T.C
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

TURBOPROP MOTORLU ASKERİ UÇAKLARDA PERFORMANS ANALİZİ

Hazırlayan
Barlas ÖZGÜR

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Ocak 2023
KAYSERİ

T.C
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

TURBOPROP MOTORLU ASKERİ UÇAKLARDA PERFORMANS ANALİZİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Barlas ÖZGÜR

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Ocak 2023
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Barlas ÖZGÜR

“Turboprop Motorlu Askeri Uçaklarda Performans Analizi” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan
Barlas ÖZGÜR

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Uçak ve Uzay Mühendisliği ABD Başkanı
Doç. Dr. Selçuk ASLAN

TEŞEKKÜR

Bana çalışmalarım süresince her türlü yardımı ve desteği sağlayan değerli danışman hocam Prof. Dr. Tuğrul OKTAY'a, derslerimde ve tez sürecimde katkılarını esirgemeyen kıymetli hocalarıma, TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi'nde birlikte çalışma imkânı bulduğum ve bu zorlu süreçte en büyük destekçim olan değerli büyüğüm Mehmet ASLAN'a, sanayi danışmanım Mustafa GÜL'e ve eğitim hayatım boyunca maddi manevi desteklerini benden esirgemeyen kıymetli aile fertlerime sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Barlas ÖZGÜR

Ocak 2023, KAYSERİ

“TURBOPROP MOTORLU ASKERİ UÇAKLARDA PERFORMANS ANALİZİ”

Barlas ÖZGÜR

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Ocak 2023
Danışman: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Hava araçlarını geliştirme ve iyileştirme süreçlerinde, ürün performansı ve verim analizi hem üreticiler hem de kullanıcılar için oldukça önem arz etmekte olup, ilk aşamadan itibaren ürünün kalitesini ve ekonomik oluşunu doğrudan etkilemektedir. Tezin amacı, günümüzde askeri havacılıkta kullanılmakta olan turboprop motorlu uçakların aerodinamik performansını analiz etmek ve bu uçakların teknik değerlerinde makul oranlarda değişiklikler yapıp daha verimli sonuçlar etmeye çalışmaktır. Bu araştırmanın sonuçları ise hem gelecekteki performans iyileştirmelerine hem de tasarım aşamasında ki yeni ürünlere ışık tutacaktır. Özellikle yükselen petrol fiyatları sonrası, hava araçlarında sağlamlık, güvenilirlik ve kalite gibi niteliklerin yanında ekonomik oluşu da müşteri isterleri arasında üst sıralarda yerini almaktadır.

Bu yüksek lisans tez çalışmasında savunma sanayii de önemli yer olan ve askeri havacılıkta kullanılan C-130, A400M ve CASA CN-235 tipi uçakların teknik özellikleri ve iyileştirmeleri üzerinde durmaya çalıştım. İlgili uçakların en iyi menzil, en iyi menzil hızı ve havada kalış süreleri gibi performansa etki eden özelliklerini hesaplarken kullandığım formüller de ise Francis J. Hale’ in ‘’Aircraft Performance Selection and Design’’ kitabını rehber edindim. Çıkan sonuçları gerçek değerler ile karşılaştırdım ve grafikler yardımıyla görselleştirdim. Uçaklar üzerinde aerodinamik anlamda yapılacak değişiklikler kısıtlı olduğundan, artan yakıt tüketiminin olumsuz etkilerini en aza indirgemek adına, ‘’Kanat Açıklık Oranı’’ (Aspect Ratio) değerlerinde makul değişiklikler yaparak, gelecekteki muhtemel tasarım ve iyileştirme aşamalarında üreticiye yardımcı olabilecek daha ekonomik ve verimli sonuçlar elde ettim.

Anahtar Kelimeler: Uçak Performans, Hava Aracı Performans Analizi, Askeri Turboprop Uçaklar, C-130, A400M, CASA CN-235, Kanat Açıklık Oranı, Yakıt Tüketimi.

PERFORMANCE ANALYSIS OF TURBOPROP POWERED MILITARY AIRCRAFT

Barlas ÖZGÜR

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
M. Sc. Thesis, December 2022
Thesis Supervisor: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

In the development and improvement processes of aircraft, product performance and efficiency analysis are very important for both manufacturers and users, and they directly affect the quality and economy of the product from the first stage. The aim of the thesis is to analyze the aerodynamic performance of turboprop engine aircraft used in military aviation today and to try to obtain more efficient results by making reasonable changes in the technical values of these aircraft. The results of this research will shed light on both future performance improvements and new products in the design phase. Especially after the rising oil prices, in addition to the qualities such as durability, reliability and quality in aircraft, its economic nature takes its place among the customer demands.

In this master thesis, I tried to focus on the technical features and improvements of the C-130, A400M and CASA CN-235 type aircraft, which have an important place in the defense industry and are used in military aviation. I used Francis J. Hale's book "Aircraft Performance Selection and Design" as a guide for the formulas I used when calculating the performance-influencing features of the relevant aircraft, such as the best range, the best range speed and the duration of stay in the air. I compared the results with real values and visualized them with the help of graphics. Since the aerodynamic changes to be made on the aircraft are limited, in order to minimize the negative effects of increased fuel consumption, by making reasonable changes in the "Aspect Ratio" values, it is possible to obtain more economical and efficient results that can help the manufacturer in the possible future design and improvement stages I did.

Keywords: Aircraft Performance, Aircraft Performance Analysis, Military Turboprop Aircraft, C-130, A400M, CASA CN-235, Aspect Ratio, Fuel Consumption.

İÇİNDEKİLER

TURBOPROP MOTORLU ASKERİ UÇAKLARDA PERFORMANS ANALİZİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK iii
KABUL VE ONAY iv
TEŞEKKÜR v
ÖZET vi
ABSTRACT vii
İÇİNDEKİLER viii
KISALTMALAR x
TABLOLAR LİSTESİ xii
ŞEKİLLER LİSTESİ xiii
GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Tezin Konusu ve İçeriği 3
1.2. Literatür Çalışması 4
1.3. Genel Bilgiler 6
1.3.1. Lockheed Martin C-130 Hercules 7
1.3.2. Airbus A400M Atlas 10
1.3.3. CASA CN-235 13

2. BÖLÜM

UÇAK MOTORLARI, TURBOPROP MOTORUN ÖZELLİKLERİ, UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLER VE TEKNİK TERİMLER

2.1. Temel Uçak Bilgisi 15
2.2. Motor Çeşitleri 15
2.2.1. Turboprop Motorlar 16
2.2.2. Turboprop Motorların Avantajları - Dezavantajları 17
2.2.3. Uçağa Etki Eden Kuvvetler Ve Teknik Terimler 18

3. BÖLÜM
TURBOPROP UÇAKLARDA UÇUŞ PERFORMANS HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ

3.1. Aspect Ratio Değerindeki Değişimlerin Aerodinamik Performansa Etkileri .. 28

3.1.1. Best Range Formülü (Xbr) 28

3.1.2. Best Range Air speed Formülü (Vbr) 34

3.1.3. Maksimum Endurance Formülü ($tmax$) 38

3.2. AR (Aspect Ratio) Spesifik Yakıt Tüketimi (Specific Fuel Consumption) ilişkisi 43

4. BÖLÜM
SONUÇ VE ÖNERİLER

4.1. Sonuç ve Öneriler 47

KAYNAKÇA 49

ÖZGEÇMİŞ 51

KISALTMALAR

AR : Aspect Ratio (Açıklık Oranı)

AoA : Angle of Attack (Hücum Açısı) b: Wing Span (Kanat Açıklığı)

C : Specific Fuel Consumption (Spesifik Yakıt Tüketimi)

$\hat{C}$: Equivalent Specific Fuel Consumption (Eşdeğer Spesifik Yakıt Tüketimi)

$\bar{C}$: Avarage Chord (Ortalama Veter)

c : Chord Length (Veter Uzunluğu)

Cg : Ağırlık Merkezi (Center of Gravity)

C_L : Coefficient of Lift (Taşıma Katsayısı)

C_D : Coefficient of Lift (Sürükleme Katsayısı)

C_{D0} : Coefficient of Parasite Drag (Parazit Sürükleme Katsayısı)

E : Endurance (Havada Kalış Süresi)

e : Oswold sabiti (Oswald Efficiency Factor)

g : Gravity Acceleration (Yerçekimi İvmesi)

K : İndüklenmiş Sürükleme Katsayısı

L/D : Lift to Drag Ratio (Taşıma Sürükleme Oranı, Fines)

M : Mach Number (Mach sayısı)

MCR : Critical Mach Number (Kritik Mach sayısı)

MTOW : Maksimum Take-off Weight

ρ : Air Density (Hava Yoğunluğu)

Re : Reynolds Number (Reynold Sayısı)

R : Range (Menzil)

S : Wing Area (Kanat Alanı)

π : Pi (3,14159…)

q : Dynamic Pressure of Air (Dinamik Basınç)

σ : Air Density Ratio (Hava Yoğunluk Oranı)

tmax : Maksimum Havada Kalış Süresi

Tmax : Maksimum İtki

T/W : Thrust-To-Weight Ratio (İtki Ağırlık Oranı)

V : Velocity (Hız)

W_e : Empty Weight (Boş Ağırlık)

W_f : Fuel Weight (Yakıt Ağırlığı)

W_{crew} : Crew Weight (Mürettebat Ağırlığı)

$W_{Payload}$: Payload Weight (Paralı Yük)

W_0 : Take-Off Gross Weight (Kalkış Toplam Ağırlığı)

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. C-130 Teknik Özellikler 10
Tablo 2. A400M Teknik Özellikler 12
Tablo 3. CASA CN-235 Teknik Özellikleri 14
Tablo 4. C-130 Uçağına Ait Teknik Değerler 29
Tablo 5. C-130 AR Değerleri İle Best Range Değerleri 30
Tablo 6. A400M Uçağına Ait Teknik Değerler 31
Tablo7. A400M AR Değerleri İle Best Range Değerleri 31
Tablo 8. CASA CN-235 Uçağına Ait Teknik Değerler 32
Tablo 9. CASA CN-235 AR Değerleri İle Best Range Değerleri 33
Tablo 10. Standart Atmosfer İle İlgili Değerler Tablosu 34
Tablo 11. C-130 Uçağına Ait AR Ve Best Range Airspeed Değerleri 35
Tablo 12. A400M Uçağına Ait AR ve Best Range Airspeed Değerleri 36
Tablo 13. CASA CN-235 Uçağına Ait AR ve Best Range Airspeed Değerleri 37
Tablo 14. C-130 Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance ($tmax$) Süreleri 39
Tablo 15. A400M Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance ($tmax$) Süreleri 41
Tablo 16. CASA CN-235 Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (tmax) Süreleri 42
Tablo 17. C-130 Yakıt Tüketimi Ve Maksimum Menzil Değerleri 43
Tablo 18. C-130 Yakıt Tüketimi Ve Havada Kalış Süreleri 45

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Pandemi Döneminde Tıbbi Yardım Amacıyla Kullanılan Bazı Kargo Uçakları 2
Şekil 2. Amerikan Hava Kuvvetlerine Ait Bir C-130 Hercules 7
Şekil 3. Türk Hava Kuvvetlerine Ait 63-3187 Kuyruk Numaralı Bir C-130H Uçağı 7
Şekil 4. ABD'ye Ait Yangın Söndürme Maksatlı Bir C-130 9
Şekil 5. Lockheed Martin Tarafından Sivil Havacılıkta Kullanılmak Üzere Geliştirilen C-130 Super Hercules 9
Şekil 6. A400M (alttan ikinci), C-130, C-130J-30 Ve C-17'nin Yerini Alması Veya Tamamlaması Amaçlanan Uçak Olmuştur 11
Şekil 7. Alman Hava Kuvvetlerine Ait Bir Airbus A400M 11
Şekil 8. Kayseri de 12.Hava Ulaştırma Ve Ana Üs Komutanlığı'nda ki A400M Hangarından Bir Görüntü 12
Şekil 9. Sahil Güvenlik Komutanlığına Ait Bir CN-235 Uçağı 13
Şekil 10. Endonezya Hava Kuvvetleri Airtech CN-235 MPA, Temmuz 2005 14
Şekil 11. Sol Üstte: Turbojet Motor, Sağ Üstte: Turbofan Motor, Sol Altta: Turboprop Motor Ve Sağ Altta: Piston Motor 16
Şekil 12. Turboprop Motorun Kısımları 17
Şekil 13. Uçağa Etki Eden Temel Kuvvetler 18
Şekil 14. Bazı Kanat Profil Kesitleri 19
Şekil 15. Hücum Açısının Gösterimi 20
Şekil 16. Hava Araçları Ve Canlılara Ait Reynold Sayıları 20
Şekil 17. Kanat Açıklık Oranı Hesabı Ve Taşıma Kuvvetine Etkisi Gösterilmektedir 21
Şekil 18. Hava Aracının Seyir Esnasında Bulunduğu Faklı İrtifalar 23
Şekil 19. Kanat Alanı Ve Kanat Açıklık Oranının 23
Şekil 20. Taşıma Katsayısının Hücum Açısı İle Değişim Grafiği 24
Şekil 21. Sürükleme Katsayısının Hücum Açısı İle Değişim Grafiği 25
Şekil 22. Sürükleme Poleri Grafiği 26
Şekil 23. Şekillere Göre Sürükleme Katsayısı Değerleri 26

Şekil 24. Sürükleme – Hava Sürati Grafiği 27
Şekil 25. C-130 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Değişim Grafiği 30
Şekil 26. A400M Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Değişim Grafiği ... 32
Şekil 27. CASA CN-235 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Değişim Grafiği 33
Şekil 28. C-130 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Airspeed Değişim Grafiği 36
Şekil 29. A400M Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Airspeed Değişim Grafiği 37
Şekil 30. C-130 Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance ($tmax$) Değişim Grafiği 40
Şekil 31. A400M Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance ($tmax$) Değişim Grafiği 41
Şekil 32. CASA CN-235 Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance ($tmax$) Değişim Grafiği 42
Şekil 33. C-130 Yakıt Tüketimi ve Maksimum Menzil Değişim Grafiği 44
Şekil 34. C-130 Yakıt Tüketimi Ve Havada Kalış Süreleri Değişim Grafiği 45

GİRİŞ

Geçmişten günümüze kadar uzanan teknolojik ilerlemeler içerisinde havacılık endüstrisi de her zaman ön saflarda kendine yer edinmiştir. Yıllardır hava aracı tasarımcıları icat ettikleri ürünlerin, daha hızlı ve daha güvenli olması, daha yükseğe ve daha uzağa gidebilmesi ve tüm bu olanakları sağlamakla birlikte daha az maliyetli olması için yoğun çaba harcamışlardır. Havacılık alanındaki icatlar ve ileri teknolojik ürünler küresel anlamda rekabetin de artmasına yol açmıştır. Türkiye ise son yıllarda insansız hava araçları, eğitim uçakları ve savunma sistemleri gibi çok önemli üretim odaklı yatırımlar ve modernizasyon alanında ilkleri gerçekleştirmesi neticesinde sektörün önde giden ülkeleri arasında yerini almış bulunmaktadır.

Havacılık alanında ki artan ve sürekli değişen ihtiyaçlar, gelişmekte olan ülkelerin ekonomileri için bazı zorlukları da beraberinde getirirken, bu alanda yapılacak ve güncel talepleri karşılayacak daha az maliyetli ürünlerin ortaya çıkmasını da zorunlu hale getirmiştir.

Bu durumu bir örnekle özetleyecek olursak; Uluslararası Hava Taşımacılığından (IATA) alınan bilgilere göre, bir yıl içerisinde yaklaşık 52 milyon ton kargo uçaklar aracılığıyla taşınıyor. Bu kargoların değeri ise yıllık 6,8 trilyon dolar, günlük ise 18,6 milyar dolar. Hava kargo ile taşınan kargo fiyat olarak küresel ticaretin yüzde 35'ine denk gelirken, hacim olarak yüzde 1'den azını oluşturuyor. Hava kargo taşımacılığında maliyeti azaltmak için yapılan hamleler, ülkelerin ticari rekabet kapasitelerini de git gide artırıyor. [1]

Bir diğer yandan pandemi ile birlikte dünyanın her yerinde uçuşların neredeyse durma noktasına gelmesi, hava yolu şirketlerini maddi anlamda zarara sürüklerken bir bakıma bu şirketlerin de farklı çözümler aramasına neden oldu. Bu dönemde havayolu şirketleri azalan yolcu talebine karşın artan kargo ihtiyacı sebebiyle yolcu uçaklarını kargo taşıma amaçlı olarak kullanmak üzere organize etti.



Şekil 1. Pandemi Döneminde Tıbbi Yardım Amacıyla Kullanılan Bazı Kargo Uçakları [2]

Her ne kadar savaşların insanlık için feci sonuçlar doğurduğunu bilsek ve dünya da barışı sağlamak adına türlü politikalar geliştirmiş olsakta, ülkeler savunma sanayilerini güçlü tutmak için, teknolojinin getirdiği yeniliklerden faydalanmak zorundadırlar. Bundan dolayıdır ki hava araçlarının tüm dünya da sivil ve ticari amaçla kullanımlarının yanı sıra, savunma politikalarının ilgi odağı olması ve askeri ihtiyaçların karşılanması konusunda da ne denli önemli olduğunu vurgulamakta fayda var. Aynı zamanda gelişmiş hava araçlarının üretim ve pazarlamasını yapabilecek teknolojik kabiliyete sahip olmak, ülke ekonomisine de ciddi katkı sağlamak demektir.

Bu gibi ihtiyaçlardan yola çıkarak günümüz şartlarını göz önüne aldığımızda, askeri alanda yapılan yenilikler ile birlikte, ürün kalitesi ve verimliliğini arttırmanın yanı sıra maliyeti azaltmanın da ülke ekonomisine sayısız getirisi olduğunu belirtmek isterim.

Bu nedenle tez araştırmamın ilk kısmına turboprop motorlu askeri uçakların verim analizi yaparak başladım. Daha sonra ise yakıt tüketim artışının olumsuz etkilerini en aza indirgemek adına çözüm odaklı uygulanabilecek aerodinamik performans iyileştirmesinin ne gibi artıları olduğunu göstermeye çalıştım. Uçaklar üzerinde aerodinamik anlamda yapılacak müdehaleler kısıtlı olduğundan, ‘’Kanat Açıklık Oranı’’ (Aspect Ratio) değerlerinde makul değişiklikler yaparak, gelecekte yapılması muhtemel tasarım veya iyileştirme aşamalarında üreticiye yardımcı olabilecek daha ekonomik ve verimli sonuçlar elde ettim.

1. BÖLÜM
GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Tezin Konusu ve İçeriği

Günümüzde ki askeri uçak türlerini göz ününe aldığımızda turboprop motorlu uçakların hava taşımacılığının yükünü ciddi anlamda üstlendiğini görüyoruz. Gelecekte de bu uçaklardan uzun süre faydalanacağımız kesin olmakla beraber ekonomik açıdan bazı sıkıntılar yaşamamak adına bazen yeni tip uçaklar üretmek bazen de modernizasyon yolu ile hali hazırda ki uçakları geliştirme zorunluluğu doğmaktadır. Son yıllarda petrol fiyatları küresel piyasada oldukça yüksek seviyelere geldi ve yakın tarihte de düşecek gibi görünmüyor.

Normal jet motorlu bir uçağa göre % 50 daha az yakıt tüketim değerine sahip ve maliyeti yaklaşık üçte biri olan pervaneli uçaklar, kısa mesafeli uçuşlar için oldukça elverişli görünüyorlar.

Bu bağlamdan yola çıkarak üzerinde araştırma yaptığım ve çalışmalara başladığım tezimin konusunu, turboprop motorlu askeri uçaklarda aerodinamik performans ve verim analizi yapmak olarak özetleyebilirim. Bu araştırma süresince, Francis J. Hale ‘in ‘’Aircraft Performans, Selection and Design’’[3] ve Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR’ın Uçuş Mekaniği [4] adlı kitabı başlıca yol haritam olmuştur. Bu iki ana kaynağın dışında Prof. Dr. Mustafa CAVCAR’ın ‘’Aerodinamik Kuvvetler’’ [5] adlı kaynağı da bana ciddi katkılar sağlamıştır.

Tez sürecimde farklı kullanım alanları ve amaçları olan askeri uçakların kendi aralarında verim karşılaştırmalarını yaparak, optimum performans çıktısını sağlayacak veriler elde etmek temel önceliğimizdir.

Uygulanacak yöntem ile kanat açıklık oranı ve yakıt tüketimi gibi değerlerin; menzil performansı, en iyi menzil hızı ve havada kalış süresi üzerinde ne gibi etkileri olduğunu ilgili formüller ile bulmak ve çıkan sonuçları optimize etmeye çalışmak olacaktır.

Bu hesaplamaların sonucunda ise, çıkan sonuçların doğruluk oranı, mevcut değerlerle kıyaslanarak aynı amaca hizmet edecek uçakların ileriye yönelik iyileştirmelerinde ya da yeni üretilecek uçakların tasarım aşamalarında hem üreticiye hem de kullanıcıya kazandırdığı faydalar incelenmiş olacaktır. Bundan dolayı Tezin konu başlığı; "Turboprop motorlu askeri uçaklarda aerodinamik performans ve verim analizi" olarak belirlenecektir.

1.2. Literatür Çalışması

2005 yılında Hava Kuvvetleri Daire Başkanlığı'ndan Zafer MERCAN ile İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinden M. Adil YÜKSELEN'in yaptığı ortak çalışma neticesinde CASA CN 235 uçağı etrafında ses altı hızlardaki sürtünmesiz ve sürtünmeli akışlar, sonlu hacimler yöntemi kullanan FLUENT® ticari yazılımı yardımı ile hesaplanmıştır. Tüm akışlar için aerodinamik yükler hesaplanarak daha önce bu alanda yapılan çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Bu çalışmanın sonucunda CN 235 yalın uçak modeli için 4572 metre irtifa ve seyahat şartlarında 0, 3 ve 6 derece hücum açılarında 0.39 Mach sayısında çözümlemeler yapılmış olup daha önce farklı metotlarla yapılan çalışmaların ortaya koyduğu veriler ile benzer eğilimlerde sonuçlar elde edilmiştir. [6]

2008 yılında gerçekleştirilen bir çalışmada ise M. Serdar GENÇ ve arkadaşları, birbirinden farklı uzunluk (δf) ve farklı açılara sahip (β) flaplar kullanarak, simetrik flaplı NACA0012 kanat profili üzerindeki aerodinamik kuvvet ve basınç dağılımlarını hesaplamalı akışkanlar dinamiğini FLUENTTM programını kullanarak analiz etmişlerdir. Analiz raporlarına göre, yüksek taşıma kuvvetinin ihtiyaç olduğu uçaklarda bu tür flaplı kanatların daha düşük hücum açısı ile kullanılır olabileceği sonucuna ulaşılmıştır. [7]

2014 yılında ise Hindistan' da C.Suresh, K.Ramesh V.Paramaguru tarafından yapılan bir araştırmada, C-Kanadın tüm hücum açılarında, aynı ıslak yüzey alanı için düz kanattan daha yüksek (L/D) oranı üreteceğini kanıtlamayı amaçlamışlardır.

Bu çalışma da aynı taşıma alanına sahip düzlemsel olmayan bir C-kanat ile düz kanadın aerodinamik performansı, hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak farklı hücum açıları için taşıma, sürükleme, indüklenen sürükleme ve taşıma/sürükleme oranı gibi parametreleri karşılaştırılır. Edinilen sonuçlara göre, tüm hücum açılarında C-kanat için L/D oranının düz kanattan daha büyük olduğu ve C kanadının geleneksel kanattan daha iyi aerodinamik performansa sahip olduğu anlaşılmıştır. [8]

2018 yılında Gaziantep Üniversitesi Mühendislik ve Mimarlık Fakültesinden Mehmet Hanefi Doğru ve İbrahim Göv ‘’Uçuş Esnasında Değiştirilebilir Kanat Profili’’ kullanarak NACA 4412’nin aerodinamik performansının artırılmasını amaçlayan bir çalışma yapmışlardır. Yaptıkları bu çalışmada NACA 4412 ve geliştirilmiş 2 farklı kanat profilinin (NACA 4412_1 ve NACA 4412_2) farklı hücum açılarında aerodinamik performansı karşılaştırılmıştır. Performans parametresi olarak taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı ve tutunma kaybı analiz sonuçları mukayese edilmiştir. Analizler neticesinde, uçuş süresince farklı hücum açılarında maksimum aerodinamik performans elde edilebilmesi için değişken kanat profillerine ihtiyaç duyulduğu kanıtlanmıştır. [9]

2019 yılında Tuğrul OKTAY ve Hüseyin ŞAHİN tarafından ortak yapılan bir araştırma da ise sabit kanatlı hava araçlarının aerodinamik performansını arttırmak adına, kıvrılmış kanat ucu tasarımının geliştirilip, hareketli kanat ucu tasarımı üzerinde çalışılmıştır.

Daha önceleri kıvrık kanat ucu tasarımı sürüklemeyi önemli ölçüde azalttığından avantaj gibi görünsede, kalkış ve iniş esnasında ki düşük hızlar ile yapılması gereken uçuşlarda dezavantaja dönüşebilir. Bu olumsuz durumu ortadan kaldırmak adına hareketli bir morphinglet tasarımı kanat ucuna yerleştirilerek aerodinamik verimliliğin arttırılması hedeflenmiştir.

Sonuç olarak bu çalışma ile hali hazırda kullanılan hava araçlarının aerodinamik olarak daha mükemmel ve efektif olması sağlanarak, hava aracı üretilmeden önceki safhalarda sürükleme kuvvetinin etkilerini görmemize olanak sağlanmıştır. [10]

Geçtiğimiz 2021 yılında ODTÜ’ de (Orta Doğu Teknik Üniversite) Zülal KUMSER, Ümran ÖZTÜRK, Pamir KİLDİŞ ve Nilay Sezer UZOL tarafından yapılan bir çalışmada ise, yüksek hızlarda uçak aerodinamik tasarımı için belirli tasarım değişkenlerinin istenen aralıklarda tutulmasıyla bir tasarım uzayı oluşturulmuş ve aerodinamik performans

katsayıları incelenmiştir. Aerodinamik analizlerde yüksek mertebeli, 3-boyutlu panel metot çözücüsü PANAIR kullanılmış ve hızlı ve otomatik tasarım analizleri yapılabilmesi için ön ve art işlem yardımcı kodlar geliştirilmiştir. Geometri oluşturulurken ise OpenVSP, Pointwise ve CST metot tabanlı yardımcı kodlardan yararlanılmıştır.Tanımlanan tasarım uzayı örneklenerek, farklı kanat/gövde konfigürasyonların aerodinamik performans katsayıları hesaplanmış ve değerlendirilmiştir.

Bu çalışmanın neticesinde tasarım uzayını modellemek için farklı yöntemler denenmiş ve Latin hiperküp örneklemesinin beklendiği gibi tam faktöriyel yöntemine kıyasla hesaplama maliyeti göz önünde bulundurulduğunda daha avantajlı olduğu değerlendirilmiştir. [11]

1.3. Genel Bilgiler

Askerî havacılık, bir bölgede veya muharebe alanında konuşlanmış birliklere lojistik tedarik sağlamak için ulusal hava ikmal kapasitesi de dâhil olmak üzere hava savaşının sürdürülmesi ve üstünlük elde edilebilmesi maksatıyla askeri uçak ve diğer hava araçlarının kullanılmasıdır. Askerî uçaklar başlığı altında; bombardıman uçaklarını, avcı uçaklarını, nakliye uçaklarını, eğitim uçaklarını, keşif ve gözetleme imkânı sağlayan insansız hava araçlarını sayabiliriz.

Günümüzde havacılıkta ve savunma sanayii alanında gelişmiş ülkelerde olduğu gibi bizim ülkemizde de askeri taktik ve nakliye amaçlı kullanılan ve son derece önemli görevleri yerine getiren yeni, modernize edilmiş ve halende modernize edilmekte olan, C-130, A400M ve CASA CN-235 gibi askeri kargo uçakları mevcuttur. Bu uçaklar görev aldıkları operasyonlar itibarı ile askeri taktik ve nakliye ihtiyacını daha önceleri olduğu gibi bugünde başarıyla devam ettirmektedirler.

2022 yılı itibarı ile Türk Silahlı Kuvvetleri envanterinde askeri taktik ve nakliye amaçlı kullanılan 19 adet C-130, 41 adet CASA CN-235 ve 10 adet A400M bulunmaktadır. [12]

Tezimin ana konusu olan performans analizlerine geçmeden önce bu uçakların tarihçesini ve özelliklerini genel hatları ile tanımlamakta yarar olacağını düşünüyorum. Ve bu olaya havacılığın en emektar uçaklarından biri olan ihtiyar delikanlı C-130 lar ile başlamak en doğrusu olacaktır.

1.3.1. Lockheed Martin C-130 Hercules

Amerikalı Lockheed Martin firması tarafından tasarlanan ve üretilen C-130 Hercules, orta sınıf bir taktik nakliye uçağı olmakla birlikte birçok otoriteye göre havacılık tarihinin en başarılı kargo ve nakliye uçaklarından biri olarak kabul edilmektedir.

Nakliye amaçlı kullanımının yanı sıra; havada yakıt ikmali, arama ve kurtarma, yangın söndürme, silah platformu, deniz karakol, kutup araştırmaları, meteoroloji, haritacılık, hedef çekici, füze izleyici, uzay kapsülü kurtarma, STOL araştırma, insansız hava aracı kumanda, VIP ve komuta kontrol gibi farklı görevlere yönelik 40'tan fazla versiyonda 2,300'den fazla C-130 Hercules üretilmiştir. [13]



Şekil 2. Amerikan Hava Kuvvetlerine Ait Bir C-130 Hercules [13]



Şekil 3. Türk Hava Kuvvetlerine Ait 63-3187 Kuyruk Numaralı Bir C-130H Uçağı [14]

Ülkemizde Soğuk Savaş'ın yarattığı etkiler sebebiyle 1952 yılı başlarında NATO üyeliğinden sonra hızlı ve modern bir değişim yaşanmış, hem sivil hem de askeri havacılıkta hareketlilik artmış, yeni platformlar hizmete girmeye başlamıştır. Bu değişimlerin neticesinde orta sınıf bir nakliye ve taktik uçağı ihtiyacı ortaya çıkmıştır. İlk olarak 1960'ların başında Kıbrıs'ta yaşanan olumsuz hadiseler sonucu Kıbrıs'a ve gerektiğinde de Yunanistan'a bir harekât yapılması ihtimali ortaya çıkmıştır. Olası harekât ihtimaline göre ihtiyaca tam olarak cevap verecek kapsamlı bir hava indirme için o yıllarda envanterimizde bulunan C-160 ve C-47 uçakları sayı ve nitelik olarak yetersiz kalmaktaydı. Bundan dolayıdır ki 1963'te dönemin Hava Kuvvetleri Komutanı İrfan Tansel'in direktifleri doğrultusunda nakliye ve paraşütçü kapasitesi yüksek modern bir uçak alımı gündeme gelmiş, Yarbay Abdurrahman Körezlioğlu'nun başkanlığında oluşturulan bir ekibin yaptığı değerlendirmeler sonucu C-130E Hercules'de karar kılınmış ve ilk etapta 5 adet sipariş verilerek bu uçakların Türkiye serüveni başlamıştır. [13]

2000 li yıllara kadar bir çok görevi başarı ile tamamlayan C-130 lar için, Aralık 2006'da SSM ile Türk Havacılık ve Uzay Sanayii arasında modernizasyon anlaşması imzalanmıştır. Aviyonik Modernizasyon (Erciyes) Antlaşması kapsamında, Hv.K.K.lığı envanterinde bulunan 13 adet C-130E ve 6 adet C-130B nakliye uçağının Aviyonik Modernizasyonu yapılacaktır. C-130 Aviyonik Modernizasyon Projesi ile uçaklar; uluslararası seyrüsefer ihtiyaçlarına (GATM, RVSM, CAT-II) uyumlu, 4 MFD ve 2 CDU ile modernize edilmiş, yüksek harekât etkinliğine sahip çok amaçlı 2 görev bilgisayarı ve yer görev planlama sistemi ile gece görüş uyumlu gösterge ve aydınlatma sistemleriyle donatılmış olarak teslim edilecektir. Erciyes Modernizasyon Programı ile birlikte envanterinde C-130 nakliye uçağı bulunduran bir çok ülkenin de modernizasyon ihtiyacının karşılayarak, ülke ekonomisine ciddi katkılar sağlaması planlanmaktadır. [14]

Günümüzde sadece askeri alanda değil birçok alanda da C-130 lar yaygın olarak kullanılmaktadır.



Şekil 4. ABD'ye Ait Yangın Söndürme Amacı İle Kullanılan Bir C-130 [13]



Şekil 5. Lockheed Martin Tarafından Sivil Havacılıkta Kullanılmak Üzere Geliştirilen C-130 Super Hercules [15]

Bu emektar uçakların teknik özellikleri detaylı olarak aşağıdaki tabloda gösterilmektedir.

Tablo 1. C-130 Teknik Özellikler [13]

C-130 HERCULES UÇAĞININ TEKNİK ÖZELLİKLERİ	
Üretici firma	Lockheed / Birleşik Devletler
Uzunluğu	29.79 m (97.75 ft)
Kanat açıklığı	40.41 m (132.58 ft)
Yüksekliği	11.66 m (38.25 ft)
Kanat Alanı	162.12 m² (1,745 ft²)
Kanat Açıklık Oranı	10.07
Boş ağırlığı	34,430 kg (75,745 lb)
Azami ağırlığı	79,380 kg (175,000 lb)
Yakıt miktarı	28,363 kg (62 400 lb)
Motor	4 x Allison T56-A-15 turboprop
Motor gücü	18,032 bg (13,448 kW)
Azami hızı	620 km/s (385 mph)
Seyahat hızı	555 km/s (345 mph)
Tavanı	10,060 m (33,000 ft)
Yüksüz Menzili	7,900 km (4,910 m)
Azami Yüklü Menzili	4,000 km (2,486 m)
Uçuş ekibi	3 (1 Pilot + 1 Yardımcı Pilot + 1 Yük Operatörü)
Yük	19,355 kg (42,580 lb)

İkinci olarak ise Avrupa'nın son zamanlarda askeri havacılığa armağan ettiği en önemli uçaklardan biri olarak ise A400M ler gösterilmektedir.

1.3.2. Airbus A400M Atlas

Airbus A400M Atlas, Airbus Military (şimdiki adı ile Airbus Defence and Space) tarafından Avrupa ülkelerinin askerî havadan taşıma isteklerini karşılayabilmek ve Transall C-160, Lockheed C-130 Hercules gibi kısmen daha eski sayılabilecek nakliye uçaklarının yerini almak amacıyla stratejik yeteneklere sahip dört adet turboprop motorlu bir taktik hava aracı olarak tasarlanmıştır.

A400M, C-130 ve Boeing C-17 Globemaster III arasında boyutlandırılmış olup C-130'dan daha fazla yük kapasitesine sahiptir. Bu diğer avantajı ise C-130 da olduğu gibi toprak pistlere iniş yapabilmektedir. Nakliye görevlerinde kullanılmasının yanı sıra, A400M amaca uygun donatıldığında diğer askeri uçaklar için havadan yakıt ikmali ve savaş bölgelerinden yaralı askerleri tahliye etme özelliklerine de sahiptir.



Şekil 6. A400M (alttan ikinci), C-130, C-130J-30 Ve C-17'nin Yerini Alması Veya Tamamlaması Amaçlanan Uçak Olmuştur [16]



Şekil 7. Alman Hava Kuvvetlerine Ait Bir Airbus A400M [16]

A400M Projesine, Türk Hava Kuvvetleri Komutanlığı'nın stratejik havadan nakliye ihtiyacını karşılamak üzere, Fransa, Almanya, İngiltere, İspanya, Belçika ve Lüksemburg ile birlikte katılım sağlanmıştır. Proje kapsamında tedarik faaliyetlerinin yürütülmesi amacıyla, katılımcı ülkeler adına idari ve mali hususlarda karar alma ve yönetme yetkisi Avrupa Müşterek Silahlanma Teşkilatı (OCCAR)'na verilmiştir.

Ayrıca, A400M uçaklarında gerçekleştirilmesi planlanan Aşama-2 retrofit programı kapsamında 9 adet uçağımızın retrofit işlemleri, Airbus firması tarafından Kayseri 2. Hava Bakım Fabrika Müdürlüğü'nde kurulan Retrofit Hattında gerçekleştirilecektir. [16]



Şekil 8. Kayseri de 12.Hava Ulaştırma Ve Ana Üs Komutanlığı'nda ki A400M Hangarından Bir Görüntü [17]

7 Aralık 2020 tarihinde ilk uçak teslimi ile faaliyete geçen Kayseri Retrofit Hattı, Airbus tesisleri dışında A400M Uçakları'nın retrofit faaliyetlerinin gerçekleştirildiği ilk tesistir. Kayseri Retrofit Hattı'nın önümüzdeki dönemde diğer A400M kullanıcılarına da bakım ve retrofit hizmeti sunması hedeflenmektedir. [17]

Ülkemizde Koca Yusuf adı ile anılan A400M in teknik özellikleri aşağıda gösterilmiştir.

Tablo 2. A400M Teknik Özellikler [16]

AİRBUS A400M ATLAS TEKNİK ÖZELLİKLERİ	
Üretici firma	Airbus Military
Uzunluğu	43.8 m (143 ft 8 in)
Kanat açıklığı	42.4 m (139 ft 1 in)
Yüksekliği	14.6 m (47 ft 11 in)
Kanat Alanı	221.5 m² (2.384ft^2)
Kanat Açıklık Oranı	8.11
Boş ağırlığı	70 ton (154,000 lb)
Azami ağırlığı	130 ton (287,000 lb)
Yakıt miktarı	46.7 ton (103,000 lb)
Motor	4 X EPI (EuroProp International) TP400-D6
Motor gücü	8,250 kW (11,000 hp)
Azami hızı	780 km/s (421 kt)
Seyahat hızı	560 kilometre/saat (292 knot)
Tavanı	11,300 m (37,000 ft)
Azami Yüklü Menzili	3,300 km (1,782 nmi)
Yüksüz Menzili	9,300 km (5,022 nmi)
Uçuş ekibi	3-4 (2 pilot, 3. isteğe bağlı, 1 yükleme sorumlusu)
Yük	37,000 kg (82,000 lb)

1.3.3. CASA CN-235

CASA/IPTN CN-235, İspanya'dan CASA ve Endonezyalı üretici IPTN tarafından ortaklaşa geliştirilen orta menzilli çift turboprop motorlu kargo ve nakliye uçağıdır. Hem bölgesel bir uçak olup hem de askeri nakliye uçağı olarak kullanılmaktadır; öncelikli askeri görevlerini hava taşımacılığı ve hava gözetimi olarak sıralayabiliriz.

17 Ekim 1979'da Airtech International ortak girişiminin kurulmasının akabinde 1980 yılında CN-235' i geliştirme çalışmaları başlamıştır. 1981 de ise Paris Airshow'da halka açıklandıktan sonra 11 Kasım 1983'te CN-235 prototipi ilk uçuşunu gerçekleştirdi. Başlangıçta, her bir uçağın üretimi bölündü, %65'i IPTN tarafından, geri kalanı ise CASA tarafından gerçekleştirildi.

CN-235'lerin büyük çoğunluğu askeri talepleri karşılamak için üretildi, bazı havayolları ise bölgesel hizmetler için de sınırlı sayıda satın almayı tercih etti. Standart uçaklara ek olarak, özel CN-235'ler silahlı savaş gemileri ve deniz karakol uçakları olarak yapılandırılmıştır. Türkiye'de lisansları alınarak TUSAŞ tarafından üretilmektedir. Envanterinde bulunan 52 adet uçak ile en büyük kullanıcı Türkiye'dir. [18]



Şekil 9. Sahil Güvenlik Komutanlığına Ait Bir CN-235 Uçağı [18]



Şekil 10. Endonezya Hava Kuvvetleri Airtech CN-235 MPA, Temmuz 2005 [18]

CASA CN-235 in teknik özellikleri aşağıda ki tablo da gösterilmiştir.

Tablo 3. CASA CN-235 Teknik Özellikleri [19]

CASA CN-235 TEKNİK ÖZELLİKLERİ	
Üretici firma	EADS CASA/IPTN
Uzunluğu	21,40 m (70 ft 2,5 in)
Kanat açıklığı	25,81 m (84 ft 8 in)
Yüksekliği	8,18 m (26 ft 10 in)
Kanat Alanı	59,10 m^2 (636,1 ft^2)
Kanat Açıklık Oranı	11,27
Boş ağırlığı	9.800 kg (21.605 lb)
Azami ağırlığı	16.100 kg (35.420 lb)
Yakıt miktarı	4.208 kg (9.278 lb)
Motor	2 × General Electric CT7-9C3 turboprop
Motor gücü	2,610 kW (3,500 hp)
Azami hızı	450 km/sa (286 mph, 248 kn)
Seyahat hızı	370 km/sa (229 mph, 200 kn)
Tavanı	7.620 m (25.000 ft)
Azami Yüklü Menzili	4.355 km (2.350 nmi)
Yüksüz Menzili	5055 km (2730 nmi)
Uçuş ekibi	2 (Pilot ve Yardımcı pilot)
Yük	6.000 kg (13.100 lb)

2. BÖLÜM
UÇAK MOTORLARI, TURBOPROP MOTORUN ÖZELLİKLERİ, UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLER VE TEKNİK TERİMLER

2.1. Temel Uçak Bilgisi

Buraya kadar Askeri amaçla kullanılan turboprop uçaklara genel hatları ile göz atmış olduk. İlgili uçakların aerodinamik performans ve verim analizlerini doğru yapabilmek adına hesaplamalarda kullanılacak tanımların ne anlama geldiğini ve bazı kavramların ne ifade ettiğini anlamak gerekmektedir. Dolayısıyla bu kısımda temel uçak bilgisine de konu olan bazı tanımlamalara yer verilmiştir. Uçaklarda kullanılan motor tipleri ile konuya giriş yapıp analizlerde ve formüllerde kullanacağımız tanımlara göz atarak ilerlemekte fayda var.

2.2. Motor Çeşitleri

Günümüzde uçaklarda 4 tip motor kullanılmaktadır. Bunlar;

1. Turbojet Motorlar
2. Turbofan Motorlar
3. Turboprop motorlar
4. Piston Motorlar



Şekil 11. Sol Üstte: Turbojet Motor, Sağ Üstte: Turbofan Motor, Sol Altta: Turboprop Motor Ve Sağ Altta: Piston Motor [20]

Bu motor tiplerden kısaca bahsedecek olursak;

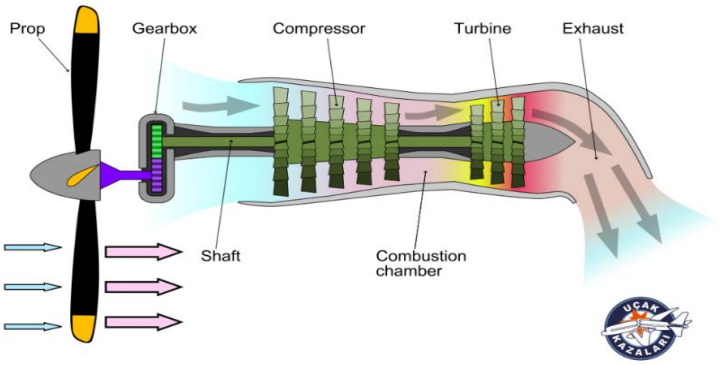
Turbojet motorlar ilk nesil taarruz ve bazı ticari uçaklarda (Mig 21, Concorde), turbofan uçaklar ise yeni nesil taarruz ve ticari uçaklarda (F16, A320), turboprop motorlar ise kargo, tanker ve yolcu uçağı gibi çok fazla hız gerektirmeyen ancak ağır yük taşıyan uçaklarda (C130, A400M), piston prop motorlar ise genelde hafif sınıf ve aşırı hız gerektirmeyen uçaklarda (Cesna 172, Cirrus SR22) tercih edilmektedir.

Konumuz ile doğrudan alakalı olduğu için turboprop motorları genel hatları itibarı ile anlatmak faydalı olacaktır.

2.2.1. Turboprop Motorlar

Turboprop motorlar, aynı türbin sisteminde var olan çalışma prensibine benzer bir işlem neticesinde pervaneyi çevirirler. Pervane dönüşünü sağlamak adına üretilen ve geliştirilen bu motor, jet motorunun yarattığı yüksek deviri, sahip olduğu dişli kutusu aracılığı ile pervanelerin çalışması için uyumlu olan daha küçük devirlere düşürür. Bu motorlar içerisinde bulunan türbin yanmış gazlar ile döndürülür bundan dolayı turboprop veya projet motorlar olarak adlandırılır.

Temel olarak turbojet motorlar ile aynı çalışma prensibine sahip olan turboprop motorların enerji üretim aşamasından bahsedecek olursak; pervanelerden içeri giren havanın kompresör vasıtası ile sıkıştırılıp basıncı arttırılır ve bu sayede enerjisi artar. Daha sonra enerjisi artan hava yanma odasına girer ve yakıt ile yanması sağlanır, yanma odasından çıkan egzoz gazları türbin pallerine çarparak enerjisini oraya bırakır ve türbinin dönmesini sağlar. Son olarakta yanmış gazlar egzoz nozzle dan dışarı atılır ve işlem tamamlanmış olur. [21] Bir turboprop motora ait kesit aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 12. Turboprop Motorun Kısımları [21]

Turboprop motorlar genellikle yolcu ve kargo taşımacılığı amacıyla tasarlanmış olup, düşük hızlarda daha yüksek verimlidirler. Bu motorlara sahip olan hava araçlarının bir başka özelliği de, kalkış ve iniş sırasında daha kısa pist uzunluğuna ihtiyaç duymalarıdır.

2.2.2. Turboprop Motorların Avantajları - Dezavantajları

Turboprop motorlar diğer motor türleri ile kıyasladığımızda bazı avantaj ve dezavantajlara sahiptir.

Turboprop Motorlarının Avantajları

- Yakıt tüketimi konusunda diğer motorlara nazaran daha ekonomiktirler.
- Seyrüsefer hızlarında daha yüksek verim sağlayabilirler.
- 18-30 bin feet yükseklik aralığında daha iyi çalışma verimi sağlarlar.
- Pervane kullanımından dolayı kalkış ve yükseğe tırmanma performansları daha olumludur.

- Motorun iç kısımlarında hareketli parçaların azlığı sebebiyle turboprop motorlar daha güvenlidirler.

Turboprop Motorların Dezavantajları

- Turbuprop motor pervaneleri yüksek irtifalarda verim kaybı yaşarlar.
- Yüksek irtifalarda meydana gelen buzlanma ve türbülans sorun yaratabilir.
- Yüksek hızlarda verim düşeceğinden dolayı belirli hız aralıklarında seyrini sürdürmek zorundadırlar.

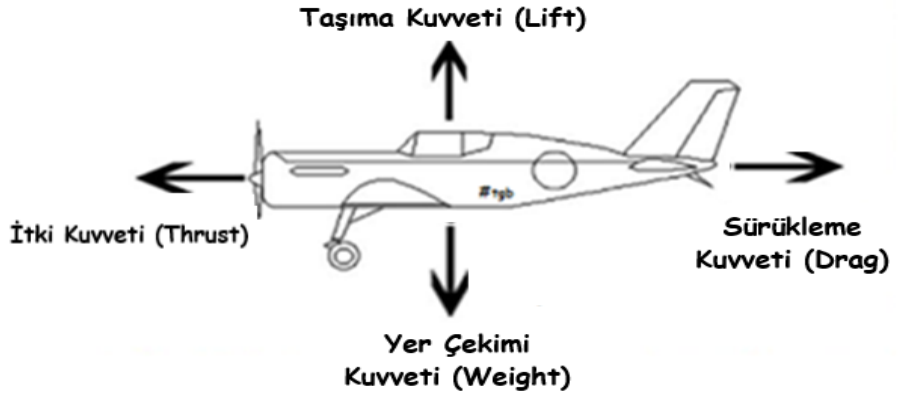
Bu kısıma kadar uçakların genel özelliklerinden kısaca bahsettik. Bu kısımda ise performans analizi için bilmemiz gereken tanımlara göz atarak devam edeceğiz.

2.2.3. Uçağa Etki Eden Kuvvetler Ve Teknik Terimler

Hangi hava aracı olursa olsun gökyüzünde uçan tüm cisimlere etki eden belli kuvvetler vardır, bunlar; taşıma(lift), itki(thrust), sürükleme(drag) ve ağırlık(weight) kuvvetleridir.

Aerodinamik hesaplamalarda kullanılan temel kuvvetlere ve tanımlalara, bu dört ana kuvvetin neler olduğunu anlatarak başlayalım.

Uçağa etki eden temel kuvvetler aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 13. Uçağa Etki Eden Temel Kuvvetler [22]

İtki (Thrust) Kuvveti: İtki kuvveti, uçağın motoru veya tahrik sistemi tarafından üretilen ve uçağın hareket edeceği yönü belirleyen temel kuvvetlerdendir. Örneğin bir uçaktaki motorlar uçağın gerisine doğru bakar, bu da uçağın itki vektörünün ileriyi göstereceği anlamına gelir. Uçaktaki pervane veya jet motoru tarafından hava içeri çekilir ve ardından ters yönde dışarı itilir. Bu sayede ileri yönlü itki meydana gelir.

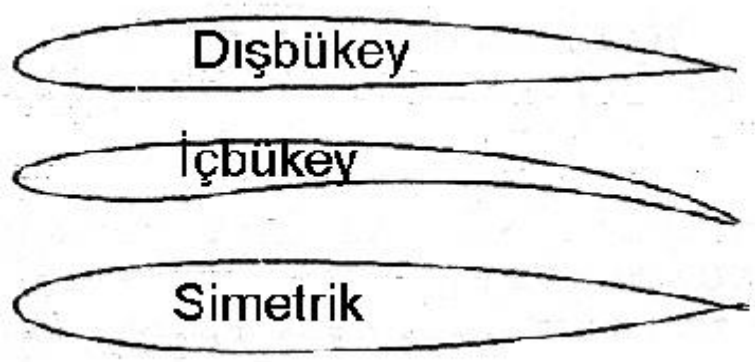
Taşıma (Lift) Kuvveti: Taşıma, uçağın kanatlarının üzerinden geçen hava akımının hareketi neticesinde meydana gelir. Kısacası bir uçağı havada tutmaya yarayan kuvvettir. Taşıma kuvvetinin yönü daima uçuş yönüne diktir. Bu kuvvetin büyüklüğü ise uçağın şekli, boyutu ve hızı gibi birçok faktöre bağlıdır. Taşıma kuvvetine zıt yönde etki eden kuvvet ise ağırlık kuvvetidir.

Ağırlık (Weight) Kuvveti: Ağırlık kuvveti, yerçekimi nedeniyle daima dünyanın merkezine doğru bir kuvvettir. Bir uçaktaki ağırlığın miktarı tüm uçak parçalarının yanı sıra yakıt, insan ve tüm yükün toplamıdır. Ağırlık tüm uçağa dağılırken, etkisi ağırlık merkezi adı verilen tek bir noktadadır. Ağırlık kuvvetine zıt kuvvet ise taşıma kuvvetidir.

Sürükleme (Drag) Kuvveti: Sürükleme kuvveti uçağın havaya karşı direncidir. Uçağın hareket yönünün tersine etki eden bir kuvvettir. Uçağı yavaşlatma eğilimindedir. Bu kuvvet sürtünme ve hava basıncındaki farklılıklardan kaynaklanır. Farklı türlerde pek çok sürüklenme türü vardır. Ancak her biri itkiye karşı olan kuvvettir.

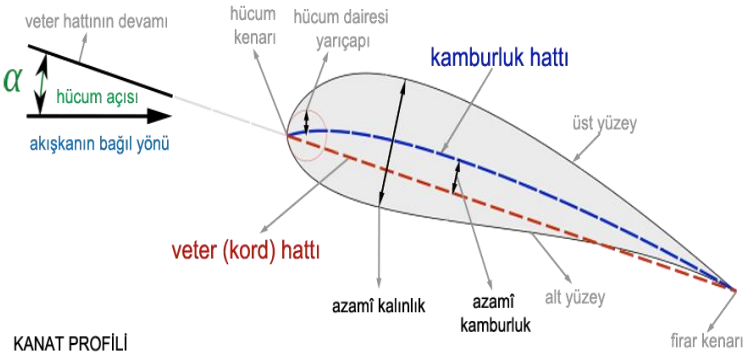
Bu dört ana kuvvetten başka performans için gereken analiz değerlerini etkileyen diğer faktörler ise şu şekildedir.

Kanat Profili (Airfoil): Kanadın kesit alanını ifade eder. Kanadı enine kestiğimizi var sayarsak ortaya çıkan damla formunda ki geometrik şekildir. Hava aracı aerodinamik performansında dikkate alınması gereken önemli bir parametredir.



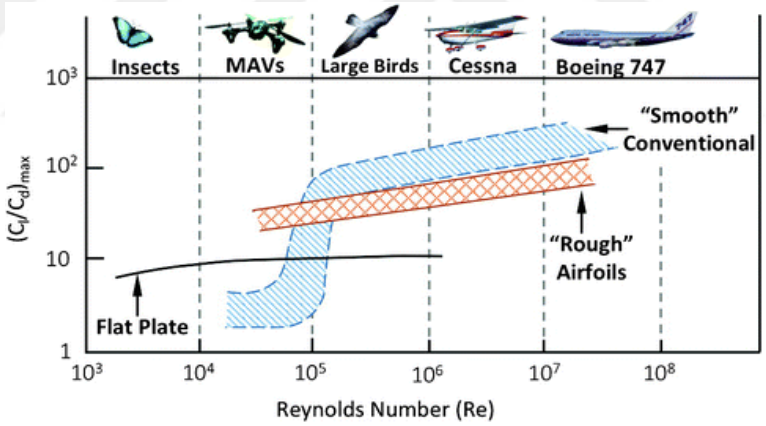
Şekil 14. Bazı Kanat Profil Kesitleri [23]

Hücum Açısı (Angle of Attack): Hava aracının hareket ettiği doğrultudaki hava akışın yönü ile kanat veteri arasında kalan açıdır.



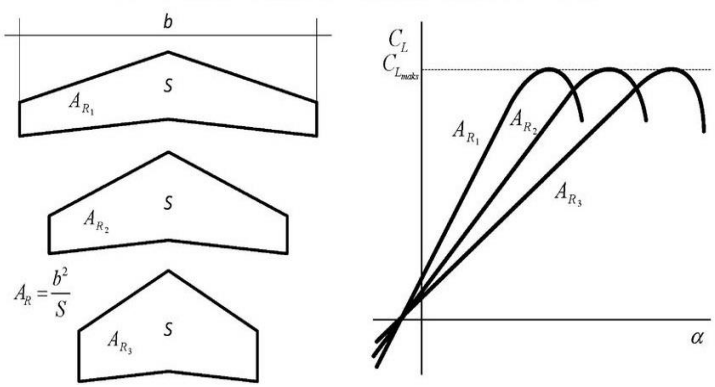
Şekil 15. Hücum Açısının Gösterimi [24]

Reynold Sayısı (Reynold Number): Bir akışkanın üzerine etki eden atalet kuvvetlerinin (vsρ) viskozite kuvvetlerine (μ/D) olan oranıdır. Reynolds sayısı, düzgün akış ve türbülanslı akış gibi değişik akış türlerini nitelemek için kullanılır. (Re) olarak sembolize edilir.



Şekil 16. Hava Araçları Ve Canlılara Ait Reynold Sayıları [25]

Açıklık Oranı (Aspect Ratio): Hava aracının kanat açıklığının kanat enine olan oranıdır. Bu açıklama basit dikdörtgen kanatlar için geçerlidir. Geometrisi daha karışık hava araçlarında ise kanat açıklığının karesinin kanat alanına oranı olarak hesaplanır. Düşük açıklık oranı yüksek hız ve manevra kabiliyeti için avantajlı iken, yüksek açıklık oranı uzun sürede havada kalış ve yüksek taşıma kabiliyeti için elverişlidir. Açıklık oranı hesaplamalarda kullanacağımız temel faktör olacaktır. Performans değerlerine etkisi tez de detaylı olarak ele alınacaktır.



Şekil 17. Kanat Açıklık Oranı Hesabı Ve Taşıma Kuvvetine Etkisi Gösterilmektedir. [5]

Kanat açıklığı (Wing Span): Hava aracına yukarıdan ya da aşağıdan bakıldığında, bir kanat ucundan diğer kanat ucuna kadarki mesafedir ve daima düz çizgi olarak çizilir. Şekil 16' da görüldüğü gibi (b) ile sembolize edilir.

Kanat Alanı (Wing Area): Bir uçak kanadına kuş bakışı bakıldığında uçağın gövde bölümü ile birlikte bütün kanadın üst görünüm alanı için kullanılan terimdir. Şekil 17' de görüldüğü gibi (S) ile sembolize edilir.

Koniklik Oranı (Taper Ratio): Hava aracına üstten ya da alttan bakıldığında, kanat uç uzunluğunun kanat kök uzunluğuna oranıdır. Örneğin bu değer 1 ise dikdörtgen kanattır.

Taşıma Katsayısı (Coefficient of Lift - C_L): Hava aracının ürettiği taşımayı; cismin etrafından akan akışkanın yoğunluğu, hızı ve referans alanı ile ilişkilendiren boyutsuz bir katsayıdır. Hızın ve hücum açısının değiştiği durumlarda C_L değeri de değişmektedir.

Sürükleme Katsayısı (Coefficient of Drag - C_D): Hava aracının içinde bulunduğu akışkanın ortamdaki direncini ölçmek için kullanılan boyutsuz bir katsayıdır. Sürükleme katsayısı da taşıma katsayısında olduğu gibi hız ve hücum açısı değiştiğinde değişir.

Gross Ağırlık (Gross Weight): Maksimum kalkış ağırlığı (MTOW) ile karıştırılmaması gereken, hava aracının zamana bağlı olarak değişen toplam ağırlığıdır.

MTOW, uçağın tamamen motor gücü ve yapısal kabiliyetleri ile alakalı olup sabit bir değerdir. Ancak gros ağırlık; kalkıştan inişe kadar değişen, ölçülen zaman aralığındaki uçağın sürekli değişen toplam ağırlığıdır.

Seyrüsefer Mach değeri (Cruise Mach): Optimum aerodinamik performansın ve en verimli yakıt tüketiminin sağlandığı hızdır. Zamanla uçağın gros ağırlığı, atmosfer yoğunluğu ve sıcaklık gibi parametreler değiştiği için seyrüsefer hızı da değişebilir.

Maksimum Mach değeri (Max Mach): Hava aracının teorik olarak çıkabileceği en yüksek hız değeridir. Bu değerden sonra yapısal hasar oluşmaktadır.

Seyrüsefer İrtifası (Cruise Altitude): Optimum aerodinamik performansın ve en verimli yakıt tüketiminin sağlandığı irtifadır. Havanın yoğunluğunun ve oluşturacağı aerodinamik etkinin optimum olduğu yükseklik olarak belirlenmekle birlikte genellikle 30.000-36.000 ft arası yükseklik olarak tanımlanır.

Maximum Menzil (Max Range): Hava aracının gidebileceği yataydaki en uzun mesafedir. Bu mesafeye erişmesi için seyrüsefer hızı ve irtifası optimize edilmelidir.

Paralı yük (Payload): Sivil uçaklarda, taşımak için para verdiğimiz yüklerin (kargo, yolcu, bagaj) toplam miktarı olup askeri uçaklarda ise mühimat, kargo ve bagaj yükü toplamıdır.

Boş Ağırlık (Empty Weight): Hava aracının yapısallarının, aviyoniklerinin ve uçuş sistemlerinin ağırlıklarının toplamıdır. Başka bir değişle; maksimum kalkış ağırlığından yakıtı, mühimmatı, mürettebatı ve varsa yolcu ağırlığını çıkardığımızda kalan ağırlıktır.

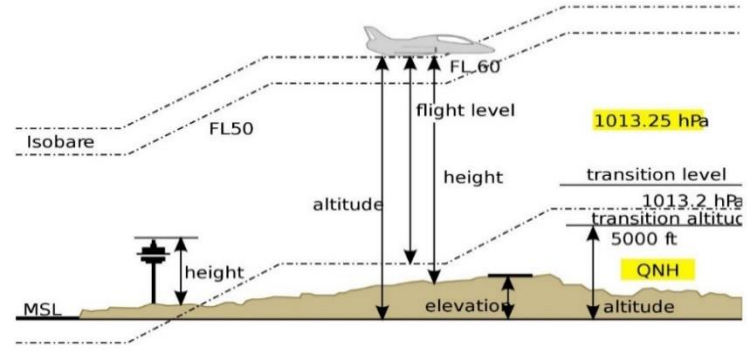
Yakıt Ağırlığı (Fuel Weight): Hava aracının dahili yakıt deposunun kapasitesidir. Harici yakıt tankları ile hava aracının havada kalış mesafesi ve menzili arttırılabilir.

Spesifik Yakıt Tüketimi (Spesfic Fuel Consumption): Hava aracının saniyede tükettiği, libre force başına yakıt değeri olup lb/sn/lb birimiyle ölçülür. (Saatte tükettiği miktar(lb)/saniye(sn)/motor gücü (lb))

Maksimum Taşıma/Sürükleme Oranı (Max Lift to Drag Ratio – L/D): C_L değerinin C_D değerine oranının en yüksek olduğu noktadır. Bu nokta, verimli bir uçuş yapmak için en uygun noktadır. Fines olarakta adlandırılır.

İtki / Ağırlık Oranı (Thrust to Weight Ratio): Motorun ürettiği toplam gücün motorun ağırlığına oranıdır. Motorun ne derece verimli olduğu gösteren bir parametre olarak kullanılır.

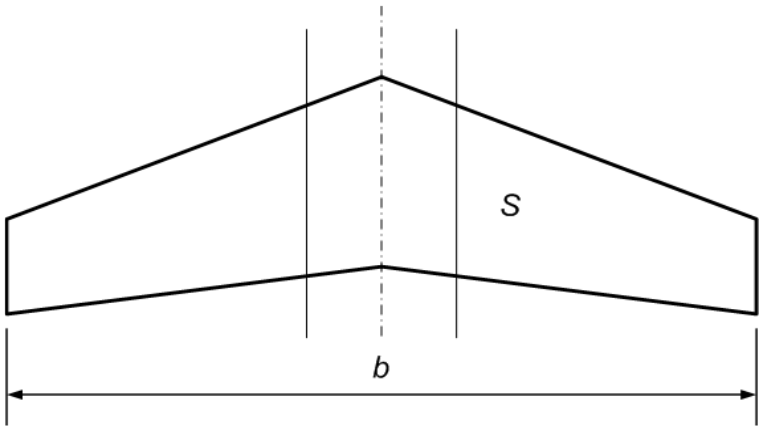
Servis Tavanı (Service Ceiling): Hava aracının dakikada 100 feet'den daha fazla tırmanma performansını koruyamayacağı yükseklikliktir. Uçağın teknik olarak ulaşabileceği son yükseklik ise mutlak irtifadır (absolute ceiling).



Şekil 18. Hava Aracının Seyir Esnasında Bulunduğu Faklı İrtifalar [26]

Hesaplamalarda kullanacağımız teknik terimlerin ne anlama geldiklerine kısaca göz attıktan sonra performans hesaplamalarında kullanılacak olan formüllere göz atabiliriz.

Tezimize konu olan turboprop uçakların performanslarına ne gibi etkileri olduğunu incelememiz adına, Aspect Ratio (Kanat Açıklık Oranı) değerinin nasıl bulunduğu ile başlayalım.



Şekil 19. Kanat Alanı Ve Kanat Açıklık Oranının [5]

Aspect Ratio değerini bulmak için ;

$$AR = \frac{b^2}{S} \text{ yada } b = \sqrt{S \cdot AR} \tag{2.1}$$

formülünü kullanırız.

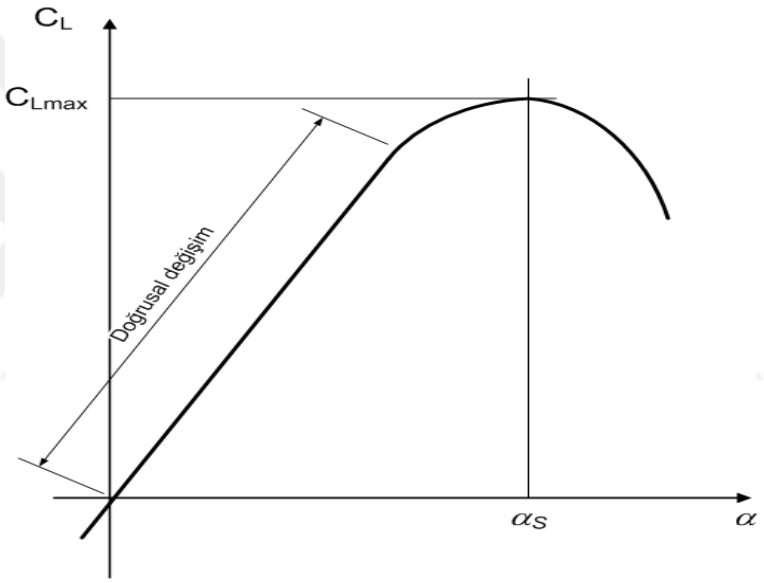
Ayrıca aspect ratio (AR) değerini ortalama veterden de bulabiliriz.

$$\bar{C} = \frac{b}{AR} \tag{2.2}$$

Yukarıda uçağa etki eden temel kuvvetlerden konumuzla ilgili olan taşıma ve sürükleme kuvveti formüllerini ve bu değerlerin etkilerini aşağıda inceleyelim.

Taşıma kuvveti:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S \mathrm{C_L} \tag{2.3}$$



Şekil 20. Taşıma Katsayısının Hücum Açısı İle Değişim Grafiği [5]

Taşıma katsayısı kanat profilinin (kanat kesit biçimi) şekline bağlı olarak, belli bir hücum açısına kadar doğrusal bir değişimle artış gösterir. Daha sonra bu artış azalır ve tutunma kaybı denen Stall (Perdövites) oluşur. Artışın bittiği, sabitlendiği ve azalmaya eğilim gösterdiği en yüksek nokta ise taşıma katsayısının maksimuma ulaştığı yerdir.

Sürükleme kuvveti:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S \mathrm{C_D} \tag{2.4}$$

Sürükleme katsayı formülü;

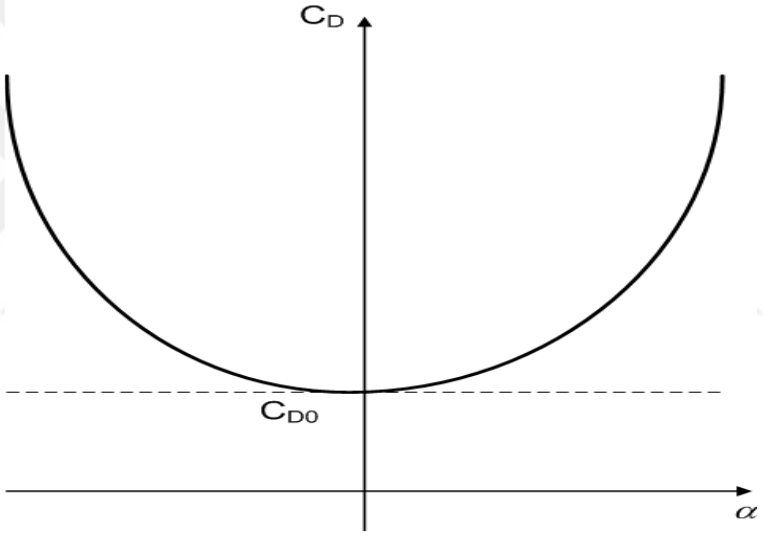
$$\mathrm{C_D} = \mathrm{C_{D0}} + K\mathrm{C_L}^2 \tag{2.5}$$

olarak ifade edilir.

Sürükleme katsayısında verilen C_{D0} değeri tasarım aşamasında ortaya çıkan her uçağın kendisine ait olan spesifik bir değerdir. K katsayısı, indüklenmiş sürükleme katsayısı olarak ifade edilir ve uçağın kanat açıklık oranı, (AR) ile Oswold Sayısı olarak da bilinen kanat verim faktörüne (e) bağlıdır.

$$K = \frac{1}{\pi ARe} \tag{2.6}$$

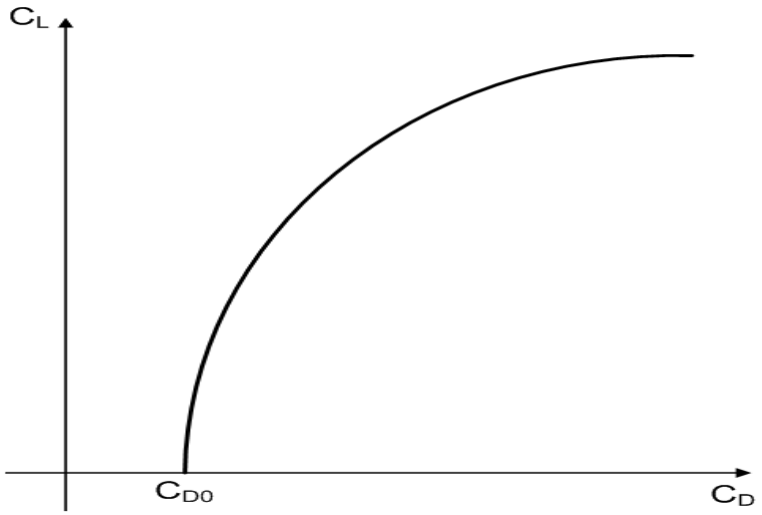
Sürükleme katsayısı ise hücum açısına bağlı olarak yaklaşık parabolik bir değişim gösterir.



Şekil 21. Sürükleme Katsayısının Hücum Açısı İle Değişim Grafiği [5]

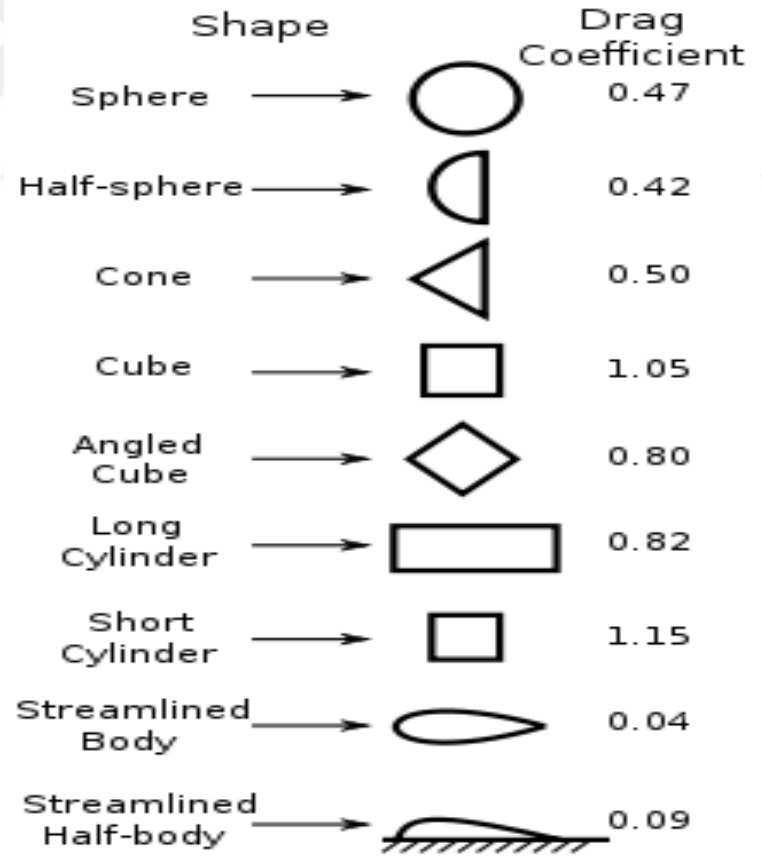
Bir uçağın önemli performans ve tasarım parametrelerinden biri taşıma – sürükleme oranı veya aerodinamik verimliliktir. Bu oran fines olarak adlandırılır ve ($\frac{L}{D}$) ile gösterilir:

Sürükleme poleri uçak performans analizleri açısından ciddi önem taşımaktadır.



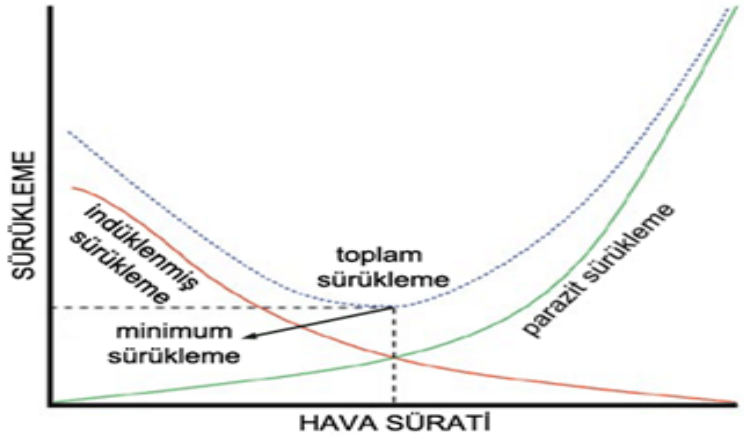
Şekil 22. Sürükleme Poleri Grafiği [5]

Aşağıda bazı şekillere ait sürükleme katsayı değerleri verilmiştir.



Şekil 23. Şekillere Göre Sürükleme Katsayısı Değerleri [27]

Sürüklemenin hava sürati ile ilişkilendirilmesi ve sürükleme çeşitlerinin hava sürati ile değişimi aşağıdaki grafikte gösterilmiştir.



Şekil 24. Sürükleme – Hava Sürati Grafiği [28]

Sonuç olarak, sürükleme kuvveti(drag) hava aracını olumsuz etkiler. Yakıt tüketimini arttırmak, buna bağlı olarak hava aracının azami menzilini azaltmak ve hava akışının bozulması gibi olumsuzluklara neden olur. Sürüklemenin azaltılması tasarımın en başından üretime kadar her alanda dikkat edilmesi gereken bir konudur. Tasarımsal olarak daha yumuşak ve oval geçişlere yönelmek, imalat açısından ise yüzey pürüzlülüğünü mümkün olabilecek en düşük seviyeye indirmek buna örnek olarak verilebilir.

3. BÖLÜM
TURBOPROP UÇAKLARDA UÇUŞ PERFORMANS HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ

3.1. Aspect Ratio Değerindeki Değişimlerin Aerodinamik Performansa Etkileri

Hava aracına etki eden kuvvetleri kısaca tanımladıktan sonra bu kuvvetlerin turboprop askeri uçaklarda (özellikle tezimize konu olan C-130, A400M ve CASA CN-235 üzerinde) ne gibi etkileri olduğunu yine formüller aracılığı ile analiz ederek, Aspect Ratio değerindeki değişimlerin hava aracının performansında ne gibi sonuçlar doğurduğunu irdelemeye çalışalım.

Bu etkileri incelemeye Best Range (Maksimum Menzil) formülü ile başlayabiliriz. Motor çeşitlerine göre farklılık göstermekle beraber bir turboprop motorlu hava aracında maksimum menzili hesaplamak için aşağıdaki formülden yararlanırız.

3.1.1. Best Range Formülü (X_{br})

$$\frac{dX_{br}}{-dw} = \frac{375\eta_p E_m}{\hat{c}W} \tag{3.1}$$

$$\frac{dX_{br}}{-dw} = \frac{330\eta_p E_m}{\hat{c}W}\left[\frac{e(AR)}{C_{do}}\right]^{1/2} \tag{3.2}$$

$$\frac{dX_{br}}{-dw} = \frac{330\eta_p E_m}{\hat{c}(W/b)}\left(\frac{e}{SC_{DO}}\right)^{1/2} \tag{3.3}$$

$$X_{br} = \frac{375\eta_p E_m}{\hat{c}}\ ln\, MR \tag{3.4}$$

$$X_{br} = \left(\frac{dX_{br}}{-dW}\right)\ W_f \tag{3.5}$$

$$X_{br} = \frac{330\eta_p (W_f/W)}{\hat{C}}\left[\frac{e(AR)}{C_{DO}}\right]^{1/2} \tag{3.6}$$

$$X_{br} = \frac{330\eta_p W_f}{\hat{c}(W/b)}\left(\frac{e}{SC_{DO}}\right)^{1/2} \quad (3.7)$$

(3.6) formülünden yola çıkarak AR değerinde ki değişimin ilk olarak C-130 uçağının menzilinde ne gibi etkileri olduğunu gösterelim.

Best Range formülünde kullanmak üzere C-130 uçağına ait bazı teknik veriler Tablo 4. de gösterilmiştir.

Tablo 4. C-130 Uçağına Ait Teknik Değerler

Kanat Açıklığı (b)	40.41 m
Kanat Alanı (s)	161.12 m^2
Açıklık Oranı (AR)	10.07
Yakıt Ağırlığı (W_f)	62400 lb
Toplam Ağırlık (W)	138145 lb
Pervane verimliliği (η_p)	0.83
C_{d0}	0.017
e	0.8
$\hat{c}$ ($SFC\ Yakıt\ Tüketimi$)	0.55 lb/h

İlk olarak C-130' a ait güncel AR (Aspect Ratio) değeri olan; 10,07 yi (3.6) de yerine yazdığımızda;

$$X_{br} = \frac{330(0{,}83)(62400/138145)}{0{,}55}\left[\frac{0{,}8(10{,}07)}{0{,}017}\right]^{1/2}$$

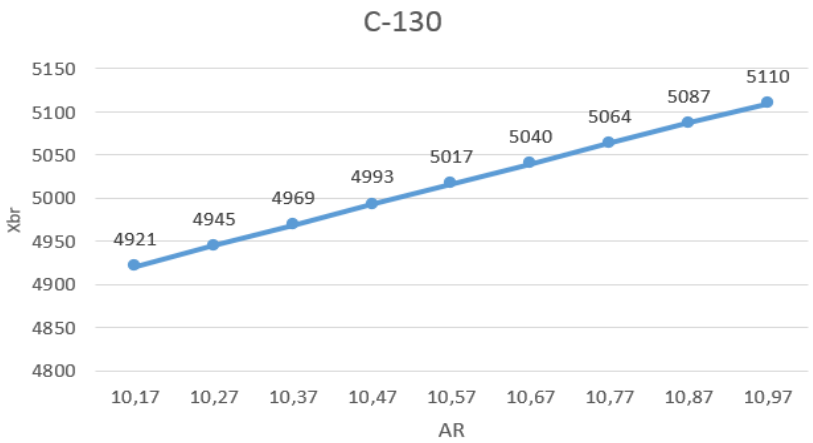
$$X_{br} = 4897\ mile$$

Best Range (X_{br}) değerinin 4897 mile olduğu sonucunu ulaştık ve bu sonucun C-130' a ait Tablo.1 de ki teknik veriler ile örtüştüğünü görüyoruz. Buna göre AR'nin 0,10 birim değerindeki artışlarının Best Range üzerinde ki etkisini incelediğimizde ise Tablo 5 deki sonuçlara ulaştık.

Tablo 5. C-130 AR Değerleri İle Best Range Değerleri

AR: 10.17	$X_{br} = 4921\,mile$
AR: 10.27	$X_{br} = 4945\,mile$
AR: 10.37	$X_{br} = 4969\,mile$
AR: 10.47	$X_{br} = 4993\,mile$
AR: 10.57	$X_{br} = 5017\,mile$
AR: 10.67	$X_{br} = 5040\,mile$
AR: 10.77	$X_{br} = 5064\,mile$
AR: 10.87	$X_{br} = 5087\,mile$
AR: 10.97	$X_{br} = 5110\,mile$

Aşağıdaki grafikte ise AR değerindeki değişimin Best Range üzerinde ki etkisi gösterilmiştir.



Şekil 25. C-130 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Değişim Grafiği

Best Range formülünden yol çıkarak C-130 uçağına ait Aspect Ratio (AR) değerindeki minimal artışların Best Range değeri üzerinde olumlu etkisi gözlemlenmiştir.

Yine (3.6) den yola çıkarak AR deki değişimin A400M ve CASA CN-235 uçağı üzerindeki etkilerini de inceleyelim.

Best Range formülünde kullanacağımız A400M uçağına ait bazı değerler Tablo 6' da gösterilmiştir.

Tablo 6. A400M Uçağına Ait Teknik Değerler

Kanat Açıklığı (b)	42.4 m
Kanat Alanı (s)	221.5 m^2
Açıklık Oranı (AR)	8.11
Yakıt Ağırlığı (W_f)	103000 lb
Toplam Ağırlık (W)	257000 lb
Pervane verimliliği (η_p)	0.95
C_{d0}	0.010
e	0.8
$\hat{c}$ ($SFC\ Yakıt\ Tüketimi$)	0.56 lb/h

A400M ‘e ait güncel AR değeri olan; 8,11’ i (3.6) de yerine yazdığımızda ise;

$$X_{br} = \frac{330(0.95)(103000/257000)}{0{,}56}\left[\frac{0{,}8(8{,}11)}{0{,}010}\right]^{1/2}$$

$$X_{br} = 5715\ mile$$

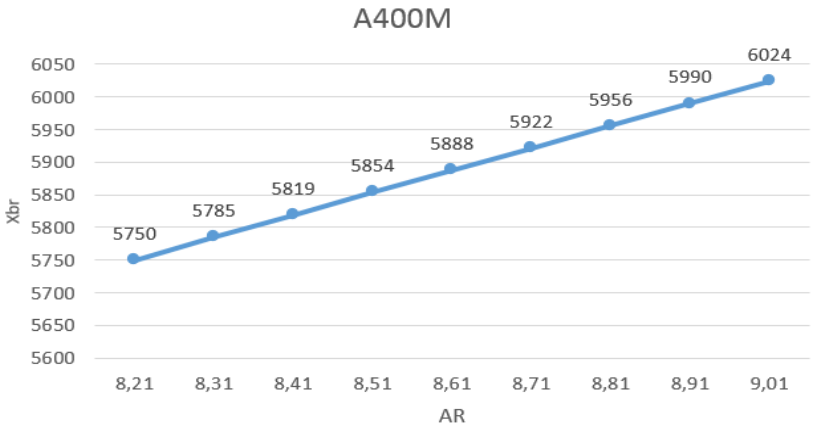
Best Range değerinin 5715 mile olduğu sonucunu elde ettik ve bu sonucun A400M uçağına ait Tablo.2 de teknik veriler ile örtüştüğünü görüyoruz.

AR’nin 0,10 birim değerindeki artışlarının Best Range üzerinde ki etkisini incelediğimizde ise Tablo 7’ deki sonuçlara ulaştık.

Tablo7. A400M AR Değerleri İle Best Range Değerleri

AR: 8,21	$X_{br} = 5750\ mile$
AR: 8,31	$X_{br} = 5785\ mile$
AR: 8,41	$X_{br} = 5819\ mile$
AR: 8,51	$X_{br} = 5854\ mile$
AR: 8,61	$X_{br} = 5888\ mile$
AR: 8,71	$X_{br} = 5922\ mile$
AR: 8,81	$X_{br} = 5956\ mile$
AR: 8,91	$X_{br} = 5990\ mile$
AR: 9,01	$X_{br} = 6024\ mile$

Aşağıda ki grafikte ise AR değerindeki değişimin Best Range üzerinde ki etkisi gösterilmiştir.



Şekil 26. A400M Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Değişim Grafiği

Best Range formülünden yol çıkarak A400M uçağına ait Aspect Ratio (AR) değerindeki minimal artışların Best Range üzerinde olumlu etki ettiği gözlemlenmiştir.

Şimdi ise CASA CN-235 üzerindeki etkilerini inceleyelim.

(3.6) de kullanacağımız CASA-CN 235 uçağına ait değerler Tablo 8' de gösterilmiştir.

Tablo 8. CASA CN-235 Uçağına Ait Teknik Değerler

Kanat Açıklığı (b)	25.81 m
Kanat Alanı (s)	59.10 m^2
Açıklık Oranı (AR)	11.27
Yakıt Ağırlığı (W_f)	9278 lb
Toplam Ağırlık (W)	30.883 lb
Pervane verimliliği (η_p)	0.80
C_{d0}	0.020
e	0.8
$\hat{c}$ $(SFC\ Yakıt\ Tüketimi)$	0.53 lb/h

CASA CN-235'e ait güncel AR değeri olan; 11,27' yi (3.6) de yerine yazdığımızda ise;

$$X_{br} = \frac{330(0.80)(9278/30883)}{0{,}53}\left[\frac{0{,}8(11{,}27)}{0{,}020}\right]^{1/2}$$

$$X_{br} = 3177\ mile$$

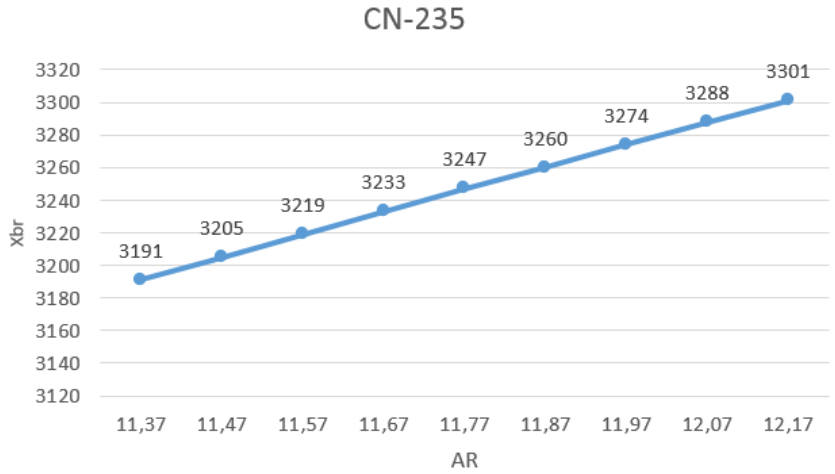
Best Range değerinin 3177 mile olduğu sonucunu elde ettik ve bu sonucun CASA CN-235 uçağına ait Tablo.3 deki teknik veriler ile örtüştüğünü görüyoruz.

AR'nin 0,10 birim değerindeki artışlarının Best Range üzerinde ki etkisini incelediğimizde ise Tablo 9' deki sonuçlara ulaştık.

Tablo 9. CASA CN-235 AR Değerleri İle Best Range Değerleri

AR: 11,37	$X_{br} = 3191\ mile$
AR: 11,47	$X_{br} = 3205\ mile$
AR: 11,57	$X_{br} = 3219\ mile$
AR: 11,67	$X_{br} = 3233\ mile$
AR: 11,77	$X_{br} = 3247\ mile$
AR: 11,87	$X_{br} = 3260\ mile$
AR: 11,97	$X_{br} = 3274\ mile$
AR: 12,07	$X_{br} = 3288\ mile$
AR: 12,17	$X_{br} = 3301\ mile$

Aşağıda ki grafikte ise AR değerindeki değişimin Best Range üzerinde ki etkisi gösterilmiştir.



Şekil 27. CASA CN-235 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Değişim Grafiği

Range formülünden yol çıkarak CASA CN-235 uçağına ait Aspect Ratio (AR) değerindeki minimal artışların Best Range üzerinde olumlu etki ettiği gözlemlenmiştir.

İlgili uçaklara ait veriler ışığında AR değerlerindeki minimal artışların Maksimum Menzil (Best Range) üzerinde olumlu etki ettiği gözlemlenmiştir.

Bir başka performans değeri olarak En İyi Menzil İçin Sürati (Best Range Airspeed) ele alalım ve AR değerinin bu hız üzerindeki etkisini inceleyelim.

3.1.2. Best Range Air speed Formülü (V_{br})

$$V_{br} = 0.68\left[\frac{2(W/S)}{\rho_{SL}\sigma}\right]^{1/2}\left[\frac{K}{C_{DO}}\right]^{1/4} \tag{3.8}$$

$$V_{br} = 15\left(\frac{W/S}{\sigma}\right)^{1/2}\left[\frac{1}{e(AR)C_{DO}}\right]^{1/4} \tag{3.9}$$

$$V_{br} = 15\left[\frac{W/b}{\sigma}\right]^{1/4}\left[\frac{1}{e(SC_{DO})}\right]^{1/4} \tag{3.10}$$

Formülde kullanılan bağıl yoğunluk (σ) değeri için aşağıda ki standart atmosfer değerler tablosundan yararlanacağız.

Tablo 10. Standart Atmosfer İle İlgili Değerler Tablosu [1]

Standard Atmosphere Property Ratios (English Units)

Altitude	Pressure	Temperature	Density	Speed of Sound
10^3 ft (10^3 m)	$\delta = P/P_{SL}$	$\Theta^* = \Theta/\Theta_{SL}$	$\sigma = \rho/\rho_{SL}$	$a^* = a/a_{SL}$
0 (0)	1.000	1.000	1.000	1.000
5 (1.52)	0.832	0.966	0.862	0.983
10 (3.05)	0.688	0.931	0.738	0.965
15 (4.57)	0.564	0.897	0.629	0.947
20 (6.10)	0.460	0.862	0.533	0.929
25 (7.62)	0.371	0.828	0.448	0.910
30 (9.14)	0.297	0.794	0.374	0.891
35 (10.67)	0.235	0.759	0.310	0.871
36 (10.97)	0.223	0.752	0.297	0.867
40 (12.19)	0.185	0.752	0.246	0.867
45 (13.72)	0.145	0.752	0.194	0.867
50 (15.24)	0.114	0.752	0.152	0.867
55 (16.76)	0.090	0.752	0.120	0.867
60 (18.29)	0.0708	0.752	0.094	0.867
65 (19.81)	0.0557	0.752	0.074	0.867
70 (21.34)	0.0438	0.752	0.058	0.867
75 (22.86)	0.0344	0.752	0.046	0.867
80 (24.38)	0.0271	0.752	0.036	0.867
82 (25.0)	0.0246	0.752	0.033	0.867
85 (25.91)	0.0213	0.761	0.028	0.872

Sea-level values:

$P = 2{,}116$ lb/ft^2 — $\rho = 23.769 \times 10^{-4}$ lb-s^2/ft^4

$\Theta = 519$ deg $R = 59$ deg F — $a = 1{,}116$ ft/s

$k = 1.4$ — $R = 1.7165 \times 10^3$ ft^2/s^2-deg R

Yukarıda ki formülden yola çıkıp C-130' a ait Tablo 4 ve Tablo 10' da ki teknik verileri kullanarak 20.000 feet teki V_{br} değerini bulalım.

(İrtifaya göre bağıl yoğunluk değiştiği için, 20.000 feet de ki V_{br} değerini bulacağız).

C-130 Uçağına ait AR değerini (3.9) da yerine yerine yazarsak;

$$V_{br} = 15\left(\frac{138145/1745}{0.533}\right)^{1/2}\left[\frac{1}{0.8(10.07)0.017}\right]^{1/4}$$

$$V_{br} = 300{,}5 \text{ mi/h}$$

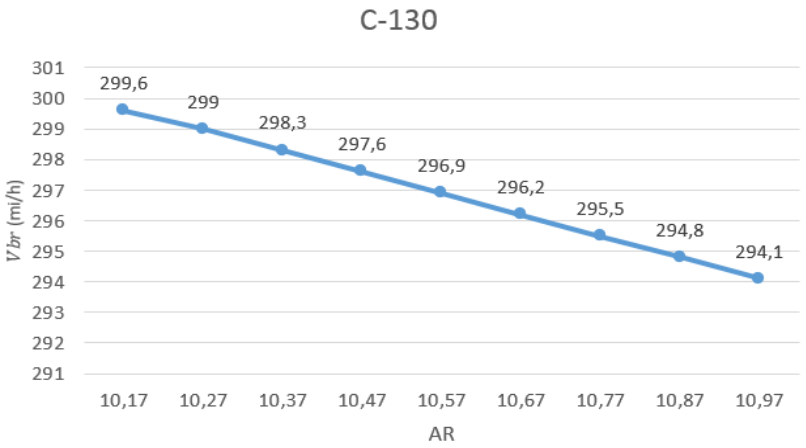
Best Range Airspeed değerinin $V_{br} = 300{,}5$ mi/h olduğu sonucuna ulaştık ve bu sonuç Tablo 1' de ki teknik veriler ile örtüşmektedir.

AR' nin 0.10 birim değerinde ki artışların Best Range Airspeed (V_{br}) değeri üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 10' da gösterilmiştir.

Tablo 11. C-130 Uçağına Ait AR Ve Best Range Airspeed Değerleri

AR: 10.17	$V_{br} = 299{,}6\, mi/h$
AR: 10.27	$V_{br} = 299{,}0\, mi/h$
AR: 10.37	$V_{br} = 298{,}3\, mi/h$
AR: 10.47	$V_{br} = 297{,}6\, mi/h$
AR: 10.57	$V_{br} = 296{,}9\, mi/h$
AR: 10.67	$V_{br} = 296{,}2\, mi/h$
AR: 10.77	$V_{br} = 295{,}5\, mi/h$
AR: 10.87	$V_{br} = 294{,}8\, mi/h$
AR: 10.97	$V_{br} = 294{,}1\, mi/h$

C-130 uçağına ait Best Range Airspeed V_{br} grafiği aşağıda verilmiştir.



Şekil 28. C-130 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Airspeed Değişim Grafiği

Grafikten de anlaşılacağı üzere AR değeri üzerindeki minimal artışlar V_{br} değerinde minimal azalmalara neden olmuştur.

Best Range için (3.9) A400M uçağı için uygulayacak olursak;

$$V_{br} = 15\left(\frac{257000/2384}{0.533}\right)^{1/2}\left[\frac{1}{0.8(8.11)0.010}\right]^{1/4}$$

$$V_{br} = 422.6 \text{ mi/h}$$

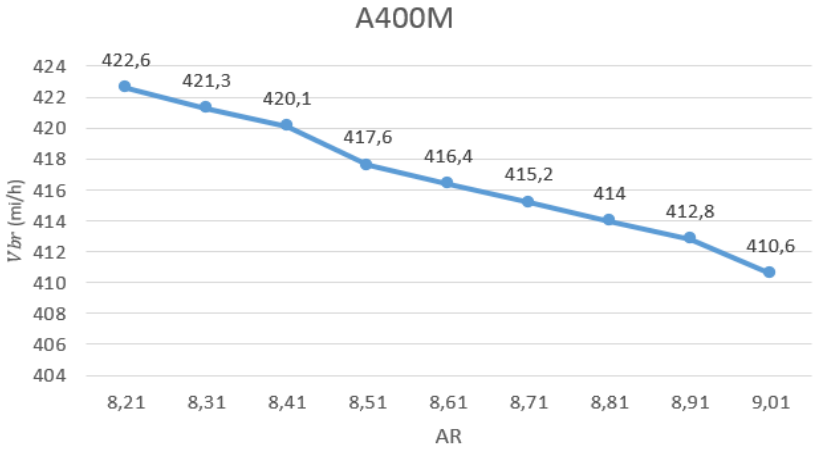
Best Range Airspeed değerinin $V_{br} = 422.6$ mi/h olduğunu görüyoruz. Bulunan bu değer ise A400M uçağına ait veriler ile örtüşmektedir.

AR'nin 0.10 birim değerinde ki artışların Best Range Airspeed (V_{br}) değeri üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 12' de gösterilmiştir.

Tablo 12. A400M Uçağına Ait AR ve Best Range Airspeed Değerleri

AR: 8,21	$V_{br} = 422.6$ mi/h
AR: 8,31	$V_{br} = 421.3$ mi/h
AR: 8,41	$V_{br} = 420.1$ mi/h
AR: 8,51	$V_{br} = 417.6$ mi/h
AR: 8,61	$V_{br} = 416.4$ mi/h
AR: 8,71	$V_{br} = 415.2$ mi/h
AR: 8,81	$V_{br} = 414.0$ mi/h
AR: 8,91	$V_{br} = 412.8$ mi/h
AR: 9,01	$V_{br} = 410.6$ mi/h

A400M uçağına ait Best Range Airspeed V_{br} grafiği aşağıda verilmiştir.



Şekil 29. A400M Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Airspeed Değişim Grafiği

Grafikten de anlaşılacağı üzere A400M uçağına ait AR değeri üzerindeki minimal artışlar V_{br} değerinde minimal azalmalara neden olmuştur.

CASA CN-235 uçağına ait AR değerini (3.9) da yerine yazarsak;

$$V_{br} = 15\left(\frac{30883/636.1}{0.533}\right)^{1/2}\left[\frac{1}{0.8(11.27)0.020}\right]^{1/4}$$

$$V_{br} = 219.7 \text{ mi/h}$$

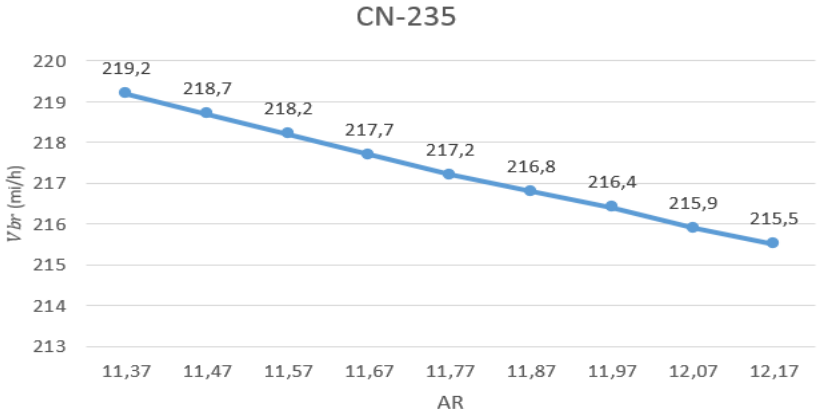
Best Range Airspeed değerinin $V_{br} = 219.7$ mi/h olduğunu görüyoruz. Bulunan bu değer ise Tablo 3' de ki veriler ile örtüşmektedir.

AR'nin 0.10 birim değerinde ki artışların Best Range Airspeed (V_{br}) değeri üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 13' da gösterilmiştir.

Tablo 13. CASA CN-235 Uçağına Ait AR ve Best Range Airspeed Değerleri

AR: 11,37	$V_{br} = 219.2$ mi/h
AR: 11,47	$V_{br} = 218.7$ mi/h
AR: 11,57	$V_{br} = 218.2$ mi/h
AR: 11,67	$V_{br} = 217.7$ mi/h
AR: 11,77	$V_{br} = 217.2$ mi/h
AR: 11,87	$V_{br} = 216.8$ mi/h
AR: 11,97	$V_{br} = 216.4$ mi/h
AR: 12,07	$V_{br} = 215.9$ mi/h
AR: 12,17	$V_{br} = 215.5$ mi/h

CASA CN-235 uçağına ait Best Range Airspeed V_{br} grafiği aşağıda verilmiştir.



Şekil 30. CASA CN-235 Uçağına Ait AR(Aspect Ratio) Ve Best Range Airspeed Değişim Grafiği

Grafikten de anlaşılacağı üzere CASA CN-235 uçağına ait AR değeri üzerindeki minimal artışlar V_{br} değerinde minimal azalmalara neden olmuştur.

Yine bir başka performans değeri olarak maksimum havada kalış süresini (Endurance) ele alalım ve AR değerinin bu süre üzerindeki etkisini inceleyelim.

Maksimum havada kalış süresi (Maximum endurance) için kullanılan formüller aşağıda gösterilmiştir.

3.1.3. Maksimum Endurance Formülü (t_{max})

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{\hat{c}VW}{0.866\ x\ 375\ x\ \eta_p E_m} \tag{3.11}$$

$$V = V_{P_{min}} = 0.68\left[\frac{2(W/S)}{\rho_{SL}\sigma}\right]^{1/2}\left(\frac{K}{3C_{DO}}\right)^{1/4} \tag{3.12}$$

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{0.04\hat{c}W}{\eta_p}\left[\frac{(W/S)}{\sigma}\right]^{1/2}\left\{\frac{C_{DO}}{[e(AR)]^3}\right\}^{1/4} \tag{3.13}$$

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{0.04\hat{c}}{\eta_p}\left[\frac{(W/b)^3}{\sigma}\right]^{1/2}\left(\frac{SC_{DO}}{e^3}\right)^{1/4} \tag{3.14}$$

$$t_{max} = \frac{W}{(dW_f/dt)_{min}} \; ln\, MR \tag{3.15}$$

$$t_{max} = \frac{W_f}{(dW_f/dt)_{min}} \tag{3.16}$$

Bu formülden yola çıkıp ilgili uçakların havada kalış sürelerini hesaplayalım ve AR değerinin bu sürelere etkisini araştıralım. İlk olarak C-130' u inceleyelim.

Tablo. 10 ve Tablo. 4' deki teknik değerleri kullanarak 20.000 feet teki havada kalış süresini bulmaya çalışalım ve AR değerinin bu süreye etkisini inceleyelim.

C-130' a ait güncel AR değeri olan; 10,07 yi referans alarak (3.13) de yerine yazarsak;

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{0.04x0.55x138145}{0.83}\left[\frac{(138145/1745)}{0.533}\right]^{1/2}\left\{\frac{0.017}{[0.8x(10.07)]^3}\right\}^{1/4}$$

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = 3370 \text{ lb/h}$$

Havada kalış süresi için ise bulduğumuz 3370 lb/h sonucunu (3.16) da yerine yazıyoruz.

$$t_{max} = \frac{62400\ lb}{3370\ lb/h}$$

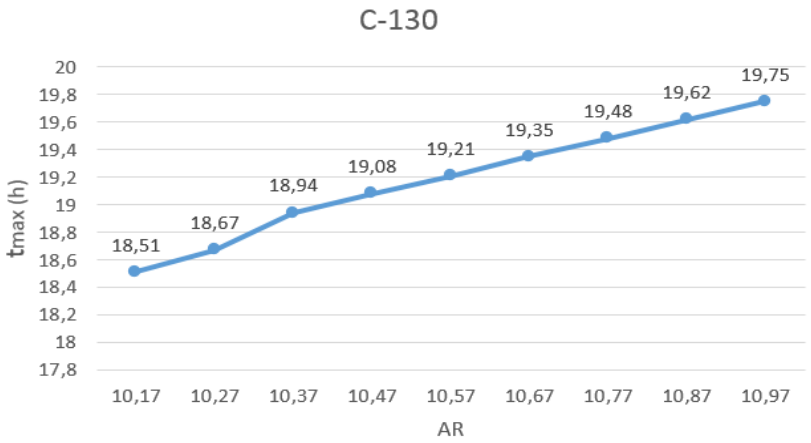
$$t_{max} = 18{,}51\ h$$

C-130 un havada kalış süresini bulmuş oluruyoruz ve çıkan sonucun Tablo. 1' deki gerçek değerleri ile örtüştüğünü görüyoruz. AR'nin 0.10 birim değerinde ki artışların Maksimum Endurance (t_{max}) değeri üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 14' de gösterilmiştir.

Tablo 14. C-130 Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (t_{max}) Süreleri

AR: 10.17	$t_{max} = 18{,}67\ h$
AR: 10.27	$t_{max} = 18{,}80\ h$
AR: 10.37	$t_{max} = 18{,}94\ h$
AR: 10.47	$t_{max} = 19{,}08\ h$
AR: 10.57	$t_{max} = 19{,}21\ h$
AR: 10.67	$t_{max} = 19{,}35\ h$
AR: 10.77	$t_{max} = 19{,}48\ h$
AR: 10.87	$t_{max} = 19{,}62\ h$
AR: 10.97	$t_{max} = 19{,}75\ h$

C-130 uçağına ait Maximum Endurance (t_{max}) grafiği aşağıda verilmiştir.



Şekil 30. C-130 Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (t_{max}) Değişim Grafiği

Şimdi ise sırasıyla A400M ve CASA CN-235 uçaklarının 20.000 feet deki havada kalış sürelerini inceleyelim. A400M için Tablo. 2' deki değerleri (3.13) de yerine yazarsak ;

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{0.04x0.56x257000}{0.95}\left[\frac{(257000/2384)}{0.533}\right]^{1/2}\left\{\frac{0.010}{[0.8x(8.11)]^3}\right\}^{1/4}$$

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = 6702 \text{ lb/h}$$

Havada kalış süresi için ise bulduğumuz 6702 lb/h değerini (3.16) da yerine yazarak;

$$t_{max} = \frac{103000\ lb}{6702\ lb/h}$$

$$t_{max} = 15{,}36\ h$$

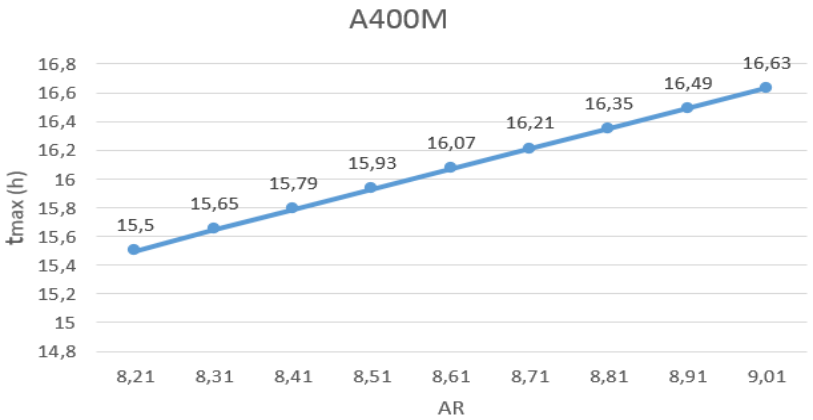
A400M in havada kalış süresini bulmuş oluruyoruz ve çıkan sonucun Tablo. 2' deki gerçek değerleri ile örtüştüğünü görüyoruz.

AR'nin 0.10 birim değerinde ki artışların Maksimum Endurance (t_{max}) değeri üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 15' de gösterilmiştir.

Tablo 15. A400M Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (t_{max}) Süreleri

AR: 8,21	$t_{max} = 15{,}50\ h$
AR: 8,31	$t_{max} = 15{,}65\ h$
AR: 8,41	$t_{max} = 15{,}79\ h$
AR: 8,51	$t_{max} = 15{,}93\ h$
AR: 8,61	$t_{max} = 16{,}07\ h$
AR: 8,71	$t_{max} = 16{,}21\ h$
AR: 8,81	$t_{max} = 16{,}35\ h$
AR: 8,91	$t_{max} = 16{,}49\ h$
AR: 9,01	$t_{max} = 16{,}63\ h$

A400M uçağına ait Maximum Endurance (t_{max}) grafiği aşağıda verilmiştir.



Şekil 31. A400M Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (t_{max}) Değişim Grafiği

Şimdi ise CASA CN-235 uçağına ait Tablo. 3' deki teknik verileri (3.16) da yerine yazarak 20.000 feet teki havada kalış süresini bulmaya çalışalım ve AR değerinin bu süreye etkisini inceleyelim.

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{0.04x0.53x30883}{0.80}\left[\frac{(30883/636.1)}{0.533}\right]^{1/2}\left\{\frac{0.020}{[0.8x(11.27)]^3}\right\}^{1/4}$$

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = 564\ lb/h$$

Havada kalış süresi için ise bulduğumuz 564 lb/h değerini (3.16) da yerine yazarak;

$$t_{max} = \frac{9278\ lb}{564\ lb/h}$$

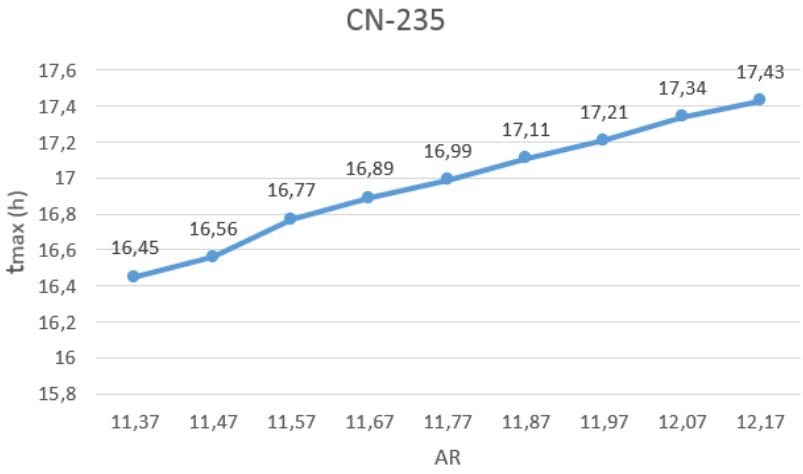
$$t_{max} = 16{,}45\ h$$

CASA CN-235 in havada kalış süresini bulmuş oluyoruz ve çıkan sonucun TABLO. 3 deki gerçek değerler ile örtüştüğünü görüyoruz.

AR de yapılacak 0.10 birim değerinde ki artışların Maksimum Endurance (t_{max}) değeri üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 16' da gösterilmiştir.

Tablo 16. CASA CN-235 Uçağına Ait Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (t_{max}) Süreleri

AR: 11,37	$t_{max} = 16{,}45\ h$
AR: 11,47	$t_{max} = 16{,}56\ h$
AR: 11,57	$t_{max} = 16{,}77\ h$
AR: 11,67	$t_{max} = 16{,}89\ h$
AR: 11,77	$t_{max} = 16{,}99\ h$
AR: 11,87	$t_{max} = 17{,}11\ h$
AR: 11,97	$t_{max} = 17{,}21\ h$
AR: 12,07	$t_{max} = 17{,}34\ h$
AR: 12,17	$t_{max} = 17{,}43\ h$



Şekil 32. CASA CN-235 Aspect Ratio (AR) Ve Maksimum Endurance (t_{max}) Değişim Grafiği

3.2. AR (Aspect Ratio) Spesifik Yakıt Tüketimi (Specific Fuel Consumption) ilişkisi

Bilindiği üzere sürükleme kuvvetinde ki artış hava araçlarında istenmeyen bir durumdur. Yakıt tüketimi ve menzile olan olumsuz etkileri ise net olarak bilinmektedir. Spesifik yakıt tüketimi ki artışın olumsuz etkilerini bazı aerodinamik değişiklikler ile azaltmak ya da istenilen seviyeye indirgemek mümkün olabilir mi? Bu olumsuz durumu AR (Aspect Ratio) değerinde ki değişimler ile en aza indirgemek olası mıdır?

Diğer uçak motoru türlerinde olduğu gibi turboprop motorlarda da mevcut yakıt miktarı sabit kalmak şartı ile spesifik yakıt tüketiminin arttırılmasının uçakların maksimum menzil ve maksimum havada kalış değerleri üzerinde olumsuz etki yarattığı aşikardır. Bu durum tüm turboprop motorlarda benzer etki göstereceğinden sadece C-130 uçağına ait veriler üzerinden hesaplama yapmamız yeterli olacaktır. Şimdi bu artışın rakamsal etkisini ilgili formüllerden yola çıkarak incelemeye çalışalım. Best range formülünün bizi ilgilendiren kısmı ile başlayalım;

Daha önce Tablo 4' de gösterilen C-130 uçağına ait bazı teknik verilerden yola çıkarak 0,01 lb/h birimlik yakıt tüketimi artışının C-130 uçağının maksimum menzili üzerinde ki etkisine göz atalım. İlgili değerleri (3.6) da yerine yazarsak;

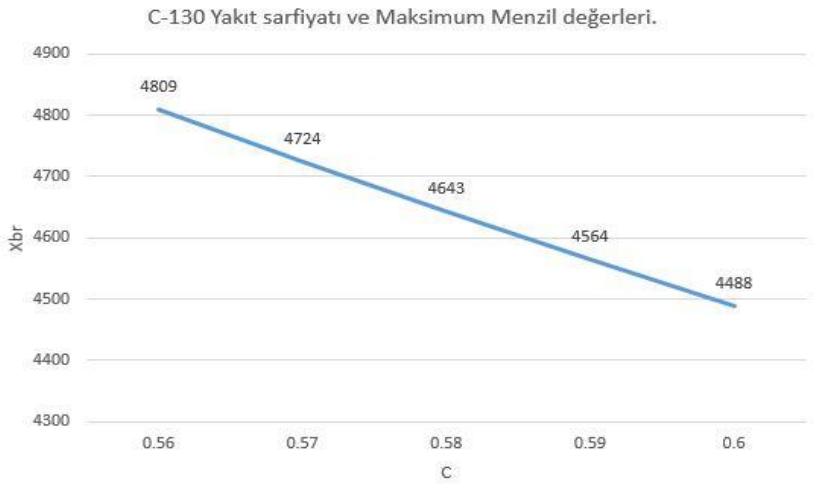
$$X_{br} = \frac{330(0{,}83)(62400/138145)}{0{,}55}\left[\frac{0{,}8(10{,}07)}{0{,}017}\right]^{1/2}$$

$$X_{br} = 4897\ mile$$

Güncel veriler üzerinden $\hat{C}$ (Spesifik Yakıt Tüketimi) değerindeki 0,01 lik artışların X_{br} (Maksimum Menzil) üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 17' de gösterilmiştir.

Tablo 17. C-130 Yakıt Tüketimi Ve Maksimum Menzil Değerleri

$\hat{C}$ = 0,56 lb/h	$X_{br} = 4809\ mile$
$\hat{C}$ = 0,57 lb/h	$X_{br} = 4724 mile$
$\hat{C}$ = 0,58 lb/h	$X_{br} = 4643 mile$
$\hat{C}$ = 0,59 lb/h	$X_{br} = 4564\ mile$
$\hat{C}$ = 0,60 lb/h	$X_{br} = 4488\ mile$



Şekil 33. C-130 Yakıt Tüketimi ve Maksimum Menzil Değişim Grafiği

Tablo 17' den de anlaşılacağı üzere $\hat{C}$ değerindeki toplam 0,04 lb/h birimlik artışın X_{br} değerine etkisi yaklaşık olarak 320 mil'dir. Görüldüğü üzere yakıt tüketimindeki artış maksimum menzili olumsuz etkilemiştir.

Hatırlayacağımız üzere AR değerinde ki minimal artışın maksimum menzil üzerinde olumlu etkisi olduğunu incelemiştik.

Her iki durumda da ağırlık artışı ve indüklenmiş sürükleme katsayı gibi değişimler ihmal edilirse yakıt tüketimi artışının olumsuz etkileri AR değeri ile minimize edilebilir.

Daha önceki hesaplamalardan ve Tablo 5 te de gösterildiği üzere AR değerinde ki 0,10 birimlik artış C-130 uçağının Maksimum Menzil değerinde 24 mil artış sağlamaktadır. Yakıt tüketimindeki 0,01 lik artış ise C-130 uçağının menzilinin 80 mil kadar azalmasına neden olmaktadır.

Bu durumda yakıt tüketiminde ki artışın etkisini minimuma indirgemek için çözüm olarak minimal derecede AR artışı yapılabilir. 0,01 yakıt tüketiminde ki artışa, karşılık AR değeri 0,35 birim arttırılıp aerodinamik performans verimliliği sağlanabilir ve böylelikle maliyet artışı minimuma indirgenmiş olur.

Şimdide C-130 un Tablo. 1 deki verilerinden yola çıkarak spesifik yakıt tüketimi artışının havada kalış süresine olumsuz etkisini inceleyelim.

0.1 lb/h luk artışın etkisini görmek adına Tablo. 1' deki değerleri (3.13) ve (3.16) da yerine yazalım ve etkisini inceleyelim.

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = \frac{0.04x0.55x138145}{0.83}\left[\frac{(138145/1745)}{0.533}\right]^{1/2}\left\{\frac{0.017}{[0.8x(10.07)]^3}\right\}^{1/4}$$

$$\left(d\frac{W_f}{dt}\right)_{min} = 3370 \text{ lb/h}$$

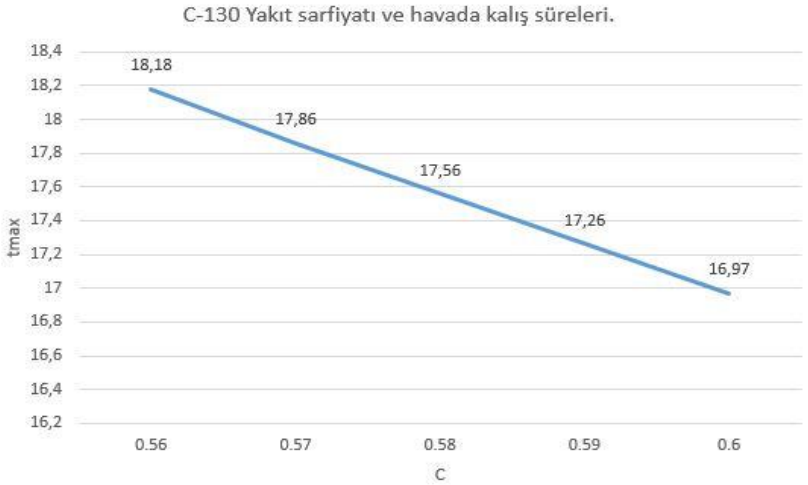
$$t_{max} = \frac{62400\ lb}{3370\ lb/h}$$

$$t_{max} = 18{,}51\ h$$

Güncel veriler üzerinden $\hat{C}$ (Spesifik Yakıt Tüketimi) değerindeki 0,01 lik artışların t_{max} (Maksimum Havada Kalış) üzerinde ki etkisi aşağıda Tablo 18' de gösterilmiştir.

Tablo 18. C-130 Yakıt Tüketimi Ve Havada Kalış Süreleri

$\hat{C}$ = 0,56 lb/h	$t_{max} = 18{,}18\ h$
$\hat{C}$ = 0,57 lb/h	$t_{max} = 17{,}86\ h$
$\hat{C}$ = 0,58 lb/h	$t_{max} = 17{,}56\ h$
$\hat{C}$ = 0,59 lb/h	$t_{max} = 17{,}26\ h$
$\hat{C}$ = 0,60 lb/h	$t_{max} = 16{,}97\ h$



Şekil 34. C-130 Yakıt Tüketimi Ve Havada Kalış Süreleri Değişim Grafiği

Tablo 18’ den de anlaşılacağı üzere C-130 uçağında ki 0,01 lb/h birimlik yakıt tüketim artışı, havada kalma süresini yaklaşık olarak 30 dk azaltmaktadır. Dolayısıyla yakıt tüketim artışı maksimum menzili olumsuz etkilediği gibi havada kalış süresini de olumsuz etkiler. Bu durumun önüne geçmek adına maksimum menzil de olduğu gibi havada kalış süresini arttırmak için AR değeri arttırılabilir.

Tablo 14’ de gösterildiği üzere C-130 uçağına ait AR değerinde ki 0,10 birimlik artış havada kalma süresini 13 dk arttırmaktadır. Bu durumda ise her 0,01 lb/h birim yakıt artışındaki olumsuz etkinin önüne geçmek adına AR değerinde 0,25 birimlik artış yapılabilir.

4. BÖLÜM
SONUÇ VE ÖNERİLER

4.1. Sonuç ve Öneriler

Son zamanlarda havacılık alanında yapılan inovasyon çalışmalarında, verimlilik, sağlamlık, görsellik gibi özelliklerin yanı sıra ürünün ekonomik oluşu da müşteri isterleri arasında üst sıralarda yerini almıştır. Bundan dolayıdır ki artan maliyetleri düşürmek henüz tasarım aşamasında iken çeşitli çözümler bulmak çok daha fazla önem kazanmıştır.

Petrol fiyatları artışından dolayı artan yakıt maliyeti sorununa çözüm olabilecek önerilerden yola çıkarak üzerinde çalıştığım ve tezime konu edindiğim askeri amaçla kullanılan turboprop uçakların (C-130, A400M ve CASA CN-235) yakıt maliyetlerini düşürmek adına yapılabilecek aerodinamik iyileştirmeler üzerinde durmaya çalıştım. Hali hazırda kullanılan uçaklarda aerodinamik anlamda yapılabilecek geliştirmeler kısıtılı olduğundan makul değişiklikler ile olası modernizasyon programlarına ve aynı amaçla kullanılmak üzere yeni üretilecek hava araçları tasarımlarına ışık tutacak olumlu sonuçlar aldım. Bu uçakların; ‘’En İyi Menzil’’, ‘’En İyi Menzil Sürati’’ ve ‘’Havada Kalış Süresi’’ gibi yakıt verimliliğinin direk etkilediği performans verilerini iyileştirmek için uçakların kanat yapılarını aerodinamik olarak inceledik. Kanat aerodinamiğine direkt etkisi olması bakımından ‘’Kanat Açıklık Oranı’’(Aspect Ratio) değerlerinde düzenlemeler gerçekleştirdim. Bu oranda ki değişimin uçak performansına ve yakıt ekonomisine önemli etkileri vardır. Yüksek açıklık oranına sahip kanatlar aynı yüzey alanına sahip kanatlarda eşit şartlarda daha fazla kaldırma kuvveti sağlarlar. Bununla birlikte kanat açıklık oranında yaptığımız değişikliklerin uçaklarda sürükleme kuvveti, indüklenmiş sürükleme katsayısı, oswald sabiti ve ağırlık oranı gibi değerleri de etkileceği aşikardır. Ancak bu gibi değerlerde ki artış ve azalışlar hesaplamalarda ihmal edilmiştir.

Analiz ve hesaplamalar sonucunda AR değerindeki artışın uçak menziline ve havada kalış süresine pozitif yönde, en iyi menzil süratine ise negatif yönde etkisi olmuştur. Tezimize konu olan hava araçlarında ki yakıt miktarı sabit kalmak koşulu ile AR değerinde ki minimal artışlar ile olumlu sonuçlar alınmıştır ve bu sonuçlar ile yakıt ekonomisine olumlu sonuçları kanıtlanmıştır.

KAYNAKÇA

1. **https://www.utikad.org.tr/Detay/Sektor-Haberleri/28830/her-gun-100-bin-ucak-kargo-icin-havalaniyor.** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
2. Anadolu ajansı (aa), askeri ve sivil kargo, nakliye **https://www.aa.com.tr/tr/pg/foto-galeri/turkiyeden-abdye-tibbi-yardim-tasiyan-askeri-nakliye-ucagi-havalandi,** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
3. Hale, F. J., 1984. Aircraft Performance, selection and design. John Wiley & Sons, Inc. Corporation., United States of America, 290 pp.
4. Hayri, Acar. Uçuş Mekaniği. 328 pp.
5. **https://docplayer.biz.tr/277867-Aerodinamik-kuvvetler.html** (Erişim Tarihi: Aarlık 2022)
6. Zafer M., M. Adil Y. 2005. 8. Casa Cn 235 Uçağının Dış Aerodinamik Yüklerinin Hesaplanması. **Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi,** 9–17.
7. M. S. Genç, G. Özışık ve N. Kahraman, 2008. "Düz Flaplı NACA0012 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının İncelenmesi", **Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi, 28,** sayı. 1),
8. Aerodynamic performance analysis of a non-planar C-wing using CFD C. Suresh, K. Ramesh, V. Paramaguru, Published 2015. Engineering, Aerospace Science and Technology
9. Göv, İ., Doğru, M. H. , Korkmaz, Ü. 2019. "Uçuş esnasında değiştirilebilir kanat profili kullanarak NACA 4412'nin aerodinamik performansının artırılması". **Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi 34** 1109-1126.
10. Şahin, H., Oktay, T., 2019. "Başkalaşan Kanat Ucu Tasarımı ve Avantajları". **Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi** 606-610.
11. Kumser, Z., Kara, Ü., Kildi Ş, P., Uzol, N.S., Temmuz 2021. "Farklı Kanat/Gövde Konfigürasyonlarının Panel Metodu ile Parametrik Aerodinamik İncelenmesi ve Tasarım Çalışması" pp.5
12. Türk Hava Kuvvetleri envanteri **https://tr.wikipedia.org/wiki/Türk_Hava_Kuvvetleri_envanteri** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
13. Lockheed C-130 Hercules, **https://tr.wikipedia.org/wiki/Lockheed_C-130_Hercules** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
14. Erciyes C-130 Modernizasyon Projesi, **https://www.tusas.com/urunler-**

/ucak/modernizasyon/erciyes-c-130 (Erişim Tarihi: Aralık 2022)

15. Lockheed launches civilian version of C-130J **https://www.flightglobal.-com/lockheed-launches-civilian-version-of-c-130j/112319.article.** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
16. **https://tr.wikipedia.org/wiki/Airbus_A400M_Atlas** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
17. **https://www.asfat.com.tr/haber/sirketimiz-ile-airbus-arasinda-imzalanan-a400m-retrofit-projesi** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
18. **https://en.wikipedia.org/wiki/CASA/IPTN_CN-235** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
19. **https://tr.wikipedia.org/wiki/CASA_CN_235** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
20. **https://ucaklar.org/ucak-motorlari/** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
21. **https://www.ucakkazalari.com/ucaklarda-turboprop-motor-nedir-ozellikleri-nelerdir/** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
22. **https://www.ceyrekmuhendis.com/ucaklar-nasil-ucar/** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
23. **https://slonder.tripod.com/kanat/kanat.htm** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
24. **tr.m.wikipedia.org/wiki/Dosya:Kanat_profili_-_aerofoil.png** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
25. Ünal, N., Oktay, T., 2021. Advanced Aircraft Performance Analysis via Haktas Software. Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, (Yayınlanmamış Yüksek Lisans Tezi).
26. **https://www.havayolu101.com/2016/07/01/ucaklar-icin-kac-tip-irtifa-vardir/** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
27. **https://www.tdefenceagency.com/surukleme-kuvveti-drag-force** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)
28. **Tr.m.wikipedia.org/wiki/Dosya:sürükleme_-_hava_sürati.png** (Erişim Tarihi: Aralık 2022)

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Barlas ÖZGÜR

Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Mühendisliği	2022
Lisans	Erciyes Üniversitesi, SHYO Uçak Gövde Motor Bölümü	2009

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2018-Halen	TUSAŞ - Türk Havacılık ve Uzay Sanayi	ERCİYES C-130 Modernizasyon Projesi

YABANCI DİL

İngilizce