

23645

HELİKOPTER TAŞIMACILIGINDA YAKIT SARFIYATI
MINİMİZASYONU AÇISINDAN TASARIM
VE PERFORMANS ANALIZI

Mustafa Cavcar

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı
Enerji Bilim Dalında
DOKTORA TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Prof. Dr. Hidayet Bugdaycı

Haziran - 1992

T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ


Mustafa CAVCAR' ın DOKTORA tezi olarak hazırladığı "Helikopter Taşımacılığında Yakıt Sarfiyatı Minimizasyonu Açısından Tasarım ve Performans Analizi" başlıklı bu çalışma, jürimizce doktora yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir. 26.6.1992

Uye: Prof. Dr. Hidayet BUGDAYCI

Uye: Prof. Dr. Ö. Erkin PEREMECİ

Uye: Pr. Dr. Battal KUSHAN

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 01. TEMMUZ. 1992
gün ve ...31.7.-4..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.


Prof. Dr. Rustem KAYA
Enstitu Muduru

ÖZET

Bu çalışmada gerek helikopter imalatçıları ve gerekse helikopter işletmecilerinin en önemli problemlerinden biri olan "Helikopter Taşımacılığında Yakıt Sarfiyatı Minimizasyonu Açısından Tasarım ve Performans Analizi" için "Ok Açılı Rotor Palalarının Helikopter Yakıt Sarfiyatları Üzerindeki Etkisi" incelenmiştir.

Bu amaçla 1. Bölümde helikopter piyasasının gelişimini etkileyen problemler ele alınarak, yapımcıların aldığı teknolojik tedbirler genel olarak gözden geçirilmiştir.

2. Bölümde ileri doğru uçuşun yakıt sarfiyatı bakımından en önemli uçuş fazı olduğu ortaya konarak, bu uçuş koşulundaki gerekli güç ve yakıt sarfiyatı kavramları detaylı bir şekilde tanımlanmıştır.

3. Bölümde konvansiyonel rotor palalarının performansını etkileyen hız sınırlamaları ve özellikle sıkıştırılabilirliğin profil sürüklemesi ve gerekli güç üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu bölümün sonunda ise sıkıştırılabilirlik etkisinin azaltılması için ok açısı çözümü önerilmiş ve bu konuda bazı araştırma kuruluşları ile imalatçılar tarafından yapılan çeşitli çalışmalar örneklenmiştir.

Daha sonra, 4. Bölümde Ok Açılı Rotor Palalarının tasarım esasları belirlenmiş ve basit pala elemanı teorisinden yararlanılarak, bu palaların rotor aerodinamik karakteristikleri üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu bölümün son kısmında ise bazı Ok Açılı Rotor Palalarının helikopter kilometrik yakıt sarfiyatında tasarruf sağlayacağı ispatlanmıştır.

Ancak, 4. Bölümde ulaşılan teorik sonuçlarla yetinilmemiş ve örnek alınan iki tip Ok Açılı Rotor Pala geometrisi, büyük bir helikopter tasarım ve imalatçısı olan "Aerospatiale, Division Helicopteres" (yeni Eurocopter) in tasarımlarda kullandığı R85 bilgisayar yazılımından yararlanılarak benzer özellikteki konvansiyonel bir pala ile karşılaştırılmış ve elde edilen sonuçlar ile bu konudaki öneriler 5. Bölümde verilmiştir.

SUMMARY

In this study of "Design and Performance Analysis with Regard to Minimization of Fuel Consumption on Helicopter Transportation" which is one of the most important problems of helicopter constructors, as well as helicopter operators; "the Effects of Swept Rotor Blades on Helicopter Fuel Consumptions" are examined.

In the first part problems effecting development of the helicopter market are taken into account and technological solutions found by manufacturers are summarized.

In the second chapter, importance of forward flight condition for fuel consumption is proved; also, required power and fuel consumption under that flight condition are described in detail.

In the third chapter, velocity limitations effecting performance of conventional rotor blades and particularly, effect of compressibility over profile drag and required power are examined. At the end of this chapter, to decrease effects of compressibility swept blades are recommended and different studies of some research organizations and manufacturers are given as examples of that solution.

In the fourth chapter, design principles of Swept Rotor Blades are defined and effect of these blades on aerodynamic characteristics of rotors are examined. Also, it is proved that by use of some swept rotor blades, kilometric fuel consumption economy can be achieved.

Furthermore, two types of Swept Rotor Blade geometry are compared with a similar conventional blade, by using R85 code of world's leading helicopter designer and manufacturer "Aerospatiale Division Helicopteres" (now, Eurocopter), and results obtained are given fifth chapter together with some recommendations on the subject.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın yapılmasındaki yardımlarından dolayı başta danışmanım Prof.Dr. Hidayet BUĞDAYCI (Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Meslek Yüksekokulu Müdür Yrd.) olmak üzere; Aerospatiale, Division Helicopteres firmasından, Kooperasyon Etüdleri Bürosu Müdürü M. J. ANDRES ve yardımcısı A. DAMONGEOT, Aeromekanik Yöneticisi A. VUILLET, Aeromekanik Bürosundan F. TOULMAY ve ONERA'dan J.J.PHILIPPE ile çalışmanın başarılı bir şekilde sonuçlanmasını sağlamak için R85 yazılımını kullanımına açan Aerospatiale, Division Helicopteres yetkililerine ve çalışanlarına çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
SUMMARY	v
SEKİLLER DİZİNİ	xi
TABLolar DİZİNİ	xix
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1. Dünya Sivil Helikopter Filosu, Gelişimi ve Satışlar	2
1.2. Satışları Etkileyen Nedenler	3
1.2.1. Sivil havacılık kuralları	3
1.2.2. İşletme giderleri ve üretkenlik	3
1.3. Yapımcıların Aldığı Teknolojik Tedbirler	4
2. HELİKOPTERLERDE GEREKLİ GÜÇ VE YAKIT SARFIYATI ...	6
2.1. Helikopter Uçuş Spektrumları	6
2.2. Helikopterlerde Gereklİ Güç	8
2.2.1. İndüklenme gücü	11
2.2.2. Profil gücü	14
2.2.3. Parazit gücü	16
2.2.4. Kuyruk rotoru gücü	19
2.2.5. Aksesuar ve transmisyon kayıpları gücü	20
2.2.6. Toplam gerekli güç	21
2.3. Kilometrik Yakıt Sarfiyatı	22

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
3. KONVANSİYONEL ROTOR PALALARININ PERFORMANSINI ETKİLEYEN FAKTÖRLER VE ÇÖZÜMLER	27
3.1. Rotor Palası Üzerindeki Hız Dağılımı	27
3.1.1. Serbest akım hızı	27
3.1.2. Rotor palası üzerindeki indüklenme hızları	29
3.1.3. Pala kesitindeki etkin hücum açıları ve hızlar	32
3.2. İleri Doğru Uçuşta Pala Üzerindeki Taşıma ve Sürüklenme Kuvvetleri	34
3.3. Hız Sınırlamaları	41
3.3.1. Profil etrafında şok dalgalarının oluşumu	42
3.3.2. Taşıma ve sürüklenme katsayıları üzerindeki sıkışabilme etkileri	44
3.3.3. Gürültü etkileri	46
3.3.4. Gerileyen palada tutunma kaybı	47
3.4. İlerleyen Paladaki Sıkışabilmenin Sürüklenme Kuvveti ve Gerekli Profil Gücü Üzerindeki Etkileri	53
3.4.1. Rotor diski üzerinde sıkışabilme etkisindeki bölge	54
3.4.2. Sıkışabilmenin profil sürüklenme kuvveti üzerindeki etkisi	56
3.4.3. Sıkışabilmenin profil gücü üzerindeki etkisi	57

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
3.5. Sıkışabilme Etkilerinin Azaltılmasına Yönelik Çözüm	60
3.6. Ok Açılı Rotor Palası Araştırma-Geliştirme ve Uygulamaları	63
4. OK AÇILI ROTOR PALASI (OARP)	70
4.1. OARP (Ok Açılı Rotor Palası) Geometrisi	70
4.2. OARP Üzerindeki Hız Dağılımı	72
4.2.1. Serbest akım hızı	72
4.2.2. OARP üzerindeki indüklenme hızları ...	78
4.2.3. OARP kesitindeki etkin hızlar ve hücum açıları	80
4.3. OARP'li Rotorda Dinamik Basınç Dağılımı İncelemesi	87
4.4. OARP'li Rotorun Çekme Kuvveti	92
4.5. OARP'li Rotorun Sürüklenme Kuvveti	101
4.5.1. OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklenmesi	101
4.5.2. OARP'li rotorun profil sürüklenmesi ...	103
4.5.2.1. Hücum açısının etkisi	107
4.5.2.2. Sıkışabilme etkisi	108
4.5.2.3. Gerileyen pala üzerindeki ters akışın etkisi	109
4.5.3. OARP'li rotorun toplam sürüklenmesi ...	110
4.6. OARP li Rotorda Gerekli Güç	112
4.6.1. OARP'li rotorda indüklenmiş sürüklenme için gereken güç	112

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
4.6.2. OARP'li rotorda profil sürüklemesi için gereken güç	113
4.6.3. OARP'li rotorun sürüklemesi için gereken toplam güç	118
4.7. İleri Doğru Uçuşta Güç Tasarrufu İçin Optimum OARP	120
4.8. OARP'nin Yakıt Sarfiyatına Etkisi	128
4.9. Analitik Yaklaşımla Elde Edilen Sonuçların İrdelenmesi	131
5. BİR OARP UYGULAMASI	134
5.1. Aerospatiale R85 Bilgisayar Yazılımı	134
5.2. Üç Tip Pala Geometrisi ve Uygulama Sonuçları	138
5.2.1. Uygun OARP geometrilerinin belirlenmesi	139
5.2.2. Örnek alınan motor ve performansları ..	143
5.2.3. Deniz seviyesi koşullarındaki performanslar	144
5.2.4. Değişik irtifalardaki performanslar ..	148
5.3. OARP Uygulamasının Değerlendirilmesi	152
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	154
KAYNAKLAR DİZİNİ	159
EK-A OA.209C Profili Aerodinamik Karakteristikleri	
EK-B Allison 250-C20F Turboşaft Motoru Teknik Özellik ve Performansları	

İÇİNDEKİLER (devam)

Sayfa

EK-C Aerospatiale R85 Yazılımında Hesap Yöntemi

ÖZGEÇMİŞİ



SEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Konvansiyonel helikopterlerde gerekli güç	9
2.2. SA.330 Puma helikopterinde yatay uçuş halinde güç dağılımı	10
2.3. Rotor diski, indüklenme hızları, çekme kuvveti ...	13
2.4. Indüklenme gücü için K_1 katsayıları	13
2.5. Rotor palası üzerinde hız dağılımı	15
2.6. Rotor diski üzerinde hücum açısı ve Mach sayısı dağılımı	16
2.7. İleri doğru uçuşta kuvvetler dengesi	17
2.8. Çeşitli tipte helikopterlerin eşdeğer düz levha alanları	18
2.9. Konvansiyonel kuyruk rotoru ve fenestron	20
2.10. SA.330 helikopterinde direkt işletme giderlerinin gelişimi	23
2.11. Uçak ve helikopter yakıt sarfiyatlarının karşılaştırımı	24
3.1. Rotor palasındaki hızların azimut açısıyla değişimi	28
3.2. İleri doğru uçuşta rotor palası etrafındaki girdaplar	30
3.3. Rotor diski üzerindeki indüklenme hızları	31
3.4. Bir pala kesitindeki etkin hücum açısı ve etkin hız	31
3.5. Rotor palası üzerinde etkin hücum açısı dağılımı	33
3.6. Rotor palası üzerinde etkin hız dağılımı	33

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.7. Pala kesiti üzerindeki taşıma ve sürüklenme	35
3.8. Pala üzerindeki kesit taşıma kuvvetlerinin açıklık ve azimut konumuyla değişimi	35
3.9. Kesit sürüklenme katsayılarının hücum açısıyla değişimi	36
3.10. Pala elemanı üzerindeki taşıma ve sürüklenme ...	37
3.11. Pala üzerindeki taşıma kuvvetlerinin azimut konumuyla değişimi	38
3.12. Kesit sürüklemelerinin açıklık boyunca değişimi	40
3.13. Pala ucu hızı sınırlamaları	41
3.14. Bir profil üzerinde şok dalgaları oluşumu	42
3.15. Sıkışabilmenin sürüklenme üzerindeki etkileri ..	45
3.16a. Taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi üzerindeki sıkışabilme etkileri	45
3.16b. Moment katsayısı üzerindeki sıkışabilme etkileri	45
3.17. İlerleyen pala üzerinde Mach sayısı dağılımı ..	46
3.18. Yüksek hızlı uçuşta ana rotor gürültüsü	47
3.19. Flaplama mentesesi	48
3.20. Flaplama hareketi yapan palaya etkileyen kuvvetler	49
3.21. Flaplama hareketi ve hücum açısı üzerindeki etkileri	50
3.22. Gerileyen palada flaplama nedeniyle yüksek hücum açısı oluşumu	51
3.23. Ters akış bölgesi	51

SEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.24. Profil sürüklenme katsayısının Mach sayısı ile değişimi (yaklaşık kabul)	54
3.25 Rotor diskinde sıkışabilme etkisi altında kalan bölge	55
3.26a. Sıkışabilme sürüklemesinin toplam profil sürüklemesine oranı	57
3.26b. Sıkışabilme profil gücünün toplam profil gücüne oranı	59
3.27. ISA, deniz seviyesi koşullarda, bir kargo helikopterinin hover gücü üzerindeki sıkışabilme etkileri	59
3.28. Ok açılı kanat üzerindeki hız bileşenleri	60
3.29. Ok açılarının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi	62
3.30. İndüklenmiş sürüklemenin ok açısıyla değişimi .	62
3.31. Çeşitli tipte pala ucu tasarımları	63
3.32. Ok açılı parabolik pala ucunun gerekli güç üzerindeki etkisi	64
3.33. Ok açılı parabolik pala ucunun gerekli güç üzerindeki etkisi	64
3.34. Ok açılı parabolik pala ucunun maksimum lokal Mach sayılarına etkisi	65
3.35. Sikorsky pala uçları ve rotor gücü üzerindeki etkileri	65

SEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.36. RAE tarafından SA.330 Puma helikopteri üzerinde denenen iki tip pala ucu ve 0.95R'deki basınç ölçümleri	66
3.37. BERP tipi pala ucu geometrisi	66
3.38. BERP tipi pala ucunun yüksek hücum açısı davranışı	67
3.39. BERP tipi ana rotor palasında profiller	67
3.40. Çeşitli rotorların ileri doğru uçuş halindeki fineslerinin karşılaştırılması	68
3.41. BERP pala ucunda Mach sayısı dağılımı	68
4.1a. OARP geometrisi	71
4.1b. OARP'de konvansiyonel kısımdan, ok açılı kısma geçiş detayı	71
4.2. OARP'de serbest akım hızları	73
4.3. OARP üzerindeki serbest akım hızı dağılımının konvansiyonel pala ile karşılaştırılması	73
4.4. OARP'de kritik azimut konumları	74
4.5. $\mu = 0.3$ için OARP geometrileri	77
4.6. $\mu = 0.35$ için OARP geometrileri	77
4.7. Rotor diski üzerindeki indüklenme hızlarının palaya uyarlanması	79
4.8. OARP üzerindeki indüklenme hızları dağılımı ...	80
4.9. OARP kesitindeki hız bileşenleri	82
4.10. Konvansiyonel pala ve OARP'de flaplama	85

SEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.11. OARP üzerinde kesit etkin hücum açıları	86
4.12a.OARP'de disk dinamik basıncı için A_M katsayısı	88
4.12b.OARP'de disk dinamik basıncı için B_M katsayısı	89
4.12c.OARP'de disk dinamik basıncı için C_M katsayısı	89
4.13a.OARP kullanılan rotor diskinin ilerleyen pala tarafındaki dinamik basınç	90
4.13b.OARP kullanılan rotor diskinin gerileyen pala tarafındaki dinamik basınç	90
4.14. OARP kullanılan rotor diski üzerindeki dinamik basınç	91
4.15. Konvansiyonel pala ve OARP üzerindeki dinamik basınçların azimut açısıyla değişimi	92
4.16. Rotor diski üzerindeki kuvvetler	93
4.17. Rotor çekme kuvveti bağıntısı katsayılarının ilerleme oranı ile değişimi	98
4.18. Pala hatve açılarının ilerleme oranıyla değişimi	100
4.19. İndüklenmiş sürüklenme bağıntısı katsayılarının ilerleme oranı ile değişimi	105
4.20. OARP'deki indüklenmiş sürüklemenin konvansiyonel palaya oranı	106
4.21. OARP'li rotorun profil sürüklemesinin, konvansi- yonel palalı rotorun profil sürüklemesine oranı	110
4.22. OARP'li rotorun sürüklemesinin, konvansiyonel palalı rotorun sürüklemesine oranı	111

SEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.23. OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken güce oranı	115
4.24. OARP'li rotorun profil sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun profil sürüklemesi için gereken güce oranı	117
4.25. OARP'li rotorun toplam sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun toplam sürüklemesi için gereken güce oranı	119
4.26. OARP'de sürüklemenin neden olduğu tork	119
4.27. Optimum OARP geometrisinin belirlenmesi için bilgisayar yazılımı akış diagramı	123
4.28. Maksimum C_T/C_P oranını veren ok açıları ve ok açısının başladığı açıklık konumları	125
4.29. Optimum OARP geometrileri için C_T/C_P oranlarının, konvansiyonel palaların C_T/C_P oranları ile karşılaştırılması	126
4.30. Büyük ok açılarının ilerleyen ve gerileyen palanın kritik azimut konumlarında, hücum açısı üzerindeki etkisi	127
4.31a. OARP'li helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının, konvansiyonel palalı helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatına oranı	129
4.31b. OARP'li helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının, konvansiyonel palalı helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatına oranı	130

SEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.31c.OARP'li helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının, konvansiyonel palalı helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatına oranı	129
5.1. Aerospatiale Helicopter Division R85 Yazılımı ..	136
5.2. Sirkülasyonun açıklık boyunca dağılımı	136
5.3. R85 METAR yazılımı akış diagramı	137
5.4. Ecureuil 2 helikopterin ana rotor palası	138
5.5. Çeşitli OARP geometrilerine ait finesler	140
5.6. OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin motor güç limitine göre manevra zarfları	142
5.7. Performans karşılaştırmasında kullanılan üç tip pala geometrisi	143
5.8. OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin profil güçleri	145
5.9. OARP'li helikopterlerin konvansiyonel palalı helikopterlere göre profil gücü tasarrufları ..	145
5.10. OARP'li helikopterlerin konvansiyonel palalı helikopterlere göre toplam güç tasarrufları ...	146
5.11. OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin finesleri	147
5.12. OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerde çeşitli irtifalardaki nihai hızlar	149
5.13. OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin çeşitli irtifalardaki ekonomik seyahat hızları .	149
5.14. REC85 palalı helikopterin konvansiyonel palalı helikoptere göre toplam güç tasarrufu	150

SEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
5.15. REW palalı helikopterin konvansiyonel palalı helikoptere göre toplam güç tasarrufu	151
5.16. OARP'li helikopterlerin konvansiyonel palalı helikoptere göre yakıt tasarrufları	152



TABLOLAR DİZİNİ

<u>Tablo</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Helikopter kullanım alanları	1
1.2. ICAO üyesi ülkelerin sivil havacılık otoritele- rine kayıtlı helikopter sayısı (Çin ve SSCB haric)	2
2.1. Sikorsky S.61 ve S.76 helikopterleri için KLM işletme uçuş spektrumu	7
2.2. Aerospatiale AS.365 Dauphin 2 helikopterinin uçuş spektrumu	8
2.3. Çeşitli helikopterlerin karşılaştırmalı güç dağılımı	10
2.4. ABD Kara Kuvvetlerindeki dört tip helikopterin eşdeğer düz levha alanları	19
3.1. Çeşitli helikopterlerde pala kök noktaları	53
3.2. Ok açısının aerodinamik özelliklere etkisi	61
4.1. Rotor diski dinamik basınç katsayıları	88
4.2. Rotor çekme kuvveti bağıntısı katsayıları	97
4.3. 4.31a ve 4.31b bağıntılarının katsayıları	102
4.4. İndüklenmiş sürüklenme bağıntısının katsayıları	104
4.5. Hücüm açısı etkisinden doğan ilave profil sürüklemesi bağıntısı katsayıları	108
4.6. OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken güç bağıntısının katsayıları	114
4.7. Profil sürüklemesi için gereken güç üzerindeki hücüm açılarının etkisini veren bağıntının katsayıları	116

TABLOLAR DİZİNİ

<u>Tablo</u>	<u>Sayfa</u>
4.8. Çeşitli helikopterlerin ağırlık, ekonomik seyahat hızı, rotor devir sayısı, disk yüklemesi ve ilerleme oranları	124
5.1. Üç tip pala ve helikopter konfigürasyonu	143
6.1. OARP ile yakıt tasarrufuna bir örnek	155



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
a_{α}	Profil taşıma katsayısının hücum açısıyla değişim eğrisinin eğimi ($dC_1/d\alpha$)
A	Rotor disk alanı, m^2
A_c	Sıkışabilme etkisindeki rotor alanı, m^2
A_e	Efektif rotor disk alanı, m^2
A_r	Rotor diski ters akış bölgesi alanı, m^2
B	Rotorun pala sayısı
c	Pala veter uzunluğu, m.
C_F	Paralı yük, ton.k
C_d	Pala profili sürüklenme katsayısı
C_{dc}	Pala profilinin sıkışabilme etkisindeki sürüklenme katsayısı
C_{dm}	Palanın ortalama sürüklenme katsayısı
C_1	Profil taşıma katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_m	Profil yunuslama momenti katsayısı
C_P	Güç katsayısı
C_T	Rotor çekme kuvveti katsayısı
C_{Th}	Hover halindeki rotor çekme kuvveti katsayısı
D	Sürüklenme kuvveti, kN
D'	Kesit sürüklenme kuvveti, kN/m.

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
D_i	İndüklenmiş sürüklenme kuvveti, kN
D_p	Parazit sürüklenme kuvveti, kN
D_{pr}	Toplam profil sürüklenme kuvveti, kN
D_{prc}	Sıkışabilme sürüklenmesi, kN
D_{pro}	Sıkışabilme etkisi olmayan haldeki profil sürüklenme kuvveti, kN
f	Eşdeğer düz levha alanı, m^2
h	Uçuş irtifası, m.
I_p	Rotor palasının, flaplama mentesesi etrafındaki kütleli atalet momenti, kgm^2
k	Ok açısının başladığı pala açıklık oranı
K_i	İndüklenme hızı katsayısı
K_M	Pala profili kuvvet diverjans Mach sayısının, pala ucu radyal Mach sayısına oranı
l	Menzil, km.
L	Taşıma kuvveti, kN
L'	Kesit taşıma kuvveti, kN/m.
M	Mach sayısı
M_{cr}	Kritik Mach sayısı
M_{cro}	Ok açısız kanadın kritik Mach sayısı
M_{DD}	Kuvvet diverjans Mach sayısı

SIMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
M_f	Rotor palasında, aerodinamik ve atalet kuvvetlerinin flaplama mentesi etrafında meydana getirdiği moment, kNm
M_T	Pala ucunun radyal hızına ait Mach sayısı
P_A	Aksesuar için gereken güç, kW
P_{AR}	Ana rotor için gereken güç, kW
P_{PRE}	Sıkışabilme için gerekli profil gücü, kW
P_G	Toplam gerekli güç, kW
P_G	Gövde için gereken güç, kW
P_i	İndüklenme sürüklemesi için gereken güç, kW
P_K	Konvansiyonel rotorun gücü, kW
P_{KR}	Kuyruk rotoru için gereken güç, kW
$P_0 (DB)$	Standard atmosfer koşulları altında, deniz seviyesindeki statik motor gücü, kW
P_{0h}	h irtifaında statik motor gücü, kW
P_p	Parazit sürüklenme için gereken güç, kW
P_{Pr}	Profil sürüklemesi için gereken güç, kW
P_{PRE}	Sıkışabilme etkisinin olmadığı halde profil sürüklemesi için gereken güç, kW
P_t	Kullanılan toplam motor gücü, kW
P_{TR}	Transmisyon için gereken güç, kW
q_{d0}	Gerileyen paladaki dinamik basınç, kN/m ²
q_{d1}	İlerleyen paladaki dinamik basınç, kN/m ²

SIMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
q_k	Kilometrik yakıt sarfiyatı, kg/km
q_{k1}	İndüklenme sürüklemesi için gerekli olan güçten doğan kilometrik yakıt sarfiyatı, kg/km.
q_{kp}	Parazit sürüklenme için gerekli olan güçten doğan kilometrik yakıt sarfiyatı, kg/km.
q_{kpr}	Profil sürüklemesi için gerekli olan güçten doğan kilometrik yakıt sarfiyatı, kg/km.
Q	Rotor palasının torku, kgm. veya kNm.
r	Pala elemanının şaft ekseninden radyal uzaklığı, m.
r_c	Pala kök noktası ile şaft eksenindeki arasındaki radyal mesafe, m.
R	Rotor yarıçapı, m.
RPM	Rotor devir sayısı, devir/dakika
S	Ana rotor toplam pala alanı, m ²
$(SFC)_m$	Motor özgül yakıt sarfiyatı, kg/kW saat
S_{KR}	Kuyruk rotoru toplam pala alanı, m ²
t	Profil kalınlığı, m.
T	Rotor çekme kuvveti, kg.k veya kN
v_1	Ortalama indüklenme hızı, m/sn.
v_{1c}	Rotor diski üzerindeki indüklenme hızı dağılımının boylamasına değişen bileşeni, m/sn.

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
V_{ih}	Hover halindeki ortalama indüklenme hızı, m/saniye
V_{io}	Rotor diskinin merkezindeki indüklenme hızı, m/sn.
V_{im}	Rotor diski üzerindeki indüklenme hızı dağılımının yanlamasına değişen bileşeni, m/sn.
V_a	Palaya rotor disk düzleminde etkiyen serbest akım hızı, m/sn.
V_{aT}	Pala ucundaki etkin hız, m/sn.
V_e	Etkin hız, m/sn.
V_{em}	Ekonomik seyahat hızı, km/saat
V_H	Helikopterin ileri uçuş hızı, m/sn., km/saat, knots
V_D	Serbest akış hızının ok açılı kanat hücum kenarına dik bileşeni, m/sn.
V_{NE}	Nihai hız, km/saat
V_r	Palanın herhangi bir kesitinin radyal hızı, m/saniye.
V_t	Serbest akış hızının ok açılı kanat hücum kenarına paralel bileşeni, m/sn.
V_T	Pala ucunun radyal hızı, m/sn.
W	Helikopter ağırlığı, kg.k
W_{to}	Helikopter kalkış ağırlığı, kg.k

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
x	Pala elemanının şaft ekseninden radyal uzaklığının boyutsuz ifadesi = r/R
α	Pala elemanı etkin hücum açısı (derece)
α_D	Rotor diskinin hücum açısı (derece)
β	Pala flaplama açısı, derece, radyan
β_D	Rotor konilenme açısı, derece, radyan
β_{1c}	Boylamasına flaplama açısı, derece, radyan
β_{1s}	Yanlamasına flaplama açısı, derece, radyan
Γ	Sirkülasyon, m ² /saniye
δ_c	Profil sürüklemesi için sıkışabilme etkisi katsayısı
δ_{Pr}	Profil gücü için sıkışabilme faktörü
θ	Pala elemanının disk düzlemine göre hatve açısı, derece, radyan
θ_T	Pala burulma açısı, derece, radyan
θ_D	Kollektif hatve açısı, derece, radyan
θ_1	Yanlamasına devri hat kumandası, derece, radyan
θ_2	Boylamasına devri hat kumandası, derece, radyan
Λ	Ok açısı (derece)
λ_w	Kanat sivrilik oranı

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
μ	Pala ilerleme oranı = V_H/V_T
ρ	Hava yoğunluğu, kg/m^3
σ_a	İzafi hava yoğunluğu
σ	Rotor katılık oranı
θ	Pala kesiti için, etkin hızın yatayla yaptığı açı, derece, radyan
ψ	Azimet açısı (derece)
Ω	Palanın açısal hızı, radyan/sn.
<u>Kısaltmalar</u>	
AR	Kanat Açıklık Oranı (Aspect Ratio)
DS	Deniz Seviyesi
BERP	British Experimental Rotor Program
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFR	Instrument Flight Rules
ISA	International Standard Atmosphere
KLM	Hollanda Kraliyet Hava Yolları
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
ort.	Ortalama
OARP	Ok Açılı Rotor Palası
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales
RAE	Royal Aircraft Establishment

1. GİRİŞ¹

Helikopter, bulunduğu yerden kalkıp-inebilme gibi büyük avantajı nedeniyle hava araçları içinde özel yeri olan bir türdür. Genelde askeri ve sivil amaçlı olan helikopterler, sivil havacılıkta 17 farklı hizmette kullanılmaktadırlar (Tablo 1.1). Ancak, sivil amaçlı helikopterler bu kadar fazla hizmete hitap ediyor olmalarına rağmen sabit kanatlı hava araçlarına göre daha az sayıda kullanılmaktadırlar. 1 Ağustos 1984 tarihli bir istatistiğe göre dünyada sadece genel havacılık amaçlı 13,000 jet ve turboprop uçak bulunurken, 15308 sivil helikopter bulunuyordu [10]. Bu az sayıda kullanımla birlikte, son yıllarda helikopter satışlarının artışıyla meydana gelen azalmalar, helikopter yapımcılarını yeni arayışlara doğru yöneltmektedir.

- | |
|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Petrol ve maden yataklarının araştırılması 2. Kısa mesafede yolcu taşıma 3. Deniz veya karadaki uzak petrol sahalarına personel taşıma 4. Acil sağlık hizmetleri 5. Karayolu trafiğinin gözetimi 6. Yüksek gerilim hatlarının kontrolü 7. Yüksek gerilim hat ve direklerinin döşenmesi 8. Ziraî ilaçlama 9. VIP taşıma 10. Gümrük koruma 11. Limanlarda kılavuz kaptan taşıma 12. Denizcilikte boğaz trafiklerinin gözetimi 13. Hava fotoğrafçılığı 14. Topografya 15. Arama ve kurtarma hizmetleri 16. Balık yatak ve sürülerinin tesbiti 17. Orman yangınlarının gözetimi ve söndürülmesi |
|--|

Tablo 1.1 Helikopter kullanım alanları [26].

¹ Bu bölüm, 25-26 Kasım 1991 tarihlerinde, A.U. Sivil Havacılık Meslek Yüksekokulunda düzenlenen III. Ulusal Havacılık Sempozyumunda sunduğum "Helikopter Taşımacılığı" konulu tebliğimden alınmıştır.

1.1 Dünya Sivil Helikopter Filosu, Gelişimi ve Satışlar

Dünya sivil helikopter filosunun yaklaşık son yirmi yıldaki gelişimi, en güvenilir biçimde ICAO istatistiklerinden öğrenilmektedir (Tablo 1.2). Bu tablo incelendiğinde, dünya sivil helikopter filosunun 1972-1983 yılları arasındaki dönemde % 169 oranında büyüdüğü görülmektedir. Aynı dönemde, pistonlu helikopter sayısı % 80 oranında, gaz türbinli helikopter sayısı % 523 oranında artmıştır. Ancak, 1983 yılından sonra bu artış oranlarında büyük bir düşme olmuştur. 1983-1987 yılları arasındaki toplam sayı artışı % 1.45 olurken; pistonlu helikopterlerin sayısı % 3.7 oranında artmış, gaz türbinli helikopterlerin sayısı % 1.15 oranında azalmıştır. Interavia dergisi [7] tarafından verilen son beş yılın istatistiklerine göre de, 1986-1990 döneminde gaz türbinli helikopter satışlarında % 13.5 oranında bir azalma olmuştur. Örneğin, Aerospatiale firmasının satışları, son beş yılda satılan helikopter sayısı bakımından % 31 oranında azalmıştır. Fakat, Interavia dergisinin istatistiklerine göre [7], aynı dönemde, pistonlu helikopter satışlarında % 216 oranında bir artış olmuştur.

Yıllar	Pistonlu (adet)	Tek Türbinli (adet)	Çok Türbinli (adet)	Toplam (adet)
1972	3,996	888	115	4,999
1973	4,357	1,073	149	5,579
1974	4,954	1,383	223	6,560
1975	5,366	1,558	273	7,197
1976	5,577	1,830	326	7,733
1977	5,872	2,060	378	8,310
1978	6,206	2,310	464	8,980
1979	6,370	2,910	606	9,886
1980	6,758	3,368	669	10,795
1981	7,098	4,190	1,049	12,337
1982	7,147	4,451	1,268	12,866
1983	7,207	4,815	1,430	13,452
1984	7,538	4,400	1,586	13,524
1985	7,570	4,150	1,636	13,356
1986	7,608	4,200	1,678	13,486
1987	7,474	4,350	1,823	13,647

Tablo 1.2 ICAO üyesi ülkelerin sivil havacılık otoritelerine kayıtlı helikopter sayısı (Çin ve SSCB hariç) [15,16,17,18]

1.2 Satışları Etkileyen Nedenler

1.2.1 Sivil havacılık kuralları

Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı üyesi devletlerin pekçoğunda (Japonya ve Avrupa dahil), tek motorlu helikopterlerin gece ve IFR uçuşları yasaklanmıştır. Uçuş emniyetinin sağlanması amacıyla yönelik bu yasaklamanın yanında, ICAO Annex-16 ile getirilen gürültü önlemleri de, helikopterlerin hava taşımacılığındaki kullanım potansiyelini daraltmaktadır.

1.2.2 İşletme giderleri ve üretkenlik

Helikopterlerin sabit kanatlı hava araçlarına nazaran bakım ve yakıt giderlerinin daha yüksek oluşu, işletmeci tarafından müşteriye arz edilen fiyatları da arttırdığından, müşteri bulamama durumundaki işletmecilerin helikoptere olan taleplerinde de düşme görülmektedir. Örneğin, oniki yolcu taşıyabilen Beechcraft King Air 200 uçağının bakım gideri blok uçuş saati başına 123 ABD doları, 5-6 yolcu taşıyabilen MD530 helikopterinin bakım gideri blok uçuş saati başına 121.9 ABD doları olmaktadır. King Air 200 oniki yolcu ve iki pilot için saatte 58 galon yakıt sarfederken; MD530 bir pilot ve altı yolcu için saatte 34 galon yakıt sarfetmektedir. Kilometrik yakıt sarfiyatları konusundaki diğer bir örnek ise aynı paralı ağırlık kapasitesindeki SA.365 Dauphin ve Beechcraft King Air C90 arasında görülmektedir. Dauphin 500 km.lik bir uçuş mesafesinde 1 kg.k paralı ağırlık için 0.65 kg.k yakıt sarfederken; King Air C90, 0.2 kg.k yakıt sarfetmektedir. Aynı uçusta, King Air C90 245 knotluk hızla uçarken; Dauphin, 148 knotluk hızla uçabilmektedir. Bu durumda King Air uçağının üretkenliği daha yüksek olmaktadır. Buradan da görüldüğü gibi, yapımcılar helikopterleri işletme giderleri ve üretkenlik bakımından sabit kanatlı hava araçlarına yaklaştıramamışlardır.

Ancak, son beş yılın satışlarına göre, pistonlu helikopter pazarında büyük bir canlılık vardır. Bunun nedeni de, bu hafif hava araçlarının direkt işletme ve satın alma maliyetlerinin benzer kapasite ve üretkenliğe sahip sabit kanatlı hava araçlarıyla aynı mertebede olmasıdır. Örneğin, 100,000 ABD doları değerindeki bir R22 helikopteri saatte 20.4 kg.k yakıt sarfederken, yaklaşık olarak aynı değerdeki bir PA.28 Cadet uçağı 23.1 kg.k yakıt sarfetmektedir.

1.3 Yapımcıların Aldığı Teknolojik Tedbirler

Daha önce de belirtildiği gibi, helikopter kullanımını etkileyen önemli faktörlerden biri de işletme giderleridir. İşletme giderlerinin, ve özellikle yakıt sarfiyatının azaltılmasına yönelik olarak yapımcılar tarafından yapılan çalışmalar :

- Motor özgül yakıt sarfiyatlarının azaltılması,
- Rotorların aerodinamik kalitesinin arttırılması,
- Gövde parazit sürüklemesinin azaltılması,
- Helikopter boş ağırlığının azaltılması,
- Optimum uçuş irtifası seçimi

etrafında toplanmıştır.

1960'larda 550 gr/kWh olan özgül yakıt sarfiyatı, 1990 yıllarında 250 gr/kWh değerine indirilmiştir. Yeni çalışmalar ile 200 gr/kWh mertebesine inilmeye çalışılmaktadır. BERP tipi ok açılı ana rotor palası uçları yardımıyla helikopterlerin 200 knot'lık hız sınırına erişilmeye çalışılmaktadır. Ok açılı parabolik pala uçlarıyla % 2 civarında bir güç ekonomisi sağlanmıştır. Gövdeler üzerinde yapılan aerodinamik çalışmalar sonucunda parazit sürüklemenin 1980 yıllarındaki değerinin % 20 daha azaltılması mümkün olmuştur (Aerospatiale Dökümanları). Kompozit malzeme teknolojisinin de yardımıyla boş ağırlıklar 1980'lere nazaran % 10 daha azaltılmaktadır.

Bu çalışmalar içerisinde son yıllarda üzerinde en fazla durulandan biri de, "Ok Açılı Rotor Palaları" dır. Bu tür rotor palaları kullanan bir Westland Lynx helikopteri, 1986 yılında helikopterler için limit hız gibi görünen 200 knots barajını aşmıştır. Bu tür pala geometrileri, palanın sadece uç kısımlarındaki küçük bir bölümün ok açılı yapılmasıyla Sikorsky UH.60 Blackhawk helikopterinde de kullanılmaktadır.

Bu tez çalışmasında, "Ok Açılı Rotor Palası" geometrilerinin gerekli motor gücü ve yakıt sarfiyatına etkileri "Helikopter Taşımacılığında Yakıt Sarfiyatı Minimizasyonu Açısından Tasarım ve Performans Analizi" amacıyla incelenerek, bazı tasarım esasları belirlenecek,gerçekte hız arttırımı amacıyla kullanılan bu teknolojinin yakıt tasarrufu konusuna uyarlanması sağlanacaktır.

2. HELİKOPTERLERDE GEREKLİ GÜÇ VE YAKIT SARFIYATI

Bütün diğer hava araçlarında olduğu gibi, helikopterlerde de bir uçuş görevi; kalkış, tırmanma, yatay uçuş, alçalma ve iniş hareketleriyle, bu hareketler sırasında gerçekleştirilen çeşitli manevralardan meydana gelir. Bu hareket ve manevraların gerçekleştirilmesi için belirli miktarlarda motor gücü kullanılır. Güç kullanımını ise yakıt sarfiyatını gerektirir. Bu nedenle, gerçekleştirilen görev esnasında kullanılan güç ve yakıt sarfiyatı arasında bir bağıntı vardır. Bu bölümde, güç ve yakıt sarfiyatı arasındaki ilişkiler ortaya konacaktır.

2.1 Helikopter Uçuş Spektrumları

Helikopterlerde performans hesaplamalarının ana unsuru olan "gerekli gücün" incelenmesine geçmeden önce helikopter uçuş spektrumlarını ele almakta yarar vardır. Uçuş spektrumları, helikopterlerin kullanımları esnasında uçuş saatine oranla, hangi uçuş manevraları için ne kadar sürenin kullanıldığını işletme verilerinin ortalaması olarak ortaya koymaktadırlar. Uçuş spektrumu, helikopterin yapısal tasarımında yapı elemanlarına gelen yüklerin yorulma etkilerinin incelenmesi yanında; helikopter işletme giderlerinin belirlenmesi, ya da işletme giderlerini minimum düzeye indirecek tasarımların yapılması amacıyla da kullanılabilir.

Helikopter uçuş spektrumları, helikopterlerin kullanım amaçlarına göre farklılıklar gösterir. Bu durum, Tablo 2.1 ve Tablo 2.2'de verilmiş olan örnek uçuş spektrumlarında açıkça görülmektedir. KLM firmasınınca deniz petrol platformları için yapılan ticari taşıma işletmesindeki Sikorsky S.61 ve S.76 helikopterlerinin, çeşitli etap ve menzillerin ortalaması şeklindeki uçuş spektrumları Tablo 2.1 de verilmiştir. Aérospatiale firmasınının AS.365 Dauphin 2 helikopteri için öngördüğü askeri spektrum ise Tablo 2.2'de veril-

UÇUŞ KOŞULU	UÇUŞ SAATI BAŞINA YUZDE	
	SIKORSKY S.61	SIKORSKY S.76
HOVER	1.3 %	1.4 %
KALKIŞ : GECİŞ İVMELLENME	1.2 0.8	1.6 1.0
TIRMANMA	13.5	17.5
YATAY UÇUŞ	61.8	51.1
SOLA DÖNÜŞLER	2.6	3.2
SAGA DÖNÜŞLER	2.6	3.2
OTOROTASYON	+0	0.1
YAKLAŞMA	13.5	17.5
İNİŞ : YAVASLAMA HOVER'A YAKLAŞMA	2.3 0.4	2.9 0.5
UÇUŞTA GEÇEN TOPLAM SURE	100 %	100 %

Tablo 2.1 Sikorsky S.61 ve S.76 Helikopterleri için KLM İşletme Uçuş Spektrumu [34].

miştir. Tablolarda Sikorsky S.61 ve S.76 helikopterlerinin yatay uçuş, tırmanma ve alçalma sürelerinde görülen farklılıklar helikopterlerin seyir, tırmanma ve alçalma hızlarındaki farklılıklardan kaynaklanmaktadır. Ancak, her iki tabloda da, seyir uçuşundaki koordine viraj hareketlerini, yatay uçuş hareketlerine katarsak, belirli bir uçuş seviyesindeki seyir süreleri; Sikorsky S.61 helikopteri için % 67 Sikorsky S.76 helikopteri için % 57.5, ve AS.365 Dauphin 2 için % 69.23 olmaktadır. Bu durum, bir helikopterin belirli bir uçuşunda, uçuş süresinin yaklaşık % 65 kadarının seyir halinde geçtiğini ortaya koymaktadır. Sürenin yaklaşık % 30 kadarı da tırmanma ve alçalmada kullanılmaktadır. Kısaca, helikopterlerin uçuşlarının yaklaşık % 95 kadar süresi ileri doğru uçuşta geçmektedir.

Yukarıda belirtilen nedenlerden dolayı, helikopterlerde yakıt sarfiyatının azaltılması düşünülürken; öncelikle ileri doğru uçuş halindeki gerekli güç miktarının azaltılmasına çalışılmalıdır.

DURUM SAYISI (%)	UÇUŞ KOŞULU	HIZ (km/saat)	YÜK KTS.
24.597	Yatay Uçuş	270	1.0
2.310	Sola Viraj	204	1.2
2.310	Sağa Viraj	204	1.2
0.574	Sola Viraj	204	1.45
0.574	Sağa Viraj	204	1.45
0.036	Sola Viraj	204	1.65
0.036	Sağa Viraj	204	1.65
36.497	Yatay Uçuş	240	1.0
0.525	Sola Viraj	240	1.2
0.525	Sağa Viraj	240	1.2
0.475	Sola Viraj	240	1.45
0.475	Sağa Viraj	240	1.45
0.050	Sola Viraj	240	1.7
0.050	Sağa Viraj	240	1.7
0.196	Nihai Hız (V_{NE})	315	1.0
0.135	Nihai Hızda Sola Viraj	296	1.2
0.135	Nihai Hızda Sağa Viraj	296	1.2
1.000	Otorotasyon	140	1.0
3.000	Helikopterin Duruşu	0	1.0
3.500	Yer Rulesi	0	1.0
6.000	Yer Etkisinde Hover	0	1.0
3.000	Yer Etkisi Dışında Hover	0	1.0
1.000	Düsey Tırmanma	0	1.0
1.000	Sola Kayarak Uçuş	65	1.0
1.000	Sağa Kayarak Uçuş	65	1.0
0.250	Sola Dönerek Duruş	0	1.0
0.250	Sağa Dönerek Duruş	0	1.0
1.000	Yatay Uçuşta Hızlı Duruş	0	1.0
4.000	İleri Uçuşa Geçiş	0	1.0
1.500	Palye	0	1.0
0.400	Geriye Uçuş	48	1.0
0.100	İleri/Geri Uçuş	0	1.0
1.000	Kalkışta Sola Dönüş	0	1.0
1.000	Kalkışta Sağa Dönüş	0	1.0
1.500	Kademeli Alçalma	0	1.0

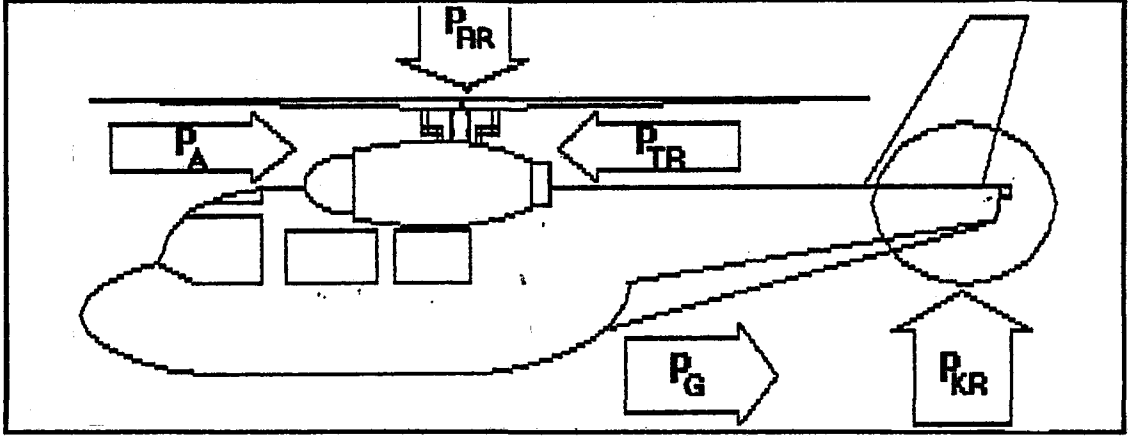
Tablo 2.2 Aérospatiale AS.365 Dauphin 2 Helikopterinin Uçuş Spektrumu [12].

2.2 Helikopterlerde Gerekli Güç

Konvansiyonel bir helikopterde motor veya motorların ürettiği güç, helikopterin beş ayrı ana elemanı tarafından kullanılır:

1. Ana Rotor,
2. Gövde,
3. Kuyruk Rotoru,
4. Aksesuarlar,
5. Transmisyon Sistemi.

Üretilen gücün, bu elemanlara harcananı dışında kalan diğer bir bileşeni de "tırmanma gücü" adını alır ve helikopterin tırmanış hareketi için kullanılır.



Sekil 2.1 Konvansiyonel helikopterde gerekli güç.

Gerekli güç ise yukarıda belirtilen beş ana elemana dağıtılan güç ve istenen tırmanma hızı için gerekli olan gücün bu beş elemana dağıtılmış bileşenlerinin toplamıdır. Buna göre, simetrik yatay uçuş yapan bir helikopter için gerekli olan güç:

$$P_G = P_{PAR} + P_G + P_{KR} + P_A + P_{TR}$$

olacaktır (Şekil 2.1).

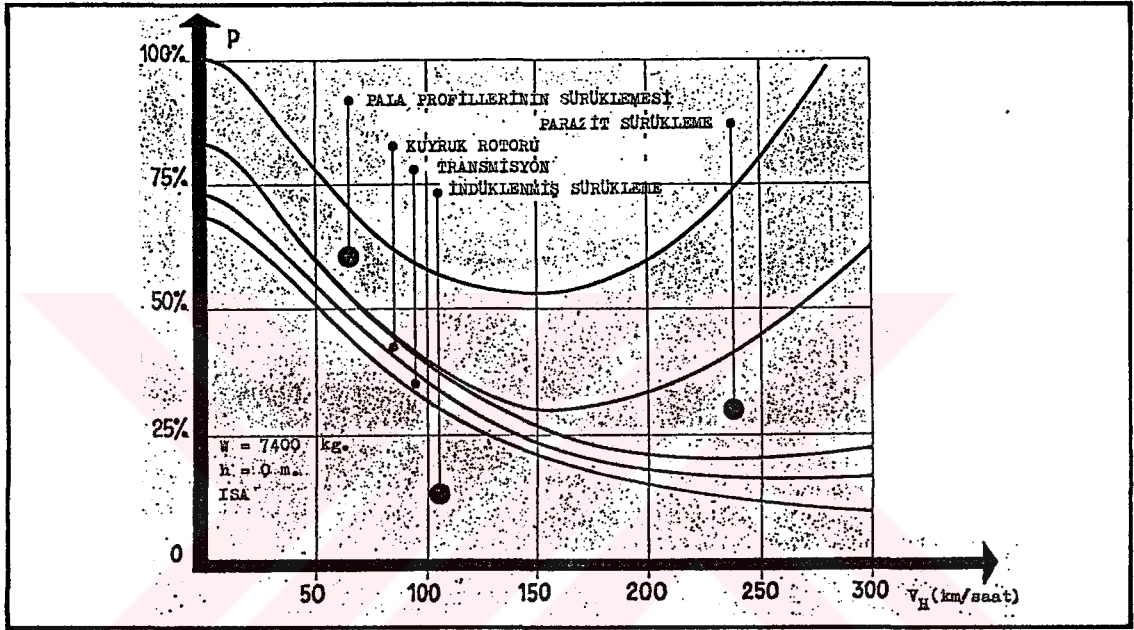
Ana rotor için gereken güç ise iki ana bileşene ayrılır:

1. İndüklenme gücü,
2. Profil gücü.

Bunlardan ilki, ana rotor üzerinde oluşan indüklenme sürüklemesinin; ikincisinde profil sürüklemesinin karşılanması için gerekli olan güçtür. Gövdenin parazit sürüklemesi için gereken güç ise "parazit gücü" olarak adlandırılır. Kuyruk rotoru için gereken güç ise ana rotorda olduğu gibi, indüklenme ve profil bileşenlerine ayrılır. Ana rotor ve gövde için kullanılan güçlerin tamamı, ana rotor tarafından harcanır.

Deniz seviyesinde, standard atmosfer koşulları altında uçan 7400 kg.k ağırlığındaki bir SA.330 Puma helikopterinde

çeşitli uçuş hızlarındaki güç dağılımı Şekil 2.2'de verilmektedir. SA.341 Gazelle, SA.360 Dauphin ve SA.330J Puma helikopterlerinin deniz seviyesi, standard atmosfer koşullarında, 250 km/saat ekonomik seyahat hızındaki güç dağılımları ise Tablo 2.3'de verilmektedir.



Sekil 2.2 SA.330 Puma helikopterinde yatay uçuş halinde güç dağılımı [28].

- YATAY UCUS - EKONOMİK SEYAHAT HIZI - MAKSİMUM KALKIŞ AĞIRLIĞI			
HELİKOPTER	SA.341 GAZELLE	SA.360 DAUPHIN	SA.330J PUMA
İNDÜKLENME	% 3.5	% 9	% 15
MEKANİK SİSTEMLER	% 5	% 5	% 5
KUYRUK ROTORU	% 1	% 1	% 6
PARAZİT SÜRÜKLEME	% 62	% 56	% 43
PROFİL SÜRÜKLEMESİ	% 28	% 29	% 31

Tablo 2.3 Çeşitli helikopterlerin karşılaştırmalı güç dağılımı [28].

Bu dağılımlardan da görüleceği gibi profil sürüklemesi gücü tüm uçuş hızlarında önemli bir güç bileşeni olurken; indüklenme sürüklemesi gücü düşük hızlarda; parazit sürüklenme gücü ise yüksek hızlarda önemli olmaktadır. Bu nedenle, helikopterde gerekli gücü:

$$P_G = P_i + P_{Pr} + P_p + P_{KR} + P_A + P_{TR} \dots (2.1)$$

formunda ifade etmek daha doğrudur.

2.2.1 indüklenme gücü

İleri doğru uçuş halindeki bir helikopterde rotor performansının hesaplanabilmesi için indüklenme hızlarının bilinmesi gereklidir. Sonlu sayıda paladan meydana gelen bir rotorda, bu problemin tam bir çözümü henüz yapılamamıştır, ve bu konudaki yaklaşık teoriler bile oldukça karmaşıktır. Ancak, pek çok önemli uçuş problemi için indüklenme hızları dağılımının bilinmesi gereksizdir, ve rotorun sonsuz sayıda paladan meydana gelen bir taşıyıcı yüzey olarak kabul edilmesiyle oldukça yararlı çalışmalar yapılabilir [4].

Glauert, rotoru taşıyıcı çizgi-kanat teorisinin uygulanabildiği, eliptik yüklü dairesel bir kanat olarak kabul etmiş, ve:

$$v_i = T/2\rho AV$$

bağıntısından, bir v_i ortalama indüklenme hızının hesaplanabileceğini önermiştir [4].

Uniform yüklü bir rotor, T çekme kuvvetini taşıyorken, indüklenme gücü :

$$P_i = T v_i$$

olur. Ancak, yükleme uniform olmadığı zaman, indüklenme gücü daima bu "ideal" değer üzerindedir. Özellikle, aksenal simetrik bir yükleme halinde bu artış % 13 civarındadır.

Eksenel ve ileri doğru uçuşlarda yükleme ve indüklenme hızlarındaki düzensizliklerin hesaba katılabilmesi için ideal değerden % 15 kadar daha büyük bir güç değeri genellikle kabul edilir [4]. Bu durumda ideal indüklenme gücünü:

$$P_1 = K_1 TV_1 \dots\dots\dots(2.2)$$

bağıntısı ile ifade edebilmek mümkündür. Yüksek hızlardaki ortalama indüklenme hızı için:

$$v_1 = T/2S AV_H$$

bağıntısı yeterli olur [2]. Rotor diskinin dairesel bir kanat olarak kabulü 55 km/saat'in üzerindeki hızlarda doğruya yakın sonuçlar vermektedir [27]. Bu durumda, ileri doğru uçuş yapan bir helikopterin indüklenme gücü:

$$P_1 = K_1 \frac{T^2}{2S AV_H}$$

bağıntısı ile ifade edilebilir. Şekil 2.3'den de görüleceği gibi; helikopterin ağırlık merkezi ile, T çekme kuvvetinin etkidiği noktanın aynı eksen üzerinde olduğu ve rotor diskinin yatayla çok küçük bir açı yaptığı kabul edilerek:

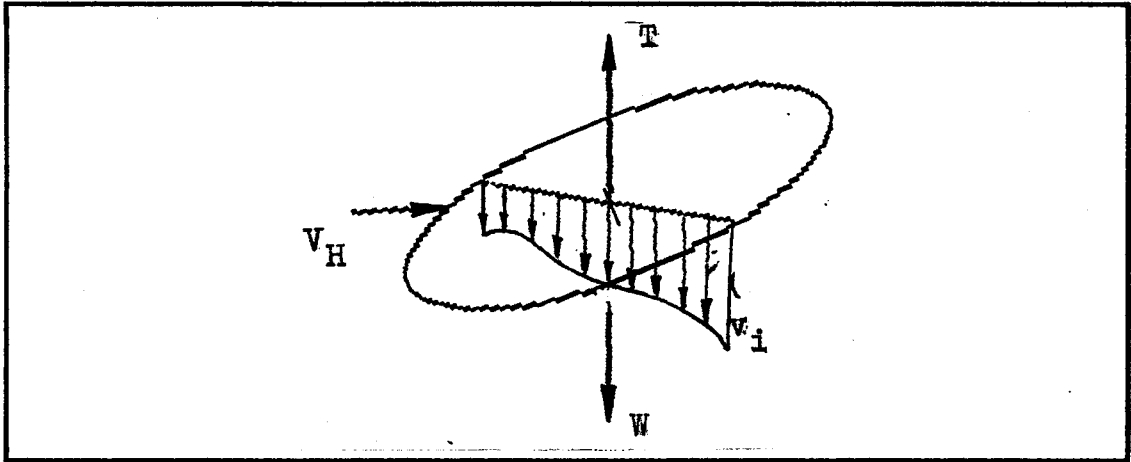
$$T \approx W$$

alınabilir. Veya, belirtilen kabuller K_1 katsayısı içine tahvil edilebilir. Buna göre:

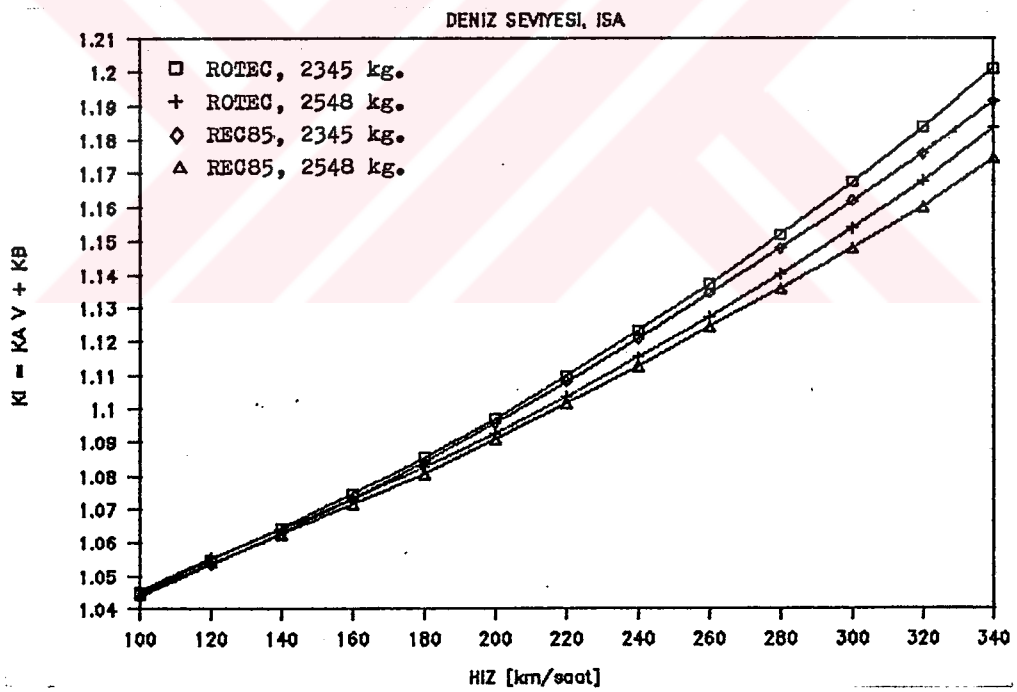
$$P_1 = K_1 \frac{W^2}{2S AV_H}$$

bulunur.

Aérospatiale, Division Hélicoptères firmasında enerji metoduna dayalı performans hesaplamalarında 2.2 bağıntısı kullanılmaktadır. Bu bağıntı içindeki K_1 indüklenme hızı katsayısı ise uçuş tecrübeleri ve hava tüneli deneylerinde elde edilen sonuçlar esas alınarak belirlenmektedir. Nitekim, detayları 5. Bölümde anlatılacak olan ve bu firmada helikopter rotor tasarımları için kullanılan R85 bilgisayar



Şekil 2.3 Rotor diski, indüklenme hızları, çekme kuvveti.



Şekil 2.4 Indüklenme gücü için K_1 katsayıları.

yazılımı ile yapılan çalışmalar sırasında çeşitli rotor geometrileri için:

$$K_1 = K_A V + K_B, \quad K_A = f(W), \quad K_B = g(W)$$

gibi bir bağıntının mevcut olduğu görülmüştür (Şekil 2.4).

Fakat, bu program indüklenme hızlarına büyük ağırlık veren bir Girdap Teorisi programı olmadığından, indüklenme hızı faktörüne ait bu sonuçlar yerine, bu çalışmada:

$$K_1 = 1.15$$

değerini tercih etmek daha uygun olacaktır. O halde, ileri doğru uçuş yapan bir helikopterde, indüklenme için gerekli olan güç:

$$P_1 = 1.15 \frac{W^2}{2 \rho AV_H} \dots\dots\dots(2.3)$$

olur.

2.2.2 Profil gücü

ileri doğru uçuşta pala profili sürüklemesinin, gerekli rotor gücüne katkısının daha iyi bir şekilde incelenmesi için pala elemanı teorisi oldukça yardımcıdır [35].

Pala elemanı teorisindeki basit yaklaşımlarda, bileşke hava hızının sadece palanın % 25 veter noktaları çizgisine dik olan bileşeni gözönüne alınırken, palaya paralel olan bileşen ihmal edilir(Şekil 2.5). Bu durumda, en basit haldeki etkin hız; $x = r/R$ ve $\mu = V_H/V_T$ olmak üzere:

$$V_a = V_T (x + \mu \sin \psi) \dots\dots\dots(2.4)$$

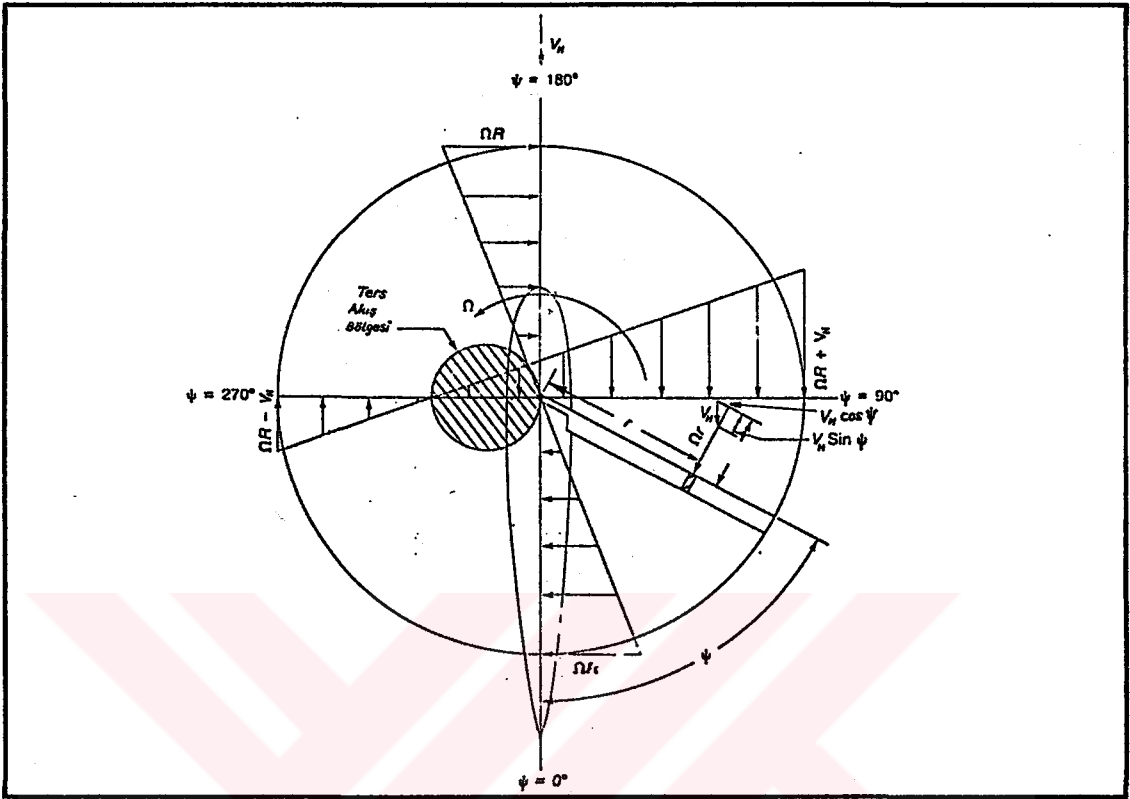
şeklindedir. Bu durumda, $dr = Rdx$ genişliğindeki bir pala elemanına etkiyen sürüklenme kuvveti:

$$dD = C_D \frac{\rho}{2} V_T^2 (cR) (x + \mu \sin \psi)^2 dx$$

olur. Bu pala elemanına ait profil gücü ise:

$$dP = V_a dD = C_D \frac{\rho}{2} V_T^3 (cR) (x + \mu \sin \psi)^3 dx$$

olacaktır.

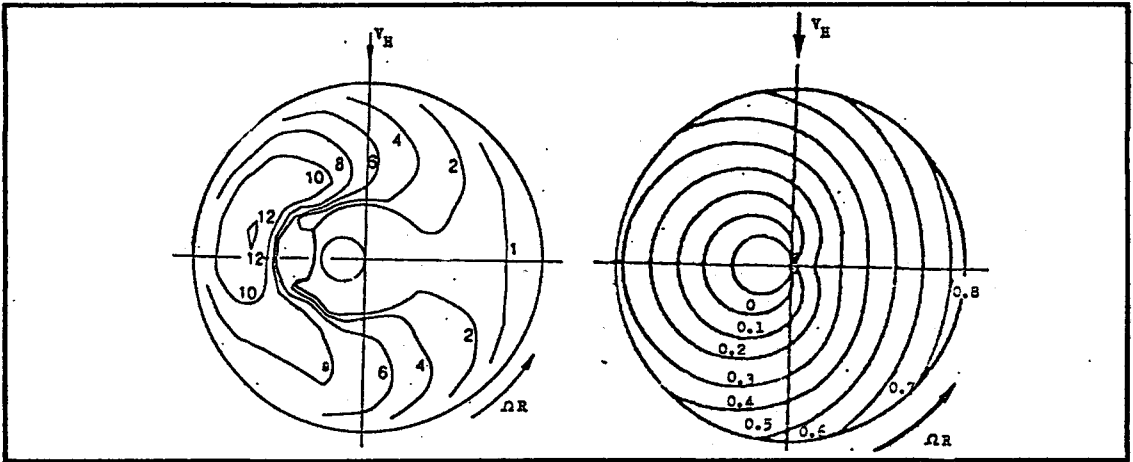


Şekil 2.5 Rotor palası üzerinde hız dağılımı.

Helikopter rotorunun B sayıda paladan meydana geldiği, palanın ise rotor shaftından başladığı kabul edilerek; ana rotor için gerekli olan profil gücü :

$$P_{Pr} = \frac{\rho V_T^3 R B}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 c_{C_d} (x + \mu \sin \psi)^3 dx d\psi \quad (2.5)$$

bağıntısı ile bulunur. Veter uzunluğunun açıklık boyunca değişmediği, yani sabit olduğu düşünülse bile, sürüklenme katsayısının hem açıklık boyunca, hem de azimut konumuna göre değişiyor olması nedeniyle; bu bağıntı, ancak, nümerik integrasyon yöntemleriyle hesaplanabilir. Sürüklenme katsayısının açıklık ve azimut konumuyla değişim nedeni, ileri doğru uçustaki helikopterde hücum açılarının ve hızların, dolayısıyla Mach sayılarının, açıklık ve azimut konumlarına göre değişiklik göstermesidir (Şekil 2.6).



Sekil 2.6 Rotor diski üzerinde hücum açısı ve Mach sayısı dağılımı [29].

C_{dm} gibi bir ortalama sürükleme katsayısı ve sabit vater uzunluğu kabulüyle:

$$P_{Pr} = C_{dm} \frac{\rho}{8} V_T^3 (BcR) (1 + 3\mu^2)$$

bulunur. Öte yandan, "ihmal edilmiş olan eğik akış etkisi-etkisinin bu bağıntıya dahil edilmesiyle:

$$P_{Pr} = C_{dm} \frac{\rho}{8} V_T^3 (BcR) (1 + 4.65\mu^2)$$

yazılabilir. İhmal edilmiş olan diğer etkilerde gözönüne alınırsa:

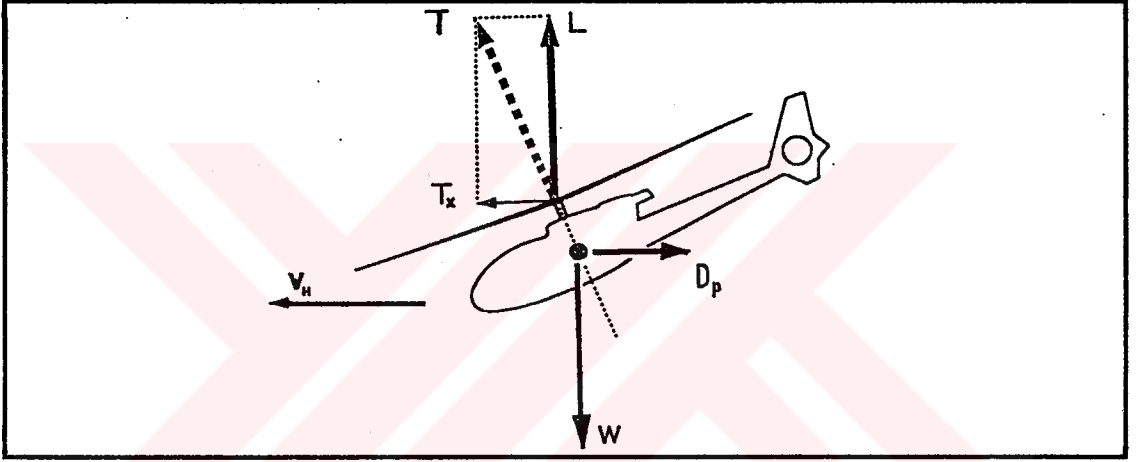
$$P_{Pr} = C_{dm} \frac{\rho}{8} V_T^3 (BcR) (1 + 5\mu^2) \dots\dots\dots(2.6)$$

olur" [21].

2.2.3 Parazit gücü

Ana gövde, iniş takımları, ana rotor kafası, motor kaportaları, düşey ve yatay kuyruk, kuyruk rotoru kafası gibi taşıma yapmayan gövde elemanları parazit sürüklemeye neden olurlar. Uçuş doğrultusuna paralel, fakat ters yönde ölçü-

len parazit sürüklenme, bu gövde elemanlarıyla ilgili form sürüklenmesi ve yüzey sürtünmesini de içerir. Bu elemanların oluşturduğu parazit sürüklenme kuvveti, rotor çekmesinin bu kuvvete zıt doğrultudaki bileşeni tarafından dengelenir (Şekil 2.7). Rotor çekmesinin T_x bileşeni, parazit sürüklenme kuvvetinden büyük ise helikopter ileri doğru ivmelenir. Rotor çekmesinin T_x bileşeninin oluşturulması için gerekli olan güce ise "parazit gücü" adı verilir.



Şekil 2.7 İleri doğru uçuşta kuvvetler dengesi [31].

Helikopter parazit sürüklenmesi, sabit kanatlı hava araçlarında olduğu gibi:

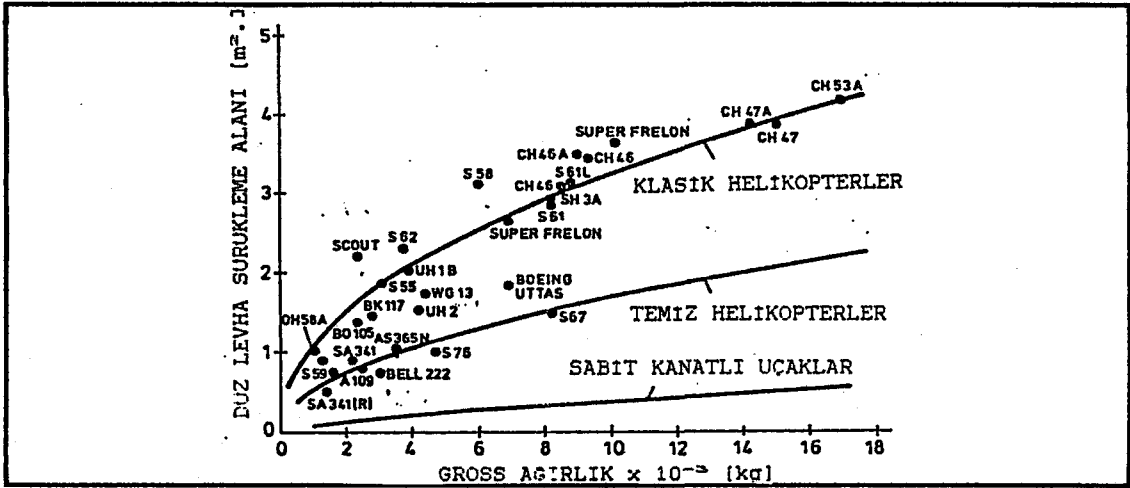
$$D_p = \frac{1}{2} \rho V_H^2 f$$

şeklindedir. Buna göre, parazit gücü:

$$P_p = \frac{1}{2} \rho V_H^3 f \dots\dots\dots (2.7)$$

bağıntısı ile belirlenir. Bu bağıntıdaki f değeri, gövde ve elemanları için "eşdeğer düz levha alanı" nı göstermektedir.

Şekil 2.8'de çeşitli tipteki helikopterlerin eşdeğer düz levha alanları, helikopter ağırlığının fonksiyonu ola-



Şekil 2.8 Çeşitli tipte helikopterlerin eşdeğer düz levha alanları [32].

arak verilmektedir. Bu şekilden görüldüğü gibi helikopterlerin ağırlıkları ve düz levha alanları arasında belirli bir ilişki mevcuttur. Ancak, Tablo 2.4'den de görüleceği gibi bu alan, helikopterin uçuş konfigürasyonuna bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Şekil 2.8'deki en üst eğri klasik helikopterleri temsil ederken; ikinci eğri günümüzün aerodinamik açıdan temiz olarak tanımlanan helikopterlerini temsil etmektedir. Her iki eğri de, helikopter eşdeğer düz levha alanlarının, beklenenin aksine $W^{2/3}$ yerine, $W^{1/2}$ ile orantılı olduğunu göstermektedir [4]. Ancak, Lefort ve Hamann, günümüzde serviste bulunan helikopterlerden elde edilen istatistik sonuçlardan; ön proje hesaplamalarında, klasik helikopterler için:

$$f = 0.8 \left(\frac{W}{1000} \right)^{2/3}$$

modern helikopterler için:

$$f = 0.55 \left(\frac{W}{1000} \right)^{2/3}$$

kabul edilebileceğini belirtmektedirler [21]. Fakat, bu değerler helikopterin temiz konfigürasyonuna ait eşdeğer düz levha alanını vermektedir. Eğer, helikopterin dışında silah

yakıt tankı veya harici kargo gibi yükler taşınıyorsa, Tablo 2.4'dekine benzer bir şekilde eşdeğer düz levha alanı artacaktır.

Helikopter	Konfigürasyon	Eşdeğer Düz Levha Alanı (ft ²)
Hughes OH-6A	Temiz	4.50
	Arka kapılar çıkarılmış	5.75
	Bütün kapılar çıkarılmış	5.80
Bell OH-58	Temiz	12.00
	Arka kapılar çıkarılmış	13.00
	Bütün kapılar çıkarılmış	13.60
	XM27E1 Mini makineli tüfek	13.20
Bell UH-1C	Temiz	20.00
	Kargo kapıları çıkarılmış	23.25
Bell AH-1G	Temiz	11.75
	Kanat iç taraflarında birer XM159 roket podu	14.85
	Kanat dış taraflarında birer XM159 roket podu	14.95
	Kanatlarda ikiser XM159 roket podu	19.45

Tablo 2.4 ABD Kara Kuvvetlerindeki dört tip helikopterin eşdeğer düz levha alanları [33].

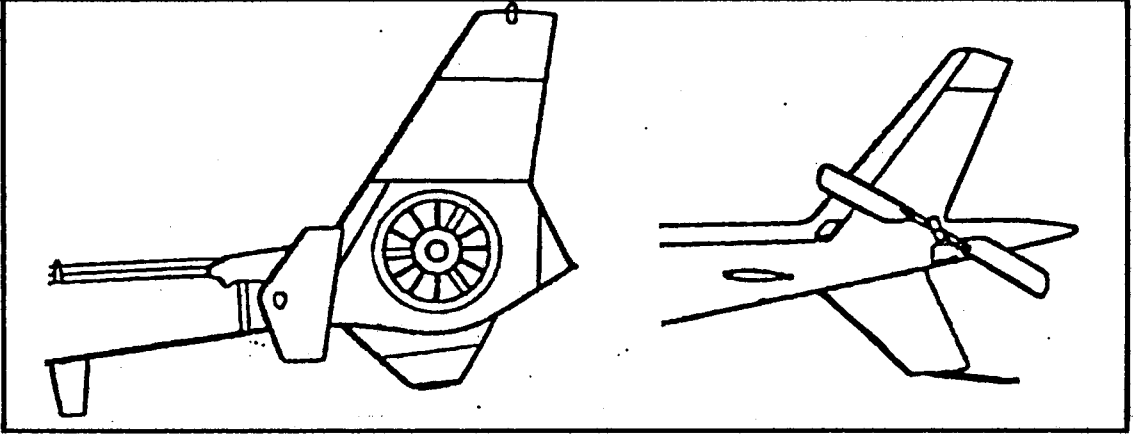
2.2.4 Kuyruk rotoru gücü

Helikopterin kuyruk rotoru, ana rotorun da bağlı bulunduğu dişli kutusundan gelen bir shaft tarafından tahrik edilir. Kuyruk rotoru için gerekli olan güç; ana rotorda da olduğu gibi, palaların profil sürüklemesinin yenilmesi için gerekli olan güç ve indüklenme için gerekli olan gücün toplamıdır [4].

Ancak, Bramwell uzun ve karmaşık hesaplar yerine:

$$P_{KR} = \frac{S_{KR}}{S} (P_i + P_{Pr})$$

gibi bir bağıntıyla [4], kuyruk rotoru için gereken güç ve ana rotor güçleri arasında bir orantı kurmaktadır.



Sekil 2.9 Konvansiyonel kuyruk rotoru ve fenestron.

Günümüz helikopterlerinde iki tip kuyruk rotoru kullanılmaktadır (Sekil 2.9):

1. Konvansiyonel kuyruk rotoru,
2. Fenestron.

2.8 bağıntısı konvansiyonel kuyruk rotorları için verilmiştir. Tablo 2.3'de verilen karşılaştırmalı güç dağılımlarında, fenestron kullanan SA.341 Gazelle ve SA.360 Dauphin helikopterlerinin kuyruk rotorları için gereken gücün ne kadar düşük olduğu dikkat çekicidir. Nitekim, seyahat uçuşu esnasında fenestron shaftı üzerinde yapılan güç ölçümleri, kullanılan gücün, ana rotor gücünün % 1'inden daha az olduğunu göstermiştir. Konvansiyonel rotorda ise bu değer düşey fin veya paylonun boyut ve konumuna göre % 3 ile % 5 arasında değişmektedir [40].

2.2.5 Aksesuar ve transmisyon kayıpları gücü

Sıfır güç altında dahi mevcut olan transmisyon kayıpları ihmal edilirse, transmisyon kayıpları için gereken gücün, motor veya motorlar tarafından sağlanan gücün sabit bir yüzdesi olduğu kabul edilebilir. Bu oran yüksek hızlı pinyon dişliler için % 1, düşük ve orta hızlı pinyon dişliler için % 0.5, planet dişliler için % 0.5'tir [35].

Motor ve transmisyon soğutucuları, elektrik üretimi, ve hidrolik güç kaynakları için çekilen güç aksesuar gücünü meydana getirir.

Aksesuar ve transmisyon kayıplarını birarada düşünen Andres ve Legrand'a göre, bu kayıpların motorlar tarafından temin edilen güce oranı % 4-5 olmaktadır [2, 22]. Bu durumda:

$$P_A + P_{TR} = 0.05 (P_i + P_{PR} + P_P + P_{KR}) \dots (2.9)$$

olacaktır.

2.2.6 Toplam gerekli güç

İndüklenme gücü, profil gücü, parazit gücü, kuyruk rotoru gücü ve, aksesuar ve transmisyon kayıpları gücü için elde edilmiş olan bağıntıların toplamından:

$$P_g = 1.05 \left[\left(1 + \frac{S_{KR}}{S} \right) \left[1.15 \frac{W^2}{2 S AV_H} + C_{dm} \frac{S}{8} V_T^3 S (1 + 5\mu^2) \right] + \frac{S}{2} V_H^3 f \right] \dots (2.10)$$

2.10 bağıntısı ve gerekli gücün bileşenlerini ifade eden diğer bağıntılar, ileri doğru uçuş yapan helikopterin gerekli gücünün çeşitli tasarım veya işletme parametrelerine bağımlı olduğunu ortaya koymaktadır.

Gerekli gücü belirleyen tasarım parametrelerini kısaca şu şekilde sıralayabiliriz:

1. Rotorların yarıçapı veya pala uzunlukları,
2. Rotorların veter uzunlukları,
3. Rotorların pala sayıları,
4. Rotorların devir sayıları,
5. Palaların burulma oranları,

6. Pala profili veya profilleri,
7. Gövde ve elemanlarının boyutları,
8. Gövde ve elemanlarının ağırlıkları.

Gerekli gücü belirleyen işletme parametreleri ise:

1. Uçuş irtifası ve uçuş ortamındaki hava sıcaklığı,
2. Uçuş hızı,
3. Faydalı ağırlık (Yakıt + Paralı Yük),
4. Manevra yük katsayısı

olur.

2.3 Kilometrik Yakıt Sarfiyatı

Bir helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatını üç ana parametre belirler:

1. Helikopterin uçuşu esnasında kullanılan güç,
2. Helikopterin uçuş hızı,
3. Helikopterin motorlarının o uçuş rejimindeki özgül yakıt sarfiyatı.

Eğer, kullanılan güç, gerekli güç kadar ise; uçuş halindeki anlık kilometrik yakıt sarfiyatı:

$$q_k = (SFC)_m \frac{P_G}{V_H}$$

olacaktır. Uçuş spektrumları konusunda da ele alındığı gibi helikopter belirli bir görev uçuşunun farklı fazlarında, farklı rejimlerde uçar. Bu nedenle, helikopterin 1 kadarlık bir menzile ulaşmasında, gerçek kilometrik yakıt sarfiyatı:

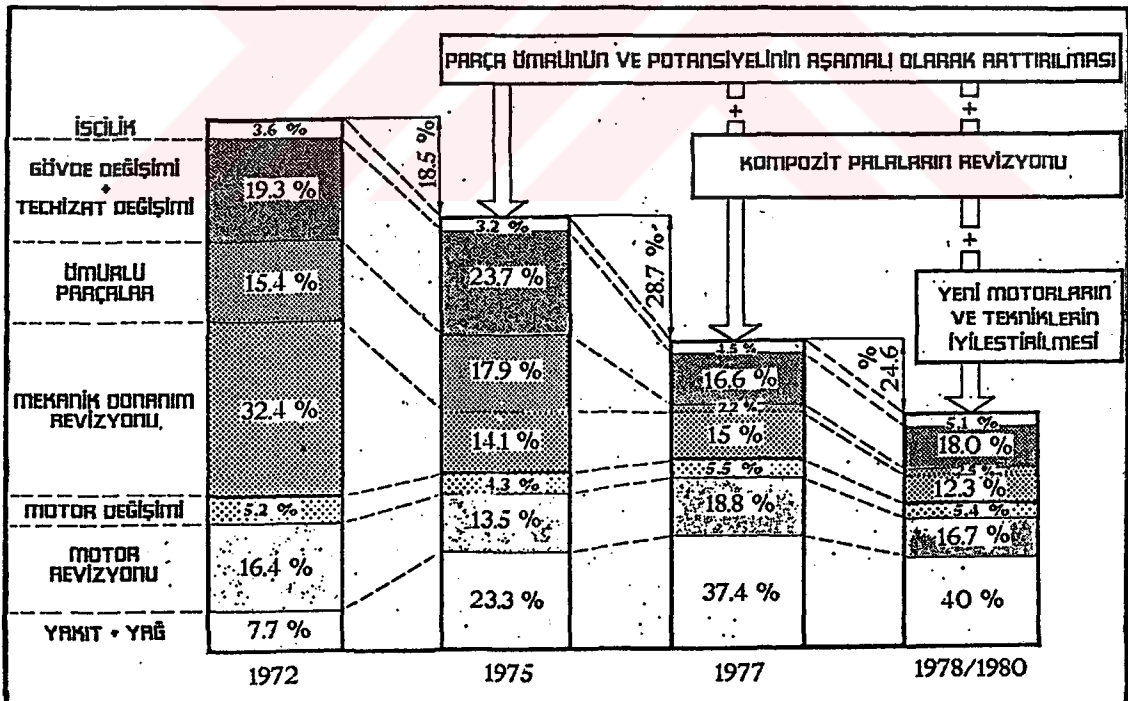
$$q_k = \frac{\sum (SFC)_{m_i} P_{G_i} (t_i/l_i)}{l}$$

olacaktır.

Her iki bağıntı da, helikopterin yakıt sarfiyatının

motorların özgül yakıt sarfiyatı ve kullanılan güç ile doğru orantılı, uçuş hızı ile ters orantılı olduğunu ortaya koymaktadır.

Bütün helikopter işletmecilerini, hava aracının temel öneme haiz işletme karakteristikleri içinde en çok ilgilen-diren parametrelerden biri de "Blok Uçuş Saati Başına Direkt İşletme Gideri"dir. Helikopterlerde, devamlı teknolo-jik geliştirmeler yoluyla mekanik sistemlerin programlı bakımlar arası zamanlarının ve rotoru oluşturan elemanların ömürlerinin arttırılması sonucunda önemli gelişmeler sağ-lanmıştır (Şekil 2.10). Ancak, bu gelişmelere karşılık, ya-kıt fiyatlarındaki artışların da etkisiyle yakıt giderleri-nin, direkt işletme giderleri içindeki payı % 40'a ulaşmış-tır [7] .



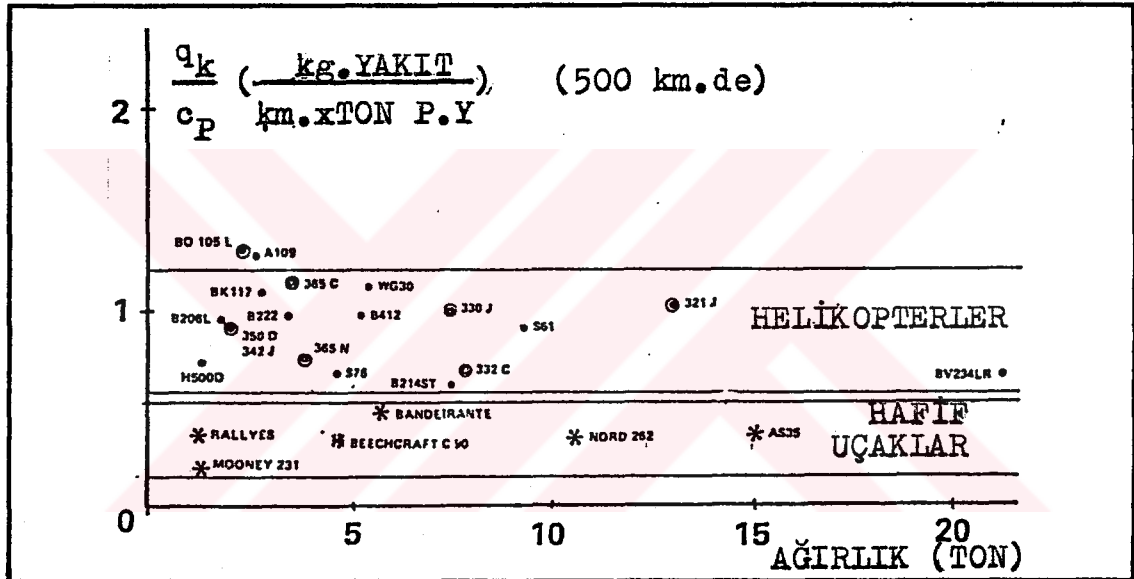
Şekil 2.10 SA.330 helikopterinde direkt işletme giderlerinin gelişimi [7].

Öte yandan, helikopter ve uçak yakıt sarfiyatlarının karşılaştırılması da, helikopter işletmeciliği açısından

önemli bir konuyu ortaya koymaktadır. Gallot tarafından yapılan karşılaştırmaya göre, 500 km.lik uçuş mesafesinde, "paralı yükün tonu başına kilometrik yakıt sarfiyatı":

1. İki motorlu SA.365N helikopterinde 0.7 kg.k.,
2. İki motorlu Beechcraft King Air C90 uçağında 0.3 kg.k.,

olmaktadır.



Şekil 2.11 Uçak ve helikopter yakıt sarfiyatlarının karşılaştırılması [7].

Bu örnek ve Şekil 2.11'de verilen diğer örnekler helikopterlerin hala yüksek yakıt sarfiyatlı hava araçları olmaya devam ettiklerini göstermektedir. Olduğu yerden kalkıp olduğu yere inebilmenin kazandırdığı avantajlar, işletmecilik açısından helikopterin yakıt sarfiyatı yönündeki dezavantajını bertaraf ediyor gibi görünse de yakıt sarfiyatının sabit kanatlı uçaklardaki düzeye yaklaştırılması bu araçları daha verimli hale getirecektir.

Yakıt sarfiyatının azaltılması bakımından daha önce verilmiş olan:

$$q_k = (SFC)_m \frac{P_g}{V_H} \dots\dots\dots(2.11)$$

bağıntısı gözönüne alındığında gerekli gücü oluşturan tasarım veya işletme parametrelerinin optimizasyonu, ya da motor özgül yakıt sarfiyatının geliştirimiyle istenen sonuçların elde edilebileceği açıktır.

2.10 ve 2.11 bağıntılarına göre, yakıt sarfiyatı içindeki indüklenme payı:

$$q_{k1} = 1.15 (SFC)_m W^2 / 2 S A V_H^2 \dots\dots\dots(2.13)$$

olur. Benzer şekilde, profil gücü payı:

$$q_{kp} = (SFC)_m C_{dm} \frac{S}{8} V_T^2 \frac{1+5\mu^2}{\mu} \dots\dots\dots(2.14)$$

olur. Parazit gücü payı ise:

$$q_{kp} = (SFC)_m S V_H^2 f / 2 \dots\dots\dots(2.15)$$

Bu üç bağıntı teker teker gözden geçirildiğinde; helikopter ileri doğru uçuş hızı artırıldığında indüklenme için harcanacak olan yakıtın azaldığı, buna karşın profil sürüklemesi için harcanan yakıtın hafif bir artış gösterdiği, fakat parazit sürükleme için harcanan yakıt miktarında hızın karesine bağlı olarak büyük bir artışın olduğu görülür.

Öte yandan, hava araçları için:

$$\text{Üretkenlik} = \frac{\text{Paralı Yük} \times \text{Blok Hız}}{\text{Boş Ağırlık}}$$

sekindeki üretkenlik bağıntısı, helikopterler için yüksek hızın gerekliliğini ortaya koymaktadır. Bu nedenle, hız arttırılırken yakıt sarfiyatının düşürülebilmesi açısından; özgül yakıt sarfiyatının azaltılması dışında:

1. Gövdenin parazit sürüklemesinin,
2. Rotorun profil sürüklemesinin

azaltılması, kilometrik yakıt sarfiyatını düşürecektir.

Parazit sürüklemenin azaltılması konusunda, en dikkat çekici örneklerden biri SA.365 helikopteridir. Bu helikopterin 1977 yılında üretilen modellerindeki eşdeğer düz levha alanı 1.4 m^2 iken, bu değer 1980 yılında 1.05 m^2 'ye indirilmiştir [7].

Profil sürüklemesinin azaltılmasıyla ilgili çalışmalar ise daha ziyade:

1. Pala burulma açısının,
2. Yeni tipte profillerin ve bunların pala açıklığı boyunca dağılımlarının, ve
3. Pala ucu geometrilerinin

optimizasyonuna yönelik olarak yürütülmektedir [7].

Bu çalışmada ise, yakıt sarfiyatının düşürülmesi amacıyla, profil sürüklemesinin azaltılmasını sağlayan yeni geometriler araştırılmaktadır.

3. KONVANSİYONEL ROTOR PALALARININ PERFORMANSINI ETKİLEYEN FAKTÖRLER VE ÇÖZÜMLER

Helikopterlerde kullanılan ana rotor palaları, üç ana görev yaparlar:

- 1 - Kalkış, iniş ve uçusta, havada tutunabilmeyi sağlayan taşıma kuvvetini üretirler,
- 2 - Helikopterin ileri doğru uçuşunu yapabilmesi için gerekli olan çekme kuvvetini üretirler,
- 3 - Uçuş manevralarının gerçekleştirilmesinde kontrol yüzeyi olarak kullanılırlar.

Uçustaki bir helikopterde bu üç görevin de yerine getirilmesi aynı anda olur. Bu nedenle, rotor palalarının performansı ile helikopterin performansı arasında bir bağıntı vardır. 2. Bölümde "Helikopterlerde gerekli güç" incelemesi yapılırken de görüldüğü gibi gerekli gücün % 30-45'i (bkz. Tablo 2.3) ana rotordan doğan indüklenme ve profil sürüklenmesine harcanmaktadır. Bu durumda, helikopterin yakıt sarfiyatı gerekli güç ile orantılı olduğuna göre, yakıt sarfiyatının azaltılmasına yönelik bir çalışmada rotor palalarıyla ilgili temel konuları, helikopter yakıt sarfiyatı açısından pala performanslarını etkileyen faktörleri ve bu faktörlerden olumsuz olanlara karşı aranan çözümleri incelemek gerekir.

3.1 Rotor Palası Üzerindeki Hız Dağılımı

3.1.1 Serbest akım hızı

İleri doğru uçan bir helikopterde flaplama ve gerileme hareketleri bir tarafa bırakıldığında rotor palaları iki tür hareket yaparlar:

1. Saft eksenini etrafındaki dönüş,
2. İlerleme.

Sekil 2.5'den de görüleceği gibi, bu hareketlere bağlı olarak pala etrafındaki serbest akım hızının bileşenleri:

$$\Omega r + V_H \sin \psi \quad \text{ve} \quad V_H \cos \psi$$

olur. Ancak, ok açılı kanat aerodinamiği üzerindeki incelemeler, aerodinamik kuvvetlerin oluşumu bakımından hızın hücum kenarına (veya % 25 veter noktaları çizgisine) dik bileşeninin önemli olduğunu göstermektedir [30]. Bu nedenle, bir pala elemanına etkiyen serbest akım hızı:

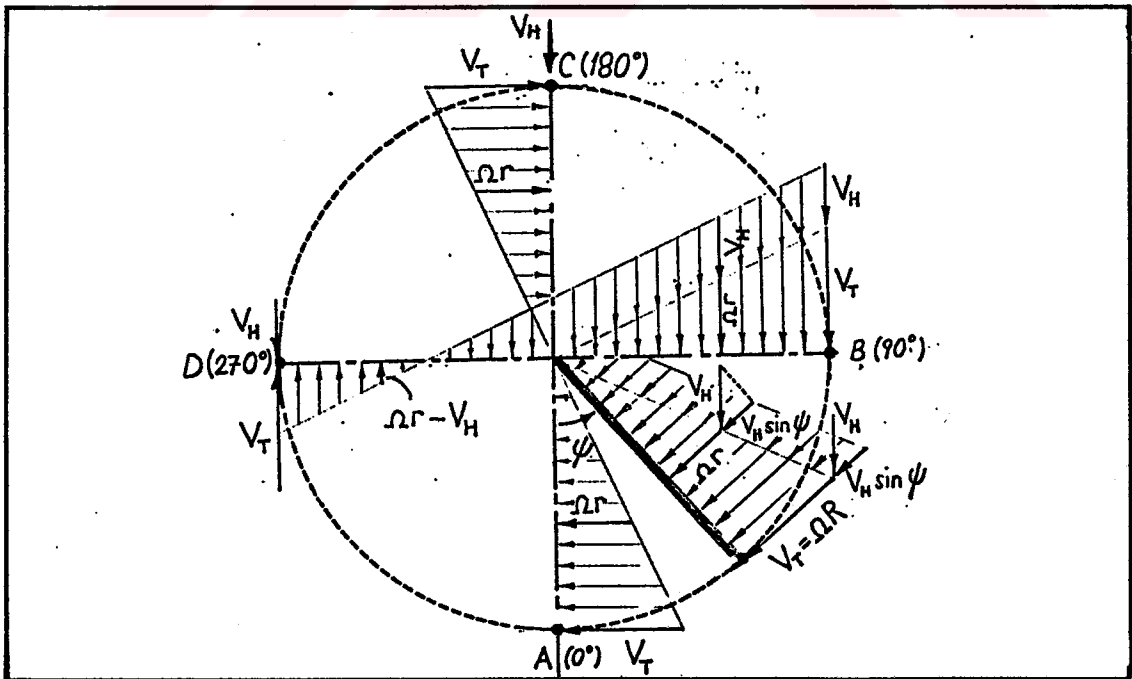
$$V_a = \Omega r + V_H \sin \psi$$

veya 2.4 bağıntısıyla belirtildiği gibi:

$$V_a = V_T (x + \mu \sin \psi) \dots \dots \dots (2.4)$$

olarak alınabilir.

Sekil 3.1'den de yararlanılarak, 2.4 bağıntısı detaylı olarak incelenirse:



Sekil 3.1 Rotor palasındaki hızların azimut açısıyla değişimi.

- Pala $\psi = 0^\circ$ azimut konumuna geldiğinde $V_m = V_T x$, ve pala ucunda $V_{mT} = V_T$;
- Pala $\psi = 90^\circ$ azimut konumuna geldiğinde, $V_m = V_T(x+\mu)$ ve pala ucunda $V_{mT} = V_T(1+\mu)$;
- Pala $\psi = 180^\circ$ azimut konumuna geldiğinde, $V_m = V_T x$ ve pala ucunda $V_{mT} = V_T$;
- Pala $\psi = 270^\circ$ azimut konumuna geldiğinde $V_m = V_T(x-\mu)$ ve pala ucunda $V_{mT} = V_T(1-\mu)$

olacaktır. Bu incelemeye göre, bir pala elemanına etkiyen serbest akım hızı $\psi = 90^\circ$ azimut konumunda bir maksimum, ve $\psi = 270^\circ$ azimut konumunda ise bir minimum değer almaktadır. Ayrıca, bu hızın $\psi = 90^\circ$ azimut konumundan, $\psi = 270^\circ$ azimut konumuna kadar olan bölgede azaldığı; $\psi = 270^\circ$ azimut konumundan, $\psi = 90^\circ$ azimut konumuna kadar olan bölgede ise arttığı görülmektedir [31].

3.1.2 Rotor palası üzerindeki indüklenme hızları

2. Bölümde gerekli güç hesaplamaları için verilen:

$$v_i = T/2 \rho AV_H$$

indüklenme hızları bağıntısı, ileri doğru uçuş halindeki bir helikopterin rotor palası üzerindeki gerçek indüklenme hızları dağılımını vermez.

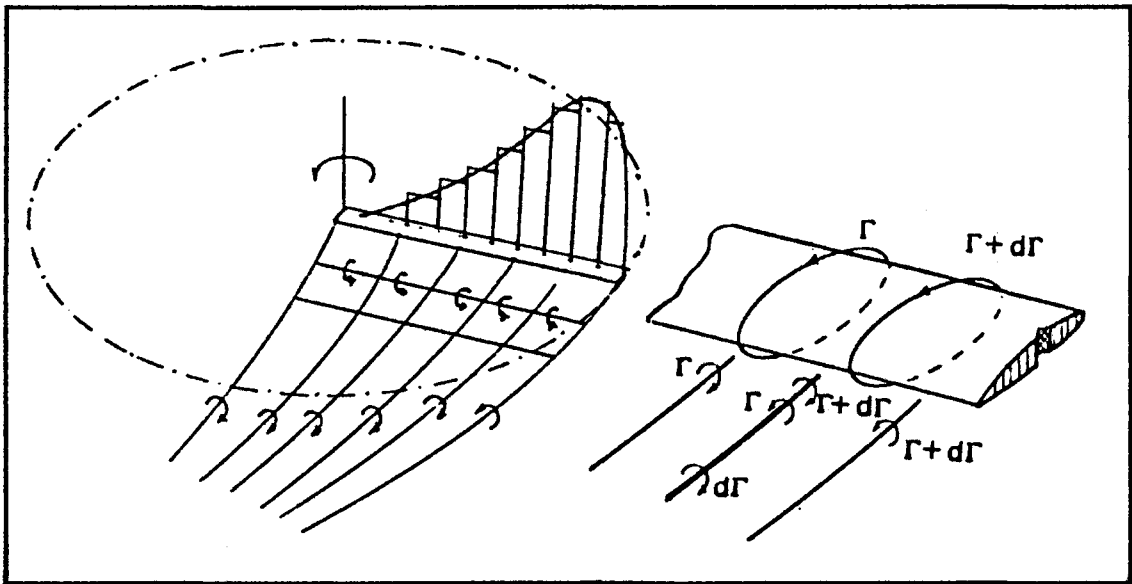
Pala üzerindeki gerçek indüklenme hızları dağılımının bulunmasında, sonlu açıklıklı kanatlardaki indüklenme hızlarının hesaplanmasında kullanılan "girdap teorilerinden" yararlanılır. Rotor palası üzerindeki bağlı girdaplar, sürüklenen girdaplar ve bunların sonucu meydana gelen indüklenme hızlarının hesaplanmasında kullanılan çeşitli yöntemler Bramwell [4] ve Stepniewski [35] tarafından detaylı olarak verilmektedir. Fakat, Stepniewski'ye göre "girdap teorilerine performansların hesabı açısından bakıldığında, sonuçların çoğunlukla bekleneni vermediği bilinmelidir. Bilgisayarlar da büyük zaman israfına rağmen, gerçek uçuş tecrübeleri ve-

ya hava tüneli sonuçlarıyla karşılaştırıldığı zaman, tahmin edilen performans değerleri pala elemanı ve momentum teorilerinin birleştirilmesiyle elde edilen sonuçlardan daha hassas olmamakta ve bazen daha az hassas olan sonuçlar vermektedir" [35].

Sekil 3.2'de, bir rotor palası üzerinde, sonlu açıklıktaki kanatlardakine benzer yük ve girdap dağılımı görülmektedir. Bu yük ve girdap dağılımı sonucunda meydana gelen, indüklenme hızları dağılımı (Şekil 3.3a) incelendiğinde; "bu hızların rotor diskinin ön kenarında sifira yakın, arka kenarında ise ortalama değerin yaklaşık iki katı olduğu görülmektedir. Yanlamasına olarak, ilerleyen pala tarafındaki indüklenme hızları, gerileyen pala tarafındakinden daha küçüktür" [2]. Bu durumu ifade eden bir yaklaşık bağıntı ise, Meijer-Drees tarafından:

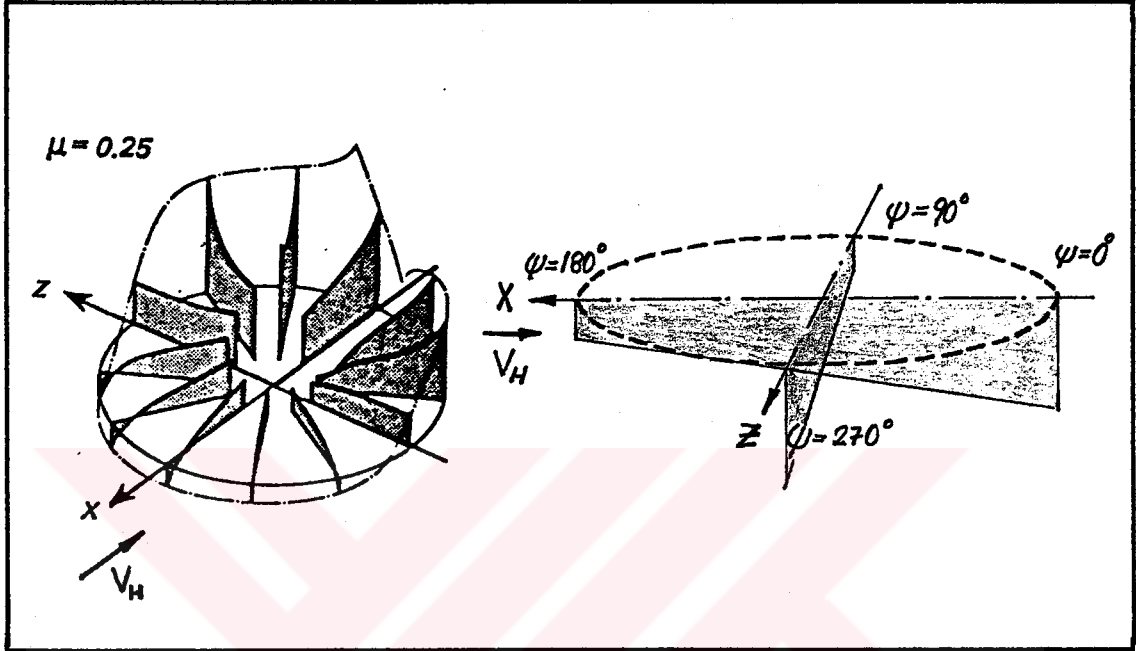
$$v_i = v_{i0} + (r/R)(v_{i0} \cos \psi - v_{i0} \sin \psi) \dots (3.1)$$

şeklinde verilmektedir. Bu bağıntıyla elde edilen indüklenme hızları dağılımı (Şekil 3.3b) Stepniewski'yi doğrulamaktadır. Bu nedenle, bu çalışmanın rotor palası performansla-

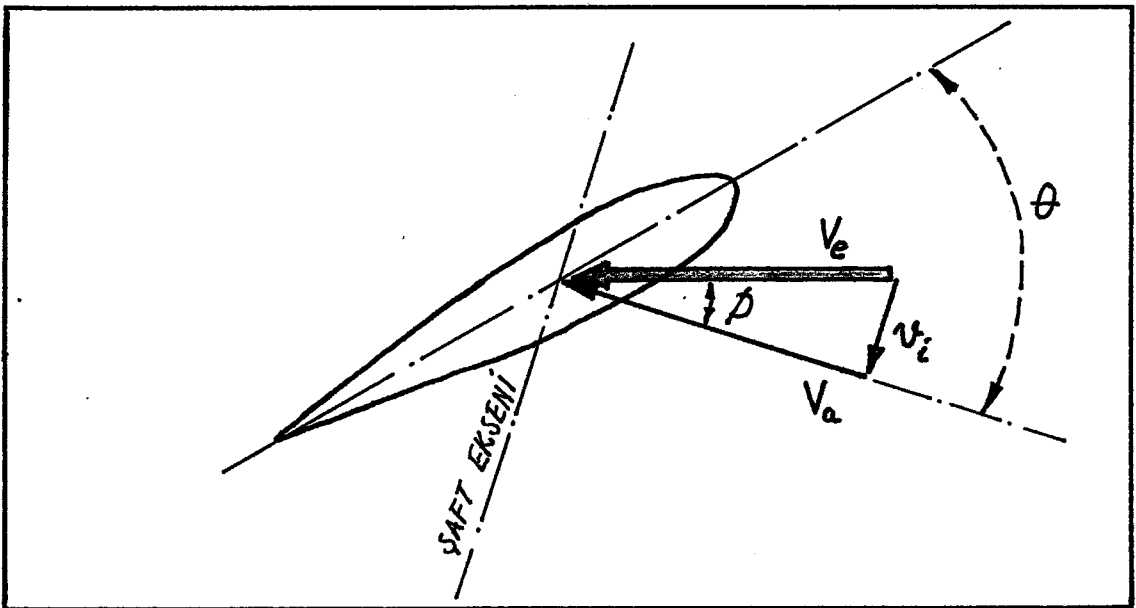


Sekil 3.2 İleri doğru uçusta rotor palası etrafındaki girdaplar [4].

rı ile ilgili kısımlarında, hesapları kolaylaştırıcı nitelikteki Meijer-Drees bağıntısı (3.1) kullanılacaktır.



Sekil 3.3 Rotor diski üzerindeki indüklenme hızları
(a) Gerçek [35]
(b) Yaklaşık (Meijer-Drees) [2]



Sekil 3.4 Bir pala kesidindeki etkin hücum açısı ve etkin hız.

3.1.3 Pala kesitindeki etkin hücum açıları ve hızlar

Rotor palasının rijit olduğu ve flaplama hareketi yapmadığı kabul edilirse; sonlu açıklıktaki palanın bir kesitinin tespit açısı, θ olduğu takdirde, bu eleman üzerindeki bir kesidin etkin hücum açısı:

$$\alpha = \theta - \emptyset \quad \dots\dots\dots(3.2)$$

olacaktır (Şekil 3.4). Burada:

$$\emptyset = \tan^{-1}(v_1/V_a) \quad \dots\dots\dots(3.3)$$

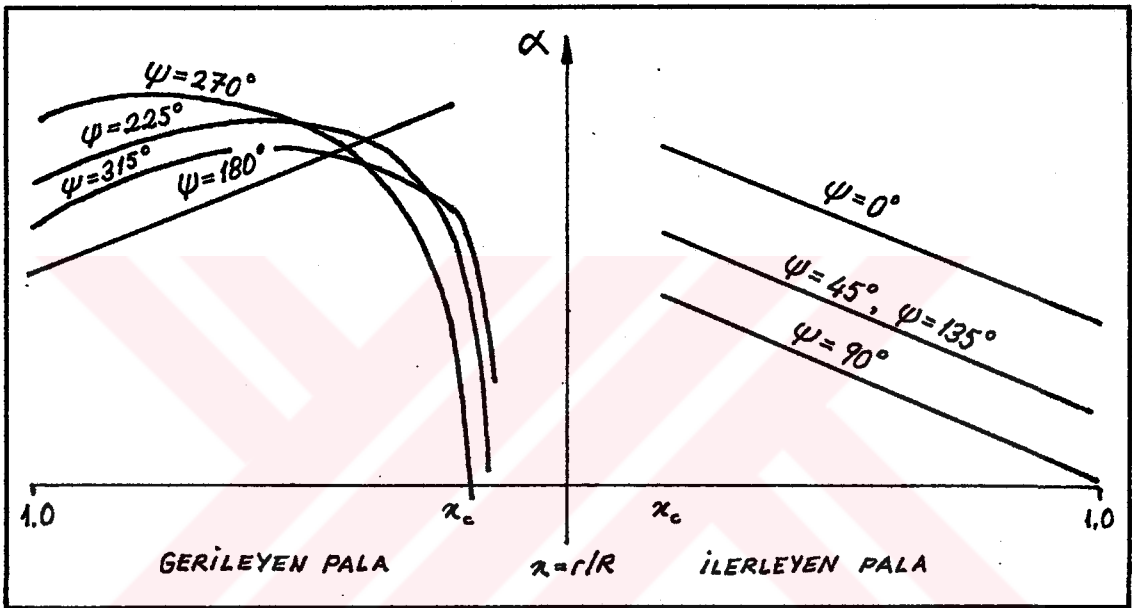
şeklindedir. İndüklenme hızlarının pala açıklığı boyunca, Meijer-Drees bağıntısına göre değiştiği kabul edilirse, pala kesitlerinin etkin hücum açılarının pala açıklığı ve palanın azimut konumlarına göre değişimi Şekil 3.5'deki gibidir. Şekilden de görüldüğü gibi, ilerleyen palanın kesitlerindeki etkin hücum açıları, palanın kökünden ucuna doğru gidildikçe azalmaktadır. Ayrıca, ilerleyen pala için en yüksek kesit hücum açıları $\psi = 0^\circ$, en küçük kesit hücum açıları $\psi = 90^\circ$ 'de görülmektedir. Gerileyen palada ise durum tam tersine olup; en büyük kesit hücum açıları $\psi = 270^\circ$ ve, en küçük kesit hücum açıları $\psi = 180^\circ$ 'de görülmektedir. Gerileyen palanın $\psi = 240^\circ$, $\psi = 270^\circ$ ve $\psi = 300^\circ$ azimut konumlarında, pala kökü civarında görülen küçük veya negatif etkin hücum açılarının nedeni ise daha sonra detaylı bir şekilde inceleyeceğimiz, ters akım bölgesidir.

Aynı pala kesiti üzerindeki etkin hız ise:

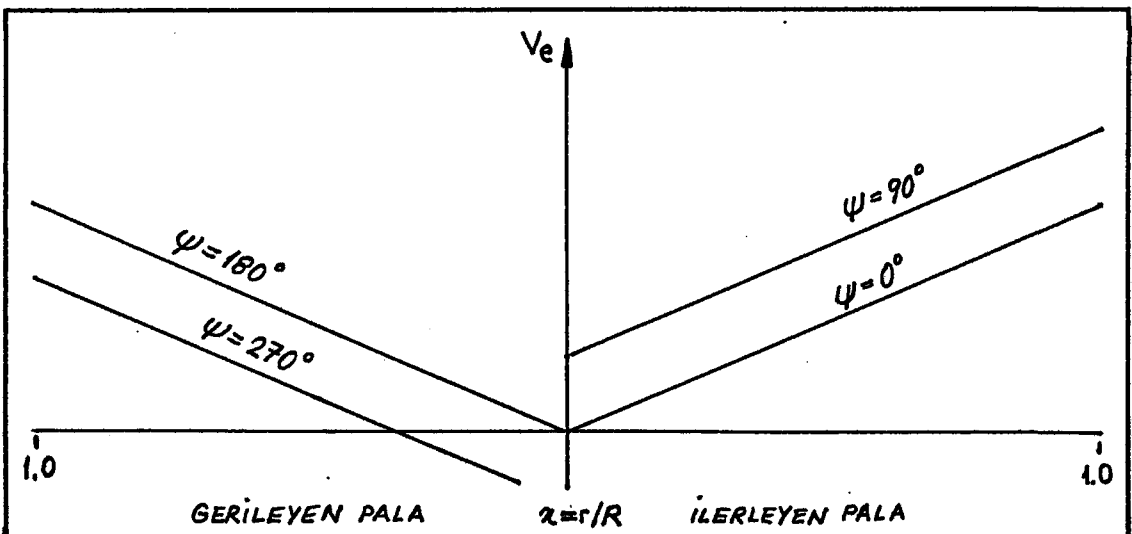
$$V_e = [V_a^2 + v_1^2]^{1/2} \quad \dots\dots\dots(3.4)$$

olacaktır. Etkin hızın pala üzerindeki dağılımı ise 3.4 bağıntısına göre Şekil 3.6'da verilmektedir. Burada, pala üzerindeki etkin hızların palanın açıklığı boyunca ve azimut konumu ile değiştiğine dikkat edilmelidir. İleri doğru uçan bir helikopterde en büyük etkin hızlar ilerleyen palada ve özellikle, $\psi = 90^\circ$ konumunda görülmektedir. Gerileyen pala-

da ise ilerleyen palaya nazaran daha küçük etkin hızlarla; ve özellikle $\psi = 270^\circ$ ve civarında palanın köküne yakın kısımlarda Şekil 3.1'de verilen vektör diyagramından daha iyi görüleceği üzere negatif etkin hızlarla karşılaşmaktadır. Negatif etkin hızın, pala performansı üzerindeki etkisi daha sonra detaylı olarak incelenecektir.



Şekil 3.5 Rotor palası üzerinde etkin hücum açısı dağılımı



Şekil 3.6 Rotor palası üzerinde etkin hız dağılımı

3.2 İleri Doğru Uçuşta Pala Üzerindeki Taşıma ve Sürüklenme Kuvvetleri

Hesaplama kolaylıkları bakımından:

1. Rotor palasının rijit bir yapıda olduğunu,
2. Flaplama hareketi yapmadığını,
3. Pala boyunca aynı tip profilin kullanıldığını,
4. Pala kesitlerinin veter uzunluklarının pala boyunca sabit olduğunu,
5. Pala kökünün şaft ekseninde olduğunu,
6. Palanın sıkışabilme etkileri dışında kaldığını,
7. Pala üzerindeki indüklenme hızlarının 3.1, Meijer-Drees bağıntısına göre değiştiğini,
8. "Pala kesitlerinin tespit açılarının, pala açıklığı ve azimut konumuna göre:

$$\theta = \theta_0 + \theta_{rx} + \theta_1 \cos \psi + \theta_2 \sin \psi \dots\dots (3.5)$$

bağıntısıyla [24] değiştiğini"

kabul edelim. a_0 , profil taşıma katsayısının hücum açısıyla değişim eğrisinin eğimini göstermek üzere, bir pala kesiti üzerindeki taşıma kuvveti:

$$L' = C_1 \int \frac{1}{2} V_\infty^2 c = a_0 \alpha \int \frac{1}{2} V_\infty^2 c \dots\dots\dots (3.6)$$

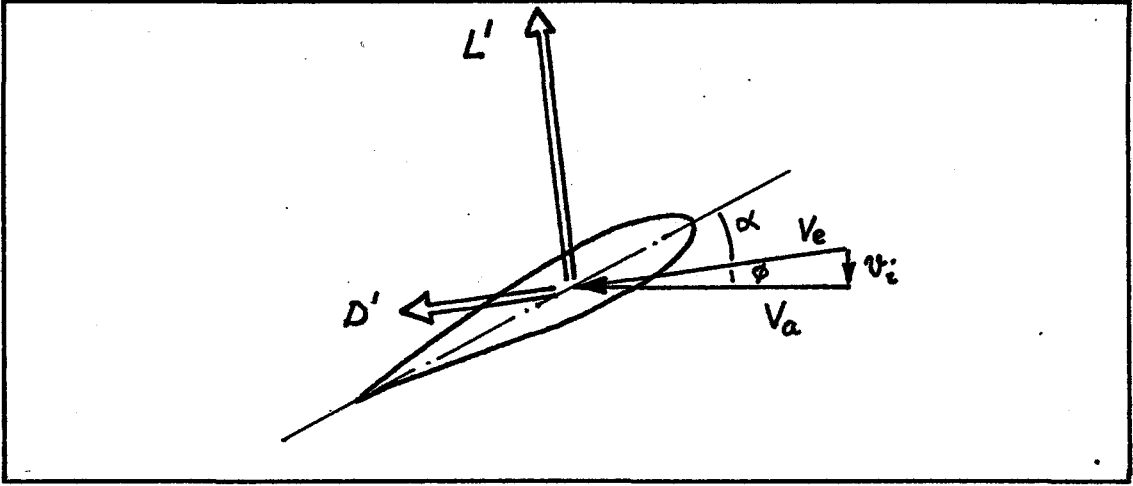
olacaktır (Şekil 3.7).

İndüklenme hızlarının, serbest akım hızından çok küçük olduğu kabul edilirse, 3.3 ve 3.4 bağıntılarından:

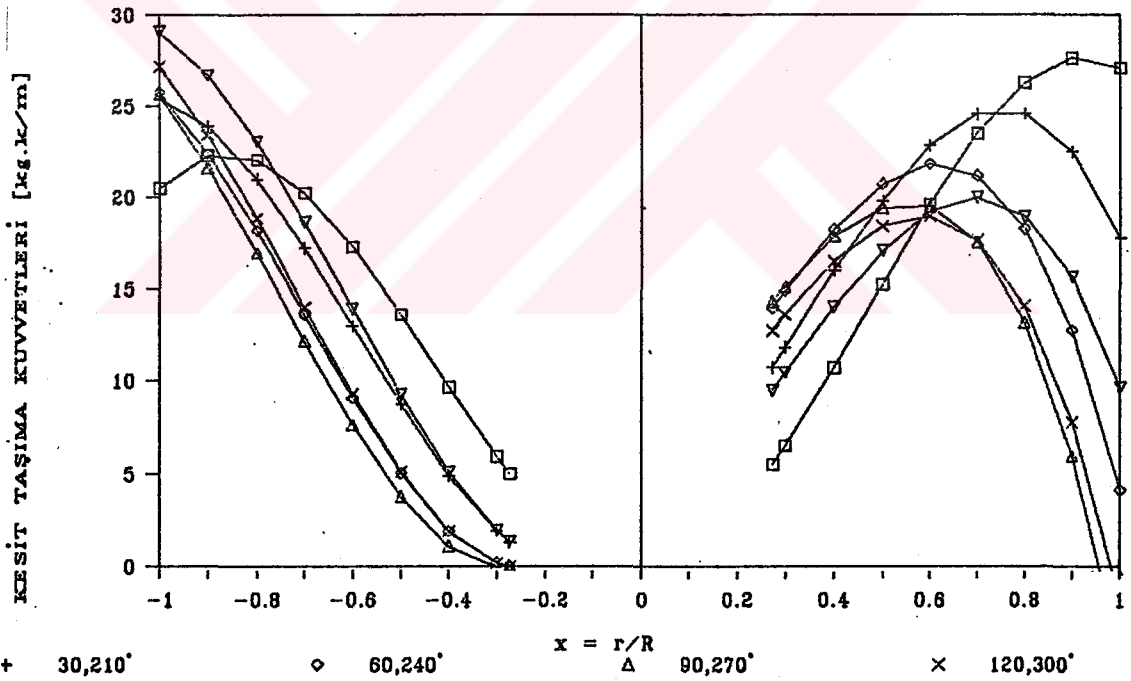
$$\theta \approx v_1/V_\infty \quad \text{ve} \quad V_\infty \approx V_\infty$$

kabulü yapılabilir. Bu durumda, 3.2 bağıntısının, 3.6 bağıntısında kullanılmasıyla; herhangi bir açıklık ve azimut konumundaki pala kesidine etkiyen taşıma kuvveti:

$$L' = a_0 \int \frac{1}{2} c V_\infty^2 \left(\theta - \frac{v_1}{V_\infty} \right) \dots\dots\dots (3.7)$$



Sekil 3.7 Pala kesiti üzerindeki taşıma ve sürüklenme



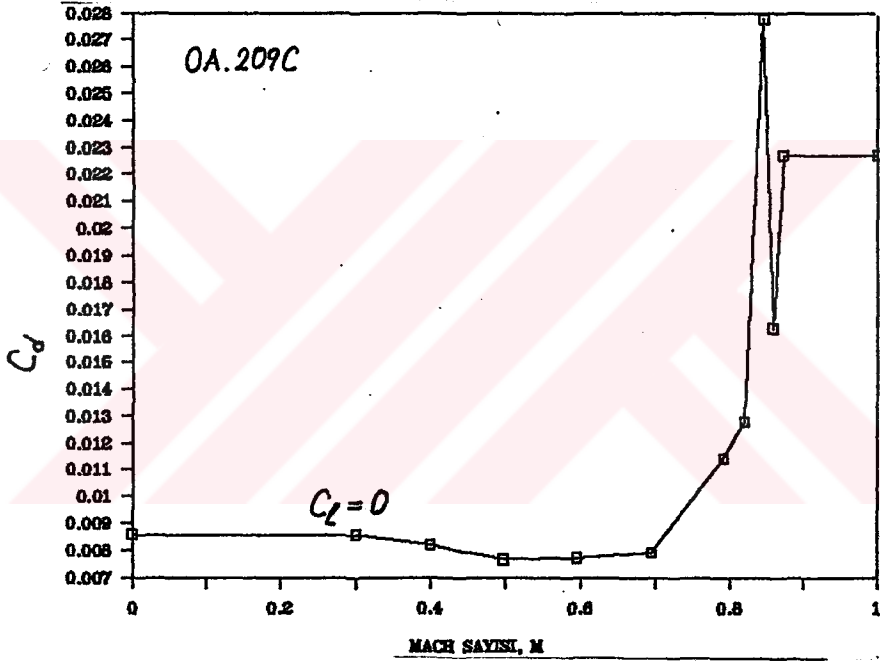
Sekil 3.8 Pala üzerindeki kesit taşıma kuvvetlerinin açıklık ve azimut konumuyla değişimi

olacaktır. Bu bağıntıyla ifade edilen kesit taşıma kuvvetleri; hem pala açıklığı boyunca, hem de palanın azimut konumuyla değişmektedir (Şekil 3.8). Bunun nedeni de, kesit etkin hücum açılarının açıklık ve azimut konumuyla değişmesi; dolayısıyla, kesit taşıma katsayılarının değişmesidir.

Aynı pala kesitinin, profil sürüklenme katsayısı C_d ise bu kesite etkiyen sürüklenme kuvveti:

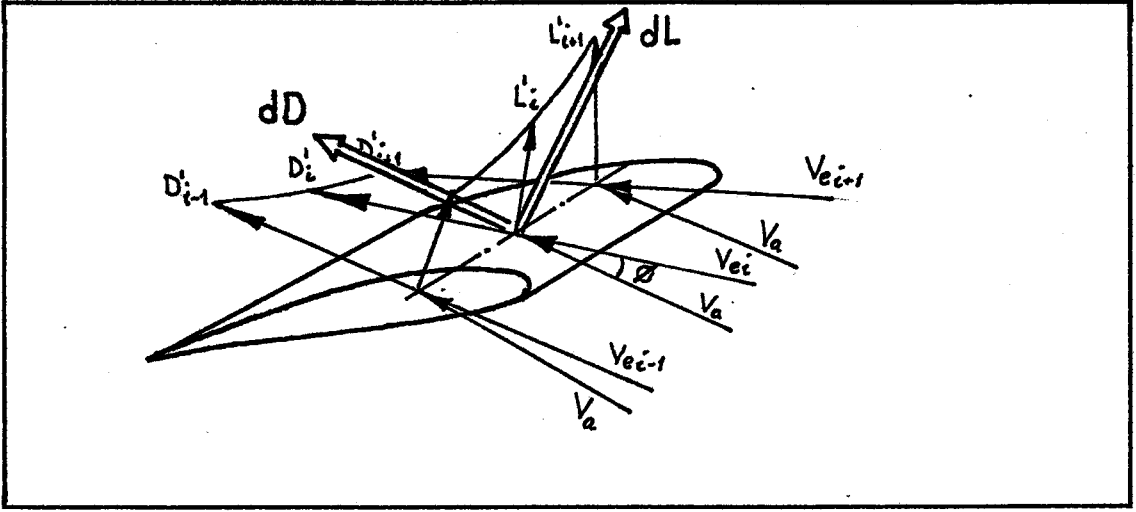
$$D' = C_d \frac{\rho}{2} V_a^2 c \dots\dots\dots (3.8)$$

olur. Düşük Mach sayılarında, sıkışabilme etkilerinin olmadığı hallerde; kesit sürüklenme katsayıları büyük hücum açıları dışında, çok büyük değişiklik göstermezler (Şekil 3.9).



Şekil 3.9 Kesit sürüklenme katsayılarının hücum açısıyla değişimi [Aerospatiale, Div. Hel.].

Bu durumda, bir helikopterin rotor palasındaki kesit sürüklenme kuvvetleri, etkin hız dağılımına bağlı olarak, açıklık boyunca ve azimut konumuyla değişecektir. Ayrıca, özellikle ilerleyen palada karşılaşılan yüksek etkin hızlardan doğan, yüksek Mach sayılarına bağlı olarak bir değişim görülecektir. Fakat, sıkışabilme etkisi ihmal edildiği takdirde, kesit sürüklenme kuvvetleri sadece etkin hızın, dolayısıyla, pala açıklığının ve azimut konumunun bir fonksiyonu olacaktır.



Sekil 3.10 Pala elemanı üzerindeki taşıma ve sürüklenme

Herhangi bir azimut konumundaki palanın üzerinde bulunan, $dx = R dx$ genişliğindeki çok küçük bir pala elemanına etkiyen, taşıma ve sürüklenme kuvvetleri, elemanın bütün kesitlerindeki taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin aynı olduğu, kabul edilerek:

$$dL = (L' \cos \theta - D' \sin \theta) R dx \quad \dots\dots (3.9a)$$

$$dD = (L' \sin \theta + D' \cos \theta) R dx \quad \dots\dots (3.9b)$$

olur. Eger, $\theta \approx v_1/V_a$, $V_w \approx V_a$ ve θ nin çok küçük olduğu kabul edilirse:

$$dL = \frac{\rho}{2} cR V_a^2 (C_l - C_d \frac{v_1}{V_a}) dx \quad \dots\dots (3.10a)$$

$$dD = \frac{\rho}{2} cR V_a^2 (C_l \frac{v_1}{V_a} + C_d) dx \quad \dots\dots (3.10b)$$

olur. Burada, $C_d v_1/V_a$ çok küçük olacağına göre 3.10a bağıntısı, $C_l = a_0 \alpha = a_0 (\theta - v_1/V_a)$ olmak üzere:

$$dL = a_0 \frac{\rho}{2} cR V_a^2 (\theta - v_1/V_a) dx \quad \dots\dots (3.11)$$

halini alacaktır. Bu pala elemanı taşıma kuvvetlerinin:

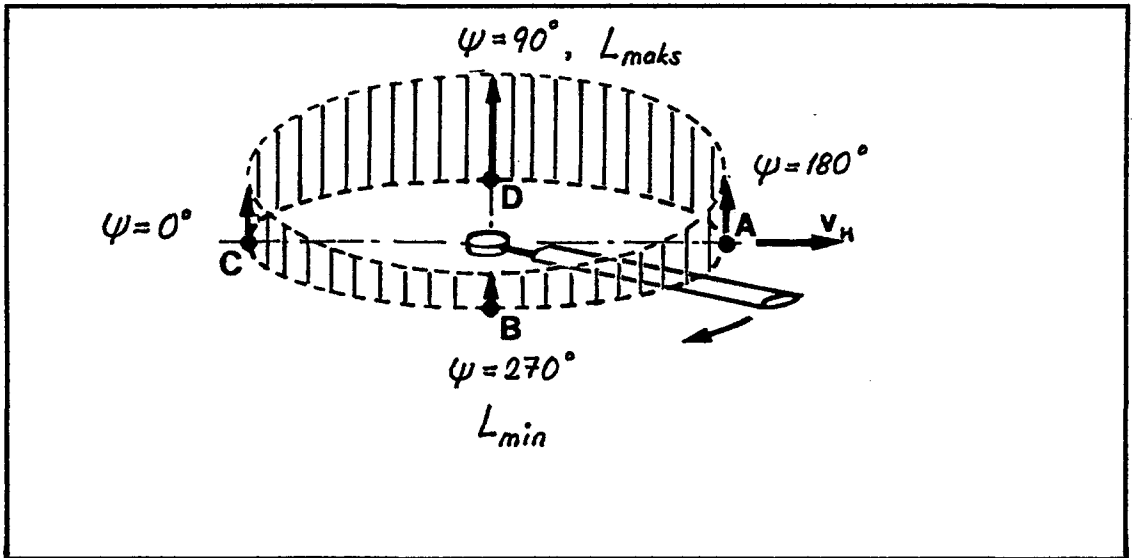
$$L = a_{\infty} \frac{\xi}{2} cR \int_0^1 V_{\infty}^2 (\theta - v_i/V_{\infty}) dx$$

şeklinde; 8.kabul, 2.4 ve 3.1 bağıntılarına esas alınarak, pala boyunca toplanmasıyla:

$$L = a_{\infty} \frac{\xi}{2} cR V_{\tau}^2 \left[\left(\frac{1}{3} + \mu \sin \psi + \mu^2 \sin^2 \psi \right) (\theta_{\infty} + \theta_1 \cos \psi + \theta_2 \sin \psi) \right. \\ \left. + \left(\frac{1}{4} + \frac{2}{3} \mu \sin \psi + \frac{1}{2} \mu^2 \sin^2 \psi \right) \theta_{\tau} - \left(\frac{1}{2} + \mu \sin \psi \right) \frac{v_{i\infty}}{V_{\tau}} \right. \\ \left. - \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \mu \sin \psi \right) \frac{v_{i\infty} \cos \psi - v_{i\infty} \sin \psi}{V_{\tau}} \right] \dots (3.12)$$

olarak bulunur. Şekil 3.8'den de görüleceği gibi; kesit taşıma kuvvetlerinin açıklık ve azimut konumuyla değişmesi nedeniyle, 3.12 bağıntısıyla verilen pala taşıma kuvveti de azimut konumuna bağlı olarak değişmektedir (Şekil 3.11).

3.10b bağıntısından da görüldüğü gibi, bir helikopterin rotor pala elemanına etkiyen sürükleme kuvveti iki bileşenden meydana gelir:



Şekil 3.11 Pala üzerindeki taşıma kuvvetlerinin azimut konumuyla değişimi [31].

1. İndüklenmiş sürüklenme,
2. Profil sürüklenmesi.

3.10b bağıntısının birinci kısmını oluşturan, pala elemanı indüklenmiş sürüklenme kuvvetlerinin pala açıklığı boyunca:

$$D_i = a_\infty \frac{\rho}{2} cR \int_0^1 v_i (V_\infty \theta - v_i) dx \dots\dots (3.13)$$

formunda toplanmasıyla, palaya herhangi bir azimut konumunda etkiyen indüklenmiş sürüklenme kuvveti bulunur. Ancak, helikopter rotorlarının performans hesaplamalarında; özellikle indüklenmiş sürüklenme için gereken gücün hesaplanmasında bu bağıntının yerine, Bölüm 3.1.2'de belirtilen nedenlerden dolayı, momentum teorilerine dayanılarak; gerekli gücü doğrudan veren 2.3 bağıntısı kullanılır. Bu nedenle, bu çalışmada da çok gerekli olan haller dışında, 3.13 bağıntısından yararlanılmayacaktır.

3.10b bağıntısının ikinci kısmını meydana getiren, pala elemanı profil sürüklenme kuvvetlerinin:

$$D_{pr} = \frac{\rho}{2} cR \int_0^1 C_d V_\infty^2 dx \dots\dots\dots (3.14)$$

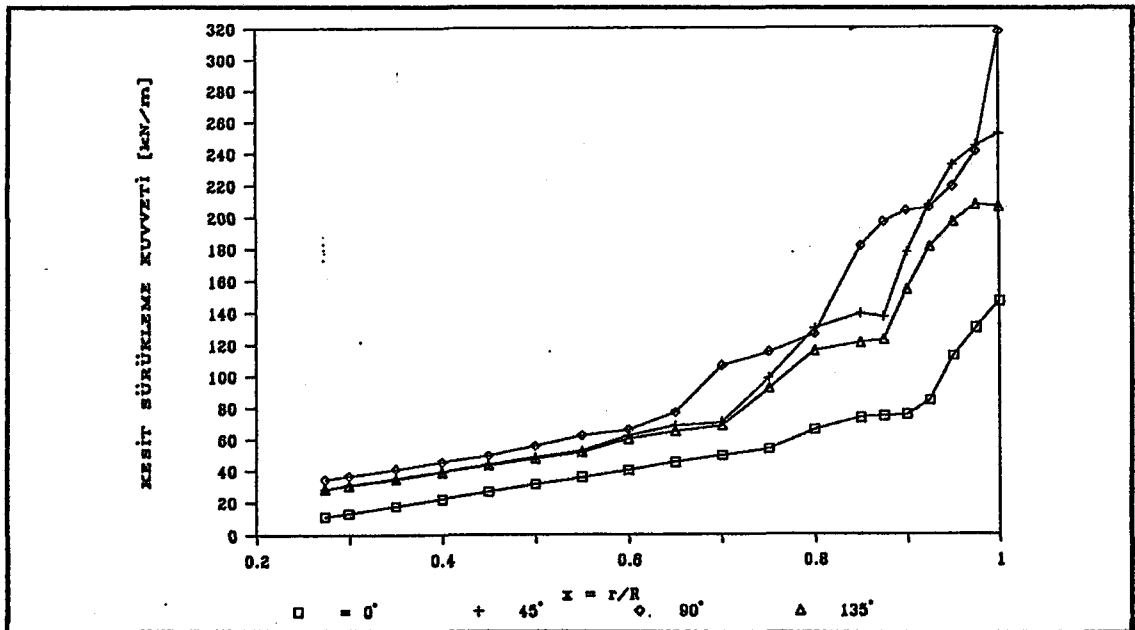
integral bağıntısıyla, pala açıklığı boyunca toplanması sonucunda, herhangi bir azimut konumunda palaya etkiyen profil sürüklenmesi kuvveti bulunur. Ancak, bu bağıntıdaki pala profilinin sürüklenme katsayısı, daha önce de belirtildiği gibi yüksek Mach sayıları ve büyük hücum açılarında artış gösterir, bunun dışında hemen hemen sabit kalır. Yüksek Mach sayılarındaki sıkışabilme etkileri ve yüksek hücum açılarının etkileri ihmal edilip; $C_d = \text{sabit}$, kabul edilirse:

$$D_{pr} = C_d \frac{\rho}{2} V_T^2 cR \left(\frac{1}{3} + \mu \sin \psi + \mu^2 \sin^2 \psi \right) \quad (3.15)$$

olarak bulunur. Bu bağıntıya göre, bir palaya etkiyen pro-

fil sürüklemesi azimut konumuna bağlı olarak değişmektedir. Ancak, ilerleyen rotor palasının uç kısımlarındaki sıkışabilme etkileri ile gerileyen rotor palasının bazı bölümlerindeki yüksek hücum açısı etkilerinin ihmal edilmesi nedeniyle, yakıt sarfiyatının azaltılmasına yönelik çalışmalarda, yakıt sarfiyatı ile orantılı olan gerekli güçlerin hesabında, bu bağıntı yetersiz kalır. Çünkü, sıkışabilmenin kesit sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi, dolayısıyla profil sürüklemesi üzerindeki etkisi büyüktür. Şekil 3.12'de verilen, $\psi = 90^\circ$ azimut konumundaki bir palaya etkiyen kesit sürüklemelerinin açıklık boyunca değişimi, bu etkinin önemini açıkça ortaya koymaktadır.

Rotor palaları üzerindeki taşıma ve sürüklenme kuvveti incelemesinden de görüldüğü gibi, helikopter rotor palalarının performansları önemli ölçüde, rotor palalarına etkiyen serbest akım hızlarına bağlıdır. Özellikle, yakıt sarfiyatı açısından önemli bir parametre olan profil sürüklemesinin incelenmesinde rotor palaları ile ilgili hız sınırlamalarını detaylı olarak ele almak gerekir.



Şekil 3.12 Kesit sürüklemelerinin açıklık boyunca değişimi

3.3 Hız Sınırlamaları

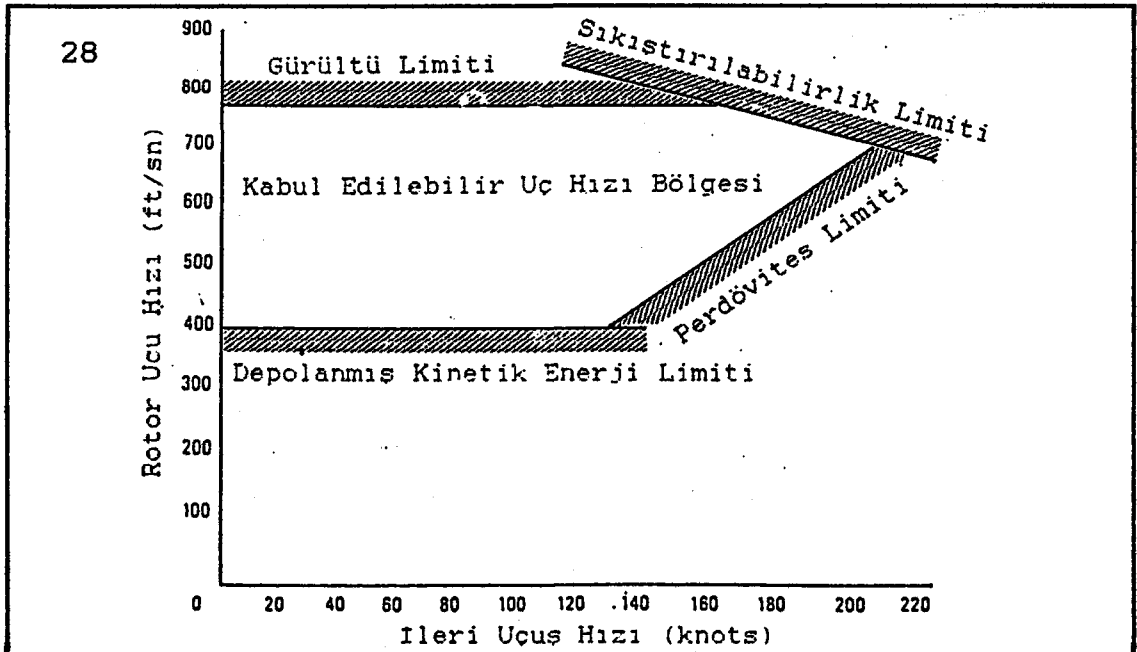
Bir helikopter rotorunda pala ucu hızı:

- Rotor ve tahrik sistemi ağırlığının küçük tutulması ve, ileri doğru uçuşta iyi bir gerileyen pala aerodinamik ortamı sağlanması açısından büyük,
- Daha az gürültü yapması ve ileri doğru uçuşta iyi bir ilerleyen pala ortamı sağlanması bakımından küçük

değerlerde olmalıdır [30]. Ancak, rotor tasarımcıları pala ucu hızı bakımından belirli sınırlamalara uyarak rotor palalarını tasarlarlar. Bu sınırlar :

1. Sıkışabilme,
2. Gürültü,
3. Perdövites, ve
4. Depolanmış kinetik enerji

ile belirlenir (Şekil 3.13) [30, 40].

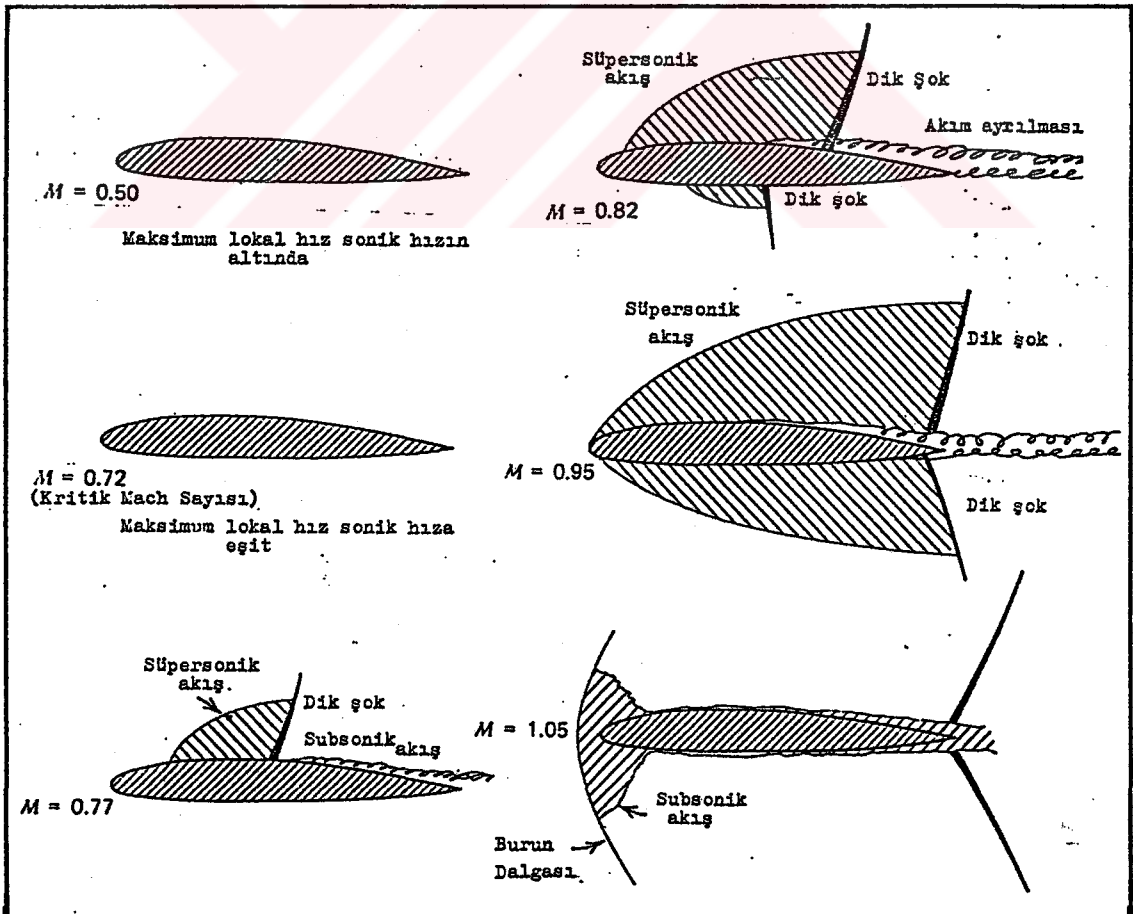


Şekil 3.13 Pala ucu hızı sınırlamaları [30].

3.3.1 Profil etrafında şok dalgalarının oluşumu [33]

Subsonik hızla uçan, sonlu bir kalınlığa sahip ve taşıma kuvveti üreten her cisim, yüzeyinde serbest akım hızından daha büyük hızlara maruz kalır. Yani, sıkılaşılabilir etkileri ses hızının altındaki uçuş hızlarında meydana gelir.

Konvansiyonel bir kanat profili (Şekil 3.14) 0.5 lokal Mach sayısında ve küçük bir pozitif hücum açısında, yüzey üzerindeki maksimum lokal hız uçuş hızından büyük, ancak sonik hızdan küçük olacaktır. Lokal Mach sayısının 0.72 değerine yükselmesinin, lokal sonik akışın ilk belirtisini göstereceğini kabul edelim. Bu uçuş hızı, süpersonik akış



Şekil 3.14 Bir profil üzerinde şok dalgaları oluşumu [33].

hızı olmaksızın ulaşılabilen en yüksek uçuş hızı olacaktır ve "Kritik Mach Sayısı" olarak isimlendirilecektir. "Kritik Mach Sayısına ulaşıldığı anda, profil üzerindeki minimum basınç noktasında sonik hıza ulaşılır" [19]. Şok dalgaları, titreşim, akım ayrılması, ve benzeri olaylar, kritik Mach sayısının üzerinde meydana gelir.

Kritik Mach sayısı geçilirken, süpersonik akım alanı ortaya çıkar, ve profil yüzeyinin arka kısmında kalan subsonik akış ve süpersonik akışlar arasında bir sınır oluşturan dik şok dalgaları meydana gelir. Yüzey düzgün ve geçiş kademeli olarak gerçekleşiyorsa, akışın subsonikten, süpersoniğe ivmelenmesi de düzgün olup, şok dalgaları oluşturmaz. Ancak, akışın süpersonikten, subsoniğe geçişinde şok dalgaları oluşur, ve akış doğrultusunda bir değişiklik olmadıkça bu dalga dik şok dalgası şeklinde oluşur.

Dik şok dalgasının başlıca etkilerinden birisi, dalganın arkasındaki akışın statik basıncında büyük bir artış olmasıdır. Eğer, şok dalgası kuvvetli ise, sınır tabaka büyük ve olumsuz basınç dalgasını karşılayacak kinetik enerjiye sahip olamayacak ve ayrılma başlayacaktır. Kritik Mach sayısının hemen üzerindeki hızlarda meydana gelen şok dalgası ayrılmaya neden olacak veya aerodinamik kuvvet katsayılarını değiştirecek kuvvette olamaz. Ancak, kritik Mach sayısının üzerinde kuvvetli şok dalgası oluşturmaya yetecek bir hız artışı, sınır tabaka ayrılmasına ve aerodinamik kuvvet katsayılarında ani değişikliklere neden olur. Böyle bir akış durumu Şekil 3.14 de $M = 0.77$ için gösterilmiştir. Mach sayısının 0.82'ye yükselmesi halinde üst yüzeydeki süpersonik alanın büyüdüğü ve alt yüzeyde de süpersonik akış ve dik şok dalgası olduğu görülmektedir.

Uçuş hızı ses hızına yaklaşırken, süpersonik akış alanları gittikçe büyür ve şok dalgaları firar kenarına doğru kayar. Bu durumda, sınır tabaka ayrılmış olarak kala-

bilir veya profilin şekil ve hücum açısına bağlı olarak yeniden birleşebilir. Uçuş hızı ses hızını geçerken, hücum kenarında da şok dalgaları oluşur; bu tipteki akış Şekil 3.14 de $M=1.05$ için gösterilmiştir. Hız biraz yüksek süpersonik değerlere yükseltirse, bütün şok dalgalarının eğik kısımları daha fazla eğilir ve hücum kenarındaki dalga'nın dik şok kısmı hücum kenarına daha fazla yaklaşır.

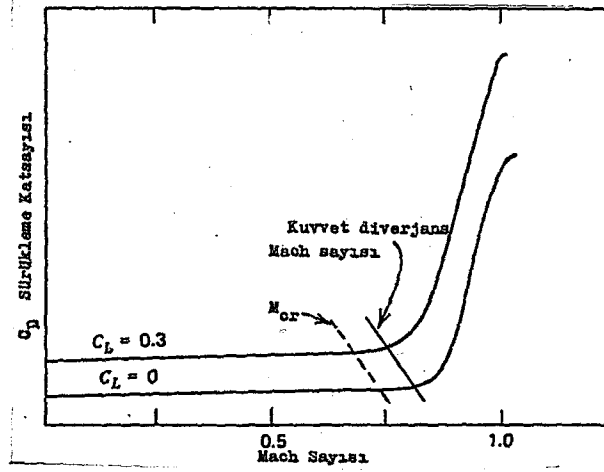
3.3.2 Taşıma ve sürükleme katsayıları Uzerindeki sıkışabilme etkileri

Şok dalgası formasyonunun neden olduğu akım ayrılması, aerodinamik kuvvet katsayılarında belirgin değişiklikler meydana getirir. Serbest akım hızı kritik Mach sayısından büyük olduğu zaman, profil üzerinde şu etkiler görülür:

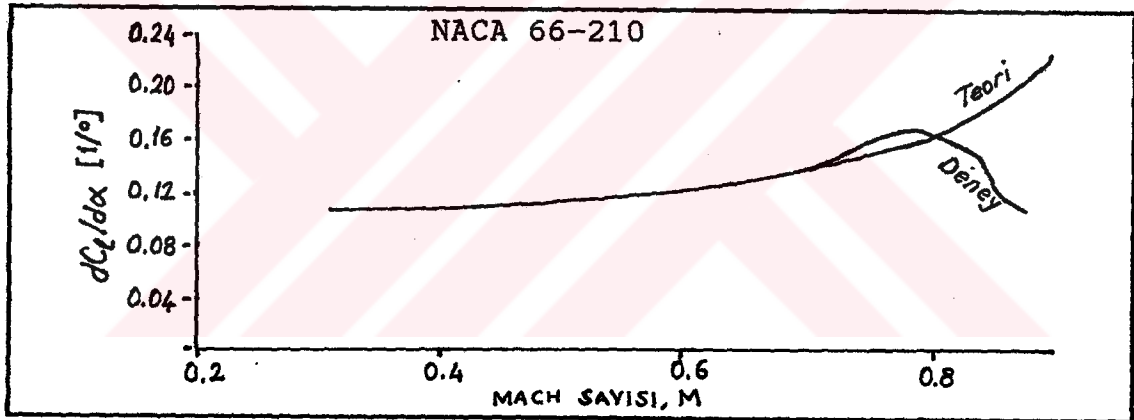
1. Belirli bir kesit taşıma katsayısına karşılık gelen kesit sürükleme katsayısı artar.
2. Belirli bir kesit hücum açısına karşılık gelen kesit taşıma katsayısı düşer.
3. Kesit yunuslama momenti katsayısı değişir.

Sürükleme katsayısında keskin bir değişiklik meydana getiren Mach sayısına "kuvvet diverjans" Mach sayısı adı verilir, ve çoğu kanat profilleri için değeri kritik Mach sayısının % 5 ila % 10 üzerindedir [33]. Profilin kuvvet diverjans Mach sayısındaki sürükleme katsayısı kritik Mach sayısındaki sürükleme katsayısından % 0.2 kadar daha fazladır [5]. Yukarıda belirtilen bütün değişimler Şekil 3.15, 3.16a ve 3.16b'de gösterilmiştir. Ayrıca Ek-A'da verilen OA.209C profilinin aerodinamik karakteristiklerinde de benzer özellikler görülmektedir.

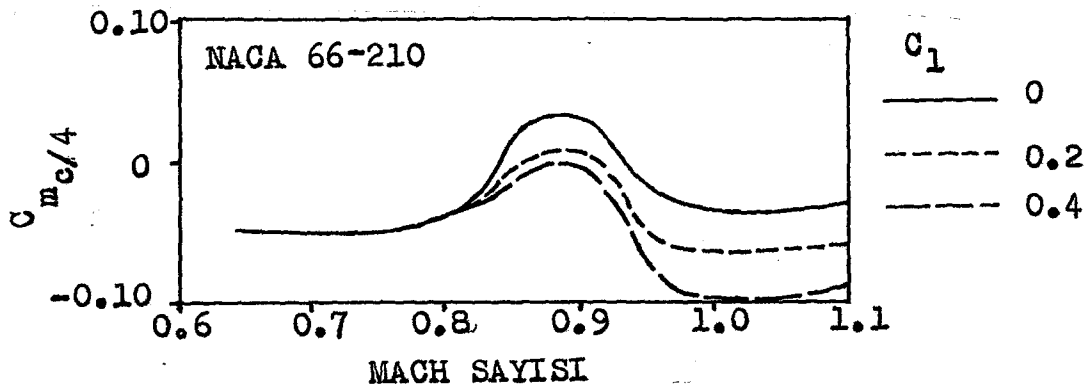
ileri doğru uçan bir helikopterin palasına etkiyen serbest akım hızını veren 2.4 bağıntısı, Mach sayısı cinsinden:



Sekil 3.15 Sıkışabilmenin sürüklenme üzerindeki etkileri.



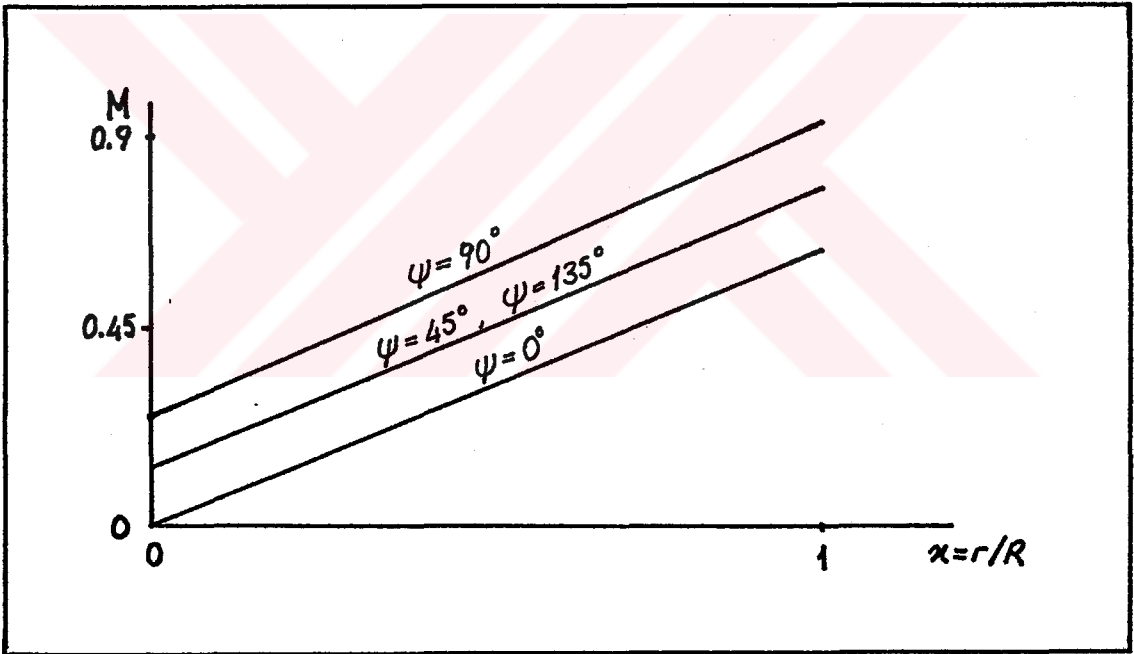
Sekil 3.16a Tasıma katsayısının hücum açısıyla değişimi üzerindeki sıkışabilme etkileri [19].



Sekil 3.16b Moment katsayısı üzerindeki sıkışabilme etkileri [19].

$$M = M_T (x + \mu \sin \psi) \dots \dots \dots (3.16)$$

halini alır. Bu bağıntıdan ve daha önce Şekil 2.6'da verilmiş olan rotor diski üzerindeki Mach sayısı dağılımlarından görüleceği gibi, ilerleyen palanın uçlarına doğru yüksek subsonik Mach sayılarıyla karşılaşılır [29]. Bu durum, özellikle yüksek ileri uçuş hızlarında ve ses hızının daha düşük olduğu, yüksek yoğunluk irtifalarında; pala uçlarının daha büyük bir kesiminde etkili olur. Bu etki, Şekil 3.17'de verilen, ilerleyen pala üzerindeki Mach sayısı dağılımlarında açıkça görülmektedir.



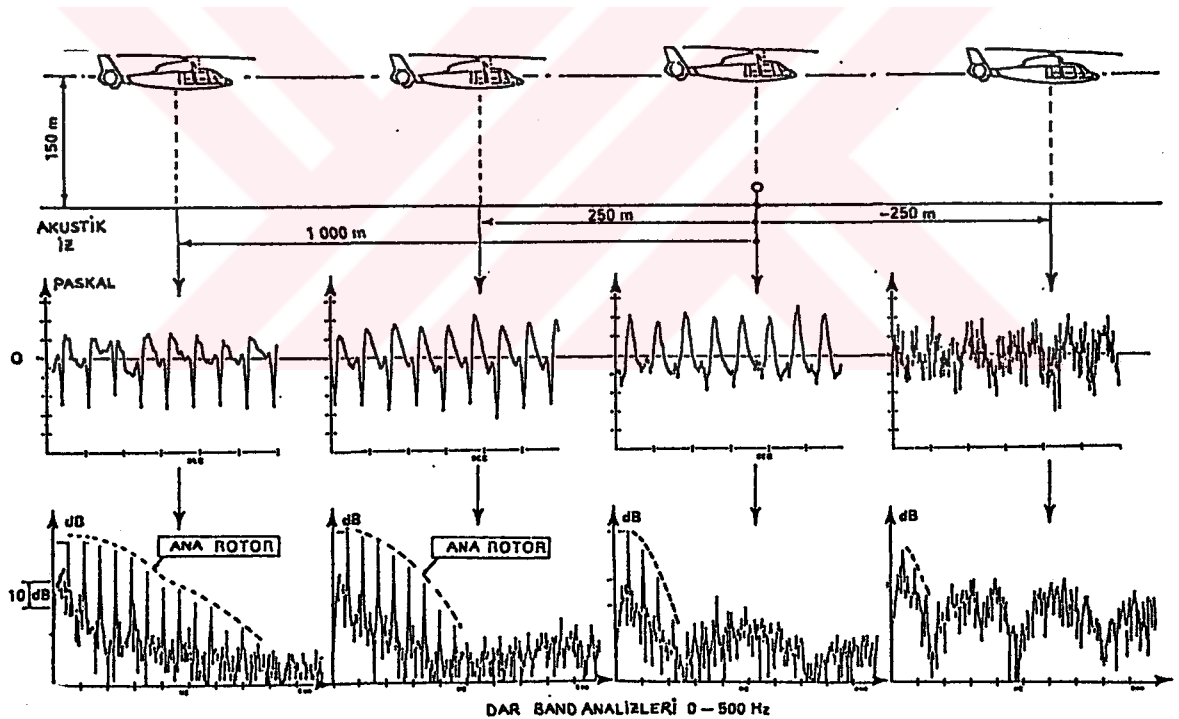
Şekil 3.17 İlerleyen pala üzerinde Mach sayısı dağılımı.

3.3.3 Gürültü etkileri

Helikopter tasarımcılarının hedefi, bir tanesi de gürültü olan, belirli kısıtlamalar altında en yüksek pala ucu hızını elde etmektir. Günümüzde 236 m/sn.nin üzerindeki pala ucu hızları, kabul edilemez seviyede gürültülü; 152 m/sn nin altındaki hızlar ise "sessiz" olarak kabul edilir. Ör-

neğin, ilk Bell UH-1 13.4 m. rotor çapı ve 225 m/sn. pala ucu hızı ile tasarlanmıştır. Daha sonraki UH-1H gibi versiyonlarda devir sayısı aynı değerde bırakılırken, rotor çapı 14.6 m.ye çıkarılarak 244 m/sn.lik, yüksek gürültüye yol açan pala ucu hızlarına çıkılmıştır. Daha sonra tasarlanmış olan Bell 206 ve 222 modellerinde ise 232 m/sn. pala ucu hızı ile nisbeten daha sessiz bir pala elde edilmiştir[30].

Vuillet tarafından verilen helikopter ana rotor gürültü karakteristikleri, yüksek hızlı uçuşlarda, uzak mesafelere ulaşan gürültü açısından ana rotorun önemini açıkça göstermektedir (Şekil 3.18) [40].



Şekil 3.18 Yüksek hızlı uçuşta ana rotor gürültüsü [40].

3.3.4 Gerileyen palada tutunma kaybı

İleri doğru uçan helikopterin gerileyen palasındaki hız dağılımı, ilerleyen paladakine nazaran çok farklıdır. Şekil 2.5 ve Şekil 3.1 den de görüldüğü gibi, gerileyen palada bir ters akım bölgesi ve özellikle, taşıma karakteris-

tiklerini (Şekil 3.8) olumsuz yönde etkileyen bir düşük hız bölgesi bulunmaktadır.

Pala hatvesinin sabit olduğu hallerde, ilerleyen paladaki etkin hızların, gerileyen paladakinden daha büyük olması nedeniyle rotor disk üzerinde büyük bir taşıma asimetrisi görülecektir (Şekil 3.11). Örneğin, rotor disk düzlemi üzerinde ilerleyen pala tarafındaki dinamik basınç:

$$q_{d1} = \frac{\rho}{4\pi} \int_0^{\pi} \int_0^1 v_a^2 dx d\psi \dots\dots\dots (3.17)$$

bağıntısından:

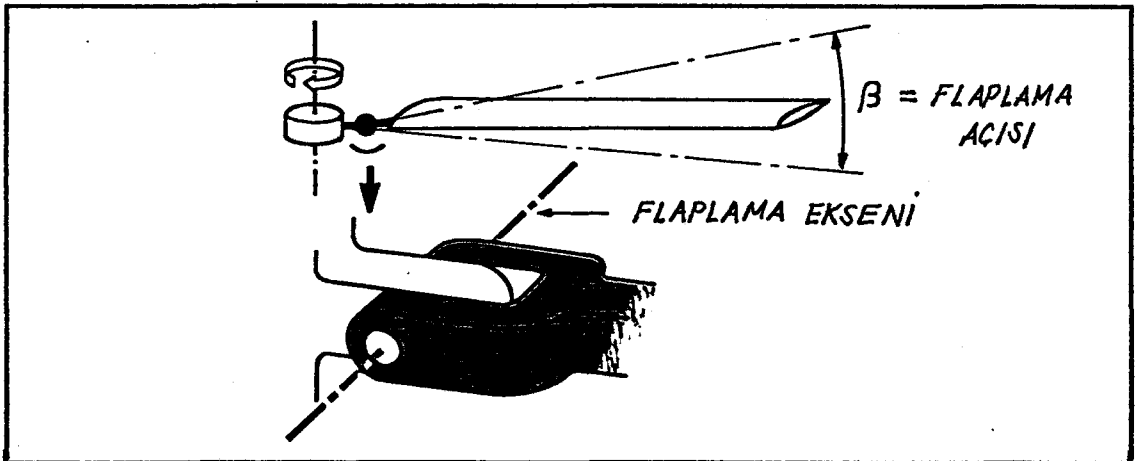
$$q_{d1} = (\rho V_T^2/12) [1 + (6/\pi)\mu + (3/2)\mu^2] \dots (3.18)$$

iken, gerileyen pala tarafındaki dinamik basınç:

$$q_{d2} = \frac{\rho}{4\pi} \int_{\pi}^{2\pi} \int_0^1 v_a^2 dx d\psi \dots\dots\dots (3.19)$$

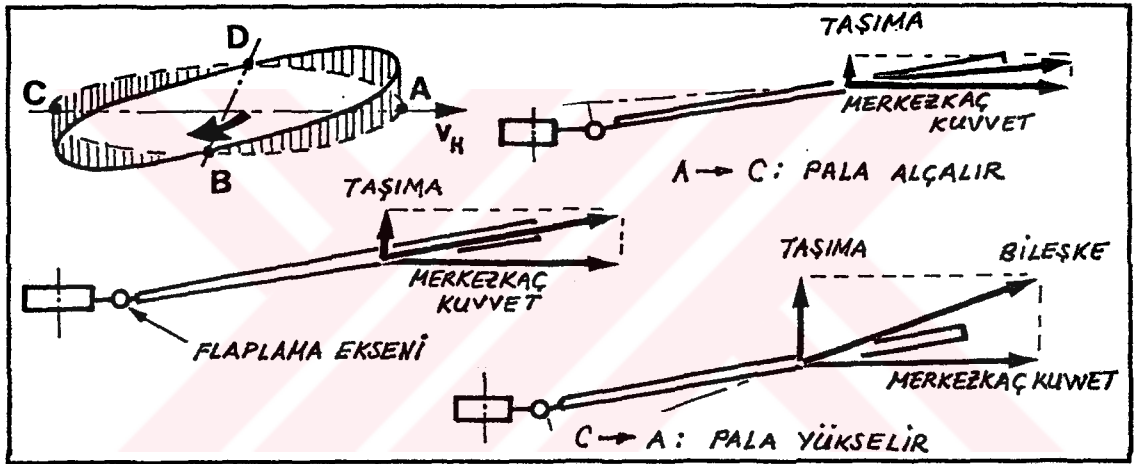
bağıntısından:

$$q_{d2} = (\rho V_T^2/12) [1 - (6/\pi)\mu + (3/2)\mu^2] \dots (3.20)$$



Sekil 3.19 Flaplama mentesesi [31].

olur. Ancak, Şekil 3.11 de de görülen taşıma asimetrisi ile ilgili bu problem, palanın göbekte bağlantı noktasına konan bir flaplama mentesi ile çözümlenmektedir (Şekil 3.19). Pala, bu mentese sayesinde, şaft eksenine etrafındaki dönüşü esnasında düşey düzlem üzerinde yukarı-aşağı salınımlar yapmaktadır. Bu salınımlara, pala üzerindeki aerodinamik taşıma kuvveti ve palanın atalet kuvvetleri ile merkezkaç kuvvetin flaplama mentesi üzerindeki momentleri neden olmaktadır (Şekil 3.20).



Şekil 3.20 Flaplama hareketi yapan palaya etkiyen kuvvetler [31].

Pala üzerindeki kuvvet ve momentlerin dengesi:

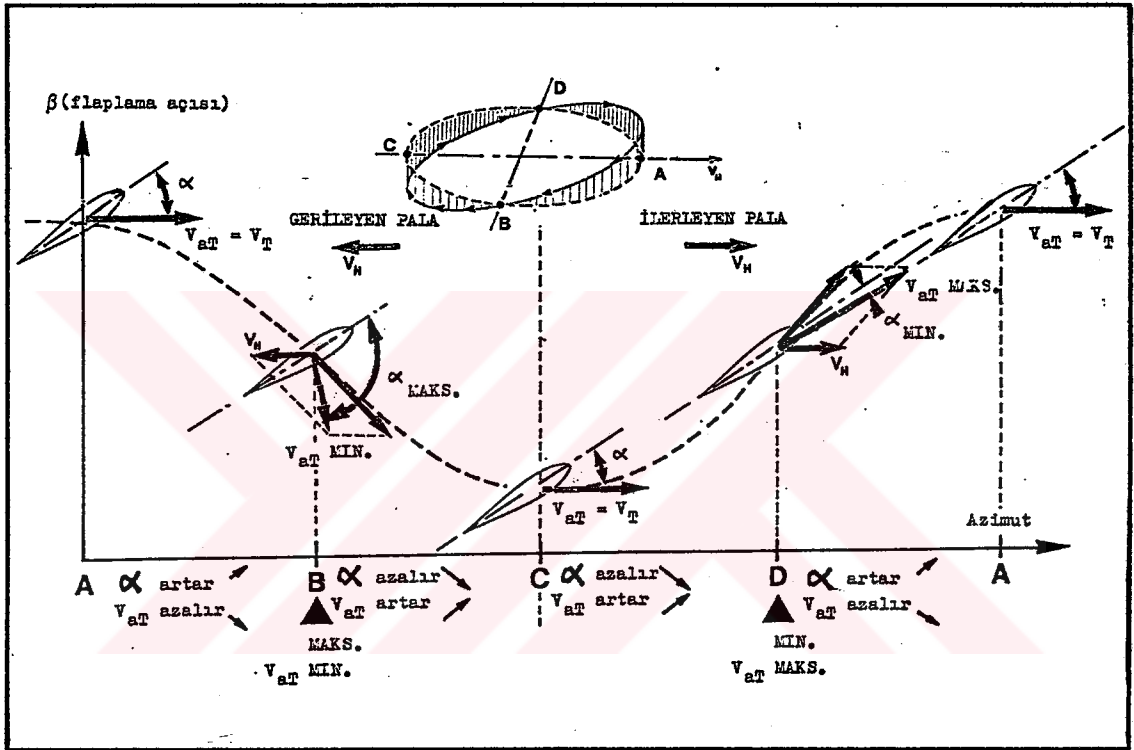
$$I_p (\ddot{\beta} + \Omega^2 \beta) = M_f \dots \dots \dots (3.21)$$

formundaki temel flaplama bağıntısı ile ifade edilir. 3.21 flaplama diferansiyel bağıntısının en genel çözümü ise:

$$\beta = \beta_0 - \beta_{1c} \cos \psi - \beta_{1s} \sin \psi - \beta_{2c} \cos 2\psi - \beta_{2s} \sin 2\psi - \dots \dots \dots (3.22)$$

şeklindedir. Bu bağıntıda; β_0 , rotor diskinin konulan açısını; β_{1c} , boylamasına flaplama; β_{1s} , yanlamasına flaplama açıları; ve diğer β_1 terimleri, boylamasına ve yanlamasına flaplamanın yüksek harmoniklerini göstermektedir. Bu bağıntıdan ve Şekil 3.21 den de görüldüğü gibi, ilerleyen ve

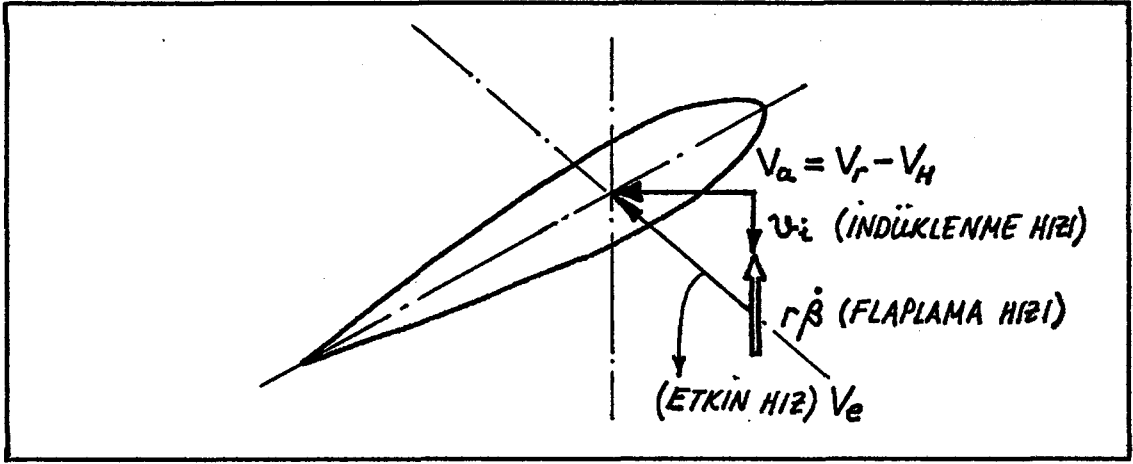
gerileyen palalara etkiyen hız ve buna bağlı kuvvet farklılıkları nedeniyle, palanın flaplama açısı da, azimut konumlarına göre sinüsoidal bir değişim göstermektedir. Flaplama açısının azimut konumlarına göre değişimi, pala üzerindeki etkin hücum açılarını da değiştirmektedir (Şekil 3.21).



Şekil 3.21 Flaplama hareketi ve hücum açısı üzerindeki etkileri.

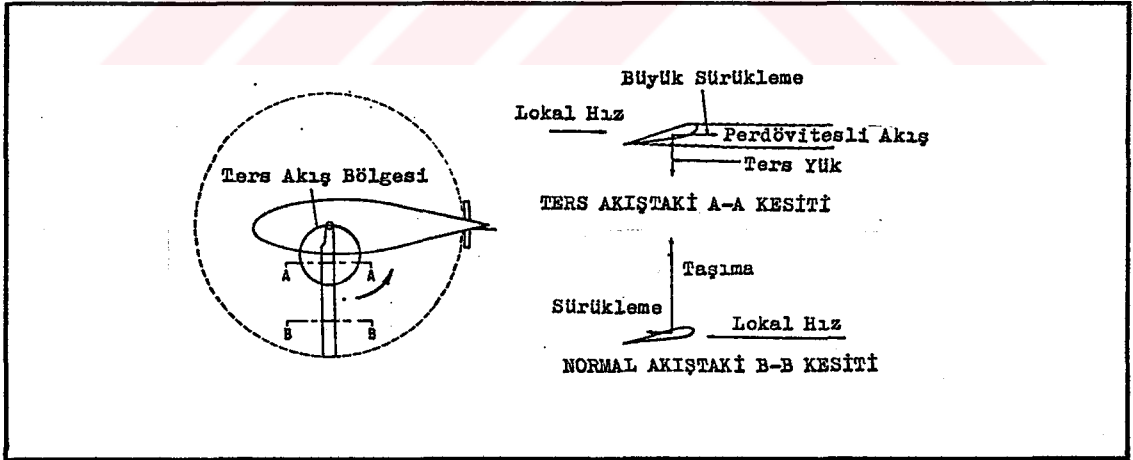
Flaplama hareketinin hücum açısı üzerindeki bu etkisi taşıma kuvveti dağılımındaki asimetrikliğin giderilmesine yardımcı olur. Fakat, özellikle yüksek ileri uçuş hızlarına çıkıldığında, gerileyen palanın bazı bölgelerinde ($x = 0.70 - 1.00$ [33]) meydana gelen çok yüksek hücum açıları tutunma kaybına neden olur (Şekil 3.22).

Gerileyen pala ile ilgili diğer olumsuz faktör de ters akış bölgesidir. Ters akış bölgesinde, özellikle yüksek hızlardaki yüksek hücum açılarında, büyük bir ters yönlü taşı-



Şekil 3.22 Gerileyen palada flaplama nedeniyle yüksek hücum açısı oluşumu.

ma ve sürüklenme meydana gelir [30]. Bu durum Şekil 3.23'de ortaya konmuştur. Ters akış bölgesindeki profil sürüklenmesinin iki misline çıkması da diğer bir olumsuz etkidir[11].



Şekil 3.23 Ters akış bölgesi [30].

Konvansiyonel rotorlarda gerileyen pala için $x = -\mu \sin \psi$ kadarlık bir kesim ters akış etkisi altında kaldığından, ters akış bölgesi alanının toplam rotor disk alanına oranı:

$$A_r/A = (\mu/2)^2 \dots \dots \dots (3.23)$$

şeklindedir. Bu bağıntı ters akış bölgesinin, yüksek ileri uçuş hızlarındaki olumsuz taşıma ve sürüklenme etkisini açık bir şekilde ortaya koymaktadır.

Rotor palaları $x_c = r_c/R$ gibi bir kök noktasından başladığı için ters akışa maruz kalan kısım :

$$x = -\mu \sin \psi - x_c$$

kadardır. Bu durumda, etkin rotor disk alanı :

$$A_\infty = \pi R^2 (1 - x_c^2)$$

olacağından, ters akış bölgesi alanının, etkin rotor disk alanına oranı, $x_c \leq \mu$ halinde :

$$\frac{A_r}{A_\infty} = \frac{(\mu^2 - 2x_c^2) [\pi - 2 \arcsin(x_c/\mu)] + 2x_c \sqrt{\mu^2 - x_c^2}}{4\pi (1 - x_c^2)} \quad (3.24)$$

olacaktır.

Jane's All The World's Aircraft yıllıklarından üç yönden görünüş resimleri ile yapılan istatistiki çalışmalar, ana rotor kök noktalarının, yarıçapın yaklaşık % 10'u ile % 30'u arasında kalan bir açıklık konumundan başladığını göstermiştir (Tablo 3.1). Konvansiyonel helikopterlerde maksimum ilerleme oranları 0.3 ile 0.5 arasında değiştiğinden; en yüksek μ , en küçük x_c değerlerinde:

$$A_r/A_\infty = \% 6.22$$

en düşük maksimum μ , en büyük x_c değerlerinde:

$$A_r/A_\infty = \% 0.0$$

mertebesinde olacaktır. Nitekim, Bramwell [4] de, ters akış bölgesinde ancak $\mu = 0.6$ ve üzerindeki değerlerde önemli problemlerle karşılaşılabilirliğini, ve hesaplamalarda bu bölgenin ihmal edilmesinin çok hatalı tahminlere yol açmayacağını belirtmiştir.

HELİKOPTER	x_c	HELİKOPTER	x_c
Bell 400A TwinRanger	0.146	Kamov KA.25 Horm.	0.240
Orlando S.58T	0.184	Kamov KA.32T Hel.	0.309
AS.332L1 Super Puma	0.274	Mil MI.8 Hip	0.190
SA.342 Gazelle	0.255	Mil MI.14 Haze	0.190
AS.355 Ecureuil 2	0.274	Mil MI.17 Hip-H	0.194
SA.365N2 Dauphin	0.283	Mil MI.28 Havoc	0.282
MBB BO.105CB	0.224	MBB BO.108	0.282
EH.101	0.200	Westland Sea King	0.230
MBB/Kawasaki BK.117	0.160	Westland Lynx	0.250
Agusta A.109A Mk.II	0.290	Westland Sup.Lynx	0.240
Agusta A.109K	0.188	Westland 30	0.256
Agusta A.129	0.318	Bell UH.1H	0.115
Agusta/Bell AB.412	0.214	Bell AH.1T Cobra	0.126
PZL W.3 Sokol	0.295	Bell 222B	0.146
ICA IAR.317 Airfox	0.217	Bell 214ST	0.131
Kamov KA.126	0.216	MD.500MD Defender	0.100
Bell 206B JetRanger	0.208	MD.530MG Defender	0.169
Bell AH.1S HueyCobra	0.140	AH.64A Apache	0.293
Kaman SH.2F SeaSprite	0.216	UH.60A Black Hawk	0.245
Boeing CH.47D Chinook	0.250		
CH.53E Super Stallion	0.329		
Sikorsky S.76 Mk.II	0.179	ORTALAMA	0.221

Tablo 3.1 Cesitli helikopterlerde pala kök noktaları ([20], [36], ve [37] den yararlanılmıstır).

3.4 ilerleyen Paladaki Sıkışabilmenin Sürüklenme Kuvveti ve Gerekli Profil Gücü Uzerindeki Etkileri

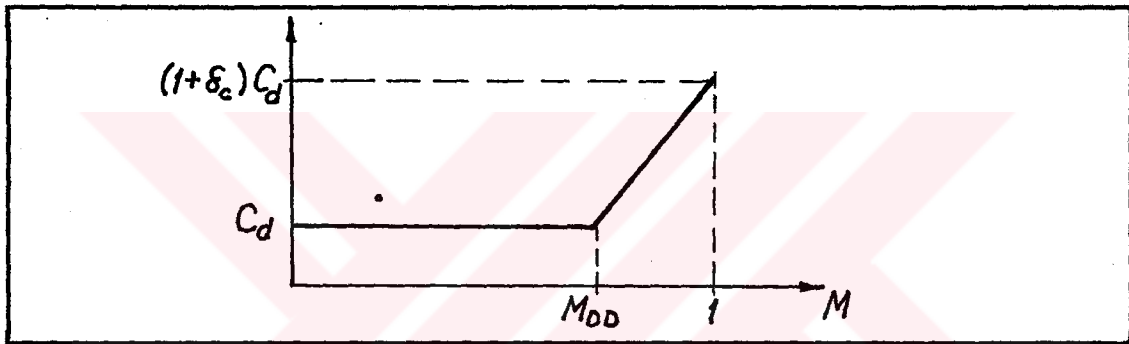
Yüksek Mach sayılarının profil sürüklenme katsayıları üzerindeki sıkışabilme etkilerini daha önce incelemistik. Simdi de, sıkışabilmenin rotorun toplam sürüklenmesi ve gücü üzerindeki etkilerini ele alalım. Bu incelemede bir miktar hesap kolaylığı sağlanabilmesi için bazı kabullerin yapılmasında yarar vardır. Buna göre:

1. Rotor palasının rijit bir yapıda olduğunu,
2. Palaya etkiyen indüklenme hızlarının ihmal edilebilir, dolayısıyla, $V_w \approx V_a$ olduğunu,
3. Palanın flaplama hareketi yapmadığını,
4. Pala boyunca aynı tip profilin kullanıldığını,
5. Pala kesitlerinin veter uzunluklarının pala boyunca sabit olduğunu,
6. Pala kökünün saft ekseninde olduğunu ($x_c = 0$),
7. Pala kesitlerinin profil sürüklenme katsayısının hücum açısıyla değişmediğini,

8. Pala kesitlerinin sıkışabilme etkisindeki kısımlarının profil sürüklenme katsayısının:

$$C_{d\alpha} = C_d \left[1 + \frac{\delta_c (M - M_{DD})}{1 - M_{DD}} \right] \dots\dots\dots (3.25)$$

şeklinde; kesitin sıkışabilme etkileri dışındaki profil sürüklenme katsayısı, kesite etkiyen serbest akım hızının Mach sayısı ve kesit profillerinin kuvvet diverjans Mach sayısına bağlı olarak değiştiğini (Şekil 3.24) kabul edelim.



Şekil 3.24 Profil sürüklenme katsayısının Mach sayısı ile değişimi (yaklaşık kabul).

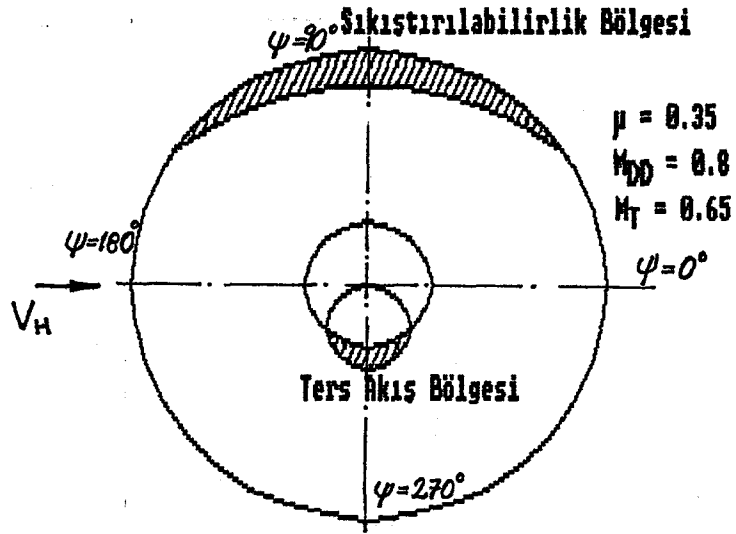
3.4.1 Rotor diski üzerinde sıkışabilme etkisindeki bölge

İlerleyen palanın herhangi bir azimut konumunda, kuvvet diverjans Mach sayısına ulaşılan açıklık noktası, 3.16 bağıntısından:

$$x_{DD} = (M_{DD}/M_T) - \mu \sin \phi \dots\dots\dots (3.26)$$

olarak bulunur. Eğer pala 90° azimut konumunda iken $x_{DD} \geq 1$ ise, rotorun tamamı sıkışabilme etkisi dışındadır. Fakat, bu konumda $x_{DD} < 1$ oluyorsa, rotorun bir bölümü belirli azimut açıları bölgesinde sıkışabilme etkisi altında kalacaktır. Bu durumda, rotor palasının sıkışabilme etkisine girmeye başladığı azimut açısı, $K_M = M_{DD}/M_T$, kabulüyle:

$$\psi_{\alpha c} = \sin^{-1} \left(\frac{K_M - 1}{\mu} \right) \dots\dots\dots (3.27)$$



Sekil 3.25 Rotor diskinde sıkışabilme etkisi altında kalan bölge.

sıkışabilme etkisinden çıktığı azimut açısı:

$$\psi_{1c} = \pi - \sin^{-1} \left(\frac{K_M - 1}{\mu} \right) \dots \dots \dots (3.28)$$

olur. Bu açılar arasında kalan sıkışabilme etkisindeki rotor diski alanı ise:

$$A_c = (R^2/2) \left\{ [1 - K_M^2 - (\mu^2/2)] \left[\pi - 2 \sin^{-1} \left(\frac{K_M - 1}{\mu} \right) \right] + \mu \frac{3K_M + 1}{1} \sqrt{1 - \left(\frac{K_M - 1}{\mu} \right)^2} \right\} \dots \dots (3.29)$$

olur. Bu bağıntıya göre, $M_T=0.65$, $M_{DD}=0.8$ ve $\mu = 0.35$ için çizilmiş olan sıkışabilme etkisindeki bölge Şekil 3.25'de gösterilmiştir. Bu koşullar, deniz seviyesi, standard atmosfer için geçerli ise $A_c/A = \% 4$ olur. 3000 m. gibi daha yüksek irtifalara çıkıldığında, bu oran $\% 6.5$ mertebesine ulaşacaktır.

3.4.2 Sıkışabilmenin profil sürüklenme kuvveti üzerindeki etkisi

Rotor palalarının, ψ_{0c} ve ψ_{1c} azimut konumları arasında kalan, sıkışabilme bölgesindeki ilave profil sürüklenmesinin diske dağıtılmış değeri:

$$D_{pre} = B \frac{\rho}{4\pi} V_T^2 cR \int_{\psi_{0c}}^{\psi_{1c}} \int_{x_{DD}}^1 (C_{de} - C_d) (x + \mu \sin\psi)^2 dx d\psi \quad ..(3.30)$$

bağıntısından hesaplanır. Buna göre, hesap kolaylığı bakımından $K_M = M_{DD}/M_T$ kabul edilerek, rotorun sıkışabilme sürüklenmesi:

$$D_{pre} = BC_d \frac{\rho}{4\pi} cR \frac{\delta_c M_T V_T^2}{1 - M_{DD}} \left[\left[\frac{3-4K_M+K_M^4}{12} + \frac{3-2K_M}{4} \mu^2 + \frac{3}{32} \mu^4 \right] (\psi_{1c} - \psi_{0c}) \right. \\ \left. + \left[\frac{(1-K_M)(75+26K_M+7K_M^2)}{72} + \frac{165-37K_M}{144} \mu^2 \right] \sqrt{\mu^2 - (K_M-1)^2} \right] \quad ..(3.31)$$

olarak bulunur. Sıkışabilme etkisinin ihmal edildiği halde, rotor diski üzerindeki profil sürüklenmesi ise:

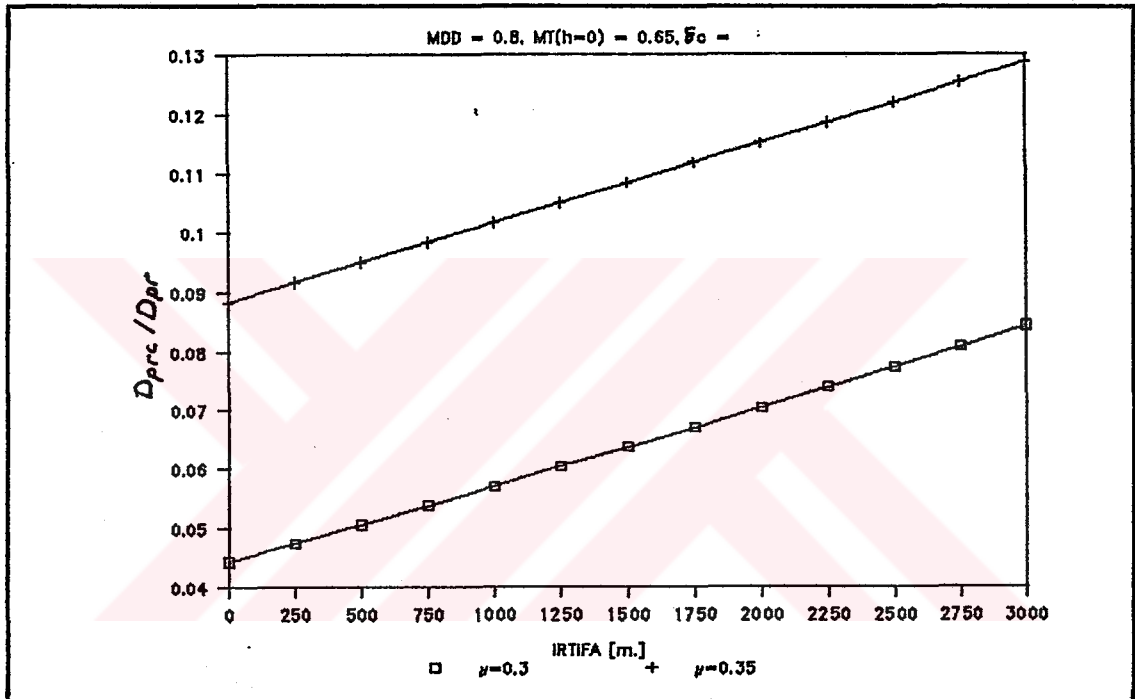
$$D_{pre} = BC_d \frac{\rho}{6} V_T^2 cR [1 + (3/2)\mu^2] \quad \dots(3.32)$$

olacaktır. O halde, toplam profil sürüklenmesi:

$$D_{pr} = D_{pre} + D_{pre} \quad \dots(3.33)$$

şeklindedir. Şekil 3.26'da $M_{DD} = 0.8$, $\mu = 0.3$ ve $\mu = 0.35$ için D_{pre}/D_{pr} oranlarının irtifa ile değişimini gösteren bir grafik verilmektedir. Bu grafikten de görüleceği gibi, sıkışabilme sürüklenmesinin, toplam profil sürüklenmesine oranı, % 4 ila % 13 arasında bir değişim göstermektedir. Ayrıca Şekil 3.12 de verilen, profil sürüklenmelerinin açıklık boyunca dağılım eğrileri de, özellikle ilerleyen palanın

$x = 0.9$ açıklık noktasından sonraki sıkışabilme etkilerini göstermektedir. İlerleyen paladaki bu sıkışabilme etkisi narin yapıları palanın ucundaki burulma esnekliğiyle birleştiği zaman, profil etrafında oluşan şok dalgaları ani burun aşağı yunuslama momentine neden olur [30].



Sekil 3.26a Sıkışabilme sürüklemesinin, toplam profil sürüklemesine oranı.

3.4.3 Sıkışabilmenin profil gücü üzerindeki etkisi

Sıkışabilme etkisi altındaki bölgede kalan bir pala elemanının hareketi için gerekli profil gücü:

$$dP_{prc} = V_{ad} dD_{prc}$$

bağıntısından hareketle:

$$dP_{prc} = C_d \frac{\rho}{2} C R V_T^3 \frac{\delta_c M_T}{1 - M_{DD}} (x - K_M + \mu \sin \psi) (x + \mu \sin \psi)^2 dx \dots (3.34)$$

olduğuna göre, disk üzerindeki sıkışabilme profil gücü:

$$\begin{aligned}
P_{pre} = C_d \frac{C R V_T^3}{4\pi} \frac{\delta_c M_T}{1-M_{DD}} & \left[\left[\frac{4-5K_M+K_M^3}{20} + \frac{4-3K_M}{4} \mu^2 + 3 \frac{4-K_M}{32} \mu^4 \right] (\psi_{1c} - \psi_{0c}) \right. \\
+ & \left[\frac{(1-K_M)(548+231K_M+94K_M^2+27K_M^3)}{600} + \frac{2812-731K_M-97K_M^2}{1200} \mu^2 \right. \\
& \left. \left. + \frac{16}{75} \mu^4 \right] \sqrt{\mu^2 - (K_M-1)^2} \right] \dots\dots (3.35)
\end{aligned}$$

Sıkışabilme etkisinin olmadığı haldeki profil gücü ise:

$$P_{pro} = C_d \frac{B S}{2} c R \frac{V_T^3}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 (x + \mu \sin \psi)^3 dx d\psi \dots (3.36)$$

integral bağıntısının çözümünden:

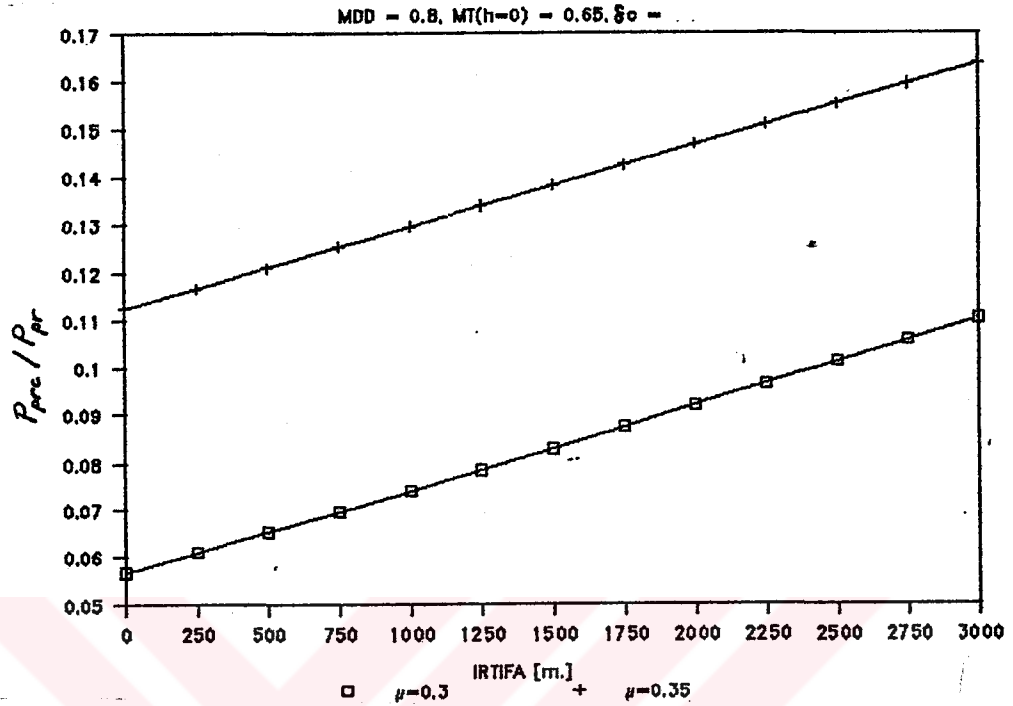
$$P_{pro} = B C_d \frac{S}{8} V_T^3 c R (1 + 3\mu^2) \dots\dots (3.37)$$

şeklindedir. Bu durumda, konvansiyonel rotorun toplam profil gücü:

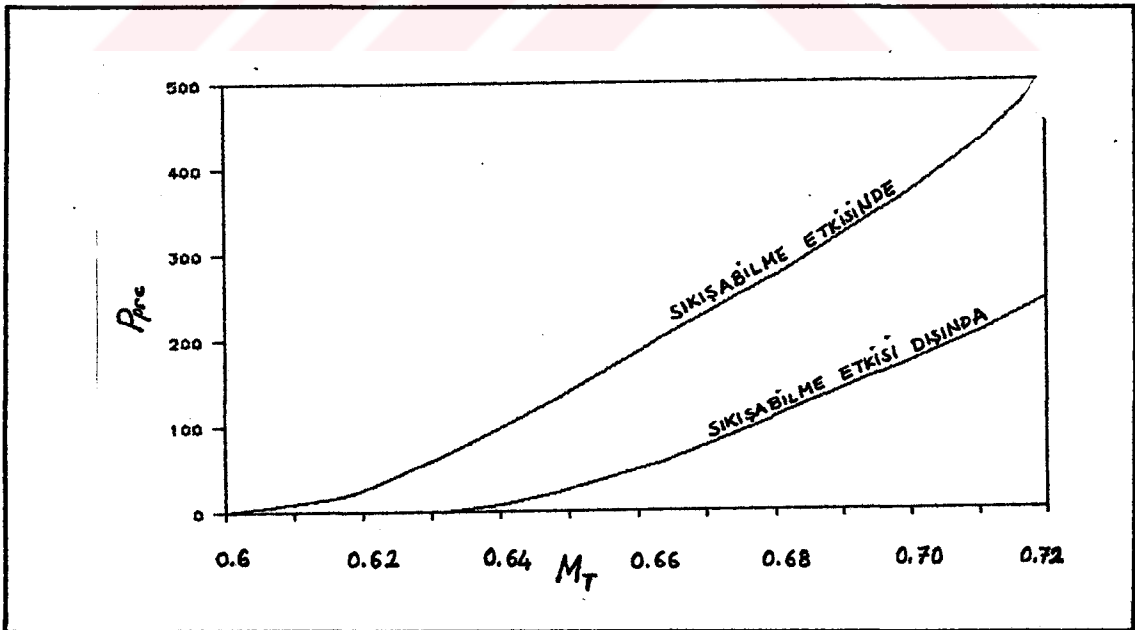
$$P_{pr} = P_{pro} + P_{pre} \dots\dots (3.38)$$

olacaktır. Şekil 3.26'da $M_{DD} = 0.8$, $\mu = 0.3$ ve 0.35 için P_{pre}/P_{pr} oranlarının irtifa ile değişimini gösteren bir grafik verilmektedir. Bu grafikten de görüleceği gibi sıkışabilme gücünün, toplam profil gücüne oranı % 5 ile % 16 arasında bir değişim gösterebilmektedir.

Bu konuda, 1970'li yıllarda Amerikan Kara Kuvvetlerince yapılan çalışmalara göre, 0.72 Mach sayısında sıkışabilme etkisi için gerekli olan güç, toplam gerekli gücün % 8.5 ini meydana getirmektedir (Şekil 3.27). Ortalama hücum açısının daha yüksek ve ses hızının daha düşük olduğu, daha yüksek yoğunluk irtifalarında ise bu oranın % 20 değerine ulaştığı görülmektedir [33].



Sekil 3.26b Sıkışabilme profil gücünün, toplam profil gücüne oranı.



Sekil 3.27 ISA, deniz seviyesi koşullarda, bir kargo helikopterin hover gücü üzerindeki sıkışabilme etkileri [33].

3.5 Sıkışabilme Etkilerinin Azaltılmasına Yönelik Çözüm

Saunders, sabit kanatlı hava araçlarındaki ok açılı kanat uygulaması gibi, rotor palalarının uç kısımlarının ok açılı olarak yapılmasının olumsuz sıkışabilme etkilerini azaltacağını belirtmektedir [33].

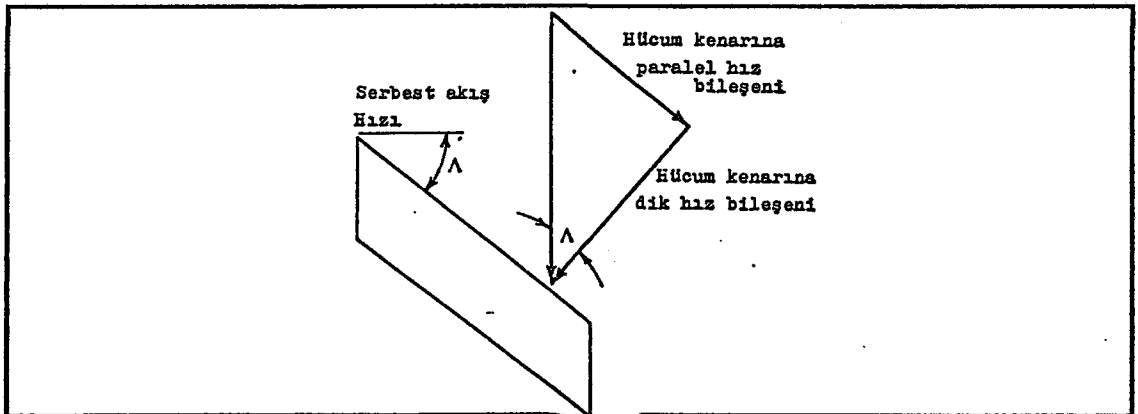
Yüksek hızlarda uçmak üzere düşünülmüş bir uçakta en önemli husus, kuvvet diverjans Mach sayısının mümkün mertebe büyük olmasını temin etmektir. Bu husus aşağıda açıklanan tedbirler alınarak elde edilebilir:

1. İnce profiller kullanmak
2. Kanada ok açısı vermek
3. Sınır tabaka etkisini kaldırmak.

Bir kanadın aerodinamik karakteristikleri bakımından kanat hücum kenarına dik doğrultudaki hız bileşeni önem taşımaktadır. Ok açısına haiz bir kanatta ise sözü edilen hız bileşeni uçağın ilerleme hızı ve ok açısı cinsinden:

$$V_n = V \cos \Lambda$$

bağıntısı ile belirlidir (Şekil 3.28). O halde, Λ ne kadar büyük olursa, V_n hızı o kadar küçülecek, bunun sonucunda da kuvvet diverjans Mach sayısı büyüyecektir [27]. Hoerner, ok



Şekil 3.28 Ok açılı kanat üzerindeki hız bileşenleri.

açılı bir kanadın kritik Mach sayısı ve ok açısız bir kanadın kritik Mach sayısı arasında:

$$M_{cr} = M_{cr0} / \cos \Lambda \quad \dots \dots \dots (3.39)$$

bağıntısını vererek, bu savı doğrulamaktadır [14].

Özet olarak, ok açısı başlıca şu avantajlara sahiptir:

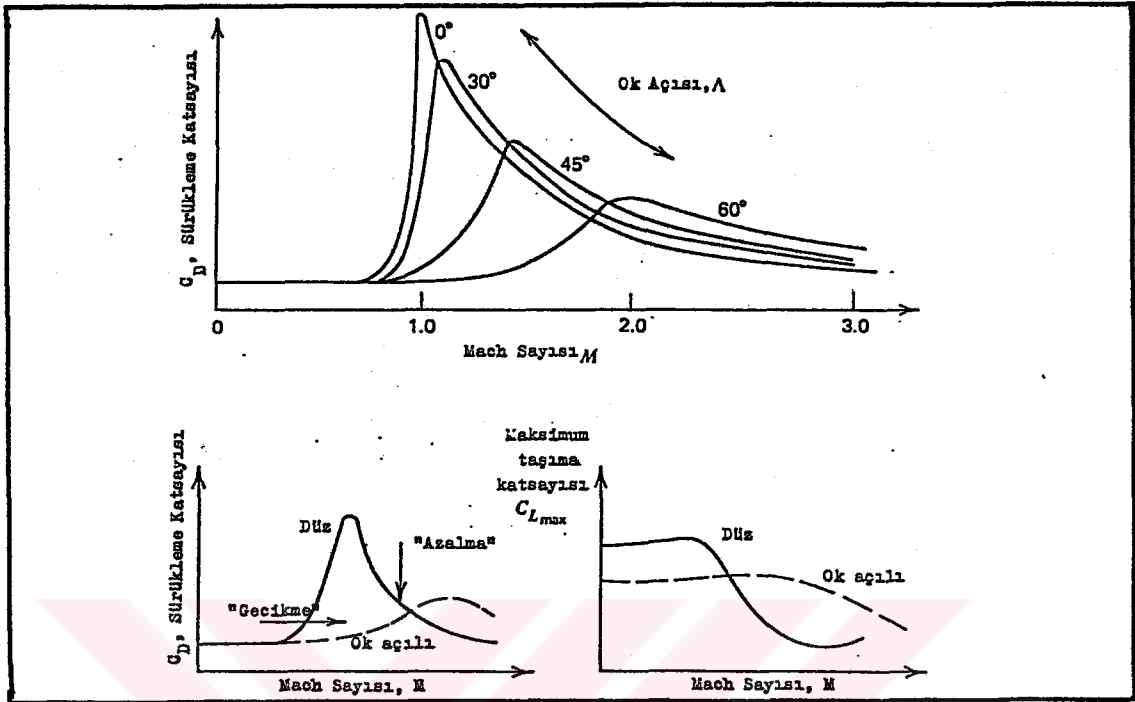
1. Ok açısı bütün sıkışabilme etkilerini geciktirir. Basınç dağılımını etkileyen hız bileşeni serbest akış hızından küçük olduğuna göre, kritik Mach sayısı ve kuvvet diverjans Mach sayısı artar. Aynı zamanda, sürüklemenin maksimum değere ulaştığı nokta daha yüksek süpersonik hızlara doğru kayar.

2. Ok açısı, sıkışabilme nedeniyle aerodinamik kuvvet katsayılarında meydana gelen değişim miktarlarını da azaltır. Ortalama açıklık oranlarındaki kanatlara uygulanmış ok açılarının, kritik Mach sayısı, maksimum sürüklemeyi veren Mach sayısı, sürüklenme artışı ve maksimum taşıma katsayısı üzerindeki etkileri Tablo 3.2'de verilmektedir. Bu etkiler, Şekil 3.29'da grafik olarak gösterilmektedir.

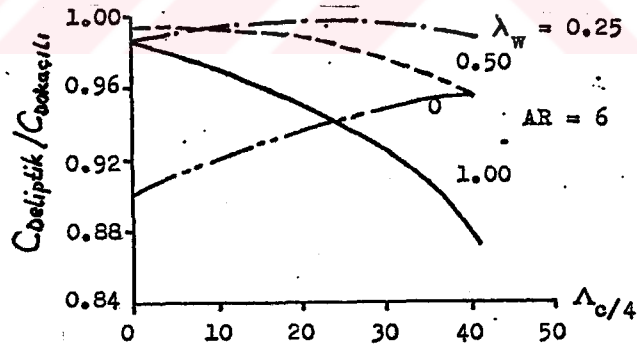
Ok Aç. (Λ)	M_{cr} Artışı (%)	Maks. Sürük. Mach Sayısı Artışı (%)	Sürük. Artışı Azalması (%)	C_{Lmax} Azalması (%)
0°	0	0	0	0
15°	2	4	5	3
30°	8	15	15	13
45°	20	41	35	30
60°	41	100	60	50

Tablo 3.2 Ok açısının aerodinamik özelliklere etkisi [33].

Ok açılarının kanatlara uygulanmasının avantajları yanında olumsuz etkileri de vardır. Ok açılı kanatların sa-kıncası, V_t hız bileşeni nedeniyle sınır tabakanın kanat uçlarına doğru kayarak, bu bölgenin daha önceden perdövites durumuna gelmesidir [27,39]. Ok açılarını istenmeyen aeroelas-



Sekil 3.29 Ok açılarının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi [33].

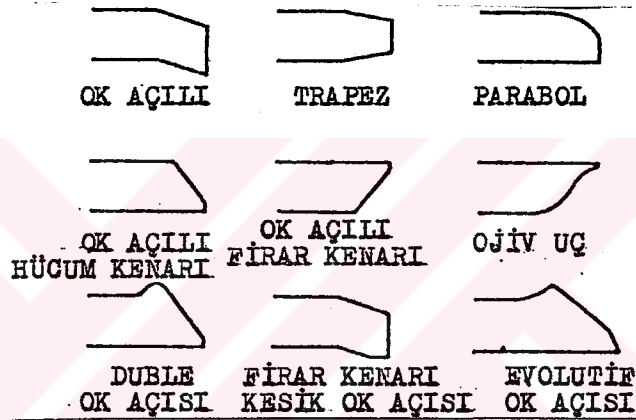


Sekil 3.30 İndüklenmiş sürüklemenin ok açısıyla değişimi [23].

tik etkilere de neden olurlar. Hücüm açısında meydana gelen ani bir artışta, kanat uçları burun aşağı burulurken, diğer kısımlar burun yukarı burulurlar [23]. Ayrıca, sivrilik oranı sıfır olan ok açılı kanatlarda, ok açısı arttıkça; indüklenmiş sürüklemeye de büyük bir artış meydana gelir (Sekil 3.30).

3.6 Ok Açılı Rotor Palası Araştırma - Geliştirme ve Uygulamaları

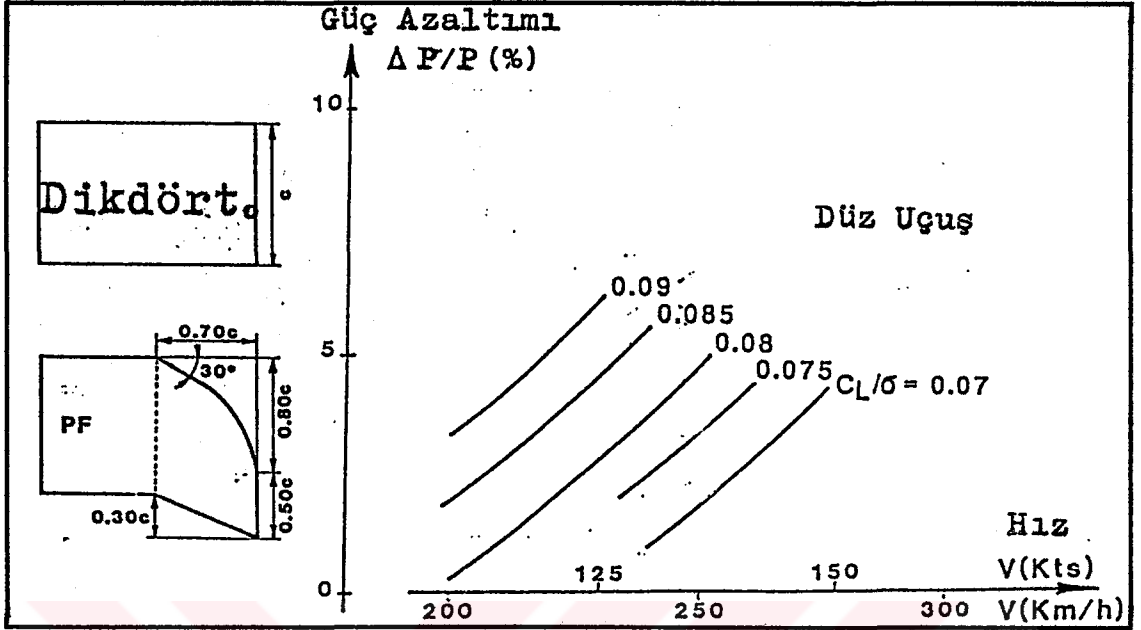
İlerleyen paladaki sıkışabilme etkilerinin azaltılması amacıyla "uzun yıllardan bu yana, hava tüneli modelleri ve gerçek hava araçlarıyla çeşitli tipte pala ucu geometrileri denenmektedir" [8]. Şekil 3.31'den de görüleceği gibi, bu çalışmaların büyük bir bölümünü ok açılı pala uçları meydana getirmektedir.



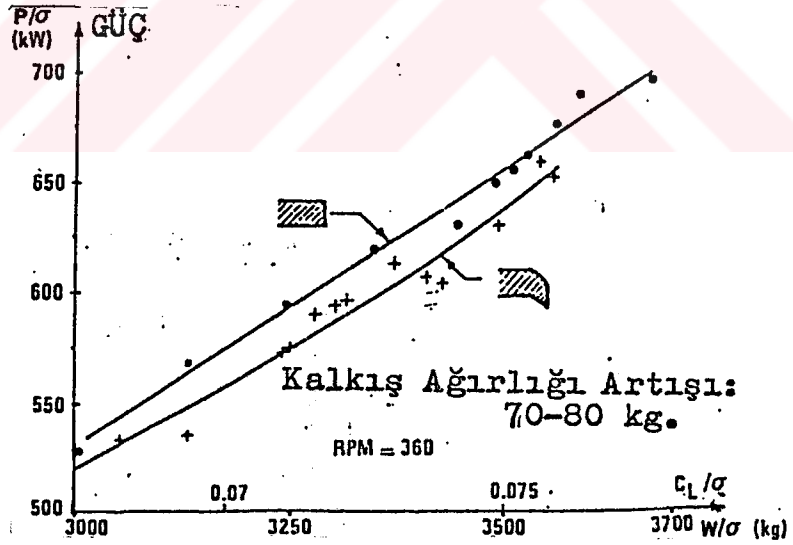
Şekil 3.31 Çeşitli tipte pala ucu tasarımları [29].

ONERA tarafından geliştirilmiş olan ok açılı parabolik pala ucunun (PF), SA.365N Dauphin 2 helikopteriyle yapılan uçuş tecrübelerinde % 1 ila % 6 güç tasarrufunun sağlandığı görülmüştür (Şekil 3.32). Aynı pala ucu helikopterin hover performansını da geliştirerek, kalkış ağırlığının 70-80 kg. kadar artışını sağlamıştır (Şekil 3.33) [41]. PF tipi pala ucunun maksimum lokal Mach sayılarını azaltıcı etkisi ise Şekil 3.34'de verilmektedir.

Sikorsky firması Şekil 3.35'de verilen dört ayrı tipteki pala ucu geometrisini, tam ölçekli olarak 40x80 ft. NASA Ames hava tüneline denemiş ve yüksek hızlardaki en iyi güç tasarrufunun ok açılı sivrilmiş pala ucu ile sağlandığını bulmuştur [29]. Bu pala geometrisi Sikorsky S.76 helikopterinde kullanılmaktadır.

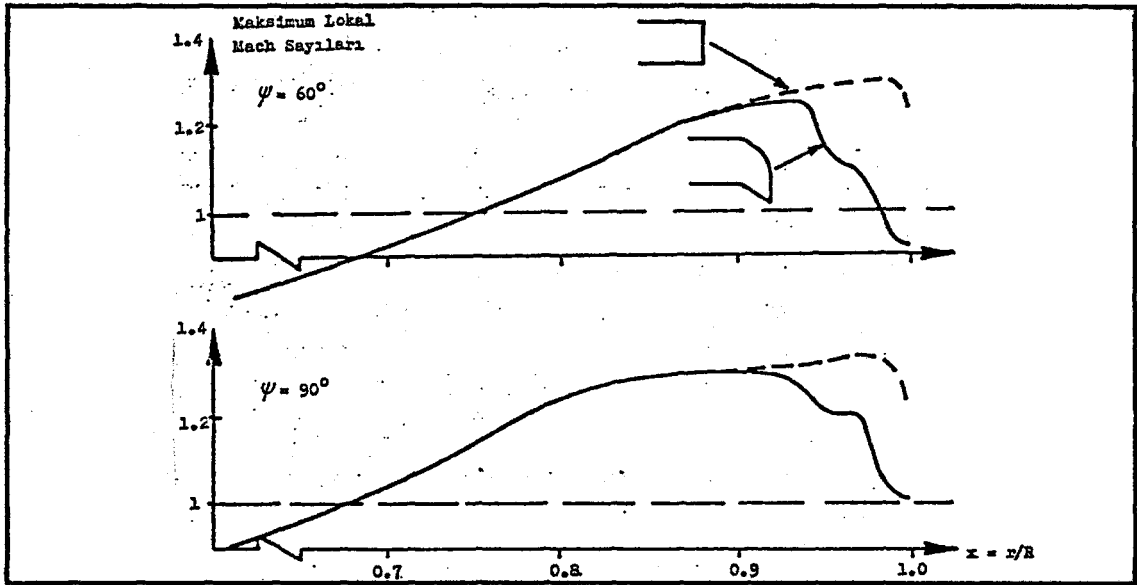


Sekil 3.32 Ok açılı parabolik pala ucunun gerekli güç üzerindeki etkisi [40, 41].

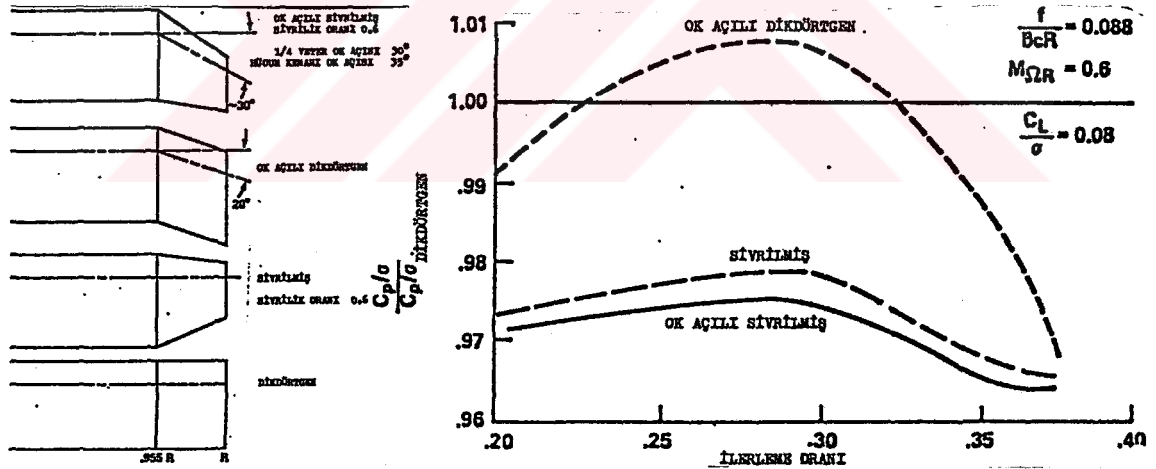


Sekil 3.33 Ok açılı parabolik pala ucunun gerekli güç üzerindeki etkisi [40, 41].

İngiltere'de RAE, biri dikdörtgen diğeri ok açılı olmak üzere iki tip pala geometrisini, Aérospatiale SA.330 helikopteri üzerinde denemiştir. Bu deneylerin Şekil 3.36 de verilen sonuçlarında, ok açılı pala ucunun şok dalgala-

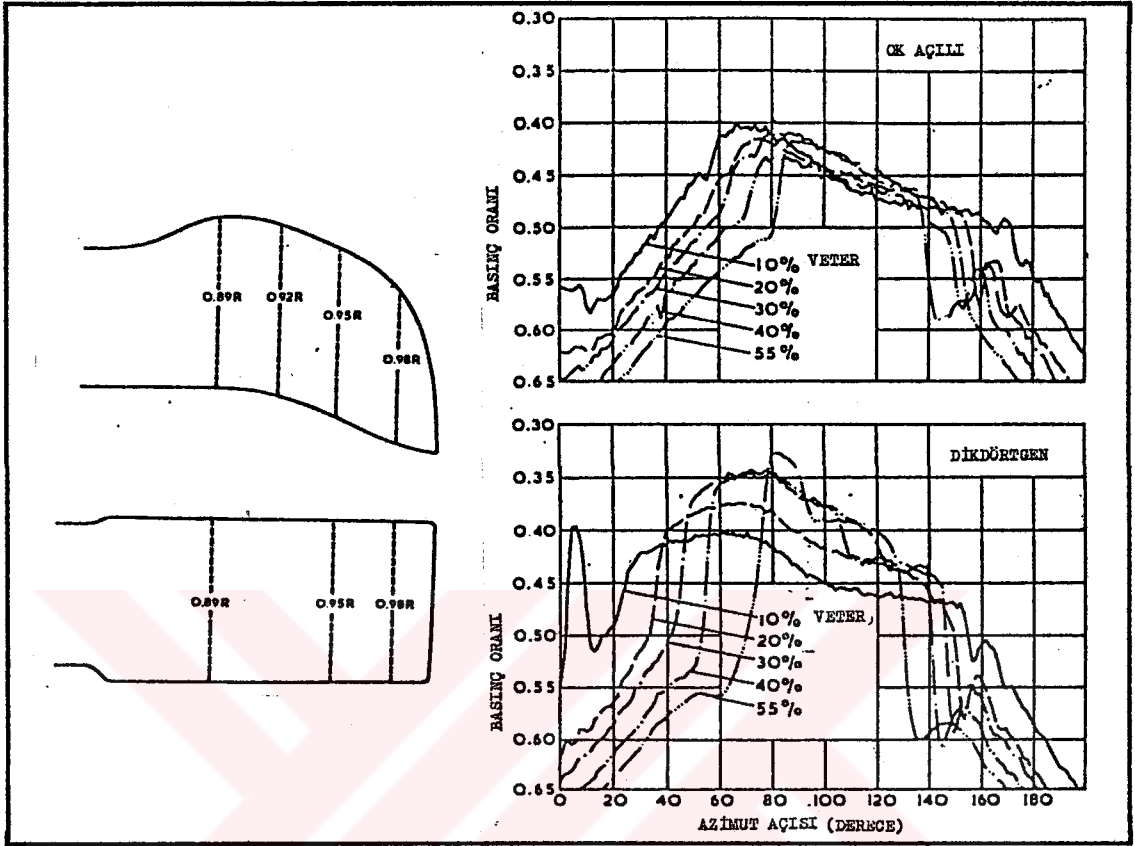


Sekil 3.34 Ok açılı parabolik pala ucunun maksimum lokal Mach sayılarına etkisi [29, 40].

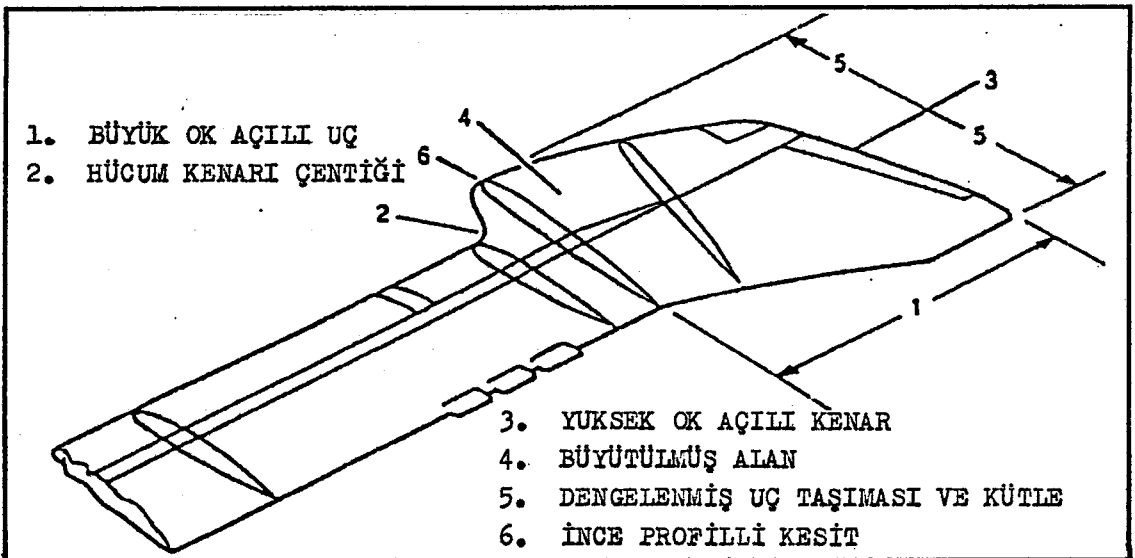


Sekil 3.35 Sikorsky pala uçları ve rotor gücü üzerindeki etkileri [29].

rının oluşumunu geciktirdiği ve büyük bir azimut bölgesinde de sıkışabilme etkisini azalttığı görülmektedir [29]. RAE tarafından yapılan bu deneylere dayanılarak geliştirilen BERP tipi rotor palası 2000'li yılların helikopteri olan EH.101 için seçilmiştir [1].

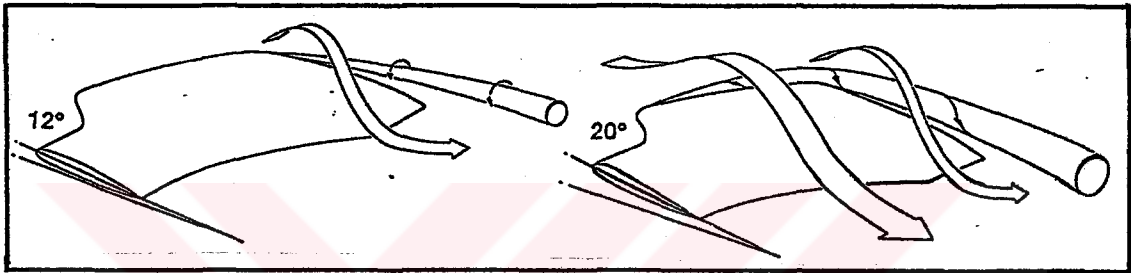


Sekil 3.36 RAE tarafından SA.330 Puma helikopteri üzerinde denenen iki tip pala ucu ve 0.95R'deki basınç ölçümleri [29].

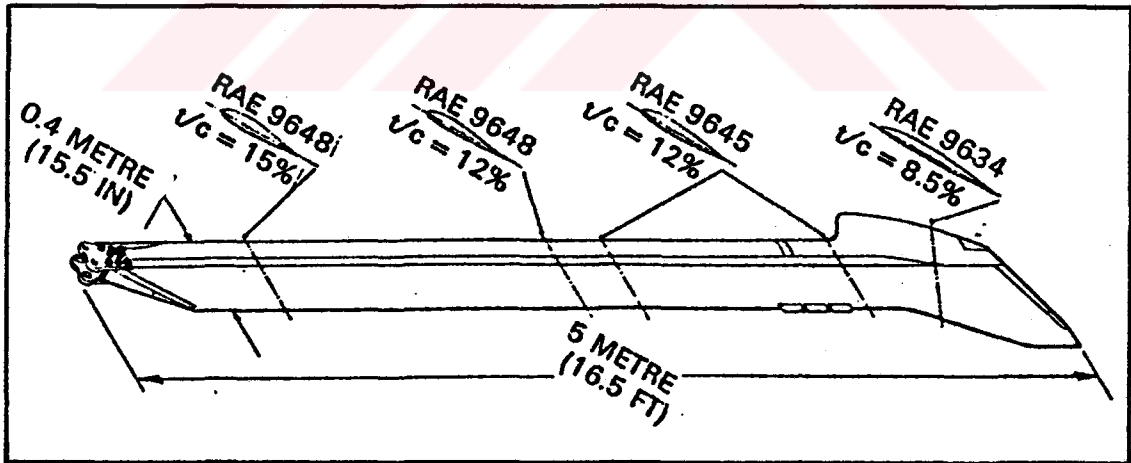


Sekil 3.37 BERP tipi pala ucu geometrisi [40].

BERP tipi rotor palasında açıklığın % 85'inden başlayan ok açısı uca doğru gittikçe artmaktadır. Aynı noktadan itibaren veter uzunluğunda da % 30'luk bir artış yapılmıştır (Şekil 3.37). Palanın ucuna doğru verilmiş çok yüksek hücum açısı, gerileyen palanın yüksek hücum açılarında delta kanat etkisi meydana getirirken (Şekil 3.38), ilerleyen palada transonik akışı geciktirmektedir [40].



Şekil 3.38 BERP tipi pala ucunun yüksek hücum açısı davranışı [40].

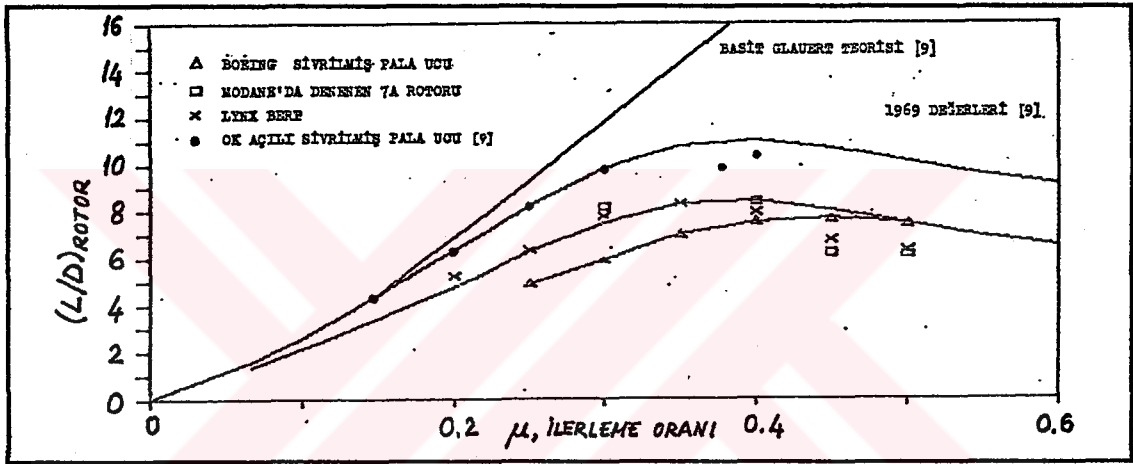


Şekil 3.39 BERP tipi ana rotor palasında profiller [40].

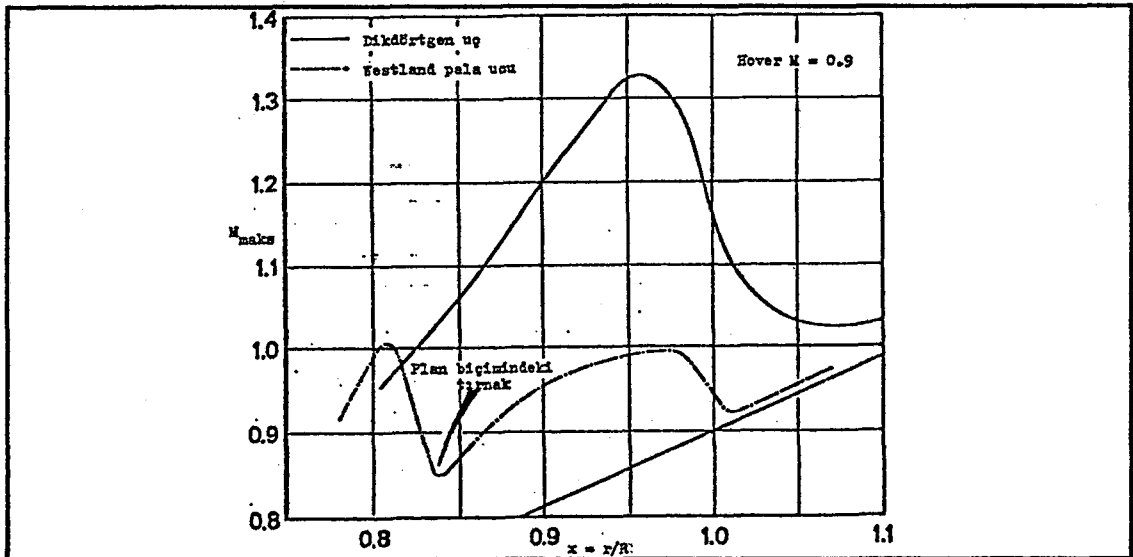
BERP rotor palasının diğer bir özelliği de, pala açıklığı boyunca kalınlık oranları değişen farklı profillerden meydana gelmesidir. Westland Lynx helikopteri üzerinde uçuş tecrübeleri yapılmış olan bu BERP geometrisi Şekil 3.39'da verilmektedir. BERP tipi pala kullanan bir Westland Lynx

helikopteri (G-LYNX), 11 Ağustos 1986'da 400.87 km/saat (216.45 knots) hıza erişerek, E1 sınıfında (Helikopter) dünya hız rekorunu kırmıştır [37].

Vuillet [40], Harris [11] tarafından verilmiş olan, 1969 ve 1987 yıllarındaki duruma göre rotor palası fines grafiklerine; Boeing firmasının sivrilmiş, Aérospatiale'in dikdörtgen uçlu (7A) ve 1986'da rekor uçuşu yapmış olan



Sekil 3.40 Çeşitli rotorların ileri doğru uçuş halindeki fineslerinin karşılaştırılması [40].



Sekil 3.41 BERP pala ucunda Mach sayısı dağılımı [25].

Lynx'in BERP palası sonuçlarını uyarlamıştır (Şekil 3.40). Bu eğrilere göre, BERP rotor palası fines bakımından diğer pala tiplerinden çok farklı değildir. Ancak, bu şekilde yer alan Sikorsky, Boeing ve Aerospatiale palaları sadece hava tüneli deney modelleri olup, gerçek uçuşa denenmemişlerdir. Bununla beraber, ok açılı rotor palaları ile iyi bir fines elde edilebileceği görülmektedir. Şekil 3.41'de BERP palanın maksimum lokal Mach sayılarını ne kadar azalttığı görülmektedir. Ayrıca, BERP pala ile ilerleyen paladaki impulsif gürültü 13.5 dB azaltılmıştır [25].



4. OK AÇILI ROTOR PALASI (OARP)

Uçak kanatlarına uygulanan ok açısı prensibinin, sıkışabilme etkilerinin azaltılması amacıyla, rotor palalarına da uygulanabileceği, 3. Bölümde belirtilmişti. Ancak, 3. Bölümde ele alınan ok açılı rotor palası örneklerindeki amaç amaç, 360 km/saat (200 knots) civarındaki uçuş hızı sınırına erişebilmektir. Fakat, bu amaçla beraber, ok açılı pala uygulamalarıyla gerekli güç tasarruflarının da sağlanabileceği görülmektedir (Şekil 3.20). Buna göre, başlangıçta konvansiyonel pala kullanan bir helikoptere ok açılı pala uygulanmasıyla:

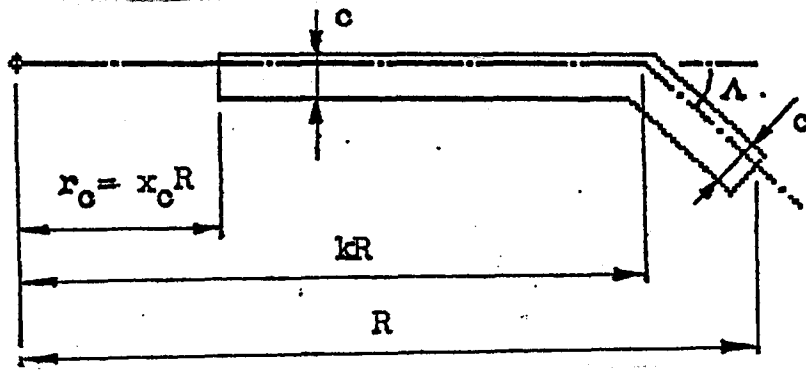
1. Gerekli güçte değişiklik yapılmadan, daha yüksek tasarım uçuş hızları elde edilebilir.

2. Tasarım uçuş hızında bir değişiklik yapılmadan, gerekli güç miktarı düşürülebilir ve dolayısıyla yakıt tasarrufu sağlanabilir.

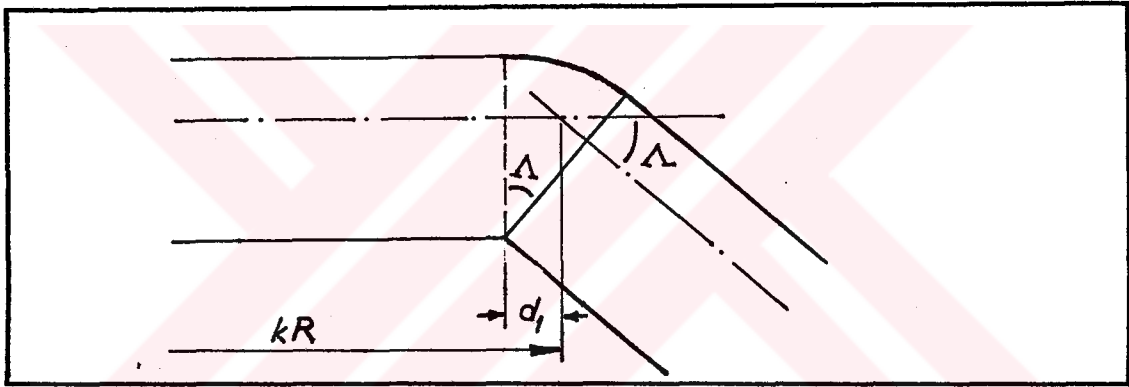
Bu bölümde, 2. maddede belirtilen amaca yönelik olarak ok açılı geometriye sahip rotor palaları ve bu geometrinin helikopter yakıt sarfiyatının azaltılmasına katkıları incelenecektir.

4.1 OARP (Ok Açılı Rotor Palası) Geometrisi

Konvansiyonel rotor palaları "tasarım ve imalat maliyetlerinin minimizasyonu" [30] açısından, açıklık boyunca veter boyu sabit tutulan dikdörtgen geometride imal edilmektedirler. OARP geometrisinde ise tasarım seyahat hızlarında sıkışabilme etkilerinin görüldüğü açıklık noktasına kadar olan kısımda, profil kesitlerinin % 25 veter noktaları yunuslama eksenine üzerinde bulunur. % 25 veter noktalarını birleştiren çizgi, tasarım seyahat hızlarında sıkışabilme etkilerinin başladığı açıklık noktasından itibaren, palanın yunuslama eksenine ile bir ok açısı yapar (Şekil 4.1a).



Şekil 4.1a OARP geometrisi.



Şekil 4.1b OARP'de konvansiyonel kısımdan, ok açılı kısma geçiş detayı.

En basit OARP geometrisinde ise konvansiyonel ve ok açılı kısımlardaki veter uzunlukları sabittir.

Gerçek bir OARP'de palanın konvansiyonel kısmından, ok açılı kısma geçiş, Şekil 4.1a da verildiği gibi keskin bir geçiş olmayıp, gerek palaya etkiyen hız, gerekse kuvvet dağılımlarında ani değişikliklerin ve bunlardan doğan gerilme yığılımlarının önlenmesi bakımından, Şekil 4.1b deki gibi yumuşak bir geçiştir. Buna göre, pala üzerindeki ok açılı kısmın gerçek başlangıç noktası, Şekil 4.1a daki kR noktasından:

$$d_1 = \frac{3}{4} c \sqrt{\frac{1 - \cos \Lambda}{1 + \cos \Lambda}}$$

kadar geridedir, ve ok açıları $kR-d_1$ noktasında, sıfır dereceden başlayarak; $kR+d_1 \cos \Lambda$ noktasında Λ miktarına ulaşınca kadar düzenli bir şekilde artar. Ayrıca, eğriliğin bu şekilde tutulmasıyla, geçiş bölgesi alanı da minimuma indirilir. Fakat, bu çalışmada hem analitik hesaplamalarda, hem de sayısal hesaplamalarda kolaylık sağlanması amacıyla, geçiş bölgesi ihmal edilecektir.

4.2 OARP Üzerindeki Hız Dağılımı

4.2.1 Serbest akım hızı

İleri doğru uçan bir helikopterde, konvansiyonel rotor palalarına etkiyen serbest akım hızı, 2. ve 3. Bölümlerde:

$$V_a = V_T (x + \mu \sin \psi) \dots \dots \dots (2.4)$$

şeklinde ifade edilmişti.

Sekil 4.1a da geometrisi verilen ok açılı bir rotor palasında ise, palanın bir konvansiyonel ($0 \leq r \leq kR$) ve bir ok açılı ($kR \leq r \leq R$) kısımdan meydana gelmesi nedeniyle, palaya etkiyen serbest akım hızı iki bağıntıyla ifade edilir. Buna göre, OARP'nin konvansiyonel kısmında ($0 \leq r \leq kR$):

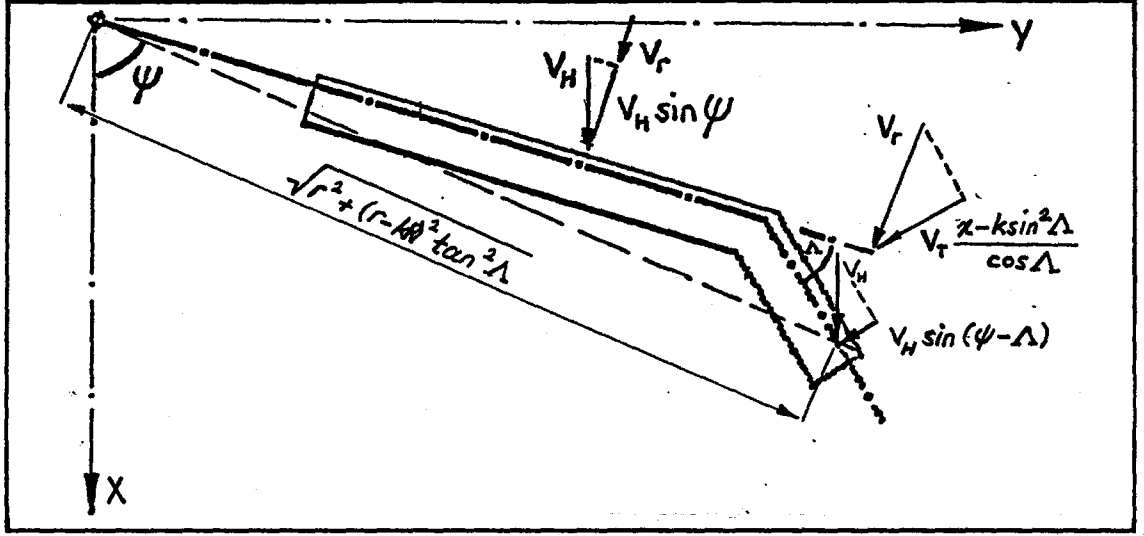
$$V_{a1} = V_T (x + \mu \sin \psi) \dots \dots \dots (4.1)$$

Palanın $x=k$ açıklık noktasından sonraki ok açılı kısmında:

$$V_{a2} = V_T \left[\frac{x - k \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} + \mu \sin(\psi - \Lambda) \right] \dots (4.2)$$

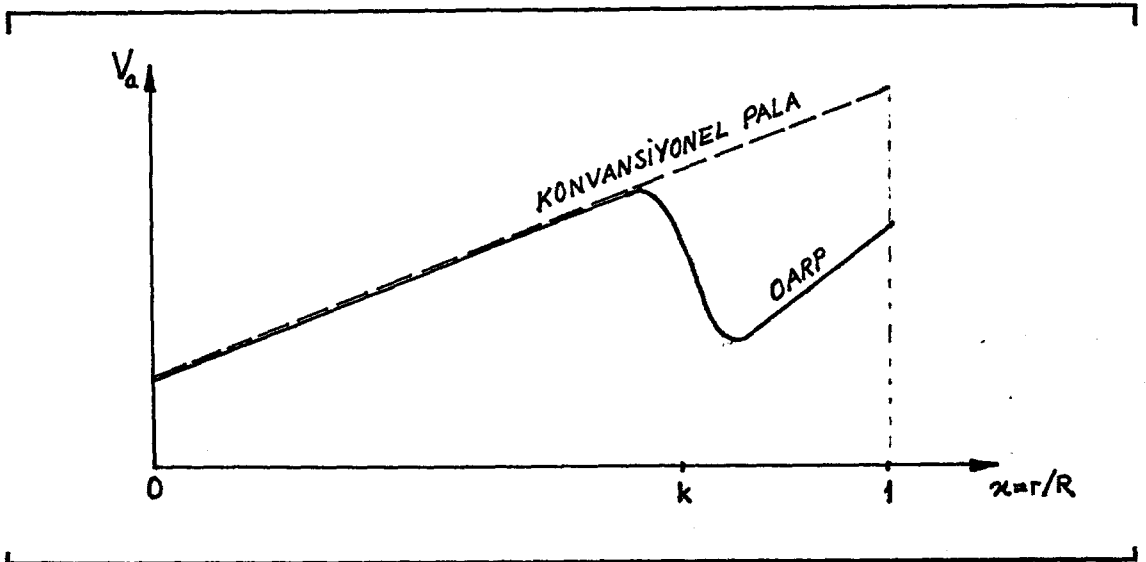
olur (Sekil 4.2).

Herhangi bir azimut konumundaki OARP'ye etkiyen serbest akım hızının pala açıklığı boyunca değişimi, aynı pala açıklığına sahip olan bir konvansiyonel pala ile karşılaş-



Şekil 4.2 OARP'de serbest akım hızları.

tırılarak incelendiğinde (Şekil 4.3), serbest akım hızlarının ok açısının başladığı noktaya kadar aynı dağılımı gösterdiği; fakat, bu noktadan sonra bir düşüş ve pala ucuna doğru yeniden bir artışın meydana geldiği görülmektedir. Ayrıca, Bölüm 4.1'de ihmal edileceği belirtilen, geçiş bölgesinin, büyük etkisinin olmadığı görülmektedir.



Şekil 4.3 OARP üzerindeki serbest akım hızı dağılımının konvansiyonel pala ile karşılaştırılması.

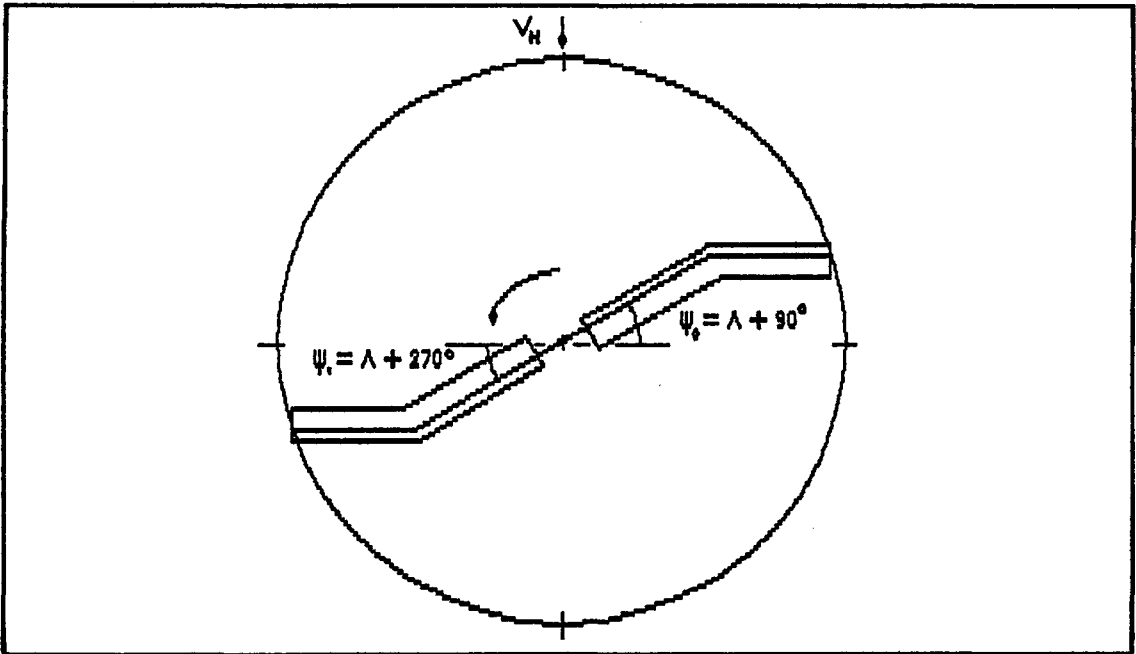
Serbest akım hızlarına ait 4.1 ve 4.2 bağıntıları:

$$M_1 = M_T (x + \mu \sin \psi) \dots\dots\dots(4.3)$$

$$M_2 = M_T \left[\frac{x - k \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} + \mu \sin(\psi - \Lambda) \right] \dots(4.4)$$

şeklinde, Mach sayısı cinsinden ifade edildiğinde de Şekil 4.3 deki gibi bir dağılım görülecektir. Buna göre, OARP üzerinde ok açısının başladığı noktadan itibaren, serbest akım hızına ait Mach sayısında bir azalma görülecektir. Mach sayısındaki bu düşüş, ok açılı kısımdan sonraki kesitlerde profil sürüklemelerini azaltıcı bir rol oynayacaktır. Çünkü profil sürüklenme katsayıları, Mach sayısına bağlı olarak Şekil 3.15 deki gibi bir değişim göstermektedir.

OARP şaft eksenini etrafındaki dönüşü esnasında, 4.2 bağıntısıyla belirtilmiş olan ok açılı kısmın serbest akım hızı dağılımını bakımından iki kritik azimut konumundan geçer (Şekil 4.4).



Şekil 4.4 OARP'de kritik azimut konumları.

ileri doğru uçan bir helikopterde, OARP'nın ok açılı kısmındaki V_{a2} hızı, dolayısıyla pala ucu hızı $\psi = \pi/2 + \Lambda$ azimut konumunda maksimum değere ulaşır. Bu noktada, pala ucu hızı :

$$V_{a2T} = V_T \left(\frac{1 - k \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} + \mu \right) \dots\dots(4.5)$$

Halbuki, konvansiyonel bir rotorun maksimum pala ucu hızı :

$$V_{aT} = V_T (1 + \mu)$$

şeklindedir.

Herhangi bir azimut konumundaki OARP'nin Mach sayısı dağılımı 4.3 ve 4.4 bağıntıları ile verilmektedir. Buna göre, OARP ile maksimum Mach sayılarına; konvansiyonel kısım için:

$$\psi = 90^\circ$$

ve ok açılı kısım için:

$$\psi = 90^\circ + \Lambda$$

azimut konumlarında erişilmektedir. Kuvvet diverjans Mach sayılarına erişilen noktalar ise; 3. Bölümde verilen notasyonla; konvansiyonel kısım için:

$$x_{DD} = K_M - \mu \dots\dots\dots(4.6)$$

ok açılı kısım için:

$$x_{DD} = (K_M - \mu) \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda \dots\dots(4.7)$$

olacaktır. 3. Bölümdeki, sıkışabilme etkileri kabullerine göre, kesit profillerinin sürüklenme katsayıları, kuvvet diverjans Mach sayılarına ulaşıncaya kadar büyük bir değişim göstermiyorsa; OARP'nin konvansiyonel kısmı için:

$$k \leq K_M - \mu \dots\dots\dots(4.8)$$

olduğunda, palanın konvansiyonel kısmı üzerindeki sıkışabil-

me etkileri minimum olur. Ancak, bu durum palanın tamamının sıkışabilme etkilerinden uzak kalmasını sağlamaz. Palanın $x = k$ açıklık noktasından sonraki ok açılı kısmının da, sıkışabilme etkileri dışında kalması için:

$$(K_M - \mu) \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda \geq 1 \quad \dots\dots\dots (4.9)$$

koşulu sağlanmalıdır. Bir başka ifade ile de, ok açısı:

$$\Lambda = \cos^{-1} \left[\frac{K_M - \mu + \sqrt{(K_M - \mu)^2 - 4k(1-k)}}{2k} \right] \quad \dots\dots\dots (4.10)$$

ve

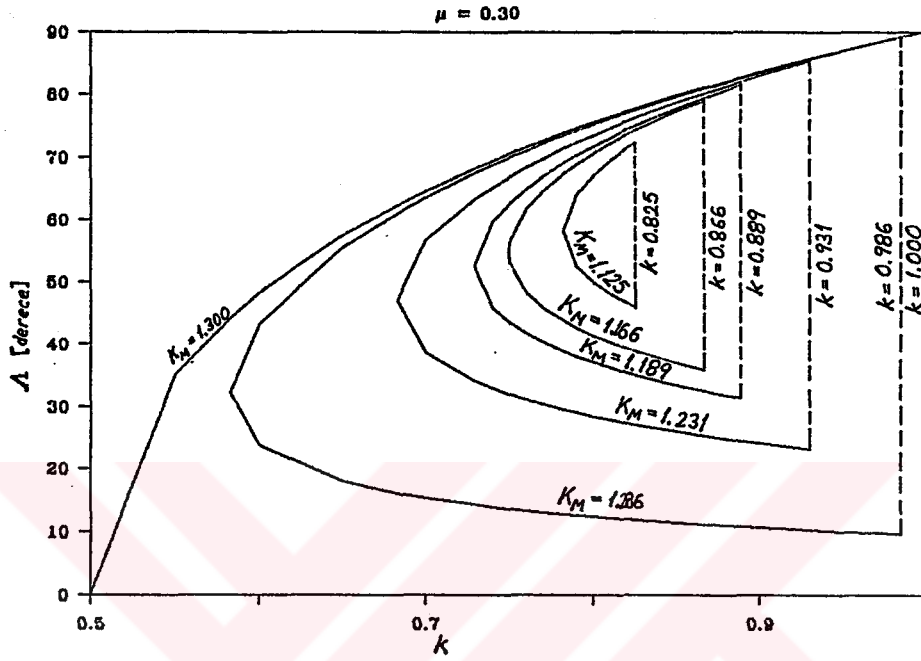
$$\Lambda = \cos^{-1} \left[\frac{K_M - \mu - \sqrt{(K_M - \mu)^2 - 4k(1-k)}}{2k} \right] \quad \dots\dots\dots (4.11)$$

değerleri arasında bulunmalıdır.

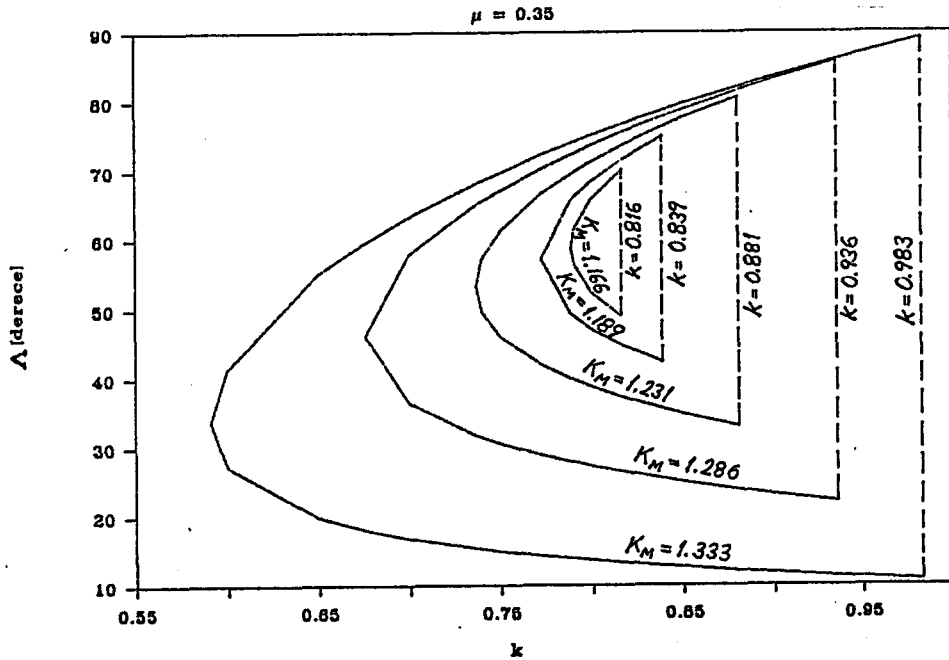
Şekil 3.13'de verilen hız sınırlamalarına göre, deniz seviyesi standard atmosfer koşullarına indirgenmiş halde, pala ucunun radyal hızı, Mach sayısı cinsinden 0.6 ila 0.65 olmaktadır. Helikopterlerin maksimum ileri uçuş hızları ise 0.3 Mach civarındadır. Buna göre maksimum ilerleme oranları 0.5 civarındadır. Ancak, bu durum sadece maksimum uçuş hızları için geçerlidir. Ekonomik seyahat hızlarındaki ilerleme oranları ise Referans 20, 36 ve 37 ile yapılan incelemeler sonucunda 0.3 ila 0.35 olarak bulunmuştur. Rotor palası profillerinin, kuvvet diverjans Mach sayıları ise küçük hücum açılarında 0.7 ila 0.8 Mach arasındadır. O halde, deniz seviyesi standard atmosfer koşulları altındaki K_M değerleri 1.08 ile 1.33 arasında değişmektedir. Helikopter işletmeciliği açısından, çok yüksek bir irtifa sayılabilecek 10000 ft.de ise, bu değerler 1.04 ila 1.29 olmaktadır.

Yukarıda belirtilen kriterlere uygun olarak, $\mu = 0.3$ ve $\mu = 0.35$ için; sıkışabilme etkilerinin minimum düzeyde

olmasını sağlayacak ok açıları hesaplanmış;ve Şekil 4.5 ile Şekil 4.6'da verilmiştir.



Şekil 4.5 $\mu = 0.3$ için OARP geometrileri



Şekil 4.6 $\mu = 0.35$ için OARP geometrileri

Sekil 4.4 deki $\psi_1 = 3\pi/2 + \Lambda$ azimut konumunda ise :

$$V_{a2T} = V_T \left(\frac{1 - k \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} - \mu \right) \dots\dots (4.12)$$

gibi bir minimum pala ucu hızına, ve dolayısıyla ok açılı kısım için minimum hız dağılımına ulaşılır. Halbuki, konvansiyonel bir palada, minimum pala ucu hızı:

$$V_{aT} = V_T (1 - \mu)$$

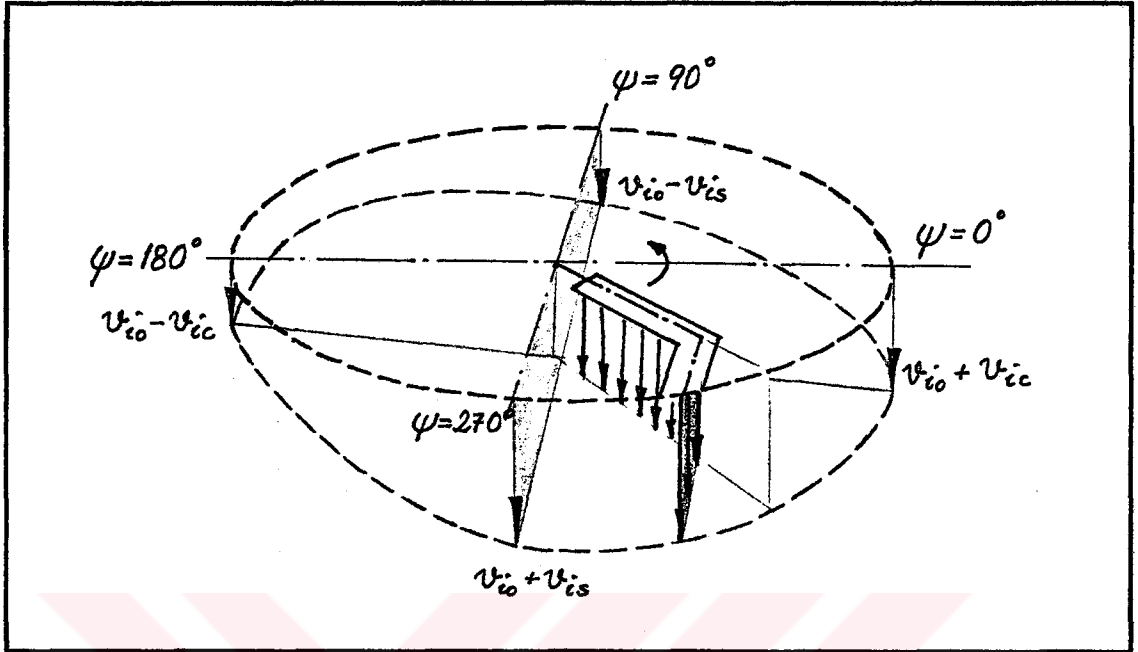
seklindedir. Bu durumda, OARP'nin minimum pala ucu hızı, konvansiyonel palaninkinden daha düşük olacaktır.

4.2.2 OARP üzerindeki indüklenme hızları

Bölüm 3.1.2 de konvansiyonel rotor palaları üzerindeki indüklenme hızları dağılımının hesaplanma güçlükleri üzerinde durulmuş ve rotor diski üzerindeki indüklenme hızları dağılımını veren Meijer-Drees yaklaşık bağıntısının pala üzerindeki indüklenme hızları için de kullanılabileceği belirtilmiştir.

Meijer-Drees bağıntısı, OARP için de kullanılabilir. Bu bağıntı bir rotor palasına uygulanırken, palanın rotor diski üzerinde bulunduğu azimut konumundaki indüklenme hızları dağılımı palaya uygulanmaktadır (Sekil 4.7). OARP'deki indüklenme hızları dağılımı da, benzer şekilde, bulunabilir.

OARP'deki indüklenme hızları dağılımı, serbest akım hızında olduğu gibi, konvansiyonel ve ok açılı kısımlar için iki ayrı bağıntı ile ifade edilir. Bu hızlar belirlenirken, palanın % 25 veter noktalarını birleştiren doğrular, palanın azimut konumuna göre, rotor diski üzerinde hangi koordinatlarda bulunuyorsa, disk üzerinde bu koordinatlara karşılık gelen noktalardaki indüklenme hızları palaya uyarlanır. Buna göre, OARP'nin konvansiyonel kısmındaki indüklenme hızları dağılımı ($0 \leq x \leq k$ olmak üzere):



Sekil 4.7 Rotor diski üzerindeki indüklenme hızlarının palaya uyarlanması.

$$v_{i1} = v_{i0} + x (v_{ic} \cos \psi - v_{is} \sin \psi) \quad ..(4.13a)$$

olurken; ok açılı kısımdaki ($k \leq x \leq 1$) dağılım:

$$v_{i2} = v_{i0} + x (v_{ic} \cos \psi - v_{is} \sin \psi) + (x-k) \tan \Lambda (v_{ic} \sin \psi + v_{is} \cos \psi) \quad ..(4.13b)$$

olacaktır. Bu bağıntılardaki v_{i0} , v_{ic} ve v_{is} katsayılarının değerleri, Legrand [22] tarafından:

$$v_{i0} = \frac{2v_{ih}^2 \cos \alpha_R}{(2 - 3\mu^2) V_\infty} \quad \tan \alpha_R = \frac{V_\infty + v_{i0}}{V_\infty}$$

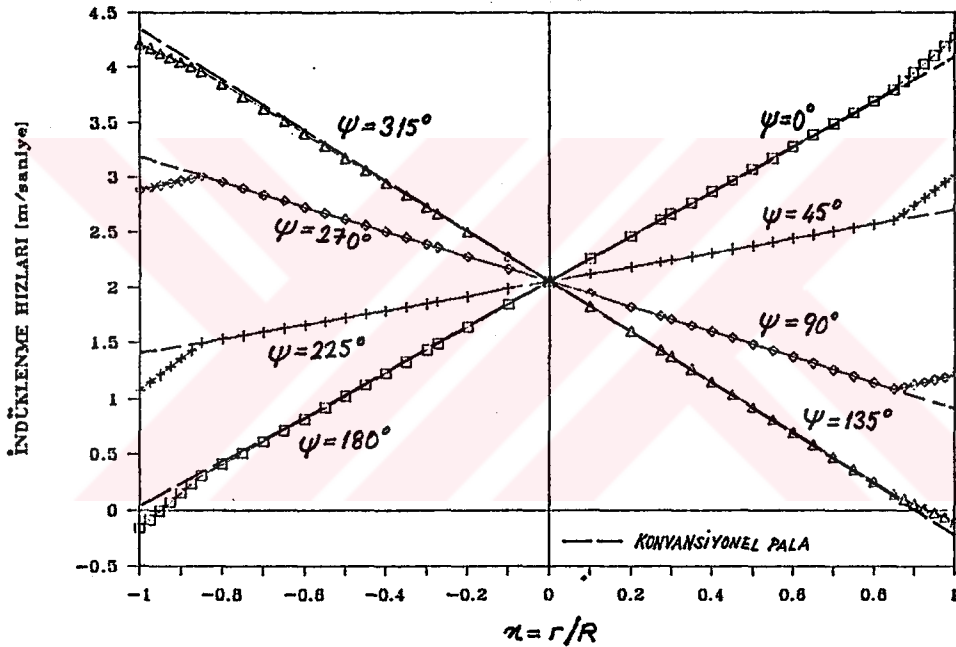
$$v_{ic} = \frac{4}{3} v_{ic} \frac{1 - 1.8\mu^2 - \sin \alpha_R}{\cos \alpha_R} \quad v_{is} = 2\mu v_{i0}$$

olarak verilmektedir (Şekil 4.7). Burada:

$$v_{ih} = \sqrt{T/2\rho A}$$

olup, helikopter rotorunun hover halindeki ortalama indüklenme hızını göstermektedir.

Sekil 4.8, 220 km/saat uçuş hızındaki bir helikopterin rotor diskindeki indüklenme hızlarının, bu diski meydana getiren bir OARP'ye uyarlanmış halini, konvansiyonel pala ile karşılaştırmalı olarak göstermektedir. Burada, ilerleyen palanın ok açılı kısımlarındaki indüklenme hızlarının, konvansiyonel paladakinden daha büyük; gerileyen palanın ok açılı kısımlarındaki indüklenme hızlarının konvansiyonel paladakinden daha düşük olduğu görülmektedir.



Sekil 4.8 OARP üzerindeki indüklenme hızları dağılımı.

4.2.3 OARP kesitindeki etkin hızlar ve hücum açıları

Herhangi bir azimut konumundaki OARP'nin bir kesitine etkiyen hız, Bölüm 4.2.1 de verilen serbest akım hızı dağılımları ve Bölüm 4.2.2 de verilen indüklenme hızı dağılımları nedeniyle, konvansiyonel palalardakinden farklı olarak iki ayrı pala bölgesinde ($0 \leq \kappa < 1$ ve $\kappa > 1$) iki ayrı bağıntı ile ifade edilebilir. Ancak, bu etkin hızların bir yatay, bir de düşey bileşenden meydana geldiği gözönünde tutulmalıdır.

β , palanın flaplama açısını; v_1 , pala kesitine etkiyen indüklenme hızını; α_D , rotor disk düzleminin hücum açısını; ve θ , ilgili pala kesitinin disk düzlemine göre tespit açısını göstermek üzere, palanın $0 \leq x \leq k$ kısmındaki bir kesitine etkiyen hızın, rotor diski düzlemine paralel ve dik bileşenleri (α_D açısının çok küçük bir açı olduğunun kabul edilmesiyle), sırasıyla:

$$V_{x1} = V_{z1} = \Omega r + V_H \sin \psi \quad \dots\dots\dots(4.14a)$$

$$V_{z1} = V_H \beta \cos \psi + v_{1z} + r\dot{\beta} - V_H \alpha_D \quad \dots\dots(4.14b)$$

olur (Şekil 4.9). Ok açılı kısımdaki ($k \leq x \leq 1$) bir pala kesitine etkiyen hızın rotor diski düzlemine paralel ve rotor diski düzlemine dik bileşenleri, sırasıyla:

$$V_{x2} = V_{z2} = \Omega \frac{r - kR \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} + V_H \sin (\psi - \Lambda) \quad \dots\dots(4.15a)$$

$$V_{z2} = V_H \beta \cos (\psi - \Lambda) + v_{1z} - V_H \alpha_D + \sqrt{r^2 + (r-kR)^2 \tan^2 \Lambda} \dot{\beta} \quad \dots\dots(4.15b)$$

olacaktır. Buna göre, OARP'nin konvansiyonel ve ok açılı kısımlarında, pala kesitleri üzerindeki etkin hızlar:

$$V_{e1} = [V_{x1}^2 + V_{z1}^2]^{1/2} \quad \dots\dots\dots(4.16a)$$

$$V_{e2} = [V_{x2}^2 + V_{z2}^2]^{1/2} \quad \dots\dots\dots(4.16b)$$

olur.

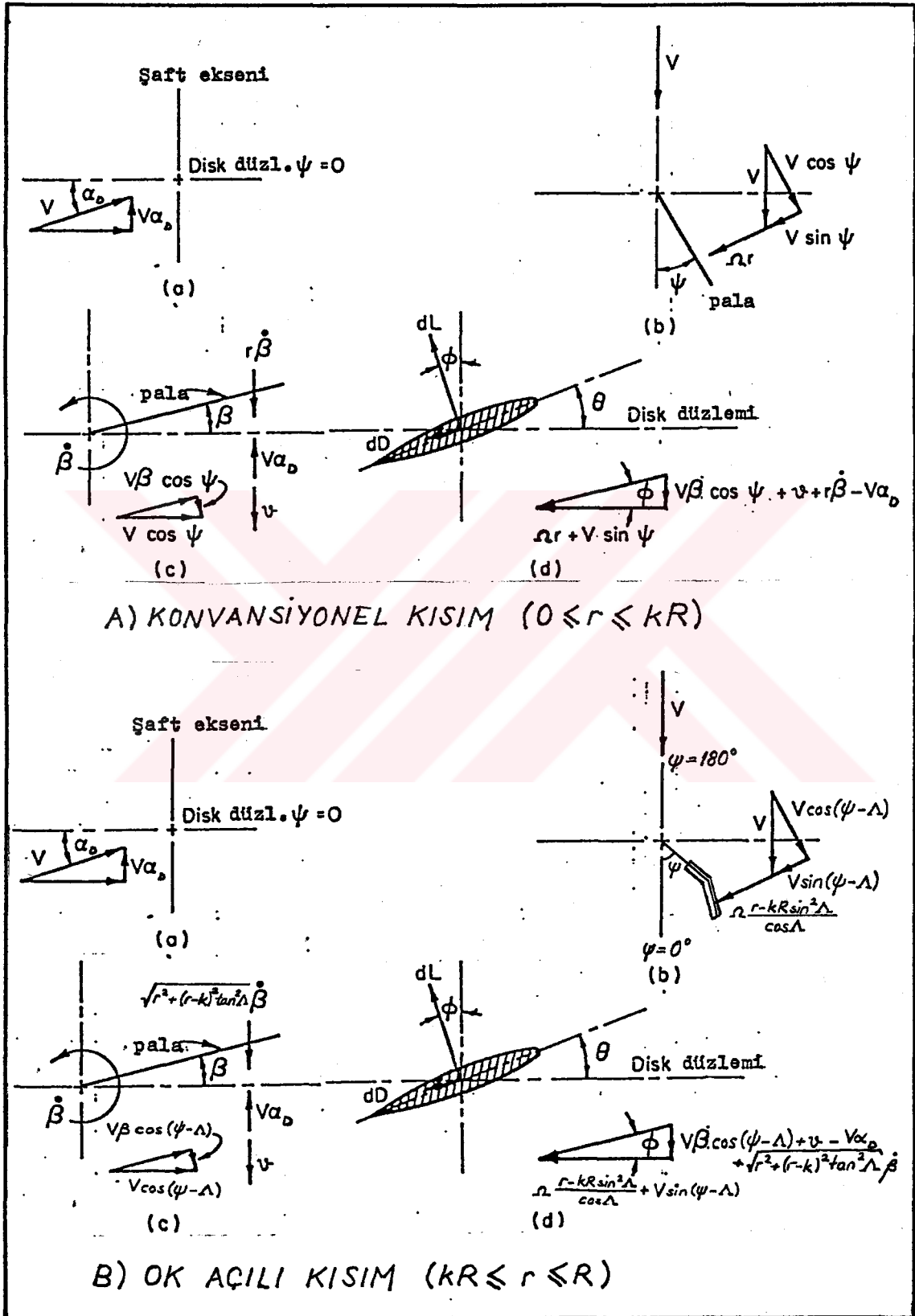
Bölüm 3.1.3'de de belirtildiği gibi bir pala kesitinin etkin hücum açısı:

$$\alpha = \theta - \theta_1 \quad \dots\dots\dots(3.2)$$

olur. Buradaki θ_1 , ilgili pala kesitinin disk düzlemine göre tespit açısını göstermektedir. OARP'nin konvansiyonel kısmı için (θ_1 in küçük olduğu düşünülerek):

$$\theta_1 = V_{z1}/V_{x1}$$

olduğuna göre, Şekil 4.9'dan da görüldüğü gibi; bu kısımda-



Şekil 4.9 OARP kesitlerindeki hız bileşenleri.

ki bir pala kesitinin etkin hücum açısı:

$$\alpha_1(r, \psi) = \theta - \frac{V_H \beta \cos \psi + v_{11} + r \beta' - V_H \alpha_D}{\Omega r + V_H \sin \psi} \dots (4.17)$$

olur. Bu bağıntının ikinci kısmı $V_T = \Omega R$ ile bölünerek ve $\Gamma_1 = \mu \alpha_D - v_{11} / V_T$ kabul edilerek:

$$\alpha_1(r, \psi) = \theta - \frac{\mu \beta \cos \psi + x(\beta' / \Omega) - \Gamma_1}{x + \mu \sin \psi} \dots (4.18)$$

şeklinde yazılabilir [24].

Palanın ok açılı kısmındaki etkin hızlar farklı olduğuna göre, bu kısımdaki etkin hücum açılarının da farklı özellik göstermesi beklenmelidir. Bu konuda Şekil 4.9'dan yararlanılırsa, ok açılı kısım için (θ_2 nin küçük olduğu düşünülerek):

$$\theta_2 = V_{z2} / V_{x2}$$

olduğundan, $\Gamma_2 = \mu \alpha_D - v_{12} / V_T$ iken, kesit etkin hücum açısı:

$$\alpha_2(r, \psi) = \theta - \frac{\mu \beta \cos(\psi - \Lambda) + \sqrt{x^2 + (x-k)^2 \tan^2 \Lambda} (\beta' / \Omega) - \Gamma_2}{\frac{x - k \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} + \mu \sin(\psi - \Lambda)} \dots (4.19)$$

şeklinde ifade edilir. 4.18 ve 4.19 bağıntıları, pala kesitlerinin etkin hücum açılarının; pala kesitlerinin tespit açılarına ve palanın flaplama açısına bağlı olduğunu ortaya koymaktadır.

Uniform burulmuş bir konvansiyonel palanın bir kesitinin tespit açısı (helikoptercilikte, bu açığa "hatve" adı verilir), genel olarak:

$$\theta = \theta_0 + \theta_T x + \theta_1 \cos \psi + \theta_2 \sin \psi \dots (3.5)$$

formunda verilir [24]. Burada θ_0 , kolektif hatve; θ_T , pala burulma açısı; θ_1 ve θ_2 , sırasıyla yanlamasına ve boylama-

sına devri hat kumandalarını göstermektedir. Ancak, OARP'de palanın kök kısmında " $\Delta\theta$ kadar bir hücum açısı değişikliği yapılması halinde; ok açılı kısmında $\Delta\theta/\cos \Lambda$ kadar bir hücum açısı değişikliği" [23] meydana geleceğinden; konvansiyonel kısım için:

$$\theta_k = \theta_0 + \theta_{Tx} + \theta_1 \cos \psi + \theta_2 \sin \psi \quad \dots (4.20a)$$

olurken; ok açılı kısım için:

$$\theta_m = (\theta_0 + \theta_1 \cos \psi + \theta_2 \sin \psi) / \cos \Lambda + \theta_{Tx} \quad \dots (4.20b)$$

olacaktır.

Konvansiyonel palalarla donatılmış bir helikopterin devri hat kumandası ile kombine ileri doğru uçuşunun:

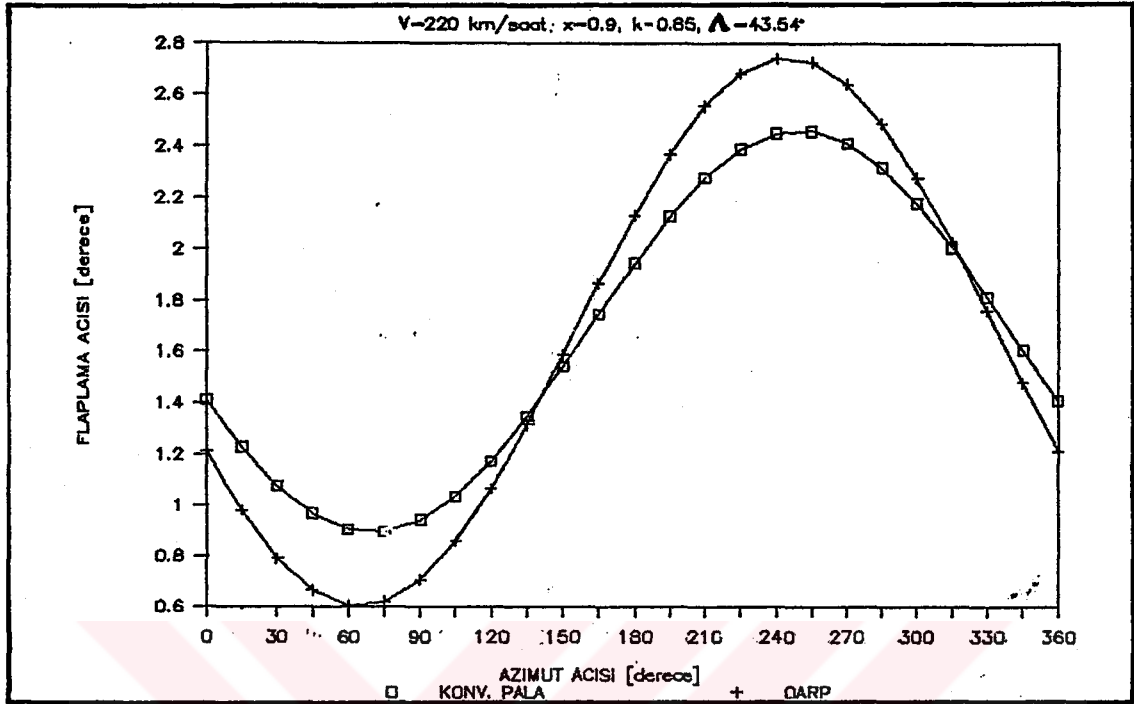
$$\beta = \beta_0 - \beta_{1c} \cos \psi - \beta_{1s} \sin \psi - \beta_{2c} \cos 2\psi - \beta_{2s} \sin 2\psi - \dots \dots (3.22)$$

formundaki pala flaplama hareketini doğurduğu Bölüm 3.3.4 de açıklanmıştı. Konvansiyonel palalar için verilmiş olan bu bağıntı, sadece β_0 , konilenme açısı; β_{1c} , boylamasına flaplama; ve β_{1s} , yanlamasına flaplama açıları ve yüksek harmoniklerinin değerleri farklı olmak üzere, OARP için de geçerlidir. Bağıntının katsayılarındaki farklılığın nedeni ise OARP geometrisinin farklı olması nedeniyle pala atalet momentinin farklı olması; dolayısıyla 3.22 bağıntısına yol açan:

$$I_p (\ddot{\beta} + \Omega^2 \beta) = M_p \quad \dots \dots \dots (3.21)$$

bağıntısının farklı bir değer almasıdır.

Detayları 5. Bölümde verilen, Aerospatiale firmasında gerçekleştirilmiş OARP bilgisayar analizlerinde; biri konvansiyonel, diğeri OARP iki palanın 220 km/saat ileri doğru uçuş hızındaki flaplama hareketi için Şekil 4.10'da verilen flaplama hareketi eğrileri elde edilmiştir. Bu eğriler, OARP'nin flaplama açıları; ilerleyen pala bölgesinde, konvansiyonel palaya göre daha küçük; gerileyen pala bölge-



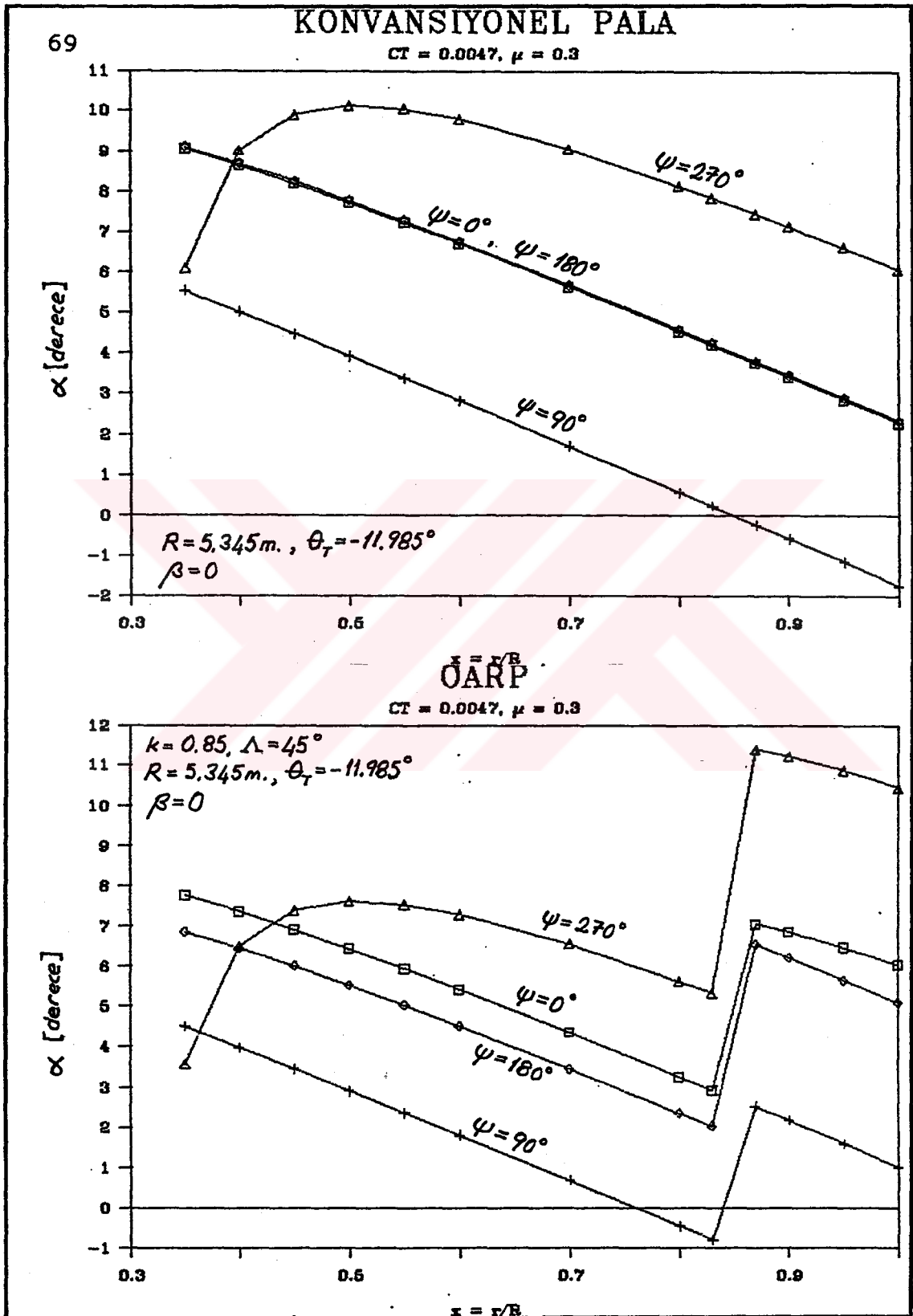
Şekil 4.10 Konvansiyonel pala ve OARP'de flaplama.

sinde ise konvansiyonel palaya göre daha büyük değerler aldığını göstermektedir.

Pala hatvesinin ve flaplama hareketinin, pala açıklığı ve pala azimut konumuna bağlı olarak, yukarıda yapılan kabullere göre değiştiği düşünülürse; 4.18 ve 4.19 bağıntıları, OARP için; palanın ok açılı kısımlarında, konvansiyonel palada bu açıklık konumlarına karşılık gelen noktalardan daha büyük etkin hücum açılarını ortaya koymaktadır (Şekil 4.11).

İndüklenme hızlarının ve flaplama açılarının, yukarıda yapılan kabullere uygun olarak değişmesi halinde; OARP'nin konvansiyonel ve ok açılı kısımlarındaki etkin hızlar, 4.16a ve 4.16b bağıntılarından:

$$V_{w1} = V_T \left[(x + \mu \sin\psi)^2 + (\mu\beta \cos\psi + x\beta'/\Omega - \Gamma_1)^2 \right]^{1/2} \quad (4.21a)$$



Sekil 4.11 OARP üzerinde kesit etkin hücum açıları.

$$V_{\infty z} = V_T \left\{ \left[\frac{x - k \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} + \mu \sin(\psi - \Lambda) \right]^2 + \left[\mu \beta \cos(\psi - \Lambda) + \sqrt{x^2 + (x - k)^2 \tan^2 \Lambda} (\beta' / \Omega) - \Gamma_z \right]^2 \right\}^{1/2} \dots (4.21b)$$

olarak bulunur.

4.3 OARP'li Rotorda Dinamik Basınç Dağılımı İncelemesi

Pala üzerindeki taşıma ve sürükleme gibi aerodinamik kuvvetlerin hesaplanabilmesi bakımından önemli bir büyüklük olan:

$$q_d = \frac{\rho}{2} \int_{x_c}^{x_1} V_{\infty}^2 dx \dots (4.22)$$

pala üzerindeki toplam dinamik basınç, ok açılı rotor pala-sı performansının değerlendirilmesinde bir parametre olarak kullanılabilir. Eğer, $V_{\infty} \approx V_{\infty}$ olarak kabul edilirse, ilerleyen ($0 \leq \psi \leq \pi$) ve gerileyen ($\pi \leq \psi \leq 2\pi$) palaların $x=x_c$ ile $x = x_1$ açıklık konumları arasındaki toplam dinamik basınçlarının rotor diski üzerindeki değerleri:

$$q_{d1} = \frac{\rho}{4\pi} \int_0^{\pi} \int_{x_c}^{x_1} V_{\infty}^2 dx d\psi \dots (4.23a)$$

$$q_{d2} = \frac{\rho}{4\pi} \int_{\pi}^{2\pi} \int_{x_c}^{x_1} V_{\infty}^2 dx d\psi \dots (4.23b)$$

bağıntılarından, en genel halde :

$$q_{d1} = (\rho V_T^2 / 12) [A_H + (6/\pi) B_H \mu + (3/2) C_H \mu^2] \dots (4.24a)$$

$$q_{d2} = (\rho V_T^2 / 12) [A_H - (6/\pi) B_H \mu + (3/2) C_H \mu^2] \dots (4.24b)$$

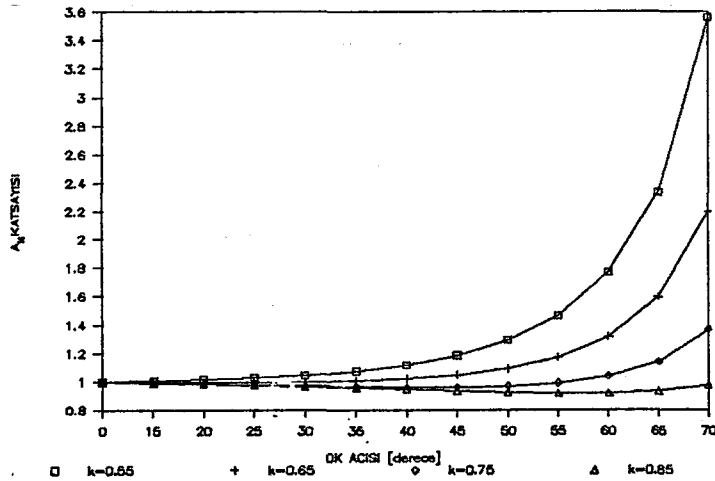
olarak bulunur. Bu bağıntılardaki A_H , B_H ve C_H katsayıları

Tablo 4.1'de verilmektedir. Bu tabloda verilen katsayıların konvansiyonel paladakiyle karşılaştırılmasını sağlayacak olan değerleri $x_1 = 1$ ve $x_2 = 0$ kabul edilerek; Şekil 4.12a, 4.12b ve 4.12c'de grafik olarak gösterilmiştir.

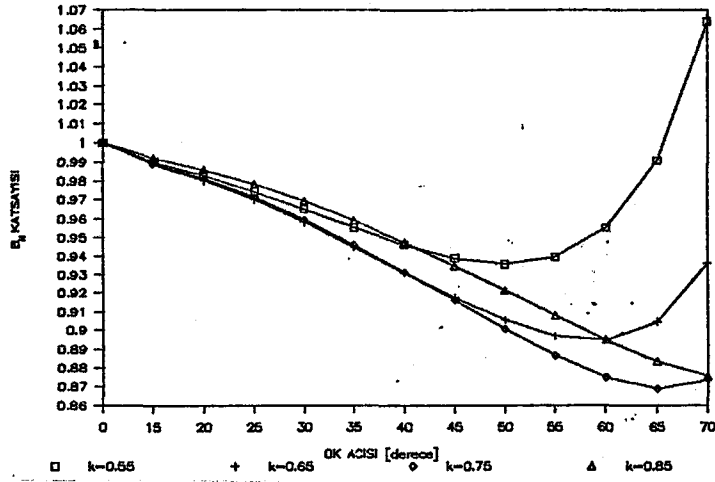
KATSAYI	KONV.	OARP
A_H	1	$k^2 + \frac{(1-k \sin^2 \Lambda)^3 - (k \cos^2 \Lambda)^3}{\cos^3 \Lambda}$
B_H	1	$k^2 + \frac{(1-k \sin^2 \Lambda)^2 - (k \cos^2 \Lambda)^2}{\cos \Lambda}$
C_H	1	$k + \frac{1-k}{\cos \Lambda}$

Tablo 4.1 Rotor diski dinamik basınç katsayıları.

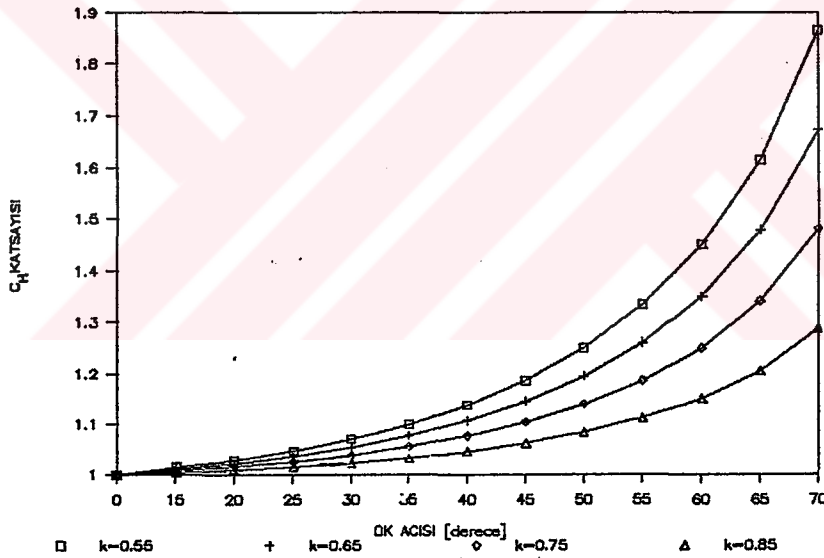
Şekillerden görüleceği gibi A_H katsayısı 0.9 ile 1.4 arasında; B_H katsayısı 1'den küçük; ve C_H katsayısı 1.0 ile 1.5 arasında değerler almaktadır. Bu durumda, sadece dinamik basınçların göz önünde tutulması halinde, OARP geometrisi ile daha iyi bir taşıma kuvveti performansının elde edilmesi mümkündür. Ancak, bu önerinin doğruluğu taşıma kuvvetlerinin hesaplanmasıyla, ispatlanmalıdır.



Şekil 4.12a OARP'de disk dinamik basıncı için A_H katsayısı

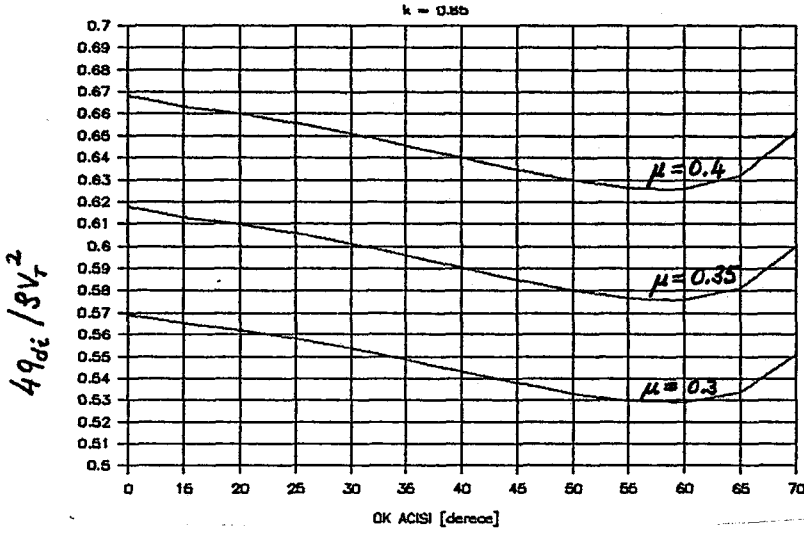


Sekil 4.12b OARP'de disk dinamik basıncı için B_H katsayısı



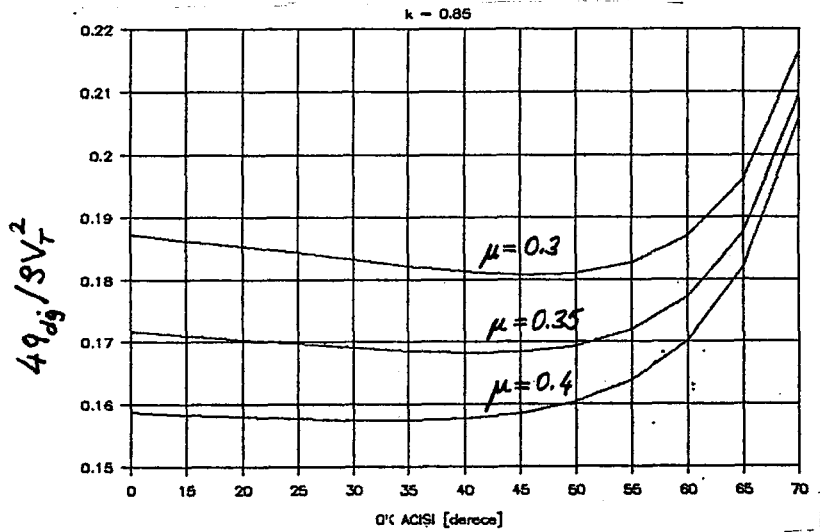
Sekil 4.12c OARP'de disk dinamik basıncı için C_H katsayısı

Sekil 4.13a'da $k=0.85$ için OARP kullanan rotor diski- nin ilerleyen pala tarafındaki dinamik basınç; $\mu=0.30$, 0.35 ve 0.40 için verilmiştir. Bu eğrilerden de görüleceği gibi, diskin ilerleyen pala tarafındaki minimum dinamik basınç, konvansiyonel paladakinden % 6-7 daha küçüktür. Bu durumla ancak 60° lik ok açıları karşılaşılmaktadır. Ok açısı, bu değerden daha küçük veya daha büyük tutulduğunda ise konvansiyonel palaya daha yakın değerler elde edilmektedir.



Sekil 4.13a OARP kullanılan rotor diskinin ilerleyen pala tarafındaki dinamik basınç.

Sekil 4.13b'de rotor diskinin gerileyen tarafı için verilmiş olan eğrilerde ise, en düşük dinamik basıncı veren ok açılarında, konvansiyonel paladakinden % 1-3.5 kadar daha düşük bir dinamik basınç görülmektedir. Öte yandan, 60° civarındaki ok açılarında, konvansiyonel palaya nazaran % 0-7 daha büyük bir dinamik basınç elde edilmektedir.

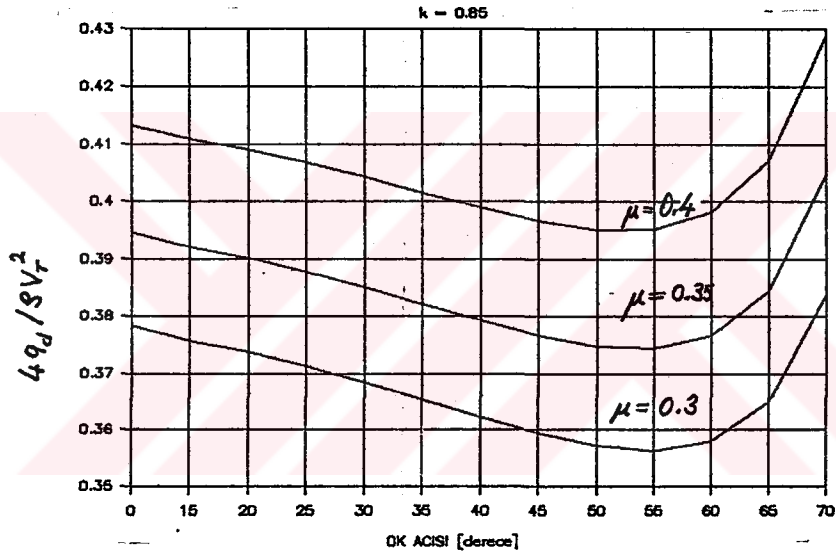


Sekil 4.13b OARP kullanılan rotor diskinin gerileyen pala tarafındaki dinamik basınç.

Rotor palasının 360° azimut açısını tarayarak meydana getirdiği disk düzlemi üzerindeki dinamik basınç ise:

$$q_d = (\int V_T^2/12) [A_H + (3/2)C_H\mu^2] \dots (4.25)$$

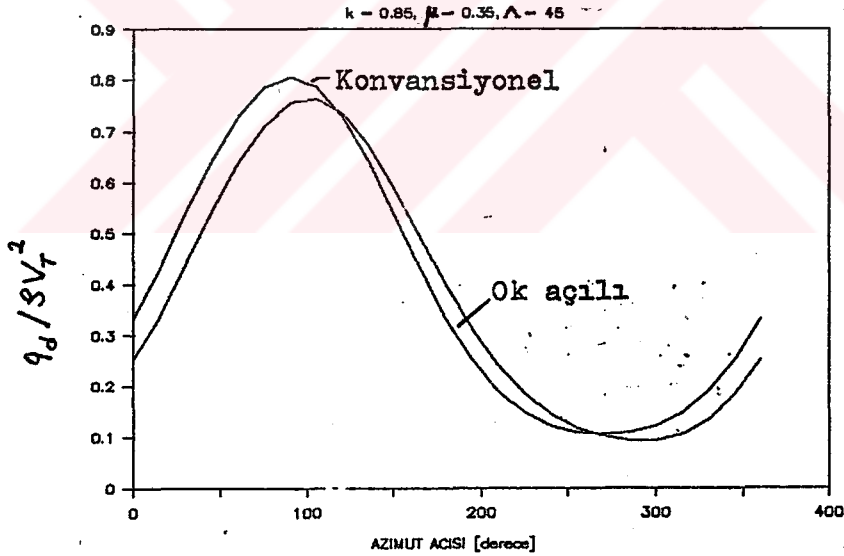
bağıntısı ile verilebilir. Bu bağıntıdan hareketle elde edilen ve Şekil 4.14'de verilen dinamik basınç egrilerinde, $k=0.85$ için, minimum dinamik basınçların, konvansiyonel paladan meydana gelen bir rotor diskine nazaran, % 4-6 kadar daha az olduğu görülmektedir.



Şekil 4.14 OARP kullanılan rotor diski üzerindeki dinamik basınç.

Buraya kadar yapılan incelemelerden de görüldüğü gibi, OARP ve konvansiyonel pala kullanılan rotor diskleri üzerinde serbest akım hızlarına göre hesaplanan, dinamik basınçlar arasında çok büyük farklılıklar bulunmamaktadır. Bir OARP üzerindeki dinamik basınçın azimut açısıyla değişimi, Şekil 4.15 de konvansiyonel palayla karşılaştırmalı olarak gösterilmektedir. Ancak, $x_1 = 1$, $x_c = 0$, $k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$ kabul edilerek, 4.22 bağıntısına göre hesaplanan bu şekle göre, palanın çeşitli azimut konumlarındaki dinamik basınçları arasında büyük farklılıklar bulunmaktadır. Örne-

gin, $\psi = 0^\circ$ de ok açılı rotor palası üzerindeki dinamik basınç, konvansiyonel paladakinden % 20 daha azdır. Bu fark, $\psi = 90^\circ$ de % 6 civarına inmektedir. Benzer şekilde, $\psi = 200^\circ$ civarında, OARP üzerindeki dinamik basınç konvansiyonel paladakinden % 20 daha fazla olmaktadır. Bunun nedeni de, OARP üzerinde Şekil 4.3 de gösterildiği gibi, konvansiyonel paladakinden farklı bir serbest akım hızı dağılımının olmasıdır. Şekil 4.15'in sonucuna göre, OARP rotor diskinin ön kısmında, konvansiyonel paladan daha iyi dinamik basınç özelliklerine sahiptir. Rotor diskinin arka kısmında ise konvansiyonel palanın dinamik basınç özellikleri daha iyidir. Buna göre, OARP kullanan bir helikopter, özellikle yüksek ileri uçuş hızlarında sürekli burun yukarı harekete zorlanacaktır.



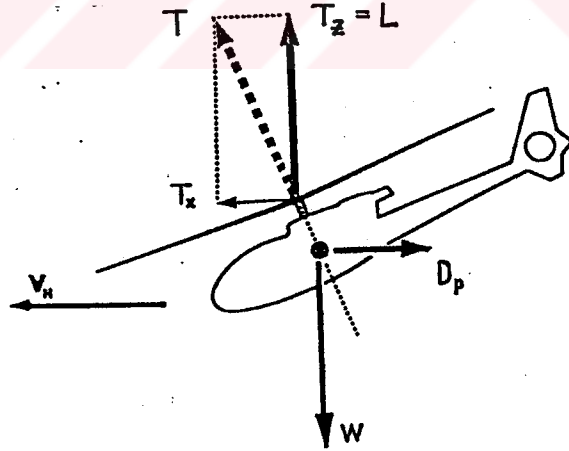
Şekil 4.15 Konvansiyonel pala ve OARP üzerindeki dinamik basınçların azimut açısıyla değişimi.

4.4 OARP'li Rotorun Çekme Kuvveti

Helikopter rotor palaları üzerindeki taşıma kuvvetleri ile rotor diskinin sağlayacağı taşıma kuvvetinin tahminine yönelik "pala elemanı teorisi" yöntemleri 3. Bölümde veril-

mişti. OARP üzerindeki taşıma kuvvetlerinin bulunmasında da bu teori kullanılmıştır.

Bir helikopter rotoru helikopterin havada tutunmasını sağlayan taşıma kuvveti ile ileri doğru uçuşunu sağlayan çekme kuvvetini aynı anda sağlar (Şekil 4.16). T_x , çekme kuvveti, helikopterin D_p , parazit sürüklemesine paralel ve zıt yönlüdür. T_z , ise sabit kanatlı hava araçlarındaki taşıma kuvvetine karşılık gelip, helikopterin yörüngesine diktir. Bu iki kuvvetin bileşkesi olan, T , kuvveti ise rotor disk düzlemine dik olup, "rotor çekme kuvveti" olarak adlandırılır. 2. Bölümde de açıklandığı gibi, helikopterlerin parazit sürüklemelerinin konfigürasyonlara ve tiplere göre büyük farklılıklar göstermesi, benzer durumun ağırlıklar için de geçerli olması nedeniyle; bu çalışmada, taşıma kuvvetinden daha genel bir ifade olan "rotor çekme kuvveti" incelenecektir.



Şekil 4.16 Rotor diski üzerindeki kuvvetler [2].

Pala elemanı teorilerine göre, herhangi bir azimut konumundaki bir rotor palası elemanının sağladığı taşıma kuvveti:

$$dL = \frac{\rho}{2} V_{\infty}^2 c (C_l \cos \theta - C_d \sin \theta) dr \quad \dots (4.26)$$

kadardır. Rotor palaları ve elemanları, rotor disk düzlemine paralel hareket ettiklerinden, B sayıda paladan meydana gelen rotor diskinin çekme kuvveti ise;

$$T = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{r_c}^R dL d\psi$$

olduğundan,

$$T = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{r_c}^R \frac{\rho}{2} V_{\infty}^2 c (C_l \cos \theta - C_d \sin \theta) dr d\psi \quad \dots (4.27)$$

bulunur [24].

4.27 bağıntısındaki kesit taşıma katsayısı (C_l) ve kesit sürüklenme katsayısı (C_d); pala kesitlerinin hücum açısının ve bu kesitlere etkiyen Mach sayılarının birer fonksiyonudurlar. Mach sayısı, 4.3 ve 4.4 bağıntılarında da verildiği gibi pala açıklığı ve azimut konumuna göre değişim göstermektedir. Hücum açısı ise pala açıklığı, azimut konumu, palanın tespit açısı, pala etrafındaki indüklenme hızları, palanın flaplama hareketi ve bundan dolayı pala üzerindeki yük dağılımının bir fonksiyonudur. Benzer ilişki etkin hızlar için de söz konusudur. Bölüm 4.2'de verilen indüklenme hızı, hücum açısı, flaplama ve etkin hız bağıntılarının 4.27'e uygulanmasıyla rotor diskinin çekme kuvveti bulunur. Fakat, verilen bağıntılar kullanıldığında, 4.27 bağıntısının analitik olarak çözümü oldukça zordur. Analitik çözüm için bazı basitleştirici kabullerin yapılması gereklidir.

Konvansiyonel rotor palası ile OARP'nin karşılaştırılması amacıyla, 4.27 bağıntısının analitik olarak çözümü için:

1. Pala profilinin taşıma katsayısının hücum açısıyla değişim eğrisinin, açıklık boyunca Mach sayısına bağlı olarak değişmediğini, dolayısıyla:

$$C_1 = a_\infty \alpha$$

2. Etkin hızların düşey bileşenlerinin yatay bileşene oranla çok küçük, bu nedenle de:

$$V_w \approx V_\infty, \quad \cos \theta \approx 1, \quad \sin \theta \approx \theta, \quad C_d \sin \theta \approx 0$$

3. Rotor palalarının rijit bir yapıda olduğu,

4. İndüklenme hızlarının 4.13a ve 4.13b Meijer-Drees bağıntılarına göre değiştiği,

5. Viter uzunluğunun pala boyunca sabit kaldığı ve pala boyunca aynı tip profilin kullanıldığı,

6. Palanın flaplama hareketi yapmadığı,

7. Serbest akım hızının rotor diskine paralel olduğu kabul edilmiştir.

Belirtilen basitleştirici kabuller altında:

$$T = \frac{B\beta}{4\pi} c_{a_\infty} \int_0^{2\pi} \left[\int_{r_c}^{kR} V_{a1}^2 \left(\theta_k - \frac{V_{i1}}{V_{a1}} \right) dr + \frac{1}{\cos \lambda} \int_{kR}^R V_{a2}^2 \left(\theta_\infty - \frac{V_{i2}}{V_{a2}} \right) dr \right] d\psi \dots \dots (4.28)$$

olacaktır. Bu bağıntının çözümü sonucunda rotor çekme kuvveti:

$$T = \frac{B\beta}{2} c_{a_\infty} R V_T^2 \left[T_1 \theta_\infty + T_2 \theta_1 + T_3 \theta_2 + T_4 \theta_T - T_5 \frac{V_{i\infty}}{V_T} - T_6 \frac{V_{i1}}{V_T} + T_7 \frac{V_{i2}}{V_T} \right] \dots \dots (4.29)$$

olarak elde edilmiştir. Helikopter rotorlarının çekme kuvveti katsayısı:

$$C_T = T / \rho A V_T^2$$

rotor katılık oranı:

$$\sigma = Bc/\pi R$$

olarak [24] tanımlandığından, 4.29 bağıntısının boyutsuz ifadesi:

$$C_T = \frac{\sigma a_0}{2} \left[T_1 \theta_0 + T_2 \theta_1 + T_3 \theta_2 + T_4 \theta_T - T_5 \frac{V_{10}}{V_T} - T_6 \frac{V_{1c}}{V_T} + T_7 \frac{V_{1s}}{V_T} \right] \dots \dots \dots (4.30)$$

olur. 4.28 bağıntısının çözümünden elde edilen, 4.30 bağıntısına ait T_1, T_2, \dots, T_7 katsayıları Tablo 4.2'de verilmektedir. Bu katsayılarda, $k = 1$ ve $\Lambda = 0^\circ$ alındığında, konvansiyonel bir rotorun çekme kuvveti bağıntısına ait katsayılar elde edilmektedir. $k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$ olan bir OARP'nin çekme kuvveti bağıntısı katsayıları, konvansiyonel pala ile karşılaştırmalı olarak Şekil 4.17'de verilmektedir.

Şekil 4.17'deki katsayıların grafiklerinden de görüleceği gibi; OARP'ye konvansiyonel pala ile aynı miktarda kolektif hatve (θ_0), boylamasına devri hat kumandası (θ_1) uygulanması halinde; palaların tasarım burulma açıları ve indüklenme hızı dağılımları aynı olduğu takdirde daha büyük bir rotor çekme kuvveti elde edilmektedir. Bir başka değerlendirme ile de; her iki palanın aynı miktarda rotor çekme kuvveti sağlaması halinde OARP'nin daha küçük kolektif hatve gerektirdiği görülür (Şekil 4.18). T_3 katsayısında, her iki tip pala arasında büyük bir fark bulunmadığından, yanlamasına devri hat kumandasında da büyük bir değişiklik bulunmamaktadır; fakat T_2 katsayısının helikopterin ilerleme oranı ile birlikte büyük bir azalma göstermesine karşılık olarak, boylamasına devri hat kumandasının arttırılması gerekmektedir. Bu durum ise, OARP'de helikopter uçuş hızı arttıkça rotor diskinin ön kısmındaki burun yukarı yunuslama momenti artışını, buna karşılık olarak diskin ön kısımların-

$$I_1 = \frac{(1 - k \sin^2 \Lambda)^2 - (k \cos^2 \Lambda)^2}{2 \cos^2 \Lambda} \quad I_2 = \frac{(1 - k \sin^2 \Lambda)^3 - (k \cos^2 \Lambda)^3}{3 \cos^3 \Lambda} \quad I_3 = \frac{(1 - k \sin^2 \Lambda)^4 - (k \cos^2 \Lambda)^4}{4 \cos^4 \Lambda}$$

$$T_1 = \frac{1}{3} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{I_2}{\cos \Lambda} + \frac{1}{2} \left[k - \alpha_c + \frac{1 - k}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$T_2 = -\tan \Lambda I_1 \mu$$

$$T_3 = \left[\frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + I_1 \right] \mu$$

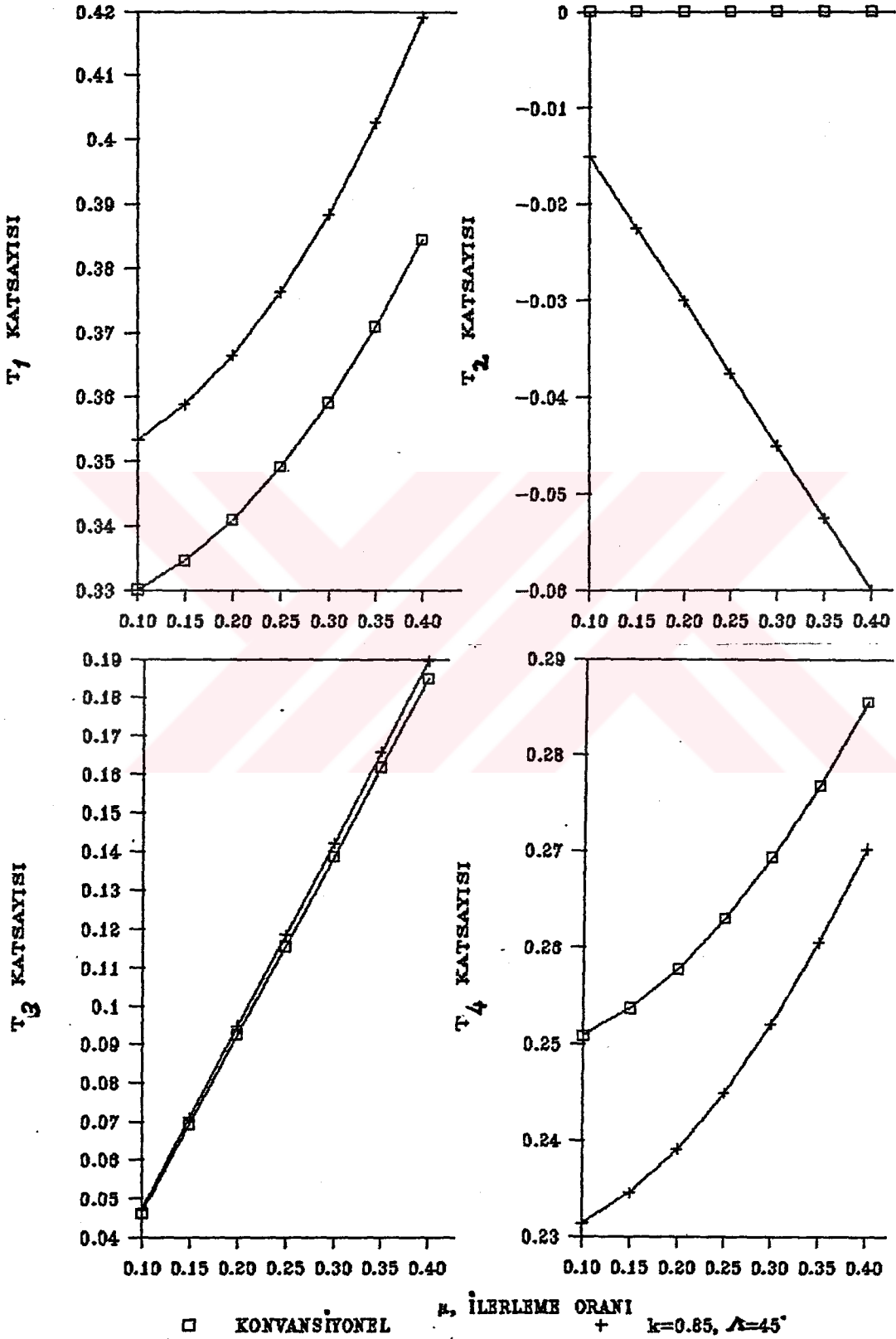
$$T_4 = \frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_2 + \frac{1}{4} \left(k^2 - \alpha_c^2 + \frac{1 - k^2}{\cos \Lambda} \right) \mu^2$$

$$T_5 = \frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + I_1$$

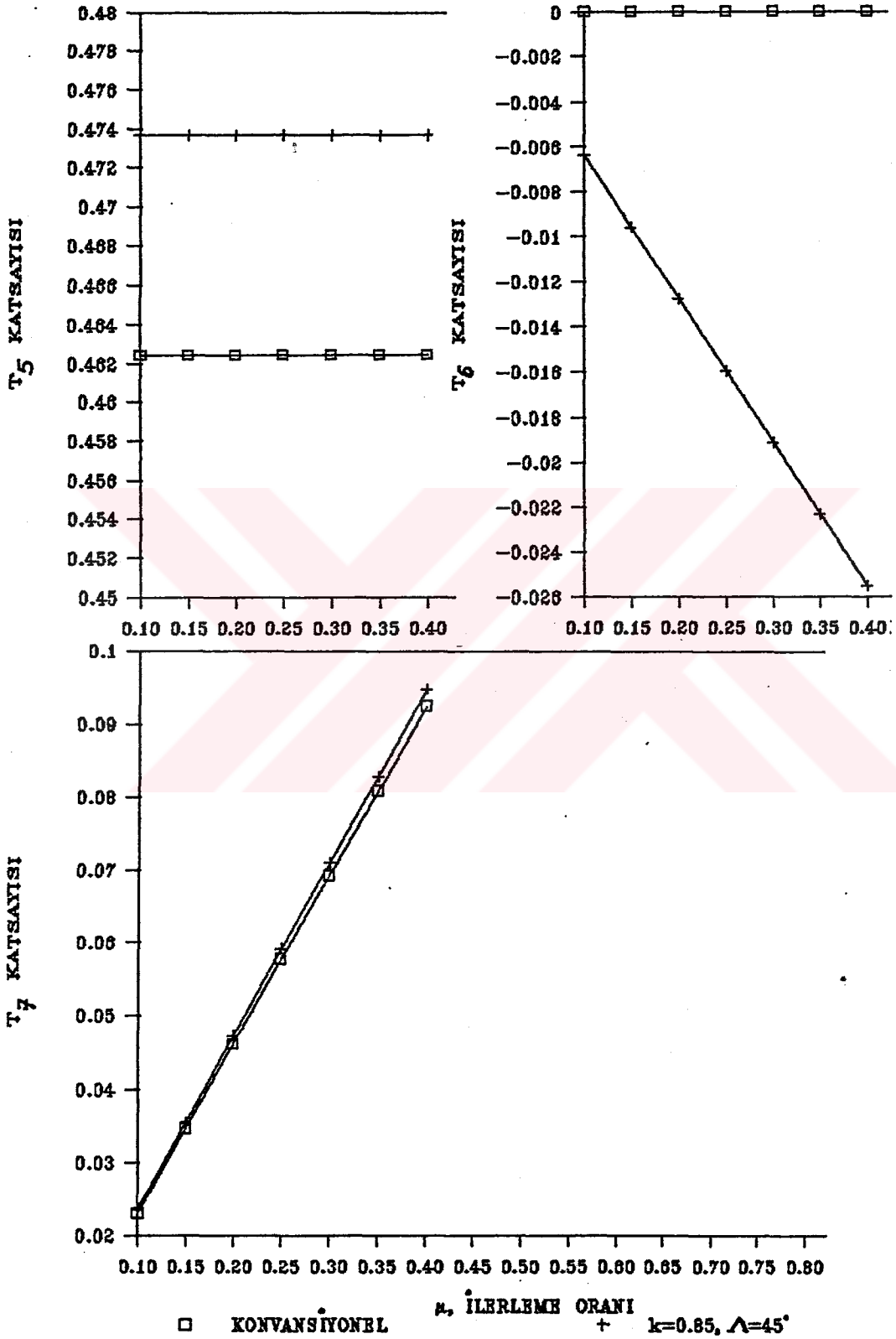
$$T_6 = -\frac{1}{2} k (1 - k) \tan \Lambda \mu$$

$$T_7 = \frac{1}{4} \left[1 - \alpha_c^2 + (1 - k)^2 \tan^2 \Lambda \right] \mu$$

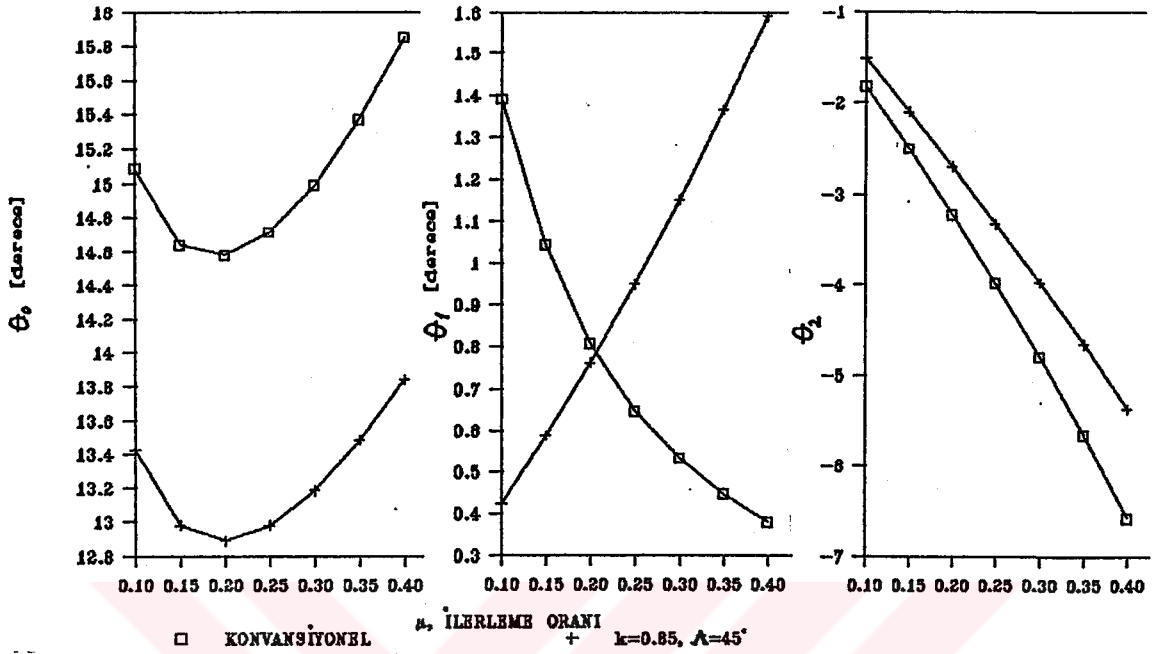
Tablo 4.2 Rotor çekme kuvveti bağıntısı katsayıları.



Sekil 4.17 Rotor çekme kuvveti bağıntısı katsayılarının ilerleme oranı ile değişimi



Sekil 4.17 Rotor çekme kuvveti bağıntısı katsayılarının ilerleme oranı ile değişimi (devam).



Sekil 4.18 Pala hatve açılarının ilerleme oranı ile değişimi.

daki pala hücum açısının düşürülmesi gereğini ortaya koymaktadır. Nitekim, Bölüm 4.3'deki basınç dağılımı incelemesi de aynı durumu ortaya koymuştu.

OARP'nin daha fazla rotor çekme kuvveti üretmesindeki nedenlerden biri, rotor palası alanının konvansiyonel pala ya nazaran daha büyük olmasıdır. Örneğin, $k = 0.85$ ve $\Lambda=45^\circ$ için OARP'nin alanı, konvansiyonel paladan % 6.30 daha fazladır. Eğer, Şekil 4.14'de verilen dinamik basınçlar gözönünde bulundurulursa, $\mu = 0.3$ durumunda, bu OARP'nin konvansiyonel paladan % 5 daha düşük bir dinamik basınca sahip olduğu görülür. Ancak, pala alanının daha büyük olması dinamik basınçtaki azalmanın meydana getirdiği kaybı telafi etmektedir.

Rotor diskinin çekme kuvveti için elde edilen 4.30 bağıntısı tasarım problemlerinde kullanılacağı zaman, C_T katsayısı, rotor diskinin kaldırması istenen ağırlık, uçuş hızı ve helikopterin parazit sürüklemesi bilindiğine göre,

başlangıç değeri olarak bilinmektedir. Fakat, performans (sürüklenme kuvveti ve gerekli güç) tahmininde, bu çekme kuvveti katsayısını sağlayacak olan θ_0 , θ_1 ve θ_2 kumanda açıları dolayısıyla, pala tespit açılarının bilinmesi de gerekir. Böyle bir problemin çözümü için, başlangıçta bilinen C_T katsayısı ve yaklaşık indüklenme hızları dağılımından (Meijer-Drees) yararlanılarak θ_0 , θ_1 ve θ_2 kumanda açılarının belirlenmesi gereklidir. Bu açıların belirlenebilmesi için McCormick [24] tarafından verilen impuls yönteminden yararlanılmış ve:

$$\theta_0 T_3 + \theta_1 L_1 + \theta_2 L_2 = \frac{V_{10} L_4 + V_{1c} L_5 - V_{1e} L_6}{V_T} - \theta_T L_3 \quad (4.31a)$$

$$\theta_0 T_2 + \theta_1 N_1 + \theta_2 L_1 = \frac{V_{10} N_3 + V_{1c} L_4 - V_{1e} L_5}{V_T} - \theta_T N_2 \quad (4.31b)$$

bağıntıları elde edilmiştir. Bağıntıların L_1 , L_2 , ... L_6 ve N_1 , N_2 , N_3 katsayıları Tablo 4.3'de verilmektedir. 4.31a ve 4.31b'nin ikinci tarafları önceden bilindiğine göre, 4.30 bağıntısı ile ortak çözüm sonucunda; θ_0 , θ_1 ve θ_2 değerleri bulunur.

4.5 OARP'li Rotorun Sürüklenme Kuvveti

3. Bölümde bir helikopterin rotor palalarına veya rotoruna etkileyen sürüklenme kuvvetinin; indüklenmiş sürüklenme ve profil sürüklenmesi olarak iki bileşenden meydana geldiği belirtilmiştir.

4.5.1 OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklenmesi

Daha önce taşıma kuvveti için yapılan kabuller altında bir pala elemanına etkileyen indüklenmiş sürüklenme kuvveti:

$$dD_i = \frac{\rho}{2} a_{oc} V_a^2 \left(\theta - \frac{V_i}{V_a} \right) \frac{V_i}{V_a} dr \dots \dots \dots (4.32)$$

$$\begin{aligned}
L_1 &= -\frac{1}{4} (1-k) \tan \Delta \mu^2 \\
L_2 &= \frac{1}{6} (k^3 - \kappa_c^3) + \frac{I_2}{2 \cos \Delta} + \frac{1}{8} \left[3(k - \kappa_c) + (1-k) \frac{2 + \cos 2\Delta}{\cos^2 \Delta} \right] \mu^2 \\
L_3 &= \left[\frac{1}{3} (k^3 - \kappa_c^3) + I_2 \cos^2 \Delta + k \sin^2 \Delta \cos \Delta I_1 \right] \mu \\
L_4 &= \frac{1}{2} (1 - \kappa_c) \mu \quad L_5 = \frac{1}{2} \sin \Delta (I_2 - k \cos \Delta I_1) \\
L_6 &= \frac{1}{6} (k^3 - \kappa_c^3) + \frac{1}{2} (I_2 \cos \Delta + k \sin^2 \Delta I_1) \\
N_1 &= \frac{1}{6} (k^3 - \kappa_c^3) + \frac{I_2}{2 \cos \Delta} + \frac{1}{8} \left[k - \kappa_c + (1-k) \frac{2 - \cos 2\Delta}{\cos^2 \Delta} \right] \mu^2 \\
N_2 &= -\sin \Delta (I_2 \cos \Delta + k \sin^2 \Delta I_1) \mu \\
N_3 &= -\frac{1}{2} (1-k) \tan \Delta \mu
\end{aligned}$$

Tablo 4.3 4.31a ve 4.31b bağıntılarının katsayıları.

olur. Bu bağıntının rotor diski üzerinde, rotor çekme kuvveti bağıntısında (4.28) olduğu gibi, integrasyonu sonucunda; rotor diskinin toplam indüklenmiş sürüklemesi bulunur. Boyutsuz indüklenmiş sürüklenme katsayısı:

$$C_{D1} = 2D_1 / \rho V_H^2 A$$

olduğuna göre; ileri doğru uçan bir helikopterin rotor diskinin indüklenmiş sürüklenme katsayısı:

$$C_{D1} = \frac{\sigma a_0}{\mu^2} [D_{11}\theta_0 + D_{12}\theta_1 + D_{13}\theta_2 + D_{14}\theta_T - D_{15}] \dots (4.33)$$

olarak bulunur. 4.33 bağıntısındaki D_{11} , D_{12} , .. D_{15} katsayılarının değerleri Tablo 4.4'de verilmektedir.

Indüklenmiş sürüklenme kuvveti bağıntısı katsayılarının $k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$ olan bir OARP için, ilerleme oranı ile değişimleri konvansiyonel bir rotor palası ile karşılaştırılmalı olarak Şekil 4.19'da verilmiştir. Bunun yanında, OARP lerden ($k=0.85$, $\Lambda=45^\circ$) meydana gelen rotor diskinin indüklenmiş sürüklemesinin, konvansiyonel palalardan meydana gelen rotor diskinin indüklenmiş sürüklemesine oranının, ilerleme oranıyla değişimi Şekil 4.20'de verilmektedir. Buna göre, aynı rotor çekme kuvveti katsayısı için; özellikle yüksek ilerleme oranlarında ve rotor çekme kuvvetlerinde, OARP nin daha fazla indüklenmiş sürüklemeye neden olduğu ortaya çıkmaktadır. Bu durumdaki indüklenmiş sürüklenme % 9 civarında daha fazla görünmektedir. Bu sonuç, McCormick tarafından ok açılı kanatlar için verilmiş olan (Şekil 3.30) indüklenmiş sürüklemenin ok açısıyla değişimine de [23] uymaktadır.

4.5.2 OARP'li rotorun profil sürüklemesi

Palaların sıkışabilme etkileri altında bulunmadığı, pala kesitlerinin profil sürüklenme katsayılarının açıklık ve azimut konumuna bağlı olarak değişmediği ($C_{20} = \text{sabit}$) hal-

ROTOR DISKI İÇİN İNDÜKLENMİŞ SÜRÜKLEME BAĞINTISI KATSAYILARI

$$D_{i1} = \left[\frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + \frac{I_1}{\cos \Lambda} \right] \frac{v_{i0}}{V_T} - \frac{1}{2} k(1-k) \frac{\tan \Lambda}{\cos \Lambda} \frac{v_{ic}}{V_T} \mu - \frac{1}{4} \left[k^2 \alpha_c^2 + \frac{(1-k)^2 \tan^2 \Lambda}{\cos \Lambda} \right] \frac{v_{is}}{V_T} \mu$$

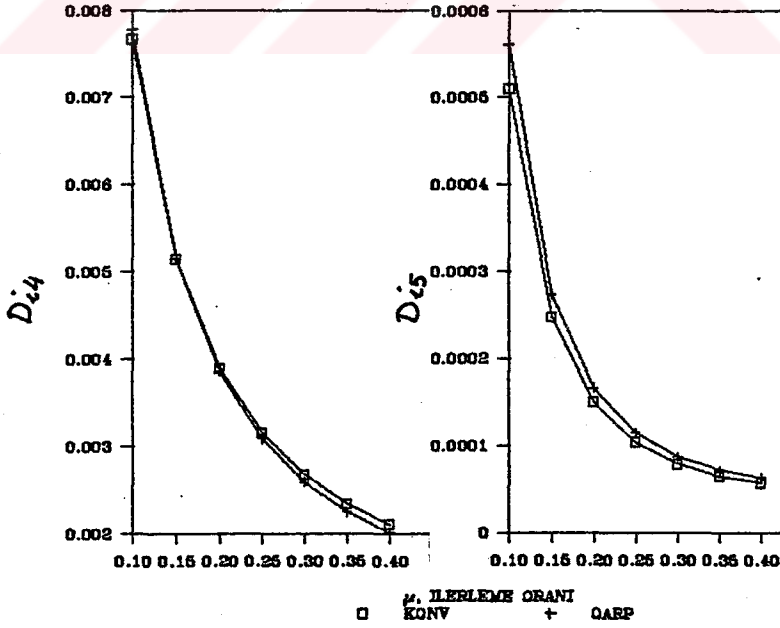
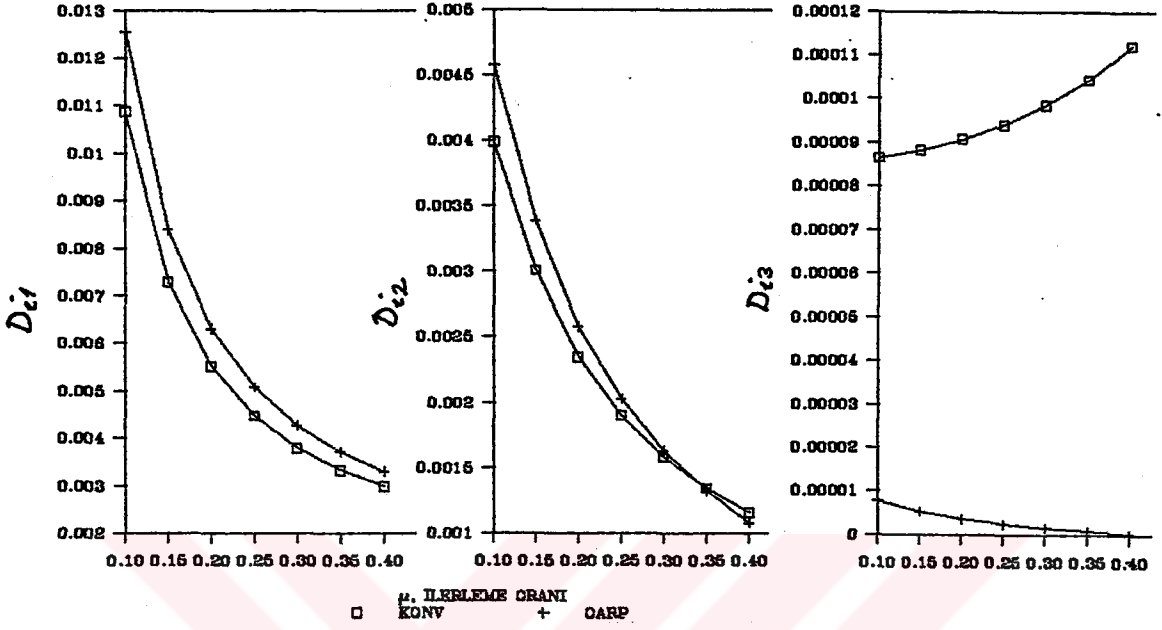
$$D_{i2} = -\frac{1}{2} (1-k) \frac{\tan \Lambda}{\cos \Lambda} \frac{v_{i0}}{V_T} \mu + \left[\frac{1}{6} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{1}{2} (I_2 + k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_1) \right] \frac{v_{ic}}{V_T} + \frac{\tan \Lambda}{2} (I_2 - k \cos^2 \Lambda I_1) \frac{v_{is}}{V_T}$$

$$D_{i3} = \frac{1}{2} (k - \alpha_c + \frac{1-k}{\cos \Lambda}) \frac{v_{i0}}{V_T} \mu + \frac{\tan \Lambda}{2} (I_2 - k \cos \Lambda I_1) \frac{v_{ic}}{V_T} - \left[\frac{1}{6} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{1}{2} (I_2 + k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_1) \right] \frac{v_{is}}{V_T}$$

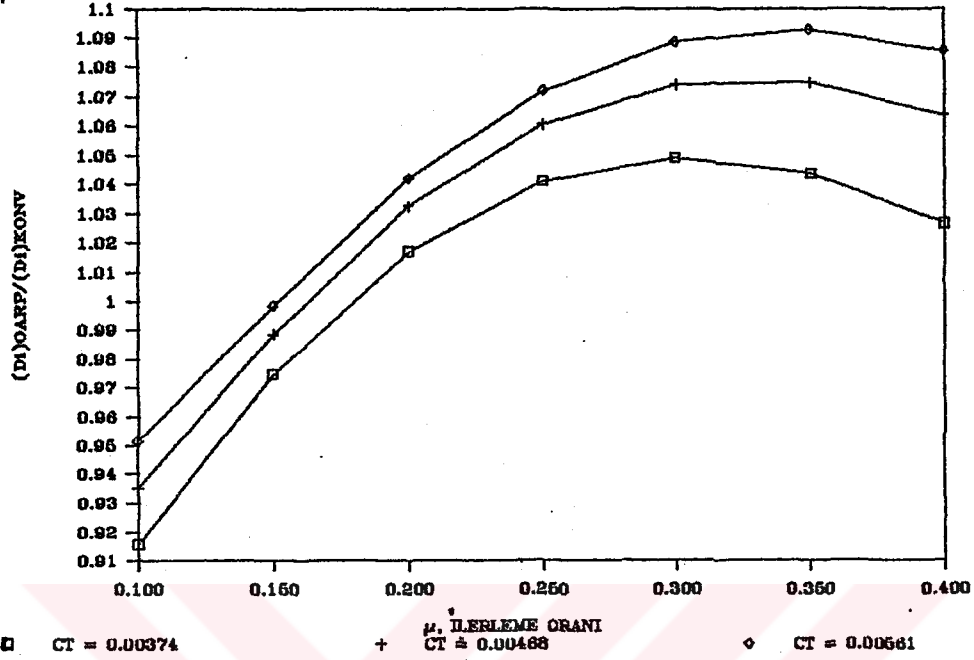
$$D_{i4} = \left[\frac{1}{3} (k^3 - \alpha_c^3) + I_2 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_1 \right] \frac{v_{i0}}{V_T} - \frac{1}{4} k(1-k^2) \tan \Lambda \frac{v_{ic}}{V_T} \mu - \frac{1}{2} \left[\frac{1}{3} (k^3 - \alpha_c^3) + I_2 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_1 \right] \frac{v_{is}}{V_T} \mu$$

$$D_{i5} = \left(k - \alpha_c + \frac{1-k}{\cos \Lambda} \right) \left(\frac{v_{i0}}{V_T} \right)^2 + \frac{1}{6} \left[k^3 - \alpha_c^3 + \frac{1-k^3 + (1-k)^3 \tan^2 \Lambda}{\cos \Lambda} \right] \frac{v_{ic}^2 + v_{is}^2}{V_T^2}$$

Tablo 4.4 İndüklenmiş sürüklenme bağıntısının katsayıları.



Sekil 4.19 İndüklenmiş sürüklenme bağıntısı katsayılarının ilerleme oranı ile değişimi.



Sekil 4.20 OARP'deki indüklenmiş sürüklemenin konvansiyonel palaya oranı.

de; OARP'lerden meydana gelen bir rotor diskinin profil sürüklemesi:

$$D_{\text{pro}} = C_{\text{do}} \frac{B^3}{6} V_T^2 c_R [A_H - x_c^3 + \frac{3}{2} (B_H - x_c^2) \mu^2] \dots (4.34)$$

formunda bulunur. Bu bağıntının boyutsuz sürüklenme katsayısı cinsinden ifadesi ise:

$$C_{D_{\text{pro}}} = \frac{\sigma C_{\text{do}}}{3\mu^2} [A_H - x_c^3 + \frac{3}{2} (B_H - x_c^2) \mu^2] \dots (4.35)$$

olur. Bu hesaplamada pala kesitlerinin sıfır taşıma halindeki sürüklemeleri esas alındığından, 4.34 bağıntısı ile verilen profil sürüklemesi, "form sürüklemesi ve yüzey sürtünmesinden" [33] meydana gelip; "minimum profil sürüklemesi" [11] olarak adlandırılmaktadır.

Rotorun gerçek profil sürüklemesinin bulunabilmesi için 4.34 bağıntısıyla ifade edilen minimum profil sürük-

mesine, üç etkinin daha ilave edilmesi gerekmektedir. Bu etkiler:

1. Hücüm açısı,
2. Sıkışabilme,
3. Gerileyen paladaki ters akış bölgesi,

olarak [11] sıralanabilir.

4.5.2.1 Hücüm açısının etkisi

Referans 11'de, pala kesitlerinin profil sürüklemesi için:

$$C_d = C_{d0} \left(1 + \frac{1}{2} C_i^2 \right)$$

formunda basit bir parabolik sürüklenme poleri bağıntısı verilmektedir. Bu bağıntının kullanılmasıyla, rotor diskinin minimum profil sürüklemesine, hücüm açısı etkisiyle ilave edilecek profil sürüklemesi:

$$\begin{aligned} (\Delta D_{Pr})_\alpha = C_{d0} \frac{B\beta}{8\pi} c_{a0}^2 \int_0^{2\pi} \left[\int_{r_c}^{kR} (V_{a1}^2 \theta_k^2 - v_{i1}^2) dr \right. \\ \left. + \frac{1}{\cos \Lambda} \int_{kR}^R (V_{a2}^2 \theta_m^2 - v_{i2}^2) dr \right] d\psi - C_{d0} a_0 D_i \quad (4.36) \end{aligned}$$

bağıntısı çözümlenerek:

$$\begin{aligned} (\Delta D_{Pr})_\alpha = C_{d0} \frac{B\beta}{4} c_{Ra0}^2 V_T^2 [D_{Pr1} \theta_0^2 + D_{Pr2} \theta_1^2 + D_{Pr3} \theta_2^2 \\ + D_{Pr4} \theta_T^2 + 2D_{Pr5} \theta_0 \theta_1 + 2D_{Pr6} \theta_0 \theta_2 + 2D_{Pr7} \theta_0 \theta_T + 2D_{Pr8} \theta_1 \theta_2 \\ + 2D_{Pr9} \theta_1 \theta_T + 2D_{Pr10} \theta_2 \theta_T - D_{i5}] - C_{d0} a_0 D_i \quad \dots \dots (4.37) \end{aligned}$$

en genel formunda elde edilmiştir. $P_{Pr1}, P_{Pr2}, \dots, P_{Pr10}$ katsayıları Tablo 4.5'de verilen bu bağıntının, boyutsuz sürüklenme katsayısı cinsinden ifadesi ise:

$$\begin{aligned}
C_{Dpr\alpha} = \frac{\sigma C_{D0} a_0^2}{2\mu^2} [& D_{pr1}\theta_0^2 + D_{pr2}\theta_1^2 + D_{pr3}\theta_2^2 + D_{pr4}\theta_T^2 \\
& + 2D_{pr5}\theta_0\theta_1 + 2D_{pr6}\theta_0\theta_2 + 2D_{pr7}\theta_0\theta_T + 2D_{pr8}\theta_1\theta_2 \\
& + 2D_{pr9}\theta_1\theta_T + 2D_{pr10}\theta_2\theta_T - D_{i5}] - C_{D0} C_{D1} \quad \dots (4.38)
\end{aligned}$$

$$D_{pr1} = \frac{1}{3} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{I_2}{\cos^2 \Lambda} + \frac{1}{2} \left[k - \alpha_c + \frac{1-k}{\cos^3 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$D_{pr2} = \frac{1}{6} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{I_2}{2\cos^2 \Lambda} + \frac{1}{4} \left[k - \alpha_c + \frac{1}{2} \frac{(1-k)(2 - \cos 2\Lambda)}{\cos^3 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$D_{pr3} = \frac{1}{6} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{I_2}{2\cos^2 \Lambda} + \frac{1}{8} \left[3(k - \alpha_c) + (1-k) \frac{2 + \cos 2\Lambda}{\cos^3 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$D_{pr4} = \frac{1}{5} (k^5 - \alpha_c^5) + I_4 + 2k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_3 + k^2 \frac{\sin^4 \Lambda}{\cos^2 \Lambda} I_2 + \frac{1}{2} \left[\frac{1}{3} (k^3 - \alpha_c^3) + \frac{1}{3} \frac{1-k^3}{\cos^3 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$D_{pr5} = -\frac{\tan \Lambda}{\cos \Lambda} I_1 \mu \quad I_4 = \frac{(1 - k \sin^2 \Lambda)^5 - (k \cos^2 \Lambda)^5}{5 \cos^5 \Lambda}$$

$$D_{pr6} = \left[\frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + \frac{I_1}{\cos \Lambda} \right] \mu$$

$$D_{pr7} = \frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 + k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_2 + \frac{1}{4} \left[k^2 - \alpha_c^2 + \frac{1-k^2}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$D_{pr8} = -\frac{1}{4} \frac{\tan \Lambda}{\cos \Lambda} (1-k) \mu^2$$

$$D_{pr9} = -\sin \Lambda \left(I_2 + k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_1 \right) \mu$$

$$D_{pr10} = \left[\frac{1}{3} (k^3 - \alpha_c^3) + I_2 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_1 \right] \mu$$

Tablo 4.5 Hücüm açısı etkisinden doğan ilave profil sürüklemesi bağıntısı katsayıları.

4.5.2.2 Sıkışabilme etkisi

3. Bölümde, konvansiyonel rotor palaları üzerindeki sıkışabilme etkileri incelemesinde, bu etkiden doğan ilave profil sürüklemesinin, toplam profil sürüklemesine oranının; deniz seviyesinden başlayarak yüksek irtifalara (10000 ft.-3000 m.) doğru çıkıldıkça, % 4 ila % 13 arasında bir deği-

sim gösterdiği bulunmuştu. OARP tasarımındaki ana amaç da, bu ilave sürüklemenin ortadan kaldırılmasıdır.

Bu çalışmada, OARP'lerin geometrilerinin Bölüm 4.2.1 de 4.8 ve 4.9 bağıntılarında verilen kriterlere uygun olduğu; dolayısıyla palanın sıkışabilmeden doğan ilave profil sürüklemesinden etkilenmediği kabul edilecektir.

4.5.2.3 Gerileyen pala üzerindeki ters akışın etkisi

Bu etki, Bölüm 3.3.4'de detaylı olarak incelenmiş ve ihmal edilebilir mertebelerde olduğu belirtilmişti.

Yukarıda belirtilen koşullar altında, OARP'lerden meydana gelen rotorun toplam profil sürüklemesi; 4.34 ve 4.36 bağıntılarından:

$$D_{Pr} = D_{Pre} + (\Delta D_{Pr})_{\alpha} \dots\dots\dots(4.39)$$

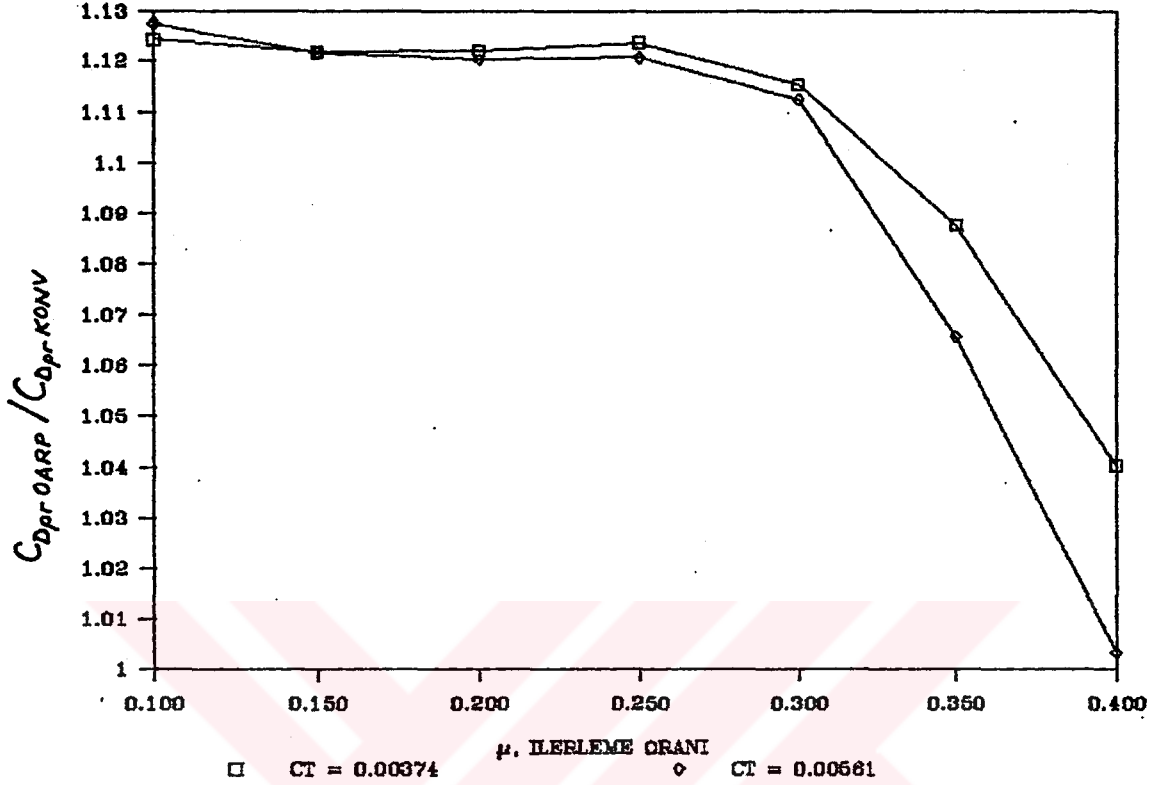
veya boyutsuz sürüklenme katsayısı cinsinden:

$$C_{DPr} = C_{DPre} + C_{DPr\alpha} \dots\dots\dots(4.40)$$

olarak bulunur. Halbuki, konvansiyonel palaların kullanıldığı, rotorların toplam profil sürüklemesi:

$$D_{Pr} = D_{Pre} + D_{Pr\alpha} + (\Delta D_{Pr})_{\alpha}$$

şeklindedir. Fakat, 4.34 ve 4.36 bağıntıları ve 3. Bölümde verilmiş olan 3.31 bağıntısının kullanılması ile OARP'lerden ($k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$) meydana gelen rotorun profil sürüklemesinin, konvansiyonel palalı rotorun profil sürüklemesine oranı hesaplanmış ve Şekil 4.21'de verilmiştir. Buna göre, konvansiyonel palanın sıkışabilme etkisinden uzak olduğu ($\mu < 0.3$) ilerleme oranlarında, OARP'nin profil sürüklemesi % 12 kadar daha fazladır. Ancak, konvansiyonel palada sıkışabilme etkisinin olduğu yüksek ilerleme oranlarında bu fark azalmaktadır.



Sekil 4.21 OARP'li rotorun profil sürüklemesinin, konvansiyonel palalı rotorun profil sürüklemesine oranı.

4.5.3 OARP'li rotorun toplam sürüklemesi

OARP'lerden meydana gelen bir rotorun, ileri doğru uçuş halindeki toplam sürüklemesi ise:

$$C_D = 2D / \rho AV_H^2$$

şeklindeki, boyutsuz sürüklenme katsayısı kabulü ile; 4.33, 4.35 ve 4.38 bağıntılarının toplamı olarak:

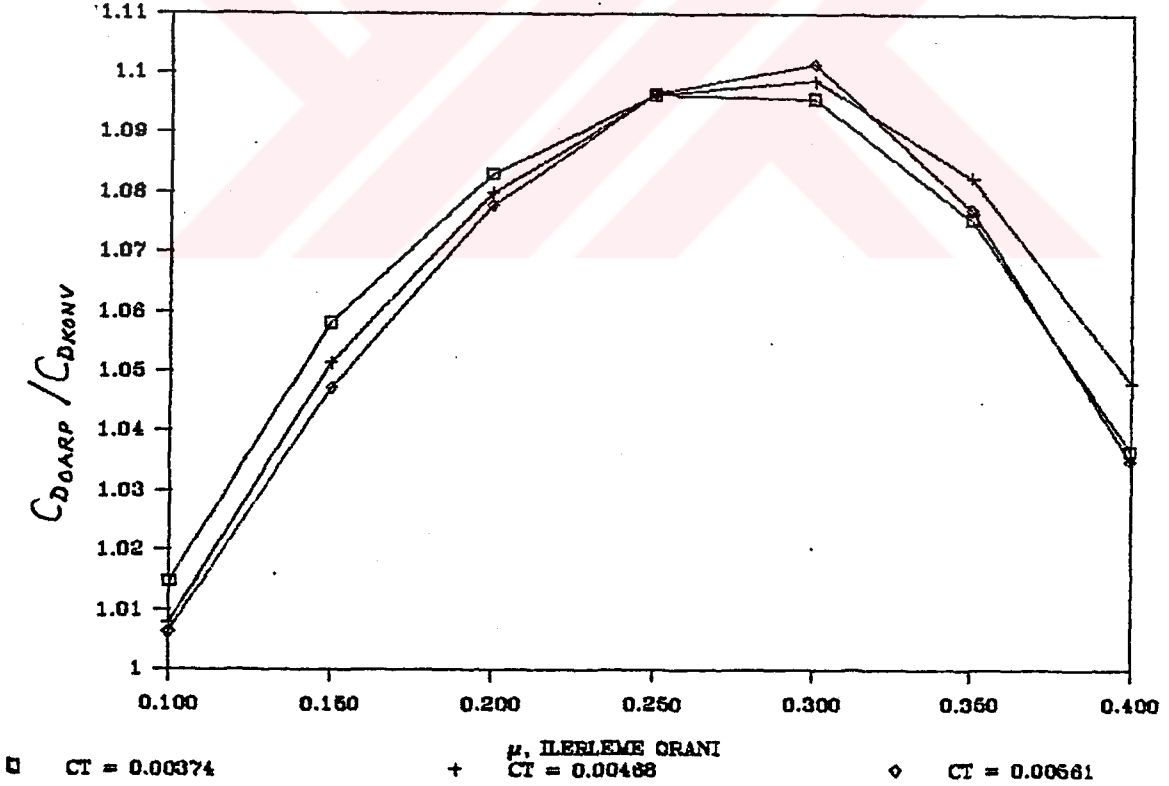
$$C_D = C_{D1} + C_{Dpre} + C_{Dpre} \dots \dots \dots (4.41)$$

formunda bulunur. Bu bağıntı ve konvansiyonel palalı rotor için geçerli olan:

$$C_D = C_{D1} + C_{Dpre} + C_{Dpre} + C_{Dpre}$$

bağıntısından yararlanılarak, OARP'li rotorun sürüklemesinin, konvansiyonel palalı rotorun sürüklemesine oranı hesap-

lanmış ve Şekil 4.22'de verilmiştir. Buna göre, düşük hızlarda her iki tip rotorun sürüklenme kuvvetleri arasında büyük bir fark yoktur. Ancak, $\mu = 0.3$ gibi helikopter seyahat hızlarında; OARP'li rotorun sürüklenmesi % 9 - 10 daha fazla olmaktadır. Bu hızdan sonra görülen fark azalması ise, konvansiyonel palanın sıkışabilme etkisine girmesi nedeniyledir. Sürüklenme kuvvetleri arasındaki bu farklılığın ana nedeni; Şekil 4.11'de verilen kesit etkin hücum açıları dağılımından da anlaşılacağı gibi ok açılı kısımlarda meydana gelen yüksek etkin hücum açıları ve bunun doğurduğu yüksek profil sürüklenmesidir. Ayrıca, rotor çekme kuvvetlerinin incelenmesi sırasında açıklandığı gibi, OARP'de pala alanının daha büyük olmasının da etkisi bulunmaktadır.



Şekil 4.22 OARP'li rotorun sürüklenmesinin, konvansiyonel palalı rotorun profil sürüklenmesine oranı.

4.6 OARP'li Rotorda Gerekli Güç

OARP'lerden meydana gelen bir helikopter rotoru için, ileri doğru uçuş halinde gereken gücün hesaplanmasında; Bölüm 4.4'de rotor çekme kuvvetinin analitik çözümü için yapılan kabullere uygun olarak; 3. Bölümde verilen pala elemanı teorisine dayalı yöntemlerden yararlanılmıştır.

4.6.1 OARP'li rotorda indüklenmiş sürüklenme için gereken güç

Bir pala elemanının, V_∞ hızına karşı hareketi için gerekli olan güç:

$$dP = V_\infty dD$$

ve bu elemanın indüklenmiş sürüklenmesi:

$$dD_i = (v_i/V_\infty)dL$$

olduğuna göre, bu elemanın indüklenmiş sürüklenmesi için gereken güç:

$$dP_i = v_i dL$$

olacaktır. Bu durumda, OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklenmesi için gereken güç:

$$P_i = \frac{B\beta}{4\pi} a_{oc} \int_0^{2\pi} \left[\int_{r_c}^{kR} (V_{a1}^2 v_{i1} \theta_{k^2} - V_{a1} v_{i1}^2) dr + \frac{1}{\cos \lambda} \int_{kR}^R (V_{a2}^2 v_{i2} \theta_{k^2} - V_{a2} v_{i2}^2) dr \right] d\psi \quad \dots (4.42)$$

bağıntısından:

$$P_i = B \frac{\beta}{2} a_{oc} C R V_T^3 [P_{i1} \theta_0 + P_{i2} \theta_1 + P_{i3} \theta_2 + P_{i4} \theta_T - P_{i5}] \quad (4.43)$$

en genel formunda bulunur. $C_F = P / A V_T^3$ şeklindeki boyutsuz güç katsayısı [24] kabulüyle, 4.43 bağıntısı:

$$C_{P1} = \frac{\sigma_{a0}}{2} [P_{11}\theta_0 + P_{12}\theta_1 + P_{13}\theta_2 + P_{14}\theta_T - P_{15}] \dots (4.44)$$

haline gelir. Bu bağıntıya ait P_{11} , P_{12} , ... , P_{15} katsayılarının, 4.42 bağıntısından hesaplanmış değerleri Tablo 4.6 da verilmektedir.

Bir OARP'li ($k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$) rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken güce oranı 4.44 bağıntısından yararlanılarak hesaplanmış ve Şekil 4.23'de verilmiştir. Buradan görüldüğü gibi, düşük rotor çekme kuvvetleri ve düşük ilerleme oranlarında; OARP'li rotorda indüklenmiş sürüklenme için gereken güç, konvansiyonel rotordakinden % 11 daha azdır. Fakat, ilerleme oranı arttıkça bu fark % 9 mertebesine inmektedir. Büyük rotor çekme kuvvetlerinde ise % 10 ile % 8 arasında bir değişim görülmektedir

4.6.2 OARP'li rotorda profil sürüklemesi için gereken güç

OARP'li rotorun profil sürüklemesi için gereken gücün hesaplanmasında, rotorun profil sürüklemesinde olduğu gibi, minimum profil sürüklemesi ve hücum açılarının etkisi gözönüne alınmıştır. Buna göre, minimum profil sürüklemesi için gereken güç:

$$P_{PFO} = C_{d0} \frac{B^2}{4\pi} c \int_0^{2\pi} \left[\int_{r_c}^{kR} V_{a1}^2 dr + \frac{1}{\cos \Lambda} \int_{kR}^R V_{a2}^2 dr \right] d\psi \dots (4.45)$$

bağıntısından:

$$P_{PFO} = C_{d0} \frac{B^2}{2} c R V_T^3 \left[\frac{k^4 - x_c^4}{4} + I_3 + \frac{3}{4} (k^2 - x_c^2 + \frac{2}{3} I_1) \mu^2 \right] \dots (4.46)$$

olarak bulunur.

$$P_{i1} = \left\{ \frac{1}{3} (k^2 - \alpha_c^2) + \frac{I_2}{\cos \Lambda} + \frac{1}{2} \left[k - \alpha_c + \frac{1-k}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2 \right\} \frac{v_{i0}}{V_T} - \left\{ \frac{1}{3} (k^2 - \alpha_c^2) + \frac{I_2}{\cos \Lambda} \right\} \mu \frac{v_{is}}{V_T} - k \tan \Lambda I_1 \mu \frac{v_{ie}}{V_T}$$

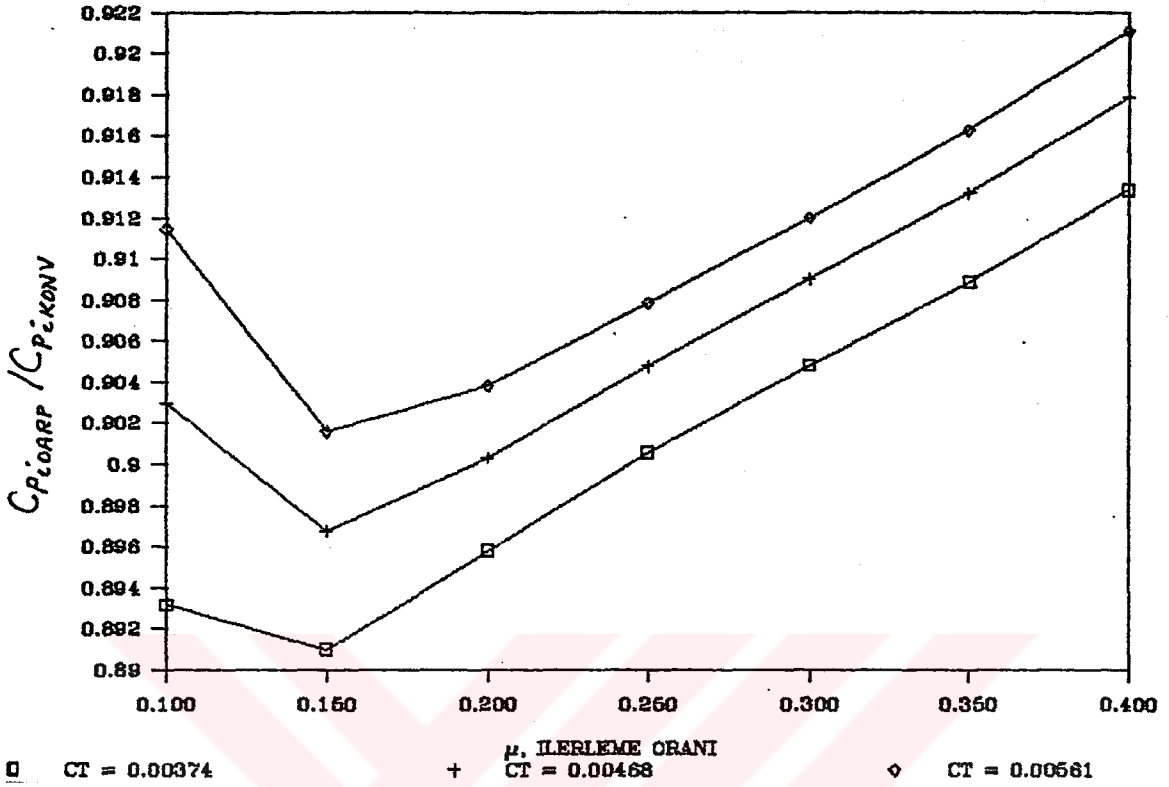
$$P_{i2} = -\tan \Lambda I_1 \mu \frac{v_{i0}}{V_T} + \frac{1}{2} \left\{ \frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 + k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_2 + \frac{1}{8} \left[k^2 - \alpha_c^2 + \frac{1-k^2-4k(1-k)\sin^2 \Lambda}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2 \right\} \frac{v_{is}}{V_T} + \frac{\tan \Lambda}{2} \left\{ I_3 - k I_2 \cos \Lambda + \frac{3(1-k^2) - 2k(1-k)(1+2\sin^2 \Lambda)}{8 \cos^2 \Lambda} \mu^2 \right\} \frac{v_{ie}}{V_T}$$

$$P_{i3} = \left[\frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + I_1 \right] \mu \frac{v_{i0}}{V_T} + \frac{\tan \Lambda}{2} \left\{ I_3 - k I_2 \cos \Lambda + \frac{1-k^2-2k(1-k)(2+\cos 2\Lambda)}{8 \cos^2 \Lambda} \mu^2 \right\} \frac{v_{ie}}{V_T} - \frac{1}{2} \left\{ \frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 + k \frac{\sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} I_2 + \frac{1}{8} \left[3(k^2 - \alpha_c^2) + \frac{3(1-k^2) - 4k(1-k)\sin^2 \Lambda}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2 \right\} \frac{v_{is}}{V_T}$$

$$P_{i4} = \left\{ \frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_2 + \frac{1}{4} \left[k^2 - \alpha_c^2 + \frac{1-k^2}{\cos \Lambda} \right] \mu^2 \right\} \frac{v_{i0}}{V_T} - k \sin \Lambda (I_2 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_1) \mu \frac{v_{ie}}{V_T} - \left[\frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_2 \right] \mu \frac{v_{is}}{V_T}$$

$$P_{i5} = \left[\frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + I_1 \right] \left(\frac{v_{i0}}{V_T} \right)^2 + \frac{1}{2} \left[\frac{1}{4} (k^4 - \alpha_c^4) + I_3 + k^2 \sin^2 \Lambda I_1 \right] \frac{v_{ie}^2 + v_{is}^2}{V_T^2} - \left[\frac{1}{2} (k^2 - \alpha_c^2) + I_1 \right] \mu \frac{v_{i0} v_{is}}{V_T^2} - k(1-k) \tan \Lambda \mu \frac{v_{i0} v_{ie}}{V_T^2}$$

Tablo 4.6 OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken güç bağıntısının katsayıları.



Şekil 4.23 OARP'li rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun indüklenmiş sürüklemesi için gereken güce oranı.

Profil sürüklemesi için gereken güç üzerinde, palanın çeşitli azimut ve açıklık konumlarındaki hücum açısının etkisi ise:

$$\begin{aligned}
 (\Delta P_{Pr})_{\alpha} = C_{d0} \frac{B\beta}{8\pi} c a_0^2 \int_0^{2\pi} \left[\int_{r_c}^{kR} (V_{a1}^2 \theta_k^2 - V_{a1} V_{11}^2) dr \right. \\
 \left. + \frac{1}{\cos \Lambda} \int_{kR}^R (V_{a2}^2 \theta_s^2 - V_{a2} V_{12}^2) dr \right] d\psi - C_{d0} a_0 P_1 \quad (4.47)
 \end{aligned}$$

bağıntısından:

$$\begin{aligned}
 (\Delta P_{Pr})_{\alpha} = C_{d0} \frac{B\beta}{4} c R a_0^2 V_T^3 [P_{Pr1} \theta_0^2 + P_{Pr2} \theta_1^2 + P_{Pr3} \theta_2^2 \\
 + P_{Pr4} \theta_T^2 + 2P_{Pr5} \theta_0 \theta_1 + 2P_{Pr6} \theta_0 \theta_2 + 2P_{Pr7} \theta_0 \theta_T + 2P_{Pr8} \theta_1 \theta_2 \\
 + 2P_{Pr9} \theta_1 \theta_T + 2P_{Pr10} \theta_2 \theta_T - P_{15}] - C_{d0} a_0 P_1 \quad \dots \dots (4.48)
 \end{aligned}$$

$$P_{pr1} = \frac{1}{4}(k^4 - \alpha_c^4) + \frac{I_3}{\cos^2 \Lambda} + \frac{3}{2} \left(\frac{k^2 - \alpha_c^2}{2} + \frac{I_1}{\cos^2 \Lambda} \right) \mu^2$$

$$P_{pr2} = \frac{1}{8}(k^4 - \alpha_c^4) + \frac{I_3}{2\cos^2 \Lambda} + \frac{3}{8} \left[\frac{k^2 - \alpha_c^2}{2} + \frac{I_1(2 - \cos 2\Lambda)}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$P_{pr3} = \frac{1}{8}(k^4 - \alpha_c^4) + \frac{I_3}{2\cos^2 \Lambda} + \frac{3}{8} \left[\frac{3}{2}(k^2 - \alpha_c^2) + \frac{I_1(2 + \cos 2\Lambda)}{\cos^2 \Lambda} \right] \mu^2$$

$$P_{pr4} = \frac{1}{6}(k^6 - \alpha_c^6) + I_5 \cos^2 \Lambda + k \sin \Lambda \cos 2\Lambda I_4 + k^2 \sin^4 \Lambda I_3 \\ + \frac{3}{2} \left[\frac{1}{4}(k^4 - \alpha_c^4) + I_3 \cos^2 \Lambda + k \sin \Lambda \cos 2\Lambda I_2 + k^2 \sin^4 \Lambda I_1 \right] \mu^2$$

$$I_5 = \frac{(1 - k \sin^2 \Lambda)^6 - (k \cos^2 \Lambda)^6}{6 \cos^6 \Lambda}$$

$$P_{pr5} = -\frac{3}{2} \frac{\tan \Lambda}{\cos \Lambda} \mu \left[I_2 + \frac{1-k}{4\cos \Lambda} \mu^2 \right]$$

$$P_{pr6} = \frac{3}{2} \left[\frac{1}{3}(k^3 - \alpha_c^3) + \frac{I_2}{\cos \Lambda} \right] \mu + \frac{3}{8} \left(k - \alpha_c + \frac{1-k}{\cos^2 \Lambda} \right) \mu^3$$

$$P_{pr7} = \frac{1}{5}(k^5 - \alpha_c^5) + I_4 + k \sin \Lambda \tan \Lambda I_3 + \frac{3}{2} \left[\frac{1}{3}(k^3 - \alpha_c^3) + I_2 + k \sin \Lambda \tan \Lambda I_1 \right] \mu^2$$

$$P_{pr8} = -\frac{3}{4} I_1 \tan \Lambda \mu^2$$

$$P_{pr9} = -\frac{3}{2} \sin \Lambda (I_3 + k \sin \Lambda \tan \Lambda I_2) \mu - \frac{3}{16} \frac{\tan \Lambda}{\cos \Lambda} (1 - k^2) \mu^3$$

$$P_{pr10} = \frac{3}{2} \left[\frac{1}{4}(k^4 - \alpha_c^4) + I_3 \cos \Lambda + k \sin^2 \Lambda I_2 \right] \mu + \frac{3}{16} \left[k^2 - \alpha_c^2 + \frac{1-k^2}{\cos \Lambda} \right] \mu^3$$

Tablo 4.7 Profil sürüklemesi için gereken güç üzerindeki hücum açılarının etkisini veren bağıntının katsayıları.

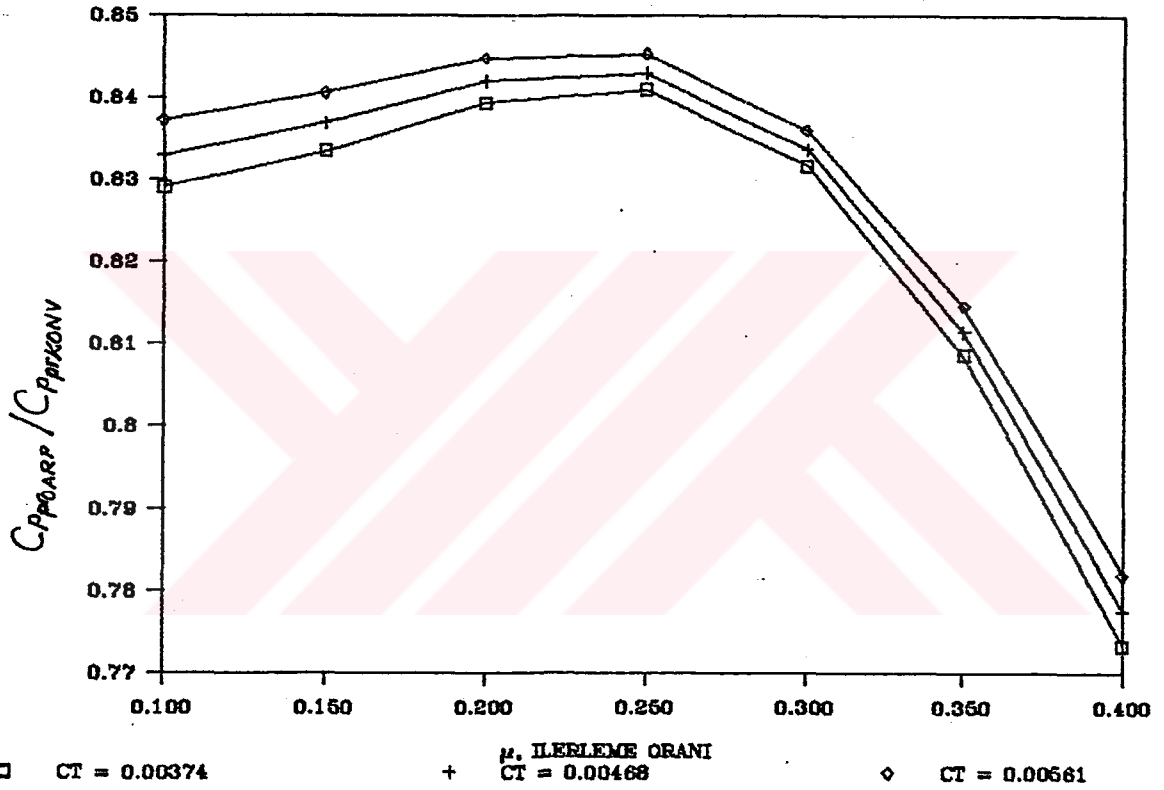
en genel formunda elde edilmiştir. Buradaki P_{pr1} , P_{pr2} , ... katsayılarının 4.48 bağıntısının çözümünden elde edilen değerleri Tablo 4.7'de verilmektedir. Bu güç bağıntısının, boyutsuz güç katsayısı cinsinden ifadesi ise:

$$C_{Ppr\alpha} = \frac{\sigma C_{d0} a_0^2}{4} [P_{pr1} \theta_0^2 + P_{pr2} \theta_1^2 + P_{pr3} \theta_2^2 + P_{pr4} \theta_T^2 \\ + 2P_{pr5} \theta_0 \theta_1 + 2P_{pr6} \theta_0 \theta_2 + 2P_{pr7} \theta_0 \theta_T + 2P_{pr8} \theta_1 \theta_2 \\ + 2P_{pr9} \theta_1 \theta_T + 2P_{pr10} \theta_2 \theta_T - P_{15}] - C_{d0} a_0 C_{P1} \dots (4.49)$$

olur. Buna göre toplam profil sürüklemesi için gereken güç:

$$C_{Ppr} = C_{Ppre} + C_{Ppra} \dots\dots\dots(4.50)$$

Halbuki, konvansiyonel palalı bir rotorda, 3. Bölümde de açıklandığı gibi, sıkışabilme etkileri nedeniyle, bu bağıntı içinde bir C_{Ppre} teriminin de bulunması gerekir.



Şekil 4.24 OARP'li rotorun profil sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun profil sürüklemesi için gereken güce oranı.

Bir OARP'li rotorun ($k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$) profil sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun profil sürüklemesi için gereken güce oranı, 4.49 bağıntısı yardımıyla hesaplanmış ve Şekil 4.24'de verilmiştir. Buna göre, konvansiyonel palanın sıkışabilme etkilerinden uzak kaldığı, $\mu < 0.3$ gibi ilerleme oranlarında; OARP'li rotorun profil sürüklemesi için gereken güç % 16 civarında daha az olmaktadır. Konvansiyonel palanın sıkışabilme etkilerine ma-

ruz kaldığı $\mu > 0.3$ hızlarında ise bu fark % 22'lere varmaktadır. Ayrıca, rotor çekme kuvveti arttıkça, elde edilen güç tasarrufunun azaldığı görülmektedir.

4.6.3 OARP'li rotorun sürüklemesi için gereken toplam güç

OARP'lerden meydana gelen bir rotorda sürükleme için gereken toplam güç; 4.44, 4.46 ve 4.49 bağıntılarının toplamı olarak, boyutsuz güç katsayısı cinsinden:

$$C_P = C_{P1} + C_{Ppro} + C_{Pprx} \dots\dots\dots(4.51)$$

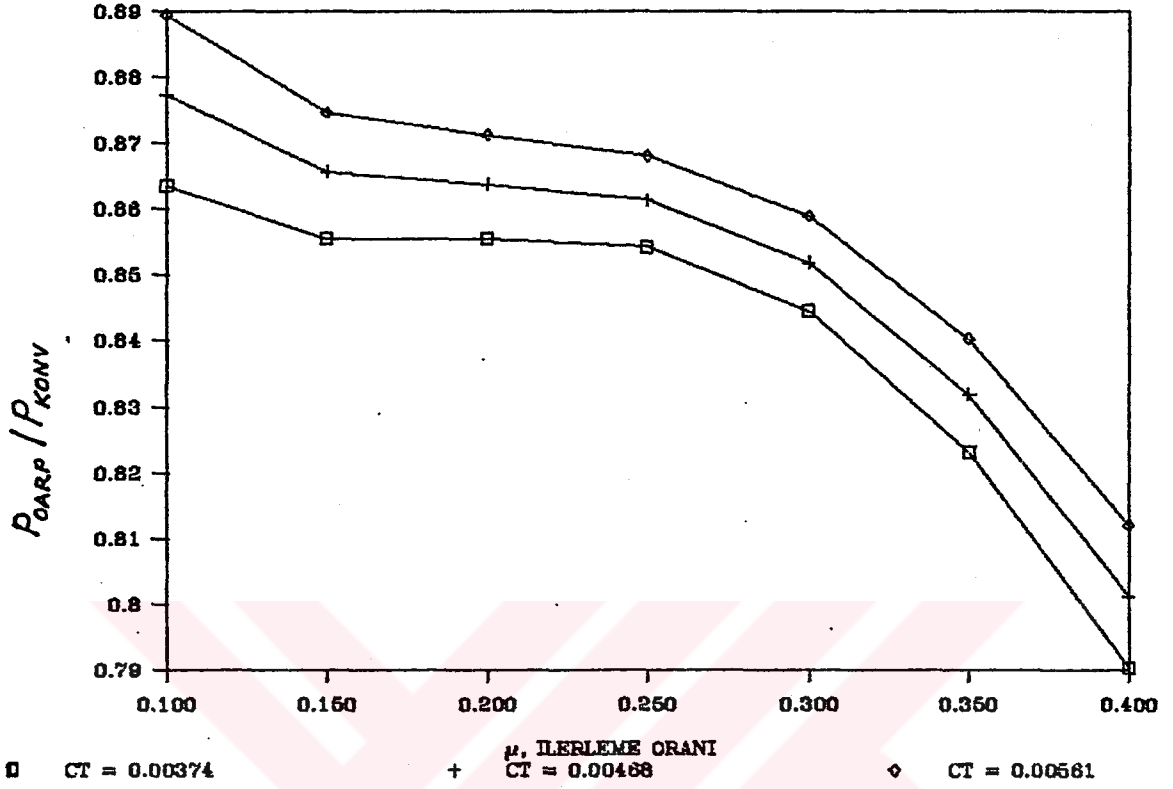
formunda bulunur. Bu bağıntı ve sıkışabilme etkileri nedeniyle konvansiyonel palalı rotor için geçerli olacak:

$$C_P = C_{P1} + C_{Ppro} + C_{Pprc} + C_{Pprx}$$

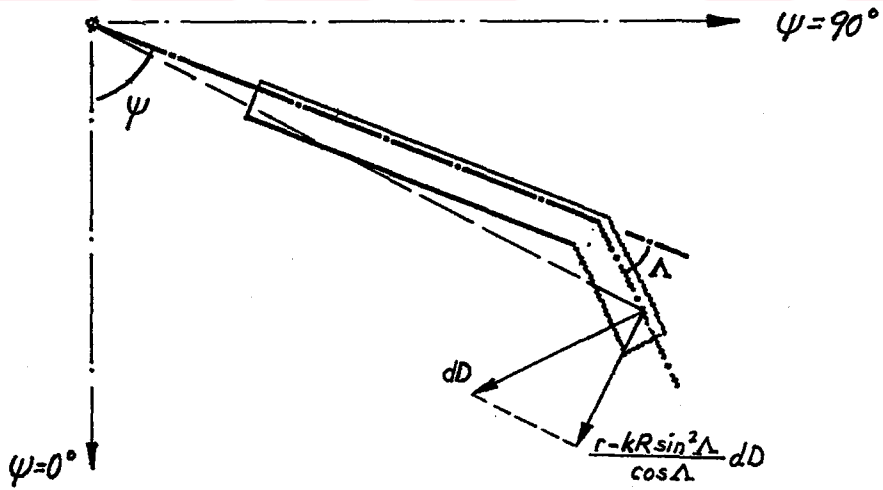
bağıntısı yardımıyla, OARP'li rotorun ($k = 0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$) sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun sürüklemesi için gereken güce oranı hesaplanmış ve sonuç Şekil 4.25'de grafik olarak verilmiştir. Elde edilen, bu sonuçlara göre OARP'li rotorla sağlanan güç tasarrufu; düşük hızlarda % 12 - 14, konvansiyonel palanın sıkışabilme etkilerine maruz kaldığı $\mu > 0.3$ hızlarında ise bu fark %22 lere varmaktadır. Ayrıca, rotor çekme kuvveti arttıkça, özellikle indüklenmiş sürükleme için gereken güç etkisiyle bu güç tasarrufunun azaldığı görülmektedir.

Bölüm 4.5'de OARP'li rotorun sürüklemesi için elde edilen sonuçlar ile, gerekli güç için elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında; bu büyüklükler arasında bir tezat bulunduğu görülmektedir. Artan sürüklemeye karşılık, gerekli güçteki azalmanın nedeni, ok açılı kısımlardaki pala elemanlarının meydana getirdiği rotor shaftına uyguladığı torktur.

Şekil 4.26'dan da görüleceği gibi OARP'nin ok açılı kısmındaki bir pala elemanı tarafından meydana getirilen tork; konvansiyonel paladaki:



Sekil 4.25 OARP'li rotorun toplam sürüklemesi için gereken gücün, konvansiyonel palalı rotorun toplam sürüklemesi için gereken güce oranı.



Sekil 4.26 OARP'de sürüklemenin neden olduğu tork.

$$dQ = r dD$$

yerine:

$$dQ = \frac{r - kR \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda} dD$$

kadardır. Bölüm 4.2.1'de verilen koşullar altında:

$$r > \frac{r - kR \sin^2 \Lambda}{\cos \Lambda}$$

olacağına göre, OARP'nin ok açılı kısmındaki bir pala elemanın sürüklemesinin rotor shaft ekseninde meydana getireceği tork konvansiyonel paladakinden daha azdır. Ancak, Şekil 4.11'den de görüldüğü gibi, palanın ok açılı kısımlarındaki yüksek hücum açıları, konvansiyonel paladakinden daha büyük sürüklenme kuvvetine neden olabilir; bunun sonucunda meydana gelen tork da konvansiyonel paladakinden daha büyük olabilir. Fakat, buraya kadar alınan örneklerde ($k=0.85$ ve $\Lambda = 45^\circ$) bu olumsuz etki ile karşılaşılmamıştır.

OARP'de gerekli güç ile ilgili incelemelerin de gösterdiği gibi, helikopter rotor palalarına ok açısı uygulanması, belirli oranlarda güç tasarrufu sağlayabilecektir. Ancak, özellikle, ok açılı kısımlardaki yüksek hücum açıları ve bundan doğabilecek tutunma kaybı ve yüksek sürüklenme kuvvetlerinin önlenmesi bakımından, Bölüm 4.2.1'de açıklanan kriterler çerçevesinde optimum palanın belirlenmesi gereklidir.

4.7 İleri Doğru Uçuşta Güç Tasarrufu için Optimum OARP

Bölüm 4.4'de bir helikopter rotorunun, havada tutunmayı sağlayan taşıma kuvveti ile ileri doğru uçuşu sağlayan çekme kuvvetini aynı anda sağladığı belirtilmişti ve bu iki kuvvetin bileşkesi ise "rotor çekme kuvveti" olarak tanımlanmıştı. Rotorun bu kuvvetleri üretmesi ise, Bölüm 4.6'da

detaylı olarak incelenen güç sarfiyatına neden olacaktır. Eğer bir rotor, aynı miktardaki rotor çekme kuvveti için ne kadar az güç gerektiyorsa, o kadar verimlidir. Bu verim:

$$C_T/C_P$$

oranı ile gösterilebilir. Herhangi bir helikopter rotoru için bu oran seyahat hızlarında maksimum değerlerde olmalıdır. O halde, maksimum güç tasarrufunu sağlayacak OARP geometrisi için de, bu oran maksimum değerde olmalıdır.

OARP'deki amaçlardan biri, sıkışabilme etkilerini minimuma indirmek olduğuna göre Bölüm 4.2.1'de, pala geometrisi için 4.8 ve 4.9 bağıntıları ile verilen kriterler, optimum palanın belirlenmesindeki kısıtlayıcılar olacaktır. Ancak, buraya kadar yapılan incelemelerde ele alınmamış olan, gerileyen paladaki tutunma kaybının da bir kısıtlayıcı faktör olarak ele alınması gerekir. Buna göre, tutunma kaybı açısından; palanın konvansiyonel kısmının kritik azimut konumu:

$$\psi = 270^\circ$$

ok açılı kısmının kritik azimut konumu ise:

$$\psi = \Lambda + 270^\circ$$

olduğu (Bkz. Bölüm 4.2.1) gözönünde tutularak, ve pala kesitleri için tutunma kaybının başladığı hücum açısı, α_{max} ile tanımlanıp; palanın konvansiyonel kısmı için (4.18 bağıntısından):

$$\alpha_{max} > \theta_0 - \theta_2 + \theta_{Tx} - \frac{v_{10} + xv_{10}}{V_T (x - \mu)} \dots\dots(4.52)$$

ok açılı kısmı için (4.19 bağıntısından):

$$\alpha_{max} > \frac{\theta_0 + \theta_1 \sin \Lambda - \theta_2 \cos \Lambda}{\cos \Lambda} + \theta_{Tx} - \frac{2v_{10} \cos \Lambda + v_{10} k \sin 2\Lambda + 2v_{10} (x - k \sin^2 \Lambda)}{2V_T (x - k \sin^2 \Lambda - \mu \cos \Lambda)} \dots\dots(4.53)$$

koşullarının sağlanması gereklidir.

Rotor çekme kuvveti için verilen 4.30; gerekli güç için verilen 4.44, 4.46 ve 4.49 bağıntılarının k , Λ ve μ değerlerine bağlı çok sayıda katsayı içermesi nedeniyle; belirli bir ilerleme oranı ve helikopter ağırlığı için, C_T/C_P oranını maksimum yapacak, optimum k ve Λ değerlerinin analitik yöntemlerle belirlenmesi oldukça güçtür. Fakat, analitik çözüm için, çekme kuvveti ve gerekli güç bağıntılarını basitleştirici kabuller yapılması da, bu bağıntıların elde edilmesi esnasında pek çok basitleştirici kabulün zaten yapılmış olması nedeniyle, hesaplamalarda hata oranını arttıracığından, uygun değildir. Bu nedenle, nümerik optimizasyon yapmak daha uygun görülmüştür.

C_T/C_P oranını maksimum yapacak, optimum k ve Λ değerlerinin (dolayısıyla, optimum OARP geometrisinin) belirlenmesi amacıyla, nümerik optimizasyon için Şekil 4.27'de akış diagramı verilen bilgisayar yazılımı kullanılmıştır. Optimizasyonda kullanılan giriş değerleri ise Referans 20, 36 ve 37 ile yapılan çalışma sonucunda çeşitli helikopterlerin Tablo 4.8'de verilen özelliklerinden yararlanılarak aşağıdaki gibi, seçilmiştir:

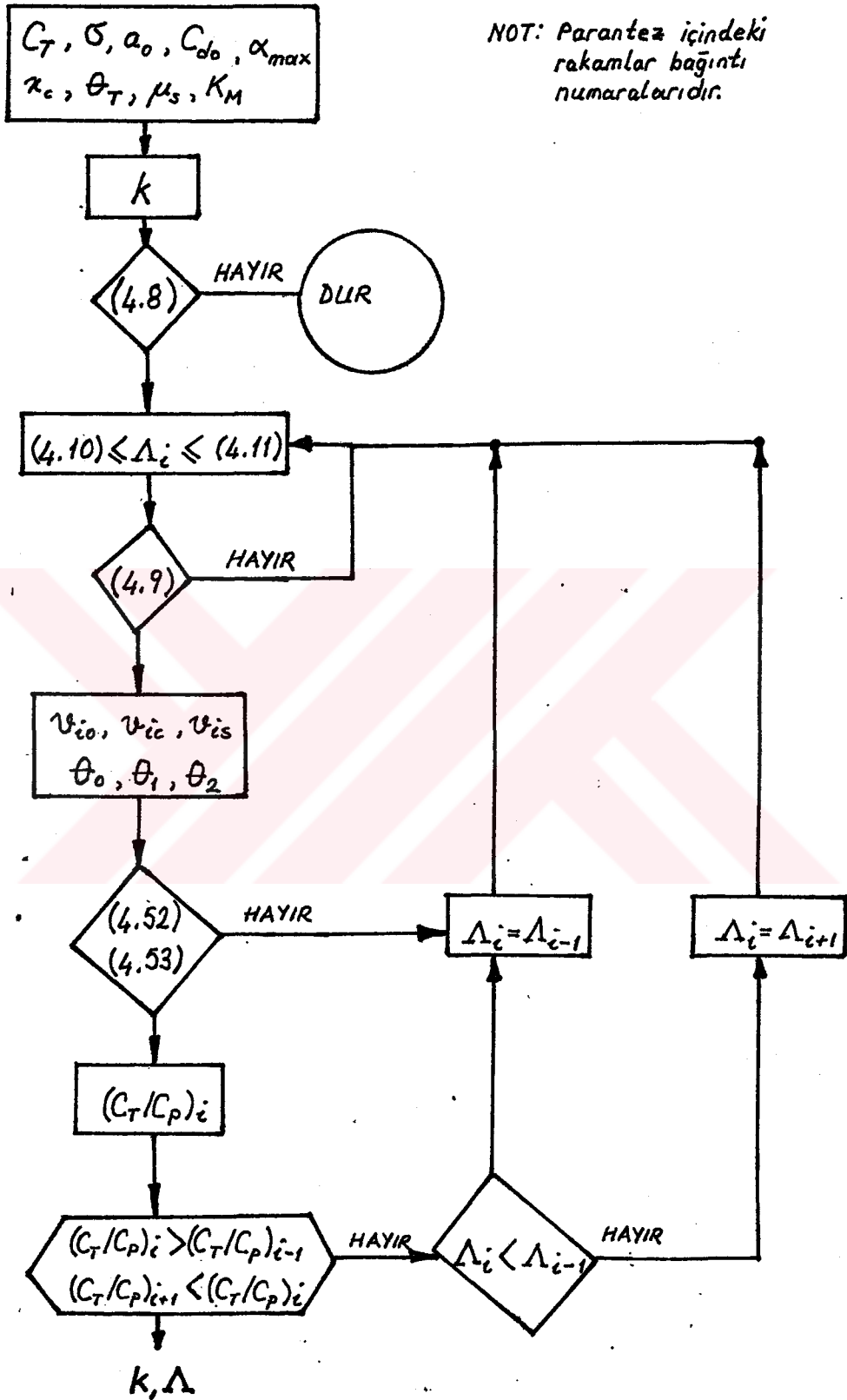
1. Rotor çekme kuvveti katsayısı - Rotor çekme kuvvetinin helikopter ağırlığına eşit olduğu kabul edilerek, üç değer (0.004, 0.006 ve 0.008) için ayrı ayrı optimizasyon yapılmıştır.

2. Rotor katılık oranı - Tablo 4.8'deki helikopterlerin rotor katılık oranları ile hover halindeki çekme kuvveti katsayıları arasında:

$$\sigma = 11.75C_{Tn} + 0.0095$$

bağıntısı bulunduğu görülmüş ve optimizasyonda bu bağıntı kullanılmıştır.

3. Pala profili taşıma katsayısının hücum açısıyla



Sekil 4.27 Optimum OARP geometrisinin belirlenmesi için bilgisayar yazılımı akış diğramı.

HELİKOPTER	Wto [kg]	R [m]	W/A [kg/m ²]	Ves [km/saat]	RPM	VT [d/d]	u [m/s]
AS.332L1 SUPER PUMA	8600	7.800	44.99	267	265	216	0.342
SA.365N1 DAUPHIN 2	4100	5.970	36.62	283	350	219	0.360
MBB/KAWASAKI BK.117A-4	3200	5.500	33.67	248	383	221	0.313
MBB BO.105CBS	2500	4.920	32.87	243	424	218	0.308
MCDONNELL MD.500E	1361	4.015	26.87	239	478	201	0.330
BELL 412SP	5397	7.010	34.96	228	314	231	0.275
BELL 222	3560	6.058	30.88	257	348	221	0.324
MCDONNELL MD.530F	1406	4.165	25.80	241	478	208	0.321
AS.355F2 ECUREUIL 2	2540	5.345	28.30	226	394	221	0.285
AGUSTA A.109A MK.11	2600	5.500	27.36	278	385	222	0.348
BELL 222B/UT	3742	6.400	29.08	248	348	233	0.295
BELL 212 TWIN TWO-TWELVE	5080	7.345	29.97	185	324	249	0.206
AS.350B/D ECUREUIL	1950	5.345	21.73	232	386	216	0.298
HYNES H.5	1315	4.370	21.92	178	485	222	0.223
BELL 206B JETRANGER III	1451	5.080	17.90	213	394	210	0.282
BELL 206L-1/3 LONGRANGER	1882	5.640	18.83	204	394	233	0.243

Tablo 4.8 Çeşitli helikopterlerin ağırlık, ekonomik seyahat hızı, rotor devir sayısı, disk yüklemesi ve ilerleme oranları.

değişim eğrisinin eğimi - teorik değer olan 2π [19] yerine, 5.65 kullanılmıştır.

4. Pala profilinin minimum sürükleme katsayısı - günümüz helikopterlerinde 0.008 - 0.010 değerleri arasında değiştiği için [11], 0.009 ortalama değeri esas alınmıştır.

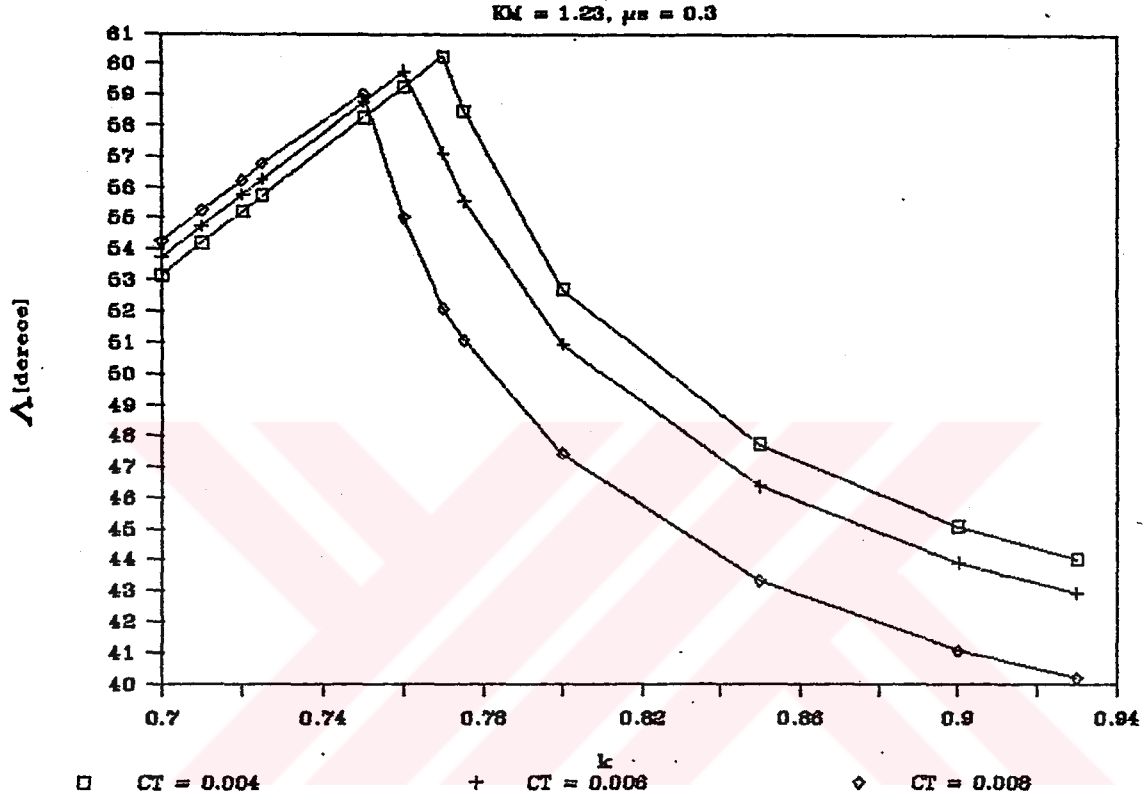
5. Pala kök noktası - 3. Bölümde, Tablo 3.1'de elde edilen ortalama değer olan 0.221 kullanılmıştır.

6. Palanın yapısal burulma açısı -Günümüz helikopterleri için ortalama değer olan $\theta_T = -10^\circ$ [30] seçilmiştir.

7. Ekonomik seyahat hızına ait ilerleme oranı - Tablo 4.8'deki helikopterler için ortalama değer olan $\mu_w = 0.3$ kullanılmıştır.

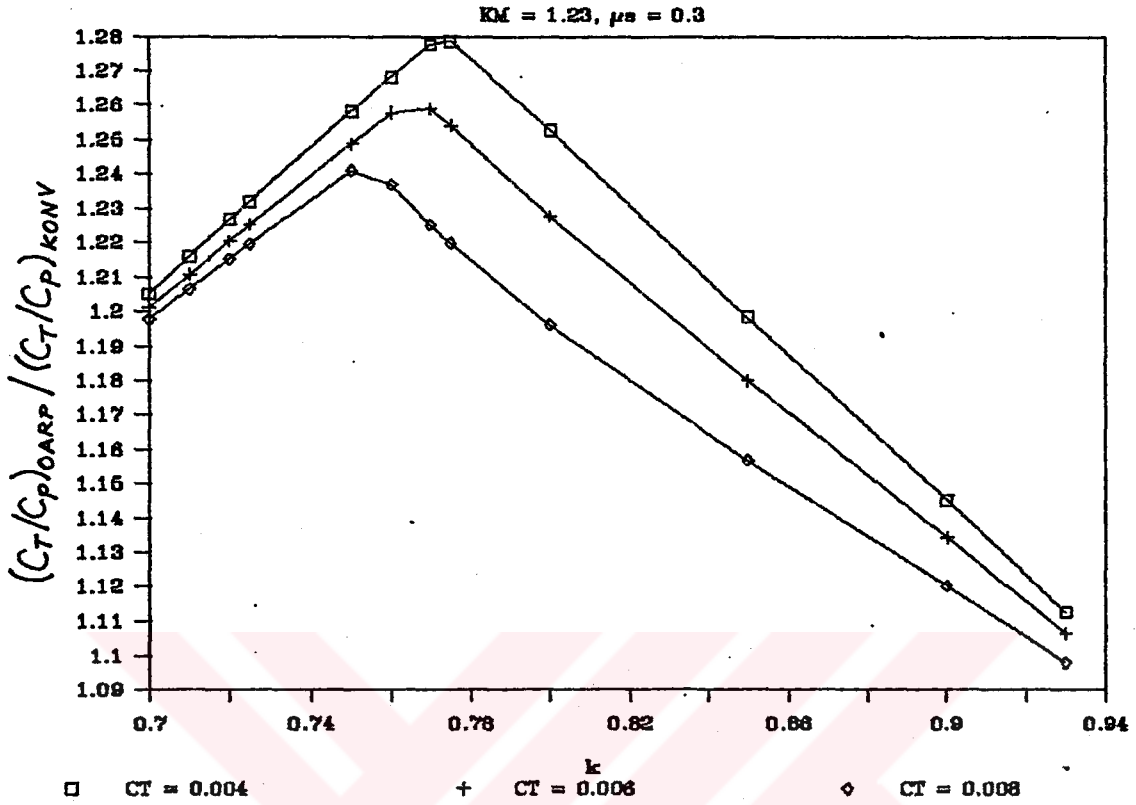
8. Pala profilinin kuvvet diverjans Mach sayısının, pala ucunun radyal hızına ait Mach sayısına oranı - Bölüm 4.2.1'e göre, $K_M = 1.23$ alınmıştır.

9. Kullanılan pala profili için tutunma kaybının 12° de başladığı kabul edilmiştir. Aerodinamik karakteristikleri Ek - A'da verilen OA.209C profili de bunu doğrulamaktadır.



Sekil 4.28 Maksimum C_T/C_P oranını veren ok açıları ve ok açısının başladığı açıklık konumları.

Yukarıda verilen giriş değerlerine göre, her C_T ve k değeri için, maksimum C_T/C_P oranını veren ok açılarına ait eğriler Sekil 4.28'de verilmektedir. Her C_T için OARP'deki maksimum C_T/C_P oranının, konvansiyonel palanın C_T/C_P oranına, oranını gösteren Sekil 4.29'daki eğriler ise; maksimum güç tasarrufunun $k = 0.75 - 0.78$ ve bu k değerlerine karşılık gelen $\Lambda = 58 - 60^\circ$ ok açılarında meydana geldiğini göstermektedir. Bu sonuçlara göre, OARP uygulaması ile; küçük rotor çekme kuvveti katsayılarında, konvansiyonel palalı rotora nazaran % 28 daha büyük C_T/C_P oranı; büyük rotor çekme kuvveti katsayılarında ise, konvansiyonel palalı roto-

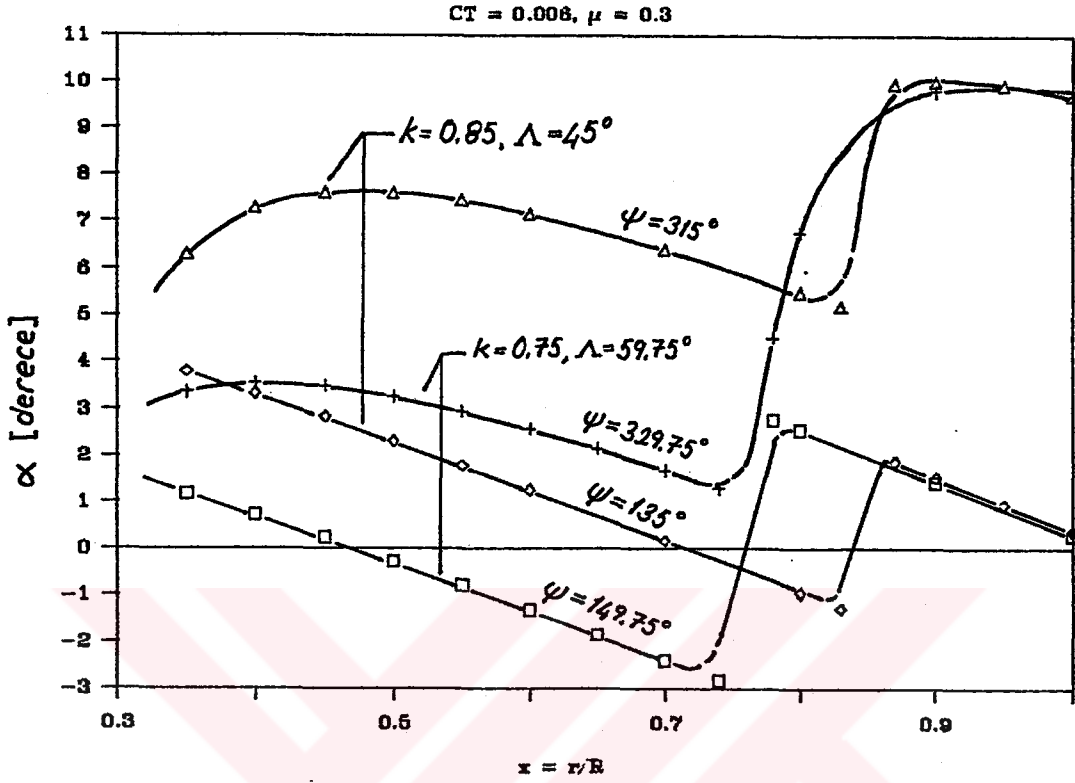


Sekil 4.29 Optimum OARP geometrileri için C_T/C_P oranlarının, konvansiyonel palaların C_T/C_P oranları ile karşılaştırılması.

ra nazaran % 24 daha büyük C_T/C_P oranı elde etmek mümkündür. Fakat, bu şekilde optimize edilmiş olan palalardan, büyük ok açılı olanlarında, özellikle ilerleyen palanın kritik azimut konumu olan:

$$\psi = \alpha + 90^\circ$$

konumunda büyük bir negatif taşıma kuvveti ile karşılaşılacağı görülmektedir (Şekil 4.30). Buna göre, ilerleyen palanın yaklaşık % 35'lik kısmında negatif taşıma kuvveti oluşurken, sadece % 65'lik bir kısmı pozitif taşıma kuvveti sağlamaktadır. Gerileyen palanın kritik azimut konumunda ise ok açılı kısım ile konvansiyonel kısmın kesit hücum açıları arasında büyük bir farklılık bulunduğu görülmektedir. Bu durumda meydana gelecek, taşıma dağılımı dengesizliğinin rotor ve palaların dinamik davranışları üzerindeki etkileri



Sekil 4.30 Büyük ok açılarının ilerleyen ve gerileyen palanın kritik azimut konumlarında, hücum açısı üzerindeki etkisi.

flaplama davranışları incelenmediğinden bilinmemektedir. Ayrıca bu taşıma dağılımı dengesizliğinin, çift palalı helikopterlerde, büyük bir yalpa kararsızlığına yol açması beklenmelidir. Ancak, daha büyük k ve daha küçük Λ değerlerinde, ilerleyen paladaki negatif taşıma ve gerileyen paladaki büyük hücum açısı etkisinin azaldığı görülmektedir. Bu nedenle, büyük ok açılı palalara nazaran daha küçük ok açılı palaların tercih edilmesi uygundur. Çünkü, 45° civarındaki ok açıları ile de, konvansiyonel palaya nazaran % 15 - 20 daha büyük C_T/C_P oranı elde edilebilmektedir.

4.8 OARP'nin Yakıt Sarfiyatına Etkisi

Bir helikopterde gerekli olan gücün bileşenleri ve bu bileşenlerin tanımları 2. Bölümde yapılmıştı. Bu bölümde buraya kadar olan incelemelerde ise, sadece rotor için gereken profil gücü ve indüklenme gücü ele alınmıştı. Halbuki, ekonomik seyahat hızı ile uçan bir helikopterde profil gücü ve indüklenme gücünün toplamı, Tablo 2.3 gözönünde bulundurulursa, toplam gerekli gücün % 30 ila % 45'i kadardır. Fakat OARP kullanıldığında, bu oranlarda da değişiklik olacaktır. Çünkü, 2. Bölümdeki incelemelerde kuyruk rotoru ve transmisyon için gereken gücün de, rotor için gereken gücün bir fonksiyonu olduğu ortaya konmuştu. OARP'nin gövdenin parazit sürüklemesi üzerinde de etkisi olabilir (indüklenme hızlarının farklı dağılımı nedeniyle); ancak, bu çalışmada bu etkinin olmadığı kabul edileceğinden, sürüklemenin bu bileşenin sabit kaldığı düşünülecektir. Bu durumda, rotor için gereken gücün, toplam gerekli güce oranı da farklı olacaktır.

2. Bölümde verilen 2.13 bağıntısıyla, ileri doğru uçan bir helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının:

$$q_k = (SFC)_m P_G / V_H$$

olduğu belirtilmişti. Bu durumda, 2. Bölümdeki 2.10 bağıntısından:

$$P_G = 1.05 [(1 + S_k/S) (P_i + P_{Pr}) + P_p]$$

veya boyutsuz güç katsayısı cinsinden:

$$C_{P_G} = 1.05 [(1 + S_k/S) C_P + C_{P_p}]$$

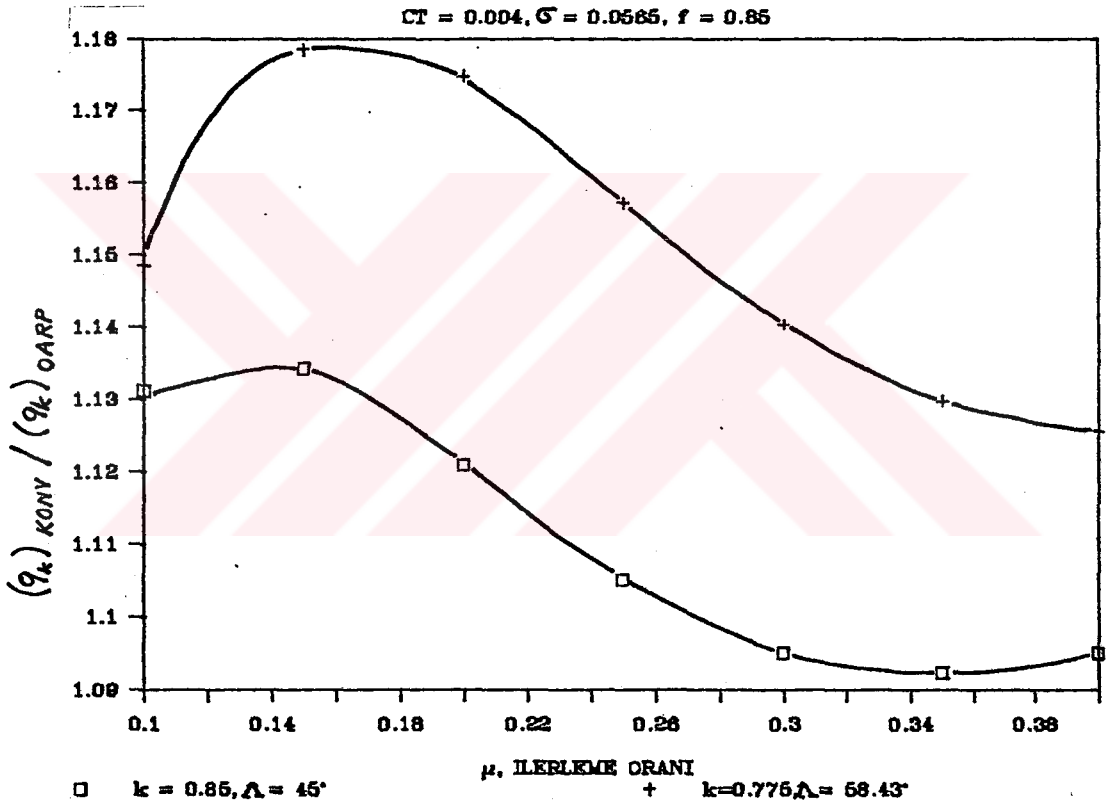
olacağına göre, kilometrik yakıt sarfiyatının boyutsuz güç katsayısı ve rotor çekme kuvveti katsayısı cinsinden ifadesi:

$$q_k = 1.05 (SFC)_m \frac{T}{\mu C_T} [(1 + S_k/S) C_P + C_{P_p}] \quad \dots (4.54)$$

olacaktır. Palaların kullanıldığı helikopterlerin gövdelerinin, parazit sürüklemeleri aynı ise, kilometrik yakıt sarfiyatlarının birbirine oranı:

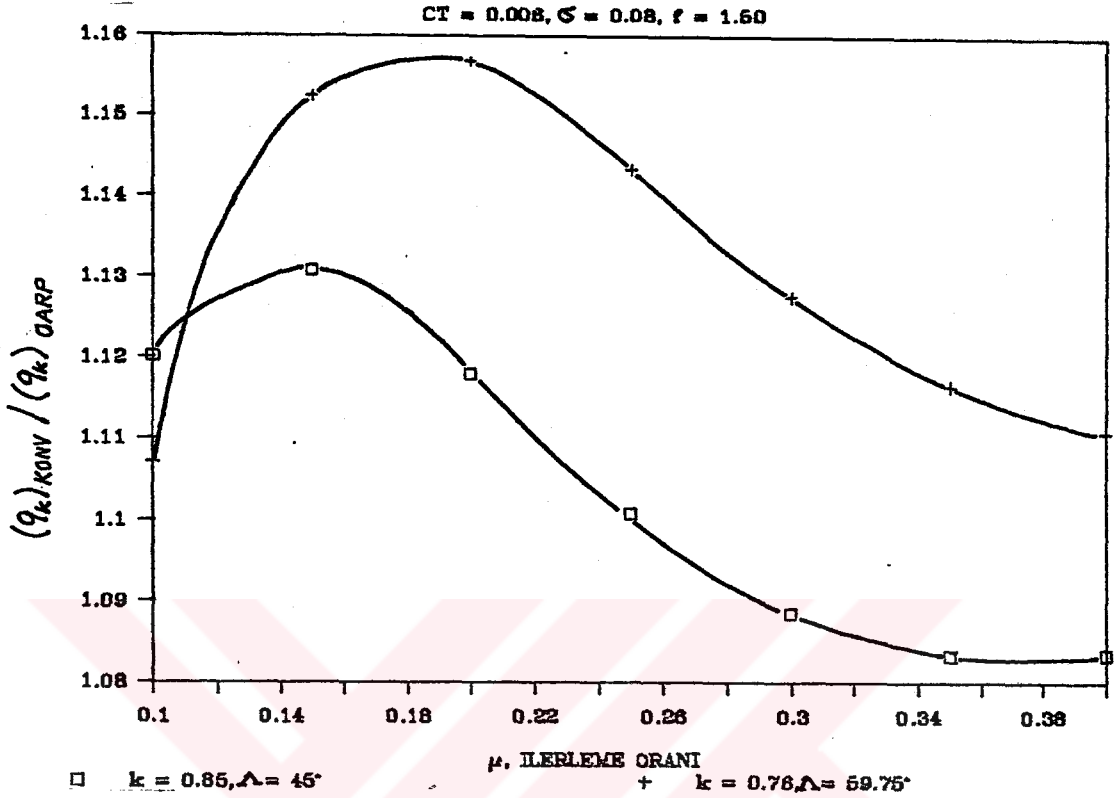
$$\frac{(q_k)_{OARP}}{(q_k)_{KONV}} = \frac{(1 + S_k/S)(C_P/C_T)_{OARP} + C_{PP}/C_T}{(1 + S_k/S)(C_P/C_T)_{KONV} + C_{PP}/C_T} \quad (4.55)$$

olur.



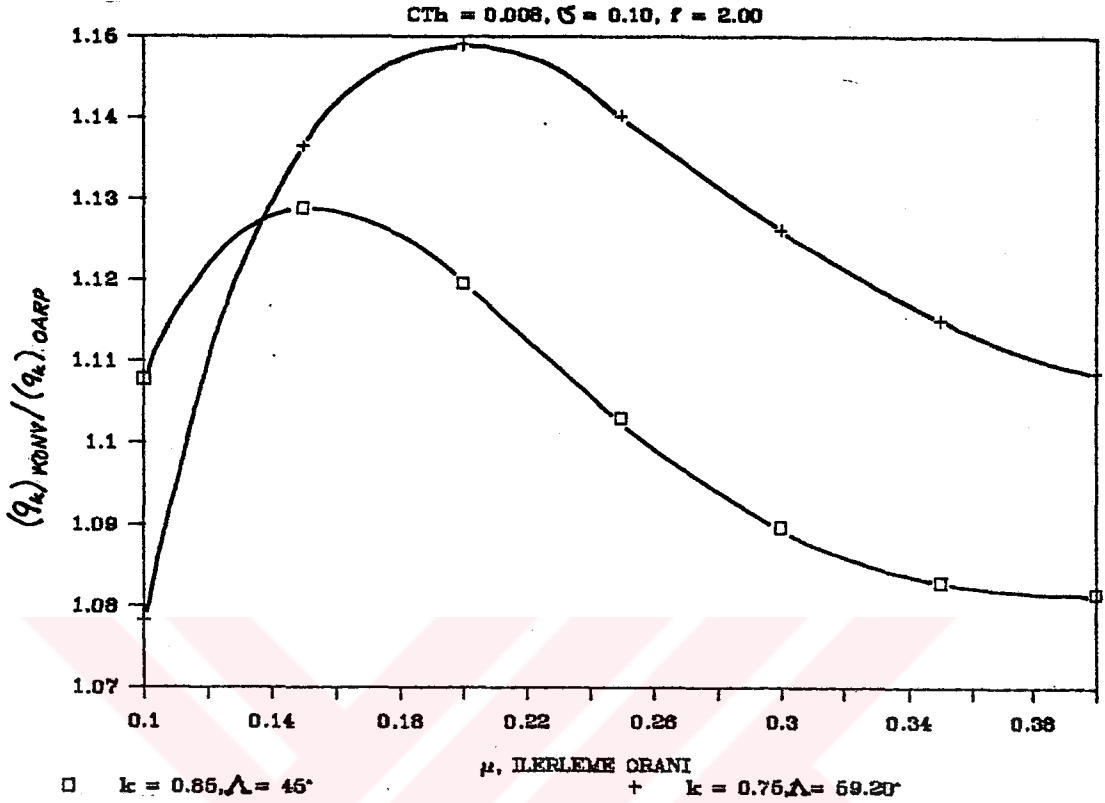
Sekil 4.31a OARP'li helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının, konvansiyonel palalı helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatına oranı.

4.55 bağıntısında $S_k/S = 0.05$ kabul edilerek, bir önceki alt bölümde maksimum C_T/C_P oranlarını vereceği belirlenmiş olan geometrilerin yakıt sarfiyatlarının, konvansiyonel palalı rotorun kilometrik yakıt sarfiyatına oranlarının, ilerleme oranı ile değişimi üç durum için ($C_{Th} = 0.004$ ve $f = 0.85$, $C_{Th} = 0.006$ ve $f = 1.50$, $C_{Th} = 0.008$ ve $f = 2.00$)



Şekil 4.31b OARP'li helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının, konvansiyonel palalı helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatına oranı.

hesaplanmış ve Şekil 4.31a, 4.31b ve 4.31c'de grafik olarak verilmiştir. Buna göre, büyük ok açılı rotor palaları ile % 11 ila % 18 yakıt tasarrufu sağlanırken, küçük ok açılı rotor palası ile % 8 ila % 13 yakıt tasarrufunun sağlanabileceği görülmektedir. Büyük ok açılı rotor palalı helikopterlerde, $\mu = 0.20$; küçük ok açılı rotor palalı helikopterlerde, $\mu = 0.15$ değerinden sonra yakıt tasarrufunda görülen azalma helikopter gövdesinin artan parazit sürüklemesi nedeniyle- dir. Çünkü, 2. Bölümde de görüldüğü gibi helikopterin parazit sürüklemesi, ileri doğru uçuş hızının kübü ile orantılı olarak artmaktadır. Ayrıca, parazit sürüklemeye bağlı olarak rotor çekme kuvvetinin arttırılması gereği (Şekil 4.16) daha fazla güç sarfiyatını gerektirmektedir. Çünkü, çekme kuvveti artışı, daha büyük etkin hücum açılarının kullanılmasını, dolayısıyla profil sürüklemesinin artışı ve Bölüm



Sekil 4.31c OARP'li helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatının, konvansiyonel palalı helikopterin kilometrik yakıt sarfiyatına oranı.

4.2.2'den de anlaşılacağı gibi indüklenme hızlarının artmasına, buna bağlı olarak indüklenmiş sürüklemenin artmasına yol açmaktadır. Fakat, OARP'nin her ilerleme oranı için az ya da çok yakıt tasarrufu sağlayacağı görülmektedir.

4.9 Analitik Yaklaşımla Elde Edilen Sonuçların İrdelenmesi

Bu bölümde geliştirilen analitik yaklaşımla elde edilen sonuçlar OARP ile helikopterlerin kilometrik yakıt sarfiyatlarında % 8 ila % 18 tasarruf sağlanacağını göstermektedir. Fakat, analitik yaklaşım için Bölüm 4.4'de yapılan kabuller nedeniyle gerçek halde karşılaşılabilecek olandan daha büyük bir yakıt tasarrufu görülmektedir.

1. Profil taşıma katsayısının, Mach sayısından bağımsız olduğu kabul edilmiştir. Halbuki, Ek-A'da verilen pala profili karakteristiklerinden de görüleceği gibi 0.6 - 0.8 civarındaki Mach sayılarında ve küçük hücum açılarında profilin taşıma katsayısının arttığı görülmektedir. Bu durumda, ilerleyen palada, analitik yöntemle hesaplanandan daha düşük etkin hücum açılarında gerek duyulacaktır. Dolayısıyla, negatif değerli, yanlamasına devri hat kumandasının (Θ_2) daha büyümesi (negatif yönde) gerekecek; buna karşılık olarak gerileyen paladaki hücum açıları artacaktır. Gerileyen palada zaten yüksek olan hücum açılarının daha fazla artışı ise rotorun profil sürüklemesini ve gerileyen pala tarafındaki indüklenme hızlarının daha büyük olması nedeniyle indüklenmiş sürüklemeyi arttıracaktır. Sonuç olarak, gerekli güç büyüyecektir.

2. Rotor palasının rijit bir yapıda olduğu kabul edilmiştir. Halbuki, helikopter rotor palaları narin yapıdadırlar. Bu nedenle, uçuş esnasında üzerlerindeki yükün değişimine göre (azimut konumlarına bağlı olarak), sürekli olarak biçim değiştirirler. Bu nedenle, pala açıklığı boyunca etkin hücum açılarının değişiminde bu faktörde gözönünde bulundurulmalıdır.

3. Palanın flaplama hareketi yapmadığı kabul edilmiştir. Halbuki, helikopter rotor palalarının en doğal hareketlerinden biri de flaplamadır. Özellikle, gerileyen palanın ok açılı kısmında, konvansiyonel kısma nazaran daha büyük bir taşıma kuvvetinin meydana gelmesi; gerileyen paladaki flaplama açısının daha büyümesine, dolayısıyla gerileyen palada analitik yaklaşımda kabul edilenden daha erken tutunma kaybı olayına ve buna bağlı olarak daha büyük sürüklemeye neden olacaktır.

4. Ayrıca, yapılan hesaplamalarda, pala üzerine etkiyen serbest akım hızının pala hücum kenarına teğet olan bileşe-

ninin aerodinamik davranışlar üzerindeki etkisi hiçbir şekilde gözönüne alınmamıştır. Bu bileşenin özellikle pala uçlarına doğru "sınır tabakayı kalınlaştırması beklenmelidir" [23].

Yukarıda belirtilen etkiler nedeniyle, OARP'den beklenen yakıt tasarrufunun, analitik yöntemle hesaplanandan daha az olması veya hiç sağlanamaması da mümkündür. Fakat, analitik yaklaşımın doğruya yakınlığı, belirtilen etkileri de belirli oranlarda hesaba katan bir bilgisayar yazılımı ile hesaplamaların yeniden yapılması veya deneysel sonuçlarla ölçülebilir.



5. BİR OARP UYGULAMASI

4.Bölümde verilen rotor çekme kuvveti (4.27), bağıntısı ile:

$$D = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{r_c}^R \frac{1}{2} V_{\infty}^2 c (C_1 \sin \theta + C_2 \cos \theta) dr d\psi \dots (5.1)$$

rotor sürükleme kuvveti bağıntısı ve bunlara bağlı gerekli güç bağıntılarının bazı basitleştirici kabuller yapılmadan analitik çözümlerinin çok zor olacağı belirtilmişti. Ayrıca analitik çözüm için yapılan basitleştirici kabullerin etkileri üzerinde durularak, analitik yaklaşımlarla elde edilen sonuçların doğruluğunun, yapılan ihmalleri de gözönüne alan bir bilgisayar programı ile kontrol edilmesinin gereği vurgulanmıştı. Bu nedenle, 240 km/saat seyahat hızında maksimum finesi vermek üzere iterasyonla optimize edilmiş iki tip OARP ve bir konvansiyonel palanın performansları, Aerospatiale firmasında helikopter rotor tasarımları için kullanılan R85 bilgisayar yazılımı yardımıyla, hesaplanmış ve karşılaştırılmıştır.

5.1 Aérospatiale R85 Bilgisayar Yazılımı

Helikopter rotor performanslarının tahmini ve tasarımları için çok çeşitli bilgisayar yazılımları kullanılmaktadır. Bu yazılımlar esas aldıkları modele ve amaca göre farklı özellikler göstermektedirler.

Bir önceki bölümde, teorisi geliştirilen "Ok Açılı Rotor Palası" geometrilerinde gerekli gücün tahmini için, Aerospatiale firmasının standard performans tahmin yazılımı olan R85 yazılımı kullanılmıştır.

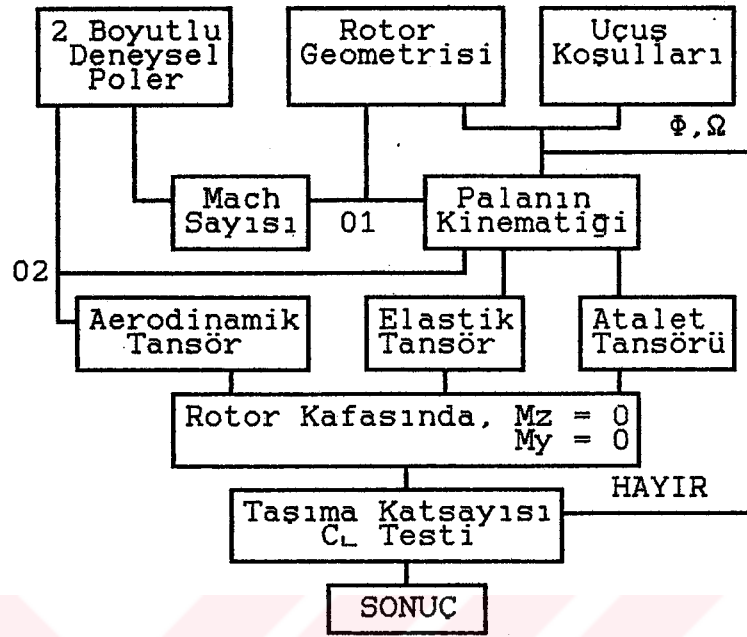
Aerospatiale firmasında rutin performans hesaplamaları için kullanılan R85 yazılımı, basit pala elemanı teorisi

prensipleriyle rijit pala diferansiyel flaplama bağıntısını (3.21), Meijer-Drees tarafından önerilen rotor diski indüklenme hızları dağılımı modeline (4.13 bağıntıları) dayalı olarak çözmektedir. Bu yazılım, sadece rotor için gerekli olan gücü değil, aynı zamanda rotor yunuslama ve yalpa momentlerini doğuran pala flaplama hareketi için de, performans tahminlerini makul ölçülerde hassas olarak yapmaktadır [29].

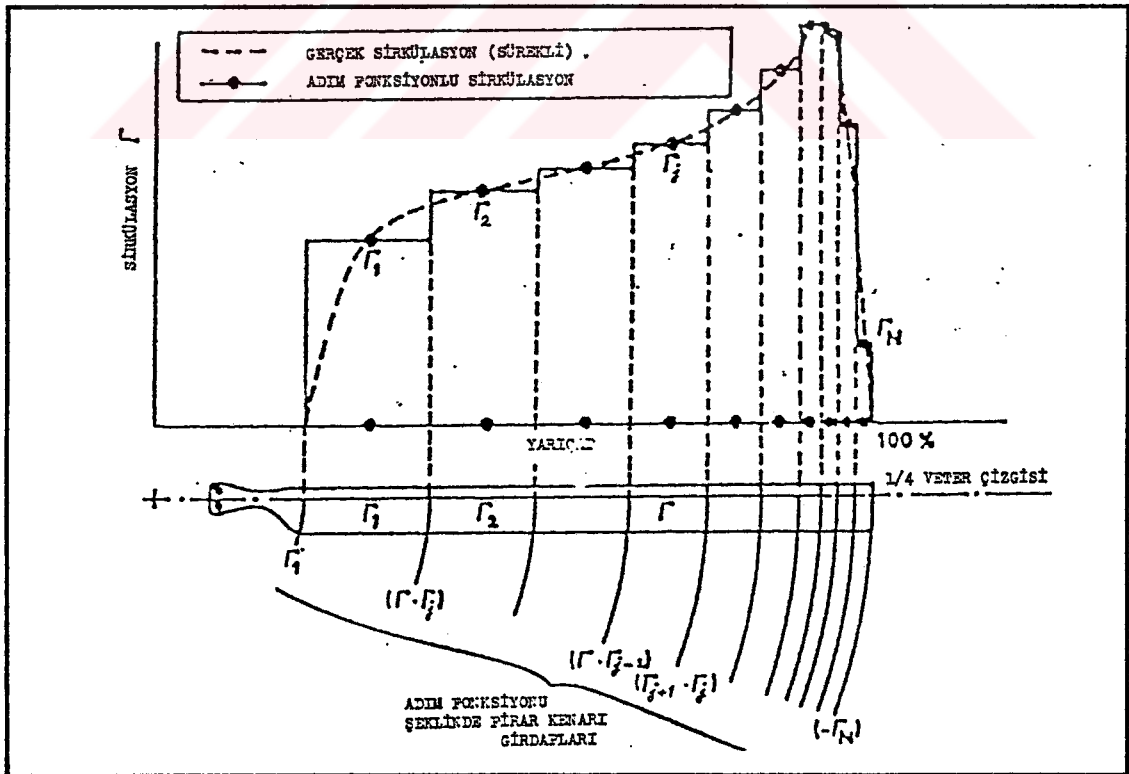
Aerodinamik yükleri basit pala elemanı teorisine göre değerlendiren bu yazılımda rotor profillerinin C_1 , C_a ve C_m gibi aerodinamik karakteristikleri için ONERA Modane S1 hava tüneline elde edilen iki boyutlu akım değerleri esas alınmaktadır. Yazılım aerodinamik karakteristikleri değerlendirirken; Reynolds sayısı ve rotor palalarında en çok karşılaşılan eğik akış ve transonik akış ile ilgili düzeltmeleri de yapmaktadır. Şekil 5.1'de akış diyagramı verilmiş olan R85 yazılımı ile rotor palasının herbir azimut konumu için üç ana adımda hesaplama yapılmaktadır :

1. Palanın rotor kafasından, ucuna kadar olan her açıklık noktasındaki hız ve ivmelerin hesaplanması.
2. Palaya uygulanan aerodinamik ve atalet kuvvetlerinin hesaplanması.
3. Bu kuvvetlerin sürüklenme ve flaplama mentesesine transferi [40].
4. Rotor ve helikopterde gerekli gücün hesaplanması.

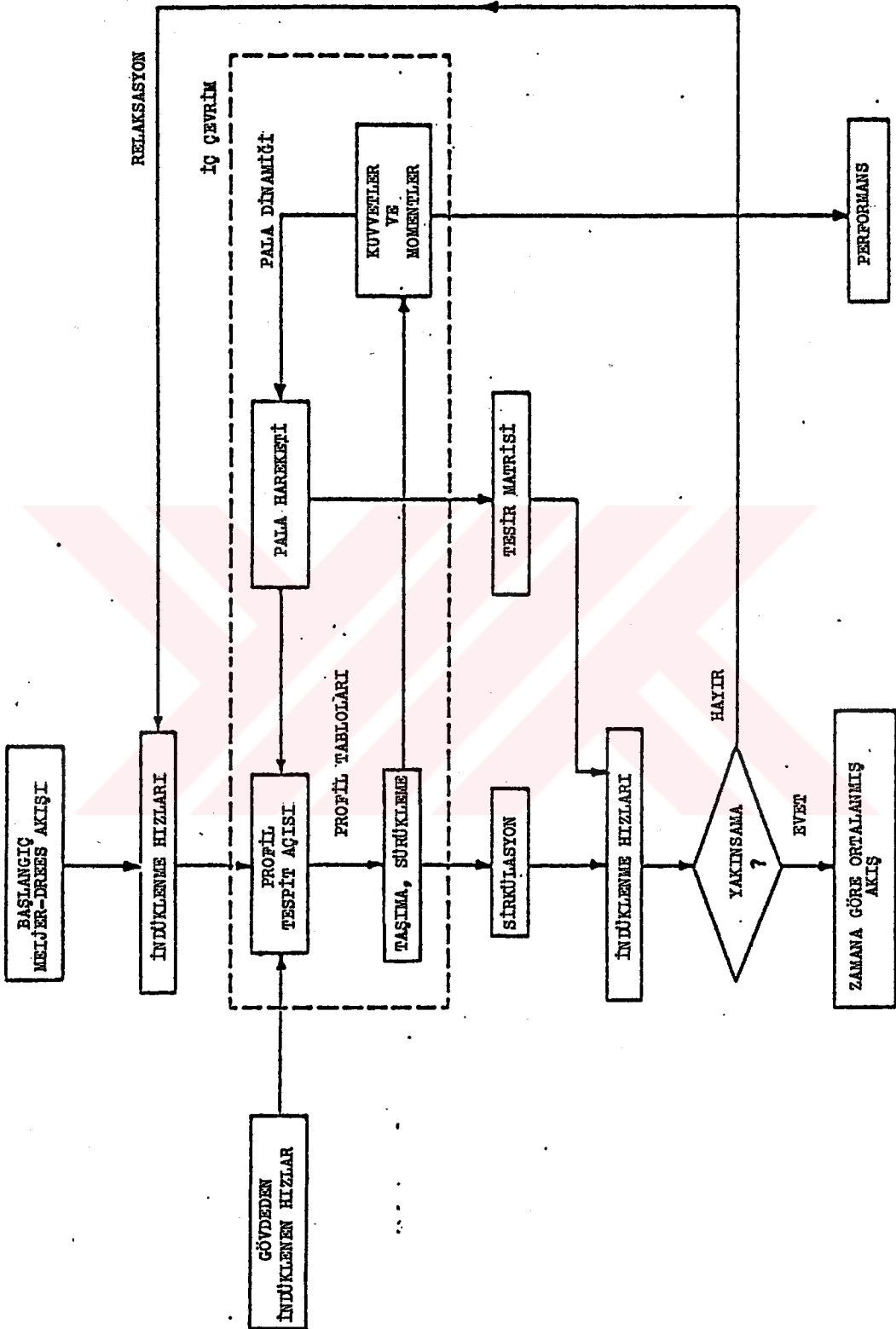
R85 yazılımının METAR versiyonunda ise indüklenme hızlarının hesaplanması için başlangıçta pala üzerinde tahmini bir yük dağılımı bu dağılıma bağlı olarak tahmini bir sirkülasyon dağılımı öngörülmektedir. Bu modelde, pala profillerinin hücum kenarından sonraki % 25 veter noktalarının oluşturduğu taşıyıcı çizgi pala olarak kabul edilmektedir. Sirkülasyonun açıklık boyunca sürekli dağılımı ise adım fonksiyonlarına ayrılmaktadır. En önemli aerodinamik olay-



Sekil 5.1 Aerospatale Helicopter Division R85 yazılımı.



Sekil 5.2 Sirkülasyonun açıklık boyunca dağılımı [40].

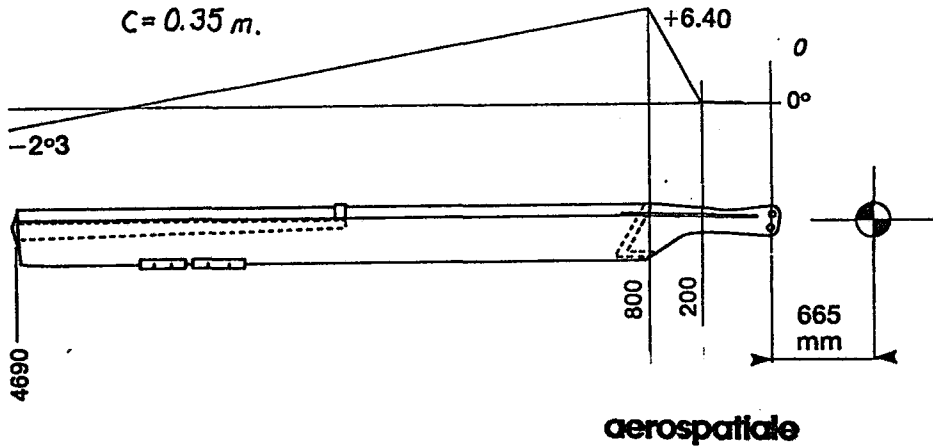


Şekil 5.3 R85 METAR yazılımı akış diyagramı [40].

ların meydana geldiği pala uçuna doğru daha küçük adımlar kullanılmaktadır (Şekil 5.2). Öngörülen bu sirkülasyon fonksiyonundan, kontrol noktalarındaki indüklenme hızları hesaplanmakta; bu hızlar ve iki boyutlu profil karakteristiklerinden yararlanılarak da, taşıma ve sürüklenme gibi aerodinamik kuvvetler hesaplanmaktadır. Bulunan taşıma kuvvetinden hareketle, yeni bir taşıma dağılımı ve buna bağlı olarak bir sirkülasyon fonksiyonu oluşturulmakta ve yeterli yakınsama sağlanıncaya kadar bu iterasyona devam edilmektedir (Şekil 5.3).

5.2 Uç Tip Pala Geometrisi ve Uygulama Sonuçları

OARP için gerekli güç ve buna bağlı yakıt sarfiyatı özelliklerinin incelenebilmesi amacıyla, R85 yazılımı yardımıyla performans hesabı için Aerospatiale AS.355 Ecureuil 2 helikopteri baz olarak seçilmiştir.



Şekil 5.4 Ecureuil 2 helikopterinin ana rotor palası

Ecureuil 2 helikopterinde, 5.345 m. açıklıkta, 0.35 m. veter boyunda, -11.985° yapısal burulma açısına sahip üç tane ana rotor palası kullanılmaktadır (Şekil 5.4). Maksimum kalkış ağırlığı 2540 kg. olan Ecureuil 2 helikopterinin parazit sürüklenme için eşdeğer düz levha alanı ise 0.85 m^2 dir. Bu çalışmada, konvansiyonel palalı olan bu konfigürasyon ROTEC olarak adlandırılmıştır.

Ecureuil 2 helikopteri ile karşılaştırmada kullanılan OARP geometrisi ise aşağıda açıklandığı gibi belirlenmiştir

5.2.1 Uygun OARP Geometrilerinin Belirlenmesi

Pala geometrilerinin R85 yazılımına girilmesi, pala üzerinde seçilen 30 tane kesitin % 25 veter noktalarının rotor shaft ekseninden ve pala yunuslama ekseninden uzaklığı verilerek gerçekleştirilmektedir. Ayrıca, her kesite ait veter uzunluğunda yazılıma girilmektedir. Yazılımın bu kabiliyeti konvansiyonel paladan farklı her türlü geometri için performans hesabını mümkün kılmaktadır. Ayrıca, OARP için Bölüm 4.1'de verilmiş, fakat analitik çözümlerde ihmal edilmiş olan gerçek geometriye ait hesaplamalarda yapılabilmektedir.

R85 yazılımında, performans analizleri için C_T/C_P oranları yerine, Harris tarafından:

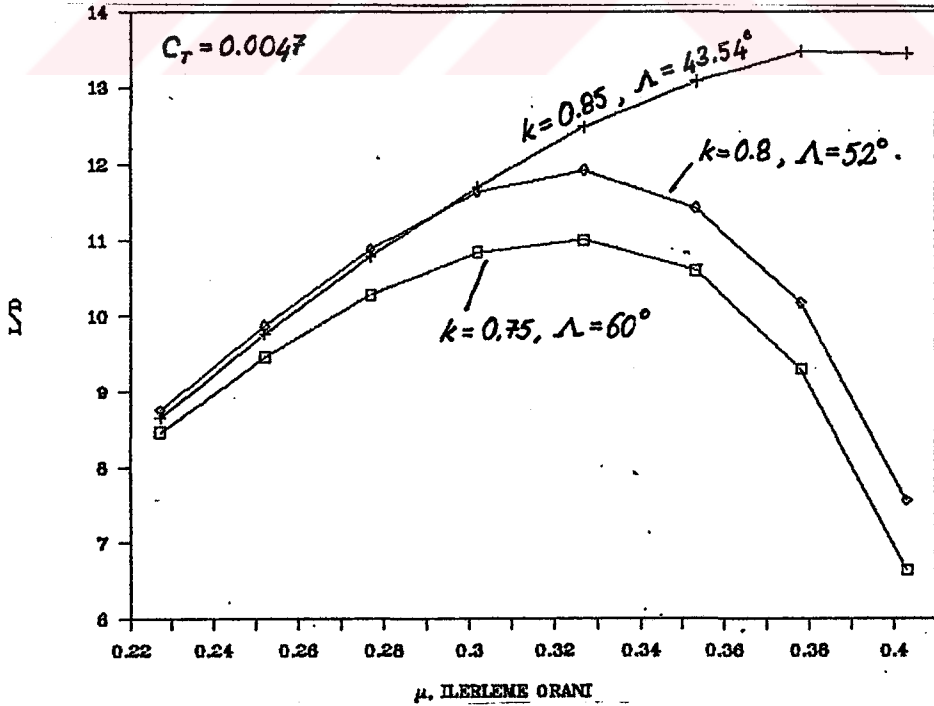
$$\frac{L}{D} = \frac{L V_H}{P_{G1} - P_P - P_A - P_{KR} - P_{TR}} \dots \dots \dots (5.2)$$

bağıntısı ile verilen rotor finesleri karşılaştırılabilmektedir. Ecureuil 2 helikopterine uygun OARP geometrisinin belirlenmesinde de bu bağıntı esas alınmıştır.

4. Bölümde optimum geometri olarak belirlenmiş olan OARP geometrileri, yukarıda açıklandığı gibi R85 yazılımına girilmiş ve Ek-C'de detaylı olarak verildiği gibi rotor fi-

nesleri hesaplanarak, karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmada Ecureuil 2 helikopterinin rotor devir sayısı olan 394 RPM'e göre, $\mu = 0.3$ ilerleme oranını veren 240 km/saat uçuş hızında maksimum L/D oranını sağlayan OARP geometrisinin, $k=0.85$ ve $\Lambda = 43.54^\circ$ olduğu bulunmuştur (Şekil 5.5). Ayrıca, bu geometri için rotor katılık oranının % 3 daha azaltılması ile finesin daha da büyüdüğü görülmüştür. Bunun sonucunda, elde edilen optimum geometrinin açıklığı, ROTEC geometrisi ile aynı değerde ($R = 5.345$ m.) bırakılırken; veter boyu, 0.34 metreye indirilmiştir. Elde edilen bu uygun geometriye ise REC85 adı verilmiştir. R85 yazılımı ile gerçekleştirilen bu optimizasyonda, OARP için 4. Bölümde analitik yaklaşımlar sonucunda elde edilenden daha küçük ok açısının bulunmasındaki nedenler şunlardır:

1. Pala profilinin taşıma ve sürüklenme katsayılarının $M = 0.3$ değerinden sonra sıkışabilme etkisine girdiği, göz-önüne alınmakta ve Ek-A'da verilen gerçek karakteristikler



Şekil 5.5 Çeşitli OARP geometrilerine ait finesler.

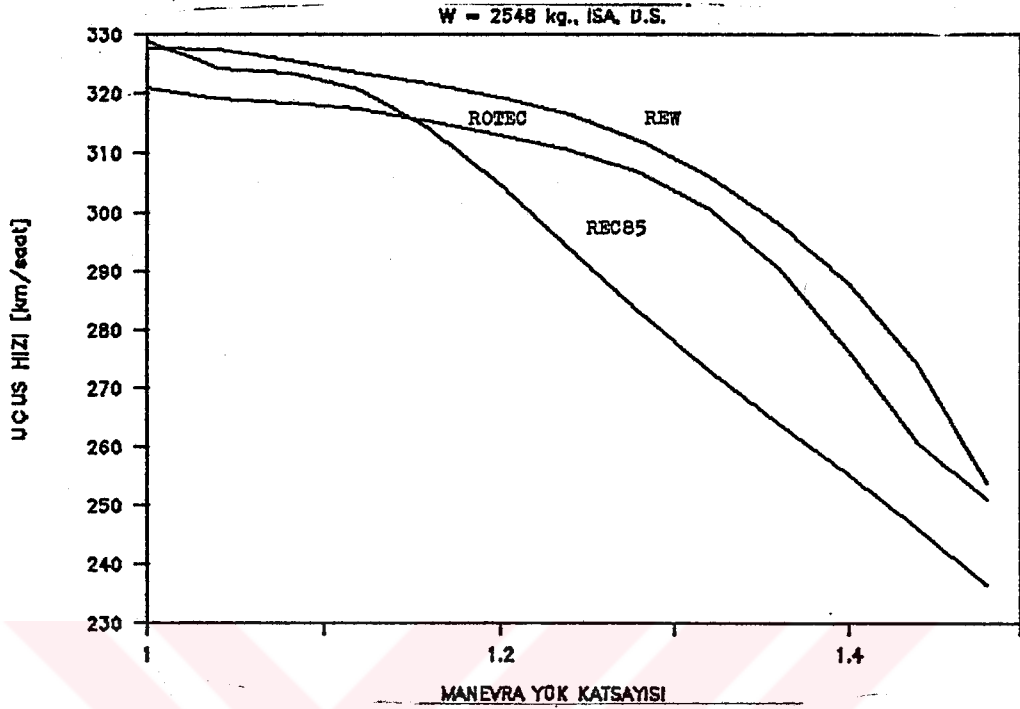
ile hesaplama yapılmaktadır.

2. Pala profilinin sürüklenme katsayısının, 4. Bölümde kabul edildiği gibi yaklaşık bir bağıntıya göre değilde, Ek-A'da verilen gerçek karakteristiklere uygun olarak, hücum açısıyla değiştiği hesaba katılmaktadır.

3. Gerileyen paladaki tutunma kaybının, sadece kritik azimut konumunda değilde, bu konumun daha öncesinden başladığı hesaba katılmakta, dolayısıyla daha büyük profil sürüklenmesi ve gerekli güç hesaplanmaktadır. Bundan daha da önemli olarak, gerileyen paladaki tutunma kaybının en büyük nedenlerinden biri olan, palanın flaplama hareketi ve bunun gerekli güç üzerindeki etkileri de hesaplanmış olmaktadır.

4. R85 yazılımı ile Bölüm 4.1'de verilen gerçek geometriye göre hesaplama yapılmakta, dolayısıyla geçiş bölgesindeki etkin hız, etkin hücum açısı ve kuvvetler tam olarak hesaplara katılabilmektedir. Dolayısıyla, 4. Bölümde analitik çözüm için kabul edilmiş olan süperpozisyon prensibinden uzaklaşmaktadır.

Uygun OARP geometrisinin, yukarıda açıklandığı gibi belirlenmesinden sonra; ROTEC ve REC85 geometrili palalara haiz Ecureuil 2 helikopterlerinin çeşitli manevra yük katsayılarındaki aerodinamik hız limitleri hesaplanarak; her iki tip helikopter için manevra zarfları belirlenmiştir. Hız limitlerinin belirlenmesinde; helikopter rotorlarının veya gövde yapısının mukavemeti yerine, Ecureuil 2 helikopterinde kullanılan Allison 250-C20F motorlarının maksimum güçleri esas alınmıştır. Bu inceleme sonucunda, düşük manevra yük katsayılarında ROTEC'den daha iyi bir performans sağlayan, REC85'in 1.15g'den sonra daha düşük bir performans gösterdiği görülmüştür (Şekil 5.6). REC85'in 1g'de gösterdiği daha iyi performansın ana nedeni, pala alanının daha küçük olması, dolayısıyla gerekli gücün daha az olmasıdır. Ancak, yüksek manevra yük katsayılarına çıkıldığında, yeterli rotor çekme kuvvetinin sağlanabilmesi için kollektif hatve

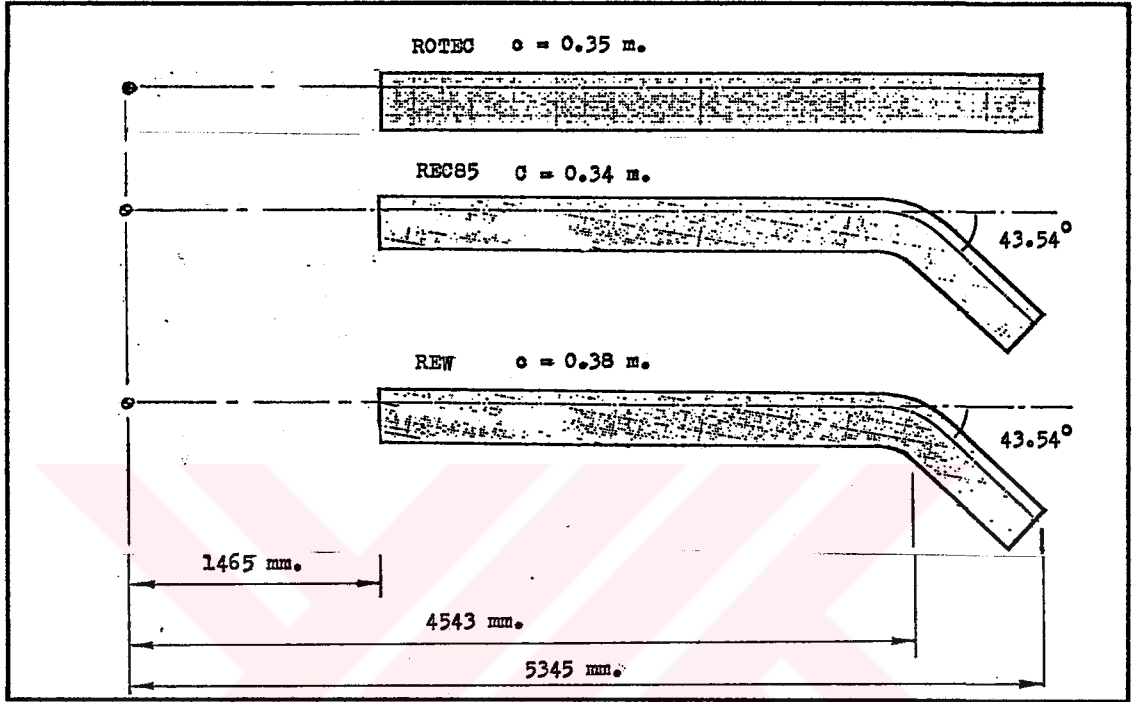


Şekil 5.6 OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin motor güç limitine göre manevra zarfları.

miktarı arttırılmakta, bunun sonucunda θ miktarındaki bu değişiklik ok açılı kısmı $\theta/\cos \theta$ miktarında yansımakta ve 4. Bölümde de açıklandığı gibi gerileyen palanın ok açılı kısmında tutunma kaybı meydana gelmektedir. Tutunma kaybı ile birlikte hem profil sürüklemesi, hem de gerekli güç miktarı artmaktadır.

REC85'in yukarıda belirtilen sakıncasının ortadan kaldırılması amacıyla; ROTEC'le aynı veya ROTEC'e yakın manevra zarfı verecek rotorun belirlenmesi için pala alanının arttırılması gerekli görülmüş ve OARP'nin katılık oranı ROTEC'e göre % 8.5 daha arttırılarak; 0.38 m. veter uzunluklu REW palası elde edilmiştir. REW pala ile elde edilen manevra zarfı ise Şekil 5.6'da verilmektedir. Bu pala ile elde edilen manevra zarfınının daha geniş olduğu görülmektedir. Yukarıda açıklanan yöntemlerle belirlenen palalar Şekil 5.7'de verilmektedir.

nılan uç tip pala ve helikopter konfigürasyonuna ait teknik bilgiler Tablo 5.1'de özetlenmektedir.



Sekil 5.7 Performans karşılaştırmasında kullanılan üç tip pala geometrisi.

		ROTEC	REC85	REW
R	[m.]	5.345	5.345	5.345
r_c	[m.]	1.465	1.465	1.465
c	[m.]	0.35	0.34	0.38
kR	[m.]	4.543	4.543	4.543
Λ	[°]	0	43.54	43.54
Θ_T	[°]	-11.985	-11.985	-11.985
RPM	[d/d]	394	394	394
Wto	[kg.]	2548	2548	2548
f	[m.]	0.85	0.85	0.85
B		3	3	3

Tablo 5.1 Uç tip pala ve helikopter konfigürasyonu.

5.2.2 Örnek alınan motor ve performansları

Uç tip rotor palasının, R85 yazılımı ile performans kar-

şılaştırmalarında kullanılan AS355 Ecureuil 2 helikopterinde, özellikleri Ek-B'de verilen iki adet Allison 250-C20F gaz türbinli motoru kullanılmaktadır. Bu motorun özgül yakıt sarfiyatı eğrilerinden yararlanılarak, en küçük kareler yönteminin uygulanmasıyla:

$$(SFC)_m = 0.395 \sigma_a [1.966 - 1.766(P_t/P_{0H}) + 0.8(P_t/P_{0H})^2] \dots (5.3)$$

şeklindeki özgül yakıt sarfiyatı (kg.yakıt/kW.saat) ifadesi elde edilmiştir. Bu bağıntıdaki σ_a , izafi hava yoğunluğunu gösterirken; P_t , kullanılan toplam gücü ve:

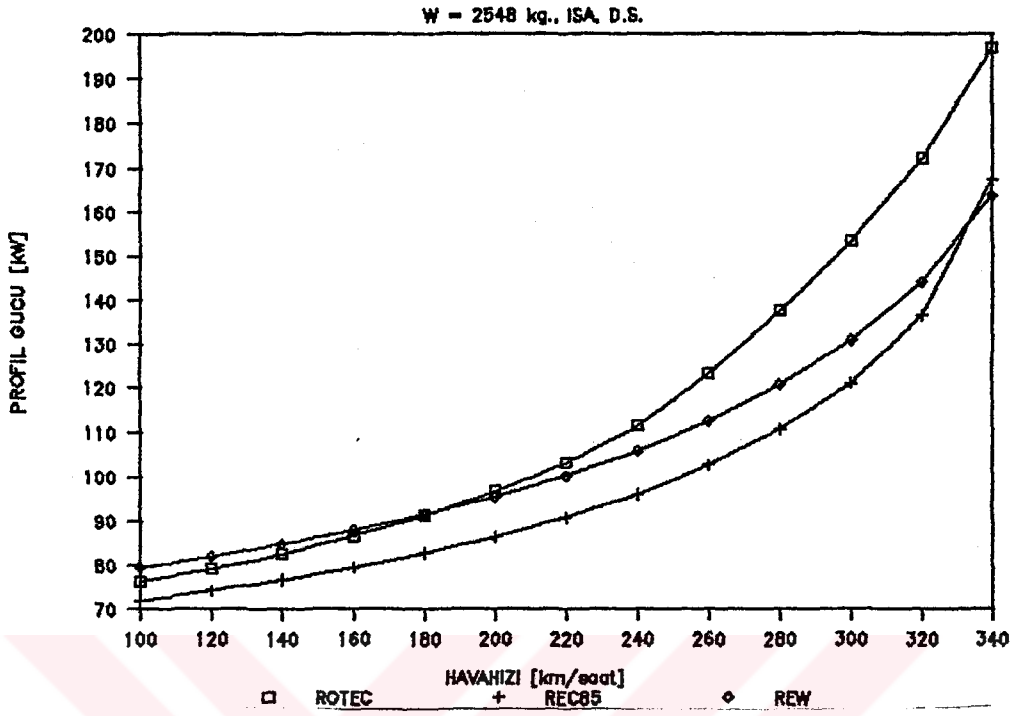
$$P_{0H} = P_{0(DS)} (\sigma_a - 0.05)/0.95 \dots (5.4)$$

bağıntısıyla ifade edilen, irtifadaki statik motor gücünü vermektedir. $P_{0(DS)}$ ise standart atmosfer koşulları altında deniz seviyesindeki statik motor gücüdür.

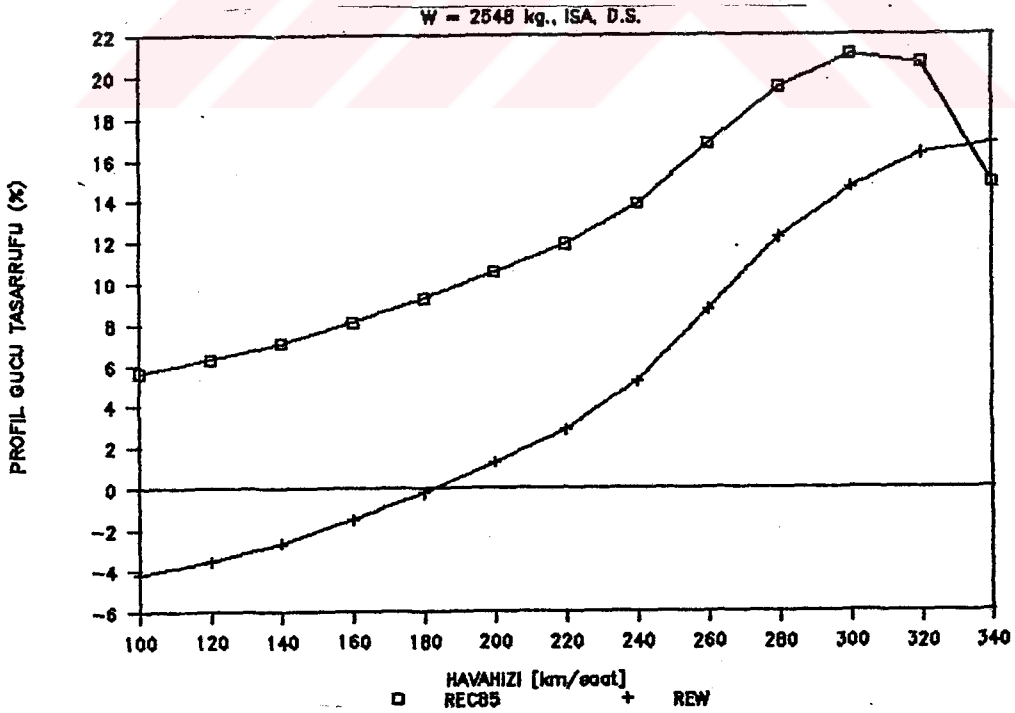
5.2.3 Deniz seviyesi koşullarındaki performanslar

Tablo 5.1'de verilen üç tip helikopter konfigürasyonunun güç ve yakıt tasarrufu performansları, ilk önce deniz seviyesi standart atmosfer koşullarında hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar sonucunda bulunan, gerekli profil gücünün helikopter uçuş hızı ile değişimi Şekil 5.8'de verilmektedir. Bu şekilden görüldüğü gibi, düşük uçuş hızları için, OARP ve konvansiyonel pala arasında büyük bir profil gücü farkı yoktur. Ayrıca, REW tipi pala büyük veter uzunluğu ve dolaşısıyla büyük pala alanı nedeni ile konvansiyonel paladan daha büyük bir minimum profil sürüklemesine sahip olduğundan; ve, özellikle ok açılı kısımdaki düşük hızlar nedeniyle yeterli taşıma kuvvetinin sağlanabilmesi için kollektif hatvenin arttırılmış olmasına bağlı olarak, hücum açısı etkisinde büyük alan ile birleşmesi sonucunda, 180 km/saat in altındaki hızlarda daha büyük bir güç gerektirmektedir.

Şekil 5.9'da verilen profil gücü tasarrufu eğrileri REC85 tipi palaların yüksek uçuş hızlarında % 20'lere varan



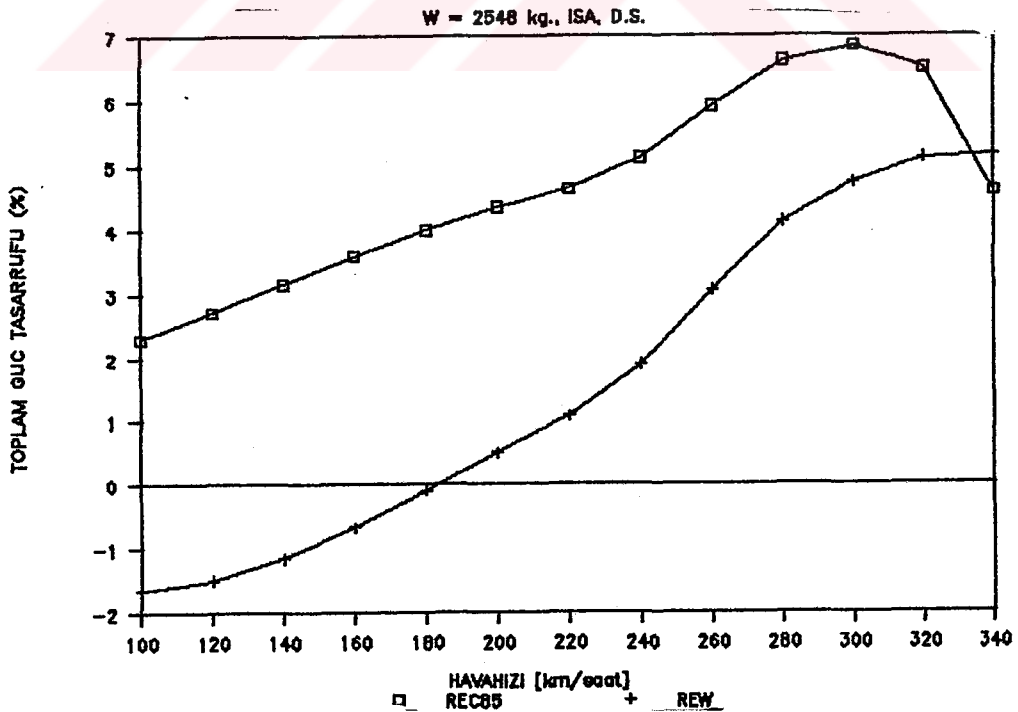
Sekil 5.8 OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin profil güçleri.



Sekil 5.9 OARP'li helikopterlerin, konvansiyonel palalı helikoptere göre profil gücü tasarrufları.

oranlarda profil gücü tasarrufu sağladığını ortaya koymaktadır. Bu sonuç Saunders'ın [33] 3.Bölümde belirtilmiş olan öngörüsüne uygundur. REW pala ise ancak % 16 civarında bir maksimum profil gücü tasarrufu sağlamaktadır. Bu palanın diğer özelliği de, yukarıda belirtilen nedenlerden dolayı düşük hızlarda konvansiyonel palaya göre daha fazla güç gerektirmesidir.

Şekil 5.10'da verilen toplam güç tasarrufları ile profil gücü tasarrufları benzer özellikler göstermektedir. Fakat, helikopter gövdesinin parazit sürüklenmesinin konvansiyonel palalı helikopterdeki aynı değerini koruması nedeni ile maksimum %7 civarında bir güç tasarrufu sağlanmaktadır. Özgül yakıt sarfiyatlarının aynı degerde olduğu kabul edilirse, 300 km/saat civarındaki uçuş hızlarında %7 kadar bir yakıt tasarrufu sağlanabilecektir. Ecureuil 2 helikopteri için $C_{TH} = 0.0047$ olduğu düşünülürse, bu sonuç 4. Bölümde analitik yaklaşımla elde edilen Şekil 4.31a'da verilene çok

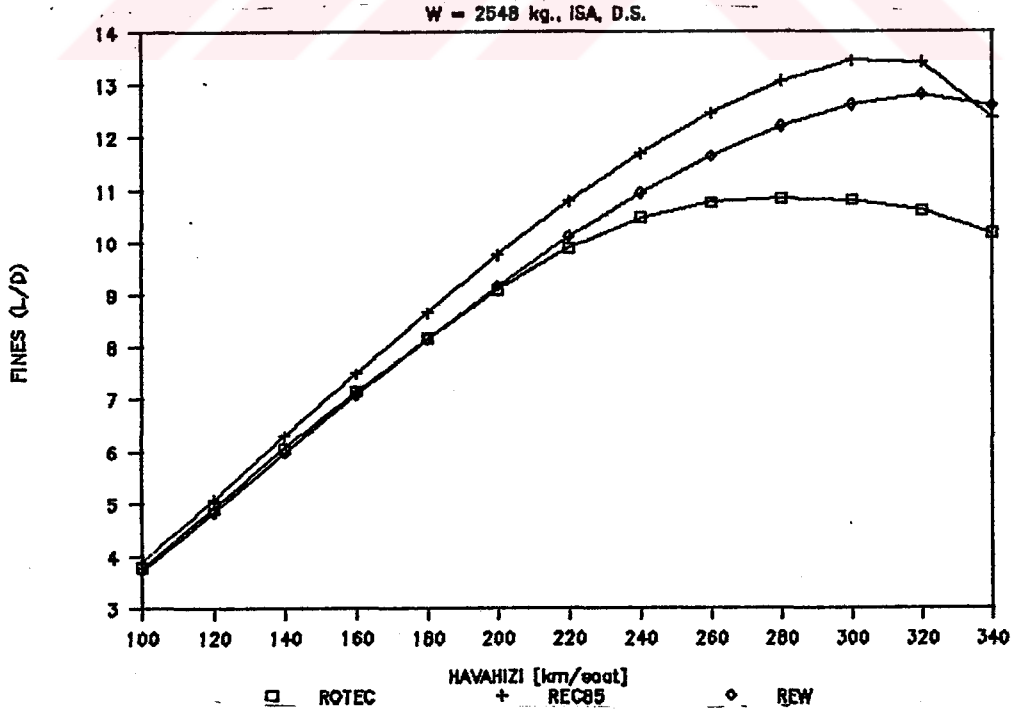


Şekil 5.10 OARP'li helikopterlerin, konvansiyonel palalı helikopterlere göre toplam güç tasarrufları.

yakın değerde olur. Şekil 4.31a'ya göre aynı hızda %9 civarında bir tasarruf görölmektedir. REW palalı helikopterdeki maksimum güç tasarrufu ise % 4.5 olmaktadır. Ayrıca, 100 km/saat gibi düşük hızlarda % 1.5 kadar daha fazla yakıt sarfedilmektedir.

Her üç tip konfigürasyonun Şekil 5.11'de verilen fines eğrileri, OARP ile daha yüksek maksimum seyahat hızlarına ulaşılabilceğini göstermektedir. ROTEC tipi konvansiyonel pala ile 10.5 değerindeki maksimum finese 280 km/saat hızda ulaşılmaktadır. REC85'in 300 km/saat hızdaki maksimum fines değeri ise 13.3'dür. Bu değer REW palada 12.5 olurken, hız 320 km/saat'tir. OARP'lerin yüksek hızla ilgili bu avantajları 3. Bölümde açıklanmıştır.

Bu incelemelerin sonucunda konvansiyonel pala ile aynı katılık oranına sahip olan REC85'in güç ve yakıt tasarrufu açısından en uygun geometri olduğu görölmektedir. Fakat,



Şekil 5.11 OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin finesleri.

Bölüm 5.2.1'de de açıklandığı gibi, bu geometri büyük manevra yük katsayılarına uygun değildir. Halbuki, daha büyük katılık oranına sahip olan REW tipi pala, konvansiyonel pala ile aynı manevra zarfına sahiptir.

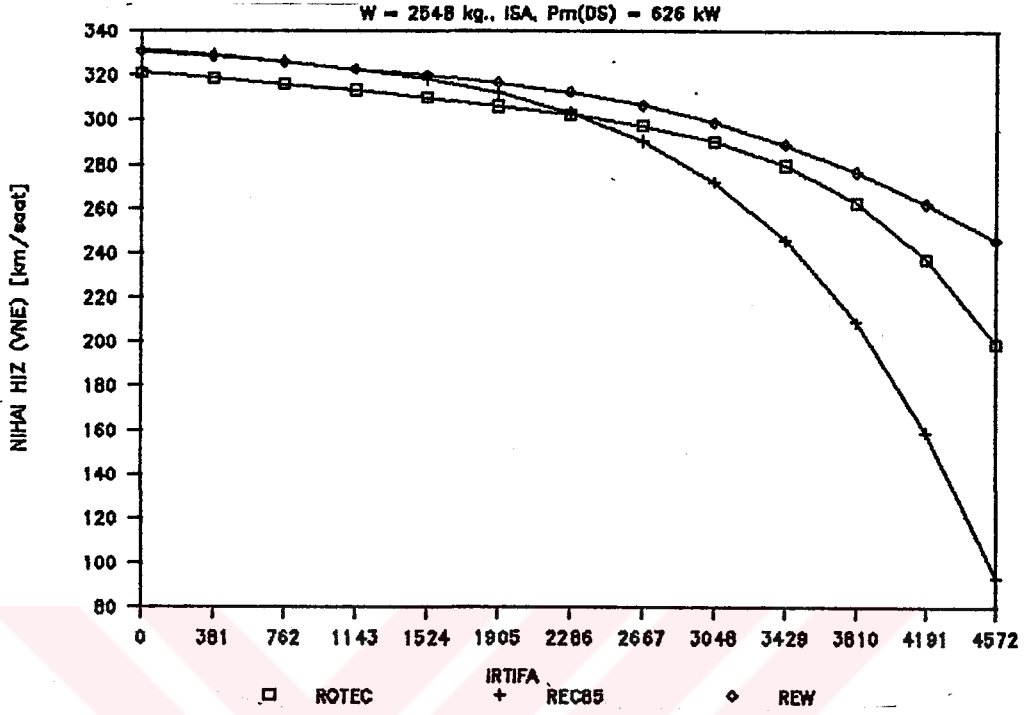
5.2.4 Değişik irtifalardaki performanslar

Sekil 5.7'de verilen üç tip rotor palasının performanslarının incelenmesine, motor gücüne bağlı nihai hızların değerlendirilmesiyle başlanmıştır. Sekil 5.12'de verilen nihai hızlardan da görüleceği gibi konvansiyonel pala ile aynı katılık oranına sahip olan REC85'in nihai hızları, belirli bir irtifaya kadar, konvansiyonel palanınkinden daha büyük olmaktadır. Fakat, 2286 m. (7500 ft.) den itibaren nihai hızlarda büyük bir düşüş görülmektedir. Halbuki, daha büyük katılık oranına sahip olan REW tipi palanın nihai hızları daima konvansiyonel palanınkinden büyük olmaktadır. REW ve ROTEC'in nihai hızları arasındaki fark 3810 m. (12500 ft.) irtifaya kadar 10 km/saat olarak korunmaktadır. Bu irtifadan sonra, farkın 4572 m. (15000 ft) de 20 km/saat'e çıktığı görülmektedir.

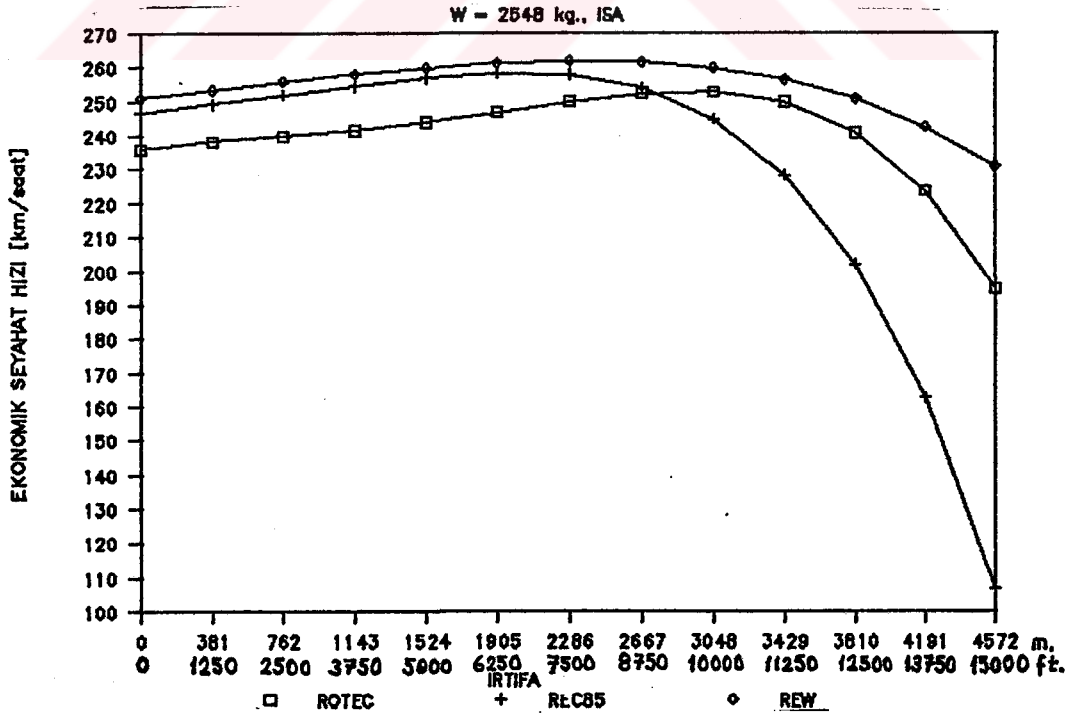
Çeşitli irtifalarda, her üç tip palanın nihai hızları arasında farklılık olması, şu şekilde açıklanabilir:

1. REC85'de pala alanının küçük olması nedeniyle; irtifanın artması sonucunda, hava yoğunluğunun azalmasından doğan taşıma kaybının, büyük kollektif hatve ile telafi edilmesi pala hücum açılarının artmasına; bu da sürüklenme ve gerekli güç artışına neden olmaktadır.

2. REW'de ise pala alanı büyük olduğundan, yoğunluk azalmasının etkisi, küçük kollektif hatve artışları ile telafi edilmekte; bunun sonucunda da, profil sürüklenmesindeki artışlar daha yüksek irtifalara doğru gecikmektedir.

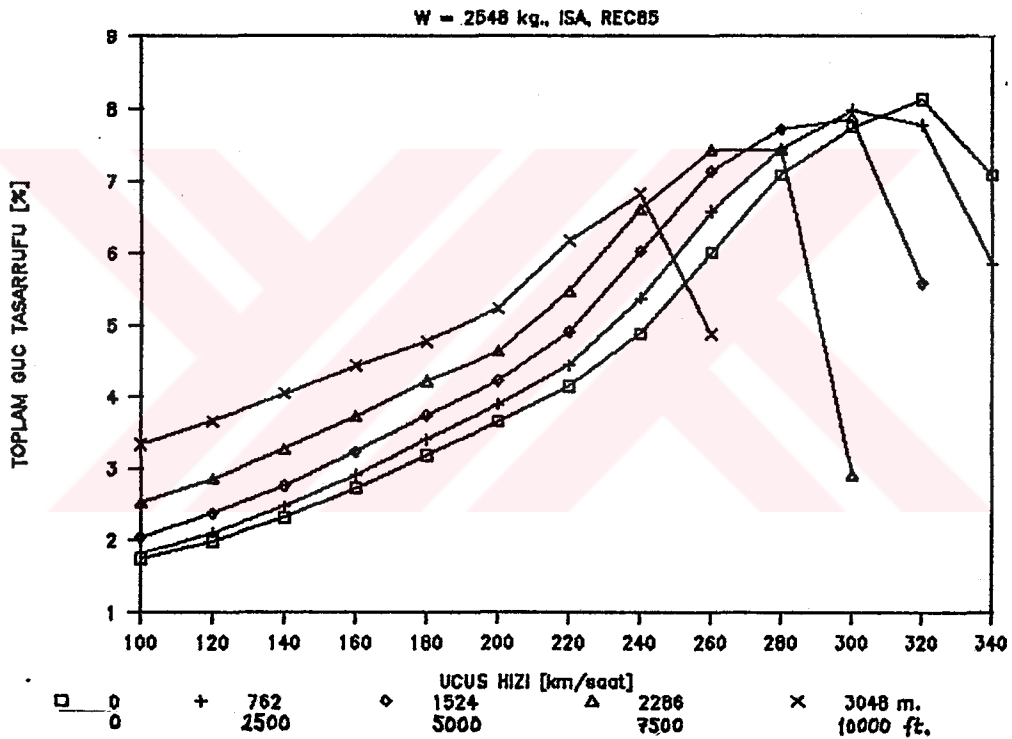


Sekil 5.12 OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerde çeşitli irtifalardaki nihai hızlar.



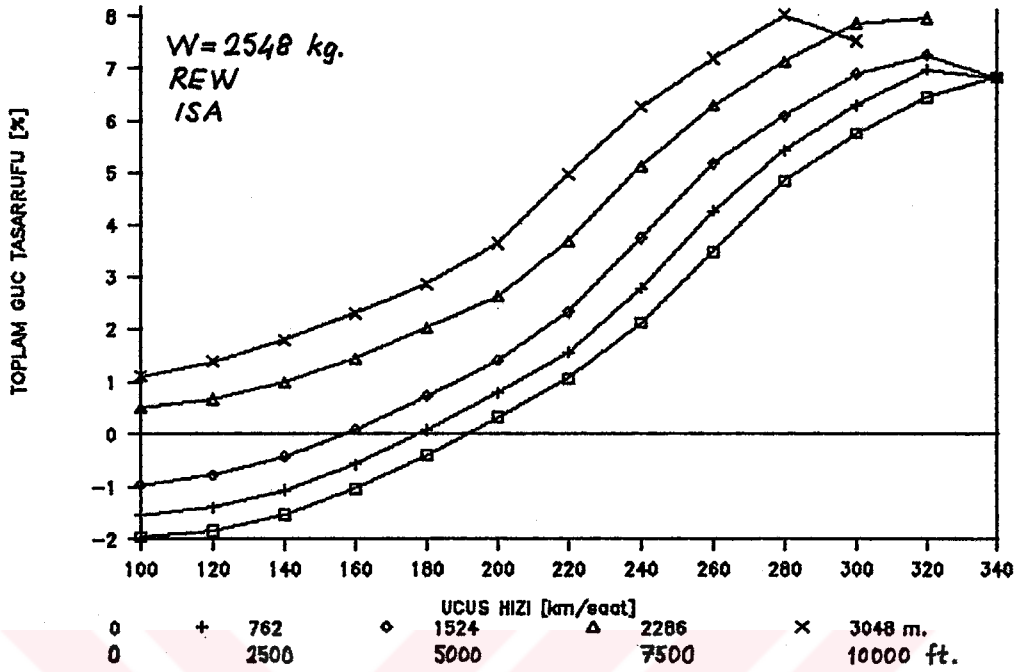
Sekil 5.13 OARP'li ve konvansiyonel palalı helikopterlerin çeşitli irtifalardaki ekonomik seyahat hızları.

Sekil 5.13'de verilen ekonomik seyahat hızları da, nihai hızlara benzer özellikler göstermektedir. REC85 tipi palalar ile elde edilen ekonomik seyahat hızları 1905 m. (6250 ft.) e kadar, konvansiyonel paladakinden yaklaşık 10 km/saat daha fazladır. Fakat, bu irtifadan sonra ekonomik seyahat hızında büyük bir azalma görülmektedir. REW tipi pala ise nihai hızlarda olduğu gibi sürekli olarak konvansiyonel palanın önünde bulunmaktadır. Öyle ki, bu fark 1905 metreye (6250 ft.) kadar olan irtifalarda 15 km/saat'i bulmaktadır.



Sekil 5.14 REC85 palalı helikopterin, konvansiyonel palalı helikoptere göre toplam güç tasarrufu.

OARP'lerin konvansiyonel pala ile karşılaştırılması sonucunda elde edilen toplam güç tasarrufları, REW tipi pala ile donatılmış helikopterin yüksek irtifa ve yüksek hızlarda, daha büyük bir toplam güç tasarrufuna sahip olduğunu göstermektedir (Sekil 5.14, Sekil 5.15). Konvansiyonel palaya çok yakın bir katılık oranına sahip olan REC85 palalar ile donatılmış helikopterde, belirli hızlardan sonra meydana

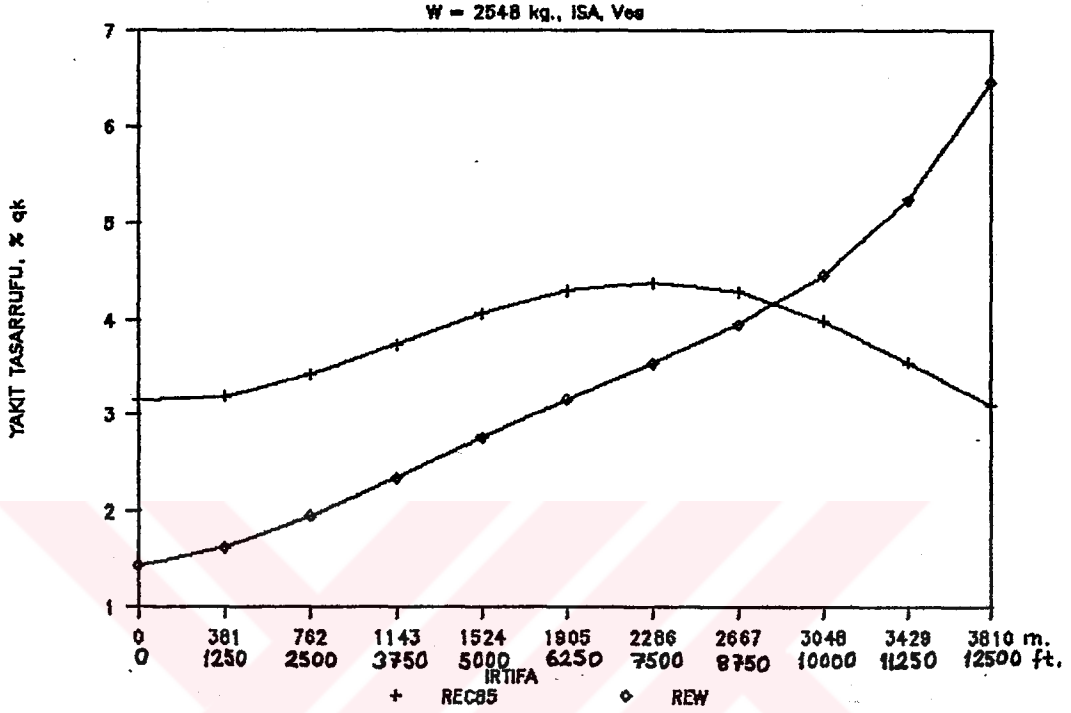


Sekil 5.15 REW palalı helikopterin, konvansiyonel palalı helikoptere göre toplam güç tasarrufu.

na gelen toplam güç tasarrufu azalmalarının nedeni daha önce açıklanmıştır. REW palalı helikopter ise, düşük hızlarda konvansiyonel palalı helikoptere göre, daha önce belirtilen nedenlerden dolayı, daha fazla güce gerek duymaktadır.

Örnek helikopterlerin özgül yakıt sarfiyatlarının 5.3 bağıntısındaki gibi değiştiğinin kabul edilmesiyle hesaplanan yakıt sarfiyatlarının karşılaştırılması sonucunda elde edilen, ekonomik seyahat hızlarındaki yakıt tasarrufları Şekil 5.16'da verilmektedir. Şekilden de görüleceği gibi REC85 pala 2857 m. (9375 ft.) ye kadar daha büyük oranda yakıt tasarrufu sağlarken; bu irtifadan sonra REW tipi pala ile daha büyük miktarda yakıt tasarrufu sağlanmaktadır. Fakat, alçak irtifalarda REW pala ile çok az miktarda yakıt tasarrufu sağlanabilmektedir. REC85 ile elde edilen maksimum yakıt tasarrufu ise 2286 m. (7500 ft.)de ulaşılan % 4.4 değeridir. REW pala kullanan helikopterin yakıt tasarrufu ise ancak 3048 m. (10000 ft.)de aynı değere ulaşmıştır. Fakat helikopterlerde kabin tazyik sisteminin bulunmadığı, bu

nedenle de 3048 m. (10000 ft.) nin üzerindeki irtifalara ait performansların çok önemli olmayacağı dikkate alınmalıdır.



Sekil 5.16 OARP'li helikopterlerin, konvansiyonel palalı helikoptere göre yakıt tasarrufları.

5.3 OARP Uygulamasının Değerlendirilmesi

Aerospatiale Division Helicopteres firmasının imal etmekte ve geliştirmekte olduğu helikopterlerin tasarımlarında kullandığı R85 yazılımı ile gerçekleştirilen uygulama sonucunda, 4. Bölümde yapılmış olan analitik yaklaşık çözümler ile küçük farklılıklar bulunduğu görülmektedir:

1. Birinci farklılık, optimum pala geometrisinde görülmektedir. Yaklaşık çözüme göre daha büyük ok açılarının daha iyi performans sağlayacağı hesaplanmıştır. Fakat, yaklaşık yöntemle, ilerleyen ve gerileyen palanın kritik azimut konumlarındaki hücum açısı incelemesinin de eklenmesi ile hesaplanandan daha küçük ok açılarının uygulanmasının daha uygun olduğu belirtilmiştir.

2. Yaklaşık yöntemle yapılan yakıt tasarrufu hesaplamalarında, düşük hızlarda daha büyük tasarrufların sağlandığı görülmüştü. Ancak, bunun nedeni, gaz türbinli motorlarda özgül yakıt sarfiyatının düşük güçlerdeki değerlerinin daha büyük olması ve bu etkinin yaklaşık yöntemle çözümde hesaplamalara katılmamasıdır.

3. R85 yazılımı, palaların flaplama hareketini de hesaba kattığı gibi, gerçek profil karakteristiklerine uygun olarak hesaplama yapmaktadır. Çünkü, bu çalışmada detaylı olarak incelenmemiş olan flaplama hareketlerinin performans üzerinde büyük etkileri vardır. Ayrıca, düşük hızlardaki tutunma, büyük ölçüde yüksek hücum açıları ile sağlanmakta, bunun sonucunda profil sürüklemesi için öngörülen kabuller yüksek hücum açılarında ait gerçek değerlerden sapmalar gösterdiğinden, bu hızlarda farklı sonuçlar elde edilmektedir.

4. Fakat, bunlara rağmen her iki hesaplamada, OARP geometrilerinin kullanılmasıyla, helikopterlerde yakıt tasarrufu sağlanabileceğini göstermektedir. Özellikle, motor özgül yakıt sarfiyatının güçten bağımsız olduğu kabul edilerek bir değerlendirme yapılırsa, $\mu = 0.3$ civarındaki sonuçların birbirine çok yakın olduğu görülür (Şekil 4.31a, Şekil 5.14, Şekil 5.15).

Uygulamadan elde edilen sonuçlara göre, OARP'li helikopter imalatçıları ile işletmeciler önünde iki seçenek bulunmaktadır:

1. Büyük yakıt tasarrufu, düşük manevra kabiliyeti, ve düşük uçuş irtifaları.

2. Daha az yakıt tasarrufu, konvansiyonel helikopterle aynı manevra kabiliyeti, yüksek uçuş irtifaları.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Pala elemanı teorisi esas alınarak yapılan analitik yaklaşık çözüm ve Aerospatiale R85 yazılımıyla yapılan nümerik uygulama, helikopterlerin rotor palalarında sıkışabilme etkilerinden doğan hız sınırlamalarının aşılması amacıyla kullanılmaya başlanmış olan "Ok Açılı Rotor Palası" geometrilerinin; yakıt tasarrufu sağlanması amacı ile de kullanılabilirliğini göstermiştir. Buna göre, konvansiyonel bir helikoptere "Ok Açılı Rotor Palası" uygulanmasının iki etkisi bulunmaktadır:

1. Konvansiyonel palalı duruma göre aynı miktarda güç ve yakıt sarfiyatına karşılık, daha yüksek seyahat hızları elde edilebilir.

2. Konvansiyonel palalı duruma göre aynı seyahat hızlarında uçularak, daha düşük güç ve yakıt sarfiyatı sağlanabilir.

Bu her iki durumda da, kilometrik yakıt sarfiyatı bakımından tasarruf sağlanmış olur. Çünkü, kilometrik yakıt sarfiyatı kullanılan güç ile doğru orantılı; uçuş hızı ile ters orantılıdır.

Bu çalışmanın sonucunda; özgül yakıt sarfiyatı kullanılan güçle ters orantılı olarak değişen, gaz türbinli motorlara haiz helikopterlerde OARP ile % 3 -% 4 yakıt tasarrufunun sağlanabileceği ortaya konmuştur. İlk bakışta küçük bir miktar olarak görünen bu tasarruf, büyük helikopter filolarına sahip olan işletmeciler açısından önemli ekonomik değerlere karşılık gelir.

2. Bölümde verilmiş olan uçuş spektrumları ve 5. Bölümde Allison 250-C20F motoru için verilmiş olan özgül yakıt sarfiyatı gözönüne alınarak; Ecureuil 2 gibi bir helikopterin bir saatlik uçuşu için elde edilecek güç tasarrufu Tablo 6.1'de örnek olarak hesaplanmaktadır. Buna göre, 50 tane

UÇUŞ DURUMU	P_0	(SFC) _m	V_M	t	l	W_e	Yakıt Tasarrufu
ISA	kW	$\frac{\text{kg.k}}{\text{kW saat}}$	km/saat	dakika	km	kg.k	kg.k
Hover ve Kalkış (D.S.) :	626	0.395	0	2	0	8.24	
Tırmanma (5000 ft.e) :	580	0.368	150	8	20	28.46	
Seyahat (5000 ft.) :	400	0.372	240	40	160	99.20	
Alçalma :	320	0.455	150	8	20	19.41	
Yaklaşma ve iniş (D.S.):	344	0.488	0	2	0	5.60	
Toplam (ROTEC)				60	200	160.91	
Hover ve Kalkış (D.S.) :	626	0.395	0	2	0	8.24	
Tırmanma (5000 ft.e) :	580	0.368	150	8	20	28.46	
Seyahat (5000 ft.) :	376	0.380	250	38.4	160	91.44	
Alçalma :	320	0.455	150	8	20	19.41	
Yaklaşma ve iniş (D.S.):	344	0.488	0	2	0	5.60	
Toplam (REC85)				58.4	200	153.15	7.76
Hover ve Kalkış (D.S.) :	626	0.395	0	2	0	8.24	
Tırmanma (5000 ft.e) :	580	0.368	150	8	20	28.46	
Seyahat (5000 ft.) :	384	0.378	253	38	160	91.93	
Alçalma :	320	0.455	150	8	20	19.41	
Yaklaşma ve iniş (D.S.):	344	0.488	0	2	0	5.60	
Toplam (REW)				58	200	153.64	7.27

Tablo 6.1 OARP ile yakıt tasarrufuna bir örnek

bu büyüklükte helikopteri olan ve Amerika Birleşik Devletleri gibi yüksek yıllık uçuş saati ortalamasına sahip ülkelerdekine benzer şekilde, bir yıl içinde helikopter başına 552 saat [42] uçuş gerçekleştiren bir işletmecinin yıllık yakıt tasarrufu; REC85 ile 214,176 kg.k; REW ile 200,652 kg.k olacaktır.

Elde edilen sonuçlar, OARP'lerin tasarım karakteristiklerinin de çok önemli olduğunu ortaya koymaktadır. Analitik yaklaşımla elde edilmiş olan geometri ve nümerik yöntemle optimize edilmiş geometri arasındaki farklılık, tasa-

rım karakteristiklerinin önemini ortaya koymaktadır. Flap-
lamanın ihmal edildiği hal ile ihmal edilmediği hal arasın-
da küçükte olsa farklılıklar bulunmaktadır. Elde edilen ta-
sarrufların % 4 mertebesinde olduğu gözönüne alınırsa, bu
farklılıkların önemli olacağı bilinmelidir.

Bu çalışmada, 3. Bölümde belirtilmiş olan nedenlerden
dolayı, girdap teorilerine göre inceleme yapılmamıştır. Gir-
dap teorilerine dayalı incelemeler, burada verilmiş olan
analitik yaklaşık çözüm ve R85 analizlerinden daha farklı
sonuçlar verebilir. Çünkü, gerek analitik yaklaşık çözümde,
gerekse R85 yazılımıyla yapılan hesaplamalarda, indüklenme
hızlarının Meijer-Drees tarafından önerilen yaklaşık bağın-
tıya göre değiştiği kabul edilmektedir.

Analitik yaklaşık çözüme göre, OARP'li rotorda gerile-
yen palanın ok açılı kısımlarının, tutunma kaybı eğiliminin
yüksek olduğu görülmektedir. Gerileyen paladaki, bu tutunma
kaybının, özellikle gerekli güç üzerindeki etkileri de de-
taylı olarak incelenmelidir. Çünkü, bu etki sıkışabilme et-
kisinin ortadan kaldırılmasından elde edilen kazancı, zarar
haline getirebilir.

Bu çalışmada, palaların dinamik davranışları ve bunla-
rın performans ve kararlılık üzerindeki etkileri de ince-
lenmemiştir. Ok açısının pala üzerinde düzensiz bir yük da-
ğılımına neden olmasının, palanın aeroelastik karakteristik-
lerini etkileyeceği kesindir. Bu nedenle, OARP'lerin aero-
elastik davranışları da detaylı olarak incelenmelidir.

Yapılan bu çalışmada, optimum geometri belirlemelerinde
ihmal edilen diğer bir konu da, palanın yapısal burulma açı-
sının performanslara etkisidir. Şekil 4.11'de verilen etkin
hücum açısı dağılımları; yapısal burulma açısının, bu çalış-
mada kabul edildiği gibi pala açıklığı boyunca doğrusal bir
değişim göstermek yerine konvansiyonel ve ok açılı kısım-

larda birbirinden farklı bir değişimin daha uygun olacağını ortaya koymaktadır.

Günümüzde helikopter rotor palası imalatında kompozit malzeme teknolojileri kullanılmaktadır. Konvansiyonel palaların bu tür malzeme ile imal edilmesi, özellikle kalıbının da düz geometri nedeniyle çok kolay ve ucuz olarak imal ediliyor olması sonucunda ekonomik olmaktadır. OARP kalıplarının, düz ve basit geometriden uzaklaşılması nedeniyle daha maliyetli olması beklenmelidir. Ayrıca, üzerindeki yük dağılımının düzensizliğinin sebep olacağı gerilmeler, daha mukavim bir yapıyı gerektirebilir. Bu ise, diğer bir maliyet artışıdır. Düzensiz yük dağılımının, pala ömrüne de etki yapması beklenmelidir. Bu nedenlerden dolayı, OARP'nin imalat ve bakım maliyetleri üzerindeki etkileri de incelenmelidir.

Çalışmanın gerçekleştirilmesinde, deneysel incelemelerin yapılması mümkün olmamıştır. Elde edilen sonuçlar, tamamen analitik ve nümerik hesaplamalara dayanmaktadır. Analitik ve nümerik çözümlerle elde edilen sonuçların hava tüneli tecrübeleri ve gerçek uçuş koşullarında yapılacak tecrübelerle de doğrulanması gereklidir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

- [1] Alli, P., Baldassarrini, R., Marzorati, G., Pagliaro, G., Armiti, L., The EH.101 Integrated Project: A Naval Utility and Commercial Helicopter System, AGARD-CP-423 Rotorcraft Design for Operations, Paper No: 25, 1987.
- [2] Andres, J., Rotary-Wing Aircraft, Basic Topics, Vol.1, Aerospatiale Helicopter Division, Marignane, 1991.
- [3] Anonim, Basic Helicopter Handbook, AC 61-13B, FAA, Flight Standards Service, Washington D.C., 1978.
- [4] Bramwell, A.R.S., Helicopter Dynamics, Edward Arnold (Publishers) Ltd., Londra, 1986.
- [5] Chartrenet, D., Mirat, J.J., Aerodynamique Appliquee, ENSAE, Toulouse, 1983.
- [6] Desopper, A., Lafon, P., Philippe, J.J., Prieur, J., Effect of an Anhedral Sweptback Tip on the Performance of a Helicopter Rotor, 13. European Rotorcraft Forum, Paper No: 2.4, Arles, 1987.
- [7] Endres, G., The World's Civil Helicopter Market, Interavia Vol.46-1, sh.60-71, Interavia SA, Cenevre, 1991.
- [8] Gallot, J., Amélioration du Bilan Propulsif d'un Hélicoptère, L'Aéronautique et l'Astronautique, No:88, sh.53-72, Paris, 1981.
- [9] Glauert, H., The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory, Cambridge University Press, Cambridge, 1983.
- [10] Grangier, M., The World Civil Helicopter Fleet - Statistical Guide, Interavia Sup. Vol.39-12, Interavia Pub., Cenevre, 1984.
- [11] Harris, F.D., Rotary Wing Aerodynamics - Historical Perspective and Important Issues, National Specialists

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, American Helicopter Society, February - 1987.

- [12] Hermans, P.F., Continued Preliminary Design (Rapport de Stage), Aerospatiale Helicopter Division, Marignane, Janvier - 1991.
- [13] Hoerner, S.F., Borst, H.V., Fluid-Dynamic Lift, Information on Lift and Its Derivatives in Air and in Water, Hoerner Fluid Dynamics, Albuquerque, 1985.
- [14] Hoerner, S.F., Fluid-Dynamic Drag, Theoretical, Experimental and Statistical Information, Hoerner Fluid Dynamics, Albuquerque, 1965.
- [15] ICAO Bulletin, Vol.34, No.6, June 1979, ICAO, Montreal.
- [16] ICAO Bulletin, Vol.37, No.7/8, June/July 1982, ICAO, Montreal.
- [17] ICAO Bulletin, Vol.43, No.7, July 1988, ICAO, Montreal.
- [18] ICAO Bulletin, Vol.44, No.7, July 1989, ICAO, Montreal.
- [19] Kuethe, A.M., Schetzer, J.D., Foundations of Aerodynamics, John Wiley & Sons, New York, 1967.
- [20] Lambert, M., Jane's All The World's Aircraft 1990-91, Jane's Information Group Ltd., Londra, 1990.
- [21] Lefort, P., Hamann, J., L'Hélicoptère - Théorie et Pratique, 6. Ed., Paris, 1989.
- [22] Legrand, F., Rotorcraft, NASA TT F-11,530, Washington D.C., 1968.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- [23] McCormick, B.W., Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, New York, 1979.
- [24] McCormick, B.W., Aerodynamics of V/STOL Flight, Academic Press, Inc., Orlando, 1967.
- [25] Ollerhead, J.B., Rotorcraft Noise, AGARD-LS-139, Helicopter Aeromechanics, Paper No:3, 1985.
- [26] Orfila, G., Les Voilures Tournantes, 1ère Ed., ENAC, Toulouse, 1987.
- [27] Özelgin, Z.G., Prof.Dr., Uçak Aerodinamiği, İTÜ Makina Fakültesi, İstanbul, 1981.
- [28] Petit, G., Les Hélicoptères et les Économies d'Énergie, L'Aéronautique et l'Astronautique, No: 66, sh.3-20, Paris, 1977.
- [29] Philippe, J.J., Roesch, P., Dequin, A.M., Cler, A., A Survey of Recent Developments in Helicopter Aerodynamics, AGARD-LS-139, Helicopter Aeromechanics, Paper No: 2, 1985.
- [30] Prouty, R.W., Military Helicopter Design Technology, Jane's Information Group Ltd., Coulsdon, 1989.
- [31] Raletz, R., Basic Theory of the Helicopter, Pictorial Initiation, Cepadues-Editions, Toulouse, 1988.
- [32] Reichert, G., Helicopter Aeromechanics, Introduction and Historical Review, AGARD-LS-139, Helicopter Aeromechanics, Paper No: 1, 1985.
- [33] Saunders, G.H., Dynamics of Helicopter Flight, John Wiley & Sons, New York, 1975.
- [34] Schaper, F.F.J., Design Requirements for Future Commercial Operations, AGARD-CP-423, Rotorcraft Design for Operations, Paper No: 3, 1986.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- [35] Stepniewski, W.Z., Keys, C., Rotary-Wing Aerodynamics Vol.I, Vol.II, Dover Publications, New York, 1984.
- [36] Taylor, J.W.R., Jane's All The World's Aircraft 1986-1987, Jane's Publishing Ltd., Londra, 1986.
- [37] Taylor, J.W.R., Jane's All The World's Aircraft 1987-1988, Jane's Publishing Ltd., Londra, 1987.
- [38] Terree, J.M., Technologie Helicopteres, Vol.IV, FIAS, Toulouse.
- [39] Torenbeek, E., Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, Rotterdam, 1986.
- [40] Vuillet, A., Rotor and Blade Aerodynamic Design, AGARD-R-781, Aerodynamics of Rotorcraft, Paper No: 3, 1990.
- [41] Vuillet, A., Allongue, M., Philippe, J.J., Desopper, A. Performance and Aerodynamic Development of the Super Puma Mk.II Main Rotor with New SPP8 Blade Tip Design, ONERA, TP 1989-181, Chatillon, 1989.
- [42] Zzugschwert, J.F., Status of the Producing Helicopter Industry, Vertiflite Vol.37, No.3, sh.4-9, AHS Pub., Virginia, 1991.

EK - A

0A.209C Profili Aerodinamik Karakteristikleri

 I ONERA/AEROSPATIALE DA.209C PROFIL KARAKTERISTIKLERI I

M = 0.00000 0.29955 0.39975 0.49715 0.59525 0.69520

alfa	TASIMA KATSAYISI - C1					
-2.4300	-0.2568	-0.2568	-0.3103	-0.3726	-0.3445	-0.4028
-1.7920	-0.2058	-0.2058	-0.2420	-0.2874	-0.2706	-0.3076
-1.1540	-0.1548	-0.1548	-0.1736	-0.2022	-0.1967	-0.2124
-0.5160	-0.1038	-0.1038	-0.1053	-0.1171	-0.1163	-0.1221
0.1220	-0.0450	-0.0450	-0.0369	-0.0481	-0.0341	-0.0322
0.7600	0.0626	0.0626	0.0318	0.0243	0.0562	0.0703
1.3980	0.1084	0.1084	0.1417	0.1210	0.1458	0.1739
2.0360	0.1596	0.1596	0.2101	0.2086	0.2402	0.2644
2.6740	0.2326	0.2326	0.2775	0.2841	0.3299	0.3601
3.3120	0.3056	0.3056	0.3448	0.3596	0.4179	0.4560
3.9500	0.3870	0.3870	0.4069	0.4403	0.5102	0.5585
4.5880	0.4765	0.4765	0.4858	0.5218	0.5855	0.6346
5.2260	0.5602	0.5602	0.5646	0.6029	0.6663	0.6853
5.8640	0.6251	0.6251	0.6408	0.6830	0.7635	0.6946
6.5020	0.6900	0.6900	0.7170	0.7632	0.8292	0.7040
7.1400	0.7549	0.7549	0.7944	0.8382	0.8909	0.7133
7.7780	0.8284	0.8284	0.8702	0.9173	0.9473	0.7227
8.4160	0.9024	0.9024	0.9427	0.9815	0.9957	0.7320
9.0540	0.9753	0.9753	1.0065	1.0363	1.0198	0.7413
9.6920	1.0441	1.0441	1.0739	1.0791	1.0333	0.7507
10.3300	1.1050	1.1050	1.1321	1.1137	1.0265	0.7600
10.9680	1.1634	1.1634	1.1842	1.1384	1.0170	0.7694
11.6060	1.2219	1.2219	1.2244	1.1526	1.0186	0.7787
12.2440	1.2742	1.2742	1.2290	1.1243	1.0215	0.7881
12.8820	1.3065	1.3065	1.1873	1.0986	1.0252	0.7974
13.5200	1.3067	1.3067	1.1217	1.1027	1.0290	0.8068
14.1580	1.2154	1.2154	1.0560	1.1054	1.0328	0.8161
14.7960	1.1242	1.1242	0.9904	1.1073	1.0366	0.8255
15.4340	1.0408	1.0408	0.9247	1.1092	1.0404	0.8348
16.0720	0.9847	0.9847	0.9120	1.1111	1.0441	0.8441

| ONERA/AEROSPATIALE DA.209C PROFIL KARAKTERISTIKLERI |

M = 0.7919 0.8199 0.8453 0.8580 0.8722 1.0000

alfa	TASIMA KATSAYISI - C1					
-2.4300	-0.5717	-0.6538	-0.6505	-0.5405	-1.1494	-1.1494
-1.7920	-0.4297	-0.4936	-0.5277	-0.4483	-0.8559	-0.8559
-1.1540	-0.2931	-0.3333	-0.4049	-0.3555	-0.5624	-0.5624
-0.5160	-0.1403	-0.1715	-0.2316	-0.2286	-0.2690	-0.2690
0.1220	-0.0229	-0.0010	-0.0436	-0.0010	0.0151	0.0151
0.7600	0.1110	0.1348	0.1445	0.1387	0.0342	0.0342
1.3980	0.2264	0.2749	0.2858	0.2011	0.0533	0.0533
2.0360	0.3547	0.4103	0.3162	0.2412	0.0724	0.0724
2.6740	0.4741	0.4619	0.3311	0.2574	0.0915	0.0915
3.3120	0.5609	0.4745	0.3460	0.2736	0.1106	0.1106
3.9500	0.5831	0.4871	0.3609	0.2898	0.1298	0.1298
4.5880	0.5939	0.4997	0.3758	0.3060	0.1489	0.1489
5.2260	0.6048	0.5123	0.3907	0.3222	0.1680	0.1680
5.8640	0.6157	0.5249	0.4056	0.3384	0.1871	0.1871
6.5020	0.6265	0.5375	0.4205	0.3546	0.2062	0.2062
7.1400	0.6374	0.5502	0.4354	0.3708	0.2254	0.2254
7.7780	0.6483	0.5628	0.4503	0.3870	0.2445	0.2445
8.4160	0.6591	0.5754	0.4653	0.4032	0.2636	0.2636
9.0540	0.6700	0.5880	0.4802	0.4194	0.2827	0.2827
9.6920	0.6809	0.6006	0.4951	0.4356	0.3018	0.3018
10.3300	0.6917	0.6132	0.5100	0.4518	0.3209	0.3209
10.9680	0.7026	0.6258	0.5249	0.4680	0.3401	0.3401
11.6060	0.7134	0.6384	0.5398	0.4843	0.3592	0.3592
12.2440	0.7243	0.6511	0.5547	0.5005	0.3783	0.3783
12.8820	0.7352	0.6637	0.5696	0.5167	0.3974	0.3974
13.5200	0.7460	0.6763	0.5845	0.5329	0.4165	0.4165
14.1580	0.7569	0.6889	0.5994	0.5491	0.4356	0.4356
14.7960	0.7678	0.7015	0.6144	0.5653	0.4548	0.4548
15.4340	0.7786	0.7141	0.6293	0.5815	0.4739	0.4739
16.0720	0.7895	0.7267	0.6442	0.5977	0.4930	0.4930

+-----+
 | ONERA/AEROSPATIALE DA.209C PROFIL KARAKTERISTIKLERI |
 +-----+

M = 0.7919 0.8199 0.8453 0.8580 0.8722 1.0000						
alfa	SURUKLEME KATSAYISI - Cd					
-2.4300	0.0291	0.0294	0.0509	0.0527	0.0217	0.0217
-1.7920	0.0189	0.0231	0.0387	0.0426	0.0218	0.0218
-1.1540	0.0135	0.0167	0.0266	0.0322	0.0219	0.0219
-0.5160	0.0112	0.0126	0.0254	0.0239	0.0220	0.0220
0.1220	0.0113	0.0128	0.0273	0.0162	0.0227	0.0227
0.7600	0.0123	0.0160	0.0293	0.0269	0.0402	0.0402
1.3980	0.0150	0.0218	0.0336	0.0387	0.0577	0.0577
2.0360	0.0211	0.0312	0.0470	0.0482	0.0752	0.0752
2.6740	0.0292	0.0458	0.0648	0.0661	0.0927	0.0927
3.3120	0.0411	0.0639	0.0827	0.0839	0.1102	0.1102
3.9500	0.0588	0.0820	0.1006	0.1018	0.1277	0.1277
4.5880	0.0773	0.1001	0.1184	0.1196	0.1451	0.1451
5.2260	0.0957	0.1183	0.1363	0.1375	0.1626	0.1626
5.8640	0.1142	0.1364	0.1542	0.1553	0.1801	0.1801
6.5020	0.1326	0.1545	0.1720	0.1732	0.1976	0.1976
7.1400	0.1511	0.1726	0.1899	0.1910	0.2151	0.2151
7.7780	0.1695	0.1908	0.2078	0.2088	0.2326	0.2326
8.4160	0.1879	0.2089	0.2256	0.2267	0.2501	0.2501
9.0540	0.2064	0.2270	0.2435	0.2445	0.2676	0.2676
9.6920	0.2248	0.2451	0.2613	0.2624	0.2851	0.2851
10.3300	0.2433	0.2632	0.2792	0.2802	0.3025	0.3025
10.9680	0.2617	0.2814	0.2971	0.2981	0.3200	0.3200
11.6060	0.2802	0.2995	0.3149	0.3159	0.3375	0.3375
12.2440	0.2986	0.3176	0.3328	0.3338	0.3550	0.3550
12.8820	0.3170	0.3357	0.3507	0.3516	0.3725	0.3725
13.5200	0.3355	0.3538	0.3685	0.3695	0.3900	0.3900
14.1580	0.3539	0.3720	0.3864	0.3873	0.4075	0.4075
14.7960	0.3724	0.3901	0.4043	0.4052	0.4250	0.4250
15.4340	0.3908	0.4082	0.4221	0.4230	0.4425	0.4425
16.0720	0.4093	0.4263	0.4400	0.4409	0.4599	0.4599

+-----+
 ! DNERA/AEROSPATIALE DA.209C PROFIL KARAKTERISTIKLERI !
 +-----+

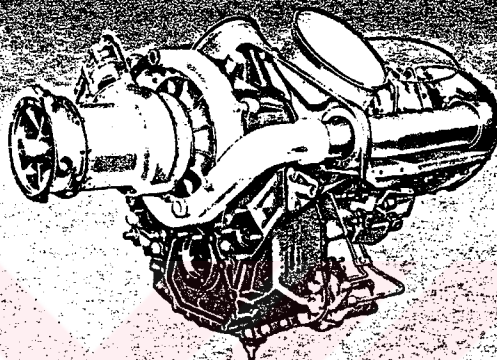
M = 0.0000 0.2996 0.3998 0.4972 0.5953 0.6952						
alfa	SURUKLEME KATSAYISI - Cd					
-2.4300	0.0093	0.0093	0.0094	0.0086	0.0127	0.0179
-1.7920	0.0091	0.0091	0.0091	0.0084	0.0108	0.0148
-1.1540	0.0089	0.0089	0.0087	0.0082	0.0089	0.0118
-0.5160	0.0087	0.0087	0.0084	0.0079	0.0079	0.0095
0.1220	0.0086	0.0086	0.0082	0.0078	0.0078	0.0080
0.7600	0.0086	0.0086	0.0083	0.0076	0.0077	0.0077
1.3980	0.0086	0.0086	0.0080	0.0076	0.0076	0.0078
2.0360	0.0086	0.0086	0.0078	0.0074	0.0074	0.0083
2.6740	0.0084	0.0084	0.0077	0.0073	0.0073	0.0096
3.3120	0.0083	0.0083	0.0076	0.0072	0.0073	0.0118
3.9500	0.0083	0.0083	0.0078	0.0075	0.0075	0.0164
4.5880	0.0085	0.0085	0.0080	0.0078	0.0079	0.0218
5.2260	0.0088	0.0088	0.0083	0.0081	0.0085	0.0320
5.8640	0.0091	0.0091	0.0087	0.0085	0.0101	0.0514
6.5020	0.0095	0.0095	0.0091	0.0088	0.0137	0.0707
7.1400	0.0098	0.0098	0.0096	0.0091	0.0179	0.0901
7.7780	0.0104	0.0104	0.0100	0.0098	0.0236	0.1094
8.4160	0.0109	0.0109	0.0106	0.0109	0.0312	0.1288
9.0540	0.0116	0.0116	0.0113	0.0130	0.0456	0.1481
9.6920	0.0125	0.0125	0.0125	0.0164	0.0628	0.1675
10.3300	0.0136	0.0136	0.0141	0.0223	0.0781	0.1868
10.9680	0.0147	0.0147	0.0165	0.0334	0.0933	0.2062
11.6060	0.0159	0.0159	0.0201	0.0503	0.1120	0.2255
12.2440	0.0175	0.0175	0.0245	0.0830	0.1322	0.2449
12.8820	0.0192	0.0192	0.0536	0.1150	0.1535	0.2642
13.5200	0.0233	0.0233	0.0964	0.1401	0.1747	0.2836
14.1580	0.0820	0.0820	0.1392	0.1631	0.1960	0.3029
14.7960	0.1408	0.1408	0.1819	0.1849	0.2172	0.3223
15.4340	0.1919	0.1919	0.2247	0.2068	0.2385	0.3416
16.0720	0.2171	0.2171	0.2520	0.2286	0.2597	0.3610

EK-B ALLISON 250-C20F Turboşaft Motoru Teknik Özellik ve Performansları.

Allison Gas Turbines

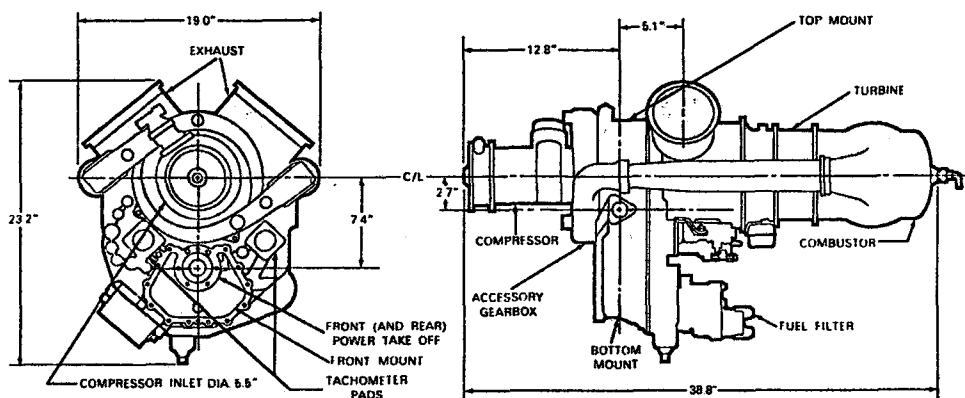
250 turboshaft models

C20F
420 shp



specifications

Basic engine	250-C20F
Weight	158 lb
Power/weight ratio (T.O.)	2.66:1
Airflow (T.O.)	3.45 lb/sec
Pressure ratio (T.O.)	7.1
Design speeds @ 100% rpm	
Power output shaft	6,016 rpm
Gas producer rotor	50,970 rpm
Power turbine rotor	33,290 rpm
Fuels	JP-4, JP-5, ASTM-1655, Type A, A1, B
Oils	MIL-L-7808, MIL-L-23699
Type certificate no.	E4CE (Revised March 1979)
Data Sheet	E4CE-24 (Revised April 1979)



performance

250-C20F (sea level static)

Rating	SHP (min)	SFC lb/shp-hr (max)
Takeoff (5 min)	420	0.650
30-minute power	420	0.650
Max continuous	420	0.650
Normal cruise	370	0.650
Cruise A (90%)	333	0.666
Cruise B (75%)	278	0.709

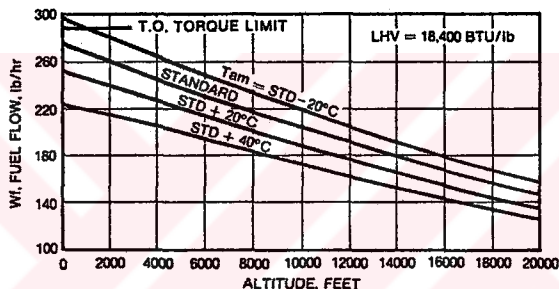
30-minute power rating is applicable only during one-engine-inoperative operation and/or emergency operation. Its use is permitted for a maximum period of 30 minutes.

Maximum continuous rating is authorized by the engine manufacturer only during one-engine-inoperative and/or emergency operation.

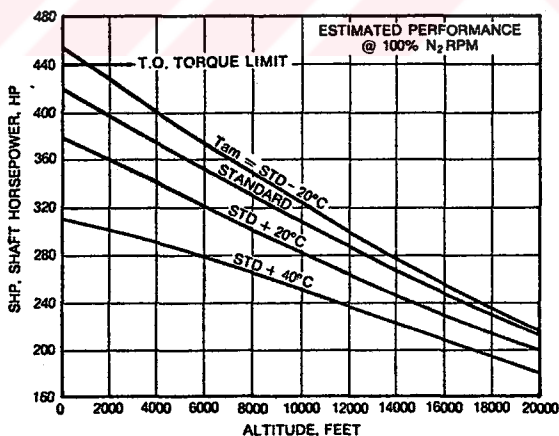
Normal cruise rating is the highest power authorized by the engine manufacturer for normal continuous operation.

Cruise A and Cruise B are the power lever positions that provide for 90% and 75% (respectively) of rated normal cruise power at standard sea level static conditions.

Model 250-C20F
FUEL FLOW AT 1490°F T₁₅, 0 KTAS



Model 250-C20F
SHAFT HORSEPOWER AT 1490°F T₁₅, 0 KTAS



Specifications subject to change without notice.



Allison
GAS TURBINE OPERATIONS
General Motors Corporation
P.O. Box 420
Indianapolis, Indiana 46206-0420



EK - C

AEROSPATIALE R85 YAZILIMINDA HESAP YÖNTEMİ

OARP geometrilerinin optimizasyonu ve performans hesabı amacıyla, bu çalışmanın 5. Bölümündeki uygulamada kullanılmış olan Aerospatiale R85 yazılımında, hesap yöntemi aşağıdaki gibidir:

1. Performans hesaplamasında örnek olarak kullanılacak olan helikoptere ait ağırlık ve parazit sürükleme için eşdeğer düz levha alanı katsayısından hesaplanmış parazit sürükleme yazılımına girilmektedir.

2. Performansı hesaplanacak olan rotor geometrisi, 30 tane açıklık noktasında, % 25 veter noktalarını birleştiren egrinin yunuslama ekseninden yatay uzaklığı; bu 30 noktadaki veter uzunlukları, pala profili tipleri, bu açıklık noktalarındaki kesitlerin yapısal burulma açısına göre hesaplanmış tespit açıları olarak yazılımına girilmektedir. Ayrıca, pala için önceden hesaplanmış olan kütleli atalet momenti, ağırlık gibi atalet kuvvetleri de girdi olarak verilmektedir. Rotorun yarıçapı, pala kök noktası, flaplama mentesinin rotor shaft ekseninden radyal uzaklığı, rotor devir sayısı, rotor shaft ekseninin düşeye nazaran eğimi ise diğer giriş değerleridir.

3. Yazılım tarafından, bu giriş değerlerinin alınmasından sonra, istenen ileri doğru uçuş hızı, manevra yük katsayısı, rüzgar istikameti ve doğrultusu gibi parametreler yazılımına verilmekte ve ilk önce Meijer-Drees bağıntısına göre indüklenme hızları hesaplanmaktadır.

4. 30 nokta ile yazılımına girilmiş olan pala geometrisi açıklık boyunca interpolasyon yöntemiyle 200 noktaya bölünmekte ve 200 nokta halinde belirlenmiş olan bu kesitlerin tüm azimut açılarındaki yaklaşık etkin hızları, sadece indüklenme hızı, palanın radyal hızı ve helikopterin uçuş hızına göre hesaplanmaktadır. Bu hesaplama birlikte, yaklaşık etkin hücum açıları hesaplanmaktadır.

5. Pala kesitlerinin her azimut konumundaki lokal ok

açıları, ve Mach sayıları da hesaplanarak; yazılıma önceden yüklenmiş olan profil aerodinamik karakteristiklerinden yararlanılarak, bu kesitlerin taşıma ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanmaktadır. Profil karakteristiklerinin, ilgili hücum açısı ve Mach sayısına uyarlanması çoklu interpolasyon işlemi yapılmaktadır. Her azimut konumu için 200 kesite ait aerodinamik kuvvetlerin bu şekilde hesaplanmasından sonra, bu değerler nümerik olarak integre edilmekte ve her azimut konumundaki taşıma kuvveti hesaplanmaktadır. Bundan sonra, 4.27 bağıntısı nümerik olarak çözülmekte ve yaklaşık bir rotor çekme kuvveti hesaplanmaktadır. Ayrıca 4. Bölümde yapıldığı gibi yaklaşık kumanda açıları hesaplanmaktadır.

6. Yazılıma daha önceden verilmiş olan pala atalet moment ve kuvvetlerinden de yararlanılarak palanın flaplama açıları 3.21 ve 3.22 bağıntılarına göre hesaplanmaktadır. Yaklaşık olarak hesaplanmış olan bu flaplama açıları da hesaba katılarak, gerçeğe biraz daha yakın olan etkin hızlar ve hücum açıları hesaplanmaktadır (4.21a ve 4.21b bağıntıları). Bu yeni duruma göre, ilgili profil karakteristiklerinden yararlanılarak rotor çekme kuvveti yeniden hesaplanmaktadır. Hesaplanan çekme kuvveti, başlangıçta istenen değere ulaşıncaya kadar bu iteratif işlem tekrarlanmaktadır.

7. Rotor çekme kuvveti istenen değere ulaştığı andaki etkin hücum açıları, etkin hızlar, Mach sayıları ve ilgili profil karakteristiklerinden yararlanılarak rotorda gerekli olan güç hesaplanmaktadır.

ÖZGEÇMİŞİ

1960 yılında Eskişehir'de doğdu. İlk ve orta öğrenimini Eskişehir'de tamamladıktan sonra, 1982 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina Fakültesin'den Makina - Uçak Mühendisi ünvanı ile mezun oldu. 1983 yılında Anadolu Üniversitesi, Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümünde Araştırma Görevlisi olarak göreve başladı. 1985 yılında İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Havacılık ve Uzay Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans öğrenimini tamamlayarak, Uçak Yüksek Mühendisi ünvanını aldı. 1991 yılı yaz aylarında, Aerospatiale-Division Helicopteres firmasında "Ok Açılı Rotor Palası Tasarımı" konusunda çalışmalar yaptı. Evli ve bir çocuk babası Makina-Uçak Yük. Mühendisi Mustafa CAVCAR, 1987 yılından bu yana Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Meslek Yüksek Okulunda Öğretim Görevlisi ünvanı ile Müdür Yardımcılığı görevini yürütüyor.