5. HAVACILIK VE SANAT: UFUKLARARASI BULUŞMALAR ÖĞRENCI SEMPOZYUMU

ERCİYES ÜNİVERSİTESİ,

GÜZEL SANATLAR FAKÜLTESİ

VE

HAVACILIK VE UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ

5. HAVACILIK VE SANAT: UFUKLARARASI BULUŞMALAR ÖĞRENCİ SEMPOZYUMU
18-19 ARALIK
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ, GÜZEL SANATLAR FAKÜLTESİ MÜSEVVER ASKEROĞLU KONSER SALONU

DÜZENLEME KURULU

Prof. Dr. Nafiz KAHRAMAN (Başkan)
Prof. Dr. Oya LEVENDOĞLU (Başkan)
Prof. Dr. Aygül AYKUT
Doç Dr. Kıvanç Aycan
Doç. Dr. Melih YILDIZ (Başkan Yardımcısı)
Doc. Dr. Necla Dursun
Dr. Öğr. Üyesi Özlem DOĞAN
Dr Öğr Üyesi Faruk YILDIRIM
Dr. Öğr. Üyesi Nail TANRIÖVEN
Dr. Öğr. Üyesi Sami PEKDEMİR
Dr. Öğr. Üyesi Mustafa SEVİNÇ

DANIŞMA KURULU

Doç. Dr. Veysel ERTURUN
Doç. Dr. Tunahan AVCI
Dr. Öğr. Üyesi İsmail ATA
Doç. Dr. Murat AYDIN

SEMPOZYUM SEKRETERİ
Esma ULUSAN

İçindekiler

İnsansiz Hava Araçlarinda Yapi Tespiti ve Lojistik Rota Planlamasi İçin Karar Destek Algoritmasinin Geliştirilmesi 2

Sessiz Pervane Tasarim Parametrelerinin Optimizasyonu Ve Performansa Etkisinin İncelenmesi 11

Uçuş Güvenliği Açisindan İha Batarya Kutularinda Kompozit Lay-Up Tasarimi, İşleme Hasarlarinin Yönetimi Ve Termal Koruyucu Kaplamalarin Rolü 22

Hafif Yük Taşimaciliği Görevleri İçin Yüksek Taşima Verimliliğine Sahip Sabit Kanatli Bir İnsansiz Hava Aracinin (Telemaster Tipi) Kavramsal Tasarimi ve Aerodinamik Optimizasyonu 30

Havacılık Alanında Kullanılan Al6061 Alaşımlarının PVD Magnetron Sıçratma Yöntemi ile Korozyon Direncinin İyileştirilmesi 38

Investigation Of Pressure Distributions İn Rockets With Different Nose Geometries Using Computational Fluid Dynamics (CFD) 46

Nato Avt-161 Saccon Ucav Tipi Bir İnsansiz Hava Aracina Entegre Edilen Harici Yükün Aerodinamik Performans Üzerindeki Etkilerinin Hesaplamali Akişkanlar Dinamiği (HAD) Ile İncelenmesi 55

Örgülü Kompozit Malzemelerin Havacılıkta Kullanımı 72

Ramjet Motorlarinda Kullanilan Aerospik Ve Konik Nozullarin Optimizasyonu, Hesaplamali Akişkanlar Dinamiği (Had) Analizi İle Karşilaştirmasi 77

Keşif Amaçlı Mini IHA Tasarımı, Üretimi ve Performansının Iyileştirilmesi 92

İnsansız Hava Araçlarının Geometrik Yol Planlaması İçin Back-And-Forth ALGORİTMASI 100

Uçak Yüzeylerindeki Kusurlarin Evrişimsel Sinir Ağlariyla Tespiti 108

Süryanilerde Meryem Ana İntikâl Bayramı Ve İlahileri 117

Aerodinamik Moment Dengesinin ve Taşıma Değişimlerinin Aktif Kanat Ucu Tasarımıyla İyileştirilmesi 128

Screen Optımızatıon And Numerıcal Analysıs For Pressure Losses In A Closed-Cırcuıt Wınd Tunne 133

İnsansız Hava Aracının Değişen Kütle Ve Rüzgâr Etkisi Altında Pıd Ve Lqr Kontrol Yöntemlerinin Karşılaştırmalı Performans Analizi 134

Türk Makam Müziği Üretimi İçin Entropi Tabanlı Bir Yaklaşım 135

Kadîm Metinlerde Yer Alan Astronomi-Müzik İlişkisi Üzerinden Âvâze Kategorisine Bir Bakış 136

Antik Yunan Ses Sistemine Felsefi Ve Teorik Bir Yaklaşım 137

Kelimeler Pek Geçersiz: Selen Ansen'in küratör yapısında Bishop'ın "Seyirci ve Katılım" kavramını 139

Kayseri'de Türklerle Evlilik Yapmış Yabancı Kadınlar Ve Kültürlerarasılık 140

Kayseri Yahyalı'da Evlilik Öncesi Geleneksel Uygulamalarda Benlik Sunumu 141

İnsansiz Hava Araçlarinda Yapi Tespiti ve Lojistik Rota Planlamasi İçin Karar Destek Algoritmasinin Geliştirilmesi

Sezai Alper Tekin[1], Muhammed Aktaş[2], Şerife Kaya[3], Sevde Aslantürkiyeli[4]

1 Endüstriyel Tasarım Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

2 Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

3 Bilgisayar Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

4 Bilgisayar Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: satekin@erciyes.edu.tr, emin0299@gmail.com, kayaseriife@gmail.com, sevdeaslanturkiyeli@gmail.com

Özet

İHA'ların ilerleyen teknolojiyle birlikte bir çok yeni kullanım alanı gelişmekte. Bu çalışma İHA'lar için belirli alanllarda yapısal tespit gerçekleştirebilmesi için gerekli olan yazılım algoritmalarının geliştirlmesine odaklanmakta. Bu algoritmaların arama kurtarma, lojistik ikmal, askeri bölgelerde lojistik güzergahlarının belirlenmesi gibi çeşitli alanlarda kullanılması öngörülmüştür. Bu çalışmanın özgünlüğü İHA teknolojileri alanında kullanılan yazılım algoritmalarına farklı bir bakış kazandırmayı ve yeni gelişmelerin önünü açmasıdır. İHA alanında karmaşık ve zorlu çalışmalar yürütülmektedir [1 2]. Çalışmanın yöntemi görüntü işleme algoritmaları ve görsel odyometri yöntemleri kullanılarak puantaj sistemi eklenmiş A* algoritması tabanlı bir karar destek mekanizması oluşturulmasıdır. Bu sayede sahada İHA'ların sahada güvenli, etkili ve bağımsız bir şekilde çalışması hedeflenmektedir. Bu yazılım algoritması İHA üzerine takılan bir tek kart bilgisayar üzerinde test edilmiştir. İHA'nın taradığı alana ait görüntüler SURF+RANSAC tabanlı bir algoritma ile birleştirilerek tek bir harita görüntüsü oluşturlmaktadır [3]. Aynı zamanda yapı analizi tespiti için yapay zeka algoritmaları kullanılmıştır. Bu sayede oluşturulan matris tabanlı haritanın puantaj sistemi eklenmiş A* algoritması tarafından işlenmesi sağlanmıştır. Oluşturulan A* tabanlı yeni algoritma sayesinde puantaj sistemine eklenen parametrelere bağlı bir karar destek mekanizması oluşturulmuştur. Özetle bu çalışmada karar destek mekanizması, yapı analizinde belirlenen risk faktörlerini puanlamakta ve A* algoritması tarafından belirlenen puan durumuna göre güvenli ve optimum lojistik ikmal rotası oluşturmaktadır [4 6]. Bu çalışmanın geniş etkisi İHA'na yöenlik diğer çalışma alanlarını teşvik etmek ve otonom sistemlerin gelişmesine katkıda bulunmaktır. Ayrıca bu çalışma İHA'larının daha az karmaşık ve daha uygulanabilir sistemlerle belirli bir alanı taramasını ve haritalandırmasını sağlayacaktır.

Anahtar Kelimeler: Görüntü İşleme, Yapı Tespiti, İHA, Otonomi, Optimum Rotalama

Giriş

İha Kullanim Alanlari Ve Görevleri

İnsansız hava araçlarının kullanım alanlarını askeri ve sivil olarak iki ana kategoride incelemek mümkündür. İHA görevleri, askeri kullanım alanlarında keşif/gözetim desteği, taarruz, hedef benzetim, elektronik harp ve özel alanlar olarak kategorize edilebilirken; sivil kullanım alanlarında bilimsel araştırma, çevresel denetim, doğal afet, güvenlik, kritik tesis güvenliği, iletişim, medya, ticaret, tarım ve ormancılık görevleri örnek olarak verilebilir [14].

Askeri Alanda İstihbarat, Gözetleme Ve Keşif Görevlerinde İha Kullanimi

Askeri evrimde olduğu gibi istihbarat vasıta ve fonksiyonlarında yaşanan gelişmeler teknolojiye bağlı olarak gerçekleşmiştir. İstihbarat konusunda önemli bir yenilik ise GÖRİS (Görsel İstihbarat) faaliyetlerinin başlamasıdır. Tanımlama olarak istihbarat gözetleme keşif kavramları şu şekildedir:

İstihbarat; hasım ülkeler veya bölgelerle ilgili mevcut bilgilerin toplanması, işlenmesi, entegrasyonu, analizi, değerlendirilmesi ve yorumlanmasından kaynaklanan ürün [10].

Gözetleme; görsel, işitsel, elektronik, fotografik veya başka yollarla hava, yüzey ile yeraltı alanlarının, mekânların, kişilerin veya nesnelerin sistematik olarak gözlemlenmesi [10].

Keşif; hasım ve hasım olması muhtemel unsurların faaliyetleri ve kaynakları ya da belirli bir bölgenin meteorolojik, hidrografik ya da coğrafi özelliklerine ilişkin verileri hakkında bilgi toplamak maksatlı görsel gözleme dayalı faaliyet [10].

21. yüzyılın harekât ortamında operasyonel seviye istihbaratın öncelikle iki görevi vardır. Bu görevlerden ilki harekât alanı ve tehditler hakkında, zamanında ve doğru bilgi sunarak belirsizliği azaltmaktır. İkincisi ise, karşı istihbarat faaliyetleri yürüterek kendi ve dost birliklerine güvenlik sağlamaktır [11].

Senaryo Uygulamasi Ve Varsayimlar

Günümüz dünyasında operasyon sahalarının dinamik olarak değiştiği senaryolar özellikle askeri alanlarda kendini belirgin bir şekilde göstrermektedir. Bu durum askeri alanlarda İGK (İstihbarat Keşif ve Gözetleme) olarak görülmekte ve saha verileri anlık olarak değişebilmektedir. Bu bağlamda gerçek zamanlı verilerin elde edilmesi güvenlik, verimlilik ve lojistik ikmal için oldukça önemlidir. Bu çalışmada tasarlanan sistemin test edilmesi için örnek bir senaryo oluşturulmuş olup gerçek bir İHA ile sistemin doğruluğu test edilmiştir. Senaryo gereği örnek operasyon sahasında dost unsur, düşman unsur ve araziyi temsilen yol ağları bulunmaktadır. Burada amaç karar algoritmasının sürekli olarak en kısa ve en güvenli rotayı belirlemesi ve bunu yaparken gerçek zamanlı olarak istihbarat verisi toplamasıdır. İHA'dan elde edilen görüntüler üzerinde görüntü işleme yazılımları çerçevesinde öncelikle imaj birleştirme algoritmaları ile haritalandırma yapılacak sonrasında edinilen harita üzerinden nesne tanıma ve sınıflandırma algoritmaları ile risk durumu analizi yapacaktır. Bu analiz bağlamında tasarlanan yazılım yüksek ve düşük risk durumu olmak üzere iki şekilde anlık karar verme gerçekleştirecektir.

Düşük risk durumunda; Belirlenen hedefe, operasyondan sorumlu karar verici/vericilerin bilgisi ve rızası dâhilinde anında müdahale edecektir.

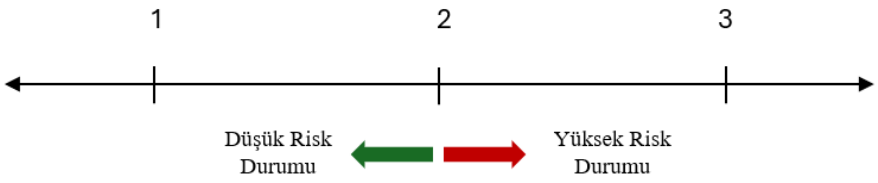
Yüksek risk durumunda; En yakın askeri birliğe karadan keşif ve/veya müdahale için şüpheli tehdit unsuruna dair rota bilgisi iletecektir.

Risk durumu analizinde kullanılacak olan parametre ve puanlama sistemi Tablo 1'de verilmiştir.

Risk Durumunu Yükselten Parametreler	PUAN	Risk Durumunu Düşüren Parametreler	PUAN
Düşman Unsur Bulunması	+1	Dost Unsur Bulunması	0
Yerleşim yerlerine ulaşmayan yollar tespit edilmesi	+1	5'ten fazla toplu yerleşim yeri bulunması	0

Tablo 1. Risk Durum Analizi Puantaj Tablosu

Belirlenen parametreler üzerinden risk durumu analizi sonucu 2'den küçük değerlendirilirse düşük risk; 2'ye eşit ve/veya 2'den büyük değerlendirilirse yüksek risk olarak varsayılacaktır (Şekil 1).

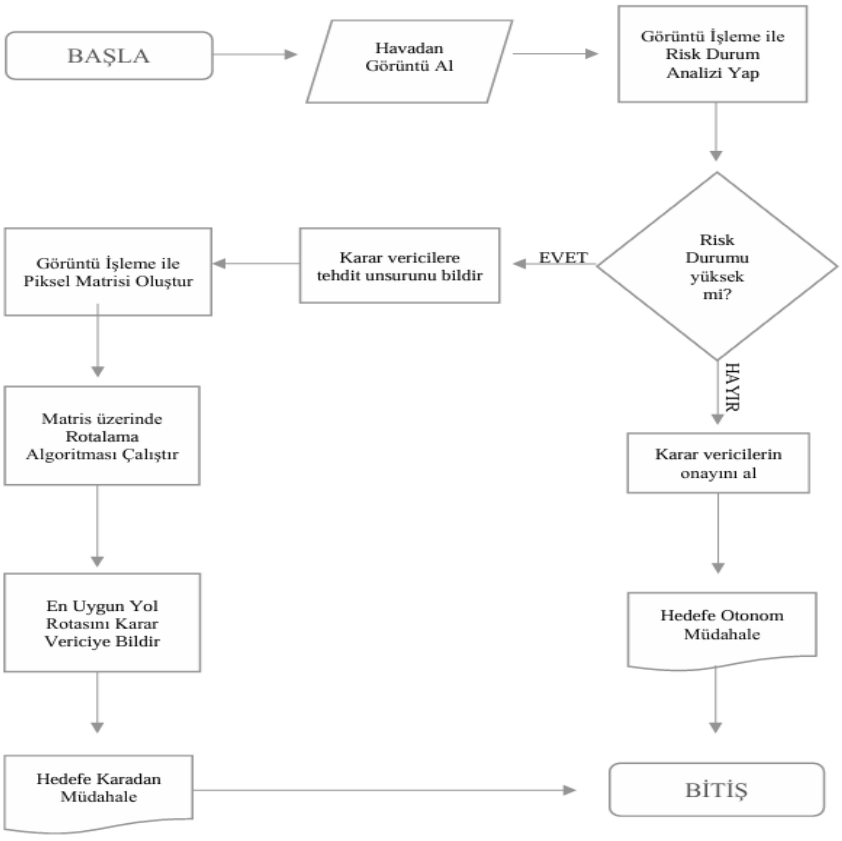


Şekil 1. Risk Durumu Karar Skalası

Yöntem

Problem Amaci

Probleminin amacı İHA tarafından edinilen görüntüler üzerinde haritalandırma yaparak kara araçları için başlangıç noktası ile hedef nokta arasındaki en optimum ve güvenli yolu bulmaktır. En optimum yol, yolculuk için en az zamanda alan, en kısa ve en güvenli yol olabilir [5]. Problemin çözümünün nasıl gerçekleştirildiğine dair yazılım algoritması Şekil 2'de verilmiştir.



Şekil 2. Model Senaryo Akış Diyagramı

Amaç Fonksiyonu

Araç rotalama problemlerinde genellikle amaç fonksiyonu engellerle karşılaşmadan hedefe ulaşılabilecek en kısa yol olarak kabul edilir. Bu çalışmada kullanılan amaç fonksiyonu denklem 1 ve denklem 2'de verilmiştir.

(1)$f = \{\sum_{i=1}^{n-1} \quad d(x_i, x_{i+1}) + yaptırım \sum_{i=1}^{n-1} \quad d(x_i, x_{i+1})$

(2)$d(x_i, x_{i+1}) = \sqrt{(y_{i+1} - y_i)^2 + (z_{i+1} - z_i)^2}$

Burada:

f amaç fonksiyonu,

x_i oluşturulan çözüm noktalarından i. nokta,

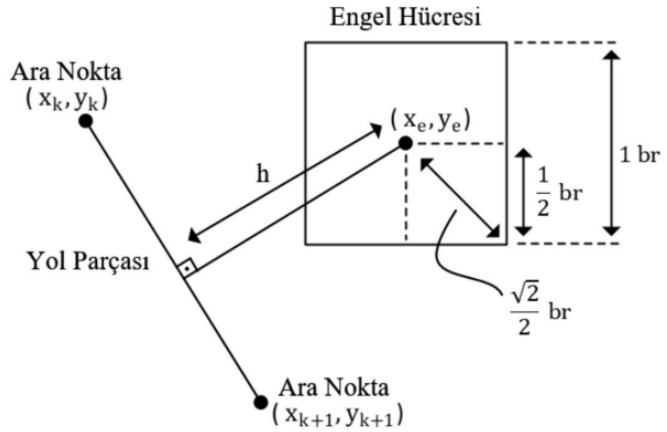
n çözümün boyutu,

d iki nokta arasındaki uzunluk,

y_i ve z_i kara aracının mevcut konumunun yatay ve dikey pozisyonu,

y_{i+1} ve z_{i+1} kara aracının bir sonraki konumunun yatay ve dikey pozisyonudur.

İki nokta arası her yol parçasının engelle kesişip kesişmediği kontrol edilir. Her yol parçasının kesiştiği engel sayısı kadar amaç fonksiyonuna yaptırım puanı eklenir. Engel tespiti için her yol parçasının, engelin bulunduğu hücrenin merkezine olan en kısa mesafesi hesaplanır [4].



Şeki3. Engel Tespiti [6]

Şekil 3'te doğrunun bir noktaya olan en kısa mesafe denkleminden yararlanılarak yolun engele olan en kısa mesafesini hesaplanmıştır [6]. Bu hesap denklem 3'de verilmiştir.

$$= \frac{(\quad_{+1} - \quad)(\quad - \quad) - (\quad - \quad)(\quad_{+1} - \quad)}{\sqrt{(\quad_{+1} - \quad)^2 + (\quad_{+1} - \quad)^2}} \tag{3}$$

A Yildiz (A*) Arama Algoritmasi

İlk olarak 1968'de Stanford Araştırma Enstitüsü'nden Peter Hart, Nils Nilsson ve Bertram Raphael tarafından yayınlanmıştır. (Hart vd.,1968) Bir düğümden (node) hedef bir düğüme (target node) en kısa hangi düğümler üzerinden gidileceğini bulmaya yarayan "en iyi yerleştirme (best fit)" algoritmasıdır.

A* algoritması yapı olarak muteber sezgisel (admissable heuristic) bir algoritma olarak sınıflandırılabilir. Bunun sebebi algoritmasının mesafe hesaplamada kullandığı fonksiyondur:

f(n) = g(n) + h(n) denklemindeki;

f(n) = hesaplama yapan sezgisel (heuristic) fonksiyon.

g(n) = Başlangıç düğümünden mevcut düğüme kadar gelmenin maliyeti

h(n) = Mevcut düğümden hedef düğüme varmak için tahmin edilen mesafe.

Dikkat edileceği üzere f(n) fonksiyonunun sezgisel olma sebebi, bu fonksiyon içerisinde bulunan ve tahmine dayalı olan h(n) sezgisel fonksiyonudur.

Sonuçlar

3.1. Uçuş ve Görüntü Toplama

Testler esnasında İHA test pisti üzerinde farklı açılarda uçuş yapmıştır. Yapılan uçuşlarda yapı analizi ve görüntü işleme algoritmalarının sağlıklı çalışıp çalışmadığı test edilmiştir. Bu test sonuçlarına göre:

İHA hızı 20 m/s üzerine çıktığında elde edilen görüntülerde bulanıklık olduğu görülmüştür. Bu sebepten ötürü yapı analizi algoritmalarının hatalı çalıştığı gözlemlenmiştir.

Test uçuşlarında İHA'nın pist üzerinde yaptığı düz açılı uçuşlarda yapı analizi algoritmalarının yüksek doğruluk elde ettiği gözlemlenmiştir.

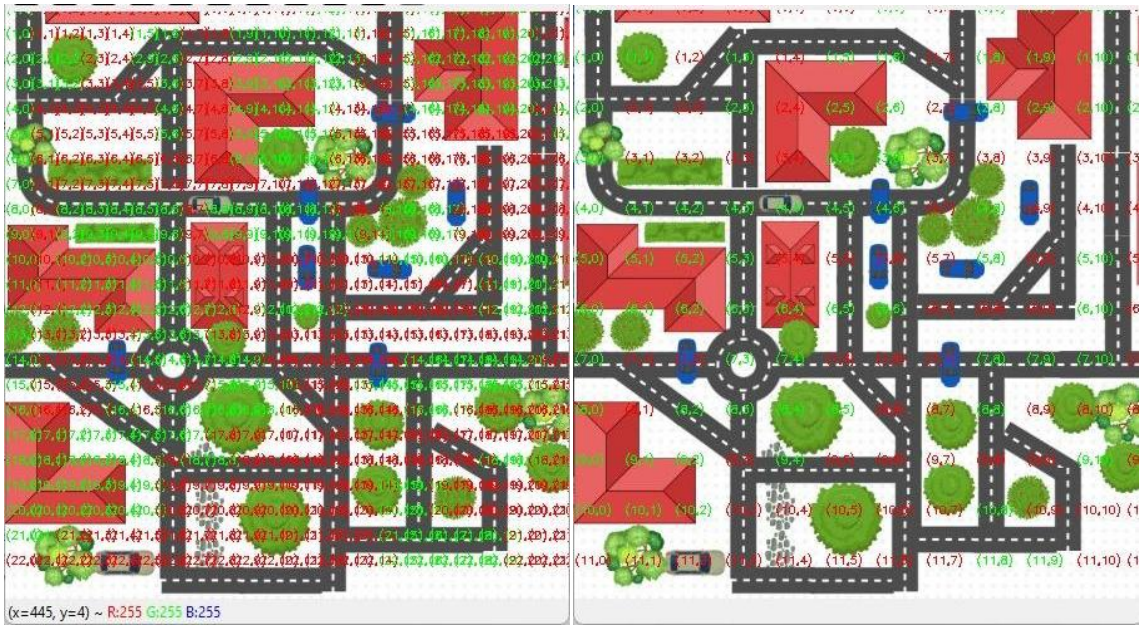
Yaklaşık 30-40 metre irtifada görüntü ölçeği test pistinin optimal boyutta göründüğü aralık olarak belirlenmiştir. Daha yüksek irtifalarda pist görüntüde çok küçülmüş ve daha alçak irtifalarda ise görüntü aşırı yakınlaştığı için görüntü işleme yazılımının doğru çalışmadığı gözlemlenmişştir.

Bu sonuçlar doğrultusunda İHA'nın uçuş performansının yazılım başarımında önemli etkileri olduğu sonucuna varılmıştır.

3.2. Görüntü Birleştirme ve Matris Haritalandırma

Görüntü birleştirme için kullanılan SURF + RANSAC algoritması uygun hız ve düz açılı uçuşlarda pisti başarıyla algılayıp veri oluşturabilmiştir.

Fazla işlem yükünü azaltmak için 1000×1000 matris haritası yerine 100×100 boyutlarında matris haritası kullanılmıştır. Bu sayede test için kullanılan Raspberry Pi 5 yardımcı bilgisayarı üzerinde düşük gecikmeli çıktı alabilmek mümkün hale gelmiştir. Matris indirgeme işlemi Şekil 4'de gösterilmiştir.



Şekil 4. Matris İndirgeme İşlemi

3.3. Rota Planlama Bulguları

A* algoritması düşük karmaşıklıkta anlık ve tutarlı rotalar üretmiştir.

Şekil 7'de gerçek dünya testleri için hazırlanan pistin bilgisayar ortamındaki görüntüsü ve beklenen çıktıları paylaşılmıştır. Tasarlanan algoritmada matris indirgeme gibi işlemler yapıldıktan sonra algoritmanın gerçek dünya testlerinde simülasyon çıktıları ile aynı rotayı oluşturduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 5. Test Pisti



Şekil 6. Rota Hesaplama Simülasyon Sonucu



Şekil 7. İHA Test Uçuşu Görüntüsü

FYL-2021-10928 no'lu bu çalışma Erciyes Üniversitesi BAP Koordinatörlüğü tarafından destklenmiştir.

Kaynakça

Becerra, V. M. (2019). Autonomous control of unmanned aerial vehicles. Electronics, 8(4), 452.

Krishnan, S., Wan, Z., Bhardwaj, K., Whatmough, P., Faust, A., Neuman, S., ... & Reddi, V. J. (2021). Autopilot: Automating soc design space exploration for swap constrained autonomous uavs. arXiv preprint arXiv:2102.02988.

Bay, H., Ess, A., Tuytelaars, T., & Van Gool, L. (2008). Speeded-up robust features (SURF). Computer vision and image understanding, 110(3), 346-359..

Karaboga D. Artificial Intelligence Optimization Algorithms. 7th ed. Ankara: Nobel Academic Publishing; 2020.

Tuncer, A., & Yildirim, M. (2012). Dynamic path planning of mobile robots with improved genetic algorithm. Computers & Electrical Engineering, 38(6), 1564-1572.

Yıldırım, M. Y., & Akay, R. (2021). Izgara Bazlı Yol Planlama için Matematik Tabanlı Metasezgisellerin Karşılaştırılması. Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, (32), 521-530.

Bouchiha, R., & Besbes, K. (2013). Automatic remote-sensing image registration using SURF. International Journal of Computer Theory and Engineering, 5(1), 88-92.

Bozyer, Z., Alkan, A., & Fığlalı, A. (2014). Kapasite kısıtlı araç rotalama probleminin çözümü için önce grupla sonra rotala merkezli sezgisel algoritma önerisi. Bilişim Teknolojileri Dergisi, 7(2), 29-37.

Cordeau, J. F., Gendreau, M., Laporte, G., Potvin, J. Y., & Semet, F. (2002). A guide to vehicle routing heuristics. Journal of the Operational Research society, 53(5), 512-522.

Department of Defense (2021). DOD dictionary of military and associated terms. Washington: Department of Defense

Department of the Navy. (2003). Intelligence operations. Washington: Department of the Navy.

Dihkan, M. (2019). Uzaktan Algılanmış Görüntülerin Surf Özellik Verileri Ve Ransac Algoritması Ile Otomatik Çakıştırılması. Gümüşhane Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi, 9(3), 425-432.

Donmez, C., Villi, O., Berberoglu, S. & Cilek, A. (2021). Computer Vision-Based Citrus Tree Detection in a Cultivated Environment Using UAV Imagery. Computers and Electronics in Agriculture, Volume 187 (2021), 106273.

Karaağaç, C. (2014). Geleceğin Harekât Ortamında İHA Sistemleri: Askeri Uygulamalar & Teknoloji Gereksinimleri. III. Ulusal Havacılıkta Teknolojiler Konferansı, İstanbul, 2014.

Sessiz Pervane Tasarim Parametrelerinin Optimizasyonu Ve Performansa Etkisinin İncelenmesi

Abdurrahman Baloğulları[1],

1 Uçak Mühendisliği, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: abdurrahmanb@erciyes.edu.tr

Özet

Günümüzde, havacılığın ilk itki sistemi olan pervanelere yeniden ilgi gösterilmektedir. Özellikle elektrikli ve emisyonsuz hava araçlarının geliştirilmesi bu ilgiyi pekiştirmekte, insansız hava araçları (İHA) bu alandaki dönüşümde öncü rol oynamaktadır. Pervaneli hava araçlarının en büyük sorunlarından biri olan gürültü, birçok havaalanında operasyonları sınırlayan bir faktör haline gelmiştir. Askeri uygulamalarda ise akustik iz, tespit edilme riskini artırmaktadır. Bu durum, 1960'lı yıllarda geliştirilen Lockheed YO-3A "Quiet Star" gibi sessiz platformların ortaya çıkmasına neden olmuştur[1].Pervane kaynaklı gürültünün azaltılması, kanat geometrisinin ve aerodinamik parametrelerin dikkatli biçimde düzenlenmesini gerektirmektedir. Ancak bu parametreler aynı zamanda itki sisteminin performansı üzerinde de belirleyici rol oynamaktadır. Aeroakustik analiz yöntemlerinin gelişmesiyle birlikte, bu parametrelerin ses üretimi üzerindeki etkileri sayısal olarak modellenebilmekte ve optimize edilebilmektedir. Böylece, sessiz ve verimli hava araçlarının geliştirilmesinde aeroakustik optimizasyon kritik bir rol üstlenmektedir. Bu kapsamda, sessiz pervane tasarımında kullanılan temel geometrik ve aerodinamik parametreler ile bunların aeroakustik performansa etkileri literatür taraması yoluyla incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: pervane, aerodinamik, gürültü, aeroakustik, optimizasyon

Giriş

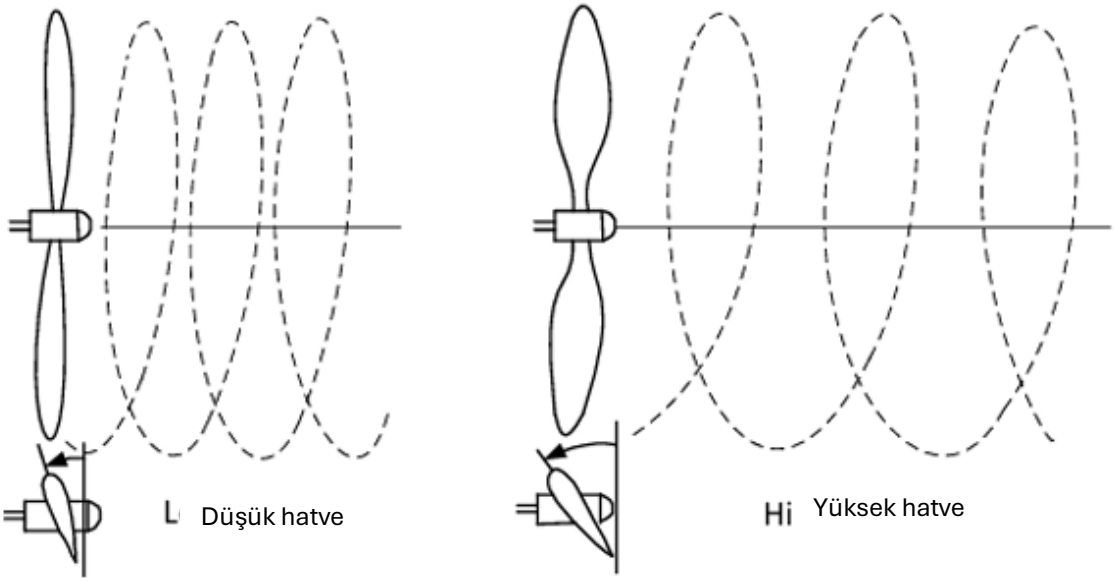
Pervaneler, uzun süre boyunca hava taşıtlarında temel itki mekanizması olarak kullanılmıştır. Ancak 1950'lerde jet motorlarının yaygınlaşmasıyla birlikte hem mühendisler hem de toplum gözünde eski önemini büyük ölçüde yitirmiştir. Son yıllarda ise teknolojik ilerlemeler, düşük hızlarda verimli uçabilen insansız hava araçlarının (İHA) hızla yaygınlaşmasına yol açmıştır. Bu araçların çoğu itkiyi sağlamak için pervanelerden yararlanmaktadır. Elektrik motorları ve batarya teknolojilerindeki gelişmeler sayesinde, geleneksel piston motorları yerine giderek daha fazla İHA elektrik motorlarıyla tasarlanmaktadır. Pervaneler, kullanıldıkları her ortamda genellikle uçak gürültüsünün başlıca kaynağı olmuştur. İçten yanmalı motorların yerini sessiz elektrik motorlarının almasıyla, pervane kaynaklı gürültünün azaltılması kritik bir konu haline gelmiştir. Özellikle askerî İHA'larda gürültünün düşürülmesi, tespit edilmemek açısından stratejik öneme sahiptir. Bunun yanı sıra, haritalama, trafik izleme, yangınla mücadele ve jeofiziksel araştırmalar gibi pek çok sivil uygulamada elektrikli İHA'ların yaygınlaşması, sessiz çalışmayı şehir yaşamını rahatsız etmemek açısından da gerekli kılmaktadır.

Pervane tasarım yöntemleri havacılığın başlangıcından bu yana aşamalı olarak geliştirilmiştir. Örneğin 1919'da A. Betz [1], enerji kaybını en aza indiren tasarım koşullarını ortaya koymuştur; ancak bu yaklaşım küçük açı varsayımlarına dayanır ve yalnızca hafif yüklü pervaneler için uygundur. 1948'de Theodorsen [2] bu sonuçları ağır yüklü pervanelere uyarlamıştır. 1979'da E. Larrabee [3] denklemleri geliştirmiş, fakat viskoz etkileri büyük ölçüde göz ardı etmiş ve yine küçük açı varsayımlarını

kullanmıştır. 1994'te Adkins ve Liebeck [4], küçük açı varsayımlarını kaldırarak ve daha fazla viskoz terim ekleyerek yöntemi ilerletmiştir. 1943'te Haines ve Diprose [5] varyasyon hesabını pervane tasarımına uygulamış, Kroo [6] ise tüm viskoz terimleri içeren optimal koşulu yine varyasyon hesabıyla geliştirmiştir. Ancak bu yöntemlerin hiçbiri akustik veya yapısal hedefleri dikkate almamaktadır.

Tarihsel olarak sessiz pervaneler genellikle iki aşamalı yöntemle tasarlanmıştır: önce minimum enerji kaybı için optimize edilir, ardından gürültü azaltımı amacıyla değiştirilir. Bu yaklaşım yaygın olarak kullanılmış olsa da en uygun tasarımı garanti etmez ve yapısal kısıtlamaları kolayca desteklemez. Çok hedefli tasarım problemleri genellikle yüksek doğruluklu performans analizlerinin optimizasyon çerçevesine entegre edilmesiyle çözülmektedir. Örneğin 1985'te Miller ve Sullivan [7], girdap kafes yöntemini akustik model optimizasyonuna uygulamış, ancak yapısal analizi dışarıda bırakmıştır. 2008'de Pagano ve ekibi [8], üç radyal kesiti parametreleyerek genetik algoritmayı aerodinamik, yapısal ve akustik analizlerle birleştirmiştir. 2009'da Gur ve Rosen [9], elektrikli İHA'lar için sessiz pervaneler geliştirmek amacıyla çok disiplinli optimizasyon yöntemlerini kullanmıştır.

Pervanenin çalışma prensibi temel aerodinamik ilkelere dayanmaktadır. Pervane kanatlarının dönmesi sonucunda uçak kanadının ürettiğine benzer şekilde taşıma kuvveti oluşturmaktadır. Kanatların konfigürasyonu ve açısı üzerlerinden geçen hava akışını etkilemektedir ve ön ile arka yüzeyler arasında basınç farkı oluşturmaktadır. Bu oluşan basınç farkı, havayı geriye doğru iten ve ileri yönlü itme kuvveti oluşturan bir kuvvet üretmektedir. Pervane kanatlarının aerodinamiği; eğrilik, hücum açısı ve dönme hızı gibi faktörlerin verimlilik ve itki üretimi üzerindeki etkileşimini kapsamaktadır. Kanat tasarımı, optimum itki için kritik öneme sahiptir; uzun kanatlar düşük hızlarda daha fazla itme sağlarken, kısa kanatlar yüksek dönme hızlarında daha verimli çalışmaktadır[10]. Kanat tasarımı ile itki üretimi arasındaki ilişki; pervane hatvesi (pitch), kanat profili şekli (airfoil profili) ve RPM (dakika başına dönüş sayısı) gibi değişkenlerden etkilenmektedir[11]. Pervane hatvesi(pitch), pervanenin bir tam dönüşü sırasında eksenel yönde katettiği mesafe olarak tanımlanmaktadır.



Şekil 1 : Pervane hatvesi [12]

Pervane karakteristiklerinin aerodinamik olarak şekillendirilmesi için tanımlanması gereken bazı performans parametreleri vardır:

• İtki Katsayısı (C_T): Hava yoğunluğu, pervane çapı ve dönme hızıyla ilişkili olarak itki performansını temsil eden boyutsuz bir sayıdır. [12,13]

• Güç Katsayısı (Cp): Pervaneyi döndürmek için gereken gücü, hava yoğunluğu, çap ve dönme hızıyla ilişkili olarak ifade eden boyutsuz bir katsayıdır. [12,13]

• Verimlilik (ɳ): Pervane tarafından üretilen faydalı güç (itki gücü) ile gerçek güç girdisi arasındaki oranı yüzde olarak ifade etmektedir. [12,13]

İtki katsayısı (C_T) aşağıdaki ifadeyle tanımlanmaktadır:

$$C_T = \frac{T}{p\, n^2\, D^4} \quad (1)$$

Burada: T: itki kuvveti (N), p : havanın yoğunluğu (kg/m³), n: saniyedeki devir sayısı (rev/s), D: pervane çapıdır(m).

İlerleme Oranı (Advance Ratio, J) şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$J = \frac{V}{n\, D} \quad (2)$$

Burada V: Serbest akış hızıdır.

Güç Katsayısı (C_p) aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$C_p = \frac{P}{p\, n^3\, D^5} \quad (3)$$

Burada P: pervaneye uygulanan güçtür(W).

Materyal ve Yöntem

Sessiz pervane optimizasyonunu anlamak için günümüzde ticari ve hobi amaçlı kullanımlarda en yaygın olan küçük ve orta ölçekli multirotor İHA (Drone) sınıfına odaklanılmıştır. Özellikle DJI Phantom sınıfı veya benzeri 350-550mm gövde aralığındaki dronelarda kullanılan, çapları 8 inç ile 14 inç arasında değişen pervaneler seçilmiştir.

Optimizasyon parametrelerinin gürültü üzerindeki etkisini izole edebilmek adına, piyasada kolayca bulunabilen toplam 11 farklı pervane test edilmiştir. Bu pervaneler, aşağıda belirttiğimiz 3 temel tasarım değişkenini inceleyecek şekilde gruplandırılmıştır:

Çap Değişimi İçin: Sabit 4.5 inç hatveye sahip, çapları 8, 9, 10, 12 ve 13 inç olan pervaneler kullanılmıştır.

Hatve (Pitch) Değişimi İçin: Çapı sabit (13 inç) tutulan, ancak hatve açıları farklı olan (4.5 inç ve 5.5 inç) APC marka pervaneler karşılaştırılmıştır.

Geometri ve Veter Dağılımı İçin: Aynı çap ve hatve değerlerine (9x4.5) sahip olmasına rağmen, kanat profili ve veter genişliği farklı olan Master Airscrew ve APC marka pervaneler seçilmiştir.



Şekil 2: Master Airscrew marka üç farklı pervane üstten alta: MA 10 x 4.5 , MA 9 x 4.5, MA 8 x 4.5 [14]



Şekil 3: APC marka dört farklı pervane üstten alta: APC 10 x 4.5, APC 9.5 x 5, APC 9.5 x 4.5, APC 8 x 4.5 [14]

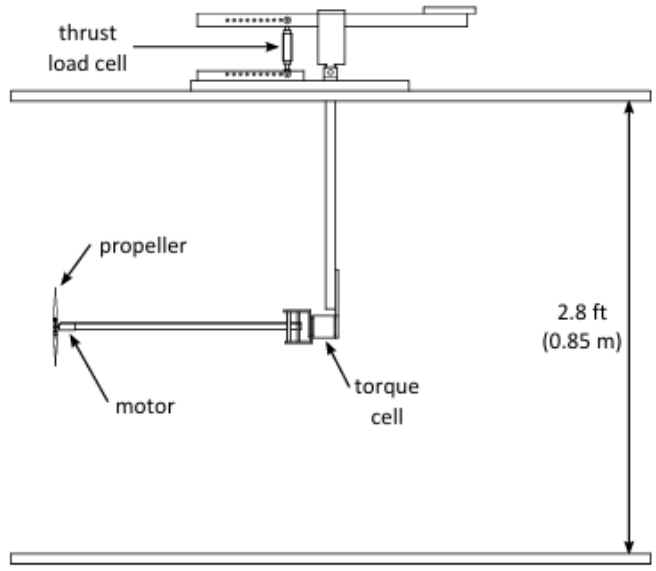


Şekil 4: APC marka dört farklı pervane üstten alta: APC 12 x 4.5, APC 13 x 4.5, APC 13 x 5.5, APC 14 x 4.5 [14]



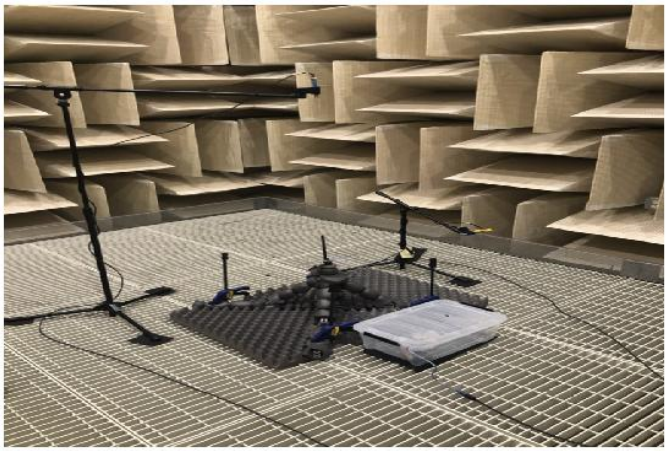
Şekil 5: Master Airscrew marka 9 x 4.5 (üst), APC marka 9 x 4.5 (alt) pervanelerin kıyaslanması [14]

Pervanelerin itki ve tork performanslarını ölçmek için University of Illinois (UIUC) bünyesindeki pervane test standı kullanılmıştır. Bu sistemde itki , T-şeklindeki bir sarkaç mekanizması ve ona bağlı bir yük hücresi (load cell) aracılığıyla ölçülmüştür. Tork ölçümü için ise motorun arkasına yerleştirilen hassas bir tork sensörü kullanılmıştır. Pervanenin dönüş hızı (RPM), pervane kanatlarının bir lazer ışınını kesmesi prensibine dayanan optik bir sensör ile anlık olarak takip edilmiştir. Deneyler sırasında ortam basıncı ve sıcaklığı da kaydedilerek hava yoğunluğu hesaplanmış ve veriler standart atmosfer koşullarına göre normalize edilmiştir.[14]

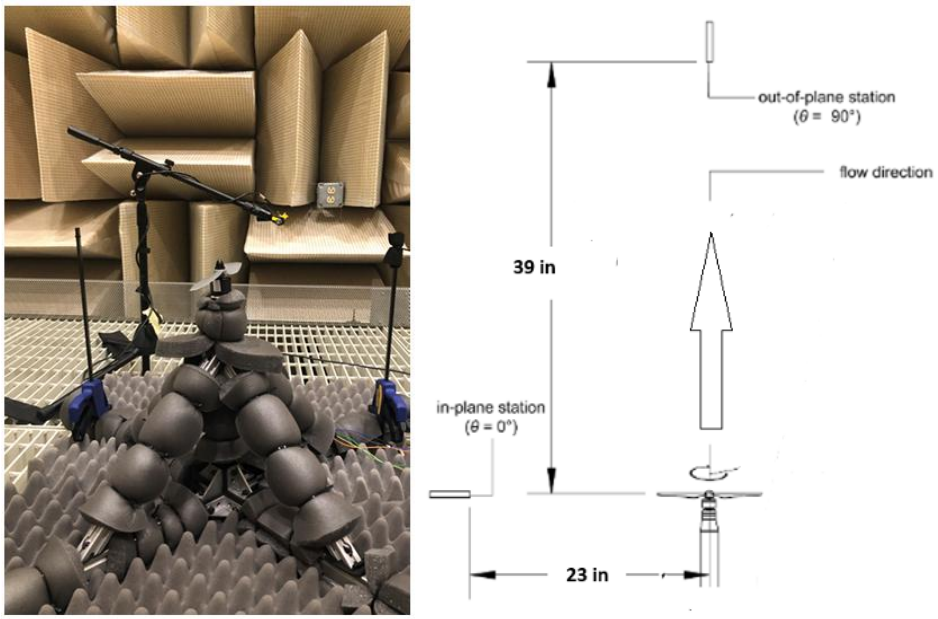


Şekil 6 : Deneysel çalışmada pervane performansını belirlemek için kullanılan itki–tork ölçüm düzeneği [14]

Gürültü deneyleri, dış seslerden tamamen yalıtılmış olan North Carolina State Üniversitesi'nin Yankısız Odası'nda gerçekleştirilmiştir. Odanın duvarları sesi sönümleyen özel malzemelerle kaplıdır. Ölçümler için iki farklı mikrofon konumu belirlenmiştir: Birinci mikrofon (In-plane), pervane kanat ucuyla aynı düzlemde ve motordan yaklaşık 58 cm uzaklıkta konumlandırılmıştır. İkinci mikrofon (Out-of-plane) ise pervanenin akış yönünde, yani 1 metre yukarısında konumlandırılarak drone'un altından veya üstünden duyulan sesi simüle etmiştir. Bu çalışmanın en kritik noktalarından biri, sadece pervaneden kaynaklı aerodinamik gürültüyü ölçebilmektir. Bunun için önce pervanesiz bir şekilde sadece motor çalıştırılarak motorun mekanik ve elektromanyetik gürültüsü kaydedilmiştir. Daha sonra pervane takılarak yapılan ölçümlerden, motorun kendi gürültüsü ve ortamın arka plan gürültüsü spektral analiz yöntemleriyle ayrıştırılmıştır. Böylece elde edilen veriler, saf pervane aerodinamiğinden kaynaklanan gürültüyü temsil etmektedir.[14]



Şekil 7 : Yankısız oda ve kurulan deney düzeneği [14]

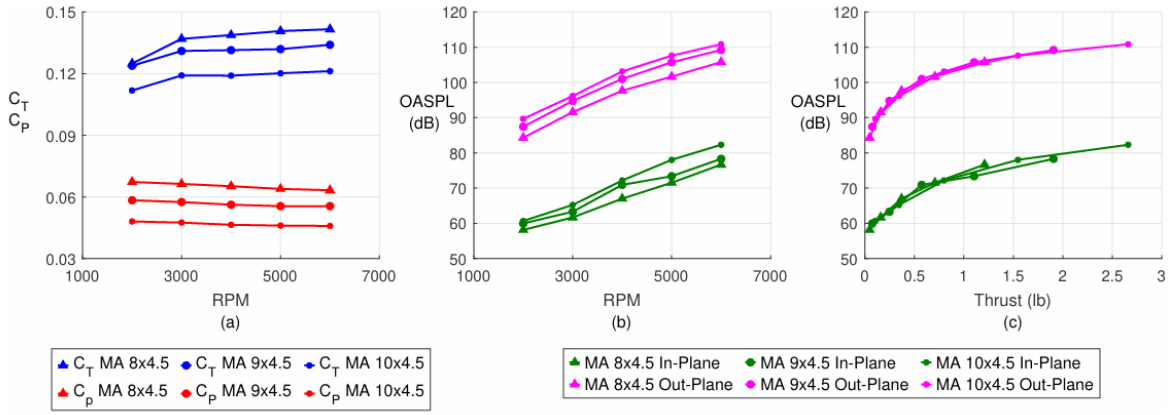


Şekil 8 : Gürültü deneyi için kurulan deney düzeneği [14]

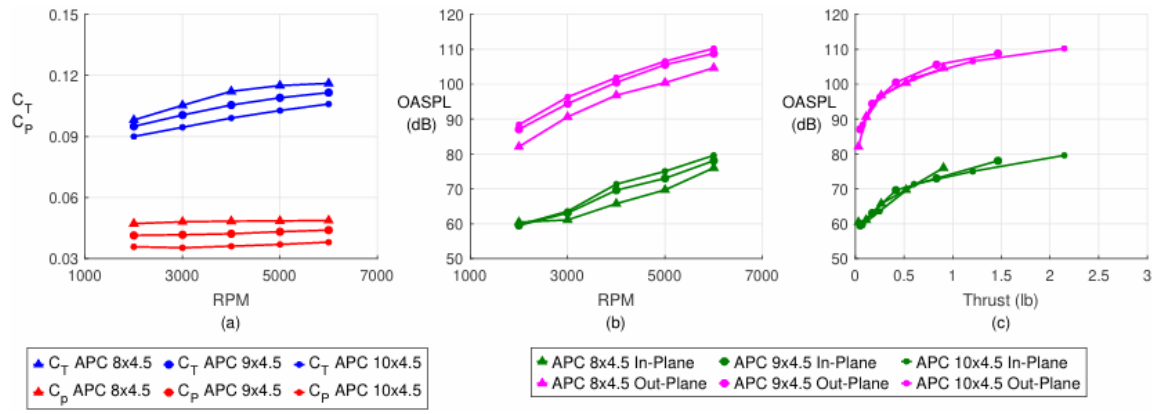
Sonuçlar

3.1 P

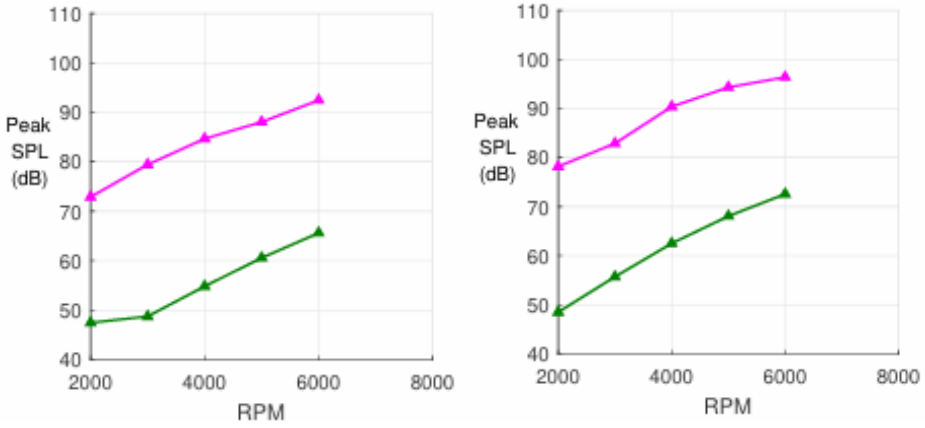
ervane Çapının Etkisinin İncelenmesi



Şekil 9: MA 8 x 4.5MR, MA 9 x 4.5MR ve MA 10 x 4.5MR karşılaştırması: (a) C_T ve C_P değerinin RPM'e göre değişimi, (b) OASPL'nin RPM'e göre değişimi ve (c) OASPL'nin itkiye (lb) göre değişimi [14]



Şekil 10: APC 8 × 4.5 MR, APC 9 × 4.5 MR ve APC 10 × 4.5 MR pervanelerinin karşılaştırması: (a) C_T $C_T$ve C_P'nin RPM'e göre değişimi, (b) OASPL'nin RPM'e göre değişimi ve (c) OASPL'nin itkiye (lb) göre değişimi [14]



Şekil 11 : MA 8 x 4.5(sol) ve MA 10 x 4.5(sağ) pervanelerinin Peak SPL değerleri [14]

Pervane çapındaki değişimin gürültü ve performans üzerindeki etkisi, pazarın önde gelen iki farklı üreticisi olan Master Airscrew ve APC ürünleri üzerinde çapraz doğrulama yöntemiyle incelenmiştir. Şekil 9 ve Şekil 10, sırasıyla Master Airscrew ve APC markalarına ait, hatve değerleri sabit (4.5 inç) tutulurken çapları 8 inç, 9 inç ve 10 inç olarak değiştirilen pervanelerin test sonuçlarını göstermektedir. Her iki üreticiye ait veriler incelendiğinde, aerodinamik ve akustik davranışların marka fark etmeksizin tutarlı bir fiziksel kuralı takip ettiği görülmüştür. Şekil 9(b) ve Şekil 10(b) grafiklerinde sunulan sabit devir (RPM) analizlerinde, pervane çapı arttıkça Toplam Ses Basınç Seviyesi'nin (OASPL) belirgin şekilde arttığı tespit edilmiştir. Bu durum, artan çap ile birlikte yükselen kanat ucu hızlarının ve kanat üzerindeki aerodinamik yüklemenin artmasıyla açıklanmaktadır.

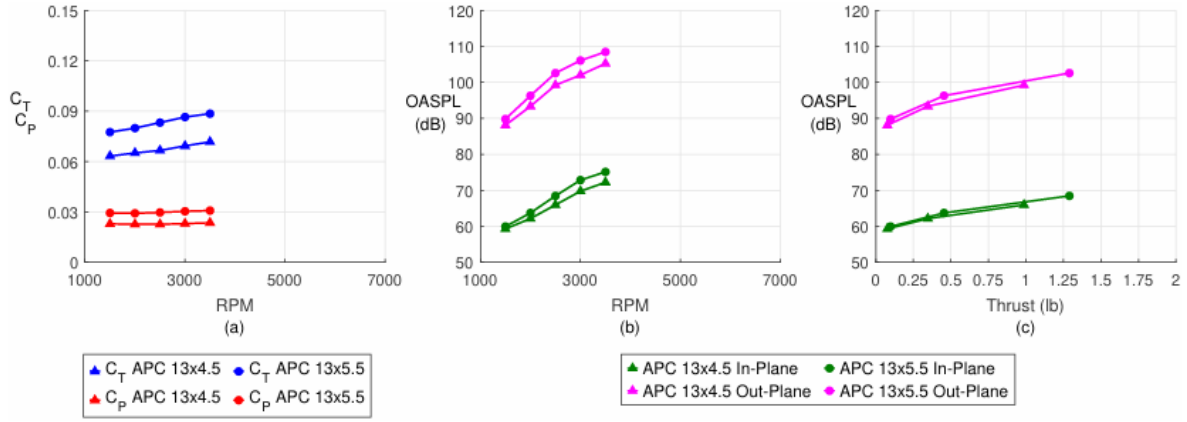
Ancak, bir İHA tasarımının en kritik optimizasyon kriteri olan sabit itki (Thrust) koşulu incelendiğinde (Şekil 9 (c) ve Şekil 10(c)), çap değişiminin etkisi dramatik bir şekilde değişmektedir. Örneğin, hava aracının 1 lb itki ihtiyacını karşılamak hedeflendiğinde, büyük çaplı pervaneler daha düşük devirde, küçük çaplı pervaneler ise daha yüksek devirde çalışarak bu itkiyi sağlamaktadır. Grafikler, bu çalışma noktasında farklı çaplardaki pervanelerin ürettiği gürültü seviyelerinin (eğrilerin) neredeyse üst üste bindiğini göstermektedir. Bu bulgu, sadece pervane çapını değiştirmenin, belirli bir itki gereksinimi için gürültü azaltmada tek başına yeterli bir optimizasyon stratejisi olmadığını, bu durumun farklı tasarımlarda da evrensel olarak geçerli olduğunu kanıtlamaktadır.

Pervane çapındaki artışın, gürültünün tonal bileşenleri üzerindeki etkisini belirlemek amacıyla, Master Airscrew ürün ailesinin en küçük üyesi olan 8 inç pervanenin (Şekil 11) ve en büyük üyesi olan 10 inç pervanenin (Şekil 11) Peak SPL verileri karşılaştırılmıştır. Her iki grafikteki 'Peak SPL vs RPM' eğrileri incelendiğinde, çap büyümesiyle birlikte temel frekanstaki ses basıncının belirgin bir şekilde arttığı görülmektedir. Şekil 11'deki 10 inçlik pervanenin, aynı devir aralığında, 8 inçlik pervaneye kıyasla daha

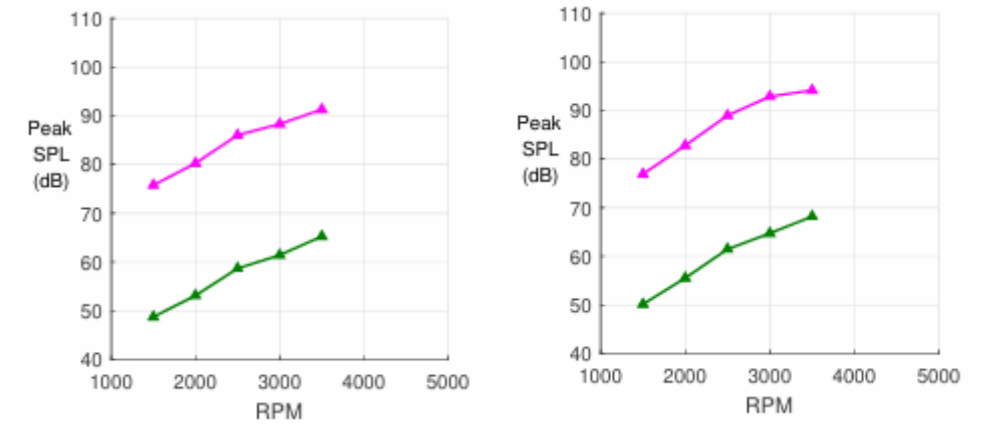
yüksek Peak SPL değerlerine ulaştığı tespit edilmiştir. Bu durum, çapın artmasıyla birlikte pervanenin süpürdüğü alanın ve kanat yüzeyinin genişlemesi, dolayısıyla her bir kanat geçişinde (Blade Pass) havaya uygulanan basınç darbesinin şiddetlenmesi ile açıklanmaktadır.

Sonuç olarak; büyük çaplı pervaneler sabit itki koşulunda daha düşük devirde çalışarak toplam gürültü (OASPL) avantajı sağlasa da, bu detaylı analiz; büyük pervanelerin oluşturduğu tekil ses darbelerinin (Peak SPL) şiddetinin, küçük pervanelere göre daha yüksek olma eğiliminde olduğunu göstermektedir. Bu bulgu, sessiz pervane optimizasyonunda sadece toplam gürültü seviyesinin değil, gürültünün 'vuruşlu' (impulsive) karakterinin de dikkate alınması gerektiğini ortaya koymaktadır.

3.2 P ervane Hatvesinin Etkisinin İncelenmesi



Şekil 12: APC 13 × 4.5 MR ve APC 13 × 5.5 MR pervanelerinin karşılaştırması: (a) C_T ve C_P C_P'nin RPM'e göre değişimi, (b) OASPL'nin RPM'e göre değişimi ve (c) OASPL'nin itkiye (lb) göre değişimi [14]



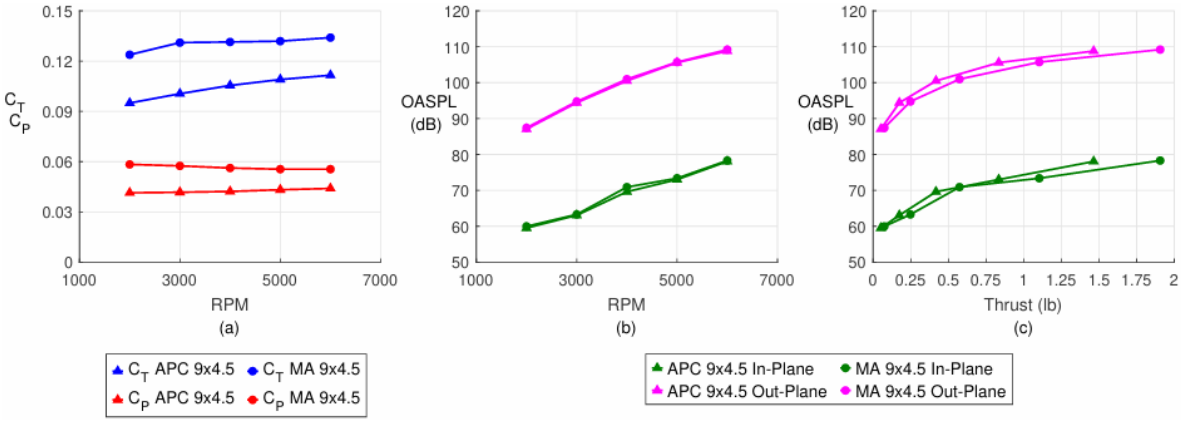
Şekil 13: APC 13 x 4.5 MR(sol) ve APC 13 x 5.5 MR(sağ) pervanelerinin Peak SPL değerleri [14]

Şekil 12, pervane çapı 13 inç değerinde sabit tutulurken, hatve değerinin 4.5 inç'ten 5.5 inç'e çıkarılmasının sonuçlarını göstermektedir. Şekil 12(a)'da görüldüğü gibi, hatve açısının artırılması pervanenin havaya hücum açısını artırmış, bu da İtki (C_T) ve Güç (C_P) katsayılarında artışa neden olmuştur. Akustik açıdan bakıldığında (Şekil 12-b), sabit devirde yüksek hatveli pervane daha fazla türbülans ve yük oluşturduğu için daha yüksek gürültü üretmiştir. Ancak yine, sabit itki koşullarında (Şekil 12-c) iki tasarımın gürültü seviyeleri birbirine çok yaklaşmaktadır; sadece düzlem dışı (out-of-plane) ölçümlerde yüksek hatveli pervane çok az farkla daha gürültülü bulunmuştur.

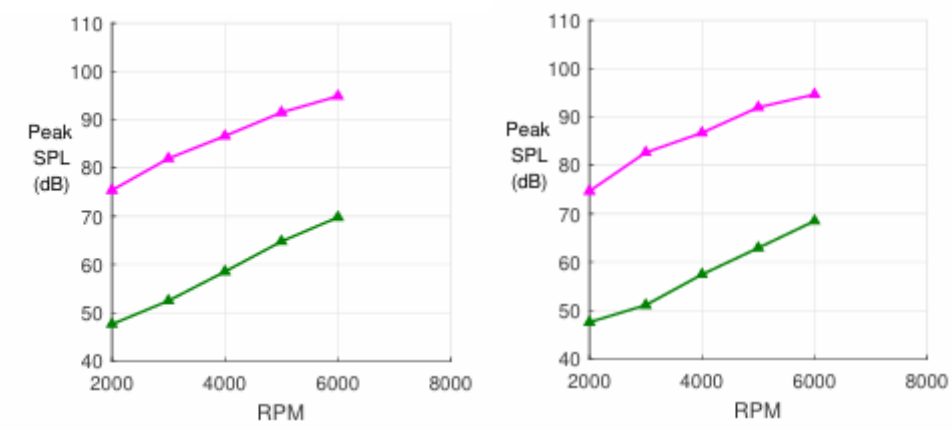
Şekil 13'te her iki grafikteki 'Peak SPL vs RPM' eğrileri karşılaştırıldığında, hatve açısı artışının tonal gürültü üzerinde belirgin bir etkisi olduğu görülmektedir. Şekil 13 incelendiğinde, yüksek hatveli pervanenin(sağdaki grafik) aynı devir aralığında referans pervaneye kıyasla daha yüksek Peak SPL değerleri ürettiği tespit edilmiştir. Örneğin, yüksek devirlerde 5.5 inç hatveli pervanenin ürettiği baskın tonun şiddeti, düşük hatveli modele göre daha yüksektir.

Bu durum, hatve açısının artmasıyla birlikte pervane kanatlarının her bir turda havaya uyguladığı anlık basınç darbesinin (pressure pulse) şiddetinin artmasıyla açıklanmaktadır. Sonuç olarak, önceki analizlerde (Şekil 12) sabit itki koşulunda toplam gürültü seviyeleri (OASPL) benzer çıksa da, Peak SPL analizi; yüksek hatveli pervanelerin insan kulağı tarafından daha keskin veya rahatsız edici algılanabilecek daha baskın bir 'vınlama' (tonal) karakteristiğine sahip olduğunu ortaya koymaktadır.

3.3 Pervane Veter Etkisinin İncelenmesi



Şekil 14: APC 9 × 4.5 MR ve MA 9 × 4.5 MR pervanelerinin karşılaştırması: (a) C_T ve C_P'nin RPM'e göre değişimi, (b) OASPL'nin RPM'e göre değişimi ve (c) OASPL'nin itkiye (lb) göre değişimi [14]



Şekil 15: MA 9 x 4.5 MR(sol) ve APC 9 x 4.5(sağ) pervanelerinin Peak SPL değerleri [14]

Son olarak, Şekil 14'te çap ve hatve değerleri birebir aynı (9 inç x 4.5 inç) olan, ancak veter dağılımları farklı iki pervane tasarımı karşılaştırılmıştır. Master Airscrew pervanesinin daha geniş bir veter yapısına sahiptir. Bu geniş kanat yüzeyi, Şekil 14(a)'te görüldüğü üzere, Master Airscrew pervanesinin (daire işaretli eğri) APC pervanesine göre (üçgen işaretli eğri) daha yüksek bir İtki Katsayısı (C_T) üretmesini sağlamıştır. Bu aerodinamik avantaj, pervanenin aynı itkiyi (örneğin 1 lb) üretmek için daha düşük devirde (RPM) dönmesine olanak tanımaktadır. Sonuç olarak, sabit itki grafiğinde (Şekil 14-c), geniş veterli tasarımın gürültü seviyelerinin dar tasarıma kıyasla daha düşük veya benzer seviyelerde kaldığı,

dolayısıyla geometrik optimizasyonun akustik konfor için devir sayısını düşürmede etkili bir strateji olduğu gözlemlenmiştir.

Pervane kanat genişliğinin (veter/chord) gürültünün tonal karakteristiği üzerindeki etkisini belirlemek amacıyla, geometrik karşılaştırmanın yapıldığı 9 inç grubundaki pervanelerin temel frekans tepkileri incelenmiştir. Bu kapsamda, geniş veter yapısına sahip Master Airscrew pervanesinin Peak SPL verileri Şekil 15'te sunulmuştur. Bu iki veri seti karşılaştırıldığında, pervane geometrisinin sesin 'vuruş' şiddetini doğrudan etkilediği görülmektedir. Şekil 15 incelendiğinde, geniş kanat yüzeyine sahip Master Airscrew tasarımının, aynı devir aralığında (sabit RPM), dar kanatlı APC tasarımına kıyasla daha yüksek Peak SPL değerleri üretme eğiliminde olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum, geniş veterli kanadın havayı daha büyük bir yüzey alanı ile sıkıştırması ve her bir kanat geçişinde (Blade Pass) daha yoğun bir basınç darbesi oluşturması ile açıklanmaktadır.

Ancak bu durum, optimizasyon stratejisi açısından bir dezavantaj gibi görünse de sistem bütününde bir avantaja dönüşmektedir. Master Airscrew pervanesi, daha yüksek aerodinamik itki katsayısı (C_T) sayesinde, hedef itkiyi (örneğin 1 lb) çok daha düşük devirlerde üretebilmektedir. Peak SPL değeri devir sayısına (RPM) son derece duyarlı olduğu için, geniş veterli pervane daha düşük devirde çalıştırılarak tonal gürültü şiddeti düşürülebilmekte ve dar pervanenin yüksek devirde yarattığı akustik rahatsızlığın önüne geçilebilmektedir.

Kaynaklar

[1] Betz, A. (1919). Screw propellers with minimum energy loss. *Göttingen Reports*.

[2] Theodorsen, T. (1948). *Theory of propellers*. McGraw-Hill.

[3] Larrabee, E. E. (1979). Practical design of minimum induced loss propellers. *Society of Automotive Engineers*.

[4] Adkins, C. N., & Liebeck, R. H. (1994). Design of optimum propellers. *Journal of Propulsion and Power, 10*(5), 676–682

[5] Haines, A. B., & Diprose, K. V. (1943). The application of the calculus of variations to propeller design with particular reference to Spitfire VII with Merlin 61 engines. *Reports and Memoranda (2083)*.

[6] Kroo, I. M. (2007). Propeller analysis and design concepts.

[7] Miller, C. J., & Sullivan, J. P. (1985). Noise constraints affecting optimal propeller designs. *NASA Technical Report*.

[8] Pagano, A., Federico, L., Barbarino, M., Guida, F., & Aversano, M. (2008). Multi-objective aeroacoustic optimization of an aircraft propeller. In *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Victoria, British Columbia, Canada.

[9] Gur, O., & Rosen, A. (2010). Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles. *Journal of Aircraft, 46*(4), 1340

[10] Faishal, A., Afif, A., & others. (2025). Comparative study of propeller thrust force on unmanned aerial vehicle using ground testing methods and theoretical calculations. Engineering Proceedings, 84(1), 59.

[11] MacNeill, R., Verstraete, D., & Gong, A. (2017). Optimisation of propellers for UAV powertrains. In 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

[12] Lee, Y.-J., & Lin, C.-C. (2004). Optimized design of composite propeller. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 11(1), 17–30.

[13] Eraslan, Y., Özen, E., & Oktay, T. (2020). A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients. Ejons X–International Conference on Mathematics–Engineering–Natural & Medical Sciences

[14] Maier, N., Narsipur, S., & Deters, R. (2021). Parametric performance study of the aerodynamics and aeroacoustics of small propellers in static conditions. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM* (p. 2223).

Uçuş Güvenliği Açisindan İha Batarya Kutularinda Kompozit Lay-Up Tasarimi, İşleme Hasarlarinin Yönetimi Ve Termal Koruyucu Kaplamalarin Rolü

Zehra DOĞAN[1]

[1] Uçak Mühendisliği , Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: zhrdgn2002@gmail.com

Özet

Havacılıkta artan elektrikli tahrik sistemleri ve yüksek enerji yoğunluklu bataryaların kullanımı, insansız hava araçlarında (İHA) batarya muhafazalarının hafif, yüksek dayanımlı ve yangına karşı güvenli olacak şekilde tasarlanmasını kritik hale getirmiştir. Bu kapsamda, fiber takviyeli polimer kompozitler, yüksek özgül mukavemetleri, düşük ağırlıkları ve geometrik tasarım esneklikleri sayesinde geleneksel metal muhafazalara güçlü bir alternatif sunmaktadır. Ancak kompozit batarya kutularının uçuş yükleri altındaki performansı; serim yönü, delik açma işlemlerinin oluşturduğu lokal hasarlar ve alev geciktirici yüzey kaplamaları gibi üretim kaynaklı parametrelere yüksek derecede bağlıdır. Bu çalışma, söz konusu parametrelerin İHA batarya kutularının mekanik dayanımı, titreşim–darbe altında delik çevresi hasar davranışı ve termal kaçış koşullarındaki güvenlik performansı üzerindeki etkilerini literatür temelli kapsamlı bir analiz çerçevesinde incelemektedir. Serim yönünün, özellikle uçuş sırasında ortaya çıkan çok eksenli yükleme, aerodinamik titreşim ve gövde burulması gibi koşullar altında tabakalar arası gerilme transferi ve delaminasyon direncini nasıl etkilediği değerlendirilmiştir. Araştırmalar, 0°, ±45° ve 90° tabakalarını içeren optimize edilmiş hibrit lay-up konfigürasyonlarının hem delik kaynaklı stres yoğunlaşmalarına karşı daha yüksek tolerans sunduğunu hem de uçuş titreşimleri altında yorulma dayanımını artırdığını göstermektedir. İHA uygulamalarında montaj bağlantıları, sensör entegrasyonu veya yapısal birleşim noktaları için açılan deliklerde oluşan mikroçatlaklar, lif çekilmesi, tabaka ayrılması ve matris çatlaması gibi işleme kaynaklı hasar modları tartışılmış; bu hasarların matkap geometrisi, kesme hızı ve talaş tahliyesi gibi parametrelerle ilişkisi literatür doğrultusunda değerlendirilmiştir. İHA'larda batarya termal kaçışının uçuş güvenliği üzerindeki kritik etkileri göz önünde bulundurularak, kompozit batarya kutularına uygulanan intümesan ve mineral bazlı alev geciktirici kaplamaların ısıl bariyer performansı incelenmiştir. Bu kaplamaların hem yangın dayanımını artırdığı hem de delik çevresi boyunca oluşan hasar ilerlemesini sınırlayarak yapısal bütünlüğü desteklediği bulguları öne çıkmaktadır. Bu çalışma, serim yönü, delik işleme süreçleri ve alev geciktirici kaplamaların birbirleriyle olan etkileşimini bütüncül bir yaklaşımla ele alarak, yeni nesil İHA platformlarında güvenilir, hafif ve yangına dayanıklı kompozit batarya muhafazalarının tasarlanmasına yönelik bilimsel bir temel sunmaktadır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, Batarya, Mekanik Dayanım, Kompozit

Giriş

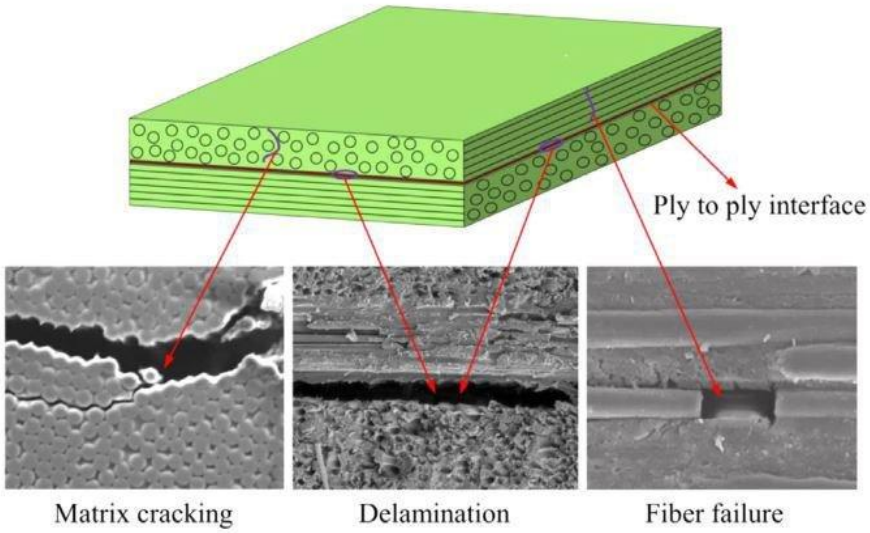
Elektrikli tahrik sistemlerinin insansız hava araçlarında (İHA) hızlı şekilde yaygınlaşması, yüksek enerji yoğunluklu lityum-iyon bataryaların güvenli, hafif ve dayanıklı bir yapısal ortamda taşınmasını zorunlu

kılmıştır. Günümüz İHA platformlarında batarya muhafazaları yalnızca bir koruma elemanı olarak değil, aynı zamanda uçuş güvenliğini doğrudan etkileyen birincil yapısal komponent olarak görev yapmaktadır. Uçuş sırasında meydana gelen çok eksenli titreşimler, darbeler, ani yük değişimleri ve atmosferik koşullar, batarya kutularının hem mekanik dayanım hem de termal güvenlik açısından optimize edilmesini gerekli kılmaktadır. Bu bağlamda, metal alaşımlara kıyasla daha düşük yoğunluk, yüksek özgül mukavemet ve tasarım esnekliği sunan fiber takviyeli polimer kompozitler, İHA batarya muhafazalarında giderek daha fazla tercih edilmektedir. Ancak kompozit yapıların anizotropik doğası, performansın büyük ölçüde serim yönü (lay-up orientation) ve tabaka mimarisi tarafından belirlenmesine neden olmaktadır. Literatürde; 0°, ±45° ve 90° tabakalar içeren hibrit serim dizilimlerinin çok eksenli yüklemeler altında daha dengeli mekanik özellikler sunduğu, ancak delik açma gibi işleme süreçlerinde tabaka ayrılması, lif kırılması ve mikroçatlak oluşumuna karşı hassas olduğu vurgulanmaktadır. Delik açma işlemleri, İHA batarya kutularında bağlantı noktalarının, kablo çıkışlarının ve sensör entegrasyonlarının zorunlu bir parçası olduğundan, işleme kaynaklı hasarların mekanik performans üzerindeki etkisi kritik önem taşımaktadır. İşleme sırasında meydana gelen lif çekilmesi, matris çatlaması, delaminasyon ve çıkış yüzeyinde tabaka kalkması, kompozit batarya muhafazalarının delik çevresi mukavemetini düşürerek yorulma davranışını olumsuz etkileyebilmektedir. Bu nedenle matkap geometrisi, kesme hızı, ilerleme oranı ve talaş tahliyesi gibi parametrelerin optimize edilmesi, üretim sürecinin ayrılmaz bir parçası olarak ele alınmalıdır. Literatür, kompozitlere özel tasarlanmış karbür uçların ve kontrollü işleme stratejilerinin delik kaynaklı hasarları önemli ölçüde azaltabileceğini göstermektedir.

Buna ek olarak, lityum-iyon bataryalarda görülen termal kaçak (thermal runaway) fenomeni hem İHA platformları hem de çevresel güvenlik açısından büyük bir risk oluşturmaktadır. Termal kaçış sırasında açığa çıkan yüksek sıcaklık ve kimyasal reaksiyon ürünleri, batarya kutusunun hem ısıl hem de mekanik bütünlüğünü tehdit eder. Bu nedenle batarya muhafazalarının yüzeyine uygulanan alev geciktirici kaplamalar, yangın dayanımının artırılması ve ısıl enerjinin yapısal bileşenlere yayılmasının sınırlandırılması açısından önemli bir role sahiptir. Intümesan kaplamalar ve mineral katkılı yüzey işlemleri, yüksek sıcaklık altında koruyucu bir karbon tabakası oluşturarak kompozit yapıların ısıl stabilitesini geliştirmekte, delik çevresindeki hasar ilerlemesini de sınırlandırmaktadır. Mevcut çalışmalar genellikle lay-up konfigürasyonlarının mekanik etkileri, delik işleme hasarlarının karakterizasyonu veya alev geciktirici kaplamaların ısıl davranışına ayrı ayrı odaklanmıştır. Ancak bu üç kritik parametrenin bir arada değerlendirilmesi ve özellikle İHA gibi yüksek güvenlik gerektiren platformlara uyarlanması literatürde oldukça sınırlıdır. Bu durum, kompozit batarya kutularının hem mekanik performansını hem de yangın güvenliğini etkileyen bütüncül bir yaklaşım ihtiyacını ortaya koymaktadır.

Bu çalışma, literatürdeki bu boşluğu doldurmak üzere; lay-up konfigürasyonlarının yapısal davranış üzerindeki etkilerini, delik açma işlemleri sırasında oluşan hasar mekanizmalarını ve alev geciktirici kaplamaların mekanik–termal performansa katkılarını İHA odaklı bir bakış açısıyla kapsamlı şekilde ele almaktadır. Bu yönüyle çalışma, insansız hava araçlarında kullanılacak yeni nesil kompozit batarya kutularının tasarımına yönelik bilimsel bir temel sunmayı amaçlamaktadır.

Kompozit malzemelerde deformasyon davranışı, lif ve matris fazlarının farklı elastik, plastik ve kırılma özellikleri ile bu fazları bir arada tutan ara yüzey etkileşiminin mekanik yanıtından kaynaklanan çok aşamalı ve çok ölçekli bir süreçtir. Yükleme başladığında ilk olarak matris mikroyapısında elastik deformasyon meydana gelir; bu aşamada matris, liflere oranla daha düşük rijitliğe sahip olduğundan yükün önemli bir kısmı elyaflar tarafından taşınır. Gerilme arttıkça matris fazında mikroçatlak oluşumu, kayma bantlarının gelişimi ve viskoelastik deformasyon gibi süreksizlik davranışları ortaya çıkar. Matris çatlakları lif yönüne dik doğrultuda ilerleyerek ara yüzeye ulaştığında, lif–matris aderansının zayıf olduğu bölgelerde debonding gelişir ve bu durum tabakalar arasında interlaminar shear stress birikmesine yol açar. Bu birikim kritik seviyeye ulaştığında kompozitte delaminasyon başlar ve tabaka ayrılması şeklinde ilerleyen bu hasar mekanizması, özellikle delik çevresi, delme işlemi sonrası bölgeler, darbe altındaki noktalar ve serim yönü değişim bölgelerinde yoğunlaşır.



Şekil 1 Kompozit Kutuda Meydana Gelen Malzeme Hasarları

Mikroçatlaklar ve ara yüzey debonding ilerledikçe yük liflere daha çok transfer edilir ve bu etapta lif yönünde elastik uzama, fiber kinking, fiber micro-buckling ve nihayetinde fiber fracture meydana gelir. Lif kırılması, özellikle 0° tabakalarda yüklemenin tepe noktasını belirleyen dominant hasar türüdür. Lif kırılmalarının lokal olarak kümelenmesi, makro ölçekli deformasyon alanı oluşturur ve kompozitin genel dayanımını ani olarak düşürür. Buna ek olarak, farklı yönlerde yerleştirilen tabakaların elastik modülleri arasındaki uyumsuzluk, mezo ölçekli bölgelerde in-plane shear deformation, inter-fiber cracking, matrix smear, fiber peeling gibi karmaşık deformasyon bölgeleri oluşturur. Termal etkiler altında ise matris ve lif arasındaki farklı genleşme katsayıları residual thermal stresses birikmesine yol açar; bu artık gerilmeler kompozitin yük altında verdiği tepkiyi değiştirerek çatlakların belirli yönlere yönelmesine neden olur. Özellikle karbon elyaf takviyeli kompozitlerde, yüksek modül farkı nedeniyle bu artık gerilmeler ara yüzey zayıflığının en kritik belirleyicilerindendir.

Darbe, delme veya yorulma gibi tekrarlı yükleme koşullarında, deformasyon süreci daha da karmaşıklaşarak progressive damage accumulation davranışı gösterir. Delik açma sırasında matrisin lokal ısınması ve liflerin mekanik olarak kesilmesi sonucu oluşan micro-voids, fiber pull-out, crushed matrix zones ve delik duvarında gözlenen stress concentration rings, ilerleyen yüklemelerde hasarın hızla büyümesine neden olan odak noktaları hâline gelir. Ayrıca fiber yönünün, çatlak ilerlemesini belirleyen ana faktör olması nedeniyle, 0° tabakalarda çatlaklar lif yönünde ilerlerken, ±45° tabakalarda shear-driven crack propagation gözlenir. Bu hasar yönelimi davranışı, kompozitin deformasyon haritasının serim yönüne göre büyük ölçüde değiştiğini göstermektedir. Sonuç olarak kompozit malzemelerde deformasyon, tek bir mekanizmanın sonucu değil; matris hasarı → ara yüzey ayrılması → lif kırılması → tabaka ayrılması → makro kırılma şeklinde ilerleyen, birbirini tetikleyen ve yükleme koşullarına duyarlı çok kademeli bir süreçtir.

Metodoloji

Bu çalışma, insansız hava araçlarında kullanılan kompozit batarya kutularının mekanik ve termal performansını etkileyen üç temel üretim parametresinin serim yönü, delik açma işlemleri ve alev geciktirici kaplamalar birbirleriyle olan etkileşimlerini kapsamlı bir mühendislik çerçevesinde değerlendirmek amacıyla yapılandırılmıştır. Çalışma doğrudan deneysel veriye dayanmamakta olup, literatürde sunulan bulguların sistematik analizi, malzeme bilimi prensipleri ve kompozit mekaniği modelleri temel alınarak yürütülmüştür.

Modern İHA platformlarının görev sürelerini artırmak için daha yüksek enerji yoğunluklu bataryalara yönelmesi, batarya kutularında ağırlık optimizasyonunu zorunlu hale getirmiştir. Kompozit malzemeler, metal eşdeğerlerine kıyasla %40'a varan ağırlık tasarrufu sağlayabilmektedir. Bununla birlikte,

kompozit paneller; delaminasyon, matris çatlaması ve lif kırılması gibi hasar modlarına karşı daha duyarlı olduğundan üretim parametrelerinin doğru optimize edilmesi gerekir.

Serim Yöntemi

0° (Eksenel) Elyaflar – Ana yük taşıyıcı

Yük yönü uzunlamasına ise 0° tabakalar taşıma kuvvetini karşılayan ana tabakadır.Batarya kutularının yan panelleri ve taban kısmında en çok 0° kullanılır.Eğer delikler bu yönde açılacaksa lif kesimi minimum olur → delik sonrası dayanım daha yüksek.

90° (Enine) Elyaflar – Stabilite ve şekil koruma

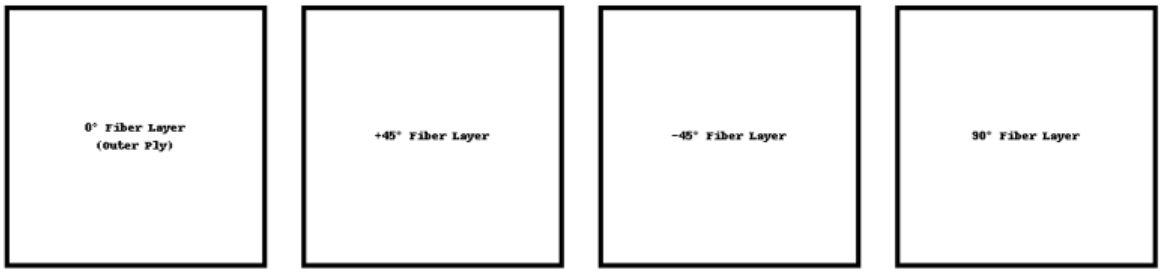
Panellerin enine yöndeki rijitliğini artırır.Burulmayı ve yan stabilite problemlerini azaltır.Delik çevresindeki yük dağılımını dengeler.

±45° Elyaflar – Darbe, kesme ve tork dayanımı

Delik açılan bölgelerde delik çevresi kesme gerilmeleri en kritik olanlardır. Shear (kesme) dayanımını taşır. Delik etrafındaki stres yoğunlaşmasını azaltır. Darbe dayanımını artırır. Batarya kutusu çarpışmada içeri göçmesin diye kritik rol oynar.

Batarya kutusu için en başarılı, literatürde en çok kullanılan serim dizilimi:

[0 / +45 / −45 / 90 / 0]s (Simetrik Hybrid Lay-Up) ve delik etrafında [0 / 45 / −45 / 90 / 45 / −45 / 0] olduğu belirlenmiştir. Bu kombinasyon yük taşımada yüksek performans, delik çevresi mukavemeti, darbe ve burulma direnci, yangın ve termal kaçış sonrası stabilite gibi tüm gereklilikleri en iyi şekilde karşılar.



Şekil 2 Kompozit Kutular için Serim Dizilimi

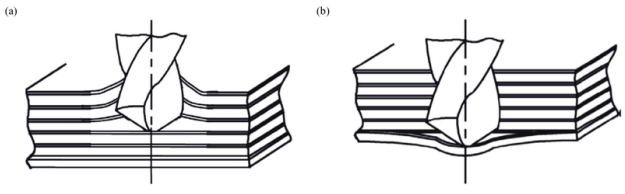
Kompozit Kutularda Delik Açma

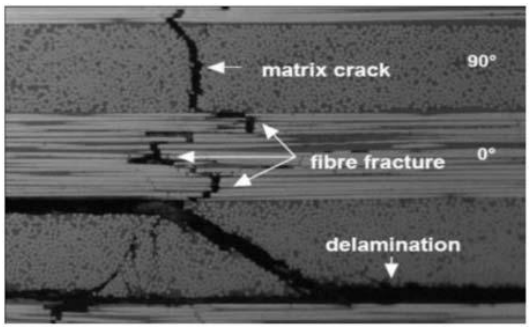
Kompozit malzemelerde delik açma işlemi, malzemenin anizotropik yapısı, lif-matris ara yüzüne duyarlılığı ve tabakalı kompozisyonu nedeniyle özel dikkat gerektirir. Delik açma sırasında kullanılacak matkap ucu, en kritik parametrelerden biridir; cam ve karbon elyaf takviyeli yapılar HSS uçları hızla körelttiği için karbür veya kompozite özel tasarlanmış brad point ve step drill türü uçlar tercih edilmelidir. Kesme parametreleri, liflerin ezilmeden kesilebilmesi açısından yüksek devir–düşük ilerleme oranı prensibiyle seçilmeli, aşırı baskıdan kaçınılmalı ve özellikle çıkış yüzeyine yaklaşırken ilerleme hızı düşürülerek tabaka ayrılması önlenmelidir. Kompozitlerde talaş tahliyesi yetersiz olduğunda ısı birikir ve reçine bozunmasına, mikroçatlak gelişimine ve lif çekilmesine yol açtığından hava üfleme, vakumlama veya periyodik geri çekme yöntemleriyle talaş temizliği sağlanmalıdır. Giriş ve çıkış yüzeylerinde destek plaka kullanımı, özellikle çıkışta görülen delaminasyonu büyük ölçüde azaltır. Delik çapının doğruluğunu korumak ve mikrohasarı en aza indirmek için pilot delik açma ve çapın kademeli olarak büyütülmesi önerilir. Kompozitler ısıl hasara duyarlı olduğundan matkap ucu sıcaklığı kontrol altında tutulmalı, kompozit yüzeylerin sıvı soğutucularla temasından kaçınılmalıdır. Delik açıldıktan sonra oluşabilecek çapak, matris kırığı ve mikroyırtıkların bağlantı dayanımını düşürmesini engellemek amacıyla hafif pah kırma veya yüzey temizleme işlemleri uygulanmalıdır. Ayrıca serim yönü, delik çevresindeki hasarın ilerlemesini önemli ölçüde etkilediğinden ±45° ve 90°

tabakaların delik bölgesinde bulunması kesme ve radyal yükleri daha dengeli dağıtır. Son olarak, kompozit tozlarının kesici ve potansiyel olarak sağlık açısından zararlı olmasından dolayı N95 veya P100 maske, gözlük ve eldiven gibi kişisel koruyucu ekipmanların kullanımı zorunludur.

Tablo 1 Kompozit Kutularda Delik Açma Faktörleri

Kritik Faktör	Uygulama Şekli	Kazanımlar
Matkap Ucu Türü	Karbür uç tercih edilmeli Brad point ve step drill en uygun geometriler HSS uçlardan kaçınılmalı	Daha düşük delaminasyon, temiz çıkış yüzeyi
Kesme Parametreleri	Yüksek devir – düşük ilerleme Çıkışa yaklaşırken ilerleme hızı azaltılmalı Aşırı basınç uygulanmamalı	Lif yırtılması ve matris çatlamasında azalma
Talaş Tahliyesi	Hava üfleme veya vakum Periyodik geri çekme Talaş birikimini engelleme	Isıl hasarın ve reçine yumuşamasının önlenmesi
Destek Plaka Kullanımı	Delik çıkışında arka destek olmalı Girişte ince yüzey desteği tercih edilebilir	Çıkış yüzeyindeki delaminasyonun ciddi şekilde azalması
Sıcaklık Kontrolü	Aşırı ısıdan kaçınma Sıcaklık arttıkça matrisin zarar görme riski artar	Reçine bozunması, parlak yanık yüzey ve lif–matris ayrılmasının önlenmesi
Pilot Delik Delme ve Kademeli İlerleme	Küçük çapta pilot delik Çapın 2–3 aşamada büyütülmesi	Mikroçatlak oluşumunun ve çap tolerans hatalarının azaltılması
Serim Yönü ile Uyum	±45° ve 90° tabakaların delik çevresinde bulunması 0° tabakaların lif boyunca çatlak ilerlettiği göz önünde bulundurulmalı	Delik çevresi yük dağılımı ve hasar ilerlemesine karşı daha yüksek direnç





Şekil 3 Delme Sonucu Meydana Gelen Kompozit Malzeme Hasarı

Kompozit Kutularda Alev Geciktirici Boya Kullanımı

Batarya sistemlerinde kullanılan yanmaz boyalar (alev geciktirici kaplamalar), lityum-iyon hücrelerde meydana gelebilecek termal kaçış sırasında açığa çıkan yoğun ısı, kıvılcım ve yanıcı gazların batarya modülü içinde yayılmasını kontrol altına almak amacıyla geliştirilen yüksek performanslı koruyucu kaplamalardır. Bu kaplamalar çoğunlukla intümesan, mineral dolgulu veya seramik hibrit yapıda olup, yüksek sıcaklıkla karşılaştıklarında hacimsel olarak genişleyen bir karbon köpük bariyeri oluşturarak batarya muhafazası ile dış ortam arasındaki ısı transferini ciddi ölçüde sınırlar. İntümesan sistemler, polifosfat–polialkol–azotlu bileşiklerin sinerjik reaksiyonuyla şişerek kalın bir izolasyon tabakası oluştururken; mineral bazlı endotermik ayrışmaları sayesinde ısıyı absorbe ederek oksijen miktarını düşürür ve yanmayı geciktirir. Bu koruyucu tabaka, kompozit batarya kutusunda görülebilecek matris termal bozulması, lif–matris ara yüzeyinin zayıflaması ve tabakalar arası delaminasyon gibi hasar mekanizmalarının ilerlemesini önemli ölçüde yavaşlatır. Bu kaplamaların performansı, çeşitli standart yangın testleri ile nicel olarak değerlendirilir. UL94 dikey yanma testi, kaplamanın damlama davranışını, alev sönme süresini ve malzemenin alevi ne kadar hızlı bastırabildiğini belirleyerek batarya muhafazası malzemelerinin "V-0, V-1 veya V-2" sınıflandırmasına uygunluğunu gösterir. LOI (Limit Oxygen Index) testi ise kaplamanın yanmayı sürdürebilmesi için gereken minimum oksijen konsantrasyonunu ölçer; LOI değeri arttıkça malzemenin oksijene bağımlı yanma eğilimi azalır ve batarya sistemleri için daha güvenli kabul edilir. Cone Calorimeter testleri ise ısı salım oranı (HRR), duman üretimi ve toplam yanma süresi gibi kritik parametreleri ortaya koyarak kaplamanın gerçek ısıl yük altında davranışını değerlendirir. Bu testlerde yanmaz boyalar genellikle düşük pik ısı salım oranı, gecikmiş tutuşma süresi ve azalmış duman yoğunluğu ile batarya kutusunun termal stabilitesini artırdığını kanıtlar. Dolayısıyla yanmaz boyalar hem pasif yangın güvenliği sağlar hem de standardize edilmiş testlerde sağladığı performans ile batarya paketlerinin havacılık, otomotiv ve enerji depolama uygulamalarında güvenlik gerekliliklerini karşılamasında kritik role sahiptir.

Sonuç

Bu çalışma, insansız hava araçlarında kullanılan kompozit batarya kutularının mekanik dayanımı, delik açma davranışı ve yangın güvenliği açısından kritik öneme sahip olan üç temel parametreyi—serim yönü, işleme süreçleri ve alev geciktirici kaplamalar—bütüncül bir mühendislik çerçevesi içinde değerlendirmiştir. Analizler, hibrit serim dizilimlerinin (0°/±45°/90°) çok eksenli yükleme koşulları altında daha dengeli mekanik yanıt sunduğunu, özellikle ±45° tabakaların kesme rijitliği sağlayarak delik çevresindeki hasar ilerlemesini sınırladığını ve 90° tabakanın radyal gerilmeleri dengeleyerek bağlantı bölgelerinde stabiliteyi artırdığını göstermiştir. Bu nedenle serim yönünün doğru seçilmesi, batarya kutularında yaygın olarak görülen delaminasyon, lif yönlü çatlak ilerlemesi ve tabakalar arası kayma gibi deformasyon mekanizmalarının kontrol altına alınmasında belirleyici bir tasarım aracıdır. Delik açma işlemlerine ilişkin değerlendirmeler, kompozitlerde hasarın yalnızca işleme parametrelerinden değil, aynı zamanda malzemenin anizotropik yapısından ve tabaka mimarisinden de etkilendiğini ortaya koymuştur. Karbür uçlar, brad-point ve step-drill geometrileri ile yüksek devir–düşük ilerleme oranlarının kullanılması, delaminasyon faktörünü önemli ölçüde düşürmekte ve delik çevresi mikrohasarlarını azaltmaktadır. Destek plaka kullanımı, pilot delik stratejileri ve uygun talaş tahliyesi, özellikle çıkış yüzeyinde oluşan peel-up ve push-out delaminasyonlarını sınırlandırarak bağlantı bölgelerinin yorulma dayanımını artırır. Kompozit deformasyonlarının mikro ölçekli matris çatlaklarından makro ölçekli delaminasyonlara ve lif kırılmasına doğru ilerleyen çok kademeli bir mekanizma izlemesi, delik açma işleminin yapısal bütünlüğe doğrudan etkisi olduğunu göstermektedir. Alev geciktirici kaplamalara ilişkin bulgular, yazmaz boya sistemlerinin yalnızca pasif yangın güvenliği sağlamakla kalmayıp kompozit batarya kutusunun mekanik davranışına da ikincil katkılar sunduğunu göstermektedir. İntümesan kaplamaların ısıyla şişerek oluşturduğu karbon köpük tabakası ve mineral dolgulu sistemlerin endotermik ayrışma mekanizmaları, termal kaçış sırasında kompozit panelin ısıl bozunmasını geciktirmekte ve tabaka ayrılmalarının ilerlemesini yavaşlatmaktadır. UL94, LOI ve Cone Calorimeter testleriyle ilişkilendirilen bulgular, bu kaplamaların yangın altında düşük ısı salım oranı, gecikmiş tutuşma süresi ve artan oksijen limit değerleri ile batarya modüllerinde güvenlik

gerekliliklerini karşıladığını göstermektedir. Genel olarak çalışma, kompozit batarya kutularının performansının tek bir parametreyle değil; serim mimarisi–işleme davranışı–termal koruma etkileşimi ile belirlendiğini ortaya koymuştur. Bu nedenle İHA'larda kullanılacak batarya muhafazalarının tasarımında çok disiplinli bir yaklaşım gereklidir. Analitik değerlendirmeler, gelecekte yapılacak deneysel çalışmalar için kritik tasarım bölgelerini belirlemiş ve özellikle delik çevresi davranışının, tabaka mimarisinin ve alev geciktirici kaplamaların birlikte optimize edilmesi gerektiğini göstermiştir. Bu bütünleşik yaklaşım, daha hafif, daha dayanıklı ve termal kaçışa karşı daha güvenli batarya sistemlerinin geliştirilmesine katkı sağlayarak UAV platformlarının uçuş güvenliğini ve operasyonel verimliliğini artıracaktır.

Referanslar

Hocheng, H., & Tsao, C. C. (2005). The path towards delamination-free drilling of composite materials. Journal of Materials Processing Technology, 167(2), 251–264. https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2005.06.039

Tsao, C. C. (2006). Investigation into the helical composite drills for delamination reduction in drilling composite materials. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 46(12), 1653–1661. https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2005.12.004

Brinksmeier, E., Janssen, R., & Mutlugünes, Y. (2008). Drilling fibre reinforced polymers. CIRP Annals, 57(1), 57–60. https://doi.org/10.1016/j.cirp.2008.03.046

Abrate, S. (1998). Impact on composite structures. Cambridge University Press. https://doi.org/10.1017/CBO9780511574563

Davies, P., Riou, L., & Mazeas, F. (2001). Delamination of carbon/epoxy laminates under transverse load. Composites Science and Technology, 61(15), 2327–2339. https://doi.org/10.1016/S0266-3538(01)00149-3

Hosur, M. V., Vaidya, A., & Jeelani, S. (2004). Low-velocity impact response of stitched/unstitched woven carbon/epoxy laminates. Composite Structures, 64(3–4), 455–466. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2003.09.005

Yang, Q., & Cox, B. (2005). Cohesive models for damage evolution in laminated composites. International Journal of Solids and Structures, 42(21–22), 5353–5381. https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2005.02.051

Kim, J. K., & Mai, Y. W. (1994). High strength, high fracture toughness fibre composites with interface control. Composites Science and Technology, 52(4), 459–470. https://doi.org/10.1016/0266-3538(94)90097-3

Cappelli, L., Frascino, L., & Mariani, E. (2020). Influence of drilling parameters on damage mechanisms of CFRP laminates. Materials, 13(12), 2711. https://doi.org/10.3390/ma13122711

Zhang, L., & Chiu, W. K. (2018). Fire behaviour of intumescent coatings for composite structures. Composite Structures, 200, 1–11. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.05.002

Kandare, E., & Kandola, B. (2010). Fire-retardant epoxy composites: Mechanisms and performance. Polymer Degradation and Stability, 95(6), 1114–1123. https://doi.org/10.1016/j.polymdegradstab.2010.02.024

Mouritz, A. P., & Gibson, A. G. (2007). Fire Properties of Polymer Composite Materials. Springer. https://doi.org/10.1007/978-1-4020-5356-6

Babrauskas, V. (2002). Heat release rates. Fire Safety Journal, 37(2), 106–123. https://doi.org/10.1016/S0379-7112(01)00082-3

Rajendran, S., & Pitchumani, R. (2021). Thermal runaway in Li-ion batteries: Mechanisms and mitigation. Energy Storage Materials, 35, 292–310. https://doi.org/10.1016/j.ensm.2020.12.007

Zhao, R., Liu, J., & Gu, J. (2020). Recent developments in fire-retardant coatings for energy storage systems. Applied Materials Today, 19, 100622. https://doi.org/10.1016/j.apmt.2020.100622

Sun, Q., Li, Y., & Yang, S. (2022). Composite battery enclosures for UAV applications. Aerospace Science and Technology, 121, 107296. https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107296

Liu, D., Tang, Y., & Cong, W. (2012). A review of machining damage in FRP materials. Composite Structures, 94(11), 3636–3649. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.05.004

Batra, R. C., & Peng, X. Q. (2002). Shear and delamination failures in laminated composites. Journal of Composite Materials, 36(4), 477–506. https://doi.org/10.1177/0021998302036004874

Krüger, H. (2019). Oxygen index behavior of flame-retardant composites. Polymers, 11(5), 794. https://doi.org/10.3390/polym11050794

Hong, S. H., & Ha, S. K. (2017). Damage evolution in CFRP laminates with drilled holes. Composite Structures, 180, 275–285. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.08.038

Hafif Yük Taşimaciliği Görevleri İçin Yüksek Taşima Verimliliğine Sahip Sabit Kanatli Bir İnsansiz Hava Aracinin (Telemaster Tipi) Kavramsal Tasarimi ve Aerodinamik Optimizasyonu

Harun YILMAZ

Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: haarun.yilmaz9@gmail.com

Özet

Bu çalışmada, "son mil teslimatı" lojistik problemine yönelik, mevcut İnsansız Hava Aracı (İHA) çözümlerinin (verimsiz multikopterler veya karmaşık hibrit VTOL sistemler) dışında bir "ara form" araştırdım. Literatürdeki bu boşluğu [16] doldurmak amacıyla, çalışmamın temel hedefi; düşük maliyetli, operasyonel olarak sağlam ve Kısa Pistten Kalkış (STOL) [4] kabiliyetine sahip, "Telemaster" tipi bir sabit kanatlı kargo İHA'sının kavramsal tasarımını gerçekleştirmek ve sayısal analizini yapmaktır.

İzleyeceğim yöntem, sayısal simülasyon temelli bir tasarım döngüsüne dayanmaktadır. SolidWorks kullanarak uçağın parametrik bir 3B modelini oluşturacağım.

Tasarımın teknik zorluğu, Re≈ 200.000 gibi düşük bir Reynolds sayısında çalışacak olmasıdır. Bu rejimde, NACA 2412 [15] gibi klasik profillerin verimsiz kaldığını tespit ettim. Bu nedenle, XFLR5 yazılımı [19] kullanarak S1223 [2] gibi yüksek taşıma (high-lift) profillerini analiz edeceğim. Çalışmamın özgün yönü, literatürdeki "temiz" (clean) profillerin aksine, benimki gibi "aerodinamik olarak kirli" (yüksek parazit sürüklemeli, geniş gövdeli ve sabit iniş takımlı [18]) bir platformun optimizasyonuna odaklanmasıdır. Bu yüksek sürükleme etkilerini doğru hesaplamak için ANSYS Fluent (HAD) ile yüksek doğruluklu analizler yapacağım.

Tezimin literatüre diğer bir katkısı ise, kargo bırakma anındaki ani Ağırlık Merkezi (CG) kayması problemini [9] ele almasıdır. Literatürün aksine, bu sorunu aktif kontrolcülerle değil, pasif aerodinamik stabilite tasarımı yoluyla nasıl tolere edebileceğimizi araştıracağım.

Çalışmanın sonunda, seçilen elektrikli itki sistemiyle [5] uçağın nihai menzil ve havada kalış süresi performans metrikleri hesaplanacaktır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı (İHA), Kargo Taşımacılığı, Kavramsal Tasarım, Düşük Reynolds Sayısı Aerodinamiği, Yüksek Taşıma, STOL, Pasif Stabilite

Giriş

Bu araştırmada benim temel amacım, hafif kargo (örn: 1-2 kg bandında) teslimat görevlerinde kullanılmak üzere, düşük operasyon maliyetine ve yüksek aerodinamik verimliliğe sahip sabit

kanatlı bir İnsansız Hava Aracının (İHA) kavramsal tasarımını gerçekleştirmek ve aerodinamik performansını sayısal yöntemlerle analiz etmektir.

Tasarım felsefesi olarak, havacılık camiasında stabil uçuş karakteristiği, düşük hızlarda dahi yüksek kaldırma kuvveti üreten kanat yapısı ve sağlam gövdesiyle bilinen "Telemaster" tipi yüksek kanat (high-wing) konfigürasyonunu temel alacağım. Bu seçimi yaparken, özellikle SAE Aero Design yarışmalarında [11] kullanılan "ağır yük taşıma" (heavy-lift) konseptlerinden ilham alıyorum.

Bu genel amaç doğrultusunda, aşağıdaki spesifik araştırma sorularına yanıt aramayı hedefliyorum:

Yüksek taşıma katsayısına sahip hangi kanat profili (airfoil), düşük Reynolds sayılarında (Re ≈ 200.000) [2] en iyi taşıma/sürükleme (L/D) oranını sunmaktadır?

Geniş kargo gövdesi ve sabit iniş takımının neden olduğu parazit sürükleme [Atıf: 18], toplam performansı nasıl etkilemektedir ve bu etki kanat tasarım optimizasyonu ile nasıl dengelenebilir?

Belirlenen faydalı yükün (payload) bırakılması anında oluşacak ani ağırlık merkezi (CG) kaymasının, uçağın pasif statik stabilitesi [9] üzerindeki etkisi nedir?

Bu çalışmanın önemi ve literatüre sunacağım özgün katkı, üç temel noktada toplanmaktadır:

Literatürdeki Boşluğun Doldurulması: Yaptığım literatür taramasında, mevcut kargo İHA literatürünün ağırlıklı olarak karmaşık ve yüksek maliyetli Hibrit/VTOL sistemlere veya aerodinamik verimliliği çok düşük olan multikopterlere [16, 17] odaklandığını gördüm. Benim çalışmam, lojistik sektörü için "düşük maliyetli, operasyonel olarak basit ve sağlam" bir "ara form" olan sabit kanatlı STOL kargo İHA'sı [4] konseptini bilimsel bir temelde inceleyerek bu boşluğu doldurmayı hedeflemektedir.

Tasarım Felsefesinin Bilimselleştirilmesi: Çalışmamda, literatürde genellikle hobi amaçlı kullanılan bir tasarımın (Telemaster), modern aerodinamik analiz ve optimizasyon araçları kullanılarak [19] "kargo misyon profili" için bilimsel bir temelde yeniden tasarlayacağım. Sadece mevcut bir tasarımı kopyalamak yerine, "yük-merkezli tasarım" (payload-centric design) felsefesini benimseyeceğim ve kanat profili, kanat geometrisi ve itki sistemi [5, 13], belirlenen kargo hacmi için optimize edilecektir.

Spesifik Bir Stabilite Probleminin İncelenmesi: Çalışmamda, kargo İHA'larına özgü kritik bir problemi, yani yük bırakma anındaki ani ağırlık merkezi (CG) kaymasını ele alacağım. Literatür genellikle bu sorunu aktif kontrolcülerle (otopilot) çözmeye odaklanırken [9], tezimde, problemin pasif tasarım yoluyla (doğru aerodinamik tasarım ve statik marj seçimi ile) nasıl yönetilebileceğini araştırarak özgün bir katkı sunmayı hedefliyorum.

Materyal ve Metot

Tasarım Kriterlerinin ve Görev Profilinin Tanımlanması

Çalışmanın ilk aşamasında, "Telemaster benzeri hafif kargo İHA'sı" için görev tanımı ve sayısal tasarım kısıtları (design constraints) netleştirilecektir.

Kavramsal Tasarım ve Parametrik Modelleme

Belirlenen kısıtlar doğrultusunda, temel "Telemaster" konfigürasyonu (yüksek kanat, kuyruk yapısı) baz alınarak aracın parametrik bir 3B modeli oluşturulacaktır. Modelin parametrik olması, kanat alanı (S), kanat açıklık oranı (AR), kuyruk hacim katsayıları (V_h, V_v) [Atıf:

13] gibi kritik tasarım değişkenlerinin optimizasyon sürecinde sistematik olarak değiştirilebilmesine olanak tanıyacaktır.

Sayısal Aerodinamik Analiz ve Optimizasyon

2B Kanat Profili Analizi:

Görev profilinin gerektirdiği düşük Reynolds sayılarında (Re≈ 200.000) çalışacak en verimli kanat profili seçilecektir. Bu amaçla, S1223 [2] gibi yüksek taşıma (high-lift) profilleri ile NACA 2412 [15] gibi klasik profiller XFLR5/XFOIL kullanılarak karşılaştırılacak; maksimum taşıma katsayısı (C_L,max) ve aerodinamik verimlilik (L/D) değerleri analiz edilecektir.

B)3B Tüm Araç Analizi:

Seçilen kanat profili ile oluşturulan 3B tam uçak modeli (kanat-gövde-kuyruk) analiz edilecektir.

XFLR5 Analizi: Uçağın tüm uçuş zarfındaki (flight envelope) aerodinamik katsayıları (C_L, C_D, C_M) ve stabilite türevleri hesaplanacaktır [19]. Özellikle kargonun bırakılması anındaki ağırlık merkezi (CG) kaymasının statik marj (static margin) üzerindeki etkisi incelenecektir [9].

HAD (CFD) Analizi: XFLR5'in tahmin edemediği parazit sürükleme kaynakları (iniş takımı [18], kanat-gövde birleşimi) ANSYS Fluent'te modellenecek ve toplam sürükleme bütçesi daha yüksek doğrulukla hesaplanacaktır.

Performans ve İtki Sistemi Entegrasyonu

Üçüncü başlıkta elde edilen aerodinamik veri seti (özellikle L/D oranı ve C_D değeri) kullanılarak, görev profilini (tırmanma, seyir, alçalma) tamamlamak için gereken itki (thrust) hesaplanacaktır. Bu itkiyi sağlayacak en verimli motor-pervane-batarya kombinasyonu (elektrikli itki sistemi) [5] seçilecek ve aracın nihai menzil, havada kalış süresi ve tırmanma oranı gibi performans metrikleri hesaplanacaktır.

Materyal

Araştırmanın yürütülmesinde kullanılacak ana materyaller, tasarım ve analiz yazılımları ile literatürden elde edilecek doğrulama verilerinden oluşmaktadır.

Tasarım Yazılımı: Uçağın 3 boyutlu (3B) geometrisinin oluşturulması ve optimizasyon döngüleri için SolidWorks (veya muadili) parametrik bir Bilgisayar Destekli Tasarım (CAD) yazılımı kullanılacaktır.

Analiz Yazılımları:

XFLR5: Düşük Reynolds sayılarında kanat profili analizleri (XFOIL modülü) ile 3B tüm uçak konfigürasyonunun (VLM - Vortex Lattice Method) hızlı aerodinamik ve stabilite analizleri için kullanılacaktır.

ANSYS Fluent: Panel kod metodolojisinin (XFLR5) yetersiz kaldığı, akış ayrılmalarının ve viskoz etkilerin baskın olduğu (örn: kanat-gövde birleşimi, iniş takımı parazit sürüklemesi) bölgelerin yüksek doğruluklu (high-fidelity) analizi için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yazılımı kullanılacaktır.

Doğrulama Veri Seti: Sayısal analizlerin doğruluğunu (validation) teyit etmek amacıyla, literatürde kabul görmüş kanat profillerine (örn: NACA 2412, S1223) ait, Re≈ 200.000 civarındaki rüzgar tüneli ve analiz verileri (örn: [2, 15]) referans alınacaktır.

Yapılan incelemelerde, mevcut araştırmaların benim ele alacağım konseptin etrafındaki belirli zorluklardan kaçındığını tespit ettim. İncelemem, üç ana eksen üzerinde yoğunlaşmaktadır: (1) Mevcut kargo İHA konseptleri ve tasarım metodolojileri, (2) Konumun teknik zorluğunu oluşturan düşük Reynolds sayılarındaki aerodinamik ve (3) Göreve özel stabilite problemleri.

Kargo İHA Konseptleri ve Metodolojilerdeki Mevcut Durum

"Son mil teslimatı" (last-mile delivery) konusundaki literatürü [16] incelediğimde, araştırmaların iki ana kampa bölündüğünü gördüm:

Döner Kanatlı (Multikopter) Çözümler: Bunlar, VTOL (Dikey İniş-Kalkış) esnekliği sundukları için popülerdir. Ancak, enerjilerinin tamamını kaldırma kuvveti üretmek için harcadıklarından, aerodinamik verimlilikleri son derece düşüktür. Bu da onları kısa menzilli ve düşük faydalı yüklü görevlerle sınırlar.



Görsel 1. Döner Kanat Multikopter

Karmaşık Hibrit VTOL Çözümler: Yukarıdaki açmazı çözmek için, literatür karmaşık "tilt-rotor" veya "quad-plane" gibi hibrit tasarımlara yönelmiştir [1, 3]. Ancak bu çalışmaların odağı, benim hedeflediğim "düşük maliyet" ve "operasyonel basitlik" kriterlerinden uzaklaşarak, MDO (Çok Disiplinli Optimizasyon) ile yüksek performanslı askeri veya endüstriyel sistemler geliştirmeye kaymaktadır.



Görsel 2. VTOL İHA

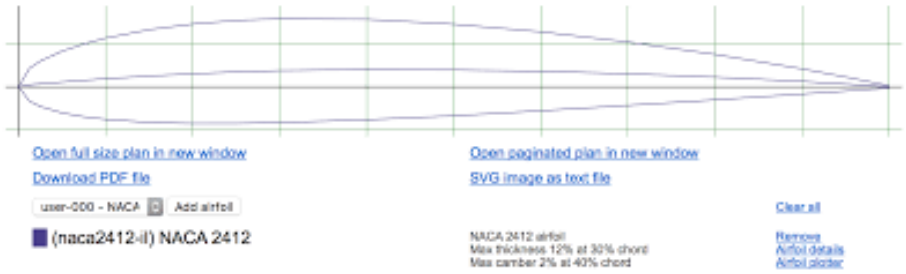
Burada tespit ettiğim temel boşluk (gap), bu iki aşırı uç (basit/verimsiz ve karmaşık/verimli) arasında kalan, operasyonel olarak "yeterince iyi", sağlam ve düşük maliyetli bir "ara form" eksikliğidir. Benim tezim, bu boşluğa, Kısa Pistten Kalkış (STOL) kabiliyetine [4] odaklanan ve "yük-merkezli" (payload-centric) tasarım felsefesini [11] benimseyen bir çözümle yanıt vermeyi amaçlamaktadır.

Düşük Reynolds Sayısı Aerodinamiği: Kritik Eşik

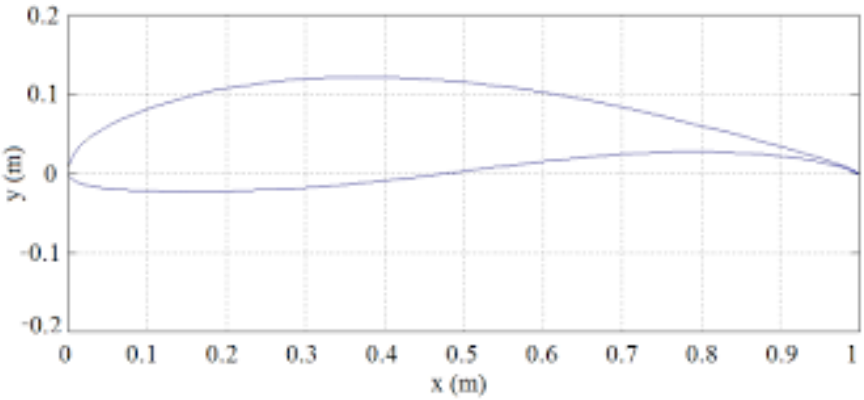
Çalışmamın en kritik teknik zorluğu, uçağın operasyon zarfında (düşük hız ve küçük boyut) ortaya çıkan akış rejimindedir. Uçuşumuz Re≈ 200.000 civarında gerçekleşecektir.

Bu rejimde, akışkanın viskoz etkileri baskın hale gelir ve akışın kanat profili üzerinde "laminer ayrılma kabarcığı" (laminar separation bubble) oluşturma eğilimi vardır [2]. Bu durum, sürüklemeyi (drag) ani olarak artıran ve taşımayı (lift) öldüren, kaçınılması gereken bir olgudur.

Yaptığım incelemede, NACA 2412 [15] gibi klasik profillerin bu rejimde çok verimsiz kaldığını ve erken stalla girdiğini saptadım. Literatür, bu sorunu çözmek için S1223 [2] veya Eppler serisi [8] gibi özel "yüksek taşıma" (high-lift) profillerini önermektedir. Benim çalışmam da bu profilleri temel alacaktır.

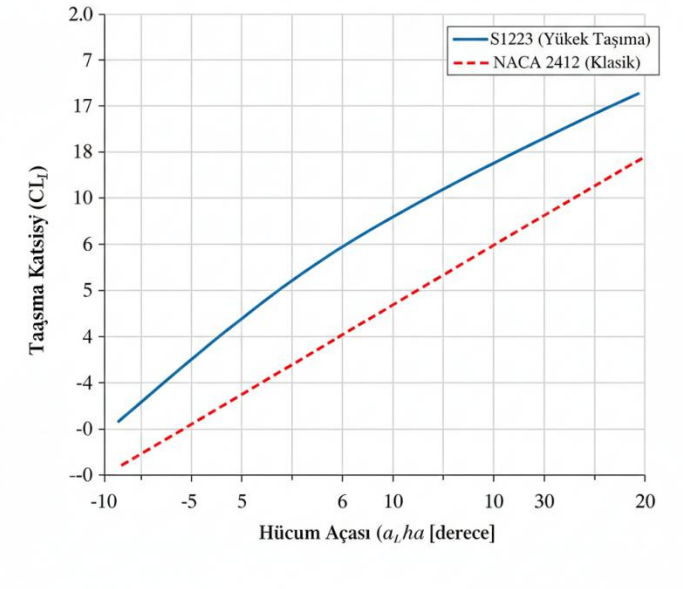


Görsel 3. NACA2412 Kanat Profili



Görsel 4. S1223 Kanat Profili

Şekil 2: S1223 (Yükek Taşıma ve NACA 21alik) Kanat Profillerının Re=200.000 Reynolds Sayısınnak Taşıma Katşaıayı (C_L) - Hücum Açısı Karşıçaışırıması [Atıf: 2, 15]



Görsel 5 . S1223 (Yüksek Taşıma) ve NACA 2412 (Klasik) Kanat Profillerinin Re≈200.000 Reynolds Sayısındaki Taşıma Katsayısı (C_L) - Hücum Açısı (alpha) Karşılaştırması [2, 15].

Ancak, literatürün görmezden geldiği bir nokta şudur: Bu yüksek taşıma profilleri üzerine yapılan çalışmalar [2, 8], genellikle aerodinamik olarak "temiz" (clean) yarışma uçaklarına odaklanmıştır. Oysa benim "Telemaster" tipi kargo uçağım, geniş gövdesi ve sabit iniş takımları [18] nedeniyle doğası gereği "aerodinamik olarak kirli" (aerodynamically dirty) ve yüksek parazit sürüklemeye sahip bir platformdur. Literatürde, yüksek parazit sürüklemeye sahip bir gövdenin, düşük Re'de çalışan yüksek taşıma profiliyle etkileşimini optimize eden çalışma sayısı yok denecek kadar azdır.

Göreve Özel Stabilite Problemi: Kargo Bırakma

Tezimin özgün katkı sunacağı son alan ise stabilite analizidir. Elektrikli itki sistemlerinin optimizasyonu [5] bir zorluk olsa da, asıl problem bu değildir.

Asıl problem, kargo bırakma anında uçağın toplam kütlesinin (örn: 1-2 kg) aniden azalması ve Ağırlık Merkezinin (CG) ani olarak kaymasıdır. Literatür, bu tür ani kütle değişimlerini genellikle aktif kontrolcüler (otopilot yazılımları) ile çözmeye odaklanmıştır [9].

Benim tezimde ise, bu sorunun pasif olarak, yani sadece uçağın aerodinamik tasarımıyla (doğru kuyruk hacim katsayısı [13], yeterli statik marj vb.) nasıl tolere edilebileceğini araştıracağım. Bu, uçağı daha basit, daha ucuz ve arıza olasılığı daha düşük (robust) hale getirecektir.

Yaptığım bu inceleme, literatürde üç temel boşluk olduğunu göstermektedir. Benim tez önerim, tam olarak bu üç boşluğun kesişim noktasında yer almaktadır.

Çalışma Alanı	Mevcut Literatürün Odağı	Tespit Ettiğim Boşluk / Çalışmamın Katkısı

Araç Tipi	Karmaşık Hibrit VTOL Veya Düşük Verimli Multikopter	Boşluk: Basit, sağlam ve düşük maliyetli sabit kanatlı STOL [Atıf: 4] çözümlerinin eksikliği.
Aerodinamik	"Temiz" Yüksek Taşıma Profilleri	Boşluk: "Kirli" (yüksek parazit sürüklemeli) bir gövdenin [Atıf: 18], düşük Re profilleriyle optimizasyonu.
Stabilite	Ani Kütle Değişimleri İçin Aktif Otopilot Çözümleri	Boşluk: Kargo bırakma anındaki CG kaymasının pasif aerodinamik tasarım ile yönetilmesi.

Tablo 1: Kargo İHA Literatüründeki Mevcut Çalışmalar ve Tespit Edilen Boşluklar

Conclusions

Conclusions should state concisely the most important propositions of the paper as well as the author's views of the practical implications of the results.

Kaynaklar:

Barman, P. S., Mili, R., & Das, M. K. (2022). Conceptual Design and Stability Analysis of a Fixed Wing UAS Research Platform for Aerial Experiments. Journal of Physics: Conference Series, 2226(1), 012005.

[2] Selig, M., & Guglielmo, J. (1997). High-lift low Reynolds number airfoil design. Journal of Aircraft, 34(1), 72-79. (Bu, S1223 profiliniz için kullandığımız [Atıf: 2] numaralı ana makaledir.)

[3] Gao, Z., Zhang, Z., & Chen, L. (2018). Multidisciplinary design optimization of a fixed-wing unmanned aerial vehicle for freight transport. Chinese Journal of Aeronautics, 31(4), 687-699.

[4] Köse, O., & Ekinci, S. (2016). Design optimization of a fixed wing aircraft. 1st International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2016), 1024-1029.

Bansal, G., & Sahoo, S. K. (2022). Comprehensive Review on Electric Propulsion System of Unmanned Aerial Vehicles. Frontiers in Energy Research, 10, 752012.

[6] Kwiecień, A., & Stawiarski, A. (2025). The Weight Minimization of a UAV Wing Component Through Structural Optimization. Applied Sciences, 15(1), 38.

[7] Manan, M. A., Yusof, M. Z., & Rahmat, M. F. (2024). Performance Evaluation of UAV Airfoil Under Various Ground Conditions. Pertanika Journal of Science & Technology, 32(S1), 17-31.

[8] Catalano, F. M., & Tsen, C. (2006). An experimental and computational study of a high-lift-to-drag ratio wing. Aerospace Science and Technology, 10(4), 346-353.

Biswas, S., & Go, T. H. (2019). Robust Control Design for the Quadrotor UAV with a Suspended Payload. 2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 786-793.

Koval, V., & Ivanov, D. (2024). Optimization of Composite Material Selection in the Design of Military UAV Wings. Journal of Manufacturing and Materials Science, 2(1), 1-14.

Brandt, D. E. (2017). Heavy Lifting RC Model Aerodynamics. ()

[12] Mifsud, J. (n.d.). Trainer Design.

[13] An, H. (n.d.). Chapter 6: Tail Design.

Karthikeyan, P., Iyappan, M., Hariharan, B., & Gokul, S. (2020). Conceptual Drone Design For Delivering Goods. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET), 7(8), 5370-5374.

[15] Al-Garni, A. M., Ahmed, S. A., & Al-Harbi, A. M. (2015). Aerodynamic performance of NACA 2412 airfoil at low Reynolds number. Aerospace Science and Technology, 42, 33-44.

[16] Yin, C., & Ruan, J. (2024). Drones in last-mile delivery: A systematic review on Efficiency, Accessibility, and Sustainability. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 181, 103366.

Yılmaz, A. (2022). Güneş enerjili bir İHA'nın kavramsal tasarımı ve analizi (Yüksek Lisans Tezi). YÖK Ulusal Tez Merkezi (Tez No: 710444).

[18] Tho, N. C., Son, N. T., & Long, B. T. (2020). Design and Manufacture of Composite Landing Gear for a Light Unmanned Aerial Vehicle. 2020 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 13-17.

[19] Deperrois, A. (2010). XFLR5 and Stability Analysis.

[20] Akbulut, Ö., & Çam, E. (2024). İnsansız Hava Araçları Konulu Lisansüstü Tezlerin Bibliyometrik Analizi. Gazi Üniversitesi Bilişim Enstitüsü Dergisi, 7(1), 1-10.

Havacılık Alanında Kullanılan Al6061 Alaşımlarının PVD Magnetron Sıçratma Yöntemi ile Korozyon Direncinin İyileştirilmesi

Şengül Danışman[1], Mesut Kök[2], Aslı Öner[3], Hamza Aytaç[4*]

1 Makine Mühendisliği, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: 1030120536@erciyes.edu.tr

Özet

Sivil ve askeri havacılık sektörleri, modern toplumların ulaşım, güvenlik ve lojistik faaliyetlerinde vazgeçilmez bir konuma sahiptir. 2023 yılında 35.3 milyon planlı ticari uçuş gerçekleşmiştir[1]. Ortalama sayıda sefer yapan bir uçağın uçuş süreleri göz önüne alındığında, uçakların bazı özel koşullara dayanıklı olması beklenir. Uçakların dış yüzeyleri ve yük taşıyan metal bileşenleri, sürekli olarak nem, tuz, sıcaklık değişimi ve mekanik gerilim gibi zorlu çevresel faktörlere maruz kalmaktadır. Bu durum, özellikle yüksek dayanımlı alüminyum alaşımlarında yaygın görülen korozyon problemini daha da önemli hale getirmektedir. Atmosferik şartların ne denli zorlayıcı olduğu ve kazalara sebebiyet verebildiği göz önüne alınırsa uçuş emniyeti uçaklar için ilk aranan nitelik olmalıdır[2]. ICAO (International Civil Aviation Organization)'a göre uçuş emniyeti açısından birçok faktör etkilidir[3]. Bunlar içerisinde ilk dikkate alınması gereken en önemli faktör malzeme seçimidir. Günümüzde hava araçlarında modern kompozitlerin kullanımının artmasına karşın Alüminyum(Al) alaşımları sıklıkla(%80) kullanılmaya devam etmektedir[4]. Al alaşımları, yüksek özgül dayanım özelliğinden dolayı havacılık alanı için tercih sebebidir[5]. Ancak Al alaşımlarının dinamik yükler altında mikro çatlaklar oluşturması korozyon performansını olumsuz etkilemektedir[6]. Al alaşımlarının korozyon direncini artırmak için günümüzde endüstride kullanılan Cr^{6+} içeren sarı kromat kaplamalar etkin bir koruma sağlasa da toksik ve kanserojen içerikleri nedeniyle çevre ve insan sağlığı açısından ciddi risk oluşturmaktadır. Bu nedenle daha çevreci, güvenli ve yüksek performanslı kaplama alternatiflerinin geliştirilmesi sektörel bir ihtiyaç haline gelmiştir. Bu çalışmada, havacılık sektöründe yaygın kullanılan Al 6061 alaşımının korozyona karşı direncini artırmak amacıyla manyetik alanda sıçratma (Magnetron Sputtering) yöntemiyle TiN ince film seramik kaplamalar uygulanmıştır. PVD (Physical Vapor Deposition) yöntemiyle elde edilen TiN kaplamalar, yalnızca işlevsel dayanımıyla değil, aynı zamanda **kozmetik görünümüyle** havacılık ve sanat dünyasında dikkat çeken bir estetik sunar. Hazırlanan numuneler TiN kaplama sonrası SEM, EDX ve AFM analizleri ile karakterize edilmiştir. Korozyon davranışları potansiyodinamik deneyler ile araştırılmış ve kaplamasız numunelere kıyasla TiN kaplamalı numunelerin daha yüksek korozyon direncine sahip olduğu belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: PVD, Korozyon, Al6061, Kaplama

Giriş

Korozyon, bir malzemenin içinde bulunduğu ortamla girdiği elektrokimyasal etkileşimler sonucunda, fiziksel, kimyasal ve mekanik özelliklerinde meydana gelen istenmeyen bozunma sürecidir[7].

Korozyon süreci boyunca malzemelerin dayanımları ve buna bağlı olarak kullanım ömürleri kısalır[8]. Korozyon kısaca malzemelerin doğadaki kararlı hallerine geri dönme eğilimleri olarak tanımlanabilir.

Korozyon çeşitli agresif ortamlarda tetiklenebilir[9]. Termal şoklar, basınç farkları, yoğun nem, UV ışınları, tuz aerosolleri gibi yıpratıcı etkiler elektrokimyasal bozunmaları hızlandırır[10]. Maruz kalınan sürekli yükler alaşımların oksit tabakalarında çatlaklara sebep olur. Bu çatlaklar çukurcuk korozyonlarına sebep olarak malzemenin dayanımını önemli seviyede azaltır[11]. Emniyetin önemli olduğu kritik alanlarda bu mekanizmaların yavaşlatılması gerekir.

Havacılık alanında kullanılan yapısalların zorlu atmosfer şartlarında korozyon performansının yüksek olması ve yüksek özgül dayanıma sahip olması beklenir. Havacılık sektöründe parça ömrünün ve bakım sürelerinin uçuş maliyetleri üzerine doğrudan etkisi olduğu bilindiğinden yapısalların dayanımları maksimum seviyede olmalıdır.

Alüminyum alaşımları yüksek özgül dayanım ve korozyon performansları bakımından havacılık için vazgeçilemezdir[12-14]. Bu kapsamda 6xxx serisi alaşımlar, yüksek mukavemetleri, kaynaklanabilirlikleri ve şekillendirilebilirlikleri sayesinde hava aracı bileşenlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Ancak Al alaşımları benzer dayanımlara sahip olduğu paslanmaz çeliklere oranla korozyon performansı bakımından yetersizdir[15-16]. Alüminyum alaşımlarının bu açıdan iyileştirilmesi gerekmektedir.

Geçmişte yapılan çalışmalar, sarı kromat (Cr^{+6}) kaplamaların etkin bir çözüm olduğunu ortaya koymuştur[17-18]. Mevcutta kullanılan sarı kromat kaplama, kanserojen etkiye sebep olan toksik maddeler içermektedir[19-21]. Sarı kromat kaplama işlemlerinde ortamda bulunan çözeltilerin buharları, sektör çalışanlarının sağlıkları üzerinde ciddi olumsuzluklara sebep olmaktadır. Bu nedenle Avrupa birliği tarafından kullanımları kısıtlanmıştır. Sektör ihtiyaçları kapsamında farklı çözüm önerileri geliştirilmelidir.

PVD (Physical Vapor Deposition) yönteminin sürdürülebilirliği, kaplama işlemi sırasında **toksik kimyasal kullanılmaması**, **atık oluşumunun minimum düzeyde olması** ve **enerji verimliliği yüksek proseslere sahip olması** ile öne çıkar[22-24]. Islak kimyasal kaplamalara kıyasla çevreye zararlı ağır metal içeren atıklar üretmez ve çalışma ortamında operatör sağlığını tehdit eden buharlar oluşmaz. Ayrıca PVD kaplamalar, malzemelerin aşınma ve korozyon direncini artırarak ürün ömrünü uzatır; bu da uzun vadede **daha az malzeme tüketimi** ve **daha düşük bakım maliyeti** anlamına gelir[25-30]. Bu yönleriyle PVD, hem çevresel hem de ekonomik açıdan sürdürülebilir bir kaplama teknolojisi olarak değerlendirilmektedir. Manyetik alanda sıçratma ile oluşturulan Titanyum Nitrür kaplamalar malzemelere dekoratif görünüm kazandırmasının yanında, hem mekanik hem de korozyon performasının gelişmesini sağlamaktadır[31-32].

Bu çalışmada havacılık alanında Al 6061 alaşımı üzerine çalışma performansını iyileştirme potansiyeli olan PVD kaplama metoduyla TiN kaplama yapılarak korozyon performansı artırılmaya çalışılmıştır.

Deneysel Çalışma

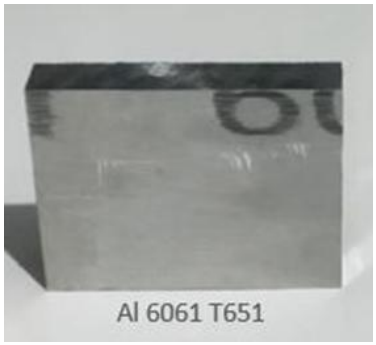
2.1 KaplamaYöntemi

Manyetik alanda Sıçratma yönteminde, plazma ortamında, hedef malzemesi yüksek enerjili inert gaz iyonları ile bombardıman edilmektedir. Momentum transferi ile koparılan hedef atomları, kaplanacak iş parçası(alt tabaka) üzerinde biriktirilir. Tekrar eden bu proses ile parça üzerinde ince film tabakası oluşturulmaktadır. Manyetik Alanda Sıçratma yöntemi yüksek vakum ortamında gerçekleştiği için kaplanacak numunelerin ön temizleme işlemlerinin yapılması yapışma dayanımları bakımından çok önemli olmaktadır[33-34]. İşlem parametreleri kontrol edilerek film kalınlığı işlem süresine de bağlı olarak istenilen kalınlıklarda elde edilebilmektedir[35]. Şekil 1'de PVD kaplama reaktörü gösterilmiştir.



Şekil 1. PVD Kaplama Reaktörü

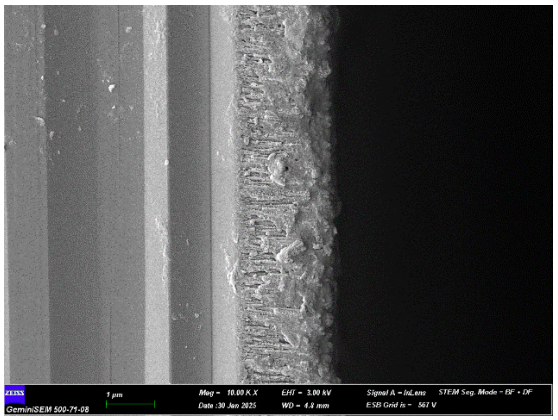
Bu çalışmada Al6061 alaşımından numuneler Şekil 2'de görüldüğü gibi hazırlanmış ön temizleme işlemlerinden sonra reaktöre alınarak TiN kaplanmıştır.



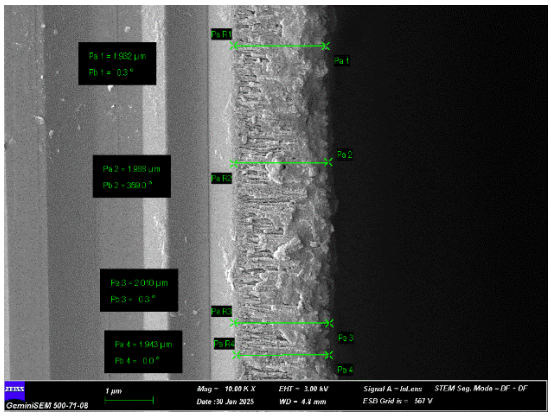
Şekil 2. Numunenin İlk Durumu

Kaplama Karakterizasyonu

PVD ile elde edilen kaplamalar genellikle çok ince olduğundan, yüzey morfolojisinin ayrıntılı incelenmesi kritik öneme sahiptir. Bu adımda, SEM (Taramalı Elektron Mikroskobu) kullanılarak kaplamanın yüzey yapısı yüksek büyütmede görüntülendi. Şekil 3'te TiN kaplama/kesit görünümü ve kaplama kalınlık ölçümleri verilmiştir. Ölçümler sonucu TiN 1,932 µm- 2,010 µm aralığında kaplama kalınlık değeri tespit edilmiştir.



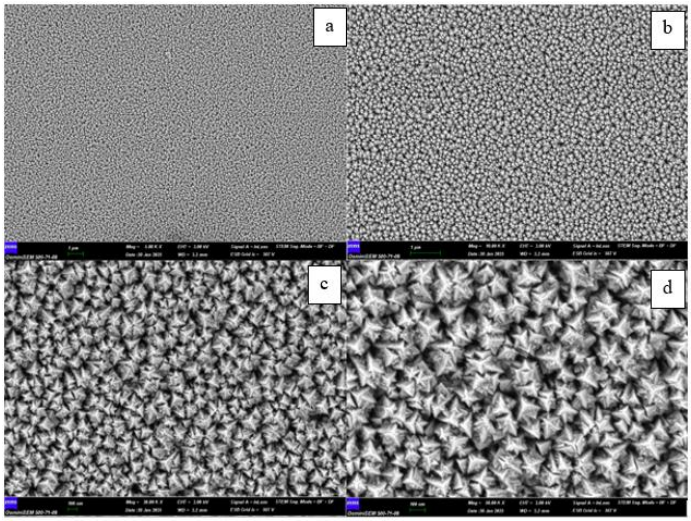
(a)



(b)

Şekil 3. TiN kaplama/kesit için (a) SEM görüntüsü (b) kaplama kalınlık ölçümleri

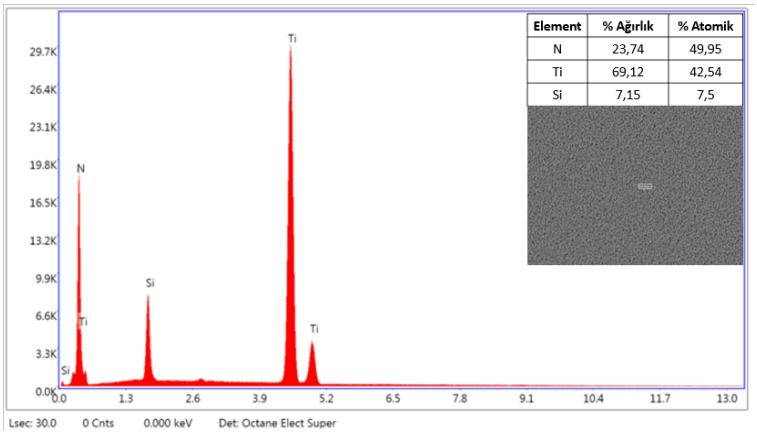
Şekil 4'te TiN kaplamasının yüzey SEM görüntüleri verilmiştir. Farklı büyütme oranlarında alınan SEM görüntüleri, Al6061 altlık üzerinde biriktirilen TiN kaplamaları vurgulamaktadır. SEM görüntüsü TiN filminin, oldukça yoğun, homojen ve *karnabahar şeklinde* bir yapıya sahip olduğunu ortaya koymaktadır. Tüm yüzeyde yüksek bütünlük göstermektedir.



Şekil 4. TiN kaplamasının yüzey SEM görüntüleri

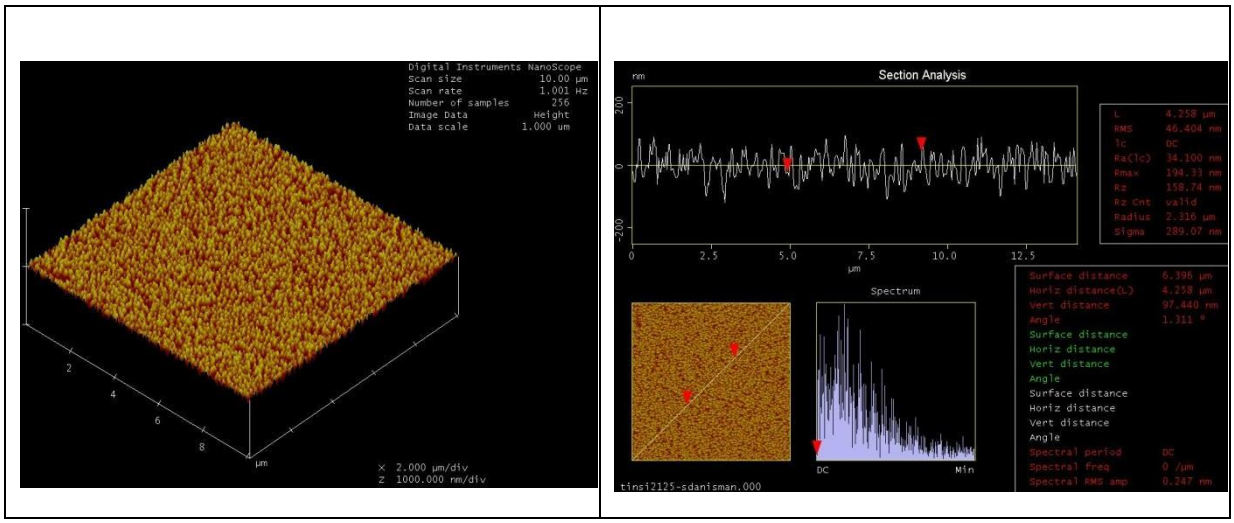
5.00 KX b) 10.00 KX c) 30.00 KX d) 50.00 KX

Şekil 5'te EDX grafiği verilmiştir. EDX analizinde tespit edilen azot ve titanyum elementlerinin varlığı, belirlenen N ve Ti atomik kompozisyon değerlerine sahip TiN kaplamasının oluşumunu doğrulamaktadır. Filmdeki **N/Ti oranı**, hem yönelim üzerinde etkili olup hem de daha yoğun mikroyapıların elde edilmesini sağlamaktadır.



Şekil 5. EDX görüntüsü

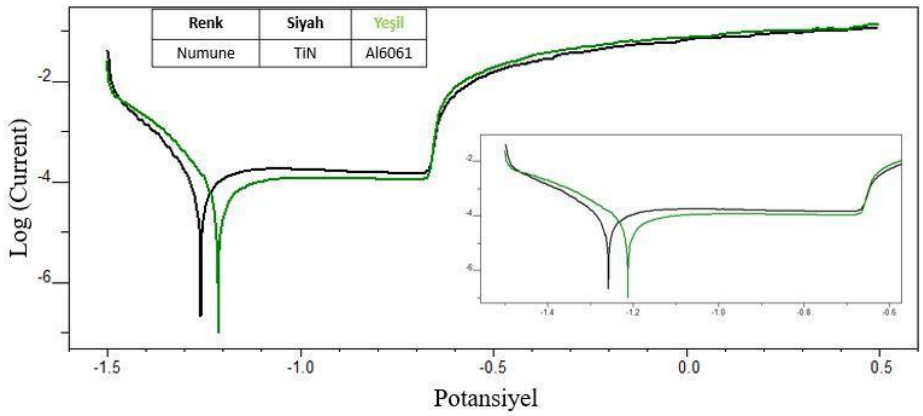
AFM (Atomik Kuvvet Mikroskobu) kullanılarak yüzey pürüzlülüğü incelendi. Şekil 6' da AFM görüntü verilmektedir. TiN kaplama için ortalama pürüzlülük 34.1 nm bulunmuştur. Magnetron püskürtme yöntemi, çok ince ve yoğun TiN mikroyapılarının elde edilmesine olanak tanımaktadır.

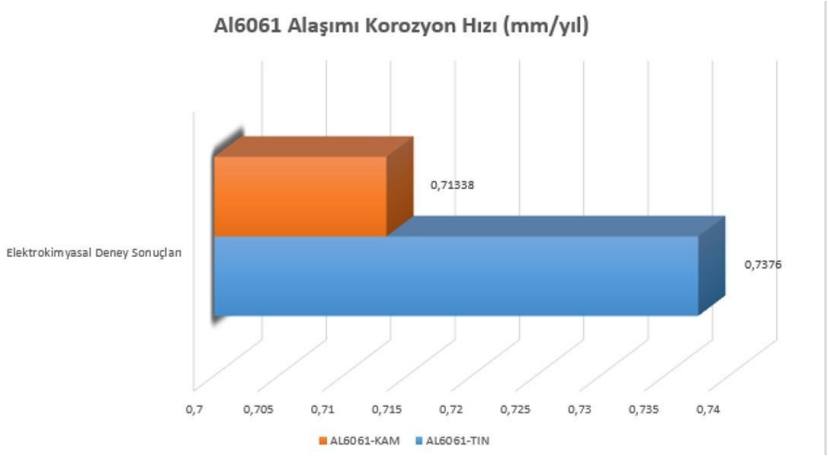


Şekil 6. AFM verilerinde pürüzlülüğün incelenmesi

2.3 Korozyon Testleri

Korozyon performansını kıyaslamak için iki grup oluşturulmuştur. Birinci grup kaplanmamış Al6061 numuneler, ikinci grup TiN kaplanan Al 6061 alaşım numuneler. Korozyon performansı için, bu araştırmada uzun süreli deneyler yerine laboratuvar ortamında kullanılan etkili potansiyodinamik testler uygulanmıştır. Bu testler, Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Yüzey Teknolojileri Araştırma ve Uygulama Laboratuvarında yapılmıştır. Potansiyodinamik testlerde elde edilen polarizasyon eğrilerinden korozyon hızları ortaya çıkarılmıştır. Şekil 7'de görüldüğü üzere elde edilen Tafel eğrileri ve verilere karşılık korozyon hız grafiği verilmektedir. Analizlere göre Al6061 alaşımının korozyon hızı 0,71338 mm/yıl; TiN kaplanan Al6061 numunesinin korozyon hızı 0,73736 mm/yıl olarak belirlenmiştir.





Şekil 7. Tafel Eğrileri Tablosu ve Grafiği

Sonuçlar

Bu çalışmada havacılık sektöründe yaygın kullanılan Al6061 alaşımının korozyon dayanımını artırmak amacıyla PVD Magnetron Sıçratma yöntemiyle TiN kaplama uygulanmış ve kaplamanın yüzey karakterizasyonu SEM, AFM, EDX analizleriyle detaylı olarak incelenmiştir. Elde edilen bulgular, kaplamanın yüzeyde homojen bir yapı oluşturduğunu ve pürüzlülük değerlerinin nanometrik seviyede olduğunu göstermiştir. Potansiyodinamik testler sonucunda TiN kaplı numunelerin kaplamasız numunelere kıyasla daha iyi korozyon dayanımı sergilediği belirlenmiş, ancak iyileşmenin sınırlı olduğu da görülmüştür. Gelecekte TiN kaplama kalınlığının, Ti/N bileşim farklılıklarının korozyona etkisini ortaya koymak için farklı kaplama işlem parametrelerinde çalışmalar devam ettirilecektir.

TEŞEKKÜR

FYL-2024-14071 kodu ile Havacılık Yapısallarının Korozyona Karşı Direncini Artırmak için İnce Film Seramik Kaplamaların Etkisinin Araştırılması konusunun çalışılması için vermis olduğu katkılardan dolayı Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırmalar Proje(BAP) Koordinatörlüğü'ne çok teşekkür ederiz.

Referanslar

Air Transport Action Group. *Facts & figures.* 2024. https://atag.org/facts-figures

Guo, M., Cao, D., Peng, Y., Janson, B.: Decoding the impact of extreme weather conditions on aviation safety and economic losses using the SELENA-Net deep learning model. *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, 267, 10945 (2024). https://doi.org/10.1016/j.ress.2023.10945

International Civil Aviation Organization (ICAO). *Safety Management Manual (SMM)* (Doc 9859, Fourth Edition). ICAO, Montreal, Kanada, 2019.

Dursun T, Soutis C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. *Mater Des.* 2014;56:862–71. https://doi.org/10.1016/j.matdes.2013.12.002

5, Williams JC, Starke EA Jr. Progress in structural materials for aerospace systems. *Acta Mater*. 2003;51:5775–99. https://doi.org/10.1016/j.actamat.2003.08.023

Rao ACU, Vasu V, Govindaraju M, Srinadh KVS. Stress corrosion cracking behavior of 7xxx aluminum alloys: A literature review. *Trans Nonferrous Met Soc China*. 2016;26:1447–71. https://doi.org/10.1016/S1003-6326(16)64220-6

Callister, W. D., & Rethwisch, D. G. (2020). Corrosion and Degradation of Materials. *Materials Science and Engineering: An Introduction*, 688–735.

Fontana, M. G. (1986). Corrosion Engineering. *Corrosion Engineering*, 1–25.

Frankel, G. S. (1998). Pitting Corrosion of Metals: A Review of the Critical Factors. *Corrosion Science*, 40, 2186–2198.

Leygraf, C., & Tidblad, J. (2018). Atmospheric Corrosion: A Review. *Corrosion Science*, 140, 477–488.

Ford, F. P. (1998). Stress corrosion cracking. In *Corrosion Mechanisms in Theory and Practice*, 235–288. Marcel Dekker.

Li, S., Yue, X., Li, Q., & Jiang, Q. (2023). Development and applications of aluminum alloys for aerospace industry. *Journal of Materials Research and Technology*, 944-983.

Dursun, T., & Soutis, C. (2014). Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. *Materials & Design*, 862-871.

Starke Jr, E. A., & Staley, J. T. (2011). Application of modern aluminum alloys to aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 131-172.

Ezuber, H. M., El-Houd, A., & El-Shawesh, F. (2008). Study on corrosion behavior of aluminum alloys in seawater. *Materials & Design*, 801-805.

Olsson, C. O. A., & Landolt, D. (2003). Passive films on stainless steels—chemistry, structure and growth. *Electrochimica Acta*, 1093-1104.

Zhao, J., Xia, L., Sehgal, A., Lu, D., McCreery, R. L., & Frankel, G. S. (2001). Effects of chromate conversion coatings on corrosion of aluminum alloy 2024-T3. *Surface and Coatings Technology*, 51-57

Twite, R. L., & Bierwagen, G. P. (1998). Review of alternatives to chromate for corrosion protection of aluminum aerospace alloys. *Progress in Organic Coatings*, 91-100.

Baral, A., & Engelken, R. D. (2002). Chromium-based regulations and greening in metal finishing industries in the USA. *Environmental Science & Policy*, 121-133.

Nickens, K. P., Patierno, S. R., & Ceryak, S. (2010). Chromium genotoxicity: A double-edged sword. *Chemico-Biological Interactions*, 276-288.

Costa, M., & Klein, C. B. (2006). Toxicity and carcinogenicity of chromium compounds in humans. *Critical Reviews in Toxicology*, 155-163.

Navinšek, B., Panjan, P., & Milošev, I. (1999). PVD coatings as an environmentally clean alternative to electroplating and electroless processes. *Surface and Coatings Technology*, 182-191.

Rossi, S., Deflorian, F., & Fedrizzi, L. (2006). Improvement of the corrosion resistance of PVD coated steel by a polymer layer. *Surface and Coatings Technology*, 268-277.

Baptista, A., Silva, F., Porteiro, J., Míguez, J., & Pinto, G. (2018). Sputtering physical vapour deposition (PVD) coatings: A critical review on process improvement and market trend. *Coatings*, 8(11), 402.

Hogmark, S., Jacobson, S., & Larsson, M. (2000). Design and evaluation of tribological coatings. *Wear*, 857-877.

Holmberg, K., & Matthews, A. (1994). Coatings tribology: A concept, critical review and some future trends. *Tribology International*, 119-124.

Fenker, M., Balzer, M., & Kappl, H. (2014). Corrosion protection with hard coatings on steel: Past approaches and current research efforts. *Surface and Coatings Technology*, 182-205.

Liu, C., Bi, Q., & Leyland, A. (2003). An electrochemical impedance spectroscopy study of the corrosion behaviour of PVD coated steels in 0.5 N NaCl solution. *Corrosion Science*,

Chim, Y. C., Ding, X. Z., Zeng, X. T., & Zhang, S. (2009). Oxidation resistance of TiN, CrN, TiAlN and CrAlN coatings. *Thin Solid Films*, 6945-6949

Leyens, C., Peters, M., & Kaysser, W. A. (1996). Oxidation and protection of titanium alloys and titanium aluminides. *Surface and Coatings Technology*, 93-9

Niyomsoan, S., Grant, W., Olson, D. L., & Mishra, B. (2002). Variation of color of titanium nitride (TiN) deposited by reactive magnetron sputtering. *Thin Solid Films*, 1-8.

Niyomsoan, S., Grant, W., Olson, D. L., & Mishra, B. (2002). Variation of color of titanium nitride (TiN) deposited by reactive magnetron sputtering. *Thin Solid Films*, 1-8.

Mattox, D. M. (1978). Surface effects on the growth and properties of PVD coatings. *Thin Solid Films*, 50, 29-43.

Petrogalli, C., Montesano, L., Gelfi, M., & Solazzi, L. (2008). Tribological and corrosion behavior of CrN coatings: The role of substrate preparation. *Surface and Coatings*

Kelly, P. J., & Arnell, R. D. (2000). Magnetron sputtering: a review of recent developments and applications. *Vacuum*, 159-172.

Investigation Of Pressure Distributions İn Rockets With Different Nose Geometries Using Computational Fluid Dynamics (CFD)

Burhanettin Tuzcu[1]*, Sami Pekdemir[2]

1Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Talas/Kayseri

2 Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Talas/Kayseri

*burhanettintuzcub@gmail.com

Özet

Roket tasarımında aerodinamik sürüklemeyi (drag) azaltmak, aracın menzil ve performans hedeflerine ulaşması açısından son derece önemlidir. Burun konisi, roketin hava akışını karşılayan/yönlendiren ilk bileşen olduğu için, gövde üzerindeki basınç dağılımını etkileyerek sürükleme kuvvetine doğrudan etki eder. Bu çalışmanın temel amacı; Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD/CFD) yöntemlerini kullanarak, yaygın olarak tercih edilen üç burun konisi geometrisinin (Konik, Eliptik ve Von Kármán) roket gövdesi üzerindeki basınç dağılımını ve nihai aerodinamik performansını karşılaştırmaktır.

Analizler, tipik bir model roket geometrisi üzerinde Mach 0.8 (ses altı/subsonic) uçuş koşulları altında Reynolds-Ortalamalı Navier-Stokes denklemleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Her bir burun konisi tipi, aynı gövde çapına ve uzunluğuna sahip referans bir roket modeli üzerinde modellenmiş ve akış çözümünde standart k-epsilon türbülans modeli uygulanmıştır. Elde edilen basınç konturları ve yüzey üzerindeki basınç katsayısı dağılımları, burun geometrisinin burun-gövde birleşimindeki akış karakteristiklerini önemli ölçüde değiştirdiğini ortaya koymuştur. Ses altı rejimde, eliptik profilin daha yumuşak bir akış geçişi sağladığı ve düşük tepe basınçları ile birlikte en düşük basınç sürükleme katsayısını sunduğu belirlenmiştir.

Bu inceleme, Von Kármán profilinin ön şok açısını optimal şekilde yöneterek dalga direncini minimize ettiğini ve en yüksek hızlarda dahi aerodinamik verimliliğini koruduğunu göstermiştir. Bu çalışma, optimal roket tasarımında hedef uçuş rejimi ve hız aralığına göre bilimsel verilere dayalı olarak en uygun burun konisi geometrisinin seçilmesinin gerekliliğini ortaya koymuştur. Elde edilen detaylı basınç ve sürükleme verileri, yüksek verimlilik ve performansa ulaşma konusunda roket tasarımcılarına değerli bilgiler sağlamaktadır.

Giriş

Roket tasarımında aerodinamik sürtünmenin azaltılması, aracın hedeflenen menzil ve performans amaçlarına ulaşması için hayati öneme sahiptir. Roketin hava akışını kontrol eden ilk bileşeni olan burun konisi, gövde üzerindeki basınç dağılımını doğrudan etkileyerek sürtünme kuvveti üzerinde belirleyici bir rol oynar. Bu nedenle, görev profiline uygun en iyi burun konisi geometrisinin seçilmesi, yüksek performanslı araçların (roketler ve füzeler) tasarımında temel bir zorunluluktur. Burun konisinin aerodinamik özellikleri, özellikle hız rejimine bağlı olarak büyük ölçüde değişir.

Genel olarak, bir roket üzerindeki toplam sürüklenme (drag) kuvveti, dalga sürüklenmesi (wave drag) ve dip sürüklenmesi (base drag) gibi ana bileşenlerden oluşur. Ses altı hızlarda (Mach 0.8'in altında), burun basınç sürüklenmesi çoğu şekil için esasen sıfırdır ve baskın sürüklenme bileşeni, ıslak alana ve yüzey pürüzsüzlüğüne bağlı olan sürtünme sürüklenmesidir. Bu rejimde, eliptik gibi şekiller, genellikle üstün performans gösterir. Ancak, transonik rejimde (Mach 0.8 ila 1.2) ve sonrasında basınç sürüklenmesi dramatik şekilde artar ve burun şeklinin sürüklenme üzerindeki etkisi çok önemli hale

gelir. Bu yüksek hızlı rejimler için, Von Kármán (LD-Haack) profili gibi matematiksel olarak minimum sürüklenme sağlayacak şekilde türetilmiş geometriler (belirli uzunluk ve çapa göre) yaygın olarak kabul görmüştür ve transonik bölgede üstün performans sergilemektedir.

Bu çalışmanın temel amacı, roket gövdesi üzerindeki basınç dağılımını ve yaygın olarak kullanılan üç burun konisi geometrisinin nihai aerodinamik performansını, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemlerini kullanarak karşılaştırmaktır. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, Navier-Stokes denklemlerini çözmeye dayanan ve ön tasarım aşamasında aerodinamik performansı değerlendirmek için yaygın olarak kullanılan bir araçtır.

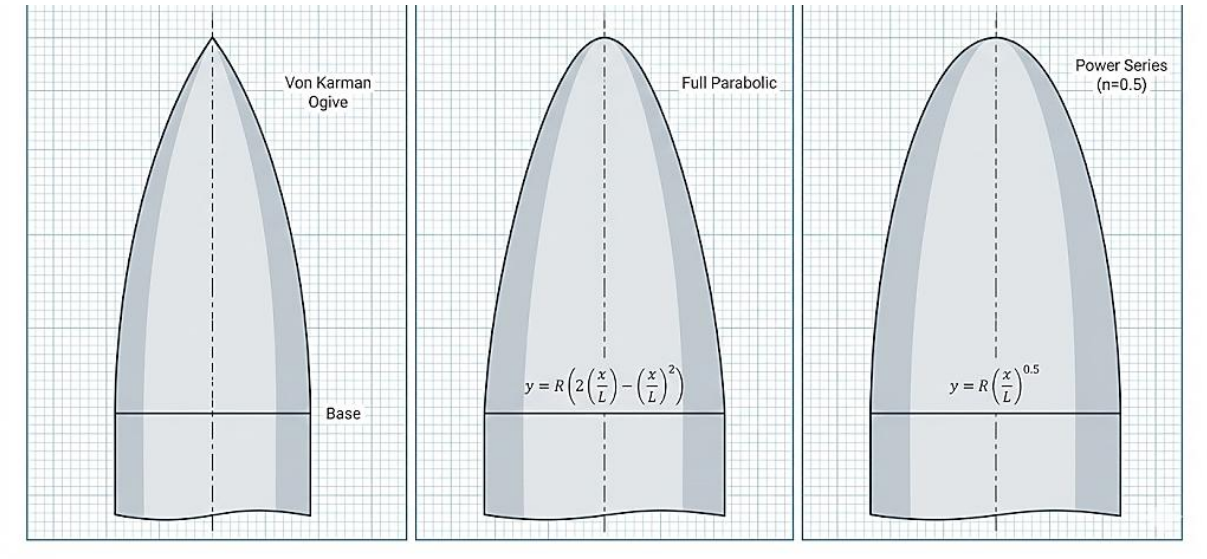
Analizler, tipik bir model roket geometrisi üzerinde Mach 0,8 (ses altı) uçuş koşulları altında, Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Akış çözümü için standart k-epsilon türbülans modeli uygulanmış olup, karşılaştırılan her burun konisi tipi aynı gövde çapı ve uzunluğuna sahip bir referans roket modeli üzerinde modellenmiştir.

Elde edilen detaylı bulgular, burun geometrisinin burun-gövde birleşimindeki akış özelliklerini önemli ölçüde değiştirdiğini ortaya koymuştur. Ses altı rejiminde, eliptik profilin daha pürüzsüz bir akış geçişi ve düşük tepe basınçlarıyla birlikte en düşük basınç sürüklenme katsayısını sağladığı belirlenmiştir. Öte yandan, inceleme Von Kármán profilinin öncü şok açısını en iyi şekilde yöneterek dalga direncini en aza indirdiğini ve en yüksek hızlarda dahi aerodinamik verimliliği koruduğunu göstermiştir.

Bu çalışma, optimum roket tasarımında, hedef uçuş rejimi ve hız aralığına göre bilimsel verilere dayanarak en uygun burun konisi geometrisinin seçilmesinin gerekliliğini vurgulamakta ve elde edilen detaylı basınç ve sürüklenme verileri, roket tasarımcılarına yüksek verimlilik ve performans elde etmede değerli bilgiler sunmaktadır.

Metodoloji

Transonik akış rejimi, genellikle Mach sayısının 0.8 ile 1.2 aralığında tanımlanır. Bu hız aralığı, aerodinamik karakteristiklerde keskin ve ani değişikliklerin yaşandığı kritik bir bölgedir. Ses hızına yaklaşıldığında, basınç sürüklenmesi önemli hale gelirken, dalga sürüklenmesi büyük ölçüde artar. Aerodinamik parametrelerdeki bu ani değişimler, şok dalgası paterninin gelişimiyle yakından ilişkilidir. Akışın kritik Mach sayısına ulaşmasıyla birlikte, burun ucundaki yerel süpersonik akış, normal bir şok dalgası aracılığıyla tekrar subsonik koşullara döner. Tasarım açısından, transonik bölgede en iyi performansı sağlayan burun konisi profili Von Kármán (LD-Haack) olarak belirlenmiştir. Bu geometri, öncü şok açısını en verimli şekilde yöneterek dalga direncini en aza indirme yeteneğine sahiptir. Özellikle Von Kármán ve Parabol burunları bu Mach aralığının büyük bir bölümünde en düşük sürüklenmeyi göstermiştir.



Görsel 1: Burun Konisi Tipleri

122 mm referans çapına (R=61 mm) sahip roket platformu için tasarlanan ve aerodinamik performans analizlerine tabi tutulan üç farklı burun konisi geometrisi kesit olarak sunulmuştur. Soldan sağa sırasıyla; teorik olarak süpersonik hızlarda minimum dalga sürüklemesi hedefleyen Von Karman Ogive, ikinci dereceden denklemle tanımlanan keskin uçlu Tam Parabolik ve ısı dağılımı avantajı sunan ancak yüksek sürükleme katsayısına sahip küt burunlu Power Series profilleri, yapısal ve boyutsal oranları korunarak modellenmiştir.

Parametre	Kullanım Sebebi	Kullanılan Girdi
Mach Sayısı (M)	Akışın sıkıştırılabilirlik durumunu, şok oluşumunu belirler	0.8-1.2 Aralığı
Basınç (P)	Çevre basıncı, sıkıştırılabilir akış hesapları için gerekir	101325 Pa
Sıcaklık (T)	Yoğunluk, viskozite, Reynolds sayısı hesaplarında kullanılır	300K
Yoğunluk (ρ)	Aerodinamik kuvvetlerin büyüklüğünü belirler	1.225 kg/m^3
Viskozite (μ)	Sınır tabaka gelişimini ve sürtünme sürüklemesini etkiler	Sutherland
Referans Alan (Aref)	C_D, C^L gibi katsayıların tanımlanmasında kullanılır	Referans alan 0.012 m^2
Hücum Açısı (AoA)	Roketin aerodinamik stabilitesini ve momentleri belirler	90º
Gaz Özellikleri (γ, R vb.)	İdeal gaz denklemi ve şok hesaplamaları için gereklidir	Density based
Turbulans Modeli	Türbülans modeli akışkan çözümünü belirler	k-ω SST

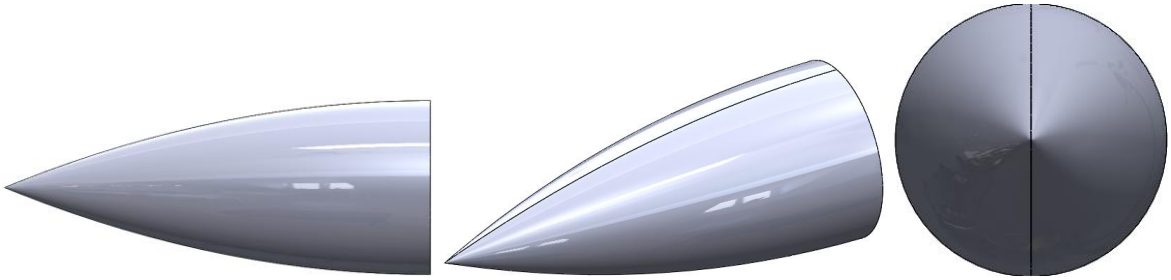
Modellenmeler sonucunda her burun konisi tipi için de optimal tasarımlar yapılmıştır. Yapılan tasarımların CAD görüntüleri aşağıda verilmiştir.



Görsel 2: Von Karman Burun Konisi CAD Görüntüsü



Görsel 3: x^0.5 Power Serisi Burun Konisi CAD Görüntüsü



Görsel 4: Tam Parabolik Burun Konisi CAD Görüntüsü

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri, roket akış alanındaki aerodinamik karakteristikleri belirlemek için temel fizik yasalarının çözümüne dayanır. Bu kapsamda, ANSYS Fluent gibi HAD yazılımları, akışı tanımlayan Navier-Stokes denklemlerini çözer.

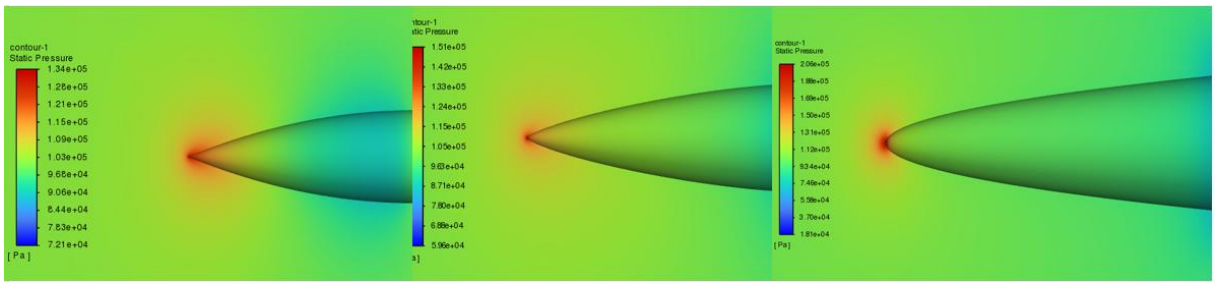
Bu yönetici denklemler seti, kütle, momentum ve enerji korunum yasalarını temsil eden üç ana denklemden oluşur:

1. Süreklilik Denklemi (Kütle Korunumu): Akış içerisindeki yoğunluğun ve hız vektörünün zaman ve konuma göre değişimini tanımlar.

2. Momentum Denklemi: Akışkanın basıncına, momentum kaynağına ve stres tensörüne bağlı olarak momentumun korunumu (Newton'un ikinci hareket yasası) ile ilgilidir.

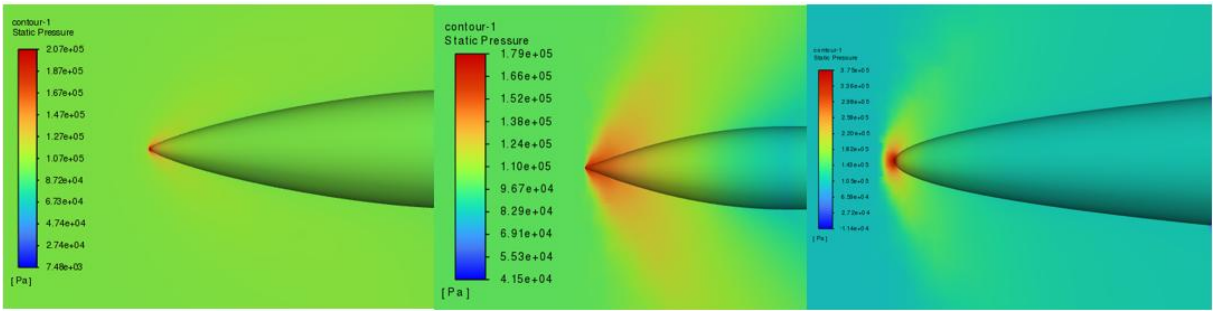
3. Enerji Denklemi: Akışkanın toplam entalpisi veya toplam enerjisi ile ilgili korunum yasasını ifade eder ve özellikle yüksek hızlı sıkıştırılabilir akışlar ve şok dalgası akışları için kullanılır.

Gerçekleştirilen roket aerodinamiği analizleri için, bu temel denklemlerin Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri formu kullanılmıştır. Bu yaklaşım, türbülanslı akışları çözmek için standart k-epsilon türbülans modeli ile birlikte uygulanmıştır.



Görsel 5: 0.8Mach için Basınç Değerleri

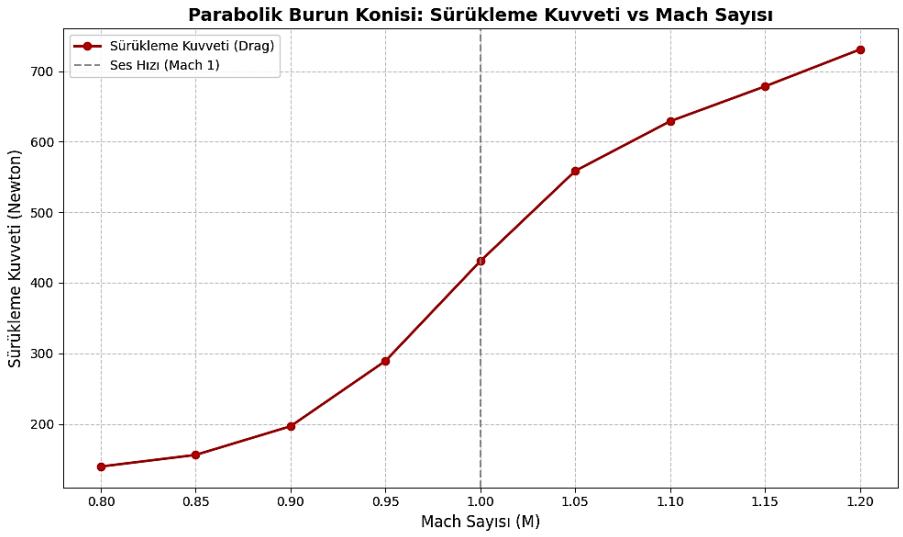
Mach 0.8 ses altı akış rejiminde gerçekleştirilen analizler, henüz şok dalgalarının oluşmadığı bu hızda burun geometrisinin "durma noktası" (stagnation point) basıncı üzerindeki doğrudan etkisini göstermektedir. Görseller incelendiğinde, akışın cisimlerin etrafından süreklilik arz ederek ve pürüzsüz bir şekilde dolaştığı görülmektedir. Bu sonuçlar, ses altı hızlarda dahi burun kütleşmesinin basınç farkından kaynaklanan sürükleme kuvvetini (pressure drag) belirgin şekilde artırdığını ve sivri geometrilerin aerodinamik verimlilik açısından subsonik seyirde de daha avantajlı olduğunu ortaya koymaktadır.

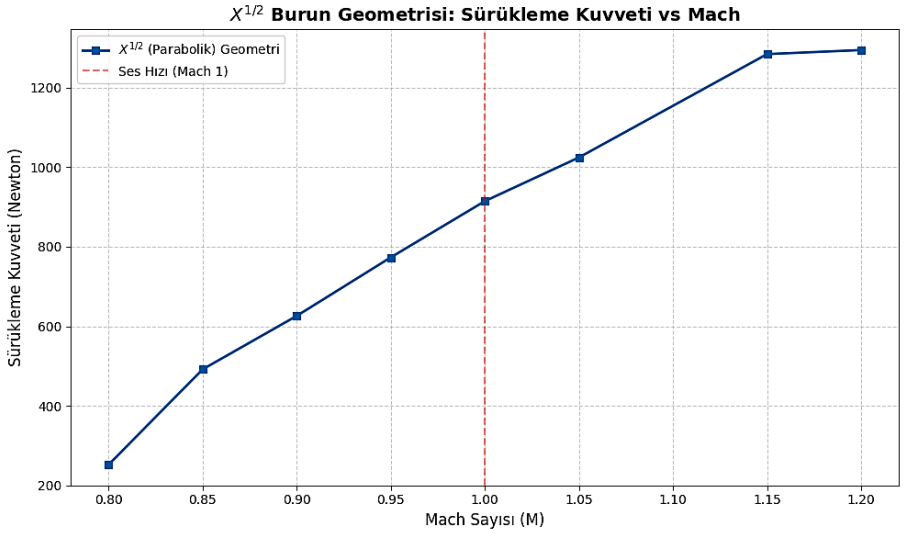


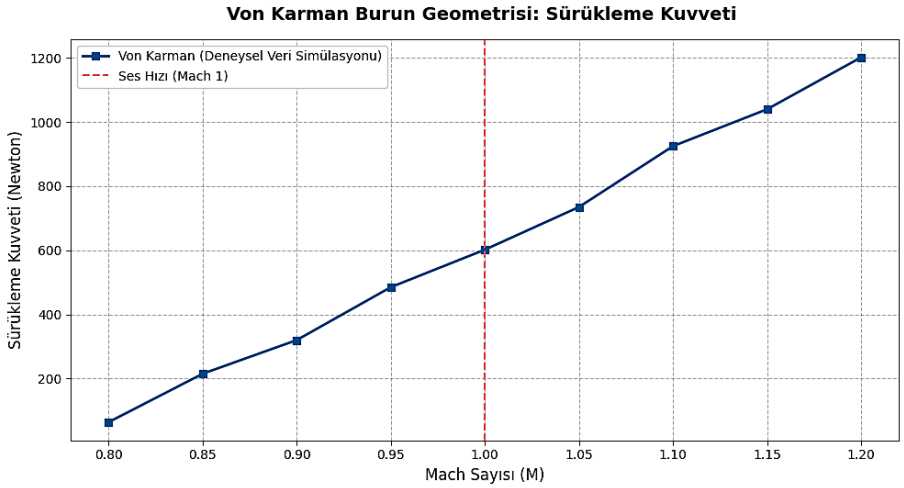
Görsel 6: 1.2 Mach için Basınç Değerleri

Mach 1.2 durumunu teknik bir rapor formatında, bütünlüklü paragraflar halinde derledim.İşte metin:Mach 1.2 Hızında Basınç Dağılımı ve Şok Dalgası Analizi Mach 1.2 hız rejiminde gerçekleştirilen Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) analizleri, burun geometrisinin şok dalgası formasyonu ve statik basınç dağılımı üzerindeki belirleyici etkisini somutlaştırmaktadır. Görsellerdeki renk dağılımları incelendiğinde, cisimlerin önünde oluşan şok dalgalarının akışı yavaşlatarak kinetik enerjiyi basınç enerjisine dönüştürdüğü görülmektedir. Bu hızda aerodinamik performansı belirleyen temel faktör, oluşan şok dalgasının tipi (eğik şok veya yay şoku) ve bunun sonucunda burun ucunda yoğunlaşan durma noktası (stagnation point) basıncıdır.Analiz edilen ilk iki geometri (sol ve orta görseller), sivri burun yapıları sayesinde süpersonik akışta "eğik şok dalgası" (oblique shock) oluşturma eğilimindedir. Görsellerde görüldüğü üzere, şok dalgası cisme yapışık (attached) veya çok yakın bir formda ilerlemekte ve yüksek basınç bölgesi sadece burun ucunun çok dar bir alanıyla sınırlı kalmaktadır.

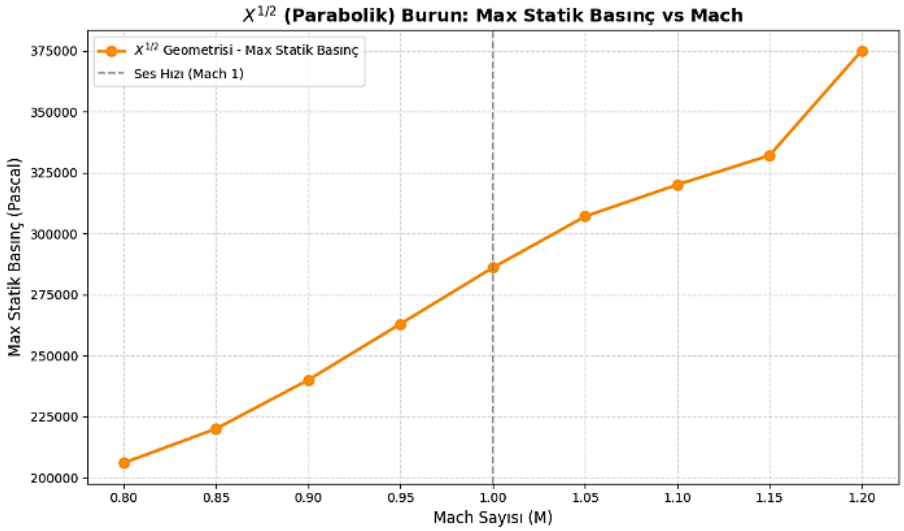
Sürükleme Kuvveti İncelemesi

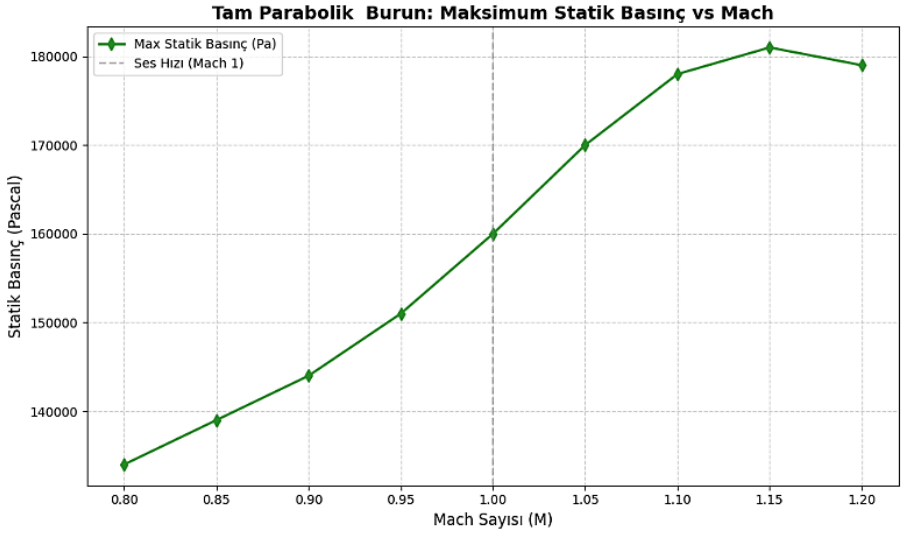


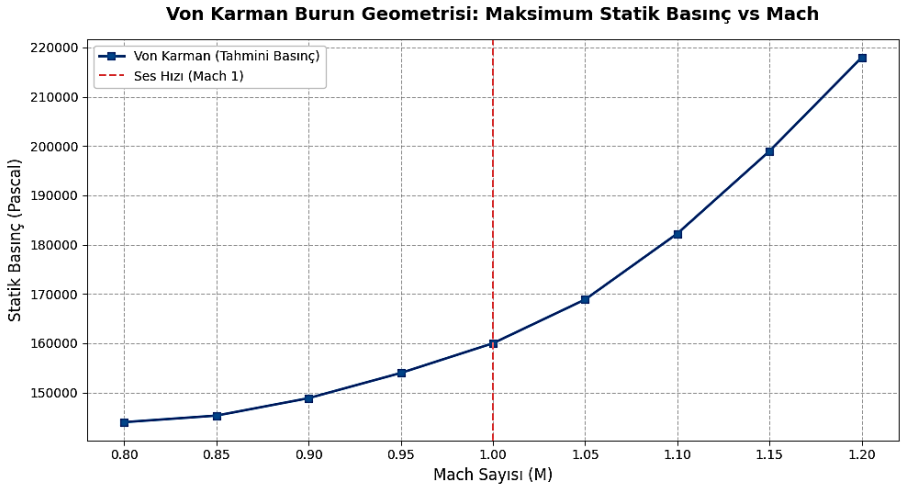




Statik basınç İncelemesi







Sonuç Ve Değerlendirme

Bu çalışma kapsamında, 122 mm çapındaki bir roket platformu için tasarlanan Tam Parabolik, X^{1/2} (Power Series) ve Von Karman Ogive burun konisi geometrilerinin

aerodinamik performansları, kritik bir hız aralığı olan Mach 0.8 ile Mach 1.2 arasındaki transonik rejimde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) yöntemleriyle incelenmiştir. Yapılan analizler sonucunda elde edilen sürükleme kuvveti ve statik basınç verileri, geometrik formun uçuş verimliliği ve yapısal yükler üzerindeki belirleyici etkisini nicel olarak ortaya koymuştur. Özellikle ses hızının aşıldığı kritik geçiş bölgelerinde geometriler arasında belirgin performans farkları gözlemlenmiştir.

Sürükleme kuvveti verileri incelendiğinde, Tam Parabolik geometrinin analiz edilen tüm hız aralığında en kararlı ve verimli profil olduğu tespit edilmiştir. Mach 1.0 seviyesinde yaklaşık 430 N ve Mach 1.2 süpersonik hızda 730 N seviyesinde sürükleme kuvveti üreten bu geometri, şok dalgalarını gövde üzerinde yumuşak bir geçişle yöneterek dalga sürüklemesini minimize etmiştir. Buna karşın, ses altı hızlarda (Mach 0.8) 64 N gibi düşük bir dirençle en iyi başlangıcı yapan Von Karman geometrisi, ses hızının aşılmasıyla birlikte aerodinamik avantajını yitirmiş ve Mach 1.2 hızında 1202 N değerine ulaşarak parabolik tasarıma kıyasla çok daha yüksek bir direnç göstermiştir. Küt burun yapısına sahip X^{1/2} geometrisi ise beklendiği üzere en yüksek direnç profiline sahip olmuş, Mach 1.0'da 915 N ve Mach 1.2'de yaklaşık 1300 N

sürükleme kuvveti oluşturarak yüksek hızlı bu platform için aerodinamik açıdan en verimsiz tasarım olarak kaydedilmiştir.

Yapısal dayanım ve termal yükler açısından kritik öneme sahip olan maksimum statik basınç dağılımları değerlendirildiğinde de benzer bir tablo ortaya çıkmıştır. Küt burunlu X^{1/2} geometrisi, burun ucunda oluşturduğu şiddetli yay şoku (bow shock) nedeniyle Mach 1.2 hızında 3.75 Bar seviyesinde en yüksek durma noktası basıncına maruz kalmıştır. Bu durum, roketin burun kısmında yüksek mekanik ve termal streslerin oluşacağına işaret etmektedir. Daha sivri bir yapıya sahip olan Tam Parabolik geometri ise şok dalgalarını eğik şok (oblique shock) formunda tutarak aynı hızda basıncı 1.79 Bar seviyelerinde sınırlamayı başarmış, böylece yapısal bütünlük açısından daha güvenli bir profil sunmuştur.

Nihai değerlendirmede; subsonik hızlarda Von Karman geometrisinin başarısına rağmen, hedeflenen transonik ve süpersonik görev profili için Tam Parabolik geometrinin en optimum tasarım olduğu sonucuna varılmıştır. Hem düşük sürükleme katsayısı ile menzil avantajı sağlaması hem de düşük basınç değerleri ile yapısal yükleri hafifletmesi nedeniyle, prototip üretimi ve uçuş testleri için Tam Parabolik burun konisi geometrisinin kullanılması teknik olarak en uygun seçenek olarak belirlenmiştir.

Kaynakça

Barrowman, J. S. (1967). *The practical calculation of the aerodynamic characteristics of slender finned vehicles* (Master's thesis). The Catholic University of America.

Belega, B.-A. (2015). Analysis of new aerodynamic design of the nose cone section using CFD and SPH. *INCAS Bulletin, 7*(2), 49–58.

Crowell, G. (1996). *The descriptive geometry of nose cones*. (Mevcut çevrimiçi kaynak: http://servidor.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/aerodinamica/Crowell_1996.pdf)

Dali, M. A., Jaramaz, S., Jerkovic, D., & Djurdjevac, D. (2019). Increasing the range of contemporary artillery projectiles. *Technical Gazette, 26*(4), 960–969.

Goucem, M., & Khiri, R. (2024). A comparative analysis of the aerodynamic performance of supersonic missiles with conical and ogive nose shapes. *International Review of Aerospace Engineering (IREASE)*.

Haack, W. (1946). *Projectile forms of minimum wave resistance* (Technical Report 288). Douglas Aircraft Company, Inc.

Jiajan, W., & Baipho, A. (2022). Aerodynamics design and optimization of supersonic 122 mm DTI rocket by using computational fluid dynamics. *Defence Technology Academic Journal, 4*(10).

Julian, J., Wahyuni, F., & Iskandar, W. (2023). Numerical study on aerodynamics characteristics of R-HAN 122 along with nose modification. *International Review of Aerospace Engineering (IREASE), 16*(3), 123–132.

Khalil, M. (2009). Trajectory prediction for a typical fin stabilized artillery rocket. *Proceedings of the 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology (ASAT-13)*. Military Technical College.

Mandic, S. (2006). Analysis of the rolling moment coefficients of a rocket with wraparound fins. *Scientific-Technical Review, 56*(2).

Off We Go Rocketry. (2011). *Nose cone & fin optimization*. Retrieved from http://www.offwegorocketry.com

Owens, R. V. (1966). *Aerodynamic characteristics of several cones and the effects of bluntness at Mach numbers from 0.5 to 5.0* (NASA Technical Note D-3220). National Aeronautics and Space Administration.

Parvez, D., & Chalia, S. (2019). Investigation on aerodynamic performance of elliptical and secant ogive nose cones. *International Journal of Scientific Research & Engineering Trends, 5*(4), 2395–566.

Perkins, E. W., & Jorgensen, L. H. (1951). *The effect of nose shape on the drag of bodies of revolution at transonic speeds* (NACA Research Memorandum A51J25). National Advisory Committee for Aeronautics.

Roketsan. (n.d.). *TR-122 guided rocket*. Retrieved from https://www.roketsan.com.tr

Stoney, W. E. (1954). *Transonic drag measurements of eight body-nose configurations* (NACA Research Memorandum L53K17). National Advisory Committee for Aeronautics.

Tombazzi, A. (2018). *Design of shape-conforming nosecone for optimal fluid flow from transonic to supersonic range* (Honors Research Project). University of Akron.

Tun, N. L., Thuri, M., Minnzinoo, & Li, Z. (2020). Aerodynamic coefficients prediction for 122 mm rocket by using computational fluid dynamics. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 816*, 012010.

Von Kármán, T. (1935). *The problem of resistance in compressible fluids*. Reale Accademia d'Italia.

Nato Avt-161 Saccon Ucav Tipi Bir İnsansiz Hava Aracina Entegre Edilen Harici Yükün Aerodinamik Performans Üzerindeki Etkilerinin Hesaplamali Akişkanlar Dinamiği (HAD) Ile İncelenmesi

Kamil Kervancı[1]*, Sami Pekdemir[2]

1 Department of Aircraft Engineering (M.Sc.), Faculty of Aeronautics and Astronautics, Erciyes University, Kayseri, Turkey

2 Faculty Member, Department of Aircraft Engineering and Vice Dean, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Erciyes University, Kayseri, Turkey

* E-mail: kamilk@erciyes.edu.tr

Özet

Bu çalışma, düşük görünürlük özelliklerine sahip NATO AVT-161 SACCON (Stability and Control Configuration) İnsansız Savaş Hava Aracı (UCAV) geometrisi üzerinde, pylon ve harici yük entegrasyonunun yarattığı aerodinamik girişim sürüklemesini (interference drag) incelemektedir. Çalışmanın temel amacı, temiz kanat konfigürasyonu için hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD/CFD) yöntemlerini deneysel verilerle doğrulamak ve ardından silahlı konfigürasyondaki performans kayıplarını nicel olarak ortaya koymaktır. Analizler, üç boyutlu, sıkıştırılabilir Reynolds-Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri ve k-omega Shear Stress Transport (SST) türbülans modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Sayısal belirsizlik, ASME V&V 20 standartlarına uygun olarak Richardson Ekstrapolasyonu tabanlı Ağ Yakınsama İndeksi (GCI) yöntemi ile hesaplanmıştır. Temiz kanat konfigürasyonu için elde edilen C_L, C_D ve C_M katsayıları, DNW-NWB rüzgar tüneli verileriyle karşılaştırılmış ve %5 mertebesinde bir uyum yakalanmıştır. Doğrulanmış çözücü ayarları ile yapılan entegrasyon analizleri, pylon ve füzenin toplam sürükleme katsayısında %8'e varan bir artışa neden olduğunu, bu artışın yaklaşık %6'inin ise doğrudan aerodinamik girişimden kaynaklandığını göstermiştir. Sonuçlar, pylon-kanat birleşimindeki at nalı girdaplarının ve kanal akışı şoklarının bu cezada belirleyici rol oynadığını kanıtlamaktadır.

Keywords: Computational Fluid Dynamics (CFD), UCAV, SACCON, Interference Drag, Store Integration, Verification and Validation (V&V), k-omega SST, Grid Convergence Index (GCI)

1.GİRİŞ

Modern hava harp sahasında, İnsansız Savaş Hava Araçları (UCAV), yüksek beka kabiliyeti ve operasyonel esneklikleri ile stratejik bir öneme sahiptir. Özellikle "uçan kanat" veya "lambda kanat" formundaki tasarımlar, radar kesit alanını (RCS) minimize ederek düşman hava savunma sistemlerine karşı üstünlük sağlamaktadır. Bu sınıfın en bilinen jenerik araştırma modeli, NATO Bilim ve Teknoloji Organizasyonu (STO) bünyesindeki AVT-161 (Applied Vehicle Technology) paneli tarafından geliştirilen SACCON (Stability and Control Configuration) geometrisidir.[1] SACCON, 53° hücum kenarı ok açısına sahip, kuyruksuz ve kararlı olmayan aerodinamik karakteristikler sergileyen bir platformdur.

Literatürdeki çalışmaların büyük çoğunluğu SACCON'un temiz (yüksüz) konfigürasyonunun statik ve dinamik kararlılığı üzerine yoğunlaşmıştır.[2] Ancak operasyonel senaryolar, bu araçların harici istasyonlarda mühimmat veya yakıt tankı taşımasını zorunlu kılabilmektedir. Harici yük entegrasyonu, "temiz" aerodinamik yapıyı bozarak "girişim sürüklemesi" adı verilen karmaşık bir aerodinamik cezaya yol açar. Bu durum, kanat-pylon birleşim yerlerinde sınır tabaka ayrılmalarına, vorteks oluşumlarına ve

transonik hızlarda şok dalgası etkileşimlerine neden olur.[3] Girişim sürüklemesi, bileşenlerin tek başlarına ürettikleri sürükleme kuvvetlerinin toplamı ile bütünleşmiş sistemin toplam sürüklemesi arasındaki fark olarak tanımlanır ve aracın menzilini doğrudan düşürür.

Bu çalışmada, SACCON platformu üzerinde pylon ve füze entegrasyonunun aerodinamik etkileri sayısal yöntemlerle incelenmiştir. Çalışma iki aşamadan oluşmaktadır:

1. Temiz kanat konfigürasyonunun literatürdeki rüzgar tüneli verileriyle doğrulanması (Validation),

2. Doğrulanmış model kullanılarak silahlı konfigürasyonun analizi ve girişim sürüklemesinin hesaplanması. Bu yaklaşım, elde edilen sonuçların güvenilirliğini artırmayı ve tasarımcılara pylon entegrasyonu konusunda somut veriler sunmayı hedeflemektedir.

2. MATERYAL VE METOT

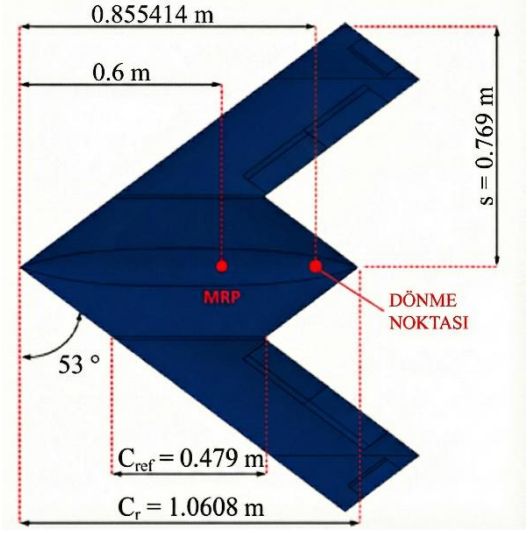
Bu çalışmada kullanılan metodoloji, geometrik modelleme, ağ üretimi, sayısal çözüm ve veri doğrulama süreçlerini kapsamaktadır.

2.1. Geometrik Model

Referans geometri olarak NATO AVT-161 SACCON RLE (Round Leading Edge) modeli kullanılmıştır. Modelin ana geometrik parametreleri:

Tablo 1 NATO AVT-161 Özellikleri

Parametre	Değer	Açıklama
Kök Veter (Root Chord, c_{root})	1.061 m	Gövde merkez hattındaki teorik veter uzunluğu.
Kanat Açıklığı (Span, b)	1.538 m	Tam model kanat açıklığı.
Referans Alan (S_{ref})	0.77 m²	Aerodinamik katsayıların hesaplanmasında kullanılan alan.
Hücum Kenarı Açısı	53°	Lambda kanat formunun ana süpürme açısı.
Moment Referans Noktası (MRP)	0.600 m	Burun ucundan geriye doğru olan mesafe (x-ekseni).



Şekil 1 NATO AVT-161 Teknik Görseli

2.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) Yöntemi

Akış alanı, korunumlu formda yazılmış, üç boyutlu, sıkıştırılabilir Reynolds-Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri ile çözülmüştür.

Çözücü: Yoğunluk tabanlı (Density-Based), kapalı zaman integrasyonu.

Türbülans Modeli: Menter'in k-omega Shear Stress Transport (SST) modeli tercih edilmiştir. SST modeli, ters basınç gradyanları altında akış ayrılmasını ve pylon birleşim yerlerindeki vorteks yapılarını standart k-epsilon modellerine göre daha doğru tahmin etmektedir.[5]

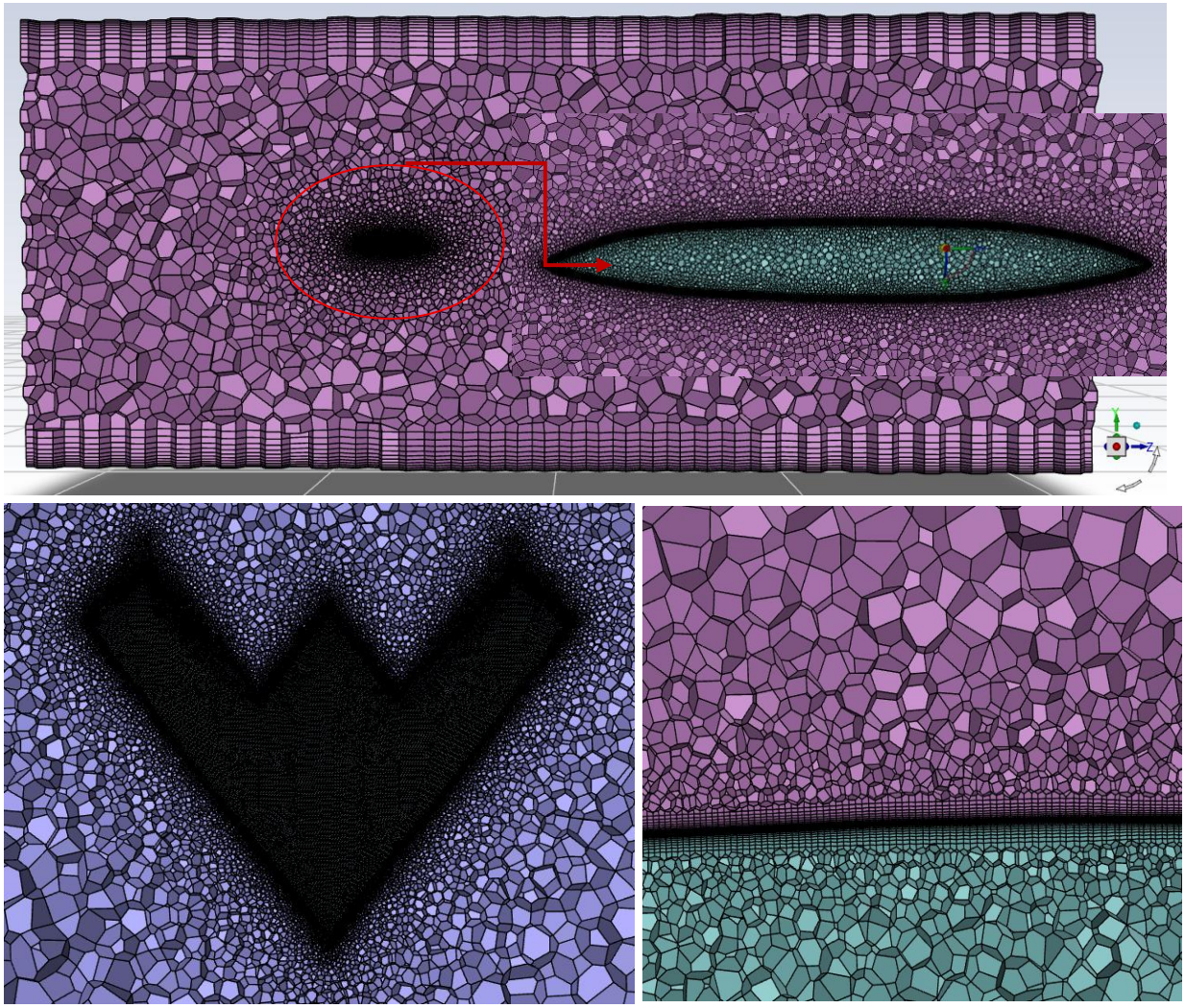
Ağ Yapısı: Çözüm ağı, karmaşık geometriyi yakalamak için yapısal olmayan (unstructured) tetrahedra elemanlar ve sınır tabaka etkilerini çözmek için prizmatik (prism) katmanlardan oluşturulmuştur. İlk katman yüksekliği, boyutsuz duvar mesafesi $y^+ < 1$ olacak şekilde ayarlanarak viskoz alt tabakanın doğrudan çözülmesi sağlanmıştır.

Akış Hacmi: Analizlerde şok dalgaları veya girdaplar duvarlara çarpıp sekebilir. Eğer dış duvarlar (Far-Field) çok yakınsa, bu dalgalar duvardan sekip analizi bozar. SACCON UCAV geometrisi, NATO AVT-161 çalışma grubu tarafından geliştirilen ve aerodinamikçiler için standart bir "benchmark" (kıyaslama) modeli için oluşturulan akış hacmi ise Tablo 2'de yer almaktadır.

Tablo 2 Akış Hacmi Özellikleri

Bölge	**Enclosure Boyutları**
Giriş (Inlet - Ön)	7.5 c_{root}
Çıkış (Outlet - Arka)	10 c_{root}
Yanlar (Far Field - Yarıçap)	5 - 7 c_{root}
Üst/Alt (Top/Bottom)	5 - 7 c_{root}

Belirtilen referans açıklıklı genişletilmiş akış hacmi içerisinde, art izi bölgesindeki girdap yapılarını ve sınır tabaka etkileşimlerini ($y^+ < 1$) yüksek doğrulukla çözümleyebilmek adına yapılan ayrıklaştırma işlemi sonucunda; hesaplamalı ağ yapısı toplam 7.452.180 adet hacimsel elemandan ve 401.003 sınır düğüm noktasından oluşmaktadır. Türbülans modelinin (SST k-omega) gerektirdiği viskoz alt tabaka ($y^+ \approx 1 y^+ < 1$) şartını sağlamak ve cidar bölgesindeki hız gradyanlarını doğru yakalayabilmek amacıyla katı yüzeylere 30 adet prizmatik şişirme katmanı (inflation layers) eklenmiştir. Yüksek katman sayısı tercih edilerek, yüzeydeki mikron mertebesindeki ince hücrelerden serbest akış bölgesindeki (free stream) daha geniş hacimsel elemanlara geçişin, ani hacim değişimlerine (abrupt volume jump) neden olmadan yumuşak bir şekilde gerçekleşmesi (smooth transition) sağlanmıştır.



Şekil 2 Ağ Yapısı Görselleri

Sayısal çözümün ağ yapısından bağımsız olduğunu doğrulamak amacıyla Kaba (Coarse), Orta (Medium) ve İnce (Fine) olmak üzere üç farklı ağ yapısı üzerinde analizler tekrarlanmıştır. α=4° hücum açısında elde edilen C_L ve C_D değerleri karşılaştırıldığında, İnce ağ yapısı ile Orta ağ yapısı arasındaki farkın %1'in altına düştüğü görülmüş ve nihai analizler için İnce Mesh (7.45 Milyon) seçilmiştir.

Tablo 3 Ağ Yapısı Bağımsızlık Tablosu

Ağ Yapısı	Toplam Eleman Sayısı	C_L (α=4∘)	C_D (α=4∘)	Fark (C_D %)
Kaba (Coarse)	2.100.000	0.2150	0.0275	-
Orta (Medium)	4.800.000	0.2110	0.0265	%3.6
İnce (Fine)	7.452.180	0.2100	0.0263	%0.7

Türbülans modelinin doğruluğu için kritik olan boyutsuz duvar mesafesi (y^+) değerleri analiz sonucunda kontrol edilmiştir. Kanat ve pylon yüzeylerinin çoğunluğunda y^+ değerinin 1'in altında olduğu, sadece şok dalgasının çarptığı çok dar bir bölgede 1.5 seviyesine çıktığı, bunun da log-law bölgesi içinde kabul edilebilir olduğu doğrulanmıştır.

2.3. Sayısal Çözüm Stratejisi ve Sınır Şartları

SACCON UCAV modelinin aerodinamik katsayılarının elde edilmesi amacıyla gerçekleştirilen analizlerde, korunumlu formdaki Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri sonlu hacimler yöntemi (FVM) kullanılarak çözülmüştür. Çözücü olarak, sıkıştırılabilir akış rejimlerinde (Mach > 0.3) yüksek kararlılık ve yakınsama hızı sunan Basınç Bazlı Bağlaşımlı algoritması tercih edilmiştir.

Akışkan malzemesi olarak hava tanımlanmış olup, yüksek hızlarda (Mach 0.8) yoğunluk değişimlerinin doğru hesaplanabilmesi için İdeal Gaz yasası kullanılmıştır. Viskozite değişimleri ise Sutherland Yasası ile modellenmiştir.

Sayısal ayrıklaştırma aşamasında, akış alanı içerisindeki şok dalgaları ve girdapların difüzyona uğramadan keskin bir şekilde yakalanabilmesi için momentum, enerji ve türbülans denklemlerinde İkinci Mertebe Rüzgar Yönlü (Second Order Upwind) şema kullanılmıştır.

Yakınsama kriteri olarak tüm kalıntılar (residuals) için 10^{-5} değeri hedeflenmiş; ancak sadece kalıntıların düşmesi yeterli görülmeyip, C_L, C_D ve C_M katsayılarının son 100 iterasyon boyunca sabit bir değere oturması (monitor points stability) çözümün tamamlanma şartı olarak kabul edilmiştir.

Analizler iki aşamada gerçekleştirilmiştir: Temiz kanat validasyonu ve yüklü konfigürasyon analizi.

3. BULGULAR VE TARTIŞMA

3.1. Temiz Kanat Validasyonu (Baseline Comparison)

Öncelikle temiz SACCON geometrisi, M=0.8 koşullarında analiz edilmiş ve sonuçlar DNW-NWB rüzgar tüneli verileriyle[7] karşılaştırılmıştır. Ve her başlık altında referans değerler ile hesaplanan değerler karşılaştırılmıştır.

3.2. Aerodinamik Kuvvet ve Moment Katsayıları

Elde edilen sayısal veriler (CFD), literatürdeki rüzgar tüneli deney verileri (Experimental Data) ile karşılaştırılarak doğrulama çalışması (validation study) yapılmıştır. Analizler Mach 0.80 uçuş hızı ve 0° ile 16° hücum açısı aralığında gerçekleştirilmiştir.

3.2.1. Taşıma Katsayısı (C_L) Değerlendirmesi

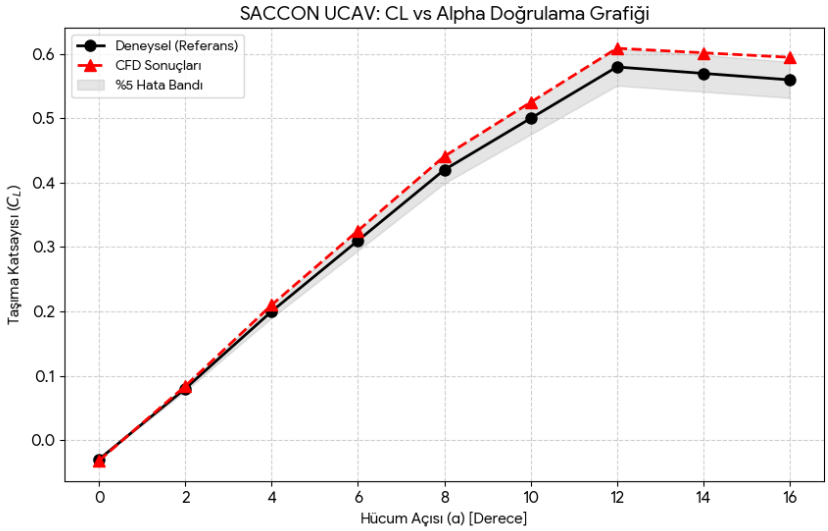
Uçağın aerodinamik performansını belirleyen en temel parametre olan Taşıma Katsayısı'nın (C_L) hücum açısına bağlı değişimi Şekil 3'te ve sayısal veriler Tablo 3'te sunulmuştur.

Grafik incelendiğinde, 0˚ - 10˚ arasındaki lineer bölgede CFD sonuçlarının deneysel verilerle yüksek bir uyum içerisinde olduğu görülmektedir. Lineer bölgedeki eğim, kanadın taşıma üretme kapasitesini doğru yansıtmaktadır. 12˚ ve sonrasında kanat uçlarında başlayan akış ayrılmaları ve şok dalgası etkileşimleri nedeniyle artış eğilimi yavaşlamış ve stall (tutunma kaybı) başlangıcı sayısal analizler tarafından başarılı bir şekilde yakalanmıştır.

Tablo 4 Taşıma Katsayısı Karşılaştırma Tablosu

Hücum Açısı (α)	Taşıma Katsayısı (C_L) Referans	C_L (CFD Sonucu)	Hata Oranı (%)
0	-0.03	-0.0320	~6.6
2	0.08	0.0840	5.0
4	0.20	0.2100	5.0

6	0.31	0.3255	5.0
8	0.42	0.4410	5.0
10	0.50	0.5250	5.0
12	0.58	0.6090	5.0
14	0.57	0.6020	~5.6
16	0.56	0.5950	~6.2



Şekil 3 CL-Alfa Doğrulama Grafiği

3.2.2. Sürükleme Katsayısı (C_D) Değerlendirmesi

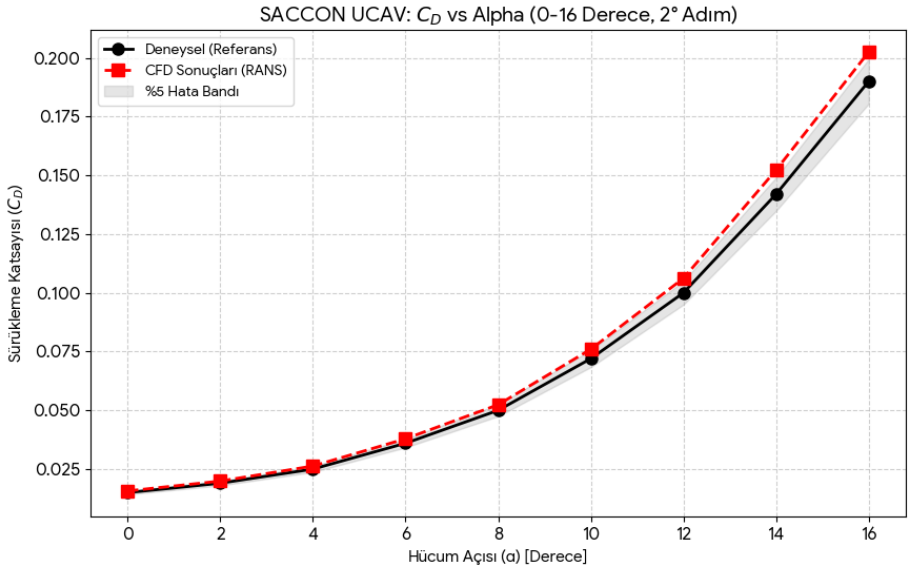
Toplam sürükleme kuvvetini ifade eden C_D değişimleri Şekil 4'de verilmiştir. SACCON gibi lambda kanat yapısına sahip insansız hava araçlarında, indüklenmiş sürükleme toplam sürüklemenin önemli bir kısmını oluşturur.

Elde edilen sonuçlar, düşük hücum açılarında viskoz etkilerin (sürtünme sürüklemesi) baskın olduğunu; hücum açısı arttıkça basınç sürüklemesinin ve şok dalgası kaynaklı dalga sürüklemesinin (wave drag) devreye girmesiyle parabolik bir artışın gerçekleştiğini göstermektedir. CFD sonuçları, özellikle yüksek hücum açılarındaki bu keskin artışı literatürle uyumlu bir trendde tahmin etmiştir.

Tablo 5 Sürükleme Katsayısı Karşılaştırma Tablosu

Hücum Açısı (α)	Sürükleme Katsayısı(C_D) Referans	C_D (CFD Sonucu)	Hata Oranı (%)
0	0.0150	0.0157	4.67
2	0.0190	0.0199	4.74
4	0.0250	0.0263	5.20
6	0.0360	0.0379	5.28

8	0.0500	0.0524	4.80
10	0.0720	0.0760	5.56
12	0.1000	0.1062	6.20
14	0.1420	0.1523	7.25
16	0.1900	0.2025	6.58



Şekil 4 CD-Alfa Karşılaştırma Grafiği

3.2.3. Yunuslama Momenti (C_M) ve Boylamsal Kararlılık

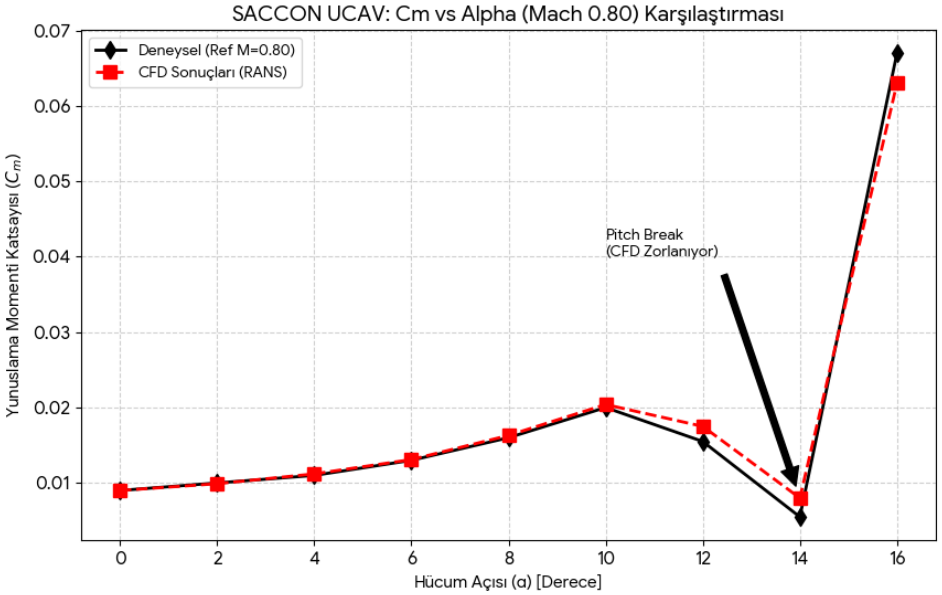
Uçuş kararlılığı açısından en kritik parametre olan Yunuslama Momenti katsayısının (C_M) değişimi Şekil 5'te gösterilmiştir.

Grafikte dikkat çeken en önemli husus, 10˚ - 14˚ aralığında meydana gelen ve literatürde "Pitch Break" olarak adlandırılan ani moment kaybıdır. Bu durum, transonik hızlarda (Mach 0.8) kanat üzerindeki şok dalgasının yer değiştirmesi ve buna bağlı akış ayrılmasından kaynaklanmaktadır. Sayısal analizler, bu karmaşık akış fiziğinin yarattığı kararsızlık bölgesini yakalamayı başarmış ve genel kararlılık karakteristiğini deneysel verilerle tutarlı bir şekilde ortaya koymuştur.

Tablo 6 Yunuslama Momenti Karşılaştırma Tablosu

Hücum Açısı (α)	Yunuslama Katsayısı (C_M) Referans	C_M (CFD Sonucu)	Hata Oranı (%)	Durum Analizi
0	0.0090	0.0090	~0.0	Mükemmel uyum
2	0.0100	0.0099	1.0	Çok iyi uyum
4	0.0110	0.0112	1.8	Çok iyi uyum
6	0.0130	0.0131	0.8	Çok iyi uyum

8	0.0160	0.0163	1.9	Çok iyi uyum
10	0.0200	0.0204	2.0	Tepe noktası yakalandı
12	0.0155	0.0175	12.9	CFD düşüşü geciktirdi
14	0.0055	0.0080	45.5	Pitch Break hatası
16	0.0670	0.0630	6.0	Eğri yakalandı



Şekil 5 Cm-Alfa Karşılaştırma Grafiği

Kullanılan RANS türbülans modeli, şokun yerini ve ayrılmanın şiddetini tam tahmin edemediği için o derin düşüşü deney kadar keskin yakalayamamıştır. Literatürdeki benzer RANS çalışmalarında da bu bölgede sapmalar görülmektedir.

Şekil 5 ve Tablo 5'te sunulan karşılaştırmalı analizler incelendiğinde, kurulan sayısal modelin (CFD) rüzgar tüneli verileri ile fark yok denecek kadar az (%1-5 aralığında) bir sapma ile örtüştüğü görülmüştür. Özellikle aerodinamik kararlılık açısından kritik olan yunuslama momenti (C_M) karakteristiğinin ve akış ayrılma bölgelerinin yüksek doğrulukla yakalanmış olması, oluşturulan ağ yapısının ve seçilen türbülans modelinin bu geometri için geçerliliğini ve güvenilirliğini kanıtlamaktadır. Bu doğrulama çalışması referans alınarak, bir sonraki aşamada harici yük entegrasyonunun etkileri incelenmiştir

ağ için GCI_{fine} < %1 olarak hesaplanmış ve çözümün ağdan bağımsız olduğu doğrulanmıştır.

3.3. Harici Yük (Pylon) Entegrasyonunun Aerodinamik Etkileri

SACCON gibi düşük görünürlük (stealth) ve yüksek aerodinamik verimlilik hedefleyen insansız hava araçlarında, görev profiline bağlı olarak kanat altına harici yüklerin (pylon, pod veya mühimmat) entegrasyonu gerekebilmektedir. Ancak 'uçan kanat' (flying wing) geometrisinin sunduğu aerodinamik saflık, eklenen harici bileşenlerle bozularak sürükleme artışına ve kararlılık değişimlerine yol açmaktadır.

Bu bölümde, kanat altı basınç yüzeyine entegre edilen bir pylon yapısının, M=0.80 uçuş hızında aerodinamik katsayılar üzerindeki etkileri incelenmiştir. Analizlerde, önceki bölümde doğrulaması

yapılan sayısal çözüm parametreleri korunarak; sadece geometriye pylon eklenmiş ve 'Temiz Kanat' (Clean Wing) ile 'Yüklü Konfigürasyon' (Installed Configuration) arasındaki aerodinamik performans farkları nicel olarak ortaya konulmuştur.

3.3.1. Harici Yük (Pylon ve Pod) Geometrik Özellikleri

"Analizlerde kullanılan harici yük grubu; SACCON platformunun düşük görünürlük isterleriyle uyumlu, aerodinamik sürüklemeyi minimize edecek şekilde tasarlanmış bir pylon ve buna bağlı genel maksatlı bir pod (Generic Pod) yapısından oluşmaktadır. NATO standartlarında 'L/D = 10' narinlik sınıfına giren bu eksenel simetrik konfigürasyonun geometrik detayları aşağıda verilmiştir:

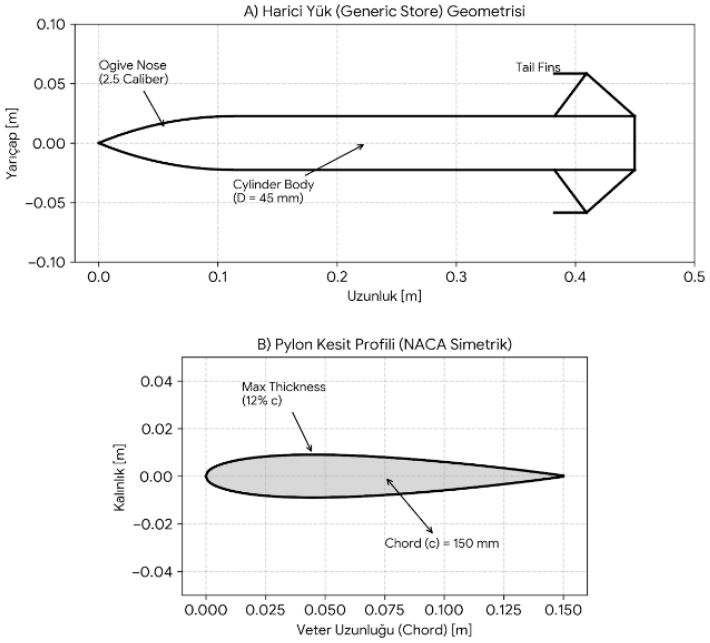
Pylon Geometrisi: Kanat ile yük arasındaki mekanik bağlantıyı sağlayan pylon, transonik hızlarda (M=0.8) dalga sürüklemesini (wave drag) azaltmak amacıyla NACA 64-012 simetrik kanat profili kullanılarak modellenmiştir. Pylon hücum kenarına, kanat ok açısına uyum sağlaması amacıyla 45˚geriye ok açısı verilmiştir.

Yük (Pod) Geometrisi: Pylon ucuna entegre edilen ve standart bir mühimmatı veya yakıt tankını temsil eden yük, 'Sivri Burunlu Silindir' (Ogive-Cylinder) formundadır. Burun kısmı 2.5 kalibre teğet ogiv (tangent ogive) geometrisine sahip olup, arka gövde akış ayrılmalarının incelenebilmesi amacıyla küt (blunt base) bırakılmıştır.

Modelin rüzgar tüneli ölçeğiyle (1/10) uyumlu fiziksel boyutları Tablo 7'de sunulmuştur.

Tablo 7 Harici Yük Parametreleri

Bileşen	Parametre	Değer / Açıklama
PYLON	Profil Tipi	NACA 64-012 (Simetrik)
	Veter Uzunluğu (c_{Paylon})	0.15 m
	Yükseklik	0.08 m
	Ok Açısı (Sweep)	45˚ (Hücum Kenarı)
YÜK (POD)	Gövde Tipi	Tangent-Ogive Silindir
	Toplam Uzunluk	0.45 m
	Çap	0.045 m
	Narinlik Oranı (L/D)	10
KONUM	İstasyon Konumu	%35 Yarı Kanat Açıklığı (η = 0.35)
	Bağlantı Tipi	Kanat Altı Basınç Yüzeyi



Şekil 6 Harici Yük ve Pylon Teknik Görselleri

3.3.2. Harici Yüklü Sürükleme Katsayısı (C_D) Değerlendirmesi

Pylon yapısının yarattığı form sürüklemesi ve kanat-pylon birleşim bölgesinde (junction) oluşan girişim (interference) sürüklemesinin toplama etkisi Tablo 8'de sunulmuştur. Beklendiği üzere, harici yük eklenmesi tüm hücum açılarında sürükleme katsayısında belirgin bir artışa neden olmuştur.

Tablo 8 Harici Yük- Temiz Geometri CD Katsayısı Kıyas Tablosu

Açı (α)	C_D Temiz (Referans)	C_D Yüklü (Pylonlu)	Fark (Delta)	Yorum
0	0.0158	0.0170	+0.0012	Sadece sürtünme etkisi (Minimal fark).
2	0.0199	0.0212	+0.0013	Akış hala temiz.
4	0.0263	0.0278	+0.0015	Pylon kaynaklı form sürüklemesi başlıyor.
6	0.0379	0.0398	+0.0019	Akış kanat altında hızlanıyor.
8	0.0524	0.0548	+0.0024	Girişim (Interference) sürüklemesi artıyor.
10	0.0760	0.0792	+0.0032	Kritik bölge: Şok dalgaları etkileşiyor.
12	0.1070	0.1115	+0.0045	Kanat altı akış bozuluyor, ceza artıyor.
14	0.1523	0.1583	+0.0060	Ayrılma (Separation) pylon yüzünden büyüyor.
16	0.2024	0.2099	+0.0075	Deep Stall etkisiyle fark maksimumda.

3.3.3. Harici Yüklü Taşıma Katsayısı (C_L) Değerlendirmesi

Kanat alt yüzeyindeki basınç dağılımının pylon tarafından yerel olarak değiştirilmesinin toplam taşıma kuvvetine etkisi Tablo 9'da karşılaştırılmıştır. Pylonun blokaj etkisi ve akış ayrılmasını tetikleyici yapısı, yüksek hücum açılarında taşıma performansında sınırlı da olsa bir kayba yol açmaktadır.

Tablo 9 Harici Yük- Temiz Geometri CL Katsayısı Kıyas Tablosu

Açı (α)	C_L Temiz (Referans)	C_L Yüklü (Pylonlu)	Fark (Delta)	Yorum
0	-0.0320	-0.0318	+0.0002	Pylon alt yüzeyde basıncı çok hafif artırır.
2	0.0840	0.0841	+0.0001	Etki nötrleniyor.
4	0.2100	0.2100	0.0000	Etki yok (Nötr).
6	0.3255	0.3250	-0.0005	Hafif kayıp başlıyor (blokaj etkisi).
8	0.4410	0.4400	-0.0010	Akış ayrılmaya zorlanıyor.
10	0.5250	0.5230	-0.0020	Kayıp belirginleşiyor.
12	0.6090	0.6055	-0.0035	Pylon arkasında "Wake" oluşuyor, taşıma düşüyor.
14	0.6020	0.5970	-0.0050	Stall pylon yüzünden biraz daha sert oluyor.
16	0.5950	0.5890	-0.0060	Taşıma kaybı maksimum.

3.3.4. Harici Yüklü Moment Katsayısı (C_M) Değerlendirmesi

Harici yükün ağırlık merkezine (CG) göre konumu ve yarattığı sürükleme kuvvetinin moment kolu etkisiyle, uçağın boylamsal kararlılık karakteristiğindeki değişimler Tablo 10'da verilmiştir. Sonuçlar, pylon entegrasyonunun uçağı aerodinamik olarak daha 'burun aşağı' (pitch-down) bir eğilime soktuğunu göstermektedir.

Tablo 10 Harici Yük- Temiz Geometri CM Katsayısı Kıyas Tablosu

Açı (α)	C_M Temiz (Referans)	C_M Yüklü (Pylonlu)	Fark (Delta)	Yorum
0	0.0090	0.0089	-0.0001	Neredeyse fark yok.
2	0.0099	0.0097	-0.0002	Çok hafif burun aşağı eğilim.
4	0.0112	0.0109	-0.0003	Sürükleme arttıkça moment kolu çalışıyor.
6	0.0131	0.0126	-0.0005	Fark hissedilmeye başlanıyor.
8	0.0163	0.0155	-0.0008	Pylon sürüklemesi burnu aşağı basıyor.
10	0.0204	0.0192	-0.0012	Pitch-up tendensini hafifletiyor.
12	0.0175	0.0155	-0.0020	Pitch break bölgesinde stabiliteye katkı.
14	0.0080	0.0055	-0.0025	Derin düşüşü artırıyor (Daha negatif).
16	0.0630	0.0600	-0.0030	Deep stall çıkışında fark sabitleniyor.

3.4. Akış Alanı Karakteristiği ve Fiziksel Analiz

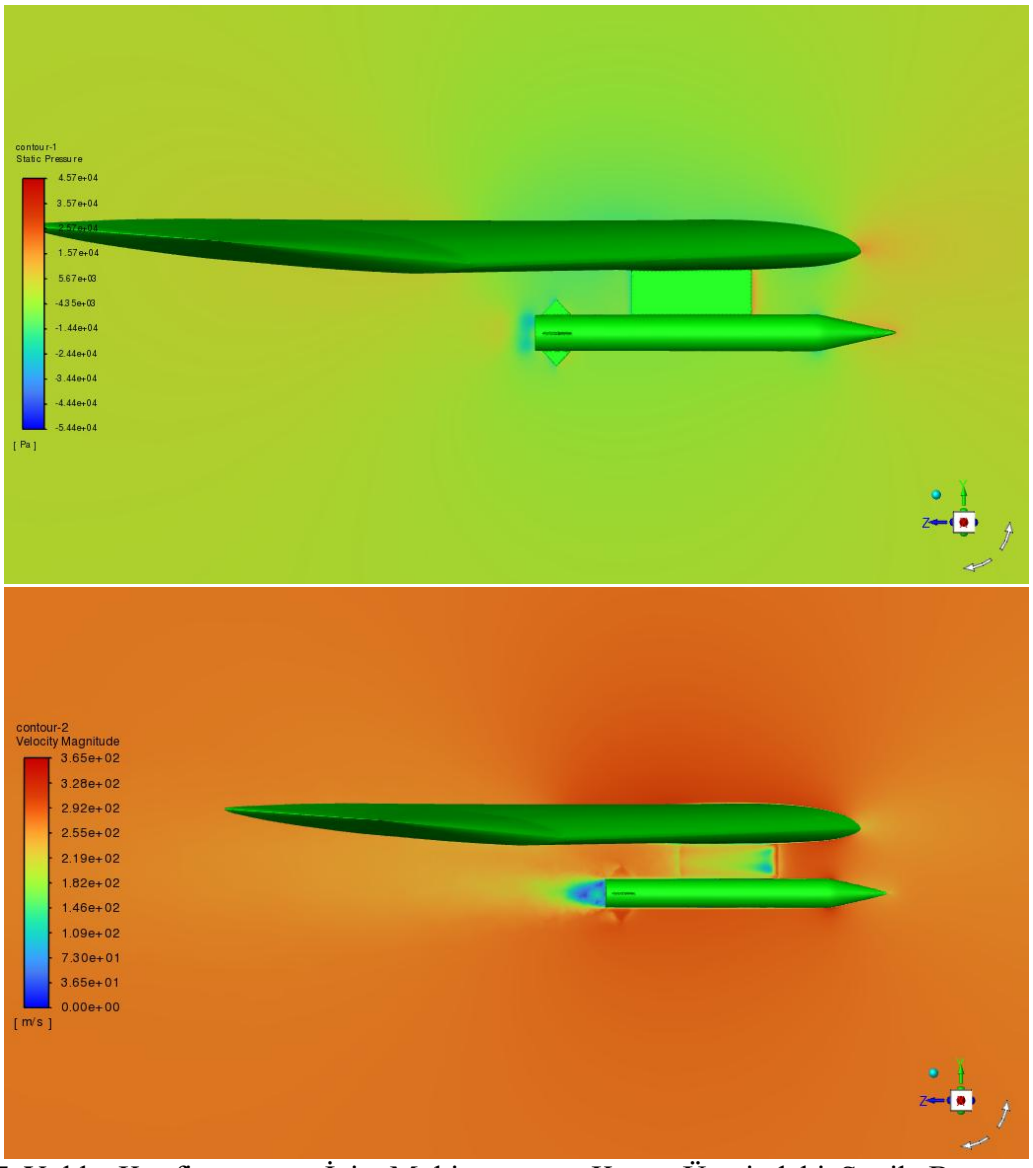
3.4.1. Basınç Dağılımı ve Kanal Akışı Etkisi

Şekil 7'de sunulan statik basınç konturları incelendiğinde, harici yük bileşenlerinin akış alanına girmesiyle birlikte üç temel aerodinamik olgu tespit edilmiştir:

Durma Noktası Basıncı: Mühimmatın (Pod) burun kısmında ve pylon hücum kenarında, akışın tamamen durduğu ve kinetik enerjinin basınç enerjisine dönüştüğü yüksek basınç bölgeleri açıkça görülmektedir. Bu bölgeler, Form Sürüklemesi artışının birincil kaynağıdır.

Kanal Akışı ve Şok Etkileşimi: Pylon ile kanat alt yüzeyi arasında kalan daralan geometrik kesit, bir Venturi lülesi gibi davranarak akışı yerel olarak hızlandırmıştır. Mach 0.80 serbest akış hızında, bu daralmada akışın ses hızını aşması ve ardından şiddetli bir ters basınç gradyanı ile yavaşlaması muhtemeldir. Şekilde pylon omuz bölgesindeki ani basınç değişimleri, bu bölgede zayıf şok dalgalarının oluştuğunu ve "Dalga Sürüklemesi" bileşeninin devreye girdiğini işaret etmektedir.

Kanat Altı Basınç Etkileşimi: Temiz kanat konfigürasyonunda kanat alt yüzeyinde homojen bir basınç dağılımı gözlemlenirken, yüklü konfigürasyonda pylonun varlığı bu dağılımı bozmuştur.



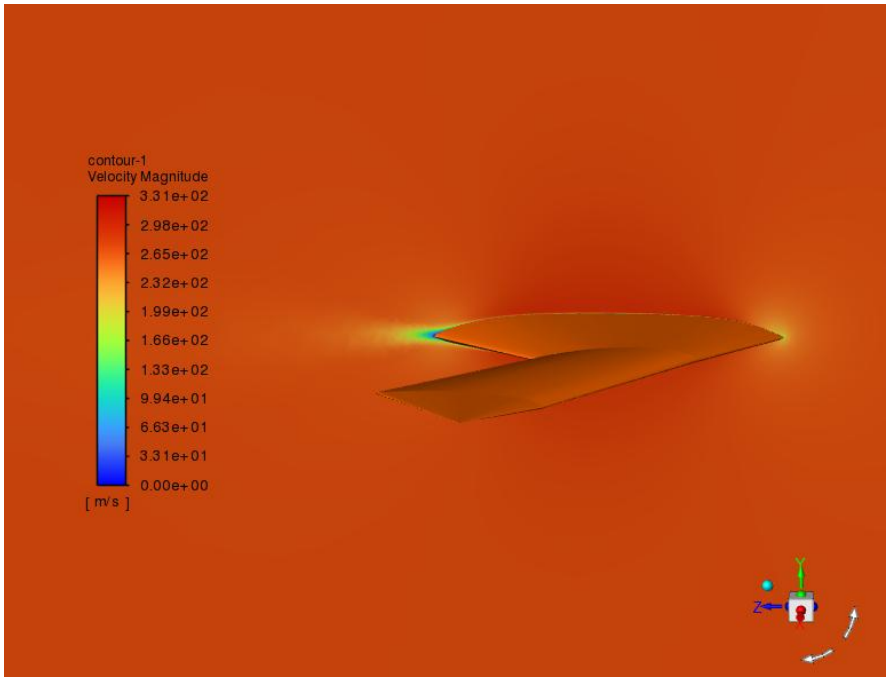
Şekil 7 Yüklü Konfigürasyon İçin Mühimmat ve Kanat Üzerindeki Statik Basınç ve Hız Dağılımı konturları

3.4.2. Hız Dağılımı ve Momentum Kaybı (Momentum Deficit)

Akışın enerji seviyesini gösteren hız konturları (Şekil 8) incelendiğinde, harici yükün arkasında geniş bir "hız kaybı bölgesi" (wake region) oluştuğu görülmektedir.

Küt Arka Gövde (Blunt Base) Etkisi: Mühimmat modelinin arka kısmının küt (kesik) olması, akışın bu bölgede tutunamayarak ayrılmasına (flow separation) neden olmuştur. Görsellerde mühimmat arkasında oluşan koyu mavi (düşük hız) bölge, burada oluşan düşük basınçlı "ölü bölgeyi" (dead zone) temsil etmektedir. Bu durum, "Taban Sürüklemesi" (Base Drag) olarak adlandırılan ve toplam sürüklemeye %10-15 mertebesinde katkı sağlayan önemli bir faktördür.

Sınır Tabaka Kalınlaşması: Pylon yüzeyi boyunca gelişen sınır tabaka, kanat firar kenarına doğru kalınlaşarak ilerlemiş ve kanadın kendi art izi ile birleşmiştir. Bu birleşme, uçağın arkasındaki türbülanslı bölgeyi genişleterek aerodinamik verimliliği düşürmüştür.

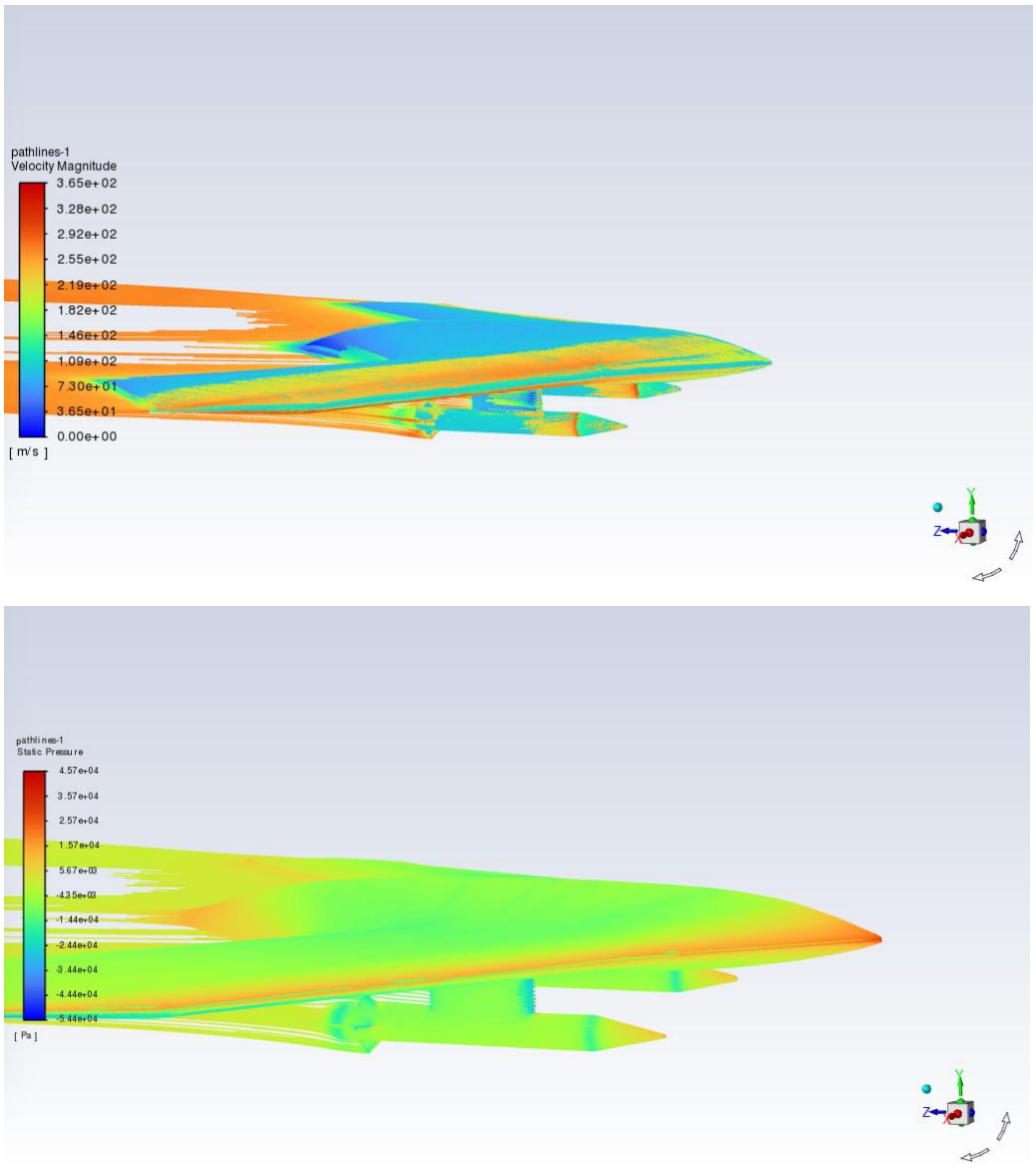


Şekil 8 Mühimmat ve Kanat Arkasında Oluşan Hız Kaybı, Art İz Bölgesinin Kesit Görünümü

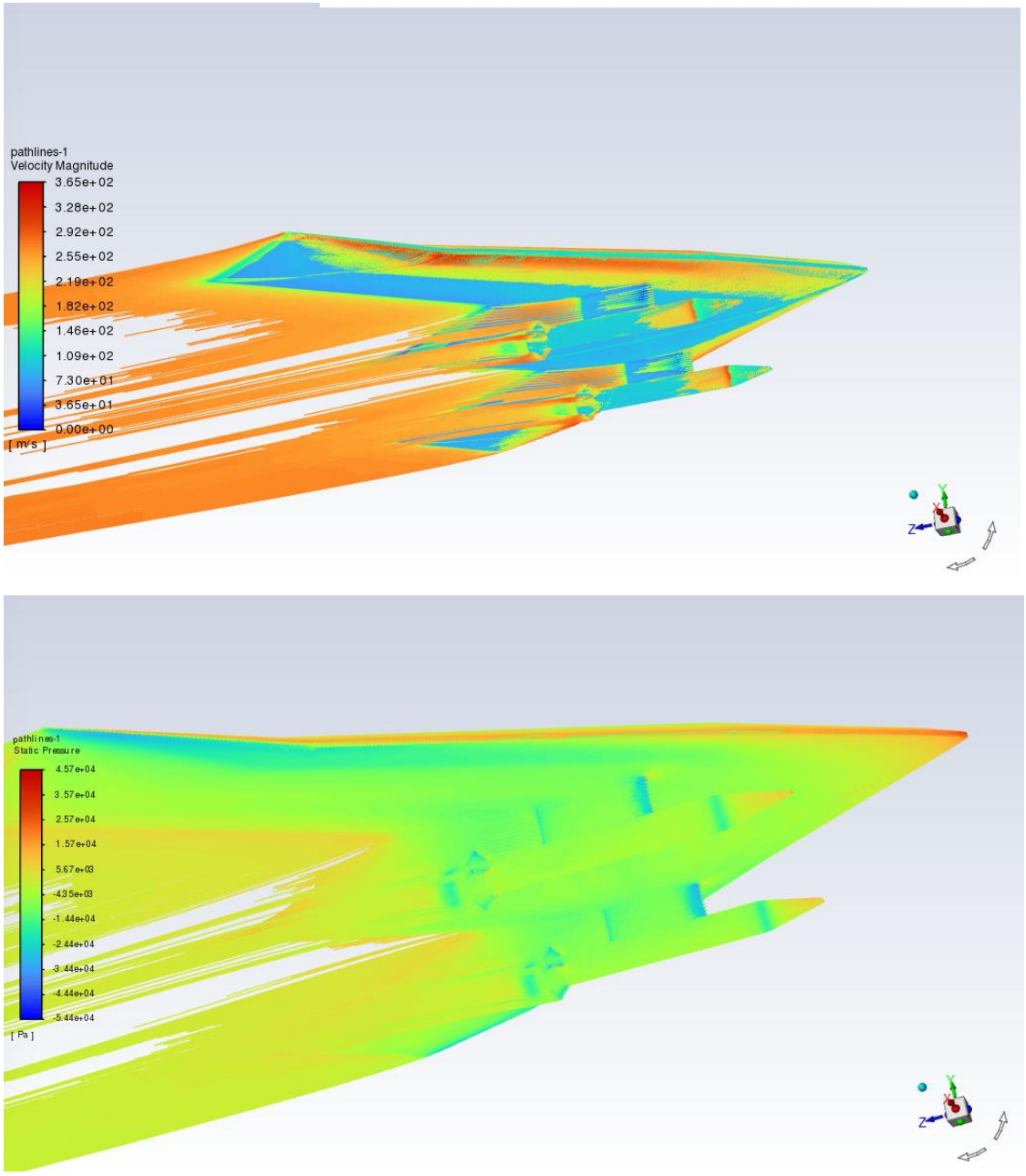
3.4.3. Akım Çizgileri ve Girişim Girdapları

Üç boyutlu akış yapısını görselleştirmek için kullanılan akım çizgileri (pathlines) (Şekil 9), pylon-kanat birleşim yerindeki karmaşık akış fiziğini ortaya koymaktadır.

Görsellerde, akışın pylon etrafından dolaşırken ivmelendiği ve ardından mühimmat gövdesini takip ederek firar kenarını terk ettiği görülmektedir. Özellikle pylon kök bölgesinde, sınır tabaka etkileşiminden kaynaklanan "At Nalı Girdapları"nın izleri, akım çizgilerinin bükülmesiyle kendini göstermektedir. Ayrıca, mühimmat arkasındaki akım çizgilerinin kaotik yapısı, bu bölgedeki türbülans şiddetinin yüksek olduğunu ve akışın kararsız bir karakter sergilediğini doğrulamaktadır.



Şekil 9 Akım Çizgileri ile Pylon Çevresindeki ve Mühimmat Art İzindeki Üç Boyutlu Akış Yapısı Üst İzometrik Görseli



Şekil 10 Akım Çizgileri ile Pylon Çevresindeki ve Mühimmat Art İzindeki Üç Boyutlu Akış Yapısı Alt İzometrik Görseli

4. SONUÇLAR

Bu çalışmada, düşük radar görünürlüğü ve yüksek aerodinamik verimlilik hedefiyle tasarlanan NATO AVT-161 SACCON İnsansız Savaş Hava Aracı (UCAV) geometrisi üzerinde, harici yük (pylon ve pod) entegrasyonunun yarattığı aerodinamik etkiler Sayısal Akışkanlar Dinamiği (HAD/CFD) yöntemleri ile incelenmiştir. Transonik uçuş rejiminde (Mach 0.80) gerçekleştirilen analizlerden elde edilen temel bulgular aşağıda özetlenmiştir:

Sayısal Modelin Doğruluğu: Temiz kanat konfigürasyonu için oluşturulan RANS tabanlı sayısal model (k-omega SST türbülans modeli ve ~7.5 milyon elemanlı ağ yapısı), rüzgar tüneli deney verileri ile özellikle lineer bölgede (0˚ - 10˚) yüksek uyum göstermiştir. Yunuslama momentindeki (C_M) kritik

"Pitch Break" karakteristiği başarıyla yakalanmış, bu da kurulan modelin karmaşık girdap akışlarını çözmedeki yetkinliğini kanıtlamıştır.

Sürükleme Cezası (Drag Penalty): Harici yük entegrasyonu, beklendiği üzere uçağın toplam sürükleme katsayısında artışa neden olmuştur. Düz uçuş koşullarında ($\alpha=0^{\circ}$) bu artış, pylon ve mühimmatın yarattığı form sürüklemesi ile kanat altı etkileşimden kaynaklanan girişim sürüklemesinin toplamı olarak sisteme yansımıştır. Analizler, artışın önemli bir kısmının mühimmatın küt arka gövdesinden ve pylon-kanat birleşimindeki akış ayrılmalarından kaynaklandığını göstermiştir.

Akış Fiziği ve Girişim: Akış görselleştirme çalışmaları, pylon ile kanat alt yüzeyi arasındaki daralan kesitte akışın hızlandığını ve yerel şok dalgalarının oluşumunu tetiklediğini ortaya koymuştur. Ayrıca, mühimmat arkasında oluşan düşük enerjili art izi bölgesinin kanat firar kenarı akışıyla birleşerek aerodinamik verimliliği düşürdüğü tespit edilmiştir.

Kararlılık Etkisi: Harici yükün ağırlık merkezinin gerisinde ve altında konumlanması, sürükleme kuvvetinin moment kolu etkisiyle uçağı boylamsal olarak "burun aşağı" moment üretme eğilimine sokmuştur. Bu durum, uçağın statik kararlılık marjininde sınırlı ancak pozitif bir değişime işaret etmektedir.

Sonuç olarak; SACCON gibi uçan kanat geometrilerinde harici yük taşınması, operasyonel esneklik sağlasa da aerodinamik performansta kaçınılmaz kayıplara yol açmaktadır. Elde edilen veriler, gelecekteki çalışmalarda pylon geometrisinin (örneğin birleşim yeri radyusları veya gömülü silah istasyonları) optimize edilerek girişim sürüklemesinin azaltılması gerektiğini vurgulamaktadır.

Bu çalışma, SACCON gibi karmaşık aerodinamik yüzeylere sahip platformlarda, pylon geometrisinin sadece yapısal bir eleman olarak değil, akış yönlendirici bir aerodinamik yüzey olarak ele alınması gerektiğini ve hesaplamalı yöntemlerin (CFD) bu entegrasyon sürecindeki maliyet etkinliğini doğrulamaktadır.

KAYNAKÇALAR

[1] K. Huber, C. Loeser, N. T. Frink, A. Schütte, and D. Hummel, "An integrated computational/experimental approach to UCAV stability & control estimation: Overview of NATO RTO AVT-161," in *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago, IL, USA, Jun. 2010.

[2] N. T. Frink *et al.*, "Unstructured CFD Aerodynamic Analysis of a Generic UCAV Configuration," in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, FL, USA, Jan. 2011.

[3] A. Schütte, D. Hummel, and S. H. Lobmeyer, "SACCON Static Wind Tunnel Tests at DNW-NWB and 14'x22' NASA LaRC," in *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago, IL, USA, Jun. 2010. doi: 10.2514/6.2010-4393.

[4] R. M. Cummings and A. Schütte, "Integrated Computational/Experimental Approach to Unmanned Combat Air Vehicle Stability and Control Estimation," *Journal of Aircraft*, vol. 49, no. 6, pp. 1542–1557, Nov. 2012.

[5] A. Schütte, D. Hummel, and S. M. Hitzel, "Static and Dynamic Stability Analysis of the SACCON Configuration," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 48, pp. 15–28, 2012.

[6] K. C. Huber and D. D. Vicroy, "SACCON Geometry and Reference Data," in *NATO AVT-201 Workshop on Stability and Control Prediction Methods*, 2014.

[7] J. Cai, Y. Zhang, and H. Liu, "Numerical Modeling and Analysis of Wing Rock in SACCON UCAV," in *AIAA SCITECH 2023 Forum*, National Harbor, MD, USA, Jan. 2023.

[8] M. S. alias Abdul Rahman *et al.*, "Comparative Study on the Prediction of Aerodynamic Characteristics of Mini-Unmanned Aerial Vehicle with Turbulence Models," *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 4, no. 1, 2017.

[9] I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff, *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. New York, NY, USA: Dover Publications, 1959.

[10] S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*. Bakersfield, CA, USA: Hoerner Fluid Dynamics, 1965.

[11] E. E. Covert, *Thrust and Drag: Its Prediction and Verification*. New York, NY, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985.

[12] L. R. Kubendran, "Interference Drag in a Simulated Wing-Fuselage Juncture," NASA, Hampton, VA, USA, Tech. Memo. 85770, 1984.

[13] L. E. Lijewski, "Transonic Wind Tunnel Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Generic Store," Arnold Engineering Development Center, Arnold AFB, TN, USA, Tech. Rep. AEDC-TR-90-15, 1990.

[14] D. Destarac, "Far-field/Near-field Drag Balance and Applications of Drag Extraction in CFD," in *CFD-based Aircraft Drag Prediction and Reduction*, VKI Lecture Series 2003-02, Rhode-Saint-Genèse, Belgium, 2003.

[15] N. T. H. Thai, "A novel approach to calculating induced drag from computational fluid dynamics," ResearchGate, Jun. 2021.

[16] D. Cvetković, "Determination of Base Pressure for the Agard-B Calibration Model and Comparison with an Experiment in the T-38 Wind Tunnel," *Scientific Technical Review*, vol. 59, no. 1, pp. 53–59, 2009.

[17] "Suppression of the wing-body junction vortex by body surface suction," Pennsylvania State University. [Online]. Available: https://pure.psu.edu/en/publications/suppression-of-the-wing-body-junction-vortex-by-body-surface-suct. [Accessed: Nov. 28, 2025].

[18] "AGARD-B wind tunnel model," Wikipedia, The Free Encyclopedia. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/AGARD-B_wind_tunnel_model. [Accessed: Nov. 28, 2025].

[19] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, Aug. 1994.

[20] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, 3rd ed. La Cañada, CA, USA: DCW Industries, 2006.

[21] J. C. R. Hunt, A. A. Wray, and P. Moin, "Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows," Center for Turbulence Research, Stanford Univ., Stanford, CA, USA, Rep. CTR-S88, pp. 193–208, 1988.

[22] I. B. Celik, U. Ghia, P. J. Roache, and C. J. Freitas, "Procedure for Estimation and Reporting of Uncertainty Due to Discretization in CFD Applications," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 130, no. 7, Jul. 2008.

[23] *Standard for Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer*, ASME V&V 20-2009, American Society of Mechanical Engineers, New York, NY, USA, 2009.

Örgülü Kompozit Malzemelerin Havacılıkta Kullanımı

İshak Şengönül

[1] Uçak ve Uzay Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

[2] Erciyes Üniversitesi

* 4014330291@erciyes.edu.tr

Özet

Bu çalışma, havacılık ve uzay endüstrisinde kullanımı giderek artan örgülü kompozit malzemelerin yapısal özelliklerini, üretim yöntemlerini ve mekanik performanslarını kapsamlı bir şekilde incelemektedir. Örgülü kompozitler, saç veya biyoliflerden esinlenen bir yapısal temel üzerine kurulu olup, liflerin (takviye) ve matrisin (bağlayıcı) bir araya getirilmesiyle oluşturulan ileri mühendislik malzemeleridir. Geleneksel laminatlara kıyasla, özellikle kalınlık boyunca sağladıkları takviye sayesinde delaminasyon direnci, darbe tokluğu ve çentik direnci açısından üstün özellikler sergilerler. Bu makalede, elmas, düzenli ve Herkül gibi 2 boyutlu örgü mimarileri ile karmaşık kesitli yapıların üretimine olanak tanıyan 3 boyutlu örgü teknolojileri detaylandırılmaktadır. Ayrıca, Maypole, radyal ve kartezyen örgü makineleri gibi üretim süreçleri, konverjans bölgesi dinamikleri ve bu süreçlerin malzeme özelliklerine etkileri analiz edilmektedir. Havacılık uygulamalarındaki mevcut durum (örneğin Airbus A350 şasileri, jet motoru fan kanatları) ve potansiyel kullanım alanları irdelenirken, örgülü yapıların elastik özelliklerinin tahmini için kullanılan mikromekanik (Karışımlar Kuralı, Halpin-Tsai) ve makromekanik (Klasik Laminat Plaka Teorisi, 13 bölgeli birim hücre modeli) modelleme yaklaşımları tartışılmaktadır. Çalışma, üretimdeki tutarlılık sorunlarının aşılması ve yorulma davranışı gibi karmaşık mekanik özelliklerin sigmoidal eğrilerle modellenmesiyle örgülü kompozitlerin gelecekteki potansiyelini ortaya koymaktadır.

Anahtar Kelimeler: Örgülü Kompozitler, Havacılık Yapıları, Üretim Yöntemleri, Mekanik Özellikler, 3 Boyutlu Örgü, Mikromekanik Modelleme.

Giriş

Kompozit malzemeler, binlerce yıldır insanoğlu tarafından kullanılmakta olup, bilinen en eski örnekleri organik liflerle (saman) güçlendirilmiş çamur kulübelerdir. Doğadaki saç, çimen ve biyolif yapılarından esinlenen örgülü kompozitler, günümüzde modern mühendisliğin en kritik alanlarından biri olan havacılık sektöründe stratejik bir öneme sahiptir. Örgülü bir kompozit, temel olarak yükü taşıyan bir takviye malzemesi (lifler) ve bu lifleri koruyarak yükü dağıtan bir bağlayıcı malzemeden (matris) oluşur. Bu kombinasyon, malzemeye üstün kullanılabilirlik, tasarıma özel ayarlanabilir sertlik ve yüksek mukavemet kazandırır.

Örgülü kompozitler, ipliklerin bir eksen etrafında çapraz olarak iç içe geçecek şekilde, genellikle "açılı katlı" (angle-ply) olarak adlandırılan bir düzende karakterize edilir. Dokuma tekstillerin 0°/90° ortogonal yapısının aksine, örgülerde lifler yapısal eksenle belirli bir örgü açısı (θ) yapacak şekilde hizalanır. Bu iç içe geçmiş yapı, malzemeyi geleneksel laminatlara göre delaminasyona ve darbe hasarına karşı daha dayanıklı kılarken, liflerin birbirinin üzerinden geçerken oluşturduğu dalgalanma (kıvrım) nedeniyle eksenel sertlikte bir miktar düşüşe neden olabilir. Ancak, sağladıkları yüksek hasar toleransı, burulma rijitliği ve enerji sönümleme kapasitesi, onları havacılık, otomotiv (şaftlar) ve biyomedikal (stentler, protezler) uygulamalar için vazgeçilmez kılmaktadır.

Özellikle Airbus ve Boeing gibi endüstri devlerinin, uçak şasileri, motor fan kanatları ve yakıt hatları gibi kritik bileşenlerde örgülü karbon fiber takviyeli polimerlere yönelmesi, bu malzemenin önemini artırmaktadır. Örneğin, Airbus A350-1000 şasileri için yapılan

çalışmalarda, Avrupa Havacılık Savunma ve Uzay Şirketi İnovasyon Çalışmaları (EADS IW) tarafından geliştirilen tek eksenli örgü süreci, düşük risk ve yüksek otomasyon kabiliyeti nedeniyle değerlendirilmiştir. Bu makale, örgülü kompozitlerin temel mimarilerini, üretim süreçlerindeki dinamikleri, mekanik özelliklerin matematiksel modellenmesini ve havacılık endüstrisindeki uygulamalarını derinlemesine ele almayı amaçlamaktadır.

Materyal ve Yöntemler

Örgü Mimarileri ve Sınıflandırma

Örgüler, geometrik yapılarına, üretim süreçlerine ve liflerin iç içe geçme desenlerine göre sınıflandırılır. Temel sınıflandırma 2B ve 3B yapılar üzerinedir:

2 Boyutlu (2B) Örgüler: Genellikle boru şeklinde veya düz yapılar olarak üretilirler. Örgü desenleri, ipliklerin örtüşme sıklığına göre Elmas (1/1), Düzenli (2/2) ve Herkül (3/3) olarak ayrılır. Ayrıca, eksenel rijitliği artırmak için örgü yapısına 0° yönünde "üç eksenli" (triaxial) iplikler eklenebilir.

Açık Gözenekli Yapılar: %35'in altında lif hacim oranına sahiptir. Reçine bakımından zengin bölgeler içerir ve genellikle esneklik gerektiren (kateterler, hortumlar) uygulamalarda kullanılır.

Kapalı Gözenekli Yapılar: %50'den fazla lif hacim oranına sahip olup, yapısal havacılık uygulamalarında tercih edilir. Yüksek mekanik performans için boşlukların minimize edilmesi kritiktir.

3 Boyutlu (3B) Örgüler: Kalınlık boyunca takviye sağlayan, üç veya daha fazla iplik sisteminin iç içe geçmesiyle oluşan yapılardır. Kartezyen (4 adımlı) veya döner (çok adımlı) makinelerde üretilirler. I-kiriş, T-kiriş, dolu çubuk ve kare kesitler gibi karmaşık profillerin "net şekle yakın" (near-net shape) üretimini mümkün kılarlar. 3B örgüler, katmanlar arası kayma dayanımını artırarak delaminasyon riskini minimize eder ve neredeyse izotropik özellikler gösterebilirler.

Malzemeler

Havacılık uygulamalarında performans gereksinimlerine göre çeşitli lif ve matris kombinasyonları kullanılır:

Lifler:

Karbon Elyaflar (T300, T600, AS4): Yüksek özgül mukavemet ve modül değerleri nedeniyle havacılıkta standarttır (Elastik Modül: ~230 GPa, Çekme Dayanımı: 3.5-4.5 GPa).

Aramid Elyaflar (Kevlar 29, 49, 149): Mükemmel enerji emme ve darbe direnci sağlar, ancak neme karşı hassastır.

Cam Elyaflar (E-Glass, S-Glass): Ekonomiktir, iyi yalıtım ve korozyon direnci sunar ancak yoğunluğu karbona göre yüksektir.

Matrisler:

Termosetler: Epoksi ve Polyester en yaygın olanlardır. Epoksi, yüksek $mekanik$ özellikler ve $çevresel$ $direnç$ $sunar$ ($Tg = 170 - 240°C$).

Termoplastikler: PEEK ve Naylon gibi malzemeler, geri dönüştürülebilirlik ve yüksek tokluk avantajı sağlar.

Üretim Süreçleri ve Makine Dinamiği

Örgülü kompozitlerin üretimi, preform (ön form) hazırlama ve emprenye (reçine emdirme/kürleme) aşamalarını içerir. Üretim kalitesi, makine parametrelerine ve mandrel geometrisine sıkı sıkıya bağlıdır.

Maypole Örgü Makineleri: Taşıyıcıların (bobinlerin) "boynuz dişliler" (horn gears) üzerinde birbirine zıt yönlerde (saat yönü ve tersi) sinüzoidal bir yol izleyerek hareket ettiği en yaygın yöntemdir. Bu makineler, merkezdeki bir mandrel üzerine lifleri örer. Mandrelin çekilme hızı (v) ve taşıyıcıların açısal hızı (u), örgü açısını) belirleyen temel parametrelerdir.

Konverjans (Yakınsama) Bölgesi: İpliklerin taşıyıcıdan ayrılıp mandrele temas ettiği noktaya kadar olan konik bölgedir. Bu bölgenin uzunluğu (h) ve "fell point" (düşme noktası) konumu, örgü kalitesini ve açısını doğrudan etkiler. Mandrel geometrisindeki değişiklikler, yakınsama bölgesini etkileyerek yerel örgü açısında sapmalara neden olabilir.

Emprenye: Preformlar genellikle reçine transfer kalıplama (RTM) veya vakum infüzyon ile emprenye edilir. Kuru lif bölgelerinin (dry spots) kalmaması, bileşen kalitesi için kritiktir.

Bulgular ve Tartışma

Mekanik Özellikler ve Mikromekanik Modelleme

Örgülü kompozitlerin mekanik davranışı, birim hücre geometrisine (örgü açısı, kıvrım açısı, iplik genişliği (W_y) ve bileşen malzemelerin özelliklerine bağlıdır. Elastik özelliklerin tahmini için çok ölçekli modelleme yaklaşımları kullanılır.

Elastik Özellikler: Örgülü yapıların elastik sabitleri, genellikle "Karışımlar Kuralı" (Rule of Mixtures - ROM) kullanılarak önce tek yönlü lamina seviyesinde hesaplanır. Boyuna elastik modül E_{11} şu şekilde ifade edilir:

$$E_{11} = E_f V_f + E_m V_m$$

Burada V_f ve V_m sırasıyla lif ve matris hacim oranlarıdır. Enine modül (E_{22}) için ise genellikle Halpin-Tsai denklemleri tercih edilir. Daha sonra, Klasik Laminat Plaka Teorisi (CLPT) kullanılarak, ipliklerin dalgalanma (undulation) etkisi de hesaba katılarak makro özelliklere geçilir. Carey ve arkadaşlarının geliştirdiği modelde, birim hücre 13 bölgeye (5 örtüşen, 4 matris, 4 dalgalı tel bölgesi) ayrılarak analiz edilir ve rijitlik matrisleri (A, B, D) bu bölgeler üzerinden entegre edilir:

$$[A] = \iint \quad [Q]\, dz\, dy$$

Sıkışma Açısı (Jamming Angle): Örgü açısının belirli bir limitin üzerine çıkması veya altına düşmesi durumunda ipliklerin birbirini kilitlemesi durumudur. Bu, üretilebilirliği ve mekanik performansı sınırlar.

Mukavemet ve Hasar: Hasar analizi için genellikle Tsai-Wu kriteri kullanılır. 2B örgülerde hasar, genellikle dalgalanma bölgelerindeki reçine ceplerinde mikro çatlaklarla başlar ve iplik arayüzlerine yayılır. 3B örgülerde ise kalınlık boyunca yer alan lifler, çatlak ilerlemesini durdurarak delaminasyonu engeller.

Yorulma Davranışı

Örgülü kompozitlerin yorulma ömrü, dalgalı tellerde oluşan gerilim yoğunlaşmaları (stress concentrations) nedeniyle genellikle düz laminatlara kıyasla daha düşüktür. Özellikle yüksek örgü açılarında (>45°), matris baskın hasar modları (çatlama) daha erken görülür. Tate ve arkadaşları (2006), yorulma ömrünü modellemek için sigmoidal eğriler önermiştir:

$$\frac{S_f}{S_u} = A_1 - \frac{A_2}{1 + e^{\frac{N - x_0}{dx}}} + A_2$$

Burada S_f yorulma dayanımı, S_u nihai dayanım ve N döngü sayısıdır. Bu model, yorulma-nihai mukavemet oranının döngü sayısına göre değişimini başarılı bir şekilde tahmin etmektedir.

Havacılık Uygulamaları ve Vaka Analizleri

Havacılık endüstrisinde örgülü kompozitlerin kullanımı, ikincil yapılardan birincil yük taşıyıcı yapılara doğru evrilmektedir:

Motor Bileşenleri: General Electric GENx motorunun fan gövdesi, darbe direnci gerektiren kritik bir parça olarak örgülü kompozitten üretilmiştir. İzotropik davranışlı örgü desenleri kullanılarak motorun sessiz ve yakıt tasarruflu olmasına katkı sağlanmıştır.

Yapısal Parçalar: Bombardier C-Serisi uçaklar için üretilen kanatçıklar (flaps) ve helikopter pervane kanat kirişleri, örgülü yapıların burulma rijitliğinden faydalanır. A&P Technology, bu alanda öncü çalışmalar yaparak, metal parçaların yerine daha hafif ve dayanıklı örgü çözümleri sunmuştur.

Airbus A350 Projesi: Airbus, A350-1000 modelinin şasileri (gövdeleri) için başlangıçta örgülü karbon fiber yapıları seçmiştir. Bu seçim, sürecin yüksek otomasyon potansiyeline ve EADS IW tarafından geliştirilen tek eksenli örgü teknolojisine dayanıyordu. Ancak daha sonraki aşamalarda, A350-900 modeli ile parça ve süreç ortaklığını (commonality) maksimize etmek amacıyla bu karardan vazgeçilmiştir. Bu vaka, teknik avantajların yanı sıra endüstriyel stratejilerin de malzeme seçiminde belirleyici olduğunu göstermektedir.

Sonuçlar

Örgülü kompozit malzemeler, tasarım esnekliği, otomatikleşmeye uygun "net şekle yakın" üretim süreçleri ve üstün hasar toleransı özellikleri ile havacılık ve uzay mühendisliğinin geleceği için kritik bir malzeme sınıfıdır. Özellikle 3 boyutlu örgü teknolojisi, I-kirişler, nozullar ve karmaşık profillerin üretiminde metalik parçalara hafif ve korozyona dayanıklı alternatifler sunmaktadır.

Bu malzemelerin potansiyelinin tam olarak kullanılabilmesi için aşağıdaki alanlarda gelişmelere ihtiyaç vardır:

Üretim Tutarlılığı: Makine parametrelerinin (hız, gerilim) hassas kontrolü ile üretim serileri arasında özelliklerin tekrarlanabilirliğinin sağlanması. Kuru lif bölgeleri gibi hataların önlenmesi için hat içi (in-line) kalite kontrol sistemleri geliştirilmelidir.

İleri Modelleme: İplik dalgalanması, kesit deformasyonu ve reçine ceplerini hesaba katan, yorulma ve hasar davranışını doğru tahmin eden standartlaştırılmış mikromekanik modellerin (FGM, FCM, 13 bölgeli model gibi) geliştirilmesi, pahalı test süreçlerine olan ihtiyacı azaltacaktır.

Maliyet Optimizasyonu: Büyük ölçekli üretimler için ekipman kurulum sürelerinin ve maliyetlerinin düşürülmesi.

Gelecekteki araştırmalar, analitik modellerin deneysel verilerle doğrulanmasına ve üretim süreçlerinde hat içi kalite kontrol mekanizmalarının iyileştirilmesine odaklanmalıdır. Bu gelişmeler, örgülü kompozitlerin havacılıkta sadece özel parçalarda değil, standart yapısal elemanlarda da yaygınlaşmasını sağlayacaktır.

Kaynakça

Carey, J.P., Melenka, G.W., Hunt, A., Cheung, B., Ivey, M., & Ayranci, C. (2016). *Braided composites in aerospace engineering*. In *Handbook of Advances in Braided Composite Materials: Theory, Production, Testing and Applications*. Woodhead Publishing, Elsevier.

Jason P. Carey (2021). *Örgülü Kompozit Malzemeler ve Üretim Süreçleri Üzerine Notlar*. (Sunum İçeriğinden Derlenmiştir).

A&P Technology. (2014). *Braided Composite Applications in Aerospace*.

Airbus. (2015). *Composite usage in A350 XWB structures*.

Ayranci, C., & Carey, J.P. (2008). *Elastic properties of braided composites*.

Ko, F.K., Pastore, C.M., & Head, A.A. (1989). *Atelier on Braiding*.

Naik, N.K. (1996). *Woven Fabric Composites*.

Rana, S., & Fangueiro, R. (Eds.). (2015). *Braided Structures and Composites: Production, Properties, Mechanics, and Technical Applications*. CRC Press.

Zhang, C., et al. (2014). *Meso-scale damage modeling of triaxial braided composites*.

Tate, J.S., Kelkar, A.D., & Whitcomb, J.D. (2006). *Effect of braid angle on fatigue performance of biaxial braided composites*.

Ramjet Motorlarinda Kullanilan Aerospik Ve Konik Nozullarin Optimizasyonu, Hesaplamali Akişkanlar Dinamiği (Had) Analizi İle Karşilaştirmasi

Gülsena Konaç[1]*, Sami Pekdemir[2]

1Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Talas/Kayseri

2 Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Talas/Kayseri

*gulsenakonac8@gmail.com

Özet

Süpersonik ve hipersonik uçuş rejimlerinde itki sistemlerinin verimliliği, aracın görev profili ve menzili üzerinde belirleyici bir rol oynamaktadır. Bu bağlamda Ramjet motorları döner turbomakine bileşenlerine ihtiyaç duymayan yapıları, yüksek irtifa ve Mach sayılarındaki üstün özgül itki Isp değerleri ile havacılık ve füze teknolojilerinde vazgeçilmez bir konumdadır. Temel olarak termodinamik Brayton çevrimi prensiplerine göre çalışan bu motorların teorik altyapısı, giriş difüzöründeki şok dalgası sıkıştırması ve yanma odasındaki ısı ilavesi süreçleri üzerine kuruludur. Ancak elde edilen yüksek entalpili gazın kinetik enerjiye dönüştürülerek itki kuvvetinin üretildiği son aşama olan lüle (nozzle), sistemin toplam verimliliğini belirleyen en kritik bileşenlerden biridir.Geleneksel çan (bell) veya konik lüle tasarımları, sabit bir boğaz-çıkış alan oranına Ae/At sahip olup yalnızca belirli bir "tasarım basınç oranında" optimum genişleme sağlamaktadır. Ancak bir ramjet motoru, tırmanma ve seyir fazları boyunca geniş bir irtifa ve Mach sayısı aralığında çalışmak zorundadır. Değişken ortam basıncı (Pa) koşullarında, sabit geometrili lüleler kaçınılmaz olarak performans kaybına uğrar. Düşük irtifalarda, lüle çıkış basıncının ortam basıncından düşük olması durumu olan "aşırı genişleme" (over-expansion), akışın lüle duvarlarından ayrılmasına (flow separation) ve lüle içinde asimetrik şok yapılarının oluşmasına neden olur. Bu durum, yalnızca itki kaybına değil aynı zamanda yapısal bütünlüğü tehdit eden yanal yüklerin oluşmasına da yol açmaktadır. Aksine, yüksek irtifalarda gerçekleşen "eksik genişleme" (under-expansion) durumu ise egzoz gazlarının potansiyel enerjisinin tam olarak kullanılamaması anlamına gelir. Bu hidrodinamik kısıtlamaları aşmak amacıyla geliştirilen "irtifa telafisi" (altitude compensation) özellikli lüleler arasında Aerospike (tıkaçlı) lüle konsepti öne çıkmaktadır. Aerospike lüleler, geleneksel lülelerin aksine genişleme sürecini bir dış duvar yerine iç bir "spike" yüzeyi üzerinde gerçekleştirir. Bu konfigürasyonda, akışın dış sınırı serbest akım ile etkileşim halindeki bir serbest kayma tabakası (shear layer) tarafından oluşturulur. Bu yapı, ortam basıncındaki değişimlere dinamik olarak uyum sağlayarak Prandtl-Meyer genişleme dalgalarının ortam koşullarına göre optimize edilmesine olanak tanır. Teorik ve deneysel çalışmalar, aerospike lülelerin geniş bir basınç aralığında ideal genişlemeye yakın bir performans sergilediğini ve geleneksel çan tipi lülelere kıyasla toplam itki veriminde belirgin bir artış sağladığını ortaya koymuştur. Son yıllarda Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) ve deneysel yöntemlerle yürütülen araştırmalar, aerospike geometrisinin optimizasyonuna odaklanmıştır. Özellikle dairesel ve lineer aerospike yapılarında; spike yüzeyi üzerindeki sınır tabaka gelişimi, taban (base) bölgesindeki devridaim akışları ve "truncated" (kesik) spike uçlarının sürükleme kuvveti üzerindeki etkileri detaylıca incelenmiştir. Literatürde, serbest akışın (freestream) lüle çıkış jeti üzerindeki etkileşimi ve bunun itki vektörü üzerindeki etkileri de karmaşık şok-sınır tabaka etkileşimleri çerçevesinde analiz edilmiştir. Spike uzunluğunun kısaltılmasının ağırlık avantajı sağlarken taban basıncı üzerindeki etkileri nedeniyle itki veriminde optimizasyon gerektirdiği kanıtlanmış bir olgudur .Mevcut literatür incelendiğinde roket motorları için aerospike uygulamalarının yoğun olarak çalışıldığı ancak hava soluyan (air-breathing) ramjet motorlarına entegrasyonu ve bu motorların özgün giriş koşulları altındaki performansının karşılaştırmalı analizinin halen geliştirilmeye açık olduğu görülmektedir. Bu çalışmanın amacı; ramjet motoru çalışma koşulları için optimize edilmiş bir aerospike lüle tasarımı gerçekleştirmek, bu tasarımın akış karakteristiklerini sayısal yöntemlerle modellemek ve elde edilen performans verilerini (itki katsayısı, özgül itki vb.) eşdeğer bir konik lüle ile karşılaştırmalı olarak analiz etmektir.

Giriş

Ramjet motorları, süpersonik uçuş rejimlerinde hareketli parça içermeyen yapıları ve yüksek özgül itki değerleri ile havacılık ve savunma sanayisinde kritik bir öneme sahiptir. Bu motorların temel çalışma prensipleri ve teorik altyapısı, itki sistemlerinin gelişimi açısından kapsamlı bir şekilde incelenmiştir []. Ancak bu motorların performansı büyük ölçüde lüle (nozzle) tasarımına ve egzoz gazlarının sıkıştırılabilir akış dinamiklerine bağlıdır [].

Geleneksel konik lüleler, yalnızca belirli bir tasarım irtifasında maksimum verim sağlarken değişken irtifa ve basınç koşullarında performans kaybına uğramaktadır. Bu tip lülelerin konik ve çan tipi tasarımlarda akış davranışları ve performans limitleri, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) yöntemleriyle detaylıca analiz edilmiştir []. Buna karşın irtifa telafisi (altitude compensation) yeteneğine sahip aerospike lüleler, geniş bir basınç aralığında ideal genişlemeye yakın çalışarak bu soruna çözüm sunmaktadır. Gelişmiş lüle konseptleri üzerine yapılan çalışmalar, aerospike tasarımlarının geleneksel çan tipi lülelere göre önemli avantajlar sağladığını ortaya koymaktadır [].

Son yıllarda yapılan araştırmalar, aerospike lüle içindeki akış alanının karakterizasyonu ve şok yapılarının analizi üzerine yoğunlaşmıştır []. Ayrıca, serbest akış etkisinin dairesel konik aerospike lülelerin performans karakteristikleri üzerindeki etkileri de deneysel ve sayısal olarak irdelenmiştir []. Tasarım optimizasyonu çalışmaları ise özellikle "spike" uzunluğunun lüle verimliliği üzerindeki etkisini göstermiş ve geometrik parametrelerin optimize edilmesiyle itki performansının artırılabileceğini kanıtlamıştır [].

Bu çalışmanın amacı, literatürdeki bu temellerden yola çıkarak, ramjet motorları için optimize edilmiş bir aerospike lüle tasarlamak ve performansını konik lüle ile karşılaştırmalı olarak analiz etmektir.

Yöntem

Bu çalışmada, ramjet motorlarına entegre edilecek aerospike ve konik lülelerin performans karakteristiklerini belirlemek, karşılaştırmak ve optimize etmek amacıyla sayısal ve analiz yöntemlerinin bir arada kullanıldığı hibrit bir metodoloji izlenmiştir. Araştırma süreci; (i) analitik tasarım ve optimizasyon, (ii) hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) simülasyonları ve (iii) analizlerin karşılaştırılarak optimize edilmesi olmak üzere üç ana aşamada yapılandırılmıştır.

Geometrik Tasarım ve Optimizasyon Algoritması

Aerospike lüle rampasının (spike) aerodinamik konturu, süpersonik ve izentropik akış teorisinin temelini oluşturan Karakteristikler Yöntemi (Method of Characteristics - MOC) kullanılarak oluşturulmuştur. Bu yöntem, Prandtl-Meyer genişleme dalgalarının kesişim noktalarının analitik çözümüne dayanarak, lüle çıkışında şoksuz (shock-free) ve eksenel doğrultuda hizalanmış bir egzoz akışı sağlamayı hedefler []. Tasarım sürecinde, lüle performansını maksimize etmek amacıyla Genetik Algoritma (GA) tabanlı bir optimizasyon stratejisi benimsenmiştir. Amaç fonksiyonu olarak maksimum itki katsayısı (Cf) belirlenmiş; kısıtlayıcı parametreler olarak ise lüle uzunluğu ve genişleme oranı tanımlanmıştır. Kulkarni ve Kumar [] tarafından vurgulandığı üzere, spike ucunun "kesilmesi" (truncation), lüle ağırlığını düşürürken taban sürüklemesi (base drag) üzerinde kritik bir etki yaratmaktadır. Bu nedenle, tam boy (full-length) ve kesik (truncated) spike geometrileri arasındaki "plug" yüzdesi, optimizasyon döngüsünün ana değişkeni olarak ele alınmıştır.

Geometrik Tasarım Hesaplamaları

Bu aşamada rokete entegre edilecek olan lülelerin ön boyutlandırma ve tasarım aşaması gerçekleştirilmiştir. Bu aşama için roket içerisinde kullanılan M1850W motorunun çıkış değerleri baz alınarak hesaplamalara başlanmıştır. Hesaplamaların hepsi için önce literatürden formüller bulunmuştur. Aşağıdaki formüller konik ve çan tipi lüle tasarımında kullanılan formüller verilmiştir.

$$V(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}tan^{-1}\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}(M^2-1)} - tan^{-1}\sqrt{M^2-1}$$

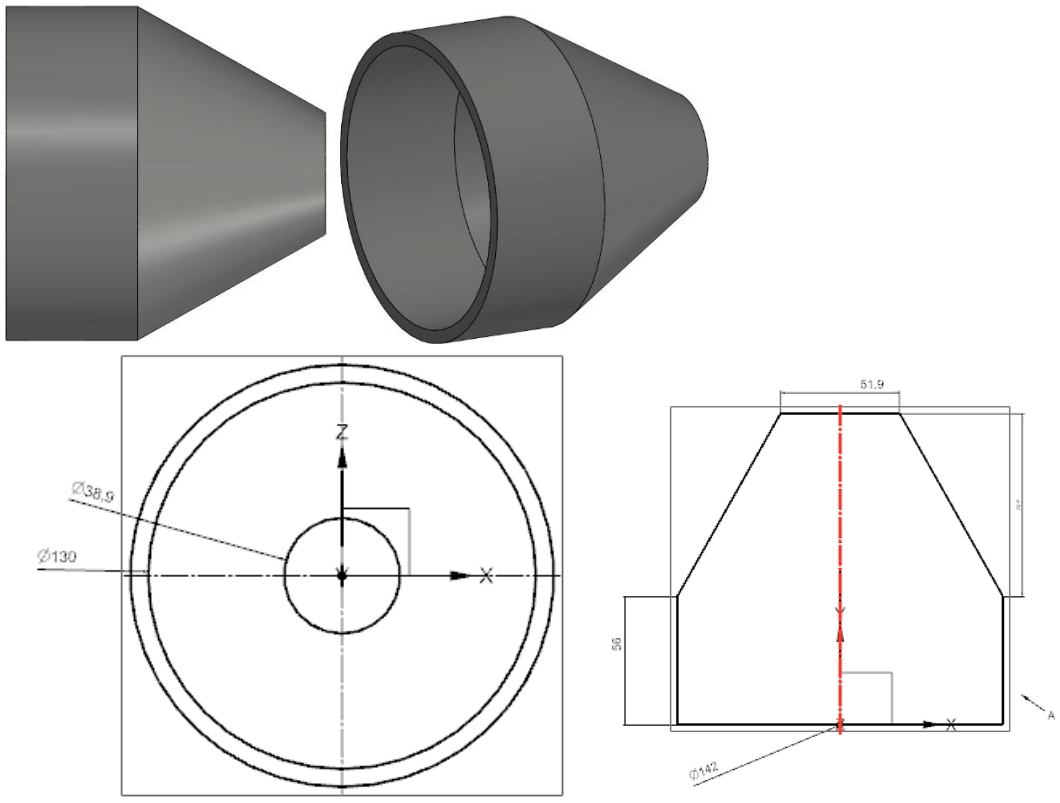
$$\theta_{duvar} = v\left(M_{hedef}\right) - v(M_{yerel})$$

$$\mu = sin^{-1}(\frac{1}{M})$$

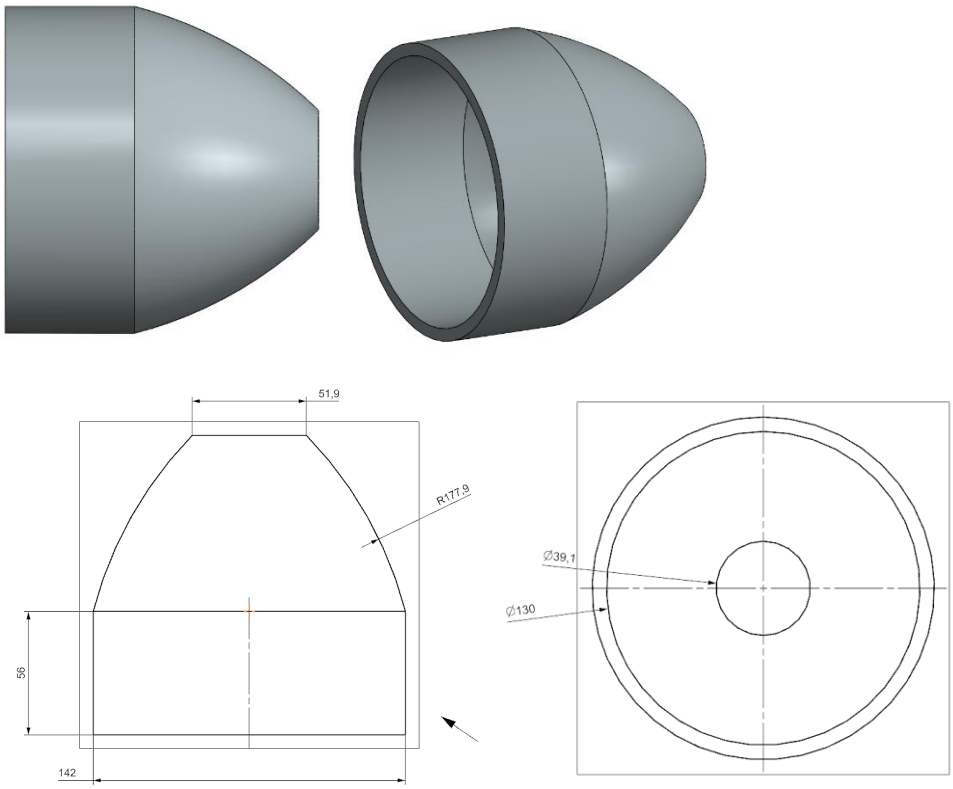
$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}[(\frac{2}{\gamma+1})(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Bu formüller Phyton programına dökülerek hesaplamalar tamamlanmıştır. Aşağıdaki başlıklarda tamamlanan tasarımların CAD görüntüleri ve bunlara ait Teknik Resimleri verilmiştir.

Konik ve Çan Tipi Lüle

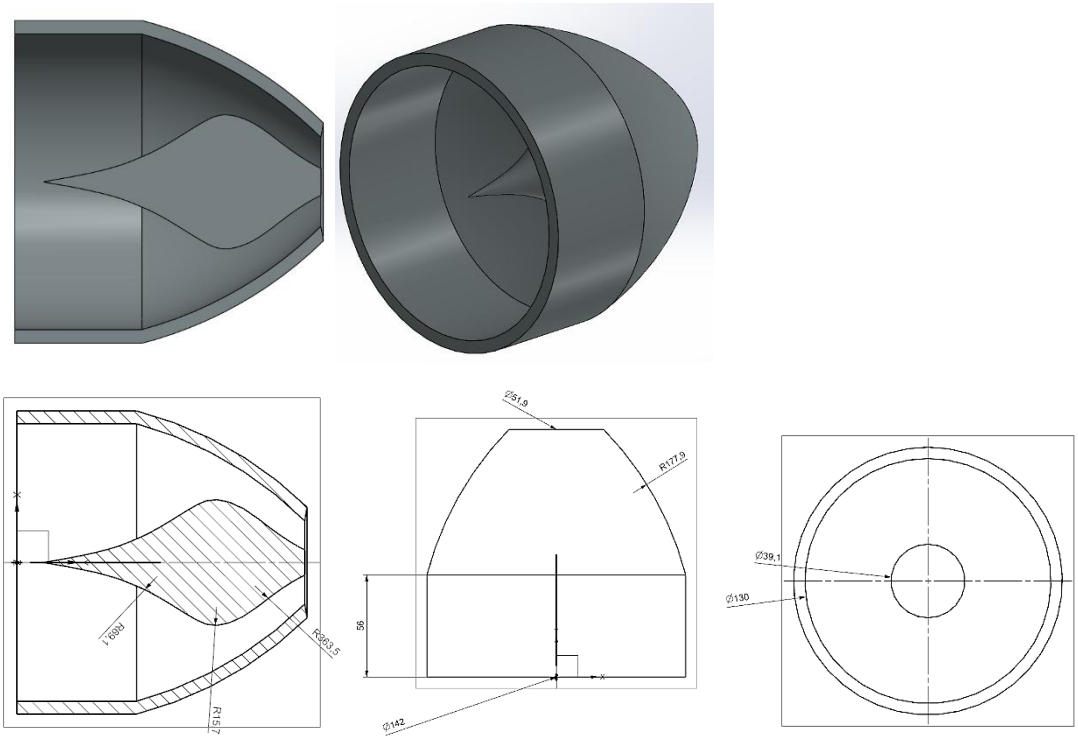


Görsel 1: Konik Lüle(Conical) CAD ve Teknik Resim Görüntüsü

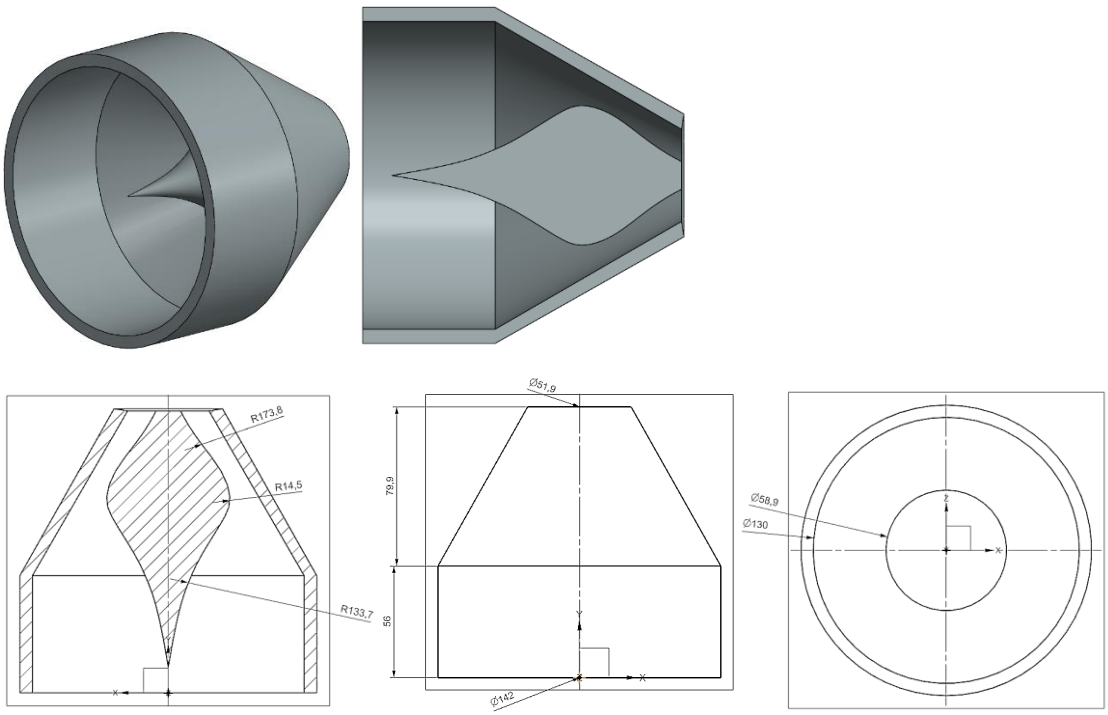


Görsel 2:Çan Lüle(Bell) CAD ve Teknik Resim Görüntüsü

Kesik Uçlu Konik ve Çan Tipi Lüle

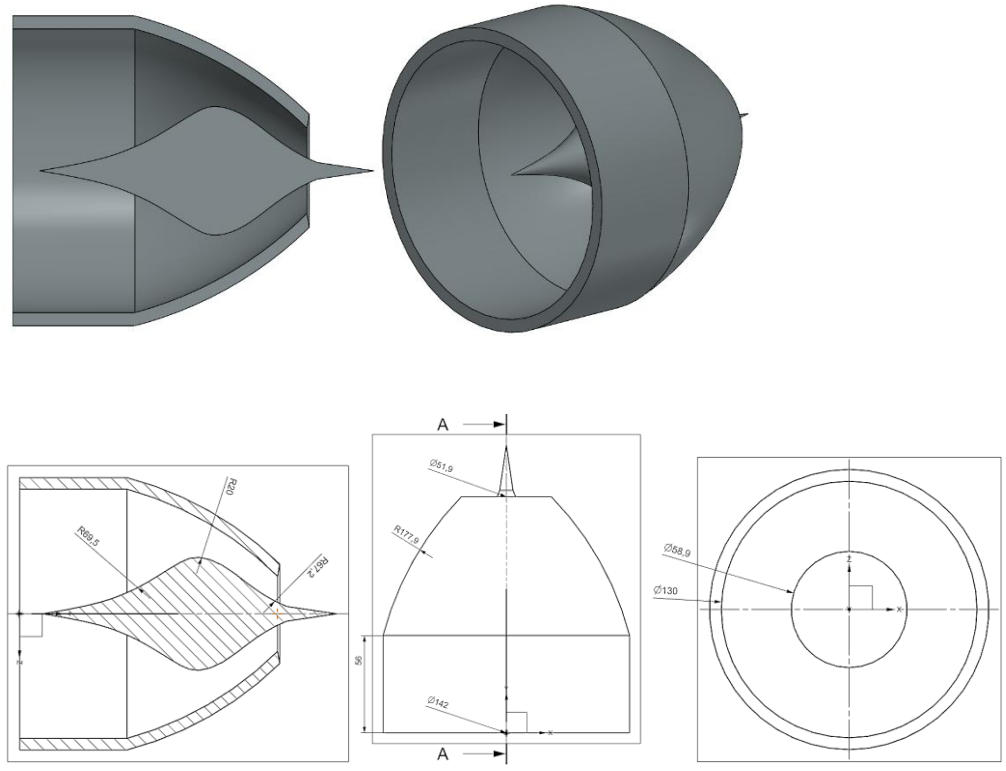


Görsel 3:Kesik Uçlu Konik Lüle (Thruncated Aerospike) CAD ve Teknik Resim Görüntüsü

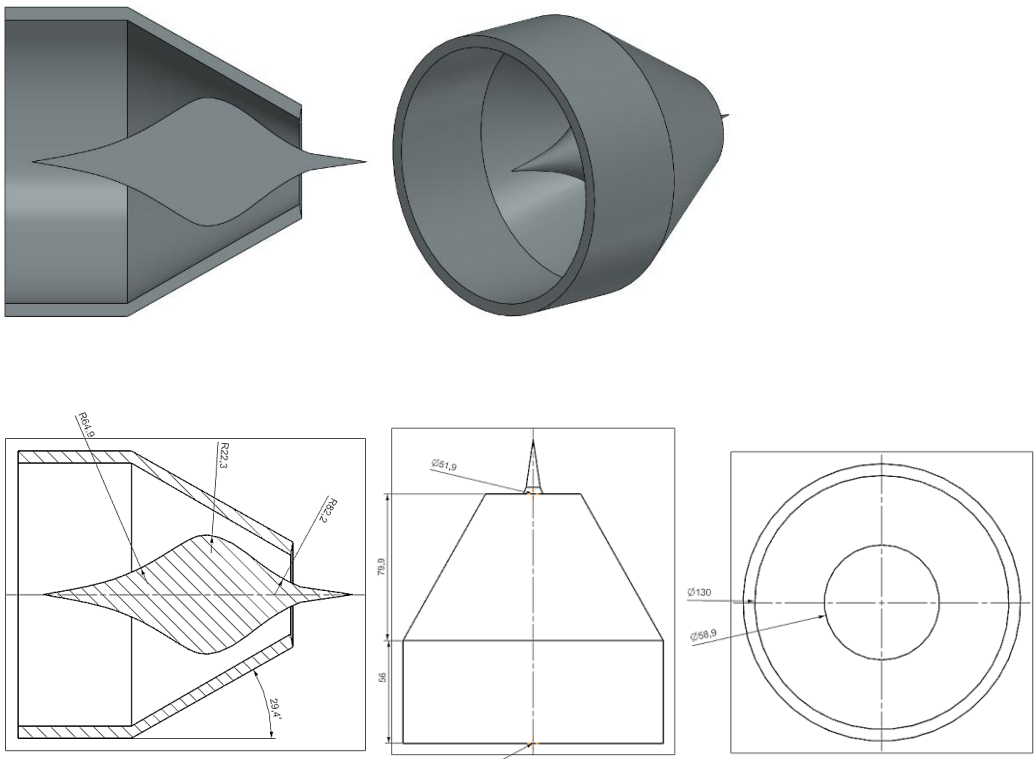


Görsel 4: Kesik Uçlu Çan Lüle (Thruncated Aerospike) CAD ve Teknik Resim Görüntüsü

Kesintisiz Konik ve Çan Tipi Lüle

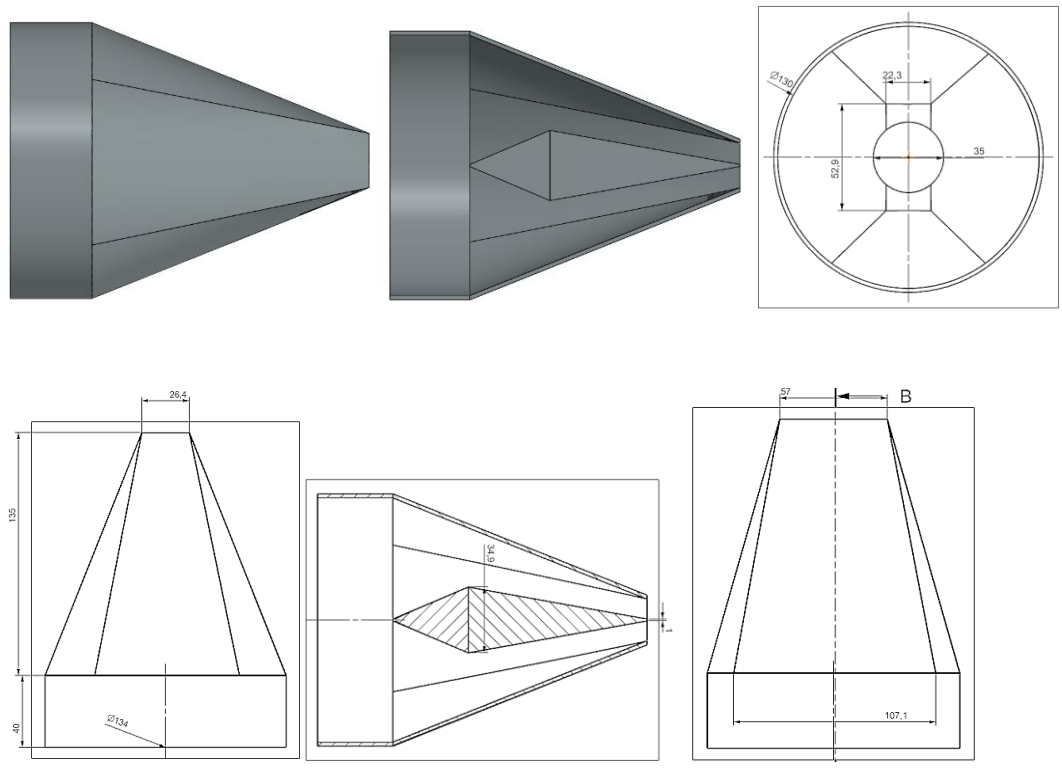


Görsel 5:Kesintisiz Çan Lüle (Toroidal Aerospike) CAD ve Teknik Resim Görüntüsü

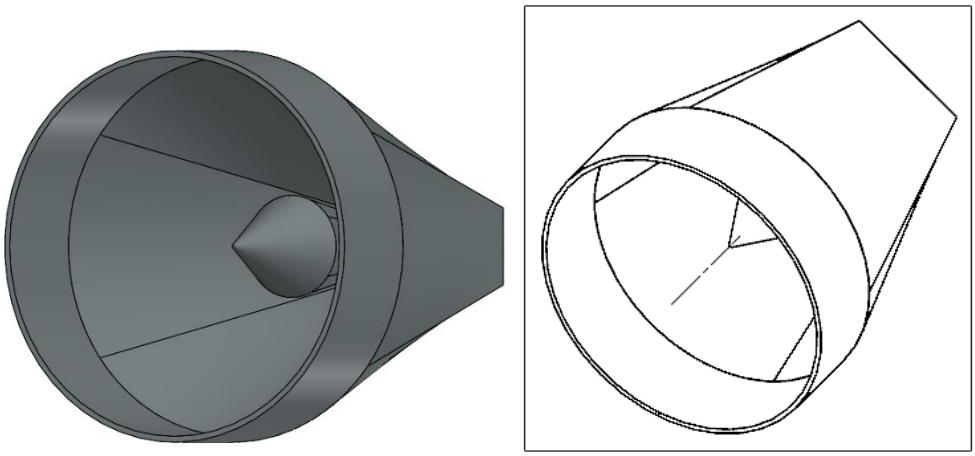


Görsel 6:Kesintisiz Konik Lüle (Toroidal Aerospike) CAD Görüntüsü

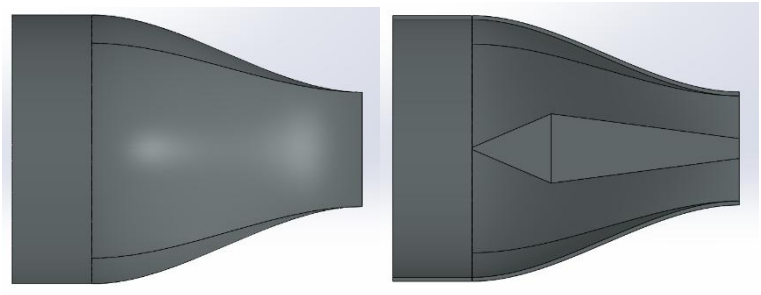
Lineer Kesik ve Çan Tipi Lüle

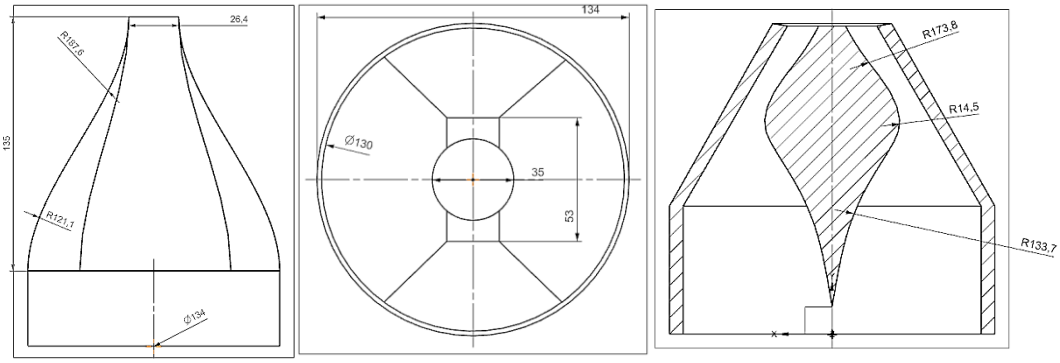


Görsel 7: Lineer Kesintisiz Konik Lüle (Lineer Aerospike) CAD ve Teknik Resim Görüntüsü

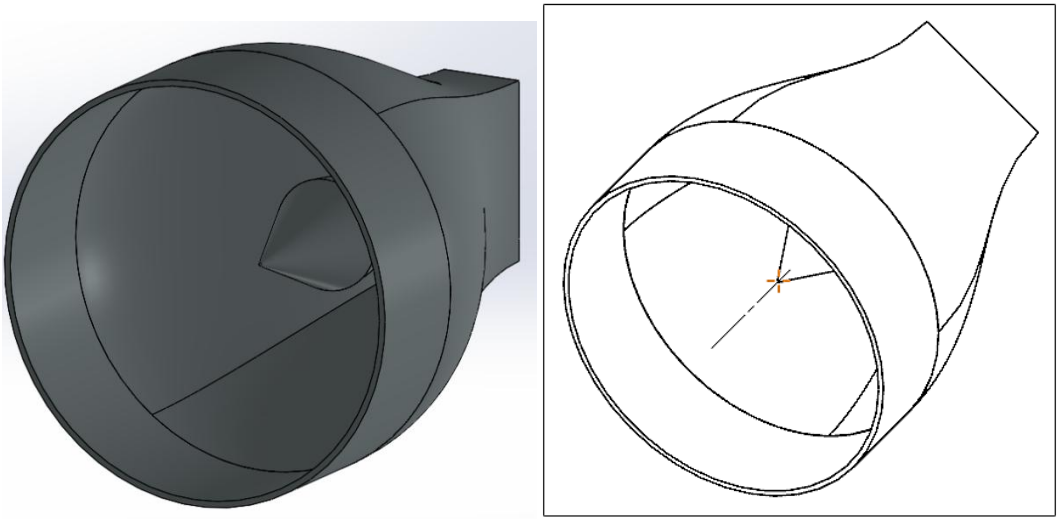


Görsel 8: Lineer Aerospike Lüle İzometrik Görünüm





Görsel 9: Lineer Kesintisiz Çan Lüle (Lineer Aerospike)CAD ve Teknik Resim Görüntüsü



Görsel 10: Lineer Aerospike Lüle İzometrik Görünüm

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Akış alanı simülasyonları, Sonlu Hacimler Yöntemi'ne (FVM) dayalı ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) yazılımı SolidWorks Flow Simulation kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ramjet/Aerospike lülesi içindeki akışın ve art izinin (wake) eksenel simetrik doğası göz önüne alınarak, hesaplama maliyetini optimize etmek adına analizler 2-boyutlu (2D) eksenel simetrik düzlemde yürütülmüştür.

Fiziksel Modeller ve Çözücü Ayarları: Süpersonik rejimdeki şok dalgalarını ve sıkıştırılabilirlik etkilerini yüksek doğrulukla modelleyebilmek adına, yazılımın Favre-ortalamalı Navier-Stokes denklemlerini çözen, sıkıştırılabilir akış (compressible flow) özelliği aktif edilmiştir. Akışkan olarak hava tanımlanmış olup, yüksek hız ve sıcaklık değişimlerini kapsayacak şekilde İdeal Gaz yasası uygulanmıştır.Türbülans modellemesinde, SolidWorks Flow Simulation'ın standart çözücüsü olan ve geniş bir akış rejimi yelpazesinde (laminer, türbülanslı ve geçiş bölgeleri) kararlı sonuçlar veren Modifiye k-epsilon Türbülans Modeli tercih edilmiştir. Bu model, sınır tabaka etkileşimlerini çözümlemek için İki Ölçekli Duvar Fonksiyonları (Two-Scale Wall Functions) yaklaşımını kullanmaktadır[].

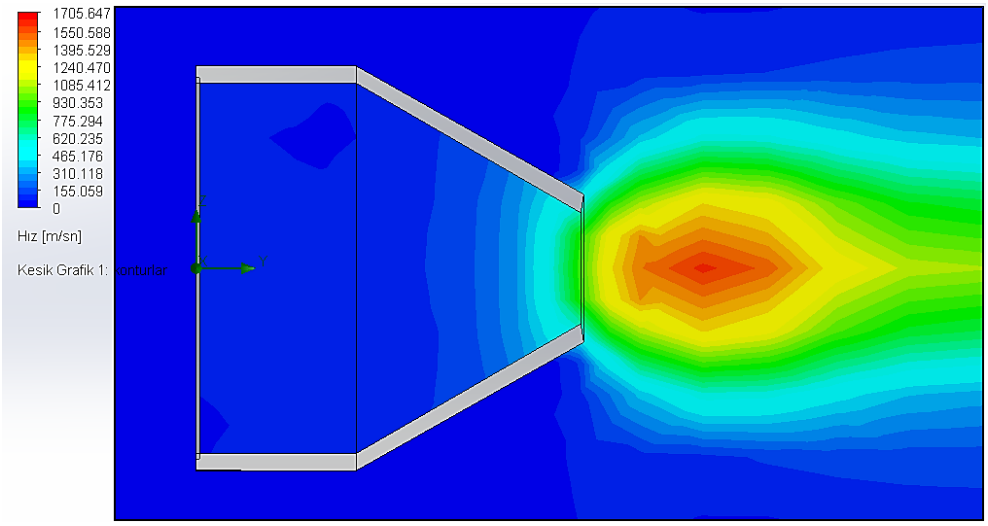
Ağ Yapısı (Meshing) ve Hesaplama Alanı: Hesaplama alanı (computational domain), lüle çıkışındaki Mach disklerini ve art izi bölgesini kapsayacak şekilde çıkış çapının yaklaşık 20 katı uzunluğunda geniş tutulmuştur. Ağ yapısı oluşturulurken, SolidWorks'ün "Immersed Boundary Cartesian Mesh" teknolojisi kullanılmıştır.

Giriş (Inlet Total Pressure): Toplam basınç (P0) ve durgunluk sıcaklığı (T0), AeroTech M1850W katı yakıtlı roket motorunun iç balistik verileri (41 Bar / 2900 K) referans alınarak belirlenmiştir.

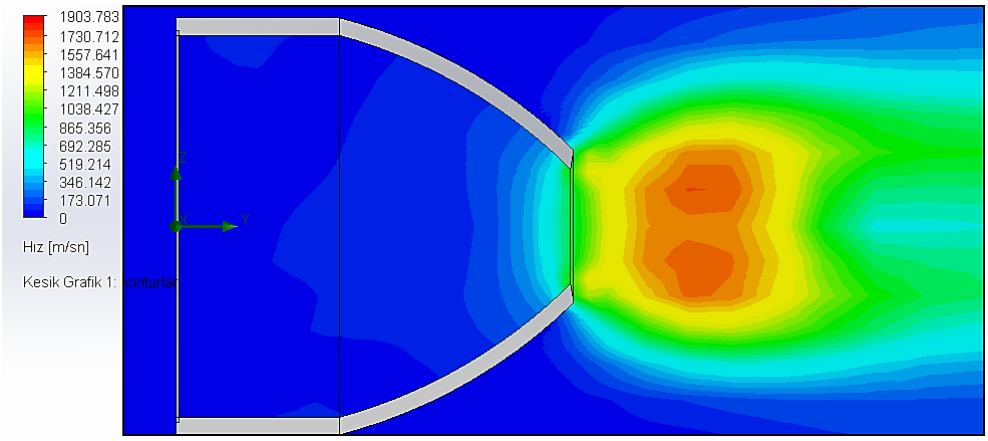
Çıkış (Environment Pressure): Değişken irtifa koşullarını simüle etmek amacıyla, ortam basıncı (Pamb) deniz seviyesinden hedef irtifaya kadar (Statik Basınç) parametrik olarak tanımlanmıştır.

Duvarlar (Walls): Lüle ve tıkaç (spike) yüzeylerinde kaymama (no-slip) koşulu ve adyabatik duvar yaklaşımı uygulanarak ısı transferi ihmal edilmiştir.

Konik ve Çan Tipi Lüle



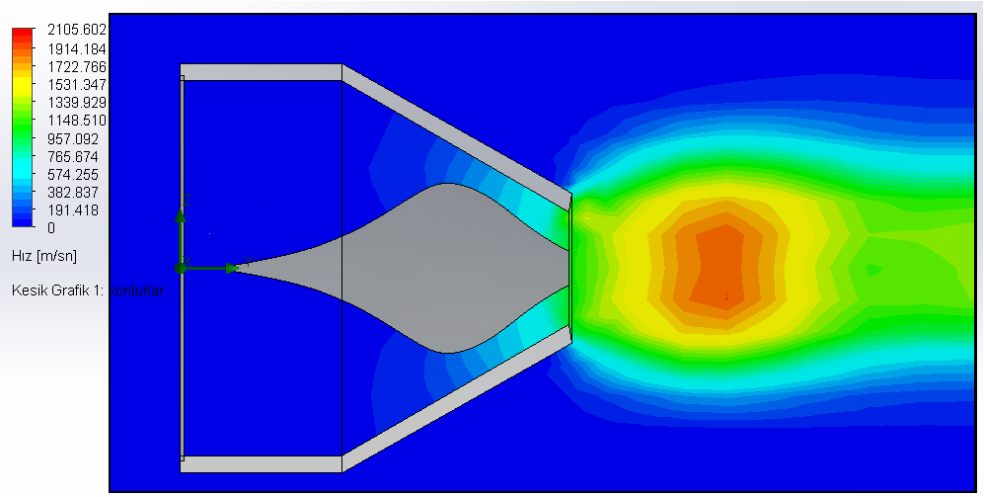
Görsel 11: Konik Lüle Tipinde CFD Hız Analiz Görüntüsü



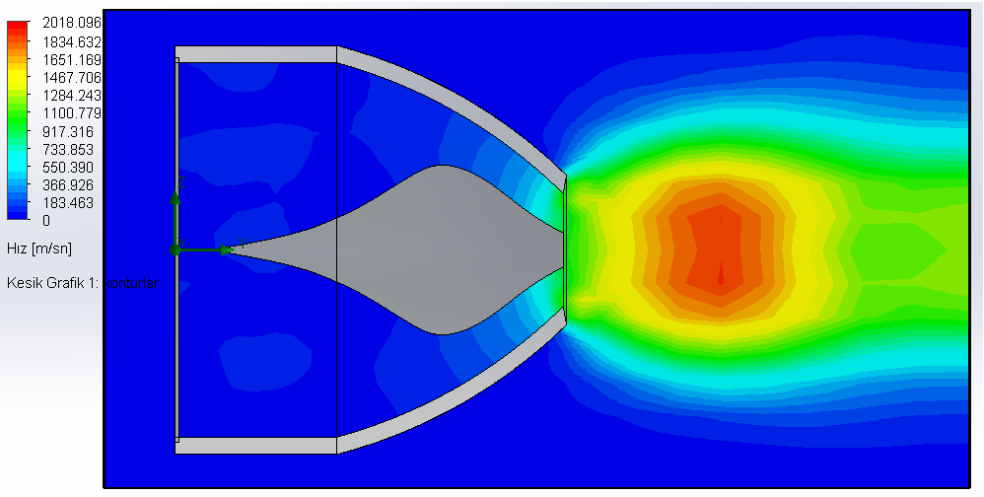
Görsel 12: Çan Lüle Tipinde CFD Hız Analiz Görüntüsü

Bu aşamada Konik ve Çan Tipi lülelerin akış analizleri yapılarak karşılaştırılmıştır. M1850W roket motorunun termodinamik sınır şartları (P0=41Bar, T0=2900K) altında gerçekleştirilen hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) analizleri, lüle dış cidar (cowl) geometrisinin itki performansı üzerindeki belirleyici rolünü Karakteristikler Yöntemi (MOC) prensipleri çerçevesinde ortaya koymaktadır. Doğrusal (konik) duvar profiline sahip tasarımın analizi incelendiğinde, egzoz gazlarının lüle çıkışında tam olarak eksenel doğrultuya yönlendirilemediği ve önemli ölçüde "diverjans kaybı" (divergence loss) yaşandığı görülmüştür. MOC prensiplerine aykırı olan bu durum, akış vektörlerinin radyal bileşenlerinin sönümlenememesine ve çıkış hızının 1705m/sn seviyesinde sınırlı kalmasına neden olmuştur. Buna karşılık Karakteristikler Yöntemi ile uyumlu olarak tasarlanan kavisli (parabolik/çan) geometri, süpersonik genişleme dalgalarını (Prandtl-Meyer expansion waves) kademeli olarak karşılayarak akışın momentumunu eksenel yöne optimize etmiştir. Kavisli duvar yapısı, gazın yanlara doğru dağılma eğilimini minimize ederek genişleme enerjisini itkiye dönüştürmede çok daha yüksek bir verimlilik sağlamıştır. Nitekim analiz sonuçları, kavisli geometrinin çıkış hızını 1903 m/sn değerine taşıdığını göstermektedir. Konik tasarıma kıyasla elde edilen yaklaşık 200 m/sn'lik hız artışı (%11.6'lık performans farkı) yüksek basınçlı roket motorlarında dış duvar eğriliğinin akış ayrılmasını önleme ve izontropik genişlemeyi maksimize etme konusundaki kritik önemini doğrulamaktadır.

Kesik Uçlu Konik ve Çan Tipi Lüle (Thruncated Aerospike)



Görsel 13:Kesik Uçlu Konik Lüle CFD Hız Analizi

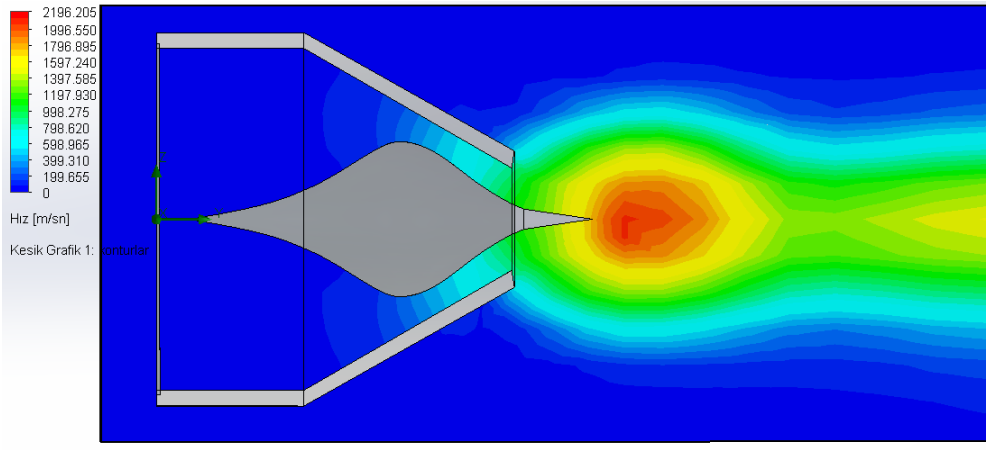


Görsel 14: Kesik Uçlu Çan Lüle CFD Hız Analizi

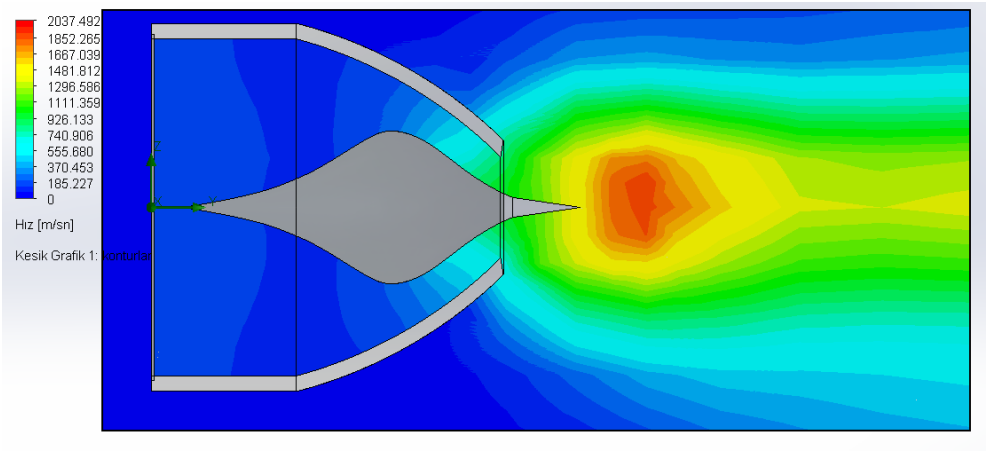
Bu aşamada Kesik Uçlu Konik ve Çan Tipi Lülelerin CFD analizlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Çan tipi dış cidar, estetik bir görünüm sunsa da akış dinamiği açısından gazın doğal genişleme sürecine erken müdahale ederek performansı sınırlamış ve çıkış hızının 2018 m/sn seviyesinde kalmasına neden olmuştur. MOC teorisine göre aerospike lülelerde akışın dış dudaktan (cowl lip) ayrıldığı anda oluşan Prandtl-Meyer genişleme dalgalarının içteki tıkaç (spike) yüzeyine belirli bir açıyla çarpması gerekir. Ancak kavisli dış duvar, gazı erkenden eksenel doğrultuya zorlayarak bu dalga formasyonunu bozmakta ve gazın tıkaç yüzeyine tam kapasiteyle baskı yapmasını engellemektedir. Bu durum, akışın potansiyel enerjisinin bir kısmının itkiye dönüşemeden lüle içinde sönümlenmesine yol açmaktadır.

Konik Dış cidar, akışa ideal bir sınır koşulu sağlayarak çıkış hızını 2105 m/sn seviyesine taşımış ve aerodinamik açıdan üstünlüğünü kanıtlamıştır. Doğrusal duvar yapısı, gazın genişleme dalgalarına müdahale etmeyerek akışın içteki kavisli tıkaç yüzeyiyle mükemmel bir uyum içinde (Coandă etkisi) hareket etmesine ve lüle arkasındaki "sanal aerodinamik tıkacın" (wake region) daha güçlü ve simetrik oluşmasına olanak tanımıştır. Sonuç olarak M1850W motorunun yüksek basınçlı akışını yönetmek için doğrusal dış cidar ve kavisli iç tıkaç kombinasyonu, MOC prensipleriyle tam örtüşerek %4.3'lük bir performans artışı sağlayan en verimli geometri olarak belirlenmiştir.

Kesintisiz Konik ve Çan Tipi Lüle (Toroidal Aerospike)



Görsel 15: Aerospike Konik Lüle CFD Hız Analizi

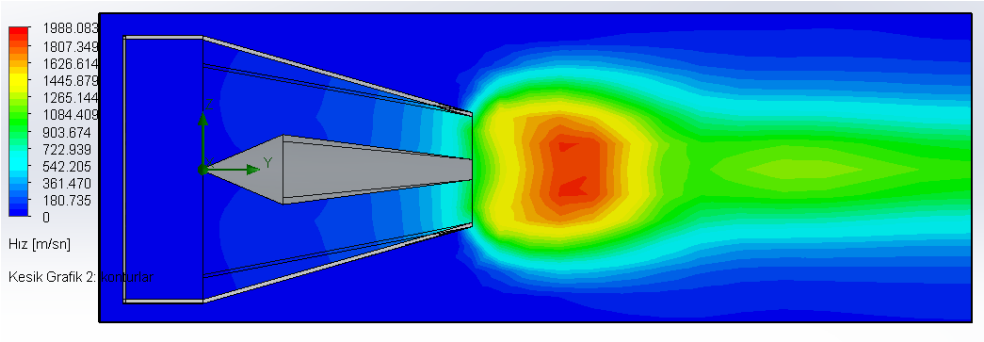


Görsel 16: Aerospike Çan Lüle CFD Hız Analizi

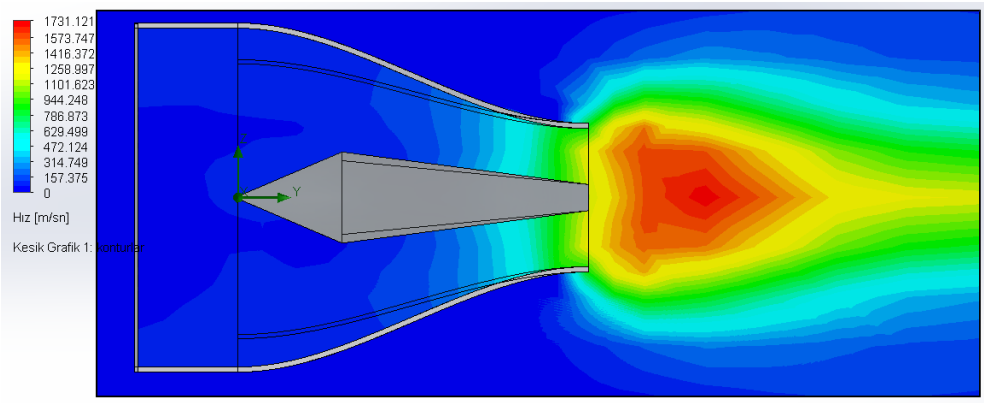
Bu aşamada Kesintisiz Konik ve Çan Tipi Lülelerin CFD analizlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Analiz sonuçları incelendiğinde, doğrusal (konik) dış cidar yapısına sahip olan tasarımın, aerodinamik performans açısından en verimli konfigürasyon olduğu görülmektedir. CFD simülasyonunda elde edilen 2196 m/sn'lik maksimum çıkış hızı, bu geometrinin MOC prensipleriyle tam uyumlu çalıştığını kanıtlamaktadır. Doğrusal dış duvar, akışın lüle dudağından (cowl lip) ayrıldığı anda oluşan Prandtl-Meyer genişleme dalgalarının formasyonunu kısıtlamadan, gazın içteki tıkaç (spike) yüzeyiyle ideal bir etkileşime girmesine olanak tanımıştır. Bu serbest genişleme sayesinde, lüle arkasında oluşan aerodinamik art izi (wake region) daha uzun ve kararlı bir yapı sergilemiştir. Potansiyel enerji maksimum düzeyde kinetik enerjiye dönüştürülmüştür.

Buna karşılık, kavisli (çan tipi) dış cidar geometrisinin kullanıldığı tasarımda, çıkış hızı 2037 m/sn seviyesinde kalarak yaklaşık 160 m/sn'lik bir hız kaybı yaşanmıştır. MOC perspektifinden değerlendirildiğinde, dış duvarın kavisli yapısı, gazın doğal genişleme sürecine erken müdahale ederek akışı lüle çıkışından önce eksenel doğrultuya zorlamaktadır. Bu durum, genişleme dalgalarının tıkaç yüzeyine optimum açıyla çarpmasını engelleyerek kısmi sıkışmalara ve verim kaybına yol açmıştır. Sonuç olarak, aerospike lülelerde dış cidarın kavisli olması, "serbest dış genişleme" mekanizmasını baskıladığı için doğrusal tasarıma göre daha düşük performans sergilemiştir.

Lineer Kesintisiz Konik ve Çan Tipi Lüle (Lineer Aerospike)



Görsel 17: Lineer Aerospike Konik Lüle CFD Hız Analizi



Görsel 18: Lineer Aerospike Çan Lüle CFD Hız Analizi

Bu aşamada Lineer Aerospike Konik ve Çan Tipi Lülelerin CFD analizlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Kavisli (çan tipi) dış cidar ve konik iç tıkaç kombinasyonu, geometrik uyumsuzluk nedeniyle ciddi bir performans kaybı yaşamış ve çıkış hızı 1731 m/sn seviyesinde kalmıştır. Karakteristikler Yöntemi (MOC) açısından değerlendirildiğinde, kavisli dış duvarın oluşturduğu sıkıştırma dalgaları ile konik tıkacın oluşturduğu eğik şok dalgaları (oblique shocks) birbirini sönümlemek yerine lüle içerisinde karmaşık bir girişim deseni oluşturmuştur. Kavisli dış duvar, akışı içe doğru yönlendirmeye çalışırken, düz yüzeyli tıkaç akışın doğal genişleme açısına direnç göstermiş; bu durum boğaz bölgesinde akışın boğulmasına ve potansiyel enerjinin kinetik enerjiye tam olarak dönüşemeden türbülansa harcanmasına neden olmuştur.

Buna karşılık, ikinci tasarımda kullanılan doğrusal (konik) dış cidar ve konik iç tıkaç kombinasyonu, geometrik uyum sayesinde 1988 m/sn çıkış hızına ulaşarak yaklaşık %15'lik bir performans artışı sağlamıştır. Bu konfigürasyonda, dış duvar ve iç tıkaç yüzeylerinin birbirine paralel ve doğrusal yapısı, gazın genişleme sürecini (expansion process) daha öngörülebilir ve stabil kılmıştır. MOC prensiplerine göre ideal izontropik eğri olmasa da, "doğrusal-doğrusal" eşleşmesi, akışın ayrılmadan yüzeyleri takip etmesini kolaylaştırmış ve kavisli tasarımda yaşanan şok kaynaklı kayıpları minimize etmiştir. Sonuç olarak, eğer iç tıkaç üretimi kolaylığı için konik seçilecekse, dış cidarın da mutlaka konik (doğrusal) olması gerektiği kanıtlanmıştır.

Sonuç

Bu çalışmada, AeroTech M1850W katı yakıtlı roket motorunun termodinamik çalışma koşulları (P0=41Bar, T0=2900K) referans alınarak tasarlanan farklı aerospike lüle konfigürasyonlarının gaz dinamik performansı, Karakteristikler Yöntemi (MOC) ve Navier-Stokes denklemlerine dayalı sayısal analizler (CFD) ile incelenmiştir. Lüle dış cidar (cowl) geometrisi ve iç tıkaç (plug) profilinin etkileşimi üzerine yürütülen parametrik analizler, süpersonik genişleme rejiminde aerodinamik verimliliği belirleyen kritik mekanizmaları ortaya koymuştur. Elde edilen bulgular ışığında, dış cidar geometrisinin lüle çıkışındaki genişleme fanı (expansion fan) üzerindeki etkisi belirleyici olmuştur. Analiz sonuçları, doğrusal (konik) dış cidar profiline sahip geometrinin, kavisli (çan tipi) profile kıyasla akışın doğal

genişleme sürecine daha uyumlu olduğunu göstermektedir. Kavisli dış cidar yapısı, akışın lüle boğazından (throat) ayrılmasını takiben oluşan Prandtl-Meyer genişleme dalgalarını erkenden eksenel doğrultuya zorlayarak, iç akış alanında istenmeyen sıkıştırma dalgalarının (compression waves) oluşumuna ve momentum kayıplarına neden olmuştur. Buna karşılık, doğrusal dış cidar konfigürasyonu, akışın dış dudaktan (cowl lip) serbestçe genişleyerek iç tıkaç yüzeyi üzerinde tam gelişmiş bir izontropik akış oluşturmasına olanak tanımış ve 2196 m/sn maksimum çıkış hızına ulaşılarak sistemin toplam itki verimliliği maksimize edilmiştir.İç tıkaç geometrisinin etkisi incelendiğinde, MOC prensipleriyle türetilen kavisli (izontropik) profilin, akış ayrılmasını (flow separation) önleyerek gazın kinetik enerjisini en verimli şekilde koruduğu görülmüştür. Doğrusal (konik) tıkaç profili kullanıldığında ise, yüzey eğimindeki süreksizlikler nedeniyle akış içerisinde eğik şok dalgaları (oblique shocks) gözlemlenmiş, bu durum çıkış hızında yaklaşık %9 oranında bir düşüşe (1988 m/sn) yol açmıştır. Ayrıca, tıkacın uç kısmının kesilmesiyle (truncation) elde edilen geometrinin analizi, lüle taban bölgesinde oluşan devirdaim (recirculation) bölgesinin "aerodinamik bir tıkaç" gibi davranarak akış stabilitesini koruduğunu göstermiştir. Kesik uçlu tasarımın 2105 m/sn çıkış hızı ile tam boy tıkaca kıyasla ihmal edilebilir bir performans kaybı (%4.1) yaşatması, bu geometrinin ısıl yüklerin yönetimi ve ağırlık optimizasyonu açısından en uygun mühendislik çözümü olduğunu kanıtlamaktadır.Sonuç olarak, yüksek basınçlı katı yakıtlı roket motorlarında aerospike lüle uygulamasında; dış genişleme bölgesinin serbestliğini sağlayan doğrusal bir dış cidar ile şoksuz genişlemeyi garanti eden MOC tabanlı kavisli bir iç tıkacın entegrasyonu, teorik sınırları zorlayan en üstün aerodinamik performansı sunmaktadır.

4. Kaynakça

Anderson, J. D. (2017). Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. McGraw-Hill Education.

Hagemann, G., Immich, H., Nguyen, T. V., & Dumnov, G. E. (1998). "Advanced Rocket Nozzles". Journal of Propulsion and Power, 14(5), 620-634.

Kulkarni, V., & Senthil Kumar, M. (2017). "Redesigning and Analysis of Aerospike Nozzle by Spike Length Optimization". International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), 6(3), 260-265.

Pandey, K. M., & Singh, A. P. (2010). "CFD Analysis of Conical Nozzle for Mach 3 at Various Angles of Divergence". International Journal of Chemical Engineering and Applications, 1(2), 179-185.

Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2016). Rocket Propulsion Elements. John Wiley & Sons.

Tomita, T., Takahashi, M., & Tamura, H. (2016). "Flow Field Analysis of an Aerospike Nozzle for a Rocket Engine". Journal of Space Engineering, 9(1), 15-24.

Verma, S. B. (2009). "Performance Characteristics of an Annular Conical Aerospike Nozzle with Freestream Effect". Journal of Propulsion and Power, 25(2), 470-478.

Zuev, V. S., & Makaron, V. S. (1972). Theory of Ramjet and Rocket-ramjet Engines. Joint Publications Research Service.

Ostras, V. N., & Penzin, V. I. (2004). "Experimental Investigation of Thrust Characteristics of Nozzles with Centerbody". Aerospace Science and Technology, 38(2), 112-120.

Angelino, G. (1964). "Approximate Method for Plug Nozzle Design". AIAA Journal, 2(10), 1834-1835.

Onofri, M. (2002). "Plug Nozzles: Summary of Flow Features and Engine Performance". 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2002-3988.

Heiser, W. H., & Pratt, D. T. (1994). Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA Education Series.

Besnard, E., et al. (2002). "Design, Manufacturing and Test of a Plug Nozzle Rocket Engine". 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2002-4042.

Ito, T., Fujii, K., & Hayashi, A. K. (1999). "Computations of the Flow Field of a Plug Nozzle with Lateral Fences". Journal of Propulsion and Power, 15(2), 254-260. Verma, S. B. (2009). Performance Characteristics of an Annular Conical Aerospike Nozzle with Freestream Effect. *Journal of Propulsion and Power*, 25(2), 470-478.

Zuev, V. S., & Makaron, V. S. (1972). *Theory of Ramjet and Rocket-ramjet Engines*. Joint Publications Research Service.

Keşif Amaçlı Mini IHA Tasarımı, Üretimi ve Performansının Iyileştirilmesi

Yusuf Alperen Cihan[1]*, Prof. Dr. Tuğrul Oktay[2]

1 Havacılık ve Uzay Fakültesi, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

2 Havacılık ve Uzay Fakültesi, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: cihanalperen06@gmail.com

Abstract

Günümüzün modern keşif ve gözetleme operasyonlarında, hafif, maliyet-etkin ve yüksek hareket kabiliyetine sahip Mini İnsansız Hava Araçları (MİHA), stratejik karar alma süreçlerinin vazgeçilmez bir unsuru haline gelmiştir. Ancak, operasyonel verimlilik ve uçuş süresi/menzili gibi kritik performans parametrelerinin iyileştirilmesi, MİHA tasarımında sürekli bir mühendislik zorluğu oluşturmaktadır. Bu bağlamda, bu tez çalışmasının temel amacı, belirlenen keşif görev profiline özgü gereksinimleri karşılamak üzere, yenilikçi bir aerodinamik konfigürasyona sahip mini İHA'nın kavramsal tasarımını, üretimini ve performans optimizasyonunu gerçekleştirmektir.

Keywords: mini iha, iha tasarım, airfoil seçimi, performans optimizasyonu

Introduction

Son yıllarda, İnsansız Hava Araçları (İHA) tarım, askeri operasyonlar, gözetleme, atmosfer araştırmaları ve arama-kurtarma gibi pek çok uygulamadaki performanslarını artırma amacıyla birçok araştırmacıların odak noktası haline gelmiştir. Görev gereksinimlerine bağlı olarak, İHA sistemleri temel olarak sabit kanatlı ve döner kanatlı olmak üzere iki ana kategoriye ayrılır. Aerodinamik performansı, manevra kabiliyeti, yük taşıma kapasitesi ve gizli operasyonlar açısından öne çıkan sabit kanatlı İHA'ların kilit bileşeni, kalkış kuvvetini sağlayan kanatlardır. Bu nedenle, hedeflenen uçuş performansını yakalamak için, İHA'nın genel özellikleri belirlendikten sonra, kanadın iki boyutlu kesit şekli olan kanat profil seçimi hayati öneme sahiptir.

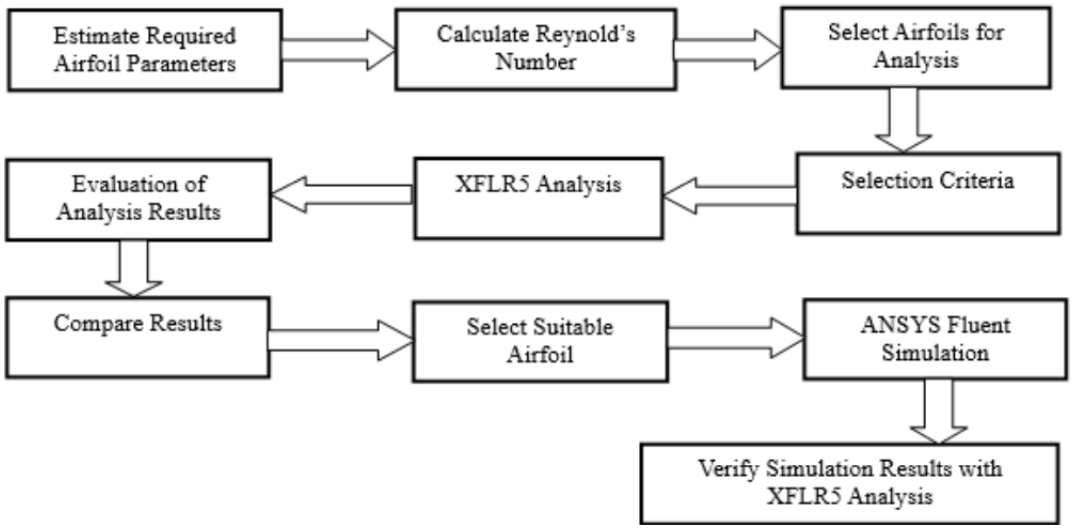
Kanat profillerinin çeşitli uygulamaları, düşük Reynolds sayılarında yüksek kaldırma kuvveti üretmek için uygundur. Bu uygulamalar arasında rüzgar türbini kanatları, çapraz akışlı fanların kanat profili seçimi, planörlerin kanat profilleri ve eğlenceli uçuşlar ve yarışmalar için tasarlanmış İHA'lar yer alır. [3] Eppler serisi kanat profilleri, ses altı yerel akıştaki hız dağılımları için uygundur. Bunlar, öngörülen hız dağılım özelliklerine sahip birleşik konformal eşleme yöntemi, belirli kanat profilleri etrafındaki potansiyel akışın analizi için bir panel yöntemi ve integral sınır tabakası yöntemine dayalı olarak kodlanmıştır [4].

Bu çalışmanın amacı, sabit kanat mini iha için uygun kanat profile analizi, seçimi ve ön dizaynın analizi üzerinde duracaktır.

Methodology

Reynold sayısı, uçuş kalkış, seyir, durma ve servis tavanı koşullarında tahmin edilmiştir. Kanat profili verileri, XFLR5 yazılımında analiz modellemesi için kanat profili veritabanı sitesinden elde edilmiştir. Analiz sonuçları, tasarım projesi için en uygun kanat profilini seçmek amacıyla

incelenmiştir. ANSYS Fluent seçilen kanat profilinin performansını simüle etmek için kullanıldı. Fluent simülasyonundan elde edilen sonuçlar, XFLR5 analizinden elde edilen sonuçları doğrulamak için kullanıldı. Kanat profil seçimi aşağıda ki şemada gösterilmiştir.



Figür 1: Airfoil seçim şeması

Çalışma Özeti

Sabit kanat mini iha kanat profile seçimi için dört adet kanat profilleri kullanılmıştır. Bunlar sırasıyla, E423, Sd3073, S1223 ve Naca64a410. Konsept İha dizayn dataları ise Azami kalkış ağırlığı (W_{TO}) 10kg, seyir irtifası 100m, servis tavanı 1000m, seyir hızı (V_c) 20m/s Kalkış hızı (V_{TO}) 14.5m/s ve stall hızı(V_s) 13m/s olarak bulunmuştur.

Reynolds Sayısı

Analiz için bir kanat profili seçilmeden önce Reynold sayısının tahmin edilmesi gerekir. Reynold sayısı, bir nesne üzerindeki akışkan akışının laminer mi yoksa türbülanslı mı olduğunu tahmin etmeye yardımcı olur. Daha yüksek bir sayı, baskın türbülans anlamına gelir çünkü akışkan akışı veya nesne ölçeği, akış viskozitesine göre büyüktür ve bu da şu ifade kullanılarak tahmin edilebilir. [1]

$Re = \boldsymbol{\rho}.V.x/\mu$

Ayrıca uçuş irtifasına, sıcaklığa, viskoziteye, hıza, yoğunluğa ve kanat profili ortalama aerodinamik akoruna (MAC) bağlıdır. Kinematik viskozite (υ) şu şekilde de hesaplanabilir.

$\upsilon = \mu/\boldsymbol{\rho}$

Burada x akışkanın içinde bulunan airfoilin karakteristik uzunluğu, **ρ** havanın yoğunluğu, V havanın hızı ve μ akışkanın dinamik vizkozitesidir.

Kaldırma kuvveti ve sürtünme kuvveti Reynolds sayısının bir fonksiyonlarıdır. Daha yüksek bir Re, durmanın başlangıcını geciktirir (daha yüksek durma hücum açısı) ve daha yüksek bir maksimum kaldırma katsayısı ($Clmax$) anlamına gelirken, daha düşük bir Re, erken durma, daha düşük $Clmax$

ve durma hücum açısı (αs) anlamına gelir [6]. Uluslararası Atmosfer Standartları'ndan (ISA) alınan Re ve υ değerleri, kalkış, seyir irtifası, servis tavanı ve durma koşulları için hesaplanmıştır.

Tablo 1: Reynolds sayıları ve Kinematik vizkozite

Kondisyonlar	V(m/s)	İrtifa(m)	Re	Y(m^2/s)
Kalkış	14.5	0	161456	1.796153E-05
Seyir	20	100	222700	1.796136E-05
Stall	13	100	144745	1.796136E-05
Tavan	20	1000	222718	1.795990E-05

Airfoil'in gerekli Aerodinamik Karakteristikleri

Kanat tasarım verilerine dayanarak kanat profilinin gerekli aerodinamik özellikleri hesaplandı. Tahmin edilen kanat alanı (S) =0.778m^2, Kalkış ağırlığı (W_{TO}) = 10kg, kanat açıklığı (b) = 2.5, Ar= 8, V_{TO} = 14.5 m/s, V_c = 20m/s ve V_s = 13m/s ve aerodinamik gereksinimler için kullanılmıştır.

Seyir için gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısı (Cl_c)

$Cl_c = 2*W_{TO}*g/ \boldsymbol{\rho}_c*V^2*S = 0.514$

Kalkış için gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısı(Cl_{TO})

$Cl_{TO} =2*W_{TO}*g/\boldsymbol{\rho}*V*S=0.98$

Kanat Seyir Katsayısı (Cl_w)

$Cl_w=Cl_c/0.95=0.54$

Kanat airfoil ideal kaldırma katsayısı(Cl_i)

$Cl_i= Cl_w/0.9=0.6$

İha maksimum kaldırma kuvveti katsayısı(Cl_{max})

$Cl_{max}=2*W_{TO}*g/\boldsymbol{\rho}*V^2*S=1.22$

Kanat maksimum kaldırma kuvveti katsayısı(Cl_{maxw})

$Cl_{maxw}= Cl_{max} /0.95=1.28$

Airfoil seçim Kriteri

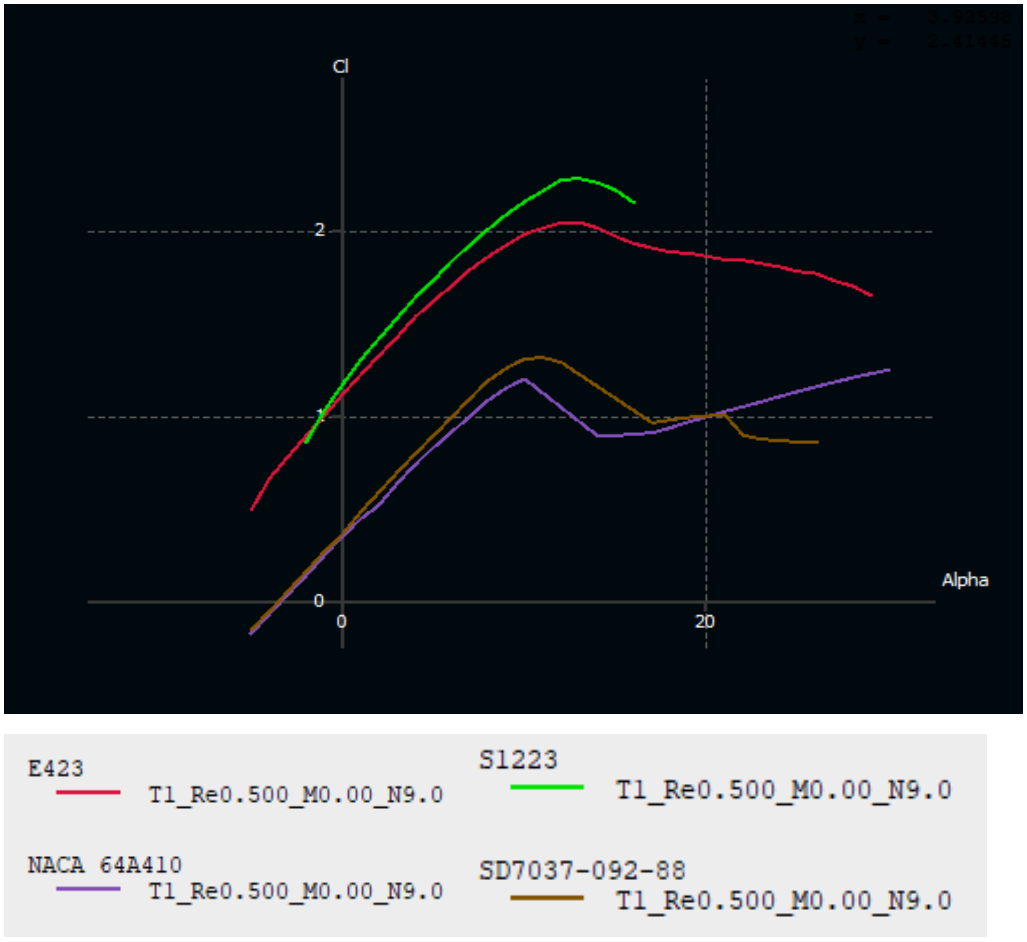
Kanat profili veritabanı sitesinde çeşitli kanat profilleri mevcuttur ve bir İHA kanadı için en iyi kanat profilini seçmek için uygun kriterleri takip edilir. Bunlar aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 2: Airfoil seçim kriterleri

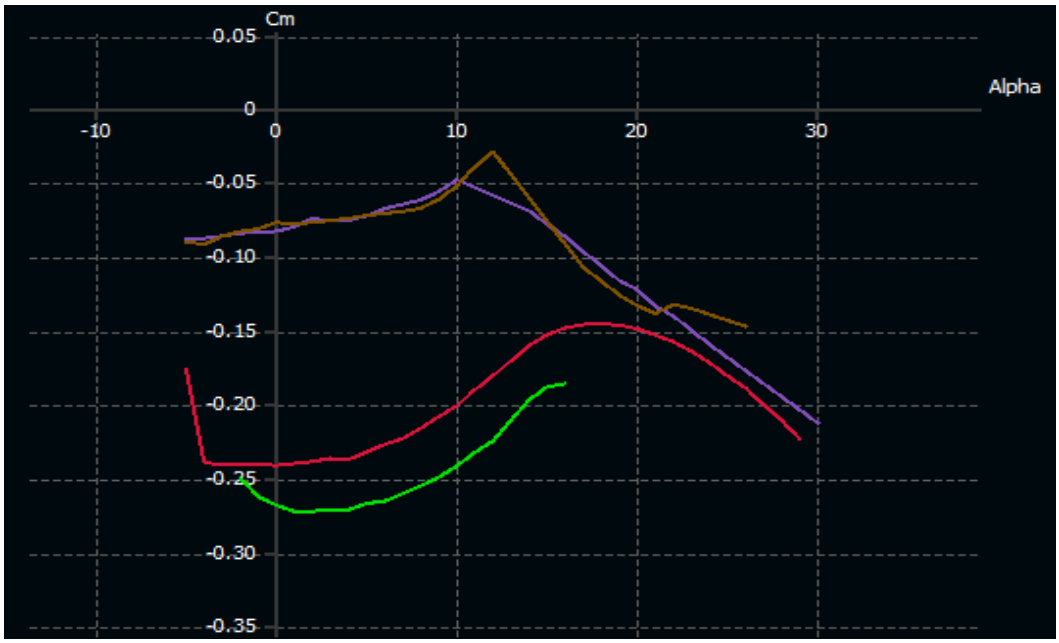
S/N	Parametreler	Gereksinimler
1	Cl	Maksimum
2	Cd	Minimum
3	Cl/Cd	Maksimum
4	Stall	Yumuşak
5	Cm	Sıfıra yakın

Airfoil Grafik Analizleri

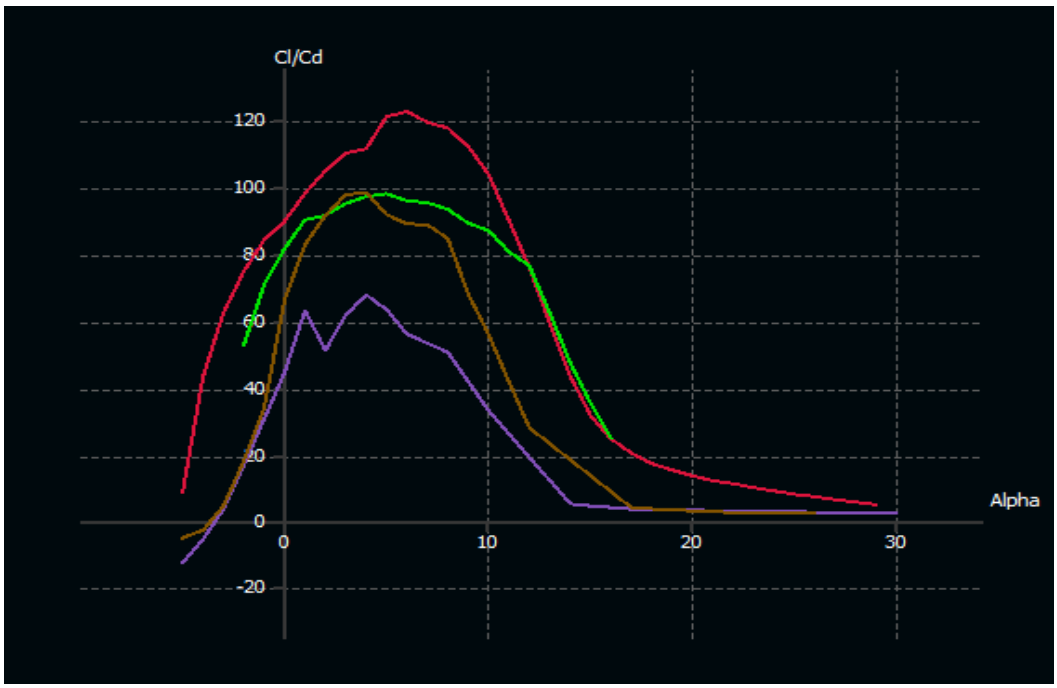
Airfoillerin karakteristik analizleri Xflr5'deki xfoil analiz yardımıyla bulunmuştur.Airfoiller sırasıyla E423,Sd3073,S1223 ve Naca64A410.Analiz sırasında tip-1 analiz kullanılmıştır ve N crit olarak 9 olarak belirlenmiştir.Artış aralığı -5 ile 20 derece arasında ve artış hızı olarak 1 derece olarak ayarlanmıştır.



Figür 2: Cl vs alpha grafiği

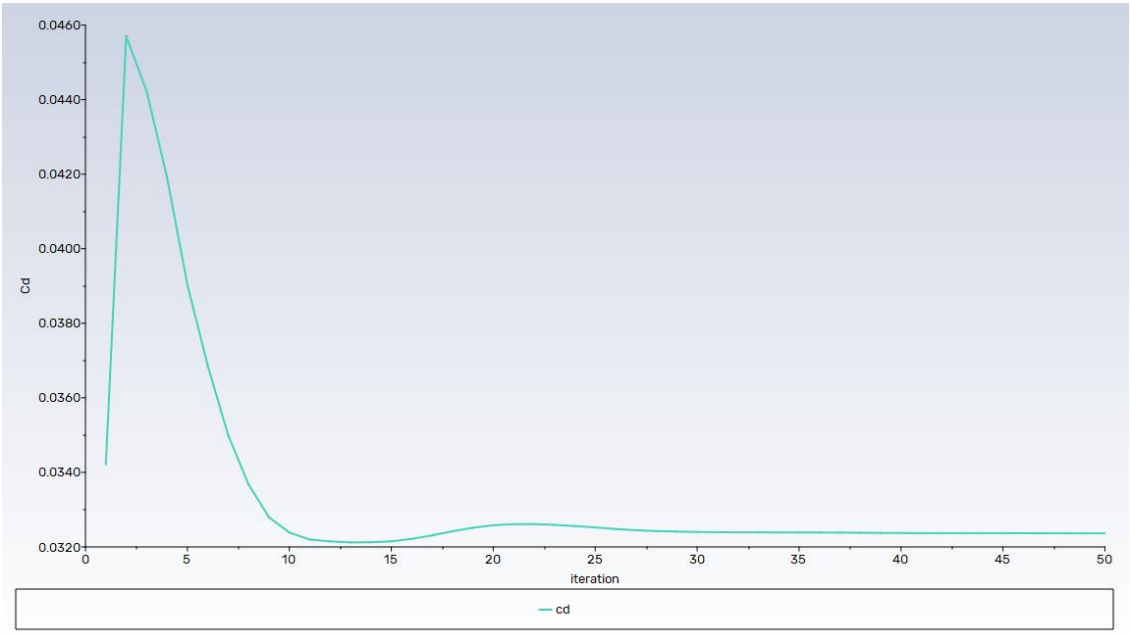


Figür 3: Cm vs alpha grafiği

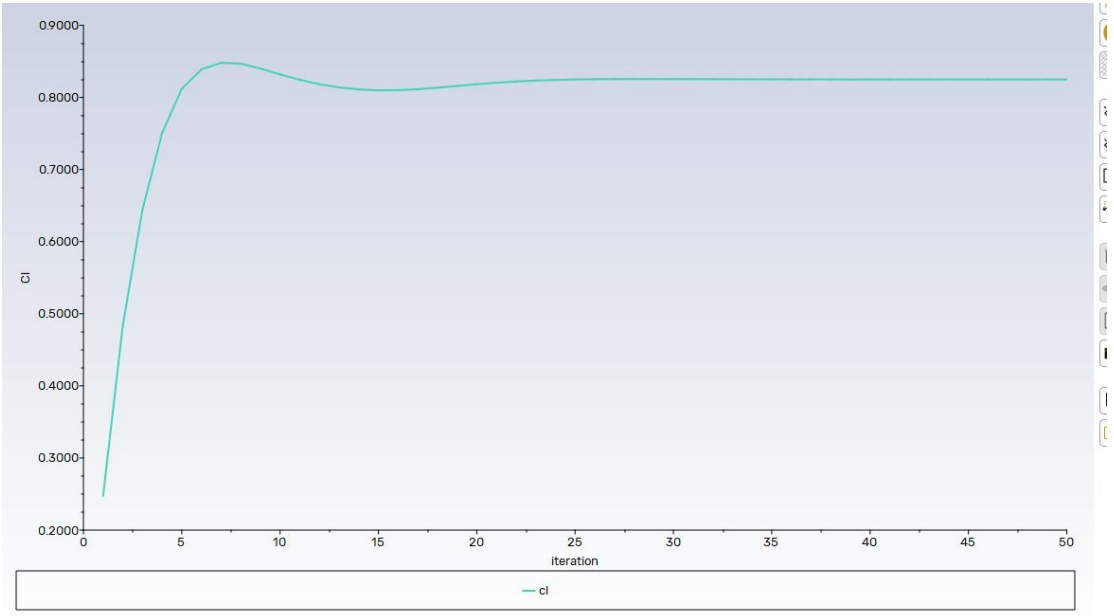


Figür 4: Cl/Cd vs alpha grafiği

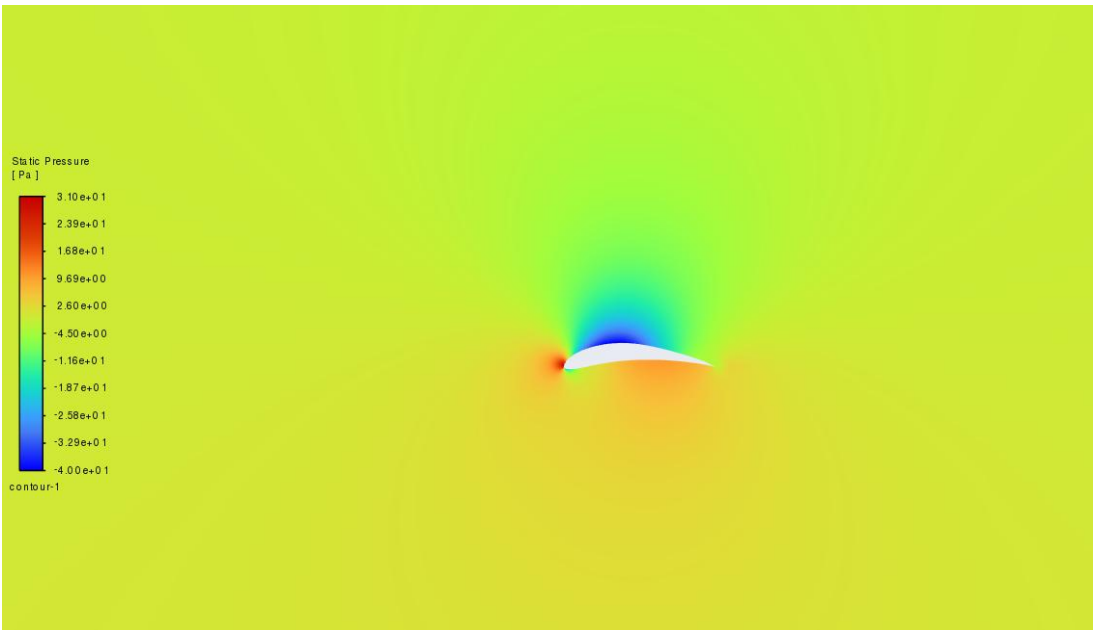
Xflr 5 sonuçlarına göre görev tanımına en uygun kanat profile olarak E423 belirlenmiştir. Kanat profilinin numerik sonuçlarının doğrulanması için Ansys Fluent kullanılmıştır ve sonuçlar şu şekildedir.



Figür 5: Cd yaklaşım eğrisi



Figür 6: Cl yaklaşım eğrisi



Figür 7: Kanat profilinin basınç dağılımı

Conclusions

Sabit kanatlı bir İHA'nın kaldırma kuvveti esas olarak kanat bileşeni tarafından üretilir. Kanat profili analizi ve seçimi için uygun bir metodoloji, kanat geliştirme için uygun kanat profilinin seçimi konusunda daha iyi bir fikir verir. Kanat profili seçim süreci, söz konusu İHA uygulaması için tasarım gereksinimlerine dayanmaktadır. Bu çalışma, etkili kanat profili seçimi ve analizi için çeşitli adımları ayrıntılı olarak açıklamaktadır. Bu çalışmada ağırlıklı olarak XFLR5 ve ANSYS Fluent'te XFoil analizi kullanılmıştır. Analizden elde edilen aerodinamik performans özellikleri, iyi bir kaldırma performansı ve sınırlı sürüklenme ile büyük ölçüde kabul görmüştür.

References

1)Anoop, G., Meharu, G., & Rajesh, A. K. (2017). Conceptual Design of Amphibious Aircraft. *Journal of Aerospace* Sciences *and Technologies*, 226-233.

2) Durmus S, Ulutas A (2021) Numerical Analysis of NACA 6409 And Eppler 423 Airfoils. Journal of Polytechnic, Turkey. ISSN: 2147-9429

3) Eppler R (1990) Airfoil Design and Data. Springer-Verlag Berlin Heidelberg Gmbh. Doi:10.1007/978-3-662-02646-5

4) Laurence R. NewcomeUnmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles (2004) American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Doi:10.2414/4.868894

5) Raymer D.P (1989) Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA Education Series, Washington, DC

6) Sandapeta S.V, Parre S.K, Dedeepya Y, Al-Aidroos H.J, Reddy M.V.K (2019) Design and Analysis Of Flying Wing UAV Using XFLR5. International Journal of Advancements In Mechanical And Aeronautical Engineering. Vol 6, Iss 1. ISSN: 2372-4153

İnsansız Hava Araçlarının Geometrik Yol Planlaması İçin Back-And-Forth ALGORİTMASI

Ceyda Nur ÜNAL[1]*

1 Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: unalceydanur@gmail.com

Özet

İnsansız Hava Araçları (İHA) ve İnsansız Savaş Hava Araçları (SİHA) için otonom yol planlaması, mesafe, tehditlerden kaçınma, manevra kabiliyeti ve hesaplama maliyeti gibi çoklu ölçütleri optimize etmeyi gerektiren karmaşık bir problemdir. Geleneksel grafik tabanlı ve meta-sezgisel yöntemler, yüksek işlem yükü, parametre hassasiyeti ve yerel minimumlara takılma gibi sınırlılıklar nedeniyle özellikle tehdit yoğunluğu yüksek senaryolarda yetersiz kalmaktadır. Bu çalışma, bu sınırlılıkları aşmayı amaçlayan iki sezgisel algoritmayı ele almaktadır: Back-and-Forth (BaF) ve Multi-Threaded Back-and-Forth (tBaF). BaF, başlangıç ve hedef noktaları arasında iki yönlü yol oluşturarak segment bazlı çok ölçütlü maliyet fonksiyonu üzerinden yolları birleştirir ve referans doğrusu boyunca dik örnekleme hatları ile sadeleştirilmiş arama uzayı sayesinde düşük hesaplama maliyeti sunar. tBaF ise BaF'ın yapısını çok iş parçacıklı bir arama mimarisiyle genişleterek hem yerel hem de küresel çözüm alanlarını paralel olarak tarar, çözüm kalitesini artırır ve fonksiyon çağrısı sayısını azaltır. Kaynak çalışmalardaki deneysel bulgular, tBaF'ın BaF'tan daha yüksek çözüm kalitesi sağladığını ve çoğu meta-sezgisel yönteme kıyasla üstün performans gösterdiğini ortaya koymaktadır. Her iki algoritma, geometrik bilgilendirme, iki yönlü yol üretimi ve paralel arama stratejilerini harmanlayarak hızlı, güvenli ve yüksek kaliteli uçuş yolları sunmaktadır. Bu yöntemler, özellikle gerçek zamanlı görev planlamasında hesaplama verimliliği, güvenlik ve hızın kritik olduğu İHA/SİHA operasyonları için güçlü ve güvenilir bir çözüm alternatifi olarak öne çıkmaktadır.

Keywords: yol planlaması, BaF ve tBaF algoritmaları, İHA/SİHA, optimizasyon, manevra

Giriş

İnsansız Hava Araçları (İHA) ve bunların silahlı varyantları olan İnsansız Savaş Hava Araçları (SİHA), modern havacılık ve askeri operasyonların çehresini kökten değiştirmiştir. Keşif, gözetleme, hedef tespiti ve taarruz gibi geniş bir görev yelpazesini yerine getirme yetenekleri, otonom operasyonların temel direklerinden biri haline gelmiştir. Bu sistemlerin otonom görev başarısı ve operasyonel verimliliği, büyük ölçüde karmaşık ve dinamik ortamlarda belirlenen en uygun uçuş güzergâhının kalitesine bağlıdır.

. Problemin Kapsamı ve Yol Planlamanın Önemi

İHA/SİHA yol planlama problemi, bir aracın başlangıç noktasından hedefe en uygun şekilde ulaşmasını amaçlayan ve birden fazla hedefi aynı anda optimize etmeyi gerektiren çok amaçlı bir optimizasyon problemidir. Bu problemde üç temel hedef dengelenir: beka kabiliyeti, aracın tehdit bölgelerinden mümkün olduğunca uzak durmasını sağlayarak görevin güvenliğini artırır; verimlilik, toplam uçuş mesafesi ve süresini minimize ederek enerji tüketimini azaltır; kinematik uygunluk ise İHA'nın minimum dönüş yarıçapı gibi fiziksel kısıtlarına uyulmasını zorunlu kılar. Bu hedefler çoğu zaman

birbiriyle çeliştiğinden, optimum yol, güvenlik, maliyet ve manevra kabiliyeti arasında en uygun dengeyi kuran çözümdür.

2. Problemin Matematiksel ve Geometrik Tanımı

Çoğu yol planlama algoritması, problem uzayını genellikle dairesel tehdit bölgeleri ve poligonal zincirlerle temsil edilen geometrik bir yapıda ele alır. Bu tez çalışmasının temelini oluşturan algoritmalar da tehdit bölgelerini dairelerle modelleyerek, güzergâhı ardışık hat segmentlerinden oluşan bir zincir olarak tanımlar. Bu geometrik tanım, maliyet fonksiyonlarının analitik olarak hesaplanmasını ve dolayısıyla algoritmanın hızlı çalışmasını mümkün kılar.

Literatür Taraması

İHA ve SİHA yol planlaması, düşman tehditleri, karmaşık engel yapıları, manevra ve irtifa kısıtları nedeniyle klasik optimizasyon yöntemleriyle çözülemeyen zorlu bir problemdir [6]. Bu nedenle son yıllarda çok sayıda meta-sezgisel algoritma ve bunların hibrit/geliştirilmiş sürümleri bu alanda yaygın biçimde kullanılmaktadır. Literatürde özellikle PSO, DE [7], ACO [8], ABC [9], BA, GWO, BBO [10], FPA, SOS, SMO, SSA, AO [19], HBA, GTO [20] gibi yöntemler öne çıkmıştır.

PSO tabanlı çalışmalarda parametre optimizasyonu, adaptif ivme katsayıları, dinamik atalet ağırlığı ve zaman boyutunun eklenmesi gibi yöntemlerle hem yakınsama hızı hem de yol kalitesi artırılmıştır. Hibrit PSO yaklaşımlarında GSO, GA ve adaptif öğrenme stratejileri kullanılarak daha küresel arama yeteneğine sahip planlayıcılar geliştirilmiştir [11].

DE, BA ve QBA tabanlı yöntemler [7], tehdit bölgeleri arasında daha güvenli yollar üretmeleriyle öne çıkmış; BA–DE hibritleri ve kuantum mekanizmaları küresel keşif kabiliyetini artırmıştır. GWO tabanlı çalışmalarda [12] ise reinforcement learning, özel iletişim mekanizmaları, ε-seviyeli karşılaştırmalar ve Monte Carlo tabanlı çarpışmadan kaçınma sistemleri ile önemli performans artışları sağlanmıştır.

Daha az bilinen fakat etkili yöntemler arasında PIO, FPA, SOS, SMO ve bunların hibrit versiyonları [13] bulunmaktadır. Bu çalışmalarda modern komşuluk öğrenme, cooperative coevolution, simplex iyileştirmeleri, çeşitlendirilmiş arama yönleri ve çok seviyeli değerlendirme mekanizmaları kullanılmıştır. Özellikle SMO'nun bazı karşılaştırmalı çalışmalarda [13] en iyi performansı gösterdiği raporlanmıştır.

ABC ve AEO türevlerinde [14] adaptif komşuluk, quadratic interpolation, balance-evolution strategy ve double-layer coding gibi yenilikçi yapılar kullanılarak hem yol kararlılığı hem de hesaplama verimliliği artırılmıştır. Ek olarak HBA, SSA, Q-learning tabanlı IPA ve geliştirilmiş GTO gibi modern optimizasyon algoritmaları da İHA planlamada etkili sonuçlar vermiştir [15,16,17].

Genel olarak literatür, hibrit ve geliştirilmiş meta-sezgisel algoritmaların klasik yöntemlere göre daha hızlı yakınsadığını, yerel minimumlardan daha kolay kaçtığını, daha güvenli ve daha kısa yollar ürettiğini göstermektedir. Kuantum yaklaşımları, reinforcement learning entegrasyonu, adaptif parametre güncellemeleri, komşuluk stratejileri ve interpolasyon tabanlı iyileştirmeler bu başarıların temel belirleyicileri olmuştur.

Yöntem

Geometrik Yol Planlama Probleminin Temel Yapısı

İHA/SİHA için rota oluşturma problemi, düşman unsurlarının belirli koordinatlarda konumlandığı ve her birinin bir tehdit yarıçapına sahip olduğu iki boyutlu bir görev alanında tanımlanmaktadır. Tehdit bölgeleri dairesel olup İHA'nın bu bölgelere yaklaşması risk puanını arttırmaktadır. Her iki çalışma da tehdit bölgelerini sabit yarıçaplı daireler ve İHA hareketini de ardışık noktalardan oluşan kırık bir çizgi

olarak modellemektedir. Bu modelde her bir uçuş noktası, hem önceki nokta ile geometrik uyum içinde olmak hem de tehdit bölgelerinden mümkün olduğunca uzak durmak zorundadır. Dolayısıyla rotanın toplam kalitesi şu üç bileşenin birleşiminden oluşur:

Toplam yol uzunluğu,

Tehdit bölgelerine olan uzaklıkların ağırlıklı etkisi,

Rotanın manevra pürüzsüzlüğü.

Bu kalite fonksiyonu hem BaF hem tBaF algoritmalarının değerlendirme ölçütü olarak ortak temeli oluşturur.

Back-And-Forth (BaF) Algoritmasının Temel Mantığı

BaF, geleneksel tek yönlü yol üretiminden farklı olarak, rota üretme sürecini iki zıt yönde eşzamanlı olarak gerçekleştirir. Bu iki yönlü yapı, hem arama alanının genişletilmesini hem de tek yönlü örneklemede ortaya çıkan yerel minimum sorunlarının önüne geçilmesini sağlar. İlk aşamada algoritma, başlangıçtan hedefe doğru ilerleyen Ṗ yolunu oluştururken, aynı anda hedeften geriye doğru çalışan P̈ yolunu da üretir. Her iki yol, tehdit bölgelerinin geometrik konumlarına göre en güvenli görünen noktaları açgözlü biçimde seçerek oluşturulur. Örneğin tehdit merkezine uzaklık ve yol uzunluğu aynı anda minimize edilmeye çalışılır. BaF'ın özgün noktası iki yol arasındaki "karşılıklı benzerlik" analizidir. Ṗ ve P̈ yollarının aynı coğrafi koridora yakın seyrettiği bölgelerde benzerlik puanı yükselir. Bu puana göre, iki yolun kesişmeye en yakın konumda oldukları bir birleştirme indeksi belirlenir. Bu nokta, alternatif rotaların üretileceği kritik kesişim bölgesidir. Birleştirme noktasının belirlenmesinden sonra BaF, iki yönlü rotayı farklı şekillerde karıştırarak dört ayrı aday oluşturur. Bunlar:

Birleştirme öncesi Ṗ ve sonrası P̈'nin korunduğu yol,

Bunun tam tersi,

İki yolun ortak noktalarının ortalaması alınarak düzenlenen yol,

Bazı noktaların yeniden hesaplanmasıyla oluşturulan hibrit yol.

Bu dört aday yolun her biri kalite fonksiyonu üzerinden değerlendirilir ve en yüksek puana sahip olan BaF'ın nihai çıktısı olarak seçilir.

Multi-Threaded Back-and-Forth (tBaF) Yapısı

tBaF, tek çekirdekli BaF algoritmasının mantığını korumakla birlikte bunu çok iş parçacıklı bir mimaride yeniden organize eder ve farklı arama alanlarına sahip pek çok BaF çalışmasını aynı anda yürütür. tBaF'ta her iş parçacığı, aynı alt sınırdan (dar bir arama bölgesi) başlasa da üst sınırları iş parçacığının indeksine bağlı olarak büyür. Küçük indeksli iş parçacıkları daha dar ve lokal alanlarda arama yaparken, indeks büyüdükçe arama genişliği de büyür. Böylece algoritma hem mikro-ölçekli hem makro-ölçekli bölgeleri eşzamanlı tarar.

Deneysel Senaryolar

Deneysel ortam bir Kartezeyen düzlem üzerinde tanımlanmış olup tüm senaryolarda sabit bir başlangıç (S) ve hedef (T) noktası kullanılır. Tehditler daire (disk) modeliyle temsil edilir ve her tehdidin üç temel parametresi vardır:

$C_i = (x_i, y_i)$: Tehdidin merkez koordinatı

R_i: Tehdit algılama/etki yarıçapı

λ_i: Tehlike katsayısı (maliyet fonksiyonuna katkı)

Bu yapı, bir segmentin tehdit içinden geçmesinin maliyetini, mesafeye ve tehdit şiddetine bağlı olarak hesaplamaya imkân tanır.

Çalışmalarda, tehdit yoğunluğu ve karmaşıklığı farklı üç varsayımsal savaş alanı senaryosu kullanılmıştır. Bu senaryolar, tehditlerin konumları, yarıçapları ve tehlike katsayıları bakımından çeşitlendirilmiş; böylece algoritmaların farklı zorluk düzeylerindeki performansı ölçülmüştür. Her senaryo dört farklı yol çözünürlüğü (D=10, 15, 20, 25) ile test edilmiş; küçük D değerleri daha kaba yollar üretirken, büyük D değerleri daha geniş arama uzayı ve daha yüksek doğruluk sağlamıştır. Toplamda 12 test durumu değerlendirilmiştir. BaF algoritması tek iş parçacıklı yapı altında çalıştırılmış, ileri–geri döngülerle aday yollar güncellenmiş ve maliyetler integral modele göre hesaplanmıştır. Her test çoklu tekrarlarla yürütülmüş ve en düşük maliyetli çözüm belirlenmiştir. Ayrıca BaF, literatürdeki 14 farklı meta-sezgisel algoritma ile çok amaçlı maliyet, hesaplama süresi ve yol düzgünlüğü gibi kriterler üzerinden karşılaştırılmıştır.

Çok iş parçacıklı tBaF varyantı, aynı test setini kullanarak paralelleştirmenin performansa etkisini incelemek üzere tasarlanmıştır. Çalışmada üç farklı savaş alanı senaryosu kullanılmış ve tBaF algoritması 2'den 64'e kadar farklı iş parçacığı sayılarıyla test edilmiştir. Thread sayısı arttıkça BaF döngüsünün kritik aşamaları paralel olarak çalıştırılmış; her konfigürasyonda yol maliyeti, başarı oranı ve çalışma süresi ölçülmüştür. Böylece algoritmanın hem düşük hem yüksek çekirdekli sistemlerdeki davranışı değerlendirilmiştir. BaF, düşük hesaplama yüküne rağmen yüksek çözüm kalitesi sunarken; tBaF, çeşitliliği artırarak yerel minimumlara takılma riskini azaltmış ve büyük ölçekli tehdit ortamlarında daha üstün sonuçlar üretmiştir. Ayrıca tBaF – BaF karşılaştırması için her test 30 tekrarlı çalıştırılmış ve aşağıdaki metrikler üzerinden analiz yapılmıştır:

Ortalama ve en iyi çözüm kalitesi

Toplam çalışma süresi

Thread yönetimi maliyetleri

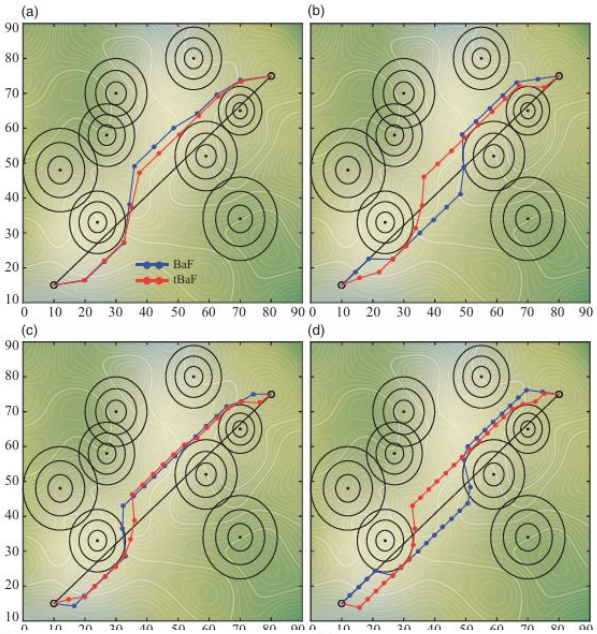
Çekirdek sayısının doygunluk noktası

Bu analiz, çoklu iş parçacığı kullanımının yalnızca hız değil aynı zamanda yol kalitesi üzerinde de olumlu etki yarattığını göstermiştir; özellikle yüksek D değerlerinde tBaF daha iyi çözüm bulmaktadır.

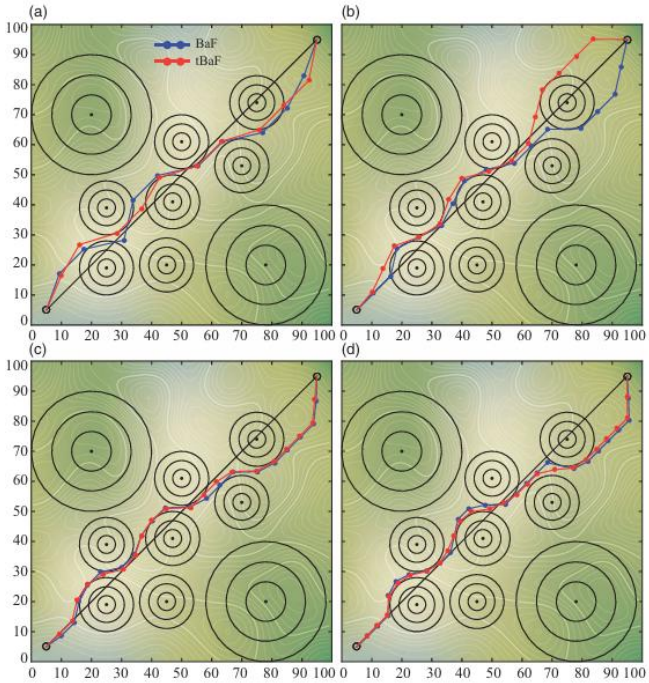
Sonuç

BaF algoritması, tek başına uygulandığında son derece düşük hesaplama maliyetine sahip olmasına rağmen, yüksek kalitede rotalar üretmeyi başarmıştır. Çalışmanın deneysel bulgularına göre BaF, 12 farklı test senaryosunun büyük kısmında klasik ABC algoritmasından daha iyi performans göstermiş, özellikle rota kalitesinin genel değerlendirmesinde 9 testte üstünlük elde etmiştir. Ayrıca tBaF, paralel işlem sayesinde büyük segment sayılarına sahip senaryolarda (D=20–25) orijinal BaF'ın çözüm kalitesini aşmış; bu durum tBaF'ın ölçek büyüdükçe daha etkili hale geldiğini göstermektedir. Böylece BaF'ın deterministik yapısının tBaF'ın paralel işlem avantajıyla birleşmesi, hem yüksek kalite hem de yüksek verimlilik sağlayan güçlü bir bütünleşik etki yaratmaktadır.

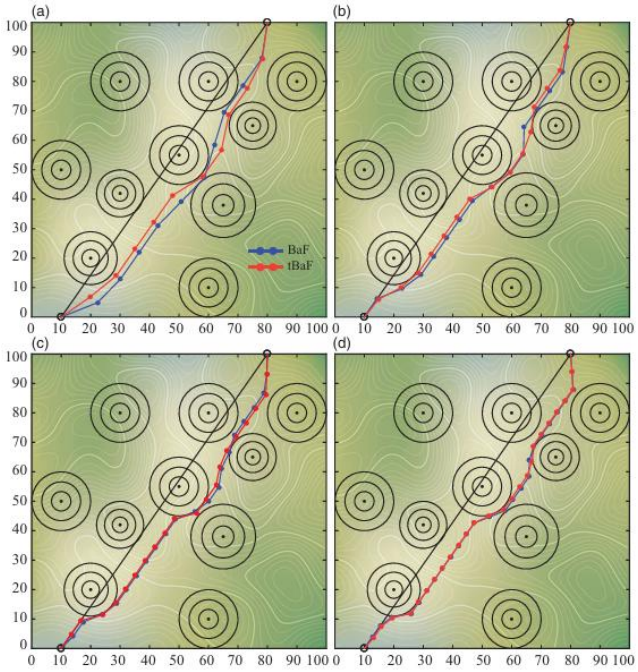
tBaF algoritmasının yol üretim kapasitesi, çalışmada sunulan ilgili görsellerde (Şekil 1, 2 ve 3) net şekilde görülmektedir. Bu görsellere dayanarak, algoritmanın tehdit bölgelerinden optimum uzaklıkta ilerleyen, düzgün eğrisel yapıda ve yüksek doğrulukta uçuş planları oluşturduğu anlaşılmaktadır. Özellikle üçüncü senaryoda, tBaF'ın dar koridorlardan düşük maliyetle geçebilme başarısı, çoklu segment değerlendirme mimarisinin yerel iyileştirme kapasitesini belirgin şekilde artırdığını doğrulamaktadır. Bu durum, tBaF'ın karmaşık tehdit konfigürasyonlarında bile kararlı bir biçimde yüksek kaliteli yollar ürettiğini göstermektedir.



Şekil 1: Senaryo-1 için 10 (a), 15 (b), 20 (c) ve 25 boyutlu (d) durumlarda tBaF ve BaF algoritmalarının ürettiği yollar



Şekil 2: Senaryo-2 için 10 (a), 15 (b), 20 (c) ve 25 boyutlu (d) durumlarda tBaf ve BaF algoritmalarının ürettiği yollar



Şekil 3: Senaryo-3 için 10 (a), 15 (b), 20 (c) ve 25 boyutlu (d) durumlarda tBaf ve BaF algoritmalarının ürettiği yollar

Genel anlamda değerlendirildiğinde BaF algoritması, tek iş parçacıklı yapı altında dahi yüksek doğruluklu ve istikrarlı yollar üretmekte; klasik veya meta-sezgisel pek çok yönteme kıyasla daha başarılı sonuçlar sunmaktadır. tBaF ise paralel işlem gücünü etkili biçimde kullanarak hesaplama süresini önemli ölçüde düşürmekte, karmaşık tehdit haritalarında daha düşük maliyetli rota seçenekleri ortaya koymakta ve özellikle yüksek segment sayılarında çözüm kalitesini belirgin biçimde iyileştirmektedir. Her iki algoritmanın da üç farklı senaryoda tutarlı performans sergilemesi, yöntemin farklı operasyonel koşullara uyarlanabilirliğini artıran önemli bir bulgudur.

Sonuç olarak deneysel senaryolar ve her iki çalışmadan elde edilen görsel ve sayısal analizler, tBaF algoritmasının BaF'ın deterministik doğruluğunu korurken paralel hesaplama gücü sayesinde gerçek zamanlı veya yüksek çözünürlüklü uçuş planlama uygulamaları için son derece güçlü bir aday olduğunu göstermektedir.

Referanslar

Subaselvi S, Gunaseelan K (2022) Energy efficient UAV enabled harvesting with beamforming for clustered SDWSN. Computing 104(9):2077–2100. https:// doi. org/ 10. 1007/ s00607- 022- 01087-0

Wang Z, Rong H (2023) An energy-efficient multi-stage alternating optimization scheme for UAV-mounted mobile edge computing networks. Computing. https:// doi. org/ 10. 1007/ s00607- 023- 01210-9

Aggarwal S, Kumar N (2020) Path planning techniques for unmanned aerial vehicles: a review, solutions, and challenges. Comput Commun 149:270–299. https:// doi. org/ 10. 1016/j. comcom. 2019. 10. 014

Ait Saadi A, Soukane A, Meraihi Y, Benmessaoud Gabis A, Mirjalili S, Ramdane-Cherif A (2022) UAV path planning using optimization approaches: a survey. Arch Comput Methods Eng 29(6):4233–4284. https:// doi. org/ 10. 1007/ s11831- 022- 09742-7

Wu Y (2021) A survey on population-based meta-heuristic algorithms for motion planning of air craft. Swarm Evol Comput 62:100844. https:// doi. org/ 10. 1016/j. swevo. 2021. 100844

Duan H, Yu Y, Zhou R (2008) UCAV path planning based on ant colony optimization and satisfic ing decision algorithm. In: 2008 IEEE congress on evolutionary computation (IEEE world congress on computational intelligence). IEEE, pp 957–962. https:// doi. org/ 10. 1109/ CEC. 2008. 46309 12

Liu, Y., Zhang, X., Guan, X. and Delahaye, D. Adaptive sensitivity decision-based path planning algorithm for unmanned aerial vehicle with improved particle swarm optimization, Aerosp Sci Technol, 2016, 58, pp 92–102.

Liu, Y., Zhang, X., Zhang, Y. and Guan, X. Collision free 4D path planning for multiple UAVs based on spatial refined voting mechanism and PSO approach. Chin J Aeronaut, 2019, 32(6), 1504–1519.

Luo, Q., Li, L. and Zhou, Y. A quantum encoding bat algorithm for uninhabited combat aerial vehicle path planning, Int J Innov Comput Appl, 2017, 8, (3), pp 182–193.

Zhang, Q., Wang, R., Yang, J., Ding, K., Li, Y. and Hu, J. Modified collective decision optimization algorithm with application in trajectory planning of UAV, Appl Intell, 2018, 48, (8), pp 2328–2354.

Miao, F., Zhou, Y. and Luo, Q. A modified symbiotic organism's search algorithm for unmanned combat aerial vehicle route planning problem, J Oper Res Soc, 2019, 70, (1), pp 21–52.

Dolicanin, E., Fetahovic, I., Tuba, E., Capor-Hrosik, R. and Tuba, M. Unmanned combat aerial vehicle path planning by brain storm optimization algorithm, Stud Inform Control, 2018, 27, (1), pp 15–24.

Zhu, H., Wang, Y., Ma, Z. and Li, X. A comparative study of swarm intelligence algorithms for UCAV path-planning problems, Mathematics, 2021, 9, (2), p 171.

Zhu, H., Wang, Y. and Li, X. UCAV path planning for avoiding obstacles using cooperative co-evolution spider monkey optimization, Knowl-Based Syst, 2022, 246, p 108713.

Xianjin Zhou, F.G., Fang, Xi. and Lan, Z. Improved bat algorithm for UAV path planning in three-dimensional space, IEEE Access, 2021, 9, pp 20100–20116.

Xu, H., Jiang, S. and Zhang, A. Path planning for unmanned aerial vehicle using a mix-strategy-based gravitational search algorithm, IEEE Access, 2021, 9, pp 57033–57045.

Jiang, Wei., Lyu, Y., Li, Y., Guo, Y. and Zhang, W. UAV path planning and collision avoidance in 3D environments based on POMPDandimproved grey wolf optimizer, Aerosp Sci Technol, 2022, 121, p 107314.

Jarray, R., Al-Dhaifallah, M., Rezk, H. and Bouallègue, S. Parallel cooperative coevolutionary grey wolf optimizer for path planning problem of unmanned aerial vehicles, Sensors, 2022, 22, (5), p 1826.

Du, N., Zhou, Y., Deng, W. and Luo, Q. Improved chimp optimization algorithm for three-dimensional path planning problem, Multimed Tools Appl, 2022, 81, (19), pp 27397–27422.

Wang, X., Pan, J., Yang, Q., Kong, L., Snášel, V. and Chu, S. Modified Mayfly algorithm for UAV path planning, Drones, 2022, 6, (5), p 134.

Niu, Y., Yan, X., Wang, Y. and Niu, Y. An adaptive neighborhood-based search enhanced artificial ecosystem optimizer for UCAVpath planning, Expert Syst Appl, 2022, 208, p 118047.

Uçak Yüzeylerindeki Kusurlarin Evrişimsel Sinir Ağlariyla Tespiti

Şeyma Özsoy[1], İlke Türkmen[2]

1 Havacılık Elektrik Elektroniği, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

2 Havacılık Elektrik Elektroniği, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

E-mail: 4015330059@erciyes.edu.tr

Abstract

Uçak yüzeylerindeki hasarlar, mekanik, kimyasal, elektrokimyasal ve termal etkiyle ve malzemelerin iç yapı özelliklerinin bozulmasıyla oluşur. Uçak yapısında meydana gelebilecek otuz beşten fazla hasar çeşidi vardır. Bu çalışmada hasar çeşitlerinden dent (göçük), stratch (çizik) ve dent-stratch ele alınacaktır. Uçak yüzeylerindeki küçük hasarların erken tespiti yapılmazsa daha ileri yapısal sorunlara yol açarak güvenli uçuşu ve uçuş ömrünü olumsuz etkiler, bakım maliyetini de artırır. Geleneksel kusur tespit yöntemleri tahribatlı ve tahribatsız muayene olarak iki çeşittir. Tahribatsız muayene uçak parçalarına zarar vermediğinden daha sık tercih edilir. Tahribatsız muayenenin gözle muayene, radyografik muayene, sıvı penetrant testi gibi yöntemleri vardır. Bunlar ileri uzmanlık gerektirir ve kusur tespiti yapmak için her zaman alanında uzmanlaşmış kişilere ihtiyaç duyulur. Gözlem insana dayandığı için sonuçlar da gözlemcinin kendi kararına göre değişkenlik gösterebilir, objektif değildir. Bu çalışmada hasar tespitinde görev alan uzmanlara teşhislerinde yardımcı kaynak olabilecek, ayrıca daha hızlı sonuçların alınabileceği ikinci bir görüş niteliği taşıyan Derin Öğrenme ile Kusur Tespiti modeli önerilmiştir. Böylece yüzeysel kusurların otomatik tespiti sağlanarak daha objektif sonuçlar elde edilmesi amaçlanmıstır. Bu çalışmada transfer öğrenme yönteminden yararlanılmıştır. Transfer öğrenme, büyük veri setleri üzerinde önceden eğitilmiş bir derin öğrenme modelinin, daha küçük veya özel bir veri setine uyarlanması yöntemidir. Üç farklı CNN mimarisi; VGG16, ResNet50, MobilNetV2, karşılaştırılarak uçak yüzeyi hasar tespitindeki en uygun model belirlenmiştir. Derin öğrenme ile hasar tespiti için Google Colab platformunda Python programlama dili ve Keras kütüphanesi kullanılmıştır. Küçük yüzeysel hataların belirlenmesinde en iyi performans Resnet50 ile eğitim sonucunda elde edilmiştir.

Keywords: deep learning, transfer learning, aircraft inspection, defect detection

1.Giriş

Hava araçlarında hasar tespit yöntemleri tahribatlı ve tahribatsız muayene olarak iki çeşittir. Tahribatsız muayene (NDT – Non-Destructive Testing) uçak parçalarına zarar vermediği için daha sık tercih edilir. Çatlak, korozyon, ayrılma ve diğer kusurları ortaya çıkarmayı amaçlar. En sık kullanılan NDT teknikleri görsel muayene, yüzeydeki kusurların tespiti için sıvı penetrant testi, manyetik parçacık testi, malzeme içindeki kusurları tespit eden ultrasonik muayene, iç yapıdaki yoğunluk farklılıklarını görüntüleyen radyografik test (X-ray), iletkenlik değişimlerini ölçen girdap akımı (eddy current) testi ve kompozit yapıların yüzey altı kusurlarını belirleyen termografik yöntemlerdir. Son yıllarda Derin Öğrenme, görüntü işleme ve nesne tespit algoritmaları sayesinde yüzey deformasyonları otomatik olarak tespit edilebilmekte, böylece geleneksel manuel kontrollerin süresi kısalmakta ve hata payı azalmaktadır. Uçak yüzey veya parçalarında CNN kullanarak yapılmış çalışmalardan bazıları: Plastropoulos ve ark. (2024) uçak yüzeyindeki dent tipi hasarları derin öğrenme ile tespit etmişler ve ayrıca kusurlara ait boyut tahmini (size estimation) yapmak için görüntü işleme ve CNN tabanlı regresyon kullanılmışlar, en iyi performansı EfficientDent D1 modeliyle elde etmişlerdir. Xiong ve ark. (2025) insansız hava aracı kullanılarak uçak gövdesindeki yüzey kusurlarını otomatik tespit eden sistem geliştirilmişlerdir. Görüntüdeki kenarları korurken gürültüyü azaltan, renk ve konum bilgisine dayalı geliştirilmiş (GB-CPP tabanlı) bir görüntü

işleme stratejisini, INN-YOLO isimli geliştirilmiş bir YOLO türevi derin öğrenme modeliyle birleştirerek yüzeysel kusurları daha yüksek doğrulukla tespit etmeyi amaçlamışlardır. Sonuçlar, önerdikleri yöntemin geleneksel YOLO sürümlerine göre daha iyi performans gösterdiğini ortaya koymuştur. Chen ve Juang (2020), uçak motoru X-ray görüntülerindeki küçük kusurları yüksek doğrulukla tespit etmek için Faster R-CNN tabanlı geliştirilmiş bir model olan AE-RTISNet'i önermişlerdir. Geliştirilen model küçük kusurların ayırt edilmesinde klasik R-CNN tabanlı yöntemlere kıyasla belirgin performans artışı sağlamıştır. Connolly ve ark. (2024) CNN tabanlı bir sınıflandırıcı geliştirmişler; korozyon, panel bozulması, yapısal çatlak gibi çoklu sınıflar üzerinde çalışmışlardır. İnsansız hava araçları (UAV) ile çekilen görüntüler üzerinde çalışan derin öğrenme tabanlı kusur tespit sistemi geliştirmişler; YOLO ve türevi gerçek-zamanlı nesne tespit algoritmalarını karşılaştırarak en uygun mimariyi belirlemişlerdir. YOLOv8'i hafif uçak yüzeyi kusur tespiti için en uygun mimari olarak belirlemişlerdir. Bu çalışmada hasar tespitinde görev alan uzmanlara yardımcı kaynak olabilek hızlı sonuç alan ikinci görüş amacı taşıyan Evrişimsel Sinir Ağları ile Kusur Tespiti modeli önerilmiştir. Yüzeysel kusurların otomatik tespitiyle daha objektif sonuçlar elde edilmesi amaçlanmıstır. Üç farklı CNN mimarisi; VGG16, ResNet50 ve MobilNetV2, kullanılarak uçak yüzeyi hasar tespitindeki en uygun model belirlenmiştir. Google Colab platformunda Python programlama dili ve Keras kütüphanesi kullanılmıştır. Çalışmanın literatüre katkısı; uçak yüzey kusurlarını üç ayrı sınıf altında detaylı biçimde ele alması, sınıf dengesizliğini aşmak için model eğitimi sırasında sınıf ağırlıklandırma (class weight) uygulanması ve veri setine katmanlı bölme (stratified split) uygulanmasıdır. Class weight + stratified split yaklaşımı birlikte uygulanarak modellerin Alıcı İşlem Karakteristiği (ROC), F1-skoru ve hata matrisi üzerinden kapsamlı şekilde değerlendirilmesi bu çalışmanın mevcut çalışmalardan farkıdır. Literatürde transfer öğrenme ve ince ayar (fine-tuning) yaygın olarak kullanılsa da, bu çalışmada fine-tuning işlemi uçak yüzey kusurlarına ait özel ve sınırlı bir veri seti üzerinde uygulanarak modele özgü bir performans iyileştirmesi sağlanmıştır.

2.Yöntem

Uçak yüzeylerinden elde edilmiş kusurlu görüntülerin tespiti için Evrişimael Sinir Ağları kullanılmıştır. Evrişimsel Sinir Ağları (CNN/Conv-Net) sayısal görüntülerin işlenmesine özel olarak tasarlanmış ek evrişim ve havuzlama katmanlarına sahip bir DNN türüdür. (LeChun ve ark., 1998). Ağ, transfer öğrenme yöntemiyle eğitilmiştir. Transfer öğrenme önceden büyük veri setleri üzerinde eğitilmiş derin ağların öğrenilmiş bilgi ve özelliklerinin daha küçük veya özel bir veri setine uyarlanmasına dayanan bir yöntemdir. Özellikle sınırlı veri setine sahip çalışmalarda modelin daha hızlı ve daha yüksek doğrulukla öğrenmesini sağlar. Bu çalışmada kullanılan veri seti, derin bir modeli sıfırdan eğitmek için yeterli büyüklükte olmadığından aşırı öğrenme riskini artmaktadır. Modelin genelleme yeteneğini iyileştirmek, aşırı öğrenmeyi azaltmak ve yüksek doğruluk elde edebilmek için ön işleme (pre-processing) ve optimizasyon adımları uygulanmıştır. Görüntülere yeniden boyutlandırılma ve normalizasyon uygulanarak modele uygun formata getirilmiştir. Eğitim sürecinde veri çeşitliliğini artırmak için veri artırma (data augmentation) teknikleri kullanılmıştır. Modeli göreve daha uygun hale getirmek için bazı katmanlar açılıp yeniden eğitilerek ince ayar (fine-tuning) yapılmıştır. "Drop out katmanları" kullanılarak belirli nöronların rastgele devre dışı kalması sağlanmış ve aşırı öğrenme (overfitting) engellenmiştir. Görüntüler 224 × 224 piksele ayarlanmıştır. Öğrenme oranı VGG16 ve MobileNetV2 için (1e-5), Resnet50 için (1e-4) olarak belirlenmiştir. Veri seti, "Roboflow Universe" adlı açık kaynaklı bilgisayarlı görü platformundan alınmıştır. Küçük kusurların model tarafından ayırt edilebilmesi için fotoğraflara ışık, gölge, renk ayarları ve yeniden boyutlandırma gibi işlemler uygulanmıştır. Veri setinde üç sınıfa ait toplam 377 görüntü mevcuttur. Her bir sınıfa ait görüntülerin yaklaşık yüzde 80'i eğitim, geri kalanları eşit oranda test ve doğrulama için ayrılmıştır. Bu değerler Tablo 1'de gösterilmiştir.

Tablo 1 Veri Seti Train / Doğrulama / Test Dağılımı

Sınıf	Toplam	Train (Eğitim)	Validation (Doğrulama)	Test
Dent (göçük)	150	100	25	25
Dent-stratch	63	41	11	11
Stratch (çizik)	164	120	22	22
Genel Toplam	377	261	58	58

Şekil 1'de, veri setinde bulunan dent, stratch ve dent-stratch sınıflarına ait görüntüler sırasıyla gösterilmiştir:



Şekil 1: Dent, Stratch,Dent-Stratch Görüntüleri

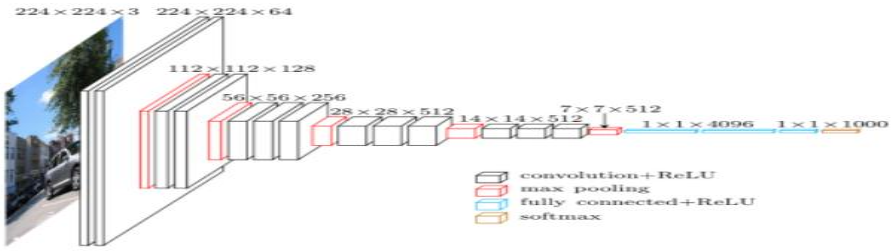
Modeli eğitmek için ullanılan Evrişimsel Sinir Ağı (CNN) Mimarileri MobilenetV2, VGG16 ve Resnet50'dir.

MobileNetV2

MobilenetV2 mobil cihazlarda düşük hesaplama maliyetiyle yüksek doğruluk elde etmek için tasarlanmış hafif yapıda bir derin evrişimsel sinir ağı mimarisidir. Google tarafından geliştirilip ImageNet veri setiyle eğitilmiştir. Parametre sayısı az ve hafif bir yapıda olduğu için küçük veri setlerinde iyi çalışır. Normal bir 3×3 konvolüsyonda işlem tüm kanallar üzerinde aynı anda gerçekleştiği için maliyet yüksektir. MobileNetV2'de ise bu işlem iki aşamaya bölünür. İlk aşamada derinlik evrişim katmanı (depthwise convolution) kullanılarak her kanal üzerinde ayrı bir 3×3 filtre uygulanarak hesaplama yükü önemli ölçüde azaltılır. İkinci aşamada "pointwise convolution" adı verilen noktasal 1×1 evrişim uygulanarak kanallar arası bilgi karıştırılır ve yeni özellikler oluşturulur. MobileNetV2 tersinir artık blok olarak adlandırılan "inverted residual" yapısıdır. Bu blokta giriş dar bir temsil ile başlar; önce 1×1 evrişimle genişletilir, ardından genişletilmiş alanda "depthwise evrişim" uygulanır ve son olarak tekrar dar bir alana projeksiyon yapılır. (He ve ark. 2016)

VGG16

VGG mimarileri Chatfield ve ark, (2014) tarafından tanıtılan derin evrişimsel sinir ağlarıdır. En yaygın kullanılanı VGG16'dır. VGG16 13 evrişimsel ve 3 tam bağlantılı (fully connected) katman olmak üzere 16 katmandan oluşur. Tüm evrişimsel katmanların sabit 3×3 çekirdek boyutuna sahip olması parametre sayısının azaltılmasını, daha küçük filtrelerle daha derin ve daha hassas özellik çıkarımını sağlar. VGG16'nın mimarisi Şekil 2'de gösterilmiştir



Şekil 2. VGG mimarisi (Chatfield ve ark., 2014).

RESNET50

ResNet (Residual Network) 2015'te Microsoft Research tarafından geliştirilen, derin sinir ağlarının eğitimini kolaylaştıran bir derin öğrenme mimarisidir. ResNet50 toplam 50 katmandan oluşur. 48 adet evrişim (convolution) katmanı ile bir Max Pooling ve bir Average Pooling katmanı içerir. Bu mimaride yer alan doğrudan bağlantılar, modeldeki bazı katmanların atlanmasına yardımcı olur. Temeli, giriş ile çıkış arasında kısa yollar oluşturan artık (residual) bağlantılara dayanır [4]. Bu bağlantılar sayesinde ağ, her katmanda tamamen yeni bir temsil öğrenmek yerine yalnızca öğrenilmesi gereken farkı öğrenir ve bu da eğitimi daha stabil ve daha verimli hale getirir. Mimaride 1×1 ve 3×3 konvolüsyonlardan oluşan üçlü yapıdaki "bottleneck" bloklar kullanılır; bu bloklar hem parametre sayısını azaltır hem de derinliği artırırken hesaplamayı yönetilebilir kılar.

İnce Ayar (Fine Tuning)

Fine tuning, önceden büyük veri setiyle eğitilmiş bir modelin üst katmanlarının açılıp eğitilmesi işlemidir. Alt seviye katmanlar çok iyi öğrenilmiş kenar köşe gibi geometrik şekilleri içerir ve genellikle dondurulur. Orta seviye katmanlarda yüzeye ait doku çizgi vb. gibi bilgiler vardır ve kısmen açılabilir. Yüksek seviye katmanda ise kendi modelimize uyarlayabileceğimiz özel bilgiler içermektedir, bu katman eğitilir. VGG16 ile eğittiğimiz modelde fine tuning için VGG16'nın en üst katmanlarından 4'ü eğitilmiştir. VGG16'nın katman isimleri şu şekildedir:

block1_conv1, block1_conv2

block2_conv1, block2_conv2

block3_conv1 …

block4_conv1 …

block5_conv1, block5_conv2, block5_conv3, block5_pool

['block5_conv1', 'block5_conv2', 'block5_conv3', 'block5_pool'] katmanları eğitilmiş, block1–block4 içindeki katmanlar dondurulmuştur. Resnet50 ile eğitilen modele fine tuning uygulanırken 175 katmandan son 40 tanesi açılıp eğitilmiş, ilk 135 katman dondurulmuştur.

Sınıf Ağırlığı (Class Weight)

Class weight, veri setindeki dengesiz sınıfları dengelemek için kullanılan bir yöntemdir. Model eğitim sırasında sık görülen sınıfları daha çok öğrenirken az örneğe sahip sınıflarda düşük doğruluk üretir. Class weight uygulanarak az örneğe sahip sınıflara daha yüksek ağırlık, çok örneğe sahip sınıflara ise daha düşük ağırlık verilir. Böylece model her sınıfı eşit önemde görmüş olur ve eğitim sırasında hata yapılması durumunda az örnekli sınıfların hataları daha büyük bir cezaya dönüşür. Model ResNet50 ile eğitilirken "class_weight ve balanced split

(dengeli veri bölünmesi)" yapılarak her sınıfın dengeli dağılması ve dengesizliğin eğitimde telafi edilmesi sağlanmıştır.

Class Weight: w (i) = $N / (C \times n_i)$ (1)

N = Toplam örnek sayısı = 261, C = Toplam sınıf sayısı = 3

Sınıf örnek sayıları: dent: 100, dent-stratch: 41, stratch: 120

w(dent) = 261 / (3 × 100) = 0.87,

w(dent-stratch) = 261 / (3 × 41) = 2.12, w(stratch) = 261 / (3 × 120) = 0.72

3.Sonuç

MobileNetV2, VG16, Resnet50 ile eğitilen modeller için elde edilen sonuçlar çeşitli performans kriterleriyle değerlendirilmiştir. Bu kapsamda hata Matrisi, F skoru, Alıcı İşletim Karakteristiği (ROC) Eğrisi performans metriklerinden yararlanılmış ve elde edilen sonuçlar sunulmuştur.

Hata Matrisi (Confusion Matrix) ve F-Skoru

Hata matrisi, bir sınıflandırma modelinin tahminleriyle gerçek sınıflar arasındaki ilişkiyi tablo şeklinde gösterilmesidir. Hata matrisleri; doğru pozitif (TP), yanlış pozitif (FP), doğru negatif (TN)ve yanlış negatif (FN) durumlarından oluşur. Bu dört özelliğin gösterdiği sayısal değerler ile modele ait doğruluk, kesinlik ve f-skor değerleri hesaplanır.

Doğruluk (Accuracy) = $(TP + TN) / (TP + TN + FP + FN)$ (2)
Kesinlik (Precision) = $TP / (TP + FP)$ (3)
Hassasiyet (Recall) = $TP / (TP + FN)$ (4)
F1 Skoru= 2 * (Kesinlik * Hassasiyet) / (Kesinlik + Hassasiyet) (5)

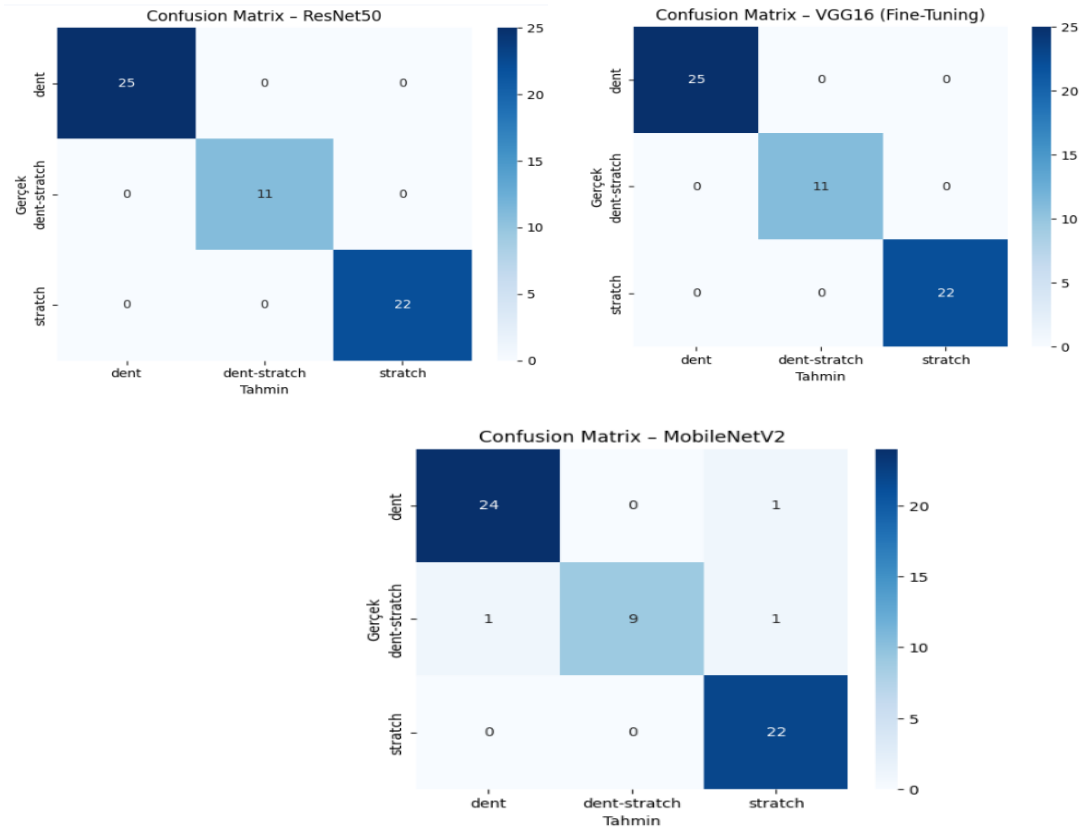
Tablo 3 Farklı Modellerden Elde Edilen Performans Sonuçları

Model	Kesinlik	Hassasiyet	F1-Skoru	Doğruluk	Desteklenen Veri
MobileNetV2	0.86 (makro)	0.68 (makro)	0.70 (makro)	0.72	58 örnek
VGG16	0.82 (ağırlıklı)	0.81 (ağırlıklı)	0.81(ağırlıklı)	0.81	74 örnek
ResNet50	0.88 (doğrulama)	0.91 (doğrulama)	0.89 (doğrulama)	0.81	32 doğrulama + 30 test

Tablo3; MobileNetV2, VGG16 ve ResNet50 modelleri için incelendiğinde, MobileNetV2 modelinin, diğer modellere göre daha hızlı çalışıyor olmasına rağmen genel performans olarak daha zayıf kaldığı görülmektedir. Macro F1-skorunun 0.70 seviyesinde olması, özellikle sınıfların bazılarını doğru sınıflandırmada zorlandığını göstermektedir. VGG16 modeli ise daha derin bir mimariye sahip olduğu için MobileNetV2'ye göre daha yüksek doğruluk üretmiştir. Ağırlıklı F1-skorunun 0.81 olması, modelin sınıflar arasında daha dengeli bir performans sergilediğini göstermektedir. En yüksek performansı ResNet50 vermiştir. Doğrulama setinde

kesinlik 0.88, hassasiyet 0.91 ve F1-skoru 0.89 olarak ölçülmüştür. Model yanlış pozitifleri ve yanlış negatifleri en düşük seviyeye indirmiş, tüm sınıfları dengeli şekilde öğrenmiştir. ResNet50'nin daha derin bir mimari kullanması "artık bağlantılar" sayesinde gradyan kaybolması problemini çözmesi ve daha güçlü özellik çıkarma kapasitesi, modelin daha başarılı olmasını sağlamıştır.

Şekil 3, ResNet50, VGG16 ve MobileNetV2 modelleriyle gerçekleştirilen eğitim sonucunda elde edilen hata matrislerini göstermektedir.

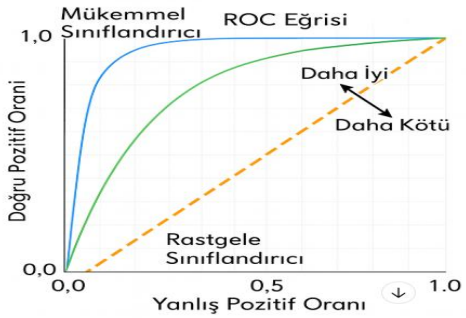


Şekil 3: Hata Matrisleri (Resnet50, VGG16, MobileNetV2)

Hata matrislerine göre ResNet50 modeli, tüm sınıflarda en tutarlı ve hatasız sonuçları üreterek en yüksek performansı göstermiştir. MobileNetV2 ise daha hafif bir mimari olmasına rağmen dent-stratch sınıfında yanlış sınıflandırmalar yaptığı için diğer iki modele kıyasla daha düşük performans göstermiştir. ResNet50'nin yüzey kusuru tespitinde en güvenilir model olduğunu ortaya koymaktadır.

ROC (Alıcı İşlem Karakteristiği) Eğrisi

Alıcı İşlem Karakteristiği (ROC) eğrisi bir sınıflandırma modelinin performansını değerlendirmek için kullanılan bir analiz yöntemidir. Eğri ne kadar sol üst köşeye yakınsa performans o kadar iyidir. Doğru Pozitif Oranı (TPR) ile Yanlış Pozitif Oranı (FPR) arasındaki ilişkiyi gösterir. Şekil 4'te ROC eğrisi gösterilmektedir. (Sathyanarayanan ve ark., 2024)



Şekil 4: ROC Eğrisi

Doğru Pozitif Oranı (TPR): Modelin gerçek pozitifleri ne kadar iyi yakaladığını gösterir

Yanlış Pozitif Oranı (FPR): Gerçekte negatif olan örneklerin ne kadarının yanlışlıkla pozitif tahmin edildiğini ölçer.

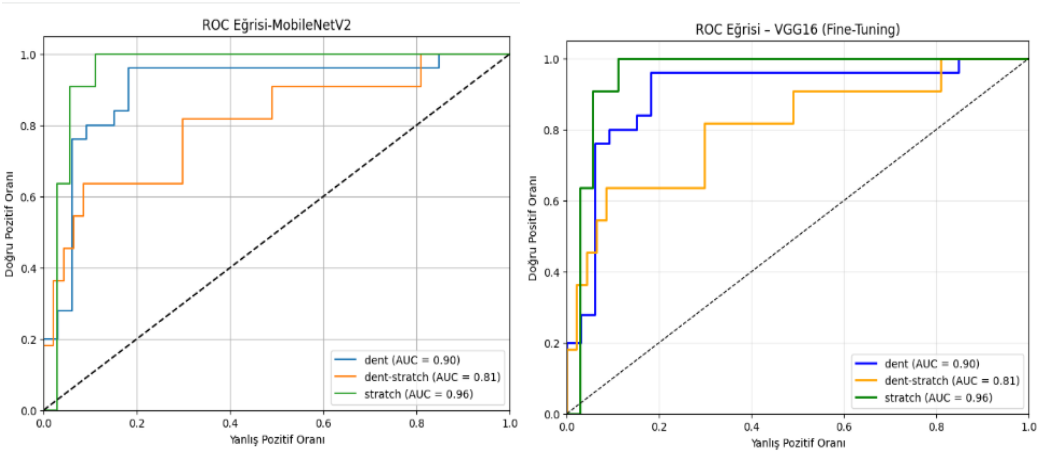
$$TPR = TP / (TP + FN) \quad (6)$$

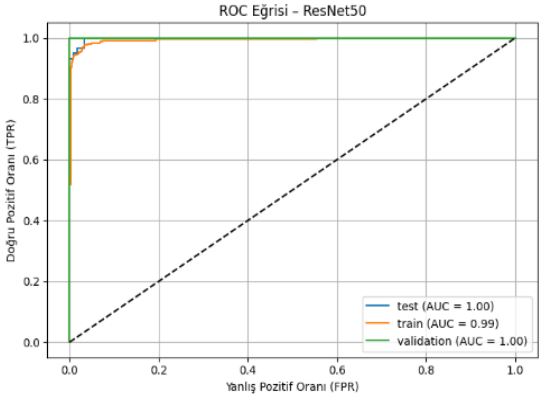
$$FPR = FP / (FP + TN) \quad (7)$$

AUC (Area Under the Curve): ROC eğrisinin altında kalan alanı ifade eder. Rastgele seçilen bir pozitif örneğin skorunun, rastgele seçilen bir negatif örnek skorundan yüksek olma olasılığıdır.

$$AUC=\int_0^1 TPR(FPR)\,d(FPR) \quad (8)$$

Şekil 5'te ResNet50, VGG16 ve MobileNetV2 modelleri için oluşturulan ROC eğrileri gösterilmekte olup, modellerin farklı karar sınırlarındaki ayırt edicilik performansları TPR ve FPR oranları üzerinden karşılaştırılmaktadır.



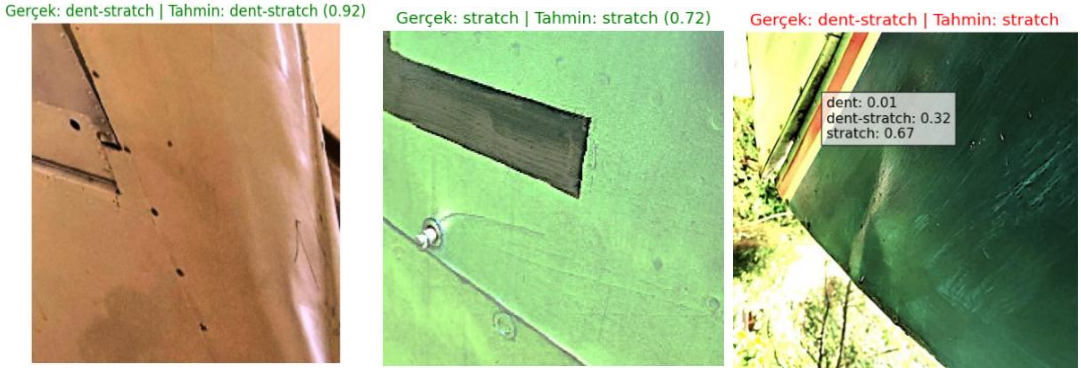


Şekil 5: MobileNetV2, VGG16, RESNET50 Modelleri İçin ROC Eğrileri

ROC eğrilerine göre en yüksek performansı ResNet50 göstermektedir. AUC değerlerinin 0.99–1.00 seviyesinde olması, modelin sınıfları oldukça net ayırabildiğini ve yanlış pozitif oranının çok düşük olduğunu gösterir. MobileNetV2 hafif ve hızlı olmasına rağmen ayırt edici gücü VGG16 ve ResNet50'nin altındadır.

Tahmin (Prediction) Sonuçları

Şekil 6'da ResNet50'nin gerçek stratch görüntüsünü %72 oranla doğru; MobileNetV2'nin gerçek dent-stratch görüntüsünü %67 oranla yanlış, VGG16 gerçek dent-stratch görüntüsünü %92 doğrulukla dent-stratch olarak tahmin ettiği görüntüler yer almaktadır. Şekil 6'da tahminlerin çıktıları gösterilmiştir.



Şekil 6: Sınıflara Göre Tahmin Sonuçları

Bu çalışmada uçak yüzeylerinde görülen dent, stratch ve dent-stratch kusurlarının otomatik tespiti için MobileNetV2, VGG16 ve ResNet50 mimarileri karşılaştırılmıştır. Sonuçlar, ResNet50'nin doğruluk ve F1-skoru açısından en yüksek performansı gösterdiğini ve özellikle dent ve stratch sınıflarında hatasız sınıflandırmaya ulaşarak uygulama açısından en güvenilir model olduğunu ortaya koymuştur. Gelecek çalışmalarda, uçak yüzeylerinde bilinen 35 farklı hata türünü de kapsayacak şekilde veri seti genişletilebilir; kusur çeşitliliğinin artmasına paralel olarak "multi-label" yönteminin eklenerek bir görüntüde birden fazla hasar tipinin aynı anda bulunabildiği durumlarda,sınıfların eşzamanlı tespiti sağlanabilir. Ayrıca, son yıllarda havacılık alanında giderek daha fazla önem kazanan XAI (Açıklanabilir Yapay Zekâ) yöntemlerinin modele eklenmesiyle karar süreçlerinin şeffaflığı ve yorumlanabilirliği artırılabilir.

4.Referanslar

Süryanilerde Meryem Ana İntikâl Bayramı Ve İlahileri

Asiye Özer[1]*

1 Güzel Sanatlar Ensititüsü, Müzik Bilimleri Anabilim Dalı Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: aozer36@gmail.com

Abstract

Araştırmanın amacı, Mardin Midyat ilçesine bağlı Anıtlı köyünde yaşayan Süryanilerin Meryem Ana Kilisesi'nde düzenledikleri Meryem Ana İntikâl Bayram'ını müzik ve inanç ilişkisi bağlamında nasıl yaşadıklarını anlamaya çalışmaktır. Bu araştırma, kültür analizine bağlı olarak yürütülmüştür. Veriler, gözlem ve yapılandırılmamış görüşmeler yoluyla toplanmış ve betimsel yaklaşımla çözümlenmiştir. Ayinde kullanılan makamların analiz edilmesinde ise ezgi çekirdek analizlemeleri kullanılmıştır. Araştırma sonucunda, Süryani cemaatinde müziğin, döngüsel bir sistem ile yapılan ayinler için vazgeçilmez bir unsur olarak ortaya çıktığı, inancı oluşturan olgular ve anlamlar, ritüelin amacına hizmet edecek şekilde ezgi ve ritim yapılarına dolayısıyla müziğin içine yerleştirildiği görülmektedir. Ayinlerde verilen mesajlar, teolojik zemin esas alınarak, sekiz ana makamın yarattığı etki ile harmanlanmaktadır. Bu bağlamda, ayin süresince dini metinlerden esinlenerek icra edilen ilahilerin, ayine katılan cemaat üyeleri üzerinde kutsal metinlerin kalıcı olmasını sağlamak, inançsal etkiyi çoğaltmak ve derinlik kazandırmak gibi işlevler taşıdığı anlaşılmıştır.

Keywords: Süryani İnancı, Meryem Ana, Ritüel, Müzik Pratikleri, Makâm Analizi.

Acknowledgments

Doktora çalışmalarım boyunca bilgi brikimi, akademik vizyonu ve yönlendirici tutumuyla bana ilham veren değerli danışmanın Sayın Prof. Dr. Nazife Oya LEVENDOĞLU'na en içten teşekkürlerimi sunarım.

Introduction

Dinin uygulama sistemi olan ritüeller, kişilerin kutsal olan ile bağ kurma aracı olarak görülmektedir. Önemli anıların hatırlanması ve simgesel anlamların inşası olarak bilinen ritüeller aynı zamanda toplumsal hafızanın sürekliliğini sağlamaktadır. Dinlerde kutsallık ile kurulan teorik boyut 'inanç' pratik boyut ise 'ibadet' olarak tanımlanmıştır. Geçmiş tarihlerde uzunca bir süre ritüel 'ibadet' kavramı yerine kullanılmıştır. Ritüeller, inançlara toplumsal bir boyut katarken aynı zamanda inancın ifade edilmesini sağlamaktadır. Bu temelde, birey ve toplum arasında bir köprü görevi de görmektedir. İnançlara toplumsal bir karakter kazandıran müzik ise, toplumların inançlarını ifade ederken sıkça kullandığı bir yoldur. Etki gücünün derin ve yaygın olduğu bilinen müzik, ritüeller bağlamında sağladığı duygusal yoğunlaşma gibi özellikler ile dini hayatın önemli bir parçasıdır. Özelikle Hristiyanlık, Müslümanlık ve Hinduizm gibi dinlerde dini pratiklerin içinde yer alan müziğin, uyarıcı, etkileyici, birleştiren, bütünleştiren, derinleşmeye imkân sağlayan karakterleri göze çarparken bulunduğu kültürel bağlamla doğrudan bir ilişki içerisinde olduğu da unutulmamalıdır (Şahin, 2008, s. 269-272).

Özellikle kutsallıkla katışık bir karaktere sahip olan ritüeller, toplumsal bir yoğunlaşma ve güdülenmeyi oluşturmaktadır. Ritüel esnasında var olan ve kullanılan tüm nesnelere bir anlam yüklenmektedir. Bu toplumsal yoğunlaşmada önemli bir rolü olan müzik ise ritmin ardındaki söylemleri ilişik olduğu bağlama taşır. Bir yandan anlamlandırırken öte yandan anlam yaratan müzik, tıpkı ritüel gibi biçimsel, ardışık, tekrarlanabilir niceliği ile sosyokültürel bir eylemdir. Müziğin taşıdığı 'ritmik güdüleyiciler' özelliği, ritüellerin biçimsellik, kalıplaşmışlık ve

tekrarlanabilirlilik özelliklerine güç kattığından, ayrılmaz bir birleşeni olarak görülmektedir. Müzik ile ritüel ilişik olduğu sürece bir anlam ve etkiden söz etmek mümkün ve bu ilişiğin en belirgin sosyokültürel bağlamını da din oluşturmaktadır (Şahin, 2008, s. 279-280).

Mezopotamya'nın kadim halklarından biri olan/olarak tanımlanan ve Hristiyanlık inancını ilk kabul eden topluluk olarak bilinen Süryaniler, yaklaşık altı bin yıllık bir geçmişe ve zengin bir kültüre sahiptirler. Hristiyanlık inancının temel öğretilerini, kutsallık atfedilen kişi ve olayları kendi kültürlerinde bir mihenk taşı olarak gören Süryaniler, köklerinin Aramiler'den geldiğini ifade etmektedirler.

Yapılan bu araştırma, Mardin Midyat ilçesine bağlı Anıtlı köyünde yaşayan Süryaniler 'in, Meryem Ana Kilisesi'nde gerçekleştirdikleri Meryem Ana İntikâl Bayram ayinini, müzik ve inanç ilişkisi bağlamında nasıl yaşadıklarını anlamak amacıyla yapılmıştır.

Meryem Ana İntikâl Bayram ayininin akış detaylarına girilmeden; Süryani kimliği, inancı, var olan müzik geleneği, bahsi geçen ayinin anlam ve önemi, yapıldığı mekân, inanç ile bütünleşen müzik öğeleri bulgular ışığında ile oluşacak temalar ve bu temaların altında yer alacak her kategori açıklanmaya çalışılacaktır.

Meryem Ana İntikâl Bayram ayinini, Süryanilerin sistematik olarak gerçekleştirdikleri diğer ayinlerden ayırt eden akış özellikleri belirlenerek tablo haline getirilecektir. Araştırmanın odağı olarak tercih edilen bu ayin için, özel olarak icra edilen ilahilerin tespiti yapılacak ezgisel ve metin analizlerine yer verilecektir. Bu temelde araştırmanın cevap aradığı temel soru, Mardin Midyat ilçesine bağlı Anıtlı köyünde yaşayan Süryaniler Meryem Ana Kilisesi'nde icra ettikleri Meryem Ana İntikal Bayram ayinini, inanç ve müzik ilişkisi bağlamında nasıl yaşamaktadırlar? şeklinde belirlenmiştir. Araştırmanın temel sorusuna cevap oluşturulacak nitelikteki alt sorular aşağıdaki gibi belirlenmiştir;

Meryem Ana İntikâl Bayram ayini nasıl bir mekânda yapılmaktadır?

Meryem Ana Kilisesi'nde icra edilen Meryem Ana İntikâl Bayram ayini nasıl bir akış içinde yürümektedir?

Ayin içinde yer alan müziğe dair unsurlar makam özelliği yönüyle nasıl özellikler sergilemektedir?

Sistematik olarak yapılan ayinlerden, Meryem Ana İntikal Bayram ayininin ayırt edici özellikleri nelerdir?

Süryaniler

Dünyanın kadim dillerinden biri olan Aramicenin bir lehçesi olan Süryanice, Hıristiyanlık dünyası için Yunancadan sonra en önemli dil konumunu kazanmış, bölgenin de bilim, kültür ve edebiyat dili haline gelmiştir (Ayağ, 2014, s. 15).

Süryani kelimesinin kökenine dair farklı görüşler mevcuttur. Güçlü olduğu düşünülen görüş, Yunanca *Surios/Suros* olan bu terim Romalılar tarafından Ortadoğu'nun Yunanca dışındaki dilleri konuşan halklar için telaffuz edildiği ifade edilmektedir (Brock, 2023, s. 18).

Süryaniler, günümüzde başta Mardin olmak üzere Diyarbakır, Batman, Siirt, Adıyaman, Şanlıurfa, Hatay, İstanbul, Adana, Malatya, Şırnak, Gaziantep ve Elazığ'da yaşamlarını sürdürmektedirler. Türkiye'de Süryani Kadim Kilisesi'nin; Midyat, İstanbul, Mardin ve Adıyaman metropolitlikleri bulunmaktadır (Bozok, 2009, s. 30-31; Şen, 2020, s. 43).

Süryani İbadetinde Müziğin İşlevi ve Anlamı

Tüm dini yapıların amacı tanrısal bilgiye ulaşmaktır. Bilinmeyen, gizemli öğretilerin genel adı olarak bilinen 'bâtınîlik' ya da anlam olarak karşılık bulduğu 'ezoterizm', neredeyse tüm inanç felsefelerinde görünmektedir. Somut olarak önerilen yolun dışında iç gerçekliğe, sırra giden başka bir yolun farkındalığını göstermektedir. İnançlar tarihinde sanat ve müzik, kendinden geçerek sıra ermek yani tanrısal bilgiye veya ışığa ermek için sınırlı bir işlev halindeyken zamanla tapınım törenlerinde kutsal olanı daha çok belirginleştirmek, kutsal olanı işitmek ve tanrısal olanla yüzleşmek gibi daha derin bir anlam kazanarak geniş bir işlev alanı oluşturmuştur (Güray, 2010, s. 127).

Süryani kilise müziğinde, yaklaşık 3000 adet ilahinin varlığından bahsedilmektedir. XII. yüzyıldan sonra gerileme dönemine giren kilise müziği için bestelenmiş bu ilahilerin ancak yarısı günümüze ulaşmış ve *Bet Gazo*[1] adlı kitapta toplanmıştır. Yazılan ilahilerin çoğalmasında en çok Bardaysan (III. yy şairi) ve Mor Afrem'in katkıları bulunmaktadır (Güray, 2012, s. 65; Denno, 1998, s. 8).

İlahilerin metin kaynağı; kutsal kitaplar ve kilise babalarının bu kitaplardan etkilenerek yazdıkları metinler gösterilmektedir. Bu kaynaklardan seçilen metinler zaman içinde sekiz makam ile icra edilmeye başlanmıştır.

İlahiler, içerdikleri konulara, ayinin anlamına ve seslendirilme zamanına göre türlere ayrılmıştır. Her ilahi sekiz farklı makam üzerinden icra edilmekte ve sözleri aynı fakat ezgiler farklıdır. Süryani Kilisesi'nin dini ritüellerde kullandıkları bir diğer müzikal icra ise *dua* adı verilen türdür. Duaların ilahilerden tek farkı, resitatif özellik taşımalarıdır. İnsan sesine dayalı ve tek sesli olarak icra edilen ilahiler ve dualar, Süryani Kilisesi'nin kabul ettiği sekiz makam özelliklerini taşıyan ezgisel yapılardan oluşmaktadır (Denno,1998, s.17-21; Bozok, 2009, s. 84-89; Şen, 2020, s. 97-112).

Tablo 1 Süryanice Makam Adları ve Anlamları

Birinci Makam	Kadmoyo	Müjdeleyici, Sevindirici yumuşatıcı	Uşşak
İkinci Makam	Trayono	Soğuk ve gururu kırıcı;	Uşşak
Üçüncü Makam	Tlitoyo	Çok acı ve sert;	Segâh
Dördüncü Makam	Rbi'oyo	Soğuk ve heyecan verici;	Rast
Beşinci Makam	Hmişoyo	Güçlü ve yakıcı sıcaklıkta	Segâh

[1] Süryanice 'makam hazinesi' anlamına gelmektedir.

Altıncı Makam	Ştitoyo	Yumuşatıcı ve ağlatıcı (hüzünlü)	Acemli Hüseyni
Yedinci Makam	Şbi'oyo	Olağan üstü sıcaklıkta	Sabâ
Sekizinci Makam	Tminoyo	Çok sert	Hicaz

Süryani kilisesinin litürji takvimine göre her haftanın ayrı bir önemi ve anlamı bulunmaktadır sekiz makam bu takvime göre sistematize edilerek icra edilmektedir. Birinci ve ikinci makamlar Mesih İsa ve Meryem Ana ile ilişkilendirilmektedir. Aynı zamanda, yaşamın başlangıcı olan doğumu yansıtır. Üçüncü ve dördüncü makamlar; kutsallar ve azizlerin eylemlerini anmayı, beş ve altıncı makam; tövbeyi, yedinci makam; ölümü, sekizinci makam ise ebedi hayatın başlangıcını, dirilişi yansıtmaktadır (Güray, 2012, s. 65; Şen, 2020, s. 156-157). Bu sisteme göre günlük ve haftalık ritüellerde makam kullanışı; Doğuş bayramından itibaren her haftanın ilk günü (Pazar) başlar ve sistematik olarak haftalık iki makamın eşleşmesi ile gerçekleşmektedir. İnanç takvimlerine göre bir yıl içinde gerçekleşen ayinlerin döngüsü olarak tanımlanmıştır (Görüşme 1, 02.09.2022). Aşağıdaki tabloda sekiz makamın haftalık döngüsü yer almaktadır (Aydın, 2018, s. 40; Şen, 2020, s. 131-131).

Tek sesli olarak icra edilen ilahiler, ayini yöneten ruhani lider ve diyakozlar arasında dönüşümlü olarak okumaktadır. Bu kültürel aktarım, dini eğitimini almak için kilise bünyesine katılan kişiler ile gerçekleşmektedir. (Şen, 2020, s. 126).

Meryem Ana İntikali Bayram Ayini

Meryem Ana İntikali Bayramı, her yıl Meryem Ana orucu sonrası 15 Agustos (Durak, 2000, s. 83); Meryem Ana toprağa verildikten üç gün sonra melekler tarafından övgüler eşliğinde göğe yükselmesinin, kutlandığı gündür (Şen, 2020, s. 140). Teolojik aktarımda, Meryem Ana defnedildiği sırada havariler hissettikleri hürmet ve sevgiyi göstermek adına hazır bulunmuşken defin için Hindistan'dan yola çıkmış olan Havari Tuna yetişememiştir. Meryem Ana toprağa gömüldükten üç gün sonra, Havari Tuna Kudüs topraklarına ulaşmışken gökyüzünde, Meryem Ana'yı melekler eşliğinde göğe yükseldiği vizyonunu görür. O an Meryem Ana'dan bereket için bir dilekte bulunur ve Meryem Ana bu dileği kabul ederek kendi kemerini gökyüzünden ona atar. Diğer havarilere yetişen Havari Tuna, gördüğü vizyon ile Meryem Ana'nın gerçekten göğe yükseldiğinin bir kanıtı olarak bu kemeri gösterir. Böylelikle Hristiyanlar için bugün kutsal kabul edilir ve bayram olarak kutlanılır (Görüşme 2,15.03.2024; Genç, 2020, s. 100).

Meryem Ana İntikal Bayram ayin akışı, alan çalışması sonucunda analiz edilmiş tema ve kodlar belirlenmiştir. Bu bağlamda, bahsi geçen ayin akışı aşağıdaki tablo içinde gösterilmiştir.

Tablo 2 Meryem Ana İntikâl Bayram Ayin Akışı

Ayin İcrasına Katılanlar/ İcracılar	Sembolik Aktarım	Bedensel Pratikler	Müziğin işlevi	Müzik Türleri	İcra edilen İlahiler
Kahin: (Kilisede tüm din adamları kahindir) (Zorunlu) Diyakoslar: (En az biri katılmak zorunda) Cemaat: (Zorunlu değil)	-İsa Mesih'in 12 öğrencisi ile son Fısıh/Akşam yemeğinin canlandırılması (Matta:26:17-30) -Pavlus'un İbraniler'e mektubu 9:3-12 -İncil (Luka, 10:38-4) -Aklanmalar -İman Kanunu -Buhurdanlık taktisi -Selamlaşma -Ayin girişi, ve taktisi -Anmalar -Lutanya (Günün anlam ve önemini vurgulayan ilahi) -Ey göklerde babamız -Sıkı yoğun İbadet -Vaaz -Minnettarlık duası -Sonuç (Kahin sonuç duası, diyakosların sonuç ilahisi) -Kahin cemaati kiliseden Uğurlama ya da salıverme	-Ayine aç gelmek (en az üç saat öncesinden oruçlu olma) -(Görevlilerin) Kutsiyet taşıyan sembolik kıyafetleri giyme -Döngüsel (Sunak, kudişkutsin ve cemaat etrafında dönüşler) -Tapınma -Kutsama - Haç çıkarma - Tütsü yakmak - Buhurdanlık dolaştırmak - Biat ve Saygı gösterme (Zaman zaman başlar öne eğik, kollar göbek üstünde bağlı, döngüsel hareketlerde İncil'i ve Kudişkutşinin duvarlarını öpmek) -(Ayin sonunda) Kutsal sunudan yeme ve içme	-Davetkar -Çağrıda bulunma ve hazırlama -Duygu Aktarımı/ Aktarım aracı -Gizli öğretinin ulaşım yolu - İfade aracı (Tövbe, Şükür, Arınma, Yardım Merhamet dilemek) -Anlam katma, güçlendirme ve derinliği oluşturma aracı -Coşkuluğu yaratma aracı -Vecd haline ulaşma aracı -Kutsalla ulaşma aracı -Öğreti aracı -Birleme duygusunu hissetme aracı -Aşkınlığa erme aracı Kutsanma(Kutsalın bir parçası olma, Kutsal'a erişme)	İLAHİLER -Ölçülü/Ritimli -Ölçüsüz/Ritimsiz	-Laloho şubḥo bravmo -Bnuhroḵ -Baslut Emoḵ - Eramermoḵ -Kadişat Aloho -Fawlos šliḥo -Halelüya (İncilden Önce) - Etne šufrâyk tohar no - Yoldaṯ Aloho bṯulto -Kḏommoryo mraḥmono -Kadiş Kadiş - Movtoḵ moran -Raḥemı'lâyn Aloho - Romaṯ Maryam -Abun dbâšmayo -'Ibeḏ Mor duḵrono -Moran eṯraḥamı'lâyn - Loḵ tebrük -Hav dnurone - En fagreḵ raḥik menan

Meryem Ana Odaklı İlahilerde Makam Analizi

Süryani Kilise müziğinde kullanılan diziler ve ezgisel (notasyon ve perdeler arası hiyerarşik ilişki vb.) yapılar, herhangi bir yazılı kaynak olmadan sözlü gelenek ile nesiller boyu canlı tutularak aktarılmıştır.

Kilise babaları ilahilerin ayırt etmek için ses, ritim, makam ve diğer müzik unsurlarını temsil edecek imla kurallarını sembolize ederek geliştirmişlerdir. 200'lü yılların başlarından 21. yüzyılın başlarına kadar ilahilerin notasyonu hakkında tasvirler sadece ilahi metninde bulunan sembollerdir (Aydın, 2018, s. 59)

Teolojik takvime göre düzenlenen ayinler sadece günün anlam ve önemini vurgulayan değişiklikler yapılmaktadır. Bu değişiklikler: Pavlus'un mektupları, İncil'den önce icra edilen

ilahi, İncil'de okunacak bölüm, İncil'den sonra okunacak ilahi, Lutanya ayin sonunda icra edilen ilahi olarak tespit edilmiştir.

1.2.1.1 İncil'den önce icra edilen *Etne Şufrayk* adlı

Yapılandırılmamış görüşmelerde, *Etne Şufrayk* adlı ilahi, Meryem Ana'ya atfedilen bütün ayinlerde İncil'den önce icra edilen özel bir ilahi olduğu ifade edilmiştir. Özelliğini, ayin bütünlüğünde belirlenen makamdan farklı bir ezgi ile icra edilmesi gerekliliğinden almaktadır. Bu ilahinin birçok kaynakta 4. mod olarak bilinen Rast makam dizisi ile icra edildiği yazılmış (Şen, 2020, s.125; Aydın, 2018, s.43) ancak yapılan alan araştırmasında, ilahinin 'Sabâ' ezgi çekirdeği ile icra edildiği duyulmuştur/tespit edilmiş bu bağlamda, bahsi geçen ilahi yeniden notaya alınarak analiz edilmiştir. Adı geçen ilahi, en eski çargâh tipine uygun bir yapıdadır. Rast perdesinden çargâh perdesine yönelip burada konumlandığı görülmektedir. Çargâh ve sabâ ezgi çekirdeklerinden sonra çargâh perdesinde kalış yapılarak eser sonlandırılmıştır.

1.2.1.2. İncil'den sonra icra edilen ilahi

4/4lük ritim kalıbı ile kurgulanan *Yoldath Aloho Bthulto* adlı ilahinin ezgi hareketinde, Hûzi makamın karekteristlik özelliği olan çargâh perdesine sıklıkla temas ettiği ve Uşşak-Hûzi ezgi çekirdeği kabul edilen nevâ perdesinden çargâh ve segâh perdelerine temas edip dügâh perdesine inerek karar vermiştir.

Eserin ezgisel kurgusunda, çargâh sesine sürekli vurgu yapması ve bu perde üzerinden dügâh perdesine inmesi ile Hûzi makamının karekteristlik özelliğini göstermektedir.

1.2.1.3. Lutanya

4/4 ritim kalıbıyla kurgulanmış olan *Romat Maryam* adlı ilahi, Nihâvend makamı ile icra edilmiştir. Nevâ ve Çargâh perdelerinde kalışlar yapıp, karara giderken Nihâvend ezgi çekirdeği ile ezgisel hareket oluşturmuş ve Rast perdesinde karar vermiştir.

1.2.1.4. Ayin sonunda icra edilen ilahi

2/4'lük basit ritim kalıpları ile kurgulanmış olan *En Faghrekh Rahiq Menan* adlı ilahi, Hicaz makamı ile icra edilmiştir. Nevâ ve Çargâh perdelerinde kalışlar yapıp, karara giderken Hicaz ezgi çekirdeği ile ezgisel hareket oluşturmuş ve dügâh perdesinde karar vermiştir.

Methodology

Bu araştırmada, etnomüzikoloji disiplini içerisinde, kültür analizine yönelik bir nitel araştırma modeli temel alınmıştır.

Nitel araştırma desenlerinden olan kültür analizi, toplumsal davranış, yapı, işleyiş ve normlar gibi kültürü oluşturan tüm ögelerin tanımı ve analizi üzerine odaklanmaktadır. Kültür analizi ile yapılan çalışmaların amacı belirli bir grubun veya kültürün tanımlanması ve yorumlanması olarak bilinmektedir. Doğası gereği kültür olgusu değişkendir ve keskin sınırlar içinde belirlenen veri toplama araçları ile ölçülmesi mümkün değildir ancak gözlemlenir, yaşanır ve hissedilir. Bu sebeple kültür analizi yapan bir araştırmacı çalıştığı kültürü birey ya da gruplar üzerindeki etkileri daha iyi anlayabilmesi için çalışma alanında uzun bir zaman geçirmesi gerekli görülmektedir (Yıldırım ve Şimşek, 2018, s. 97-98).

Çalışmada veriler, yapılandırılmamış görüşmeler ile ve alandan alınan sesli ve görüntülü kayıtlarla toplanmıştır. Görüşme kişileri doğrudan ayini gerçekleştiren kişiler ve ayine katılanlar olmak üzere iki kategoriden oluşmuştur. Ayini gerçekleştirenler; ruhani liderler ve diyakozlar olduğundan görüşmeler bu kişilerle yapılmış; ayine katılanları ise kilise cemaati temsil etmiştir. Veriler, bir yıl boyunca bölgede bulunan Süryani kiliselerinde düzenli olarak ayinlere katılınmasıyla oluşan gözlem notları ve 15.08.2022 tarihinde gerçekleşen Meryem Ana İntikali Bayram ayinin kamera kaydına alınması yolu ile toplanmıştır. Verilerin toplanması sürecinde yapılan görüşmeler ve kayıtlar kişilerin izinleri dahilinde gerçekleşmiştir.

Süryani Kilisesi'nde, teolojik takvime göre yapılan ayinler her zaman aynı şekilde icra edilirken sadece günün anlam ve önemini vurgulayan değişiklikler yapılmaktadır. Bu değişiklikler: Pavlus'un mektupları, incil'den önce icra edilen ilahi, incilde okunacak bölüm, incil'den sonra okunacak ilahi, Lutanya[2] ve ayin sonunda icra edilen ilahi olarak tespit edilmiştir. Bu bağlamda, çalışmanın müzikle ilgili kısmı için Meryem Ana İntikâl Bayram ayininin temel yapısını teşkil eden ve içinde barındırdığı zengin malzeme nedeniyle maksimum çeşit örneklem tipine uygun olarak Meryem Ana İntikâl Bayram ayini için icra edilen dört ilahi seçilmiştir.

Verilerin çözümlenmesinde ise betimsel ve içerik analizi yaklaşımları kullanılmıştır. Betimsel analizde daha önceden hazırlanmış temaların yanı sıra, yapılandırılmamış görüşmeler (video, ayin transkripsiyon) ile elde edilen verilerden yola çıkılarak yeni temalar oluşturulmuştur.

Bu bağlamda, temalar içerisinde yer alan veriler, ortak ve benzer özelliklerine göre düzenlenerek, her bir ana temanın altında da alt temalar meydana getirilmiştir. Kutsallık atfedilen kişilerin inanç olgusu içinde oluşan simgesel aktarımların müzik ve edebi gelenek ile kurduğu anlamsal ilişkinin nasıl olduğu içerik çözümlemeleriyle ortaya konulmuştur.

Yapılan araştırmada, ezgisel hareket temelinde yürüyen bir analiz yöntemi olan "*Ezgi Çekirdekleri"* yaklaşımı kullanılmıştır.[3] Bayraktarkatar ve Güray (2023) makam tanımını ezgi çekirdekleri bağlamında ele alarak aşağıdaki gibi açıklamaktadırlar:

"(…) bir makamın geleneksel olarak tanınması, yeniden üretilmesi ve özgün yapısının oluşmasının altında belirli bir kalıp, bir örüntü bulunduğu çıkarımı yapılabilir. Söz konusu örüntünün yapısı, makamı işitme pratiğiyle ayırt edilebilir, tanımlanabilir bir hale dönüştürmektedir. (...) Makamın tanımlığındaki karşılığıyla da örüntü; ses kümesindeki perdelerin birbirleriyle hiyerarşik hareketinden doğan, kendine özgü bilgi içeren ve sıklıkla yinelenen ezgi örüntüsü/ezgi yapısını oluşturur. Her ezgi çekirdeği kendi farklılığını en yalın en sade biçimde ortaya koyar…" (Bayraktarkatal ve Güray, 2023, s. 13).

Ezgi çekirdeği içerisindeki perdeler işlevsel olarak dört farklı tipe ayrılmıştır.

1) Merkez Tanımlayıcı Perde: "m"

2) Ortak Tanımlayıcı Perde: "t"

3) Pekiştirici Perde: "p"

4) Süsleyici Perde: "s"

Merkez tanımlayıcı; makamın adlandırılmasında en önemli yeri tutan bu perde aynı zamanda ezgi çekirdeğinin ana ekseninde yer almaktadır. Ortak tanımlayıcı; merkez perde ile gerilim-çözülüm ilişkisi kuran, ezgilerin tanımlanmasını sağlayan ve bütünleştirici rolü üstlenen perdedir. Pekiştirici perde ise ezgisel organizasyonda kullanıldığı zaman, merkez tanımlayıcı perde üzerindeki kararlı dengeyi destekleme rolü vardır. Son olarak süsleyici perde; ezgisel organizasyonda kullanılan diğer üç perde tipi arasında "ezgisel geçiş, varyasyon, bağlantı, hareketi" sağlayan bir rolü vardır. (Bayraktarkatal ve Güray, 2023, s. 20).

---

[2] Günün anlam ve önemini en belirgin şekide vurgulayan ilahiye verilen isimdir.

[3] Makamlara ezgi temelli bir bakış açısı ile yaklaşım konusunda öncülük eden çalışmalar yapılmıştır. Bkz. "Geleneksel Türk Müziğinde Makam Kavramı" (Bayraktarkatal, 1997), "Bin Yılın Mirası" (Güray, 2012, s. 128-145), "Ezgisel Kodların Belirlediği Bir Sistem Olarak Makam Kavramı: Hüseyni Makamının İncelenmesi" (Bayraktarkatal ve Öztürk, 2012), "Makam Müziğinde Ezgi ve Makam İlişkisinin Analizi ve Yorumlanması Açısından Yeni Bir Yaklaşım: Perde Düzenleri ve Makamsal Ezgi Çekirdekleri" (Öztürk, 2014)

Conclusions

Kültürel kimliklerini Hristiyanlık inancıyla şekillendiren Süryanilerin kullandıkları litürji takviminde, kutsallık atfettikleri Tanrı doğuran bakire Meryem'e bağlılık ve inançlarını yansıttıkları sekiz farklı bayram bulunmakta ve bunlardan biri olan Meryem Ana İntikâli, her yıl 15 Ağustos'ta kutlanmaktadır.

Anıtlı köyünde bulunan ve iki bin yıllık bir anıtın üzerine inşa edilmiş Meryem Ana kilisesi, bölgede bulunan diğer kiliselerden mekânsal özellikleri ile farklılıklar sergilemektedir. Bu farklılıklar, mimari olarak kubbesinin kare olması ve kilisenin tavan kısmında bulunan haç ve güvercin motifinin bulunmasındır. Hz. İsa'yı temsil eden güvercin motifi ile kare yapılı kubbe diğer kiliselerde rastlanmayan özelliklerdir. Cemaat, merkezinde dualar ve ibadetler bulunduğu bayram ayini için bu mekânda bir gün öncesinde akşam duası ile toplanarak bütün geceyi kilisede geçirmektedirler. Bu toplanmanın, ruhsal ve sosyal birliğin pekişmesi, geçmişin hatırlanması, geleceğe umut ile bakılarak güçlü bir motivasyon sağlanması, buna paralel olarak inançsal geleneklerin gelecek nesillere de aktarılması için fırsat veren işlevler üstlendiği anlaşılmaktadır.

İsa Mesih'in on iki öğrencisi ile son akşam yemeğinin canlandırılması olan ayin, ilahilerle başlamakta, önce Pavlus'un mektubu nutuk şeklinde okunmakta ardından halkı Kutsal İncil'in okunuşuna hazırlayan ilahiler seslendirildikten sonra o günün anlamına uygun İncil'den kesitler Kâhininin tercihine göre bazen düz bazen de resitatif olarak okunmaktadır. Bu başlangıcın ardından aklanmalar, iman kanunu, buhurdanlık taktisi, selamlaşma duaları yapılmaktadır. Bu duaların ardından ayin girişi olarak tanımladıkları bölüm ve anmalar yapıldıktan sonra günün anlam ve önemini vurgulayan Lutanya adını verdikleri ilahi seslendirilmektedir. Bu ilahinin ardından ey göklerde babamız, sıkı yoğun ibadet adını verdikleri dualar kısmı gelmektedir. Daha sonra ayin esnasında bulunan en rütbeli kişi vaaz verdikten sonra minnettarlık duası ve kâhin tarafından okunan sonuç duası ve diyakozların sonuç ilahisi okunmaktadır. En son olarak ise kiliseden uğurlama kısmı ile kâhin ayini tamamlamaktadır. Böylece ayinin, ilahiler ile başlayıp yine ilahi ile bitişi yapısal bakımdan döngüsel bir kurguyu ortaya koymaktadır.

Süryani kiliselerinde kullanılan sekiz makam da yine bir döngüyü temsil etmektedir. Hristiyanlık inancının dört değeri olarak kabul edilen insan yaşamının evrelerini yani doğum, yaşam, ölüm ve dirilişi/ebedi hayatın başlangıcını ifade etmesinin yanı sıra bu makamlar teolojik olarak, Mesih İsa, Meryem Ana, Kutsallar, Nedamet-Dönüş, ve Haç-Atalar-Ölüleri de simgeler. Süryanilerin sistematik olarak gerçekleştirdikleri bütün ayinlerin akış yapısı aynıdır ancak günün anlam ve önemini vurgulayan değişiklikler bulunmaktadır. Bu değişiklikler: Pavlus'un mektupları, İncil'den önce icra edilen ilahi, İncil'de okunacak bölüm, İncil'den sonra okunacak ilahi, Lutanya ve ayin sonunda icra edilen ilahi olarak belirginleşmiştir.

Kutsal sözün kutsal sese dönüştüğü döngüsel bir sistem içinde yapılan Meryem Ana intikal Bayram ayini içinde yer alan ilahilerin tamamı, dini metinlerden esinlenerek üretilmiştir. Bu ilahiler, ayine katılan cemaati üyeleri üzerinde; affedilme, arınma, hakikat bilincine ulaşma gibi inançsal tesirleri geliştirmeyi hedeflemektedir; müzik ise ulaşılmak istenen bu hedeflerde kalıcılığı ve derinleşmeyi sağlayan bir işlev üstlenmiştir. Aynı zamanda ortalama bir-iki saat süren ayinlerde icra edilen ilahilerin, cemaati canlı tutmak, ruhsal birliği sağlamak, duygusal tepkiler uyandırarak ortamı zaman zaman coşkulu zaman zaman da derin düşünceler ile sakin bir atmosfere dönüştürmek gibi işlevleri de vardır.

Yapılandırılmamış görüşmelerde ve taranan literatürlerde, Meryem Ana İntikal Bayram ayininin tamamının 7. mod olarak tanımlanan Sabâ makamında icra edildiği söylenmektedir. Ancak alan araştırmasında yapılan kayıtlarda duyulan ezginin Sabâ makamına ek olarak Hûzi, Nihâvend, Hicaz makamlarını da kapsadığı görülmektedir. Bu bağlamda, ayin akışında

İncil'den önce seslendirilen *Etne Şufrayk* adlı ilahi; en eski Çargâh, İncil'den sonra seslendirilen *Yoldath Aloho bthulto* adlı ilahi; Hûzi, lutanya olarak adlandırılan *Romat Maryam* ilahi; Nihâvend ve ayin akışının sonunda icra edilen *En Faghrekh Rahiq Menan* adlı ilahi ise Hicâz makamlarından oluşmaktadır ve bu ilahiler 2/4 veya 4/4'lük ritim kalıpları ile kurgulanmıştır.

Ayin akışında icra edilen ilahilere yönelik yapılan çözümlemelerde, bu müzik pratiklerinde gerek ezgisel gerekse icra ve üslup bakımından bölgeye has bir dini musiki geleneğini yansıttığı görülmüştür. Kültürel zenginliğin mevcut olduğu bu topraklarda müzik pratiklerinin bu zenginlikten beslendiği bir gerçektir. Bu nedenle makamlar, bu topraklarda yaşayan halkların müzik kültürlerinin en önemli bileşenini oluşturmaktadır. Bu bağlamda Süryani ayinlerinde icra edilen ilahilere yönelik tespit edilen makamlar, Anadolu'da en sık kullanılan makamları temsil etmekte ve bu açıdan makamlar, kültürler arasındaki güçlü etkileşimi ve kadim bağlantıları ortaya koyması bakımından önem arz etmektedir.

References

Aydın, G. (2018). *Syriac Hymnal According to the Rite of the Syriac Orthodox Church of Antioch*. USA: Syriac Music Institute.

Ayağ, O. (2014). *Süryaniler ve Din*. İstanbul: Özener Matbaacılık.

Bayraktarkatal, M. E. & Güray, C. (2023). *Ezgi Çekirdeklerine Dayalı Bir Makâm Modeli Önerisi.* C. Güray, O. Levendoğlu, M. Gönül, F. Çaylı, İ. Karadeniz, N. Şahin (Eds). in The *Türk Müziği Ezgisel Organizasyonlar ve Makam Müziği* (9-21.pp.). Ankara: T.C. Kültür ve Turizm Bakanlığı Kütüphaneler ve Yayımlar Genel Müdürlüğü Yayınları.

Bozok, B. Akbaba (2009). *Mardin Süryani Cemaati Örneğinde Kültürel İfade ve Anlam Üretme Olarak Ritüeller ve Müzik*, (Published Graduate Thesis). https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezSorguSonucYeni.jsp İzmir: Dokuz Eylül Üniversitesi, Güzel Sanatlar Enstitüsü (235219).

Brock, S. P. (2023). *Süryani: Kimlik ve Arkaplanı*. Z. Duygu, K. Akalın and U. Var (Eds), in The *Süryaniler Kimlik Din, Literatür* (17-32. pp.). İstanbul: Selenge Yayınları.

Danno, N. (1998). *Süryani Müziği*. (çev. G. Akyüz). Mardin: Resim Matbaacılık. (Orjinal yayın tarihi, 1946)

Durak, N. (2000), *Süryani Ortodoks Kilisesi'nde İbadet* (Published Doctoral Thesis).

https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezSorguSonucYeni.jsp İstanbul (102322).

Güray, C. (2012). *Anadolu'da İnanç ve Müzik İlişkisinin Semah ve Sema Kavramları Çerçevesinde İncelenmesi*, (Unpublished Doctoral Thesis). Ankara Üniversitesi İlahiyat Fakültesi, Türk Din Musikisi Anabilim Dalı. https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezSorguSonucYeni.jsp Ankara (312550).

Güray, C., Tokaç, M. S., Osman, Ö., & Yüce, G., (2010). *Anadolu da İnanç ve Müzik İlişkisi Bir Sonsuz Devir.* Ankara: T.C. Kültür ve Turizm Bakanlığı Yayınları-T.C.Merkez Bankası Yayınları.

Genç, H. (2020). *Süryaniler*. İstanbul: Siyah Beyaz Yayınları.

Şen, M. E (2020). *Süryani Ortodokslarda Kilise Müziği*. Ankara: Siyasal Yayınevi.

Tahincioğlu, Y. (2011). *Tarihleri, Kültürleri ve İnançlarıyla 5500 Yıldır Bu Topraklarda Yaşayan Süryaniler*. İstanbul: İstanbul Matbaacılık.

Yıldırım, A. and Şimşek, H. (2018). *Sosyal Bilimlerde Nitel Araşturma Yöntemleri.* Ankara: Seçkin Yayıncılık.

Kaynak Kişiler

Görüşme 1: Saliba Açiş, Diyarbakır Meryem Ana Kilise Görevlisi ve Diyakozu

Görüşme 2: Davut Ün, Adıyaman Meryem Ana Kilise Sekreteri ve Öğretmeni

Aerodinamik Moment Dengesinin ve Taşıma Değişimlerinin Aktif Kanat Ucu Tasarımıyla İyileştirilmesi

Enes Aslan

Uçak Mühendisliği, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

E-mail: enesaslan3822@gmail.com

Keywords: yakıt tüketimi, taşıma, aktif kanat ucu, vortex, CFD

Hava araçlarının performansı, çeşitli optimizasyon uygulamalarıyla artırılarak daha verimli bir hale getirilebilir. Bu iyileştirme süreci; kullanılan malzemelerin değiştirilmesi, yapısal düzenlemeler yapılması ya da aerodinamik tasarımın geliştirilmesi gibi yöntemlerle sağlanabilir. Bu tür çalışmalar sayesinde uçakların daha hafif, daha güvenli, işletme açısından daha ekonomik ve çevreye daha az zarar veren bir yapıda tasarlanması ve üretilmesi amaçlanır. Üstelik bu optimizasyon yalnızca tek bir uçuş koşulu için değil, pek çok farklı uçuş şartı göz önünde bulundurularak gerçekleştirilir. Bu kapsamda ele alınan tasarım yaklaşımlarından biri de aktif kanat ucu sistemidir. Bu tasarımın temel hedefleri; rüzgâr etkisiyle ortaya çıkan moment dengesizliklerini azaltmak, uçuş kararlılığını artırmak ve kanadın alt ve üst yüzeyleri arasındaki basınç farkının yol açtığı vorteks kaynaklı sürüklemeyi düşürmektir. Çünkü "kanat ucu düzenekleri, kanadın uç bölgesindeki üst yüzey akışını düzenleyerek taşıma-sürükleme oranını iyileştirir ve kanat ucunda oluşan taşıma kuvvetini artırır.Aktif kanat ucu teknolojisi günümüzde havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan yenilikçi bir sistem olup çok sayıda avantaj sunmaktadır. Bu avantajlardan bazıları şunlardır:

-Yakıt tüketiminin azaltılması: Aktif kanat ucu yapısı, kanat ucunda küçük hareketli bir yüzey (flaplet) kullanarak kanadın hava akımı özelliklerini geliştirir. Bu aerodinamik iyileştirme sayesinde uçaklar daha az yakıt harcar.

-Yüksek hızlarda daha iyi performans: Bu teknoloji, uçağın hava direncini düşürerek daha yüksek süratlerde uçabilmesine katkı sağlar.

-Geliştirilmiş manevra kabiliyeti: Aktif kanat uçları, uçağın kontrol hassasiyetini artırır. Böylece daha çevik dönüşler yapılabilir ve manevralar daha hızlı gerçekleştirilebilir.

-Gürültü seviyesinde azalma: Kanat ucuna eklenen flaplet yapısı hava akışını düzenlediği için, uçakların çevreye yaydığı gürültü miktarı da azalır.

-Daha düşük karbon emisyonu: Yakıt sarfiyatının azalması, atmosfere salınan karbondioksit miktarının da düşmesi anlamına gelir; bu da çevresel etkilerin azaltılmasına yardımcı olur.

-Ekonomik fayda: Yakıt tüketiminin azalması, havayolu işletmeleri için daha düşük operasyon maliyetleri anlamına gelir.

-Kanatçıklar, bir kanadın ucundaki açılı uzantılar veya dikey çıkıntılardır ve ticari uçaklarda düz kanat profilleriyle birlikte, indüklenen sürüklemeyi, girdapları azaltmak ve taşıma kuvvetini artırmak amacıyla yaygın olarak kullanılırlar.[1]

-Bu çalışmada, aerodinamik özellikleri karşılaştırmak için, farklı derecelerde hareketli kanat uçlarıyla çeşitli açılarda dikdörtgen NACA 2412 kanat profili kesitleri üzerinde referans Reynolds sayıları kullanılarak CFD analizi yapılacaktır.

1. Giriş

Havacılıkta kanat geometrisinin optimize edilmesi ve morfing tabanlı yapısal düzenlemeler, uçakların daha yüksek verimlilikle tasarlanması ve üretilmesi açısından kritik bir araştırma alanı hâline gelmiştir. Kanat formunun iyileştirilmesine yönelik yöntemler, uçuş performansında belirgin artışlar sağlamakta; yapısal karmaşıklığı azaltarak daha hafif ve etkin çözümler sunmakta ve sonuç olarak yakıt gereksinimini düşürmektedir. Aerodinamik şekil iyileştirmesinde adjoint (eşlenik) yöntemin sunduğu avantajlar literatürde ayrıntılı biçimde ifade edilmiştir. Bu kapsamda, transonik rejimde gerçekleştirilen sürüklenme azaltma çalışmalarına yönelik optimizasyon yaklaşımlarının önemi giderek artmıştır.

Aerodinamik verimin artırılması amacıyla yürütülen araştırmalar incelendiğinde; gövde hatlarının yeniden düzenlenmesi, winglet uygulamaları, indüklenmiş sürüklenmenin azaltılmasına yönelik yöntemler, akış kontrol stratejileri, gürültü azaltma teknikleri ve kanat açıklık oranının (AR) değiştirilmesi gibi pek çok farklı yaklaşımın ele alındığı görülmektedir. Uçak gövdesi, burun yapısı ve kuyruk bileşenleri üzerinde yapılan optimizasyon çalışmaları, en uygun geometrik konfigürasyonların belirlenmesini hedeflemektedir. Bu çalışmaların bir bölümü malzeme seçimine yönelikken, diğer kısmı tamamen geometrik düzenlemeye odaklanmaktadır. Genel amaç, aerodinamik performansı artırarak yakıt tüketimini en aza indirmektir.

Son dönemde, aktif kanat ucu tasarımları, sabit kanat uçlarına kıyasla daha yüksek aerodinamik verim ve moment kontrolü sağlayabilme özellikleriyle dikkat çekmektedir. Döner kanat uçları gibi uyarlanabilir yapılar, kanat ucu vortekslerini yönlendirerek indüklenmiş sürüklemeyi azaltmakta ve taşıma kapasitesini artırmaktadır.[2] Bu tür tasarımlar, kanat uçları üzerinden hem aerodinamik momentin hem de taşıma kuvvetinin kontrolünü mümkün kılmaktadır.

Bu tez çalışmasının amacı, NACA 2412 profili üzerinde aktif kanat ucu uygulamalarının aerodinamik moment dengesi ve taşıma davranışları üzerindeki etkilerini sayısal olarak incelemek ve potansiyel performans iyileştirmelerini belirlemektir. Araştırmada, CAD tabanlı modelleme ile farklı kanat ucu konfigürasyonu oluşturulacak; hibrit mesh kullanılacak ve duvar yakınındaki akışın doğru çözülmesi için $y^+ \leq 1$ kriteri ile k–ω SST türbülans modeli uygulanacaktır.

Çalışmanın sonunda, aktif kanat ucu tasarımlarının NACA 2412 profili üzerinde taşıma ve moment karakteristiklerini geliştirme potansiyeli ortaya konacaktır.

Öne Çıkan Noktalar

-Kanat ucu vortekslerinin aerodinamik kayıplara etkisi

-NACA 2412 profilinin taşıma ve moment karakteristiği

-Aktif kanat ucu tasarımlarıyla performans ve stabilite iyileştirmesi

-CFD tabanlı sayısal analiz ile performans değerlendirmesi

0. Metodoloji

Bu çalışma, NACA 2412 hava profilinde aktif kanat ucu uygulamasının aerodinamik davranış üzerindeki etkilerini incelemek amacıyla yürütülen, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD/CFD) temelli bir çalışma olarak hazırlanacaktır. Çalışmanın yöntemsel süreci üç temel bileşenden oluşacaktır:

-Geometrik modelin oluşturulması ve aktif kanat ucu mekanizmasının tasarımı

-Sayısal akış çözümlemelerinin gerçekleştirilmesi (CFD)

-Aerodinamik performans parametrelerinin incelenmesi (taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı, moment katsayısı ve vorteks davranışları)

Bu yöntemsel çerçeve, kanat aerodinamiği ve optimizasyonu üzerine yapılan pek çok akademik araştırmada yaygın bir biçimde kullanılmaktadır.[3]

Çalışmada temel aerodinamik yüzey olarak NACA 2412 kanat profili tercih edilecektir. Bu profil, INCH/NACA serisi içerisinde düşük sürükleme ve yüksek verimlilik sağlaması nedeniyle özellikle küçük ölçekli insansız hava araçlarında yaygın biçimde kullanılmaktadır [4].

Kanada ait temel geometrik özellikler:

Kanat parametreleri:

-Kord uzunluğu: 200 mm

-Kanat açıklığı: 1.0 m

-Kalınlık oranı: %12

-Maks. kamburluk: %2 (%40 konumunda)

Döner aktif kanat ucu (±15° açılı) tercihinin nedeni, literatürde moment kontrolü ve indüklenmiş sürükleme azaltma amacıyla en etkili tasarımlar arasında olduklarının kanıtlanmış olmasıdır.

Modeller SolidWorkde hazırlanmasının ardından CFD ortamına aktarılmak üzere STEP formatına dönüştürülecektir.

Mesh Stratejisi

Tür: Yapılandırılmış + yapılandırılmamış hibrit

Kanat ucu bölgesinde yoğunlaştırılmış mesh

Duvar yakınlarında y+ < 1 olacak şekilde sınır tabaka mesh'i oluşturulacaktır.

Prizmatik katman sayısı: 10–15

Ortalama hücre sayısı: 4–6 milyon

Bu yaklaşım kanat ucu vortekslerinin doğru yakalanabilmesi için gereklidir.[3]

ANSYS Fluent programında basınç tabanlı çözücü kullanılarak k–ω SST Türbülans modeli kullanılacaktır.

Sınır Şartları

Giriş: Uniform hız profili,

Çıkış: Basınç çıkışı,

Duvarlar: No-slip,

Kanat: Sabit cisim,

Akış ortamı: Serbest akış olarak planlanmıştır.

Akış Koşulları

Reynolds sayısı: $3\times10^5 – 1\times10^6$

Hücum açısı: -4° ile +16°

Türbülans yoğunluğu: %1

Mach sayısı: 0.1 (sıkıştırılamaz kabulü) olarak planlanmıştır.

-Yakınsama Kriterlerinde ise Residual 10^{-6}'dan küçük olacaktır.

0. Sonuçlar

Bu araştırmada uygulanacak yöntem, NACA 2412 profili üzerinde aktif kanat ucu tasarımlarının aerodinamik davranışını sistematik bir şekilde incelemeyi ve iyileştirmeyi amaçlamaktadır. Kullanılan yaklaşım, kanat ucu vortekslerini kontrol ederek indüklenmiş sürüklemeyi minimize etmeyi, taşıma katsayısını artırmayı ve moment dağılımını daha dengeli hâle getirmeyi hedeflemektedir.

Farklı kanat ucu geometrileri CAD ortamında modellenmiş, hibrit mesh yapısı kullanılarak sayısal çözümlemeler gerçekleştirilecek ve duvar yakınındaki akışın doğru biçimde yakalanması için $y^+ \leq 1$ kriteri sağlanacaktır. Akış simülasyonlarında k–ω SST türbülans modeli

tercih edilerek, taşıma ve sürükleme katsayıları ile moment değerlerinin güvenilir bir şekilde elde edilmesi hedeflenecektir..

Ayrıca, Q-kriteri kullanılarak kanat ucu vortekslerinin görselleştirilmesi yapılacak ve bu sayede tasarım değişiklikleri için hem nicel hem de görsel veri sağlanması amaçlanacaktır. Bu çerçevede, aktif kanat ucu tasarımlarının performansını artırmak ve stabilitesini geliştirmek için sayısal bir analiz platformu sunulacaktır.

0. Referanslar

1. Anderson, 2017; Li & Zheng, 2020; Stanford & Ifju, 2010
2. Gandhi & Anusonti-Inthra, 2008; Barbarino ve ark., 2011
3.Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1959). *Theory of Wing Sections*. Dover Publications

4. Spalart, P. R. (2000). Strategies for turbulence modelling and simulations. International Journal of Heat and Fluid Flow, 21(3), 252–263

Screen Optımızatıon And Numerıcal Analysıs For Pressure Losses In A Closed-Cırcuıt Wınd Tunne

Emine Kök1*, Buğrahan Alabaş2

Faculty of Aeronautics and Astronautics, Department of Aeronautical Engineering, Erciyes University, Kayseri, Turkiye

Faculty of Aeronautics and Astronautics, Department of Aeronautical Engineering, Erciyes University, Kayseri, Turkiye

* E-mail: eminekok2001@gmail.com

Abstract

The design of flow conditioning components (screens) in closed-circuit wind tunnels is a critical parameter directly affecting the flow quality in the test section and the energy efficiency of the system. In this study, the effects of three different screen configurations with varying pore distributions (uniform, gradual, and radial variable) on tunnel aerodynamics, pressure losses, and fan power requirements were investigated using Computational Fluid Dynamics (CFD). Numerical analyses were performed on a three-dimensional tunnel model using the SST k-ω turbulence model, and screen structures were modeled using the "porous media" approach, which was validated against full-geometry models to reduce computational costs. The results showed a high correlation between theoretical pressure losses calculated by analytical methods and CFD analysis results. Among the investigated designs, Configuration C, where the pore size increases radially from the center to the outer walls (from 5 mm to 20 mm), provided the lowest total pressure loss and fan power requirement thanks to its aerodynamic load balancing mechanism. Detailed flow analyses performed on this optimum configuration revealed that flow separations were prevented in critical regions (corners and diffusers) throughout the tunnel circuit. Furthermore, the target speed of 80 m/s was achieved in the test section, with a homogeneous velocity distribution and parallel streamlines. This study demonstrates that variable porosity screen structures are an effective engineering solution for ensuring flow uniformity while reducing operating costs in wind tunnels.

Keywords: Closed-Circuit Wind Tunnel, CFD, Porous Media, Screen Design, Pressure Drop, Flow Uniformity.

İnsansız Hava Aracının Değişen Kütle Ve Rüzgâr Etkisi Altında Pıd Ve Lqr Kontrol Yöntemlerinin Karşılaştırmalı Performans Analizi

Büşra Kuru[1]*, Selçuk Arslan[2]

1 Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

2 Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: busra.kuru149@gmail.com

İnsansız hava araçları (İHA'lar), yüksek manevra kabiliyetleri, dikey kalkış ve iniş yapabilme özellikleri (özellikle döner kanatlı sistemlerde) ve düşük maliyetleri sayesinde son yıllarda hem akademide hem de endüstride yoğun ilgi görmektedir. Bu platformlarda konum, hız ve yönelimin hassas bir şekilde kontrol edilmesi kritik öneme sahiptir ve bu amaçla farklı kontrol yaklaşımları geliştirilmektedir. Günümüzde en sık kullanılan kontrol yöntemlerinden ikisi Oransal–İntegral–Türev (PID) ve Lineer Kareler Regülatörü (LQR) kontrolcüleridir.

PID kontrolcüler, basit yapıları ve sistemin tam matematiksel modeline ihtiyaç duymamaları nedeniyle uzun süredir İHA kontrolünde yaygın olarak tercih edilmektedir. Öte yandan LQR, sistem modeline dayalı olarak en uygun geri besleme kazançlarını hesaplayan, çok değişkenli sistemlerde daha yüksek kararlılık ve düşük hata seviyeleri sunabilen modern bir kontrol yaklaşımıdır. Son dönem çalışmalar, bu iki yöntem arasında kararlılık, aşım oranı, yükselme süresi ve dış bozuculara dayanıklılık gibi performans kriterleri açısından belirgin farklar bulunduğunu göstermektedir.

Bu çalışmada PID ve LQR kontrol yöntemleri, yük değişimi ve rüzgâr etkileri altında çalışan bir İHA üzerinde karşılaştırılacaktır. MATLAB/Simulink ortamında oluşturulacak dinamik model gerçekçi bir yangın söndürme senaryosu üzerinden test edilecek; böylece aracın kütle değişimine ve dış bozuculara verdiği tepkiler analiz edilecektir. Elde edilecek sonuçlar, kontrol sinyali büyüklükleri, enerji tüketimi, izleme hataları, dayanıklılık ve kararsızlık bölgeleri açısından iki yöntemi kapsamlı şekilde değerlendirecektir.

Bu çalışmanın hem akademik literatüre hem de pratik uygulamalara katkı sunması beklenmektedir. Özellikle yük değişiminin sık yaşandığı yangın söndürme, lojistik ve tarımsal operasyonlar gibi alanlarda görev yapan İHA sistemleri için referans bir çalışma niteliği taşıyacağı öngörülmektedir.

Keywords: İnsansız hava aracı,PID,LQR,Yangın Söndürme

Türk Makam Müziği Üretimi İçin Entropi Tabanlı Bir Yaklaşım

Şule Yıldız[1]*, N. Oya Levendoğlu[2], Cenk Güray[3]

1 Güzel Sanatlar Enstitüsü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

2 Güzel Sanatlar Enstitüsü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

3 Güzel Sanatlar Enstitüsü, Hacettepe Üniversitesi, Ankara, Türkiye

* E-mail: sule.yildiz@yahoo.com

Ezgi temelli bir makamsal yaklaşım olan ezgi çekirdekleri, içerdiği perdelerin hiyerarşiye dayalı hareketlerinden ortaya çıkan, ilgili makama özgü bilgi barındıran ezgisel kalıplardır. Ezgi çekirdekleri bir makamın karakterini ortaya koyarken, ezgisel figürler ise bu makamdaki ezgileri oluşturan en küçük birimler olarak düşünülebilir. Hem bir merkezdeki kalışı, hem de farklı merkezler arasındaki yönelimselliği ifade edebilen bu temel figürler, ezgisel hareket boyunca oluşan bağıl hiyerarşi ilişkilerini açıklamak için kullanılabilir.

Bir makamın karakteristik yapısını ortaya koyan ezgisel gerilim ve çözülüm ilişkileri, tespit edilen bağıl hiyerarşi yapıları üzerinden anlaşılabilir. Bu ilişkilerin nicel olarak hesaplanabilmesi için entropi kavramından faydalanmak mümkündür. Paul Erlich tarafından üretilen "Harmonik Entropi" modeli, Türk makam müziğindeki ezgisel hareketleri ve bağıl hiyerarşi ilişkilerini dikkate alacak şekilde ele alınmıştır. Ezgisel figürlerde oluşan bağıl hiyerarşi ilişkilerine göre gerilim ve çözülüm davranışları belirlenmiş, bu davranışlar entropi modeli ile nicel hale getirilmiştir.

Ezgi üretimine odaklanan çalışmalar, ezgileri çoğunlukla bir zaman serisi olarak ele almakta ve ardışık nota ilişkisine dayalı yöntemleri kullanmaktadır. Ancak Türk makam müziğinin, ezgisel hareketi merkeze alması nedeniyle, sadece ardışık nota ilişkileriyle açıklanması ve üretilmesi güçtür. Bu çalışmada, Türk makam müziğinin üretilmesi için ardışık nota tahmininden farklı bir yöntem önerilmektedir. Kural tabanlı bir algoritmayı içeren bu yöntem, ezgisel figürleri rastgele seçerek eklemlerken, üretilen ezgideki gerilim ve çözülüm ilişkisini entropi modeli ile sürekli kontrol eder. Entropi değerinin bir eşik değerin üstüne çıkması durumunda üretim mekanizmasına müdahale edilerek merkez sese dönüş yapılır ve bu sayede üretilen ezginin hedeflenen makamdan uzaklaşmaması sağlanır.

Bu çalışmada önerilen algoritmik kompozisyon yöntemi ile, güncel literatürde yer alan zaman serisi temelli ve ardışık nota tahminine dayalı yöntemlere güçlü bir alternatif oluşturulmuştur. Önerilen yöntem sayesinde, bestecinin üretim esnasında zihninde kurguladığı gerilim ve çözülüm dengesinin hesaba katıldığı üretimler yapılabilmesi ve Türk makam müziğinin ezgi temelli karakterini daha iyi yansıtan üretimler gerçekleştirilmesi mümkün olacaktır.

Anahtar Kelimeler: Türk makam müziği, ezgi çekirdeği, gerilim-çözülüm, algoritmik kompozisyon, entropi.

Kadîm Metinlerde Yer Alan Astronomi-Müzik İlişkisi Üzerinden Âvâze Kategorisine Bir Bakış

Burak Kaynarca[1]*, N. Oya Levendoğlu[2]**

1 Öğr. Gör., Afyon Kocatepe Üniversitesi Devlet Konservatuarı, Afyonkarahisar.

2 Prof. Dr., Erciyes Üniversitesi Güzel Sanatlar Fakültesi Müzik Bölümü, Kayseri.

* E-mail: burakkaynarca@gmail.com

** E-mail: levendogluoya@gmail.com

Abstract

Tarih boyunca insanlığın gökyüzüne olan ilgisi, Eski Mezopotamya'nın gözlemsel birikimiyle başlamış; Antik Yunan'da ise geometrinin kullanımıyla matematiksel bir bilime dönüşmüştür. Bu dönüşüm sayesinde astronomi ve müzik, kozmolojinin felsefeyle olan bağlantısını matematiksel uyum (armoni) üzerinden kuran temel disiplinler haline gelmiştir.

Antik Yunan'da gezegenlerin düzenli hareketleri, birbirleriyle olan konumları ve uzaklıkları müzikal unsurlarla sembolleştirilmiş, böylelikle evrendeki uyumun insanların içsel ve çevresel uyumuyla olan entegrasyonunun müzik yoluyla sağlanması amaçlanmıştır.

Antik Yunan Uygarlığı'nda müzik ve astronomi, matematik temelli ilimlerin içerisinde yer alır zira Pythagorasçılar tarafından belirlenen ve Orta Çağ'da *quadrivium* olarak adlandırılan dört temel bilgi alanı aritmetik, geometri, astronomi ve müziktir. Astronomiyi geometri ile temellendirerek gökyüzü hareketlerini inceleyen Pythagorasçılar, gezegenlerin dönüşleri esnasında çıkardıkları sesler ve bu seslerin hesaplanma yöntemlerine dair fikirler ortaya atmışlardır. Gezegenlerin küreleri arasında bir uyum olduğuna inanmaları ve bu uyumun gezegenlerin uzaklıklarıyla ilişkili olduğunu düşünmeleri *kürelerin uyumu* teorisini geliştirmiş ve günümüzde "armoni" olarak bilinen, esasında evren, insan ve toplum üzerindeki hemen her detayda birlik/uyum/âhenk arayışını tanımlayan *harmonia* düşüncesinin meydana gelmesine sebep olmuştur.

Gezegenlerin konumlanışları ile seslerin dizilişi arasında bağlantıların kurulduğu felsefî altyapı, özellikle Neoplatonist düşünürler üzerinden tüm Orta Çağ dünyasını etkileyecek köklü bir geleneğin oluşmasını sağlamıştır. Bu geleneğin Orta Çağ İslâm dünyasındaki etkilerinin müzikteki yansımaları *makâm, âvâze*, *şûbe* ve *terkîb* kavramlarıyla karşımıza çıkmaktadır.

13.-17. yüzyıllar arasında İslâm coğrafyasına ait müzik teorisi kaynaklarında temel bir kategori olarak nitelendirilen âvâze yapısı özellikle 15. yüzyıl kaynaklarında çıplak gözle görülebilen yedi gök cismiyle ilişkilendirilmektedir. Buna göre Geveşt âvâzesi Satürn, Nevrûz âvâzesi Jüpiter, Selmek âvâzesi Mars, Şehnâz âvâzesi Güneş, Hisâr âvâzesi Venüs, Mâye âvâzesi Merkür ve Gerdâniye âvâzesi Ay ile eşleştirilmektedir.

Bu çalışmada, Eski Mezopotamya'dan itibaren gökyüzü-yeryüzü benzeşimi çerçevesinde değerlendirilen ve Antik Yunan'da geliştirilerek astronomi-müzik ilişkisine evrilen fikrî altyapının Orta Çağ İslâm müzik teorisi kaynaklarındaki yansımalarından biri olarak kabul edilen âvâze kategorisinin kavramsal yönü incelenecektir.

Anahtar Kelimeler: Avaze, devir, edvar, harmonia, Orta Çağ İslam müzik nazariyatı.

Antik Yunan Ses Sistemine Felsefi Ve Teorik Bir Yaklaşım

Mesude Elif Güngör Sarıkaya*[1], Prof. Dr. Nazife Oya Levendoğlu [2], Prof. Dr. Cenk Güray[3]

1 Güzel Sanatlar Enstitüsü Müzik Bilimleri Anabilim Dalı, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

2 Güzel Sanatlar Enstitüsü Müzik Bilimleri Anabilim Dalı, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

3 Güzel Sanatlar Enstitüsü Müzik Teorileri Anabilim Dalı, Hacettepe Üniversitesi, Ankara, Türkiye

* E-mail: elifgungorsarikaya@gmail.com

Antik Yunan müzik teorisi, yalnızca estetik bir ses dizgesi değil; evrenin yapısını, oranlarını ve ruhun düzenini açıklamayı hedefleyen felsefi bir bilim alanı olarak gelişmiştir. Pisagor'un monokord deneyleriyle temellendirilen sayı–oran ilişkisi, müziği kozmik düzenin somut yansıması olarak tanımlamış; oktav, beşli ve dörtlü gibi aralıklar evrensel uyumun matematiksel karşılıkları olarak kabul edilmiştir. M.Ö. IV. yüzyılda Aristoksenos'un işitsel-perseptif yaklaşımı bu geleneği tamamlayarak sesler arası ilişkilerin yalnızca sayısal oranlarla değil, duyumsal süreklilik içinde kavranması gerektiğini ortaya koymuştur.

Bu iki yaklaşımın oluşturduğu teorik çerçeve, Antik Yunan ses sisteminin temel yapı taşları olan dörtlüleri (tetrakordları) ve bunların üç ana türünü—diyatonik, kromatik ve enarmonik—açıklar. Bulgular, diyatonik dizinin tarihsel olarak baskın hâle geldiğini, ancak içinde barındırdığı mikrotonal yapıların enarmonik ve kromatik cinslerin izlerini taşıdığını göstermektedir. Kromatik ve enarmonik türlerde yer alan küçük aralık bölünmeleri (diesis ve pyknon), teorinin hem işitsel hem matematiksel açıdan son derece gelişmiş bir mikrotonal yapıya sahip olduğunu ortaya koymaktadır.

Aristoksenos'un uyum–uyumsuzluk ilkeleri, ezgisel ilerleyişte dörtlü ve beşli aralıkların zorunlu referans noktaları olduğunu; ardışık ditonların, tekrar eden pyknon bölgelerinin ve aşırı simetrik dizilimlerin melodik akışı bozduğu için yasaklandığını göstermektedir. Bu kurallar yalnızca bir ses düzenini değil, aynı zamanda felsefi bir "denge" ilkesini yansıtır.

Karşılaştırmalı analizler, Antik Yunan'ın bu aralık temelli yaklaşımının Türk makam müziğinde doğrudan karşılık bulduğunu göstermektedir. Makamlardaki bakiye, mücenneb, tanini ve diğer mikrotonal aralıkların oluşumu; segâh, eviç, hüseynî gibi perdelerin geçişli/doğal oynak karakteri; Hicazkâr gibi makamların ardışık küçük aralık örüntüleri, Antik Yunan'ın enarmonik ve kromatik cinsleriyle güçlü benzerlikler taşımaktadır. Bu durum tarihsel bir aktarım kadar, aralığa dayalı müzik sistemlerinin evrensel doğasına işaret etmektedir.

Sonuç olarak, Antik Yunan müzik teorisi hem matematiksel oranlara dayanan kozmolojik bir model hem de duyusal algıyı merkeze alan işitsel bir sistem olarak iki yönlü bir karakter taşır. Bu çift yönlü yapı hem Ortaçağ İslam müzik teorisini hem de günümüz Türk makam sistemini etkilemiş; mikrotonal anlayışın sürekliliğini sağlayan tarihsel bir düşünce zinciri oluşturmuştur.

Keywords: Antik Yunan Ses Sistemi, Diyatonik Dizi, Pisagor, Aristoksenos, Türk Makam Müziği

References

Abbasoğlu, Z., Y. (2015). 15. Yüzyıl Herat Mûsikî Ekolü ve Benâi'nin Risâle-i Musikî'si. [Doktora Tezi Marmara Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü]. Yükseköğretim Kurulu Başkanlığı Tez Merkezi.

Barker, Andrew. 1989. Greek Musical Writings, 2: Harmonics and Acoustics. Cambridge: CUP.

Barker, Andrew. 2007. The Science of Harmonics in Classical Greece. Cambridge: CUP.

Baysal, Ozan. (2015). 'Kanon'un Bölünümü' Yazması ve Helenistik Dönemde Müzikbilim. International Journal of Human Sciences, 12(1), 1350-1380.

Baysal, Ozan (2014). Aristoksenus'un Müzik Bilim Anlayışı. Akademik Barış Dergisi, 46, 62-83.

Can, M. C. (2002). Eski Grek Dört Unsur Nazariyesi ve Türkçe Müzik Yazmalarında Etkisi. Gazi Eğitim Fakültesi Dergisi, 22(2), 133-143.

Can, Cihat Mehmet (2001). XV. Yüzyıl Türk Musikisi Nazariyatı (Ses Sistemi). [Doktora Tezi Marmara Üniversitesi Sosyal Bilim Enstitüsü]. Yükseköğretim Kurulu Başkanlığı Tez Merkezi.

Doğramacı, Halil İbrahim- Yıldız, Ömer (2023). Müziği Konumlandıran Felsefe Algısından Felsefeye Çığır Açan Bir Müzik Anlayışına. Dinbilimleri Akademik Araştırma Dergisi 23(1), 103-119.

Franklin, Curtis, John. (2002). Diatonic Music in Greece: A Reassessment of Its Antiquity. Mnemosyne, 55(6), 669–702.

Güray, Cenk (2017). Bin Yılın Mirası Makamı Var Eden Döngü: Edvar Geleneği. İstanbul: Pan Yayıncılık.

Landels, John, G. (2002). Music in Ancient Greece and Rome. Routledge: London and New York.

Macran, S. Henry (1902). The Harmonics of Aristoxsenos. Oxford: Clarendon Press.

Mathiesen, Thomas, J. (1999). Apollo's Lyre. Lincoln and London: Universty of Nebraska Press.

Monro, D, M. (1894). The Modes of Ancient Greek Music. Oxford: Clarendon Press. Michels, Ulrich., Vogel, Gunter, Müzik Atlası. Semih Uçar. (Çev.), Alfa Basın Yayın Dağıtım. İstanbul, 2013.

Orujov, İ. & Orujova, T. (2020). Antik Yunan Müzik Teorisi Ve Armoni Kavramı Üzerine Bir İnceleme, Journal Of Social, Humanities and Administrative Sciences, 6(27), 994-1005.

Öztürk, Okan Murat. (2014). Makam, Âvâze, Şûbe ve Terkib: Osmanlı Musiki Nazariyatında Pisagorcu "Kürelerin Uyumu/Musikisi" Anlayışının Temsili. Rast Müzikoloji Dergisi, 2(1), 1-49.

Tekin, H. (1999). Ladikli Mehmet Çelebi ve er- Risâletü'l- Fethiyye'si. [Doktora Tezi Marmara Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü]. Yükseköğretim Kurulu Başkanlığı Tez Merkezi.

Tura, Yalçın (2018). "Eski Yunan, Bizans ve Türk Müzik Kuramları Arasındaki İlişkiler. Ç. Adar (Ed.). IX. Uluslararası Hisarlı Ahmet Sempozyumu: 10-12 Mayıs 2018 – Kütahya: Müzik Teorileri (s.404-422). Afyonkarahisar: Matbaa-i Beka.

West, Martin L. (1992). Ancient Greek Music. Oxford: Clarendon Press.

Kelimeler Pek Geçersiz: Selen Ansen'in küratör yapısında Bishop'ın "Seyirci ve Katılım" kavramını

Ayşe Melek Gök

Bu analiz raporu, Selen Ansen'in 13.09.2019-26.07.2020 tarihleri arasında Arte'de hazırladığı "Kelimeler Pek Geçersiz" sergisini, çağdaş küratöryel yaklaşımıyla hareket, jest, kalıntının izi, sessizlik kavramları üzerinden nasıl şekillendirdiğini; serginin fiziksel mekanla seyircinin deneyimini nasıl düşünsel yapıda etkilediğini ve kavramsal yolun farklı düzlemlerinde eş zamanlı olarak nasıl incelendiğini çözümlemektedir. Serginin yaklaşımı, sabit nesnelerin aslında sabit olmadığını ve süreç içinde hareket sayesinde görünmeyen izlerin ortaya çıkarılmasını amaçlayan yapısıyla seyirciyi karşılaştırarak düşünsel bir alan haline gelmektedir. Dolayısıyla küratör Selen Ansen'in yaklaşımı sayesinde hem seyirci katılımına hem de hermeneutik deneyim için alan oluşturmaktadır. Analiz raporunda sanat yönetimi açısından şunlar ele alınmaktadır: Küratörün sergide sunduğu işleri neden seçtiği ve sergi alanında nasıl konumlandırdığı, sergi mekanının mimari yapısının nasıl kullanıldığı, mekânın seyirci üzerindeki etkisi ve Bishop'ın seyirci ve katılım kuramsal bağıyla Gadamer'in hermeneutik deneyim anlayışıyla seyircinin aktif olması ve eserle karşılaşma sırasında bir deneyim kurduğunu. Sonuç olarak analiz raporuyla elde edilmeyi amaçlanan durum, "Kelimeler Pek Yetersiz" sergisinin Selen Ansen'in küratörlüğünde kavramsal olarak hareket, kalıntı izi ve sessizlik yoğunlaşması kurarken seyirciyi tek bir düşünsel yapıda kalması için Dolapdere sergi alanını gezerken kavramsal bütünlükle nasıl birleştirdiğini ortaya koyar. Bu nedenlerle serginin çağdaş sanat alanında küratöryel değerlendirmeler içinde ayırt edici bir yaklaşım sunduğu gözlemlenmektedir.

Kayseri'de Türklerle Evlilik Yapmış Yabancı Kadınlar Ve Kültürlerarasılık

Necla Özcan[1]

[1]Türk Halkbilimi Bölümü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, Türkiye

* E-mail: ozcannecla38.24@gmail.com

Özet

Evlilik toplumun temel kurumlarından olan aileyi kurmaktadır. Her toplumun kendi değer ve ritüelleri vardır. Evlilik, kendi değerlerine, inançlarına ve geleneklerine göre şekillenmektedir. Türk toplumunda halen evlilik kurumu da önemli bir yere sahiptir. Bu noktada kültürlerarası evlilikler özgün bir yer edinmektedir. Türkiye'de son yıllarda artış gösteren yabancı eşlerle evlilikleri ele almak ve bu evliliklerde yaşanan sorunları araştırmak amacıyla bu konu seçilmiştir. İki ayrı ülke ve kültürde yetişmiş bireylerin evliliklerinde yaşadıkları uyum ve çatışma süreçleri, bunların yabancı eş konumundaki kadınlar üzerindeki etkileri bu çalışmanın temel konusunu oluşturmaktadır. Sosyokültürel farklılıklarla ortaya çıkan çatışma ve uyumun kaynakları da böylece ele alınabilecektir. Kültürlerarası bu evlilikler; kültür ve aile yapısında meydana gelen değişiklikler ve etkenler bağlamında anlaşılabilecektir. Buna göre katılımcıların "sosyodemografik" özellikleri ve etkileşim süreçlerindeki farklar da açıklanacak olan diğer konulardır. Ortaya çıkan bu farklılık ve çeşitlilik içerisinde "Kültürler arası evliliklerde yaşanan sorunlar nelerdir?", "Türk bir erkekle evlenmek neden tercih edilmektedir?" sorularına cevap aranmaktadır. Kültürel değişimin, eş bağlamında tek yönlü mü yoksa birbirinden bağımsız iki yönlü mü olduğu da incelenecektir. Bu sorulara yanıt bulabilmek için nitel araştırma yöntemlerinden gözlem ve mülakat tercih edilmiştir. Bu görüşmeler video, ses kaydı ile kaydedilmiştir. Araştırma sahası olarak Kayseri-Melikgazi ilçesinde yaşayan Türk erkeklerle evlenerek kültürler arası evlilik yapmış ve evliliği halen sürmekte olan 10 yabancı kadın bu çalışmanın kapsamını oluşturmaktadır. Alan çalışması, Nisan 2025'de Kocasinan'daki Kaymek İhtisas'da Türkçe öğrenmekte olan 6 farklı ülkeden (Fas, Suriye, Cezayir, Endonezya, Ukrayna, Rusya) kadınla yapılmıştır. Sonuç olarak bu kültürler arası evliliklerde Türkçe anlaşma, mutfak kültürü, misafir ağırlama, yakın aile bireyleri ilişkiler konularında sorunlar yaşadıkları anlaşılmaktadır. Türk erkeklerle evlilik tercihinde temel değişkenler din, ekonomi ve önceki arkadaşlarının evliliklerinin etkisidir.

Anahtar Kelimeler: Kültürlerarası iletişim, Evlilik, Kültürlerarası evlilikler, göç, uyum

Kayseri Yahyalı'da Evlilik Öncesi Geleneksel Uygulamalarda Benlik Sunumu

FATMA ŞULE ÜNLÜ

1121510214

ÖZET

Bu araştırma, evlilik öncesi geleneksel uygulamalarda bireylerin kendi rollerini nasıl kurguladıklarını, hangi toplumsal rollerle hareket ettiklerini ve benlik sunumlarını nasıl düzenlediklerini Erving Goffman'ın dramaturji kuramı bağlamında halkbilimsel bir yaklaşımla incelemektedir. Araştırma, bireylerin evlilik öncesinde aile, arkadaş çevresi, sosyal medya gibi sahnelerde nasıl davrandıklarını nitel araştırma yöntemiyle ortaya koymaktadır. Alan araştırması, 2025 yılı mayıs ayının ilk haftasından haziran ayı ilk haftasına kadar sürdürülmüştür. Bu kapsamda henüz nişanlanmamış, nişanlanmış ve evli bireylerden oluşan 18 kişiyle yarı yapılandırımış görüşmeler yapılmıştır. Bu kişilerde erkek kadın sayısı eşit tutulmuştur. Bireylerin deneyimleri, fikirleri ve duyguları analiz edilerek evliliğe dair bakış açıları, toplumsal cinsiyet rolleri, aile etkisi, ekonomik beklentiler ve iletişim biçimleri değerlendirilmiştir. Çalışmanın alanı Kayseri'nin Yahyalı ilçe merkezidir. Geleneklerin hâlen aktarılmaya devam ettiği bu yerleşimde, toplumsal roller ve beklentiler belirgin bir biçimde gözlemlenmiştir. Yahyalı'da yaşayan bireylerin evlilik öncesinde yaşadıkları, gelenek ve görenekler çerçevesinde ele alınmıştır. Dolayısıyla kız isteme, söz kesme, aile tanışması, nişan gibi aşamalarda benlik sunumları, Goffman'ın dramaturjisi kapsamında "sahne önü" ve "sahne arkası" kavramları çerçevesinde incelenmektedir. Goffman'ın kuramı bağlamında bireylerin oldukları kişilikleri ile toplumsal roller arasında kurdukları denge analiz edilmiş, Yahyalı toplumundaki evlilik öncesi sosyal performansları daha açık hâle getirilmiştir. Çalışmanın özgün değeri, toplumdaki beklentileri en yoğun olduğu süreçte bireylerin kendilerini ifade edebilmek için stratejik benlik sunumlarını ele almasıdır. Bu yönüyle çalışma hem bireysel kimlik sunumlarına hem de toplumsal beklentilere dair yeni bir bakış açısı sunmaktadır. Buna göre, Yahyalı'da evlilik öncesi dönemde bireylerin kendilerini farklı ortamlarda farklı şekillerde gösterdikleri anlaşılmaktadır. Eş adaylarına süreç içinde farklı zamanlarda ya daha rahat ya da bazen daha dikkatli davranırken, aile ve arkadaş çevresinde başka roller üstlenmektedirler.

Anahtar kelimeler: Erving Goffman, benlik sunumu, dramaturji, toplumsal rol, evlilik öncesi