

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SESALTI JET MOTORLU UÇAKLARIN UÇUŞ PERFORMANS ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Gay KADYROV

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Tez Danışmanı: Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN

HAZİRAN 2011

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SESALTI JET MOTORLU UÇAKLARIN UÇUŞ PERFORMANS ANALİZİ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Gay KADYROV
(511081122)**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 06 Mayıs 2011

Tezin Savunulduğu Tarih : 08 Haziran 2011

**Tez Danışmanı : Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR (İTÜ)
Doç. Dr. Abdurrahman HACIOĞLU
(HHO)**

HAZİRAN 2011

Merdan Atayew'in anısına

ÖNSÖZ

Yüksek lisans eğitim sürecinde bana danışmanlık yapan ve tez çalışması aşamasında yardımını esirgemeyen Sayın Hocam Prof. Dr. M. Adil Yükselen'e teşekkür ederim. Yüksek lisans eğitimime imkan sağlayan Türkmenistan ve Türkiye Milli Eğitim Bakanlıklarına; Ahmet Astanow'a, Muhammet Çariýew'e, Hemra Haýyrow'a, Ýagşymyrat Ýagşyýew'e, Aziz Tagaýew'e; hayatım boyunca hep yanımda olan anneme, babama ve kardeşlerime teşekkürlerimi sunarım.

Haziran 2011

Gay KADYROV

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
2. ATMOSFER MODELİ ve EKSEN TAKIMLARI	7
2.1 Giriş	7
2.2 Atmosfer Yapısı	7
2.3 Atmosferin Matematik Modellemesi	8
2.4 İzafi Yoğunluk.....	9
2.5 Ses Hızı	10
2.6 Eksen Takımları	10
3. AERODİNAMİK MODEL	13
3.1 Giriş	13
3.2 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler	13
3.3 Sürüklenme Poleri	15
3.4 Fines (Taşımanın Sürüklemeye Oranı)	16
3.5 Kritik Mach Sayısı	17
3.6 Aşırı Taşıma Düzenekleri.....	17
4. İTKİ MODELİ	19
4.1 Giriş	19
4.2 Turbojet Motorları.....	19
5. DÜŞEY DÜZLEMDE SEYİR UÇUŞU	21
5.1 Giriş	21
5.2 Hareketi Yöneten Denklemler.....	21
5.3 Düz Uçuş	24
5.4 Tavan Koşulları	29
5.5 Düz Uçuş Hızının Optimal Koşulları	31
5.6 Seyir Menzili	32
5.6.1 Sabit irtifada sabit taşıma katsayısı ile uçuş.....	34
5.6.2 Sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş.....	35
5.6.3 Sabit irtifada sabit hava hızı ile uçuş	36
5.7 En İyi (Maksimum) Menzil.....	37
5.8 Seyir Tırmanması ve Kademeli İrtifa ile Uçuş.....	40
5.9 Havada Kalma Süresi ve Dolaşma	42
5.10 Özgül Menzil ve Özgül Havada Kalma Süresi	42

5.10.1 Özgöl Menzil.....	42
5.10.2 Özgöl Havada Kalma Süresi	44
6. TIRMANMA VE ALÇALMA	45
6.1 Giriş.....	45
6.2 Tırmanma Öncesi Emniyetli Yüksekliğe Erişme Aşaması	45
6.3 Tırmanma Hareketi Denklemleri	47
6.4 Tırmanma Hareketinin Sanki - Daimi Yaklaşımla İncelenmesi	49
6.4.1 En dik tırmanma.....	50
6.4.2 En çabuk tırmanma	52
6.4.3 En ekonomik tırmanma	54
6.5 Alçalma ve Süzülme.....	55
6.5.1 Minimum süzülme hızı ile süzülme (maksimum havada kalma)	56
6.5.2 Minimum süzülme açısı ile süzülme (maksimum menzil)	58
6.6 Tırmanma ve Alçalma Sırasında Yakıt Tüketimi	59
6.7 Alçalma Sırasında Havaalanına Yaklaşma.....	60
7. KALKIŞ VE İNİŞ	61
7.1 Giriş.....	61
7.2 Geleneksel Kalkış.....	61
7.2.1 Yer rulesi.....	61
7.2.2 Ön tekerleklerin yerden kesilme aşaması.....	69
7.2.3 Uçağın burun yukarı dönme (rotasyon) aşaması.....	69
7.2.4 Başlangıç tırmanma.....	72
7.2.5 Pist uzunluğu.....	73
7.3 Son Yaklaşma ve İniş	73
7.3.1 Son yaklaşma	74
7.3.2 Rotasyon.....	75
7.3.3 Yer rulesi.....	77
7.3.4 Pist uzunluğu.....	81
7.4 Motor Arızası Durumu	82
8. YATAY DÜZLEMDE DÖNÜŞ MANEVRASI.....	83
8.1 Giriş.....	83
8.2 Dönüş Hareketi Denklemleri.....	83
8.3 Maksimum Yük Katsayısı ve Maksimum Yatış Açısı	88
8.4 Maksimum Dönme Açısal Hızı ile Dönme	90
8.5 Minimum Yarıçapta Dönme.....	91
9. BİLGİSAYAR YAZILIMI.....	93
9.1 Program Yapısı.....	93
9.2 Örnek Uygulama	100
9.3 Değerlendirme	102
10. SONUÇ.....	105
KAYNAKLAR	107

KISALTMALAR

AAA	: Advanced Aircraft Analysis
APP	: Aircraft Performance Program
BADA	: Base of Aircraft Data
EEC	: Eurocontrol Experimental Centre
CEASIOM	: The Computerised Enviroment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods
ICAO	: International Civil Aviation Organisation
ISA	: International Standart Atmosphere

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 : ISA modelinin deniz seviyesindeki değerleri.....	7
Çizelge 2.2 : Atmosferin matematik modellemesi.	8
Çizelge 4.1 : İtki oranın üs değerleri	20
Çizelge 7.1 : OEI durumunda itki oranları ve min. tırmanma grad.	82

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Tipik görev profili	4
Şekil 2.1 : Eksen takımları.....	11
Şekil 5.1 : Düşey düzlemde daimi halde kuvvetler	22
Şekil 5.2 : Verilen bir irtifada ve ağırlık için düz uçuş denge koşulları	28
Şekil 6.1 : Uçuş rotası.....	47
Şekil 6.2 : Tırmanma	48
Şekil 6.3 : Havaalanına yaklaşma.....	60
Şekil 7.1 : Geleneksel kalkış evreleri.	62
Şekil 7.2 : Rotasyon.....	70
Şekil 7.3 : Başlangıç tırmanma.....	72
Şekil 7.4 : İniş.....	74
Şekil 7.5 : Son yaklaşma.....	74
Şekil 7.6 : Rotasyon.....	76
Şekil 8.1 : Düşey ve yatay düzlem içerisinde dönüş manevrası	84
Şekil 9.1 : Program ana penceresi	93
Şekil 9.2 : Kalkış performansının analitik ve sayısal analizi penceresi.....	94
Şekil 9.3 : Kalkış performansının grafiksel analizi penceresi	95
Şekil 9.4 : Tırmanma penceresi	96
Şekil 9.5 : Seyir uçuşu penceresi	96
Şekil 9.6 : Özgül menzil penceresi	97
Şekil 9.7 : Dönüş manevrası penceresi	97
Şekil 9.8 : Süzülme penceresi.....	98
Şekil 9.9 : İniş performansının analitik ve sayısal analizi penceresi	99
Şekil 9.10 : İniş performansının grafiksel analizi penceresi.....	99

SEMBOL LİSTESİ

AR	: Kanat açıklık oranı
C_L	: Taşıma katsayısı
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_{D0}	: Sıfır taşıma sürüklenme katsayısı
D	: Sürüklenme kuvveti
E	: Taşımanın sürüklemeye oranı (fines)
e	: Oswald sabiti
f	: Özgül yakıt sarfıyatı
g	: Yer çekim ivmesi
h	: İrtifa
k	: İndüklenmiş sürüklenme çarpanı
L	: Taşıma kuvveti
M	: Mach sayısı
MR	: Kütle oranı
n	: Yük katsayısı
q	: Dinamik basınç
R	: Menzil
Re	: Reynolds sayısı
r	: Dönme yarıçapı
S	: Kanat alanı
SR	: Özgül menzil
T	: İtme kuvveti
t	: Profil kalınlığı
U	: Hız
W	: Uçak ağırlığı
α	: Hücüm açısı
λ	: Sapma açısı
γ	: Uçuş yörünge açısı
ζ	: Ağırlık kesri
ϕ	: Yatış açısı
ϕ_T	: Motor yerleşme açısı
μ	: Sürtünme katsayısı
Π	: Gaz kolu ayarı
ρ	: Yoğunluk
σ	: İzafi yoğunluk

Alt İndisler

$[\cdot]_0$	: Deniz seviyesinde
$[\cdot]_a$	: Son yaklaşma
$[\cdot]_{br}$	: En iyi (maksimum) menzil
$[\cdot]_{FC}$	: En çabuk tırmanma
$[\cdot]_{FT}$	: Maksimum dönme açısal hızı ile dönme
$[\cdot]_f$	: Yakıt
$[\cdot]_{h, C_L}$	: Sabit irtifada sabit taşıma katsayısı ile uçuş
$[\cdot]_{h, U}$	: Sabit irtifada sabit hava hızı ile uçuş
$[\cdot]_{ic}$	: Başlangıç tırmanma
$[\cdot]_{la}$	: Son yaklaşma
$[\cdot]_{lo}$	: Tekerleklerin yerden kesilmesi
$[\cdot]_{max}$	: Maksimum
$[\cdot]_{md}$	: Minimum sürüklenme
$[\cdot]_{min}$	: Minimum
$[\cdot]_{mp}$	: Minimum güç
$[\cdot]_{min\ sink}$	: Minimum süzülme hızı ile süzülme
$[\cdot]_{min\ \gamma}$	: Minimum süzülme açısı ile süzülme
$[\cdot]_r$	: Rotasyon
$[\cdot]_{stall}$	: Tutunma kaybı
$[\cdot]_{TT}$	: Minimum yarıçapta dönme
$[\cdot]_{U, C_L}$	: Sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş

SESALTI JET MOTORLU UÇAKLARIN UÇUŞ PERFORMANS ANALİZİ

ÖZET

Havacılık sektörünün gelişimi 21. yüzyıl başlarında çok önemli bir noktaya erişmiştir. 2000 yılında Metropolitan şehirlerde havacılık sektörünü 100 milyon civarında yolcu kullanmıştır. Aynı yıl içerisinde dünya çapında 35.14 milyon uçuş gerçekleştirilmiştir. Havacılığa olan talep 1960 senesinden sonra her yıl %9 artmıştır. Günümüzde havacılıktaki her milyon yolcu, 3000 kişiye iş olanağı sağlamaktadır.

Havacılıktaki bu gelişmelerin yanında günümüzde artan petrol fiyatları havacılık sektöründe hassas performans analizlerinin önemini arttırmıştır.

Uçağın performansı içinde uçtuğu atmosfer koşullarına, uçağın komple aerodinamik özelliğine, itki sisteminin performansına, uçağın boyutuna ve uçuş işletimine bağlıdır. Uçağın performansını etkileyen parametrelerin fazlalığı nedeniyle hesaplamaların tekrarlanması gerekir. Bu nedenle analizlerin kısa zamanda sonuçlanması için yazılımlar geliştirilmesi kaçınılmaz olmaktadır.

Geçmişten bugüne kadar dünyanın farklı ülkelerindeki şirketler, uçak performans analizini yapan yazılımlar geliştirmiştir. Bunlardan birkaçı PIANO, ESDU (The Engineering Science Data Unit), Seagull Technology Inc tarafından geliştirilen STAFPLAN, Roskam'ın kitaplarını kullanarak hazırlanan AAA (Advanced Aircraft Analysis), ALP Aerospace tarafından oluşturulan APP (Aircraft Performance Program), United Airforce tarafından yapılan DATCOM, Eurocontrol Experimental Center tarafından geliştirilen BADA (Base of Aircraft Data) ve en son hazırlanan CEASIOM (The Computerised Environment of Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Method) dur.

Bu çalışmada, *Visual Basic* programlama dili kullanılarak sesaltı jet motorlu uçakların performans analizini yapan bir yazılım geliştirilmiştir. Yazılımın daha kolay kullanılabilmesi bakımından, kullanıcı tarafından sağlanan veri girişleri ve program çıktıları için bir arayüz tasarlanmıştır. Hazırlanan bu yazılım uçuşun değişik aşamaları için analitik ve sayısal yöntemleri kullanarak temel performans hesaplamaları yapabilmektedir. Temel uçuş aşamaları kalkış-iniş, tırmanma-alçalma, seyir uçuşu ve dönüş aşamasıdır. Burada kullanılan analitik ve sayısal yöntemlerdeki denklemler uçağın maddesel kütle olduğu, uçağın simetrik olduğu ve ağırlık merkezinin değişmediği kabulleri yapılarak türetilmiştir. Bu yazılımda bazı uçuş halleri için önerilen analitik ve nümerik yöntemlerin sonuçlarının karşılaştırmasını görmek mümkündür. Yazılım ayrıca performans hesaplamalarına ait sonuçları hazır grafikler haline getirebilmektedir. Atmosfer, standart atmosfer modeli kullanarak modellenmiştir. Performans analizi yapılması istenilen uçağa ait itki ve özgül yakıt sarfiyatı verilerini bir veri dosyasından tablo halinde okuyabilmektedir. Programın test edilmesi için sesaltı bir jet motorlu uçağa ait aerodinamik, motor ve geometri bilgileri kullanılmıştır.

PERFORMANCE ANALYSIS OF SUBSONIC JET AIRCRAFTS

SUMMARY

The development of aviation sector reached to crucial point at the beginning of the 21. Century. In year 2000 about 100 millions of residents of metropolitans used this sector. In the same year 35,14 millions of flights were done all around the world. The demand for aviation after 1960 increased annually for 9%. Nowadays in aviation each million of passengers provide job opportunities for 3000 people.

Besides these improvements contemporary rises in price of oil increased the importance of precise performance analysis in aviation.

The performance of an aircraft is directly related with atmospheric conditions, aerodynamic characteristics of aircraft, propulsion system performance, dimensions of aircraft, and flight operation conditions. Calculations should be revised due to the increased amount of parameters affecting flight performance. Thus developing softwares or programmes, which make desired analysis in a short time, is inevitable.

From past up to now many companies all around the world have developed various softwares analysing aircraft performance. Some of them are PIANO, ESDU (The Engineering Science Data Unit), STAFPLAN (Seagull Technology Inc), AAA (Advanced Aircraft Analysis - mainly based on the books of Roskam), APP (Aircraft Performance Program - ALP Aerospace), DATCOM (developed by United States Airforce), BADA (Base of Aircraft Data - by Eurocontrol Experimental Center) and CEASIOM (The Computerised Environment of Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Method).

In this thesis a software for analysing performances of subsonic jet aircrafts has been developed by using *Visual Basic* programming language. In order to facilitate the usage of the software an interface providing data input- output possibility has been designed. The software makes the calculations of basic performance of an aircraft at various stages of flight by analytical and numerical methods. The basic flight stages are take off - landing, climb - descend, cruise and turning. The equations used in analytical and numerical methods are derived with the assumptions that an aircraft has a concentrated point mass at the centre of gravity, is symmetric and its center of gravity is fixed. With this software it is possible to compare the results of analytical and numerical methods for some flight conditions. Moreover, the results of performance calculations can be displayed by graphs. The atmosphere is modelled using the standard atmosphere model. The thrust and specific fuel consumption data of the aircraft to be analyzed are introduced from the related data files. A test application is realized by using given aerodynamic, engine and geometry data of a subsonic jet aircraft.

1. GİRİŞ

Havacılık sektörünün gelişimi 21. yüzyıl başlarında çok önemli bir noktaya erişmiştir. 2000 yılında Metropolitan şehirlerde havacılık sektörünü 100 milyon civarında yolcu kullanmıştır. Aynı yıl içerisinde dünya çapında 35.14 milyon uçuş gerçekleştirilmiştir. Havacılığa olan talep 1960 senesinden sonra her yıl %9 artmıştır. Günümüzde havacılıktaki her milyon yolcu, 3000 kişiye iş olanağı sağlamaktadır.

Havacılıktaki bu gelişmelerin yanında günümüzde artan petrol fiyatları havacılık sektöründe hassas performans analizlerinin önemini arttırmıştır.

Uçak performans analizi ve optimizasyonu aşağıda belirtilen alanlarda gerekmektedir:

- Yeni uçak tasarımında
- Uçak tasarımı doğrulaması analizinde
- Var olan bir uçağın verimliliğinin analizinde
- Yeni uçak seçiminde
- Uçuş zarfının modifikasyonunda, yenilenmesinde ve genişletilmesinde
- Uçak kazalarının analizinde
- Uçak sertifikasyonu için gereken verilerin sağlanmasında

Performans analizlerine yönelik mühendislik yöntemleri deneysel ve teorik analizler olarak ikiye ayrılabilir. Deneysel analizlerle her ne kadar doğru sonuçlara ulaşılsa da, bu tür analizler pahalı, riskli ve uzun zaman gerektirir. Teorik analizler ise kısa zamanda ve pek fazla maliyete neden olmadan gerçekleştirilebilir. Teorik analizler analitik, grafiksel ve sayısal yöntemlerden oluşmaktadır. Analitik yöntemler kapalı çözümler içermektedir. Grafiksel yöntemlerde ise performans eğrilerinin kesişim noktalarının bulunmasıyla sonuç elde edilir. Günümüzde bilgisayarların gelişmesi nedeniyle nümerik çözümler performans analizlerinde kullanabilir hale gelmiştir.

Uçağın performansı içinde uçtuğu atmosfer koşullarına, uçağın komple aerodinamik özelliğine, itki sisteminin performansına, uçağın boyutuna ve uçuş işletimine bağlıdır. Uçağın performansını etkileyen parametrelerin fazlalığı nedeniyle hesaplamaların

tekrarlanması gerekir. Bu nedenle analizlerin kısa zamanda sonuçlanması için yazılımlar geliştirilmesi kaçınılmaz olmaktadır.

Doğru uçuş planlaması yapma konusundaki ilk teşebbüslerden birisi 1960 larda, Kuzey Atlantik üzeri uçuşlarda eniyilenmiş bir rota seçiminin önemli bir yakıt tasarrufu sağlayacağını fark edilmesinden sonra Simpson ve arkadaşları tarafından gerçekleştirilmiştir. Analizin yapıldığı 1964 yılı itibariyle Kuzey Atlantik üzerinde yapılan günlük uçuş sayısı sadece 150 civarındadır. Buna karşılık günümüzde bölgedeki günlük uçuş sayısı 1000 in üzerindedir (Filippone, 2006).

1970 lerde NASA daki eniyilenmiş uçuş yörüngelerine ilişkin temel araştırmayı takiben California'da yerleşik Seagull Technology Inc isimli küçük bir şirket tarafından STAFPLAN adlı ticari bir uçuş programı geliştirilmiştir.

Roskam'ın gelişmiş uçak analizi (AAA - Advanced Aircraft Analysis) yazılımı uçak tasarımının güzel bir biçimde ele alınışını temsil eden kendi kitaplarına dayanmaktadır. Program ağırlık boyutlandırmasından aerodinamik öngörüye, kontrol ve kararlılık analizine, genel performansa kadar geniş bir modül dizisi içermekte olup endüstride kavramsal tasarım için geniş biçimde kullanılmıştır.

Gelişmesi ALR Aerospace'de 1980 lere dayanan APP programı (Aircraft Performance Program) yolcu uçakları, hafif uçaklar ve yüksek performanslı sesüstü uçakların performansı üzerine odaklanmış bir programdır. Program bir grafik arayüz vasıtasıyla çalışmakta olup, aerodinamik ve tepkiye ilişkin veri tabanları basit yaklaşımlara dayanmasına rağmen iyi bir esnekliğe sahiptir.

Günümüzdeki en kapsamlı program belki de PIANO dur. Ön tasarım seçenekleri, uçak modelleri için geniş bir veri tabanı ve çok ayrıntılı bir görev performans analizi modülü içermektedir. Yazılım profesyonel düzeyde olup drop - dawn menüleriyle grafiksel bir kullanıcı arayüzüne sahiptir. Aerodinamik ve itki ile ilgili ayrıntıları açık değildir. Program geniş bir aralıkta performans hesaplamaları yapmakta olup imalatçı performanslarına yakın sonuç verdiği gösterilmiştir. Bununla birlikte, imalatçının kritik verileri sokulmadığı taktirde uçağın performansını (işletme el kitabında verilen) tam olarak vermesinin mümkün olmadığı belirtilmektedir.

United States Air Force tarafından geliştirilen DATCOM programı, sesaltı ve sesüstü hızlarda uçakların statik kararlılığı, yüksek - taşıma performansı, aerodinamik türevleri ve trim koşullarıyla ilgili hesapları yapan kapsamlı bir yazılımdır. Ön

tasarım aşamasında yüksek-performanslı uçakların statik ve dinamik karakteristiklerinin hızlı hesabı için geniş şekilde kullanılmıştır. Program jenerik kanat-gövde-kuyruk konfigürasyonlarını, özel olarak eksenel simetrik gövdeleri, çeşitli kanat konfigürasyonlarını ve yüksek-taşıma sistemlerini (flaplar ve slatlar) modellemektedir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiğindeki ilerlemelere rağmen bu yöntemin izlediği yaklaşım, özellikle sesüstü hızlarda füzelere ait birçok uygulama için yeterince doğrudur.

BADA (Base of Aircraft Data), Eurocontrol Experimental Centre (EEC) tarafından geliştirilmiştir. BADA uçak performansını hesaplarken noktasal kütle yaklaşımını ve ağırlık merkezi için toplam enerji yöntemi kullanmaktadır. Bu programın esas yararı uçuş yörüngesi, yörünge planlaması, yerdeki operasyon ve belirlenen hava koşullarındaki uçuş performans değerlerini hesaplaması.

ESDU (The Engineering Sciences Data Unit) bazı yayınlanmış uçak verileri üzerine yapılmış bir mühendislik veritabanıdır. ESDU sabit kanatlı uçaklar için uçuş performansı, pist performansı ve misyon performansı analizlerini yapan programlar ve verilerden oluşmaktadır.

CEASIOM (The Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods) yazılımı iyileştirilmiş stabilite ve kontrol özelliklerini kullanarak kapsamlı uçak tasarımını desteklemek amacıyla geliştirilmiştir. Bu yazılımın diğer yazılımlardan farkı analizin üç-disiplinle aerodinamik, yapı ve uçuş mekaniği konularını integre ederek hesaplamasıdır. Ayrıca CEASIOM uçağın performans, yapı, stabilite ve kontrol parametrelerini kullanarak temel konfigürasyonu detayını sağlamaktadır.

Bu tez çalışmasının amacı uçak performans analizlerini bilgisayar ortamında yapacak bir yazılım hazırlayarak, ileri aşamada tasarım, uçuş planlaması vb gibi alanlarda hazırlanacak başka yazılımlarla entegre edilebilecek bir alt yapı için başlangıç yapmaktır. Bu amaçla *Visual Basic* programlama dili kullanılarak jet motorlu uçakların performans analizini yapan bir yazılım geliştirilmesi hedeflenmiştir.

Tez çalışmasında geliştirilmesi amaçlanan yazılımdaki uçuş aşamalarının tanımlayan bölümler kısaca aşağıda açıklanmıştır.

Tez çalışmasının ikinci bölümünde uçak performans analizinin ilk işlemlerinin biri olan atmosfer ve eksen takımı modellemesi yapılmıştır.

Üçüncü bölümde uçak performans analizinin en önemli konularından birisi olan uçağın aerodinamik modeli üzerinde durulmuştur.

Dördüncü bölümde uçağın ileriye doğru hareket etmesini sağlayan itki modeli ele alınmıştır.

Beşinci bölümde seyir uçuşu aşamasını anlatan denklemler çıkartılmıştır. Farklı uçuş durumları teker teker ele alınmış, çözüm teknikleri izah edilmiştir.

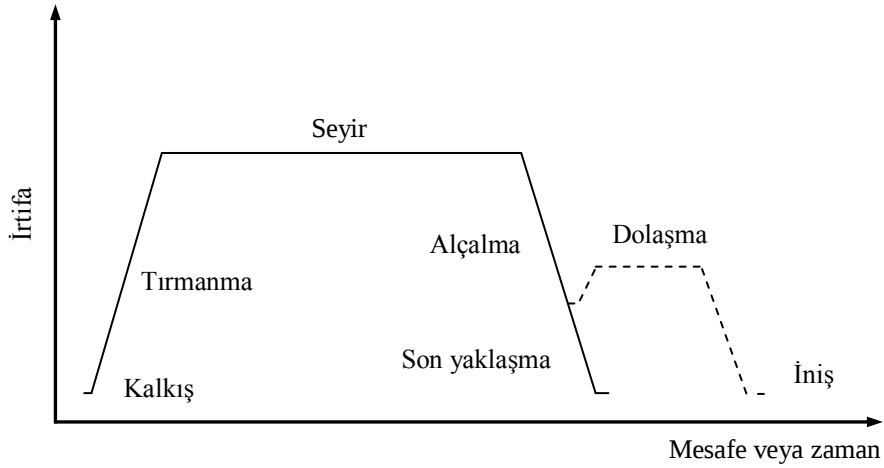
Altıncı bölümde uçağın kalkış aşamasından seyir irtifasına kadar tırmanması veya seyir irtifasından iniş aşamasında kadar alçalması sırasında nasıl bir yol izlediğini tanımlayan denklemler ve çözüm teknikleri incelenmiştir.

Yedinci bölümde kalkış ve iniş aşamaları incelenmiştir. Bu bölümde uçağın kalkış ve iniş sırasındaki manevraları detaylı bir biçimde değinilmiştir.

Sekizinci bölümde ise düşey düzlemde dönüş manevrası tanımlayan denklemleri çıkartılmıştır.

Dokusuncu bölümde uçağın değişik uçuş aşamalarındaki performans analizi yapan yazılım anlatılmıştır.

Onuncu bölümde bu çiz çalışmasında yapılan çalışmanın kısaca özeti yapılmıştır.



Şekil 1.1 : Tipik görev profili

Bir uçağın aprondan ilk hareketinden itibaren varış yerindeki aprona yanaşmaya kadar geçirdiği tipik uçuş / hareket aşamaları kısaca görev profili olarak adlandırılır. Çeşitli tipteki uçaklar için ne tür görev profilleri olabileceği Raymer (2006) tarafından belirtilmiştir.

Bu çalışmada geliştirilen yazılımın test edilmesi için örnek bir uçak seçilerek bu uçağa ait performans analizleri yapılmıştır. Bu rnek uçak için kalkış, tırmanma, seyir uçuşu, alçalma/süzülme, gerekirse dolaşma, son yaklaşma ve iniş aşamalarını içeren tipik seyir profili seçilmiş olup, bu görev profili şekil 1.1’de gösterilmiştir.

Hazırlanan bu yazılımda kullanıcı tarafından, ana pencereden veya veri dosyalarından girilen uçağa ait aerodinamik ve itki sistemi verileri doğrultusunda, kalkış, tırmanma, seyir uçuşu, alçalma/süzülme ve dönüş manevrası hallerine ait performans hesaplaması yapılabilmektedir.

2. ATMOSFER MODELİ ve EKSEN TAKIMLARI

2.1 Giriş

Uçağın performansı içinde uçtuğu atmosferin durumuna bağlıdır. Bu nedenle, farklı uçak tiplerinin performanslarını karşılaştırabilmek için benzeri atmosfer şartlarında elde edilmiş performans değerlerine ihtiyaç vardır. Bu amaca yönelik olarak, özellikleri gerçek atmosfer özelliklerine yakın olan bir Uluslararası Standart Atmosfer (International Standart Atmosphere - ISA) kabulü yapılmıştır. Bu bölümde Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (International Civil Aviation Organisation - ICAO) tarafından kabul edilen standart atmosfer şartları tanıtılacaktır.

Performans çalışmalarında atmosfer modelin yanında başka bir önemli konu da eksen tanımlanmasıdır. Bu bakımdan bölümün devamında bu çalışmada kullanılacak olan eksen takımları tanıtılacaktır.

2.2 Atmosfer Yapısı

ICAO tarafından kabul edilen Standart Atmosfer koşullarına göre deniz seviyesindeki atmosfer özellikleri Çizelge 2.1 de gösterilmiştir (Filippone, 2006):

Çizelge 2.1- ISA modelinin deniz seviyesindeki değerleri

Parametre	Sembol	Deniz seviyesindeki değeri
Sıcaklık	T_0	15.15 °C
Basınç	p_0	$1.01325 \cdot 10^5$ Pa
Yoğunluk	ρ_0	1.225 kg/m^3
Viskozite	μ_0	$1.7894 \cdot 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$
Nem Oranı		%0

ICAO koşullarına göre Standart Atmosfer hareketsiz bir kitle olarak kabul edilir. Atmosfer içerisindeki havanın % 21.017 si oksijen, % 78.050 si azot ve % 0.933 lük kısmı ise hidrojen, helyum, ve su buharı gibi bileşenlerden oluşmaktadır. Hava

içerisindeki gaz oranları irtifa ile değişmektedir. Deniz seviyesinden 80 km irtifaya kadar hava homojen olarak kabul edilmektedir.

Atmosfer deniz seviyesinden itibaren troposfer, stratosfer, iyonosfer ve egzosfer olmak üzere 4 temel katmandan oluşmaktadır.

Troposfer: Deniz seviyesinden yüksekliği ekvatorda 16000 m, kutuplarda ise 8500 m dir. Bu tabakada hava sıcaklığı deniz seviyesinden başlayarak lineer biçimde düşmektedir.

Stratosfer: Troposfer üzerinde 32 km ila 80 km irtifalara kadar yer alır. Alt stratosfer olarak adlandırılan (20 km ye kadar) ara tabakada hava sıcaklığı sabit kalmaktadır. Orta stratosferde irtifanın artmasıyla (32 km kadar) havanın yoğunluğu düşmekte, hava sıcaklığı ise lineer olarak artmaktadır.

İyonosfer: Stratosferden stratopos vasıtasıyla ayrılır. Bu tabaka içerisinde çok sayıda iyonizasyon olayları cereyan etmektedir. Bu tabakada iyonizasyon olayı irtifa ile daha da artmaktadır.

Egzosfer: İyonosfer tabakasının üstünde 450 km ile 900 km irtifalar arasında yer almaktadır. Bu tabakada hava moleküllerinin sayısı iyice azalmaktadır.

2.3 Atmosferin Matematik Modellemesi

Performans çalışmalarının yapılabilmesi için istenilen irtifada atmosfer sıcaklığının, basıncının ve hava yoğunluğunun bilinmesi gerekir. Bu nedenle atmosferin değişik tabakaları için matematik bir model oluşturulur. Buna göre ICAO tarafından yapılan Standart Atmosfer kabulleri çerçevesinde sıcaklık basınç ve yoğunluğun irtifa ile değişimi Çizelge 2.2 deki formüllerle hesaplanabilir (Anderson, 2001).

Çizelge 2.2 Atmosferin matematik modellemesi

	Troposfer (0-11 km)	Stratosfer (11-25 km)
Sıcaklık	$T = T_0 - \lambda h$	$T = T_{11}$
Basınç	$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{h}{T_0/\lambda}\right)^{\frac{g}{\lambda R}}$	$\frac{p}{p_{11}} = e^{-\frac{g}{RT_{11}}(h-11000)}$

Yoğunluk	$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{h}{T_0/\lambda}\right)^{\frac{g}{\lambda R} - 1}$	$\frac{\rho}{\rho_{11}} = e^{-\frac{g}{RT_{11}}(h-11000)}$
----------	--	--

Burada $g = 9.81 \text{ m/s}^2$, $\lambda = 6.5 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ\text{C/m}$ ve $R = 287 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$ dir

2.4 İzafi Yoğunluk

İzafi yoğunluk, belirlenen irtifadaki hava yoğunluğunun deniz seviyesindeki hava yoğunluğuna oranı olarak tanımlanmaktadır:

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (2.1)$$

Performans analizlerinde genel olarak göz önüne alınan irtifadaki havanın yoğunluğu yerine, deniz seviyesindeki hava yoğunluğu ile izafi yoğunluğun çarpılmasıyla elde edilen sonuç kullanılmaktadır.

Performans çalışmalarının izafi yoğunluk için Çizelge 2.2 de belirtilen bağıntılar yerine

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = e^{\frac{-h}{\beta}} \quad (2.2)$$

şeklinde eksponensiyel bir bağıntının kullanılması daha uygun olmaktadır. Burada β bir sabit olup değeri Hale (1984) tarafından troposferde 9296 ve stratosferde 7254 olarak verilmiştir.

Ancak Ojha (1995), Hale (1984) tarafından önerilen bu bağıntının $h = 11 \text{ km}$ de bir süreksizliği olduğuna dikkat çekerek bu süreksizliği gidermek için aşağıdaki bağıntıyı önermiştir:

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = \varepsilon e^{-\frac{(h-h^*)}{\beta}} \quad (2.3)$$

Burada ε ve β yine birer sabit olup değerleri troposferde $\varepsilon = 1$, $\beta = 9296 \text{ m}$, $h^* = 0$ ve stratosferde $\varepsilon = 0.3063$, $\beta = 6216$, $h^* = 11000$ olarak verilmiştir.

İzafi yoğunluğun eksponansiyel ifade ile gösterilmesi iki irtifa arasındaki yükseklik farkının bu iki irtifadaki izafi yoğunluklar cinsinden kolaylıkla ifade edilmesini sağlar. Eğer h_1 ve h_2 gibi iki irtifadaki izafi yoğunluklar sırasıyla σ_1 ve σ_2 olarak biliniyorsa, bu iki irtifa arasındaki fark

$$\Delta h = h_2 - h_1 = \beta \ln \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_2} \right) \quad (2.4)$$

şeklinde bulunur.

2.5 Ses Hızı

Hava içerisinde ses hızı sadece sıcaklığın bir fonksiyonudur:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.5)$$

Burada $\gamma=1.4$ ve $R=287 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$ dir. Sıcaklık ise belirlenen irtifada *Kelvin* cinsindendir.

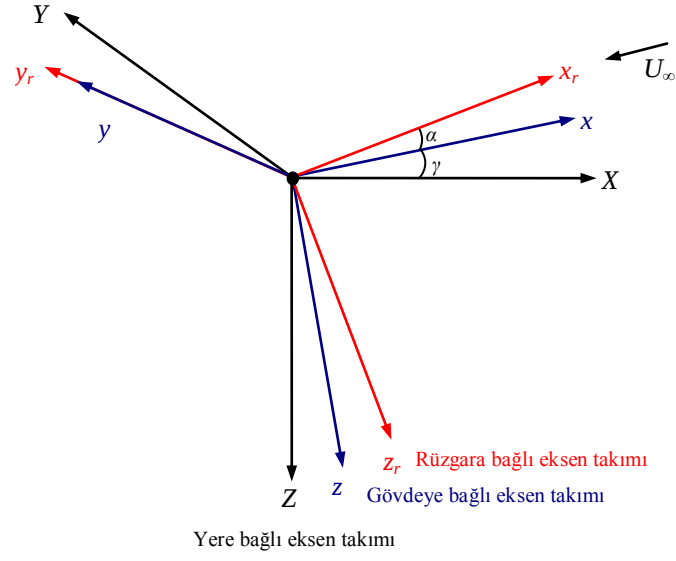
2.6 Eksen Takımları

Performans analizlerinde en çok kullanılan üç temel eksen takımı vardır. Bu eksen takımları: (i) yere bağlı eksen takımı, (ii) gövdeye bağlı eksen takımı ve (iii) rüzgara (hıza) bağlı eksen takımıdır (Yechout, 2003).

Uçak yere bağlı bir karteziyen eksen takımında uçmaktadır. Yer yüzeyi düz kabul edilmektedir. Yer yüzeyinin eğriliği ve yerin dönmesinden kaynaklanan Coriolis etkileri ihmal edilmektedir. Yere bağlı eksen takımında X yönü kuzeyi, Y yönü doğuyu ve Z yönü ise yerin merkezini işaret etmektedir. Yere bağlı eksen takımında yer çekimi kuvvetinin tanımlanması daha kolaylıkla mümkün olur.

Gövdeye bağlı eksen takımının başlangıç noktası uçağın ağırlık merkezidir. Buradaki incelemelerde uçağın ağırlık merkezinin uçak üzerindeki konumunun değişmediği kabulü yapılmaktadır. Gövdeye bağlı eksen takımında x eksenini uçağın burnuna doğru, z eksenini uçağın karnına doğru, y eksenini ise pilotun sağına doğru yönlenmiştir. Gövdeye bağlı eksen takımı momentlerin ve atalet çarpımlarının tanımlanmasına daha uygun bir eksen takımıdır.

Rüzgara (hıza) bağlı eksen takımı, gövdeye bağlı eksen takımının hücum açısı ve sapma açısı kadar döndürülerek x_r ekseninin serbest akım hız vektörü ile çakıştırılması suretiyle elde edilir. Rüzgara bağlı eksen takımı aerodinamik taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin tanımlanmasına daha uygun bir eksen takımıdır.



Şekil 2.1: Eksen takımları

Burada α büyüklüğü hücum açısı olup rüzgara bağlı eksen takımı ile gövdeye bağlı eksen takımı arasındaki açıdır ve γ büyüklüğü uçuş yörünge açısı olup yere bağlı eksen takımı ile rüzgara bağlı eksen takımı arasındaki açıdır.

3. AERODİNAMİK MODEL

3.1 Giriş

Bir uçağın hareketi ve performansını etkileyen en önemli unsurlardan birisi şüphesiz ki dış kuvvetlerdir. Dış kuvvetlerden en önemli birisi de aerodinamik kuvvetlerdir. Aerodinamik kuvvetler bilindiği gibi en başta uçağın geometrisine bağlıdır. Daha sonra da Reynolds sayısının ve Mach sayısının etkisi gelir. Uçağın geometrisi uçuş koşullarına bağlı olarak bazı değişiklikler gösterir. Örneğin flap, slat gibi aşırı taşıma düzeneklerinin açılı veya kapalı olması, açılma miktarı, kanatçık ve dümenler gibi kontrol yüzeylerinin açılma miktarı, iniş takımlarının açık veya kapalı olma durumu gibi. Reynolds ve Mach sayıları ise daha ziyade uçağın hızı ve uçuş irtifasına bağlı olarak ve ayrıca günlük atmosfer koşullarına göre değişiklik gösterebilir.

Bir uçağın performansını etkileyen en önemli unsurlardan diğerleri fines (taşımanın sürüklemeye oranı) ve kritik Mach sayısıdır. Uçuşun değişik koşulları için optimum fines koşulları kullanılarak uçuşun değişik koşulları için optimum şartlar elde edilebilir. Uçuş hızı kritik Mach sayısı ile kısıtlanmaktadır. Kısıtlananın nedeni bu bölümün sonunda bahsedilecektir.

3.2 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

Uçağın aerodinamik kuvvet bileşenleri taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yanlamasına kuvvettir. Aerodinamik moment bileşenleri ise yunuslama momenti, yalpa momenti ve sapma momentidir.

Uçakla ilgili aerodinamik incelemelerde aerodinamik kuvvetler ve momentler genellikle rüzgara (hıza) bağlı eksen takımına göre tanımlanmaktadır. Eksen takımının başlangıç noktası ağırlık merkezidir. x_r eksenini uçuş doğrultusunda olup, ileri yöndedir. y_r eksenini pilota göre uçağın sağ tarafına doğru, z_r eksenini ise uçağın karnına doğru yönlenmiştir.

Uçuş performans çalışmalarında genellikle uçağın simetrik olduğu ve dengeyi bozacak herhangi bir kuvvet etkilemediği kabul edilmektedir. Bu nedenle sadece kuvvetler üzerinde durulacaktır.

Rüzgar eksen takımına göre aerodinamik kuvvetler:

Taşıma kuvveti: Uçağa etkileyen bileşke aerodinamik kuvvetin serbest akıma dik doğrultudaki bileşenidir.

Sürükleme kuvveti: Uçağa etkileyen bileşke aerodinamik kuvvetin uçuş doğrultusunda ama uçuş yönüne zıt yöndeki bileşenidir.

Yanlamasına kuvvet: Taşıma ve sürükleme kuvvetlerine dik doğrultudaki kuvvet bileşenidir. Pilota göre sağ tarafa yönelmiştir. Yanlamasına kuvvet simetrik olmayan uçuş koşullarında ortaya çıkmaktadır. Buradaki incelemelerde uçuş manevralarının simetrik olduğu varsayımı yapılmaktadır. Bu nedenle yanlamasına kuvvet yoktur.

Uçaklar fiziki yapı olarak farklı büyüklüklerde olup farklı hızlarda, farklı irtifalarda uçmaktadırlar. Yakın özelliklere sahip uçakların kanat, kuyruk gibi elemanlarının geometrileri arasında farklılıklar vardır. Dolayısıyla bunlara etkileyen aerodinamik kuvvet ve momentler de farklı olacaktır. Aerodinamik performans açısından hangi uçağın daha iyi olduğunu kuvvet ve momentlere bakarak belirlemek zordur. Bu nedenle aerodinamik kuvvet ve momentler yerine aerodinamik katsayılar cinsinden büyüklükler kullanmak daha doğru olur. Aerodinamik katsayıları birbiriyle karşılaştırarak cisimlerin aerodinamik performanslarını karşılaştırmak mümkündür.

Taşıma ve sürükleme katsayıları sırasıyla taşıma kuvvetinin ve sürükleme kuvvetinin dinamik basınç ve uçağın referans kanat alanına oranıdır:

$$C_L = \frac{L}{qS} \quad (3.1)$$

$$C_D = \frac{D}{qS} \quad (3.2)$$

Burada L taşıma kuvveti, D sürükleme kuvveti, S uçağın referans kanat alanı ve q da dinamik basınçtır.

Uçağın referans kanat alanı kanadının yere izdüşümüdür. Referans kanat alanı hesaplanırken gövdenin içerisinde de kanat varmış gibi düşünülür. Kalkış ve iniş

sırasında taşımayı artıran flap ve slat gibi elemanlar kullanıldığı için kanat alanı her zaman sabit değildir. Bununla birlikte referans kanat alanı aerodinamik katsayılarda kullanılırken aşırı taşıma düzenekleri kapalıymış gibi düşünülür.

Dinamik basınç uçuş hızına ve irtifa bağlı bir büyüklüktür:

$$q = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (3.3)$$

Burada ρ belirlenen irtifada havanın yoğunluğudur. U ise uçağın havaya nazaran hızıdır.

Taşıma ve sürüklenme katsayıları Mach sayısına, Reynolds sayısına, hücum açısına, uçağın geometrik yapısına ve hava akışına bağlıdır.

$$\begin{aligned} C_L &= C_L(\alpha, Re, M, t) \\ C_D &= C_D(\alpha, Re, M, t) \end{aligned} \quad (3.4)$$

Burada α hücum açısını, Re Reynolds sayısını, M Mach sayısını belirtmekte, t ise uçağın geometrik konfigürasyonunu temsil etmektedir.

Reynolds sayısı atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranı olarak, Mach sayısı ise hava hızının ses hızına oranı olarak tanımlanmaktadır.

Mühendislik açısından bakılırsa Reynolds sayısının etkisi diğer parametrelere kıyasla küçüktür. Bu nedenle performans hesaplamalarında Reynolds sayısının taşıma ve sürüklenme katsayıları üzerindeki etkisi ihmal edilebilir (Filippone, 2006):

$$\begin{aligned} C_L &= C_L(\alpha, M) \\ C_D &= C_D(\alpha, M) \end{aligned} \quad (3.5)$$

3.3 Sürüklenme Poleri

Sürüklenme katsayısı ses altı uçaklar için “sürüklenme poleri” adı verilen bir korelasyonla ifade edilir. Sürüklenme poleri iki kısımdan oluşmaktadır.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (3.6)$$

Burada C_{D0} sıfır taşıma sürüklenme katsayısı, C_{Di} ise indüklenmiş sürüklenmedir. İndüklenmiş sürüklenme taşıma kuvvetinden kaynaklanmaktadır.

$$C_{Di} = kC_L^x \quad (3.7)$$

Bu bağıntıdaki x değeri sesaltı uçaklar için 2 alınmaktadır (Hale, 1984). Buradaki k ise indüklemiş sürüklenme çarpanı olup

$$k = \frac{1}{\pi ARe} \quad (3.8)$$

şeklinde bulunur. Burada e Oswald sabiti, AR açıklık oranıdır. Açıklık oranı kanat açıklığının karesinin kanat alanına oranıdır. Oswald sabiti ise kanat açıklığı boyunca yük dağılımına bağlıdır.

3.4 Fines (Taşımanın Sürüklemeye Oranı)

Fines en önemli performans ve tasarım parametresi olup taşımanın sürüklemeye oranı olarak tanımlanmaktadır. Bazan aerodinamik verimlilik adı da verilmektedir. Fines hücum açısının fonsiyonudur.

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3.9)$$

Fines performans analizleri için önemli bir parametre olduğundan, optimum koşulunun incelenmesi faydalı olur. Bu amaçla parabolik sürüklenme poleri tanımı kullanarak (3.9) denkleminin taşıma katsayısına göre türevi alınıp

$$\frac{dE}{dC_L} = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L}{C_D} \right) = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L}{C_{D0} + kC_L^2} \right)$$

sıfıra eşitlenirse:

$$\frac{C_{D0} + kC_L^2 - 2kC_L^2}{(C_{D0} + kC_L^2)^2} = \frac{C_{D0} - kC_L^2}{(C_{D0} + kC_L^2)^2} = 0$$

ve taşıma katsayısına göre çözülürse en iyi fines durumunda taşıma katsayısı için

$$C_{L,E_{\max}} = \left(\frac{C_{D0}}{k} \right)^{1/2} \quad (3.10)$$

bulunur. (3.10) bağıntısı (3.9) bağıntısında yerleştirilerek en iyi fines için

$$E_{\max} = \frac{1}{2(kC_{D0})^{1/2}} \quad (3.11)$$

elde edilir.

3.5 Kritik Mach Sayısı

Uçuş Mach sayısı arttıkça kanat üzerinde herbir noktadaki Mach sayısı da artar. Kanat üzerindeki Mach sayısı herhangi bir noktada ilk olarak 1 değerine eriştiği andaki uçuş Mach sayısı “Kritik Mach Sayısı” olarak adlandırılır.

Kritik Mach sayısının aşılmasıyla kanat etrafında bir bölgede süpersonik akım ve bu bölgenin gerisinde de bir şok dalgası oluşur. Uçuş Mach sayısı artırılmaya devam edilirse, şok dalgası daha geriye kayarken daha kuvvetli bir dalga haline gelir. Oluşan şok dalgası sürüklemeyi arttırdığı gibi taşıma kuvvetinde kayba neden olur. Şok dalgası ayrıca sınır tabakanın ayrılmasına neden olur, gerisinde bir kontrol yüzeyi varsa bunun etkinliğini azaltır.

Kritik Mach sayısını arttırmanın bir yolu daha ince kanatlar kullanmaktır. Çünkü ince bir profil kalın profile kıyasla akımı daha az hızlandırır. İkinci bir yol da kanatlarda ok açısı uygulanmasıdır.

3.6 Aşırı Taşıma Düzenekleri

Aşırı taşımayı düzenekleri flap ve slatlar olup kalkış ve iniş aşamalarında ihtiyaç duyulan fazla taşıma kuvvetini sağlamak amacıyla kullanılmaktadır.

Kalkış sırasındaki maksimum taşıma katsayısı ile iniş sırasındaki maksimum taşıma katsayısı farklı büyüklüktedir. Bu farklılık kalkış ve iniş sıralarındaki hücum açılarına ve aşırı taşımayı düzeneklerinin pozisyonuna bağlıdır.

Maksimum taşıma kuvveti uçağın tutunabileceği minimum hızı belirler. Bu koşullardaki hücum açısı da aşılması gereken bir hücum açısıdır. Aşıldığı takdirde uçak tutunma kaybına uğrar.

4. İTKİ MODELİ

4.1 Giriş

Uçağın değişik uçuş aşamalarında sürüklenme kuvvetini ve kısmen ağırlığı yenebilmesi için motorun yeteri kadar itki üretmesi gerekir. Uçaklarda genel olarak pervaneli, turboprop, turbojet ve turbofan itki sistemleri kullanılmaktadır. Savaş uçaklarının bazılarında ramjet de kullanılmaktadır. Bu motorların herbirinin çalışma prensipleri farklıdır. Buradaki incelemede sadece turbojet motorlu uçaklar göz önüne alınmaktadır.

4.2 Turbojet Motorları

Turbojet motorlarda itki kuvveti U uçuş hızının, h irtifasının ve Π gaz kolu ayarının fonksiyonudur:

$$T = T(U, h, \Pi) \quad (4.1)$$

Uçak motoru üreten firmaların motorun hıza ve irtifaya bağlı değişimlerini tablolar veya grafikler halinde vermesi gerekir. Uçak motoru tarafından herhangi hız ve irtifada üretilen itki verilen bu tablolardan veya grafiklerden interpolasyon yöntemiyle bulunabilir.

Günümüzde artan petrol fiyatları performans çalışmalarında motorların ürettiği itki yanında tüketilen yakıt miktarında incelenmesi gerektiğini göstermektedir. Bu nedenle de motorun yakıt tüketiminin belirlenmesi gerekir.

Özgül yakıt sarfıyatı, birim zamanda tüketilen yakıt miktarının itkiye oranı olarak tanımlanmaktadır:

$$f = \frac{dW_f / dt}{T} \quad (4.2)$$

Özgöl yakıt sarfiyatının birimi $(N/s)/N$ dır. (4.2) denklemini incelenirse özgöl yakıt sarfiyatının da uçuş hızının, irtifanın ve gaz kolu ayarının fonksiyonu olduğu görülmektedir.

$$f = f(U, h, \Pi)$$

Özgöl yakıt sarfiyatının uçağın hızına ve irtifasına göre değişimlerinin de motor üretici firmalar tarafından tablo veya grafik halinde verilmesi gerekir.

Literatürdeki performans analizlerinde denklemlerin daha basit hale getirilmesi ve analitik çözümler elde edilebilmesi için itkiyle ilgili modellerde bazı yaklaşımlar yapılmıştır. Örneğin uçak motorlarının itkisinin uçuş hızından bağımsız olduğu varsayımı yapılırsa

$$T = T(h, \Pi)$$

bulunur. Ayrıca gaz kolu ayarının bir birim olduğu veya itkinin gaz kolu ayarından bağımsız olduğu kabulü yapılırsa

$$T = T(h)$$

elde edilir. Bu durumda itki kuvvetini izafi yoğunluğa bağlanabilir.

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^r = \sigma^r \quad (4.3)$$

Burada T_0 deniz seviyesindeki itki kuvvetidir. r değeri troposferde 0.7 ve stratosferde ise 1 alınmaktadır [(Hale, 1984), (Ojha, 1995)]. Filippone (2006) ise bu büyüklük için 0.7-0.8 değerlerini önermiştir. Asselin (1997) tarafından itkinin irtifaya göre değişimi Çizelge 4.1 gösterilmiştir:

Çizelge 4.1- İtki oranının üs değerleri

$h \leq 36,089 \text{ ft}$ (troposfer)	$0.5 \text{ (turbojet)} \leq r \leq 0.9 \text{ (turbofan)}$
$h \geq 36,089 \text{ ft}$ (stratosfer)	$r = 1$

5. DÜŞEY DÜZLEMDE SEYİR UÇUŞU

5.1 Giriş

Bir uçağın uçuş sürecinin önemli bir kısmını seyir uçuşu oluşturur. Seyir uçuşu sürecinde uçak belirli bir miktarda mesafe kat eder. Seyir uçuşu sürecinde kat edilen mesafeye seyir menzili olarak adlandırılmaktadır.

Buradaki çalışmada uçağı sanki noktaymış gibi kabul ederek denklemler türetilenektir. Bu denklemler değişik uçuş programları için gerekli düzenlemeler yapılacaktır. Bunların yanında en iyi menzil koşulları için gerekli şartlar belirlenecektir ve denklemler yeniden düzenlenecektir. Bunlara ek olarak tavan koşulları, havada kalma süresi, dolaşma, özgül menzil ve özgül havada kalma süresi üzerinde durulacaktır.

5.2 Hareketi Yöneten Denklemler

Buradaki performans analizleri düzgün ve dönmeyen bir yeryüzünde, sanki -daimi durum koşullarında uçmakta olan, rijit, simetrik bir uçak ile sınırlı olacaktır. Sanki -daimi durumda uçuş ile herhangi bir ivmelenme olmadığı veya uçuşun önemli değişkenlerinden herhangi birindeki değişme oranının ihmal edilebilecek kadar küçük olduğu kastedilmektedir. Dolayısıyla burada ilgilenilen hareketin denklemleri aşağıdaki şekilde olacaktır:

$$\sum \vec{F}_{ext} = 0 \quad (5.1)$$

Bu denklem basitçe bütün dış kuvvetler toplamının sıfıra eşit olacağı anlamına gelmektedir. Bir uçak üzerindeki dış kuvvetler yazılarak bu denklem

$$\vec{T} + \vec{A} + \vec{W} = 0 \quad (5.2)$$

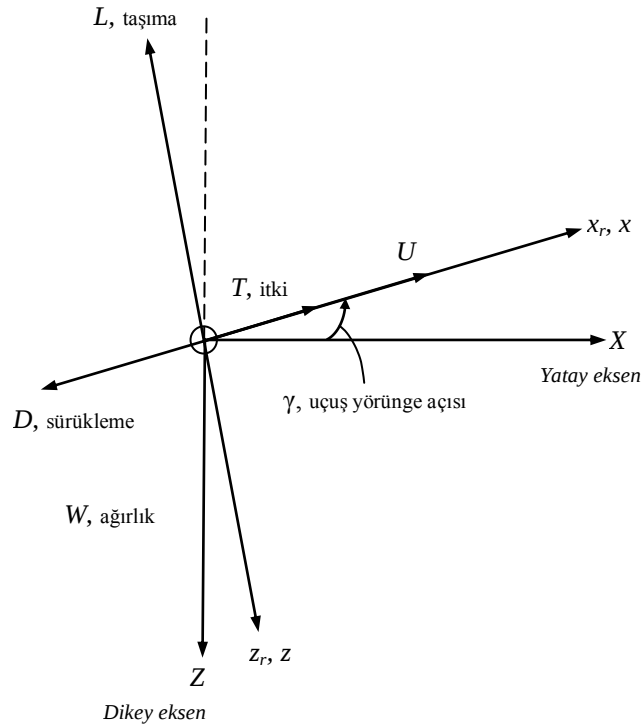
şekline gelir. Burada

$\vec{T}$ itki vektörü

$\vec{A}$ aerodinamik kuvvet vektörü

$\vec{W}$ ağırlık vektörü olup $m\vec{g}$ ye eşittir.

Düşey düzlem, yer bağlı eksen takımının X ve Z eksenlerini içeren bir düzlem olarak tanımlanmaktadır. Uçağın bu düzlem içinde rüzgara bağlı x_r eksenini doğrultusunda düzgün bir çizgide uçtuğu kabul edilmektedir. Yanlamasına kuvvet olmadığı, dolayısıyla kayış açısının sıfır olduğu, ayrıca itki vektörünün daima hız vektörü ile çakıştığı kabul edilecektir. Bu da itki ve hız vektörleri arasındaki açının ihmal edilebilecek kadar küçük olduğu anlamına gelmektedir. Yanlamasına kuvvet olmadığından aerodinamik kuvvet vektörü simetri düzlemi içindeki iki bileşene ayrılabilir. Bu bileşenler rüzgara bağlı eksen takımında x_r doğrultusunda ve uçuş yönüne zıt yöndeki D sürüklenme kuvveti ve bu doğrultuya dik z_r eksenini (aşağıya doğru) doğrultusundaki yukarıya doğru L taşıma kuvvetidir.



Şekil 5.1 : Düşey düzlemde daimi halde kuvvetler

Dış kuvvetler için verilen (5.2) vektörel denkleminin rüzgara bağlı eksen takımında x_r ve z_r eksenleri doğrultusunda bileşenleri alınarak (Şekil 5.1)

$$T - D - W \sin \gamma = 0 \quad (5.3)$$

$$L - W \cos \gamma = 0 \quad (5.4)$$

şeklinde iki skaler denklem elde edilir. Bu iki denklemde γ büyüklüğü uçuş yörünge açısı olup uçuş doğrultusu ile lokal yatay doğrultu arasındaki açıdır.

Yakıt tüketildiği için zamanla uçağın ağırlığı azaldığından ilave bir bağıntıya daha ihtiyaç vardır. İtki - özgül yakıt tüketimi tanımından:

$$\frac{-dW}{dt} = fT \quad (5.5)$$

bağıntısı elde edilir. Burada W uçağın anlık brüt ağırlığı, f büyüklüğü itki özgül yakıt tüketimi ve T de mevcut itkidir. Bu ağırlık denge denklemi sadece yakıt tüketimini hesaba katmaktadır. Bomba ya da kargo atılması gibi münferit ağırlık değişimleri veya kimyasalların püskürtülmesi gibi sürekli ağırlık değişimleri olduğu takdirde ayrıca dikkate alınmalıdır.

Yukarıda yazılan son üç denklem kinematik denklemlerle birlikte yeniden sıralanarak aşağıdaki şekilde düzenlenebilir:

$$T - D - W \sin \gamma = 0 \quad (5.6)$$

$$L - W \cos \gamma = 0 \quad (5.7)$$

$$\frac{dX}{dt} = U \cos \gamma \quad (5.8)$$

$$\frac{dh}{dt} = U \sin \gamma \quad (5.9)$$

$$\frac{-dW}{dt} = fT \quad (5.10)$$

Buradaki incelemelerde rüzgar olmadığı kabul edilmektedir. İtki kuvveti irtifanın, uçuş hızının ve gaz kolu ayarının bir fonksiyonu iken sürüklenme kuvvetinin de irtifanın, uçuş hızının ve taşıma kuvvetinin bir fonksiyonu olduğu kabul edilmektedir.

5.3 Düz Uçuş

Düşey düzlemdeki düz uçuş sırasında uçuş yörünge açısı sıfır olup irtifa sabit kalmaktadır. Ayrıca rüzgara bağlı x_r ve z_r eksenleri lokal ufuk eksenleriyle çakışmıştır. Böylece (5.6-10) denklemleri düz uçuş için

$$T = D \quad (5.11)$$

$$L = W \quad (5.12)$$

$$\frac{dX}{dt} = U \quad (5.13)$$

$$\frac{dh}{dt} = 0 \quad (5.14)$$

$$\frac{-dW}{dt} = fT \quad (5.15)$$

denklemlerine indirgenir. Burada

$$T = T(h, U, \Pi) \quad (5.16)$$

dir. Ve $L=W$ olduğundan

$$D = D(h, U, L) = D(h, U, W) \quad (5.17)$$

dir.

(5.12) denklemine göre düz uçuş sırasında uçağın ağırlığını dengelemek, yani uçağı havada tutabilmek için yeterli taşıma kuvveti üretilmelidir. Taşıma kuvveti kanadın hava içerisindeki yüksek hızlı hareketi sonucu üretilmektedir. Bu harekete sürüklenme tarafından direnç gösterilmekte olup (5.11) denklemine göre bu direncin de motorların sağladığı itki ile dengelenmesi gerekir.

Parabolik sürüklenme poleri tanımı kullanarak sürüklenme kuvveti

$$D = qSC_D = qS(C_{D0} + kC_L^2) \quad (5.18)$$

şeklinde ifade edilebilir Burada q dinamik basınç olup

$$q = \frac{1}{2} \rho U^2 = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma U^2 \quad (5.19)$$

şeklinde tanımlanmaktadır.

(5.12) denkleminde taşıma kuvveti yerine taşıma katsayısı, dinamik basınç ve kanat alanı cinsinden bilinen bağıntı kullanılarak taşıma katsayısı için kanat yüklemesi cinsinden

$$C_L = \frac{W/S}{q} = \frac{2(W/S)}{\rho_0 \sigma U^2} \quad (5.20)$$

bağıntısı yazılabilir. Bu da (5.18) denkleminde yerleştirilerek sürüklenme kuvveti için sık sık kullanılacak iki bağıntı elde edilir. Bunlardan birincisi

$$D = q S C_{D0} + \frac{k W^2}{q A} = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma U^2 S C_{D0} + \frac{2 k W^2}{\rho_0 \sigma U^2 S} \quad (5.21)$$

şeklinde ağırlık cinsinden bir bağıntıdır. Diğeri ise sürüklenme-ağırlık oranı şeklinde olup kanat yüklemesi cinsinden (veya düzgün -uçuşta itki -ağırlık oranı) bir bağıntıdır:

$$\frac{D}{W} = \frac{q C_{D0}}{W/S} + \frac{k(W/S)}{q} = \frac{\rho_0 \sigma U^2 C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2k(W/S)}{\rho_0 \sigma U^2} \quad (5.22)$$

(5.11) denkleminde göre düz uçuşta motorların ürettiği itkinin sürüklemeye eşit olması gerektiği de dikkate alınarak bu son iki denklemden herhangi biri q dinamik basıncı cinsinden kuadratik bir bağıntı şeklinde düzenlenebilir:

$$q^2 - \frac{T/S}{C_{D0}} q + \frac{k(W/S)^2}{C_{D0}} = 0 \quad (5.23)$$

Bu bağıntı kolaylıkla çözülerek düzgün uçuştaki dinamik basınç için

$$q = \frac{T/S}{2C_{D0}} \left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{4kC_{D0}}{(T/W)^2}} \right] \quad (5.24)$$

ve dinamik basıncın tanımı kullanılarak düzgün uçuştaki hava hızı için

$$U = \left\{ \frac{T/S}{\rho_0 \sigma C_{D0}} \left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{4kC_{D0}}{(T/W)^2}} \right] \right\}^{1/2} \quad (5.25)$$

elde edilir.

Bu son iki bağıntıda incelenmesi gereken iki önemli husus vardır. Bunlardan birisi karekökün alınabilirliğiyle ilgili, diğeri ise $\pm$ işaretiyle ilgidir.

Bu bağıntılardaki $\pm$ işareti, belirlenmiş bir gaz kolu ayarında ve irtifada düzgün uçuş hava hızının matematiksel olarak mümkün olabilecek iki değerine işaret etmektedir. Artı işaretiyle ilgili olarak yüksek bir U_1 hızı çözümü ve eksi işaretiyle ilgili olarak da düşük bir U_2 hızı çözümü vardır. Bu olası iki çözümün fiziksel anlamı denklemde karekök içinde yer alan ifadenin incelenmesinden sonra aşağıda tartışılacaktır.

(5.25) denklemindeki $1-4kC_{D0}(W/T)^2$ büyüklüğü negatif, pozitif ve sıfır değeri alabilir. Eğer bu büyüklük

$$1-4kC_{D0}(W/T)^2 < 0 \quad (5.26)$$

şeklinde sıfırdan küçük değer alırsa bunun karekökü alınamayacağından bu halde gerçek çözüm yoktur. Buna göre

$$T/W < 2\sqrt{kC_{D0}} \quad (5.27)$$

olduğunda daimi halde düz uçuş mümkün değildir. Öte yanda parabolik sürüklenme poleri için

$$E_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}}$$

olup buna göre

$$T/W < 1/E_{\max} \quad (5.28)$$

halinde düz uçuş olamayacaktır.

Eğer $1-4kC_{D0}(W/T)^2$ büyüklüğünün pozitif olması halinde

$$T/W > 1/E_{\max} \quad (5.29)$$

olup, bu durumda düz uçuş hızı için iki çözüm bulunacaktır.

Üçüncü durum ise $1-4kC_{D0}(W/T)^2$ büyüklüğünün sıfıra eşit olmasıdır ki bu durumda da

$$T / W = 1 / E_{\max} \quad (5.30)$$

olup, (5.30) denklemi (5.25) denkleminde yerleştirilirse düz uçuş için tek bir çözüm elde edilir ki buna “mutlak tavan koşullarındaki hız” adı verilmektedir.

(5.25) denklemindeki kareköklü ifadenin incelenmesinin sonucu daimi durumda düz uçuş için itki - ağırlık oranının maksimum finesin tersine eşit veya daha büyük olması gerektiği görülmüştür:

$$T / W \geq 1 / E_{\max} \quad (5.31)$$

Burada T mevcut anlık itki olup irtifanın, uçuş hızının ve gaz kolu ayarının fonksiyonudur. Aynı şekilde W de uçağın mevcut anlık brüt ağırlığıdır. $E_{\max}$ ise uçağın tasarımından gelen bir karakteristiğidir.

Bu şartlarda (5.25) denklemi

$$U = \left(\frac{T/S}{\rho_0 \sigma C_{D0}} \left\{ 1 \pm \left[1 - \frac{1}{[E_{\max} (T/W)]^2} \right]^{1/2} \right\} \right)^{1/2} \quad (5.32)$$

şeklinde düzenlenebilir. Buradaki T motor itkisini, gaz kolu ayarı, uçağın hızı ve irtifa belirlemektedir.

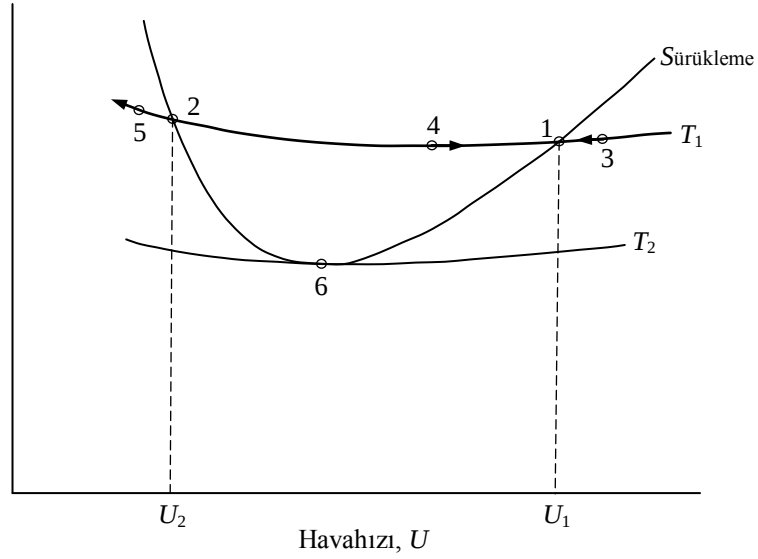
Şimdi (5.25) veya (5.32) deki $\pm$ işaretinin önemini görmek için (5.11) eşitliğini fonksiyonel bir biçimde yazarak düz - uçuş çözümlerine göz atalım:

$$T(h, U, \Pi) - D(h, U, W) = 0$$

Burada bir denkleme karşılık h , U , W ve Π olmak üzere dört değişken bulunmaktadır. Belirlenmiş bir uçak için bu değişkenlerden üçünün (h , W ve Π) değeri seçilirse yukardaki bağıntı

$$T(U) - D(U) = 0$$

şekline gelir.



Şekil 5.2 : Verilen bir irtifa ve ağırlık için düz uçuş denge koşulları

Verilmiş bir gaz kolu ayarı, ağırlık ve irtifa için itkinin ve ayrıca uçağın sürüklemesinin hava hızı ile tipik değişimleri Şekil 5.2 de gösterilmiştir. İlk yaklaşımda itkinin hava hızına çok fazla bağımlı olmadığı söylenebilir. Buna karşılık sürüklenme kuvveti hava hızına kuvvetli biçimde bağlıdır. Sürüklenme kuvveti düşük hızlarda büyük olup hava hızı arttıkça azalmakta, minimum bir değere indikten sonra yüksek hızlarda tekrar büyük değerler almaktadır. Verilmiş gaz kolu ayarı için, motor itkisine ve sürüklemeye ait eğrilerin iki kesişme noktası vardır: Bu noktalar (5.11) ve (5.21) denklemlerinin grafiksel çözüm noktalarıdır. Bu kesişme noktalarının birincisi (Şekil 5.2 deki 1 noktası) düz uçuş için maksimum hızı, ikincisi (2 noktası) ise düz uçuş için gerekli minimum hızı belirtmektedir. Her ikisi de daimi - hal düz uçuşa ait olmak üzere 1 noktası yüksek hız çözümü (U_1), 2 noktası ise düşük hız çözümüdür (U_2).

Uçuşun 1 ve 2 noktalarındaki statik kararlılığı, bu noktaların yakın civarındaki durum incelenerek belirlenebilir.

1 noktası civarındaki bir uçuş hali için şayet uçuş hızı bir an U_1 hızından büyük olursa (3 noktası), bu durumda itki sürüklemeden küçük olduğu için uçak 1 ile belirtilen hıza ininceye kadar yavaşlayacaktır. Eğer uçuş hızı aksine U_1 hızından küçük olursa (4 noktası) bu durumda itki sürüklemeden büyük olduğundan uçak 1 ile belirtilen hıza erişinceye kadar hızlanacaktır. Buna göre 1 noktası ve U_1 hızı *statik kararlı* denge koşulunu temsil etmektedir.

2 noktası civarındaki bir uçuş hali için şayet uçuş hızı herhangi bir nedenle U_2 'den küçük olursa bu durumda itki sürüklemekten küçük olduğu için uçak 2 ile belirtilen hızdan çabuk uzaklaşacak bir şekilde yavaşlayacaktır. Uçuş hızı aksine U_2 'den büyük olursa bu defa itki sürüklemekten küçük olduğu için uçak 2 noktasından yine uzaklaşacak biçimde bu kez hızlanacaktır. Buna göre 2 noktası ve U_2 hızı *statik kararsız* denge koşulunu temsil eder.

Eğer motor itkisi gaz kol ayarıyla azaltılırsa veya irtifa artırılarak azaltılırsa hava hızı için bulunan iki çözüm noktası birbirine yaklaşır ve itkinin T_2 gibi bir değeri halinde 6 noktası gibi bir yerde çakışırlar. Motor itkisi eğrisi ile uçak sürükleme eğrisinin teğet olduğu bu nokta bu itki değeri için uçağın *mutlak tavanını* temsil eder. Eğer motor itkisi daha da azaltılırsa, sürüklemekten daha küçük olacağı için bu durumda hava hızı azalmaya başlayacak, buna bağlı olarak taşıma azalacak ve motor itkisi sürüklemeye tekrar eşit oluncaya kadar uçak irtifa kaybedecektir.

Şekil 5.2 de 6 noktası ile belirtilen hızın solundaki bölge çoğu zaman *güç eğrisinin geri yanı* olarak adlandırılır ve burası özellikle kalkış ve iniş sırasında kaçınılması gereken bir bölgedir. Şayet itki şekildeki gibi T_2 değerinde iken hava hızının U_6 değerinin altına inmesine izin verilirse uçak çabuk bir şekilde tutunma kaybı koşullarına yaklaşacaktır. Bu gibi durumlarda her zaman gaz kol ayarını aniden arttırarak itkiyi uçağın tutunma kaybına uğramasını engelleyecek kadar ne yeterince ve ne de hızlı bir biçimde arttırmak mümkün olmaz.

5.4 Tavan Koşulları

Daha önce de belirtildiği gibi mutlak tavanda itki yüklemesi maksimum finesin tersine eşittir.

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{E_{\max}} = 2\sqrt{kC_{D0}}$$

Ayrıca, Bölüm 4 de belirtildiği gibi itki sadece irtifanın fonksiyonu ise

$$\frac{T_0 \sigma^r}{W} = 2\sqrt{kC_{D0}} \quad (5.33)$$

yazılabilir. (5.33) bağıntısı izafi yoğunluğa göre düzenlenirse

$$\sigma^r = 2 \frac{W}{T_o} \sqrt{k C_{D0}} \quad (5.34)$$

veya

$$\sigma = \left[2 \frac{W}{T_o} \sqrt{k C_{D0}} \right]^{1/r} \quad (5.35)$$

bulunur. Buradaki r üssü Hale (1984) ve Ojha (1995) tarafından troposferde 0.7 ve stratosferde 1 olarak verilmiştir. Filippone (2006) ise 0.7-0.8 değerlerini önermiştir. Bu bağıntıdan görülmektedir ki düz uçuş sırasında yakıt tüketildikçe W ve dolayısıyla σ azalacak, böylece uçuş boyunca uçağın tavan irtifası artacaktır.

Mutlak tavan uçağın daimi - durum düz uçuşunu sürdürebildiği en yüksek irtifa olarak tanımlanmaktadır. Şüphesiz ki bir uçak mutlak tavan irtifasının üzerindeki bir irtifada kısıtlı bir süre için uçabilir. Bununla birlikte uçak mutlak tavan irtifasına dönmek zorundadır. Nitekim irtifa bir an için bu tavan irtifasının üzerine çıkartılırsa itki azalacak, itki - ağırlık oranı maksimum taşıma - sürüklenme oranının tersinden daha küçük kalacak ve artık düz uçuşun sürdürülmesi mümkün olmayacaktır. Uçak irtifa kaybederek tekrar mutlak tavan irtifasına inecektir.

“*Hizmet tavanı*”, çoğunlukla bir performans ve tasarım büyüklüğü olarak kullanılır ve maksimum tırmanma hızının 0.508 m/s olduğu irtifa olarak tanımlanır. “*Seyir tavanı*” ise maksimum tırmanma hızının 1.524 m/s olduğu irtifa olarak tanımlanır. Buradaki “maksimum tırmanma hızı” kavramı tırmanma ile ilgili bölümde görülecektir. Hizmet ve seyir tavanlarının mutlak tavadan daha düşük olduğu açıktır. Hale (1984) bu tavan yüksekliklerinin (5.35) bağıntısından elde edilen minimum mutlak tavan değeri civarında olduğunu belirtmektedir.

Tavan irtifasındaki hava hızı (5.32) denkleminde bulunabilir. Burada $[E_{\max}(T/W)]^2$ teriminin çarpımı büyük olduğundan ve tersinin kökü küçük olduğundan sıfır kabul edilebilir. Bu varsayımı yapılsa mutlak tavanda uçağın hızı

$$U_c = \left(\frac{T}{\rho S C_{D0}} \right)^{1/2} = \left[\frac{(T_o / S)}{\rho_o C_{D0}} \right]^{1/2} = \left[\frac{(T_o / W)(W / S)}{\rho_o C_{D0}} \right]^{1/2} \quad (5.36)$$

bulunur.

5.5 Düz Uçuş Hızının Optimal Koşulları

Düz uçuş sırasında uçağın hızı için optimal koşullar “minimum sürükleme ile uçuş”, “minimum güç ile uçuş” ve “maksimum menzil” durumlarındaki hızlardır.

Uçağın minimum sürükleme ile düz uçuş koşullarındaki hızı (5.22) bağıntısının hıza göre türevi alınıp sıfıra eşitlenirse:

$$\frac{\partial}{\partial U} \left(\frac{D}{W} \right) = \frac{d}{dU} \left(\frac{\rho U^2 C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2k(W/S)}{\rho U^2} \right) = 0$$

veya

$$U \frac{\rho C_{D0}}{W/S} - \frac{1}{U^3} \frac{4k(W/S)}{\rho} = 0$$

ve hıza göre gerekli düzenlemeler yapılırsa

$$U_{md} = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho}} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}} \quad (5.37)$$

şeklinde bulunur.

(5.37) bağıntısı (5.20) bağıntısına yerleştirilirse minimum sürükleme ile uçuş koşullarındaki taşıma katsayısı için

$$C_{L_{md}} = \left(\frac{C_{D0}}{k} \right)^{1/2} \quad (5.38)$$

elde edilir. (5.38) denklemi incelenirse maksimum fines durumundaki taşıma katsayısıyla aynı olduğu görülmektedir. Yani uçağın minimum sürükleme ile düz uçuşu maksimum fineste uçuşu anlamına gelmektedir.

Uçağın minimum güç ile düz uçuş hali minimum sürükleme ile düz uçuş haline benzemektedir. Güç büyüklüğü kuvvet ile hızın çarpımı olarak tanımlanmaktadır. Buna göre itki kuvveti hız ile çarpılırsa düz uçuş sırasındaki güç elde edilir. Düz uçuş sırasında sürükleme kuvveti itki kuvvetine eşit olduğundan

$$P = TU = DU = 1/2 \rho U^2 S (C_{D0} + k C_L^2) U$$

veya taşıma kuvveti de ağırlığa eşit olduğundan

$$P = \frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D0} + \frac{k W^2}{1/2 \rho U S} \quad (5.39)$$

yazılabilir. (5.39) denkleminin hıza göre türevi alınıp sıfıra eşitlenirse

$$\frac{\partial P}{\partial U} = 0$$

uçanın minimum güç durumundaki hızı için:

$$U_{mp} = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho}} \sqrt{\frac{k}{3C_{D0}}} \quad (5.40)$$

elde edilir. Bu bağıntı (5.20) bağıntısına yerleştirilerek minimum güç ile düz uçuş durumunda taşıma katsayısı için

$$C_{Lmp} = \left(\frac{3C_{D0}}{k} \right)^{1/2} \quad (5.41)$$

elde edilir.

Maksimum menzil konusu ileride incelenecektir.

5.6 Seyir Menzili

Seyir uçuşu, tırmanma aşaması tamamlandıktan sonra uçağın hızı tırmanma hızından seyir hızına ulaştığı zaman başlar ve alçalma (descent) başladığında da sona erer. Seyir menzili yere göre katedilen yatay R mesafesi olup tırmanma ve alçalma sırasında kat edilen herhangi bir mesafeyi içermez. Aksi belirtilmedikçe menzil kelimesi sadece seyir menzilini belirtmektedir.

Bu bölümde, bir turbojet motorlu uçağın menzili hesaplanacaktır. Uygulanacak düz - uçuş denklemleri, uçuş yörünge açısı sıfır olmak üzere burada tekrarlanacaktır.

$$T = D \quad (5.11)$$

$$L = W \quad (5.12)$$

$$\frac{dX}{dt} = U \quad (5.13)$$

$$\frac{dh}{dt} = 0 \quad (5.14)$$

$$\frac{-dW}{dt} = fT \quad (5.15)$$

(5.13) ve (5.15) bağıntıları bölünerek, X yerine R yazılarak ve (5.11) denklemi kullanılarak

$$\frac{dR}{-dW} = \frac{U}{fT} = \frac{U}{fD} = \frac{UE}{fW} \quad (5.42)$$

bağıntısı elde edilir. Burada R büyüklüğü menzili belirtmekte olup, $dR/(-dW)$ büyüklüğü çoğu zaman “*anlık menzil*” veya “*özgül menzil*” olarak adlandırılır.

Anlık menzil denklemi bir uçağın noktasal performansını hesaplar. Ancak esas hesaplanması gerek uçağın bütünsel performansıdır. Yani bir uçağın deposuna konulan belirli miktardaki yakıt ile ne kadar uzağa gidebileceği veya tersine, belirlenmiş bir menzile uçmak için ne kadar yakıtı gerek olacağı ile ilgilenilir. Bu soru noktasal performansın belirlenmiş başlangıç ve bitiş noktaları arasında integre edilmesiyle yanıtlanır. Seyir uçuşunun başlangıcındaki koşullar 1 alt-indisi ile, bitişindeki koşullar ise 2 alt-indisi ile belirtilecektir.

(5.42) denklemini integre etmeden önce bir kütle oranı (MR) ve bir de seyir yakıt ağırlığı kesri (ζ) tanımlanması faydalı olacaktır. Bunlar önemli tasarım ve performans parametreleridir.

Kütle oranı uçağın seyir uçuşu başlangıcındaki toplam ağırlığının (W_1) seyir uçuşu sonundaki toplam ağırlığına (W_2) oranıdır. Seyir yakıt ağırlığı kesri ise seyir uçuşu boyunca tüketilen yakıt ağırlığının (ΔW_f) uçağın seyir uçuşu başlangıcındaki toplam ağırlığına oranı olarak tanımlanır:

$$\zeta = \frac{\Delta W_f}{W_1} \quad (5.43)$$

Kütle oranı, seyir yakıt ağırlık kesri ve uçak ağırlığı arasındaki ilişkiler

$$MR = \frac{W_1}{W_2} = \frac{W_1}{W_1 - \Delta W_f} = \frac{1}{1 - \zeta} \quad (5.44)$$

$$W_2 = W_1(1 - \zeta) \quad (5.45)$$

$$\zeta = 1 - \frac{1}{MR} = \frac{MR - 1}{MR} \quad (5.46)$$

şeklinde yazılabilir.

f özgül yakıt sarfiyatının sabit olduğu kabulü ile (5.42) denklemi integre edilerek

$$R = \frac{-1}{f} \int_1^2 \frac{U}{D} dW \quad (5.47)$$

elde edilir. Bu integrali hesaplamak için uçuş programına bağlı olarak U , D ve W büyüklükleri arasındaki ilişkinin belirlenmesine gerek vardır.

Uçakların seyir uçuşlarında bazı farklı programlar uygulanmaktadır. Seyir uçuş programları birçok çeşitte olmakla birlikte burada sadece en çok üzerinde durulan üç seyir uçuş programı incelenecektir. Her bir halde seyir boyunca uçuş parametrelerinden ikisi sabit tutulacaktır. Söz konusu bu üç uçuş programı şunlardır:

1. Sabit irtifada sabit taşıma katsayısı ile uçuş
2. Sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş
3. Sabit irtifada sabit hava hızı ile uçuş

5.6.1 Sabit irtifada sabit taşıma katsayısı ile uçuş

İncelenecek ilk uçuş programı sabit irtifada sabit taşıma katsayısı ile uçuş programıdır. Seyir uçuşunun tamamında taşıma katsayısı sabit tutulduğundan uçağın taşıma/sürüklenme oranı E de sabittir. Buna göre anlık sürüklemeyi anlık ağırlık ile anlık taşıma/sürüklenme oranının bölümü şeklinde ifade etmek mümkündür. Böylece menzil integrali

$$R_{h, C_L} = -\frac{E}{f} \int_1^2 \frac{U}{W} dW \quad (5.48)$$

şeklini alır. Bu integralin sonucu

$$R_{h, C_L} = \frac{2EU_1}{f} [1 - \sqrt{1 - \zeta}] \quad (5.49)$$

olarak elde edilmektedir. Buradaki ζ büyüklüğü daha önce (5.43) bağıntısıyla tanımlanmış olan seyir yakıt ağırlık kesridir. U_1 seyir başlangıcındaki hava hızı olup

$$U_1 = \left[\frac{2(W_1 / S)}{\rho_0 \sigma C_L} \right]^{1/2} \quad (5.50)$$

şeklinde verilmiştir. W_1 uçağın seyir başlangıcındaki brüt ağırlığıdır. (5.50) bağıntısından görülebilir ki, uçuş yörüngesi boyunca yakıt tüketilmesi nedeniyle uçağın ağırlığı azalacağından C_L nin sabit tutulabilmesi için hava hızı azaltılmalıdır. Ayrıca gösterilebilir ki seyir bitimindeki ağırlık

$$W_2 = W_1 \sqrt{1 - \zeta} \quad (5.51)$$

olduğu için hava hızı da

$$U_2 = U_1 \sqrt{1 - \zeta} \quad (5.52)$$

dir.

Bu uçuş programının bazı dezavantajları vardır. İlki, hava hızının uçuş yörüngesi boyunca sürekli hesaplanması ve gaz kol ayarının buna uygun olarak azaltılması ihtiyacıdır. İkincisi hava hızının azaltılmasının uçuş sürelerini arttırmasıdır veya menzilin diğer uçuş programlarından az olmasıdır. Üçüncüsü ise hava trafik kontrol kurallarının seyir uçuşu için $\pm 18.52 \text{ km/h}$ aralığında “sabit” bir gerçek hava hızı gerektirmesidir [(Asselin, 1997), (Filippone, 2006), (Hale, 1984), (Ojha, 1995)].

5.6.2 Sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş

İncelenecek ikinci uçuş programı sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş programıdır ki çoğu zaman seyir - tırmanma uçuşu olarak da adlandırılır. U ve E nin her ikisi de sabit olmak üzere (5.47) denklemi

$$R_{U,C_L} = -\frac{EU}{f} \int_1^2 \frac{dW}{W} \quad (5.53)$$

şeklinde yazılabilir. Bu integralin sonucunda

$$R_{U,C_L} = \frac{EU}{f} \ln MR = \frac{EU}{f} \ln \left(\frac{1}{1 - \zeta} \right) \quad (5.54)$$

elde edilir. Bu eşitlik *Breguet menzil denklemi* olarak bilinen bağıntının genel biçimidir (Hale, 1984).

Düz uçuş için statik denge denklemi

$$L = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma U^2 C_L S = W$$

göstermektedir ki uçağın ağırlığı azalırken taşıma ihtiyacı da azalmaktadır. İncelemekte olduğumuz uçuş halinde hava hızı ve taşıma katsayısının her ikisi de sabit tutulmak istendiği için σ izafi hava yoğunluğunun W/σ oranı sabit kalacak biçimde azaltılması gerekir. Bunun tek yolu da irtifanın uygun biçimde arttırılmasıdır. Sonuç olarak sabit hız ve sabit taşıma katsayısı ile seyir uçuşu sırasında uçak sürekli bir tırmanma halinde olacaktır ki bu nedenle bu uçuşa seyir tırmanması adı verilmektedir. Bu durum sıfır uçuş yörünge açısıyla düz - uçuş koşulunu ihlal etmektedir. Bununla birlikte, izleyen bir bölümde gösterilecektir ki seyir - tırmanmadaki uçuş yörünge açısı yeterince küçük olup çözüm için düz-uçuş denklemlerinin kullanılmasında bir sakınca yoktur.

Gerekli itki uçuş boyunca, motorun verdiği itkinin stratosferde azalmasına benzer biçimde azalacaktır. Bu bakımdan stratosfer içerisindeki seyir - tırmanma uçuşu pilot tarafından hesaplamalar veya gayret gerektirmez. İstenen seyir hava hızı ayarlandıktan sonra pilot sadece oto-pilotta sabit-Mach (veya sabit hava hızı) modunu seçer ve yakıt tüketildikçe uçak istenen uçuş-yörünge açısı ile yavaşça tırmanır. Seyir - tırmanma uçuşuna hava trafik kontrolü tarafından sadece bazı sınırlı koşullarda izin verilmektedir (Hale, 1984).

5.6.3 Sabit irtifada sabit hava hızı ile uçuş

Genel olarak uçuş trafik kontrol kurallarına göre uçuş sabit irtifada sabit hava hızıyla gerçekleştirilir. Bu uçuş programı için integral menzil denklemi

$$R_{h,U} = -\frac{U}{f} \int_1^2 \frac{dW}{D} \quad (5.55)$$

olup bu ifadenin integrali

$$R_{h,U} = \frac{2E_{\max} U}{f} \tan^{-1} \left[\frac{\zeta E_1}{2E_{\max} (1 - k C_{L1} E_1 \zeta)} \right] \quad (5.56)$$

şeklinde. Burada E_1 ve C_{L1} büyüklükleri seyir uçuşu başlangıcındaki uçuş taşıma - sürüklenme oranı ve taşıma katsayısıdır. Her iki uçuş parametresi de uçuş yörüngesi boyunca azalacaktır. Buna göre itkinin (gaz kolu ayarı) uçuş yörüngesi boyunca sabit bir hava hızı sağlayacak biçimde azaltılması gerekir. Bu, manuel olarak veya oto-pilotla irtifa ve hava hızı (Mach sayısı) sabit modlarının kombinasyonu ile

sağlanabilir. Bu uçuş programı en çok kullanılan programdır [(Filippone, 2006), (Hale, 1984)].

5.7 En İyi (Maksimum) Menzil

Menzil, bütün uçaklar için önemli bir performans ve tasarım kistasıdır. Yolcu uçakları için birinci derecede, savaş uçakları ve özel - amaçlı uçaklar için ise ikinci derecede öneme sahiptir. Maksimum (en iyi) menzil için koşullar yukarıdaki menzil denklemleri veya anlık menzil denklemi maksimize ederek belirlenebilir. İki yaklaşım da aynı sonucu verecektir ki burada ikinci yol seçilecektir. Anlık menzil, hava hızına göre türevi sifıra eşitlenerek ve bu eşitlik en iyi menzil hava hızına göre çözülerek hava hızına göre maksimize edilecektir. Buna göre (5.42) denkleminde hızla göre türev alınarak

$$\frac{d}{dU} \left(\frac{dR}{-dW} \right) = \frac{d}{dU} \left(\frac{U}{fD} \right) = 0 \quad (5.57)$$

$$\frac{-U}{fD^2} \frac{dD}{dU} - \frac{U}{f^2 D} \frac{df}{dU} + \frac{1}{fD} = 0 \quad (5.58)$$

elde edilir. İtke özgül yakıt sarfiyatının hava hızı ile değişimi (df/dU) küçük olduğundan sifıra eşit kabul edilerek *en iyi anlık menzil koşulu* denklemi

$$\frac{dD}{dU} = \frac{D}{U} \quad (5.59)$$

olur. (5.59) denklemi herhangi bir sürükleme poleri için geçerli olmakla birlikte burada analitik ve kapalı - biçimde ifadeler elde etmek için parabolik sürükleme poleri kullanılacaktır. (5.59) denklemi, (5.21) ile verilen sürükleme ifadesi kullanılmak suretiyle çözülerek en iyi menzil için dinamik basınç

$$q_{br} = \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{3k}{C_{D0}} \right)^{1/2} \quad (5.60)$$

ve böylece en iyi menzil için hava hızı da

$$U_{br} = \left[\frac{2(W/S)}{\rho_0 \sigma} \right]^{1/2} \left[\frac{3k}{C_{D0}} \right]^{1/4} \quad (5.61)$$

şeklinde bulunur.

(5.60) bağıntısı parabolik (5.21) sürüklenme ifadesinde yerleştirilerek, en iyi menzil için sürüklenme

$$D_{br} = \frac{4W(kC_{D0})^{1/2}}{3^{1/2}} = \frac{1.155W}{E_{\max}} = T_{br} \quad (5.62)$$

ve en iyi menzil için fines

$$E_{br} = \frac{W}{D_{br}} = 0.866E_{\max} \quad (5.63)$$

olarak elde edilir.

(5.42) denkleminde en iyi menzil finesi ve hızı yerleştirilerek *en iyi anlık menzil* denklemi

$$\frac{dR_{br}}{-dW} = \frac{0.866E_{\max}U_{br}}{fW} \quad (5.64)$$

şekline gelir. Buradaki U_{br} nin değeri (5.61) bağıntısından bulunabilir. (5.64) denkleminde görüldüğü gibi “en iyi menzili” elde etmek için büyük bir maksimum taşıma-sürüklenme oranı, yüksek bir en iyi menzil hava hızı, düşük bir özgül yakıt sarfıyatı ve düşük bir uçak brüt ağırlığı gerekmektedir. Maksimum taşıma-sürüklenme oranı ve özgül yakıt sarfıyatı birer tasarım karakteristiği iken en iyi menzil hava hızı ve uçağın brüt ağırlığı ise tasarım karakteristikleri ile işletme hususlarının bir kombinasyonudur. Uçuş yörüngesi boyunca uçağın brüt ağırlığı azalacağından en iyi anlık menzil uçuş yörüngesi boyunca artacaktır. En iyi anlık menzil, uçuşun sonunda uçağın en hafif olduğu durumda elde edilecektir.

En iyi menzil taşıma katsayısı

$$C_{L,br} = \frac{(W/S)}{q_{br}} = \left(\frac{C_{D0}}{3k} \right)^{1/2} = 0.577C_{L,E_{\max}} \quad (5.65)$$

bağıntısıyla hesaplanır. Bu bağıntıya göre, anlık menzili uçuş yörüngesi boyunca bütün noktalarda maksimize etmek için, taşıma katsayısının uçuş rotası boyunca her an sabit ve değerinin de uçağın bir tasarım karakteristiği olan en iyi menzil taşıma katsayısına eşit tutulması gerekmektedir. En iyi menzil için belirlenen bu koşul bir önceki bölümde bahsedilen uçuş programlarından sadece “sabit taşıma katsayılı” olan ikisinde uygulanabilir.

En iyi menzil koşulları (5.49) denkleminde yerleştirilerek *sabit irtifada - sabit taşıma katsayısı ile uçuş* programı için *en iyi menzil*

$$R_{br;h,C_L} = \frac{1.732E_{\max}U_{br1}}{f} \left[1 - (1 - \zeta)^{1/2} \right] \quad (5.66)$$

şeklinde yazılabilir. Burada U_{br1} seyir uçuşu başlangıcındaki en iyi menzil hava hızıdır. Seyir sırasında hava hızının uygun biçimde azaltılması gerektiği hatırlanmalıdır.

(5.54) denkleminde ve en iyi menzil koşullarından, *seyir tırmanma uçuşu için en iyi menzil* denklemi

$$R_{br;U,C_L} = \frac{0.866E_{\max}U_{br}}{f} \ln \left(\frac{1}{1 - \zeta} \right) \quad (5.67)$$

şeklinde elde edilir. Parantez içerisindeki ζ lı terim eşdeğeri olan kütle oranı MR ile değiştirilebilir.

Sabit bir taşıma katsayısının en iyi menzil koşulu sabit irtifada - sabit hava hızıyla uçuş programı tarafından sağlanmakla beraber menzil, ilk yaklaşımla, seyir başlangıç koşulları en iyi menzil koşullarına eşit kılınarak maksimize edilebilir. Buna göre sabit irtifada - sabit hava hızı ile seyir için en iyi menzil denklemi için

$$R_{br;h,U} \cong \frac{2E_{\max}U_{br}}{f} \arctan \left(\frac{0.433\zeta}{1 - 0.25\zeta} \right) \quad (5.68)$$

elde edilir. Burada arctan terimi ile elde edilecek açı radyan cinsinden ifade edilmelidir. Bu uçuş programında en iyi menzili için tam koşullar (5.56) menzil denklemi maksimize edilerek elde edilebilir. Bu koşullar seyir - yakıt ağırlık kesri ile tasarım ve uçuş karakteristiklerini fonksiyonudur. Tam çözümle ve (5.68) denklemi ile elde edilen menziller arasındaki fark seyir - yakıt kesrinin küçük değerleri için küçüktür. Bu fark ζ nın artan değerleriyle artmakla birlikte, sabit irtifada - sabit seyir hızıyla uzun menzilli uçuşlar normal olarak ardı ardına arttırılan irtifalarda uçulan (ζ nın küçük değerleriyle) küçük parçalara ayrılır. Böyle bir uçuş programı basamaklı-irtifada uçuş olarak bilinir ve basamak sayısı arttırıldığında limitte seyir - tırmanma uçuşuna yaklaşır. Bu konu sonraki bölümde incelenecektir. Sonuç olarak (5.67) bağıntısı, hassasiyette küçük bir kayıpla, sabit irtifada - sabit hava hızıyla uçuş için “en iyi menzil” denklemi olarak kullanılabilir.

5.8 Seyir Tırmanması ve Kademeli İrtifa ile Uçuş

Önceki bölümde seyir tırmanma uçuşunu incelemek için düz uçuş denklemleri, uçuş yörünge (tırmanma) açısı yeterince küçük kabul edilerek kullanılmıştır. Seyir tırmanma uçuşu için temel işletme koşulu, anlık uçak ağırlığı/hava yoğunluğu oranını uçuş rotası boyunca sabit tutmaktır. Buna göre

$$\frac{W}{\rho} = \frac{W_1}{\rho_1} = \frac{W_2}{\rho_2} \quad (5.69)$$

olup, (5.46) denklemini kullanarak seyir tırmanma uçuşunun bitimindeki yoğunluk oranı başlangıçtaki yoğunluk oranı ve seyir yakıt ağırlık kesri cinsinden

$$\sigma_2 = \sigma_1(1 - \zeta) \quad (5.70)$$

şeklinde ifade edilebilir. Buradan σ_2 değeri bulunarak nihai irtifa belirlenir.

İrtifadaki değişim Miele tarafından önerilen [(Hale, 1984), (Ojha, 1995)]

$$\Delta h = h_2 - h_1 = \beta \ln \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_2} \right)$$

denklemini kullanarak da

$$\Delta h = \beta \ln \left(\frac{1}{1 - \zeta} \right) \quad (5.71)$$

şeklinde belirlenebilir. Buradaki β bir sabit olup değeri Ojha (1995) tarafından troposferde 9296 m ve stratosferde 6216 m olarak verilmiştir. Δh büyüklüğü m cinsindendir.

(5.70) ve (5.71) bağıntılarının ikisinde de seyir tırmanma uçuşu sırasındaki irtifa artışı sadece yakıt ağırlık kesrinin bir fonksiyonudur.

Uçuş yörünge açısı küçük olduğundan tanjantı açının kendisi ile değiştirilebilir. Buna göre

$$\begin{array}{ll} \text{troposfer} & \gamma_{U,C_L} = \frac{\Delta h}{R} = \frac{9296 f}{UE} \\ \text{stratosfer} & \gamma_{U,C_L} = \frac{\Delta h}{R} = \frac{6216 f}{UE} \end{array} \quad (5.72)$$

olur. Herhangi bir seyir tırmanma uçuşu için U hızı m/s , R menzili m ve γ da radyan cinsinden ölçülmektedir.

En iyi (maksimum) menzili verecek seyir tırmanma uçuşu için (5.72) bağıntısı

$$\begin{aligned} \text{traposfer} \quad \gamma_{br;U,C_L} &= \frac{10734.4 f}{U_{br} E_{\max}} \\ \text{stratosfer} \quad \gamma_{br;U,C_L} &= \frac{7177.8 f}{U_{br} E_{\max}} \end{aligned} \quad (5.73)$$

şekline gelir. (5.72) ve (5.73) bağıntılarında uçuş yörünge açısının değişim hızı esasen sıfır olup uçuş yörünge açısının kendisi de sabit kabul edilebilir.

Önceki paragrafta da hatırlatıldığı gibi en iyi menzil uçuş yörünge açısı küçük olmasına rağmen sıfır olmayıp gerçekte menzilin büyüklüğü üzerinde bir etkisi vardır. Menzil hesabında, düz uçuş kabulünden kaynaklanan hataları tayin etmek için düz olmayan uçuş denklemleri kullanılarak tam bir çözüm elde edilebilir. Hale (1984), seyir tırmanma uçuşu yapan bir uçak için düz uçuş menzil (*Breguet*) denklemini kullanarak bulunan menzil hatasının %1 veya daha küçük olduğunu belirtmiştir.

Seyir tırmanma uçuşu, uzun menzilli uçuşlar için, bir uçağın menzilin büyük miktarda arttırmakla birlikte bu tip uçuş sırasında irtifanın sürekli olarak artırılması söz konusu olup havada başka uçakların da var olacağı dikkate alınırsa bu durum emniyetli uçuşla bağdaşık değildir. Bunun sonucu olarak seyir tırmanma uçuşunun uygulanması kısıtlıdır. Ancak uzun menzilli uçuşlarda irtifa basamak şeklinde ardı ardına değiştirilerek bir seri “sabit irtifada - sabit hava hızıyla uçuş programı” uygulanabilir. Basamaklı irtifa uçuşu kıta - ötesi ve okyanus - ötesi gibi uzun - menzilli uçuşlarda toplam yakıt tüketimini azaltmak için uygulanabilir. Zira, günümüzün önemli konularından biri fosil yakıtların tükenmekte olması ve fiyat artışlarıdır. Kademeli - irtifa uçuşu için yakıt tüketimi tırmanma gereksinimiyle hafifçe artmaktadır. Kademeli - irtifa uçuşu ayrıca hava trafik kontrolü üzerinde ekstra bir yük yaratmakta olup uçağın irtifa değiştirirken ve yeni geldiği seyir irtifasında başka bir uçakla karşılaşmamasından emin olmak gerekmektedir.

Hava trafik kontrolü bir yöndeki uçuşlar için tek - sayılı irtifaları tahsis ederken diğer yöndeki uçuşlar için çift - sayılı irtifaları ayırdığından, kademeli - irtifa uçuşunda irtifaların 609.6 metrenin (2000 *ft*) katları şeklinde olması gerekir. Havayolu

şirketleri 609.6 metrelik basamakları tercih edecek iken mevcut durumdaki trafik kontrol limitleri 1219.2 metrelik (4000 ft) basamaklar şeklindedir [(Asselin, 1997), (Hale, 1984), (Ojha, 1995)].

5.9 Havada Kalma Süresi ve Dolaşma

Havada kalma süresi uçağın havada uçtuğu zaman olarak tanımlanır. Havada kalma süresi uçağın kat ettiği mesafenin uçak hızına bölünmesi ile bulunur.

$$Endurance = \frac{R}{U} \quad (5.74)$$

Burada E uçağın havada kalma süresi, R uçağın menzili ve U uçağın hızıdır.

Dolaşma ise uçağın gerektiğinde havaalanı civarında belirli bir irtifada ve dönüş yarıçapında dönüş manevrası yaparak havada kalmasıdır.

5.10 Özgül Menzil ve Özgül Havada Kalma Süresi

5.10.1 Özgül menzil

Özgül menzil tanımlamasında işletme gerekçeleri nedeniyle çeşitli tanımlamalar yapılabilir. Örneğin havayolu şirketleri bir uçağın işletme verimliliğini belirlemek için yolcu başına birim mesafede ne kadar hacimde veya kütlede yakıt harcadığını esas alabilmektedirler. Bu çalışmada özgül menzil, harcanan birim yakıt kütle başına kat edilen menzil olarak tanımlanmaktadır (Filippone, 2006):

$$SR = \frac{dR}{dm_f}$$

Özgül menzil uçuş hızına, irtifaya ve uçağın kütlesine bağlamak mümkündür. Bu amaçla menzil için daha önce yazılan

$$\frac{dR}{-dm} = \frac{U}{fT} = \frac{U}{fD} \quad (5.42)$$

(5.42) bağıntısı

$$-dm = dm_f$$

olmak üzere düzenlenirse

$$dR = \frac{U}{fD} dm_f \quad (5.75)$$

elde edilir. Bu bağıntının da tüketilen yakıt kütesine göre türevi alınır

$$SR = \frac{dR}{dm_f} = \frac{d}{dm_f} \left(\frac{U}{fD} dm_f \right) = \frac{U}{fD} \quad (5.76)$$

elde edilir. Bu bağıntı sadece jet motorlu uçaklar için geçerli olup, birimi (m/kg) dur.

Sesaltı uçaklar için parabolik sürüklenme tanımı kullanarak:

$$SR = \frac{U}{fD} = \frac{U}{f} \frac{1}{c_1 \sigma (C_{D0} + kC_L^2) U^2} = \frac{1}{c_1 \sigma f (C_{D0} + kC_L^2) U} \quad (5.77)$$

elde edilir. Burada

$$c_1 = \rho_0 S / 2$$

dir. Düz uçuş koşullarında taşıma kuvvetinin ağırlığa eşit olduğu hatırlanarak taşıma katsayısının dinamik basınç, ağırlık ve alan cinsinden değeri (5.77) bağıntısına yerleştirip gerekli düzenlemeler yapılırsa

$$SR = \frac{1}{f} \frac{1}{c_1 \sigma C_{D0} U + c_2 k m^2 / \sigma U^3} \quad (5.78)$$

elde edilir. Burada

$$c_2 = c_1 \left(\frac{2g}{\rho_0 S} \right)^2 = \frac{2g^2}{\rho_0 S}$$

Seyir hızının özgül menzile etkisini, özgül menzil bağıntısının hıza göre türevini alarak incelemek mümkündür. Bu türev sıfıra eşitlenerek maksimum özgül menzili veren uçuş hızı elde edilebilir:

$$\frac{dSR}{dU} = \frac{d}{dU} \left[\frac{1}{c_1 \sigma f (C_{D0} + kC_L^2) U} \right] = 0 \quad (5.79)$$

Bu denklem, f nin hız ile değişimi ihmal edilerek çözülürse

$$U_{SR} = \left[\frac{2(W/S)}{\rho_0 \sigma} \right]^{1/2} \left[\frac{3k}{C_{D0}} \right]^{1/4} \quad (5.80)$$

bulunur.

5.10.2 Özgöl havada kalma süresi

Özgöl havada kalma süresi birim yakıt ağırlığı başına havada kalma süresidir.

Jet motorlu uçaklarda ağırlığın zamanla değişimi

$$-\frac{dW}{dt} = -\dot{W} = \dot{W}_f = fT$$

şeklinde ifade edilebilir. Buna göre özgöl havada kalma süresi de

$$Endurance_s = \frac{dt}{dW_f} = \frac{1}{\dot{W}_f} = \frac{1}{fT} = \frac{1}{fD} \quad (5.81)$$

şeklinde hesaplanabilir. Ayrıca özgöl havada kalma süresi özgöl menzilin hıza göre oranından da hesaplanabilir.

$$Endurance_s = \frac{SR}{U}$$

6. TIRMANMA VE ALÇALMA

6.1 Giriş

Bu bölümde tırmanma ve alçalma aşamaları ivmesiz halleri incelenecektir. Tırmanma aşamasında uçak irtifa alacak, alçalma sırasında ise irtifa kaybedecektir.

Modern uçaklar tırmanma veya alçalma sırasında dönüş manevrası da yapmaktadırlar. Ancak bu bölümde uçağın tırmanma veya alçalma aşamalarındaki hareketinin sadece düz bir rota boyunca geçen kısmı incelenmiştir. Ayrıca uçağın simetrik ve rijit olduğu kabul edilmiştir.

Tırmanma ve alçalma hareketleri sırasında incelenmesi ilgi çeken başlıca konular

- en dik tırmanma,
- en çabuk tırmanma
- en ekonomik tırmanma
- minimum süzülme hızı ile süzülme ve
- minimum süzülme açısı ile süzülme

şeklinde sıralanabilir.

Bu bölümde minimum yakıt ile, maksimum tırmanma açısı ile ve maksimum hızla tırmanma ve alçalma uçuş programları incelenecektir.

Ayrıca bu bölümde kalkış manevrasından sonra tırmanma aşamasına geçmeden önce emniyetli yüksekliğe erişme aşaması ve iniş manevrasından önce hava alanına yaklaşma aşaması incelenecektir.

6.2 Tırmanma Öncesi Emniyetli Yüksekliğe Erişme Aşaması

Daha sonraki bölümde bahsedileceği gibi kalkış aşamasında 35-50 ft'lik engel yüksekliğine erişen uçak U_2 hızında ve γ_c tırmanma açısında 400 ft yüksekliğe kadar sabit hızda ve sabit tırmanma açısında uçmaya devam ederek, bu yüksekliğe ulaştıktan sonra iniş takımlarını çekmektedir. Ojha (1995), FAR emniyet koşulları gereği uçağın 1500 ft lik bir yüksekliğe erişinceye kadar tırmanma öncesi bir ara aşama daha geçirdiğini belirtmektedir. Bu ara aşamayla ilgili bilgiler Airbus (2002)

tarafından yayınlanan uçuş destek dökümanında da yer almaktadır. Eshelby (2000) uçuşun bu aşamasını 4 kısma ayırarak incelemiştir. Birinci kısım hayali engel yüksekliğinden uçağın iniş takımlarının tamamen çekilmesine kadar geçen süreç olup bu aşamada flaplar kalkış ayarındadır. Ayrıca tırmanma gradiyenti pozitif olup, uçak U_2 hızındadır.

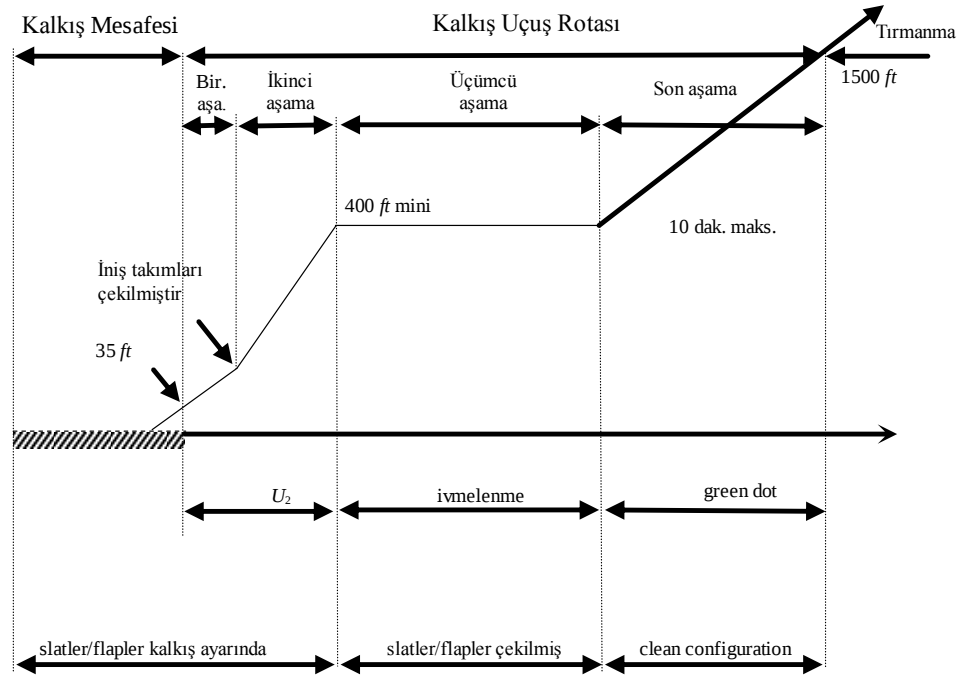
İkinci kısım iniş takımlarının çekilmesinden itibaren başlayıp flapların çekileceği emniyetli yüksekliğe erişinceye kadar geçen süreçtir. Bu kısımda iniş takımları çekilmiş, flapler kalkış ayarında, ve U_2 uçuş hızındadır. Bu tırmanma kısmı uçak performans analizi için çok önemlidir. Çünkü maksimum kalkış ağırlığını sınırlar. İkinci kısım sonunda uçağın güvenlik nedeniyle 400 *ft* yüksekliğe erişmesi gerekir.

Üçüncü kısımda uçağın flapları çekilmektedir. Bu aşamada flapların çekilmesi nedeniyle taşıma ve sürüklenme katsayılarında azalma görülür. Taşımadaki azalmayı telafi etmek için uçağın hızlanması gerekir. Sürüklemedeki azalma itki fazlası yaratır. Bu da uçağın hızlanmasına katkı sağlar. İtki fazlası küçük olduğundan hızlanma için uzun zaman gerekebilir. Airbus (2002) raporunda bu zaman aralığının maksimum 10 dakika süreceği önerilmiştir.

Dördüncü aşamanın başında uçağın iniş takımları ve flaplar çekilmiş durumdadır. Ayrıca uçak flapsız halde yeterince taşıma sağlayacak hıza erişmiş durumdadır. Bu aşamada uçak 400 *ft* yükseklikten 1500 *ft* yüksekliğine tırmanacaktır.

Sonuç olarak 35 *ft* yükseklikten belirli bir yüksekliğe kadar iniş takımları çekilir, daha sonra uçak 400 *ft* yüksekliğe kadar tırmanma yapar, 400 *ft* yükseklikte bir düz uçuş aşamasına geçerek maksimum 10 dakika süren bu aşamada flaplarını kapatıp hızlanır, tırmanma hızına eriştikten sonra 1500 *ft* yüksekliğe kadar irtifa kazanarak ardından asıl tırmanma uçuşuna geçer. Bu aşamada uçak artık iniş takımları ve flapları çekilmiş (clean configuration) durumdadır.

Uçuşun bu aşaması tam olarak kalkış veya tırmanma aşamalarından birinin içine girmemektedir. Zira bu ara aşama boyunca uçağın konfigürasyonunda halen değişiklikler olmaktadır (iniş takımlarının, flap ve slatların çekilmesi gibi). Ancak bu aşamadaki uçuş hareketi şekil itibarıyla tırmanma hareketi sırasındakine benzediği için benzeri uçuş denklemlerini kullanmak mümkündür. Bu bakımdan konuya bu bölümde değinilmiştir.



Şekil 6.1 : Uçuş rotası

6.3 Tırmanma Hareketi Denklemleri

Şekil 6.2 de gösterildiği gibi düşey bir düzlem içerisinde simetrik tırmanma hareketi yapmakta olan jet motorlu bir uçak için uçuş hızı doğrultusunda ve buna dik doğrultudaki hareket denklemleri sırasıyla:

$$m \frac{dU}{dt} = T \cos(\alpha + \phi_T) - D - W \sin \gamma \quad (6.1)$$

$$mU \frac{d\gamma}{dt} = T \sin(\alpha + \phi_T) + L - W \cos \gamma \quad (6.2)$$

şeklinde yazılabilir. Burada γ uçuş doğrultusu ile yatay arasındaki tırmanma açısı, α hız vektörü ile uçağın referans eksenini arasındaki hücum açısı, ϕ_T de uçağın referans eksenini ile itki doğrultusu arasındaki açıdır.

Hücum açısı ile itki açısı çoğu zaman küçük olduğundan

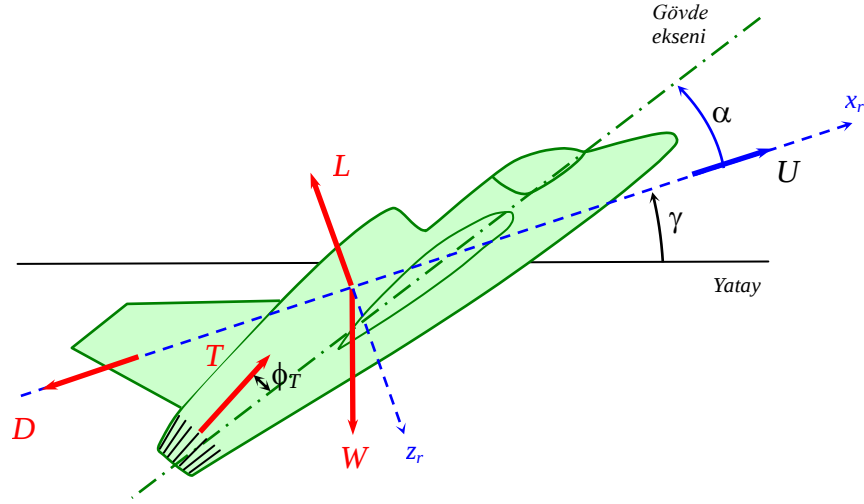
$$\cos(\alpha + \phi_T) \approx 1; \quad \sin(\alpha + \phi_T) \approx 0 \quad (6.3)$$

kabulleri yapılabilir. Bu durumda (6.1-2) denklemleri

$$m \frac{dU}{dt} = T - D - W \sin \gamma \quad (6.4)$$

$$mU \frac{d\gamma}{dt} = L - W \cos \gamma \quad (6.5)$$

şekline gelir.



Şekil 6.2 : Tırmanma

Diğer taraftan yatay ve düşey hız bileşenleri için sırasıyla

$$u_c = \frac{dX}{dt} = U \cos \gamma \quad (6.6)$$

$$v_c = \frac{dh}{dt} = U \sin \gamma \quad (6.7)$$

yazmak mümkündür.

Ayrıca, tırmanma aşaması uzun zaman aralığında gerçekleştiğinden yakıt tüketimi nedeniyle uçağın ağırlığında önemli değişimler meydana gelir. Bu nedenle yakıt tüketiminin de göz önünde bulundurulması gerekir. Uçağın ağırlığındaki (W) değişimi yakıt ağırlığındaki (W_f) değişime aşağıdaki şekilde bağlamak mümkündür:

$$\frac{dW}{dt} = \frac{-dW_f}{dt} = -\dot{W}_f \quad (6.8a)$$

Yakıt ağırlığındaki değişim de, motorların özgül yakıt sarfiyatına (f)

$$\frac{-dW_f}{dt} = fT \quad (6.8b)$$

şeklinde bağlıdır.

(6.4) ve (6.5) denklemleri uçuş hızı ve tırmanma açısı için zamana bağlı birinci dereceden adi diferansiyel denklemler olup bir çok değişken iki denklemde de yer

aldığından eş zamanlı olarak çözümleri gerekmektedir. Denklemlerin sağ tarafında yer alan büyüklüklerin birbirlerine bağlı olmaları denklemleri ayrıca karmaşık hale getirmektedir. Bu denklemleri zamana bağlı halde bir başlangıç problemi olarak nümerik yöntemlerle çözmeye çalışmak mümkündür. Ancak bu denklemleri küçük zaman aralıklarında daimi imiş gibi ele alarak faydalı birtakım çözümler de elde edilebilir.

6.4 Tırmanma Hareketinin Sanki - Daimi Yaklaşım ile İncelenmesi

Tırmanma hareketi zaman bağlı bir hareket olmakla birlikte, küçük bir zaman aralığında, tırmanma açısının ve uçuş hızının değişmediği ($\gamma_c = sb$, $U = sb$) kabul edilerek bu zaman aralığında tırmanma hareketinin sanki-daimi olduğu varsayılabilir. Bu durumda (6.4) ve (6-5) tırmanma denklemleri sırasıyla

$$T = D + W \sin \gamma \quad (6.9)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (6.10)$$

şekline dönüşür. (6.9) denkleminde tırmanma açısı

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (6.11)$$

olarak bulunur. Bu eşitlik (6.7) bağıntısında kullanılarak tırmanma hızını da (düşey hız bileşeni)

$$v_c = U \sin \gamma = \frac{T - D}{W} U \quad (6.12)$$

şeklinde hesaplamak mümkündür.

Yukarıdaki bağıntılarla hesap yapabilmek için itki ve sürüklenme kuvvetlerinin, uçuş hızının ve uçak ağırlığının bilinmesi gerekir. İtke kuvveti seçilen bir gaz kolu ayarında genel olarak uçağın hızına ve bulunduğu irtifaya bağlıdır.

$$T = T(U, h) \quad (6.13)$$

Sürüklenme kuvveti parabolik bir sürüklenme poleri kabul edilerek

$$D = \frac{1}{2} \rho S C_D U^2 ; \quad C_D = C_{D_0} + k C_L^2 \quad (6.14)$$

şeklinde hesaplanabilir. Daimi tırmanma sırasındaki uçak hızı (6.10) denkleminde

$$L = W \cos \gamma \rightarrow \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L = W \cos \gamma \quad (6.15)$$

$$U = \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \left(\frac{W}{S} \right) \cos \gamma} \quad (6.16)$$

şeklinde elde edilebilir. Uçağın ağırlığı ise küçük zaman aralığında değişmiyor kabul edilebilir.

6.4.1 En dik tırmanma

(6.10) denklemi kullanılarak (6.11) denklemi düzenlendiğinde, tırmanma açısı için

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{L/D} \quad (6.17)$$

elde edilir. Burada L/D oranı fines olarak adlandırılmaktadır. En büyük tırmanma açısını elde etmek için bu bağıntıyı maksimize etmek gerekir.

Bu incelemenin yine küçük zaman aralıklarında yapıldığı dikkate alınarak uçak ağırlığının değişmediği kabul edilecektir. Tırmanma açısının 15° den küçük değerleri için $\cos \gamma \approx 1$ almak mümkündür (Raymer, 2006). Bu durumda (6.17) denklemi

$$\sin \gamma_{\max} = \frac{T_{\max}}{W} - \frac{1}{E_{\max}} \quad (6.18)$$

şeklinde düzenlenebilir. Burada

$$E_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{k C_{D_0}}} \quad (6.19)$$

maksimum finesi belirtmektedir.

(6.18) denkleminde görüldüğü gibi en dik tırmanma açısı maksimum itki ve fineste elde edilir. Eğer itki hızdan bağımsız kabul edilirse, verilen gaz kolu ayarında itkinin maksimum değeri sadece irtifayla değişir:

$$\frac{T_{\max}}{T_{\max,0}} = \sigma^r \quad (6.20)$$

Buradaki r üstü Bölüm 4 te anlatılmıştır. Buna göre (6.18) bağıntısı

$$\sin \gamma_{\max} = \left(\frac{T_{\max,0}}{W} \right) \sigma^r - \frac{1}{E_{\max}} \quad (6.21)$$

şekline gelir. Bu durumda tırmanma açısını maksimize etmek için finesin maksimize edilmesi yeterli olacaktır.

Daha önce de belirtildiği gibi tırmanma açısı küçük olduğundan $\cos \gamma \approx 1$ kabul edilebilir. Bu yaklaşımla (6.16) denklemi

$$U = \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \left(\frac{W}{S} \right)} \quad (6.22)$$

şeklinde yazılabilir. En dik tırmanma sırasında fines maksimum olduğundan uçuş hızı için yazılan bu son bağıntıdaki taşıma katsayısı maksimum fines durumundaki taşıma katsayısı olacaktır.

Daha önce Bölüm 3.4 te en iyi fines durumundaki taşıma katsayısı için

$$C_{L,E_{\max}} = \left(\frac{C_{D_0}}{k} \right)^{1/2} \quad (6.23)$$

elde edilmişti. (6.23) eşitliği (6.22) de yerleştirilerek en dik tırmanma sırasındaki uçuş hızı için

$$U_{\gamma_{\max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}} \quad (6.24)$$

elde edilir. Bu durumda tırmanma hızı ise

$$(v_c)_{\gamma_{\max}} = U_{\gamma_{\max}} \sin \gamma_{\max} \quad (6.25)$$

olarak hesaplanabilir.

Bu yaklaşımla bir uçağın herhangi bir irtifadan itibaren belli bir irtifaya kadar en dik tırmanma hareketini hesaplamak için küçük adımlarla yapılacak bir hesaplama süreci aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- 1) Uçağın parametrelerini gir.
- 2) (6.19) bağıntısından $E_{\max}$ sını hesapla.
- 3) Deniz seviyesindeki maksimum itki kuvvetini belirle.

- 4) (6.21) bağıntısından maksimum tırmanma açısını hesapla.
- 5) (6.24) bağıntısından uçuş hızını hesapla.
- 6) (6.11) bağıntısından tırmanma hızını hesapla.
- 7) Bir sonraki adıma geç ve işlemi belirlenen tavan koşuluna kadar tekrarla.

6.4.2 En çabuk tırmanma

En çabuk tırmanma ile kastedilen belirlenen bir irtifaya en kısa zamanda ulaşmaktır. Hava trafiği kontrol otoriteleri havaalanlarında artan uçuş seferleri nedeniyle tırmanma sırasında meydana gelen sıkışıkları önlemek amacıyla uçakların daha hızlı tırmanmasını istemektedir. Bu nedenle her bir uçağın performans çalışmasında en çabuk tırmanma performans analizi yapılması gerekir (Cavcar ve Cavcar, 2004).

En çabuk tırmanma hızını elde etmek için tırmanma hızının uçuş hızına göre türevi alınıp sıfıra eşitlenmesi gerekir. Buna göre (6.12) bağıntısından

$$\frac{dv_c}{dU} = \frac{d}{dU} \left(\frac{TU - DU}{W} \right) = 0 \quad (6.26)$$

$$\frac{1}{W} \left[\left(\frac{dT}{dU} \right) U - \left(\frac{dD}{dU} \right) U + T - D \right] = 0 \quad (6.27)$$

elde edilir. Buradaki inceleme küçük zaman aralığında yapıldığından uçağın ağırlığı sabit kabul edilebilir. Ayrıca küçük zaman aralığında itki kuvvetinin hızdan bağımsız olduğu kabulü de yapılabilir. Böylece

$$T - D - U \frac{dD}{dU} = 0 \quad (6.28)$$

elde edilir.

(6.28) bağıntısındaki sürüklemenin türevi

$$\frac{dD}{dU} = \frac{dD}{dq} \frac{dq}{dU}$$

şeklinde dinamik basınca bağlanabilir. Sürüklenme kuvveti dinamik basınç cinsinden

$$D = qS(C_{D_0} + kC_L^2) = qSC_{D_0} + \frac{kW^2}{qS}; \quad q = \frac{1}{2} \rho U^2$$

şeklinde düzenlenerek türevi için

$$\frac{dD}{dq} = SC_{D_0} - \frac{kW^2}{q^2 S}$$

elde edilir. yazılabilir. Ayrıca

$$\frac{dq}{dU} = \rho U = \frac{2q}{U}$$

olup, böylece (6.28) bağıntısı

$$T - \left(q_{FC} SC_{D_0} + \frac{kW^2}{q_{FC} S} \right) - U_{FC} \left(SC_{D_0} - \frac{kW^2}{q_{FC}^2 S} \right) \frac{2q_{FC}}{U_{FC}} = 0$$

yeni bir düzenleme ile

$$(3S^2 C_{D_0}) q_{FC}^2 - (TS) q_{FC} - kW^2 = 0$$

şekline gelir. Buradan

$$q_{FC} = \frac{T/S}{6C_{D_0}} \left(1 \pm \left\{ 1 + \frac{3}{[E_{\max}(T/W)]^2} \right\}^{1/2} \right) \quad (6.29)$$

elde edilir. Burada

$$E_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D_0}}}$$

maksimum finesi belirtmektedir.

Burada en çabuk tırmanma koşulları arandığı için (6.29) eşitliğindeki eksi işaretli çözümü dikkate alınmayacaktır. (6.29) eşitliği,

$$\Gamma = 1 + \left\{ 1 + \frac{3}{[E_{\max}(T/W)]^2} \right\}^{1/2} \quad (6.30)$$

şeklinde birimsiz bir büyük tanımlanarak daha basit bir biçimde yazılabilir:

$$q_{FC} = \frac{(T/S)\Gamma}{6C_{D_0}} \quad (6.31)$$

Seçilmiş bir gaz kolu konumu için mutlak tavanda T/W oranı maksimum finenin tersine eşit olduğundan Γ nın maksimum tavandaki değeri 3 dür. Deniz seviyesine indikçe T/W oranı büyüdüğü için, (6.30) bağıntısında karekök içindeki ikinci terim

giderek küçülür. $(E_{\max}T/W)$ çarpımının çok büyük değerleri için Γ nın değeri 2 ye yaklaşır. Bu nedenle Γ , 2 ile 3 arasında değişen bir değer almaktadır.

En çabuk tırmanma sırasındaki uçuş hızı, tırmanma açısı ve tırmanma hızı sırasıyla

$$U_{FC} = \left[\frac{(T/S)\Gamma}{3\rho C_{D_0}} \right]^{1/2} \quad (6.32)$$

$$\frac{1}{E_{FC}} = \frac{(T/W)\Gamma}{6} + \frac{3}{2\Gamma E_{\max}(T/W)} \quad (6.33)$$

$$\sin \gamma_{FC} = \frac{T}{W} \left(1 - \frac{\Gamma}{6} \right) - \frac{3}{2\Gamma E_{\max}^2(T/W)} \quad (6.34)$$

$$(v_c)_{FC} = U_{FC} \sin \gamma_{FC} \quad (6.35)$$

şeklinde elde edilir.

Uçuş koşullarında herhangi bir kısıtlama yoksa, en hızlı tırmanma maksimum itki sırasında elde edilir (Hale, 1984). En çabuk tırmanmadaki tırmanma hızı deniz seviyesinde en yüksek değerde olup, irtifa artıkcı azalarak mutlak tavanda sıfır olur.

Bu yaklaşımla bir uçağın herhangi bir irtifadan itibaren belli bir irtifaya kadar en çabuk tırmanma hareketini hesaplamak için küçük adımlarla yapılacak bir hesaplama süreci aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- 1) Uçağın parametrelerini gir.
- 2) (6.30) bağıntısından Γ parametresini hesapla.
- 3) (6.32) bağıntısından uçuş hızını hesapla.
- 4) (6.34) bağıntısından tırmanma açısını hesapla.
- 5) (6.35) bağıntısından tırmanma hızını hesapla.
- 6) Bir sonraki adıma geç ve işlemi belirlenen tavan koşuluna kadar tekrarla.

6.4.3 En ekonomik tırmanma

Tırmanma hızı için verilen (6.7) ve (6.12) bağıntılarından

$$\frac{dh}{dt} = \frac{T - D}{W} U \quad (6.36)$$

yazılabilir. Yakıt tüketimi için daha önce verilen

$$\frac{-dW_f}{dt} = fT \quad (6.8b)$$

bağıntısı bu son bağıntı ile bölünerek irtifa ile yakıt ağırlığının değişimi için

$$\frac{-dW_f}{dh} = \frac{fTW}{TU - DU} \quad (6.37)$$

eşitliği elde edilir. Sanki-daimi yaklaşımla yapılan inceleme için küçük zaman aralığında uçağın ağırlığının ve itkisinin değişmediği varsayıldığından yakıt kütlesinin irtifa ile değişimi sadece U uçuş hızının bir fonksiyonudur.

En ekonomik tırmanma en az yakıt tüketerek istenilen irtifaya tırmanmadır. Bu bakımdan (6.37) eşitliğinin minimize edilmesi gerekir. Yani hangi uçuş hızında (dW_f/dh) türevinin minimum olacağı araştırılacaktır. Bu türevin minimum olması için tersinin maksimum olması gerekir. Buna göre:

$$\frac{d}{dU} \left(\frac{dh}{-dW_f} \right) = \frac{d}{dU} \left(\frac{TU - DU}{fTW} \right) = 0 \quad (6.38)$$

olmalıdır. Burada f ve T büyüklükleri sabit olup bağıntı yeniden

$$\frac{d}{dU} \left(\frac{TU - DU}{W} \right) = 0 \quad (6.39)$$

şeklinde yazılırsa daha önce “en çabuk tırmanma” halinde elde edilen (6.26) bağıntısıyla aynı olduğu görülür. Buna göre, yapılan kabuller ve yaklaşımlar çerçevesinde en hızlı tırmanma için gerekli koşullarla en ekonomik tırmanma için gerekli koşullar aynı olmaktadır.

Uçağın en ekonomik tırmanma sırasındaki hızı en dik tırmanma halindeki hızı ile en çabuk tırmanma halindeki hızı arasındadır. Ancak en ekonomik tırmanma halindeki hız en çabuk tırmanma halindeki hıza daha yakındır. Bu nedenle en çabuk tırmanma hali en ekonomik tırmanma gibi görülebilir (Ojha, 1995).

6.5 Alçalma ve Süzülme

Uçağın alçalma hareketine ilişkin uçuş denklemleri tırmanma hareketindeki denklemlerle aynı olup, bu bakımdan burada denklemlerin çözümü üzerinde tekrar durulmayacaktır. İki hareket arasındaki tek fark itki fazlasının (excess thrust),

tırmanma sırasında pozitif işaretli iken alçalma sırasında eksik itki nedeniyle negatif işaretli olmasıdır.

Süzülme hareketi ise itkinin olmadığı alçalma hareketi olarak tanımlanır. Süzülme hareketine ilişkin denklemler, tırmanma hareketlerine ilişkin (6.9) (6.10) denklemlerinden

$$D = W \sin \gamma \quad (6.40)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (6.41)$$

şeklinde yazılabilir. Burada γ süzülme açısıdır.

6.5.1 Minimum süzülme hızı ile süzülme (maksimum havada kalma)

Uçak, yakıtın bitmesi veya motorların arızalanması durumunda, minimum süzülme hızı ile maksimum süre hava kalabilir. Süzülme hızı uçağın düşey hızı olup

$$v_s = U \sin \gamma \quad (6.42)$$

şeklinde tanımlanır. Buna göre U uçuş hızı için daha önce tırmanma halinde çıkartılan (6.16) bağıntısı kullanılarak süzülme hızı

$$v_s = U \sin \gamma = \sin \gamma \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \left(\frac{W}{S} \right) \cos \gamma} \quad (6.43)$$

şeklinde hesaplanır.

(6.40) ve (6.41) bağıntıları oranlanırsa süzülme açısı için

$$\frac{L}{D} = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} = \frac{\cos \gamma}{\sin \gamma} \rightarrow \sin \gamma = \frac{D}{L} \cos \gamma = \frac{C_D}{C_L} \cos \gamma \quad (6.44)$$

elde edilir. Bu bağıntı (6.43) de kullanarak süzülme hızı

$$v_s = \frac{C_D}{C_L} \cos \gamma \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \left(\frac{W}{S} \right) \cos \gamma} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \frac{C_D^2}{C_L^3} \cos^3 \gamma} \quad (6.45)$$

veya γ süzülme açısı çok küçük olduğundan $\cos \gamma \approx 1$ olup

$$v_s \cong \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \frac{C_D^2}{C_L^3}} \quad (6.46)$$

elde edilir.

Minimum süzülme durumundaki taşıma katsayısı (6.46) bağıntısının C_L ye göre türevi alınıp sıfıra eşitlenerek:

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L^3}{C_D^2} \right) = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L^3}{(C_{D_0} + kC_L^2)^2} \right) = 0 \Rightarrow C_{L \min \text{ sink}} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}} \quad (6.47)$$

şeklinde elde edilir. Bu bağıntı Bölüm 5.5 te anlatılan minimum güç durumundaki taşıma katsayısı bağıntısı (5.41) ile aynıdır.

(6.47) bağıntısı (6.46) bağıntısındaki $C_D/C_L^{3/2}$ terimi yerine yerleştirilirse

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D_0} + kC_L^2}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D_0} + k(\sqrt{3C_{D_0}/k})^2}{(\sqrt{3C_{D_0}/k})^{3/4}}$$

veya

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{4C_{D_0}}{(3C_{D_0}/k)^{3/4}}$$

bağıntısı elde edilir. Yukardaki bağıntı (6.46) bağıntısına yerleştirerek minimum süzülme hızı için

$$v_{\min \text{ sink}} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \frac{4C_{D_0}}{(3C_{D_0}/k)^{3/4}}} \quad (6.48)$$

elde edilir.

Minimum süzülme durumundaki uçağın yatay hızı için, (6.47) bağıntısı (6.16) bağıntısına yerleştirerek ve $\cos \gamma \approx 1$ varsayımı yapılarak

$$U_{\min \text{ sink}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{3C_{D_0}}}} \quad (6.49)$$

bulunur. Minimum süzülme durumundaki uçağın hızı Bölüm 5.5 te anlatılan minimum güç durumundaki (5.41) bağıntısıyla aynıdır. Yani yakıtın bitmesi veya

motorların arızalanması durumunda pilotun, maksimum süreyle havada kalmak için minimum güç durumundaki hava hızında uçuşması gerekir.

Minimum süzülme durumundaki fines:

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{\sqrt{3C_{D_0}/k}}{C_{D_0} + k(\sqrt{3C_{D_0}/k})^2}$$

veya

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\min \text{ sink}} = \sqrt{\frac{3}{16kC_{D_0}}} \quad (6.50)$$

şeklinde bulunur.

Minimum süzülme hızında süzülme sırasındaki süzülme açısı

$$\gamma_{\min \text{ sink}} \cong \frac{v_{\min \text{ sink}}}{U_{\min \text{ sink}}} \quad (6.51)$$

şeklinde hesaplanabilir.

6.5.2 Minimum süzülme açısı ile süzülme (maksimum menzil)

Minimum süzülme açısı ile süzülme halinde maksimum menzil elde edilir. Minimum süzülme açısı en iyi fines durumunda gerçekleşir. Daha önce Bölüm 3.4 te en iyi fines durumundaki taşıma katsayısı için

$$C_{L,E_{\max}} = \left(\frac{C_{D_0}}{k}\right)^{1/2} \quad (6.52)$$

elde edilmişti. Bu bağıntı (6.52) bağıntısındaki $C_D/C_L^{3/2}$ terimi yerine yerleştirilirse

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D_0} + kC_L^2}{C_L^{3/2}} = \frac{C_{D_0} + k(\sqrt{C_{D_0}/k})^2}{(\sqrt{C_{D_0}/k})^{3/4}}$$

veya

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{2C_{D_0}}{(C_{D_0}/k)^{3/4}}$$

bağıntısı elde edilir. Yukardaki bağıntı (6.46) bağıntısına yerleştirerek minimum süzülme açısı durumundaki süzülme hızı

$$v_{\min \gamma} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right)} \frac{2C_{D_0}}{(C_{D_0}/k)^{3/4}} \quad (6.53)$$

şeklinde hesaplanır. Minimum süzülme açısı durumundaki uçağın hızı (6.52) bağıntısı (6.16) bağıntısına yerleştirilerek ve $\cos \gamma \approx 1$ kabulü yapılarak

$$U_{\min \gamma} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}} \quad (6.54)$$

ve minimum süzülme açısı

$$\gamma_{\min \gamma} \cong \frac{v_{\min \gamma}}{U_{\min \gamma}} \quad (6.55)$$

şeklinde hesaplanabilir.

6.6 Tırmanma ve Alçalma Sırasında Yakıt Tüketimi

Tırmanma ve alçalma aşamaları kalkış ve iniş aşamalarından daha uzun bir süreç olduğundan yakıt tüketimi daha büyüktür. Bu nedenle tırmanma ve alçalma sırasındaki yakıt tüketiminin hesaplanması gerekir. Tırmanma ve alçalma sırasındaki yakıt tüketimi

$$W_f = \int_0^1 \dot{W}_f dt = \int_0^1 \dot{W}_f \frac{dh}{v_c} = \int_0^1 f_j T \frac{dh}{v_c} \quad (6.56)$$

integraliyle hesaplanır. Burada f_j özgül yakıt sarfıyatı (*TSFC*), T motor itki kuvveti, v_c tırmanma hızıdır.

(6.56) integralini belli irtifa aralıklarında lineer bir yaklaşımla nümerik olarak

$$W_f = \sum f_{ji} T_i \frac{\Delta h}{v_{c_i}} \quad (6.57)$$

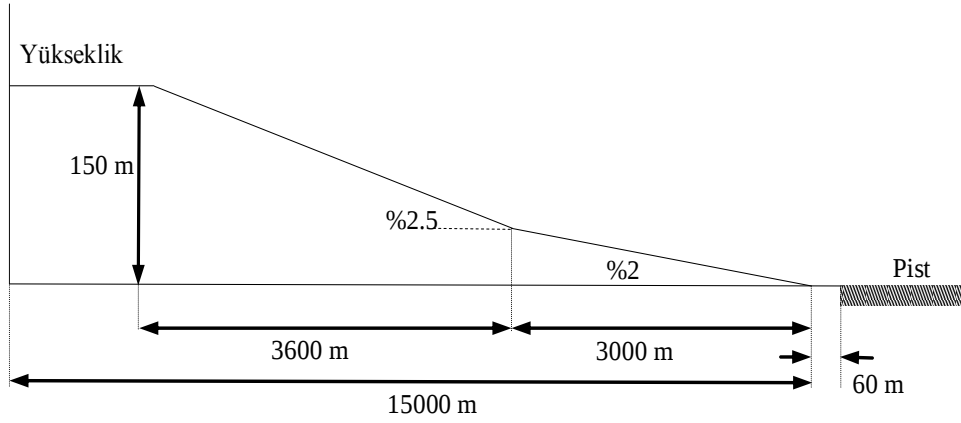
şeklinde hesaplamak mümkündür.

Özgül yakıt sarfıyatı hız ve irtifayla değişmektedir. Özgül yakıt sarfıyatı tablosu veya grafiğinin motor üretici firması tarafından verilmesi gerekir.

İtke kuvveti ise daha önceki bölümlerde anlatıldığı gibi hız ve irtifaya bağlı bir değişkendir. Verilen hızda ve irtifada itke tablosundan interpolasyon yöntemiyle hesaplanmaktadır.

6.7 Alçalma Sırasında Havaalanına Yaklaşma

ICAO Annex 14 de belirtildiği gibi alçalma sırasında uçağın havaalanına yaklaşma şeması Şekil. 6.3 gösterilmiştir.



Şekil 6.3: Havaalanına yaklaşma

Şekil 6.3 görüldüğü gibi toplam yaklaşma mesafesi 15000 m dir. Uçak yaklaşma aşamasının 8400 metresini 150 m yükseklikte düz uçuşla gerçekleştirmektedir. Bundan sonra 3600 metreyi %2.5 alçama gradiyenti ile alçalacaktır. Daha sonra ise alçalma %2 lik alçalma gradiyenti ile 3000 metrelik mesafe kat etmektedir (Eshelby, 2000).

7. KALKIŞ VE İNİŞ

7.1 Giriş

Gelişen uçak sanayisinde değişik model uçaklar üretilmektedir. Bu modellerin performans karakteristikleri farklıdır. Örnek olarak her bir uçak modelinin kendine ait kalkış ve iniş mesafeleri vardır. Bundan dolayı havaalanı tasarımında kullanılması istenilen uçakların kalkış ve iniş mesafelerinin bilinmesi gerekir.

Kalkış ve iniş uçuşun terminal aşamasıdır ve bu aşamalarda uçak hızlanmakta veya yavaşlamaktadır. Havaalanlarını daha verimli kullanmak ve kazaları azaltmak için havacılık otoriteleri bazı kurallar koymuştur. Bu çalışmada bunlar göz önünde bulundurularak kalkış ve iniş hızları, mesafeleri ve gereken zaman dilimi, minimum engeli aşma gradiyenti hesaplamaları yapılacaktır.

Buradaki çalışmada kalkış ve iniş aşamaları için önce analitik hesaplama yapılacaktır, daha sonra ise numerik hesaplama yapılacaktır.

7.2 Geleneksel Kalkış

Pist başında kalkış için hazırlanan bir uçak frenlerin bırakılmasından itibaren tırmanma aşamasına gelinceye kadar önce pist üzerinde ve daha sonra havada olmak üzere

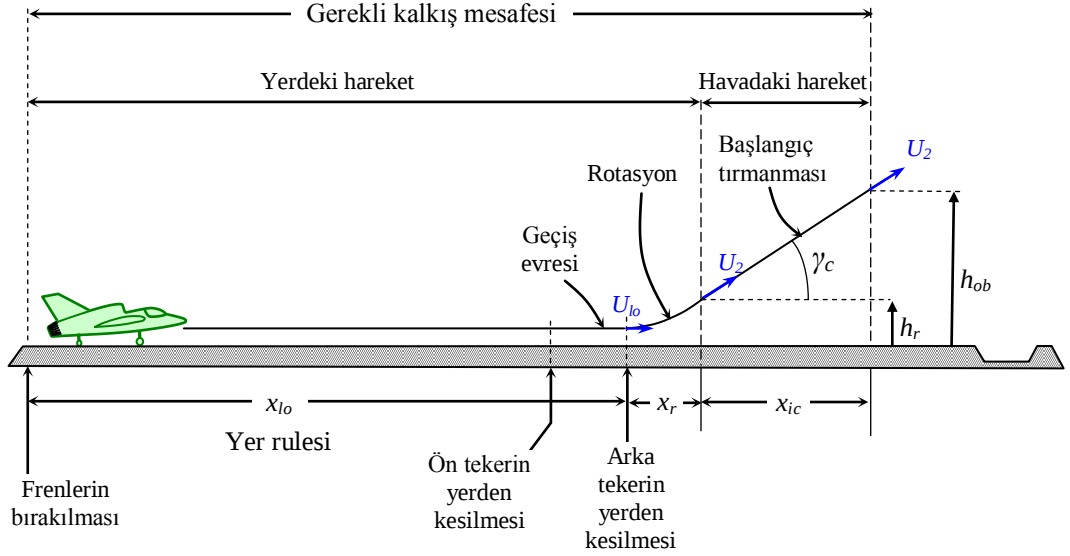
- (1) Yer rulesi boyunca ivmelenme;
- (2) Ön tekerin yerden kesilmesi ve geçiş aşaması;
- (3) Uçağın burun yukarı dönme hareketi (Rotasyon);
- (4) 35-50 ft emniyet yüksekliğine kadar başlangıç tırmanması

şeklinde dört aşama gerçekleştirir (Şekil 7.1).

7.2.1 Yer rulesi

Yer rulesi uçağın pist başında frenlerinin serbest bırakıldığı andan itibaren ön tekerin yerden kesilme anına kadar geçen süreçtir. Bu aşamada kat edilen mesafenin bilinmesi önemlidir.

Yer rulesi boyunca uçağın iniş takımları yer ile temas halinde olduğu için hücum açısı değişmez. Uçağın yön kontrolü ön tekerlekle sağlanır. Uçak yeterince hızlandığında bu kontrol düşey dümene geçer. Ancak bu çalışmada uçağın kalkış aşamasında hiç sapma yapmadığı göz önüne alınacaktır. Buradaki hesaplamalarda ayrıca tüm motorların çalıştığı varsayımı yapılmaktadır.



Şekil 7.1 : Geleneksel kalkış evreleri

Yer rulesi hareketini modelleyen dinamik denklem uçağın ağırlık merkezine göre yazılmış genel dinamik denklemlerinden aşağıdaki gibi elde edilebilir:

$$m \frac{dU}{dt} = T - D - R \quad (7.1)$$

Burada itki kuvvetinin hız vektörü ile aynı yönde olduğu kabul edilmiştir. Ayrıca

$$R = \mu(W - L) \quad (7.2)$$

sürtünme kuvveti olup μ pistin fiziksel yapısına bağlı sürtünme katsayısıdır. Sürtünme katsayısı genellikle yer rulesi boyunca, pist koşullarına bağlı sabit bir değer olarak alınır.

Uçağın ivmesi için

$$a = \frac{dU}{dt} = \left(\frac{dU}{dx} \right) \left(\frac{dx}{dt} \right) = U \frac{dU}{dx} = \frac{1}{2} \frac{d}{dx} (U^2) \quad (7.3)$$

yazılarak (7.1) denklemi

$$\frac{1}{2} m \frac{dU^2}{dx} = T - D - R \quad (7.4)$$

şeklinde düzenlenebilir. Bu eşitliğin integrali alınarak

$$\frac{1}{2} m U_{lo}^2 = \int_0^{x_{lo}} (T - D - R) dx \quad (7.5)$$

elde edilir. Burada x_{lo} büyüklüğü yer rulesi uzunluğunu ve U_{lo} da tekerlerin yerden kesilme hızını belirtmektedir. Bu bağıntıdan yer rulesi uzunluğunun çözülebilmesi için öncelikle yerden kesilme hızının hesaplanması ve ayrıca sağ taraftaki integralin hesaplanması gereklidir.

Tekerlerin yerden emniyetli olarak kesilme hızı uçağın tutunma kaybı hızına

$$U_{lo} = 1.1 U_{stall} \quad (7.6)$$

şeklinde bağlıdır (Filippone, 2006). Tutunma kaybı hızı uçağın havada tutunabileceği minimum hız olup bu da uçağın maksimum taşıma katsayısına bağlıdır. Taşıma kuvveti uçağın ağırlığına

$$W = L = C_{L_{max}} \frac{1}{2} \rho U_{stall}^2 S \quad (7.7)$$

şeklinde eşitlenerek buradan tutunma kaybı hızı için

$$U_{stall} = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_{L_{max}}}} \quad (7.8)$$

elde edilir.

Kalkış sırasında genel olarak uçağın flapları ve slatları açık olur. Bunların konumları uçağın yük durumuna göre değişebilir. Uçağın taşıma karakteristiği de flap ve slatların hangi konumda bulunduklarına bağlı olarak değişecektir. Taşıma karakteristiği üzerinde ayrıca bir de yer etkisi olacaktır. Buna göre maksimum taşıma katsayısı tespit edilirken bu hususların dikkate alınması gerekecektir.

(7.5) denkleminin sağ tarafındaki integral içerisinde yer alan kuvvetler hıza bağlı olup, bu integrali hesaplamak için ek bilgilere ihtiyaç vardır. Filippone (2006) bu integralin hesabı için dört farklı yöntem önermiştir.

1. Yöntem

Birinci yöntemde itki kuvvetinin yer rulesi boyunca pist başındaki T_0 değerinde sabit kaldığı ve ayrıca diğer kuvvetlerden çok büyük olduğu ($T_0 \gg D + \mu R$) varsayımı yapılarak

$$\frac{1}{2} m U_{lo}^2 = \int_0^{x_{lo}} (T - D - R) dx = T_0 \int_0^{x_{lo}} dx = T_0 x_{lo}$$
$$x_{lo} = \frac{1}{2} \frac{m U_{lo}^2}{T_0} \quad (7.9)$$

elde edilir. Buradaki uçağın kütlesi için uçağın ağırlığı cinsinden

$$m = \frac{W}{g} \quad (7.10)$$

yazılabilir Ayrıca tekerlerin yerden kesilme anında taşıma kuvvetinin uçağın ağırlığına eşit olması gerektiği dikkate alınıp

$$W = L = C_{L_{lo}} \frac{1}{2} \rho U_{lo}^2 S \quad (7.11)$$

yazılarak tekerleklerin yerden kesilme anındaki hız için taşıma katsayısı cinsinden

$$U_{lo}^2 = \frac{2 W}{\rho S C_{L_{lo}}} = \frac{2}{\sigma \rho_0} \frac{W}{S C_{L_{lo}}} \quad (7.12)$$

elde edilebilir. Burada $\sigma = \rho / \rho_0$ olup izafi yoğunluğu belirtmektedir. Taşıma kuvveti için yazılan (7.7) ve (7.11) bağıntıları karşılıklı eşitlenerek

$$W = C_{L_{\max}} \frac{1}{2} \rho U_{stall}^2 S = C_{L_{lo}} \frac{1}{2} \rho U_{lo}^2 S \quad (7.13)$$

$$C_{L_{lo}} = C_{L_{\max}} \frac{U_{stall}^2}{U_{lo}^2} \quad (7.14)$$

ve ayrıca burada (7.6) eşitliği kullanılarak tekerleklerin yerden kesilme anındaki taşıma katsayısı uçağın maksimum taşıma katsayısı cinsinden

$$C_{L_{lo}} = 0.826 C_{L_{\max}} \quad (7.15)$$

şeklinde hesaplanabilir.

(7.10) ve (7.12) bağıntıları (7.9) da kullanılarak yer rulesi mesafesi için

$$x_{lo} = \frac{1}{\rho_0 g} \frac{1}{\sigma} \frac{W}{T_0} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L_{lo}}} \quad (7.16)$$

bulunur.

(7.16) bağıntısına göre yer rulesi mesafesi W/A ile doğru orantılı, T/W ve $C_{L_{lo}}$ ile ters orantılıdır. Ayrıca atmosfer şartlarına bağlıdır.

2. Yöntem

İkinci yöntemde itkinin yer rulesi boyunca değişmediği ve statik itkiye eşit olduğu

$$\bar{T} = T_0 \quad (7.17)$$

uçtağın taşıma kuvvetinin ortalama olarak ağırlığın yarısına eşit olduğu

$$\bar{L} \approx W/2 \quad (7.17b)$$

kabul edilmekte, sürüklenme kuvveti için

$$\bar{D} = \frac{1}{2} \rho S C_D \left(\frac{U_{lo}}{2} \right)^2 \quad (7.17c)$$

şeklinde ortalama bir değer alınmaktadır. Bu durumda yer sürtünmesi kuvveti için de

$$\bar{R} = \mu(W - \bar{L}) \approx \frac{1}{2} \mu W \quad (7.17d)$$

şeklinde ortalama bir değer kullanmak mümkündür. Böylece (7.5) integrali

$$\frac{1}{2} m U_{lo}^2 = \int_0^{x_{lo}} (T - D - R) dx = (\bar{T} - \bar{D} - \bar{R}) x_{lo} \quad (7.18)$$

şeklinde hesaplanır. Buradan yer rulesi mesafesi için

$$x_{lo} = \frac{4mU_{lo}^2}{8T_0 - \rho S C_D U_{lo}^2 - 4\mu W} \quad (7.19)$$

bağıntısı elde edilir. Buradaki sürüklenme katsayısı parabolik poler kabulü ile

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (7.20)$$

şeklinde ve burada indüklenmiş sürüklenme terimi içinde geçen taşıma katsayısı da

$$\bar{L} = \frac{W}{2} = \frac{1}{2} \rho S C_L U_{lo}^2 \quad (7.21)$$

eşitliğinden hesaplanabilir.

3. Yöntem

Üçüncü yöntemde, itki kuvvetinin yine yer rulesi boyunca hızdan bağımsız olduğu ve T_0 statik değerinde sabit kaldığı kabulü yapılmaktadır. Sürüklenme ve sürtünme kuvvetleri ise hıza

$$D = \frac{1}{2} \rho S C_D U^2 \approx \frac{1}{2} \rho S (C_{D_0} + k C_L^2) U^2 \quad (7.22a)$$

$$R = \mu \left(W - \frac{1}{2} \rho A C_L U^2 \right) \quad (7.22b)$$

şeklinde bağlanmaktadır. Bu kabullerle (7.5) eşitliğinden

$$\frac{1}{2} m U_{lo}^2 = (T_o - \mu W) x_{lo} - \frac{1}{2} \rho S (C_{D_0} + k C_L^2 - \mu C_L) \int_0^{x_{lo}} U^2 dx \quad (7.23)$$

elde edilir. Bu bağıntıdaki integralin hesaplanabilmesi için uçak hızının yer rulesi boyunca $U(x)$ değişiminin bilinmesi gerekir.

Şayet uçağın ivmesi yer rulesi boyunca sabit kabul edilirse:

$$a = \frac{dU}{dt} = \left(\frac{dU}{dx} \right) \left(\frac{dx}{dt} \right) = U \frac{dU}{dx} = \frac{1}{2} \frac{d(U^2)}{dx} = Sb \quad (7.24)$$

ve buradan integrasyonla

$$U^2 = cx \quad (7.25)$$

elde edilir. Buradaki c büyüklüğü bir sabit olup değeri tekerleklerin yerden kesildiği noktadaki koşullardan

$$U_{lo}^2 = cx_{lo} \rightarrow c = U_{lo}^2 / x_{lo} \quad (7.26)$$

olarak bulunur. Buna göre (7.23) eşitliğindeki integralin değeri de

$$\int_0^{x_{lo}} U^2 dx = \frac{U_{lo}^2}{x_{lo}} \int_0^{x_{lo}} x dx = \frac{U_{lo}^2}{x_{lo}} \frac{x_{lo}^2}{2} = \frac{1}{2} U_{lo}^2 x_{lo} \quad (7.27)$$

olur. Bu sonuç (7.23) eşitliğinde yerleştirerek gerekli düzenlemelerle yer rulesi uzunluğu için

$$x_{lo} = \frac{mU_{lo}^2/2}{(T_0 - \mu W) - \rho S(C_{Do} + kC_L^2 - \mu C_L)U_{lo}^2/4} \quad (7.28)$$

elde edilir. Bu hesabın yapılabilmesi için uçağın yer rulesi sırasındaki taşıma katsayısının bilinmesi gereklidir. Yer rulesi boyunca uçak gövde eksenine paralel hareket etmekte olup hücum açısı küçük olduğu için sıfır kabul edilmektedir. Yani uçağı sıfır hücum açısındaki taşıma katsayısı verilmiş olmalıdır. Ancak bu taşıma katsayısı üzerinde bir yer etkisi olacağı dikkate alınmalıdır.

4. Yöntem

Bu nümerik bir yöntem olup küçük zaman adımlarıyla ilerlenerek gerekli denklemlerin nümerik yolla integrasyonuna dayanmaktadır.

Yer rulesi hareketinin herhangi bir t_i anında birinci dereceden ileri fark açılımıyla ivme ve hız için sırasıyla

$$a_i = \left(\frac{dU}{dt} \right)_i = \frac{U_{i+1} - U_i}{\Delta t} \quad (7.29a)$$

$$U_i = \left(\frac{dx}{dt} \right)_i = \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta t} \quad (7.29b)$$

yazmak mümkündür. Buradan t_{i+1} anındaki hız ve mesafe için

$$U_{i+1} = U_i + \left(\frac{dU}{dt} \right)_i \Delta t = U_i + a_i \Delta t \quad (7.30)$$

$$x_{i+1} = x_i + \left(\frac{dx}{dt} \right)_i \Delta t = x_i + U_i \Delta t \quad (7.31)$$

elde edilir. Bu bağıntılarla t_{i+1} anındaki hız ve mesafenin hesaplanabilmesi için t_i anındaki hız ve mesafenin ve ayrıca ivmenin bilinmesi gerekmektedir. İşlemlerin her zaman adımında hız ve mesafe hesaplanmış bulunmaktadır. Hız ve mesafenin başlangıç değerleri sıfırdır:

$$\text{Başlangıç koşulları} \quad t_0 = 0: \quad U_0 = 0, \quad x_0 = 0$$

İvme ise yer rulesi için daha önce yazılmış olan (7.1) denklemi yardımıyla

$$a_i = \frac{1}{m}(T_i - D_i - R_i) \quad (7.32)$$

şeklinde hesaplanabilir. İvmenin bu bağıntı ile hesaplanabilmesi için uçağın kütlesi, itki kuvveti, sürüklenme kuvveti ve tekerlek direnci bilinmelidir.

Yer rulesi boyunca uçağın kütlesinde önemli bir değişme olmadığı kabul edilebilir.

Motor itki kuvvetinin hıza (veya Mach sayısına) ve irtifaya bağlı değerleri genellikle üretici firma tarafından tablo veya grafik halinde verilmektedir. İtki kuvvetinin herhangi bir hızdaki değeri bu tablo veya grafiklerden interpolasyon yoluyla elde edilebilir. İtkinin hıza bağlı değerlerine gerekirse ikinci veya üçüncü dereceden polinom şeklinde eğriler uydurulabilir.

Sürüklenme kuvveti, hıza bağlı klasik aerodinamik kuvvet tanımı yardımıyla ve parabolik bir sürüklenme poleri kabul edilerek

$$D_i = \frac{1}{2} \rho S C_D U_i^2 ; \quad C_D = C_{D_o} + k C_L^2 \quad (7.33)$$

şeklinde hesaplanabilir.

Tekerlek sürüklemesi ise daha önce de belirtildiği gibi ağırlık ve taşıma kuvvetine bağlı olarak

$$R_i = \mu \left(W - \frac{1}{2} \rho S C_L U_i^2 \right) \quad (7.34)$$

şeklinde hesaplanabilir.

İvmenin başlangıç değeri, pist başında uçak hareketsiz olduğundan sürüklenme ve taşıma kuvvetleri sıfır olmak üzere

$$a_0 = \frac{1}{m}(T_0 - \mu W) \quad (7.35)$$

şeklinde hesaplanabilir.

Bu bağıntılarda geçen C_L değerinin yine sıfır hücum açısında yer etkisi altındaki taşıma katsayısı olarak verilmiş olması gerekir.

Bu işlemler uçağın hızı tekerleklerin yerden kesilme hızına erişinceye kadar devam ettirilecektir. Bunun için gerekli koşul da taşıma kuvvetinin ağırlığa eşit olmasıdır.

7.2.2 Ön tekerlerin yerden kesilme aşaması

Uçağın yer ile temasını kesmesi için taşıma kuvvetinin en az ağırlığa eşit olması gerekir. Yer rulesi aşamasında da belirtildiği üzere, uluslar arası kurallar gereği tekerlerin yerden kesilmesi anındaki hızın uçağın tutunma kaybı hızının en az 1.1 katı olması istenir.

Yer rulesi hareketinin son aşamasında, uçağın yer ile temasını kesmesinden önce çok kısa bir geçiş evresi vardır. Birkaç saniye süren bu evrede, emniyetli kalkış hızına yaklaşan uçağın yatay dümeni uyarılarak uçağın burnunun yukarı doğru dönmeye başlaması sağlanır. Bu andan itibaren ön tekerlekler havalanmaya başlar. Hücum açısı değiştiği için taşıma katsayısında ve dolayısıyla taşıma kuvvetinde bir artış olur. Bu evrenin sonunda ise ana iniş takımı tekerlekleri de yerden kesilebilecek bir taşıma durumuna gelinir.

Bu ara evre için Vinh (1993) basit bir hesap yöntemi önermiştir. Buna göre evre başlangıcındaki ve bitimindeki hızları tutunma kaybı hızının sırasıyla 1.1 katı ve 1.2 katı olarak almak ve bu evre boyunca uçağın bu iki hızın ortalaması olan sabit bir hızla hareket ettiğini varsayarak hesap yapmak mümkündür.

Ancak bu ara evre için geçen süre çok kısa olup (1 - 2 saniye gibi) bazı araştırmacılar bu evre için özel bir hesap yapmaya gerek duymamışlardır (Filippone, 2006). Bu çalışmada da ara evre yer rulesine dahil edilerek, yer rulesi için önerilen hesap yöntemi havalanma (lift-off) noktasına kadar sürdürülmektedir.

7.2.3 Uçağın burun yukarı dönme (rotasyon) aşaması

Uçağın rotasyon aşaması tekerleklerin yerden kesildiği havalanma (lift-off) anından itibaren başlayan ve uçağın ortalama dairesel bir yay boyunca hareket ettiği varsayılan bir aşamadır. Bu aşama sonunda uçak başlangıç tırmanmasına geçecektir.

Rotasyon sırasında uçağa taşıma kuvveti ve ağırlık yanında bir merkezkaç kuvveti etkiyecektir. Bu hareket boyunca uçağın izlediği yörüngenin yataya yakın ve eğrilik yarıçapının çok büyük olduğu varsayılarak taşıma ve merkezkaç kuvvetlerinin düşey doğrultuda olduğu kabul edilmektedir.

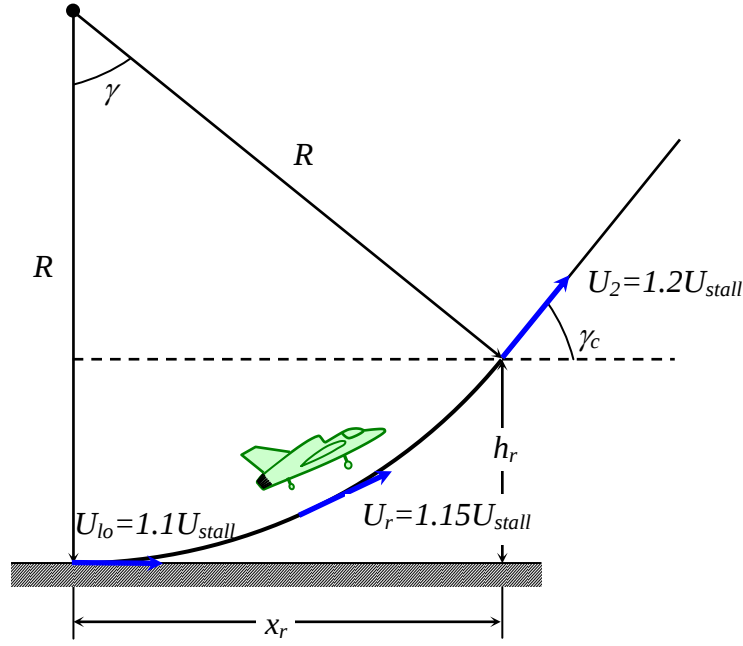
Buna göre düşey yönde statik denge hali bulunduğu varsayılarak

$$L = W + m \frac{U^2}{R} \quad (7.36)$$

yazılabilir. Buradan eğrilik yarıçapı için

$$R = m \frac{U^2}{L - W} \quad (7.37)$$

elde edilir.



Şekil 7.2 : Rotasyon

Eğrilik yarıçapının hesaplanabilmesi için uçağın kütlesi yanında U çizgisel hızının ve taşıma kuvvetinin bilinmesi gerekir. Uçağın kütlesi pist başındaki kütleye eşit alınabilir. Hız için Raymer (2006) ortalama bir değer önermektedir:

$$U_r = \frac{U_{lo} + U_2}{2} = \frac{1.1U_{stall} + 1.2U_{stall}}{2} = 1.15U_{stall} \quad (7.38)$$

Taşıma kuvveti için Raymer (2006) maksimum taşıma katsayısının 0.9 una eşit bir taşıma katsayısı ile

$$L = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{max}} U^2 = \frac{1}{2} \rho S (0.9 C_{L_{max}}) (1.15U_{stall})^2 \quad (7.39)$$

bağıntısını önermektedir. Ayrıca tutunma kaybı koşullarında

$$W = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{max}} U_{stall}^2 \quad (7.40)$$

olup, bu eşitlik son bağıntıda kullanılarak

$$L = \frac{1}{2} \rho S 0.9 C_{L_{\max}} (1.15 U_{stall})^2 = 1.2 \left(\frac{1}{2} \rho S C_{L_{\max}} U_{stall}^2 \right) = 1.2W \quad (7.41)$$

Bu bağıntılar kullanılarak, eğrilik yarıçapı için yukarıda çıkartılan bağıntı

$$R = m \frac{U^2}{L - W} = \frac{W}{g} \frac{(1.15 U_{stall})^2}{1.2W - W} = \frac{(1.15)^2}{0.2g} U_{stall}^2 \quad (7.42)$$

$$R = 0.674 U_{stall}^2 \quad (7.43)$$

şekline gelir.

Rotasyon aşamasının yatay ve düşey mesafeleri yaklaşık bir yolla hesaplanabilir. Şöyle ki; eğrilik yarıçapının çok büyük olduğu tekrar hatırlanarak γ_c açısının küçük olduğu söylenebilir. Bu durumda yatay ve düşey mesafeler için sırasıyla

$$x_r \cong R \gamma_c \quad (7.44)$$

$$h_r = R(1 - \cos \gamma_c) \cong R \frac{\gamma_c^2}{2} \quad (7.45)$$

yazılabilir. Burada γ_c büyüklüğü rotasyon sonunda uçağın yatayla yaptığı başlangıç tırmanması açısı olup hesaplamalar için γ_c açısının bilinmesi gerekmektedir.

Rotasyon aşamasının bittiği, başlangıç tırmanmasının başladığı noktada uçağın ivmesiz bir hareket yaptığı ve ayrıca itki vektörünün sürüklemeye ile aynı doğrultuda olduğu yaklaşımlarıyla uçağın sürüklemesi doğrultusundaki kuvvetlerin dengesi için ve taşıma doğrultusundaki kuvvetlerin dengesi için sırasıyla

$$T - D = W \sin \gamma_c \cong W \gamma_c \quad (7.46)$$

$$L = W \cos \gamma_c \cong W \quad (7.47)$$

yazarak buradan tırmanma açısı için

$$\gamma_c \cong \frac{T - D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{D}{L} = \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \quad (7.48)$$

$$\gamma_c \cong \frac{T}{W} - \frac{1}{C_L / C_D} \quad (7.49)$$

elde edilir. Buradaki ağırlık yine uçağın pist başındaki ağırlığına eşit kabul edilebilir. İtki kuvveti ise rotasyon sırasındaki ortalama hızdaki itki değerine eşittir.

$$T = T(U_r); \quad U_r = 1.15U_{stall} \quad (7.50)$$

Taşıma ve sürüklenme katsayıları sırasıyla

$$\begin{aligned} C_L &= 0.9C_{L_{max}} \\ C_D &= C_{D_o} + k(0.9C_{L_{max}})^2 \end{aligned} \quad (7.51)$$

şeklinde hesaplanabilir.

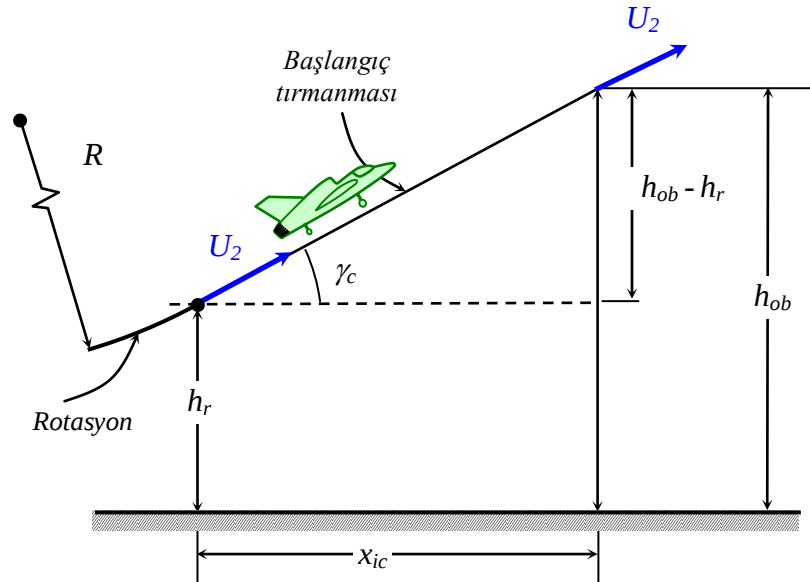
Rotasyon için geçen süre de

$$t_r = \frac{x_r}{U_r} \quad (7.52)$$

şeklinde hesaplanabilir.

7.2.4 Başlangıç tırmanması

Başlangıç tırmanması rotasyon aşamasının bittiği noktadan başlayıp 35 - 50 ft lik emniyetli bir h_{ob} yüksekliğine erişinceye kadar sürdürülen düzgün, ivmesiz bir tırmanma hareketidir.



Şekil 7.3 : Başlangıç tırmanması

Şayet rotasyon sonucunda uçak söz konusu h_{ob} yüksekliğine erişmişse uçuşun bu aşaması kendiliğinden gerçekleşmiş olur. Ancak rotasyon sonucunda bu yüksekliğe

erişilmemişse yapılacak olan düzgün ivmesiz tırmanma hareketindeki uçuş mesafe ve süresi Şekil 7.3' teki geometriden sırasıyla

$$x_{ic} = \frac{h_{ob} - h_r}{\tan \gamma_c}$$

$$t_{ic} = \frac{x_{ic}}{U_2 \cos \gamma_c}$$
(7.53)

şeklinde elde edilir.

7.2.5 Pist uzunluğu

Uçağın kalkış hareketi, 35 - 50 *ft* lik emniyetli yüksekliğe erişecek şekilde başlangıç tırmanmasının tamamlanmasını takiben 400 *ft* lik bir yüksekliğe erişinceye kadar başlangıç tırmanması koşullarında devam eder ve emniyetli yükseklikten 400 *ft* yükseklik arasında iniş takımlarını çekilir. 400 *ft* yüksekliğe ulaşıldıktan uçak hızlanacaktır ve bu sırada flaplar çekilir (Eshelby, 2000).

Ancak 1500 *ft* lik yüksekliğe kadar yapılan bu son uçuş aşamasında kat edilen yatay uçuş mesafesi pist uzunluğuna dahil edilmez. Pist uzunluğu daha önce hesaplanan yer rulesi, rotasyon ve başlangıç tırmanması aşamalarındaki yatay mesafelerin toplamıyla

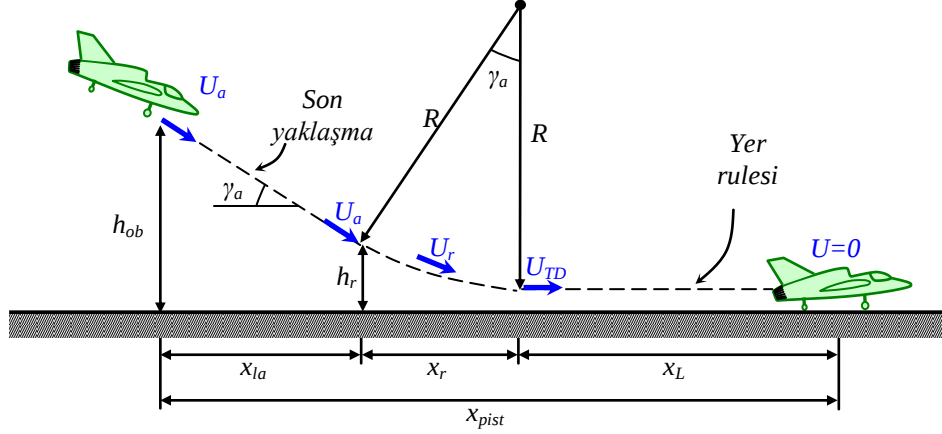
$$x_{pist} = x_{lo} + x_r + x_{ic}$$
(7.54)

şeklinde elde edilir. Bununla birlikte kalkış sırasında meydana gelebilecek motor arızaları da dikkate alınarak pist uzunluğuna bir emniyet payı ilave edilir. Bu konu iniş konusu ile de ilişkili olduğu için daha sonraki motor arzası bölümünde incelenmiştir.

7.3 Son Yaklaşma ve İniş

Uçuşun iniş aşaması seyir irtifasından bir alçalma hareketiyle başlayıp, havaalanı bölgesindeki olası bir dolaşma (loiter), havaalanına yaklaşma için 150 *m* lik bir yüksekliğe kadar bir alçalma ile devam eder; pist yakınlarında bir yaklaşma son-yaklaşma ve rotasyon hareketlerini takiben pist üzerindeki bir yer rulesi sonucunda uçağın durmasıyla sonuçlanır.

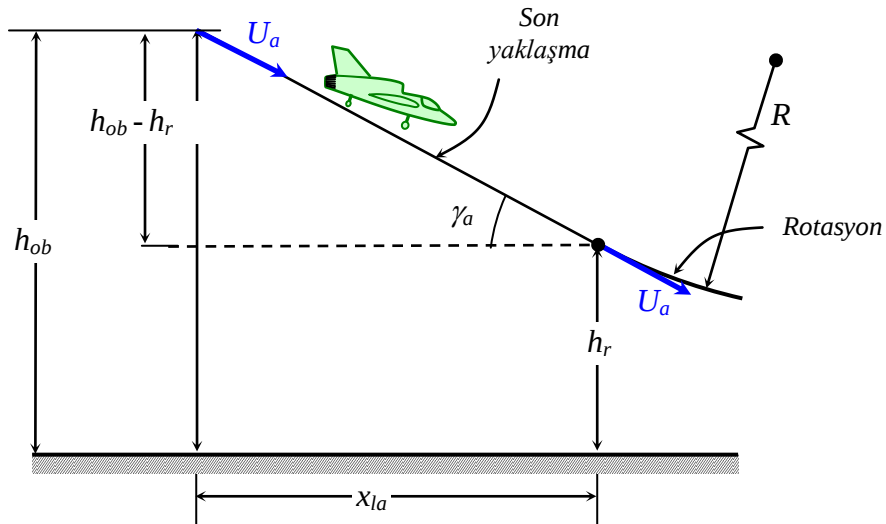
Bununla birlikte iniş için gerekli olan pist uzunluğu Şekil 7.4 'te gösterildiği gibi bu iniş hareketinin sadece 35-50 *ft* lik bir emniyetli yükseklikten itibaren gerçekleştirilen son yaklaşma, rotasyon ve yer rulesi kısımlarıyla ilgilidir.



Şekil 7.4 : İniş

7.3.1 Son yaklaşma

Hava alanına yaklaşmış olan uçak önce pist doğrultusunda, sivil uçaklar için 2° ile askeri uçaklar için 7° arasındaki uygun bir eğim açısı ile bir son yaklaşma hareketi yapar (Filippone, 2006). Son yaklaşma flapların ve iniş takımlarının açılmasıyla başlamakla birlikte pist uzunluğunu 35-50 *ft* lik bir emniyet yüksekliğinden sonraki son yaklaşma kısmı ilgilendirmektedir.



Şekil 7.5 : Son yaklaşma

Son yaklaşma hareketi başlangıç tırmanması hareketinin benzeri olup bu aşamada kat edilen uçuş mesafesi ve süresi başlangıç tırmanmasına benzer biçimde Şekil 7.5 geometrisine göre

$$x_{la} = \frac{h_{ob} - h_r}{\tan \gamma_a} \quad (7.55)$$

$$t_{la} = \frac{x_{la}}{U_a \cos \gamma_a} \quad (7.56)$$

şeklinde hesaplanabilir. Bu hesapların yapılabilmesi için h_{ob} ve h_r yükseklikleri ile γ_a açısının ve U_a hızının bilinmesi gerekir.

h_{ob} yüksekliği daha önce de belirtildiği gibi 35-50 ft arasındaki emniyetli bir yüksekliktir.

h_r yüksekliği rotasyon aşamasının başlangıç yüksekliği olup değeri aşağıda (7.66) denklemiyle bulunacaktır.

γ_a açısı son yaklaşma açısı olup bu açı için Filippone, Vinh ve Raymer gibi araştırmacılar sabit bir değer önermiştir. Filippone (2006) sivil uçaklar için 2° ile askeri uçaklar için 7° arasındaki uygun son yaklaşma eğim açısı önerirken. Raymer (2006) sivil uçaklar için son yaklaşma açısının 3° den dik olmaması gerektiğini belirtmektedir. Vinh (1993) ise son yaklaşma açısının 2.5° ile 3.5° arasında değiştiğini kabul etmektedir.

U_a hızı son yaklaşma hızı olup sivil uçaklarda tutunma kaybı hızının 1.3 katı, askeri uçaklarda ise tutunma kaybı hızının 1.2 katı olarak alınır (Raymer, 2006).

7.3.2 Rotasyon

Rotasyon aşaması son yaklaşma aşamasından uçağın tekerleklerinin yere değmesine kadar olan süreçtir. Rotasyon aşamasında uçağın dairesel bir yay boyunca hareket ettiği varsayılır. Bu aşama sonrasında uçak yer rulesine geçecektir.

Rotasyon sırasında uçağa taşıma kuvveti ve ağırlık yanında bir merkezkaç kuvveti etkiyecektir. Bu hareket boyunca uçağın izlediği yörüngenin yataya yakın ve eğrilik yarıçapının çok büyük olduğu varsayılarak taşıma ve merkezkaç kuvvetlerinin düşey doğrultuda olduğu kabul edilmektedir.

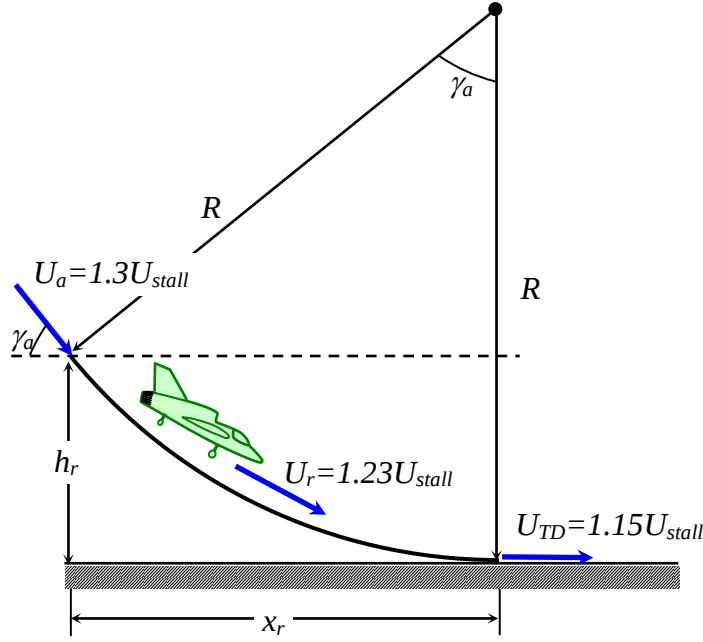
Buna göre düşey yöndeki kuvvetlerin dengesi için

$$L = W + m \frac{U^2}{R} \quad (7.57)$$

yazılabilir. Buradan eğrilik yarıçapı

$$R = m \frac{U^2}{L - W} \quad (7.58)$$

elde edilir.



Şekil 7.6 : Rotasyon

Eğrilik yarıçapının hesaplanabilmesi için uçağın kütlesi, rotasyon sırasındaki hızı ve taşıma kuvvetinin bilinmesi gerekir.

Uçağın kütlesi son yaklaşma aşamasındaki kütleye eşit alınabilir.

Hız için Raymer (2006) ortalama bir değer önermektedir:

$$U_r = \frac{U_a + U_{TD}}{2} = \frac{1.3U_{stall} + 1.15U_{stall}}{2} = 1.23U_{stall} \quad (7.59)$$

Burada U_{TD} tekerlerin yere değme hız olup formülden de görüldüğü gibi tutunma kaybı hızının 1.15 katı olarak alınmaktadır.

Taşıma kuvveti için Raymer (2006), kalkış rotasyon hareketinde olduğu gibi maksimum taşıma katsayısının %90 na eşit bir taşıma katsayısı önermiştir:

$$L = \frac{1}{2} \rho S C_L U^2 = \frac{1}{2} \rho S (0.9C_{L_{stall}})(1.23U_{stall})^2$$

$$L = 1.362 \left(\frac{1}{2} \rho S C_{L_{stall}} U_{stall}^2 \right) \quad (7.60)$$

Ayrıca tutunma kaybı koşullarından

$$W = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{stall}} U_{stall}^2 \quad (7.61)$$

yazmak mümkün olup bu iki bağıntı karşılaştırılarak

$$L = 1.362W \quad (7.62)$$

elde edilir. Bu bağıntılar kullanarak, eğrilik yarıçapı için yukarıda çıkarılan bağıntı

$$R = m \frac{U^2}{L - W} = \frac{W}{g} \frac{(1.23U_{stall})^2}{1.362W - W} = \frac{(1.23)^2}{0.362g} U_{stall}^2 \quad (7.63)$$

$$R = 0.426U_{stall}^2 \quad (7.64)$$

şekline gelir.

Bu durumda rotasyon aşamasında yatay ve düşey mesafeleri yaklaşık bir yolla sırasıyla

$$x_r = R \sin \gamma_a \cong R \gamma_a \quad (7.65)$$

$$h_r = R(1 - \cos \gamma_a) = 2R \sin^2 \frac{\gamma_a}{2} \cong R \frac{\gamma_a^2}{2} \quad (7.66)$$

şeklinde hesaplamak mümkün olur. Burada γ_a büyüklüğü rotasyon başlangıcında uçağın yatayla yaptığı son yaklaşma açısı olup hesaplamalar için daha önceki bölümde bahsedilen değerlerden biri seçilebilir. Rotasyon için geçen süre de

$$t_r = \frac{x_r}{U_r} \quad (7.67)$$

şeklinde hesaplanabilir.

7.3.3 Yer rulesi

Yer rulesi uçağın tekerlerinin yere değmesi anından itibaren hızı sıfır oluncaya kadar pist üzerinde geçen süreçtir. Yere değme hızı yukarıda da belirtildiği gibi tutunma kaybı hızının 1.15 katıdır (Raymer, 2006).

Yer rulesine ait hareket denklemi kalkış sırasındaki yer rulesi denklemine benzemektedir. Ancak burada frenleme ile uçak yavaşlamaktadır. Pilot tekerleklerin yere değmesinden 1 - 3 saniye sonra frenlere basmaktadır (Raymer, 2006).

Yer rulesi hareketini modelleyen dinamik denklem uçağın ağırlık merkezine göre yazılmış dinamik denklemden aşağıdaki gibi elde edilir:

$$m \frac{dU}{dt} = Q \quad (7.68)$$

Burada Q kuvvetinin hız vektörü ile aynı yönde olduğu kabul edilmiştir.

Uçağın ivmesi için

$$a = \frac{dU}{dt} = \left(\frac{dU}{dx} \right) \left(\frac{dx}{dt} \right) = U \frac{dU}{dx} \quad (7.69)$$

yazılarak (7.66) denklemi

$$mU \frac{dU}{dx} = Q \rightarrow dx = \frac{m}{Q} U dU \quad (7.70)$$

şeklinde düzenlenebilir. Bu eşitliğin integrali alınarak

$$x_L = \int_{TD}^0 m \frac{U}{Q} dU \quad (7.71)$$

elde edilir.

$$\text{Başlangıç koşulları} \quad t_0 = 0: \quad U_0 = U_{TD}, \quad x_0 = 0$$

Burada m uçağın kütlesi ve U da uçağın hızıdır. Q ise uçağın D sürüklenme kuvveti, tekerlerin $R = \mu(W - L)$ şeklindeki sürtünme kuvveti ve motorun T ters itki kuvvetinin (reversed thrust) toplamıdır. Uçağın frenlemesi için ayrıca bir paraşüt kullanılması halinde $c_3 U^2$ şeklinde bir paraşüt direncinin de bu kuvvetlere ilave edilmesi gerekir:

$$Q = -(D + \mu(W - L) + T + c_3 U^2) \quad (7.72)$$

Burada sürüklenme kuvveti parabolik bir sürüklenme poleri kabul edilerek

$$D = \frac{1}{2} \rho S C_D U^2; \quad C_D = C_{D_o} + k_{la} C_L^2 \quad (7.73)$$

şeklinde hesaplanabilir.

Uçağın ağırlığı tekerleklerin yer değme anındaki ağırlık olup yer rulesi boyunca sabit kabul edilmektedir.

Taşıma kuvveti klasik aerodinamik kuvvet tanımıyla

$$L = \frac{1}{2} \rho S C_L U^2 \quad (7.74)$$

şeklinde hesaplanabilir.

(7.71) denkleminin sağ tarafındaki integral içerisinde yer alan kuvvetler hıza bağlı olup, bu integral hesaplamak için ek bilgilere ihtiyaç vardır. Bu integralin hesabı için iki farklı yöntem kullanılabilir.

1. Yöntem

Birinci yöntem analitik yöntem olup, yukarda tanımlanan sürüklenme, ağırlık, taşıma ve itki kuvvetleri (7.71) denkleminde yerleştirilerek başlangıç koşullundan durma anına kadar integral alınır:

$$x_L = -m \int_{TD}^0 \frac{U}{\rho S (C_D - \mu C_L + c_3) U^2 / 2 + \mu W + T} dU \quad (7.75)$$

veya

$$c_1 = \rho S (C_D - \mu C_L + c_3) / 2 \quad c_2 = \mu W + T \quad (7.76)$$

olmak üzere

$$x_L = -\frac{m}{2} \int_{U_i}^{U_f} \frac{dU^2}{c_1 U^2 + c_2} = \frac{m}{2} \frac{1}{c_1} \ln(c_1 U^2 + c_2) \Big|_{U=U_i}^{U_f} \quad (7.77)$$

veya

$$x_L = -\frac{m}{2} \frac{1}{c_1} \ln \left(\frac{c_1 U_f^2 + c_2}{c_1 U_i^2 + c_2} \right) \quad (7.78)$$

yazılabilir. Böylece iniş yer rulesi için $U_i = U_{TD}$, $U_f = 0$

$$x_L = -\frac{m}{2} \frac{1}{c_1} \ln \left(\frac{c_2}{c_1 U_{TD}^2 + c_2} \right) \quad (7.79)$$

elde edilir. Burada m uçağın yere dokunma anındaki kütlesidir. c_1 ve c_2 katsayıları yukarıda (7.76) bağıntılarıyla tanımlanmıştır. Bu bağıntılar içerisinde geçen taşıma ve sürüklenme katsayıları iniş koşullarında flap ve slatların konumlarına (varsa spoylerlerin durumuna) bağlı olarak ve yer etkisi dikkate alınarak verilmiş olmalıdır.

Yer rulesi için geçen süre

$$t_L = \frac{x_L}{U_L} \quad (7.80)$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada hız için ortalama bir değer $U_L = U_{TD}/2$ şeklinde alınabilir.

2. Yöntem

Bu nümerik bir yöntem olup küçük zaman adımlarıyla ilerlenerek gerekli denklemlerin nümerik yolla integrasyonuna dayanmaktadır.

Yer rulesi hareketinin herhangi bir t_i anında birinci dereceden ileri fark açılımıyla ivme ve hız için sırasıyla

$$a_i = \left(\frac{dU}{dt} \right)_i = \frac{U_{i+1} - U_i}{\Delta t}$$

$$U_i = \left(\frac{dx}{dt} \right)_i = \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta t}$$

yazmak mümkündür. Buradan t_{i+1} anındaki hız ve mesafe için

$$U_{i+1} = U_i + \left(\frac{dU}{dt} \right)_i \Delta t = U_i + a_i \Delta t$$

$$x_{i+1} = x_i + \left(\frac{dx}{dt} \right)_i \Delta t = x_i + U_i \Delta t$$

elde edilir. Bu bağıntılarla t_{i+1} anındaki hız ve mesafenin hesaplanabilmesi için t_i anındaki hız ve mesafenin ve ayrıca ivmenin bilinmesi gerekmektedir. İşlemlerin her zaman adımında hız ve mesafe hesaplanmış bulunmaktadır. Hız ve mesafenin başlangıç değerleri sıfırdır:

$$\text{Başlangıç koşulları} \quad t_0 = 0: \quad U_0 = U_{TD}, \quad x_0 = 0$$

İvme ise yer rulesi için daha önce yazılmış olan (7.1) denklemi yardımıyla

$$a_i = -\frac{1}{m}(T_i + D_i + R_i) \quad (7.81)$$

şeklinde hesaplanabilir. İvmenin bu bağıntı ile hesaplanabilmesi için uçağın kütlesi, itki kuvveti, sürüklenme kuvveti ve tekerlek direnci bilinmelidir.

İniş sırasında tekerlek frenlemesi olduğundan pist sürüklenme katsayısı kalkış sırasındaki sürüklenme katsayısından farklıdır. İniş sırasında pist sürüklenme katsayısı $\mu = 0.3 - 0.4$ alınmaktadır (Vinh, 1993).

İtki kuvvetine gelince iniş yer rulesi sırasında gaz kolu konumu maksimum olmakla birlikte jet motorundaki itki bir düzenekle (thrust reversor) ters yöne (ilerleme yönüne) döndürülmekte olup, itki kuvveti maksimum itki kuvvetinin

$$T = k_{RT} T_0 \quad (7.82)$$

şeklinde belli bir oranı olarak alınmaktadır. Buradaki katsayı için $k_{RT} = 0.40 - 0.50$ değeri önerilmektedir. İniş yer rulesi sırasındaki ters yöne döndürülen itki kuvveti ancak 25.91 m/s (85 ft/s) hızına kadar sağlanmaktadır. Ayrıca jet motorlu uçaklarda toplam itkinin %40 - 50 kadar ters yöne döndürülen itki kuvveti sağlanmaktadır (Raymer, 2006).

İnişin bu aşamalarında geçen U_{stall} ve $C_{L\text{max}}$ gibi büyüklüklerin değerlerinin yine iniş konfigürasyonuna (flap ve slat konum açıları, yer etkisi vs.) bağlı olarak verilmiş olması gerekir.

Burada sürüklenme kuvveti parabolik bir sürüklenme poleri kabul edilerek

$$D = \frac{1}{2} \rho S C_D U^2 ; \quad C_D = C_{D_0} + k_{la} C_L^2$$

şeklinde hesaplanabilir.

7.3.4 Pist uzunluğu

Pist uzunluğu daha önce hesaplanan son yaklaşma, rotasyon ve yer rulesi aşamalarındaki yatay mesafelerin toplamıyla

$$x_{\text{pist}} = x_{la} + x_r + x_{\text{delay}} + x_L \quad (7.83)$$

şeklinde elde edilir.

7.4 Motor Arızası Durumu

Uçuş aşamalarında en kritik durum çok motorlu uçaklarda kalkış sırasında herhangi bir motorda arıza oluşma halidir. Uçak tasarımıyla ilgili kurallar gereğince, çift motorlu bir uçakta motorlardan biri arızalandığında uçağın kalan tek motorla, %100 itki fazlası “excess thrust” üreterek tırmanma yapabilmesi gerekmektedir. Aynı şekilde, 3 motorlu bir uçak çalışan iki motoruyla % 50 ve dört motorlu bir uçak da çalışan 3 motoruyla % 25 itki fazlası üreterek kalkışı gerçekleştirebilmelidir. ICAO düzenlemesinde motor arızası durumunda itkinin ağırlığa oranı, minimum tırmanma gradiyenti ve normal tırmanma gradiyenti için bazı kısıtlamalar getirmiştir. Bu kısıtlamalara Çizelge 7.1 gösterilmektedir.

Çizelge 7.1 OEI durumunda itki oranları ve min. tırmanma grad.

	4 motor	3 motor	2 motor	
<i>T/W</i>	0.24	0.18	0.16	0.12
Gradyent	% 14.1	% 8.0	% 6.0	% 2.0
Minimum gradiyent	% 3.0	% 3.0	% 2.7	% 2.4

4 motorlu uçağın herhangi bir motorunda arıza olursa, uçağın kalan 3 motorla, 0.18 lik itki/ağırlık oranı, %3 lük minimum tırmanma gradiyentini ve %8 lik normal tırmanma gradiyentini sağlaması gerekir.

Daha önce belirtildiği gibi uçak yeterince hızlandıktan sonra yön kontrolü düşey dümene geçmektedir. Bu hıza minimum kontrol hızı (U_1) denilmektedir. Motor arızası minimum kontrol hızının altında olursa uçağın kalkış manevrası sonlandırılır. Eğer motor arızası minimum kontrol hızının üstünde oluşmuşsa pilotun 3 saniye içerisinde uçağı havalandırıp havalandırmayacağına karar vermesi gerekir.

Pilot uçağı motor arızası durumunda havalandırmaya karar verirse kalan motor itkisiyle kalkış hızına kadar hızlanıp, 35 - 50 ft engeli aşması gerekir. Ancak motor itkisi düşük olduğundan kalkış için gerekli pist mesafesinde artış olur.

Pilot motor arızası durumunda kalkıştan vazgeçerse frenleme yaparak uçağı durdurur.

8. YATAY DÜZLEMDE DÖNÜŞ MANEVRASI

8.1 Giriş

Genelde uçak uçuş zamanının çoğunu düz uçuşla geçirmesine rağmen uçuş yönünü değiştirmek için dönüş manevrasına ihtiyaç duymaktadır. Çarpışmaları engellemek, iniş sırasında piste yaklaşmak, aletli yaklaşma, havalanı civarında dolaşma (loitier) vb. gibi durumlarda pilotun uçağın uçuş yönünü değiştirmesi gerekmektedir. Bu nedenle savaş uçakları için birinci derecede, yolcu uçakları için ise ikinci derecede önemli olan dönüş manevraları bölümde ele alınmaktadır.

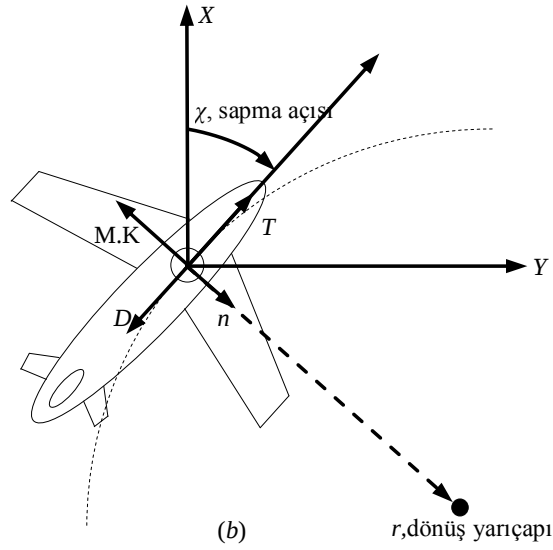
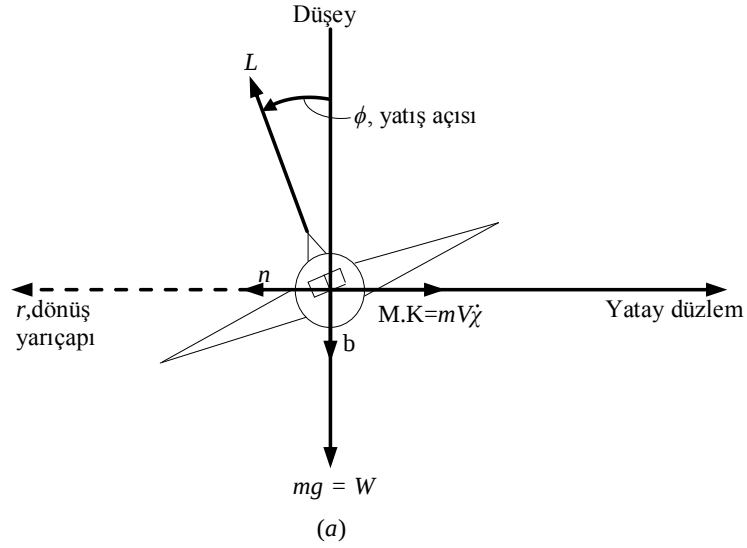
Bu bölümde jet motorlu uçağın yatay düzlemde “düzenli dönüş (coordinated turn)” manevrası incelenmektedir. Genelde dönüş manevrası kanatçıkların yardımıyla yatış açısı (banking angle) verilerek yapılmaktadır. Dönüş sırasındaki yanakayış (sideslip) dikey dümenin (rudder) yardımıyla dengelenir. Ayrıca dönüş manevrası sırasında uçağın boylamasına hızında herhangi bir değişme (ivmelenme) olmadığı, sadece merkezkaç (centripetal) ivmesi olduğu kabul edilmektedir. Bu bölümde dönüş manevrası sırasında uçağın hızı, dönme yarıçapı (turning radius) ve dönüş açısal hızı (rate of turn), yatış açısı ve yük katsayısı gibi önemli parametreleri incelenmektedir.

Pratikte genel olarak hızlı dönme (fastest turn) ve dar alanda dönme (tightest turn) manevraları daha çok incelenmektedir. Maksimum yük katsayısında ve tutunma kaybı hızında dönme manevraları bazı kritik durumlar için önemlidir. Bu bölümde dönüş manevrası analitik olarak incelenmektedir.

8.2 Dönüş Hareketi Denklemleri

Giriş bölümünde bahsedildiği gibi dönme sırasında sadece merkezkaç ivmelenme olduğu ve sanki -daimi uçuş gerçekleştiği kabul edilmektedir. Yanakayış olmadığı yani dikey dümenle dengelendiği kabul edilmektedir. Düzenli dönme hareketi sırasında yatay bir düzlem içerisinde kalınarak dairesel bir yörünge boyunca sabit hızla dönüş yapılmaktadır. Ayrıca hız vektörünün, taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin

yönü uçak eksen takımıyla aynı olduğu ve itki vektörünün, açısı küçük olduğu için, hız vektörüyle çakıştığı varsayımı yapılmaktadır.



Şekil 8.1: Düşey ve yatay düzlem içerisinde dönüş manevrası

Şekil 8.1 de düzenli dönüş manevrasına ilişkin bilgiler düşey ve yatay düzlem içerisinde gösterilmiştir. Buna göre jet motorlu bir uçak için dönüş hareket denklemleri ve kinematik denklemler sırasıyla:

$$T - D = 0 \quad (8.1)$$

$$L \sin \phi - \frac{W}{g} \left(\frac{U^2}{r} \right) = 0 \quad (8.2)$$

$$L \cos \phi - W = 0 \quad (8.3)$$

$$\frac{dX}{dt} = U \cos \chi \quad (8.4)$$

$$\frac{dh}{dt} = U \sin \chi \quad (8.5)$$

$$\frac{-dW}{dt} = fT \quad (8.6)$$

şeklinde yazılabilir. Burada ϕ taşıma kuvveti ile düşey eksen arasındaki yatış açısı, χ hız vektörü ile yatay eksen arasındaki sapma açısı (yaw angle), r dönme yarıçapı ve g de yerçekimi ivmesidir. Dönüş manevrası için geçen süre çok büyük olmadığından bu manevra sırasında uçağın ağırlığında önemli bir değişme olmadığı kabulü yapılmakta, yani bu manevra sırasındaki yakıt tüketimi ihmal edilmektedir. Bunlara ek olarak, dönüş manevrası incelemesinde uçağın yatay düzlem içerisinde kat ettiği mesafelerle ilgilenilmemekte olup bu bakımdan (8.4) ve (8.5) denklemlerine ihtiyaç duyulmamaktadır.

Yük katsayısı taşımanın ağırlığa oranı olarak tanımlanmaktadır. Düz uçuş sırasında kanattaki taşıma kuvveti ağırlığa eşittir. Dolayısıyla yük katsayısı 1 dir. Ama dönme manevrası sırasında uçak yatış aldığı için taşıma kuvveti ağırlıktan biraz daha fazla olacaktır. Bu nedenle de dönme sırasında yük katsayısı 1 den farklı bir değer alacaktır:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi} \quad (8.7)$$

Dönme sırasında itki kuvvetinin sürüklemeye eşit olması gerekir. Buna göre (8.7) denklemi

$$n = \frac{L/D}{W/D} = \frac{E}{W/T} = \left(\frac{T}{W} \right) E \quad (8.8)$$

şeklinde yazılabilir.

Uçağın dönme manevrası sırasındaki çizgisel hızı dönme yarıçapı ile açısal hızın çarpımına eşittir:

$$U = r\dot{\chi} \quad (8.9)$$

Burada $\dot{\chi}$ büyüklüğü dönüş açısal hızını belirtmektedir. (8.2) ve (8.3) denklemleri oranlanıp gerekli düzenlemeler yapılırsa dönüş açısal hızı için

$$\dot{\chi} = \frac{g \tan \phi}{U} = \frac{g(n^2 - 1)^{1/2}}{U} \quad (8.10)$$

elde edilir. (8.9) ve (8.10) denkleminde dönme yarıçapı

$$r = \frac{U}{\dot{\chi}} = \frac{U^2}{g \tan \phi} = \frac{U^2}{g(n^2 - 1)^{1/2}} \quad (8.11)$$

şeklinde bulunur.

Parabolik sürüklenme poleri tanımı kullanılarak ve ayrıca taşımanın ağırlığın n katı olduğu hatırlanarak uçağın sürüklemesi için

$$D = qSC_{D0} + \frac{kL^2}{qS} = qSC_{D0} + \frac{k n^2 W^2}{qS} \quad (8.12)$$

yazılabilir. Bu bağıntı (8.1) denkleminde yerleştirilerek, düzenlemelerden sonra

$$S^2 C_{D0} q^2 - TSq + k n^2 W^2 = 0 \quad (8.13)$$

elde edilir. Bu denklem de q dinamik basıncına göre çözülürse

$$q = \frac{T/S}{2C_{D0}} \left\{ 1 \pm \left[1 - \frac{4kC_{D0}n^2}{(T/W)^2} \right]^{1/2} \right\} \quad (8.14)$$

bulunur. Dinamik basınç tanımını kullanarak uçağın dönme sırasındaki hızı için

$$U = \left[\frac{T/S}{\rho C_{D0}} \left\{ 1 \pm \left[1 - \frac{n^2}{[E_{\max}(T/W)]^2} \right]^{1/2} \right\} \right]^{1/2} \quad (8.15)$$

elde edilir. Burada

$$E_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}}$$

maksimum finesi belirtmektedir.

Simetrik - düz uçuş halinde taşıma ve yük katsayısı tanımlamaları birlikte kullanılarak uçuş hızı için

$$L = nW = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \quad \rightarrow \quad U = \left[\frac{2n(W/S)}{\rho C_L} \right]^{1/2}$$

şeklinde genel bir bağıntı yazmak mümkündür. Hızın minimum değeri ($U_{s,1}$) taşıma katsayısının maksimum değerinde (tutunma kaybı halinde) elde edilir:

$$U_{s,1} = \left[\frac{2n(W/S)}{\rho C_{L_{\max}}} \right]^{1/2}$$

Buna göre dönme manevrası sırasındaki tutunma kaybı hızı için

$$U_{s,t} = \left[\frac{2n(W/S)}{\rho C_{L_{\max}}} \right]^{1/2} = \left[\frac{2(W/S)}{\rho C_{L_{\max}} \cos \phi} \right]^{1/2} \quad (8.16)$$

elde edilir. Düz uçuş sırasındaki tutunma kaybı hızı ile dönme sırasındaki tutunma kaybı hızı arasında yük katsayısı cinsinden bir bağıntı

$$U_{s,t} = n^{1/2} U_{s,1} = \frac{U_{s,1}}{(\cos \phi)^{1/2}} \quad (8.17)$$

şeklinde yazılabilir. Bu bağıntıya göre dönme sırasındaki tutunma kaybı hızı düz uçuş sırasındaki tutunma kaybı hızından yük katsayısının karekökü kadar daha fazladır.

Dönme sırasındaki taşıma katsayısı için yine yük katsayısı cinsinden

$$C_L = \frac{n(W/S)}{q} = \frac{(W/S)}{q \cos \phi} \quad (8.18)$$

yazılabilir. Buna göre dönme sırasındaki taşıma katsayısı düz uçuştaki taşıma katsayıdan n kat daha fazladır. Düzenli dönme manevrası süresince irtifa, hız ve yük katsayısı sabit tutulduğundan taşıma katsayısı sabittir.

(8.15) denklemi, artı işaretli haliyle yük katsayısı cinsinden çözülmüşse

$$n = \frac{q}{W/S} \left[\frac{1}{k} \left(\frac{T/S}{q} - C_{D0} \right) \right]^{1/2} \quad (8.19)$$

elde edilir.

8.3 Maksimum Yük Katsayısı ve Maksimum Yatış Açısı

(8.7) denklemine göre maksimum yük katsayısı durumunda yatış açısı da maksimumdur:

$$\phi_{\max} = \cos^{-1}\left(\frac{1}{n_{\max}}\right) \quad (8.20)$$

Uçağın maksimum yük katsayısı durumdaki hızı, (8.19) denkleminin hıza göre türevi sıfıra eşitlenerek bulunur:

$$\frac{dn}{dU} = 0$$

Dinamik basınç tanımı gereği

$$\rho U \frac{dn}{dq} = 0 \rightarrow \frac{dn}{dq} = 0$$

yazmak mümkündür. Buna göre (8.19) denkleminin dinamik basınca göre türevi alınır

$$q_{n_{\max}} = \frac{T/S}{2C_{D0}} \quad (8.21)$$

elde edilir. Bu bağıntı maksimum yük katsayısı durumundaki dinamik basıncı vermektedir. Maksimum yük katsayısı durumundaki hız ise

$$U_{n_{\max}} = \left(\frac{T/S}{\rho C_{D0}}\right)^{1/2} = \left[\frac{(T/W)(W/S)}{\rho C_{D0}}\right]^{1/2} \quad (8.22)$$

şeklinde elde edilir. Bu bağıntı maksimum yük katsayısı durumunda uçağın hızının itki, irtifa ve kanat yüklemesiyle artacağını göstermektedir.

Düzenli dönme sırasında itki kuvveti sürüklenme kuvvetine eşit olduğundan (8.21) bağıntısı

$$D_{n_{\max}} = 2q_{n_{\max}} SC_{D0} \quad (8.23)$$

şeklinde yeniden yazılabilir. Burada parabolik sürüklenme poleri tanımı kullanılarak

$$C_{D, n_{\max}} = 2C_{D0} = C_{D0} + kC_{L, n_{\max}}^2 \quad (8.24)$$

maksimum yük katsayısı durumunda taşıma katsayısı için

$$C_{L, n \max} = \left(\frac{C_{D0}}{k} \right)^{1/2} \quad (8.25)$$

bulunur. Bu bağıntıdan elde edilen taşıma katsayısının maksimum fines durumunda elde edilen değerle aynı olduğu görülmektedir. Bu nedenle maksimum yük katsayısı ve maksimum yatış açısı maksimum finesdeki dönme manevrası sırasında gerçekleşmektedir. (8.21) denklemi (8.19) denklemine yerleştirilirse

$$n_{\max} = \frac{T/W}{2(kC_{D0})^{1/2}} = \left(\frac{T}{W} \right) E_{\max} \quad (8.26)$$

ve

$$\phi_{\max} = \cos^{-1} \left[\frac{1}{(T/W)E_{\max}} \right] \quad (8.27)$$

elde edilir.

Pratikte genel olarak maksimum yük katsayısı kullanılmamaktadır. Bu nedenle havacılık otoriteleri tarafından

$$\frac{T}{W} \leq \frac{n_{m, \text{allowable}}}{E_{\max}} \quad (8.28)$$

şeklinde kısıtlama getirilmiştir. Yapısal kısıtlamalar veya yolcu konforu nedeniyle havacılık otoriteleri yük katsayısı için kısıtlamalar getirmektedir. İzin verilen maksimum yük katsayısı yolcu uçaklarda $2.5g$, savaş uçaklarında ise $8g$ dir (Hale, 1984).

Maksimum yük katsayısı durumunda dönme açısal hızı ve dönme yarıçapı sırasıyla

$$\dot{\chi}_{nm} = \frac{g}{U_{n \max}} \sqrt{n_{\max}^2 - 1}$$

$$r_{n \max} = U_{n \max}^2 / \left(g \sqrt{n_{\max}^2 - 1} \right)$$

elde edilir.

8.4 Maksimum Dönme Açısal Hızı ile Dönme

Uçağın manevra kabiliyeti açısından bakıldığında maksimum dönme açısal hızı (en hızlı dönme) ve minimum yarıçapda dönme önemlidir. Dönme açısal hızını maksimize etmek için (8.10) denkleminin hıza göre türevi alınıp sıfıra eşitlenerek

$$n^2 - 1 - nU \frac{dn}{dU} = 0 \quad (8.29)$$

bulunur. Buradaki dn/dU türevi dn/dq cinsinden yazılır ve dinamik basınç cinsinden çözülürse

$$q_{FT} = \left(\frac{W}{S} \right) \left[\frac{k}{C_{D0}} \right]^{1/2} \quad (8.30)$$

ve

$$U_{FT} = \left[\frac{2(W/S)}{\rho} \right]^{1/2} \left[\frac{k}{C_{D0}} \right]^{1/4} \quad (8.31)$$

elde edilir. Burada FT indisi en hızlı dönme koşullarını belirtmektedir. (8.31) bağıntısının Bölüm 5.5 te çıkartılan minimum sürüklenme durumundaki hız ile aynı olduğu görülmektedir.

(8.30) bağıntısı ve $L = nW$ bağıntısından en hızlı dönme sırasındaki taşıma katsayısı

$$C_{L,FT} = n_{FT} \left(\frac{C_{D0}}{k} \right)^{1/2} = n_{FT} C_{L,E_{\max}} \quad (8.32)$$

şeklinde bulunur. Bu bağıntı kullanarak en hızlı dönme sırasındaki fines ve maksimum fines arasında

$$E_{FT} = E_{\max} \left(\frac{2n_{FT}}{1 + n_{FT}^2} \right) \quad (8.33)$$

bağıntısı elde edilir. En hızlı dönme sırasındaki yük katsayısı ve maksimum dönme açısal hızı sırasıyla

$$n_{FT} = \left[2 \left(\frac{T}{W} \right) E_{\max} - 1 \right]^{1/2} = [2n_m - 1]^{1/2} \quad (8.34)$$

ve

$$\dot{\chi}_{FT} = \frac{g \tan \phi_{FT}}{U_{FT}} = \frac{g(n_{FT}^2 - 1)^{1/2}}{U_{FT}} \quad (8.35)$$

olur.

8.5 Minimum Yarıçapta Dönme

Dönme yarıçapı için daha önce

$$r = \frac{U}{\dot{\phi}} = \frac{U^2}{g \tan \phi} = \frac{U^2}{g(n^2 - 1)^{1/2}} \quad (8.11)$$

bağıntısı bulunmuştur. Bu bağıntının hıza göre türevi veya düzenlenerek dinamik basınca göre türevi alınıp sıfıra eşitlenerek:

$$n^2 - 1 - qn \frac{dn}{dq} = 0 \quad (8.36)$$

bulunur. Dinamik basınç cinsinden çözülürse

$$q_{TT} = \frac{2k(W/S)}{T/W} \quad (8.37)$$

elde edilir. Burada TT indisi minimum yarıçapta dönme koşullarını belirtmektedir. Minimum yarıçapla dönme halindeki hız, taşıma katsayısı, yük katsayısı, dönme açışal hızı ve yarıçapı sırasıyla

$$U_{TT} = 2 \left[\frac{k(W/S)}{\rho(T/W)} \right]^{1/2} \quad (8.38)$$

$$C_{L,TT} = \frac{n_{TT}(T/W)}{2k} \quad (8.39)$$

$$n_{TT} = \left(2 - \frac{1}{n_m^2} \right)^{1/2} \quad (8.40)$$

$$\dot{\lambda}_{TT} = \frac{g \tan \phi_{TT}}{U_{TT}} = \frac{g(n_{TT}^2 - 1)^{1/2}}{U_{TT}} \quad (8.41)$$

$$r_{TT} = \frac{U_{TT}}{\dot{\lambda}_{TT}} = \frac{U_{TT}^2}{g(n_{TT}^2 - 1)^{1/2}} \quad (8.42)$$

şeklinde elde edilir.

9. BİLGİSAYAR YAZILIMI

9.1 Program Yapısı

Bu çalışmada, *Visual Basic* programlama dili kullanılarak sesaltı jet uçaklarının performans analizi yapan bir yazılım geliştirilmiştir. Yazılımın daha kolay kullanılabilmesi bakımından bir arayüz tasarlanmış olup bu arayüz kullanıcı tarafından sağlanan verilerin ilgili veri dosyalarından programa girişine ve program çıktılarının istenilen dosyalara kaydına imkan vermektedir. Veri girişleri ayrıca yazılımın ana penceresinden yapılabilmektedir. Veri dosyasında ağırlıklar, itki verilerinin kaydedildiği dosyanın adı, aerodinamik ve geometrik bilgiler, uçuş performans bilgileri ve özgül yakıt sarfiyatının kaydedildiği dosyanın adından oluşmaktadır. Ayrıca performans analizi için gerek diğer bilgiler ilgili pencereden girilebilmektedir.

Yazılım ana sayfası Şekil 9.1 de görülmektedir. Yazılım kalkış, tırmanma, seyir uçuşu, dönüş, süzülme ve iniş aşamalarının analizini yapan alt pencerelerden oluşmaktadır.

The screenshot shows the JAPA program interface. The main window contains input fields for aircraft weights (GTOW, MZFW, MLW, MPW, MUF), aerodynamic coefficients (CD0, k, CLmax), wing area (Aw), cruise Mach number (Mc), and cruise altitude (hc). A file explorer on the right allows selecting data files. Two graphs, Figure 1 and Figure 2, display performance metrics against Mach number and altitude. The interface is designed for easy data entry and visualization of flight performance.

Şekil 9.1: Program ana penceresi

Şekil 9.2 de gösterilen kalkış menüsü, Bölüm 7.2 de anlatılan yöntemleri kullanarak kalkış mesafesini hesaplamaktadır. Ayrıca analitik ve numerik yöntemlerin sonuçlarını grafiksel olarak analiz etmektedir. Bu menüde havaalanının irtifası, kalkış kütlesi, maksimum taşıma katsayısı ve gaz kolu ayarı bilinirse uçağın yer rulesi, rotasyon ve başlangıç tırmanma sırasındaki performans analizi sonuçlarını görmek mümkündür. Burada yer rulesi analizi dört farklı yöntemle hesaplanmaktadır. Bunların üçü analitik diğeri ise sayısal yöntemle hesaplama yapmaktadır.

Take off Performance

Analytical and Numerical Analysis

Input:

- h = 0 (m)
- hob = 10.668 (m)
- W = 165000 (kg)
- Wf = 49600 (kg)
- μ = 0.02
- CLmax = 2.65
- Π = 1

Options for ground run:

- ☐ Method 1
- ☐ Method 3
- ☐ Method 2
- ☒ Method 4

Calculate Take-off

Output:

Ground Run:

- xlo = 2619.8 (m)
- tlo = 69 (sec)
- Vlo = 68.12 (m/s)
- Δmf = 181 (kg)

Take-off distance and time:

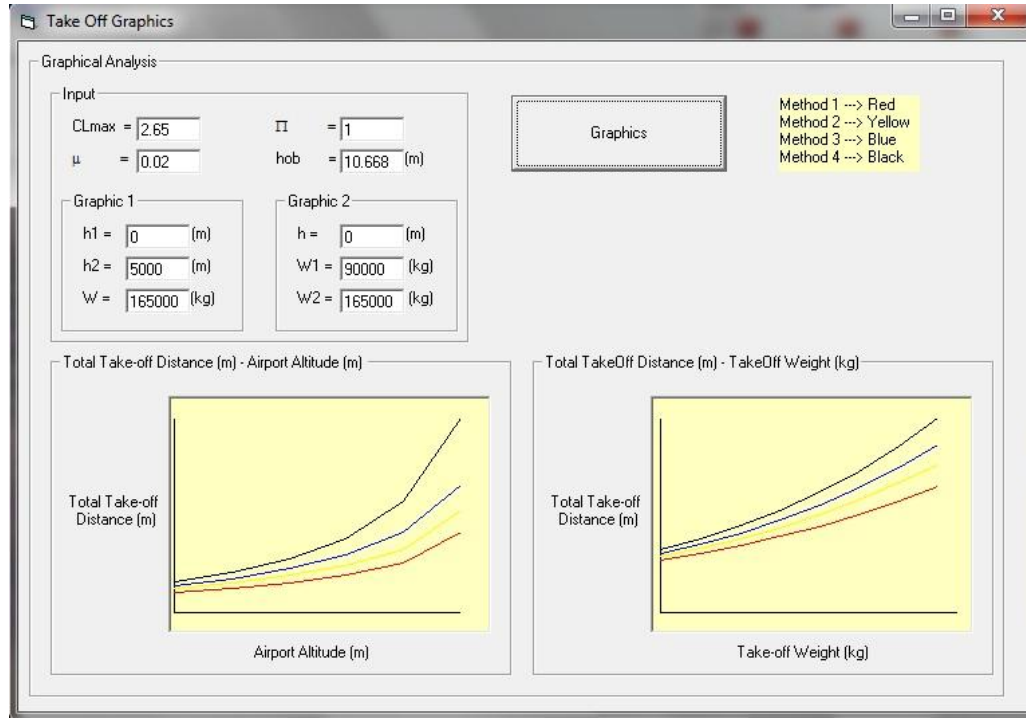
- x_runway = 2875.8 (m)
- t_runway = 72.54 (sec)
- Δmf = 190.3 (kg)
- Wf = 49590.7 (kg)

Airborne Phase:

- xr = 153.8 (m)
- tr = 2.16 (sec)
- Vr = 71.203 (m/s)
- hr = 4.6 (m)
- R = 2583.8 (m)
- xic = 102.2 (m)
- tic = 1.38 (sec)
- γ = 3.41 (deg)
- Δmf = 9.3 (kg)

Şekil 9.2: Kalkış performansının analitik ve sayısal analizi penceresi

Havaalanı irtifasının ve uçağın kütlesinin değişimi kalkış performansına nasıl etkilediğini kalkış performansının grafiksel analizi menüsünden görmek mümkündür (Şekil 9.3). Burada maksimum taşıma katsayısı, gaz kolu ayarı, uçağın kütlesi ve havaalanı irtifasının bilinmesi gerekir.



Şekil 9.3: Kalkış performansının grafiksel analizi penceresi

Tırmanma menüsü, Bölüm 6.2 de bahsedilen kalkış aşamasından tırmanma aşamasına kadar olan ara aşamanın yanında, Bölüm 6.4 de anlatılan yöntemler kullanarak tırmanma evresinin performans analizini yapmaktadır. Ayrıca tırmanma hızının irtifayla değişimi grafiğini çizmektedir (Şekil 9.4).

Tırmanma analizi sırasında uçağın kütlesi, yakıt kütlesi, maksimu taşıma katsayısı ve gaz kolu ayarının bilinmesi gerekir. Ayrıca ara aşama için uçağın taşıma katsayısı, Bölüm 6.2 de bahsedilen irtifa yükseklikleri ve bu ara aşama sırasındaki düz uçuş aşamasının süresinin bilinmesi gerekir.

Yukarda bahsedilen bilgiler bu menüye girilirse, tırmanma sırasında kat edilen mesafeyi, süreyi, tüketilen yakıt miktarı, kalan yakıt miktarı ve tırmanma oranın irtifayla değişimini göstermektedir.

Şekil 9.5 de gösterilen seyir uçuşu menüsü, Bölüm 5 de anlatılan uçuş programlarını çözümlemekte olup ayrıca özgül menzil ve özgül süresini grafiksel olarak vermektedir.

Seyir uçuşu sırasında uçaktaki yakıt ile kat edilen mesafe ve süre önemlidir. Bu menüde sabit irtifada - sabit taşıma katsayısı ile uçuş, sabit irtifada - sabit hava hızı ile uçuş, sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı ile uçuş ve kademeli irtifa ile uçuş programlarında hesaplamalar yapmaktadır. Bu hesaplamaların yapılabilmesi için

uçağın uçtuğu irtifa, uçağı kütlesi, yakıt kütlesi, uçuş Mach sayısı ve gaz kolu ayarının bilinmesi gerekir.

Climbing Performance

Climbing Analysis

Input

hob = 10.668 (m) h1 = 121.92 (m)
W = 165000 (kg) h2 = 457.2 (m)
Wf = 49600 (kg) CL = 0.7
vc = 0.5 (m/s) t = 10 (min)
CLmax = 2.65 h4 = 10800 (m)
Π = 1

Options for climbing

☐ Steepest Climb
☐ Fastest Climb
☒ Comparison

Calculate Climb

Output

1st and 2nd segment

Δmf = 62.8 (kg)
x = 1.8 (km)
t = 0.4 (min)
Wf = 49537.2 (kg)

3rd segment

Δmf = 1547.2 (kg)
x = 58.4 (km)
t = 10 (min)
Wf = 47990 (kg)

4th segment

Δmf = 103.2 (kg)
x = 4.9 (km)
t = 0.7 (min)
Wf = 47886.8 (kg)

Altitude (m) - Climbing rate (m/s)

x = 25.3 (km)
t = 2.3 (min)
Δmf = 169.6 (kg)
Wf = 169.6 (kg)

Altitude (m)

Climbing rate (m/s)

Şekil 9.4: Tırmanma penceresi

Cruise Performance

Analytical Analysis

Input

Cruise

h = 10800 (m)
W1 = 165000 (kg)
Wf1 = 49600 (kg)
Wf2 = 1000 (kg)
M = 0.82
Δh = 1219.2 (m)
Π = 1

Loiter

h = 1000 (m)
W1 = 90000 (kg)
Wf = 12400 (kg)
M = 0.5
rloiter = 1000 (m)
Π = 1

Calculate Cruise Performance

Output

hceiling = 14068 (m)

Loiter

Time = 3.07 (hr)

Constant altitude - constant lift coefficient

R = 10427 (km)
Time = 11.94 (hr)

Constant altitude - constant airspeed

R = 10350 (km)
Time = 11.85 (hr)

Constant airspeed - constant lift coefficient

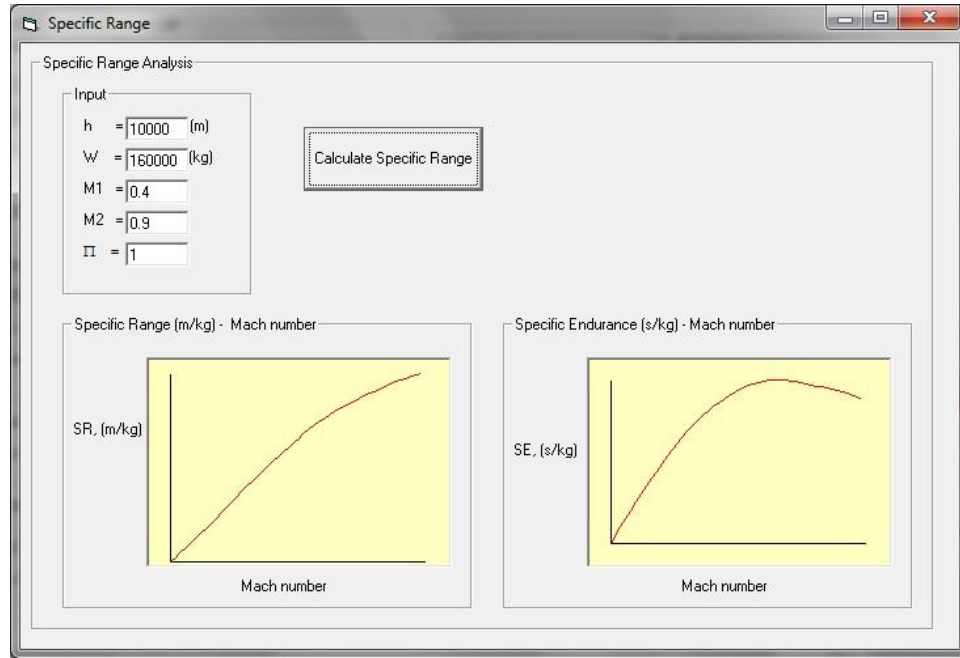
R = 11362 (km)
Time = 13.01 (hr)
Δh = 3243 (m)
γ = 0.016 (deg)

Stepped - Altitude Flight

R = 10582 (km)
Time = 12.12 (hr)
Δh = 2438.4 (m)

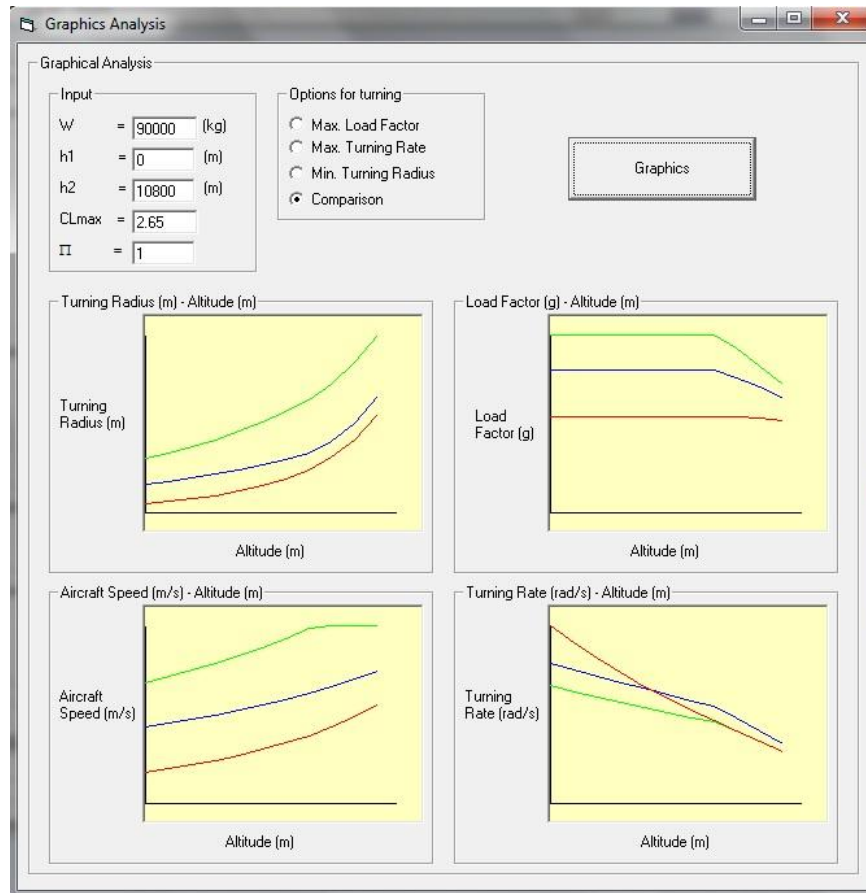
Şekil 9.5: Seyir uçuşu penceresi

Özgöl menzil menüsünde (Şekil 9.6) belirlenen uçuş irtifasında, uçağın kütlesinde ve gaz kolu ayarında özgöl menzilin ve sürenin Mach sayısı ile değişimini görmek mümkündür.



Şekil 9.6: Özgül menzil penceresi

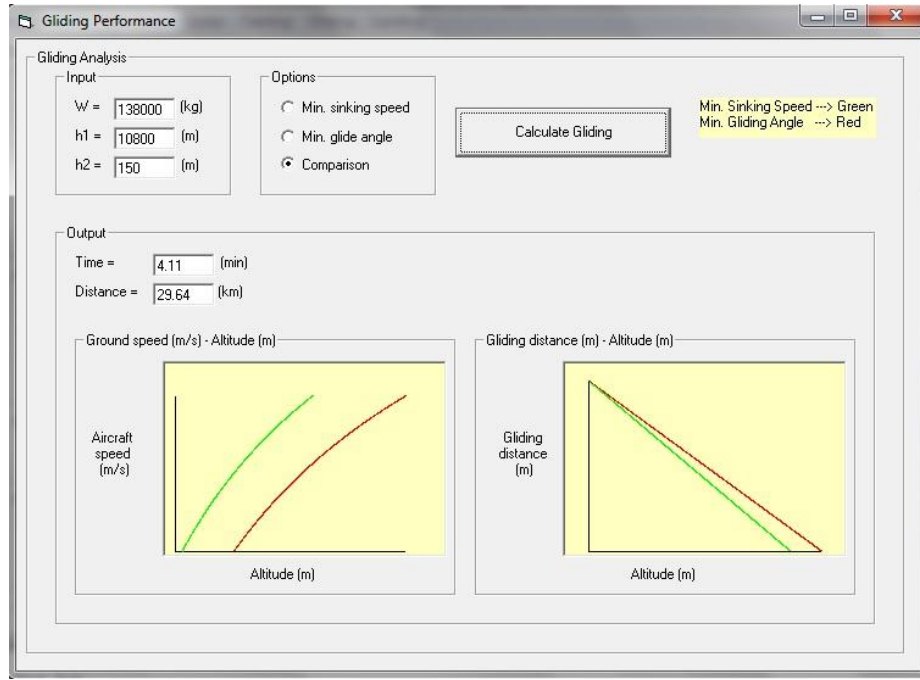
Dönüş menüsü, Bölüm 8 de tanımlanan dönüş aşamasını analitik ve grafik yöntemlerle çözümlemektedir (Şekil 9.7).



Şekil 9.7: Dönüş manevrası penceresi

Dönüş manevrası menüsünde maksimum yük katsayısı ile dönüş, maksimum dönüş oranı ile dönüş ve minimum yarıçapta dönüş manevralarının analitik ve grafiksel olarak incelemek mümkündür. Ayrıca bu menüde bu üç dönüş manevrasının karşılaştırılması yapılmaktadır. Burada uçağın kütlesinin, maksimum taşıma katsayısının ve gaz kolu ayarının bilinirse dönüş yarıçapını, yük katsayısının, uçuş hızının ve dönüş oranının irtifayla değişimini görmek mümkündür.

Süzülme menüsü, Bölüm 6.5 te belirtilen süzülme aşamasını analitik ve grafik yöntemlerle çözümlemektedir (Şekil 9.8).



Şekil 9.8: Süzülme penceresi

Şekil 9.9 da gösterilen iniş menüsü, Bölüm 7.3 de bahsedilen yöntemler kullanarak iniş mesafesi hesaplamaktadır. Ayrıca analitik ve numerik yöntemlerin sonuçlarını grafiksel olarak analiz etmektedir.

Bu menüde havaalanının irtifası, iniş kütlesi, maksimum taşıma katsayısı ve gaz kolu ayarı bilinirse uçağın son yaklaşma, rotasyon ve yer rulesi sırasındaki performans analizi sonuçlarını görmek mümkündür. Burada yer rulesi analitik ve sayısal yöntemlerle hesaplanmaktadır.

Landing Performance

Analytical and Numerical Analysis

Input

h = 0 (m)
W = 138000 (kg)
 γ = 3 (deg)
t_delay = 3 (sec)
hob = 10.668 (m)
CLmaxLa = 2.65
 Π = 1
 μ = 0.35
VnonT = 25.908 (m/s)

Options

☐ Analytical
☒ Numerical

Calculate Landing

Output

Airborne Phase

xla = 167.832 (m)
tla = 2.283 (sec)
Vla = 73.611 (m/s)
xr = 71.517 (m)
tr = 1.027 (sec)
Vr = 69.647 (m/s)
hr = 1.872 (m)
R = 1365.865 (m)

Ground Run

xl = 849.109 (m)
tl = 23.14 (sec)
Vtd = 65.117 (m/s)

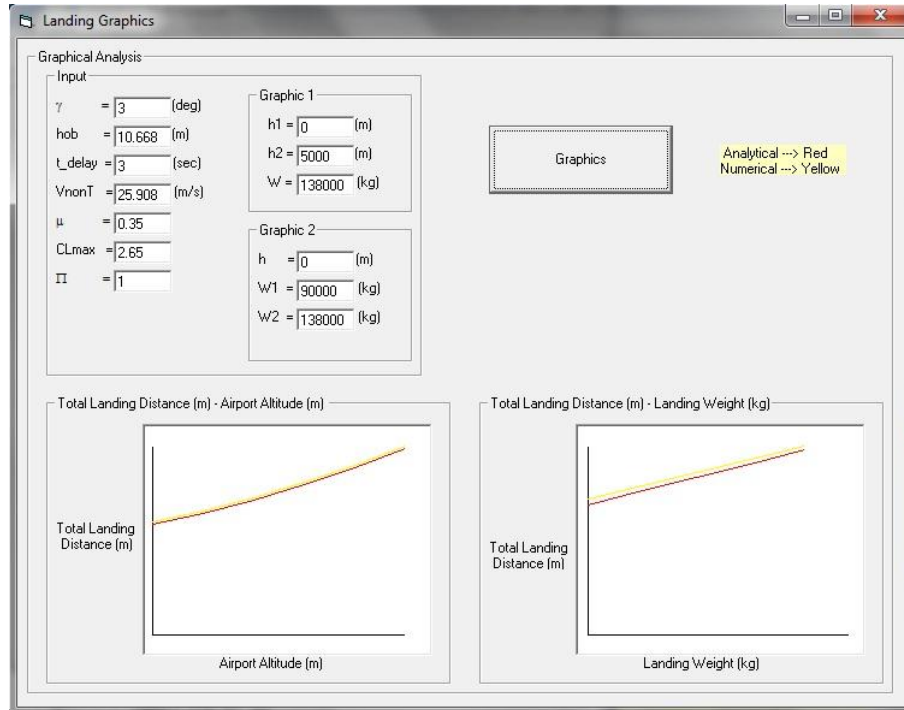
Landing distance and time

x_runway = 1283.81 (m)
t_runway = 29.45 (sec)

Delay

xdelay = 195.352 (m)

Şekil 9.9: İniş performansının analitik ve sayısal analizi penceresi



Şekil 9.10: İniş performansının grafiksel analizi penceresi

Havaalanı irtifasının ve uçağın kütlesinin değişimi iniş performansına nasıl etkilediğini iniş performansının grafiksel analizi menüsünden görmek mümkündür.

Burada maksimum taşıma katsayısı, gaz kolu ayarı, uçağın kütlesi ve havaalanı irtifasının bilinmesi gerekir.

9.2 Örnek Uygulama

Hazırlanan bu yazılımının test edilmesi için Filippone (2006) tarafından verilen örnek bir sesaltı jet motorlu uçak (Airbus 300-600) üzerinde uygulamalar gerçekleştirilmiştir. Bu uygulamalara ait sonuçlar aşağıda sunulmuştur.

Örnek olarak dikkate alınan uçağın kütlesi 165000 *kg* kabul edilmiştir. Deniz seviyesindeki bir havaalanından, 2.65 maksimum taşıma katsayısı ile ve gaz kolu ayarı 1 olmak üzere havalandığı varsayılmış ve kalkış aşamasında aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

Yer rulesi aşaması (dört farklı yöntemle)

$x_1 = 1571 \text{ m}$	$t_1 = 23.1 \text{ s}$	$\Delta W_f = 69 \text{ kg}$
$x_2 = 1910 \text{ m}$	$t_2 = 28.04 \text{ s}$	$\Delta W_f = 84 \text{ kg}$
$x_3 = 2207 \text{ m}$	$t_3 = 32.4 \text{ s}$	$\Delta W_f = 97 \text{ kg}$
$x_4 = 2620 \text{ m}$	$t_4 = 68.1 \text{ s}$	$\Delta W_f = 181 \text{ kg}$

Rotasyon aşaması

$x = 153.4 \text{ m}$	$t = 2.15 \text{ s}$	$U = 71.2 \text{ m/s}$
$h = 4.6 \text{ m}$	$r = 2583.8 \text{ m}$	

Başlangıç tırmanma aşaması

$x = 102.8 \text{ m}$	$t = 1.4 \text{ s}$	$\gamma = 3.4^\circ$
$\Delta W_f = 9.3 \text{ kg}$		

Tırmanma aşamasında uçağın 457 *m* (1500 *ft*) den 10800 *m* irtifaya tırmanacağı varsayılmıştır. Tırmanma başlangıcında uçağın kütlesi 165000 *kg*, yakıt kütlesi 49600 *kg*, maksimum taşıma katsayısı 2.65, gaz kolu ayarı 1 olarak seçilmiştir. Bu verilerle aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

En dik tırmanma

$x = 474.2 \text{ km}$	$t = 51.7 \text{ dak}$	$\Delta W_f = 4524.2 \text{ kg}$ (harcanan yakıt)
------------------------	------------------------	---

En çabuk tırmanma

$$x = 499.5 \text{ km} \quad t = 49.3 \text{ dak} \quad \Delta W_f = 4354.5 \text{ kg (harcanan yakıt)}$$

Seyir uçuşu başlangıcında uçağın 10800 m yükseklikte bulunduğu kabul edilerek, kütlesi 165000 kg, yakıt kütlesi 49600 kg, kalan yakıt kütlesi 1000 kg, uçuş Mach sayısı 0.82, gaz kolu ayarı 1 olmak üzere aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

Sabit irtifada - sabit taşıma katsayısı ile uçuş

$$R = 10427 \text{ km} \quad t = 11.94 \text{ saat}$$

Sabit irtifada - sabit hava hızı ile uçuş

$$R = 10350 \text{ km} \quad t = 11.85 \text{ saat}$$

Sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı ile uçuş

$$R = 11362 \text{ km} \quad t = 13.01 \text{ saat} \quad \Delta h = 3243 \text{ m} \quad \gamma = 0.016^\circ$$

Kademeli irtifa ile uçuş

$$R = 10582 \text{ km} \quad t = 12.12 \text{ saat} \quad \Delta h = 2438.4 \text{ m}$$

Dönüş manevrası 10800 m yükseklikte, 90000 kg küttele, 2.65 maksimum taşıma katsayısında, 1 gaz kolu ayarında gerçekleştiği kabul edilerek hesaplanmıştır:

Maksimum yük katsayısı ile dönme

$$\begin{aligned} C_L &= 0.934 & n &= 1.61 & \phi &= 51.59^\circ & \chi &= 4^\circ/\text{s} \\ r &= 2536.8 \text{ m} & U &= 177.2 \text{ m/s} & U_{\text{stall}} &= 177.2 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Maksimum dönme açısal hızı ile dönme

$$\begin{aligned} C_L &= 1.391 & n &= 1.49 & \phi &= 47.84^\circ & \chi &= 4.4^\circ/\text{s} \\ r &= 1800.3 \text{ m} & U &= 139.6 \text{ m/s} & U_{\text{stall}} &= 101.2 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Minimum yarıçapta dönme

$$\begin{aligned} C_L &= 1.91 & n &= 1.27 & \phi &= 38.08^\circ & \chi &= 4^\circ/\text{s} \\ r &= 1576 \text{ m} & U &= 110.1 \text{ m/s} & U_{\text{stall}} &= 93.4 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Uçağın 138000 kg kütle ile 10800 m yükseklikten 150 m yüksekliğe kadar süzüldüğü kabul edilerek aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

Minimum süzülme hızı ile süzülme

$$x = 191.58 \text{ km} \quad t = 33.52 \text{ dak}$$

Minimum süzülme açısı ile süzülme

$$x = 221.22 \text{ km} \quad t = 29.41 \text{ dak}$$

Uçağın deniz seviyesindeki havaalanına 138000 kg kütle ile, 2.65 maksimum taşıma katsayısında, 1 gaz kolu ayarında, son yaklaşma açısı 3° olarak üzere yaklaştığı kabul edilerek aşağıdaki sonuçlar bulunmuştur.

Son yaklaşma

$$x = 167.8 \text{ m} \quad t = 2.28 \text{ s} \quad U = 73.6 \text{ m/s}$$

Rotasyon

$$\begin{aligned} x &= 71.5 \text{ m} & t &= 1.03 \text{ s} & U &= 69.65 \text{ m/s} \\ h &= 1.87 \text{ m} & r &= 1365.9 \text{ m} \end{aligned}$$

Gecikme

$$x = 195.4 \text{ m} \quad t = 3 \text{ s}$$

Yer rulesi (iki farklı yöntemle)

$$\begin{aligned} x_1 &= 823 \text{ m} & x_2 &= 849 \text{ m} \\ t_1 &= 22.71 \text{ s} & t_2 &= 23.14 \text{ s} \\ U_{TD_1} &= 65.12 \text{ m/s} & U_{TD_2} &= 65.12 \text{ m/s} \end{aligned}$$

9.3 Değerlendirme

Visual Basic dilinde hazırlanan bu yazılım uçuşun gerekli tüm aşamaları için performans hesaplamalarını analitik yöntemlerle yapmakta, ayrıca bazı uçuş aşamaları için sayısal yöntemlerle hesaplama yaparak karşılaştırmalara imkan sağlamaktadır. Bir kısım sonuçlar ve karşılaştırmalar grafik çizimleriyle sunulmaktadır.

Uygulamada en büyük zorluk uçaklara air teknik bilgilere ulaşma konusunda yaşanmıştır. Yani örnek olarak incelenecek bir uçak için geometrik bilgileri, uçuşun çeşitli aşamalarındaki konfigürasyona bağlı olarak aerodinamik bilgileri, karşılaştırma yapmak için ağırlık ve yakıt tüketimi bilgilerini, irtifa ve hız (Mach sayısı) ile motor performansının değişimi bilgilerini elde etmekte zorluk yaşanmıştır. Nitekim bu bilgiler herhangi bir örnek uçak için tam olarak elde edilemediğinden çok kısıtlı koşullarda bir test çalışması yapmak zorunda kalınmıştır.

Bu örnek uçak için (Filippone, 2006) maksimum taşıma katsayısı, sıfır taşıma sürüklenme katsayısı, indüklenmiş sürüklenme katsayısı ve gaz kolu ayarı bütün uçuş aşamaları için aynı verilmiştir. Oysa bu katsayıların herbirinin uçuşun değişik

aşamaları için farklı değerlerde olması gerekir. Ayrıca herbir uçuş aşamasının başlangıcında uçağın toplam kütlesinin ve yakıt kütlesinin bilinmesi gerekir.

Yer rulesi sırasında tekerleklerin sürtünme katsayısı pist yüzeyine, tekerleklerin durumuna ve basıncına bağlıdır. Kalkış ve iniş manevraları sırasında yer rulesi aşamasında sürtünme katsayısı sabit alınmıştır. Oysa 200 km/h hızın üstünde sürtünme katsayısı artmaktadır (Filippone, 2006).

Yer rulesi sırasında flaplerin pozisyonuna bağlı olarak maksimum taşıma katsayısı farklı değerler alabilir. Ancak örnek uçak için bu bilgiler olmadığından flap konfigürasyonuna bakılmaksızın literatürde verilmiş olan $C_{L_{max}}$ değeri kullanılmıştır. Yer rulesi aşamasında taşıma katsayısı üzerinde bir yer etkisi de olacaktır. Taşıma katsayısına bağlı olarak sürüklenme katsayısı da değişir. Bölüm 3 te bahsedildiği gibi taşıma ve sürüklenme katsayıları, Mach sayısına, Reynolds sayısına, hücum açısına, uçağın geometrik yapısına ve hava akışına bağlıdır. Yer rulesi sırasında uçak hızlanmakta veya yavaşlamaktadır. Hızlanma veya yavaşlama sırasında Mach sayısı ve Reynolds sayısı değişir. Bu nedenle taşıma katsayısının da değişmesi gerekir. Ancak bu çalışmada bu değişimler uygulanamamıştır. Ayrıca indüklenmiş sürüklenme çarpanı ve sıfır taşıma sürüklenme katsayısının da Reynolds sayısı ve Mach sayısı ile değişimi buradaki çalışmada dikkate alınamamıştır.

Kalkış ve iniş manevralarının rotasyon aşamasında ön tekerleklerin havalanması sırasında uçağın aerodinamik merkezi, geometrik merkezi ve tekerleklerle düşen yük dağılımı da değişir. Rotasyon sırasında taşıma ve sürüklenme katsayılarında da değişimler olur. Ancak burada bu değişimler, elde veri olmadığı için dikkate alınamamıştır.

Modern uçaklar tırmanma veya alçalma sırasında dönüş manevrası da yapmaktadırlar. Ancak bu çalışmada uçağın tırmanma veya alçalma aşamalarındaki hareketinin sadece düz bir rota boyunca geçen kısmı incelenmiştir. Bunun nedeni aerodinamik kuvvetler kontrol yüzeylerin değişiminden kaynaklanan üç boyutlu analizi için detaylı bilgiye ihtiyaç vardır.

Seyir uçuşu sırasında uçaklar menzili arttırmak için kademeli olarak irtifa değiştirebilirler. Bazı durumlarda seyir uçuşu başlangıcında troposfer içerisinde bulunan uçağın daha sonra irtifa değiştirerek stratosfere geçmesi ihtimali olabilir. Oysa atmosfer özellikleri modellenirken bazı katsayılar kullanılmakta olup, bu

katsayılar troposfer ve stratosfer için farklı değerlere sahiptir. İşte seyir sırasında irtifa değişimi sonucu uçak troposferden stratosfere geçerse katsayı değişimi nedeniyle hesaplamalarda bir hata oluşabilmektedir. Sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş programında ve kademeli irtifa ile uçuş programında analitik denklemler kullanıldığından atmosfer özelliklerinin troposfer - stratosfer arasındaki değişimi hesaplamalara katılmamıştır.

10. SONUÇ

Bu tez çalışmasında sesaltı jet uçaklarının çeşitli uçuş aşamalarındaki performans hesaplamaları için bir yazılım geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu çerçevede Visual Basic dilinde, kullanıcı dostu bir arayüze sahip bir yazılım ortaya konulmuştur. Yazılım uçuşun yer rulesinden başlayarak kalkış, tırmanma, seyir, süzülme ve alçalma, iniş ve gerekirse koordineli dönüş aşamalarına ait hesaplamaları yaparak hız, mesafe, açı, zaman gibi ilgili uçuş aşamasında ihtiyaç duyulan bilgileri ekranda göstermekte, komple bir rapor üretebilmektedir. Hesaplamalar analitik yöntemlerle yapıldığı gibi bazı uçuş aşamaları için nümerik integrasyonlarla gerçekleştirilmektedir.

Yazılım, teknik bilgileri kısmen literatürde yer alan bir uçak için test edilmiştir. Ancak bilgilerin kısıtlı olması nedeniyle bu test çalışmasının yetersiz kabul edildiğini belirtmekte yarar bulunmaktadır. Daha “tam sayılabilecek” bir test çalışması için örnek bir uçağa ait yeterli teknik bilginin elde edilmesine ihtiyaç vardır. Bu amaçla uçak işleten kurumlarla işbirliği yapılmasında yarar bulunmaktadır.

KAYNAKLAR

- Airbus**, 2002. Getting to Grips with Aircraft Performance, France
- Anderson, J.D.**, 2001. Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, New York
- Asselin M.**, 1997. An Introduction to Aircraft Performance, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia
- Cavcar A. and Cavcar M.**, 2004. Impact of Aircraft Performance Differences on Fuel Consumption of Aircraft in Air Traffic Management Environment, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 76, No. 5, p:502-515
- Eshelby M. E.**, 2000. Aircraft Performance Theory and Practice, Arnold, London
- Filippone A.**, 2008. Comprehensive Analysis of Transport Aircraft Flight Performance, Progress in Aerospace Sciences 44, p:192-236
- Filippone A.**, 2006. Fixed and Rotary Wing Aircraft Performance, Elsevier Ltd., Oxford
- Hale F. J.**, 1984. Introduction to Aircraft Performance Selection and Design, John Wiley & Sons, Canada
- Ojha S. K.**, 1995. Flight Performance of Aircraft, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC.
- Raymer D. P.**, 2006. Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC.
- Raymer D. P.**, 2004. Approximate Method of Deriving Loiter Time from Range, Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 4, p:938-940
- Vinh N. X.**, 1993. Flight Mechanics of High-Performance Aircraft, Cambridge University Press, New York, USA.
- Yechout T. R.**, 2003. Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability and Classical Feedback Control, AIAA
- Url-1** < <http://www.sti.nasa.gov/spinoff/spinitem?title=Flight+Planning> >, alındığı tarih 07.04.2011
- Url-2** < <http://www.darcorp.com/Software/AAA/> >, alındığı tarih 07.04.2011
- Url-3** < <http://www.darcorp.com/Software/app/> >, alındığı tarih 07.04.2011
- Url-4** < <http://www.piano.aero/> >, alındığı tarih 07.04.2011
- Url-5** < <http://www.pdas.com/datcom.html> >, alındığı tarih 07.04.2011
- Url-6** < http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/proj_BADA.htm >, alındığı tarih 07.04.2011
- Url-7** < <http://www.esdu.com> >, alındığı tarih 07.04.2011

Url-8 < <http://www.ceasiom.com/> >, alındığı tarih 07.04.2011

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Gay KADYROV

Doğum Yeri ve Tarihi: Türkmenistan, 05.07.1985

Adres: Türkmenistan. Lebap wel. Serdarabat etr. Ýasy-depe d/b. Kadyr Öwezow köç № 25. tel no: (+993) 433 35279

Lisans Üniversitesi: İTÜ