

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ve Cevap Yüzey Yöntemi Kullanılarak Kanat Tasarımının Eniyilemesi

Berkay Yasin YILDIRIM¹
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

Prof. Dr. İsmail Hakkı TUNCER²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Kanat tasarımı bir uçağın uçuş karakteristiğini ve aerodinamik performansını etkilemektedir. Kanat, belirli kısıtlar altında eniyileme çalışmaları gerçekleştirilerek tasarlanabilir. Bu çalışmada belirli kısıtlar altında eniyileme gerçekleştirilerek ileri eğitim uçağı için kanat tasarımı yapılmıştır. Öncelikle, kanat tasarım parametreleri seçilerek geometri parametrik bir hale getirilmiştir. Parametrelerin alabileceği değerleri içeren tasarım uzayı rakip uçakların parametrelerine göre kararlaştırılmıştır. Amaç fonksiyonu ve kısıtlar uçağın maksimum seyir hızı, manevra kabiliyeti, kararlılığı ve kanat yüklemesine göre belirlenmiştir. Bu sebepten amaç fonksiyonu ve kısıtlar kanadın oluşturduğu aerodinamik katsayılara ve kanat alanı gibi fiziksel parametrelere bağlıdır. Kanadın oluşturduğu aerodinamik katsayılar açık kaynaklı hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodu ile elde edilmiştir. Amaç fonksiyonu ve kısıtları oluşturan aerodinamik katsayılar cevap yüzeyi yöntemiyle analitik fonksiyon haline getirilerek kullanılmıştır. Cevap yüzey yönteminde kullanılacak olan analiz noktalarını belirlemek için deney tasarımı yöntemleri kullanılmıştır. İlk başta 2 seviyeli tam faktöriyel deney tasarımı kullanılmış sonrasında analiz sonuçları incelenerek parametrelerin cevaplar üzerindeki etkilerine göre deney noktaları artırılmıştır. En son elde edilen cevap yüzeyi uzay içerisinde rastgele seçilen noktaların hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri gerçekleştirilerek doğrulanmıştır. Doğrulan cevap yüzeyi kullanılarak kanat tasarımının eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Eniyileme farklı başlangıç koşulları ve çözüm algoritmaları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Eniyileme sonucunda elde edilen kanat için hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümleri alınarak tasarımın amaç fonksiyonu ve kısıtlara uygunluğu değerlendirilmiş ve kanat tasarımı gerçekleştirilmiştir.

GİRİŞ

Kanat, uçuş karakteristiğini ve performansını etkileyen önemli bir tasarım elemanıdır. Uçağın kanadı oluşan aerodinamik kuvvetleri ve momentleri etkilemektedir. Aerodinamik kuvvet ve momentler uçağın uçuş performansı ve uçuş karakteristiği için önemlidir. Bu çalışmada bir ileri eğitim uçağı için eniyileme yöntemleri kullanılarak kanat tasarımı gerçekleştirilmiştir. İleri eğitim uçakları pilot adaylarını jet eğitim uçakları ve savaş uçaklarına hazırlamak için tasarlanmış uçaklar olduğu için bu uçakların yüksek seyir hızı ve yüksek manevra kabiliyetine sahip olması önem taşımaktadır. Uçağın yüksek seyir hızına sahip olması uçuş zarfını belirlemek, daha geniş bir uçuş zarfına sahip olmak ise jet eğitim uçağı ve savaş uçaklarına hazırlık eğitimleri için daha verimli olmaktadır. Maksimum seyir hızı minimum sürüklenme katsayısına bağlı olup minimum sürüklenme katsayısı kanat tasarımından etkilenmektedir [Gudmundsson, 2014]. Manevra kabiliyeti, aerodinamik katsayı bakımından uçağın taşıma katsayısından ve taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranından etkilenmektedir [Anderson, 1999]. Kanat tasarımı taşıma ve sürüklenme katsayılarını etkilediği için manevra kabiliyetinde de önemli bir rol oynamaktadır.

Aerodinamik performans ve manevra kabiliyetine ek olarak tüm uçakların zamandan bağımsız denge anında yatışsız uçuş gerçekleştirebilmesi gerektiği için yanal kararlılığa sahip olması gereklidir [Cook, 2007]. Yanal kararlılık uçağın kanatlarını dönme eksenini etrafında dengede tutabilme kabiliyeti olarak düşünülebilir [Cook, 2007]. Fakat fazla yanal kararlılık uçağın yanal

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yildirim.berkay@metu.edu.tr

² Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr

manevralardaki performansını düşürmektedir [Cook, 2007]. Bir uçakta yanal kararlılık sağlamak için en önemli tasarım değişkenlerinden birisi kanatların dihedral açısıdır [Kermode, Barnard ve Philpott, 2006]. Bu sebeple kanat tasarımında izdüşüm alanına etkileyen parametreler önemli olduğu kadar dihedral açısı da önemlidir.

Genellikle kanat tasarımlarında başlangıç olarak “trapezoidal” kanat referans alınmaktadır. [Raymer, 1992]. Bu çalışmada da kanat tasarım parametreleri trapezoidal bir kanat için belirlenmiştir. Kanat izdüşüm alanı kanat tasarımı açısından önemli bir parametre olup, konsept tasarımın ilk evrelerinde perdövites hızı, tırmanma oranı, iniş kalkış mesafesi, dönüş performansı gibi parametreleri etkileyen kanat yüklemesine bağlı olarak belirlenmektedir [Raymer, 1992]. Belirlenmiş bir izdüşüm alanı için kanat izdüşüm alanını etkileyen parametreler değiştirilerek, kanadın ürettiği aerodinamik katsayılar ve moment katsayıları değişmekte buna bağlı olarak da uçuş performansı ve manevra kabiliyeti etkilenmektedir. Bu çalışmada kanat tasarım parametreleri belirlenirken uçağın aerodinamik performansı, manevra kabiliyeti ve kararlılığı göz önünde bulundurulmuştur. Kanat parametrelerinin, amaç fonksiyonlarının ve kısıtların seçimi yöntem kısmında açıklanmıştır.

Amaç fonksiyonları ve kısıtlar aerodinamik katsayılarla bağlı olduğu için, kanat tasarımlarının aerodinamik katsayılarının hesaplanması gerekmektedir. Bu katsayıların hesaplanması için hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çözümleri kullanılabilir. Bu çalışmada da hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümleri kullanılmıştır.

Eniyileme sırasında amaç fonksiyonu ve kısıtlar farklı uçuş koşulları içerdiği için farklı hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerine ihtiyaç duymaktadır. Amaç fonksiyonu ve kısıtların farklı uçuş koşullarındaki farklı aerodinamik katsayıları içermesi sebebiyle eniyileme sırasında başlangıç koşullarının, kısıtların ve eniyileme algoritmalarının eniyileme sonucuna etkisinin incelenmesi gerekebilmektedir. Amaç fonksiyonu ve kısıtlar farklı uçuş koşullarındaki farklı aerodinamik katsayılarla bağlı olduğu için, eniyileme sürecindeki her bir en iyileme iterasyonu birden çok hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizine ihtiyaç duymaktadır. Ek olarak başlangıç koşulu, algoritma veya kısıtların değişmesi durumunda tüm eniyileme sürecinin ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinin tekrarlanması gerekmektedir. Bu sebeplerden ötürü bu çalışmada cevap yüzeyleri oluşturulmuş, eniyileme, cevap yüzeyleri üzerinden yapılmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinin tamamlanarak cevap yüzeylerinin oluşturulmasından sonra, herhangi bir ek HAD analizine ihtiyaç duyulmaması, başlangıç şartları, kısıtlar veya algoritma değişikliği durumunda zaman kazandırmaktadır. Yüksek doğrulukta cevap yüzeylerini oluşturmak fazla analiz noktası gerektirebileceği için deney tasarımı yöntemleri kullanılarak düşük analiz sayısı ile yüksek doğrulukta cevap yüzeyi oluşturulması hedeflenmiştir.

Oluşturulan tasarım uzayında deney tasarımı yöntemlerinden 2 seviyeli tam faktöriyel deney tasarımı oluşturularak analizler gerçekleştirilmiştir. Değişkenlerin seviyelerinin artırılması oluşturulacak cevap yüzeyinin hassasiyetini arttıracak olmasına karşın ihtiyaç duyulan analiz noktalarının sayısını arttıracığı için 2 seviye ile analizlere başlanmıştır. 2 seviyeli deney tasarımı noktalarının analizinden sonra, çıkan sonuçlar, t-istatistik testi uygulanarak incelenmiştir. T-testine göre cevap üzerinde istatistiksel olarak öneme sahip olan tasarım parametreleri belirlenebilmektedir [Devore, 2012]. Bu çalışmada tasarım parametrelerinin cevap üzerindeki etkileri incelenerek analiz noktaları ve tasarım uzayının çözünürlüğü artırılmıştır.

Bu çalışmada birçok farklı tasarım geometrisinin çözüm ağının oluşturulması ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu sebepten bilgisayar destekli tasarım, çözüm ağı ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz programlarının birbirine bağlı şekilde hızlı çalışabilmesini sağlayan yazılım python dili kullanılarak oluşturulmuştur. Bu özgün yazılım kanat tasarım parametrelerini ve analiz koşullarını girdi olarak alıp bilgisayar destekli tasarımı, çözüm ağının oluşturulmasını, analizlerin gerçekleşmesini ve analiz sonuçlarının toplanmasını sağlamaktadır.

Doğrulan cevap yüzeyleri kullanılarak, eniyileme farklı başlangıç koşulları ve eniyileme algoritmaları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Eniyileme sonucunda elde edilen kanat geometrisinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri gerçekleştirilerek amaç fonksiyonu ve kısıtlara uygunluğu incelenmiş, tasarım tamamlanmıştır.

YÖNTEM

Bu kısımda kanat eniyilemesi sürecinde kullanılan yöntemler, araçlar ve varsayımlar detaylarıyla paylaşılmıştır. Bu çalışmada eniyileme süreci kanat parametrelerinin belirlenmesiyle başlamıştır. Kanat parametrelerinin alabileceği değerler kararlaştırılarak cevap yüzeylerinin oluşturulacağı tasarım uzayı belirlenmiştir. Tasarım uzayı oluşturulduktan sonra SU2 ile akış çözüm koşullarının belirlenebilmesi için amaç fonksiyonları ve kısıtlar belirlenmiştir [SU2, 2018]. Oluşturulacak cevap yüzeyleri için analiz noktaları amaç fonksiyonu ve kısıtlara uygun olacak şekilde deney tasarımı yöntemleriyle elde edilmiştir. Deney tasarımına göre geometriler ve çözüm ağırları oluşturularak SU2 ile akış çözümleri gerçekleştirilmiştir. Bu süreçlere ait yöntem ve detaylar alt başlıklarda belirtilmiştir.

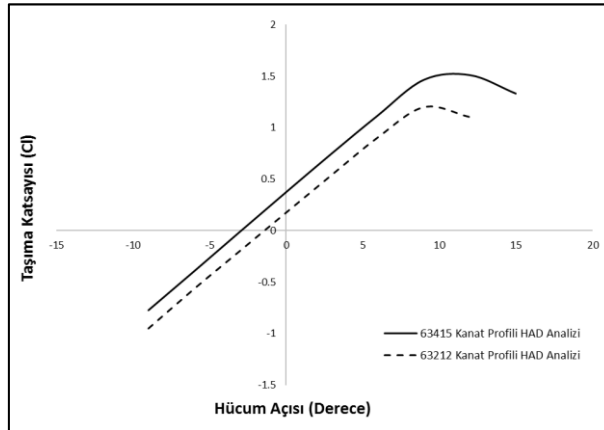
Kanat Tasarım Parametrelerinin Belirlenmesi

Kanat tasarım parametreleri belirlenirken trapezoidal bir kanat için iz düşüm alanını etkileyen parametreler seçilmiştir. Ek olarak yanal kararlılığı etkileyeceği için dihedral açısı da tasarım parametresi olarak seçilmiştir. Seçilen kanat tasarım parametreleri Tablo 1’de belirtilmiştir.

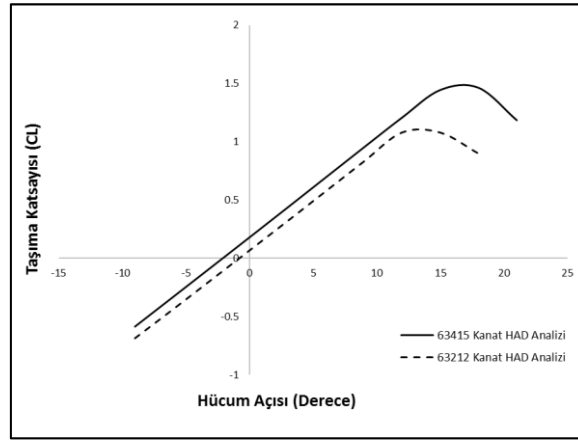
Tablo 1: Seçilen kanat tasarım parametreleri

Kanat kökü veter uzunluğu
Kanat ucu veter uzunluğu
Kanat açıklığı
Çeyrek veterden geriye ok açısı
Dihedral açısı

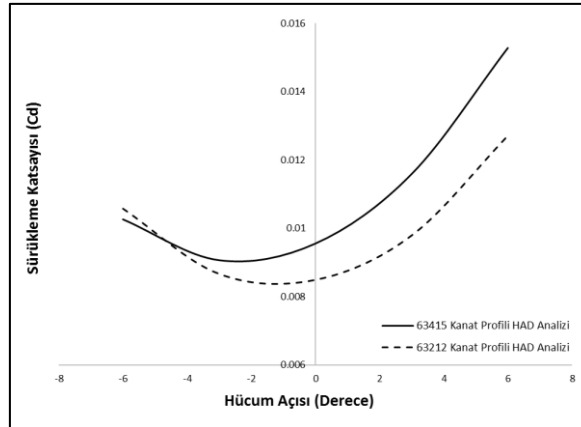
Bu çalışmada kanat kesit tasarımı 3 boyutlu kanat tasarımından ayrı tutulmuştur. Kanat kesitinin bu çalışmadaki eniyilemenin dışında tutulmasının ilk sebebi kanat kesitinin geleneksel yaklaşımda 3 boyutlu kanat tasarım aşamasından önce tasarlanmasıdır [Raymer, 1992]. Ek olarak, kanat kesitinin aerodinamik katsayılar oluşturduğu değişim yönü 3 boyutlu kanat üzerinde de aynı yönde olmaktadır. Bunu örneklemek adına 2 farklı kanat kesiti olan NACA 63212 ve NACA 63415 kanat kesitleri için 2 boyutlu akış çözümleri gerçekleştirilmiştir. Sonrasında aynı parametrelere sahip 3 boyutlu iki kanat, bu kanat kesitleri kullanılarak oluşturulmuş ve akış çözümleri gerçekleştirilmiştir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısına bağlı değişimleri Şekil 1’den Şekil 4’e kadar gösterilmiştir.



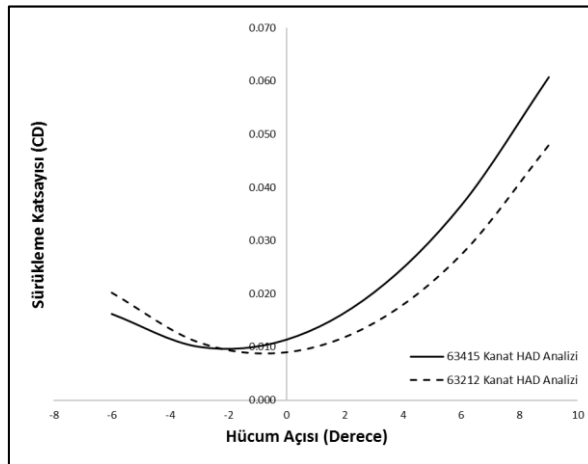
Şekil 1: 2 Farklı kanat kesiti için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi



Şekil 2: Farklı kanat kesitine sahip kanatlar için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi



Şekil 3: 2 Farklı kanat kesiti için sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi



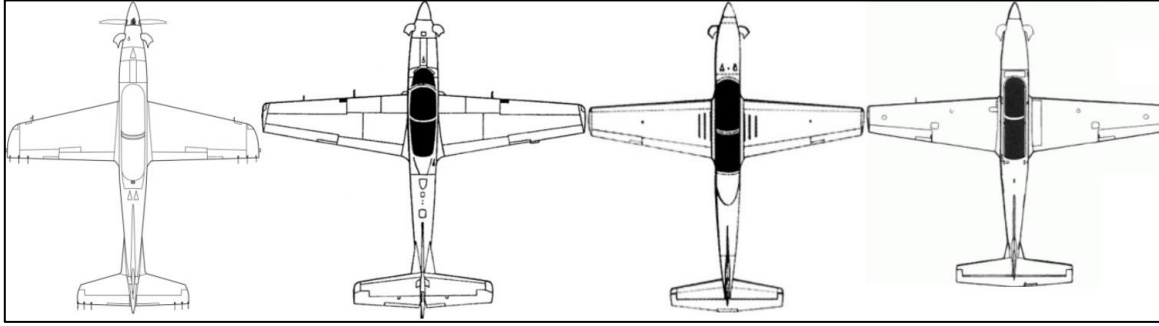
Şekil 4: Farklı kanat kesitine sahip kanatlar için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi

Taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısına bağlı değişimlerinden görülebileceği üzere her ne kadar katsayıların büyüklüğü değişse de, yönleri benzer olmaktadır. Bu sebepten eniyilemenin yönünü de değiştirilmeyeceği varsayılarak kanat tasarım parametresi olarak kanat kesit şekilleri bu çalışmada dahil edilmemiştir.

Tasarım Uzayının Oluşturulması

Kanat tasarım parametreleri belirlendikten sonra bu parametrelerin alabileceği değerlerin kararlaştırılarak tasarım uzayının belirlenmesi gerekmektedir. Burada çok uç değerlerin alınması cevap yüzeyinin hassasiyetini değiştireceği aynı zamanda eniyileme sonucunda yakınsamama durumu oluşturabileceği için rakip uçakların tasarım değerleri temel alınmıştır. Pilatus PC-21, KAI KT-1 Woongbi, Embraer EMB 314 Super Tucano ve TAI Hürkuş uçakları ileri eğitim uçakları oldukları için rakip uçak olarak seçilmiştir. Seçilen rakip uçakların teknik resimleri broşür

boyutlarına göre ölçeklendirilerek geometrik özellikleri elde edilmiştir. Rakip uçakların üst görünüşleri boyutlarıyla ölçeklendirilmiş şekilde Şekil 5'te gösterilmiştir.



Şekil 5: Rakip uçakların boyutlarına göre ölçeklendirilmiş üst görünüşleri

Amaç fonksiyonu ve kısıt koşullarının belirlenmesinde kullanılmak üzere rakip uçakların maksimum kalkış ağırlığı, kanat alanı, kanat yüklemesi ve maksimum seyir hızları ölçülen kanat geometri değerleriyle beraber Tablo 2'de belirtilmiştir [Jackson, 2004; Pilatus, 2020; Embraer, 2020; TAI, 2020].

Tablo 2: Rakip uçakların geometri ve tasarım değerleri

Parametre	Rakip Uçaklar			
	KAI KT-1 Woongbi	Pilatus PC-21	Embraer EMB 314 Super Tucano	TAI Hürkuş
Kanat açıklığı (m)	10.486	8.200	11.146	9.960
Kök veter uzunluğu (m)	2.061	2.286	2.334	2.220
Uç veter uzunluğu (m)	0.954	1.244	1.006	0.976
Geriye ok açısı (derece)	0	9	0	0
Kanat alanı (m ²)	15.808	14.473	18.614	15.916
Ağırlık (kg)	2540	3100	3900	3650
Kanat yüklemesi (kg/m ²)	160.68	214.19	209.52	229.32
Maksimum seyir hızı	14993 feet İrtifada 280 KTAS	10000 feet İrtifada 337 KTAS	Deniz Seviyesinde 280 KTAS	Deniz Seviyesinde 310 KTAS
Maksimum Mach sayısı	0.447	0.528	0.4232	0.4686

Tablo 2'deki en düşük ve en yüksek değerlerle sınırlı kalmamak adına tasarım uzayı %10 kadar genişletilerek tasarım uzayı belirlenmiş ve Tablo 3'te belirtilmiştir. Dihedral açısı rakip uçaklar yerine geleneksel yaklaşımdan belirlenmiştir [Raymer, 1992].

Tablo 3: Tasarım uzayı

Parametre	Minimum	Maksimum
Kanat açıklığı (m)	7.38	12.26
Kök veter uzunluğu (m)	1.86	2.57
Uç veter uzunluğu (m)	0.86	1.37
Dihedral açısı (derece)	0.00	10.00
Çeyrek veter geriye ok açısı (derece)	0.00	10.00

Amaç Fonksiyonunun ve Kısıtların Belirlenmesi

İleri eğitim uçakları pilot adaylarını jet eğitim uçakları ve savaş uçaklarına hazırladığı için hız zarfının geniş olması önemli bir tasarım özelliği haline gelmektedir. Bu sebeple amaç fonksiyonu olarak tasarlanacak kanat ile yüksek hızlara çıkılabilmesi hedeflenmiştir. Tasarlanacak kanadın maksimum seyir hızına sahip bir kanat olması istenmektedir. Maksimum seyir hızı kanadın en düşük sürüklenme katsayısı değeri olan parazit sürüklemeye (C_{D0}) bağlıdır [Gudmundsson, 2014]. Parazit sürüklenmenin SU2 akış çözümleriyle hesaplanması için birden çok hücum açısı koşulunda akış çözümü gerçekleştirmek ve en düşük sürüklenme katsayısı değerini bulmak gerekmektedir. Akış çözümü sayısını azaltmak adına parazit sürüklenme katsayısı bir koşuldaki akış çözümlerinden elde edilen taşıma (C_L) ve sürüklenme (C_D) katsayıları kullanılarak analitik olarak hesaplanmıştır. Parazit sürüklenme katsayısı aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanabilir [Raymer, 1992.]. Denklemlerde AR olarak belirtilen ifade açıklık oranıdır.

$$C_{D0} = C_D - KC_L^2 \quad (1)$$

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (2)$$

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (3)$$

Amaç fonksiyonu en düşük parazit sürüklenme katsayısını elde etmek olarak kararlaştırılmış olup uçuş koşulu olarak rakip uçaklar arasındaki en yüksek MACH hızı seçilmiştir. Hücum açısı olarak minimum sürüklemeye yakın bir koşul olması adına taşımanın düşük olacağı öngörülen, 0 hücum açısı koşulu ve deniz seviyesi atmosfer koşulları seçilmiştir. Bu varsayımlar altında amaç fonksiyonu Tablo 4'te belirtilmiştir.

Tablo 4: Amaç fonksiyonu ve analiz koşulu

Amaç fonksiyonu	Minimum C_{D0}
Maksimum rakip uçak seyir hızı	337 KTAS @10000ft
Belirtilen hıza karşılık gelen Mach sayısı	0.528
Hücum açısı (derece)	0
Analiz irtifası (feet)	Deniz seviyesi
Atmosferik Basınç (Pa)	101325
Hava yoğunluğu (kg/m^3)	1.225
Hava sıcaklığı (K)	288.15
Havanın dinamik viskozitesi (kg/m.s)	1.7894×10^{-5}
Ses hızı (m/s)	340.3

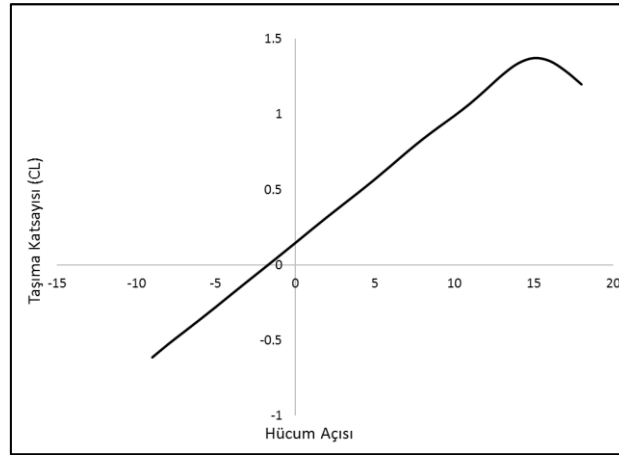
Kısıtlar belirlenirken kanat alanı, döngü manevrası ve yanal kararlılık göz önüne alınmıştır. Kanat alanı konsept tasarım evresinde kanat yüklemesine ve ağırlığa bağlı olarak belirlenir. Bu çalışmada tasarlanacak uçak için ağırlık değeri rakip uçakların ortalama ağırlık değeri olan 3298 kg alınmıştır.

Kanat alanı, rakip uçakların ortalama kanat yüklemesi değeri ve ağırlık olarak belirlenmiş 3298 kg ağırlık değeri kullanılarak 16.21 m^2 olarak hesaplanmıştır. Döngü manevrası kısıtı için örnek bir savaş uçağı eğitiminden alınan 10000 feet irtifada 4g çekiş ile döngüye başlanması koşulu göz önüne alınmıştır [Federation of American Scientists, 2020]. Manevra hızı olarak rakip uçaklardan PC-21'in manevra sürati olan 220 KEAS seçilmiştir [PC-21 Tip Sertifika Dokümanı]. Hız, irtifa, ihtiyaç duyulan g, ağırlık ve kanat alanı değerleri bilindiği için ihtiyaç duyulan taşıma katsayısı değeri bulunabilir. 3298 kg ağırlığında 16.21 m^2 kanat alanına sahip bir uçak için 220KEAS, 10000 feet irtifada 4g çekişin gerçekleşebilmesi için ihtiyaç duyulan taşıma katsayısı 1.05 olarak hesaplanmıştır. Çekişin gerçekleşebilmesi için bu taşıma katsayısı değerini perdövites olmadan kanadın karşılayabiliyor olması gerekmektedir. Bu sebepten mantıklı bir hücum açısı değerinin kısıt olarak belirlenmesi için, tasarım uzayındaki her parametrenin orta noktası alınarak oluşturulan kanadın belirlenen uçuş koşulunda SU2 ile akış çözümü gerçekleştirilmiştir. Her parametrenin tasarım uzayındaki orta noktasına sahip kanat geometrisinin parametreleri Tablo 5'te paylaşılmıştır.

Tablo 5: Tasarım uzayının orta noktasındaki kanat parametreleri

Kanat açıklığı (m)	9.82
Kök veter uzunluğu (m)	2.21
Uç veter uzunluğu (m)	1.11
Dihedral açısı (derece)	5
Çeyrek veter geriye ok açısı (derece)	5

Tasarım uzayının orta noktasındaki kanadın belirlenen uçuş koşulu için taşıma katsayısının hücum açısıyla değişim grafiği Şekil 6'da gösterilmiştir.



Şekil 6: Tasarım uzayının orta noktasındaki kanadın taşıma katsayısının hücum açısına bağlı değişimi

Şekil 6'da görüldüğü üzere 1.05 CL değeri yaklaşık 10 derece hücum açısında elde edilmektedir. Hücum açısı belirlendikten sonra çekiş koşulu için ihtiyaç duyulan kısıt koşulu belirlenmiş olup Tablo 6'da belirtilmiştir.

Tablo 6: Döngü manevrası kısıt koşulu

Kısıt koşulu	CL=>1.05
Hız	220KEAS
Belirtilen hıza karşılık gelen Mach sayısı	0.4
Hücum açısı (derece)	10
Analiz irtifası (feet)	10000
Atmosferik Basınç (Pa)	69681
Hava yoğunluğu (kg/m ³)	0.905
Hava sıcaklığı (K)	268.34
Havanın dinamik viskozitesi (kg/m.s)	1.6921x10 ⁻⁵
Ses hızı (m/s)	328.21

Tablo 7: Yanal kararlılık kısıtı

Dönme moment katsayısının kayış açısına göre türevi ($C_{R\beta}$)	-0.0025
Hız	123 KCAS
Belirtilen hıza karşılık gelen Mach sayısı	0.186
Hücum açısı (derece)	8
Analiz irtifası (feet)	Deniz Seviyesi
Atmosferik Basınç (Pa)	101325
Hava yoğunluğu (kg/m ³)	1.225
Hava sıcaklığı (K)	288.15
Havanın dinamik viskozitesi (kg/m.s)	1.7894x10 ⁻⁵
Ses hızı (m/s)	340.3
Kayış açısı (derece)	0

Tablo 8: Analiz koşulları ve yüzey oluşturulacak cevaplar

Mach	İrtifa	Hücum Açısı	Kayış Açısı	Cevap
0.528	Deniz seviyesi	0	0	Sürükleme ve taşıma katsayısı (CL ve CD)
0.4	10000 feet	10	0	Taşıma katsayısı
0.186	Deniz seviyesi	8	0	Dönme momentinin kayış açısına göre türevi ($C_{R\beta}$)

Yanal kararlılık için flapsiz yaklaşma koşulu göz önüne alınmıştır. Deniz seviyesindeki yaklaşma hızı perdevites hızının 1.3 katı olarak belirlenmiştir [Raymer, 1992]. Perdevites hızı Şekil 6'daki maksimum taşıma katsayısı kullanılarak tasarım uzayının orta noktasındaki kanat için hesaplanmıştır. Buradan hesaplanan yaklaşma hızında uçağın tutunabilmesi için ihtiyaç duyulan taşıma katsayısı 0.81 olarak hesaplanmıştır. Bu taşıma katsayısı orta noktadaki kanat için 8 derece hücum açısı değerinde elde edilmektedir. Yanal kararlılık için baskın olan parametre dönme momentinin kayış açısına göre türevi olup kısıt koşulu için bu değer benzer uçakların örnek değerlerinden alınmıştır [Raymer, 1992]. Tüm varsayımlar göz önünde bulundurularak yaklaşma koşulu için kısıt Tablo 7'de belirtilmiştir.

Dönme moment katsayısının kayış açısına göre türevini bulabilmek için hem 0 hem de 10 kayış açısında akış çözümü alınarak sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Belirlenen amaç fonksiyonu ve kısıtlar doğrultusunda analiz koşulları ve yüzeyi oluşturulacak cevaplar Tablo 8 'de belirtilmiştir. 4 farklı cevap olduğu için 4 farklı cevap yüzeyi oluşturulması gerekmektedir.

Deney Tasarımı

Başlangıç olarak 2 seviyeli tam faktöriyel deney tasarımı seçilmiştir. Tam faktöriyel deney tasarımları tüm parametrelerin birbirleri ile olan etkileşimlerini içerdiği için çok fazla analiz noktasına ihtiyaç duymaktadır. Örnek olarak, 5 parametre için tam faktöriyel deney tasarımı 2 seviye seçilmesi durumunda toplam 32 deney, 3 seviye seçilmesi durumunda 243 deney, 4 seviye seçilmesi durumunda 1024 deney içermektedir. Bu çalışmada 2 seviyeli tam faktöriyel tasarım ile başlanılarak deney sayısı 32 olarak belirlenmiştir. Sonrasında gerçekleştirilecek t-istatistik testlerine göre cevap üzerinde etkisi az olduğu belirlenen ikili etkileşim terimleri cevap yüzeyinden çıkarılarak parametrelerin seviyeleri birbirinden bağımsız olacak şekilde arttırılmıştır.

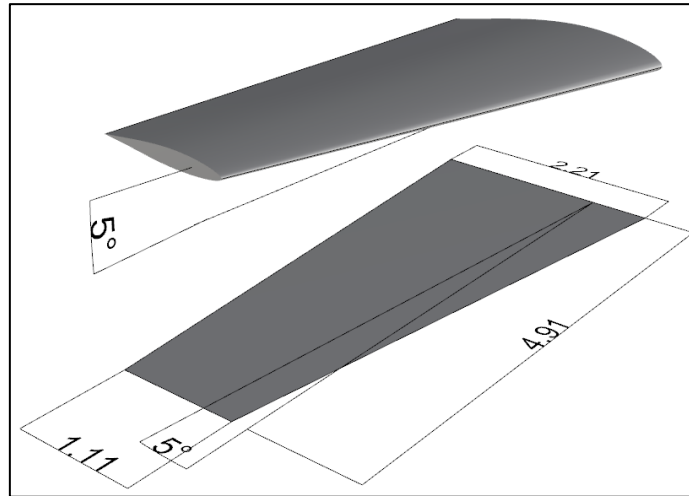
Kanat Geometrilerinin Oluşturulması

Kanat geometrilerinin oluşturulması için Rhinoceros bilgisayar destekli tasarım programı kullanılmıştır [Rhinoceros, 2020]. Bir çok farklı geometrinin oluşturulması gerekeceği için python dilinde hazırlanan bir kod ".txt" uzantılı girdi dosyasında parametreleri tanımlanan kanat geometrilerini otomatik olarak oluşturabilmektedir. Yazılımı test etmek amaçlı, deney tasarımındaki her parametrenin orta noktasına sahip bir kanat geometrisi seçilmiştir. Geometri değerleri Tablo 9'da belirtilmiştir.

Tablo 9: Tasarım uzayının orta noktasındaki kanat parametreleri

Kanat açıklığı (m)	9.82
Kök veter uzunluğu (m)	2.21
Uç veter uzunluğu (m)	1.11
Dihedral açısı (derece)	5
Çeyrek veter geriye ok açısı (derece)	5

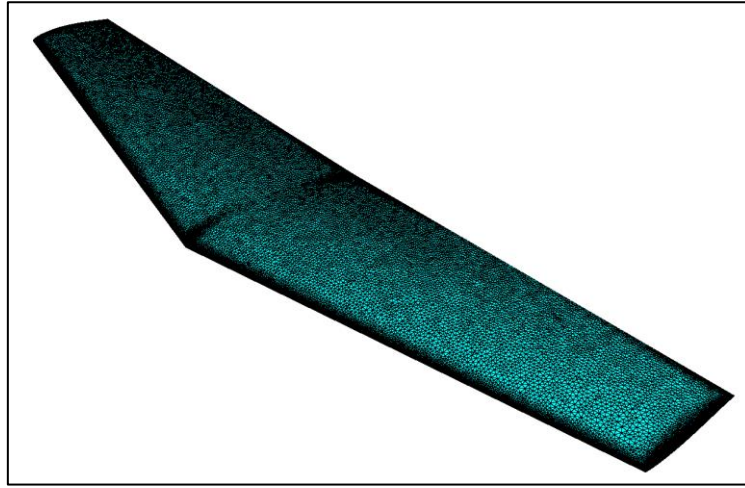
Kanat geometrisi yazılım ile otomatik olarak oluşturularak ölçülmüş olup, 3 boyutlu kanat geometrisi ve ölçüm sonuçları Şekil 7'de gösterilmiştir.



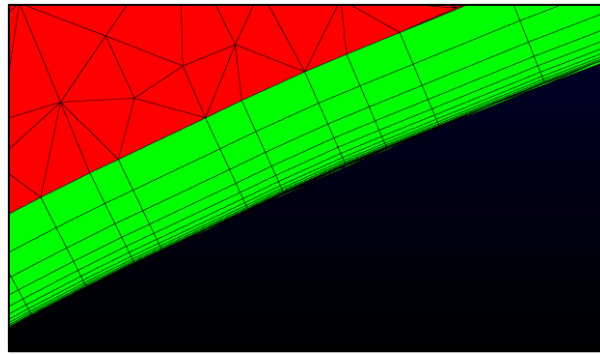
Şekil 7: Tasarım uzayının orta noktasındaki kanat geometrisi ve ölçüm değerleri

Çözüm Ağlarının Oluşturulması

Oluşturulan geometriler için çözüm ağıları Pointwise programı yardımıyla oluşturulmuştur [Pointwise, 2018]. Her bir geometriye python yazılımı yardımıyla otomatik olarak çözüm ağıları oluşturulmuştur. Yüzey çözüm ağıları üçgen elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Hacim çözüm ağılarında sınır tabaka için prizmatik elemanlar, sınır tabaka dışındaki hacim elemanları için tetrahedral elemanlar kullanılmıştır. Her kanat geometrisi için referans uzunluk ve Reynold's değerleri değiştiği için y^+ değerine göre ilk duvar uzaklığı ve düz plaka yaklaşımından toplam sınır tabaka kalınlığı özgün python yazılımı içinde hesaplanarak, hesaplanan ilk duvar uzaklığı ve toplam sınır tabaka kalınlığına göre prizmatik elemanlar oluşturulmuştur. Tasarım uzayının orta noktasındaki kanat için oluşturulan örnek yüzey çözüm ağı görseli Şekil 8'de, kanat üzerinden alınan bir kesitteki örnek sınır tabaka çözüm ağı ise Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 8: Örnek yüzey çözüm ağı

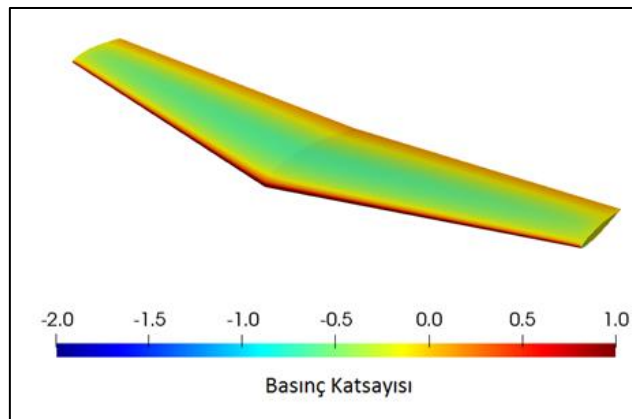


Şekil 9: Örnek sınır tabaka çözüm ağı

Analizlerde prizmatik ve tetrahedral eleman sayısı 2-3 milyon aralığında olmak üzere toplamda 4-6 milyon arası elemanla çözümler alınmıştır.

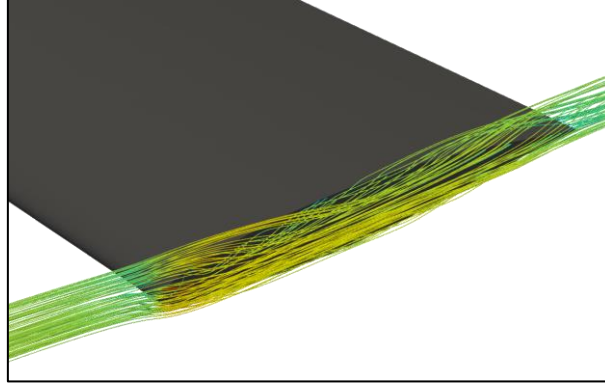
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri açık kaynak kodlu SU2 yazılımıyla gerçekleştirilmiştir [SU2, 2018]. SU2 yoğunluk tabanlı bir çözücü olup sıkıştırılabilir zamandan bağımsız akış çözümleri alınmıştır. Gradyan hesapları için Green-Gauss yöntemi, akı ayrıklaştırması için Roe akı ayrıklaştırma yöntemleri kullanılmıştır. Türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmış olup y+1 olacak şekilde çözüm ağı oluşturulduğu için duvar fonksiyonu kullanılmamıştır. Tasarım uzayının orta noktasındaki kanat için 0.528 MACH 0 hücum açısı koşulu için gerçekleştirilen HAD analizi sonucunda elde edilen örnek basınç katsayısı dağılımı Şekil 10'da gösterilmiştir.



Şekil 10: Basınç katsayısı dağılımı.

Kanat uçları düzlemsel olduğu için kanat uçlarında oluşan uç vorteksleri Şekil 11’de görülebilmektedir.



Şekil 11: Kanat ucu akış çizgileri.

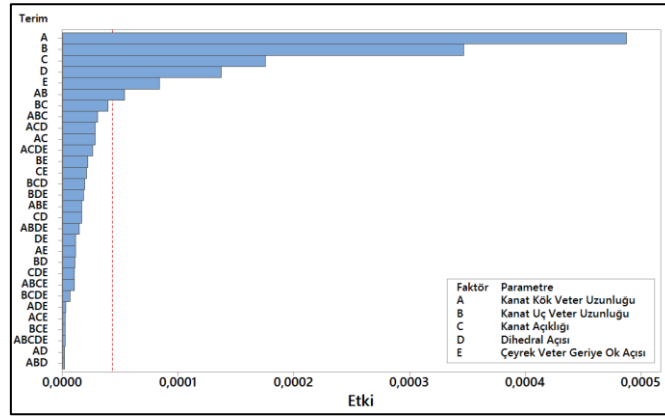
Kanat parametrelerine göre kanat referans alanı, referans uzunluğu ve moment merkezi değişmekte olup, özgün python yazılımı tarafından bu değerler hesaplanarak analizler kanatların kendi referanslarında gerçekleştirilmiştir.

SONUÇLAR VE TARTIŞMA

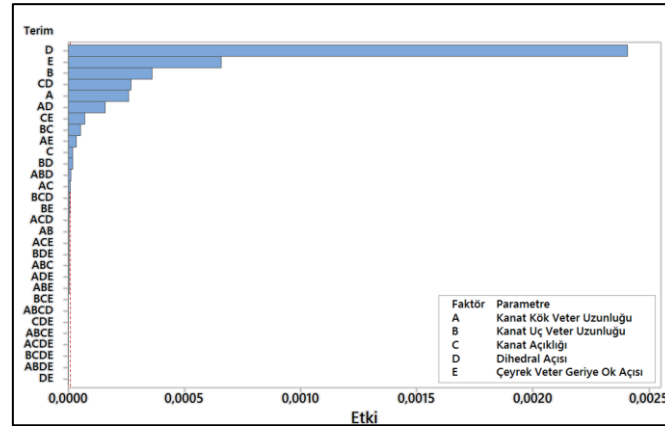
Bu kısımda yöntem kısmında detayları paylaşılan yöntemler kullanılarak gerçekleştirilen uygulamaların sonuçları detaylarıyla paylaşarak kıyaslamalar gerçekleştirilmiştir. Öncelikle SU2 ile akış çözümleri sonucunda cevaplar üzerinde etkisi olan parametreler t istatistik testleriyle belirlenmiştir. Cevaplar üzerinde etkisi olan parametrelere göre tasarım uzayındaki analiz noktaları genişletilerek cevap yüzeyleri oluşturulmuştur. Oluşturulan cevap yüzeylerinin doğruluğu tasarım uzayından rastgele seçilen noktaların akış çözümleriyle karşılaştırılarak test edilmiştir. Doğrulanmış cevap yüzeyleri kullanılarak eniyileme gerçekleştirilmiştir. Farklı başlangıç koşulları ve eniyileme algoritmaları kullanılarak global eniyeğin elde edilme durumu test edilmiştir. Eniyilenen kanat ve başlangıç koşulunun akış çözümlerinin sonuçları kıyaslanarak amaç fonksiyonu ve kısıtlara uygunluğu incelenmiştir. Uygulamaların detayları ve elde edilen sonuçlar ilgili alt başlıklarda açıklanmış ve tartışılmıştır.

Parametrelerin Cevap Üzerindeki Etkilerinin Elde Edilmesi

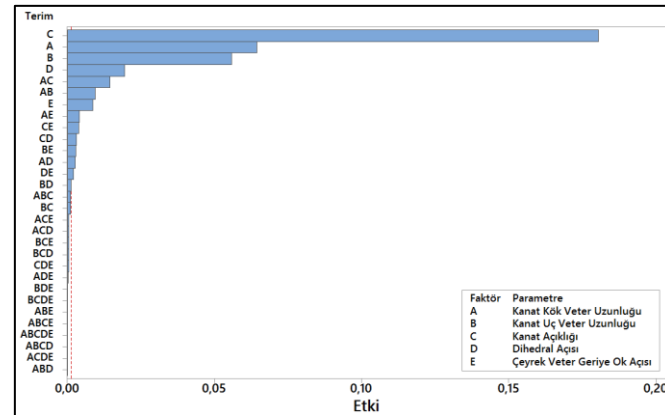
2 seviyeli tam faktöriyel deney tasarımına ait noktalarda akış çözümleri 32 farklı kanat tasarımı için gerçekleştirilmiştir. 1 Amaç fonksiyonu, 1 döngü manevra kısıt, 2 de flapsiz yaklaşma kısıtı olmak üzere her tasarım için 4 akış çözümü gerçekleştirilmiştir. Flapsiz yaklaşma kısıtındaki cevap dönme momentinin kayış açısına göre türevi olduğu için 2 farklı kayış açısında akış çözümü gerçekleştirilerek sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Gerçekleştirilen analizler sonucunda 2 seviyeli tam faktöriyel deney tasarımının istatistiksel analizi Minitab ortamında yapılmıştır [Minitab, 2018]. Her parametre için ayrı ayrı t testi gerçekleştirilerek faktörlerin cevap üzerindeki etkileri çıkartılmıştır. Her bir cevap için parametrelerin efekt grafikleri Şekil 12’den Şekil 14’e kadar gösterilmiştir. Şekillerde belirtilen kesikli kırmızı çizgi, 0.05 olarak alınan güven aralığının sınırındaki etki değerini göstermektedir. Şekillerde tasarım parametreleri A-B-C-D-E olarak harflerle temsil edilmiştir. Birden çok harf barındıran terimler, parametrelerin aynı anda değiştirilmesi durumunda oluşan etkileşimlerinin cevap üzerindeki etkisini temsil etmektedir. Örneğin, AB, kanat kök veter uzunluğu ve kanat uç veter uzunluğunun beraber değiştirilmesi durumunda oluşan ekstra etkiyi ifade etmektedir. Eğer AB ifadesi etkinse bu iki parametre birbirinden bağımsız düşünülmemeli anlamı çıkarılmalı ve deney tasarımı bu iki parametre için faktöriyel olarak güncellenmelidir.



Şekil 12: 0.528 Mach koşulundaki parazit sürüklenme katsayısı üzerinde parametrelerin etkileri



Şekil 13: 0.186 Mach koşulundaki dönme momenti katsayısının kayış açısına göre türevi üzerinde parametrelerin etkileri



Şekil 14: 0.4 Mach koşulundaki taşıma katsayısı üzerinde parametrelerin etkileri

Deney Tasarımının Güncellemesi

Şekil 12 incelendiğinde ana parametrelere ek olarak kanat kök veter uzunluğu ve kanat uç veter uzunluğunun ikili etkileşiminin (AB) etkisi olduğu gözükmemektedir. Bu sebeple deney tasarımı güncellerken farklı kanat kök veter uzunlukları için farklı kanat uç veter uzunluklarında da nokta eklenmesi gerekmektedir. Bu iki parametre için eklenecek ara noktalar ikili etkileşimi dahil etmek için faktöriyel olarak eklenmiştir.

Şekil 13 incelendiğinde ana parametrelere ek olarak AD-CD-BC-AE-BD-ABD-AC terimlerinin de etkisinin olduğu gözükmemektedir. Fakat deney tasarımıdaki analiz noktasını çok fazla arttırmamak adına bu noktada yalnızca ikili etkileşimler arasında en fazla etkiye sahip olan kanat açıklığı ve dihedral açısının ikili etkisi (CD) göz önüne alınmış ve etkiler birbirinden bağımsız düşünülmemiştir. Bu sebepten bu iki parametreye eklenecek ara noktalar faktöriyel olarak düşünülmüştür.

Şekil 14 incelendiğinde ana parametrelere ek olarak AC-AB-AE-CE-CD-BE-AD-DE-BD terimlerinin de etkisinin olduğu gözükmemektedir. Fakat deney tasarımındaki analiz noktasını çok fazla arttırmamak adına bu noktada yalnızca ikili etkileşimler arasında en fazla etkisi olan kanat kök veter uzunluğu ve kanat açıklığının ikili etkisi (AC) göz önüne alınmış ve etkiler birbirinden bağımsız düşünülmemiştir. Bu sebepten bu iki parametreye eklenecek ara noktalar faktöriyel olarak düşünülmüştür.

Tablo 10: Deney tasarımına eklenen noktalardaki parametre değerleri

Kanat Kök Veter Uzunluğu (m)	Kanat Uç Veter Uzunluğu (m)	Kanat Açıklığı (m)	Dihedral Açısı (derece)	Çeyrek Veter Geriye Ok Açısı (derece)
2.09	1.03	9	0	0
2.09	1.03	10.63	0	0
2.09	1.2	9	0	0
2.09	1.2	10.63	0	0
2.33	1.03	9	0	0
2.33	1.03	10.63	0	0
2.33	1.2	9	0	0
2.33	1.2	10.63	0	0
2.33	1.2	10.63	0	2.5
2.33	1.2	10.63	0	7.5
2.57	1.37	7.38	2.5	0
2.57	1.37	7.38	7.5	0
2.57	1.37	12.26	2.5	0
2.57	1.37	12.26	7.5	0

Cevap yüzeyinin hassasiyetini arttırmak adına deney tasarımında bulunan her bir parametre için 2 nokta daha eklenmek istenmiştir. Tam faktöriyel olarak gerçekleştirilmesi durumunda toplam analiz sayısı 1024 olmaktadır. Bu sebepten yalnızca yukarıda belirtilen ve ikili etkileşimi önemli olan parametreler için faktöriyel noktalar eklenmiştir. Kanat kök veter uzunluğu, kanat uç veter uzunluğu ve kanat açıklığı bir grup olarak düşünülerek parametrelere ek 2 seviye için faktöriyel tasarım yapılarak 8 yeni nokta oluşturulmuştur. Kanat açıklığı ve dihedral açısı birlikte düşünülerek dihedral açısına eklenecek 2 seviye için 4 tasarım noktası oluşturulmuştur. Çeyrek veter geriye ok açısının herhangi bir parametreyle ikili etkileşiminin etkisi yok sayıldığı için eklenecek 2 farklı seviye için 2 tasarım noktası oluşturulmuştur. Bu şekilde toplam 14 yeni tasarım noktasıyla deney tasarımı genişletilmiştir. Eklenen 14 nokta için parametrelerin aldığı değerler Tablo 10'da belirtilmiştir.

Cevap Yüzeyinin Oluşturulması

Cevap yüzeyleri Minitab ortamında oluşturulmuştur. Tam kuadratik regresyon modeli kullanılmış, hipotez testi gerçekleştirilerek etkisi olmayan parametreler fonksiyondan çıkarılmıştır. Oluşturulan modellerin düzeltilmiş R kare değerleri incelenmiştir. Normal R kare değeri, regresyonda kullanılan veri sayısı arttıkça artmakta olduğu için düzeltilmiş R kare değerleri incelenmiştir. Her bir cevap için oluşturulan cevap yüzey modellerinin düzeltilmiş R kare değerleri Tablo 11 'de verilmiştir.

Tablo 11: Cevap yüzeylerinin düzeltilmiş R Kare değerleri

Cevap	Düzeltilmiş R Kare Değeri
0.4 MACH Koşulu Taşıma Katsayısı	99.98
0.53 MACH Koşulu Sürükleme Katsayısı	99.97
0.53 MACH Koşulu Taşıma Katsayısı	99.88
0.186 MACH Koşulu Dönme Momentinin Katsayısının Kayış Açısına Göre Türevi	98.28

Tablo 11 incelendiğinde tüm değerlerin 95'in üzerinde olduğu görülmüş olup, modellerin doğruluğu yeterli seviyede görülerek ek deney noktası eklenmemiştir. Eğer bu değerler düşük olsaydı ek tasarım noktalarının eklenmesi gerekirdi. 4 seviyeli ve 5 faktörlü tam faktöriyel deney tasarımında 1024 noktaya ihtiyaç duyulurken, bu çalışmada toplamda 46 nokta ile cevap yüzeyi oluşturularak analiz süreleri büyük ölçüde azaltılmıştır.

Cevap Yüzeyinin Doğrulaması

Oluşturulan cevap yüzeyleri tasarım uzayından rastgele seçilen 4 kanat için test edilmiştir. Seçilen kanatların akış çözümleri gerçekleştirilmiş, elde edilen sonuçlar cevap yüzey sonuçları ile kıyaslanmıştır. Rastgele seçilen kanat parametreleri Tablo 12'de verilmiştir.

Tablo 12: Doğrulama kanat parametreleri

	Kök Veter Uzunluğu (m)	Uç Veter Uzunluğu (m)	Kanat Açıklığı (m)	Dihedral Açısı (derece)	Geriye Ok Açısı (derece)
Doğrulama Kanadı 1	1.9	1.08	8.35	2.62	4.24
Doğrulama Kanadı 2	2.12	1.65	11.45	6.37	2.62
Doğrulama Kanadı 3	2.32	0.92	9.47	4.86	7.78
Doğrulama Kanadı 4	1.98	1.15	10.72	3.25	9.54

SU2 ile akış çözümlerinin sonuçlarıyla cevap yüzey sonuçları arasındaki fark yüzdeleri Tablo 13'te verilmiştir.

Tablo 13: Cevap yüzeyleri ve akış çözümleri arasındaki yüzdelik hata farkı

	0.4 MACH Koşulu Taşıma Katsayısındaki Yüzey Hata Yüzdesi	0.53 MACH Koşulu Parazit Sürüklemeye Katsayısındaki Yüzey Hata Yüzdesi	0.186 MACH Koşulu Dönme Moment Katsayısının Kayış Açısına Göre Türevindeki Yüzey Hata Yüzdesi
Doğrulama Kanadı 1	-0.51	3.9	-6.25
Doğrulama Kanadı 2	7.45	-9.68	-9.1
Doğrulama Kanadı 3	1.16	8.77	-3.40
Doğrulama Kanadı 4	-0.11	-6.38	3.73

Tablo 13 incelendiğinde hatanın yüzde 10'un altında kaldığı gözlenmiş olup, cevap yüzeylerinin eniyileme için yeterli doğrulukta olup kullanılabileceğine karar verilmiştir.

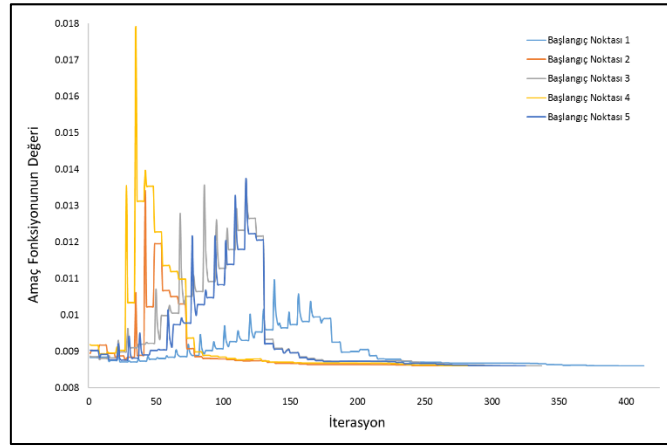
Eniyileme

Eniyileme MATLAB ortamında gerçekleştirilmiştir [MATLAB, 2018]. Elde edilen cevap yüzeyleri eniyileme esnasında kullanılmıştır. Başlangıç koşulu olarak tasarım uzayının ortası seçilerek farklı optimizasyon algoritmaları denenmiştir. Sıralı kuadratik programlama, iç nokta, aktif küme ve güven bölgesi yöntemleri aynı başlangıç koşulu ile denenerek eniyileme sonucundaki amaç fonksiyonu değeri (C_{D0}) ve eniyileme iterasyon sayıları Tablo 14'te verilmiştir.

Tablo 14: Farklı eniyileme algoritmalarının iterasyon sayıları ve son amaç fonksiyonu değerleri

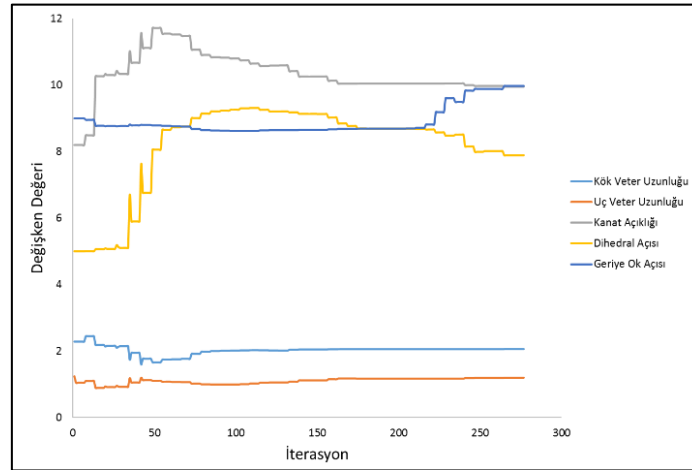
	Algoritmalar			
	Sıralı Kuadratik Programlama	İç Nokta	Aktif Küme	Güven Bölgesi
İterasyon Sayısı	413	413	413	413
Son Amaç Fonksiyonu Değeri	0.00861	0.00861	0.00861	0.00861

Algoritmaların performansları aynı olduğu için iç nokta yöntemiyle devam edilmiştir. Elde edilen en iyi noktanın global en iyi olup olmadığını görmek için farklı başlangıç koşullarıyla eniyileme gerçekleştirilmiştir. Başlangıç koşulu 1 tasarım uzayının orta noktası olup geri kalan başlangıç koşulları rakip uçaklardan seçilmiştir. Farklı başlangıç koşullarında amaç fonksiyonunun iterasyon boyunca değişim grafiği Şekil 15'te verilmiştir.



Şekil 15: Amaç fonksiyon değerinin iterasyon boyunca değişimi

Şekil 15 incelendiğinde yakınsanan değerin aynı olduğu fakat iterasyon sayısının değişkenlik gösterdiği görülmüştür. Bu sebepten en kısa iterasyonda sonuç veren Başlangıç koşulu 2 seçilerek eniyileme gerçekleştirilmiştir. Tüm başlangıç koşullarının ve eniyileme algoritmalarının aynı sonuca yakınsaması elde edilen sonucun global eniyi olduğunu göstermektedir. Eniyileme sırasında iterasyon boyunca parametrelerin değişimi Şekil 16'da gösterilmiştir.



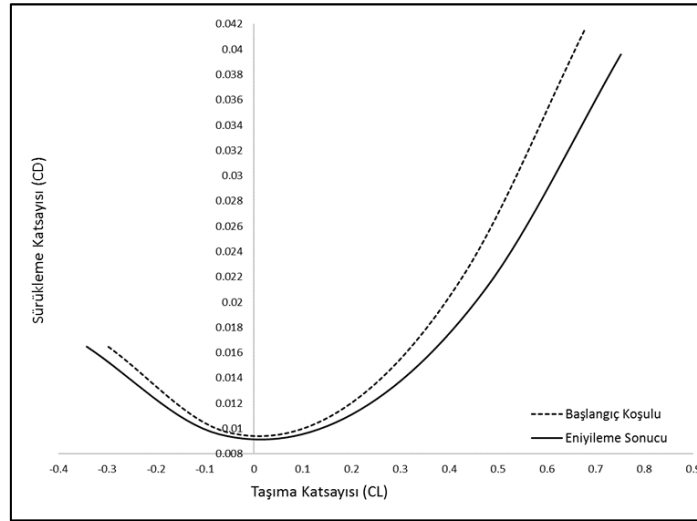
Şekil 16: İterasyon boyunca kanat parametrelerinin değişimi

Şekil 16'da görüldüğü üzere en çok değişim kanat açıklığı ve dihedral açısında gerçekleşmiştir. Bunun sebebi başlangıç koşulunun kısıtları sağlamamasıdır. Verilen taşıma katsayısı ve dönme moment katsayısının kayış açısına göre türevi değerlerindeki kısıtlar sebebiyle bu parametrelerde en fazla değişim gözlemlenmiştir. Eniyileme sonucunda elde edilen kanat parametreleri Tablo 15'te verilmiştir.

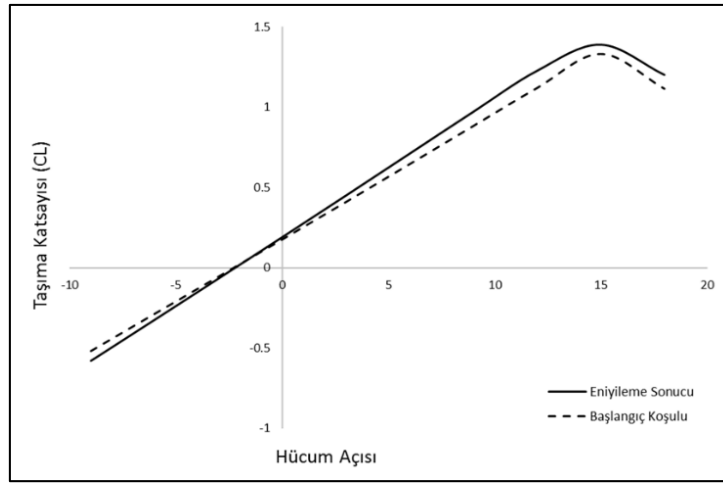
Tablo 15: Eniyileme sonucunda elde edilen kanat parametreleri

Kanat açıklığı (m)	9.945
Kök veter uzunluğu (m)	2.06
Uç veter uzunluğu (m)	1.20
Dihedral açısı (derece)	7.88
Çeyrek veter geriye ok açısı (derece)	9.92
Kanat alanı (m ²)	16.2

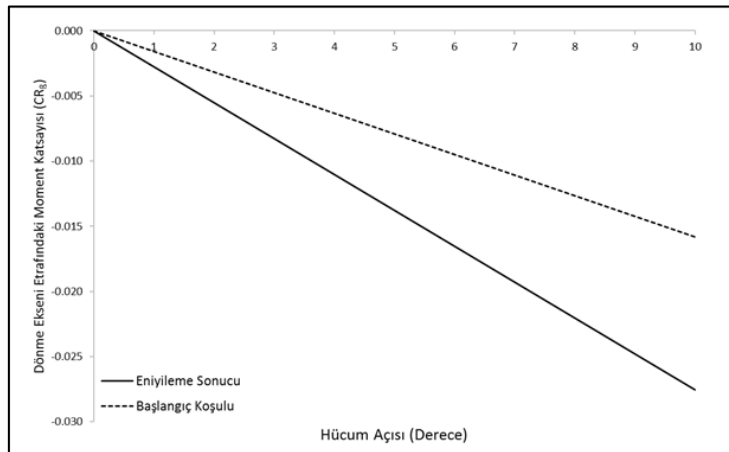
Eniyileme sonucunda elde edilen ve başlangıç koşulundaki kanat geometrilerinin akış çözümleri gerçekleştirilerek eniyileme çalışması doğrulanmak istenmiştir. Eniyileme sonucunda elde edilen ve başlangıç koşulundaki kanat geometrilerinin akış çözüm sonuçları Şekil 17, Şekil 18 ve Şekil 19'da gösterilmiştir.



Şekil 17: Sürüklem katsayısının taşıma katsayısıyla değişimi

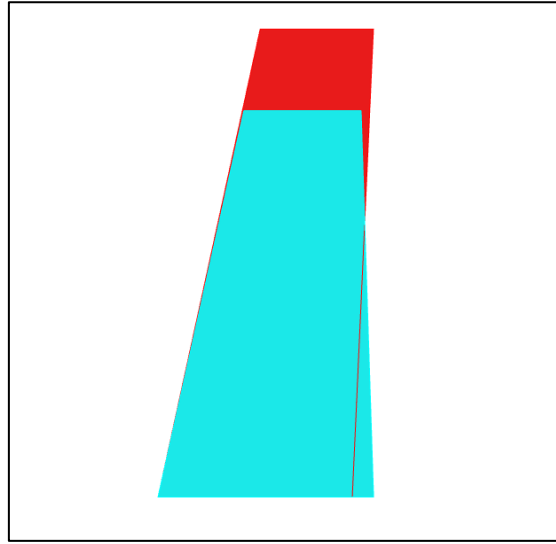


Şekil 18: Taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi



Şekil 19: Dönme moment katsayısının kayış açısına göre değişimi

Şekillerden görülebileceği üzere başlangıçta kısıt şartlarını sağlamayan başlangıç koşulu tüm kısıtları sağlayacak şekilde eniyilenmiş ek olarak minimum sürüklem katsayısı azaltılmıştır. Başlangıç koşulu ve eniyileme sonucunda elde edilen kanatların izdüşümlerinin kıyası Şekil 20'de gösterilmiştir.



Şekil 20: Başlangıç koşulu ve eniyileme sonucunda elde edilen kanatların izdüşümleri

Şekil 20 ve Tablo 15’de gözlemlenebileceği üzere eniyileme sonucunda çekiş manevrasındaki ve yaklaşma koşulundaki kararlılık kısıtlarını sağlamak için kanat açıklığı ve kanat alanı artmış. Ek olarak parazit sürüklenme katsayısının azaltımı için kök ve uç veter uzunlukları azalmıştır. Eniyileme sonucunda elde edilen kanat alanı kısıt olarak belirlenen kanat alanına uyuşarak, kanat yüklemesi koşulu da tasarıma uygun olarak sağlanmıştır. Eniyileme sonucunda amaç fonksiyonu ve kısıtlardaki değişikliklerin yüzdesi Tablo 16’da belirtilmiştir.

Tablo 16: Eniyileme sonucunda amaç fonksiyonu ve kısıtlardaki iyileşme yüzdeleri

Parazit sürüklenme katsayısındaki iyileşme yüzdesi	%6.86
Taşımaya bağlı sürüklenme katsayısındaki iyileşme yüzde aralığı	%6.86-%120.32
Dönme Momentinin Katsayısının Kayış Açısına Göre Türevindeki iyileşme yüzdesi	%102.5
Taşıma katsayısının hücum açısına göre değişiminin iyileşme yüzdesi	%10.35
Taşıma katsayısının 0.4 MACH 10 hücum açısı koşulundaki iyileşme yüzdesi	%10.48

Tablo 16’da görülebileceği üzere en iyileme sonucunda amaç fonksiyonu ve kısıtların hepsinde iyileşme sağlanmıştır. Eniyileme sonucunda amaç fonksiyonu ve kısıtları sağlayan bir kanat tasarımı gerçekleştirilmiştir.

SONUÇ

Bu çalışmada ileri eğitim uçağı için kanat tasarımı cevap yüzeyi yöntemi ve HAD analizleri kullanılarak eniyileme ile gerçekleştirilmiştir. Cevap yüzeyi yönteminde kullanılmak için gerekli analiz noktaları deney tasarımı yöntemiyle elde edilmiştir. Tam faktöriyel tasarımların analiz sayısı fazla olduğu için 2 seviyeli tam faktöriyel tasarım ile başlanmıştır. Cevap yüzeyinin hassasiyetini artırmak için gereken analiz noktaları hipotez testleriyle belirlenen etkin parametrelerin seviyeleri artırılarak elde edilmiştir. Bu sayede cevap yüzeyi tam faktöriyel tasarımlardan çok daha az analiz noktasıyla doğruluğu yüksek şekilde oluşturulmuştur. Oluşturulan cevap yüzeyi uzaydan farklı noktalar seçilerek doğrulanmış doğrulanan cevap yüzeyi eniyileme için kullanılmıştır. Farklı başlangıç noktaları ve analiz algoritmaları aynı eniyi geometriye yakınsamıştır. Buradan eniyilen geometrinin global eniyi olduğu sonucu çıkarılmıştır. Elde edilen eniyilenmiş kanat geometrisi başlangıç koşuluyla kıyaslanmıştır. Bu çalışma sonucunda döngü manevrası, yanal karalılık ve kanat alanı kısıtlarını sağlayan en düşük sürüklemeye sahip bir kanat tasarlanmıştır ve çalışma tamamlanmıştır.

Kaynaklar

- Anderson, J. D., 1999. *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill, s.220-227.
- Cook M. C., 2007. *Flight Dynamics Principles*, Elsevier. S.53-57.
- Devora J. L., 2012. *Probability & Statistics*, Brooks/Cole, s-360-380.
- Embraer, 2020. *Super Tucano Brochure*, <https://defense.embraer.com/global/en/super-tucano>, [Erişim Tarihi: 10.06.2020]
- Federation of American Scientists, *Multi Command Handbook 11-F16 Volume 5*, s.245, <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/docs/16v5.pdf> [Erişim Tarihi: 10.06.2020]
- Gudmundsson S., 2014. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, Elsevier.
- Jackson P., 2004. *Jane's All the World Aircraft*, Jane's Information Group
- Kermode A. C., Barnard R. H., Philpott D. R., 2006 *Mechanics of Flight*, Pearson Education Limited.
- Minitab [Bilgisayar Yazılımı], 2018. www.minitab.com adresinden alınmıştır.
- Pc-21 Type Certification Document, www.bazl.admin.ch/dam/bazl/de/dokumente/Fachleute/Luftfahrzeuge/TCDS/foca-f-56-35-6.pdf.download.pdf/foca-f-56-35-8.pdf, [Erişim Tarihi: 10.06.2020]
- Pilatus, 2020. *PC-21 Facts Sheet*, www.pilatus-aircraft.com/data/document/Pilatus-Aircraft-Ltd-PC-21-Factsheet.pdf, [Erişim Tarihi: 10.06.2020]
- Pointwise [Bilgisayar Yazılımı], 2018. www.pointwise.com adresinden alınmıştır.
- Raymer P. D., 1992. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series.
- Rhinoceros [Bilgisayar Yazılımı], 2020. www.rhino3d.com adresinden alınmıştır.
- SU2 [Bilgisayar Yazılımı], 2018. <https://su2code.github.io> adresinden alınmıştır.
- TUSAŞ, 2020. *Hürkuş TUSAŞ Bilgilendirme*, www.tusas.com/urun/hurkus [Erişim Tarihi: 10.06.2020]