sonuçları ve yüksek doğruluklu analiz sonuçları Tablo 3'de verilmiştir.

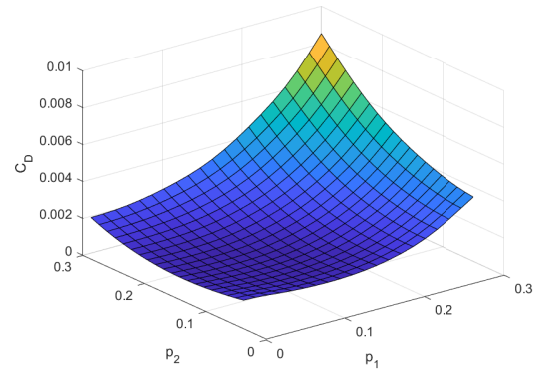
Tablo 3: Temsili model ile analiz sonuçlarının karşılaştırılması

		Analiz Sonucu	Temsili Model		Analiz Sonucu	Temsili Model	
	$\{p_1, p_2\}$	C_D	C_D	Hata	YSPM(dB)	YSPM(dB)	Hata
Test 1	{0.178, 0.213}	0.0019	0.0019	%0.06	94.095	94.055	%0.04
Test 2	{0.273, 0.222}	0.0047	0.0047	%0.27	95.561	95.515	%0.05
Test 3	{0.249, 0.085}	0.0022	0.0022	%0.49	92.347	92.273	%0.07
Test 4	{0.140, 0.118}	0.009	0.009	%0.36	93.356	93.357	%0.02
Test 5	{0.024, 0.185}	0.009	0.009	%0.86	94.070	94.107	%0.04

Tablo 3'de görüldüğü gibi test noktalarında temsili modellerden elde edilen sonuçlar yüksek doğruluklu analiz sonuçları ile hemen hemen aynı sonucu vermektedir. Böylelikle temsili modellerin doğruluğu kanıtlanmış olup, test amaçlı kullanılan tasarım noktaları da temsili modele eklenerek temsili modeller için temsili yüzeyler oluşturulmuştur. Sonik patlama ve sürüklenme katsayısı için oluşturulan temsili yüzeyler Şekil 14'de verilmektedir.



(a) Sonik patlama



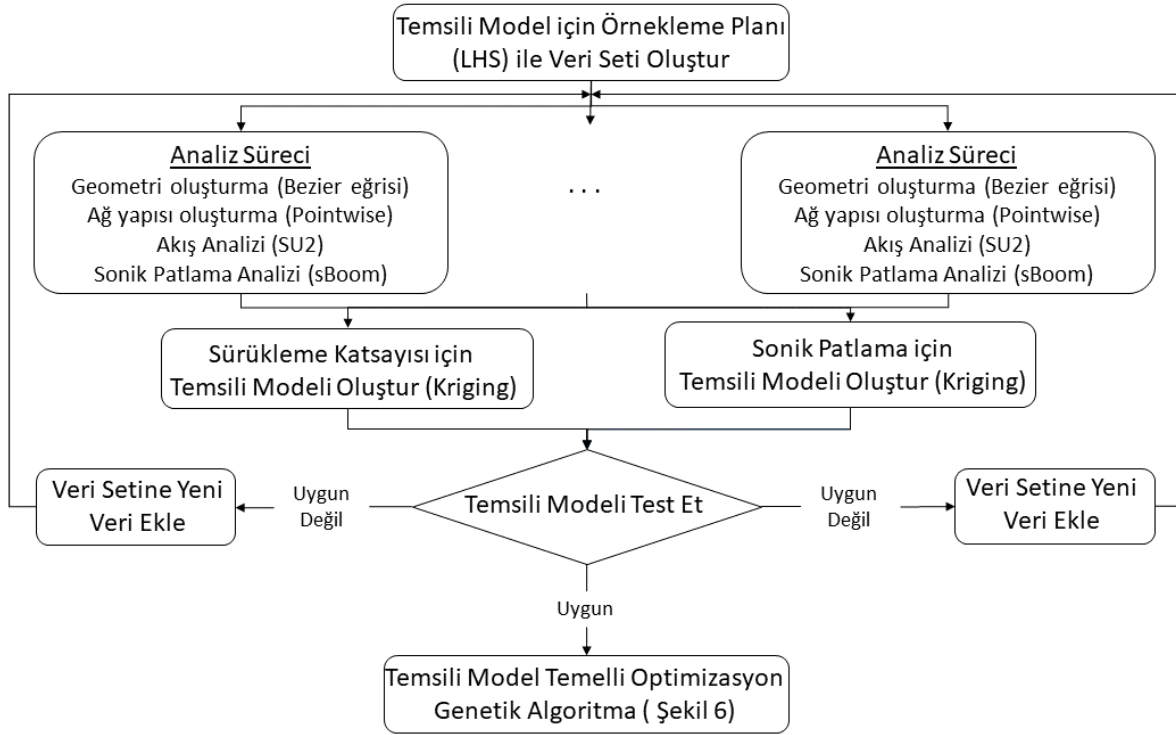
(b) Sürüklenme Katsayısı

Şekil 14: Sonik patlama ve sürüklenme katsayısı için temsili yüzey

Temsili Model Temelli Eniyileme

Eniyileme uygulanmasında 69° delta kanat geometrisinin ön gövde şekil eniyilenmesi konusu ele alınmış olup, eksenel simetrik yapıya sahip en-iyi ön gövde şekli bulunmaya çalışılmıştır. Eniyileme çalışmasının genel akış şeması Şekil 15'de verilmiştir. Şekilde görüldüğü gibi eniyileme çalışması incelenen tasarım uzayında belli miktarda örnekleme yapmak ile başlar. Örnekleme noktalarında tasarım parametreleri kullanılarak Bezier eğrileri ile geometri oluşturulur. Oluşturulan geometri için otomatik olarak ağ yapısı oluşturularak sırasıyla SU2 çözücüsünde akış analizi gerçekleştirilir. Akış analizi sonucu uçağın 2 veya 3 boy altından x eksenı boyunca basınç dağılımı alınarak sBoom programında sonik patlama analizleri gerçekleştirilir. Bütün örnekleme noktalarında aynı işlemler gerçekleştirilerek temsili model oluşturmak için gereken yerdeki sonik patlama miktarı (YSPM) ve sürüklenme katsayısı değerleri elde edilir. Örnekleme noktalarındaki sürüklenme katsayısı ve YSPM kullanılarak kriging yöntemi aracılığıyla temsili modeller oluşturulur. Tasarım uzayında test amaçlı belirlenen tasarım noktalarında temsili modeller test edilir. Eğer test noktalarında temsili modelin hata oranı yüksek ise temsili modelli kurmak için kullanılan veri setine yeni veriler eklenir. Bu işlem

hata oranı makul seviyelere ulaşana kadar tekrar edilir. Uygun temsili modellerin elde edilmesi ile birlikte temsili modeller kullanılarak eniyileme çalışması gerçekleştirilir.



Şekil 15: Temsili model temelli eniyileme akış şeması

Eniyileme çalışmasında AeroMDO Lab'da kurum içi geliştirilmiş olan genetik algoritma kullanılmış olup, eniyileme süresini zaman açısından makul seviyede tutabilmek adına, eniyileme çalışmasında direkt analiz programlarının kullanılması yerine, analiz programların sonuçlarından elde edilen temsili modellerin kullanılması tercih edilmiştir. Bu çalışmada eniyileme problemi aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$\begin{aligned}
 \min_{s \in S} \quad & \frac{YSPM(P_1, P_2)}{YSPM_{base}} \\
 \text{kısıt} \quad & g_1(s) = \frac{C_D}{C_{D_{base}}} - 1 \leq 0, \quad g_1(s) \in \mathbb{R} \\
 & S = \{s \in \mathbb{R}, s_L \leq s \leq s_U\} \\
 & s = (P_1, P_2) \\
 & 0.01 \leq P_1 \leq 0.3 \\
 & 0.05 \leq P_2 \leq 0.3
 \end{aligned} \tag{10}$$

Eniyileme probleminde yerdeki sonik patlama miktarı minimize edilmek istenmiş olup, YSPM değerindeki değişim aralığı çok büyük olmadığı için ilk geometrinin YSPM miktarına oranı amaç fonksiyonu (uygunluk fonksiyonu) olarak belirlenmiştir. Bu eniyileme çalışması sırasında ilk geometrinin sürükleme katsayı değeri sınırlayıcı faktör olarak belirlenmiş olup, en-iyi geometrinin sürükleme değerinin ilk geometriden düşük olması hedeflenmiştir. İlk geometri olarak alınan 69° delta kanat geometrisinin YSPM ve sürükleme katsayısı değeri aşağıda verilmiş olup, bu değerler kullanılarak eniyileme çalışması gerçekleştirilmiştir.

$$\begin{aligned}
 C_{D_{base}} &= 9.3531 \times 10^{-4} \\
 YSPM_{base} &= 94.1319 \text{ dB}
 \end{aligned} \tag{11}$$

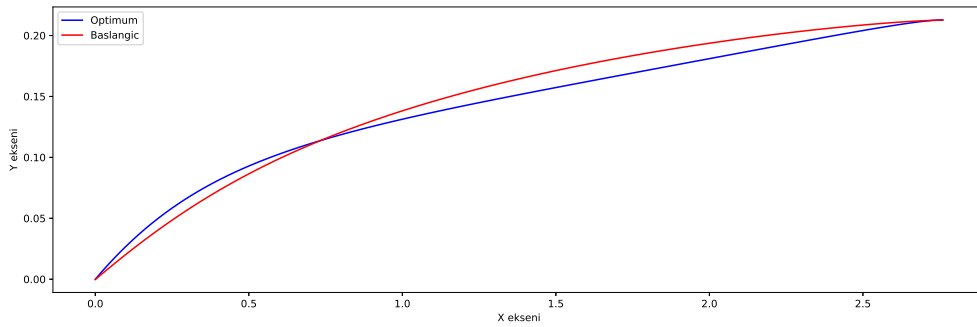
Çalışmada sonik patlama ve sürüklenme katsayısı temsili modellerinden faydalandığı için genetik algoritma saniyeler mertebesinde sonuç vermekte olup, lokal minimum noktasına yakınsamasını engellemek adına popülasyondaki birey sayısı 100, minimum nesil sayısı ise 80 alınarak eniyileme çalışması gerçekleştirilmiştir.

Eniyileme sonucu elde edilen geometrinin sürüklenme katsayısı ve sonik patlama değerleri, başlangıç geometrisi ile birlikte Tablo 4’de verilmiştir. Ayrıca kendi kodlarımızın doğruluğunu ispatlamak adına Sandia Ulusal Laboratuvarının geliştirdiği eniyileme, belirsizlik analizi ve çok doğruluklu analiz imkanları sunan DAKOTA programında aynı eniyileme çalışması gerçekleştirilmiştir. DAKOTA programından da elde edilen sonuçlar Tablo 4’de paylaşılmıştır. DAKOTA programı ve kendi kodlarımız ile elde edilen en-iyi geometrilerde ufak farklılıklar bulunmaktadır. Ancak bu durum kullanılan eniyileme yönteminden kaynaklı olup bu tarz bir farklılığın bulunması oldukça normaldir.

Tablo 4: Başlangıç ve en iyi geometri karşılaştırma

	p_1	p_2	C_D	YSBM
Başlangıç Geometrisi	0.1289	0.1423	$9.3531 * 10^{-4}$	94.1319 dB
Kendi Kodumuz En-iyi	0.1485	0.1165	$9.2638 * 10^{-4}$	93.2769 dB
DAKOTA En-iyi	0.1423	0.1290	$9.1819 * 10^{-4}$	93.2766 dB

Eniyileme çalışmasında temsili modeller kullanıldığı için, temsili modeldeki hatalardan dolayı eniyileme çalışması sonunda elde edilen geometrinin doğru olduğunu teyit etmek amacıyla en-iyi geometri için yüksek kaliteli ağ yapısı kullanılarak akış analizi ve sonik patlama hesabı yapılmıştır. Yapılan çalışma sonucu temsili model ile elde edilen sonuca çok yakın sonuçlar elde edilmiştir. Böylelikle eniyileme çalışması sonucunda elde edilen sonucun doğru olduğu kanıtlanmıştır.



Şekil 16: En-iyi ön gövdenin kesit görüntüsü

Kendi kodlarımız ile elde edilen en-iyi geometri ve başlangıç geometrisi Şekil 16’da verilmiştir. Sonuçtan da görüleceği üzere en-iyi nokta beklenen bir yönde elde edilmiştir. Sonik patlama miktarının dalga sürüklemesi ile ters orantılı olduğu görülmüştür. Bu da minimum sonik patlama miktarının öne doğru daha küt bir burun ile elde edilmesi anlamına gelmektedir. Elde edilen en-iyi nokta da başlangıç geometrisine göre daha küt bir burun yapısına sahiptir.

SONUÇ

Bu çalışmada ses-üstü bir uçak modelinin temsili model temelli sonik patlama eniyilemesi yapılmıştır. İlk olarak AIAA tarafından düzenlenen Sonik Patlama Çalıştay’ından alınan 69° Delta kanat uçak geometrisi üzerinden akış analizi ve sonik patlama analizleri yapılmıştır. Bu analizler

eniyileme aşamasında kullanılacak olan analiz araçlarının doğruluğunu test etmek adına deneysel veriler ve referans veriler kullanılarak doğrulanmıştır. Daha sonra uçağın ön gövdesi Bezier eğrileri kullanılarak ekstenel simetrik olacak şekilde tanımlanmış, Bezier eğrilerinin kontrol noktaları ile parametrize edilmiştir. Bu parametreler bir aralıkta değiştirilerek eniyileme çalışmasında en-iyi geometrinin aranacağı tasarım uzayı belirlenmiştir. Belirlenen tasarım uzayında belirli sayıda örnekleme yapılarak, tasarım noktalarında analiz süreci gerçekleştirilerek temsili model oluşturmak için veri seti oluşturulmuştur. Veri seti kullanılarak Kriging yöntemi ile sürüklenme katsayısı ve YSPM için temsili modeller oluşturulmuştur. Bu temsili modeller belli test noktalarında doğrulanarak temsili modelin gerçek HAD analizine çok yakın sonuçlar verdiği görülmüştür. Ardından temsili modeller kullanılarak genetik algoritma ile sonik patlama eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. AeroMDO Lab'da geliştirilen kurum içi optimizasyon kodlarımız ile yaptığımız bu eniyileme çalışması DAKOTA programı ile kıyaslanarak aynı yere yakınsadığı görülmüştür. Elde edilen en-iyi noktanın da beklenen yönde olduğu görülmüştür.

İleri yönelik çalışmalarda daha karmaşık geometriler üzerinde çok-disiplinli ve çok doğruluklu eniyileme çalışmalarının yapılması planlanmaktadır. Mevcut çalışmada kısmen basit, taşımasız bir geometri üzerinden eniyileme yapılmıştır. İleride taşıma katsayısının da bir optimizasyon kriteri olarak eklendiği eniyileme çalışması yapılması planlanmaktadır. Ayrıca daha karmaşık geometriler için daha ileri seviye geometri modelleme yöntemlerinin kullanılması planlanmaktadır. Örnek bir çalışma [Nikbay,2002]'de bulunabilir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın yazarları TÜBİTAK 1001 Programı kapsamında desteklenen **218M471** nolu "Ses-Üstü Uçak Tasarımı için Sonik Patlama, Aeroelastisite ve İtke Sistemini Bütünleştiren Çok Doğruluklu ve Çok-Disiplinli Yöntemlerin Geliştirilmesi" başlıklı proje bütçesi ve yurt içi yüksek lisans burs imkanları için TÜBİTAK'a teşekkür ederler.

Kaynaklar

- [1] Economon, T. D. and Palacios, F. and Copeland, S. R. and Lukaczyk, T. W. and Alonso, J. J., 2016. *SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design*, AIAA Journal, Cilt 54, s.828-846.
- [2] Forrester, Alexander I. J., Sobester, A. and Keane, Andy J., 2008. *Engineering Design via Surrogate Modelling - A Practical Guide.*, Wiley.
- [3] Nikbay, M., 2002. *Coupled Sensitivity Analysis by Discrete-Analytical Direct and Adjoint Methods with Applications to Aeroelastic Optimization and Sonic Boom Minimization*. University of Colorado Boulder, Department of Aerospace Engineering.
- [4] Park, Michael A. and Morgenstern, John M., 2014, *Summary and statistical analysis of the first AIAA sonic boom prediction workshop*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference.
- [5] Rallabhandi, Sriram K., 2011, *Advanced Sonic Boom Prediction Using the Augmented Burgers Equation*, Journal of Aircraft, Vol. 48 Issue 4, Pages 1245-1253.
- [6] Rallabhandi, Sriram K., 2020, *SBPW3: Propagation Workshop Results using sBOOM*, AIAA Scitech 2020, Orlando. <https://lbpw-ftp.larc.nasa.gov/sbpw3/workshop/sbpw3-talks-propagation/05-sbpw3-nasa-rallabhandi.pdf>
- [7] Seebass, R., 1969, *Sonic Boom Theory*, Journal of Aircraft, Vol. 6 Issue 3, Pages 177-184.

- [8] Yıldız, Ş. and Yükselen, M. A., 2019. *A Genetic Algorithm Based Design Optimization Method for Wing-Tail Combinations of UAVs*, 10th Ankara International Aerospace Conference, Ankara, 18-20 September.