

TUBITAK 218M471 - Ses-Üstü Uçak Tasarımı İçin Sonik Patlama, Aeroelastisite ve İtki Sistemini Bütünleştiren Çok Doğruluklu ve Çok Disiplinli Yöntemlerin Geliştirilmesi

İstanbul Teknik Üniversitesi
Hava Uzay Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyon Laboratuvarı
Yürütücü: Prof.Dr. Melike Nikbay

Nisan, 2019 - 2022

Son güncelleme: December 30, 2021

1 Özet

Bugün sivil havacılık taşımacılığındaki zorlu hedeflerden biri hem ekonomik hem de çevresel olarak havacılık regülasyonlarının gerektirdiği kriterleri sağlayacak bir ses-üstü uçağın geliştirilmesidir. ABD’de, 1973 yılından itibaren, sonik patlama sebebi ile oluşan rahatsızlıklardan dolayı yerleşim alanları üzerinde ses-üstü uçuşlar yasaklanmıştır. Sonik patlama, ses-üstü rejimde uçan bir hava aracı üzerinde oluşan şok dalgalarının atmosfer içinde yere kadar ilerlemesi ile yerde hissedilen basınç bozunumudur. Çevresel olarak kabul edilebilir bir sivil ses-üstü hava aracı eğer güvenilirlik, ekonomik uygulanabilirlik ve uzun menzil gibi kriterlerde başarı gösterebilirse, hava taşımacılığı geleceğinde bir devrim yaratma potansiyeline sahiptir.

Bu zor hedefe ulaşmak için, 1960’lı yıllardan itibaren araştırmalar sonik patlamanın prensiplerini anlamaya ve sonik patlama kestirimi ve en aza indirme yöntemleri geliştirmeye odaklanmıştır. Bugün, NASA’nın Ticari Ses-üstü Teknoloji (CST: Commercial Supersonic Technology) projesi, uygulanabilir ticari ses-üstü uçuşun önündeki teknik engellerin (sonik patlama, yakıt verimliliği, havalimanı çevre gürültüsü, yüksek irtifa emisyonları, yapısal ağırlık ve esneklik, hava sahası operasyonları gibi) üstesinden gelmek için ses-üstü araçların tasarımına odaklanmaktadır. Bu ses-üstü araçların tasarımı için bütünlük ve çok-disiplinli yaklaşım, bahsedilen zor hedefleri yakalamanın temel anahtarıdır.

Son yıllarda dünyada yapılan ileri sonik patlama çalışmalarında, ses-üstü uçağın sonik patlama analizlerine aeroelastik yapıların deformasyonundan ve ses-üstü uçak motorunun çalışma şartlarından kaynaklanan etkiler, ve uçak motorunun sonik patlama açısından optimum yerleşiminin sağlanması gibi ileri araştırma alanları yoğunluk kazanmaktadır. Ayrıca gelişen hesaplama kabiliyetleri sayesinde stokastik yaklaşımların analiz sürecine dahil edilmesi ile belirsizlik analizleri yürütebilmek, kavramsal ve detaylı tasarım aşamalarında sonik patlama hesapları yapabilmek, çok doğruluklu analizlerden faydalanabilmek ve otomatik olarak çok-disiplinli optimizasyon süreçlerini yönetebilmek mümkün olmuştur.

Bu kapsamda, bu projenin amacı havacılık araştırmalarının yoğunlaşmış olduğu sonik patlama etkilerini en aza indirme konusunda, Türkiye’de öncül teknoloji altyapısı kurmak amacı ile öncelikli olarak kurum içi kodların ve yöntemlerin geliştirilmesi, açık kaynaklı kodların adaptasyonu ve bunun için bağlantı ara yüzlerinin geliştirilmesi sağlanarak katı cisim ve aeroelastik yapılarda motor etkilerini de dikkate alarak sonik patlama analizi ve minimizasyonu gibi zorlu bir çalışmayı gerçekleştirmektir. Bu projede, yenilikçi katkı olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği, nümerik aerodinamik, doğrusal ve doğrusal olmayan aeroakustik, belirsizlik analizi, çok-doğruluklu ve çok-disiplinli optimizasyon gibi ileri sayısal yöntemler ses-üstü uçak teknolojisini geliştirmek için tek bir hesaplama çatısı altında birleştirilecektir.

1.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

İncelenen akış problemi şok dalgaları ve bunlara eşlik eden sonik patlamalarını içermektedir. Proje kapsamında açık-kaynaklı SU2 hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çözücüsü kullanılmaktadır. SU2 HAD modülü vasıtasıyla farklı sayısal şemalar, sınır şartları, ayırıklaştırma şemaları, yayılım şemaları ve açık veya kapalı zaman entegrasyon metodları ile birleştirilerek kullanılmaktadır. Oluşturulan kombinasyonun, mevcut fiziksel modeli en verimli şekilde kullanması ve problemi mümkün olan en yüksek doğrulukla en kısa sürede çözmesi beklenmektedir. Problemin çözümünü hızlandırmak amacıyla SU2 modülleri tarafından desteklenen yüksek performanslı paralel hesaplama yöntemi uygulanmaktadır. Paralel hesaplamamızın sağlıklı bir şekilde gerçekleşmesi için Mesaj Aktarım Arayüzleri (MPI) kullanılmaktadır. Mesaj Aktarım Arayüzü ile yapılan işlemler merkezi işlem birimi tarafından sağlanan çekirdekler arasında dağıtılarak yüksek performanslı paralel hesaplama yapılmaktadır. Bu sayede yapılacak işlemler sonucunda geçen zaman çekirdek sayısına bağlı olarak hatırı sayılır derecede düşürülmektedir. Kurulan HAD analiz altyapısı, literatürden Seeb-ALR, Delta Wing, JAXA Wing Body ve C25D gibi ses-üstü uçak modelleri ile doğrulanmıştır.

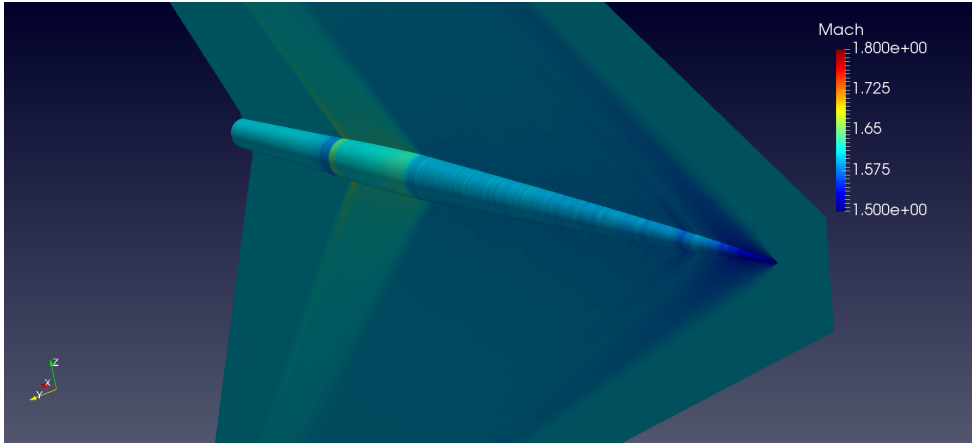


Figure 1: Seeb-ALR geometrisinin simetri düzlemindeki Mach sayısı sonuçları.

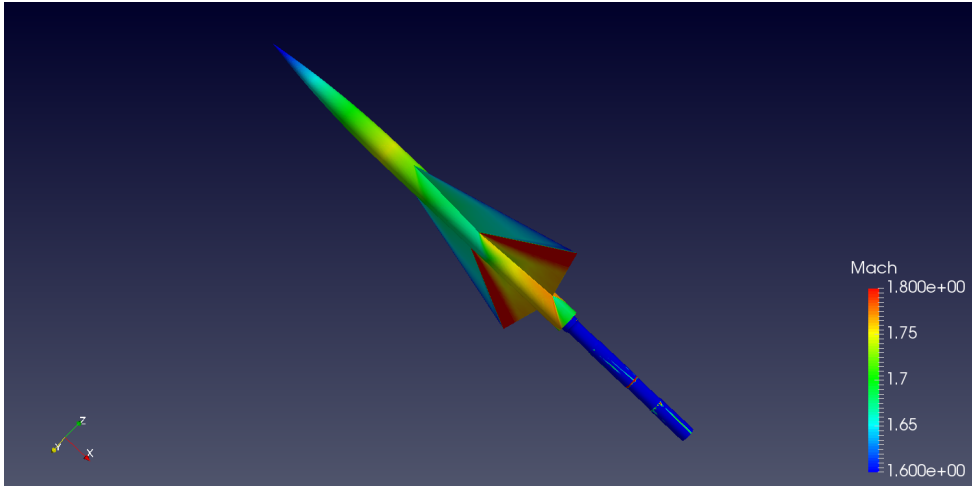


Figure 2: DW yüzey üzerinde Mach sayısı dağılımı.

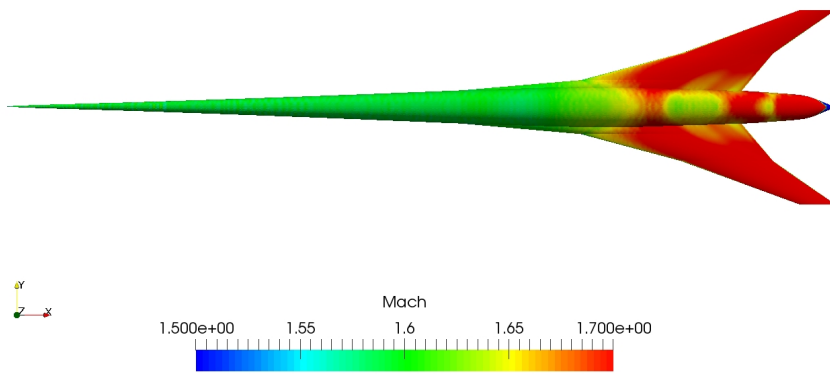


Figure 3: JAXA Wing Body üzerinde Mach sayısı dağılımı.

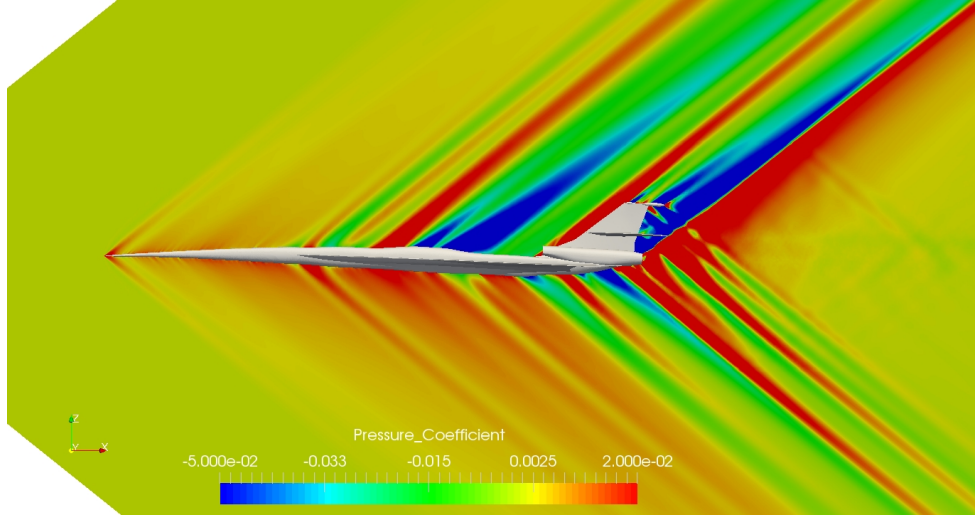


Figure 4: C25D geometrisinin simetri düzlemindeki basınç katsayısı sonuçları.

1.2 Sonik Patlama Tahmini

Proje kapsamında sonik patlama analizleri gerçekleştirilmektedir. Yüksek ve düşük doğruluklu yöntemler kullanılarak uçak etrafında akış çözümü yapıldıktan sonra, bu çözümden yakın alan basınç dağılımı elde edilmektedir. Sonik patlama hesaplama yöntemleri ile bu yakın alan basınç izinin atmosfer içerisinde ilerlemesi modellenmekte ve yer seviyesinde oluşan gürültü miktarı hesaplanmaktadır. Bu modelleme için akustik yöntemler kullanılmaktadır. Atmosfer içerisinde ilerleyen dalgalar rüzgar, bağıl nem ve sıcaklık profillerinden etkilenmektedir. Bu nedenle bu etkiler de hesaplamalar sırasında göz önüne alınmaktadır. Bu bağlamda, doğrusal teorilere dayanan kurum içi bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. Ek olarak NASA Langley Araştırma Merkezi'nde yazılan sBOOM doğrusal olmayan sonik patlama programı da proje kapsamında kullanılmaktadır. Ayrıca halen kurum içi doğrusal olmayan sonik patlama analiz programı da geliştirilmektedir.

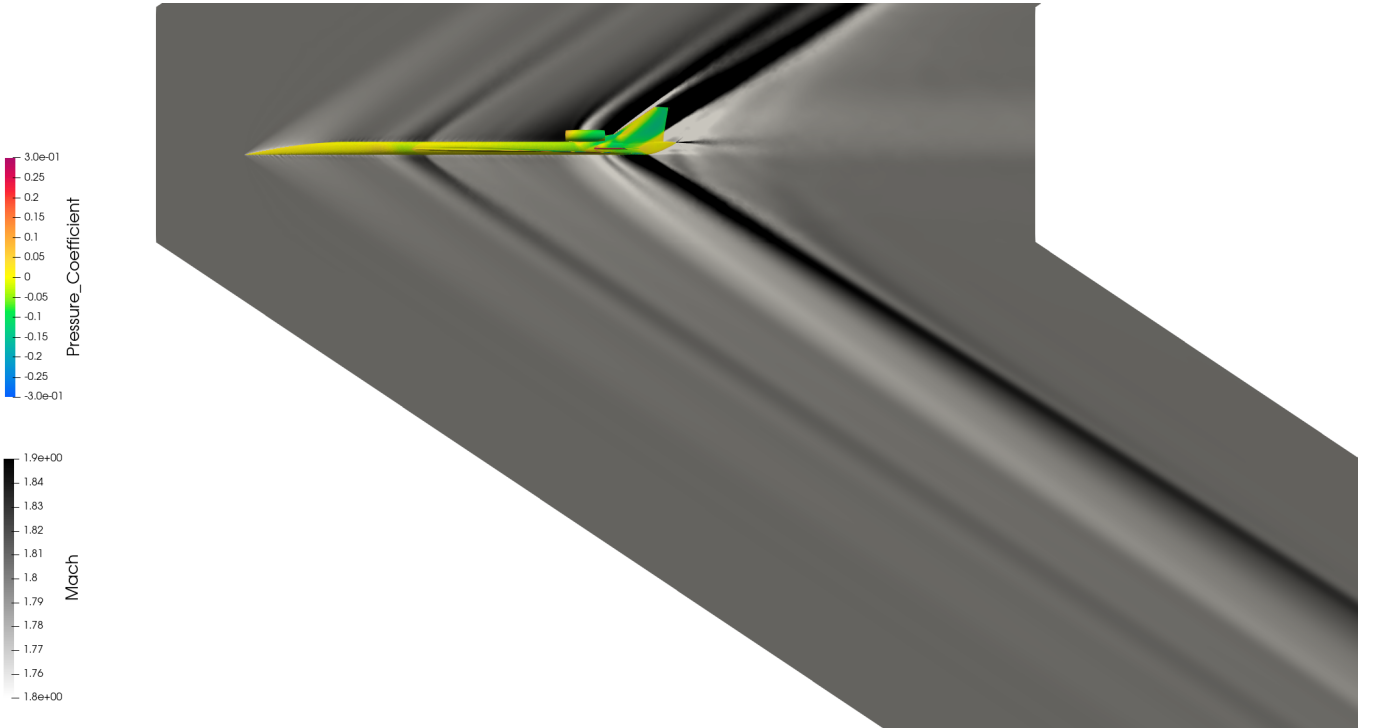


Figure 5: Eğik şokların mach sayısı dağılımı ile gösterimi

1.3 Akışkan-Yapı Etkileşimi

Akışkan-yapı etkileşimi akışkanlar dinamiği ve yapı mekaniği yasaları arasında kurulan bir çoklu-fizik etkileşimidir. Bir akışkan akış alanındaki bir yapı ile karşılaştığında, akışın oluşturduğu aerodinamik yükler yapının üzerine gerilme ve gerinim aktarımı yapmaktadır. Bu gerilme ve gerinim yapı üzerinde deformasyona sebep olmaktadır. Akış altında oluşan deformasyonlar basınç, akış hızı ve malzeme özellikleri gibi fiziksel niceliklere bağlı olarak değişmektedir. Deformasyonun büyük olması durumunda deformasyona sebep olan akış özelliği de etkilendiğinden salınımlı bir akışkan-yapı etkileşimi

oluşmaktadır. Bu salınım durumunu öngörememek ciddi problemlere yol açabilmektedir. Uçak kanatları, türbin kanatları ve köprüler gibi hızlı akış altında işlevini sürdüren yapılar bu salınımların altında yapısal zarar görebilmektedir.

Akışkan-yapı etkileşimi gibi çoklu-fizik problemleri genel anlamda analitik olarak çözülmek için fazlasıyla karmaşık yapılara sahiptirler. Bu sebeple benzer problemler sayısal yöntemler veya deneysel yöntemler ile analiz edilmektedirler. Proje kapsamında sayısal yöntemlerle çözüm yaklaşımı benimsenmiş ve SU2 akışkan-yapı etkileşimi çözücüsü kullanılmıştır. Kurulan altyapı, HAD analizlerinde olduğu gibi literatürden HIRENASD kanadının deneysel kanat ucu deplasman sonuçlarıyla kıyaslanarak doğrulanmıştır.

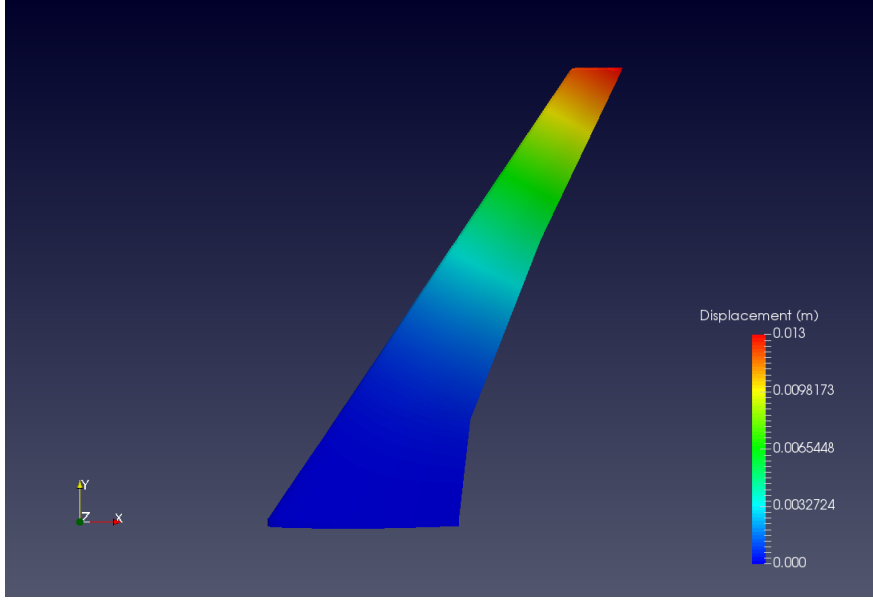


Figure 6: HIRENASD kanadında meydana gelen deplasman.

1.4 Motor-Gövde Entegrasyonu

Ses-üstü uçak tasarımında, optimum motor gövde entegrasyonunda motorun çalışmasına ait gerçekçi sınır şartlarının (giriş ve çıkış şartları) aerodinamik, termal ve sonik patlama analizlerine dahil edilmesi hem katı hem de aeroelastik sayısal çözümlerde akışı ve şok dalgalarını önemli ölçüde etkilemektedir. Günümüzde ticari ve askeri ses-üstü uçakların neredeyse tamamında turbofan motor konfigürasyonu kullanılmaktadır. Turbofan motor konfigürasyonu ses-altı yanma prensibi ile çalışmaktadır. Bu bağlamda ses-üstü akış altında görev yapan turbofan motorun çalışabilmesi için sıkıştırılacak havanın kompresöre girmeden önce ses-altı hızlara düşürülmesi gerekmektedir. Ses-üstü hava alıkları bu sebeple büyük önem teşkil etmektedir. Ses-üstü hava alıkları Saptırcılı ve Saptırcısız (Diverterless) olmak üzere iki farklı tasarımla kullanılmaktadır. Saptırcının kullanılma amacı ses-üstü alığa giren havanın sınır tabaka etkilerinden izole edilerek alığa ulaşana kadar türbülansa girecek sınır tabakanın negatif etkilerinin en aza indirgenmesidir. İki tasarım için de alığa giren havanın dar bir tünele girmesi, basınç katsayısının yükselmesi ve akış hızının önemli derecede düşmesine bağlı olarak şok oluşumu gözlenmektedir. Alık önünde oluşan şokun, gövdenin diğer elemanları üzerine de düşmesiyle dikey ve yatay kuyruktaki sürüklemeye bağlı olarak motorun ve kontrol yüzeylerinin performansında düşüşler olabilmektedir. Düşük basınç izi amaçlanan bir tasarım için gövde üzerinde oluşan her şok, hem uçuş performansını etkilemekte hem de yere ulaşan basınç izini arttırarak uçağın sebep olduğu gürültüyü arttırmaktadır.

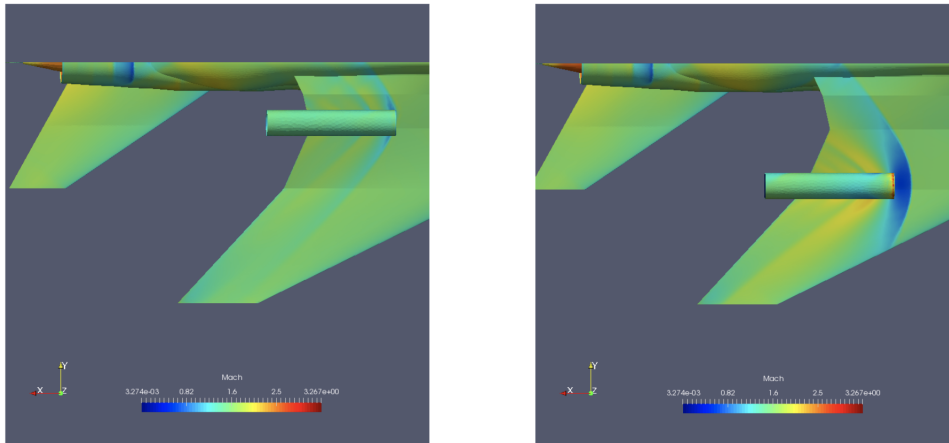


Figure 7: C25D uçağı üzerinde denenen farklı motor yerleşimleri.

Motor yerleşiminin gövde üzerindeki basınç katsayısına olan etkisini anlamak üzere DW geometrisi üzerine eklenen minyatür bir motor HAD analizine dahil edilmiş ve motorsuz verilerle karşılaştırılmıştır ve hava alığı önünde oluşan şok gövde üzerinde yüksek basınç değişimine sebep olduğu gözlemlenmiştir.

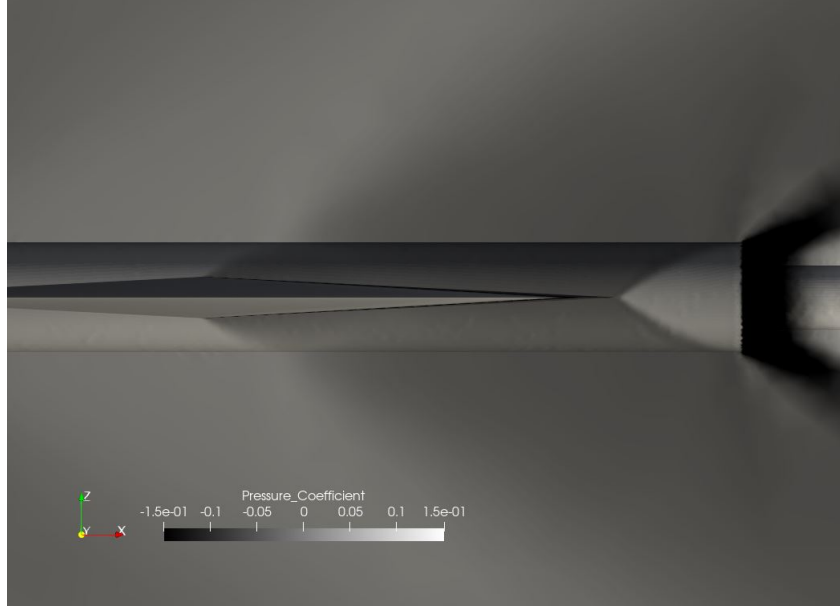


Figure 8: Delta Wing (DW) modelinin motorsuz basınç katsayısı.

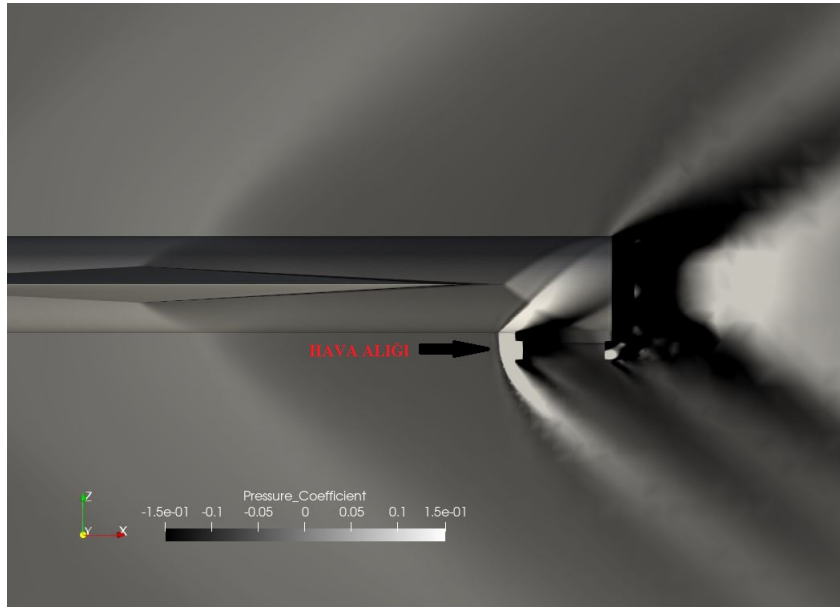


Figure 9: Delta Wing (DW) modelinin motor çalışırken basınç katsayısı.

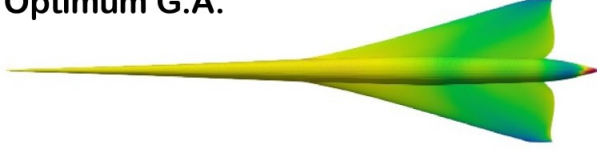
1.5 Çok-doğruluklu, Çok-disiplinli Optimizasyon Çalışmaları ve Belirsizlik Analizi

Optimizasyon algoritmaları, en iyi tasarıma ulaşmak için tasarım değişkenleri ve yanıtları üzerindeki kısıtlamalara tabi olarak, kullanıcı simülasyon kodu tarafından hesaplanan amaç fonksiyonunu en aza indirmek (veya en üst düzeye çıkarmak) için kullanılır. Bu proje kapsamında optimizasyon çalışması ile ses-üstü bir yolcu uçağının ses patlama gürültüsünün aerodinamik, yapısal ve itki gibi bir çok disiplin göz önünde bulundurularak en aza indirilmesi amaçlanmaktadır. Ancak hesaba katılan her bir disiplin ve değişken ek bir hesaplama maliyeti getirmektedir. Yüksek doğruluklu analiz yöntemlerini, optimizasyon ve çok değişkenli belirsizlik analizleri gibi yüksek işlem gücüne ihtiyaç duyulan süreçlerde kullanmak oldukça maliyetli ve zaman alıcıdır. Bundan dolayı yüksek hesaplama gücü gerektiren analiz yöntemleri tasarım sürecine dâhil edilirken analiz süresini ve maliyetini makul seviyede tutabilmek adına yüksek ve düşük doğruluklu analiz yöntemlerinin bir arada kullanıldığı çok doğruluklu analiz yöntemleri kullanılmaktadır. Çok doğruluklu temsili modelleme yöntemleri genellikle çözüm uzayında yapılan çok sayıda düşük doğruluklu ve düşük hesaplama maliyeti gerektiren analiz sonucuna uydurulan temsili modelin çözüm uzayında yapılan az sayıda yüksek doğruluklu ve yüksek hesaplama maliyeti gerektiren analiz sonucu ile düzeltilmesi yoluyla elde edilir. Bu proje kapsamında tamamlanan çok-doğruluklu kanat optimizasyonuna ait görsel verilmiştir.

Base Geometry



Optimum G.A.



Optimum DFP

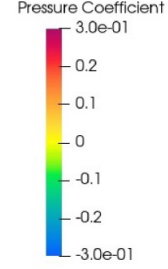
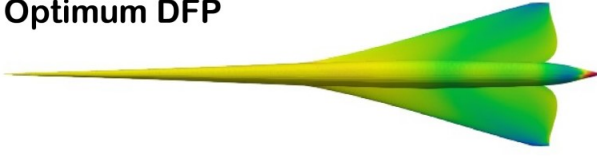


Figure 10: Süpersonik bir uçağa ait başlangıç ve optimum kanat geometrileri.

Belirsizlik analizi, kesin değeri tam olarak bilinmeyen değişkenlerin tasarım sürecine dahil edildiği bir analiz yöntemidir. Bu projede kesin değeri bilinmeyen aerodinamik, yapısal ve akustik değişkenlerin ses-üstü bir yolcu uçağının sonik patlama gürültüsüne etkisi incelenmektedir. Sonik patlama gürültü değerindeki belirsizliğin belirli bir güven aralığında kestirilebilmesi için milyonlarca analiz sonucu gerekmektedir. Dolayısıyla sadece yüksek-doğruluklu analiz yöntemlerini kullanmak günümüzde mümkün değildir. Bu çalışmada, optimizasyon sürecinde de olduğu gibi belirsizlik analizleri, hesaplama maliyetini en aza indirmek için çok-doğruluklu yöntemler kullanılarak yapılmaktadır. Proje kapsamında C25D yolcu uçağı üzerinde çok-disiplinli belirsizlik analizi tamamlanmıştır. Aerodinamik, yapısal ve akustik belirsizliklerin C25D uçağının sonik patlama gürültüsüne olan etkisi olasılıksal dağılım olarak verilmiştir.

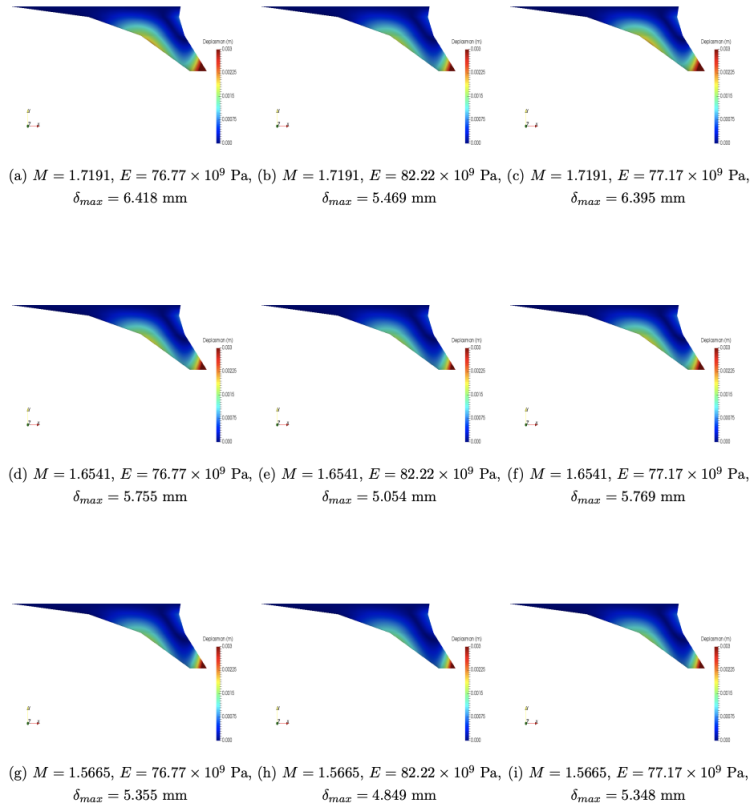


Figure 11: Belirsiz değişkenlerin C25D uçağının kanat ucu deplasmanına etkisi.

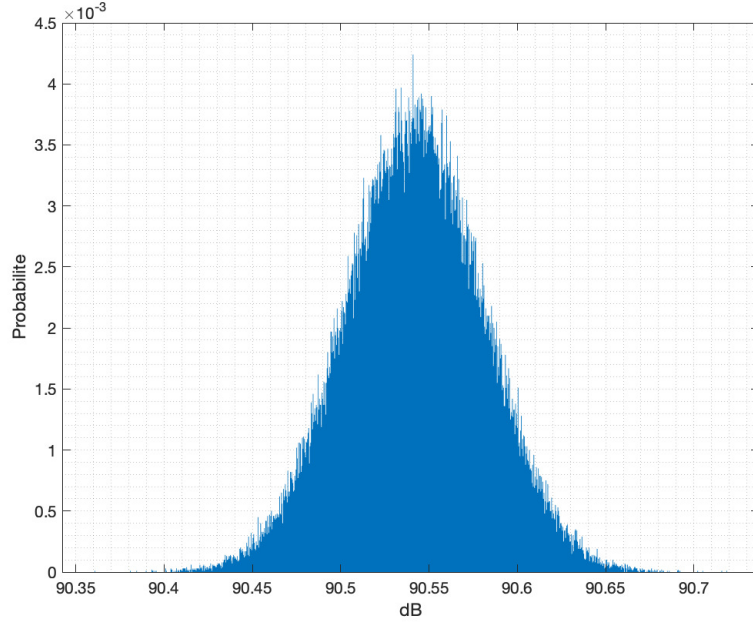


Figure 12: C25D uçağının sonik patlama gürültü değerinin olasılıksal dağılımı.