

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**HELİKOPTER ANA ROTOR UÇ GEOMETRİSİNİN AEROAKUSTİK AÇIDAN
OPTİMİZASYONU VE ROTOR HAREKETLERİNİN AEROAKUSTİK
ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

DOKTORA TEZİ

Tuğrul Teoman ÖZTÜRK

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MAYIS 2024

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**HELİKOPTER ANA ROTOR UÇ GEOMETRİSİNİN AEROAKUSTİK AÇIDAN
OPTİMİZASYONU VE ROTOR HAREKETLERİNİN AEROAKUSTİK
ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

DOKTORA TEZİ

**Tuğrul Teoman ÖZTÜRK
(511122109)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN

MAYIS 2024

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**AEROACUSTICAL OPTIMIZATION OF HELICOPTER MAIN ROTOR TIP
GEOMETRY AND INVESTIGATION OF AEROACUSTIC EFFECTS OF
ROTOR MOVEMENTS**

Ph.D. THESIS

**Tuğrul Teoman ÖZTÜRK
(511122109)**

Department of Aeronautics and Astronautics Engineering

Aeronautics and Astronautics Engineering Programme

Thesis Advisor: Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN

MAY 2024

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511122109 numaralı Doktora Öğrencisi Tuğrul Teoman ÖZTÜRK, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “HELİKOPTER ANA ROTOR UÇ GEOMETRİSİNİN AEROAKUSTİK AÇIDAN OPTİMİZASYONU VE ROTOR HAREKETLERİNİN AEROAKUSTİK ETKİLERİNİN İNCELENMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Mehmet ŞAHİN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Can Fuat DELALE
MEF Üniversitesi

Prof. Dr. Fırat Oğuz EDİS
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Serhat YILMAZ
Milli Savunma Üniversitesi

Teslim Tarihi : 05 Aralık 2023
Savunma Tarihi : 31 Mayıs 2024





Aileme,



ÖNSÖZ

Danışmanım Sayın Prof. Dr. A. Rüstem ASLAN'a paha biçilmez desteği ve teşviki için teşekkür ederim. Bu tez onun rehberliği olmasaydı mümkün olamazdı.

Ayrıca komite üyelerim Prof. Dr. Mehmet ŞAHİN ve Prof. Dr. Can Fuat DELALE'ye dönem sunumlarında verdikleri değerli yorum ve öneriler için teşekkür ederim.

Aileme özellikle teşekkür ediyorum. Lisansüstü öğrenim alma kararında bana çok destek oldunuz. En çok ihtiyaç duyduğum anlarda her zaman desteğim oldunuz. Benim adıma yaptığınız tüm fedakarlıklar için minnettarlığımı ifade etmeye kelimeler yeterli olmayabilir. Sevgili eşim sevgin ve desteğin bugüne kadar beni ayakta tuttu ve başarılı olmamı sağladı. Seni bana bahşeden Tanrı'ya şükrediyorum. Her birinizi seviyorum.

Aralık 2023

Tuğrul Teoman ÖZTÜRK
(Uçak Yük.Müh)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxv
SUMMARY	xxix
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Tezin Amacı ve Kapsamı	5
1.2 Tezin Orijinal Katkıları	6
1.3 Literatür Araştırması	7
1.4 Rotor Gürültüsünün Fiziksel Kaynakları [41]	13
1.4.1 Kalınlık gürültüsü [42].....	14
1.4.2 Yükleme gürültüsü	15
1.4.3 Yüksek hız atım gürültüsü (High speed impulsive noise, HSI)	15
1.4.4 Pala-Girdap (Blade-Vortex) etkileşim gürültüsü (BVI).....	16
1.4.5 Geniş bant gürültüsü	17
1.4.6 Kuyruk rotor gürültüsü.....	18
1.5 Helikopter Pala Ucu Şekilleri ve Malzemelerinin [78].....	19
1.6 Literatür Araştırmasından Çıkarımlar	91
2. GÜRÜLTÜ TAHMİN YAKLAŞIMLARI [58]	95
2.1 Doğrudan Gürültü Hesaplama	95
2.1.1 Melez yaklaşımlar	97
2.1.2 Lineerleştirilmiş euler denklemleri (LEE) ve akustik bozuntu denklemleri (APE)	98
2.1.3 İntegral yöntemler	99
2.1.4 Lighthill'in akustik analojisi	101
2.1.5 FW-H denklemi.....	104
2.1.6 Geciktirilmiş zaman (Retarded Time).....	106
2.1.7 Yayınım yüzeyi (Emission surface)	108
2.1.8 Çöken küre	109
2.2 Farassat formülasyonları	110
2.2.1 Formülasyon 1.....	110
2.2.2 Formülasyon 1A.....	112
2.3 Dört Kutuplu Dönem	112
2.4 FWH Gözenekli (Porous) Formülasyon	114
2.5 Süpersonik Formülasyonlar	116

2.6	Çöken Küre ve Emisyon Yüzey Algoritmaları	116
2.7	İleri (Advanced) veya Kaynak (Source) Zamanı Dominant Algoritması	119
3.	HART II, YÖNTEM DOĞRULAMA DENEYİ.....	121
3.1	HART-II Testi.....	123
3.2	Pala Çırpması (Flapping) Ölçüm Ekipmanı.....	125
4.	METODOLOJİ.....	127
4.1	CFD Stratejisi.....	127
4.2	Sayısal Ağ yapısı.....	128
4.3	Sınır Şartları	131
4.4	Uzamsal Ayrıklaştırma, Zaman Entegrasyonu ve Simülasyon Ayrıntıları	132
4.5	Pala Hareketi ve Deformasyonu.....	134
4.6	Ağ Pürüzsüzleştirme ve Yeniden Örgüleme	140
4.7	Rotor Gürültüsü Tahmini	140
4.7.1	Mikrofon (acoustic receiver) Konumları.....	142
5.	SONUÇLAR VE DOĞRULAMA	145
5.1	Kesit Taşıma Katsayısı Sonuçları ($C_n M^2$)	146
5.1.1	Minimum gürültü durumu (Minimum noise case).....	146
5.1.2	Temel durum	148
5.2	Kuvvet ve Moment Sonuçları	151
5.2.1	Akustik sonuçlar.....	154
5.3	Mikrofon Sayısının Gürültü Desen Etkisi.....	157
5.3.1	Gürültü desenleri	158
5.3.2	Minimum gürültü durumu karşılaştırma	159
5.3.3	Temel durum gürültüsü karşılaştırma	160
5.3.4	Akım alanı karşılaştırması.....	161
6.	FARKLI UÇ ŞEKİLLERİ SONUÇLARI.....	165
6.1	Geriye Açılı (Swept) Uç.....	165
6.2	Geriye ve 10° Anhedral Açılı Uç	167
6.3	Çıkıntılı (Notch) Uç	168
6.4	Çıkıntılı ve 10° Anhedral Açılı Uç.....	170
6.5	Uç Şekillerinin Genel Karşılaştırması.....	171
7.	DEĞERLENDİRME VE ÖNERİLER	179
	KAYNAKLAR.....	183
	EKLER.....	207
	ÖZGEÇMİŞ.....	219

KISALTMALAR

BLC	: Temel Gürültü Durumu (Baseline Case)
MNC	: Enaz Gürültü Durumu (Minimum Noise Case)
OASPL	: Toplam Ses Basınç Seviyesi (Overall Sound Pressure Level)
SPL	: Ses Basınç Seviyesi (Sound Pressure Level)





SEMBOLLER

a_{∞}	: Serbest akım ses hızı (m/s)
b	: Rotor pala sayısı
c	: Pala veter uzunluğu (m)
C_L	: Taşıma katsayısı
C_{nM^2}	: Pala kesit taşıma katsayısı
C_P	: Basınç katsayısı
C_T	: Rotor taşıma katsayısı, $T/\pi\rho\infty R^2(\Omega R)^2$
d	: Kenardan ilk ağ yüksekliği (m)
$\deg$	: Açı ($^{\circ}$)
L	: Gövde uzunluğu (m)
M_{tip}	: Rotor ucu Mach sayısı, $\Omega R/a_{\infty}$;
M_x, M_y, M_{xy}	: Moment Bileşenleri
r	: Radyal pozisyon (m)
R	: Rotor yarıçapı (m)
T	: Rotor taşıma kuvvati (N)
t	: Zaman
u, v	: Yer değiştirme vektörü bileşenleri
U_{∞}	: Serbest akım hızı (m/s)
U_{tip}	: Rotor uç hızı (m/s), ΩR
w	: Açısal hız
α_s	: Şaft yatıklık açısı ($^{\circ}$)
$\beta(t)$	: Pala flap açısı ($^{\circ}$)
β_0	: Pala koniklik açısı ($^{\circ}$)
$\theta(t)$	: Pala hücum açısı ($^{\circ}$)
θ_0	: Rotor palası kolektif açısı ($^{\circ}$)
θ_c	: Yanlamasına döngüsal hücum açısı ($^{\circ}$)
θ_s	: Boyulamasına döngüsel hücum açısı ($^{\circ}$)
μ	: İlerleme oranı, (U_{∞}/U_{tip})
ν_{∞}	: Akışkan kinematik viskozitesi (m ² /s)
ρ_{∞}	: Serbest akım akışkan yoğunluğu (kg/m ³)
σ	: Rotorkatılığı, $bc/\pi R$
$\psi(t)$	: Rotor dönüş açısı ($^{\circ}$)
Ω	: Rotor açısal hızı(rpm)



ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 3. 1 : Rotor Trim açıları [289].....	124
Çizelge 3. 2 : Hart II Test parametreleri.....	126
Çizelge 4.1 : İç etki alanı boyutları.....	131
Çizelge 4.2 : Ağ yoğunluğuna göre bilgisayar çalışma süresi.....	134
Çizelge 4.3 : Yaklaşım denklemleri dereceleri	136
Çizelge 4.4 : Denklem karşılaştırması	141
Çizelge 4.5 : Akustik hesaplamalar için Ses Alıcı konumları	142
Çizelge 5.1 : Kuvvet ve Momentler karşılaştırması	154
Çizelge 5.2 : Diğer çalışmalar ile azami gürültü karşılaştırması	159
Çizelge 5.3 : Diğer çalışmalarla azami gürültü kıyası.	160
Çizelge 6.1 : Farklı uç şekilleri Kuvvet ve Momentler.....	171
Çizelge B.1 : Sayısal hesaplamalarda kullanılan ağ yapısı temel boyutları	217
Çizelge C.1 Sayısal hesaplamalar listesi	218



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Tipik pala girdap etkileşimi [16].....	4
Şekil 1.2 : Pala altında girdap pozisyonu [20].....	5
Şekil 1.3 : Kutupsal yönelim modellerinin karşılaştırılması.	9
Şekil 1.4 : Kutupsal yönelim paterni.	10
Şekil 1.5 : Çeşitli rotor gürültüsü tiplerinin tipik yönelimi [41].	14
Şekil 1.6 : S-58 Wessex, S-61 Sea King ve Erken WG-13 Lynx Ana ve Kuyruk	20
Şekil 1.7 : Kompozit Kuyruk Rotor Palası Tip Şeklinin Taslak Çizimi.....	21
Şekil 1.8 : Sıkıştırılabilirliği geciktirmek için Katımlı Açı Yöntemi. R.F. Spivey (1968) [81].	22
Şekil 1.9 : Ok Açılı Rotor Ucu Tasarımı W.A.Spivey (1970)[17].	22
Şekil 1.10 : İngiliz Deneysel Rotor Programı Westland BERP-III Ucu.....	23
Şekil 1.11 : Gürültüyü azaltmak için tasarlanan Ogee Uçu, Landgrebe (1974) [88]	25
Şekil 1.12 : Alt kanat ve bölünmüş ipuçları, Tangler (1975) [89].....	25
Şekil 1.13 : İleri Geometrilik AGB-IV uç birleştirilen eğimli ucu şekli ile birlikte dışa doğru açı, Huber (1979) [92].....	26
Şekil 1.14 : BVI Gürültü Testlerinde kullanılan uçlar, Hoad (1980) [94].....	28
Şekil 1.15 : İleri konik sivrilmiş uçlu pala, Berry (1981) [101]	30
Şekil 1.16 : Geriye açılış uçlu pala, Alansky (1981) [103].....	30
Şekil 1.17 : 10 derece burulmalı ve geriye-sivrilmiş uçlu pala, Roesch (1980) [105]	31
Şekil 1.18 : Bir dizi konik-konik uç, Testler ve Yeager (1983) [20].....	33
Şekil 1.19 : Eğik şok eğik eğilimi gösteren basınç konturları, Riley ve Miller (1983) [115].	34
Şekil 1.20 : Boeing Vertol, [114]'de test edilen tip şekil çeşitleri	35
Şekil 1.21 : konik ucu üzerinde mach sayısı konturları	35
Şekil 1.22 : Balch tarafından test edilen tip şekiller (1984).	37
Şekil 1.23 : Wagner tarafından kullanılan pala ucu modelinde dört uç şekli (1984) .[118]	38
Şekil 1.24 : V-22 Tilt-Rotor uçağının ileri teknoloji palası (ATB) için uç şekilleri, Felker ve diğerleri (1985) [122].	39
Şekil 1.25 : İngiliz Deneysel Rotor Programı (B.E.R.P.) Palası, Perry'de Dağıtılmış Aerofoil Kesiti (1987) [107].	39
Şekil 1.26 : Hover, Kelley ve Wilson'daki (1983) Merit Figürünü iyileştirmek için tasarlanan AH-64 Apache için Gelişmiş Rotor.	40
Şekil 1.27 : Perry ve Nangia tarafından önerilmiş olana benzer bir İleri açılı uç taslağı ve 1987 yılında Westland Rüzgar Tüneli.....	41
Şekil 1.28 : Westland Vane İpucu.....	43
Şekil 1.29 : Westland Vane Ucu'nun VSAERO, Brocklehurst ve Pike (1994 analizi [126].	43
Şekil 1.30 : Muller'ın aşağıya doğru işaretleme wingletleri (1988) [18].	44

Şekil 1.31 : Prince Aircraft Inc tarafından üretilen Verimliliği Arttırmak ve Statik İtkiyi Arttırmak için Anhedral Pervane Kanadı.	46
Şekil 1.32 : Döner ve sabit kanatların uç bölgesinde yüzey parçacık akış izleri, Mt ip = 0.877, Re = 3.93x106, Srinivasan ve McCroskey (1988) [131].	46
Şekil 1.33 : Döner ve Sabit Kanatların Uç Bölgesinde Yüzey Parçacık Akış İzleri, Mt ip = 0.877, Re = 3.93x106, Srinivasan ve McCroskey (1988) [131].	47
Şekil 1.34 : Yüzey Akışı Doğrulaması, Duque (1989) [134].	48
Şekil 1.35 : Yüksek İnsidans ve geriye açısı, Brocklehurst ve Duque'de hesaplanmış ve deneysel yüzey düz çizme modelleri (1990) [135].	48
Şekil 1.36 : Makaslanmış serbest akışlı mach numarası, Brocklehurst ve Bilgisayarlı Yüzey Basınç Konturları Duque (1990) [135].	49
Şekil 1.37 : M = 0.6 ve 6 derecede Inviscid CFD hesaplamaları'ndan transonik hızdaki planform etkileri, Duque [136].	49
Şekil 1.38 : Ayrılmış akışın, saldırı kök açılarıyla ilerlemesi ve tahmin ve test karşılaştırması, Beddoes (1991) [104].	50
Şekil 1.39 : Rüzgar tüneli verilerine kıyasla geriye açılı durumda öngörülen ayrılmanın progresyonu, Beddoes (1991) [104].	50
Şekil 1.40 : Kim ve Chopra'nın tanımladığı ipucu şekilleri (1992) [142].	51
Şekil 1.41 : AH-66 Comanche Tip, Duque ve Dimanlig Üzerinde Yüzey Basıncı Konturları (1994) [143].	51
Şekil 1.42 : Pala yüzeyinde mach konturları, Mtıp = 0.7, μ = 0.3, Kaldırmayan, Aoyama ve Diğerleri (1995) [150].	53
Şekil 1.43 : Pala Yüzeyinde Mach Konturları, Mtıp = 0.7, μ = 0.3, NACA0012, Aoyama ve Diğerleri (1995) [150].	54
Şekil 1.44 : Büyük geri açısı Arkası ve Öndeki Kenarın Delta-Şeklinde Uzaması Olan Pala Üzerindeki Mach Konturları, Mtıp = 0.7, μ = 0.3, NACA0012, Aoyama ve Diğerleri	55
Şekil 1.45 : Konik Uç Rotor Planformları (1996) [152].	55
Şekil 1.46 : Düz ve geriye açılı Uçlu palalarda sınır tabakasının durumu (1997) [155].	56
Şekil 1.47 : Parabolik Uç Şekli (SPP8), Joncheray (1997) [164].	57
Şekil 1.48 : Mtıp'de Rotor Düzleminde Mach Sayısı Konturları ,Farklı açılı Palalar için 0.95, Baeder (1998) [177].	61
Şekil 1.49 : Dikdörtgen ve Parabolik İpuçları Üzerinde Iso-Mach Çizgileri, Philippe (1992) [178].	61
Şekil 1.50 : Bo105 ve EC135 [179] için geliştirilmiş pala planformları.	63
Şekil 1.51 : Optimize Rotor Palaları, Bebesel (1999) [180].	63
Şekil 1.52 : İleri Teknoloji Rotoru (ATR) pala ucu şekilleri, [180].	64
Şekil 1.53 : EC155, Allongue (1999) [181] için sessiz Pala.	66
Şekil 1.54 : Ucu Girdap, McAlister, Tung ve Heinech (2001) [183]'yü değiştirmeye yönelik girişim örnekleri.	66
Şekil 1.55 : Yuva Vorteksinin Laminar İç Alanının yuva çıkışlarında oluşturulan türbülanslı vortexlerin eylemiyle çözülmesi yönteminin gösterimi, Han ve Leishman'dan (2004) [186].	67
Şekil 1.56 : Saçak desenler ERATO Palasının şeklini gösterir, Muller ve arkadaşları (2000) [200].	70
Şekil 1.57 : ONERA 7AD ve ERATO Palalarının karşılaştırması, Beaumier ve Delrieux (2003) [201].	70
Şekil 1.58 : D'Alascio tarafından analiz edilen ATR palasının resmi (2001) [208]. ..	72
Şekil 1.59 : Humpert ve Schley'nin Detay Tasarım Özellikleri (2001) [212].	74

Şekil 1.60 : Humpert ve Schley (Aerodinamik Düzeni) (2001) [212].	74
Şekil 1.61 : AT1 Palası, Kondo (1998) [214].	74
Şekil 1.62 : Sato Tarafından Tanımlanan AT2 Palası (2001) [215].	75
Şekil 1.63 : Canard Tipinde İkiz Dikdörtgen Uç Vanes, Ota (2001) [219].	77
Şekil 1.64 : İleri BERP ucu, Hwang ve arkadaşları (2001) [221].	77
Şekil 1.65 : Loftus'dan (2004) [222] Apache Blade için geriye açılı uç.	78
Şekil 1.66 : S-61'in Carson Yedek Palası, Curtiss (2003) [223].	78
Şekil 1.67 : Rüzgar Tüneli'nde Sabit Kanatlar Olarak Test Edilen Rotor uçları [168]	79
Şekil 1.68 : BERP-IV'ün erken tasarım aşamasında (2008) [168].	79
Şekil 1.69 : Hover'da HMB, BERP-III ve BERP-IV uçlarının karşılaştırılması (2008) [168].	80
Şekil 1.70 : Deney ve Hesaplamalarda Test Edilen Rotorlar, Berton (2003) [229].	82
Şekil 1.71 : Vortisite Konturları Optimize edilmiş pala, [248].	86
Şekil 1.72 : Geriye açılı Ucu, UH-60 tipi Pala Uygulaması (2004) [249].	87
Şekil 1.73 : OH58, HeliFlap Elektromanyetik Aktüatör uygulaması [250].	87
Şekil 1.74 : Rotor Hover Performansı geliştirilmesi tasarım metodolojisi (2000) [250].	88
Şekil 1.75 : MD900 Blade'in Aktif Flap ve Parabolik Uçları.	88
Şekil 1.76 : Optimum Hover Performansı İçin İleriye Yönlendirilmiş pala Şekli. ...	89
Şekil 1.77 : Optimum performans için geriye açılı pala Şekli,(2010) [255].	89
Şekil 1.78 : Chae ve arkadaşları tarafından kullanılan tasarım (2010) [256].	89
Şekil 1.79 : EuroCopter Blue Edge Blade (2011) [257].	90
Şekil 3.1 : Hart-II Helikopter modeli görünüş.	122
Şekil 3.2 : Hart-II Helikopter pala modeli.	122
Şekil 3.3: HART-II Test kurulumu [287].	123
Şekil 3.4 : Mikrofon yerleşimi.	125
Şekil 3.5 . Ref.'deki SPR işaretleyici konumları.	125
Şekil 4.1 : Pala için oluşturulan sınır tabaka ağı.	129
Şekil 4.2 : Gövde için oluşturulan sınır tabaka ağı.	129
Şekil 4.3 : Hesaplama hacmi genel Şekil görünümü.	130
Şekil 4.4 : Kayan ağ rotor diski hacmi genel görünüm.	130
Şekil 4.5 : Basınç sensörlerinin konumları.	130
Şekil 4.6 : 1.Pala üzerinde basınç sensörü modellemesi.	130
Şekil 4.7 : Basınç sensörü modelinin ağ görünümü.	130
Şekil 4.8 : İç Etki Alanı görünümü.	131
Şekil 4.9 : Hesaplama alanının genel görünümü.	132
Şekil 4.10 : Hesaplama alanının genel görünümü.	132
Şekil 4.11 : Hesaplanan ve Deney flaplama. farkları.	137
Şekil 4.12 : Bu çalışmada Pala-4 flaplama yaklaşım yüzeyi.	137
Şekil 4.13 : Bu çalışmada Pala-4 flaplama yaklaşım ve deney sonuçları farkları ...	137
Şekil 4.14 : Flaplama farkı [13].	137
Şekil 4.15 : Bu çalışmada Pala-4 elastik burulma yaklaşım ve deney sonuçları farkları.	138
Şekil 4.16 : Elastik burulma farkları [13].	138
Şekil 4.17 : Koordinat sistemi genel görünümü.	143
Şekil 5.1 : Enaz gürültü durumu $\Delta\alpha = 2^\circ$ için $C_n M^2$.	146
Şekil 5.2 Enaz gürültü durumu 20M için $C_n M^2$.	147
Şekil 5.3 : Enaz gürültü durumu $\Delta\alpha = 1^\circ$ için $C_n M^2$.	147
Şekil 5.4 : Enaz gürültü durumu $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ için $C_n M^2$.	147

Şekil 5.5 : En az gürültü durumu $C_n M^2$ karşılaştırması .	148
Şekil 5.6 : En Az gürültü durumu için hata karşılaştırması	148
Şekil 5.7 : Temel durum $\Delta\alpha = 2^\circ$ için $C_n M^2$ karşılaştırması.	149
Şekil 5.8 Temel durum 7M ağ için zaman adımı $C_n M^2$ karşılaştırması.	149
Şekil 5.9 : Temel durum $\Delta\alpha = 1^\circ$ için $C_n M^2$ karşılaştırması.	150
Şekil 5.10 : Temel durum $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ için $C_n M^2$ değişimi	150
Şekil 5.11 : Temel durum $C_n M^2$ karşılaştırması.	150
Şekil 5.12 : Temel durum için $C_n M^2$ hata karşılaştırması.	151
Şekil 5.13 : Temel durumda momentler (13 milyon ağ / $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ zaman adımı)..	152
Şekil 5.14 : Temel durumda taşıma kuvveti (13M ağ / $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ zaman adımı). ...	152
Şekil 5.15 : Temel durum hesaplama boyunca moment değişimi.	152
Şekil 5.16 : Enaz gürültü durumu taşıma kuvveti değişimi.	152
Şekil 5.17 : Enaz gürültü durumu y eksenli momentleri (8 M ve $\Delta\alpha = 0,5^\circ$).	153
Şekil 5.18 : Enaz gürültü durumu kuvvet ve momentleri.	153
Şekil 5.19 : Temel durum kuvvet ve momentleri.	153
Şekil 5.20 : Enaz gürültü durum ağ yoğunluğuna göre gürültü değişimi.	154
Şekil 5.21 : Enaz gürültü zaman adımına göre gürültü değişimi.	155
Şekil 5.22 : Enaz gürültü durum rotor turuna göre gürültü değişimi.	155
Şekil 5.23 : Temel durum ağ yoğunluğuna göre gürültü değişimi.	155
Şekil 5.24 : Temel durum rotor devrine göre gürültü değişimi.	156
Şekil 5.25 : Temel durum zaman adımına göre gürültü değişimi.	156
Şekil 5.26 : 63 alıcı ile gürültü dağılımı.	157
Şekil 5.27 : 117 alıcı ile gürültü dağılımı.	157
Şekil 5.28 : 117 alıcı ile gürültü dağılımı.	158
Şekil 5.29 : 221 alıcı ile gürültü dağılımı.	158
Şekil 5.30 : Enaz gürültü durumu hesaplanmış dağılım.	158
Şekil 5.31 : Temel durum hesaplanmış dağılım.	158
Şekil 5.32 : Enaz gürültü durumu deney dağılım.	159
Şekil 5.33 : Temel durum deney dağılımı.	159
Şekil 5.34 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması.	159
Şekil 5.35 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması.	160
Şekil 5.36 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması.	161
Şekil 5.37 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması.	161
Şekil 5.38 : Enaz gürültü durumu pal ucu girdap vektörleri.	161
Şekil 5.39 : Enaz gürültü durumu için akım alanı girdap oluşumu.	162
Şekil 5.40 : Temel durum pal ucu girdapları görünüşü.	162
Şekil 5.41 : Temel durum akım alanı girdap oluşumu.	162
Şekil 6.1 : Genel görünüş.	166
Şekil 6.2 : Geometri detayı.	166
Şekil 6.3 : Açılı uç ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi.	166
Şekil 6.4 : Açılı uç ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi.	166
Şekil 6.5 : Açılı uç rotor turu ile gürültü değişimi.	166
Şekil 6.6 : Açılı uç kuvvet ve momentler.	166
Şekil 6.7 : Açılı uç gürültü dağılımı.	167
Şekil 6.8 : Genel görünüş.	167
Şekil 6.9 : Ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi	167
Şekil 6.10 : Zaman adımı ile gürültü değişimi.	167
Şekil 6.11 : Rotor turu ile gürültü değişimi.	167
Şekil 6.12 : Kuvvet momentler.	168
Şekil 6.13 : Gürültü dağılımı.	168

Şekil 6.14 : Genel görünüm	168
Şekil 6.15 : Geometrik detay	168
Şekil 6.16 : Ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi	169
Şekil 6.17 : Zaman adımı ile gürültü değişimi	169
Şekil 6.18 : Rotor turu ile gürültü değişimi	169
Şekil 6.19 : Kuvvet ve momentler değişimi	169
Şekil 6.20 : Gürültü dağılımı	169
Şekil 6.21 : Genel görünüm	170
Şekil 6.22 : Ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi	170
Şekil 6.23 : Zaman adımı ile gürültü değişimi	170
Şekil 6.24 : Rotor turu ile gürültü değişimi	170
Şekil 6.25 : Kuvvet ve momentler	170
Şekil 6.26 : Gürültü dağılımı	170
Şekil 6.27 : Azami gürültü karşılaştırması	171
Şekil 6.28 : Kuvvet ve momentler karşılaştırması	171
Şekil 6.29 : Pala uç alternatifleri ve deney $C_n M^2$ katsayısı karşılaştırma	172
Şekil 6.30 : Ses gücü spectrum yoğunluğu	173
Şekil 6.31 : İlerleyen pala girdap oluşumu ve basınç dağılımı	173
Şekil 6.32 İlerleyen pala (20° anhedral)açılı uç girdabı	174
Şekil 6.33 : İlerleyen pala(BL2) üzerinde girdap oluşumu ve basınç dağılımı.	174
Şekil 6.34 : Swept Uç girdap alanı	175
Şekil 6.35 : 10 derece anhedral açılı swept uç girdap alanı	175
Şekil 6.36 : 10 derece anhedral açılı Notch uç	175
Şekil 6.37 : Notch-10 anhedral temel durum farkı	176
Şekil 6.38 : Swept-10 temel durum farkı	176
Şekil 6.39 : 10 derece ahhedral açılı Notch ve Swept uç farkları	177
Şekil B. 1 : Ağ yapısı temel boyutlar isimlendirmeleri	217



HELİKOPTER ANA ROTOR UÇ GEOMETRİSİNİN AEROAKUSTİK AÇIDAN OPTİMİZASYONU VE ROTOR HAREKETLERİNİN AEROAKUSTİK ETKİLERİNİN İNCELENMESİ

ÖZET

Helikopter hem mekanik hem de aerodinamik açıdan karmaşık bir uçan makinedir. İtki/taşıma üretiminin dönel doğası, helikopterleri daha yüksek güç ihtiyacıyla birlikte çok titreşimli ve gürültülü hale getirir. Bir helikopter tasarlanırken genel maliyetin yanı sıra güç talebi, titreşim ve gürültünün de en aza indirilmesi gerekir. Dolayısıyla bu dört parametre, helikopter tasarımının en temel Araştırma ve Geliştirme etkenleri olarak değerlendirilebilir.

Helikopterlerin yük ve yolcu taşımacılığında sivil amaçlı kullanımı, gelişen sosyal ve ticari ihtiyaçlar çerçevesinde özellikle büyüyen metropol şehirlerde hızlı bir artış göstermiş, buna bağlı olarak çevre için önemsenebilir bir gürültü kaynağı olmaya başlamıştır. Helikopterlerin şehir kullanımındaki artışı , yönetmeliklerde tanımlanan kabul edilebilir gürültü seviyelerini sağlamasını gerektirmektedir .

Ayrıca helikopterler, hareket kabiliyetleri dolayısı ile nokta hedefler için kritik öneme sahip olduklarından, askeri amaçlı kullanım için de vazgeçilmezdir. Askeri amaçlı kullanımda, gerek intikal gerek boşaltmada helikopterin genel gürültü seviyesinin gizlilik unsuru için bozucu bir etkiye sahip olduğu da temel bir gerçektir. Bu iki durumdan hareket ile helikopterin asıl gürültü kaynaklarından biri olan ana rotorun, gerek askı durumunda gerekse ileri uçuşta rotor uç geometrisinin gürültüye katkısının incelenmesi ve düşük gürültü yaratacak geometrinin tahmini, gürültü kirliliğini azaltma anlamında büyük önem taşımaktadır.

Bu gerçeklik, ABD ve Avrupa Devletlerini yeni gürültü yönetmelikleri oluşturmaya, DNW (Alman Nederland Rüzgar Tüneli) ve Onera (Fransa) gibi Deneysel Araştırma Kurumlarına yeni araştırma projeleri için yatırımlar yapmaya teşvik etmiştir.

Rotor tarafından üretilen gürültünün kaynakları; kalınlık gürültüsü, yükleme gürültüsü, yüksek hızda atım gürültüsü, kanat-girdap etkileşimi gürültüsü, geniş bant gürültüsü olmak üzere çeşitlilik arz eder. Bu sebeple helikopter tasarım çalışmalarında, rotor araç akış alanının ve buna bağlı gürültünün doğru sayısal analizi hala çok zorlu bir iştir. Aeroakustik tahminler, deneysel ölçümlerle eşleşen kabul edilebilir gürültü rakamlarına ulaşmak için on milyonlarca veya daha fazla sayıda akışkan ağ örgüsü ve yüksek kapasiteli bilgisayar altyapısı gerektirir ki bu durum tasarım çalışmalarının süresini uzatmakta ve sonuca ulaşmayı zorlaştırmaktadır. Yapılan bu çalışmalara ait detaylar 1.2. Literatür Araştırması bölümünde ayrıntılı olarak ele alınmıştır.

Tez kapsamında, bir helikopterin ana rotor uç geometrisinin rotor kaynaklı gürültüye etkisinin incelenmesi ve rotor ucu şeklinin en az gürültüyü yaratacak biçimde optimize edilmesi ve rotor hareketlerinin yaratılan gürültüye etkisini tahmin etmek üzere matematik model ve sayısal çözümün oluşturulması hedeflenmiştir.

Bu hedeflere ulaşabilmek için uygulanan metodolojiye ait detay bilgiler 4. Metodoloji bölümünde yer almakla birlikte kısaca, ileri uçuşta helikopter rotor gürültüsünün ekonomik ve doğru sayısal analizi yapılmıştır. Akış alanı, ticari olarak temin edilebilen CFD çözücü ANSYS FLUENT kullanılarak ileri uçuş koşullarında helikopter rotoru-gövde etkileşiminin zamana bağlı sıkıştırılabilir akış analizleri kullanılarak elde edilmiştir. Deforme olabilen pala hareketini modellemek için, hacimsel ağ deformasyonu ve önceden organize edilmiş blok ağ yapısı içinde hücre yeniden ağ oluşturma uygulayan Acıkgöz ve Aslan'a dayanan, katmansız bir dinamik ağ hareketi yöntemi zamana bağlı hareket ve deformasyon denklemleri ile bir ileri aşamaya taşınmıştır. Hücre hacmine dayalı ağ yumuşatma, sınır tabakayı ağ oluşumundan etkilenmeden tutmak için yeniden ağ oluşturma ile birlikte kullanılır. Palaların flap ve hücum açısı hareketlerinin azimuta bağlı değişimleri, kullanıcı tanımlı (UDF) bir fonksiyon aracılığıyla yüksek dereceli polinom denklemleri olarak belirlenmiştir.

Rotor tarafından üretilen gürültü, Ffowcs-Williams ve Hawkings denklemlerine dayanan ANSYS Fluent Acoustic modülü kullanılarak tahmin edilmiştir. Metodoloji HART-II rotor sistemi deneysel kurulumu ve verileri kullanılarak doğrulanmıştır. HART-II Pala Hareketi verileri, her Rotor Palası için bütünsel bir tanım sağlayan Çırpma (flap), Yükselme, İlerleme-Gecikme hareketi ve Elastik Burulma'yı içerir. Ancak HART-II verileri, deneyleri sırasında ortaya çıkan sorun nedeniyle tam bir ölçüm seti sağlamamaktadır. Bu eksik veriler, her bir pala hareketinin **(önceki çalışmalardan temel farkı budur)** ve deformasyonların tam tanımını elde etmek için uygun bir enterpolasyonla hesaplanmıştır. Bireysel pala hareketinin deneysel koşullarına benzer şekilde tanımlanması iyi bir akustik tahminin temeli olan doğru bir CFD hesaplaması için kritik öneme sahiptir. Daha önceki çalışmalarda ortalama pala çırpmaları veya uyarlanabilir olmayan pala çırpması tanımları dikkate alınıyordu. Pala sapmasını belirlemek için kullanılan denklemler, her bir terimin polinom katsayılarını azimut yönünde kendisine özgü olarak hesaplamaktadır. Yeni kullanılan uyarlanabilir denklemler, palaların daha gerçekçi hareket ve deformasyon tanımlarını sağlamıştır.

Gürültü seviyeleri, Helikopter Rotor Palasının Uç Şeklinin genel Uzak Alan Gürültü Düzeyi üzerindeki etkisini tahmin etmek için öngörülen alıcı (mikrofon) konumlarında hesaplanmıştır. Mevcut tahminler, hem minimum gürültü durumu hem de HART-II verilerinin maksimum ses basınç düzeyindeki (SPL) temel durumu için çok iyi sonuç vermiştir. Ayrıca mevcut metodoloji, literatürdeki bir çok CFD analizlerinde ihtiyaç duyulan on milyonlarca gird noktası yerine 7-8 milyonluk çok kaba ağlarla bile verilerle uyum sağlayan sonuçlar üretmiştir. Ağ bağımsızlığı çok daha hassas ağlarla kontrol edilmiş ve sonuçlar 7-8 milyonluk daha kaba ağlar ile uyumlu bulunmuştur.

Ayrıca bu çalışmada uyarlanmış bir genel gürültü basıncı seviyesi hesaplama denklemi düzenlenmiş ve kullanılmıştır. Bu denklem, kaba frekans çözünürlüğüne sahip sayısal çözümü 1 Hz çözünürlüğe tamamlar. Bu şekilde, Çizelge-6'da verilen klasik denklemle karşılaştırıldığında neredeyse %50 daha hızlı sonuç vermiştir.

Güvenilir ve hızlı sonuç veren geliştirilmiş sayısal model farklı pala ucu şekillerinin genel gürültüdeki değişimlerini hesaplamak üzere Hart-II temel konfigürasyon verileri esas alınmıştır. Bu aşamada uygulanan geometri değişikliğinin taşıma kuvvetine asgari etkisi gözlemlenmiştir.

Taşıma kuvvetinde anhedral açısı olmayan yeni uç şekilleri için temel duruma göre % 3 artış göstermiştir. 10 derece anhedral açılı Çıkıntılı pala uç şeklinde deney ile % 99,7 uyum görülmüştür. Artan anhedral açısının taşıma kuvvetinde %3 kadar azalmaya sebep olduğu görülmüştür.

10 derece anhedral açısı ilaveli geriye açılı ve çıkıntılı (%10c) pala ucu şekli gürültüde 2.23 dB(A) azalma sağlamıştır. Bu sonuç üzerindeki ana etkenleri;

- Büyük pala ucu girdaplarının küçük iki girdaba bölünmesi
- Girdap merkezlerinin pala ucuna doğru yer değiştirmesi
- Pala uçlarında basınç azalması sonucu akışkana daha düşük enerji transferi sağlandığı şeklinde değerlendirilmiştir.





AEROACUSTIC OPTIMIZATION OF HELICOPTER MAIN ROTOR TIP GEOMETRY AND INVESTIGATION OF AEROACUSTIC EFFECTS OF ROTOR MOVEMENTS

SUMMARY

A helicopter is a mechanically and aerodynamically complex flying machine. The rotational nature of thrust/lift generation makes helicopters very vibratory and noisy, with higher power requirements. When designing a helicopter, power demand, vibration and noise must be minimized, as well as overall cost. Therefore, these four parameters can be considered as the most fundamental Research and Development factors of helicopter design.

The use of helicopters for civilian purposes in freight and passenger transportation has increased rapidly, especially in growing metropolitan cities, within the framework of developing social and commercial needs, and accordingly, they have begun to become a significant source of noise for the environment. The increase in urban use of helicopters requires that helicopters must provide acceptable noise levels defined in regulations .

In addition, helicopters are indispensable for military use, as they are of critical importance for point targets due to their mobility. It is also a simple fact that in military use, the general noise level of the helicopter, both during deployment and unloading, has a detrimental effect on the stealth element. Based on these two situations, examining the contribution of the rotor tip geometry has a great importance in terms of reducing noise pollution.

This reality has encouraged the US and European States to establish new noise regulations and invest in new research projects in Experimental Research Institutions such as DNW (German Nederland Wind Tunnel) and Onera (France).

Sources of noise produced by the rotor are thickness noise, loading noise, high-speed impact noise, wing-vortex interaction noise, broadband noise. For this reason, accurate numerical analysis of the rotorcraft flow field and associated noise is still a very challenging task in helicopter design studies. Aeroacoustic predictions require tens of millions or more fluid meshes and high-capacity computer infrastructure to achieve acceptable noise figures that match experimental measurements, which prolongs the duration of design studies and makes it difficult to achieve results. Details of these studies are given in 1.2. It is discussed in detail in the Literature Research section.

Within the scope of the thesis, examining the effect of the main rotor tip geometry of a helicopter on rotor-generated noise and to optimize the rotor tip shape to create the least noise and to create a mathematical model and numerical solution to predict the effect of rotor movements on the noise created, is aimed

Detailed information about the methodology applied to achieve these goals is included in the Methodology section. In short, an economical and accurate numerical analysis

of helicopter rotor noise in forward flight has been made. The flow field was obtained using time-dependent compressible flow analyzes of the helicopter rotor-fuselage interaction at forward flight conditions using the commercially available CFD solver FLUENT. To accommodate deformable blade motion, a non-overset dynamic mesh motion method based on Acıkgöz and Aslan, which applies volumetric mesh deformation and cell remeshing within a pre-organized block mesh structure, is advanced by utilizing time dependent motion –deformation equations. Cell volume-based mesh smoothing is used in conjunction with mesh regeneration to keep the boundary layer unaffected by mesh deformation. The azimuth-dependent changes of the flap and angle of attack movements of the blades were determined as high-order polynomial equations through a user-defined (UDF) function.

The noise generated by the rotor was estimated using the Fluent Acoustic module based on the Ffowcs-Williams and Hawking equations. The methodology is validated using the HART-II experimental setup and data. HART-II Blade Motion data includes Flap, Pitch, Lead-Lag motion and Elastic Torsion, providing good definition for each Rotor Blade. However, HART-II data do not provide a complete set of measurements due to the problem that arose during their experiments. These missing data were calculated by careful interpolation to obtain the exact description of each blade movement (which is the main difference from previous studies) and deformations. Identifying individual blade motion similar to its experimental conditions is critical for an accurate CFD calculation, which is the basis for a good acoustic prediction. Previous studies considered average blade deflections or non-adaptive blade deflection definitions. The blade deflection polynomial equations calculate the coefficients of each term in the azimuth direction having the spanwise position as a second variant. Newly used adaptive equations provide more realistic descriptions of movement and deformation of the blades.

Noise levels have been calculated at defined receiver (microphone) locations to estimate the effect of Helicopter Rotor Blade Tip Shape on the overall Far Field Noise Level. The current predictions match very well for both the minimum noise case and the base case at maximum SPL of the HART-II data. Moreover, the current methodology performs much better than other previous CFD analyzes that fit the data even with very coarse meshes of 7-8 million instead of the tens of millions needed. Mesh independence was checked with much finer networks, yielding estimates similar to those of coarser mesh density of 7-8 million.

Additionally, an adapted general noise pressure level calculation equation was used in this study. This equation completes low frequency resolution of the numerical solution to 1 Hz resolution. Therefore, it gives almost 50% faster results compared to the classical equation given in Table 6.

The developed numerical model, which provides reliable and fast results, used Hart-II Baseline case data to calculate the changes in overall noise of different blade tip shapes. At this stage, the minimum effect of the geometry change on the lift force is considered.

The Lift force showed a 3% increase compared to the Baseline case for tip shapes having zero anhedral angle. As a result of adding a 10 degree anhedral angle to the blade tip shape, a 99,7% match for lift force was observed. Anhedral blade tip provides 3 % decrease on lift force.

The backswept and protruding (10c%) blade tip shape with the addition of 10 degrees of anhedral angle provided a 2.23 dB(A) reduction in noise. The main factors on this result are;

- Division of large blade tip vortices into two smaller vortices
- Displacement of vortex centers towards the blade tip
- It has been evaluated that lower energy transfer to the fluid is achieved as a result of the pressure decrease at the blade tips.





1. GİRİŞ

Helikopter hem mekanik hem de aerodinamik açıdan karmaşık bir uçan makinedir. İtki/taşıma üretiminin dönel doğası, helikopterleri daha yüksek güç ihtiyacıyla birlikte çok titreşimli ve gürültülü hale getirir. Bir helikopter tasarlanırken genel maliyetin yanı sıra güç talebi, titreşim ve gürültünün de en aza indirilmesi gerekir. Dolayısıyla bu dört parametre, helikopter tasarımının en temel Araştırma ve Geliştirme etkenleri olarak değerlendirilebilir.

Helikopterlerin yük ve yolcu taşımacılığında sivil amaçlı kullanımı, gelişen sosyal ve ticari ihtiyaçlar çerçevesinde özellikle büyüyen metropol şehirlerde hızlı bir artış göstermiş, buna bağlı olarak çevre için önemsenebilir bir gürültü kaynağı olmaya başlamışlardır. Helikopterlerin şehir kullanımındaki artışı [1], yönetmeliklerde tanımlanan kabul edilebilir gürültü seviyelerini sağlamasını gerektirmektedir [2].

Ayrıca helikopterler, hareket kabiliyetleri dolayısı ile nokta hedefler için kritik öneme sahip olduklarından, askeri amaçlı kullanım için de vazgeçilmezdir. Askeri amaçlı kullanımda, gerek intikal gerek boşaltmada helikopterin genel gürültü seviyesinin gizlilik unsuru için bozucu bir etkiye sahip olduğu da basit bir gerçektir. Bu iki durumdan hareket ile helikopterin asıl gürültü kaynaklarından biri olan ana rotorun, gerek hover durumunda gerekse ileri uçuşta rotor uç geometrisinin gürültüye katkısının incelenmesi ve düşük gürültü yaratacak geometrinin tahmini, gürültü kirliliğini azaltma anlamında büyük önem taşımaktadır.

Bu gerçeklik, ABD ve Avrupa Devletlerini yeni gürültü yönetmelikleri oluşturmaya, DNW (Alman Nederland Rüzgar Tüneli) ve Onera (Fransa) gibi Deneysel Araştırma Kurumlarına yeni araştırma projeleri için yatırımlar yapmaya teşvik etmiştir.

Rotor tarafından üretilen gürültünün kaynakları; kalınlık gürültüsü, yükleme gürültüsü, yüksek hızlı darbe gürültüsü, kanat-girdap etkileşimi gürültüsü, geniş bant gürültüsü [3] olmak üzere çeşitlilik arz eder. Bu sebeple helikopter tasarım çalışmalarında, rotorlu araç akış alanının ve buna bağlı gürültünün doğru sayısal analizi hala çok zorlu bir iştir. Aeroakustik tahminler, deneysel ölçümlerle eşleşen kabul edilebilir gürültü rakamlarına ulaşmak için on milyonlarca veya daha fazla

sayıda akışkan ağ örgüsü ve yüksek kapasiteli bilgisayar altyapısı gerektirir ki bu durum tasarım çalışmalarının süresini uzatmakta ve sonuca ulaşmayı zorlaştırmaktadır.

Literatürde, 1919 gibi erken bir tarihte, çeşitli rotorlu taşıt türlerinin gürültü tahminine ilişkin birçok referans bulunmaktadır [4]. Özellikle helikopter rotorlarına uygulanan ilk gürültü tahmin teorileri Lowson [5] ve Wright [6] tarafından geliştirildi. Lowson ve Ollerhead [7] ayrıca rotor gürültüsü tahmini için bir bilgisayar kodu geliştirdi. Ancak bilgisayar gücünün olmayışı araştırmacıları deneysel ve teorik çalışmalara yöneltti [4]. Bir diğer zorluk ise gürültü ölçüm ekipmanının sınırlarıydı. 1950'li yıllardan sonra bilgisayarların gelişmesi pervane gürültüsünün araştırılmasının önünü açtı. 1950-1970'li yıllar arasında gürültü oluşumunda geometrik ve çalışma koşullarının etkilerini açıklayan ampirik yöntemler geliştirildi.

1970'li yılların başı genel havacılık ve kısa mesafe uçak pervanelerinin gürültü kontrolüne olan ilginin arttığı yıllardı. 1980'li yıllarda yüksek hızlı uçak pervanelerinin gürültü çözümleri daha cazip hale geldi. Teorik geliştirmenin büyük çoğunluğu Lighthill'in Akustik Analojisine dayalıyken, yüksek hızlı propfanlar için sayısal hesaplama girişimleri Euler Denklemlerine dayanmıştır. [4].

1969'da Ffowcs Williams Hawking (FW-H), mevcut birçok teorik yöntemin temeli olan Lighthill akustik analojisine dayalı denklemleri geliştirdi. FW-H denklemleri, çok eski teorilere benzer şekilde, rotor gürültüsünün kalınlık ve kanat yüküne bağımlılığını göstermektedir [8].

1969 yılından sonra hesaplama gücünün ve sayısal yöntemlerin hızla gelişmesiyle gürültü tahmini çalışmaları hız kazanmıştır.

Analiz için altı adet şirket içi yazılımın bir kombinasyonunu kullanan Smith ve ark. [9], daha yüksek dereceli doğruluk için tipik mühendislik ağlarında ikinci derece mekansal doğruluğun yetersiz olduğunu ve bu durumun ya ağ uyarlaması yoluyla ilgilenilen bölgelerdeki ağ yoğunluğunun artırılmasıyla ya da mekansal şemalar ile hafifletildiğini belirtmektedir. Genç bir uç girdabının çekirdek yarıçapı, HART II rotoru için yaklaşık 0,05 veter boyu [110] ve bir uç girdabını girdap izlerini dağılma olmadan doğru bir şekilde modellemek için çekirdek (çap) boyunca sekiz ağ noktası gerekli olduğundan, 0,0125 veter boyu bir ağ aralığına ihtiyaç duyulur.

Lim ve arkadaşları [11] tarafından uç girdaplarını daha iyi çözmek için gövde dışında uyarlanabilir ağ iyileştirme (AMR) uygulanmıştır. AMR, büyük ve tekdüze bir ağ kullanmak yerine yalnızca yüksek girdaplı bölgelerde ağ iyileştirmeleri uygular. İyileştirmeler akış alanının seçilen bölgelerinde uygulandığından, Helios yazılım paketini kullanarak çözünürlüğü önemli ölçüde daha düşük hesaplama maliyetiyle artırmak mümkündür.

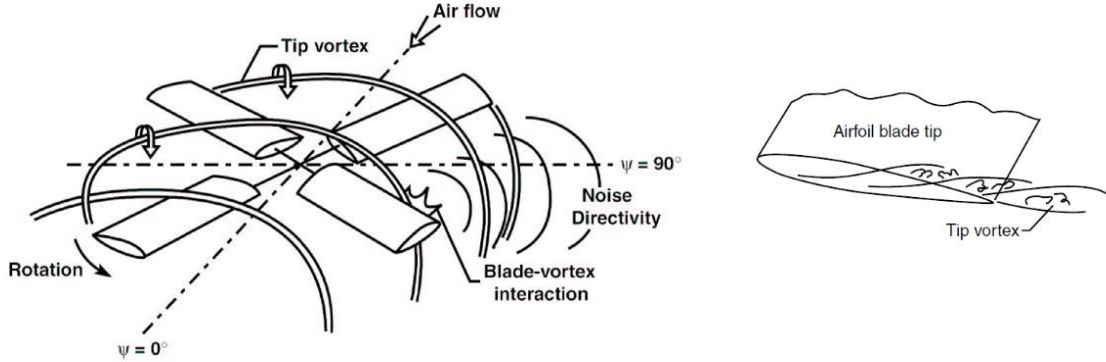
Kelly M. ve ark.[12] van der Wall HART II deneyleri sırasında ölçülen pala deformasyonlarının değişken ayrılabilir enterpolasyonuna dayalı olarak palaların önceden belirlenmiş yapısal sapmasını kullanmıştır [13]. Bu yaklaşımda flaplama, gerileme ve burulma için mod şekilleri ilk önce sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilmiş ve daha sonra azimut yönünde 6. dereceden polinomlar, 9. dereceden polinomlar kullanılarak radyal yönde temsil sağlanmıştır.

Tanabe ve Sugawara [14] daha yüksek dereceli bir sayısal (upwind) şema uygulamış ve bunun girdap koruması için çok uygun olduğunu göstermiştir. Ayrıca, rFlow3D/JANUS/rNoise yazılım aracı ile dört palanın hareketi ve deformasyonlarının tanımlaması olarak HART-II deneyinin ortalama pala çırpmalarını kullanmışlardır.

0.01c boyutunda kanat kenarlarının meshlenmesi ve her bir palanın sapma verileri üzerinde ayrı ayrı çalışılarak, pala çırpmalarının tanımı için eksik verilerin daha önceki çalışmalarda kullanılanlardan daha yüksek mertebelere sahip polinom denklemleri ile tamamlanması yoluyla uyumlaştırılmış bir yaklaşım kullanılmaktadır. Smith ve arkadaşları [9] van der Wall tarafından verilenden daha düşük sıra kullanmıştır. Van der Wall'un [13] veri sentezi yöntemi ve M.E Kelly ve diğerleri tarafından yapılan değişken ayrılabilir enterpolasyon [12], 7. dereceye kadar polinomları ve azimut değişimi için Fourier serilerini kullanarak radyal yönde pala dinamiğini tanımlamışlardır. Mod şekillerinin katsayıları her bir pala için aynı iken genelleştirilmiş koordinatların katsayıları, veri sentezi yöntemindeki özdeş olmayan elastik deformasyonlar nedeniyle dört kanat için biraz farklıdır. Romani.et.al. [15], Simulia PowerFLOW yazılımını kullanarak her bir pala için aynı (ortalama) elastik deformasyon zaman geçmişlerini belirlemek amacıyla dört pala arasındaki ortalama genelleştirilmiş koordinat denklemlerini kullanmıştır.

5 ve 6. bölümlerde doğrulama testi senaryosu, sayısal metodoloji ve verilerle ve diğer CFD sonuçlarıyla karşılaştırmalı olarak elde edilen sonuçlar açıklanmaktadır.

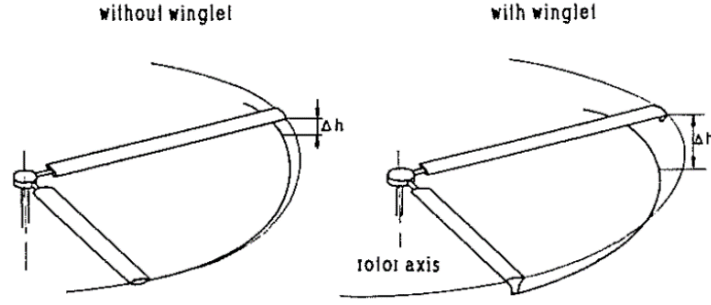
Uç girdapları palin alt ve üst yüzeyleri arasındaki basınç farkıyla üretilir. Pal uç şekli askıda ve ileri uçuşta uç girdabının yerini belirleyen değişkenlerden biridir. Sonuçta uç şekli gürültüye karşı pasif fakat etkili bir önlemdir. Rotor palinin uç girdabı ile çarpışması ile ortaya çıkan gürültü ses benzerliği sebebi ile pal tokadı (blade slap) olarak anılmıştır. Şekil 1-1



Şekil 1.1: Tipik pala girdap etkileşimi [16]

WA Spivey & GG Morehouse's (1970) [17], "New Insights into Swept Tip Rotor Blade Design" isimli çalışmalarında tekli ve çoklu açılı uçları tartışmışlardır. Bu ileri ve geriye açılarının birbirini takiben kullanılması çıkıntı (notch) benzeri bir firar kenarı oluşturur. Şekil 1.7. Bu çalışmada sadece geriye geriye açılı uçlar konu edilecektir.

Muller (1986, 1988) [18,19] aşağı yönlü (anhedral) kanatçıklar ile uç girdaplarının geometrik yerinin değişimi üzerinde çalışmıştır. Muller göstermiştir ki bu kanatçık pal ile uç girdabı halkası arasındaki mesafeyi arttırmaktadır. Böylelikle bu duruma bağlı olarak taşıma kuvveti artabileceği gibi gürültüde de azalma beklenebileceğini ifade etmiştir. Şekil 1.2



Şekil 1.2 : Pala altında girdap pozisyonu [20]

Mantay and Yeager [20] değişik rotor uygulamaları için parametrik uç etkileri üzerinde çalışmıştır. Test edilen uç şekilleri dikdörtgen, sivriltilmiş, geriye açılı ve sivriltilmiş-geriye açılı uçlardır. Ek olarak ilk defa bu uçların anhedral açılı versiyonları da test edilmiştir. Şekil 1.2

Mantay and Yeager bulguları şunlardır:

- Test edilen uç orjinale göre daha yüksek şaft momenti gerektirmektedir.
- Rotor performansı, yükler ve elastik burulma arasında kuvvetli bir ilişki vardır.
- Burulma rijitliği düşük rotor palleri ile yapılan test orjinale göre daha büyük yük ve düşük performans göstermiştir.

1.1 Tezin Amacı ve Kapsamı

Tez kapsamında bir helikopterin ana rotor uç geometrisinin rotor kaynaklı gürültüye etkisinin incelenmesi ve rotor ucu şeklinin en az gürültüyü yaratacak biçimde optimize edilmesi ve rotor hareketlerinin yaratılan gürültüye etkisini tahmin etmek üzere matematik model ve sayısal çözümün oluşturulması amacıyla aşağıdaki hedefler belirlenmiştir.

- Kapsamlı bir literatür araştırması ile mevcut durumu belirlemek.
- Herkesin erişimine açık ticari hesaplama araçları (ANSYS FLUENT) kullanarak helikopter rotor gürültüsünü hesaplamak.
- Kapsamlı ölçüm verileri bulunan bir deney sistemi ile geçerleme ve doğrulama yapmak (HART-II deneyi).

- Hart-II rotor sistemi için gerçek test modeli ve verilerini hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) için gerçeğe uygun olarak uyarlamak.
- Literatürde kullanılanlara göre daha kaba sayısal ağlar ile düşük bilgisayar gücü (kişisel bilgisayar sistemleri) kullanarak hızlı ve doğru sonuçlar veren bir sayısal aeroakustik tahmin metodolojisi geliştirerek güvenilir ve gerçeğe yakın sonuçlar elde etmek.
- Hart-II gerçek test sonuçlarını kabul edilebilir ölçüde hesaplayabilmek üzere uygun rotor pala modellemesi gerçekleştirmek (her palanın deneyle uyumlu olarak ayrı ayrı modellenmesi).
- Geliştirilen yöntemi kullanarak helikopter rotoru pala uç geometrisinin genel gürültü seviyesine etkisini hesaplamak,
- Düşük gürültülü yeni uç geometrileri önermektir.

Tez kapsamında uzak alan ses seviyelerinin hesaplanması için Fowcs-William ve Hawkins denklemleri temel alınarak helikopterin ileri uçuş jali için matematik/sayısal modellemenin ve bunun sayısal çözümü Ansys/FLUENT programı ile yapılmıştır. 2005-2012 yılları arasında Alman Havacılık ve Uzay Merkezi (DLR) tarafından Almanya-Hollanda rüzgar tüneline gerçekleştirilen Hart-II testine dayalı olarak gerçek test koşulları için oluşturulan CFD modeli ile ileri uçuşta helikopter gürültüsü incelenmiştir. Geliştirilen CFD modeli ile elde edilen sonuçlar test sonuçları ile doğrulanmış ve farklı uç şekilli rotor gürültü seviyelerinin belirlenmesi için başarı ile kullanılmıştır.

1.2 Tezin Orijinal Katkıları

Tez kapsamında yapılan araştırma ve çalışma ile geliştirilen akustik sayısal hesaplama yöntem ve yaklaşımları ile sağlanan katkılar :

- Pervane , rotor akustiği deneysel ve teorik çözümüne ilişkin 200 (yayın tarihleri 1952-2016) literatür araştırması gözden geçirilmiştir. İlk zamanlarında teorik ve deneysel olarak ilerleyen çalışmaların 1969'da Ffowcs Williams ve Hawkins denklemi ve sayısal hesaplamalara uygun güçlü bilgisayarların

geliştirilmesi ile bir çok pala uç şekli çalışılabilmiş BERP uçlarının geliştirilmesi mümkün olmuştur. Rotor akustiğinin sayısal hesaplaması halen önemli bir çalışma konusu olarak devam etmektedir.

- Herkesin erişimine açık ticari hesaplama araçları (ANSYS FLUENT) kullanarak helikopter rotor gürültüsü hızlı ve doğru olarak hesaplanmıştır. Daha kaba sayısal ağlar (40-100 milyon yerine 10-20 milyon) ve deney sonuçlarına %99-97 uyum sağlanırken en diğer çalışmalarda deney sonuçlarına uyum % 93-102 aralığında olmuştur.
- Diğer çalışmalarda pala hareket ve deformasyonları denklemlerinde 6. ve 9. derece polinomlar kullanırken bu çalışmada pala ve hareketine bağlı olarak uygun olan 3. ve 10. derece aralığındaki denklemler kullanılmıştır. Rotor trim uygulanmamıştır .
- Bu çalışmada herbir palaya ait deformasyon dataları eksikleri ,diğer çalışmalarda uygulanmamış bir yöntem olarak, bireysel olarak tamamlanmış ve denklemlleştirilmiştir.
- Diğer çalışmalarda deney sonuçlarına uygun hesaplama sonuçları elde edilmek üzere rotor trim değerleri değiştirilmiş; bu çalışmada rotor trim değerleri değiştirilmemiştir.
- Geriye ok açılı (44°), çıkıntılı (%97,5 R de %10 c) pala uçları düz , 10 ve 20 derece anhedral açısı uygulanmış olmak üzere altı farklı uç şekli akustik analizleri yapılmış literatüre kazandırılmıştır.

1.3 Literatür Araştırması

Pervane gürültüsünün tahminine yönelik çalışma ve girişimler 1919 yılından bu yana sürmektedir. İlk zamanlarda teorik formülasyonların karmaşık hesaplamalarını yapabilecek bilgisayarların olmayışı ve ölçüm donanımındaki kısıtlılık da çalışmaların önünde bir engel teşkil etmiştir. Ayrıca gürültü 1950'lere kadar bazı ilerlemeler olduysa da esas ilerleme bu tarihten sonra bilgisayarların gelişmesi ile olmuş, bu durum pervane gürültüsü oluşum süreçlerini esas alan metodlarda gelişmelerin önünü

açmıştır. 1950-1970'ler arasında geometrik ve çalışma şartlarının gürültü üzerindeki etkilerini açıklayan ampirik metodlar da geliştirmiştir.

1970'lerin başları genel havacılık ve kısa mesafeli uçak pervanelerinin gürültü kontrolüne ilginin arttığı yıllar olmuştur. Teorik metodlardaki gelişmelerin çoğu Lighthill Akustik Benzeşim önerisi temelinde gerçekleşmiştir. Öte yandan yüksek seyir hızlı propfanların gürültüsünün tahminine yönelik olarak Euler Denklemini temel alan sayısal çözüm denemeleri de yapılmıştır.

Helikopter gürültü tahminindeki gelişmelere daha geniş bir bakış açısı için, 1930'larda Pervane Yükleme (Blade Loading) ve Kalınlığının (Blade Thickness) ayrı ayrı gürültü kaynakları olduğu bilinmektedir.

Gutin, gürültü üretme sürecini doğru bir şekilde ele alan pervane gürültüsü teorisini geliştiren ilk kişidir. Makalesinde, Lynam ve Webb'in teorik gelişmelerini, hipotezler üzerine, deneylerle uyuşmayan öngörülen yönelimli özelliklere yol açtığına işaret etmektedir. Gutin, Hart'ın keyfi varsayımlarından bağımsız bir teori geliştirmeye çalışsa da, Lynam ve Webb hipotezlerinden birini kullandığını ve dolayısıyla da aynı sonuçları aldığını göstermektedir.

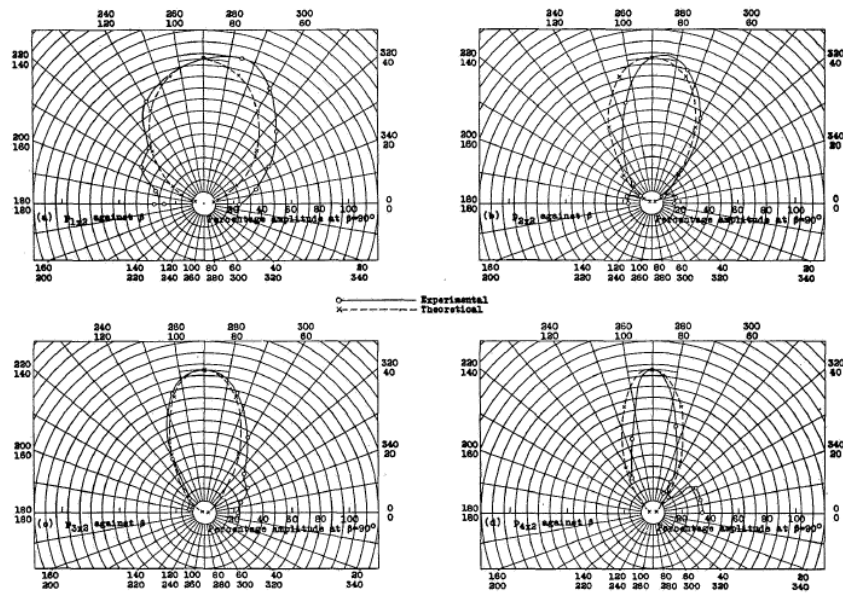
Gutin'in teorisi, pervane kanatlarının dönüşü ile dışarı atılan diskteki bir çift kutuplu halka ile pervane kanatları üzerindeki aerodinamik kuvvetleri temsil etmektedir. Gutin, bir kanadın temel aerodinamik prensiplerinden yola çıkarak yöntemini geliştirmiştir. Bir pervanenin her bir yayılma elemanının, bir kanat gibi itme ve sürüklemeye ürettiğini fark etmiştir. Tüm bu itme ve sürüklemeye artışlarının, tam açıklık ve pervane kanatlarının sayısı için eklenmesi, pervanenin itmesi ve sürüklenmesidir.

Gutinin analizi, pervanenin akan hava ile sabit olduğunu varsayar (rüzgar tüneline bir pervane gibi). Hesaplamaları basitleştirmek için etkili bir yarıçap yaklaşımı kullanarak Gutin, öngörülen yönelimin 2 kanatlı bir pervanenin ölçümleri ile iyi bir uyum içinde olduğunu göstermiştir.

Demming [16] ve Ernsthausen [21], kalınlık gürültüsü problemi üzerinde bağımsız olarak çalışmışlardır.

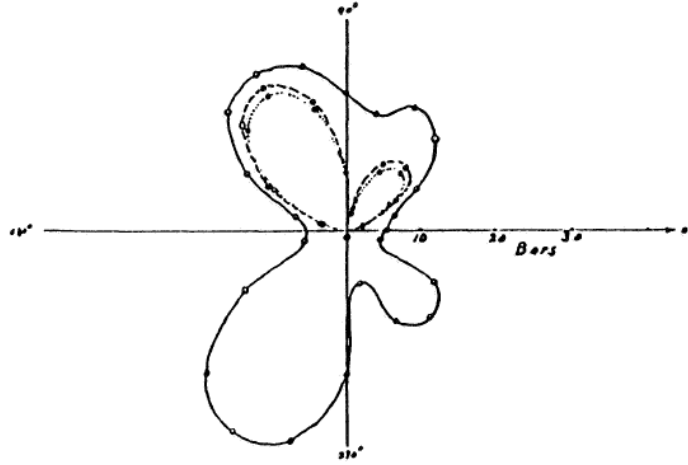
1937 ve 1938'de Deming, pala kalınlığından dolayı gürültü için bir teori sağlayan ilk kişidir. Deming 1937 tarihli raporunda, pervane palasını temsil etmek için Gutin'in dairesel kaynak dağılımı yaklaşımı izlemiştir. 1938 tarihli raporunda teorisini tam pervane kanadının gürültüsünü ele alacak şekilde geliştirmiştir. Teorisinde, sıfır

hücum açılı statik koşullarda çalışan simetrik profili olan pervane kanadının gürültüsüne değindilmiştir. Ölçülen ve tahmin edilen gürültünün karşılaştırması, kutupsal yönelim desenlerinde harmonikler (5.ye kadar) oldukça iyi bir uyum göstermiştir. Şekil 1.1, 2-kanatlı test pervanesinin ilk dört harmoniği için kutupsal yönelim modellerinin karşılaştırılmasını göstermektedir. Uyum mükemmel olmasa da, Şekil 1.1'de görülen farklılıklar ölçüm anormalliklerinden kaynaklanmaktadır. Deming "deneysel eğrilerin temel ve ikincil harmoniklerin gösterdiği 90° konumunun hemen önündeki tepe formu palaların hafif bir bükülmesinden dolayı olabileceğini belirtmiştir.



Şekil 1.3 : Kutupsal yönelim modellerinin karşılaştırılması.

1940'da Deming, tork ve itki nedeniyle oluşan pervane dönme gürültüsü üzerine teorik çalışmasını yayınlamıştır. Deming, Gutin yaklaşımını izlemiş ancak onun çalışması tam tork dağılımını ve pervane kanatlarının dönüşü ile dışarı atılan diskin üzerindeki itme gücünü de içermiştir. Deming tork ve itme kuvvetinin kanat açıklığında yayılımı için bir gerçek aerodinamik yüklemeye yakınsayan cebirsel bir denklem kullanmıştır. Deming, sonuçlarını Gutin'kiler ile karşılaştırarak iyi bir uyum olduğunu göstermiştir. Daha sonra 423 ft / sn uç hızında çalışan 2 kanatlı bir pervane için ölçülen ve tahmin edilen kutupsal yönelim modelleri arasındaki karşılaştırmaları göstermiştir. İlk harmonik için Şekil 1.2'deki kutupsal yönelim paterni, Gutin'in ve Deming'in hesaplarının yakın bir anlaşma içinde olduğunu göstermektedir. Ayrıca ölçülen yönelim paterni genellikle tahmin edilen yönelim modelini doğrular.



Şekil 1.4 : Kutupsal yönelim paterni.

Referans [22]'te Deming “pala sayısının” pala geçiş frekansının harmoniklerindeki ses basıncı üzerindeki etkisinin ilk değerlendirmesini de verir. Eğriler, Gutin ve Deming denklemlerini, kanat geçiş frekansının bir fonksiyonu olarak ses basıncı için ve giriş ekseninden 110° 'lik bir yönelme açısında pala ucu Mach sayısına dayalı olarak dahil edilir. Bu eğriler, belirli bir Uç Mach sayısında, pala sayısının arttırılmasının harmonik ses basıncı seviyesini düşürdüğünü açıkça göstermektedir. 1941 yılında Ernsthausen [23] ölçümle teori arasında pala itme ve kalınlığını içeren karşılaştırmaları yayınlanmıştır. Morfey, “teorinin, pala kalınlığının ve yüklemesinin koordine dağılımlarından çıkarılmaktan ziyade, harmonik bir spektrum zarfının kabul edildiği için tatmin edici olmadığını” belirtmektedir. 1942 yılında, Gutin, 1936'daki çalışmalarını, pala kalınlığının [24] etkilerini kapsayacak şekilde genişletmiştir. 1946 yılına kadar, pervane gürültüsü üzerindeki ileri uçuşun etkisi yayınlanmış gürültü tahmin yöntemlerinde ele alınmamıştır. O zamanlar Modern Havacılık Akustiği ile ilgili Alman raporlarının tercümesi yapılmıştır. Merbt ve Billing [25] makalelerinde teorik gelişmeyi anlatmışlardır. Bu çalışma [26] 1949 yılında da yayınlanmıştır. Morfey “pervane kanatlarının sonlu bölüm alanlarına sahip olduğunu düşündüklerini ve kuvvet bileşenini sürtünme yönündeki kuvvet bileşenini ihmal ettiklerini” belirtmektedir. Garrick ve Watkins 1953 de, Gutin'in itki ve torka bağlı gürültü üzerine çalışmalarını sesaltı ileri uçuş etkisini de içerecek şekilde genişletmişlerdir [27]. Bu çalışmalarda türevler oldukça eksiksizdir ve basitleştirici varsayımların tartışıldığı uzak alana olduğu kadar yakın alanlara da hitap etmektedir. Tam disk üzerinde entegrasyona izin veren ve basitlik için etkili bir halka (yarıçap) yaklaşımı içeren

denklemler sağlanmıştır. Etkili halka yaklaşımı için, tüm itme ve tork, halka üzerinde yoğunlaşmış olarak kabul edilmiştir. Yazarlar, bu halkanın etkili yarıçapının değiştiğini ve Deming'in, pervane yarıçapının 0,8'lik bir yarıçapının statik bir pervane için ilk hesaplamalar için kabul edilebilir olduğunu gösterdiğini fark etmişlerdir. Giriş durumunda Q91 eksenel akışı olduğunda bir pervane tarafından üretilen gürültünün etkileneceğini bilinmektedir.

1960'larda helikopterlerin gürültüsü önemli bir sorun haline gelmiştir. Başlangıçta hem pistonlu motor hem de rotor gürültünün ana reticisiydi, ancak turboshaft motorunun devreye girmesiyle, ana ve kuyruk rotorları, baskın harici gürültü kaynakları haline gelmiştir. Rotorların ayrıık ve genişbant gürültüsünden, değişken pala yüzey basınç dalgalanmalarının büyük ölçüde sorumlu olduğu anlaşılmıştır. Bununla birlikte, pervaneler için daha önce geliştirilen akustik teoriler, sadece sabit kanatlı yüklemeyi içermedikleri için havada asılı olan rotorlara uygulanabilmişlerdir. Pratikte, hareketli bir rotorun kayda değer bir yüklemesi yoktur, bu nedenle pervane akustiği teorileri vurgulu olsa bile yetersiz kalmıştır. Özellikle helikoptere uygulanan ilk gürültü tahmin teorilerinden bazıları Lowson [28] ve Wright [29] tarafından geliştirilmiştir. Lowson ve Ollerhead [30], hem zaman hem de frekans alanlarında rotor gürültüsü tahmini için bir bilgisayar kodu geliştirmiştir. Zamanında bilgisayar gücünün eksikliği ve pala yüzey basınç dağılımının rolünün sınırlı bir şekilde anlaşılması, bu araştırmacıları, kompakt kaynak hesaplamalarını kullanmaya yöneltmiştir. Rotorların kalınlık gürültüsünün 1960'larda büyük ölçüde ihmal edilmiş bir konu olduğu dikkat çekicidir. Bununla birlikte, bu dönem, helikopter rotorlarının kaynak mekanizmalarının sistematik deneysel ve teorik çalışması ne çıkmıştır [31, [32].

Daha sonra 1969'da Ffowcs Williams ve Hawkins, yeni teorik yöntemlerin bir çoğunun temeli olan Lighthill'in akustik benzerliğine dayanan denklemleri geliştirilmiştir. Ffowcs Williams ve Hawkins denklemleri, pervane gürültüsünün, kalınlık ve yüklemeye bağlılığını erken kuramlara çok benzer bir şekilde göstermektedir. Ek olarak, doğrusal olmayan (dört kutuplu) bir terim dahil edilmekte olup, bunlar, ok açısız planformlara sahip olan ve transonik uç hızlarında çalışan geleneksel pervaneler için önemli gibi görünmektedir. Tahmin yöntemlerinin birçoğu, dört kutuplu terimi siler çünkü 1980'lerin sonundaki ilgi alanındaki Propfanlar, transonik etkilerini hafifletmek için ince profilli pala ve ok açılı planformlara sahiptir.

Farassat ve Hanson tarafından tek-rotasyon ve karşı rotasyonlu pervanelerin / Propafonların gürültüsünü tahmin etmek için akustik benzerlik yaklaşımının yeteneklerini keşfedilmiştir. Çalışmalarını 1970'lerin sonları ile 1994 arasında teknik katkılarda bulunan birçok araştırmacının çalışmaları takip etmiştir.

1980'lerde, çeşitli model ölçekler ve uçuş testleri ile birlikte teorik gelişime verilen ağırlık, helikopter rotor gürültüsünün fiziksel kaynaklarının tam anlamıyla anlaşılmasına ve sınıflandırılmasına yol açmıştır [33]. Ancak bu durum, gürültü kanaklarını tahmin etme yeteneğine hemen dönüşmemiştir. Gürültü sertifikası ve yönetmeliği tehdidi, ABD helikopter endüstrisini “gürültü için tasarım” yeteneğinin geliştirilmesinde işbirliği içinde olmayan pozisyona zorlamıştır. NASA [34], NASA / AHS Rotorcraft Gürültü Azaltma Programı 2 aracılığıyla, dört büyük ABD üreticisi arasındaki işbirliğini organize etmiş ve yönetmiştir. Gürültü Azaltma programı, ABD'nin tahmin yeteneğini çeşitli yollarla geliştirilmiştir. Dört şirketin (Bell Helicopter Textron, Inc., Boeing Helicopters, McDonnell Douglas Helicopter Company and Sikorsky Aircraft) her biri akustik kadrolarını arttırdı ve akustik tesislerini geliştirmiştir. Program ayrıca rotor akustiğinde rotor aerodinamikçilerinin ve akışkanlar mekaniği uzmanlarının katılımını teşvik etmiştir. Gürültü Azaltma programına paralel olarak, yeni açılan Alman-Hollanda rüzgar tüneline (DNW, Duits-Nederslandse Windtunnel) yapılan yüksek kaliteli akustik testler mevcuttur. [35-39].

1986'da Farassat tarafından geliştirilen çeşitli teorik formülasyonların bir incelemesi [40] yayınlanmıştır. Formülasyon 1 (Farassat, F. "Theory of Noise Generation from Moving Bodies and Application to Helicopter Rotors." NASA TR-451, Dec. 1975)'te türetilmiş olup hem subsonik hem de süpersonik döner palalara uygulanabilir. Bununla birlikte, bir bilgisayar programında uygulandığında yüksek hızlı palalar için zaman alıcıdır. Ayrıca sonuçlar, dalga formlarında yüksek frekanslı salınımlara neden olan zaman farklılaşmasının sayısal hatalarına duyarlıdır. Formülasyon 1 ile yakından ilişkili olan Formül 1-A, subsonik pala tahminlerinde kullanılmak üzere türetilmiştir. Formülasyon ayrıca hesaplama süresini azaltan bir pala ortalama yüzey yaklaşımı içerir. Süpersonik palalar için Formülasyon 2 türetilmiştir. Bu formülasyonun kullanımı için üç varsayım gereklidir;

- 1) Palalar ince kanat profili bölümlerine sahip ve uçuşta pervane kanadının süpürdüğü helikoidal yüzey üzerinde uzanması,

2) Tekdüzen RPM ve uçuş hızı,

3) Sabit pala yüzey basıncı (eşit olmayan içeri akış yoktur).

Formülasyon 3, süpersonik palalar için türetilmiştir ve ince pala yaklaşımı yerine gerçek pala yüzeyine uygulanabilmektedir. Palanın sonik hızın üzerinde çalışan bölümünde kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Palanın sesaltı çalışan kısmı için 1- A kullanılır. (Farassat, F. "Theory of Noise Generation from Moving Bodies and Application to Helicopter Rotors." NASA TR-451, Dec. 1975 aerodinamik formülasyonlar da tartışılmaktadır.

1.4 Rotor Gürültüsünün Fiziksel Kaynakları [41]

Bu karmaşık aeromekanik ortam, çeşitli ayrı gürültü mekanizmaları aracılığıyla hem ayrı frekanslara hem de geniş bantlı aerodinamik gürültü oluşumuna katkıda bulunmaktadır. Ayrık frekanslı gürültü genellikle kalınlık ve yükleme gürültüsü, pala-girdap etkileşim gürültüsü ve yüksek hızda dürtüsel (impulsive) gürültü bileşenlerine ayrılır. Benzer şekilde, genişbant gürültüsü türbülans gürültüsü, pala-iz etkileşimi gürültüsü ve pala öz-gürültüsü olarak sınıflandırılan deterministik olmayan yükleme gürültüsü kaynaklarından oluşmaktadır. Her ne kadar kuyruk rotor gürültüsü ana rotor gürültüsünden öznel olarak daha önemli olsa da, gürültü modelleme topluluğundan çok fazla ilgi görmemiştir. Bununla birlikte, ana rotor gürültüsü için teorik gelişimin çoğu, kuyruk rotorlarına uygulanabilir. Motor gürültüsü gibi diğer dış gürültü kaynakları ve aktarma organları ve dişli gürültüsü gibi iç gürültü kaynakları da önemli rotor taşıtları gürültü kaynaklarıdır.

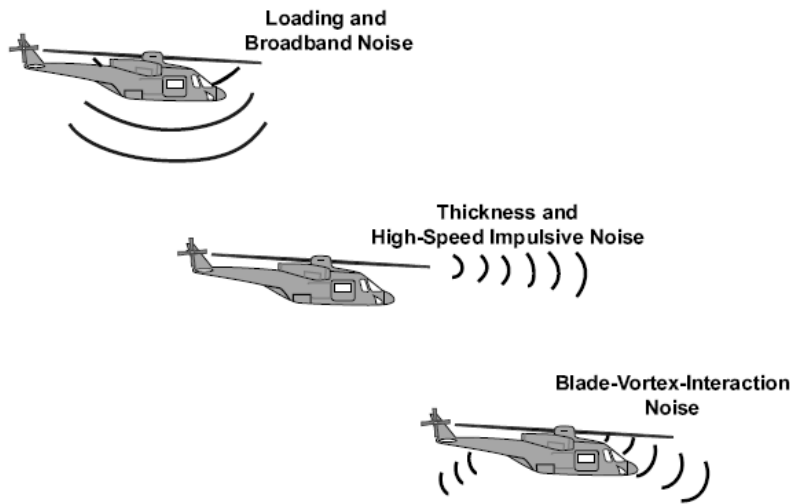
Dönme gürültüsü olarak bilinen kalınlık gürültüsü ve yükleme gürültüsü, doğrusal aerodinamik teori ile ilişkilidir. Kalınlık gürültüsü, akış alanındaki akışkanın rotor kanadı tarafından yer değiştirmesinden kaynaklanırken, yükleme sesi, hareketli pala yüzeyi tarafından üretilen akışkan üzerindeki hızlandırıcı kuvvetten kaynaklanır. "Yükleme gürültüsü" terimi genellikle dürtüsel (impulsive) olmayan yükleme kaynaklarından gelen harmonik gürültüyü ifade etmektedir.

Pala-girdap-etkileşim gürültüsü, meydana geldiğinde rahatsız edici olan belirli bir yükleme gürültüsü türüdür.

Pala-girdap etkileşim gürültüsü (daha önce pala tokatı olarak bilinir), daha sonra bir pala ile etkileşime giren bir uç büzülme girdabının sonucudur. Geniş bant gürültüsü

ise, pala yüzeyinde veya bunun yakınında türbülanslı akışla ilişkili pala yüklemesinin sonucudur. Rotor içine alınan türbülans, hem ayrı frekans hem de geniş bant gürültüsü üretmektedir. Bu türbülans doğal olarak atmosferde meydana gelebilir veya pala uyarmasından kaynaklanmaktadır. Palanın gürültülü üretmesi, palanın kendisinde meydana gelen türbülanslı olaylardır. Pala yüzeyindeki rastgele basınç dalgalanmaları, bağlı veya ayrılmış sınır tabakaları içindeki türbülanslı akıştan kaynaklanır. Diğer kendi kendine gürültü üretme mekanizmaları arasında uç girdap oluşumu, laminar girdap ve firar kenarı gürültüsü bulunur.

Yüksek ilerletmeli uç hızlarında rotor, düzlem içi yönlendirmeye yüksek yoğunluklu bir itici gürültü oluşturur. Gürültünün zirve seviyesi, helikopterin ileri bölgesindedir. Yüksek hızlı impulsif gürültü olarak bilinen bu gürültü, pala etrafındaki transonik akış ile ilişkilidir. Bkz.Şekil 1.3



Şekil 1.5 : Çeşitli rotor gürültüsü tiplerinin tipik yönelimi [41].

1.4.1 Kalınlık gürültüsü [42]

Rotor kanat kalınlığının yarattığı akışkan deplasmanından dolayı kalınlık gürültüsü oluşur. Rotor hızı ve profil kalınlık dağılımı tarafından yönetilmektedir [43]. Kalınlık gürültüsü, öncelikle rotorun önündeki rotor disk düzlemi boyunca yayılır. Kalınlık gürültüsüne esas katkı, yüksek dönme hızının kaydedildiği pala ucu bölgesinden kaynaklanır. Kalınlık gürültüsü, hem havada hem de ileri uçuşta akustik basınçta simetrik negatif darbe şekli ile karakterizedir. Üzerinde ilk çalışılan gürültü kaynağıdır [44, 34] ve sadece rotor kanatlarının geometrisine ve hareketine bağlı olduğu için, bu

rotor gürültü kaynağının hesaplanması herhangi bir akış ölçümü veya tahminini gerçekleştirmeyi gerektirmemektedir. Bu özellikler, ilk çalışmalardan bu yana kalınlık gürültüsünü hesaplamayı ve Farassat'ın ilk kez 1979'da FW-H denklemine dayanan bir algoritmadan yararlanmasını mümkün kılmıştır [45, 46].

1.4.2 Yükleme gürültüsü

Bu terim genellikle impulsif olmayan yükleme kaynaklarından gelen harmonik gürültüyü ifade eder. Yükleme sesi, hareketli pala yüzeyinin oluşturduğu akışkan üzerinde hem sabit hem de sabit olmayan kuvvet dağılımından kaynaklanır. Yükleme gürültüsü yayılma yönü genellikle rotor diskin altında yoğunlaşır. Yükleme gürültüsü genellikle rotor rotasyon eksenini boyunca maksimumu çift odaklı (dipol) olarak yayılır.

Dürtü gürültüsünün yokluğunda, rotor gürültüsünün baskın kaynağı haline gelir. Büyüklüğünden dolayı ve rotor disklerinin altına yayıldığından dolayı yükleme gürültüsü helikopterin sivil operasyonu için önemli bir gürültü kaynağı olmuştur. Yükleme gürültüsü, aynı zamanda açık rotorlu gürültü araştırmalarının ilk aşamalarından beri, pervanelerde Gutin [24], Garrick ve arkadaşları[27], Wright [47], Lowson ve Ollerhead [30] tarafından helikopter rotorlarında, kalınlık gürültüsü gibi incelenmiştir. Bu gürültü kaynağı, pala basınç dağılımına bağlıdır ve dolayısıyla bir gürültü tahmini elde etmek için, pala boyunca basınç dağılımını bilmek gereklidir. Bu, genel uygulamada olduğu gibi deneysel veriler kullanılarak yapılabilmektedir. [48]. Günümüzde bu tahminler mevcut CFD tahmin kodları kullanılarak yapılmaktadır.

1.4.3 Yüksek hız atım gürültüsü (High speed impulsive noise, HSI)

1.4.1'de tarif edilen kalınlık gürültüsü, pala ucu Mach sayıları $M = 0.85$ 'in çok altında olduğunda sadece doğrusal etkilerden etkilenir [49]. Bunun yerine, ileri uçuş hızı arttığında, doğrusal olmayan etkiler önemli bir rol oynamaktadır. M , 0.9'a yaklaştıkça, sıkıştırılabilirlik etkileri, negatif darbeyi genlikte dramatik olarak artırır ve M 'de daha fazla bir artış da şekil değişikliği yapar, yani kalınlık gürültüsünün karakteristiği olan simetrik şekil asimetrik olur. Yüksek hızlı ileri uçuş durumunda, HSI dalga şekli spektrumuna hakimdir. HSI, doğrusal olmayan etkiler, sıkıştırılabilirlik ve şok delokalizasyonun ortaya çıkmasıyla üretilir.

Şok delokalizasyonu, M 'deki artışa, ilerleyen pala ucuna yakın lokal şok ve süpersonik akış balonunun, sonik silindire ulaştığı zaman ortaya çıkan bir olgudur. Bu, rotor etrafındaki subsonik ve süpersonik akışları neredeyse ayırır. Şok delokalizasyonu

olduğunda, palalar üzerindeki şoklar gözlemci tarafından algılanan akustik basınç bozukluğunu yoğunlaştırarak akustik uzak alanda yayılabilir. Bu şok delokalizasyonu gerçekleştiğinde kaynağın genel algılanan gürültüde baskın olacağı anlamına gelir. HSI gürültüsü genellikle kalınlık gürültüsüne benzer bir yönde rotor disk düzlemi boyunca yayılır, böylece kalınlık gürültüsünün bir parçası olarak düşünülmüştür. İlk çalışmalarda, bu fenomen aslında transonik kalınlık gürültüsü olarak düşünülmüştür [50, 46], fakat kısa bir süre sonra araştırmacılar, FW-H denkleminde kuadrupol terimi (ki HSI gürültü yayılımında ana faktördür) ile belirtilen doğrusal olmayan terimlerin önemini tanımlamışlardır. HSI gürültüsünün tahmini, kararsız sıkıştırılabilir hesaplamanın kullanılmasını gerektirir.

Şok ve transonik akış alanlarını elde etmek için Akışkanlar Dinamiği (CFD) kodları, HSI gürültüsünü ölçmek için bazı ilginç deneysel çalışmalar, Boxwell [51] ve helikopterlerde HSI gürültü değerlendirmesi için ilk hesaplama çalışmaları Purcell [52] ve Baeder [53] tarafından önerilmiştir.

Bu gürültü kaynağının yayılmasında dört kutuplu terimin önemi göz önüne alındığında, Farassat [54, 55], Brentner ve Holland [56], kuadrupol terimi için uzak alan yaklaşımı yöntemini ortaya koymuştur. Bu teknik, bu terimden daha fazla zaman harcayan hacim yerine yüzey integrali kullanılarak gürültü oluşumuna katkının hesaplanması için gerekli hesaplama süresini azaltmayı amaçlamaktadır. Daha sonraki çalışmaların çoğu daha hızlı gürültü tahminleri gerçekleştirmek için bu basitleştirmeyi kullanmıştır, ancak yayınlanan tüm hesaplamalar gecikmeli zaman formülasyonlarında gerçekleştirilmiştir. Bu formülasyonun kullanımı analizleri Doppler tekiliği sebebi ile yüksek subsonik rejimlerde sınırlıdır. Çünkü Gecikmiş zaman integrallerinde paydada olan $1-M_r$, şok delokalizasyonunun ve dolayısıyla HSI gürültüsünün daha güçlü olduğu transonik koşulları dikkate aldırılmaz. Doppler tekiliğinden etkilenmeyen farklı formülasyonları kullanan tek çalışma, Farassat'ın öncü çalışmalarıydı [57, 58] ve sonradan Brentner [59], Ianniello [60] - [61] ve Prieur [62], tarafından ele alınmıştır.

1.4.4 Pala-Girdap (Blade-Vortex) etkileşim gürültüsü (BVI)

Blade-Vortex Etkileşim gürültüsü, bir paladan çıkan ve diğer palalarla etkileşime giren uç girdapları tarafından üretilir. Aerodinamik kuvvetlerde, özellikle uç bölgesinde kuvvetli bir dalgalanma, BVI gürültüsü oluşturan gelen vortekslerle etkileşime giren pala üzerinde üretilir. Bu fenomen son derece rahatsız edici gürültü kaynağıdır.

Genellikle düşük ileri hıza sahip iniş uçuşu gibi özel operasyonlar sırasında ortaya çıkar.Hart II deneyi böyle bir durum üzerine kurgulanmıştır. Çoğunlukla rotor düzleminde yayılan HSI gürültüsünden farklı olarak, BVI gürültüsü genellikle yaklaşık 30°-40° açı ile ileri ve aşağı yayılır.

Bu yayılma modeli Helikopter iniş yaparken zemindeki gözlemciler için sesi daha fazla duyulabilir yapar.

BVI gürültüsünün fiziğini anlamak için hem deneysel hem de sayısal olarak kapsamlı araştırmalar yapılmıştır. Çalışmalar, BVI gürültüsünün büyüklüğünün uç girdap kuvvetine, girdapların çekirdek büyüklüğüne, etkileşim açılarına ve vorteksler ile pala arasındaki dikey mesafe üzerine yoğunlaşmıştır. BVI gürültüsünün deneysel çalışmaları, Leverton ve Taylor [63] tarafından yapılan çalışmalar ile başlamıştır. Schmitz ve Boxwell [64, 61], özellikle BVI'yi incelemek için uçuş testleri de gerçekleştirmiştir.

Horner [65], Kitaplioğlu ve Caradonna tarafından yapılan deneysel çalışmalarda “freevortex” olarak adlandırılan bağımsız olarak oluşturulmuş bir girdabın kullanımı araştırılmıştır [66]. Serbest girdap, BVI parametreleri üzerinde daha iyi bir kontrol sağlar, böylece pala yük dağılımını etkileyen bireysel parametreler hakkında daha detaylı bir çalışma ile gözlemciye ulaşan akustik basınç hakkında veri sağlanmaktadır.

BVI fenomenlerinin analitik ve hesaplamalı çalışmaları 70'li yıllarda Widnall'ın öncülüğüne yapılmış [67] ve paralel BVI'nin tüm BVI koşulları arasında en güçlü darbeyi oluşturduğu kanıtlanmıştır. 1980'lerin sonunda Baeder ve Srinivasan [68], Caradonna'dan BVI deneyleri hakkında bir hesaplama çalışması gerçekleştirilmiştir [66].

BVI gürültüsü, helikopter gürültüsü araştırmasının çoğunun odak noktası olmuştur. HART, Helinoise [69], Helishape [70] ve HART II gibi projelerin çoğu, BVI fenomenleri için aerodinamik ve aeroakustik veri tabanı sağlamak için özel olarak tasarlanmıştır.

1.4.5 Geniş bant gürültüsü

Helikopter rotor gürültüsünün deterministik olmayan kaynağı olan geniş bant gürültüsü, esas olarak türbülans ve rotor kanatları etkileşimleri ile üretilir. Geniş bant gürültüsü üzerine yapılan ilk çalışmalardan bazıları Brooks ve arkadaşları tarafından yapılan deneysel araştırmalardır [40, 71]. [40] 'de, araştırmacılar ilk kez profilin öz

gürültü parametrik çalışmasında [72], Blade Türbülanslı Wake Interaction (BWI) mekanizmasını tanımlarken, aynı araştırma grubu ilk kez Genişbant Gürültüsünü oluşturabilecek farklı mekanizmaların detaylı bir listesini sunmuşlardır. Özellikle, Vortex dökülmesinden ya da Firar Kenarı (Trailing edge, TE) ve Türbülanslı Sınır Tabakası arasındaki palalar üzerinden etkileşime bağlı olarak, Firar Kenarının (TE) önemi genişbant gürültü üretiminde vurgulanmıştır. [64] 'te, bir başka geniş bant gürültü kaynağı, atmosferdeki bazı çalkantılı girdapların ana rotor tarafından “yutulduğunda” ortaya çıkan Türbülans Yutma gürültüsü olarak adlandırılır.

Helikopter rotorlarının etrafındaki akışlar, 10^6 ve üstü yüksek Reynolds sayılarıyla karakterize edilir. Boardband gürültü üretiminde türbülansın önemi, Büyük Girdap Benzetimi (Large Eddy Simulation), Doğrudan Sayısal Benzetimi (Direct Numerical Simulation) gibi ileri türbülans modellemelerinin kullanılmasını gerektirmiştir. Ayrıca, türbülanslı ölçeklerin çoğunun çözülmesi gerektiğinden, bu durumda – Zamana Bağlı Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (URANS) kullanımı yanlış sonuç verecektir. Bu yüksek hesaplama gereksinimleri göz önüne alındığında, tam helikopter rotor konfigürasyonu üzerinde geniş bant gürültüsünün analizi için hiçbir hesaplama çalışması yapılmamıştır. Mevcut hesaplama gücüyle bile, geniş bant kaynaklarını analiz etmek amacıyla bir helikopterin ana rotorunun tamamen 3D CFD analizi oldukça zordur.

[73, 74] gibi yayınlanmış olan geniş bant gürültüsü ile ilgili az sayıdaki hesaplama çalışması, sadece basit 2D çubuk-profil etkileşimli gürültü veya kanat profili firar kenarı saçılmasının vakalarını ele almaktadır. Bu bağlamda, geniş bant gürültü tahmini için mevcut yöntemlerin ağırlıklı olarak yarı deneysel olduğu [75, 76, 77] Brooks .ve ark. [40] bulgularından anlaşılmaktadır.

1.4.6 Kuyruk rotor gürültüsü

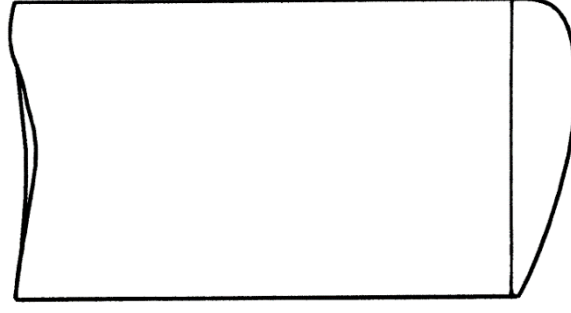
Helikopter ana rotor gürültüsünün fiziksel olarak anlaşılması ve çeşitli aero- akustik kaynak mekanizmaları tarafından üretilen gürültü yayılımını tahmin etme kabiliyeti önemli ölçüde geliştirilmiştir. Bununla birlikte, kuyruk rotoru gürültüsü üzerine yapılan araştırmalar uzun zamandır neredeyse göz ardı edilmiştir. Kuyruk rotoru gürültüsü, genel helikopter gürültüsüne ve belirli uçuş koşullarında, örn. kalkış sırasında, genel gürültü radyasyonuna bile hakim olabilmektedir.

Kuyruk rotorları ana rotorların daha küçük versiyonlarıdır. Dönme düzlemleri dikey konumdadır ve dönüş hızları ana rotorlarınkinden daha yüksektir. Kuyruk rotorları tarafından üretilen gürültünün aynı özelliklere sahip olduğunu ve ana rotorun ürettiği gürültü ile benzer kaynaklardan oluştuğunu anlamak çok önemlidir. Ana rotor kaynaklarına göre ana fark, kuyruk rotorunun gürültü oluşturduğu yüksek frekanslardır. Yüksek frekanslar insan kulağı için düşük frekanslardan daha rahatsız edicidir. Ek olarak, ana rotorun kuyruk rotoru ile etkileşimi, periyodik olması zorunlu olmayan bir başka kuyruk rotor gürültüsü kaynağıdır. Ana / kuyruk rotoru etkileşim gürültüsü, kuyruk rotoru ile etkileşen ana rotor tarafından oluşturulan uç girdaplarının etkileşmesinden kaynaklanır. Bu nedenle, kuyruk rotoru gürültüsünü tahmin etmek için, ana rotorun etrafındaki aerodinamik alanı, bunun meydana getirdiği uyarmayı ve ana rotordan oluşturulan uç girdaplarının konumunu hesaplamak gerekir.

Heliflow [72] ve HELINOVI [34] gibi Avrupalı projeler, bu tür bir etkileşim gürültüsü üzerinde özellikle çalışmışlardır. Ayrıca, kuyruk rotor dönüşü algılaması, ana ve kuyruk rotoru arasındaki konum değişimi, kuyruk rotoru gürültü oluşumunu etkilediği düşünülen rotor dönme hızının değişimi gibi bazı parametreler de araştırılmıştır.

1.5 Helikopter Pala Ucu Şekilleri ve Malzemelerinin [78]

Helikopter Pala tasarımı, aerodinamik verimlilik, yapısal ve kütle özellikleri, yapım kolaylığını bir araya getiren bir çözüm olmuştur. Ahşap, doğal oluşu nedeniyle ilk zamanlar helikopter palaları için tasarımcıya özgürlük sağlayan bir malzeme olmuştur. Ancak uzun, ince palaların üretiminin kolaylaşması kısa süre sonra ahşabın kullanımını engellemiştir. Örneğin, Cierva'nın C8L Autogyro'su eliptik plan formuna sahip palalara sahiptir. Daha sonraki C30A ise eliptik uçlarla paralel veterli palalarına sahiptir. Helikopter geliştikçe, askı durumuna daha uygun olan burulmalı, sivri uçlu palalar daha kolay üretilebilen, ileri uçuş ve askı durumu arasında daha iyi bir çözüm sağlayan daha basit paralel veterli düşük burulmalı palalara yerini bırakmıştır.



Şekil 1.6 : S-58 Wessex, S-61 Sea King ve Erken WG-13 Lynx Ana ve Kuyruk Rotorunda Kullanılan Sikorsky / Westland Klasik Yarım Küre Ucu Kapağı çizimi.

İyi katılık (rigidity) ve yorulma özelliklerine sahip olsa da, ahşabın bazı dezavantajları vardır. Asıl sorunlardan biri su emmesi ve katlarının ayrılması veya yuvarlanma eğiliminin profil toleranslarının korunmasını zorlaştırmasıdır. Tasarımcı istediği herhangi bir uç şeklini yaratabiliyor olsa da üretim aynı zamanda çok yoğun emek gerektirmiştir.

Bununla birlikte, 1950 ve 60'lı yıllar boyunca, ahşap kullanımı yerini haddelenmiş alüminyum çubuklara ve firar kenarı kaplamalarına bırakmıştır. 1973'te Westland Helikopterlerinde, Sea King ve Wessex modelleri bu tür bir yapıyla üretilmekteydi ve firar kenarı, alüminyum alaşım kaplı Nomex bal Peteği içeriyordu. Erken Lynx palaları, cam elyafı yüzey kaplaması olan bir titanyum spara sahiptir. Bu palaların uçları (ve dünyanın dört bir yanından başka birçok örnek var) klasik yarım küre uç şekline sahiptir. Yani, palanın ucu genellikle profilin bir eksen etrafında döndürülmesi ile elde edilen dönel bir hacme dayanan alüminyumdan meydana gelen bir yüzey ile kapatılmıştır Şekil 1.4. Bazı durumlarda, bu şekil neredeyse profile bir dereceye kadar eliptik kalınlık ile uç şekli verecek şekilde pala açıklığı boyunca uzatılmıştır. Yaygın kullanımı olan NACA 0012 profilinin simetrik şekli, bu tip bir ucun yaratılmasına elverişlidir. Wessex (S-58), Sea King (S-61) ve erken Lynx'in kuyruk rotor kanatları, dönel uç kapatmalı sabit veterli pala stilini kullanmıştır.

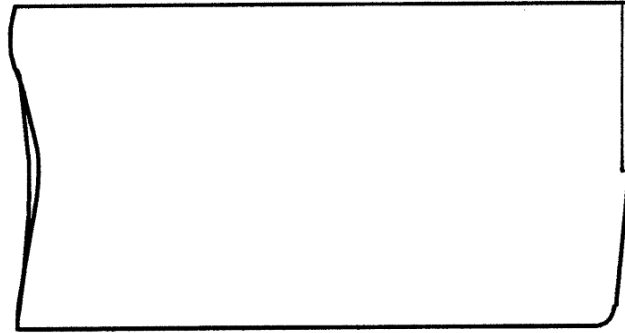
Daha sonra, 1970'lerin ve 1980'lerin başlarında performans artışı ve daha fazla yorulma ömrüne sahip kompozit materyaller yavaş yavaş metal konstrüksiyonun yerini almıştır.

İngilteredeki Westland Helikopterleri'nde, kompozit teknoloji birkaç aşamada benimsenmiştir. İlk olarak Sea King, Cook (1978) [79] için bir kuyruk rotor kanadı

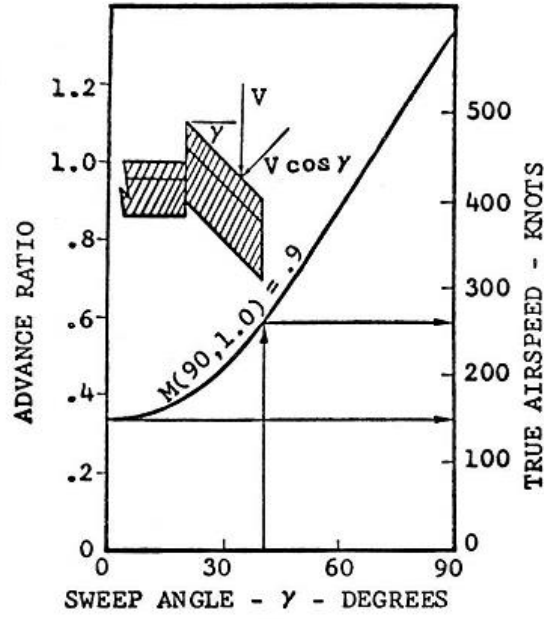
üretildi. İmalat kolaylığı için, uç basitçe kare kesilmiş ve düz metal uç kapağına sahiptir. Bu pala daha sonra Byham (1987) [80] tarafından bildirilen ve uygun uzunlukta kırılmış olan hem Sea King hem de Lynx üzerinde kullanıldığı gibi, bombeli bir profil ile de üretilmiştir. Uç Şekil 1.5'de verilmiştir. İkinci aşamada İngiliz Deneysel Rotor Programı'nın (BERP) bir parçası olarak, Sea King için yedek bir ana rotor kanadı inşa edilmiştir. Bu palalar, değiştirildikleri palalara benzer dinamik özelliklere sahiptir, ancak aerodinamik üstünlüğü şekil bakımından değil de (NACA0012 profil ve paralel veter korunmuşdu) profil kontur düzgünlüğü ve daha ince bir toleransla üretilmesinden kaynaklanmıştır. Kompozit Sea King palasının kare ucu da profil gücüne katkıda bulunan ve uç girdapına etki eden anti-statik cihazlar içeren bir metal uç kapağına sahiptir.

Performansı geliştirme, gürültü ve titreşimi azaltmak için pala tasarımını iyileştirme yolları aranmış ve kompozit konstrüksiyonun sunduğu özgürlükten faydalanmak için geriye aç, sivrililik ve profil kesiti gibi parametreler de araştırılmıştır.

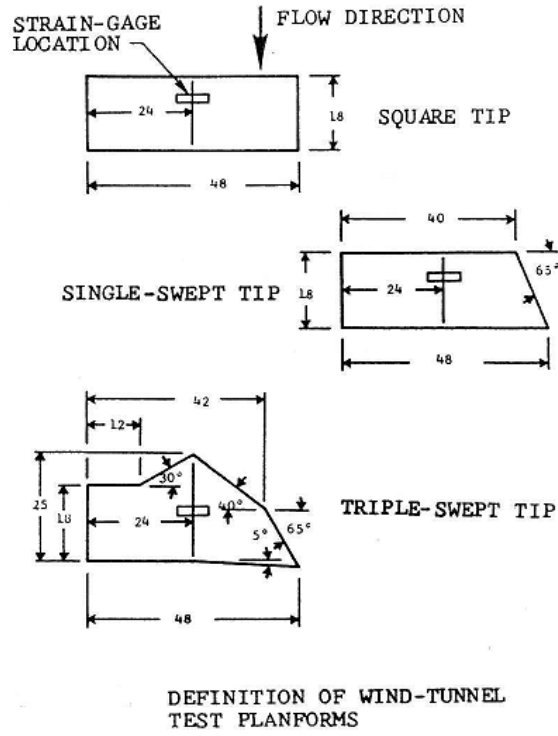
İleri uçuşda karşılaşılan yüksek Uç Mach sayıları ile uğraşmaya yönelik artan ilgi, RF Spivey (1968) [81] tarafından, 'Blade Tip Aerodinamik - Profil ve Plan Biçim Etkileri' hakkındaki bir makalede tartışılmıştır.



Şekil 1.7 : Kompozit Kuyruk Rotor Palası Tip Şeklinin Taslak Çizimi.



Şekil 1.8 : Sıkıştırılabilirliği geciktirmek için Katımlı Açı Yöntemi. R.F. Spivey (1968) [81].



Şekil 1.9 : Ok Açılı Rotor Ucu Tasarımı W.A.Spivey (1970)[17].

Bunu 2 yıl sonra Bell Helicopters, WA Spivey ve GG Morehouse'un (1970) [17], "Swept Tip Rotor Blades Tasarımında Yeni Trendler" başlıklı bir başka çalışması izlemiştir. Bu yayınların birincisi, ok açılı ucun bir kısmının sivrilme eksenini (Şekil 1.6), aerodinamik merkezi korumak için ileriye doğru kaydırılması gerekliliğini açıklar ve aynı zamanda, yüksek ok açılı bir dış kenarı önermiştir. İkinci yayın, tek-ok açılı ve üçlü ok açılı uç (Şekil 1.7), bir uç üzerinde testleri tartışmıştır. Kademeli ok açıları önce öne sonra hücum kenarının arkaya ve firar kenarının da arkaya az miktar açı yapmasını tarifler. Sözü edilen uç şekilleri Bell'de üretilmemesine rağmen, bu çalışma ok açılı uca sahip palalarının gelecekteki gelişimi için ilk tohumları ekmiştir.

Bell uç şeklinin benimsenmemesinin bir nedeni ABD'deki tasarım yaklaşımının esas olarak, ileri uçuş performansından ziyade askı durumunu önemsemesi olabileceği gibi bir başka sebep de delta şeklinin dıştaki yeri ve UH-1'in yüksek uç hızları nedeniyle oluşan kötü akustiktir.

1970'li yılların başında (çoğunlukla) Belirli İz ve Taşıma Hatlı (Prescribed-wake lifting-line) rotoru modellerinin performans ölçümü ve İz yapısının belirlenmesi için deneysel çalışmalar üzerinde gelişme görülmüştür. Birleşik Krallık'ta, Cook (1972) [82] tarafından, uç girdaplarının sıcak tel ölçümlerini yapmak için tam ölçekli bir test tesisi kullanılmıştır. Bu çalışma, bir deniz seviyesi ortamında ölçüm yapmakla ilgili zorluklara rağmen, uç girdap yapısı ve dolaşım gücüne dair bir bilgi kaynağı olmuştur. Weston-Super-Mare'de bulunan test teçhizatı daha sonra BERP palasının erken gelişiminde kullanılmıştır.



Şekil 1.10 : İngiliz Deneysel Rotor Programı Westland BERP-III Ucu

Kompozit konstrüksiyonun sunduğu tasarım özgürlükleri, Lynx'de kullanılan ve 1986'da Dünya Hız Rekoruna yol açan BERP pala ucunun eşsiz şekline yol

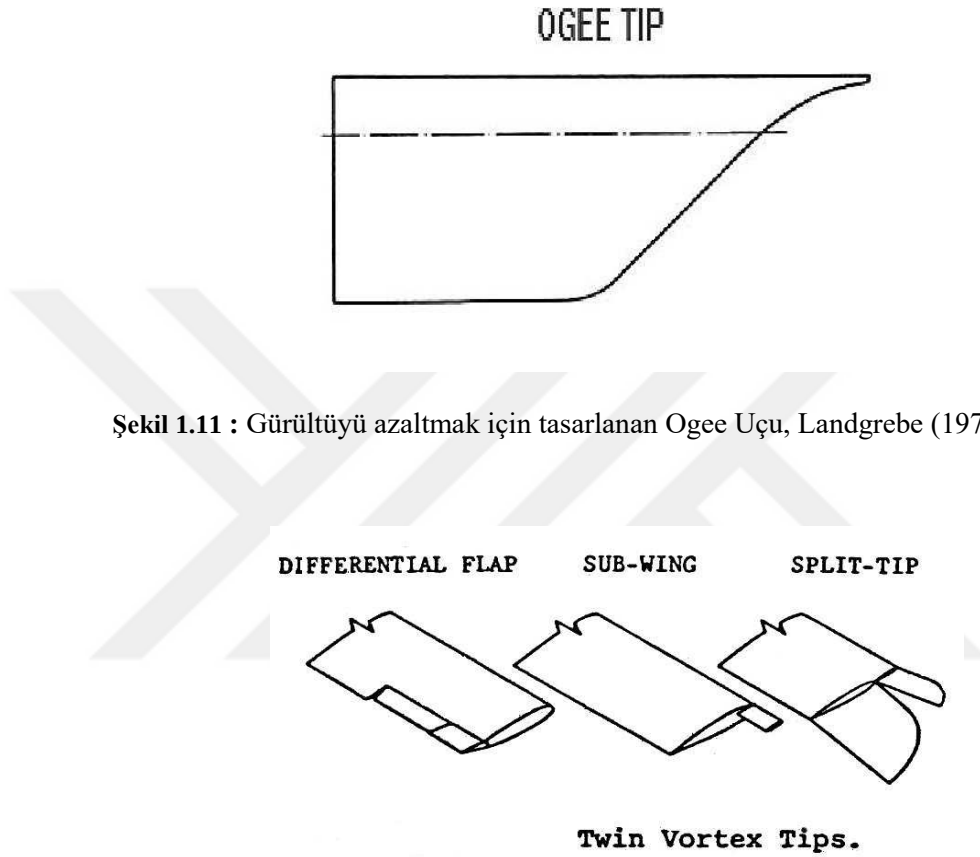
açmaktadır, bkz. Perry (1987) [83]. Daha sonra, bu tip bir pala ucu planformu, (Şekil 1.8) EH101'de, ileri uçuş taşıma kapasitesinin büyük bir helikopterin küçük bir gemide kullanılabilmesi kısıtlamalarını karşılaması nedeniyle kullanılmıştır. BERP ucunun getirdiği temel özellikler, ileri kaydırmalı (notch offset) büyük bir ok açısı , bombeli profoiller ve Stall olmayan bir Uç konseptinin kullanılmasıydı. Profil kalınlık-veter oranı değişikliği ve ileri kaydırma , ilerleyen pala üzerindeki şokların bastırılmasına yol açmıştır. BERP üreticilerin, helikopterin uçuş zarfını genişletme potansiyeline sahip yeni teknolojiye arayışının iyi bir örneğini sunmaktadır.

Westland'da BERP uç şekli, 1975'te Newman ve Byham tarafından rüzgar tüneline sabit kanatlı bir model olarak değerlendirilmiş ve bu testler ön hazırlık olmasına rağmen, BERP ucunun yüksek hücum açılı performans potansiyelini ve uç yüzeyinde ayrılma eğilimlerini doğrulanmıştır. BERP burnu (notch) hücum kenarına takılan slat ile taşıma kaybını (stall) baskılayarak ucun faydasını belirlemek üzere testler yapılmıştır.

70'lerde ABD'de yapılan araştırmalar, askı etkinliği ve düşük gürültü arzusu arasında bölünmüştür. Taşıma-Hattı veya Taşıma-Yüzeyine dayanan rotor modelleri geliştirildi, örneğin Kocurek ve Tangler (1976) [84] tarafından uç yükünün tahminlerini iyileştirmek için iz bölgesi ölçümleri yapılmıştır (uç girdabının öndeki palaya yakınlığına bağlı olarak). Taşıma Çizgisi kodları, Prandtl'ın Pala-Element-Momentum yaklaşımında gerekli olan uç kaybı faktörlerini kullanma gereksiniminden kaçınmıştır, Gessow ve Myers (1952)[85]. Ancak sıkıştırılabilirliği ve uçuşta 3 Boyutlu şekil etkilerini hesaba katmak için ampirik uç düzeltmelerine dayanmaktadırlar. Landgrebe (1972) [86], askı durumunda girdap iz bölgesi ölçümlerini yayınlamış ve Tanımlı-İz (hover) modellerinde kullanılabilecek ilişkileri sunmuştur. Kocurek ve Tangler (1976) [84], tarafından İz Bölgesi Schlieren ölçümlerini yaptılar, İz Girdap bölgesi formülasyonunu gözden geçirilmiş ve geliştirilmiştir. Brocklehurst A., (2013) [78], uç planformunun etkilerini temsil edebilecek bir taşıma yüzeyi yaklaşımı ortaya koymuştur (her ne kadar sıkıştırılabilirlik düzeltmeleri gerekli olsa da). Landgrebe ve Egolf (1976) [87] ayrıca, rotor performans kodlarının (taşıma hattı) dahil edilmesine yönelik bir ileri uçuş iz analizi sunmuştur.

Rotor gürültüsünü azaltma amacı, birkaç yeni uç şeklinin geliştirilmesine yol açmıştır. Şekil 1.9 'te gösterilen Ogee ucu, Landgrebe ve Bellinger (1974)[88] tarafından

açıklanmıştır. Bu uç şekli, uç girdabının tepe hızlarını azaltmayı amaçlamıştır. En uç alandaki azalmada düşük itki seviyesinde bir miktar Figure of Merit iyileşmesi gösterebilirken, aynı zamanda erken stall ve profil gücünde birleşik büyümeye yol açabilmektedir. Bu tip bir uç, üretilen bir pala üzerinde hiç kullanılmamış olmasına rağmen, düşük gürültü tasarımı olarak ciddi bir şekilde düşünülmüştür.



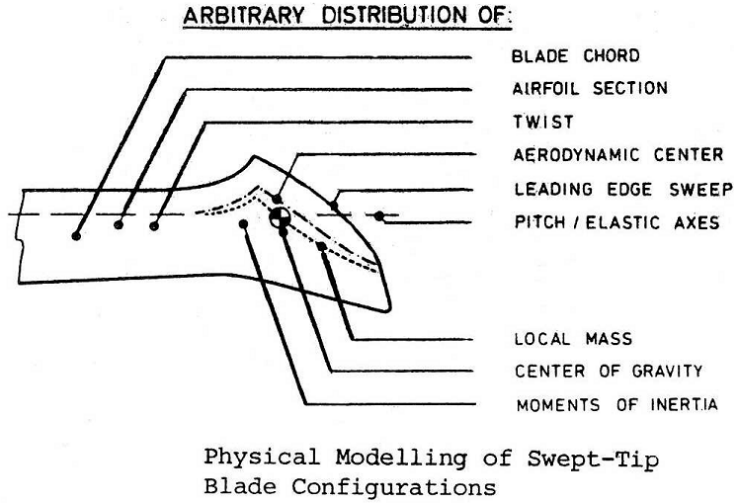
Şekil 1.11 : Gürültüyü azaltmak için tasarlanan Ogee Uçu, Landgrebe (1974) [88]

Şekil 1.12 : Alt kanat ve bölünmüş ipuçları, Tangler (1975) [89]

BVI gürültüsünü azaltmaya yönelik alternatif bir yaklaşım olarak takip eden pala ile girdap etkileşimini azaltmak üzere ikincil girdap üretimini hedef alan alt-kanat (sub-wing) takılan palalar üzerinde deneyler, Tangler (1975) [89] tarafından ortaya atılmıştır. Diğer konfigürasyonlar ise, ucun yakınında bir ayırık kanat ve uç panelin eğildiği ve ucun ön kısmının büküldüğü bir tasarıma sahiptir (Şekil 1.10.).

1970'li yılların sonlarında, rotor performansı için Şerit-Teorisi analizi geliştirmenin yanı sıra ayrıntılı deneylere de ihtiyaç duyulmuştur. Shivananda, McMahon ve Gray (1978) [90], askı durumunda bir rotorun (dikdörtgen) ucuna yakın olarak ayrıntılı

basınç ölçümleri yapmışlar ve akış görselleştirmesinden bir ikincil uç girdabının varlığına işaret etmişlerdir. Daha sonra basınç ölçümü, bir dönel kesit kapatmalı dikdörtgen için Gray et al (1980) [91] tarafından yapılmıştır.



Şekil 1.13 : İleri Geometrilili AGB-IV uç birleştirilen eğimli ucu şekli ile birlikte dışa doğru aç, Huber (1979) [92]

Huber (1979) [92], Bo105 Advanced Geometry Blade'de (AGB-III) ok açılı uçlu rotor kanatlarının geliştirilmesini tartışır. Spivey tarafından daha önce öne sürülenler de dahil olmak üzere birkaç geri ve ileri ok açılı uçları incelenmiştir. Bununla birlikte AGB-IV ucu, eğrisel öne ok açılı bir ön kenarı olan sivrilen ve geriye yüksek ok açılı kıvrılmış bir uç olarak Şekil 1.11.'de gösterilmiştir. Huber'in makalesi, esas olarak pala stabilitesi ve uç bölgesinde dinamik ve aerodinamik yükleme arasındaki dengenin taşıma özelliklerini nasıl etkileyeceğiyle ilgilidir. AGB-IV ucu belirgin bir konikliğe sahiptir ve bu muhtemelen kontrol yüklerini ve burulma sapmalarını en aza indirmeye yardımcı olacaktır.

ABD'de, Maskew (1980) [93] uç tasarım problemine kararsız bir panel yöntemi uygulamıştır. "Vortex Dökülme Üzerine Rotor Ucu Şeklinin Etkisi" başlıklı makalesinde Dikdörtgen, Ok Açılı (kesik), Düz Sivrilen ve (bir kez daha) Ogee ucu olmak üzere 4 uç şeklini incelemiştir. Langley'de, Hoad (1980) [94], 60 derece Ok Açılı, Yavru Kanatlı (sub-wing) ve Uç Levhalı (end-plate) uçlarını da içeren rotor BVI gürültüsü üzerindeki bir rüzgar tüneli testinden elde edilen sonuçları sunmuştur.

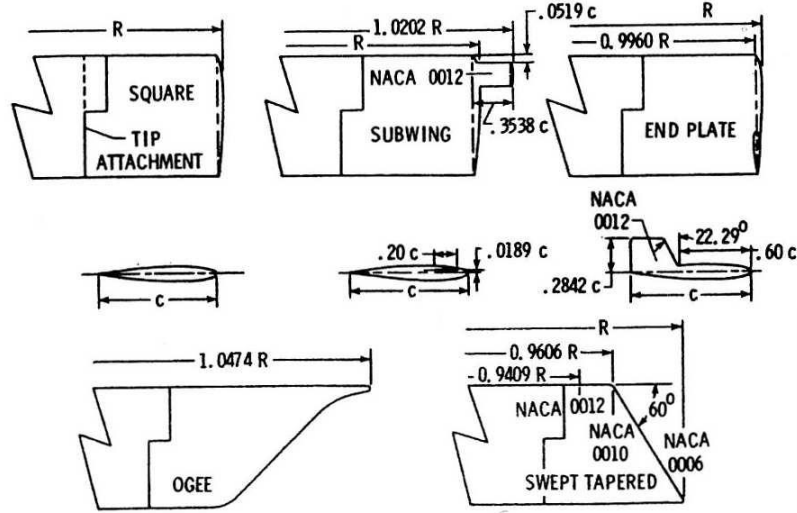
Şekil 1.12'de görüldüğü gibi, Summa (1985) [95] ayrıca, Askı durumu için de panel yöntemi uygulamıştır. Böylece 3D uç yüklemesinin tahmin doğruluğu arttırılmıştır. Bu yaklaşım sadece, sıkıştırılabilirlik düzeltmeleri uygulanabildiğinde ve şokların mevcut olmaması durumunda, hafif sıkıştırılabilir akış için geçerlidir. Bununla birlikte, rotor kodları çoğu zaman profil özellikleri için 2D rüzgar tüneli verisine dayanan daha basit ve daha hızlı Taşıma-Hattı yöntemlerini kullanmaya devam etmiştir.

1980'in başlarında, Tauber ve Hicks [96], tarafından ilerleyen pala aerodinamiğini çözümleme sorunu için bilgisayar üzerinde tam potansiyel akış yöntemi uygulanmıştır. Bu yöntemi, düz firar kenarı ve 30 derece hücum kenar ok açısına sahip bir pala üzerinde profil iyileştirmeleri için uygulamışlardır. Analiz, aynı zamanda konik bir Alouette kuyruklu rotor palası için de test edilmiş, "düşük açıklık oranının" uç rahatlatma yoluyla şok gücünü düşürdüğünü göstermiştir. Uç rahatlatma, kuyruk rotor uç tasarımında önemli bir faktördür.

Sıkıştırılabilirlik etkilerinin hafifletilmesi için ampirik bir rahatlatma, birçok geleneksel (taşıma hattı) rotor performans kodlarına dahil edilmiştir, örn. WHL R314 kodunda, Westland'deki Beddoes (1976). Ucu rahatlatması ayrıca, transonik hızların ilerleyen pala koşullarında palalar için ve TSP yöntemleri kullanılarak sıfır taşımada Grant (1977) [97] tarafından analiz edilmiştir ve bu çalışma daha sonra aynı yazar tarafından 1979'da rastgele uç şekillerini içerecek şekilde geliştirilmiştir.

ABD modelinde rotor modellerinin gelişimini desteklemek için model rotor testleri gerçekleştirilmiştir. Caradonna ve Tung (1981) [98][99], iyi bilinen model rotor deneylerini, askı ve kenar yönlü uçuşlarda dikdörtgen palalar üzerinde gerçekleştirmişlerdir.

Geliştirilmiş Askı performansı arayışında, Bingham (1981) [100], UH-1 helikopterin dikdörtgen, NACA0012 palası ile karşılaştırıldığında, değişen miktarlarda sivrilme, burulması olan ve RC serisi profilleri olan palaları dikkate almıştır. Beklendiği gibi, Askı Figure of Merit, giderek artan sivrilme ile birlikte gelişmiştir.



Şekil 1.14 : BVI Gürültü Testlerinde kullanılan uçlar, Hoad (1980) [94]

Bununla birlikte, burulma (genellikle askı performansın artırılmasında güçlü bir faktör olarak kabul edilir), azami veter sivrilme palanın orta kısımlarına Şekil 1-14 deki gibi yerleştirildiği zaman, daha az etkilidir. Bingham, sabit bir itme-ağırlıklı katılığı (solidity) muhafaza etmenin gerekli olduğunu ve ileri uçuşta geri çekilen pala sınırını belirlemek için güvenilemeyeceğini kabul etmiştir.

Standart bir rotor ve gelişmiş konik rotor ile UH-1'in çeyrek ölçekli bir modeli Berry (1981) tarafından test edilmiştir [101], Şekil 1.13. Mach ölçekli model, verilen bir güç için askı durumunda gövde yüklemesinde hafif bir artış olmasına rağmen (iç ve dışa doğru artan yükleme nedeniyle) tam ölçeklide 320kg'a eşdeğer (700lb) artış göstermiştir. Gelişmiş pala ayrıca ileri uçuşta güç azaltımı sağladı. Bununla birlikte, sivrilmiş rotor palasının ilerleyen ve gerileyen pala sınırlamaları tamamen araştırılmamıştır. Sivrilmiş bir palanın bağlı akışta daha düşük profil bir gücüne sahip olması, profil kayıpları yarıçapa bağlı olarak değiştiğinden, yükleme ve uç Mach sayısı çok yüksek değilse (bir ana rotor genellikle maksimum itme gücüne yakın değildir) mantıksaldır. Bununla birlikte, sivriltilmiş palanın dar bir uç veterine sahip olduğu ve geriye açılı olmadığı belirtilmektedir. Bu nedenle, pala sınırlamalarının ilerletilmesi ve geri çekilmesine eğilimli olması beklenir.

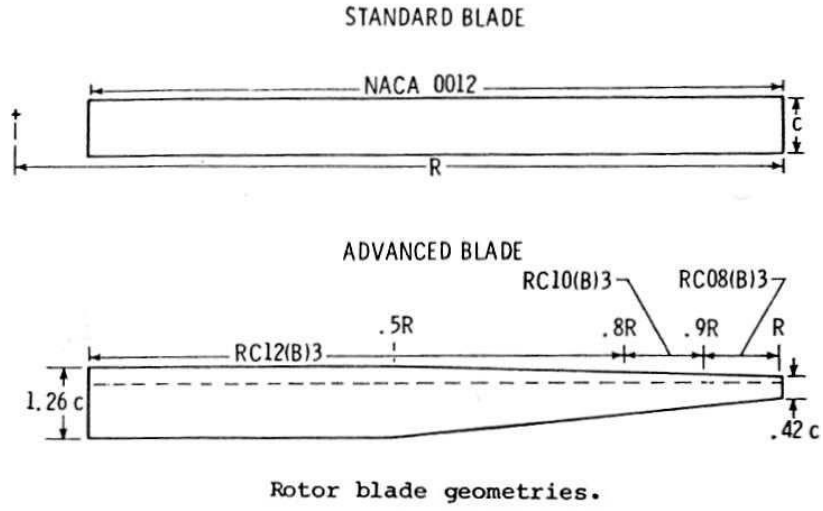
ABD'de, farklı pala planformlarının taşıma kapasitesini karşılaştırmak için, itme ağırlıklı katılık kavramı sıklıkla kullanılmaktadır. Bununla birlikte, bu kavram proje çalışmalarında yararlı olabilirken, karmaşık uç plan formlarına uygulanacak kadar

basit kabul edilmiştir. (BERP palası, [102]).

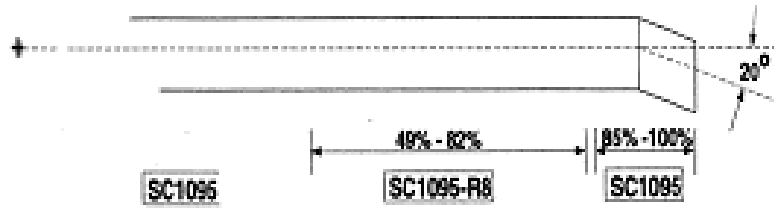
Sivrilten rotor palasının pala sınırlamaları tamamen keşfedilememiştir. Profil kayıpları yükleme ve uç Mach numarası çok yüksek değilse (vurgulu durumda bir ana rotor genellikle maksimum itme gücüne yakın değildir) yarı çapın kübü ile değiştiiinden Sivrilten bir palanın daha düşük profil gücüne sahip olması mantıksaldır. Bununla birlikte, Sivrilten palanın dar bir uç veterine sahip olduğu ve ok açısı olmadığı hatırd tutulmalıdır.

Yine ABD'de, Alansky ve arkadaşları (1981) [103] tarafından tarif edildiği gibi UH-60 Black Hawk ve Sea Hawk palaları, yaklaşık% 92 R (Şekil 1.14), dıştan 20 deg kesik ok açılı uca sahiptir. İlerleyen pala üzerinde şok gelişimini bastırmak için gerekli ok açısı, aeroelastik kaplinler de tanıtılmıştır. Uç, muhtemelen, gerileyen palanın üzerinde herhangi bir erken akış ayrımından kaçınmak için (Westland rüzgar tüneline test edilen bir geriye açılı konik uçtaki rüzgar tüneline testlerinde gözlemlendiği gibi) trapez değildir. Black-Hawk palası, SC1095 profilli kullanılmaktadır. 80'lerin sonlarında, bir ölçekli model rotoru Lorber (1991) [104] tarafından test edilmiş ve bu veriler, CFD Askı durumu simülasyonları ile karşılaştırmak için pek çok araştırmacı tarafından kullanılmıştır (ör. Strawn, 1999, daha sonra bakınız).

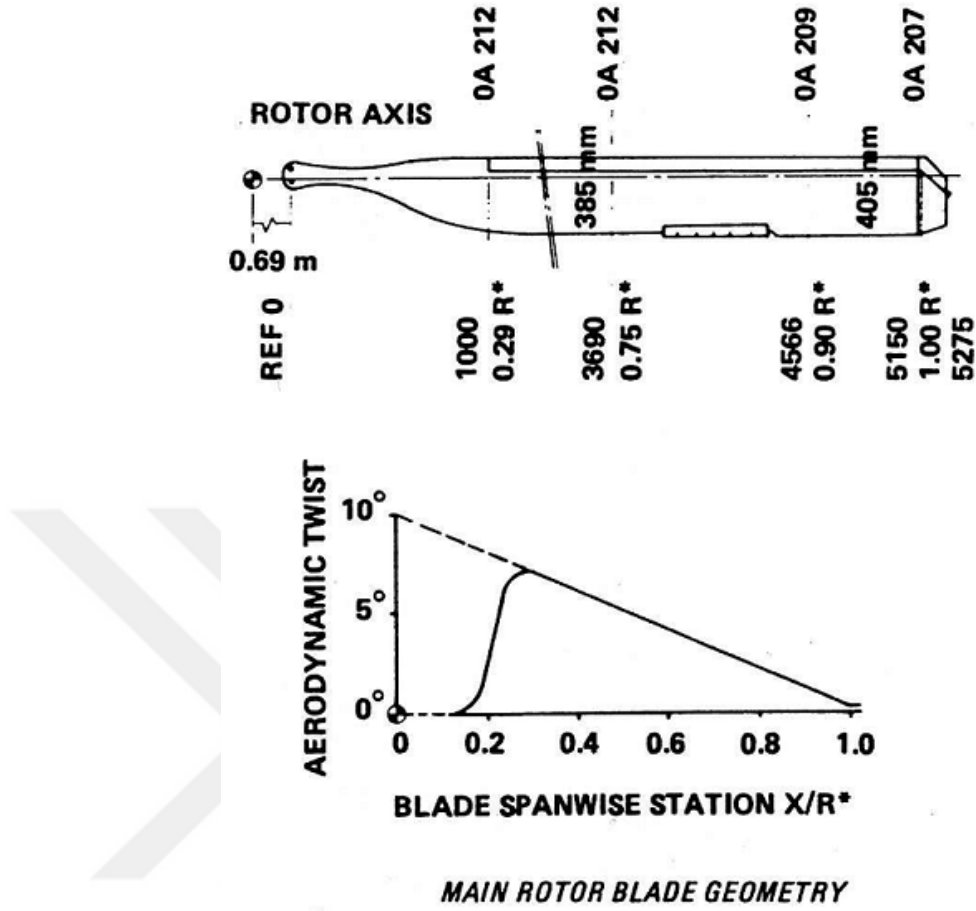
Elverişli bir aeroelastik yanıtın tasarlanmasında bazı faydalar olabileceği gibi, geriye kıvrımlı ucun bir rotor palasına basit bir şekilde uygulanması, devir başına büyük bir yalpalama momentine ve muhtemelen ileri uçuşta kontrol gradyanlarının azaltılmasına yol açabilmektedir. BERP palasının geliştirilmesi sırasında İngiltere'deki yaklaşım, ucun aerodinamik merkezinin palanın çeyrek veter dönüş eksenine üzerine hizalanması olmuş ve bu da şok gelişimini bastırmaya yardımcı olan önde bir “buruna” yol açmıştır. İlerleyen pala ayrıca, yüksek hücum açısı performansına önemli ölçüde katkıda bulunur.



Şekil 1.15 : İleri konik sivrilen uçlu pala, Berry (1981) [101]



Şekil 1.16 : Geriye açılış uçlu pala, Alansky (1981) [103]



Şekil 1.17 : 10 derece burulmalı ve geriye-sivrilmiş uçlu pala, Roesch (1980) [105]

BERP-III pala tasarımı uç özellikleri ile hemen ucun iç tarafında yüksek taşımalı bir profil kullanımını birleştirir. Profiller Wilby (1997 ve 2001) [106] [107] tarafından tasarlandı ve kambur RAE9645 profili ana yüksek taşıma profili olarak kullanılırken, uç bölgesinde daha ince RAE934 ve pozitif yalpa momentli RAE9648 formu, iç kısımlarda moment dengesini sağlamak için kullanılmıştır. (daha sonra benzer bir sebeple, Lynx için RAE9683 ve EH101 palası daha kalın RAE9651 ile değiştirilmiştir), Perry (1987) .[107]

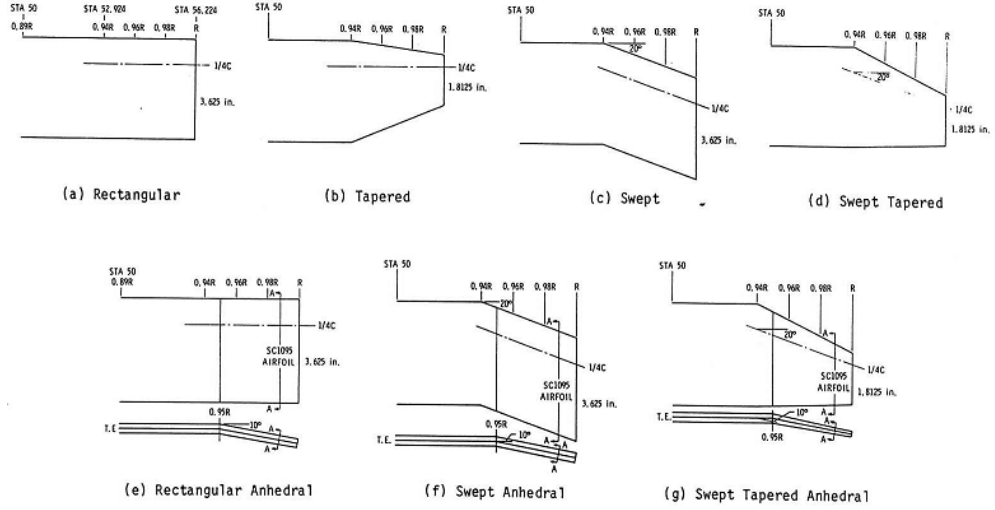
Avrupa'da, 80'lerin başında, Aerospatiale, SA365N Dauphin-2 Helikopterini geliştirmiştir. [105]. Şekil 1.15

Ayrıca Şekil 1.15 eski NACA0012 rotorunu ve yeni SA365N prototip rotorunu askı durumunda Figure of Merit karşılaştırmasını gösterir.. Takiben burulması 8 den 10 dereceye artırılan yeni OA2 serisi profil (OA212 kökünde, OA209 ortadave uçta

OA207) kullanmıştır. Yeni pala, ön kenar köşesini 45 derecede ve arka kenarı yaklaşık 15 derecelik bir açıda kesen bir uç şekline sahiptir. Uç başlığı ayrıca çapı 11.68m'den 11.93m'ye çıkardı. Arka kenarlı çıkıntı da, bu palanın taşıma kapasitesini arttırmak için bağlantı parçalarının dışına, veterini uzatmak için kullanılmıştır.

Benzer bir 45 derece ön kenar köşe ucu kapağı, EH101'in kuyruk rotorunda bulunur. Bu tip bir uç, izobarların ileri ön kenar köşesinde kümelenmesini azaltma eğilimindedir ve bu nedenle, yüksek taşımada ve orta uçtaki Mach numarasındaki şok indüklü ayrılma nedeniyle bir profil güç büyümesi eğilimini azaltması beklenmektedir. Şok, CFD simülasyonlarında daha sonra tanımlandığı gibi dış köşede oluşabilmektedir. Kuyruk rotor kanatlarının düşük en-boy oranı, önemli miktarda uç rahatlamasına neden olur. Bu, özellikle uç kısmındaki aerofoil çok kalın değilse ve düşük uçları kullanılırsa, geriye açılı ihtiyacını ortadan kaldırmaktadır. EH101'de, kuyruk rotorunun uçları, gürültü nedenlerinden dolayı ana rotorunkinden daha düşüktür. Bu nedenle, daha yüksek en-boy oranı ana rotor kanatları üzerinde geriye açılı ihtiyacı daha fazladır.

UH60'ın geriye açılı ucuna benzer bir uç şekli, Amer ve Prouty (1983) tarafından bildirildiği üzere, AH-64 Apache üzerinde kullanılmıştır [108]. Bu pala üzerindeki profil, % 9.5 HH02 profili olup burun aşağı yunuslama momentinden kaçınmak için bir uzatmaya sahiptir.. Gelişimin erken aşamalarında Apache, etkileşimli aerodinamik problemlerden, ve kuyruk yeniden tasarımlarının çoğuna yol açan kuyruk rotoru etkinliği eksikliğinden dolayı sıkıntılar yaşamıştır.[109] Kuyruk rotoru, eşit olmayan azimut aralıklı bir çift teetering makas tipi rotordur (60 ve 120 derece). Kuyruk rotor kanatları tipik olarak sabit veterli veklasik yarım küre veya dönel hacimli uçludur.



Şekil 1.18 : Bir dizi konik-konik uç, Testler ve Yeager (1983) [20]

Mantay ve Yeager (1983) [20], uyumlu rotor uygulamaları için parametrik uç etkilerini değerlendirdi. Bu çalışmada, sonuçları geriye ok açılı Sivrilan (kesik) Uçtan (Kara Şahin ve Apache) gelen aerodinamik merkezin arka kısmına odaklanmıştır. Test uç şekilleri dikdörtgen, Sivrilan, ok açılı, ok açılı Sivrilan ve ilk kez uçları dikdörtgen anhedral, ok açılı anhedral ve ok açılı-Sivrilan anhedral formunda olan anhedral üzerinde yapılmıştır. Şekil 1-18.

Birleşik Krallık'ta, anhedralin potansiyel askıdaki faydasının ileriye doğru uçuşta yalpa momenti dolayısı ile gerçekleştirilemeyeceği konusunda kaygılar olmuştur. Bununla birlikte, kısa bir süre sonra, pala ucu anhedralinin, ok açısı ve ileri (burun / notch) kaydırmasının etkilerini telafi eden azimut etrafında bir eğim momenti değişimi yarattığı ve böylece gelişmiş uç şekillerinin kumanda yüklerini azaltmak için kullanılabileceği anlaşılmıştır. 1986'da, anhedralin beklenen faydalı etkisi askı durumu testleri ile teyit edilmiştir. Günümüzde, genellikle yaklaşık 20 derecelik anhedral içeren bir ucun, ileri uçuşta herhangi bir performans düşümü olmaksızın, Figure of Meritte yaklaşık 0.02'lik bir artış sağlayacağı kabul edilmektedir. Bununla birlikte, daha sonra, hesaplamalı çalışma yoluyla, bu avantajın, yüksek açıklık oranına sahip ana rotor kanatları üzerinde muhafaza edilmeyebileceği keşfedilmiştir.

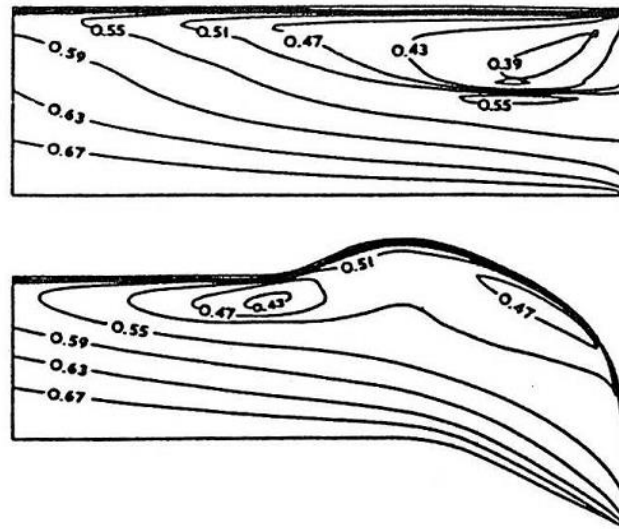
1981'de başlatılan BERP-III palası için ön tasarım çalışmalarına paralel olarak, ok açılı uç, Riley ve Miller (1983) [110], Wilby ve Phillipe (1982) [111]. katkıları ile Puma üzerinde RAE tarafından (Şekil 1.17) test edilmiştir. Farklı uçlar ile uçuş deneyleri, gerçekleştirildi ve ilerleyen pala üzerindeki süper kritik akımın bastırılması

nedeniyle yeni ucun daha az güç tükettiğini gösterilmiştir. Uçuş ölçümleri daha önceki transonik küçük pertürbasyon, TSP, Grant analizi (1979) [112] yapılmıştır.

Rotor aerodinamik çalışmaları, dinamik ve kompozit tasarım çalışmaları ile birlikte daha ileri rüzgar tüneli testleri 80'lerin başında gerçekleştirildi. BERP Ucu ilk kez 1985 yılında Lynx'te gösterilmiştir.

Birleşik Krallık'ta ileri uçuş performansı aranırken, NASA Ames 40 ft x 80 ft tüneline Marianne Mosher tarafından (1983) [113], dört ayrı uç formu ile (dikdörtgen, Sivrilen, ok açılı, Sivrilen ok açılı) tam ölçekli bir rotor üzerinde akustik ölçümler yapılmıştır.

Boeing-Vertol'den McVeigh (1984) [114], farklı uç şekillerinin, askı durumunda Figure of Merit (FoM) üzerindeki etkisi ve aynı zamanda akustik ve profil performansının bir tartışmasını da içerir. McVeigh kare, ok açılı, Ok Açılı Sivrilen ve Sivrilen palaların performansını karşılaştırır, Şekil 1.18. Sivrilen ucun en iyi Askı FoM'a sahip olmasına rağmen, büyük ihtimalle yüksek disk yüklemesinde uç yakınında girdap tahrikli yük artışı sebebi ile güç değişkenliği ve dar veter girişi dolayısı ile hızla düştüğü görülmüştür. Eğer Uç veteri çok küçükse, çoğu helikopter ana rotorunun özellikle askıda aşırı yüklenmemesine rağmen, güç ıraksaması meydana gelmektedir.

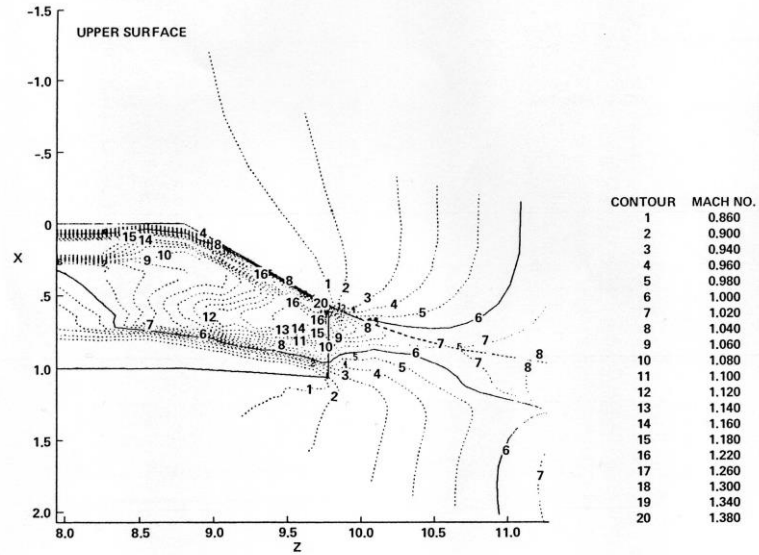


Şekil 1.19 : Eğik şok eğik eğilimi gösteren basınç konturları, Riley ve Miller (1983) [115].

BLADE PLANFORM			THRUST WEIGHTED SOLIDITY (4 BLADES)
ROTOR CENTER LINE	VR-12 AIRFOIL .85R 1.0R VR-15 AIRFOIL	WIDE CHORD SQUARE TIP	.1423
	.85R 1.0R	WIDE CHORD 10° SWEPT	.1388
	.90R 1.0R	WIDE CHORD TAPERED .33 TAPER	.1292
	.95R 1.0R	WIDE CHORD SWEPT TAPERED .60 TAPER 30° SWEEP	.1383
	VR-7 AIRFOIL .85R 1.0R VR-8 AIRFOIL	CH-47D REFERENCE	.1132
	VR-12 AIRFOIL .85R 1.0R VR-15 AIRFOIL	NARROW CHORD SQUARE TIP	.0973
	.90R 1.0R	NARROW CHORD TAPERED TIP .33 TAPER	.0883

Blade configurations tested.

Şekil 1.20 : Boeing Vertol, [114]'de test edilen tip şekil çeşitleri



Şekil 1.21 : konik ucu üzerinde mach sayısı konturları

Şokun de-lokalizasyonunu gösteren sıçramış konik ucu üzerinde mach sayısı konturlarının tahmini uçtan dışa, Tauber (1984) [116].

Diğer 3D transonik bilgisayar analizleri, NASA Ames'in Tauber (1984) [116]'si tarafından rapor edilmiştir. Deneysel ve hesaplanmış sonuçlar, bir ok açılı Sivrilan (kesik) uçlu bir pala için karşılaştırılmış ve 30 derece geriye dönük ok açılı bir dikdörtgen uç için şok ayrışmasını göstermiştir. Burada ok açısı, hücum kenarı üzerindedir.

Sıfır taşımada ilerleyen pala üzerindeki sıkıştırılabilirlik etkilerinin hesaplamalarından açıkça anlaşılmaktadır ki, bu ok açısı miktarı şok gücünü azaltırken, de-lokalizasyonu azaltmak için en az 40 derece ok açısı gerektiği görülmüştür. Yalpa momentine bağlı endişeler sebebi ile ok açısı, profil değişikliği ile 30 derece olarak korunmuştur. Ancak, lokalizasyon sorunu devam etmiştir Şekil 1.19. Ok açılı Sivrilan ucun bir özelliği hücum kenarı (keskin) köşesine yakın etkin ok açısı azalmasıdır. Ayrıca, hesaplanan koşullarda olduğu gibi, şok yeterince arkada olduğunda, firar kenarının etkin ok açısı görece düşüktür ve uç kenarı basitçe kare kesildiğinde, etkin ok açısı en çok ihtiyaç duyulan yerde azalmaktadır.

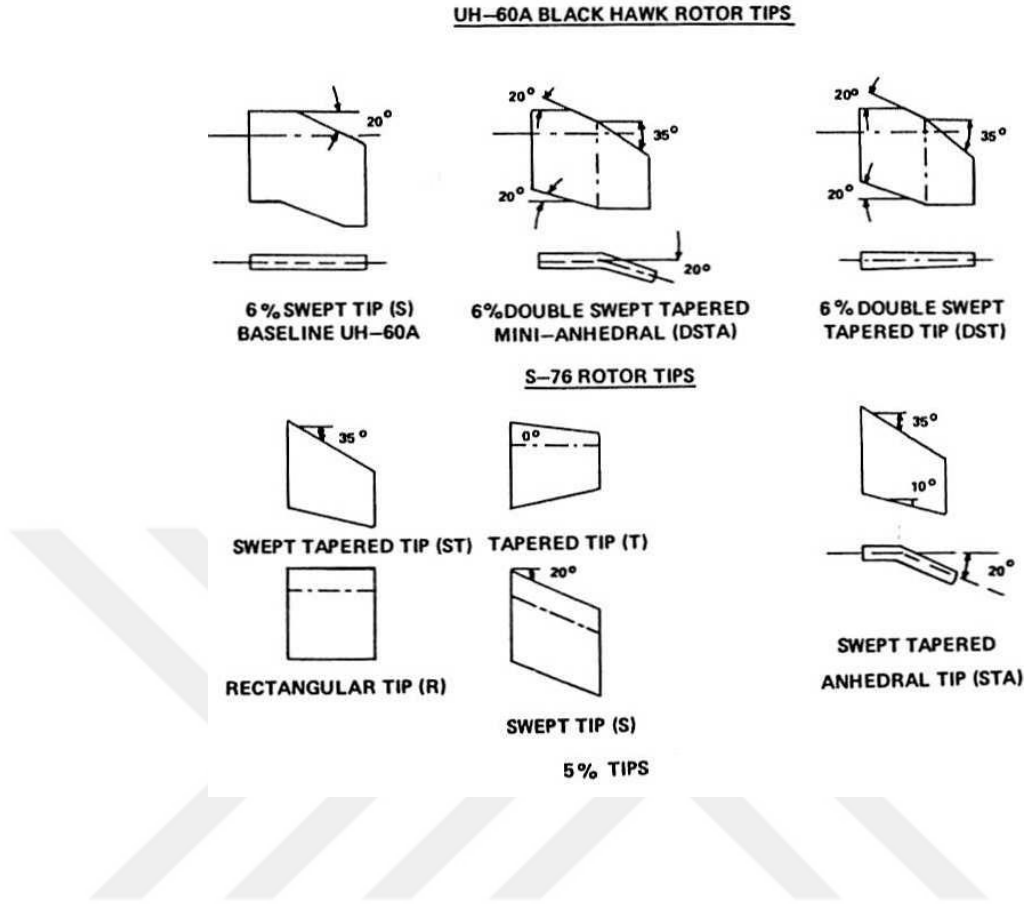
Açıkça Şekil 1.20'da tarif edildiği gibi Sikorsky UH-60 Black Hawk ve S-76 için birkaç uç şekli düşünülmüştür. Balch (1984), [117].

Avrupa'da Wagner (1984) [118], NACA 0012 profilli dikdörtgen, açılı, Sivrilan ve Ogee uçları olan dört pala ucu modeli üzerinde, dengesiz basınçların karşılaştırmalı ölçümlerini yapmıştır, Şekil 1.21. Testler, düşük hızlarda olmuştur, bu nedenle herhangi bir sıkıştırılabilirlik etkisi dahil edilmemiştir. Wagner, Ogee ucunun arkasında 2 vorteks merkezi gözlemlemiştir.

80'li yılların ortalarında rotorun hoverda çalışması için, geniş alan gölge görüntülemesi geliştirildi. Parthasarathy ve arkadaşları (1985) [119], daha önce bahsettiğimiz Landgrebe ve Kocurek ve Tangler'ın daha önceki çalışmalarını doğrulamışlardır. Bu deneyler, iz bölgesinin daha iyi anlaşılmasını sağlamak ve geliştirilmekte tariflenmiş-iz ve serbest-iz bölgesi yöntemlerini doğrulamak için yapılmıştır. Favier ve diğerleri (1985) [120], askı ve eksenel tırmanış için bir taşıma hattı girdap izi modelini ve daha sonra Quackenbush (1987) [121], bir serbest izli rotor modelinin geliştirilmesini tarif eder.

Vorteks iz modellerini doğrulamak için mevcut olan vortex izi görselleştirme ve iz bölgesi ölçümlerinin çoğunun başlangıçta dikdörtgen uçlu palalar üzerinde gerçekleştirildiğini belirtmek gerekir. Farklı uç şekillerinden dolayı vorteks

yapısındaki farklılıkları tanımlamak daha sonraki zamanlarda ilgi odağı olmuştur.



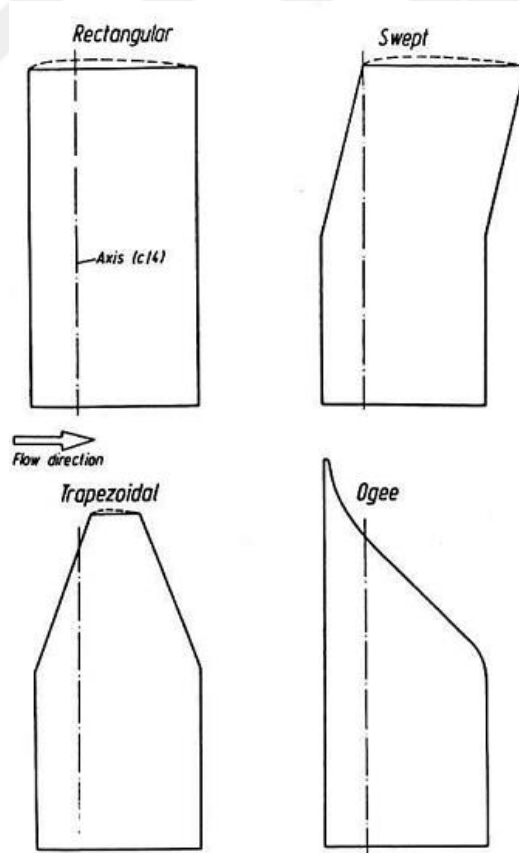
Şekil 1.22 : Balch tarafından test edilen tip şekiller (1984).

Ayrıca 80'li yılların ortalarında, Felker ve diğerleri (1985) [122] tarafından, V22 tilt rotor için palalar tasarlamaya yönelik bir araştırma çalışması yapılmış ve bu uygulama için birkaç uç şekli dikkate alınmıştır. Bunların arasında bir eliptik taban çizgili uç , bir kıvrımlı konik uç ve bir kare uç, bulunmaktadır, Şekil 1.22. Amaç yine, askı FoM'unu en üst düzeye çıkarmaktı. Bu arada yüksek uç hızlı devrilebilir rotorlu hava taşıtının gürültüsü de gözönüne alınan bir unsurdur.

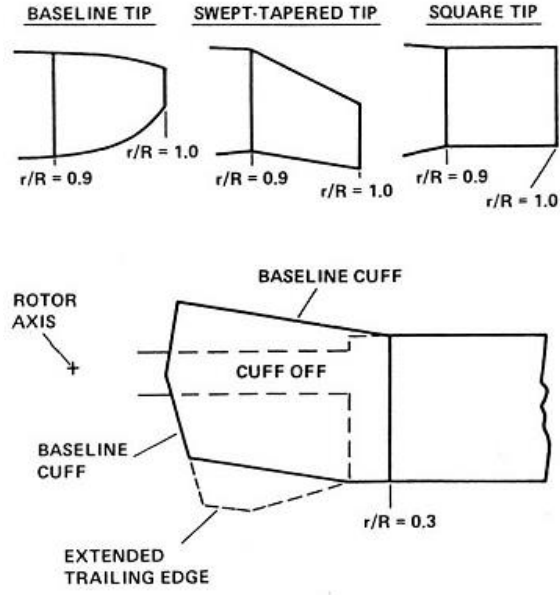
BERP Palasının geliştirme uçuşları, 80'lerin başlarında Lynx üzerinde gerçekleştirildi. Yeni kompozit pala üzerindeki yükleri bularak teorik modellerle karşılaştırmak için veri sağlamak amacıyla kapsamlı bir uçuş programı gerçekleştirilmiştir. Titreşim ve yükler, standart metal pala ile karşılaştırıldığında yeni kompozit BERP Palasının yapısal yük karakteristikleri hakkında bilgi edinmek için Hansford (1987) [123] tarafından analiz edilmiştir. BERP Palası, Lynx'e iyi manevra kabiliyeti kazandırmış

ve genişletilmiş uçuş zarfı, en son varyantlar için 8,500 lb'den 15.000 lb'lik bir bölgede ağırlık artışına olanak vermiştir.

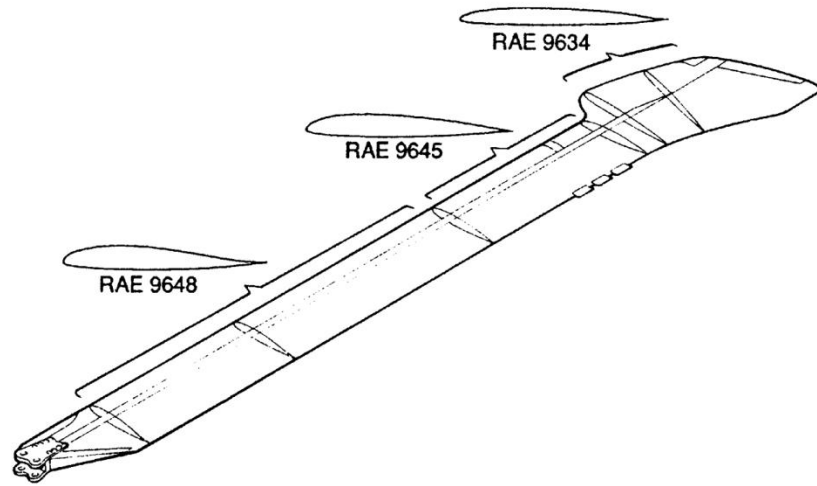
Perry (1987) [107] tarafından tasarlanan BERP Palası, Lynx'in hala bu sınıf helikopter için geçerli olan Dünya Hız Rekorunu 'nı kırmasını sağladı Şekil 1.23. Elde edilen hız 400.87 km / saat idi (216.3 kts veya 249.1mph), bu Pala ucunda 0,977'lik bir Mach sayısına karşılık gelir ve rotor, 0.5'lik bir ilerleme oranına ulaşmıştır. BERP Palasının çeşitli uçuş denemeleri, Isaacs ve Harrison (1989) tarafından yayınlanan Lynx kompozit ana rotor kanadı (CMRB) üzerinde basınç ölçümlerini de içermiştir. İleri uçuş zarfını genişletmek için BERP girişiminin tersine, Kelly ve Wilson (1985) [124], AH-64 Apache için geliştirilmiş Askı performansına yönelik bir "Gelişmiş Rotor" un Pala Modelini anlatmaktadır. Pala Modeli % 80 yarıçapa kadar sabit vetere ve daha sonra 5:1 bir incelme oranına sahipti, Şekil 1.24. Test sonuçları, Sivrilten Palanın FoM'de % 6.4'lük bir gelişme sağladığını ve ileri uçuş tünel testlerinde daha düşük bir güç gerektirdiğini göstermiştir. Bununla birlikte, gerileyen pala zarfının korunduğu şüphelidir.



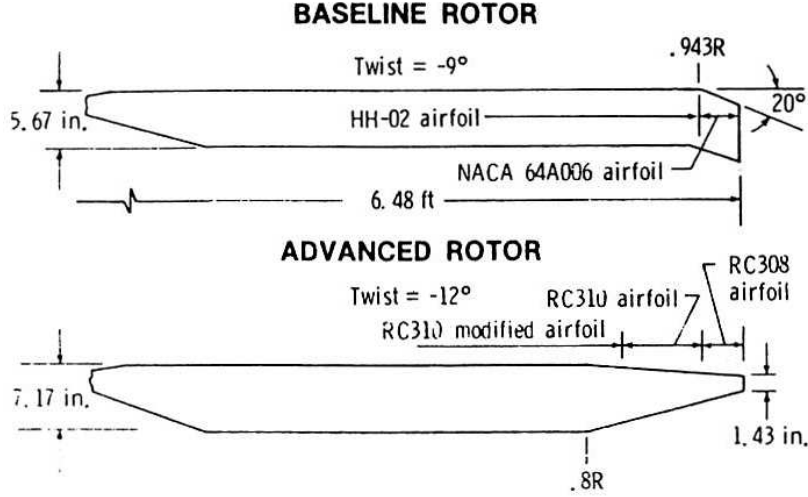
Şekil 1.23 : Wagner tarafından kullanılan pala ucu modelinde dört uç şekli (1984) .[118]



Şekil 1.24 : V-22 Tilt-Rotor uçağının ileri teknoloji palası (ATB) için uç şekilleri, Felker ve diğerleri (1985) [122].



Şekil 1.25 : İngiliz Deneysel Rotor Programı (B.E.R.P.) Palası, Perry'de Dağıtılmış Aerofoil Kesiti (1987) [107].



Şekil 1.26 : Hover, Kelley ve Wilson'daki (1983) Merit Figürünü iyileştirmek için tasarlanan AH-64 Apache için Gelişmiş Rotor.

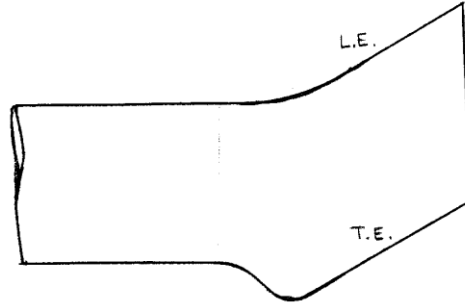
Boeing Vertol, Cowan, Dadone ve Gangwani'den (1986) [125] oluşan bir ekip, hem Boeing Vertol Rüzgar Tüneli'nde hem de akustik ölçümlerin yapıldığı DNW tünelinde ölçekli bir model rotoru test etmiştir.

Bu testlerde, palalar VR12 ve VR15 aprofillerine sahipti ve 12.75° derecelik doğrusal olmayan bir bükülme ile yaklaşık % 85 R'den sonra yüksek oranda sivrilige (3:1) sahipti. Oldukça sivri olan bu uç ile, muhtemelen iyi bir Askı Figure of Merit ve düşük akustik imza hedeflenmiştir. Uç planformunda çok az miktarda geri ok açısı vardı ve bu nedenle yüksek Uç Mach sayılarında sıkışabilirlik problemleri ve belki de yüksek yüklemde uça erken ayrılma olasıdır. Bununla birlikte, uçuş zarfı içinde, bu tip bir uç planformu ile bir pala üzerinde burulma yüklerinin düşük olması beklenmektedir. Yukarıdaki testlerden elde edilen veriler bir Boeing Vertol rotor analizi (B65), Rotorlar için NASA Transonik Akış Analizi (TFAR) ve bir askeri Sonlu Fark Rotor (FDR) kodu ile karşılaştırılmıştır. TFAR ve FDR kodları ayrıca, birinci ve ikinci çeyreklerde azimutlar için % 80 R'de eş veter basınçları eşleştirmek amacıyla B65 rotor modeli ile birleştirilmiştir.

Sıkıştırılabilirlik etkilerini hafifletmek için genellikle daha fazla geri ok açısı arzu edilirken, aynı zamanda bazı dezavantajlara sahiptir. Ok açılı bir uç üzerinde, hemen hemen kaçınılmaşekilde kütle merkezi geriye hareket edecektir ve bazı durumlarda uç profili pala çeyrek veter hattının tamamen arkasında olabilir. Kütle merkezinin geri kayması, Uç kısmındaki firar kenar kaplaması için çok ince, hafif malzemeler

kullanılarak en aza indirilebilir. Ancak bu durum Palayı hasara karşı savunmasız bırakabilir ve maliyet artışına neden olabilir. Hafif firar kenarı kaplamalarının kullanımı ayrıca ucun burulma ataletini azaltmaya da yardımcı olur. Basit bir arkada ok açılı ucun aksine, BERP ucunun ileri Burun ofseti, kütle merkezini ileri çeker ve aerodinamik merkezinden çok uzaklaşmasını önler.

Bir alternatif düşünce , Dr. Nangia ile istişare edilerek, Perry tarafından önerilen gibi ileriye ok açılı Uçlar oldu. Böyle bir uç, 1987'de Westland rüzgar tüneline test edilmiştir. Ancak genel sonuç, bu ucun, kavşak bölgesinde ve uçta bulunan izobarların toplanmasına bağlı olarak erken akış ayrılması için bir eğilime sahip olduğu şeklindedir. Testlerde göz önüne alınan tipik bir uç planformu Şekil 1.25'de gösterilmektedir. Geriye doğru çıkıntı yapan bir alan dağılımı, bu problemin hafifletilmesine yardımcı olabilir, ancak ileriye doğru ok açısının etkinliğini azaltabilir. Bu dezavantajın üstesinden gelme girişimleri, büyük alanlı bir uça yol açmaya meyillidir. Bu da Askı performansı üzerinde olumsuz bir etki yaratacaktır. Ayrıca, aerodinamik merkez, burulma ekseninin (makaslama merkezi) önünde olduğundan, Palanın aerodinamik olarak kararsız olacağı ve genel aeroelastik stabilitenin kesinlikle bir sorun olmasına rağmen, kütle merkezi ileriye dönük ok açılı Uçta ileriye doğru yerleştirilebilir.



Şekil 1.27 : Perry ve Nangia tarafından önerilmiş olana benzer bir İleri açılı uç taslağı ve 1987 yılında Westland Rüzgar Tüneli

Rotor tasarımında gürültü azaltma konusu önemli bir husustur. Ana etken uçlar ve daha az ölçüde pala yüklemesidir. Bu sebeple EH101, düşük uç hızlı bir ana rotor ve daha düşük uç hızlı bir kuyruk rotoru ile tasarlanmıştır. Ayrıca yüksek oranda ok açılı BERP ucunda ince bir profil ve düşük uç hacmi vardır. Burun off-set ve kesit değişikliği BERP ucu ok açısı ile birlikte herhangi bir şok oluşumu ve de-

lokalizasyonu ortadan kaldırır. Bununla birlikte, dikdörtgen uçlu palalara sahip erken Lynx ve Chinook gibi helikopterlerin daha yüksek uç hızları vardır ve BVI gürültüsü genellikle endişe kaynağıdır.

80'lerin sonlarında, WHL'de bir dizi uç şekli üzerinde akustik testler yapmak amacıyla yeni bir model rotor teçhizatı geliştirmiştir. Teorik bir çalışmada, Beddoes (1986), uç vorteksini bölmenin BVI gürültüsünün azaltılmasında çekirdek ebadını büyütme çalışmaktan daha etkili olduğunu bulmuştur. Bu, yazarın, daha sonra WHL rüzgar tüneli içinde sabit kanat modeli olarak test edilen VaneUcu, Şekil 1.26'yi tasarlamasına yol açtı. Bu uç şekli 1987 de WHL rüzgar tüneline sabit kanatlı bir model üzerinde test edilmiştir.

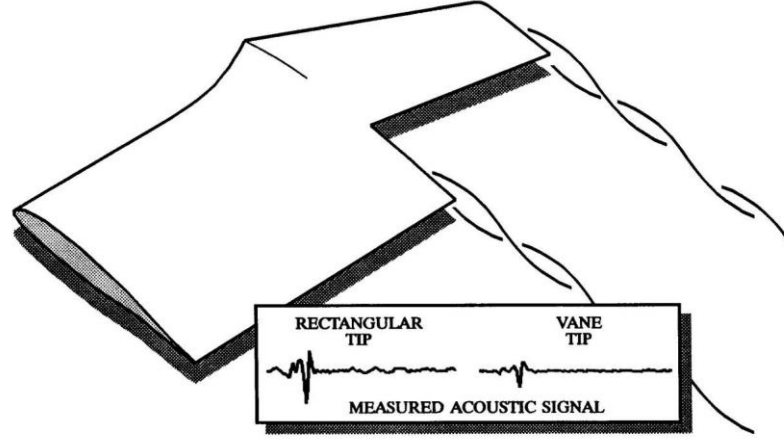
Bu testler, Vane Uç konfigürasyonunun, rüzgar tüneline çalışma ve difüzör bölümlerinde duman görselleştirmesi ile gösterildiği gibi, geniş bir aralıkta ayırık kalan ikiz girdaplar oluşturduğunu doğrulamıştır. WHL tüneline sarsıntı ve Askı testlerini takiben Vane Uç, Farnborough'daki akustik olarak kaplanmış 24ft rüzgar tüneline bir model rotor üzerinde test edilmiştir. Brocklehurst ve Pike (1994) [126] tarafından bildirildiği üzere BVI gürültüsünde 5.6 dB'lik bir azalma gösterilmiştir. Bu dönemde, rotor araştırmasındaki gelişmelerin bir örneği olarak Vane Ucu buraya dahil edilmiştir. Daha önce belirtilen firar girdabının yayılmasını amaçlayan Tangler'ın ikincil kanadının aksine, Vane Ucu, rüzgar tüneli testleriyle doğrulandığı gibi birçok veter uzunluğu için ayrı kalan iki eşit vorteks üretmiştir. Vane Ucu, daha sonra 1990'ların başında, VSAERO panel yöntemi kullanılarak modellenmiştir, Şekil 1.27.

1980'li yılların sonlarında, BVI üzerindeki ok açısı etkisine olan ilgi Hardin ve Lamkin (1987) [127] tarafından bir raporda vurgulanmıştır. Burada ileri-geri ok açılı bir palanın 'etkileşim uzunluğunu azaltmak' ve böylece paralel pala / girdap arasındaki kesişim süresini en aza indirmesi üzerinde durulmuştur. İleri-Geri Ok açılı rotorun dinamik problemleri vardır, ancak 1990'ların ortalarında daha ileri testleri yapılmıştır. İleri ok açılı Uç kavramı daha sonra Baeder tarafından incelendi. BVI olayının Kesişme Uzunluğu, geriye ok açılı uca karşı çalışabilir, çünkü ilerleyen pala açılarında vorteks, ok açılı ucun hücum kenarı ile hizalanabilmektedir.

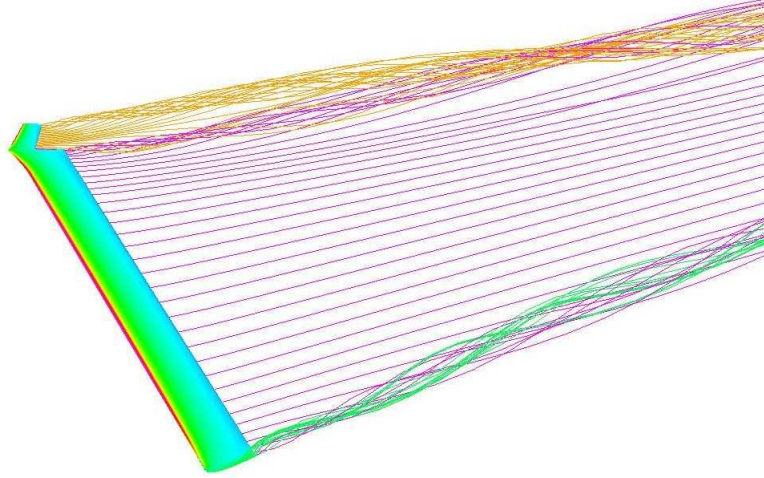
1980'lerin sonuna doğru, devir başına kontrol yüklerini hafifletmek için BERP Palası üzerinde anhedral uygulandı ve EH101'de arka arkaya uçuş testleri

yapılmıştır. Broklehurst tarafından yapılan model rotor testlerinde olduğu gibi, ok açısı ve Buron (notch) ofsetinin etkisi, ileri uçuşta anhedral ile dengelenmiş ve aynı zamanda Askı performansına faydası da doğrulanmıştır.

WESTLAND VANE TIP
Reduces B.V.I. Noise due to Beneficial Interaction

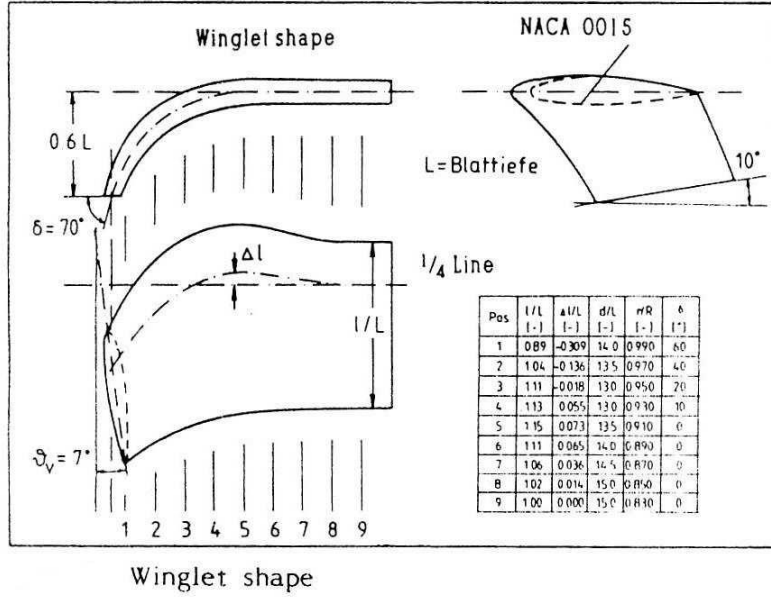


Şekil 1.28 : Westland Vane İpucu
(1994) [127].



VANETIP WING NACA0012 AR=7.65 ALPHA=12deg

Şekil 1.29 : Westland Vane Ucu'nun VSAERO, Brocklehurst ve Pike (1994 analizi [126].



Şekil 1.30 : Muller'ın aşağıya doğru işaretleme wingletleri (1988) [18].

BERP kanadı üzerinde faydalı olmasına rağmen, uç vorteksinin pozisyonunun iz bölgesi arkasına doğru kaydığı açık olmasına rağmen, anhedralin Askı gücünü azaltan mekanizma tam olarak anlaşılamamıştır.

1984 yılında Westland'de Brockhurst tarafından BERP Pala modeli üzerinde yapılan ölçümler, uç girdapının ilk pala geçişi yakınında olağan pozisyonuna geri dönme eğiliminde olduğunu göstermiştir

BERP geriye ok açılı anhedral pala ucunun düzlemsel olmayan özellikleri de, ok açılı uçlu kanatlar için van Dam tarafından öne sürüldüğü gibi devreye girebilmekte ve açı arttıkça giderek daha etkili hale gelebilmektedir. Westland'daki izleyen hesaplama çalışmaları, BERP palasının hoverda anhedralden önemli ölçüde fayda sağlarken, aynı şekilde daha geleneksel bir uç şekline sahip yüksek açıklı oranlı (R/c) ana rotor palaları için de geçerli olmaması muhtemeldir.

Anhedral ya da küçük bir kanatçık kullanılarak performans artışı elde etme fikri de ilgi çekmiştir. Muller (1986, 1988, 1990) [18,19,128], başlangıçta Askıda sonra İleri Uçuşta, Şekil 1.28'te görülen aşağı eğik kanatçıkları araştırmıştır. Muller, başka bir dikedörtgensel uçta aşağı doğru bakan kanatçık üzerine monte edilmiş ve kanatçık yüksekliğinin yalpa akışı ile sınırlı olduğunu bulmuştur. Anhedralde olduğu gibi, hover verimliliği az miktarda artırılmıştır.

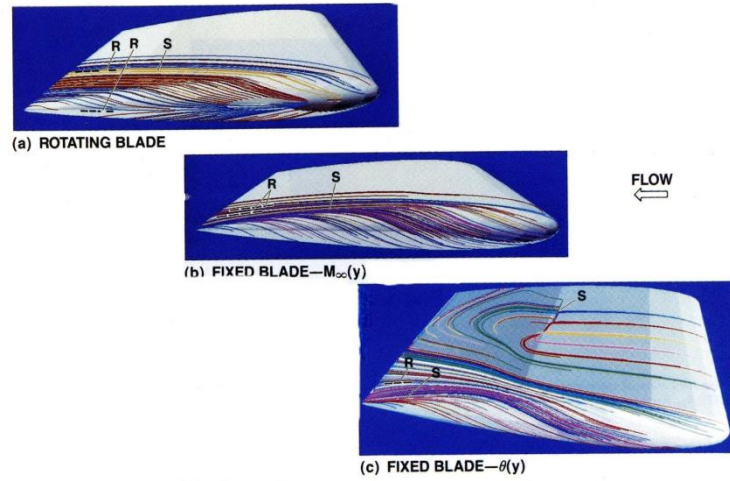
Bilimsel literatürde çok az bilgi bulunmasına rağmen, Anhedral ayrıca pervanelerde statik itmeyi geliştirmek için kullanılmıştır. Şekil 1.29'de küçük bir Amerikan şirketi olan Prince Aircraft Inc. tarafından üretildiği şekliyle, bir örnek gösterilmiştir. Ancak, anhedralin seyir durumunda pervane üzerindeki etkisinin en azından (uç tasarımından başka küçük faydalar olmadıkça) girdapların hızlıca akış arkasına gitmesinden dolayı minimum olması muhtemeldir. Ayrıca, Patt ve Karem (2011) tarafından ABD Patentinde[129] görüldüğü üzere Askıda Figure of Meriti arttıran Anhedralin Yatar-Rotor Palalarında (Tilt-Rotor Blades) kullanılması önerilmiştir. Yükleme dağılımları, izleyen girdaplar izleyen paladan uzaklaşan firar kenarı girdaplarına bağlı olarak azami yüklemenin azaltıldığı gösterilmiştir.

1980'lerin sonlarında bilgisayar olanakları, Euler ve Navier-Stokes denklemlerinin sayısal çözümlerinin, en azından endüstride değilse bile, araştırma organizasyonları dahilinde mümkün olabildiği noktaya ulaşmıştır. Srinivasan ve diğerleri (1988) [130], Subsonik ve süpersonik akışta kanatlardan gelen uç girdaplarının sayısal bir simülasyonunu yayınlamışlardır. Brocklehurst A.(2013) [78], Srinivasan ONERA palası ve AT 5'in değiştirilmiş bir ONERA Kanadı ile birlikte kare şeklinde uçlu (H-H örgüsü), yarı küresel veya yuvarlak uçlu (O-O örgüsü) ve eğimli uçlu (H-H örgüsü), dikdörtgen uçlu (H-H örgüsü) dikdörtgen pala modellenmiştir. Bu çalışma, CFD yönteminin, uçların performansı ile ilgili herhangi bir açıklama yapmaktan ziyade potansiyelinin doğrulanması ve gösterilmesi ile ilgilidir ve CFD'nin, kanat ve rotor kanatlarının aerodinamik özelliklerini analiz etmek ve anlamak için güçlü bir enstrüman olduğunu göstermiştir. İkinci bir makalede, Srinivasan ve McCroskey (1988) [131], bir askıdaki rotor için bir Navier-Stokes hesaplamasını içerecek şekilde yöntemi genişletmiştir. Dönen bir palanın sonuçları, Caradonna ve Tung (1981) .[132] 'in verileriyle karşılaştırılmıştır Srinivasan ve McCroskey [178]'ün yüzey partikül izleri ve basınç çizgileri, Şekil 1.30'te ve basınç konturlarının kümelenmesinin bazı örnekleri ile birlikte Palanın uç bölgesinde, Şekil 1.31 de yeniden üretilmiştir. Bu çalışma, bir uçan helikopter rotoruna CFD'nin ilk uygulaması olmuştur.

Bu çığır açan hesaplama çabası, yüksek kaliteli test verileriyle karşılaştırmaya ve aynı zamanda yeni CFD yöntemlerini test etmek ve göstermek için farklı rotor ucu planformlarını keşfetme ve karşılaştırma isteğine yol açmıştır.

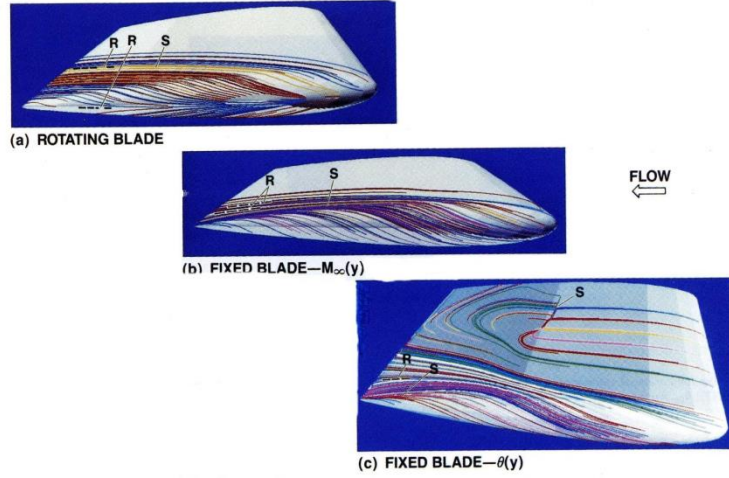


Şekil 1.31 : Prince Aircraft Inc tarafından üretilen Verimliliği Arttırmak ve Statik İtkiyi Arttırmak için Anhedral Pervane Kanadı.



Şekil 1.32 : Döner ve sabit kanatların uç bölgesinde yüzey parçacık akış izleri, M_t ip = 0.877, $Re = 3.93 \times 10^6$, Srinivasan ve McCroskey (1988) [131].

ABD-İngiltere işbirliğiyle, Lynx-BERP uçağının tam ölçekli bir modeli, 1989'da Westland rüzgar tüneline sabit bir kanat olarak test edildi ve hesaplama çalışmaları Duque tarafından yayınlanmıştır (1989) [133,134] Şekil 1.32. Bazı yan kaygılar da dahil olmak üzere daha ileri karşılaştırmalar [135], (Şekil 1.33) ve bazı aşırı Mach sayısı / insidans vakaları, (Şekil 1.34) Brocklehurst ve Duque (1990) tarafından rapor edilmiştir. O zaman, CFD yöntemleri sadece büyük araştırma kurumlarında ve LANS3D kodunda mevcuttu. NASA Ames'de Cray YMP üzerinde Duque tarafından çalıştırılmıştır. Bu CFD hesaplamaları, BERP uç tasarımının olumlu “şok baskılayıcı” özelliklerini vurgulamıştır. Puma ucu da dahil olmak üzere farklı uç şekilleri Duque (1992) [136] tarafından karşılaştırılmıştır. Şekil 1.35.



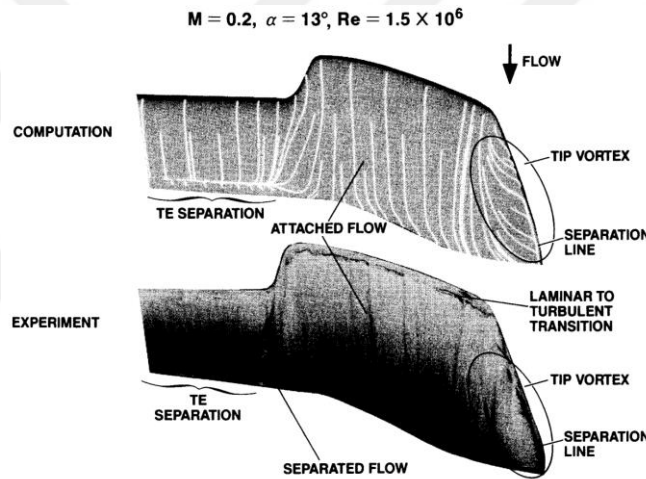
Şekil 1.33 : Döner ve Sabit Kanatların Uç Bölgesinde Yüzey Parçacık Akış İzleri, M_t ip = 0.877, $Re = 3.93 \times 10^6$, Srinivasan ve McCroskey (1988) [131].

BERP palasında yüksek açılarda ayrılmayı simüle etmenin yanı sıra, Beddoes (1991) [137], (Şekil 1.36) bir ok açılı sivrilmiş uç, (Şekil 1.37) üzerinde taşıma kaybını modellemiş ve WHL rüzgar tüneline test edilmiştir. Lynx-BERP veritabanı o zamandan beri ACROT, Beddoes (1992) [184] ve CFD simülasyonları gibi rotor kodlarının geliştirilmesine destek sağlamak için kullanılmıştır. O zamanlarda hesaplama için gereken çaba test için gerekli olana benzerken, simülasyonlar günümüzde parametrik testlerden çok daha ucuzdur. Bununla birlikte, rüzgar tüneli hala değerli bir testtir ve yeni bir tasarımın onaylanması ve CFD yöntemlerinin onaylanması için veri sağlamada önemli bir role sahiptir.

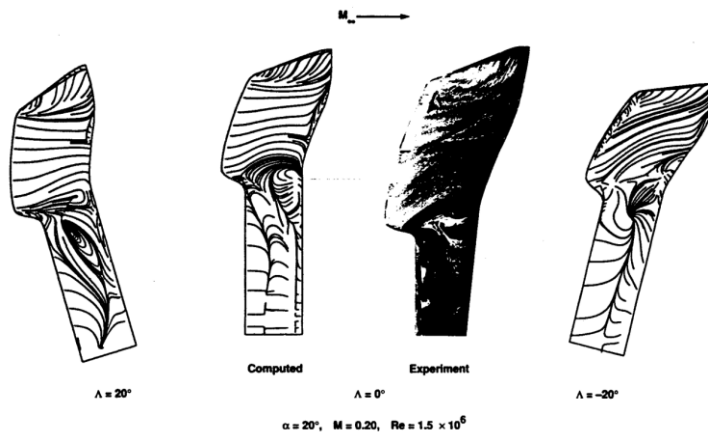
Son zamanlarda, HMB kodu BERP palasını ve bir anlamda düşük dereceli rotor modellerini simüle etmek için kullanılmıştır. Yukarıda tarif edilen rüzgar tüneli basınç ölçüm testleri ve bazı kararsız koşulları içeren simülasyonlar ile karşılaştırmalar yapılmıştır (Brocklehurst, et al, 2003) [139]. Duque'un CFD sonuçları ve BERP kanadı üzerindeki basınç ölçümleri arasında özellikle taşıma kaybı açıları altında kısmen iyi bir uyum vardır, ancak palin iç tarafında taşıma kaybı olduğunda simülasyon doğru bir sonuç sağlayamamıştır. Bununla birlikte, gelecekteki rotor ucu tasarımlarının performansını tahmin etmek için RANS yönteminin potansiyeli açıkça gösterilmiştir. İşbirlikçi BERP Ucu üzerindeki ortak araştırma çalışmalarını takiben, NASA dikdörtgen uçlu bir pala üzerinde sürekli olmayan şartlarda testler gerçekleştirdi (uç kapanması dönel profilli), Piziali (1994) [140]. Bu veri, WHR'deki

Beddoes tarafından ACROT modelini geliştirmek için kullanılmış ve daimi olmayan 3D CFD simülasyonlarının daha fazla kanıtlanması için faydalı bir veritabanı olmaya devam etmektedir.

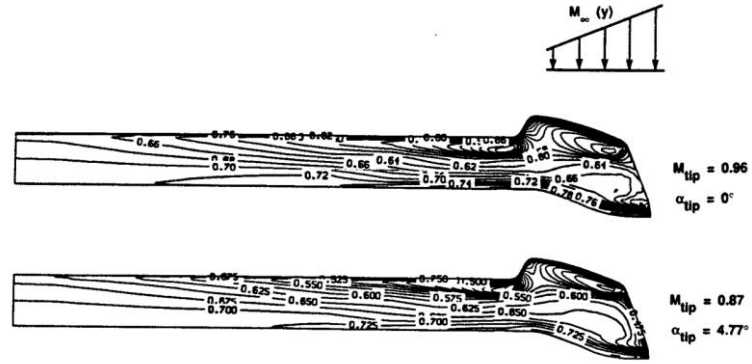
NASA Ames'in çabaları, gerçek geometriyi ayırklaştırmak için yapılandırılmış örgülü tam bir CFD analizi yaparken, Iowa Eyalet Üniversitesi'nde Ra Jagon ve Lim (1991) [141], bir rotoru havada tutmak için bir laminar Navier-Stokes çözücü geliştirmiştir. Rotor palasını temsil etmek için yarıçap boyunca dağıtılan nokta momentum kaynaklarını kullanmışlardır. Maryland'de Kim ve Chopra (1992) [142], düz (dikdörtgen), ok açılı (kesik, UH-60 tipi), anhedral ve konik uçlar dahil olmak üzere çeşitli pala şekillerinin aeroelastik tepkisini araştırdılar, şekil 1.38.



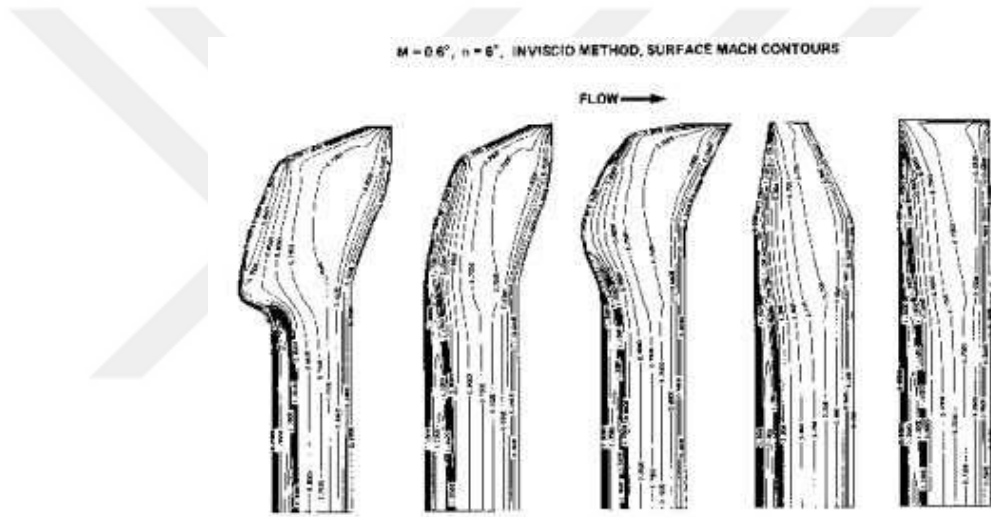
şekil 1.34 : Yüzey Akışı Doğrulaması, Duque (1989) [134].



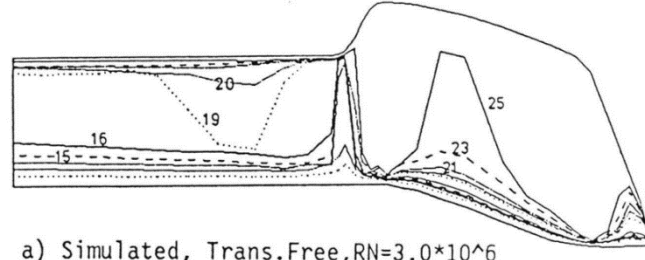
şekil 1.35 : Yüksek İnsidans ve geriye açısı , Brocklehurst ve Duque'de hesaplanmış ve deneysel yüzey düz çizme modelleri (1990) [135].



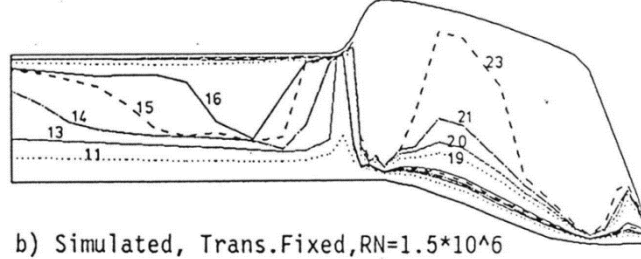
Şekil 1.36 : Makaslanmış serbest akışlı mach numarası, Brocklehurst ve Bilgisayarlı Yüzey Basınç Konturları Duque (1990) [135].



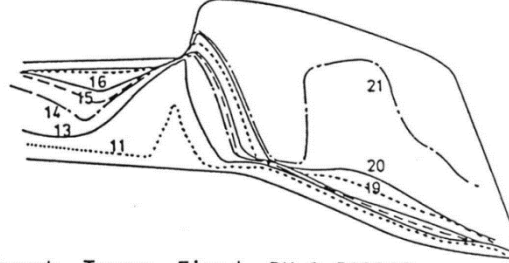
Şekil 1.37 : $M = 0.6$ ve 6 derecede Inviscid CFD hesaplamaları'ndan transonik hızdaki planform etkileri, Duque [136].



a) Simulated, Trans.Free, $RN=3.0 \cdot 10^6$

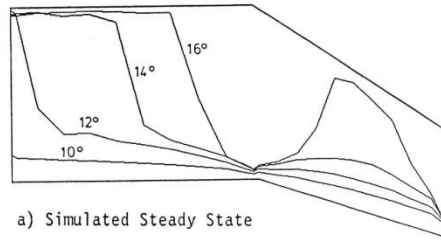


b) Simulated, Trans.Fixed, $RN=1.5 \cdot 10^6$

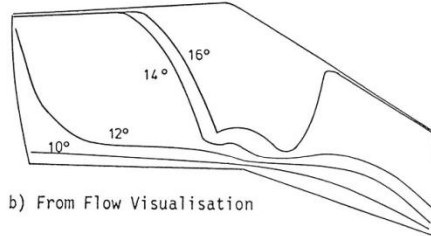


c) Experiment, Trans. Fixed, $RN=1.5 \cdot 10^6$
($RN=1.0 \cdot 10^6$ For $\alpha > 15$ deg)

Şekil 1.38 : Ayrılmış akışın, saldırı kök açılarıyla ilerlemesi ve tahmin ve test karşılaştırması, Beddoes (1991) [104].

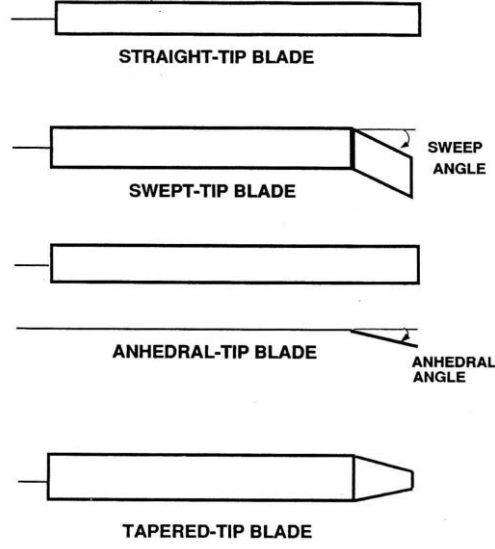


a) Simulated Steady State

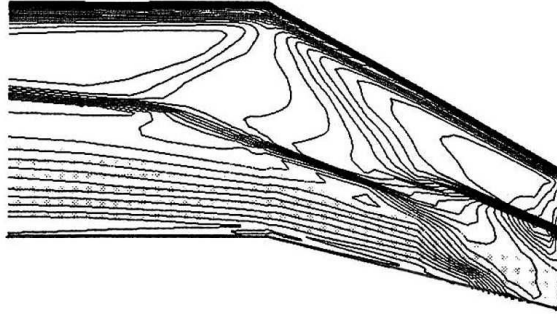


b) From Flow Visualisation

Şekil 1.39 : Rüzgar tüneli verilerine kıyasla geriye açılı durumda öngörülen ayrılmanın progresyonu, Beddoes (1991) [104].



Şekil 1.40 : Kim ve Chopra'nın tanımladığı ipucu şekilleri (1992) [142].



Şekil 1.41 : AH-66 Comanche Tip, Duque ve Dimanlig Üzerinde Yüzey Basıncı Konturları (1994) [143]

ABD'deki bu gelişmelere başka bir örnek de Hoveringan, Baeder, Obayashi ve McCroskey (1990) [144] tarafından sağlanmıştır. Bunu Duque ve Srinivasan (1992) [145] izlemiştir. Burada gömülü veya abartılı (overset) örgülerin kullanımını göstermişlerdir.

Sonraki bir yazıda, Srinivasan ve arkadaşları (1993) [146], askı durumunda modern helikopter rotorunu analiz etmiş ve UH60 ve BERP palalarını karşılaştırmışlardır. Duque (1994) [143] daha sonra AH-66'nın tam bir helikopter modelini simüle etmiştir.

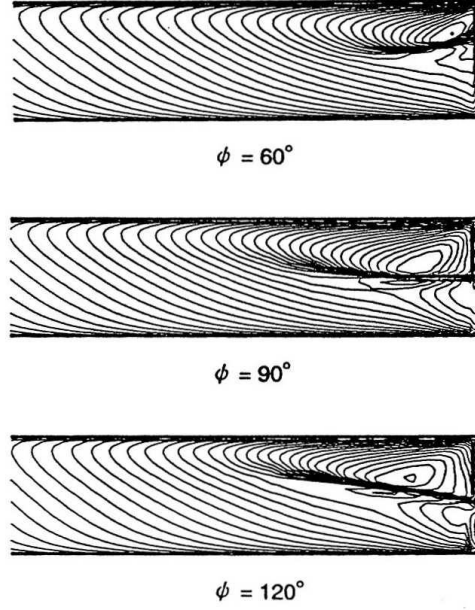
Komanche, rotor için bir eyleyici (actuator) diski kullanarak ileri uçuşta ve aynı zamanda askı durumunda ok açılı-sivrilen tip uç için sonuçlar sunmuştur. Bu

çalışmanın bir örneği olarak, Şekil 1.38'de uçtaki yüzey basıncı konturları görünmektedir. Ok açılı düzlemde bir çift şok meydana gelir ve bu şok eğilimi uca doğru güçlenir. Bu durum, pala ucu arkasında rotor yükleme gürültüsünü olumsuz etkileyecek şok ayrılması oluşmasına sebep olmayacak seviyede ok açısının arttırılabilirliğine işaret eder. Benzer sıkışabilirlik problemleri, Brocklehurst tarafından, çeşitli uç şekillerinin ilerleyen pala özelliklerinin araştırılması sırasında Westland'daki son hesaplama çalışmalarında gösterilmiştir. Şok de-lokalizasyon sorununun şiddeti plan formuna bağlıdır, ancak burada güçlü etki, helikopterin ileri hız ve soğuk ortam tasarım gereksinimlerinden kaynaklanan Uç Mach sayısıdır.

Srinivasan ve Baeder (1993) [147], Aerodinamik ve akustik yükleme gürültüsünü eşzamanlı olarak hesaplamak için Transonic Unsteady Rotor Navier-Stokes kodunun (TURNS) yeteneklerini 100.000 ila 960.000 örgü noktası kullanarak özetlemiştir.

CFD'deki hızlı ilerlemelere rağmen, geleneksel rotor araçları, hızlı sonuç vermelerinden dolayı kullanılmaya devam etmektedir. Aeroelastik optimizasyon, birkaç pala tasarım parametresini değiştirmek için CAMRAD / JA ve CONMIN kullanılarak Callahan ve Straub (1993) [148] tarafından araştırılmıştır. Basit aerodinamik modeldeki sınırlamalar, özellikle ok açısı ile uğraşırken fark edildi. Pala burulması, titreşimi etkileyen güçlü bir tasarım parametresi olarak bulunmuştur.

Bell Helicopters, Yen (1994) [149], pala ucu şeklinin dinamizm, maliyet, ağırlık ve performans üzerindeki etkilerini dikkate aldı ve ok açısı, sivrilmiş ve dikdörtgen palalarla, ok açılı uç tasarımını karşılaştırmıştır. Yüksek hızlı uçuşta, ok açılı sivrilmiş uç, uç profilinin kalınlığına bağlı olarak, ara bağlantı yüklerini ve titreşimi azaltır ve güç gereksinimini azaltır. Yen, bu uç pala ağırlığı ve imalat maliyetlerinde küçük bir artış yaptığı ve ok açılı sivrilmiş ucun performansının sağlamlık, profil kalınlığı, uç hızı, rotor dinamikleri ve pala burulma dayanımı gibi birçok tasarım parametrelerine bağlı olduğu sonucuna varmıştır .



Şekil 1.42 : Pala yüzeyinde mach konturları, $M_{tip} = 0.7$, $\mu = 0.3$, Kaldırmayan, Aoyama ve Diğerleri (1995) [150].

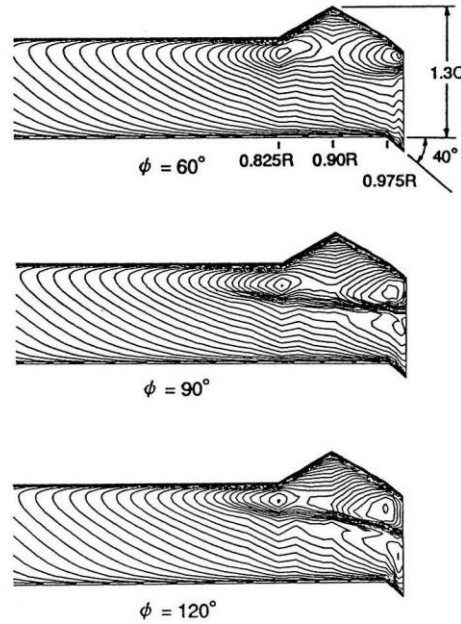
Bu arada, manevra denemeleri, BERP rotorunun itki kabiliyetini kanıtladı ve gürültü testleri yapılmıştır. Testler, yeryüzü yansımalarını önlemek için, Lynx'i bir sıcak hava balonunun altına yerleştirilmiş bir mikrofona doğru uçurarak düzenlenmiştir. Bu testlerde, Pike ve Harrison (1995) [151] 'de açıklandığı gibi, BERP pala ucunda Mach sayısı 1.02'ye ulaşılmıştır.

Yine 1995 yılında Japonya, Aoyama ve ark. [150]'ten oluşan bir ekip, bir NACA0012 profili olan pala için bir Euler yöntemi kullanılarak ilerleyen pala üzerindeki şok oluşumunu hesaplamıştır. Yayınlarında, dikdörtgensel ilerleyen bir pala üzerinde 60, 90 ve 120 derece pala azimut açılarında şokun yerini ve şok uca ulaştığı ayrıldığını göstermişlerdir (Şekil 1.40). Birkaç (kesik) ok açılı uçlar ve sivrilmiş uçlar için şok geçişinde basınç yükselmelerini ve hatta açıklık oranında bir değişiklik nedeniyle ucundaki rahatlamayı göstermişlerdir. Daha sonra, kare kesimli uçta şokun oluşmasına rağmen hücum kenarında delta şekilli bir ilave kullanmış (Şekil 1.41) ve sonunda bu sorunu aşmak için 75 derecelik bir dış kenar (BERP ucuna benzer, fakat daha ani) eklemişlerdir. (Şekil 1.42.).

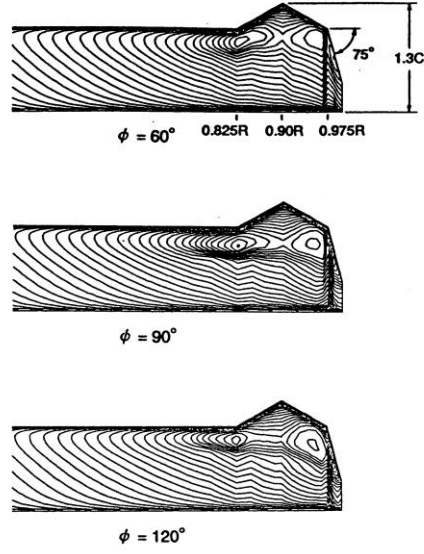
Wake ve Baeder (1996) [152]' tarafından TURNS Navier-Stokes CFD yöntemini Black Hawk (UH-60A) model rotoru ve 3:1 sivrilmiş ucu askı durumunda bir itki aralığı Lorber ve diğerleri (1991) [153]'in verilerine karşı değerlendirilmiştir. (Şekil

1.43.). Kod, düşük-yayımlı (dissipative) 3.dereceden bir Upwind çözücü kullanmıştır. 380.000 ila 950.000 hücre periyodik örgü kullanıldı ve ölçülen pala sehimleri hesaba katılmıştır. DeneySEL sonuçlarla olan uyumsuzluklar esas olarak uç bölgelerinde bulunurken, bunlar daha ince örgü ile iyileştirilmiştir. Ölçülen FoM ile yakın bir karşılaştırma elde edilirken, takip eden palanın ulaştığı zamana kadar yayılan uçtaki girdaptaki tanım eksikliğiyle ilgili hatalardan dolayı profil gücü doğru olarak tahmin edilmemiştir.

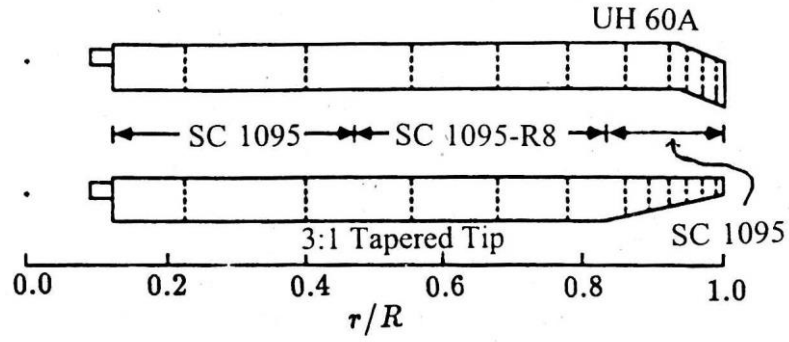
1996 yılına gelindiğinde, Ahmed ve Duque [154], ileri uçuşta, kararsız rotor vakalarında Devrik (Overset) örgü kullanarak hesaplamaları test etmişlerdir. Bu yöntem, uygun şekilde, kartezyen veya silindirik bir örgü ile örülmüş olan alanın geri kalanı ile palayı çevreleyen iyi oluşturulmuş bir yapılandırılmış örgüye izin verir. Yöntem (3D) her bir zaman adımında iki örgü üzerinde elde edilen sonuçlar arasında enterpolasyonu içerir ki, bu doğruluk kaybı olmadan yapılmalıdır.



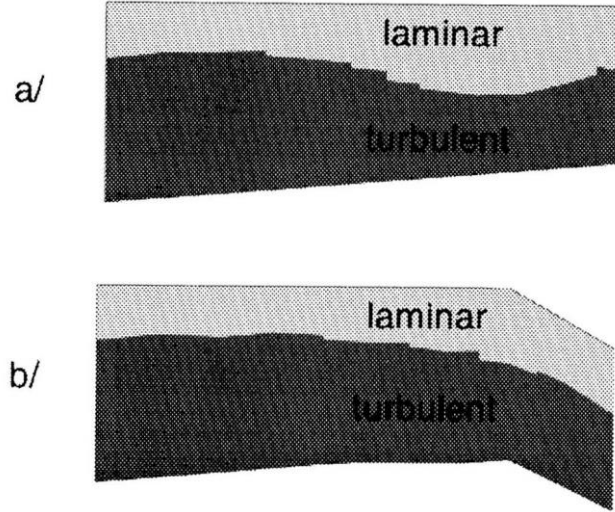
Şekil 1.43 : Pala Yüzeyinde Mach Konturları, $M_{tip} = 0.7$, $\mu = 0.3$, NACA0012, Aoyama ve Diğerleri (1995) [150].



Şekil 1.44 : Büyük geri açılı Arkası ve Öndeki Kenarın Delta-Şeklinde Uzaması Olan Pala Üzerindeki Mach Konturları, $M_{tip} = 0.7$, $\mu = 0.3$, NACA0012, Aoyama ve Diğerleri (1995) [150].



Şekil 1.45 : Konik Uç Rotor Planformları (1996) [152].



Şekil 1.46 : Düz ve geriye açılı Uçlu palalarda sınır tabakasının durumu (1997) [155].

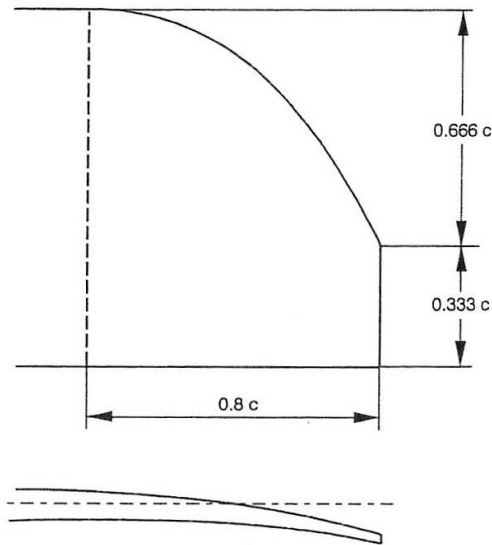
Avrupa'da, devrik (overset) grid kavramı aynı zamanda EROS projesinde de test edilmiştir. Renzoni (2000) [204] EROS-UK konsorsiyumunun helikopter Navier-Stokes kodunun müteakip gelişimi, pala hareketi ile uyum sağlamak için deforme bir örgü kullanan kayan örgü düzlemleri üzerinde yoğunlaşmıştır. Rotorcraft DARP ve AB-GoAhead projelerinde, bu yaklaşım geliştirilmiş ve rafine edilmiştir [157].

Tip vorteksinin sayısal bir araştırması ve bir girdap spoylerinin vorteks difüzyonu üzerindeki etkisi Russell, Sankar ve Tung (1997) [158] tarafından 5. derece doğru çok bölgeli bir Navier-Stokes kodu kullanılarak yapılmıştır. McAlister (1995) [159] testleri ile de karşılaştırılmıştır. Daha ileri bir çalışma Liu, Sankar ve Hassan (1999) [160] tarafından Askıdaki bir rotor üzerinde uç girdap yapısı sürüklemeyi arttırmaksızın yapılan üfleme ile değiştirilerek yapılmıştır.

Fransa'da, Beaumier, Zibi ve Costes (1997) [155], bir 3D Euler çözücü (WAVES) ve bir 3D daimi olmayan tam potansiyel (FP3D) yöntemini kullanarak, askıda veya ileri uçuşta bir rotor için CFD güç tahminlerini sırasıyla incelemiştir. Her durumda, viskoz sürüklemeyi hesaplamak için inviscid akış çözümü laminar-türbülanslı bir sınır tabaka koduna (MI3DI) bağlanmıştır. Fırar kenarı hafif sivri uçlu bir düz uç ve ok açılı uç incelenmiştir. Düz kanada kıyasla şok kuvvetini azaltmada ok açısı avantajı kolayca görülür ve sınır tabakasının durumu önemli miktarda laminar akış gösterir (Şekil 1.44.). Navier-Stokes analizleri bazen sürüklenme tahmini alanında zayıftır ve geçişi göz ardı ederken, yüzey sürtünmesini hesaplamak için bir türbülans modeli

kullanmanımı sorgulanmalıdır. Beaumier, Chelli ve Pahlke (2000 ve 2001) [161,162] laminar ve türbülans çözücü seçenekleri arasında geçiş yapmışlardır. Dinamik taşıma kaybı gibi daimi olmayan koşullarda, doğru sonuçlar elde edilmesi için geçiş modellemesi önemli olmaktadır.

Son birkaç yıl içinde, yeni uç tasarımlarının performansını belirlemek için hesaplama yöntemleri popülerlik kazanmaktadır. Manke ve arkadaşları (1998), [163]'da yayınlanan bir makalede, rotor ucu rahatlatma etkilerini modellemek için halihazırda kapsamlı rotor kodlarında kullanılan yarı-ampirik uç düzeltmelerinin, gelişmiş pala uçlarının tasarlanması (veya temsil edilmesi) için yeterli olmadığı fikri desteklenmektedir. Boeing ekibi, FPR kodunu Tech-01 çoklu disiplinli rotor kodu ile birleştirmiştir. Mevcut çiftleme (coupling), pala taşıması ile sınırlıdır, ancak rotor aerodinamiğinin modellenmesinde önemli ilerlemeyi temsil eder ve uç-rahatlatma etkilerini modellemede başarılı olmuştur.



Şekil 1.47 : Parabolik Uç Şekli (SPP8), Joncheray (1997) [164].

Avrupa'da, bir Brite-Euram programı altında, Costes ve arkadaşları (1997) tarafından tarif edildiği gibi, kısaltması HELIFP ile tam potansiyel bir kod geliştirilmiştir. Bu ortak geliştirme çalışması, özellikle askıda ve ileri uçuşta helikopter rotor palalarında sıkıştırılabilir inviscid akışının tahmin edilmesini amaçlamıştır. Daha sonraki bir versiyon olan HELIFP-X, entegre bir sınır tabaka modeli için yaklaşım içermektedir. Birleşik Krallık'ta, DERA, Farnborough'da bu tam potansiyel kodun ileriye doğru bir

uçuş rotor kodu ile birleştirme çalışması yapılmıştır. Bu yaklaşımda, trim açıları ve indüklenen akımın ilk tahmini bir rotor kodundan üretilir ve detaylı basınç dağılımını hesaplamak için tam potansiyel kod kullanılır ve böylece palalar üzerindeki aerodinamik yüklerin özellikle de uç civarında daha iyi bir tahmin elde edilir.

CFD yöntemlerinin hızlı gelişimine rağmen, hızlı bir dönüş süresine sahip olduklarından ve parametrik çalışmalar ve tasarım aşamalarından geldiklerinden dolayı taşıma hattı yöntemleri sektörde hala kullanılmaktadır. Taşıma çizgisi yaklaşımı, bir iz girdabı model ile yakından bağlantılı olduğundan, burulma ve sivrilme gibi parametrelerin incelenmesinde kabul edilebilir bir yöntem sağlar, ancak uç şeklinin etkilerini doğru bir şekilde çözemez. Bu kısıtlamaya rağmen Joncheray (1997) [164] sivrilen modeli modellemek için doğrusal olmayan bir yöntemin doğrusal olmayan bir modifikasyonunu kullanmaktadır.

'Dihedron' ucu için SPP8 ve Modane rüzgar tüneline askı durumunda rotor test verilerini modelle karşılaştırılmıştır. SPP8 tasarımı, esasen 17 derecelik bir uç açısına ulaşan nispeten küçük bir anhedral ile bir parabolik uçlu paladır. Bu pala şekli, Şekil 1.45, daha sonra Süper Puma'da kullanılmıştır.

Taşıma hattı veya taşıma yüzeyi modelleri ile tam potansiyel veya Navier-Stokes CFD arasındaki boşluk, Ahmed ve Vidja ja (1998) tarafından tarif edilen sıkıştırılmaz dengesiz panel yöntemi ile kapatılmıştır. Bu yöntemde, kaynak havuzu dağılımı pala kalınlığını temsil eder. Bir çift dağıtımı kamber hattında çözülürken, kuvvetsiz iz bölgesinin her zaman adımında gelişmesine izin verilir. Ahmed, CFD yöntemlerinin aksine, vorteksin oluşturulduktan sonra difüzyonunun olmadığını ve bunun sonucu olarak gerçek viskoz akışa kıyasla bir “aşırı simülasyon” olabileceğini belirtmektedir. Metot hava yükünün bulunmasını amaçlamıştır. BVI gürültüsünün belirlenmesi, profil gücünü ve dolayısıyla genel performansı belirlemek için birleştirilmiş bir sınır tabakası içermemektedir. Bu yöntem, sıkıştırılabilirliğin önemsiz olduğu durumlarla sınırlıdır, ancak panel yöntemi yaklaşımı, başka bir deyişle, keyfi uç şekilleri etrafındaki akışı çözme yeteneğine sahiptir.

Ayrıca, Quackenbush'un CHARM modeli gibi, rotordan gelen dolaşımın iz bölgesini beslediği ve girdapların indüklenen akış alanına göre yer değiştirdiği yerlerde serbestiz modellerin geliştirilmesine olan ilgi devam etmektedir. Bu ve diğer sayısal modellerin desteklenmesinde Lazer Doppler Velosimetri (LDV) teknikleri

kullanılmıştır. Bhagwat ve Leishman (1998) [165], askıdaki bir rotor hakkında veri sağlar. Testler, palalar boyunca bağlı sirkülasyonu, girdap hızları ve uç girdaplarının çekirdek büyüklüklerini belirlemeyi amaçlamıştır.

Bir dizi ilginç ipucu şekli, bir Euler / Navier-Stokes çözücüsü kullanılarak Baeder (1998) [166] tarafından incelenmiştir. Baeder, ileriye doğru ok açısının, de-lokalizasyonu etkin bir şekilde geciktirerek, geriye doğru ok açısı işleminden ziyade, gürültünün azaltılmasında daha etkili olduğunu ileri sürmektedir (Şekil 1.46), farklı uç şekillerinin etkisini göstermektedir. Baeder, köpek bacağı (dog-leg) planformuna daha fazla alan ekleyerek ve daha fazla dıştan sivrilme yaparak tasarımını iyileştirmek için çalışmıştır. Yüksek hızda, faz geçişi etkileri önemli hale gelir ve ileriye doğru ok açısı, yüksek hızlı impulsif gürültüyü azaltmada daha etkili olmuştur. Bir köpek bacağı planı, çeyrek veterde aerodinamik merkezi korumak için düşünülür ve Baeder'e göre, İleri Aeroacoustical Ok açılı İnce ve Sivrilmiş (FASTT) ucu 0.95'lik bir Mach sayısının ötesinde de-lokalizasyonu geciktirdiği görülmüştür. Buna karşılık, 2001 yılında Westland'deki BERP-III ucuna ilişkin Broklehurst hesaplamaları The Burn 2003 [167]'te sunulmuş ve daha sonra 2008'de BERP-IV üzerinde çalışılmış [168], bu uç Mach sayısında de-localizasyon belirtisi gösterilmemiştir. Daha önce de belirtildiği gibi, BERP ucu dünya hız rekoru sırasındaki 0.977 no'lu Mach sayısına ve sonraki akustik testlerde 1.02'ye kadar uçmuştur.

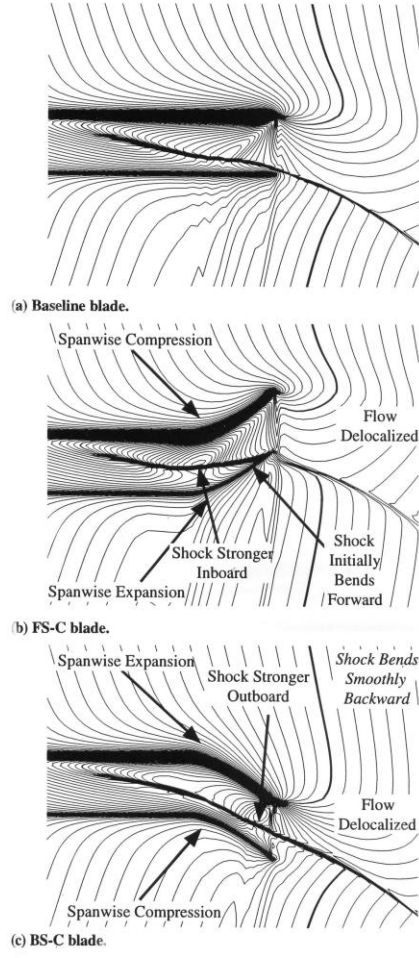
Bir rotor kanat ucu şeklinin aerodinamik özelliklerini keşfetmek için ekonomik bir yöntem olan CFD, palayı bir kanat olarak ele almaktır. Bu yaklaşımın dezavantajı radyal yükleme, Mach sayısı değişimi ve indüklenen hızdaki farklılıkları göz ardı etmesidir. Ancak kanat probleminin hesaplanması çok daha kolaydır ve rotor problemini denemeden önce test verileri ve CFD arasında karşılaştırmaya izin verir. Kanat üzerine yükleme ile hoverda dönen bir pala üzerindeki farklar Hu (1998) tarafından tartışılmıştır [169]. Makalesinde Hu, döner kanat hesaplamaları için TLNS3DR kodunun geliştirilmesini açıklar, kanatlar ve askıdaki rotor palaları için basınç konturlarının örneklerini gösterir. Çalışmada yaklaşık 545,025 puanlık bir örgü üzerinde yüksek uç Mach sayısı için taşıma durumu gösterilmiş olmasına rağmen karşılaştırmalar, sıfır taşımada yapılmıştır. Aynı yazar, BERP tipi palalar üzerinde de hesaplamalar yapmıştır. Hu (1995 ve 1997) [170, 171].

Bir rotorun askıdaki performansını doğru bir şekilde hesaplarken majör problemlerden biri, iz bölgesinde girdapları korumaktır. Doğru performans tahminleri için, paladaki

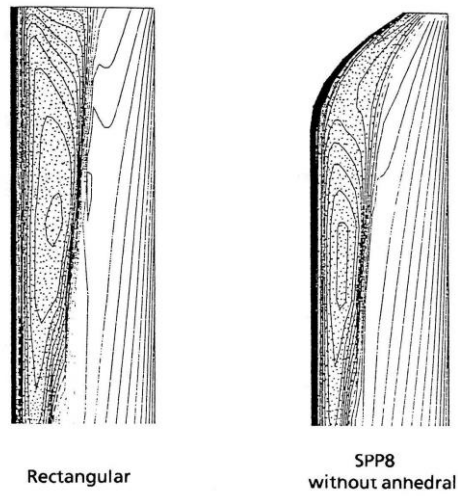
indüklenen hızın doğru bir şekilde temsil edilmesi hayati önem taşımaktadır ve bu ancak sondaki girdaplar doğru konuma ve güce sahipse yapılabilir. Dindar ve ark. (1998) [172], askıdaki UH-60 palası üzerindeki uç girdap çözünürlüğünün etkisinin çalışılması için yapılandırılmamış bir örgüye uyarlamalı bir teknik uygulamışlardır. Yöntem, akış alanındaki küçük ölçekli özelliklerin verimli çözümüne yardımcı olmak için hata göstergelerini hesaplayarak çalışır.

İz bölgesinin uygun bir tanımını sağlamanın yanı sıra, palanın dinamik sapmalarını bilmek de gereklidir. Torsiyonel defleksiyonlar en önemlileridir, ancak flap ve gerileme sehimleri bazı uçuş vakalarında da önemli etkiye sahip olabilir. Aerodinamik yükleme ve aero-esneklik konusu, Bousman (1999) [173] tarafından tartışılmış ve 2003 yılında daha yeni bir AHS Forum belgesinde, Datta tarafından hava yüklerinin doğru şekilde kademelendirilmesi sorunu ele alınmıştır [174]. Son zamanlarda, Kufeld ve Bousman 2005 [175], verilerin 7 derecelik bir hata nedeniyle daha önce alıntılanan azimutta 14 derecelik bir azalma gerektirdiğini belirtmişlerdir. Bu durum, tahmin ve ölçümler arasındaki farkları azalttı, ancak ilerleyen palanın değişen açısına ve Mach sayısına bağlı faz gecikmesi hala önemlidir. Bu fenomen ayrıca Steijl ve Barakos 2005 [176] tarafından da araştırılmıştır.

UH-60 tipi ok açılı-kesik plan formunun tersine, askı performans ve akustik hususlar, birçok Avrupa helikopterinde benimsenen parabolik ucun gelişmesine yol açmıştır.



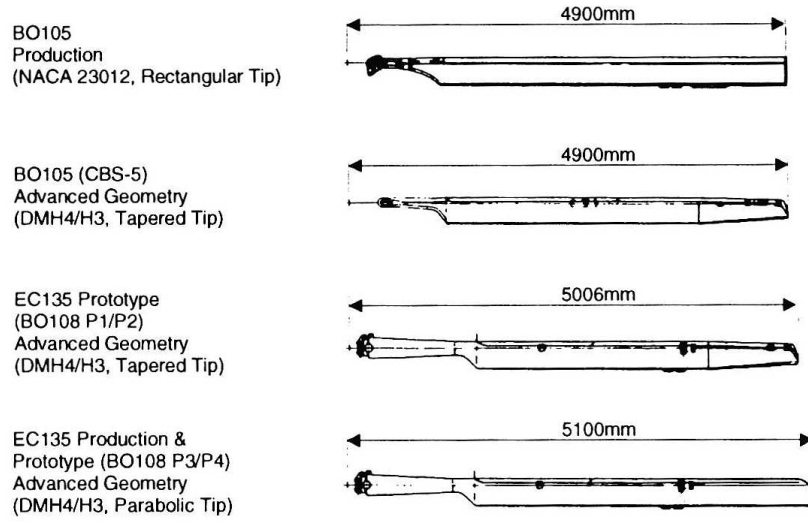
Şekil 1.48 : Mtip'de Rotor Düzleminde Mach Sayı Konturları ,Farklı açılı Palalar için 0.95, Baeder (1998) [177].



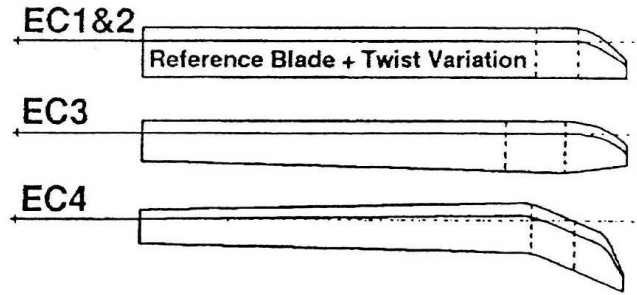
Şekil 1.49 : Dikdörtgen ve Parabolik İpuçları Üzerinde Iso-Mach Çizgileri, Philippe (1992) [178].

Philippe (1992) [178], parabolik ucun dikdörtgen bir palaya göre faydalarını göstermektedir (Şekil 1.47). Bununla birlikte, bu uç tasarım stili, özellikle yüksek yüklü rotorlarda veya nispeten yüksek uç hızlı rotorlarda hızlı ileri uçuşta bazı sınırlamalar oluşturabilir. EC135, Kampa ve arkadaşlarının (1999) tasarımına ilişkin bir makalede [179], parabolik bir uç üzerinde Mach konturlarını göstermekte, dış kısımda güçlü bir şokun oluştuğunu ve sadece uç tarafından hafifletildiğini düşündürmektedir ki bu uça ok açısı azlığını düşündürmektedir (Şekil 1.48).

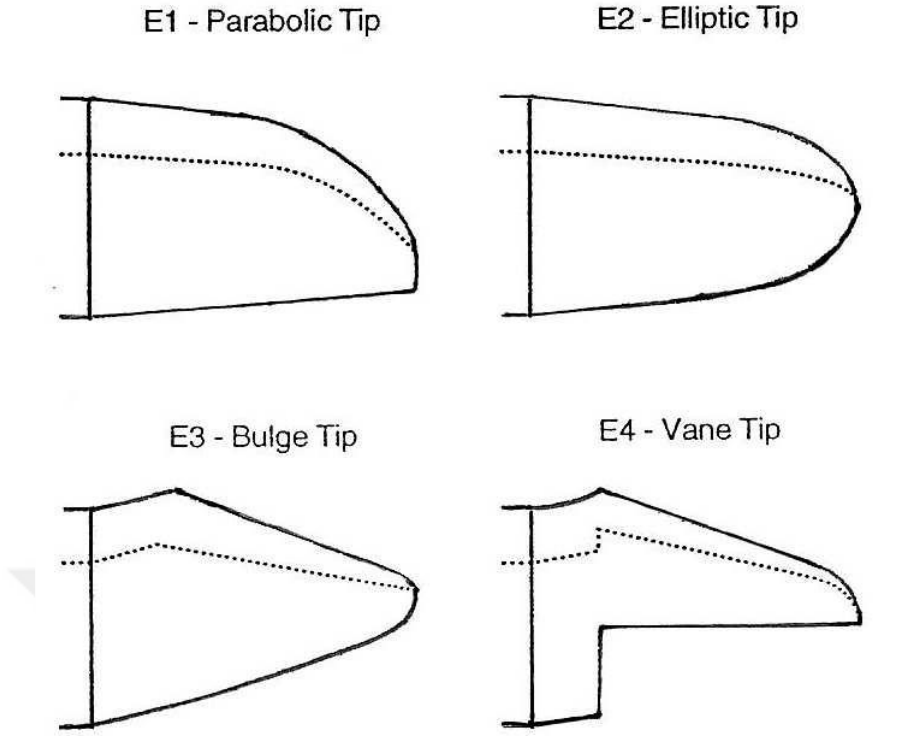
Bebesel ve ark. (1999) [180], Eurocopter Deutschland, İleri Teknoloji Rotorunun (ATR) geliştirilmesini ele almıştır (Şekil 1.49). Parabolik uçlu bir referans pala tasarımını (uç veteri ana veterin $1/3$ 'ü dür), EC3 ve EC4 palaları ile karşılaştırılmıştır. EC3 palası, sivrilen bir parabolik uç ile (ve firar kenarı ileriye doğru ok açılı) birlikte ters sivriliğe sahipken, EC4, yaklaşık % 85 R'den yaklaşık 25 derece geriye doğru ok açılı bir uca sahiptir. Bu tasarımların ana amacı, gürültü azaltma yönünde olduğu için düşük bir uç hacmi istenmiş gibi görünmektedir. ATR rotoru, sivrilen bir parabolik uç ve eliptik uç (uç bölgesinde veteri en aza indirmek için) dahil olmak üzere çeşitli uç şekillerinin test edilmesi için oluşturulmuştur. Geriye açının ön kenarına uyum sağlamak için, ucun aerodinamik merkezini çeyrek vetere yakın tutarken, ok açılı bir hücum kenarı sağlamak için bir ileri ok açılı Bulge ucu ve son olarak bir Vane ucu da test edildi (Şekil 1.50). Figure of Merit değerleri, parabolik ucun, eliptik uç ve BK117'nin standart (dikdörtgen) rotor palalarına üstünlüğünü gösterir. Bebesel, seyir hızının 17 km / saat (9,2 kt) arttığını ve aynı güç tüketiminde askı itkisinin yaklaşık % 5 oranında arttığını bildirmiştir. Test edilen tüm uçuş koşullarında, parabolik uç, büyük olasılıkla ok açısı ve transonik yüklemeyi baskılayan ince bir profil yararına bağlı olarak, eliptik uç üzerinde küçük bir gürültü gelişmesi göstermiştir. Alçalma uçuşunda gürültü azaltımı sağlayan Değişken rotor hızı da ATR'ye uygulanmıştır.



Şekil 1.50 : Bo105 ve EC135 [179] için geliştirilmiş pala planformları.



Şekil 1.51 : Optimize Rotor Palaları, Bebesel (1999) [180].



Şekil 1.52 : İleri Teknoloji Rotoru (ATR) pala ucu şekilleri, [180].

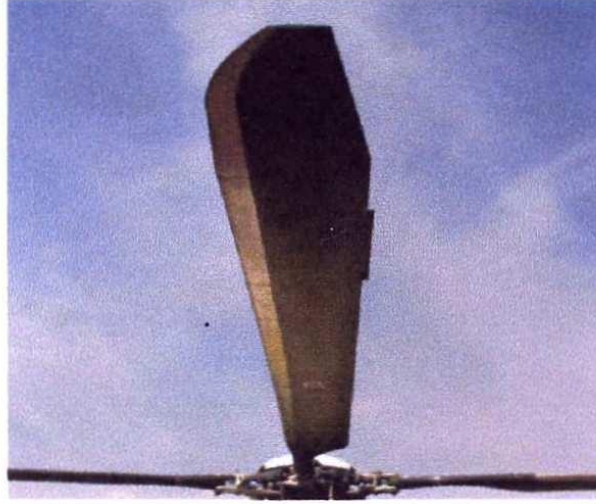
Allongue ve arkadaşları (1999) [181], Eurocopter AS365 Dauphin'in türevi EC155 için bir Sessiz Helikopter örneği denemesini tartışırlar (Şekil 1.51). Beş pala ve daha büyük çap kullanılır ve değişken uç hızları denenmiştir. Uç şeklinin yine bir parabolik ön kenarı ve ucun yüksek oranda sivriltilmiş olacak şekilde sivrilen arka kenarı vardır ve bu nedenle küçük ok açısına rağmen düşük hacme sahiptir. Kullanılan profiller OA415, OA312 ve (uca doğru) OA409'dur. Bu tip bir uç tasarımının, uçuşun verimliliği ve düşük gürültü performansı ile ilgili faydalarından şüphe duyulmamakla birlikte, daha hızlı, daha ağır helikopterler üzerinde kullanımı, sıkıştırılabilirlik ve gerileyen pala taşıma kaybı nedeniyle sınırlanabilmektedir. Planformuna ve düşük yalpa momentli profillere bakıldığında, bu pala tasarımı normal kullanım sırasında düşük kontrol yükleri sergileyecektir.

Gürültü yönetmelikleri daha katı hale geldikçe ve V22 tilt-rotor uçağının devam eden gelişimi ile, hem geleneksel helikopterler hem de devrilen-rotor konfigürasyonları için rotor gürültüsünün azaltılması ve özellikle de BVI gürültüsüne yaklaşım üzerinde süren bir ilgi vardır. Hover duman akışının görselleştirilmesi ve iz ölçümlerinin

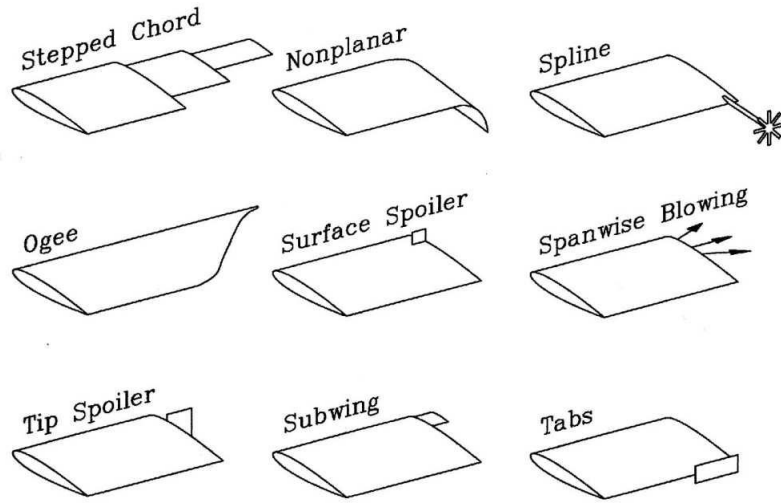
veren Bhagwat ve arkadaşları (1999) [182] tarafından bildirildiği gibi alt-kanat konusu yine deneysel araştırmaların konusu olmuştur. Bhagwat, alt-kanat modifikasyonunun, vorteksler birleştiğinde, askı iz geometrisini önemli ölçüde etkilemediğini bildirmiştir. Düşük uç girdap hızları, taban çizgisi ucuna kıyasla, daha büyük bir göbek yarıçaplı birleşmiş girdap ile birlikte gözlenmiştir. Alt kanadı, uç girdabının difüzyonunun arttırılmasında etkili bulunmuştur. Bununla birlikte, alt kanatta burulma ve karıştırma olmaması, girdap oluşunda türbülans yaratabilir ve bu nedenle gerekli güçte bir artışa neden olabilmektedir.

BVI gürültüsünü azaltma çabası, McAlister, Tung ve Heinech (2001) [183] yayınının konusudur. Bu yayında, askıdaki bir rotorun ucuna bağlanmış olan küçük bir 'türbülans oluşturma cihazının' ya da spoylerin firar kenarı girdabına etkisi tartışılmıştır. Şekil 1.52'de gösterildiği gibi, yeni bir düzlemsel olmayan kavisli anhedral ucu, bir Ogee ucu, basamaklı veter, bir kaç spoyler düzenlemesi, enine uç üfleme ve bir (açılabilir) 'spline' ucu dahil olmak üzere birçok uç plan formları göz önüne alınmıştır. Uç spoyler cihazı, uç girdabındaki azami hızları azaltmada etkilidir, ancak rotor torkunda % 18'lik bir artışa neden olmaktadır ve bu nedenle gerekli olmadığında geri çekilmelidir.

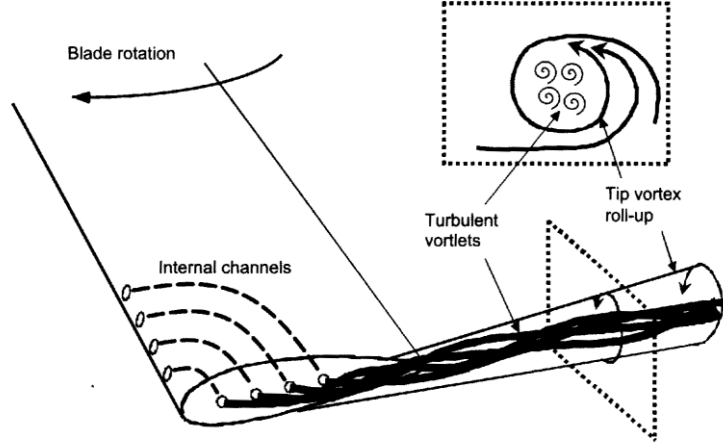
Yang, ve arkadaşları (2000) [184], BVI gürültüsünün azaltılmasına yönelik bir adım olarak, sabit ve döner kanatlar için uç üfleme etkisinin deneysel ve sayısal bir araştırmasını tarif etmektedir. Yazarlar, sadece uç üfleme etkisinin vorteksi yaymakla kalmayıp, aynı zamanda uç girdabını dışarı doğru dağıtarak, kanatta veya yarıçapta etkili bir artışa neden olabileceğini bulmuşlardır. İngiltere, Bath Üniversitesi'nde Margaris ve Gursul (2004) [185] tarafından uç üfleme üzerine yapılan son testlerde, araştırmanın temel amacı, pala-girdap etkileşim gürültüsünde bir azalmayı sağlamak iken, aktif üfleme tekniklerinin performans ve orta kontrol yükleri üzerinde geliştirici potansiyeli görülmüştür.



Şekil 1.53 : EC155, Allongue (1999) [181] için sessiz Pala.



Şekil 1.54 : Ucu Girdap, McAlister, Tung ve Heinech (2001) [183]'yı değiştirmeye yönelik girişim örnekleri.



Şekil 1.55 : Yuva Vorteksinin Laminar İç Alanının yuva çıkışlarında oluşturulan türbülanslı vortexlerin eylemiyle çözülmesi yönteminin gösterimi, Han ve Leishman'dan (2004) [186].

Han ve Leishman (2004) [186], uç girdapını yaymak için doğal üfleme kullanan bir Uç tasarımı ortaya atmıştır. Palanın ön kenarındaki bir dizi açıklık, ucun kenarında çıkışlara açılır, böylece hava girdabın yakın olduğu yere enjekte edilir ve bu nedenle Şekil 1.53'da gösterildiği gibi uç girdabına girer. Han ve Leishman, uç vortekslerinin mükemmel akış görselleştirme ve LDV ölçümlerini, model ölçekli bir rotor üzerinde üfleme ve üfleme olmadan yaptığı azami girdap hızının yaklaşık üçte iki oranında azaldığını ve çekirdek boyutunun iki ila üç kat arttığını, güçte ise artışın yüzde üçten az olduğunu görmüşlerdir.

Döner kanatlı araç tasarım değerlendirme problemlerine yüksek çözünürlüklü CFD yöntemlerini uygulamaya çalışırken, vorteks oluşum sürecinin ve ize girdaplarının yörüngesini ekonomik olarak tahmin edebilmek önemlidir. Pratikte, çekilen vortekslerin çevrim kuvveti, doğal (viskoz) difüzyonla yavaş yavaş azalır ve CFD için temel zorluklardan biri, sayısal etkilerden dolayı hızlanmış difüzyondan kaçınmaktır.

Yedinci mertebe mekansal olarak doğru ENO yönteminin kullanılması Hariharan ve Sankar (1999) [187] tarafından uygulanmış ve etkin girdap yakalamada yararları değerlendirilmiştir. Hareketli, izleme, aşırı grid tekniği kullanılmıştır. Bir pal arkası uç girdabını hesaplamak için beşinci mertebe şema kullanılmış ve eksenel momentumu yakalamanın önemi vurgulanmıştır. Yüksek mertebeden şemanın uç vorteksini 180 derecede % 10'dan daha az yayılımı yakalayabileceği ve bir kanat ucu girdabı için 50 veter uzunluğunda bir mesafede ihmal edilebilecek seviyede bir girdap yayılımı ile hesaplandığı ileri sürülmüştür. Hariharan (2002) [188] tarafından daha sonraki bir

makalede 5. ve 7. Mertebe şemalar üzerinde daha fazla çalışma yayınlanmıştır.

Daha yüksek mertebeden bir şema, en az örgü noktalarına sahip bir arka vorteks yakalayabilse de, bu yöntemler en iyi Kartezyen örgü üzerinde çalışır. Bu, rotorun uyardırdığı girdapları takip etmek için aşırı bir örgü kullanmanın gerekliliğini gösterir ve bu süreç bazı zorluklar ortaya çıkarabilir. Başka bir alternatif, daha uzun çalışma süreleri talep eden çok ince bir örgü kullanmak olacaktır.

Tang ve Baeder (1999) [189], askıdaki e rotor için geliştirilmiş bir Euler yöntemi sunar ve sonuçları, üçüncü mertebeden bir yöntem kullanarak Baghwat ve Leishman (1998)[165] verilerine karşı doğrularlar. Hem örgü üretiminde hem de akış çözücündeki gelişmeler, birinci pala geçişinden önce viskoz difüzyonla aynı seviyede sayısal bir difüzyonu ortaya koymaktadır.

Hall ve Long (1999) [190] dördüncü dereceden bir Euler şeması kullanır ve NASA CFL3D kodu ile karşılaştırırlar. Simülasyonlarının, düşük difüzyonunun Devenport'un (1996) [191] kanat ucu girdabının gelişmesindeki deneysel verilere yakın bir yörüngeyi izleyen daha güçlü bir uç girdap oluşturduğu gösterilmiştir.

Helikopter rotorlarının hesaplamalı modellemesi üzerine Strawn tarafından çeşitli makaleler sunulmuştur. Ahmad ve Strawn (1999) [192], askıdaki bir rotorun Navier-stokes CFD analizini aşırı bir örgü kullanarak sunar ve sonuçları, Caradonna ve Tung'un dikdörtgen uçlu palası ve DNW tünelineki UH-60 model rotor testleriyle Lorber (1991) [193] karşılaştırır. Yüklenme, iç tarafta düşük ve uçta fazla tahmin edildi. 2001 tarihli Strawn ve Djomehri [194] makalesinde, askıdaki rotoru ve iz aerodinamiğini tartışılır ve grid hassasiyetini kontrol etmek için 10,6 milyon nokta ve 64 milyon noktadan oluşan ağlar kullanılmıştır. İz bölgesi daha fazla nokta ile daha iyi çözülmesine rağmen, performans sonuçları özellikle ağ noktalarının sayısına duyarlı çıkmamaktadır. Yine, hesaplamalar sürekli olarak rotor ucunun yakınındaki taşımayı fazla tahmin etmiştir. Hesaplama ve test sınır koşullarındaki farklılıklar, Vorteks çekirdek büyüklüğü gibi diğer faktörler olmasına rağmen, bunun bir vortisite göçü mekanizmasından kaynaklandığı ve vorteks çekirdek boyutunun yanlış tahmin edilmiş olabileceği öne sürülmüştür. Vorteks çekirdek boyutu, uç girdabı bölgesinde lokal örgü yoğunluğundan veya türbülans modelinin seçiminden etkilenebilir. Strawn ve Djomehri (2002) [195], palalar üzerinde yüksek çözünürlükte yapılandırılmış katmanlı örgüleri kullandılar ve rotorun iz ve dış sınır konumlarındaki örgü çözünürlüğünü

sistematik olarak değiştirdiler. Kullanılan çözücü 4. mertebededir, ama yine de, uç bölgedeki taşıma hala fazla tahmin edilmektedir.

Birleşik Krallık'ta, ileri uçuş simülasyonları için kayar bir örgü (rotor düzleminde) kullanmanın tekniği geliştirilmiştir. Pala yalpa değişimi, çarpıtılmış örgü aracılığıyla elde edilmektedir. Bu teknik, programlama kolaylığı ve potansiyel olarak daha fazla doğruluktan dolayı Helikopter Çoklu Blok kodunda (HMB) benimsenmiştir.

Brocklehurst (2000) [196] ve (2003) [197], aynı zamanda ticari bir kod olan FLUENT'i kayan örgü yaklaşımını bir 2D profil ve ileri uçuşta çeşitli azimutlarda bir rotor palası için sanki daimi çözümler elde etmek için kullanmıştır. Azimuth pozisyonu, rotorun dönme eksenini ile hizalanmış büyük bir silindiri kullanarak kontrol edilmiştir. Ancak palanın gerekli adım açısı, palayı (silindirik) dönme eksenini etrafında bir yerel silindirik örgü içinde döndürmek suretiyle ayarlanmıştır. Palanın sabit bir örgü içine kapatılması, akışın ve İz'in örgü sınır boyunca iletimi fikri, doğruluk kaybı olmadan yapılabilecek bir fikir ortaya koymaktadır. Bu teknik ayrıca, bozulmuş (deformed grid) örgü tarafından barındırılması gereken bozulma miktarını da en aza indirecektir. Çünkü döngüsel hücum açısı dönüşü (cyclic pitch rotation) kayan örgü ile temsil edildiğinden ve sadece pala sapmaları örgü deformasyonu ile temsil edilmesi gerekecektir. Dönen palalar için zaman açısından doğru bir çözüme kadar genişletilebilecek bu test senaryolarında yeterli hesaplama kaynağı mevcut olduğundan, Euler çözümü (ekonomi için) ve yapılandırılmamış bir örgü (kolaylık sağlamak için) kullanılmıştır. Bununla birlikte, çok daha ince, yapılandırılmış bir örgü tercih edilebilir.

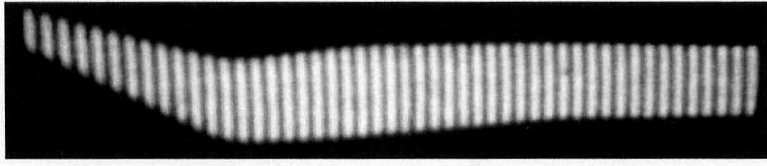
HMB içindeki mevcut deforme örgü şeması, blok sınırlarının genel bozulmayı en aza indirmesine izin vererek geniş aralıklı yer değiştirmeleri işleyebilir ve böylece örgü kalitesini koruyabilir.

Bununla birlikte, sadece rotorun dinamik sapmalarını bilmek önemli olmakla kalmaz, yükler doğru bir şekilde belirlenebilir, fakat aynı zamanda ucun aerodinamik tasarımının dinamikleri nasıl etkilediğini anlamak gerekir. Maier ve Abrego (2000) [198], bir model rotorun aeroelastik stabilitesini, ok açılı kesik bir uç ile tartışır ve CAMRAD-II'nin dinamikler açısından iyi bir korelasyonunu sağlar.

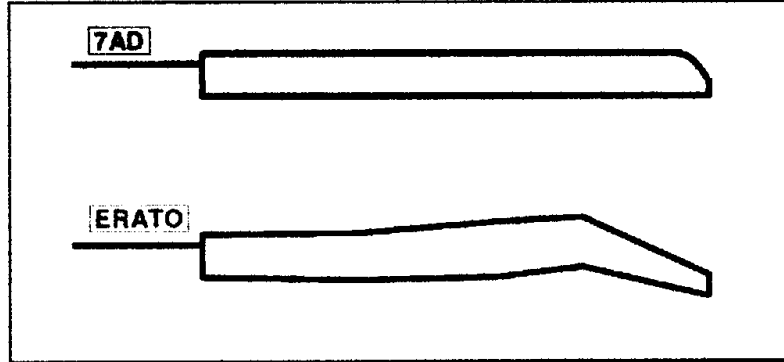
Açıkça, rotor ve pala sapmalarının trimi, ileri uçuşta büyük önem taşımaktadır, ancak özellikle de burulma olmak üzere pala sapmaları, askı simülasyonlarında da önemli

olabilir. Beaumier, Chelli ve Pahlke (2001) [162], askıdaki bir rotorun performansını hesaplamış ve uç bölgedeki yüklemeyi iyileştirmek için aeroelastik burulma sapmasını dikkate almışlardır.

Yang ve Zhuang (2000) [199], bir rotorun hoverda sayısal simülasyonunu tartışır ve Caradonna ve Tung ile karşılaştırır. Yang, 8 derecede taşıma durumu için vorteks difüzyon probleminin üstesinden gelmek için vorteks modelinden bir açı düzeltmesi sunar.



Şekil 1.56 : Saçak desenler ERATO Palasının şeklini gösterir, Muller ve arkadaşları (2000) [200].



Şekil 1.57 : ONERA 7AD ve ERATO Palalarının karşılaştırması, Beaumier ve Delrieux (2003) [201].

Hesaplamalı yöntemler geliştirilmeye devam ederken, yüksek kaliteli test verileriyle karşılaştırmaya ihtiyaç vardır. Faz-çözümlemeli stereoskopik PIV yöntemi, bir model helikopterin İz bölgesini ölçmek için Martin (2000) [202] tarafından kullanılmıştır, Bhagwat ve Leishman (2000) [203,204] ise. bağlı ve çekilen sirkülasyonu ölçmüşlerdir. Askıdaki rotorunun iz bölgesinin yüksek çözünürlüklü ölçümleri, Martin ve arkadaşları (2001) [205] tarafından LDV kullanılarak rapor edilmiştir. Bu bilgi, iz yapısının oluşturulmasında önemlidir ve hem yüksek mertebeli hesaplama tekniklerinin hem de gürültü ve performans tahminleri için serbest İz yöntemlerinin

geliştirilmesini desteklemek için iyi bir veri tabanı sağlar. İz bölgesinin stabilitesi de Bhagwat ve Leishman (2000) tarafından çalışılmıştır.

Avrupa'da rüzgar tüneli çalışmaları da gerçekleştirilmiş ve düşük gürültü rotor palası, iki taraflı bir projeksiyonda, Muller, Pengel ve van der Wall (2000) [200], ONERA ve DLR tarafından DNW tüneline tasarlanmış ve test edilmiştir. ERATO rotorda pala ileri doğru kıvrılır ve ana ok açısı iç tarafta yaklaşık % 75 başlar. Son derece sivriltilmiş pala planformu, Şekil 1.54 ve 55'de gösterildiği gibi, yaklaşık 25 derecelik bir açı ile geri çekilir. Uçta, pala, ilerleyen pala ucu Mach sayısına bağlı olarak ok açısı sınırlı olduğundan şok yeniden oluşturma riskini alarak çeyrek veter eksenine dik şekilde basit olarak kesilir. Bu tür bir plan formunda, burulma sehimi önemlidir ve yayında, gerinim ölçer verilerinin analizini ve aynı zamanda, Yansıtılmış Örgü Yöntemi (PGM) olarak da bilinen, Girişimci Olmayan Optik Saçak Korelasyon yöntemini (FCM) tarif eder. Bu pala tasarımının amacı, 2003 ERF yayınında [201] Beaumier ve Delrieux tarafından tarif edilen pala-girdap etkileşimi (BVI) gürültüsünü azaltmaktır.

Pahlke ve Chelli (2000) [206], Fransız / Alman CHANCE programı aracılığıyla, ileri uçuşta çok kanatlı rotorlar için CFD yöntemleri geliştirmiş ve 7A (dikdörtgen uçlu) ve 7AD (parabolik uçlu) rotorların sonuçlarını S1-Modane tüneli testlerinde elde edilen verilerle karşılaştırmıştır. Palalar burada rijit olarak kabul edilir ve kimera tekniği, pala ile hareket ettiren bir örgü ile palayı çevreleyerek ve arka plan örgüsüyle örtüşmek suretiyle nispi pala hareketine izin vermek için kullanılır. Sonuçların rotor trim değişiklikleriyle ve aero-elastik sehimleri dikkate alarak geliştirilebileceği sonucuna varılmıştır.

CFD yöntemlerinde uzmanlık sürekli olarak geliştikçe, tam bir helikopter simülasyonu daha iddialı bir hedef olmuştur. Avrupa'da, ONERA ve DLR arasındaki işbirliği Sides, Pahlke ve Costes (2001) [207] tarafından bildirilmiştir. Burada amaç CFD yöntemlerini geliştirmek ve Euler / Kirchhoff yöntemlerini kullanarak yüksek hızlı impulsif aero- akustik tahminleri geliştirmektir. Taraflar ayrıca, Navier Stokes kodlarının, sınır tabaka geçişinin etkileri de dahil olmak üzere, helikopter gövdeleri etrafındaki akışın tahminine uygulanmasını tarif etmektedir. Bu çalışma, CHANCE (Komple Helikopter Advanced Computational Environment) için temel oluşturmuştur. DLR FLOWER kodu üst üste binen örgülerden yararlanırken, ONERA'daki ELSA yazılımı hareketli örgüleri kullanır.



Şekil 1.58 : D'Alascio tarafından analiz edilen ATR palasının resmi (2001) [208].

Fransız / Alman CHANCE programındaki CFD yöntemlerinin geliştirilmesi ve uygulanması da D'Alascio (2001) [208] tarafından açıklanmıştır. ELSA yazılımı, eski ONERA modellerini CANARI, FU3M ve WAVES ile birleştirirken, FLOWER DLR tarafından daha da geliştirilmiştir. Yayın, İleri Teknoloji Rotoruna (ATR) odaklanır ve ATR-A rotoru analiz konusudur, bakınız Şekil 1.56. Bu rotor, yaklaşık % 85 R'deki veterin kök veterinden daha geniş olması ile küçük bir ters sivrilmeye sahiptir ve ucun ok açılı ön kenar ile konik parabolik bir planformu vardır. Firar kenarı hafif ileriye doğru bir ok açısı özelliğine sahiptir ve palanın ucu referans eksenine kare şeklinde kesilir. Böyle bir pala ucunun düşük burulma yükleri olacaktır. Kullanılan profiller, orta aralıkta ONERA OA-4 serisi ve 3 serisi OA312'dir. Profil kesiti, kökte % 15 kalınlığındadır ve uç bölgesinde kalınlık, % 9 da % 7 oranına inceler. Bu ince profiller, ok açısı büyük olmadığında ilerleyen pala sıkıştırılabilirliği ile baş etmek için gereklidir ve gerileyen pala üzerinde erken bir taşıma kaybı sağlayabilir. Bu eğilim, % 75-85 R bölgesinde yeterli pala alanının kullanılmasıyla hafifletilebilir. Sivrilene parabolik uçlu bir paladan askı durumunda yüksek bir Figure of Merit beklenebilir.

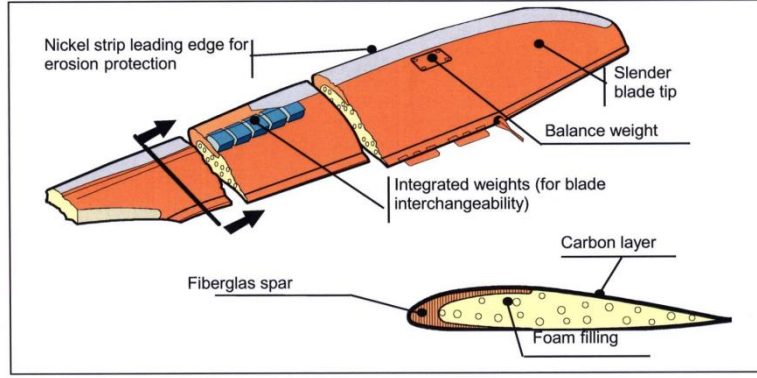
Pahlke ve van der Wall (2001) [209] zayıf akışkan-yapı bağlaşımını (coupling) tanıtmışlar, 7A ve 7AD izole rotorlarını Chimera örgüleri ile FLOWER kodunu kullanarak test senaryoları sunmuşlardır. Bu gelişmiş çözüm ile iki pala seti arasındaki performans farkı oldukça iyi tahmin edildi. Daha sonraki bir makalede, Pahlke ve van der Wall (2002) [210], yüksek hızlı uçuşta çok kanatlı rotorlar için zayıf akışkan-yapı bağlantısının kullanımı ile ilgili ilerlemeyi rapor etmekte ve eşleme kullanıldığında çok daha gelişmiş faz anlaşmasının deney ile uyduğuna göstermektedir.

Stuttgart Üniversitesi'nden Pomin ve Wagner (2002) [211] da, askıdaki rotor durumunda bir Navier-Stokes yöntemi uygulamış ve 7A test verisi ile karşılaştırılmış ve ileriye doğru uçuşta, tam helikopter problemini kapsayacak bir Chimera örgüsünün kullanımı geliştirmişlerdir.

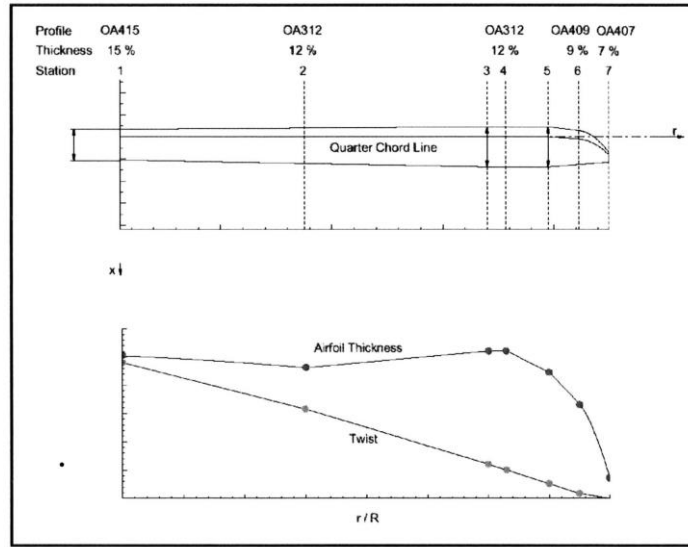
ONERA ve DLR'nin birleşik çabaları, iyileştirilmiş rotor kanatlarının geliştirilmesinde ECF ve ECD'yi desteklemek için kullanılır. ATR palasının EC145 üzerine uygulanması, Humpert ve Schley (2001) [212] tarafından tarif edilmiştir. ATR pala konfigürasyonunun detayları Şekil 1.57 ve 58'te gösterilmiştir. Benzer bir uç şekli (paralel veter kanadı üzerinde) ayrıca Süper Puma'nın (Faury (2001) [213]) yerine geçen EC725 askeri helikopterde, EC225 sivil helikopterde kullanılmıştır.

Avrupa'daki çabalara paralel olarak, Japonya'dan ATIC ekibi, DNW rüzgar tüneline bir dizi testte rotor tasarımı, performansı, yükleri ve gürültülerine ilişkin bir araştırma programı yürütmüştür, Kondo ve ark (1998) [214], Bkz. Şekil 1.59'de. Bir dikdörtgen pala, ön kenarın yanı sıra arka kenarın ileri ofseti ile birlikte bir BERP-tipi uca sahip AT1 rotoru ile karşılaştırılırken, AT2 rotoru, ileri offset olmaksızın ve 20 derece anedral ok açılı uca sahiptir. Sato (2001) [215], Şekil 1.60. AT-2 ucunda veterde küçük bir artış olacak şekilde hücum kenarı ok açısı ve düz ok açılı firar kenarı vardır. Bu uç şekli, Ucu yüksek oranda sivriltildiği NH-90 tarzı rotor kanadı ile tezat oluşturur.

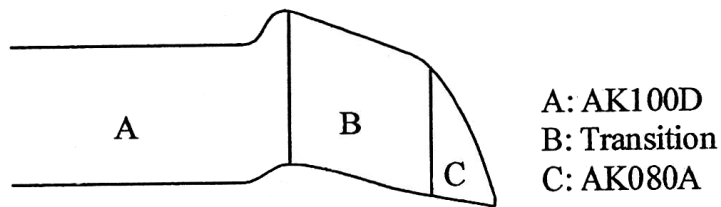
Murashige ve arkadaşları (2001) [216] tarafından özetlenen ikinci test serisinde ana hedefler gürültü ve Yüksek Harmonik Kontrol (HHC) idi. Akım alanı PVI verileri toplanmış ve sonraki analizlere yardımcı olmak için pala sapmaları da ölçülmüştür. Sonuçlar CAMRAD-II ve çoklu kanatlı bir CFD ileri uçuş analizi ile karşılaştırılmış ve AT-2 rotoru için tork azaltılmıştır. Sabit seviye uçuş gürültüsü azaltıldı ancak, bu ok açılı, anedral uçlu rotor için BVI gürültüsünde bir artış oldu. BVI gürültüsünün anedralden kaynaklanan ikiz girdaplara bağlı olduğu ve bunun anedralin kaldırılmasıyla iyileştirilebileceği ileri sürülmüştür. Bu sonuç uç tasarımının ve BVI probleminin karmaşıklığını sergiler.



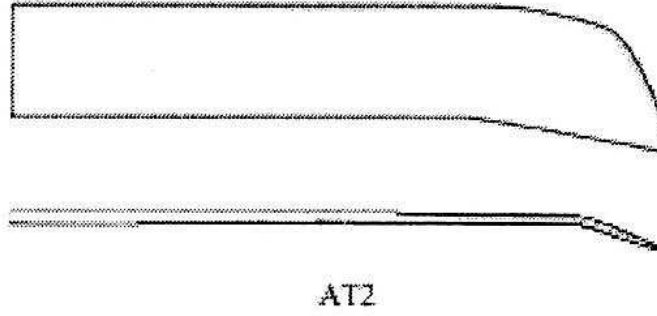
Şekil 1.59 : Humpert ve Schley'nin Detay Tasarım Özellikleri (2001) [212].



Şekil 1.60 : Humpert ve Schley (Aerodinamik Düzeni) (2001) [212].



Şekil 1.61 : AT1 Palası, Kondo (1998) [214].



Şekil 1.62 : Sato Tarafından Tanımlanan AT2 Palası (2001) [215].

İkinci ATIC model rotor testine dayanan Japon rotor aerodinamik ve akustik kestirim yöntemlerinin daha da doğrulanması Kondo ve arkadaşları tarafından (2000) bildirilmiştir [217]. Performans, akustik ve akış görselleştirme testleri Murashige (2000) tarafından ayrıntılı olarak raporlanmıştır (2000)[218].

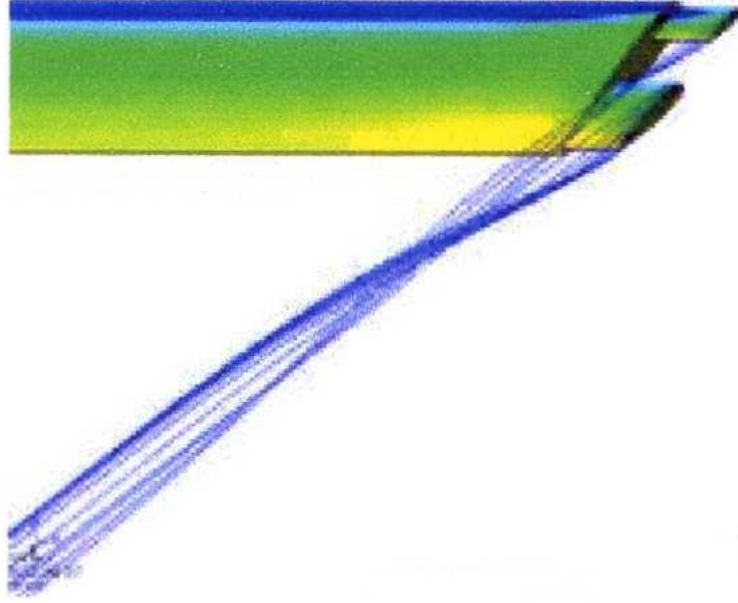
Ayrıca Japonya'da yeni bir Canard Tip konfigürasyonu Ota ve arkadaşları (2001) [219] tarafından öne sürülmüştür. Canard Tip, ana palanın hücum kenarında ve firar kenarında dikdörtgen taşıma yüzeylerine sahip bir model rotor üzerinde test edilmiştir (Şekil 1.61). 2.5 dbA'lık bir gürültü azalması bildirilmiştir (Westland Vane Ucu için 5.6 dB ile karşılaştırıldığında). Bu bir ucunu geliştirmeye çalışmakla ilgili temel problemlerinin doğası, ilerleyen ve gerileyen pala performansı arasındaki zorlu tasarım uzlaşmasıdır. Bu nedenle, Ota'nın Canard Ucu kontrol edilebilen kanatçık kullanır. Bununla birlikte, aktif kontrolde bile, Canard ucunun basit dikdörtgen şekli muhtemelen performansta bir miktar azalma yaratabilir.

Geçmişte, ayrıntılı bir hesaplama yönteminin olmaması, bir kanatçık (lar) ın ilave karmaşıklığı ile palaların kapsamlı bir değerlendirmesini imkansız kılmıştır. Bu tür yapılandırmalar, yukarıda belirtildiği gibi, genellikle akustik üzerine odaklanmış deneysel araştırmaya konu olmuştur. Bununla birlikte, ilerleyen ve gerileyen pala performansının feda edilmemesi durumunda çözülecek bazı zor tasarım sorunları vardır.

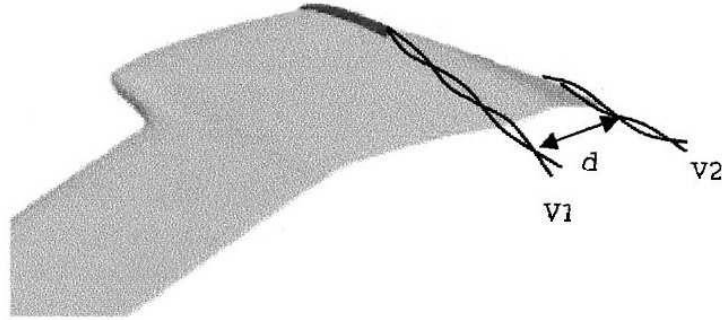
Vane Tip konsepti, 90'lı yılların ortalarında, BERP ucuna bir kanat ekleyerek bir adım daha ilerletildi ve Westland rüzgar tüneline Brokheurst tarafından birkaç tasarım test edildi. Bu çalışma, Uç Girdabının Ok Açılı Uçta Ayırıştırılması (1999) [220] ismi ile patentlendirildi. Firar kenarında ek bir uç girdabını yapmak için dikey uçlu bir kanatçık

kullanılan KBERP isimli benzer bir tasarım, Hwang, Joo, Pike ve Perry (2001) [221] tarafından tanımlandı (Şekil 1.62), fakat bilindiği kadarıyla bu uç üretilmemiştir. Loftus (2004) [222]'da tarif edildiği gibi 'yeni uygun fiyatlı' Apache blade için Şekil 1.63'de gösterilen ok açılı sivrilmiş bir uç tercih edilmiştir.

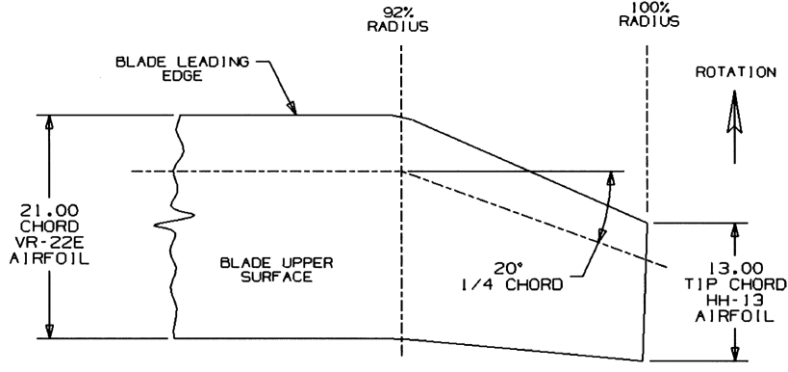
Curtiss (2003) [223], S-61 için 'Carson' yedek ana rotor palalarının geliştirilmesini rapor etti. Curtiss, merkezkaç ve kontrol yük kısıtlamalarının içinde kalmak için tasarıma birkaç küçük ayrıntı eklemiştir. Yeni rotor kanadı, 12 derece büküm (8 dereceden fazla), NASA Langley RC serisi profil ve ok açılı sivriltilmiş uçları kullanır, bkz. Şekil 1.64. Askı performansı geliştirmede analiz Quackenbush'un (2000) [271], EPIC serbest iz kodu kullanılarak yapılmıştır. Bu rotor modeli, yükleme dağılımı için taşıma yüzeyi çözümüne bağlanan bir serbest iz metodolojisi kullanır. CHARM kapsamlı rotor analiz kodunda kullanılan bu yüksek doğruluklu serbest-iz modelindeki son gelişmeler Wachspress, Quackenbush ve Boschitsch (2003) [225] tarafından tarif edilmiştir. Son 20 yıl boyunca, serbest-iz metodu, sayısal olarak verimli ve model parametrelerini konfigürasyondan konfigürasyona ayarlamak gerekmeden 'ilk prensip' serbest vorteks metodu sağlamak için tasarlanmıştır. Yöntem ayrıca dinamik birleştirme içerir ve rotor yükleri, BVI tahminleri ile iyi bir uyum göstermiştir. Bununla birlikte, indüklenen hızların etkin hesaplanması açık bir avantaj iken, bu tür modellerin tümünde ortak olan bir zayıflık alanı, uç bölgedeki sıkıştırılabilir viskoz akışın yeterli bir şekilde temsil edilmesi zorluğudur.



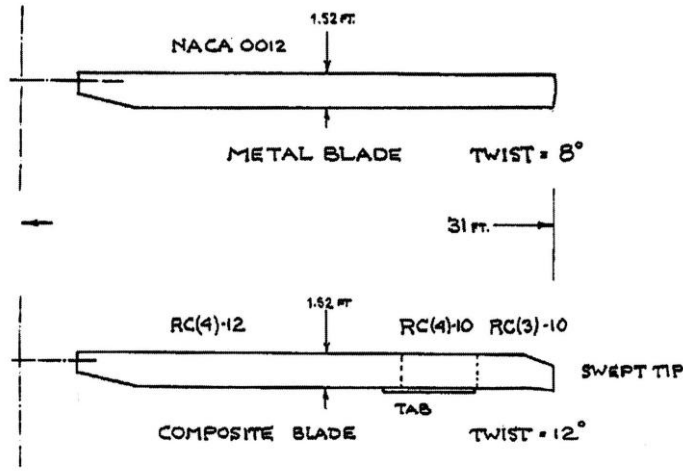
Şekil 1.63 : Canard Tipinde İkiz Dikdörtgen Uç Vanes, Ota (2001) [219].



Şekil 1.64 : İleri BERP ucu, Hwang ve arkadaşları (2001) [221].



Şekil 1.65 : Loftus'dan (2004) [222] Apache Blade için geriye açılı uç

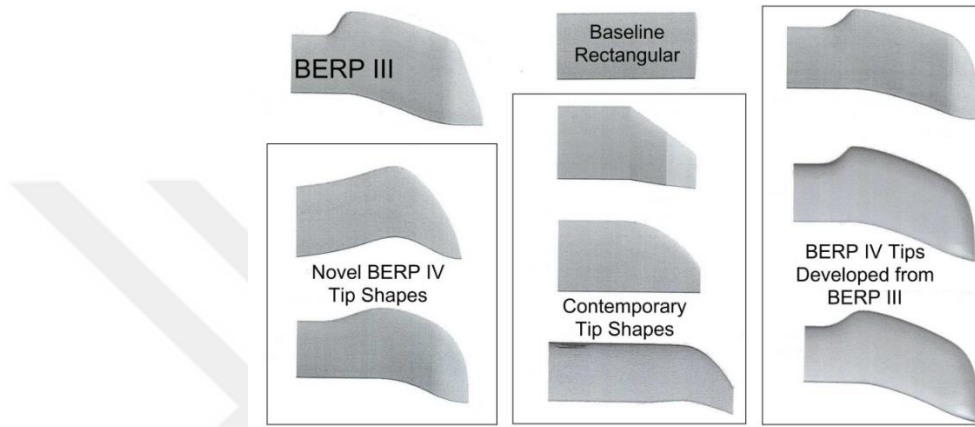


Şekil 1.66 : S-61'in Carson Yedek Palası, Curtiss (2003) [223].

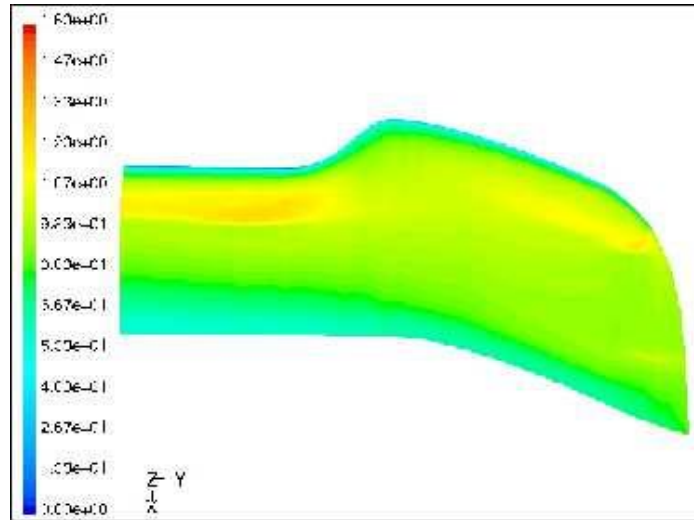
Uç bölgesinin detaylı aerodinamiğinin tam olarak anlaşılabilmesi için, model rotorlarda ya da sabit kanatlı modellerde kolaylık sağlamak amacıyla rüzgar tüneli testlerine sıklıkla başvurulmuştur. İkinci durumda, düşük hızlı statik sabit kanatlı testler ekonomik olarak endüstriye, bir uç şeklin karakteristiğine kıyasla yararlı bir bakış açısı ve sonuçların döner kanatlara uygulanması sürecinde de analiz yöntemlerinin doğrulanması için veri sağlar. Robinson and Brocklehurst (2008) [168] çok çeşitli uç şekillerini kapsayan birkaç rüzgar tüneli testleri gerçekleştirmiştir. Bunlar Şekil 1.65'de gösterilen BERP-IV ucunun geliştirilmesinin bir parçası olarak yapılmıştır. Bu sabit kanatlı rüzgar tüneli testleri, Şekil 1.66 'de gösterildiği gibi ilerleyen pala aerodinamik karakteristikleri ve taşıma kaybı karakteristikleri için kurgulanmışken daha sonra hesaplama araçları kullanılarak da değerlendirilmiştir. Daha sonra, Şekil 1.67'de gösterildiği gibi, BERP-III ve BERP-IV'ün Askı

Performansı, Helikopter Çok-Bloklu Kodu (HMB) Navier-Stokes çözücüsü kullanılarak karşılaştırılmıştır.

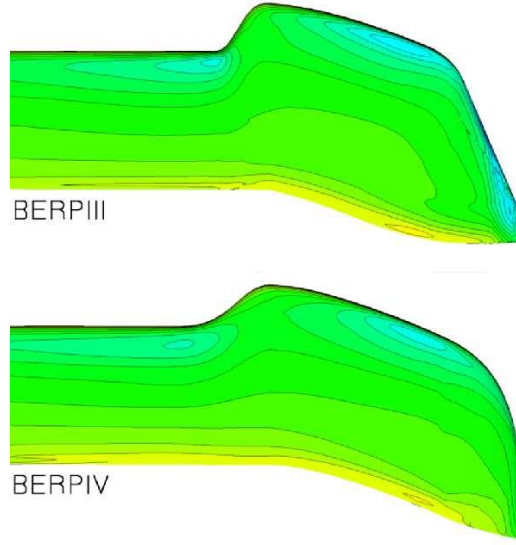
CFD kodlarının doğrulanması için bir rotor yerine bir kanadı test etme fikri, test koşullarının daha kolay kontrol edilebildiği ve bu yüzden sınır koşullarının doğru olarak bilindiği, pala ekseninde salınım yapan veya rampa yapan bir kanada ait daimi olmayan durum için özellikle kullanışlıdır.



Şekil 1.67 : Rüzgar Tüneli'nde Sabit Kanatlar Olarak Test Edilen Rotor uçları [168]
BERP-IV Programı Robinson ve Brocklehurst'den (2008)[168] Durağan Özelliklerini Belirleme Programı



Şekil 1.68 : BERP-IV'ün erken tasarım aşamasında (2008) [168].



Şekil 1.69 : Hover'da HMB, BERP-III ve BERP-IV uçlarının karşılaştırılması (2008) [168].

Piziali'nin 90'lı yılların başlarındaki çalışması daha önce referans olarak verilmiş, ancak diğer çalışanlar, dinamik taşıma kayıplarına daha derin bir bakış sağlamak ve CFD doğrulaması için veri sağlamak için benzer testler gerçekleştirmişlerdir. Piziali'nin dikdörtgenel bir uç üzerindeki çabaları sonrasında testler, Fransa LABM'de Berton, ABD'de Ramaparian tarafından ve Glasgow Üniversitesi'nde dış kenarı yüksek ok açılı Uçları da içeren bir dizi uç şekliyle gerçekleştirilmiştir.

Rampa hareketi yapan üç tip kanat ucunun kararsız taşıma kaybı özellikleri deneysel olarak Coton, Galbraith ve Green (2001) [226] tarafından incelenmiştir. Bunlar arasında dikdörtgen bir uç, ok açılı bir uç ve bir delta kanadı bulunmaktadır. Deneyler, helikopter palalarının dinamik taşıma kaybı karakteristiklerini daha iyi anlama ihtiyacını karşılamak için yapılmıştır. Karşılaştırma yoluyla, delta kanadındaki dinamik taşıma kaybı, vorteks kırılmasının ileriye doğru hareketinde ilerleyen bir gecikme ile karakterize edilirken, dikdörtgen ve ok açılı kanatlar uç girdabı sistemi ile etkileşime giren güçlü bir dinamik taşıma kaybı vorteksi oluşturdu. Çalışmada, dinamik taşıma kaybı sırasında vorteks sisteminin gelişmesinin uç planformuna büyük ölçüde bağlı olduğu sonucuna varılmıştır.

Coton ve Galbraith (2003) [227], tarafından Dikdörtgen palada dinamik taşıma kaybı ve girdap "Omega" nun yayılma mekanizması deneysel bir çalışmada tarfilenmiştir.

Kore'de, Chang ve Park (1999) [228], salınan bir palada bir uç girdap sarmalının

deneysel bir çalışmasını gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışmada ilgi, kanat yüküne değil, uç girdabının yapısına odaklanmıştır. Yazarlar, salınım döngüsü sırasında teğetsel hız, aksiyel vortisite, atak açısına karşı uç girdap sirkülasyonu ve vorteks merkezinin hareketi için sonuçlar sunmaktadır. Yükselme sırasında, aksiyel hız açığı artarken eksenel hız defektinin alanı çok daha büyüktür ve eksiklik aşağı-vuruş sırasında önemli ölçüde daha küçüktür. Kanat ucu girdabının etrafındaki türbülans şiddeti, aşağı-vuruş sırasında yukarı-vuruşa göre çok daha fazladır.

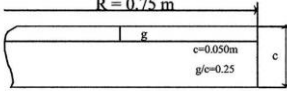
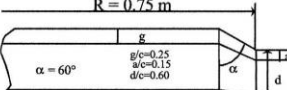
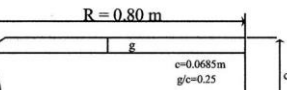
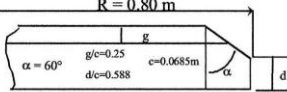
Berton (2003) [229], TSAGI, Moskova ile LABM, Marseilles Fransada ortak üstlenilen model rotor testleri araştırma programı gerçekleştirilmiştir. Farklı ok açısı ve uç şekillerine sahip askıdaki rotorları analiz etmek için iki serbest-İz metodu kullanılmıştır, Şekil 1.68. Çalışmada, yöntemlerin çok verimli olduğu ve ok açılı uçlu palaların olduğu durumlar hariç, test ile iyi bir uyum olduğu sonucuna varılmıştır. Dolaşım dağılımındaki farklılıkların, vorteks bölgeleri ve uzak iz bölgesi anlık hızlarının üstesinden gelmek için analizin geliştirilmesi gerekmektedir.

Schreck (2002) [230] ayrıca, sıcak tabaka göstergelerinden elde edilen kayma gerilmesinin ölçümlerinden sınır tabaka ayırılma mekanizmasını incelemek için bir 2D NACA0015 profil üzerinde testler gerçekleştirmiştir. Ramaprian (1998) [231], Salınlı Dikdörtgen Kanatın arkasındaki uç girdabının yakın alanında belirleme testleri gerçekleştirmiştir. HMB kodunun kullanılmasıyla, Spentzos ve arkadaşları (2004) [232], kararsız hesaplamalar yapmışlardır ve Ramaprian ve Shreck, Beedy (2003) [233]'ün yunuslayan kanat testleriyle karşılaştırıldılar. BERP ucu için de benzer hesaplamalar yapılmıştır.

Helikopter Çok Bloklu (HMB) kodu, halihazırdaki profil, kanat ve rotor verilerinin çoğu için Barakos ve diğerleri (2005) [234] tarafından ERF makalesinde özetlendiği gibi kapsamlı bir şekilde doğrulanmıştır.

Askıdaki vorteks ölçümleri de dikdörtgen, sivrilen, ok açılı ve alt kanat uçları dahil olmak üzere çeşitli uç şekilleri için Martin ve Leishman (2002) [235] tarafından gerçekleştirilmiştir. Belirtilen başlıca farklılıklardan biri, belirli bir uç şekli için iz geometrisindeki değişimdir. Sivrilen uç, ilk girdap hızını azaltmış, radyal konveksiyonu arttırmış ve eksenel konveksiyonu azaltmıştır. Alt-kanat ve ana girdapların birleşmesi daha az tutarlı bir vortikal yapı oluşturmuştur. Black-Hawk stili, sabit veterli ok açılı (kesik) uç geometrisi nedeniyle % 100 yarı çaptan dışarıda bir uç

girdabını oluşturmuş ve vorteks çekirdeğin hem radyal hem de aksenal konveksiyonunu azaltmıştır. Ne yazık ki herhangi bir itme gücü ve güç ölçümü olmadığından uç şeklinin performans üzerindeki etkisi doğrudan tespit edilememiştir.

ROTORS TESTED IN THE EXPERIMENT AND CALCULATION			
ROTOR NAME	LINEAR TWIST	PLANFORM	AIRFOIL TYPE
LABM 7	-8.3°		OA209
LABM 4	-8.3°		OA209
TSAGI 217	-5.5°		NACA 23010
TSAGI 217A	-5.5°		NACA 23010

Şekil 1.70 : Deney ve Hesaplamalarda Test Edilen Rotorlar, Berton (2003) [229].

Askı durumunda uç girdabının oluşumu, kare ve kesik profil şeklindeki iki farklı uç kenarı tasarımı için sayısal olarak hesaplandı. Kang ve Kwon (2000) [236], viskoz ve inviscid hesaplama sonuçlarını karşılaştırılmak için, yapılandırılmamış 830.000 hücre örgüsü ile mesh iyileştirme tekniği kullandılar. Özellikle güçlü şokla indüklenen ayrılımların meydana geldiği yerlerde Viskoz etkilerin dahil edilmesinin, transonik uç Mach sayıları için yüzey basınçlarını ve pala hava yüklerini önemli ölçüde etkilediği sonucuna varmışlardır. Uç girdabının oluşumu sayısal olarak araştırılmış, birincil ve ikincil uç girdaplarının bir vorteks yuvarlanma tabakası ile çiftlenerek tek uçlu bir girdapta birleşmiş olduğu açığa çıkarılmıştır. Yapılandırılmamış örgü, bazı örgü bağılılık sorunları devam etse de, daha önce kullanılmış olan yapılandırılmış örgüye 'güçlü' bir alternatif olarak görülmüştür.

Vortisite kısıtlama yöntemleri Morvantın (2003) [237] çalışmasında 2 Boyutta ve Tsukahara ve arkadaşları (2002) [238] tarafından bir kanat için test verisi ile karşılaştırılan 3 Boyutlu askı akışları ile temsil edildiği çalışmada dikkat çekmektedir. Biava ve Vigevano (2003) [239] ayrıca Dönerkanatlar'a uygulanan vortisite sınırlama tekniğinin bir değerlendirmesini yapmış, akış alanının daha iyi bir şekilde temsil edilmesine rağmen, uygun bir sınırlama parametresini otomatik olarak belirlemek için daha fazla çalışmanın gerekli olduğu sonucuna varmışlardır. Sıkıştırılabilir akışta vortisite hapsi için sayısal bir yöntem de Hu, Grossman ve Steinhoff (2002) [240] tarafından sunulmuştur.

Wenren (2003) [241], vortisite hapsedişini, bağlı vortisite yayılımını, helikopter gövdesi gibi karmaşık cisimler üzerindeki akışın tahminine ve ayrıca komple bir helikopter konfigürasyonu için konveksiyon girdabına mahsus vakalara uygular. Vortisite kısıtlama teknikleri, mantıksal veya Lagrange işaret dizileri ihtiyacını ortadan kaldırır ve Wenren'e göre, oluşan vorteks iplikcikleri sayısal ayrılma olmaksızın yayılabilmektedir.

ONERA'da, Canonne ve arkadaşları (2002) [242], hoverda izole bir rotorun izini daha iyi yakalamak için silindirik ağ örgüsü iyileştirmesini tarif etmişlerdir. Hesaplamalar ayrıca, Chimera aşırı örgüleri, silindirik arka plan alanında rotor kanatlarını içerecek şekilde kullanmıştır. İkincisi daha sonra, uç vorteksini yaklaşık 600,000 noktalı bir 380 derece örgü üzerinde yakalamak için periyodik olarak adapte edildi. Pomin ve Wagner (2002) [243], aynı zamanda, uç girdaplarını iz bölgesinde korumak için teknikler geliştirirler.

Yukarıda açıklanan yüksek mertebeden CFD yöntemlerine ve vortisite hapsedme yöntemlerine bir alternatif, Navier-Stokes denklemlerini Brown (2000) tarafından sunulan bir vortisite koruma formunda yeniden düzenlemektir.

Bu hesaplama yöntemi, başlangıçta Glasgow RASCAL uçuş mekaniği kodu için bir serbest-iz modeline alternatif olarak tasarlanmıştır. Bununla birlikte, yöntem, onu hızlandırmak için yapılan son girişimlere rağmen, hesaplama açısından pahalıdır ve birincil formülasyondaki sıkıştırılabilirliği ve viskoziteyi içermez. Vorteks Aktarım Modeli (VTM) pala burulmasının vorteks halkası üzerindeki etkilerinin incelemesi, Brown ve arkadaşları (2002) [244] ile Line ve Brown (2003) [245] tarafından seyir uçuşunda kullanılan Vortisite Taşıma Modelinin (VTM) kullanıldığı birkaç makale

yayınlanmıştır. İleriye doğru alçalan uçta vorteks halkasının durumu ile ilgili daha fazla çalışma Brown, Line ve Ahlin (2004) [246] tarafından yayınlanmıştır.

VTM, İz bölgesinin ayrıntılı bir açıklamasını sağlar ancak, palaya bağlı dolaşımı sağlamak için bir taşıma hattı veya taşıma yüzeyi modeline dayandığından belirli uç tasarım özellikleri için sıkıştırılabilirliğin etkilerini yakalayamamaktadır. Bununla birlikte, sözü edilen sınırlama modeli, İz modelinin bir RANS çözücüsüne bağlanmasıyla giderilebilir.

Multigrid TLNS3DR CFD kodu, Hu (2003) [247] tarafından, ABD'de daha önceki akustik çalışmalarda test edilenleri anımsatan çeşitli uç şekilleri ile askıdaki devrilebilir bir rotoru modellemek için kullanılmıştır. Bunlar, bir Ogee-tipi uç, bir alt-kanat ve bir 45 derece sivrilmiş uç ve bir dikdörtgensel uç içerir (daha önceki Şekillere bakınız). İki düşük gürültülü uç, daha zayıf veya daha dağınık (çift) uç, girdaplar üretirken daha fazla güç tüketmiştir.

Askıdaki rotor performansının sayısal optimizasyonu üzerine bir makale, LePape ve Beaumier (2003) [248] tarafından sunuldu. Burada yazarlar, 7AD rotoru üzerindeki testlere karşı yöntemlerini ok açısı verilmeden optimize edilmiş bir eliptik uç ve veter sivrilmesi olmayan sabit veterli ok açılı ucu ve sonra bir anhedral ucu üzerinde doğrularlar. OPT-2 konfigürasyonları, önceki paladan gelen uç girdabı üzerinden uca doğru aşağıya kıvrılmadan önce dikdörtgensel bir plan formunu koruyan bir tür anhedral kullanır (hoverda) (Şekil 1.69). Ardından küçük bir miktar anhedral ile kavisli bir plan şekli elde etmek için optimizasyon yöntemini ERATO rotoruna uyguladılar. Nihai tasarım, uç bölgedeki azaltılmış yüklemeye bağlı olarak, askıdaki Figure of Merit değerinde önemli bir iyileşmeyi göstermektedir.

CFD yöntemleri tasarım ortamında rutin olarak optimum bir çözüm aramak için kullanılacaksa, hem yüksek çözünürlüklü hem de hızlı çalışma süreleri ön koşuldur. Daha hızlı çalışma süreleri vaat ettiği düşünülen İz problemine alternatif bir yaklaşım, Bhagwat, Moulton ve Caradonna'nın gömülü iz girdabı tekniğidir (2004) [249] Şekil 1.70. Yazarlar, bir CFD simülasyonu içine konveksiyon hızının, Biot-Savart yasasının doğrudan uygulamasıyla değil de tam potansiyel denklemlerin çözümü ile belirlendiği şekilde kuvvetsiz bir vorteks yerleştirmenin ardındaki fikirleri açıklarlar. Başlangıçtaki kararlılık sorunları, iz bölgesinde sabit dolaşım şiddeti ile araştırılırken amaç, (aşağı yönde) yayılan iz çözüm yükünün CFD yöntemlerini rahatlatacak bir 'dış

akış' temsili sağlamaktır. Bahgwat tarafından ortaya konulan yaklaşım, yüksek dereceli şemaları veya vortisite hapsi yöntemlerinin kullanılmasına daha ekonomik çözüm sunacak bir alternatif gibi görünmektedir. Bu makale, 288.000 nokta örgüsü kullanan UH-60A rotoru için bazı ön performans sonuçları sunmaktadır. Bu yeni yöntem, askı durumu için geliştirilmekle birlikte, ileri doğru uçuşu kapsayacak şekilde geliştirilmesi beklenebilir.

Hibrid CFD yöntemlerinin, Aiken, Ormiston ve Young (2000) [250] tarafından “Ames Araştırma Merkezi'ndeki Rotorcraft Teknolojisinin Gelecek Yönleri” nin bir incelemesinde uygulanmıştır. Aiken, bu tür yöntemleri kullanarak, uç şeklindeki iyileştirmeler yoluyla rotor performansının optimizasyonu üzerinde çalışmıştır (Şekil 1-71). Aiken ayrıca, gelecekteki dönerkanat aerodinamik performansını arttırmak için, flap gibi kontrollü aerodinamik cihazların kullanımı yönündeki eğilimi de görmüştür. Flaplama çoğunlukla uçuşun iç tarafında bulunurken, ideal profil özelliklerine daha yakınsamayı sağlayacak şekilde bir flapın (veya başka bir cihazın) eklenmesi, daha sonra, planform ve uç şeklinin seçimi üzerinde bir miktar etkiye sahip olabilir, Şekil 1-72.

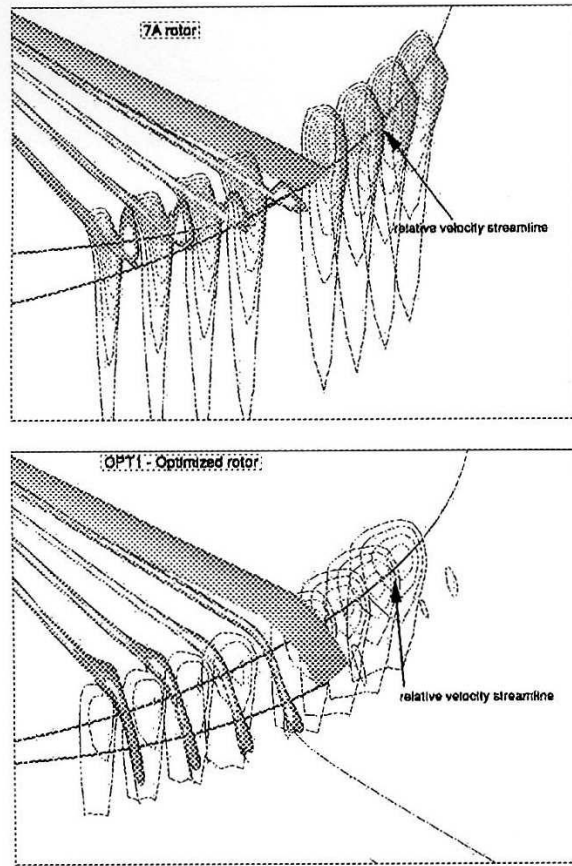
MD900 palası üzerine monte edilen aktif bir kanat, kısa bir süre önce, Boeing / NASA projesi kapsamında Ames 40 x 80 ayak rüzgar tüneline test edilmiştir (Şekil 1-73). Bu durumda uç şekli paraboliktir ve titreşim azaltma özellikleri Hall ve Anand tarafından (2009) [251] yayınlanmıştır. Bu uç şekli ve flap kombinasyonu, Leishman'ın RAeS Cierva Konferansı (2006) [252] ve sonraki kitabında (2007) [253] sunulan kule testlerinde de gösterilmiştir.

Imiela (2009, 2010) [254, 255], aeroelastik deformasyonu hesaba katarak askı performansının artırılması için optimizasyonun ek bir uygulamasının yeni bir örneğini sunarken, yüksek doğrulukta bir çözüm için hesaplamalı aerodinamikler kullanarak askı performansı gelişmiş bir ok açılı-sivrilmiş anhedral'e ulaşmaktadır. Bu pala için uç, kıvrılmanın iç taraftan başlayarak öne çıktığı rijit pala çözümünün aksine, dış tarafa yakın bir şekilde başlar. İlk rijit pala optimizasyonunun sonucu Şekil 1-74'de gösterilmişken, aeroelastik sehimleri hesaba katarak elde edilen son pala şekli Şekil 1-75'de gösterilmektedir. Her iki pala da burulmuştur ve bu da iç tarafta yükleme miktarının artmasına, uç bölgesinde azalmasına yardımcı olmaktadır.

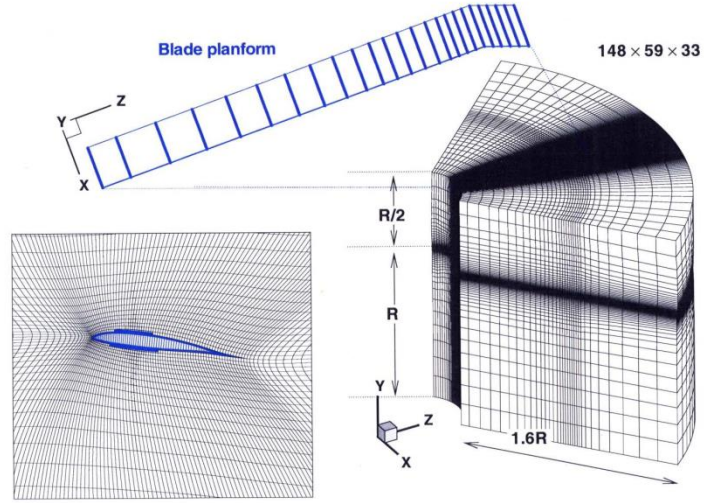
Askıda aeroakustik performansta bir iyileşmeyi hedefleyen başka bir optimizasyon

örneği Chae ve arkadaşları (2010) [256] tarafından verilmektedir. Self-Organizasyon Haritasından (SOM) kaynaklanan analizleri, BERP palasında kullanıllana benzer şekilde, ileri burun ofseti ile birlikte ok açılı ve sivrilmiş kare kesimli uca sahip bir pala öngörür (Şekil 1-76).

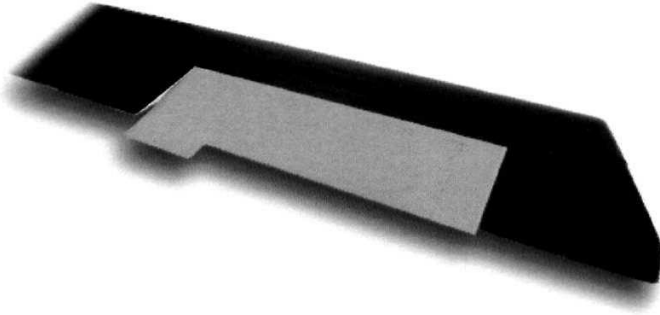
Açıkçası, herhangi bir optimizasyon girişiminden kaynaklanan pala şekli, tasarım parametrelerinin esnekliğine, uygulanan kısıtlamalara ve belirlenen hedeflere bağı olacaktır. Bu nedenle, halihazırda daha basit olan askı durumuna odaklanmış olan uygulamalar için bile, geniş ölçüde farklı pala geometrilerinin ortaya çıkması şaşırtıcı değildir.



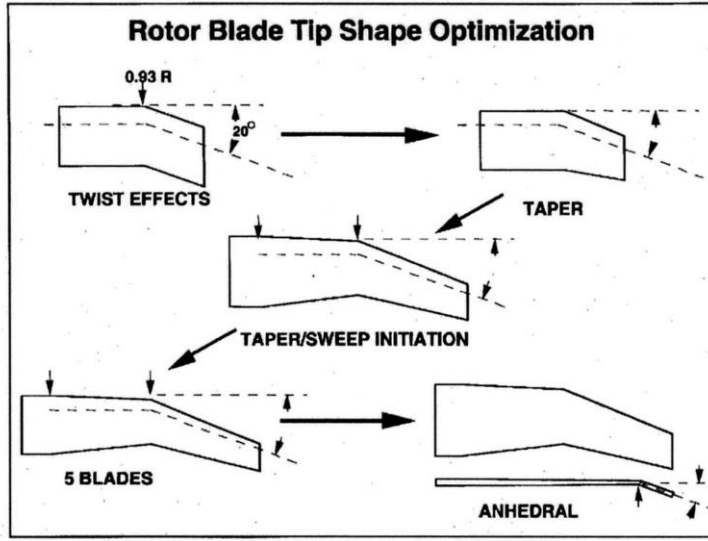
Şekil 1.71 : Vortisite Konturları Optimize edilmiş pala, [248].



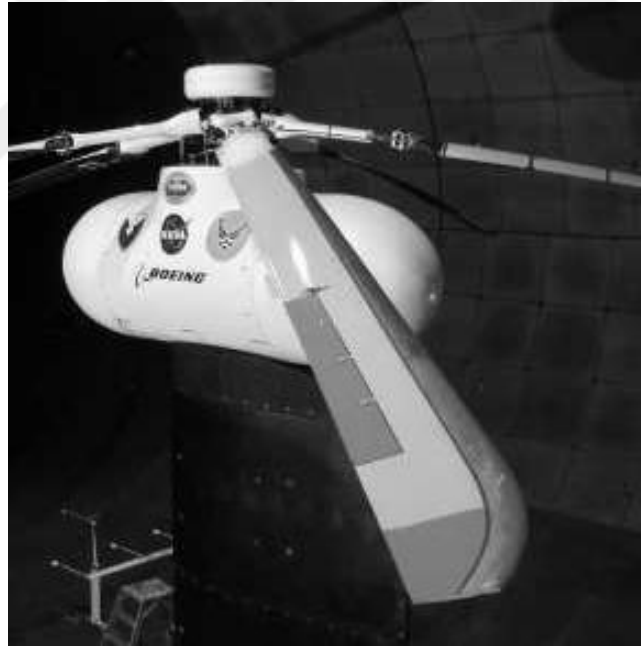
Şekil 1.72 : Geriye açılı Ucu, UH-60 tipi Pala Uygulaması (2004) [249].



Şekil 1.73 : OH58, HeliFlap Elektromanyetik Aktüatör uygulaması [250].

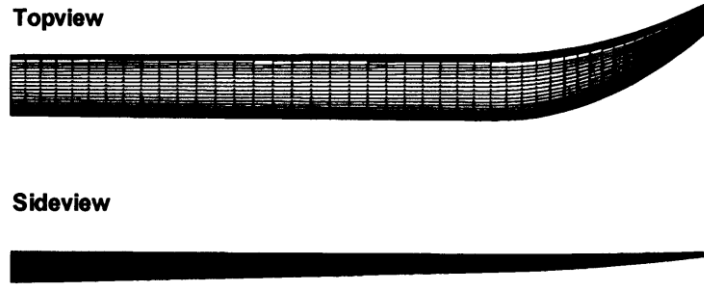


Şekil 1.74 : Rotor Hover Performansı geliştirilmesi tasarım metodolojisi (2000) [250].

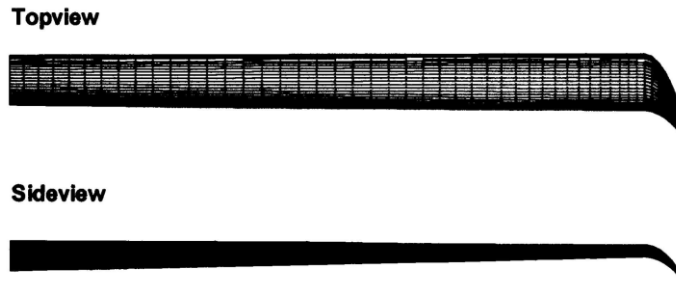


Şekil 1.75 : MD900 Blade'in Aktif Flap ve Parabolik Uçları.

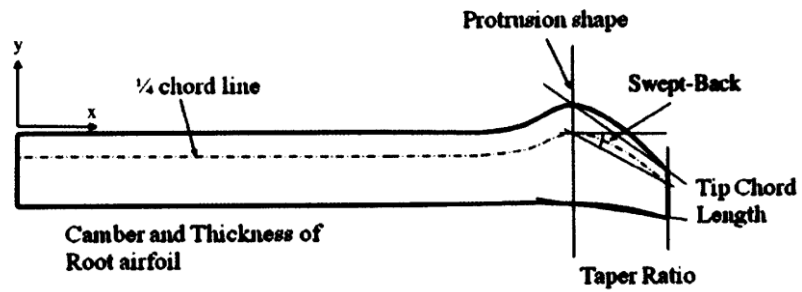
Hall ve Anand (2009) [251]



Şekil 1.76 : Optimum Hover Performansı İçin İleriye Yönlendirilmiş pala Şekli.
(2010), [255]



Şekil 1.77 : Optimum performansı için geriye açılı pala Şekli,(2010) [255].



Şekil 1.78 : Chae ve arkadaşları tarafından kullanılan tasarım (2010) [256].



Şekil 1.79 : EuroCopter Blue Edge Blade (2011) [257].

Eşleştirilen CFD / CSD analizine ve iyi bir askı performansına sahip sessiz bir palaya olan talebin artması, ONERA (2011) [257] tarafından geliştirilen ve Şekil 1-77'te görülen EuroCopter Blue-Edge palasının geliştirilmesine yol açmıştır.

Literatür taramasının bu bölümü, helikopter palası tasarımlarının ve uç şekillerinin gelişimini, bunların analiz ve değerlendirme yöntemlerindeki değişimleri kapsar. İncelemede, parabolik uç, ok açılı (sivrilen) uç ve BERP ucu olmak üzere üç ana tip helikopter ucu tasarımı ele alınmıştır. BVI gürültüsünü hafifletmek veya uç girdabını difüze ederek hafifletmeyi amaçlayan birkaç uç şekli daha ilave edilmiştir. Son 40 yılda araştırmalardaki önemli çabalara rağmen, belki de doğru değerlendirme için gerekli olan araçlar daha önce mevcut olmadığından veya tasarım gereksinimleri ve üretim kısıtlamaları da geliştiği için tek bir en iyi uç şekli ortaya çıkmamıştır. Modern yüksek çözünürlüklü CFD yöntemleri artık, pala ve uç tasarımının aerodinamiği hakkında daha derin bir bakış açısı kazanma fırsatı sunmaktadır. Devam eden hızlı gelişme ile, tasarım süreci üzerinde önemli bir etki yaratabilmek için yakında yeterli olgunluğa sahip olacaktır.

1.6 Literatür Araştırmasından Çıkarımlar

Özellikle rotor pala tasarımında ve sabit kanatlı aerodinamiklerde rapor edilen gelişmeler incelenerek, ucun aerodinamik tasarımına odaklanılmıştır. Helikopterler için en iyi tasarım konusunda net bir fikir birliği bulunmamakla birlikte, son 20-30 yılda çok çeşitli uç şekillerinin araştırıldığı görülmektedir.

Helikopter, çeşitli rolleri yerine getiren benzersiz bir araçtır ve bu nedenle, askıda ve ileriye doğru uçuşta farklı süreler geçirir. Geçmişte, karmaşık fizik nedeniyle basit araçların kullanımıyla tasarım değişikliklerinin genel etkisini doğru olarak değerlendirmek zor olmuştur. Günümüzde üreticiler artık daha verimli araçlar üretme ihtiyacıyla karşı karşıya kalmaktadır. Bu nedenle, tasarımdaki gelişmeleri detaylı bir şekilde sayısallaştırmak her zamankinden daha önemli hale gelmiştir. Modern hesaplama yöntemleri artık bunu yapma potansiyeline sahiptir.

Rotor kanat tasarımında ana konu aerodinamik performans ve ikinci konu da üzerinde çok çaba sarfedilen gürültü azaltmadır. Ana rotor performansı için, iki ana tema ortaya çıkmıştır. Bir yandan, ok açısı ve sivrilme kullanarak askıda Figure of Merit değerini geliştirmeye odaklanılmıştır. Öte yandan, yüksek hızlı ileri uçuş gereksinimleri de önemli tasarım değerlendirmelerine neden olmuş ve bazı durumlarda pala ucu tasarımında etken olmuştur. Sıkıştırılabilirlik etkilerini ok açısı yoluyla rahatlatmak oldukça cazip olsa da, uçtaki nispeten ince profillerin kullanılması ihtiyacını ortadan kaldırarak, genel pala tasarımına yeterli bir ok açısı katmak zordur. İnce profiller ve bir dereceye kadar sivrilmiş planformu profil gücünü en aza indirmeyi tercih ettikleri için, askı halinde avantajlar sağlamaktadır. Ancak bunlar, erken ayrılmaya ve gerileyen pala üzerinde bir taşıma azaltılmasına yol açabilir. Modern helikopterler yüksek disk yüklemeye çalışabilir ve bu durum mümkün olan maksimum gerileyen pala performansını sağlamak için iyi pala ve uç tasarımı gerektirir ve aynı zamanda artan itki katsayılarında optimum Figure of Merit gerektirir. Bu durum, genel olarak kuyruk rotor aerodinamiğinde ya da özellikle uç tasarımında, literatürde çok az bulunsa da, torku telafi etmek, kontrol marjlarını korumak ya da genişletmek ve daha fazla itme gücü sağlamak için kuyruk rotoru üzerinde daha büyük talepler getirmektedir. Modern talepler yakıt tüketimini ve gürültüyü en aza indirmektir. Ucun tasarımı, ana ve kuyruk rotorunun tüm yönlerinde önemli bir rol oynar. Pala yapısal tasarımı, dinamiği, titreşimi, üretim kolaylığı ve maliyeti de güçlü tasarım gerekleridir.

ABD'de, basit kesik uç veya açılı-konik-anhedral olmak üzere üç tip ana rotor kanat

ucu tasarımı tanımlanmıştır. Avrupa'da ise, parabolik uç yaygın bir şekilde benimsenmiştir. Bu üç tip uç, helikopter ana rotorları seçiminde halen tercih edilmektedir. Ancak daha basit tipte uç şekilleri genellikle kuyruk rotorları için kullanılır. Kuyruk rotoru için, düşük yarıçap / veter oranına sahip palalara yönelik modern eğilim, sıkıştırılabilirlik etkilerinin azaltılmasında da faydalıdır ve belki de kuyruk rotorlarının neden uçta büyük miktarlarda ok açısı yapma eğiliminde olmadığını açıklar.

Anhedral, birçok ana rotor tasarımı üzerinde iyi etkileri olduğu için kullanılmıştır. Yüksek rotor yüklemelerinde BERP tipi uçta özellikle etkili gibi görünmektedir ve askıda iyi bir bir Figure of Merit değeri sunmaktadır. İleri uçuşta anhedral, ok açısı ve burun ofseti etkilerini dengelemek için yararlı olabilir. Anhedral, ayrıca pervaneler ve tilt-rotor palaları üzerinde kullanılmıştır. Ana rotor torkunu dengelemek, iyi bir manevra marjı sağlamak ve yüksek itme gücü üretmek için gerekli olan kuyruk rotor kanatları üzerinde avantajlı bir şekilde kullanılması için potansiyele sahiptir.

Ayrı bir tasarım zorluğu rotor gürültüsünü ve özellikle BVI gürültüsünü azaltmak olmuştur. Bu hedefe ulaşmak için, bazen performans daha az önem verilerek çeşitli uç şekilleri öne sürülmüştür. Uç girdabını bölmek veya dağıtmak için tasarlanmış uç şekillerinden birkaç örnek görülmüş ancak bunlar sınırlı performans potansiyelleri nedeniyle daha sonra kabul edilmemiştir. Daha kolay bir seçenek ise, düşük hızlı uçlarda düşük hacimli uçların kullanılması ve / veya alternatif iniş uçuş prosedürlerinin kabul edilmesi olabilir. Genel olarak, iyi ilerleyen kanat aerodinamiğine sahip, iyi tasarlanmış ince bir ok açılı uç şekline sahip bir ana rotor kanadının, özellikle de uç hızı makul olduğunda, kabul edilebilir kalınlık ve yükleme gürültüsüne sahip olması için küçük çaplı iyileştirmelere ihtiyaç duyulabilir.

İnceleme, ayrıca hesaplama yöntemlerinin geliştirilmesini de kapsamıştır. Gelişmiş CFD yöntemlerinde tanımlı veya serbest iz bölgesi tarifi ile taşıma hattı ve taşıma yüzeyi teorisine dayanan rotor modellerinden analiz teknikleri geliştirilmiştir. Başlangıçta sayısal yaklaşımlar dünyanın en büyük bilgisayarlarından bazılarında ihtiyaç duyuyordu, ancak modern yöntemler artık endüstride kolaylıkla kullanılabilir hale geldi ve geleneksel tasarım yöntemlerinden daha yüksek çözünürlük sunuyor.

Hesaplama yaklaşımının iki ana özelliği, helikopter uygulamaları için daha fazla geliştirme gerektirecektir. Birincisi, rotor kanadı etrafındaki doğru akış alanını

belirlemek için iz bölgesinin tamamının önemli olması ve diğeri, hem kararlı hem de kararsız (3D) koşullarda sınır tabaka geçişini içermesi gerektirir. Genel performans ve gerileyen pala taşıma kayıplarının etkileri tahmin edilmelidir. Kabul edilebilir hesaplama maliyetinde istenen doğruluğu elde etmek amacıyla İz modellerini yakın alan Navier-Stokes çözümleriyle birleştirmek için çok çaba harcanmıştır. Rotor trim ve pala sapmalarının helikopter simülasyonunun önemli yönleri olduğu da açıktır. Çoğunlukla, dönen ve yunuslayan palalar, gövdeye veya kanatçığa yakın bir noktada çalışabilir ve bu kayan ağ örgülerinin kullanılmasını ya da Chimera katmanlı örgü tekniklerinin kullanılmasını gerektiren, örgü oluşumundaki zorlukları ortaya çıkarır. Literatür araştırmalarından, akış özelliklerini çözmek için yapılandırılmış örgüler yönünde bir tercih olduğu görülmektedir, ancak bazı geliştiriciler Chimera yaklaşımını desteklemektedir. CFD yöntemlerinin hızla olgunlaştığı ve hızla büyüyen bilgisayar kaynaklarının yakında evrensel olarak kabul edileceği ve rotor kanadı tasarım değerlendirmelerinin vazgeçilmez olacağı da açıktır.



2. GÜRÜLTÜ TAHMİN YAKLAŞIMLARI [58]

Aeroakustik ve aerodinamik, akışkan hareketinin analizi için iki farklı bakış açısı olarak düşünülebilirken, Hesaplamalı Aeroakustik (CAA) problemleri aslında CFD problemleriyle aynı zamana bağlı denklemlere sahiptir. Yani zamana bağlı, sıkıştırılabilir Navier-Stokes (NS) denklemleri. İki disiplin arasındaki fark, NS denklemlerinin modellenmesinde ve akış çözümünün ilgi ölçeklerinde yatmaktadır.

CFD son 30 yılda büyük bir gelişme göstermiştir ve her bir model belirli bir Reynolds veya Mach sayı aralığı için daha uygun olacak şekilde, NS denklemini çözmek için birçok farklı modeller önerilmiştir. Daimi olmayan akışkan akışındaki akustik dalgalanmalar, aerodinamik dalgalanmalara göre daha küçüktür. Bu nedenle, aerodinamik olarak kullanılabilecek, sıkıştırılamaz akışlar, daimi durum akışları, laminar akışlar gibi bazı basitleştirici varsayımlar geçerli değildir. Bu nedenle, CAA problemlerinin her zaman kararsız, sıkıştırılabilir bir akışı ve vakaların çoğunda da türbülans göz önünde bulundurarak çözülmesi gerekmektedir. Bu da CAA'da gerekli hesaplama süresi ve bilgisaya gücü ihtiyacını önemli ölçüde artırmaktadır.

2.1 Doğrudan Gürültü Hesaplama

Sayısal Simülasyona eşdeğer olan Doğrudan Gürültü Hesaplaması (Direct Noise Calculation, DNC) kullanması yakın geçmişte başlamıştır. Bu yöntemin ilk uygulamaları sadece 90'ların sonundan itibaren, Lele [258], Freund ve arkadaşları [259], daha yakın zamanlarda Bogey [260] ve Jiang [261] tarafından yapılmıştır. Aslında, daimi olmayan bir akış tarafından indüklenen akustik alan, DNC kullanılarak çok doğru bir şekilde hesaplanabilir, ancak bu doğruluk, yüksek bir hesaplama maliyetine sahiptir. Çünkü bir DNC hesaplaması için gerekli olan ağ (grid) noktalarının sayısı, akış Reynolds sayısı, denklem 3.2'ye üssel olarak bağlıdır. Böylece, hali hazırda mevcut hesaplama gücü, yalnızca nispeten küçük Reynolds sayılarındaki akışları simüle etmeye izin vermektedir.

Diğer yandan gürültü tahmini gerektiren mühendislik uygulamaları, mevcut bilgisayarların mevcut kapasitesinin ötesinde yüksek Reynolds sayılarına sahiptir.

DNS'de, 3D izotropik türbülanslı akışı çözmek için gereken uzaysal grid noktalarının N^3 sayısının Reynolds sayısının fonksiyonu olduğu bilinmektedir. [262]

$$N^3 \geq Re_l^{9/4} \quad (2.1)$$

Bu, bir sesaltı türbülanslı akış için, hem yakın hem de uzak alanı çözmek için gereken noktaların sayısı, sadece türbülans yakın-alanı çözmek için gerekli olan ağ aralığına göre Mt^{-4} ile orantılıdır. Başka bir deyişle, uzamsal ağ noktalarının sayısını sabit tutmak, erişilebilecek Reynolds sayısını, $Mt^{4/3}$ ile orantılı azaltır. Örn. bir $Mt = 0.01$ için, Re_l , 0.004 ile çarpımı kadar azalır. Tabii ki daha yüksek Mach sayısı için dominant dalga boyu λ_s küçülür, böylece akustik uzak alana ulaşmak için alanın daha küçük bir uzantısı gereklidir.

DNS yerine LES kullanılarak hesaplanan bir DNC için maliyet benzer argümanlar ile elde edilebilir. Ancak LES durumunda çözülecek olan ölçeklerin büyük girdaplardan Taylor mikro-ölçeklerine kadar lm modellenmiştir. İzotropik türbülans için lm , integral uzunluk skalası ile ilgilidir. ($l/l_m \propto Re_l^{-2}$), dolayısıyla LES'li bir DNC'nin toplam maliyeti:

$$N_s^3 * n_t \propto \frac{Re_l^{\frac{9}{4}}}{St * M_t^3} * \frac{Re_l^{\frac{3}{4}}}{M_t}$$

$$N_s^3 * n_t \propto \frac{Re_l^3}{(St^3 * M_t^4)} \quad (2.2)$$

Bu, bir sesaltı türbülanslı akış için, hem yakın hem de uzak alanı çözmek için gereken noktaların sayısı, sadece türbülans yakın-alanı çözmek için gerekli olan ağ aralığına göre Mt^{-4} ile orantılıdır. Başka bir deyişle, uzamsal ağ noktalarının sayısını sabit tutmak, erişilebilecek Reynolds sayısını, $Mt^{4/3}$ 'ün bir faktörü ile azaltır. Örn. bir $Mt = 0.01$ için, Re_l , 0.004 bir faktörle azalır. Tabii ki daha yüksek Mach sayısı için dominant dalga boyu λ_s küçülür, böylece akustik uzak alana ulaşmak için alanın daha küçük bir uzantısı gereklidir.

DNS yerine LES kullanılarak hesaplanan bir DNC için maliyet benzer argümanlar ile

elde edilebilir. Ancak LES durumunda çözülecek olan ölçeklerin büyük girdaplardan Taylor mikro-ölçeklerine kadar l_m modellenmiştir. İzotropik türbülans için l_m , integral uzunluk skalası ile ilgilidir. ($l/l_m \propto Re_l^{-2}$), dolayısıyla LES'li bir DNC'nin toplam maliyeti:

$$N_s^3 * n_t \propto \frac{Re_l^2}{(St^3 * M_t^4)} \quad (2.3)$$

Hesaplama kaynaklarının bu gereksinimleri, küçük olsa bile kesinlikle talep edilmektedir. Pratik durumlarda, bir DNC henüz mümkün değildir. Bazı çalışmalarda, özellikle Freund'un Jet Noise analizinde [260], $Re_l = 2 * 10^3$ için DNS aracılığıyla $22.1 * 10^6$ grid noktası kullanılarak ve Bogey [261] LES aracılığıyla $Re_l = 4 * 10^5$ ve $16.6 * 10^6$ ağ noktası için denenmiştir.

2.1.1 Melez yaklaşımlar

Yukarıda tartışıldığı gibi DNC, yüksek doğruluk avantajına sahiptir ancak hesaplama uzun süreler almaktadır, gerçek mühendislik problemleri henüz bu yöntem kullanılarak hesaplanamamaktadır. Mühendislik uygulamaları için aeroacoustic problemlerinin çözümü şu anda Hybrid yöntemleri ile elde edilebilir. Bu yöntemlerde hesaplama alanı, tüm kaynak terimleri ve akustik sinyalin gözlemciye kadar yayıldığı bir uzak alan bölgesini kapsayan bir yakın alan bölgesi olmak üzere iki farklı bölgeye ayrılmıştır. Bu, yakın alandaki bir CFD tahmin aracı ve yakın alan dışındaki bölgelerdeki akustik çözücü gibi her bölge için farklı sayısal modellemeyi kullanmayı gerektirecektir.

Dış bölgede kullanılacak akustik tahmin araçları, iki kategoriye, integral yaklaşımlara ve diferansiyel yaklaşımlara ayrılabilir:

• Diferansiyel Metodlar

– LEE

– APE

• İntegral Metodlar

– Lighthill's Acoustic Analogy

- Kirchhoff equation
- FW-H equation

2.1.2 ve takip eden alt bölümlerde bu yöntemler tartışılmaktadır. Bu tezde akustik hesaplama için FW-H denklemi kullanılmaktadır.

2.1.2 Lineerleştirilmiş euler denklemleri (LEE) ve akustik bozuntu denklemleri (APE)

LEE yaklaşımı ilk olarak Tam tarafından [41] tanıtılmıştır ve diğer birçok araştırmacı tarafından jet gürültü tahmininde uygulanmıştır. LEE yöntemi, iki basitleştirici varsayımı temel almaktadır bunlar, akustik dalgalanmaların büyüklüğü, aerodinamik dalgalanmalara kıyasla çok küçüktür ve akustik dalga yayılımına göre viskoz etkiler ihmal edilebilir olarak düşünülebilir. Bu iki koşul altında, orijinal doğrusal olmayan denklem sistemleri, NS denklemleri, LEE denklemlerini elde etmek için doğrusallaştırılabilir.

Bu lineer denklem sistemi, NS sistemine göre daha basit olmasına rağmen, hala zamana bağlı kısmi diferansiyel denklemler sistemidir. LEE, yüksek dereceli düşük-dağılım (low-dispersion) ve düşük-yayılım (low-dissipation) ayrık şemaları kullanarak sayısal olarak çözümlenir.

Bu yaklaşımın birçok farklı formu vardır. İlk uygulamalar tek adımlı bir yöntemle dayanmaktadır. Yani alan, gürültü üretimi ve gürültü yayılımı fazları arasında bölünme olmaksızın yakın alandan uzak alana tam olarak hesaplanmıştır. Daha yakın zamanlarda Bailly ve arkadaşları [263], iki basamaklı yaklaşımları tanıtmıştır. [263]'de Stokastik Gürültü Üretimi ve Radyasyon (SNGR) modeli sunulmuştur. Bailly ve diğ. Sabit ortalama akışını hesaplamak için sabit bir RANS simülasyonunun kullanılmasını önerdi. Daha sonra Euler denklemi bu ortalama akış etrafında doğrusallaştırılır ve LEE'de bir kaynak terim olarak stokastik türbülans modeli kullanılır.

Başka bir yaklaşımda, LEE'ye benzer şekilde, dinamik kaynak bölgesi ile uzak alan arasındaki bir bölünme olan Akustik Pertürbasyon Denklemleri (APE) uygulanır. APE, akışın akustik ve akustik olmayan niceliklere ayrıştırılmasıyla elde edilir. Bu, NS'nin doğrusal olmayan ve viskoz koşullarının filtrelenmesine ve süreklilik denklemlerine dayanır. Ewer ve Schroder [264], oluşum aşaması ve APE'lerin dalga

yayılımını simüle etmek için LES hesaplamalarını kullanan bir yaklaşım önermişlerdir.

LEE'ler veya APE'ler aracılığıyla doğru gürültü tahmini elde etmek için hem alan hem de tanım denklemlerinin dikkatlice sayısal olarak ayrıklaştırılmasını gerektirir. Bu durum her ikisi için de geçerlidir.

Tam [265] ve Wells ve arkadaşları [266], LEE yöntemleri için bazı zorluklar oluşturan alt satırda verilen noktaları tanımlamışlardır.

- Aeroakustik problemleri doğal olarak kararsızdır.
- Çözümde yer alan frekans aralığı büyük bir bant genişliğine yayılmaktadır.
- Akustik dalgalar küçük genliklere sahiptir.
- Çözüm, kontrol alanın genellikle uzak alandaki gözlemciye kadar uzatılmasıyla hesaplanmalıdır, yani birçok durumda çok büyük kontrol alanları gereklidir.
- Akustik dalgalar çok yavaş sönümlendiğinden dolayı çözüm alanı sınırlarına ulaşabilmektedirler.
- Aeroakustik problemleri özellikle çok boyutlu problemlerdir, yani kaynak bölgesi ve uzak alandaki ölçüler, özellikle düşük Mach sayılarında, akustik uzunluk skalasının M^{-1} katsayısı ve orantılı olarak çok farklı olabilir.

Bu sorunları çözmek için, hem kontrol alanı hem de denklemlerin çok doğru bir şekilde tanımlanması gerekmektedir. Ewert ve ark. tarafından önerilen akış alanı ve akustik alan arasındaki ayrım [264], türbülans ve akustik uzunluk ölçeklerinin eşitsizliği sorununa bir çözüm sunmaktadır. Ancak problemi yöneten diferansiyel denklemlerin ayrıştırılması için, aeroakustik problemler [263, 265] ve karmaşık sınır koşulları için özel olarak çalışılmış, düşük dağılımlı ve düşük yayımlı ayırık şemalar gerektirir.

Bunun anlamı, DNC veya LES metotlarının (3.2-3.3) ihtiyaç duyduğu hesaplama maliyetinden çok daha küçük olsa da, LEE çözümünün maliyetinin bir sonraki bölümde ele alınacak integral yöntemlerin gerektirdiğinden hala çok büyük olmasıdır.

2.1.3 İntegral yöntemler

İntegral yöntemler, hesaplama zamanı ve kaynakları açısından daha az talepkardır. İlk çalışmaların bazıları 1930'ların sonlarında yayınlanmış olduğundan, bunlar dikkate

alınacak ilk yöntemlerdir [267]. Aeroakustik teorisinde 1950 ve 60'lardaki modern atılım Lighthill [68] ve Curle [268] 'da tarafından verilen İntegral yöntemlerin temelinde gerçekleşmiştir. Mevcut tahmin metotlarında gürültü tahmini için kullanılan üç yaklaşım şunlardır:

- Kirchhoff denklemi
- Lighthill'in Akustik Analjisi
- FW-H denklemi

Bu araştırmada uygulanan yaklaşım FW-H denklemine dayalı olduğundan, ilk yaklaşım bu araştırmanın kapsamına girmemektedir. Bu nedenle, sadece Kirchhoff yönteminin kısa bir tanımı takip eden paragrafta sunulmuştur.

Kirchhoff denklemi ilk olarak Goldstein tarafından tanıtılmıştır [269] ve daha sonra ilk kez Farassat ve ark. [270] tarafından kullanılmıştır. Metod, Kirchhoff integral teoremine dayanmaktadır. Yöntem iki aşamaya bölünmüştür. Birinci aşamada, (S) yüzeyiyle sınırlanan dinamik kaynak bölgesinin içindeki akış alanı, CFD hesaplamaları ile elde edilir. İkinci aşamada, sınır yüzeyindeki basınç dağılımı ve CFD analizi tarafından sağlanan S'ye normal yön boyunca basınç değişimi doğrusal dalga denklemi için girdi olarak kullanılır. Bu, akustik basınç bozukluklarını uzak alandaki gözlemci konumuna kadar çoğaltır. Tüm doğrusal olmayan özelliklerin (S) yüzeyine dahil edilmesi gerektiğini vurgulamak önemlidir.

Verimli ve basit bir yaklaşımdır, ancak büyük bir dezavantaja sahiptir. Bu yöntemle elde edilen gürültü tahminleri, yakın alan alanının uzaklığını tanımlayan sınır yüzeyinin (S) konumlandırılmasına çok duyarlıdır. Bunun nedeni, lineer olmayan değişkenlerin yakın alan sınırları içinde kapsanıp kapsanmadığının bilinmemesidir. Brentner ve Farassat'ın yakın zamandaki çalışmaları [271] ve [41]'de yeniden ele alındığında, Kirchhoff formülasyonunun, yakın-alan kontrol sınırına bağlı yüksek hassasiyeti nedeniyle aeroakustik problemler için güvenilirmez olduğunu göstermişlerdir.

Takip eden bölümlerde, FW-H denkleminin temeli olan Lighthill'in Akustik Analjisi tanımlanacaktır. Bu açıklama LAA'dan FW-H denklemini elde etmek için gereken adımları ve Ffowcs Williams - Hawkins'in takip ettiği gelişmeleri ve helikopter rotor gürültüsü için gürültü tahmini yöntemlerinin mevcut durumuna getirilen adımları gösterecektir.

2.1.4 Lighthill'in akustik analojisi

Akustik Analoji (AA), Lighthill [262, 272] tarafından jet gürültüsü çalışması amacıyla geliştirilmiştir. Tanıtıldığından bu yana AA, helikopter rotor gürültüsü veya hareketli kaynaklar için FW-H denklemi gibi çeşitli biçimlerde yaygın olarak kullanılmış ve yeniden yorumlanmıştır. Her ne kadar AA, jet gürültüsü çalışmaları için tanıtılmış olsa da, bu alandaki başarısı, FW-H denkleminin helikopter rotoru pala gürültüsünde ki başarısından düşük olmuştur. Bu durum, çözülmek için çok karmaşık türbülans modellemesi gerektiren jet gürültüsünün deterministik olmayan doğasından kaynaklanmaktadır.

Farassat ve diğ. [273]'de Akustik Analoji'nin genel bir tanımını verir. Türbülans veya sonlu bir V uzay alanıyla sınırlı hareket eden yüzeyler tarafından üretilen bazı gürültü kaynakları göz önünde bulundurulduğunda, zaman-bağımlı bilginin, yani zaman tarihlerinin, V'nin içindeki tüm akış parametreleri ve yüzey basıncı dağılımları üzerinde yeterli bir şekilde mevcut olduğunu varsaymak mümkündür.. Hacım V dışında basınç dalgalanmalarının doğrusal dalga denklemini sağladığını varsayarsak, koruma yasaları denklem (2.4) deki biçimde yeniden düzenlenebilir:

$$L_p = Q \quad (2.4)$$

p akustik basınç olduğunda, L doğrusal veya doğrusal olmayan kısmi diferansiyel bir işlemcidir. Bu diferansiyel operatörün (Q) homojen olmayan terimi, akış parametrelerine bağlıdır ve bilinen kabul edilir.

L'nin lineer dalga operatörü olduğu denklem (2.4)'e dayanan herhangi bir gürültü tahmin metodolojisi, Akustik Analoji olarak tanımlanabilir. Özellikle, daha sonra tartışılacağı gibi, Lighthills denklemi, aynı durumda (2.4) denklemine sahiptir. Burada L, lineer dalga operatörüdür ve homojen olmayan terim, Lighthill gerilme tensörü T_{ij} , e.2.3 ile temsil edilir. Türbülans modellemesi ve CFD tahminlerindeki büyük ilerlemeler göz önünde bulundurulduğunda, araştırmacılar şimdi Acoustic Analogy ile doğru ve yakın CFD hesaplaması yapabilen çok doğru jet gürültü tahmini elde edebilirler. Hunter ve Thomas'tan [74] LAA'yı kullanan jet gürültüsü hesaplamaları hakkındaki bazı sonuçlar, ölçülen verilerle çok iyi bir uyum içindedir. Bu, Lighthill'in akustik benzerliğinin güvenilir ve doğru bir CFD öngörüsü ile birleştiğinde, DNC veya LEEs yöntemlerine iyi bir alternatif oluşturduğu anlamına gelir.

Uygulamas, hareket halinde olan yüzeylerin bulunmadığı durumlarda gürültü tahmini ile sınırlıdır. Helikopter rotor kanatları, rüzgar türbinleri veya Propfan motorları gibi hareket halindeki yüzeylerin varlığında ya Kirchhoff ya da FW-H yönteminden yararlanarak gürültü tahmini yapılmalıdır.

Giriş bölümünde tartışıldığı gibi, helikopter rotorlarının ve pervanelerinin gürültü üretim mekanizmaları 70'lerin başında oldukça iyi anlaşılmıştır. 1970 lere kadar 1930'ların sonlarında yazılan Gutins formülünü kullanarak pervane gürültüsü tahminleri yapılmıştır. [24]. Helikopter gürültüsü tahmini, Lowsons formülü temel alınarak daha da gelişmiştir [28]. Çoğu gürültü tahmini yöntemleri frekans alanında idi. Bu durum, zaman alanı yöntemlerinin daha fazla hesaplama kaynağına ihtiyaç duymasından dolayı araştırmacıların doğal yaklaşımı olmuştur. Bu dönemde, Aeroakustik'te birçok deneysel ve teorik çalışma yayınlanmış ve çok önemli bir tanesi, Ffowcs Williams Hawkins'in makalesi [275], Lighthills teorisine dayanmıştır.

Lighthill, 1961'de Akustik Analoji'yi [262,272,276] geliştirdi. Bu fikir de aeroakustik teorisinin büyük bir kısmı, integral yöntemlere dayanıyor. Lighthill'in orijinal Akustik Analogisi [262], Navier-Stokes Süreklilik ve Momentum denklemlerinin homojen olmayan doğrusal dalga denklemi olarak yeniden düzenlenmesidir.

Süreklilik denklemi :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (2.5)$$

Hacim kaynakları olmayan Momentum denklemi:

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j + p_{ij})}{\partial x_j} = 0 \quad (2.6)$$

$$p_{ij} = p\delta_{ij} - \tau_{ij} \quad (2.7)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) = 0 \quad (2.8)$$

Lighthill'in denklemi, (2.5) denklemi zaman türevinin (2.6) denkleminin diverjansından çıkarılmasıyla elde edilir.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} \right) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j + p_{ij})}{\partial x_j} \right) = 0 \quad (2.9)$$

buradan (2.10) elde edilir :

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (\rho v_i v_j + p_{ij}) \quad (2.10)$$

$-c^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2}$ terimini ilave ederek

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (\rho v_i v_j + p_{ij} - c_0^2 \rho \delta_{ij}) = q \quad (2.11)$$

denklemini verir. Lighthill gerilim tensörünü T_{ij}

$$T_{ij} = (\rho v_i v_j + p_{ij} - c_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij}) \quad (2.12)$$

şeklinde tanımlanır.

Lighthill analojisinin son şekli elde edilir.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = T_{ij} \quad (2.13)$$

Bu, Lighthill'in elde ettiği denklemdir [27]. Dalga operatörünün tanıtılması, $\square^2$ eq.2.13, kompakt bir biçimde yazılabilir:

$$\square^2 \rho' = T_{ij} \quad (2.14)$$

Katı yüzeyler ve süreksizlikler söz konusu olduğunda, bu diferansiyel denklemin çözümünü, klasik matematiksel analizden fonksiyonların teorisini uygulayarak bulmak mümkün değildir. 1969'da Ffowcs Williams ve Hawkins [275] 'de, hareket eden yüzeyler durumunda Lighthill'in Analogy formunu elde ettiler ve genelleştirilmiş fonksiyonların teorisini kullanarak, integral formdaki homojen olmayan dalga denkleminin çözümünü elde etmişlerdir.

2.1.5 FW-H denklemi

FW-H denklemi, Lighthill'in Akustik Analojisinin genelleştirilmiş bir şeklidir ve rastgele hareket eden cisimler için kullanılabilir. [275]'de Ffowcs Williams ve Hawkins tarafından türetilmiştir. Bu yaklaşım, daha sonra tartışılacağı gibi geniş AA kategorisine girer. Gürültü tahmini Denklemi (2.4), CFD yoluyla dinamik kaynak bölgesindeki akış alanının çözümü ve gürültünün yayılması ve FW-H denkleminin integral formu aracılığıyla, geçirimsiz cisim yüzeyinden ya da gözenekli cisim formülasyonu durumunda yakın alan sınırından uzak alan gözlemcisine kadar olmak üzere iki faza ayrılır.

CFD çözümü, sadece gürültü alanı ve obje etrafındaki tüm alanda çözümün hesaplanması gereken DNC ve LEE'lerin aksine, sadece yakın alanla sınırlı olduğundan az zaman ve hesaplama kaynağı gerektirir. Bu yaklaşımın Kirchhoff denkleminin karşı temel avantajı, FW-H denklemi kullanılarak elde edilen sonuçların, alan sınırının yanı sıra akış alanındaki doğrusal olmayan noktaların konumlandırılmasında çok daha az duyarlı olmasıdır [271] ve [41].

FW-H denklemi, kısaca **A** Ekinde ele alınan ve [269, 270] 'de detaylı olarak açıklanan genelleştirilmiş fonksiyonlar teorisini kullanır. Bu nedenle, FW-H denklemi süreksizliğin varlığında uygulanabilir ve özellikle bir helikopter rotorunun kanatları gibi katı hareketli yüzeyler için uygundur. Hemen hemen tüm helikopter rotoru gürültü tahmin kodları bu denkleme dayanmaktadır.

$f(x, t) = 0$ fonksiyonu ile tanımlanan, geçirimsiz (katı) hareketli bir yüzey (veya cisim) gibi bir süreksizlik düşünüldüğünde, bu yüzeyin dışındaki alan $f(x, t) > 0$ olarak tanımlanır ve $\nabla f = \mathbf{\hat{n}}$. cisimin dışı doğru normal vektörünü temsil eder.

Süreklilik (2.5) ve Momentum (2.6) denklemleri, süreksizlik $f(x, t)$ şeklinde tanımlanabildiği , tüm fonksiyonlar ve türevler genelleştirilmiş olması durumunda doğru kabul edilir. Bu şekilde denk. (2.5) $v_n = -\frac{\partial f}{\partial n}$, $f=0$ daki normal hız ve geçirimsizlik şartı $v_n = u_n$ olduğunda

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) &= \frac{\partial \rho}{\partial t} + (\rho - \rho_0) \frac{\partial f}{\partial t} \delta_i(f) \\ + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} + |\rho u_i| \frac{\partial f}{\partial x_i} \delta(f) &= -(\rho - \rho_0) v_n \delta(f) + \rho u_n \delta(f) \\ &= \rho_0 v_n \delta(f) \end{aligned} \quad (2.15)$$

dönüştür:

Benzer bir şekilde (2.6) için, süreksizliğin katı bir yüzeyinin varlığında alt satırdaki genelleştirilmiş formu elde edilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i u_j + P_{ij}) = [\Delta P_{ij} n_j] \delta(f) \quad (2.16)$$

Burada $P_{ij} = \tau_{ij} + (p - p_0) \delta_{ij}$, sıkışabilirlik gerilim tensörüdür ve τ_{ij} viskoz gerilme tensörüdür.

Genelleştirilmiş türevlerin kullanılması gerektiği hatırlanarak 2.15, 2.16 denklemleri Lighthill'in denklemine yapılan gibi benzer bir şekilde, Yeniden düzenlendiğinde

$$\begin{aligned} \bar{\square}^2 \rho' = & \frac{\bar{\partial}^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} h(f)] - \frac{\bar{\partial}}{\partial x_i} \{[\Delta P_{ij} n_j] \delta(f)\} \\ & + \frac{\bar{\partial}}{\partial t} \{[\rho_0 v_n] \delta(f)\} \end{aligned} \quad (2.17)$$

elde edilir.

Denklem (2.17), Lighthill denkleminin genelleştirilmiş şekli olan FW-H denklemdir. Bu denklemde, matematiksel formları tek kutuplu, çift kutuplu ve dört kutuplu olarak etiketlendiği için üç kaynak terimi görünür hale gelir. İlk iki terim ayrıca, genişbant gürültüsünün kaynağı ve dürtüsel gürültülerin bir parçası olarak, kalınlığın, yükleme gürültüsünün ve son terimin kaynakları olarak düşünülebilir. Her bir terimin, rotor kaynaklı gürültü için belirli bir gürültü kaynağı ile doğrudan yazılması düşünüldüğünde, FW-H denklemi hemen hemen her rotor gürültü tahmin kodunun temelidir.

Ffowcs Williams ve Hawkins, makalelerinde yukarıdaki denklemi integral formda çözmek ve verilen gözlemci pozisyonlarında akustik basınç elde etmek için üç farklı tanım sunmuştur. Bu üç farklı sunum, genel olarak integrallerin değerlendirildiği yüzeyi tanımlamaya çalışan “Geciktirilmiş Zaman”, “Emisyon Yüzeyi” ve “Çöken Küre” temsil adlarıyla bilinir.

2.1.6 Geciktirilmiş zaman (Retarded Time)

Bu üç tanım, 2.17'den başlayarak ve Green Fonksiyonu serbest alanı kullanılarak bulunabilir.

$$G^0(y, \tau | x, t) = \frac{1}{4\pi r} \delta\left(\tau - t + \frac{r}{c_0}\right) \quad (2.18)$$

$$g(t, \tau, r) = \tau - t + \frac{r}{c} \quad (2.19)$$

$$r(x(x_0, t), y(y_0, \tau)) = |x(x_0, t) - y(y_0, \tau)| \quad (2.20)$$

Burada r , x deki gözlemci ile y deki kaynak ile arasındaki mesafedir.

Elde edilebilen özel formülasyon türü, Dirac delta fonksiyonunu entegre etmek için kullanılacak değişkenlerin seçimine bağlı olarak özel tip bir integral formülasyonu elde edilir.

Genel homojen olmayan dalga denklemi yazılabilir:

$$\square^2 \Phi(x, t) = Q(x, t) \delta(f) \quad (2.21)$$

burada $f(x, t) = 0$, süreksizliğin yüzeyi ve $Q(x, t)$, jenerik bir kaynaktır. Green fonksiyonu kullanarak bu denklemin çözümü:

$$4\pi \Phi(x, t) = \int_{-\infty}^t \int_{-\infty}^{\infty} \frac{Q(y, \tau) \delta(f) \delta(g)}{r} dy d\tau \quad (2.22)$$

Homojen olmayan dalga denkleminin bu genel çözümünden, mevcut tüm formülasyonları denklem 2.17 için eldelir. Gecikmeli Süre formülasyonu, alt satırdaki değişken temsilini seçerek elde edilir.

e.2.32: $(y_3, \tau) \rightarrow (f, g)$. Bu verir:

$$dy d\tau = \frac{dy_1 dy_2 df dg}{|\partial f / \partial y_3| |1 - M_r|} = \frac{dS df dg}{|1 - M_r|} \quad (2.23)$$

Genel bir kaynak terimi $Q(y, \tau)$ için (2.24) deki ayrılmaz formu getirir:

$$4\pi \Phi(x, t) = \int_{f=0} \left[\frac{Q(y, \tau)}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \quad (2.24)$$

İntegraldeki tüm değerler gecikmeli zamanda değerlendirilir:

$$\tau = t - \frac{r}{c} \quad (2.25)$$

$M_r = M \cdot \hat{r} = M_i \hat{r}_i$ ve Doppler faktörü $\dots 1 - M_r \dots \frac{\partial g}{\partial \tau}$ nun türevinden gelir.

Uzayda (y_1, y_2, y_3) ve zamandaki dört boyutlu bu integral (3.24) cisimin fiziksel yüzeyinde ($f=0$) bir yüzey integrale indirgenir, örn. rotor kanadı.

2.1.7 Yayınım yüzeyi (Emission surface)

Yayınım Yüzeyi tanımlaması bir alt satırda verilen değişkenleri seçerek (2.32) deki gibi olur.

$$(y_3, \tau) \rightarrow (F, g), \text{ den } F(x, t, y) = f(y, \tau = t - \frac{r}{c})$$

f yüzeyi $\tau = t - \frac{r}{c}$ Geri Kalmış sürede hesaplanırsa

$$dyd\tau = \frac{dy_1 dy_2 dF dg}{\partial(F, g)/\partial(y_3, \tau)} = \frac{dy_1 dy_2 dF dg}{N_3 |\nabla F|} = \frac{d\Sigma dF dg}{|\nabla F|} \quad (2.26)$$

$$N_3 |\nabla F| = \partial F / \partial y_3 \quad \text{ve} \quad \Sigma = \frac{dy_1 dy_2}{N_3} \quad \text{ile}$$

$$\Lambda = |\nabla F| \sqrt{1 - 2M_n \cos \theta + M_n^2} \quad (2.27)$$

Bulunur.

Yukarıdaki ifadeler 2.22 den çıkarıldığında

$$4\pi \Phi(x, t) = \int_{F=0} \frac{1}{r} \left[\frac{Q(y, \tau)}{\Lambda} \right]_{ret} d\Sigma \quad (2.28)$$

İntegraldeki, köşeli parantez içindeki değerler gecikmeli $\tau = t - r(\tau)/c$ zamanda değerlendirilmelidir. Bu durumda integralde yer alan boyutların sayısının azalarak integral dört boyuttan bir yüzey integraline dönüşür.

2.1.8 Çöken küre

Çöken Küre, 2.22.denkleminde: $(y_2, y_3) \rightarrow (f, g)$ değişken temsilini seçerek elde edilebilir.

$$dyd\tau = \frac{dy_1 df dg d\tau}{\partial(f, g)/\partial(y_2, y_3)} = \frac{dy_1 dF dg d\tau}{(\nabla F \times \nabla g) \cdot \hat{e}_1} = \frac{cd \Gamma df dg d\tau}{\sin \theta} \quad (2.29)$$

Burada Γ , çökmekte olan küre ve yüzey arasındaki eğridir.

$f = 0$ ve θ , ∇f ve r arasındaki açıdır. Bu dönüşümün (2.22) denkleminde kullanılması

$$4\pi \Phi(x, t) = \int_{-\infty}^t \int_{f,g=0} \frac{Q(y, \tau)}{r \sin \theta} d\Gamma d\tau \quad (2.30)$$

Verir.

Dört boyutlu integrallerin indirgenmesi, bu kez iki tek boyutlu integralleri verir. Bunlardan biri zaman ve diğeri de $f = 0$, $g = 0$ yüzeyleri arasındaki kesişim eğrisi üzerinde uzanır.

Rotor gürültü tahmini için mevcut tüm kodlar, yukarıda bahsedilen formülasyonlardan birine dayanmaktadır. Özellikle “Gecikmiş Zaman” temsili integrali doğrudan cismin fiziksel yüzeyinde değerlendirmeyi sağladığı için yaygın olarak kullanılır. Bu nedenle, diğer iki formülasyon için olduğu gibi karmaşık bir yüzey yapısı gerekli değildir.

Gözlemci konum ve zamanı (x, t) (2.30)’un integrasyonu süresince sabittir. τ t’ye yaklaşırken kürenin yarıçapı küçülür .Bu sebeple formül Çöken küre olarak adlandırılmıştır. Herhangi bir τ anında Çöken küre gözlemci tarafından t anında algılanacak ses sinyallerini üretecek kaynak noktaları içerir. $f = 0$, $g = 0$ yüzeyleri bu kaynak noktalarının toplamıdır.[16]

Rotor gürültü tahmini için mevcut tüm kodlar, yukarıda bahsedilen formülasyonlardan birine dayanmaktadır. Özellikle “Gecikmiş Zaman” temsili integrali doğrudan cismin fiziksel yüzeyinde değerlendirmeyi sağladığı için yaygın olarak kullanılır. Bu nedenle, diğer iki formülasyon için olduğu gibi karmaşık bir yüzey yapısı gerekli değildir.

2.2 Farassat formülasyonları

Farassat, aeroakustik alanındaki en aktif araştırmacılardan biri olarak düşünülebilir. 1975'te Farassat Formülasyonu 1 olarak bilinen gecikmeli Zamanda FW-H denkleminin dayanan bir formülasyon geliştirdi [277]. Toplamda Farassat FW-H denkleminin çözümü için 4 farklı formülasyon geliştirmiştir [277], [270], [278]. Farassat'ın Formülasyon 1 ve 1A, [271] ve [270] olarak da adlandırılan ilk formülasyonunun iki farklı versiyonu, 2.2.1 ve 2.2.2 maddelerinde verilmiştir.

2.2.1 Formülasyon 1

Bu formülasyon, serbest alan 3D Green'in fonksiyonunu uygulayarak elde edilen genel çözüm için Gecikmiş Zaman koordinatlarının temsiline dayanan denklem 2.17'nin diferansiyel bir formülasyonudur.

Eşitlik (2.17)'den üç farklı kaynak teriminin tanımlanabileceği açıktır. Her bir terim, akustik basınç dalgalanmaları için p homojen olmayan bir dalga denklemi olarak ayrı ayrı ele alınabilir. Üç dalga denkleminin her birine çözüm bulmak için boş alan Green Fonksiyonu kullanılabilir.

$$\square^2 p' = \frac{\bar{\partial}}{\partial t} \{[\rho_0 v_n] \delta(f)\} \quad (2.31)$$

$$\square^2 p' = - \frac{\bar{\partial}}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j] \delta(f)\} \quad (2.32)$$

$$\square^2 p' = \frac{\bar{\partial}^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (2.33)$$

[279] 'i takiben her bir kaynak terimi için çözümler, denklem (2.22)' ye benzer bir form kullanılarak elde edilebilir. Gecikmeli Zaman Formülasyonunu kullanarak (2.31), (2.32), (2.33) deki üç terim alt satırlarda verilen integral formunu alır.

$$4\pi p' = \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\rho_0 v_n}{|r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \quad (2.34)$$

$$4\pi p' = - \frac{\partial}{\partial x_i} \int \left[\frac{\Delta P_{ij} n_j}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \quad (2.35)$$

$$4\pi p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int \left[\frac{T_{ij}}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \quad (2.36)$$

Yukarıdaki sonuçlar FW-H'den bulunmuştur [275]. Farassat Formülasyon 1'e ulaşmak için, yukarıdaki konum türevlerinin zaman türevlerinde dönüştürülmesi gerekir. Bu da, Green Fonksiyonunun bilinen ilişkisine göre yapılabilir:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left[\frac{\delta(f)}{4\pi r} \right] = - \frac{1}{c} \frac{\partial}{\partial t} \frac{r_i}{r} \left[\frac{\delta(f)}{4\pi r} \right] - \frac{r_i}{r} \left[\frac{\delta(f)}{4\pi r^2} \right] \quad (2.37)$$

2.37 denklemi 2.34 ve 2.36 ya uygulandığında

$$\begin{aligned} 4\pi p' = & \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\rho_0 v_n}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c} \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\Delta P_{ij} \hat{r}_i n_j}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \\ & + \int \left[\frac{\Delta P_{ij} \hat{r}_i n_j}{r^2|1 - M_r|} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int \left[\frac{T_{ij} \hat{r}_i \hat{r}_j}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \end{aligned}$$

Denklemini verir.

Yukarıdaki denklemdeki terimler hala ilk satırdaki Kalınlık terimini ve denklemin ikinci sırasındaki Yükleme ve Dört kutuplu terimleri sırasıyla açıklar. Dört kutuplu terim göz ardı edilerek ve $l_r = \Delta P_{ij} \hat{r}_i n_j$ notasyonu ile Brentner [48] tarafından verilen form elde edilir.

$$\begin{aligned} 4\pi p' = & \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\rho_0 v_n}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c} \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{l_r}{r|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \\ & + \int \left[\frac{l_r}{r^2|1 - M_r|} \right]_{ret} dS \end{aligned}$$

2.2.2 Formülasyon 1A

Bu formülasyon, denklem (2.38) elde etmek için takip edilen aynı aşamalara dayanmaktadır. Farassat'ın Formülasyon 1A'sına ulaşmak için, denklemler (2.38) içindeki integrallerin dışındaki zaman türevleri içine alınmalıdır. Bu (2.39/40/41) denklemlerindeki gibi gözlemci zamanı ile kaynak zaman türevleri arasındaki ilişkiyi kullanarak yapılabilir.

$$\left. \frac{\partial}{\partial t} \right|_x = \left(\frac{1}{|1 - M_r|} \left. \frac{\partial}{\partial \tau} \right|_x \right)_{ret} \quad (2.39)$$

2.39 denklemi 2.38 denkleminde uygulandığında Kalınlık ve Yükleme terimleri;

$$4\pi p' = \int \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n + \dot{v}_n}{r|1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \int \left[\frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_r + cM_r + cM^2)}{r^2|1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (2.40)$$

Burada $l_M = l_i M_i$ alınarak;

$$4\pi p' = \frac{1}{c} \int \left[\frac{\dot{l}_r}{r|1 - M_r|^2} \right]_{ret} dS + \int \left[\frac{l_r - l_M}{r^2|1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS + \int \left[\frac{l_r (r\dot{M}_r + cM_r + cM^2)}{r^2|1 - M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (2.41)$$

olur.

2.3 Dört Kutuplu Dönem

Pala hareketi subsonik ise, Quadrupol terimi genellikle ihmal edilir, çünkü katkısı (M^4) mertebedir [262,272], Türbülans verimsiz bir ses kaynağıdır. Yüksek Mach sayılı akış durumunda, transonik ve süpersonik yakınlarında, kuadrupol teriminin önemi bilinmektedir [55], [56] ve [280]. Lighthill'in stres tensörü T_{ij} 'in

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p - p_0) - c^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad (2.42)$$

2.17 denklemindeki Dörtkutuplu terimin integral formu

$$4\pi p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_{-\infty}^t \int_{-\infty}^{\infty} \left[\frac{T_{ij} H(f) \delta(g)}{r} \right] dy d\tau \quad (2.43)$$

Böyle bir terimden elde edilen akustik basınç için çözüm, 4 boyutlu bir integral ve uzayda bir ikili farklılaşmanın değerlendirilmesini gerektirecektir ki bu da hesaplama açısından çok pahalı bir iş olacaktır. Ancak, bu tür bir yaklaşım aslında gerekli değildir, çünkü Lighthill stres tensörü T_{ij} kaynak bölgenin dışına doğru kaybolur. Kaynakların dönüş düzlemindeki uzak alan gözlemcisi için, çökmekte olan küre, dairesel bir silindir tarafından yerel olarak yakınlştırılabilir. Gözlemcinin rotor düzleminde olduğu varsayıldığından, rotor düzlemine normal yönde entegrasyon gözlemci konumundan bağımsız olarak gerçekleştirilebilir.

Gözlemci alanındaki türevler, gözlemci zamanı t , (2.37 denkleminde) kullanılan aynı yöntemi kullanarak bilgisayar ortamında hesaplanan türevlerle değiştirilebilir.

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \left[\frac{\delta(g)}{r} \right] &= \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \left[\frac{\hat{r}_i \hat{r}_j \delta(g)}{r} \right] + \frac{1}{c} \frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{(3\hat{r}_i \hat{r}_j - \delta_{ij}) \delta(g)}{r^2} \right] \\ &+ \left[\frac{(3\hat{r}_i \hat{r}_j - \delta_{ij}) \delta(g)}{r^3} \right] \quad (2.44) \end{aligned}$$

$T_{rr} = T_{ij} \hat{r}_i \hat{r}_j$ ve $T_{ii} = T_{ij} \delta_{ij}$ olduğunda

Bu terimin hesaplamalar sırasında hesaplama zamanının çoğunu gerektireceği açıktır. Bu yüzden birçok araştırmacı mümkün olduğunda ihmal etmeye çalışır. HSI gürültü kaynaklarına önemli katkıları göz önüne alındığında, HSI hesaplamaları sırasında terim ihmal edilemez. Yukarıda ele alındığı gibi, bu HSI gürültü kaynağı, genellikle normal doğrultuda neredeyse hiç bir katkı sağlamayan rotor disk düzlemine paralel yönlerde ilerler. Brentner ve Holland [56], yukarıdaki terimler için verimli bir yaklaşım önermiştir. Quadrupole kaynak gücünü rotor düzleminde (2.46) gibi tanımlarlar.

$$Q_{ij} = \int_{f>0} T_{ij} dz \quad (2.46)$$

Bu yaklaşım, kuadropolün rotor diskine normal yönde, z 'ye entegre olduğu anlamına gelir. Ancak entegrasyon sadece rotor palasının dışında gerçekleştirilir. Bu konum ve HSI gürültüsünün özellikleri için, Q_{ij} , sadece rotor kanadı plan formuna yakın bölgede sıfır olmayacaktır.

Q_{ij} kullanarak dört kutuplu terim integralleri içinde ve bazı manipölasyonlar sonrasında, uzak alan dört kutuplu terim yaklaşımı için (2.47) deki formu elde etmek mümkündür.

$$\begin{aligned}
4\pi p' &= \frac{1}{c^2} \int \frac{1}{r} \hat{r}_i \hat{r}_j [L_T^2 Q_{ij}]_{ret} d\Sigma \\
&+ \frac{1}{c} \int \frac{1}{r^2} [3L_T Q_{ij} \hat{r}_i \hat{r}_j - L_T Q_{ij}]_{ret} d\Sigma \\
&+ \int \frac{1}{r^3} [3Q_{rr} - Q_{ii}]_{ret} d\Sigma
\end{aligned} \tag{2.47}$$

Burada L_T bir diferansiyel operatör olarak $L_T = \frac{\partial}{\partial \tau} - \frac{\partial \eta}{\partial \tau} \cdot \nabla_\eta$ şeklinde tanımlanmıştır.

2.4 FWH Gözenekli (Porous) Formülasyon

Orijinal dört kutuplu terime göre daha az hesaplama gerektiriyor olsa da, yukarıda tartışılan yöntem, orijinal denklemin bir yaklaşımıdır. [281] 'daki Di Francescantonio, FW-H denklemi ve Farassat Formülasyon 1 denklemi (2.38) için alternatif bir form önermiştir. Bu form, entegrasyon yüzeyinin konumu üzerinde dikkatli bir seçim yapıldıktan sonra, kuadrupol teriminin hacim integrali ihmal edilmesine izin verir. Bu durumda pala yüzeyi olması gerekmez. Bu, FWH'nin Gözenekli Formülasyonu olarak bilinir ya da Francescantonio'nun [281], KFWH, Kirchhoff ve Ffowcs Williams-Hawkings'in yaklaşımını birleştirdiği anlamına gelir. FW-H denklemi (2.17), $\delta(f)$ ile temsil edilen süreksizlik yüzeyinin geçirimsiz olduğu varsayımıyla elde edilmiştir, örn.pala yüzeyi. Bu varsayımı, Ffowcs Williams ve Hawkings'in [262] önerdiği gibi reddetmek ve di Francescantonio tarafından tekrar dikkate almak mümkündür. Lighthill'in homojen olmayan dalga denklemine geri dönerek [27] ve S'nin geçirgen olduğu varsayılarak, (2.17) 'ye benzer bir denklem elde edilir.

$$\begin{aligned}
\bar{\square}^2 \rho' &= \frac{\bar{\partial}}{\partial t} \{[\rho_0 v_n] \delta(f)\} - \frac{\bar{\partial}}{\partial t} \{[(\rho - \rho_0)(v_n - u_n)] \delta(f)\} - \frac{\bar{\partial}}{\partial x_i} \{[P'_{ij} n_j] \delta(f)\} \\
&- \frac{\bar{\partial}}{\partial x_i} \{[\rho v_i (v_n - u_n)] \delta(f)\} + \frac{\bar{\partial}^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} h(f)] \tag{2.48}
\end{aligned}$$

burada v_n akışkan hızı S'ye normaldir ve u_n S'nin normal hızıdır ve S'nin geçirgen olduğu kabul edilir $(v_n - u_n) = 0$. Bu denklemin terimlerini benzer şekilde elde etmek mümkündür. (2.17) ve (2.49) daki değişkenler kullanarak ;

$$V_i = v_i + [(\rho/\rho_0) - 1](v_i - u_i) , \quad L_{ij} = P'_{ij} + \rho v_i(v_j - u_j) \quad (2.49)$$

2.48 denklemi

$$\begin{aligned} \bar{\square}^2 \rho' = & \frac{\bar{\partial}}{\partial t} \{ [\rho_0 V_n] \delta(f) \} - \frac{\bar{\partial}}{\partial x_i} \{ [L'_{ij} n_j] \delta(f) \} \\ & - \frac{\bar{\partial}^2}{\partial x_i x_j} [T_{ij} h(f)] \end{aligned} \quad (2.50)$$

haline gelir.

Eşitlik (2.50) 'dan (2.38) elde etmek için yapılan aynı uygulamayı yapmak suretiyle, artık kuadrupol hariç tüm kaynak terimleri için integral formu bulmak mümkündür.

$$\begin{aligned} p'(x, t) = & \frac{1}{4\pi c_0} \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\rho_0 c_0 V_n + L_{nr}}{r |1 - M_r|} \right]_{ret} dS \\ & + \frac{1}{4\pi} \int \left[\frac{L_{nr}}{r^2 |1 - M_r|} \right]_{ret} dS \end{aligned} \quad (2.41)$$

Denklem (2.51), daha sonra, Farassat Formülasyon 1'in gözenekli yüzey versiyonudur. Dört kutuplu terim ihmal edilir, çünkü gözenekli yüzey benzer olmayan bir şekilde, doğrusal olmayan terimleri içermek üzere, yakın alandan daha uzağa hareket ettirilir. Standart Kirchhoff yöntemine göre gözenekli FW-H yönteminin ek avantajı, gürültü tahmininin yüzey konumuna çok daha düşük duyarlılığıdır [41].

$f = 0$ yüzeyine giren herhangi bir akustik kaynağın, sadece yüzeysel kaynak terimlerinden genel gürültü tahminine katkıda bulunacağı dikkate alınmalıdır ki bu, gözenekli yüzeyler için “sözde kalınlık” ve “sözde yükleme” terimleri olarak düşünülür (pseudo/sözde çünkü bir palaya değil gözenekli bir yüzeyi ifade ederler).

Diğer taraftan, $f = 0$ dışındaki herhangi bir akustik kaynak, hacim kaynağı terimi üzerinden hesaplamaya dahil edilmelidir.

Gözenekli yüzeyin dikkatli bir şekilde konumlandırılmasıyla, tüm akustik kaynakları kapsayacak şekilde, hacim kaynakları, yani dört kutuplu terim, ihmal edilebilir. Bu, hesaplanma zaman ve kaynakların kayda değer bir şekilde tasarrufunu sağlar, ancak son zamanlarda doğru CFD öngörüsünün mevcudiyeti, geçirgen bir yüzey üzerinde FWH denkleminin kullanılmasını sağlar.

2.5 Süpersonik Formülasyonlar

Yukarıdaki tartışma, klasik gecikmeli zaman algoritmalarına dayanan sesaltı kaynaklara ve gürültü tahmin yöntemlerine atıfta bulunmuştur. Bu sunum aslında, uygulama basitliği ve sesaltı koşullar için hesaplanabilir verimliliği için gürültü tahmin kodlarında yaygın olarak kullanılmaktadır. “Geciktirilmiş zaman” formülasyonuna dayanan algoritmaları etkileyen tek kusur her bir integralin paydasında $|1 - M_r|$. Doppler faktörünün varlığıdır. $M_r = 1$ olduğunda bir tekillik olur ve bu gibi algoritmaların subsonik vakalarda kullanımını kısıtlar.

Bu nedenle, transonik ve süpersonik koşullar söz konusu olduğunda, sadece Emisyon Yüzeyine veya Çöken Küre formüllerine dayanan gürültü tahmin kodları kullanılabilir. Bu tür formülasyonların kullanılması, araştırmacıların çoğunluğu tarafından kaçınılmıştır. Çünkü gerekli bütünleşme yüzeylerinin oluşturulması karmaşıktır ve birçok sorunu ortaya çıkarır.

2.6 ve 2.7 alt bölümlerinde tartışılacağı gibi, az sayıda çalışma, yukarıda bahsedilen iki temsili kullanma olasılığını araştırmıştır [57], [59] ve [60]. Bu iki karmaşık formülasyona bir alternatif, son zamanlarda bir grup araştırmacı tarafından önerilmiştir [61,62]. Geciktirilmiş zaman formülasyonuna dayanır, ancak Doppler tekilliği dikkatlice değerlendirilmiştir. Yöntem, matematiksel tekilliği ortadan kaldıran tamamen kompakt olmayan kaynakların varsayımıyla bir kaynak zaman dominantı ya da ileri zaman algoritmasını kullanır.

2.6 Çöken Küre ve Emisyon Yüzey Algoritmaları

Doppler tekilliklerinden kaçınmak için, iki formülasyondan biri olan Çöken Küre veya Emisyon Yüzeyi, Geciktirilmiş Zaman temsilciliği yerine kullanılmalıdır. Bu iki formülasyonu kullanarak FW-H denkleminin integral çözümü,

Genel bir kaynak $Q(y, \tau)$, Çöken Küre tarafından verilir:

$$4\pi \Phi(x, t) = \int_{-\infty}^t \int_{f,g=0} \frac{Q(y, \tau)}{r \sin \theta} d\Gamma d\tau \quad (2.52)$$

Paragraf 2.1.5'te açıklandığı gibi elde edilen ancak $f(y, \tau)$, $g(t, \tau, r) = 0$ ve $F(x, t, y) = 0$, entegrasyon yüzeylerinin anlamı hakkında herhangi bir detay verilmemiştir.

Doppler tekilliğinin bu formülleri etkilememesine rağmen, iki farklı tür terimin, $\sin \theta$ ve Λ 'nin çöken küre ve Emisyon yüzeyi bütünleşir. Çalışmalar [277, 282, 41], iki terimin sadece belirli konfigürasyonlar için tekil olduğunu ve bu vakaların çoğunda integre edilebilir tekillikler olduğunu göstermiştir.

Çöken Küre algoritması ilk olarak Farassat [283] tarafından tasarlandı ve 80'lerin sonunda Propfan uygulamaları üzerine yapılan araştırmaların çok aktif olduğu bir bilgisayar kodu Farassat tarafından ilk olarak kullanıldı [284, 50]. Entegrasyonun gerçekleştirildiği eğrileri oluşturma yolu, bu formülasyona adını veren basit bir fikri takip eder. Gözlemci pozisyonunda $r = \infty$ iken $\tau = -\infty$ ve $\tau = t$ için $r = 0$ olduğunda $r = t - \tau$ yarıçapı ile ortalanan bir küre gerekli eğriler boyunca gövdeyle kesişecektir. Algoritmanın bir bilgisayar kodunda direk bir uygulamaya sahip olabileceği, ancak küre ile pala yüzeyi (veya gözenekli yüzey) arasındaki kesişim eğrilerinin hesaplanmasının büyük bir hesaplama süresi gerektirdiği görülmektedir. Bu da, yalnızca süpersonik kaynaklar söz konusu olduğunda Çöken Küre formülasyonunun kullanımını kısıtlarken, sesaltı olanlar klasik Geciktirilmiş Zaman gösterimi yoluyla analiz edilmelidir.

İntegral paydasındaki $\sin \theta$ terimi, integral düzlemi birim normal vektör $\hat{n}$ radyasyon vektörü $\hat{r}$ 'ne paralel ise tekil olur.

Emisyon yüzeyinin temsili, en basit integral formunu gösteren ve Doppler tekilliğinden etkilenmeyen bir terimdir. Ancak terimler $\Lambda = 0$ olduğunda tekil olabilir. Farassat [277], bu tekilliğin çoğu $\Lambda = 0$ olan durumda nasıl entegre edilebileceğini göstermiştir. Ayrıca Farassat ve Myers [282], kuadropol terimi denklemde yer aldığı anda tekilliğin nasıl ortadan kaldırıldığını gösterdi. Tekilliklerin bütünleştirilip ortadan kaldırılabilmesi, Emisyon Yüzey formülü yüksek hız kaynakları için

mükemmel bir aday haline getirmektedir. İki araştırmacı Brenner [59] ve Ianniello [60], bu formülasyonu uygulamışlardır.

Yukarıda belirtilen yüzey, çökme küresi ile akış değişkenlerinin hesaplandığı yüzeyin hareketi ile tanımlanan hacim, yani rotor kanadının hareketi ile tanımlanan hacim veya yakın alan alanını çevreleyen gözenekli yüzey arasındaki kesişimdir.

Brenner [59], emisyon yüzeyini oluşturmak için Yürüyen Küpler Algoritması olarak anılan bir algoritma tasarlamıştır.

Bu algoritma, bilgisayar grafiğinde eş-yüzeyler yapmak için kullanılan bir yönteme dayanmaktadır. Gelişmiş bir zaman algoritmasını kullanarak gözlemci zamanları, her grid noktasındaki tüm kaynak zamanları için hesaplanır. Değerler daha sonra depolanır. Yürüyen küpler algoritması kullanılarak sabit gözlemci zamanının, yani emisyon yüzeylerinin eş-yüzeylerini hesaplamak mümkündür. Collapsing Sphere algoritmasına benzer şekilde, bu prosedür klasik geciktirilmiş zamana göre daha fazla zaman alır ve dolayısıyla kullanımı çoğunlukla süpersonik kaynaklarla sınırlıdır.

K-algoritması Ianniello tarafından önerildi. İlk olarak [60] 'de ve yakın zamanda [285] gelişti. Geciktirilmiş zaman denklemini çözen noktaların elde edildiği emisyon yüzeyinin inşası için gelişmiş bir yönteme dayanmaktadır. Süpersonik koşullardaki gecikmeli zaman denklemini karakterize eden çoklu kökler, geciktirilmiş zaman fonksiyonunu artan kaynak zamanı τ ve diğeri azalan τ ile aynı yönde olan iki farklı yönde taranarak her nokta için elde edilir. Ianniello daha sonra algoritmaya, yüzeyin her noktasını tek, karma veya çoklu kaynak olarak sınıflandırmanın bir yöntemini uyguladı. Her nokta kaynağı aslında üç köke kadar, yani belirli bir gözlemci zamanı için üç farklı konuma sahip olabilir veya bir farklı ve iki çakışan köke veya tek bir köke sahip olabilir. Birden fazla kaynak böylelikle farklı kategorilerde bölünerek, bir süpersonik Emisyon yüzeyinin çoklu dallarının daha doğru bir yeniden yapılandırılmasına sahip olacaktırlar. Bu Emisyon Yüzey algoritması, HSI gürültüsü tahminini kesinlikle deneylerle çok uyumlu bir şekilde vermektedir. Ancak yüzey rekonstrüksiyonunun çok karmaşık olduğu açıktır. Süreç belirli koşullarda hesaplama gerektirebilir ve algoritma bir bilgisayar kodunda dikkatli ve karmaşık bir uygulama gerektirir.

2.7 İleri (Advanced) veya Kaynak (Source) Zamanı Dominant Algoritması

Gecikmeli zaman denkleminin çözümü, belirli bir gözlemci zamanını hesaba katmak ve sonra ilgili kaynak zamanını bulmak yerine, çok daha hızlı elde edilebilir. Süreç tersine çevrilir, yani kaynak zamanı sabittir (baskın) ve akustik zaman gözlemciye ulaştığı sinyal bilinmeyen olarak kabul edilir. Bu varsayım, İleri Zaman veya Kaynak Zamanı algoritması ismini alır. Eğer gözlemci x durağan ise, o zaman $t = \tau + r / c$, tekrarlı yöntemler kullanmaya gerek kalmadan analitik olarak elde edilebilir. Aksi halde, hareketli bir gözlemci durumunda denklem biraz daha karmaşık hale gelir, $t - \tau - |x(t) - y(\tau)| / c = 0$, Ancak çözümü yine aynı denklemi τ 'de çözmekten daha basittir. Aslında, özellikle helikopter palaları için kaynak hareketi, t 'nin en doğrusal işlevinde olabilecek gözlemci hareketinden çok daha karmaşıktır. Eşit aralıklı bir kaynak süreleri dizisinin, eşit aralıklı gözlemci zamanlarının bir dizisine yol açacağı, dolayısıyla eşit aralıklı bir gözlemci zaman geçmişinin elde edilmesi için bir interpolasyonun gerekli olduğu not edilmelidir. Bu yaklaşımı kullanarak, klasik geciktirilmiş zaman formülasyonuna göre [286] - [3] 'de gösterildiği gibi gürültü tahminlerini daha da hızlandırmak mümkündür. Klasik algoritmalarda, her zaman adımı için hesaplama maliyetinin en büyük kısmı, Newton-Raphson ve Brent'in algoritmaları gibi yineleyici kök bulma algoritmaları kullanılarak geciktirilmiş zaman denkleminin (2.25) çözümüne bağlıdır.

Yine de, Gelişmiş Zaman formülasyonları, $M_r - 1$ için Doppler tekillik özelliği ile karakterize edilir. Doppler tekillikliliğinden kaçınmak için, Prieur ve arkadaşları [86] ve Kessler ve arkadaşları [8], tüm kaynakları Kompakt olmayan en küçük ayırma panelleri bile dikkate alma varsayımını ortaya koymuşlardır. Bu, entegrasyon yüzeyinin bölünmüş olduğu her panelin, gözlemciye sınırlı bir zaman aralığında ve tek bir andan itibaren ulaşmayan basınç rahatsızlıklarını yaydığı anlamına gelir.

Daha doğrusu, klasik algoritmalarda, entegrasyon yüzeyi, kompakt olarak kabul edilen δS_i , $\delta S_i \rightarrow 0$., [286, 8] 'larda bu varsayım, tüm paneller, kompakt olmayan olarak kabul edilerek düşürülür. δS_i 'nin tüm noktaları tarafından t zamanında yayılan sinyalleri x 'de aynı anda alınmaz, gözlemciye en yakın ve en uzak noktalardan yayılan sinyaller arasındaki yayılma süresindeki farka karşılık gelen sonlu bir zaman aralığında

$$\delta t_i = |\delta r_i| \text{ alınır.}$$

Kompakt olmama temelinde, fonksiyonda $\delta(g)$ denklemi (2.22) ile değiştirerek uygulanır:

$$K_i(x, \tau, t) = \left[\frac{[H(g + \Delta g) - H(g)]}{\Delta g} \right]_i$$

$$= \left[\frac{\left[H\left(\tau - t + \frac{(r_i + |\delta r_i|)}{c_{ij}} + \Delta g\right) - H\left(\tau - t + \frac{r_i}{c_{ij}}\right) \right]}{\frac{|\delta r_i|}{c_0}} \right] \quad (2.54)$$

K_i , çekirdek fonksiyonudur. $|\delta r_i| \rightarrow 0$ olduğunda $K_i \rightarrow \delta(g)$ olur ; öyle ki

Panel kaynağı bir nokta kaynağına yöneldiğinde, klasik Green fonksiyonu kompaktlık sınırında geri kazanılır. Son olarak, δS_i tarafından yayılan akustik basınç:

$$p'_i(x, t) = \int_{\tau} \Pi_i(x, \tau, t) d\tau \quad (2.55)$$

$$\Pi_i(x, \tau, t) = \frac{Q K_i(x, \tau, t) \delta S_i}{4\pi r_i} \quad (2.56)$$

Verilen algılama zamanı t ve $M_{ri} \neq 1$ olduğunda δr_i 0'a gitme eğilme gösterdiğinde, $\Delta\tau = \tau_a - \tau_b$ emisyon zaman aralığı:

$$|\delta\tau_i| = \frac{(|\delta r_i|/c_0)}{|1 - M_{ri}|} = \frac{\delta t_i}{|1 - M_{ri}|} \quad (2.57)$$

eğilimi gösterir.

Bu, kompakt olmayan sonucun (2.55) klasik kompakt kaynağa yöneldiği anlamına gelir.

$$p'_i(x, t) = \left[\frac{Q(y_i, \tau)}{4\pi r_i |1 - M_{ri}|} \right]_{ret} \delta S_i \quad (2.58)$$

Formül (2.58)'de görülen Doppler tekilliğinden, kaynak elemanın gözlemciye doğru c_0 'a eşit sabit normal hız ile hareket ettiği durum hariç, kaçınılması gerekir.

3. HART II, YÖNTEM DOĞRULAMA DENEYİ

Geliştirilen yöntemi geçermek ve doğrulamak üzere HART II deneyi ve ölçümleri referans olarak kullanılmıştır.

HART II deneyi 2001 yılında Almanya-Hollanda Rüzgar Tünelinde (DNW) de Almanya Uzay Havacılık Dairesi (DLR),NASA,ONERA katılımlarıyla yapılmıştır. Deneyin ana amacı alçalma uçuşunda rotor iz bölgesinin yüksek harmonik hücum açısı kontrolü olarak ve olmayarak iki durumda detaylı ölçülmesi şeklindedir. Elde edilen veri seti pala-girdap etkileşimli gürültü ve titreşim oluşum mekanizmasının analitik modellemesi ve araştırılması için kullanılmıştır. Rotor iz bölgesi ölçümleri Partikül Hız Ölçümleme (Particle Image Velocimetry) yöntemiyle yapılarak en az gürültü, temel ve en az titreşim adları ile anılan üç senaryo için yapılmıştır. Temel durum için hücum açısında yüksek harmonik kontrol uygulanmamış diğer iki durum için uygulanmıştır. Deneyler %40 ölçekli BO105 helikopter modeli üzerinde gerçekleştirilmiştir.

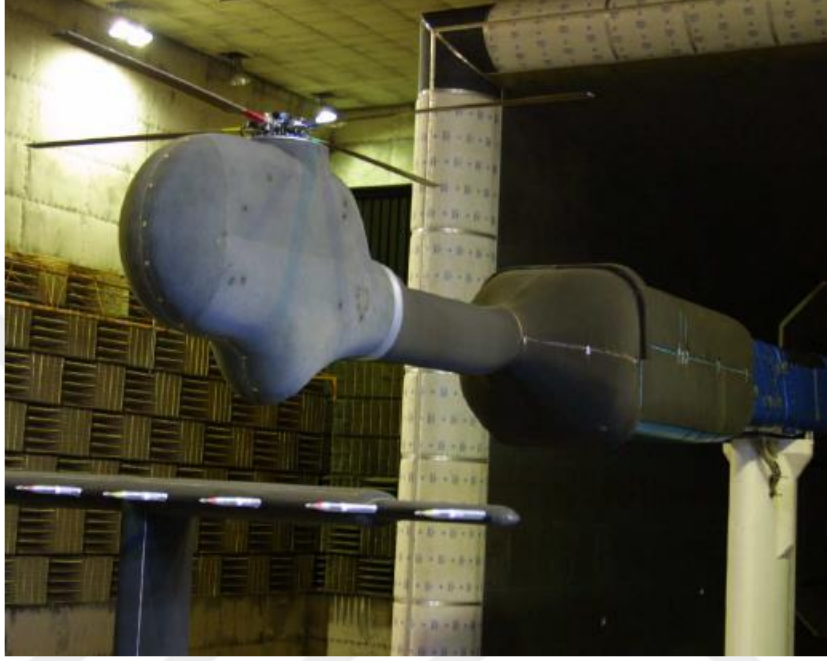
HART II deneyi için elde edilen tüm veriler 6.0'ya 8.0 m deney kesitli açık jet tipi deney odası ölçümleri ile alınmıştır. 80 m/s'ye kadar akış hızlarına (262,5 ft/sn veya 155 deniz mili) ulaşılabilir. 30.000 m³'den büyük akustik bakımdan izole edilmiş hacim açık-jet test odasını çevrelemektedir.

Akustik deney odasının kesme (cut-off) frekansı 80 Hz'dir. Bu frekans üzerindeki seslerde yansıma olmayıp tesis bir açık alan gibi davranmaktadır.

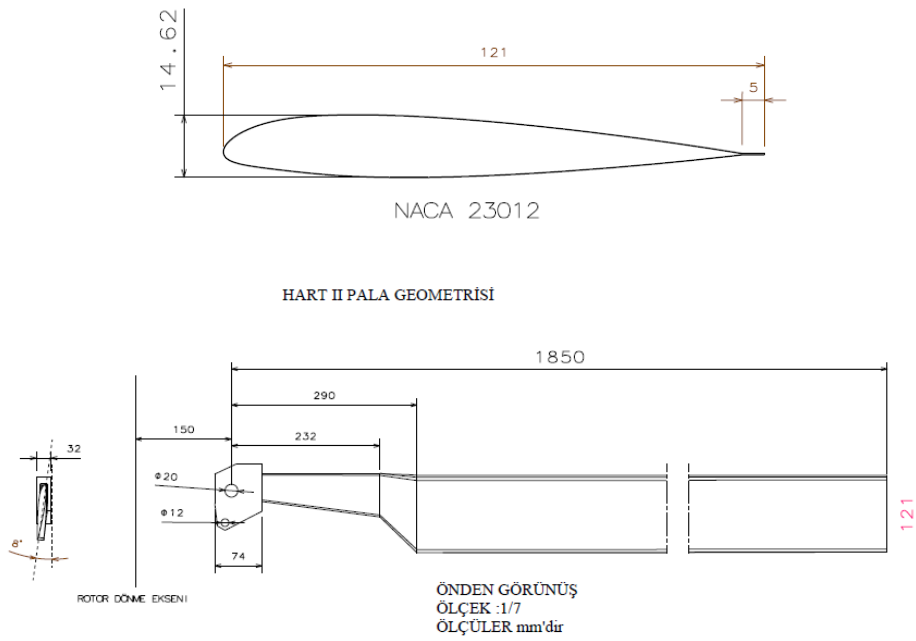
Rotor test cihazı ROTESE II yüksek frekanslı hidrolik rotor kontrolü özelliği, yüksek harmonik rotor kontrolü için aktuatörler ve hidrolik tahrik sistemi içermektedir.

Rotor dengesi bilgisayar kontrollü, hidrolik tahrikli destek mekanizması tarafından sağlanmıştır. Rotor HHC (Higher; Harmonic Controls) için swashplate altındaki üç elektro-hidrolik tarafından kontrol edilmektedir. Yüksek harmonik hat ve kontrolleri kolektif ve döngüsel yunuslama (cyclic pitch) olarak ek olarak 3 / rev-swashplate'in üst üste bindirilmesiyle elde edilmiştir. Bu test için açık döngü yüksek harmonik perde genlik ve faz kayması için kontrol girişleri manuel olarak sağlanmıştır. Test koşulu,

ilerleme katsayısı $\mu=0.15$ ve 6° alçalma uçuşu şeklindedir. Deney kurulumu Şekil 3.1 ve deney palası geometrisi Şekil 3.2 de gösterilmiştir. Deneye ait detaylı bilgi refrans [287] de verilmektedir.



Şekil 3.1 : Hart-II Helikopter modeli görünüş.

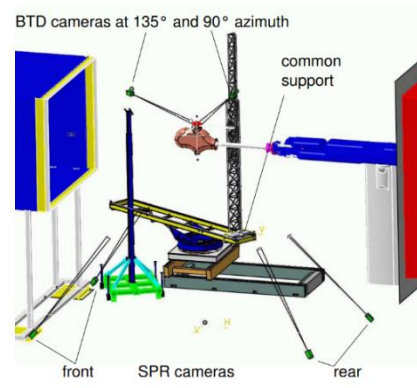


Şekil 3.2 : Hart-II Helikopter pala modeli.

3.1 HART-II Testi

Hart II testleri Alman-Hollanda Rüzgar Tüneli'nin (DNW) Düşük Hız Tesisinin yankısız (anechoic) akışlı 6,0 m x 8,0 m açık tip test bölümünde gerçekleştirilmiştir.

BO 105 model bir rotorun (%40 Mach ölçekli) rotor pala hareketi SPR yöntemi (Stereo Model Tanıma) aracılığıyla incelenmiştir. Bu yöntemle, dört palanın her birine ve gövdenin altına iliştirilen işaretleyicilerin uzaysal konumu, farklı konumlara sahip iki kamera tarafından optik olarak belirlenmiştir (bkz. Şekil 3.3). Teknik, stereo kamera görüntüleri kullanılarak, görünür işaret konumlarının 3 boyutlu olarak yeniden yapılandırılmasına dayanmaktadır.



Şekil 3.3: HART-II Test kurulumu [287].

Ayrıntılı olarak incelenen üç farklı uçuş durumu; geleneksel kontrol girişli temel (BL) durum ve rotora uygulanan daha yüksek harmonik kontrol (HHC) girişli iki durum; minimum titreşim (MV) ve minimum gürültü (MN) durumlarıdır. Bu çalışmada sadece Temel Durum ve Minimum Gürültü Durumları dikkate alınmıştır.

HART II testinde kullanılan model rotor, BO 105 ana rotorun özelliklerine dayanmaktadır. Dört palalı rotor, geometrik ve aeroelastik olarak tam rotor boyutunun %40'ına ölçeklendirilmiştir. Bu da 2 m'lik bir yarıçap ve 0,121 m'lik bir veter boyuna tekabül eder. Rotor palaları, arka kenarı 5,4 mm (%4,46 c) çıkıntı oluşturacak şekilde değiştirilmiş bir NACA23012 kanat profiline sahiptir. Palalar kare uçlu dikdörtgen şeklindedir ve -8° doğrusal burulma ve 2.5° ön koni açısı içermektedir. Şaft eğim açısı, testler sırasında alçalan 5.3° dereceye ayarlanmıştır. Ancak rüzgar tüneli duvarı düzeltilmesinden sonra 4.5° olarak kabul edilmiştir. Sonuç olarak, bu çalışmada şaft eğim açısı 4.5° olarak kullanılmıştır.

HART II palalarının sapmaları stereo model tanıma tekniği kullanılarak optik olarak ölçülmesi için pala açıklığı boyunca dağıtılan ve yüzde 22,8 radyal konumdan başlayarak eşit aralıklarla hem ön hem de arka kenarlara iliştirilen 18 adet işaretleyici kullanılmıştır. Basınç ölçüm portlarının koordinatları, $C_n M^2$ (Denklem 3.1) katsayısının [288] hesaplanması için Referans Palanın (Pala 1) 0,87 bulunan basınç ölçüm portlarının koordinatları [9] sayfa 89'da verilmektedir. Ayrıca bakınız Şekil 4.5.

$$C_n M^2 = \frac{2}{\rho a_\infty^2} (\sum_{low} P_{low} \Delta x_{low} - \sum_{up} P_{up} \Delta x_{up}) \quad (3.1)$$

Farklı konfigürasyonlar için kontrollü adım açıları (Denk.3.2) Çizelge.1'de listelenmiştir.

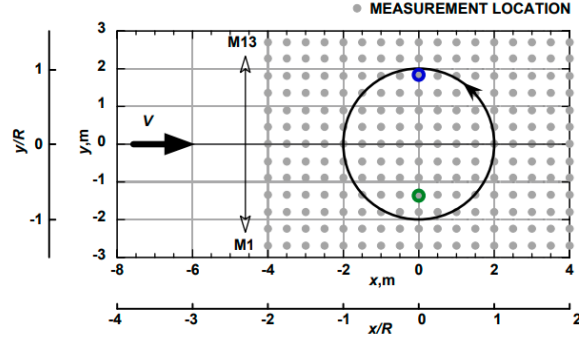
$$\theta(\psi) = \theta_0 + A_1 \cdot \cos(\psi - P_1) + A_3 \cdot \cos(3\psi - P_3) \quad (3.2)$$

Çizelge 3. 1 : Rotor Trim açıları [289].

	BL 5.3	MN 5.3
θ_0	3.8	3.9
A_1	2.34	2.41
P_1	325	326
A_3	0	0.81
P_3	0	300

Doğru bir aerodinamik model oluşturmak ve hesaplama sonuçlarının karşılaştırılması için flaplama, elastik burulma ve gerileme deformasyonlarına ilişkin Hart-II deney verileri kullanılmıştır.

HART-II testindeki akustik ölçümler, rotorun 2,2 m (1,11R) altındaki zemine bağlı sisteme monte edilmiş on üç ½ inçlik mikrofondan oluşan doğrusal bir diziyle yapılmıştır. On üç mikrofon yanal yönde birbirinden 0,45 m uzaklıkta eşit aralıklarla yerleştirilmiştir. Bu mikrofon dizisi yavaş ve sürekli olarak rotor ekseninden akım yönüne doğru 4 m ve akımın tersine doğru 4 m hareket ettirilmiş ve her 0,5 m'de bir ölçüm alınmıştır. Gürültü ölçüm düzeneğinin krokisi Şekil 3.4'te gösterilmektedir. Akustik veriler, her mikrofonda 2048 örnek/sn'de 100 devir boyunca sürekli olarak kaydedilmiştir.

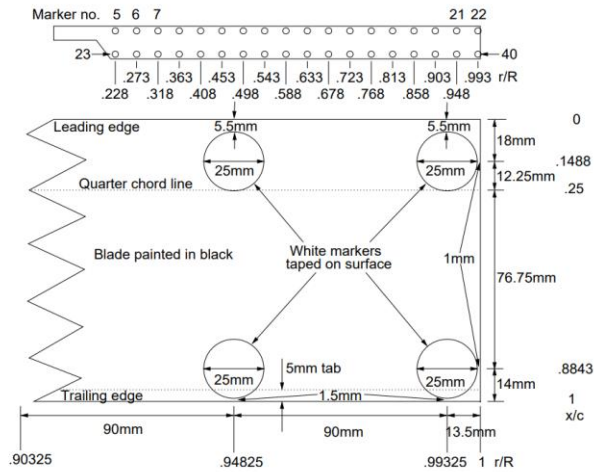


Şekil 3.4 : Mikrofon yerleşimi.

3.2 Pala Çırpması (Flapping) Ölçüm Ekipmanı

Hart-II deneyleri sırasında pala sapması ölçümleri Stereo Desen Tanıma (SPR) adı verilen bir teknoloji kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.5'te SPR'nin [287] kurulumu gösterilmektedir.

Pala profili yüzeyindeki işaretleyiciler, Şekil 3.5'te verildiği gibi ön ve arka kenar işaretleyicileri için farklı biçimde kiriş merkez çizgisine olan mesafeye sahiptir. Test sırasında bazı işaretleyiciler, yetersiz yapışma nedeniyle konumlarını kaybetmişlerdir. Bu nedenle tüm kanatların hem azimut hem de açıklık yönündeki konum deformasyonlarını kaydetmek mümkün olmamıştır. Sonuç olarak önemli bir veri kaybı meydana gelmiştir.



Şekil 3.5 . Ref.'deki SPR işaretleyici konumları.

Çizelge 3. 2 : Hart II Test parametreleri.

Rotor radius, R	2.0 m
Blade chord length,c	0.121 m
Blade Profile	NACA 23012
Twist angle	-0.8 °
Zero Twist	1.5 m
Precone angle	2.5°
Thrust coefficient,	0.0044
Advance ratio,	0.15
Tip Mach number	0.638
Free Stream Velocity	32 m/s
Shaft angle	4.5° (aft)
Rotor Rotation speed	109 rd/s (1041 rpm)

4. METODOLOJİ

4.1 CFD Stratejisi

Bu çalışmada genel ağ oluşumu, yapılandırılmamış ağ oluşturmaya dayanmaktadır. Öte yandan rotor diski, kayan ağ tekniğine dayalı bir alt alanla temsil edilir. Bu alt alanın ağ boyutu, Açıkgoz ve Aslan'ın çalışmasından uyarlanan “c” pala veter uzunluğuna göre belirlenmektedir [290]. Açıkgoz ve Aslan [290] tarafından açıklanan teknik, HART-II Minimum Gürültü ve Temel Hat durumları için doğru gürültü tahmininin temelini oluşturan doğru akış alanı sonuçlarının elde edilmesi için kullanılmıştır. Bu çalışma sırasında, yüksek ağ sayısını ve hesaplama süresini en aza indirmek için rotor kanatlarının ön ve arka kenarlarında özel bir ağ boyutlandırmanın faydalı olacağı fark edilmiştir. Diğer bir husus, mikrofonların (deney ölçümleriyle aynı çözünürlüğü temsil edecek şekilde tanımlanan akustik alıcılar) konumlarını kapsayan ve ses seviyesini daha doğru elde etmek amacıyla farklı sayılarda denenmiştir. Bu denemeler uygun ağ boyutunun belirlenmesi için kullanılmıştır.

HART-II en az gürültü ve temel durumlarının pal hareket verileri, her bir palin çırpma, eğim ve ilerleme-gerileme hareketinin belirlenmesi için kullanıldı. Referans [290] de verilen tekniğin ana yaklaşımından farklı olarak elastik burulma tanımlanması gerekmiştir. Bu nedenle palaya yakın bölgeyi kaplayan hacimsel bir kapsülün korunması mümkün değildir. Kapsül benzeri hacim [290], yeniden ağ oluşturma nedeniyle palanın etrafındaki ağ kalitesinin azalmasını önlemeyi amaçlamaktadır. Ancak Fluent'in ağ düzeltme işlevi ayarları, yakın ağ örgüsünü değiştirmeden hareketin uzaktaki ağ elemanları tarafından karşılanmasını sağlar. Bu tekniğe ek olarak, rotor merkezinin 1,1 R altında olan HART-II verilerinde verilen mikrofon konumları (Şekil 3.4) için akustik verilerin çözünürlüğünü artırmak amacıyla İç Arka Plan adı verilen hacmi etkileyen üst üste binen yakın bölgede yapısal olmayan ağ oluşturma kullanılmıştır.

HART II pala hareket verileri, sıfır Azimut açısının olmadığı on sekiz açıklık pozisyonunda ve her on beş derecelik azimut açısında verilmektedir. Bu nedenle, hem zaman hem de uzayda pala konumunun sürekli tanımlanmasını gerektiren CFD

hesaplaması için enterpolasyon yapılması gerekir. Zaman için kullanılan 6. dereceden polinom denklemleri ve kanat çırpma hareketi için açıklık yönünde üçüncü dereceden eğrisel enterpolasyonu uygulanmıştır. İlerleme-gerilemeyi tanımlamak için trigonometrik denklemler kullanılırken, elastik burulma için açıklık boyunca sürekli verileri elde etmek için uygun olan 3 veya 4. dereceden polinom denklemi uygulanmıştır.

Bu denklemler her pala için kendi veri ve denklemleriyle uygulanmıştır. UDF'ler Ansys/Fluent tarafından yönetilecek c⁺ programlama dili kullanılarak programlanmıştır.

4.2 Sayısal Ağ yapısı

Ansys Fluent [291], geçerli olduğu bilinen ortalama hıza ilişkin logaritmik yasa nedeniyle sınır tabaka kalınlığını temsil etmek üzere $30 < y^+ < 300$ 'ü önermektedir. Uygun bir bilgisayar güç talebi sağlamak amacıyla çok fazla düğüm veya ince sınır katmanı tanımından kaçınmak için y^+ parametresi 135 olarak seçilmiştir. 17 milyon mesh elemanı ile sonuçlanan hesaplamalarda $y^+=135$ kullanılmıştır.

$y^+=135$, 4.4 ile verilen formüllere göre tahmini toplam sınır katmanına ulaşmak için 0,2 mm ilk katman kalınlığını ve 1,2 büyüme oranıyla 7 katmanı verir. Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'da gösterilen sınır tabakası ağ yapısı elde edilmiştir.

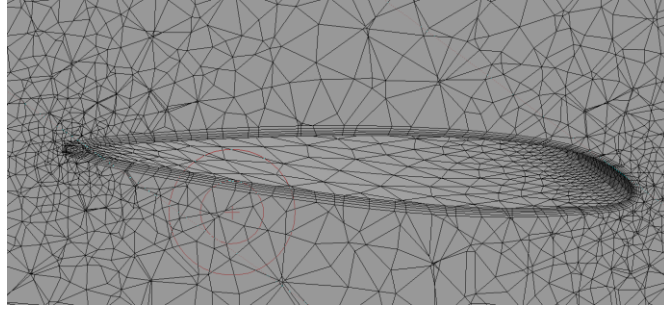
$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho U_f^2, \text{ kayma gerilmesi.} \quad (4.1)$$

$$U_f = \text{Rotor uç hızı} + \text{Serbest Akım Hızı}$$

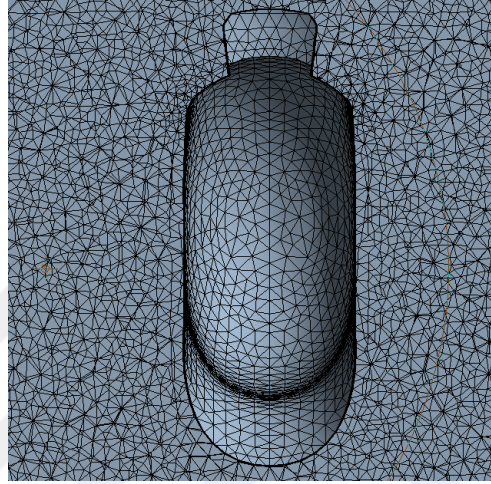
$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \text{ sürtünme} \quad (4.2)$$

$$\delta_x = 0.37 * c * Re_x^{-\frac{1}{5}}, \text{ tahmini sınır tabaka kalınlığı} \quad (4.3)$$

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*}, \text{ ilk sınır tabaka kalınlığı.} \quad (4.4)$$

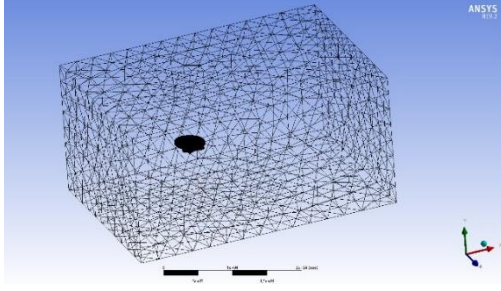


Şekil 4.1 : Pala için oluşturulan sınır tabaka ağı.

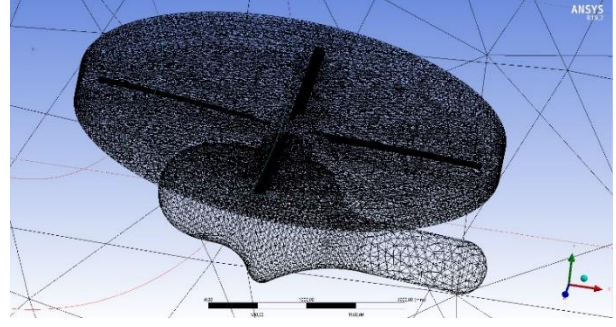


Şekil 4.2 : Gövde için oluşturulan sınır tabaka ağı.

Kayan ağ tekniği nedeniyle iki blok olarak tasarlanan hesaplama alanında hareketli alan, NACA 23012 kanat profiline sahip 4 rotor kanadı içeren rotor diskidir (bkz. Şekil 4.4). Statik alan, Hart-II gövdesini ve Hart Gövdesini ve gürültü ölçüm mikrofonları olarak ses alıcılarının tanımlanmış koordinatlarını içeren hacimdir. Rotor disk alanı ağ boyutu $0,2c$ dir. Şekil 4.4'de gösterilen etki hacmi, ağ boyutu $0,5c$ 'dir. Yapılandırılmamış ağ minimum ağ aralığı, pala ucunda, ön ve arka kenarlarda $0,01c$ olarak atanmıştır. Pala yüzeylerinde maksimum eleman uzunluğu $0,1c$ 'ye ulaşır. Pala sınır katmanı bölgesi, ağın ilk yüksekliği olarak $0,00165c$ değerine sahip yedi prizmatik katmanla temsil edilir. Sınır katmanları için atanan büyüme oranı, statik alanın geri kalanı için kullanılan $1,2$ 'ye eşittir. Hesaplamalı alan büyüklükleri Çizelge-3'te verilmiş olup, genel görünümü Şekil 4.3'de gösterilmiştir. Sayısal hesaplamalarda kullanılan çeşitli ağ yoğunlukları , rotor diski kontrol hacmi ve mikrofon konumlarını kapsayan hacimde yoğunlaşmayı sağlamak üzere değiştiriliğe uğratılarak arttırılmıştır. 8-20 milyon ağ elemanı yoğunlukları için uygulanan değişiklikler Ek- B de verilmiştir.

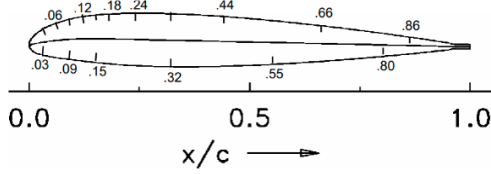


Şekil 4.3 : Hesaplama hacmi genel Şekil görünümü.

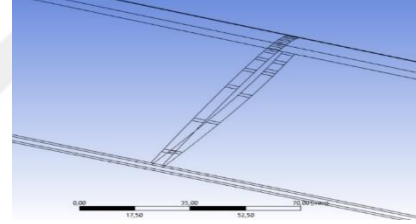


Şekil 4.4 : Kayan ağ rotor disk hacmi genel görünüm.

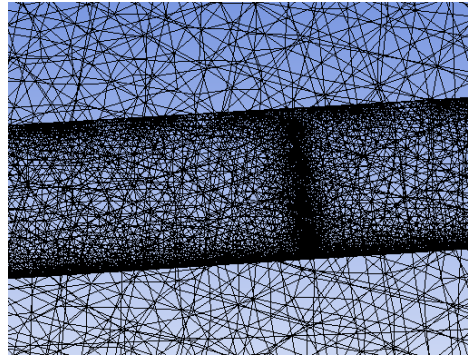
Ansyz/Fluent'te hareketli prob tanımının olmaması nedeniyle 1. palada 0,87R bölümünde yüzey alanlarına (4-8 mm²) sahip ayrı ayrı tasarlanmış Basınç sensörleri. CAD modeli ve örgülü basınç sensörleri Şekil 4.5/ 4.6 ve Şekil 4.7'de verilmiştir. Sensör yüzleri Test Belgesi 1'e [287] göre yerleştirilmiş ve 0,0082c boyutunda ağ uygulanmıştır. Kesit Taşıma Katsayısını ($C_n M^2$) hesaplamak için simülasyon sırasında her zaman adımında ortalama statik basınç değerleri kaydedilmiştir



Şekil 4.5 : Basınç sensörlerinin konumları.



Şekil 4.6 : 1.Pala üzerinde basınç sensörü modellemesi



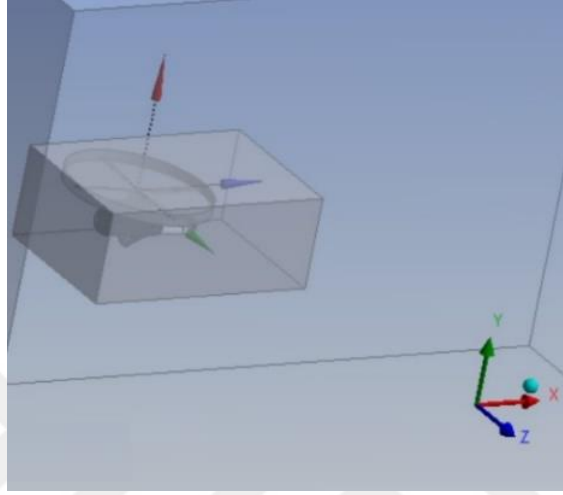
Şekil 4.7 : Basınç sensörü modelinin ağ görünümü.

Aerodinamik ve akustik hesaplamalar için daha iyi doğruluğa sağlamak olmak üzere, hareketli nesnelere yakın olan ve gürültüyü ölçen mikrofön konumlarını çevreleyen bir iç hacim tanımlanmıştır İç hacim aynı zamanda yakın bölgeyi kabalaştırmadan toplam ağ yoğunluğunu azaltarak yüksek olmayan bir hesaplama gücü sağlayacak

şekilde de işlev görür. Bu iç alan boyutu, gerçek Hart-II deney odası boyutuna yakındır. Şekil 4.8

Çizelge 4.1 : İç etki alanı boyutları

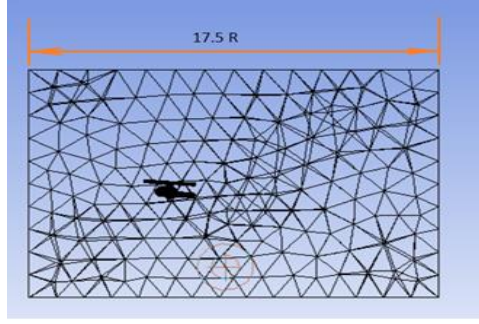
	Uzunluk	Genişlik	Yükseklik
Sugawara-Tanebe [14]	3.2 R	2.4 R	1.25 R
Wilke[295]	4 R	2.6 R	1.3 R
Bu çalışmada	3.5 R	2.3 R	1.4 R



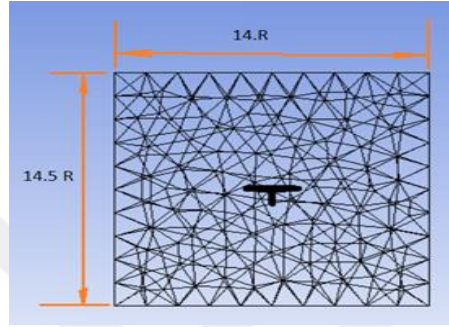
Şekil 4.8 : İç Etki Alanı görünümü.

4.3 Sınır Şartları

Sayısal hesaplama alanının boyutu ve şekli simülasyon doğruluğu açısından önem taşımaktadır. Deney odası boyutlarına yakın ancak statik hacme göre daha fazla ağ yoğunluğuna sahip odaklanmış bir hacimdir. Ana alan boyutu olarak deney modeli uzunluğunun veya rotor yarıçapının 15-30 katı uygulanmıştır. [290] Silindirik ve prizmatik hesaplama hacmi şekilleri hangi şeklin deneysel sonuçlara daha iyi yaklaşım sağladığını görmek için hesaplamalar ile karşılaştırıldı . Bu karşılaştırma için farklı BC'ler (Sınır Şartları) kullanıldı. Çevreleyen hacim için bu koşullar simetri ve yansıtmayan yüzeylere sahip uzak alanıdır (Bölüm 6, [291]). Prizmatik alan şekli ve uzak alan BC, deneme hesaplamalarından sonra seçilmiştir. Ayrıca akış alanı girişi için kullanılan, serbest akış hızını +X ekseninde Mach sayısı olarak tanımlayan uzak alan BC, çıkış için akış yönündeki statik basınç olarak belirtilen basınç çıkışı kullanılmıştır. Prizma alanı boyutları uzunluk olarak 17,5 R, genişlik ve yükseklik olarak 14 R olarak seçilmiştir.



Şekil 4.9 : Hesaplama alanının genel görünümü.



Şekil 4.10 : Hesaplama alanının genel görünümü.

4.4 Uzamsal Ayrıklaştırma, Zaman Entegrasyonu ve Simülasyon Ayrıntıları

CFD analizleri ANSYS/Fluent çözücü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kullanılan çözücü, RANS denklemleri için sonlu hacim yöntemine ve mevcut çeşitli türbülans modellerine dayanmaktadır. Gerçekleştirilebilir $k - \epsilon$ türbülans modeli, akışın türbülanslı doğasını modellemek için kullanılmaktadır. Sınır tabakası ve türbülans miktarlarını hesaplamak için duvara yakın bölgeye ölçeklenebilir duvar fonksiyonu [292] uygulanmıştır. Geliştirilmiş Duvar İşlemi seçeneği, hesaplama süresini olumsuz etkileyeceğinden ve zaman adımı başına hesaplama süresini %30 artıracığından dolayı seçilmemiştir. Tahmin edici-düzeltilici yaklaşımına dayalı, basınca bağlı denklemler (SIMPLE) için yarı örtülü bir yöntem olan basınca dayalı ayrılmış algoritma, basınç-hız bağlantısı için uyarlanmış ve basınç enterpolasyonu için ikinci dereceden bir şema kullanılmıştır. Akış değişkenleri aynı düğümlerde (hücre merkezli) saklanmakta ve gradyanlar, en küçük kareler hücre bazlı formülasyon kullanılarak hesaplanmaktadır. Tüm taşıma denklemlerinin konvektif terimleri, ikinci dereceden upwind şema ile ayrıklaştırılır. Fluent'te dinamik ağ hesaplamaları yalnızca birinci dereceden zaman ilerlemesiyle çalışmaktadır. Rahatlama (relaxation) değerleri herhangi bir yakınsama problemiyle karşılaşılmayan varsayılan değerler olarak tutulmuştur. Hart-II test durumları için pala uçlarında Mach sayısı 0,3'ün üzerinde olduğundan sıkıştırılabilir

akış analizleri yapılmıştır [293]. Hava ideal bir gaz olarak modellenmiştir ve viskozite değişimi Sutherland [294] yasasının üç katsayılı yöntemi uygulanmıştır. Ana alanın girişi ve çevre yüzleri uzak alan sınır koşulları olarak belirlenmiş ve çıkış, akustik hesaplama için yansıtmayan seçenekli basınç çıkışı olarak belirlenmiştir. Zaman ayırıklaştırması, HART II test durumunun 1041 rpm Rotor hızına ve 4 rotor kanadına sahip olduğundan deney yapımcılarca belirlenen BPF (Blade passage frequency ,pala geçiş frekansı) 6-40'a dayanmaktadır. Dolayısıyla HART II BPF 69,4 olup BPF 6-40, 416,4-2776 Hz frekans aralığına eşittir. Ses hızı kullanıldığında minimum 0,122 m dalga uzunluğu elde edilir. Oluşan sinyallerin 20 ayırıklaştırma noktasıyla çözümlendiğini varsayarsak, maksimum frekans için 0,35 derecelik azimut açısına eşit olan $5,6 \times 10^{-5}$ saniyelik bir zaman adımı [96] gerektirir. Düşük ağ yoğunluğuna sahip çalışan bir simülasyon modeli elde etmek için hızlı değerlendirme amacıyla ön hesaplamalar için zaman adımı boyutu 2 derece olarak seçilmiştir. Bilgisayar güç gereksinimi açısından ekonomik modeli belirlemek için daha dar zaman adımları ve yüksek yoğunluklu ağ uygulanmıştır. Yüksek ağ yoğunluğu Açıkgoz ve Aslan [290] bölüm 4.4 de detaylı şekilde verildiği gibi daha düşük ağ yoğunluklarına göre daha küçük zaman adımları gerektirmektedir. Bu bakımdan düşük bilgisayar kapasitesi ile deneye uygun çözümler elde edebilmek için bu iki parametre doğru seçilmelidir. Enaz gürültü durumu ve Temel durum için yapılan hesaplamalarda gösterge olarak alınan ($C_n M^2$) kesitsel taşıma katsayısı yaklaşımı için 0,5 derece eşdeğer zaman adımının yeterli olduğu bulunmuştur. 0,5 derecelik azimut adım boyutu aynı zamanda Açıkgoz ve Aslan [290] tarafından 5 tam devirle kullanılmaktadır. Bu çalışma için gerçekleştirilen hesaplamalar, aerodinamik olarak yakınsak bir çözüme ulaşmak için 4 tam rotor devrinin yeterli olduğunu göstermiştir. Ancak 4 tam rotor devri, yaklaşık 5 milyon ağ elemanı olan düşük ağ yoğunluğu durumunda uygun bir gürültü hesaplaması yapmak için uygun değildir. 6-10 Rotor Devri, 10 milyon mesh elemanının üzerinde oldukça yeterlidir. Gürültü hesabının detayı 4.7 rotor gürültüsü hesaplama maddesinde verilmiştir. Rotor devir sayısına göre gürültü hesabının değişim grafikleri 5.2 ve alt maddelerinde verilmiştir. Rotor devir sayısı ve zaman adımı boyutu, gürültü veri miktarını doğrudan etkiler. Bu çalışmada üç farklı akustik alıcı (mikrofon simülasyonu) konfigürasyonu kullanılmıştır.

Set-1 221 Alıcı (mikrofon)

Set-2 117 Alıcı (mikrofon)

Set-3 63 Alıcı (mikrofon)

Set-3'ün üretilen gürültü verileri, 0,5 derecelik zaman adımlı ve 10 rotor dönüşüne sahip bir simülasyon için 800K satıra ulaşmıştır. Alıcı koordinatları Çizelge-7'de verilmiştir. Çoğunlukla Set-2 dosya boyutlarını küçültmek için kullanılmıştır.

Tüm hesaplamalar biri 2x E5-2697 V2 CPU'lu (24 çekirdek, 48 iş parçacığı) 96 GB RAM belleğe sahip, diğeri ise 2xE5-2686 V4 CPU (36 çekirdek, 72 iş parçacığı) ve 128 GB RAM'e sahip iki ayrı bilgisayar kullanılarak yapılmıştır. GB RAM belleği. Her ikisi de 64 bit Win-10 işletim sistemiyle çalıştırılmaktadır. Hesaplama süresi, Çizelge-4'te verildiği gibi, kullanılan CPU sayısına, ağ yoğunluğuna ve zaman adımı boyutuna sıkı sıkıya bağlıdır. Bir zaman adımlı hesaplama yaklaşık olarak 17 milyon mesh elemanı durumunda 46 CPU ile 120 saniye sürmektedir. Bu nedenle toplam hesaplama süresi zaman adımı büyüklüğüne, rotor devrine ve mesh eleman sayısına bağlı olarak 1,5-12 gün arasında değişmektedir. Çizelge 4.2 bir zaman adımı için örnek sürelerini göstermektedir.

Çizelge 4.2 : Ağ yoğunluğuna göre bilgisayar çalışma süresi

Mesh Yoğunluğu (Milyon element)	CPU Sayısı	Süre (s)
11	80	63
13	46	113
17	46	118
29	70	138

4.5 Pala Hareketi ve Deformasyonu

DLR tarafından ftp sunucusu aracılığıyla pala hareketi ve deformasyon verileri yayınlanmıştır. Bu veriler 18 sütun ve 23 satırdan oluşan tablo formatındadır. Satırlar 19 dereceden 349 dereceye kadar azimut açısını tanımlamaktadır. 0-19 derece arasındaki eksik konumlar gerçekçi bir yaklaşım eğrisi denklemi hesaplamak için çok önemlidir. Bu mevcut olmayan azimut konumlarının yanı sıra, kanat çırpma, burulma ve ilerleme-gerileme deformasyonları için her bir pala için birçok bireysel veri mevcut değildir. Bu verilerin yokluğu, Hart-II Test Dokümanlarında açıklanmıştır. Yaklaşık eğri denklemini (ACE ,approximation curve equation) elde etmek için veri setini tamamlamak için mevcut verilerden faydalanılmıştır. Ölçülen her azimut açısı ve her pala için azimut ve açıklık değişimine göre eğrilik eğilimini tanımlamak için mevcut

rakamlar incelenmiştir. Verileri tamamlamak için polinom denklemleri ve en küçük kareler yöntemiyle eğri uydurma yöntemleri kullanılmıştır. Tamamlanan veri seti ile ACE sonuçları arasındaki fark Şekil 4.13/15'da gösterilmektedir. Van der Wall [13] tarafından verilen benzer grafikler (Şekil 4.14/16) de verilmiştir.

Pala ucu hareketine göre boyutsuz hale getirilen 6. dereceden polinom denklemleri ile her bir pala için hesaplanan zamana bağlı hareket açıları olarak tanımlanan uç çırpma deformasyonu için ACE'ler oluşturulmuştur. Elastik burulma için ACE'ler 9. dereceden polinom olarak hesaplanmış ve ilerlem-gerileme deformasyonu için azimut değişimini tanımlamak için kullanılan bir trigonometrik denklem kullanılmıştır. Bu denklemler UDF programlama için temel denklemlerdir. Simülasyondaki her rotor devirinde artık deformasyonu en aza indirmek için ACE'lerin iyi bir tekrarlanabilirliğe sahip olması gerekir. Bu nedenle tüm veri seti buna göre incelenerek yeknesaklığı bozan aşırı değişim gösteren veriler yumuşak geçişi sağlayacak şekilde değiştirildi.

Açıklık yönündeki deformasyonların değişim eğilimi, iyi tanımlanmış bir pala hareketi ve deformasyonu sağlamak amacıyla her pala için 3-6. derece düzeyine sahip polinom denklemleri olarak temsil edilmiştir. Bu denklemlerin katsayıları, Şekil 4.12'da gösterilen bir yüzey denklemi olarak deformasyonu tanımlamak için 4. dereceden polinom denklemlerinde azimut açısı değişimini temsil eden varyantlar olarak kabul edilmiştir. Kritik nokta milimetre olarak ölçülen değerlerde sapma veri setinin kullanılmamasına karar verilmesidir. Veri seti, tüm değerlerin maksimum uç çırpma değerlerine bölünmesiyle oran veri setine dönüştürülerek boyutsuzlaştırılmıştır. Denklemler 0-1 arasında değer alan orantı denklemleri haline getirilmiştir. Uygulama Denk.4.8'da verilmiştir.

Ansys/Fluent UDF'ler hareket denklemlerini öteleme veya dönme hızı fonksiyonları olarak kabul etmektedir. Bu nedenle hareket ve deformasyon denklemleri açısal hız fonksiyonları olarak tasarlanmıştır.

Flap açısı (β) (rad) değişim fonksiyonu denklemi

$$\beta(\psi) = \sum_{i=0}^n f_{n-i} \psi^{n-i} \quad (4.5)$$

Boyutsuz $l=r/R$ cinsinden açıklık konumunun bir fonksiyonu olarak çırpma açısı orantılaması;

$$df(\psi, l) = \frac{\sum_{i=0}^n a_{n-i} l^{n-i}}{\sum_0^n a_i} \quad (4.6)$$

Çırpma açısı orantı katsayıları

$$a_i(\psi) = \sum_{i=0}^n c_{n-i} \psi^{n-i} \quad (4.7)$$

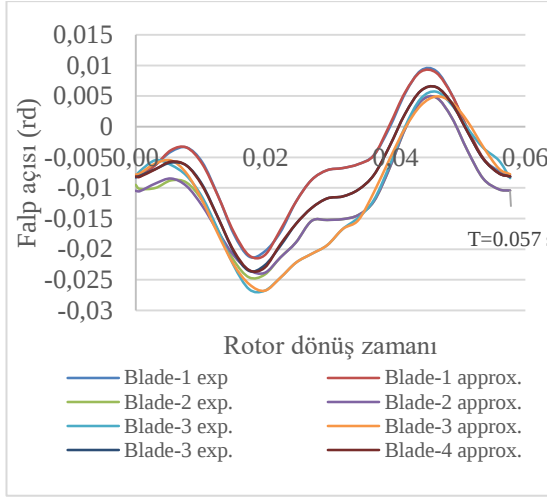
$$\beta(l) = df(\psi, l) \cdot \beta(\psi) \quad (4.8)$$

Elastik burulma için de benzer teknik kullanılmıştır. İlerleme-Gerilemenin pala açıklığı boyunca doğrusal olarak değiştiği kabul edilmiştir. Denk.4.5 ve Denk.4.7'daki f_{n-i} , c_{n-i} katsayıları Ek-1'de verilmiştir. Çırpma ve elastik burulma sapmalarını tanımlamak için polinom denklemlerinin sırası Çizelge 4.3'de gösterilmiştir.

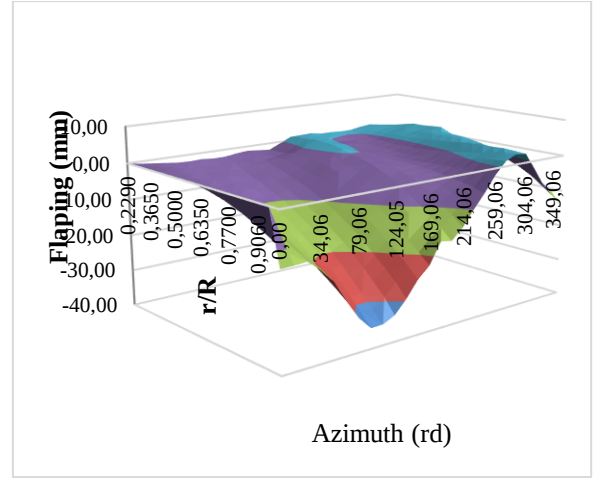
Çizelge 4.3 : Yaklaşım denklemleri dereceleri

Hareket	Dönel ekseninde	Pala açıklığında
Flaplama	6 th order	3-4 th order
Elastik	9 th order	2-3 th order
Burulma		

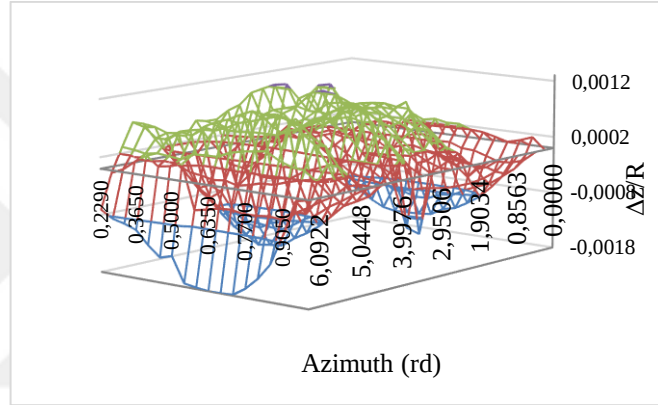
Palaların hesaplanan (Şekil 4.11) ve ölçülen deformasyonları Şekil 4.11/4.12/4.13 grafiklerinde karşılaştırılmıştır. Bu grafikler Blade-4'ün çırpma ve burulma farkını göstermektedir. Elde edilen çırpma mesafesi ve burulma açısı farklılıkları Şekil 4.13 ve 4.14'de gösterilmektedir. Burulma açısındaki fark $\pm 0,6$ derecedir. Ancak pala köküne yakın çırpma (flap) hareketinin daha büyük farka sahip olduğu ve bunun aerodinamik ve akustik hesaplama sonuçları üzerinde etkili olmadığı değerlendirilmiştir. Ayrıca elde edilen denklemler birer yaklaşım denklemi olduğundan periyodiklik hususu önem teşkil etmektedir. Sayısal hesaplama zamanı rotor devir sayısına dayandığından palaların başlangıç pozisyonlarına hassas biçimde dönmesi gerekmektedir. Bu amaçla gerek palaların çırpma (flap) yönü gerekse elastik burulma hareketlerini düzenleyen denklem katsayılarının 0 ve 360 derece azimut açılarında flapta 0.01 mm ve elastik burulmada 0.1 derece hassasiyetinde periyodikliği sağlaması gözetilmiştir.



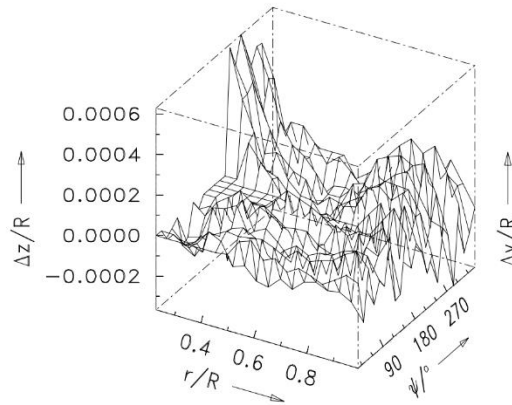
Şekil 4.11 : Hesaplanan ve Deney flaplama. farkları



Şekil 4.12 : Bu çalışmada Pala-4 flaplama yaklaşım yüzeyi



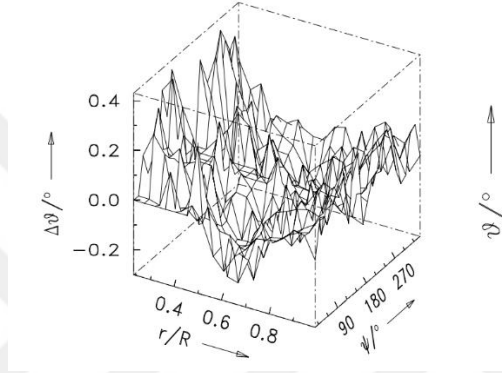
Şekil 4.13 : Bu çalışmada Pala-4 flaplama yaklaşım ve deney sonuçları farkları



Şekil 4.14 : Flaplama farkı [13].



Şekil 4.15 : Bu çalışmada Pala-4 elastik burulma yaklaşım ve deney sonuçları farkları



Şekil 4.16 : Elastik burulma farkları [13].

Her bir pala için flap, elastik burulma ve ilerleme-gerileme deformasyonlarının yüzey denklemleri elde edilmiştir.. Bu denklemler Kullanıcı Tanımlı Fonksiyonlarda (UDF) pala hareketlerinin yanı sıra deformasyonları tanımlamak için kullanılmıştır. Hücüm açısı değişimi Denklem 3.2'de verilmiştir.

Bu çalışmada eksen takımı, Ansys/ Fluent Global Eksen sistemi standardına uygun olarak z eksenini rotorun geri çekilen tarafında, x eksenini aşağı yönde (helikopter kuyruğuna doğru) ve y eksenini dikey olup yukarıyı işaret etmektedir. Ancak Hart-II Global eksen takımı, y eksenini geri çekilen tarafa işaret eder, x eksenini aşağı akış yönünü, z eksenini ise dikey yönü gösterir. Rotorun dönüşü yukarıdan bakıldığında saat yönünün tersinedir. Bu nedenle, anlaşılmasını kolaylaştırmak amacıyla gürültü desen şekillerinde Rotor dönüşü ve serbest akış yönleri belirtilmektedir.

Kanat sabit eksen sisteminden küresel eksen sistemine dönüşüm için Denklem 11/12/13'te gösterilen dönme matrislerinin [296] ardışık matris çarpımları yoluyla konum vektörünün dönüştürülmesiyle kanat konumu ve deformasyonlar belirlenebilmektedir. Bu çalışma için kullanılan UDF'ler, pala hareketini ve

deformasyonları tanımlamak için Ağ Hareketi(Grid motion) [297] makrolarını dikkate almaktadır.

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$R_y = \begin{bmatrix} \cos\Psi & 0 & \sin\Psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\Psi & 0 & \cos\Psi \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

$$T = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \quad (4.12)$$

$$\vec{X}_{new} = T\vec{X}_{old} \quad (4.13)$$

Denkelem 4.13 Ters dönüşümün uygulanması yeni oluşturulan noktayı orijinal konumuna döndürür.

Pala sabit eksen sisteminden küresel eksen sistemine dönüşüm için bir alternatif olarak ; HAD yazılımının rotor diski dönüşü ve şaft açısını eksen manipülasyonu ile sağlayabilmesi ve kanat sabit eksene göre açısal hızların bilinmesi durumunda kanat sabit ekseninden küresel eksen sistemine geri dönüşü (4.14) deki tanımlama ile de sağlamak mümkündür.

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = R_z(\beta)R_y(\theta)R_x(\phi) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

Dönüş matrisinin zamana göre türevi zincir kuralı uygulanarak açısal dönüş hızını da içerecek şekilde ifade edilir.

$$\dot{R}(t) = S(\omega(t))R(t) \quad (4.14)$$

Açısal hızlar alt satırdaki şekilde ifade edilir.

$$\omega_n^0 = \omega_1^0 + R_1^0\omega_2^1 + R_2^0\omega_3^2 + \dots + R_{n-1}^0\omega_n^{n-1} \quad (4.15)$$

Yukarıda görüldüğü gibi sabit eksen takımına göre açısal dönüş bilgisi hareketli eksen takımına aktarılmaktadır. Ancak çalışma kapsamında hareketli eksen setindeki açısal dönüş ve hızlar bilindiğinden ters dönüşüm yapılması gerekmektedir.[298]

$$\omega_{B/A}^{(A)} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_x(-\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_x(-\phi)R_y(-\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

(Açısal hızlar=Lead-lag terimi+Pitch terimi+Flap Terimi)

Buradaki açılar (Steijil,Baracos) [296] uygun olarak eksi işaretli alınır.

4.6 Ağ Pürüzsüzleştirme ve Yeniden Örgüleme

Mevcut dinamik ağ yaklaşımında hacim bazlı yumuşatma yöntemi kayan ağ tekniği ile birlikte kullanılmaktadır. Bu yöntemde hareket sırasında ağ düğümlerinin sayısı ve bağlantıları değişmez. Hücre bölgesi aşırı anizotropik bir esneme veya sıkışmayla karşılaşmadığı sürece, ağ hareketinin sürdürülebilirliği hacim bazlı yumuşatma ile sağlanabilir. Hacim bazlı yumuşatmanın avantajı Fluent'in, ağı katı duvarın yanında deforme olmadan tutarken hareketi çevredeki ağ hacmine iletmesidir. Çözücü, aşırı anizotropik esneme veya sıkıştırma meydana geldiğinde yeniden birleştirme yöntemlerini çalıştırır. ANSYS/Fluent'te yerel yüzey yeniden birleştirme, yerel hücre yeniden birleştirme ve bölge yeniden birleştirme dahil olmak üzere çeşitli yeniden birleştirme yöntemleri mevcuttur. Çözücü, çarpıklık veya boyut kriterlerini ihlal eden hücreleri işaretler ve işaretlenen hücreleri yerel olarak yeniden düzenler. Hücre bölgesi yeniden birleştirme, yerel yeniden birleştirmenin maksimum hücre çarpıklığını yeterince azaltamaması durumunda kullanılır. Önceki ağdan gelen veriler yeni oluşturulan ağ üzerine enterpole edilir. Yeniden ağ oluşturma frekansı 1-5 zaman adımı arasında seçilebilir. Negatif hücre hacmi hatasını ve artan çarpıklığı önlemek amacıyla her zaman adımında yeniden ağ oluşturma işlemi gerçekleştirmek için yeniden ağ oluşturma frekansı 1 zaman adımı olarak seçilmiştir.

4.7 Rotor Gürültüsü Tahmini

Ffowcs Williams-Hawkins denklemini temel alan Farassat Formülasyonu [299] kullanılarak rotor gürültüsü hesaplamasını gerçekleştirmek için öncelikle pala yüzeyindeki yakınsak periyodik basınç dağılımları araştırılır. Aerodinamik basınçtaki

dalgalanmalardan dolayı ilk bir veya iki rotor devrinin gürültü hesaplaması için kullanılmadığı gözlemlenmiştir. Öte yandan Rotor Devir Sayısı (RRN), Fluent'in gürültü frekans çözünürlüğü algoritması nedeniyle gürültü hesaplama doğruluğu üzerinde oldukça etkilidir. Gerekli RRN, genel sayısal analiz ekonomik süresiyle çelişmektedir. Bu nedenle en uygun RRN ve analiz süresinin seçilmesi gereklidir.

Fluent, yakalanan frekans aralığını şu şekilde tanımlar:

$$0 \text{ to } \frac{1}{2*TimeStep} \text{ Hz} \quad (4.13)$$

Frekans adımı (Δf), Fluent tarafından Denklem.4.15.'e uygun olarak tanımlanır.

$$\Delta f = \frac{1}{T-0,0131} , T = RRN \frac{2\pi}{\Omega} \quad (4.15)$$

$$SPL = 10 \log_{10} S(f) \quad (4.16)$$

$$OASPL = 10 \log_{10} \int S(p) df \\ \sim 10 \log_{10} \sum_0^n P_i^2 \frac{\Delta f}{p_0^2} \quad (4.17)$$

Bir FFT spektrumunun eşdeğer Ses Basınç Seviyesi hesaplaması Denklem (4.18) ile yapılır. [105]

$$L_p = 20 \log \left(\frac{\sqrt{\sum p}}{p_0} \right), \quad p_0 = 2.10^{-5} \text{ Pa} \quad (4.18)$$

Fluent FFT spektrumunun ihmal edilen frekansları nedeniyle kaba bir sonuç verir. 4-16 Rotor Dönüşü için bazı deneme hesaplamalarının yapılması, OASPL sonuçlarında farklılık olduğunu göstermiştir. Denklem 4.17 1 Hz frekans adımına yaklaşım yapar ve daha kararlı sonuçlar verir.

Çizelge 4.4 : Denklem karşılaştırması

Rotor Turu	Denklem (4.18) dB	Denklem (4.17) dB	Fark dB	Sonuç dosya satır (117 alıcı)
4	96,6	103,28	6,68	40,5k
6	98,7	103,57	4,87	62k
8	100,3	103,8	3,5	83k
10	101,6	104,15	2,55	104k
12	103	104,68	1,68	125k
14	104,1	105,13	1,03	146k
16	105,1	105,5	0,4	166k

(Bu çizelge temel durum için 5 milyon ağ elemanı, 2 derece zaman adımı ile yapılan simülasyonun azami değerlerini içermektedir.)

Çizelge 6. Denklem .4.17'un hızlı ve oldukça iyi sonuçlar verdiğini ve düşük bilgisayar gücü vaat eden kısa hesaplama süresi sağladığını göstermektedir.

0,5 derece Rotor dönüşü eşdeğeri zaman adımının, aerodinamik olarak kesitsel taşıma katsayısı'na (CnM²) iyi bir yaklaşım ve ekonomik bir hesaplama süresi sağlamak için yeterli olduğu görülmüştür. (bkz. MN Durum sonuçları)

Toplam gürültü, Kalınlık Gürültüsü ve Yükleme Gürültüsünden oluşur. Ansys/Fluent, Kalınlık ve Yükleme Gürültülerini, Ansys Fluent Teorisi Kılavuzu maddesi 15.2.1'de belirtilen denklemlerle (4.19/20/21/22/23) hesaplar. Ffowcs-Williams ve Hawkings Modeli

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) \quad (4.19)$$

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(U_n + U_{\dot{n}})}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 U_n \{r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3} \right] \quad (4.20)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right] d + \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r \{r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3} \right] ds \quad (4.21)$$

$$L_i = P_{ij}\hat{n}_j + \rho u_i(u_n - v_n) \quad (4.22)$$

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0} (u_i - v_i) \quad (4.23)$$

4.7.1 Mikrofon (acoustic receiver) Konumları

Mikrofonlar dikey yönde rotor merkezinin 2215 mm altına yerleştirilmiştir.

Çizelge-7 yan eksen yön konumlarını göstermektedir.

Çizelge 4.5 : Akustik hesaplamalar için Ses Alıcı konumları

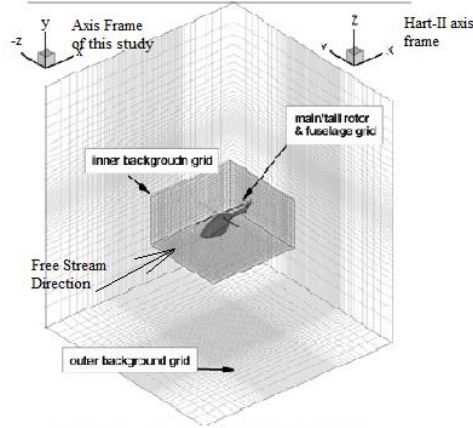
Set-1/Set-2 Z axis(mm)	Set-3 Z axis(mm)
-2700	-2700
-2250	-1800
-1800	-900
-1350	0
-900	900
-450	1800
0	2700
450	
900	
1350	
1800	
2250	
2700	

Set-1 alıcıları x ekseninde -4000/4000 mm arasında her 500 mm'de bir konumlandırılmıştır. (toplam 221 alıcı).

Set-2 alıcıları x ekseninde -4000/4000 mm arasında her 1000 mm'de bir konumlandırılmıştır. (toplam 117 alıcı).

Set-3 alıcıları her 1000 mm'de bir yerleştirilmiştir. -4000/4000 mm x ekseninde (toplam 63 alıcı).

Kartezyen koordinat sistemi şeması Şekil 4.17'de gösterilmektedir.



Şekil 4.17 : Koordinat sistemi genel görünümü.



5. SONUÇLAR VE DOĞRULAMA

Bu bölümde geliştirilen aeroakustik hesaplama metodolojisini doğrulamak üzere Hart-II deneyi temel durum ve en az gürültü durumu için yapılan hesaplamalar deney ve diğer sayısal sonuçlar ile karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Sayısal hesaplamalar için uygun ağ yoğunluğu, zaman adımlarını da tespit etme ve UDF geliştirme için yapılan 45 adet deneme hesaplamaları hariç olarak bu çalışma için yapılmış hesaplamaları gösteren çizelge Ek-C de verilmiştir. Değiştirilen pala ucu şekilleri için yapılacak hesaplamalar ile karşılaştırmalarda kullanmak üzere MNC ve BLC genel gürültü seviyeleri dB(A) olarak Çizelge 9 ve 10'da verilmiştir.

Kuvvet ve Moment hesaplama sonuçları, gürültü tabloları ve grafikleri, $C_n M^2$ kesit yükleme katsayısı grafiklerini de içeren durum setleri halinde verilmiştir.

Deney sonuçlarına en yakın sonuçlar $8.0e-5$ sn'ye eşit olan $\Delta\alpha=0,5$ derecelik dönme adımı kullanılarak elde edilmiştir. Bu dönme adımına karşılık gelen zaman adımı :

$$\Delta t = \frac{2\pi}{\Omega} * \frac{\Delta\alpha}{720} \quad [sec] \quad (5.1)$$

Hesaplamalar sırasında, [14],[295],[15] deki çalışmalardakinin aksine (bu çalışmalarda deney sonuçlarına yakınsamak üzere rotor trim değerleri değiştirilmiştir), rotor trim değerleri deney değerlerinde sabit tutulmuştur. Pala çırpması (flapping) verileri tek tek incelenmiş ve eksik veriler madde 4.5de tanımlandığı şekilde tamamlanmıştır. Hesaplanmış $C_n M^2$ grafiği ve taşıma kuvveti değerlerinin deney değerleriyle uyumu aerodinamik sonuçların başarımını göstermektedir.

Hesaplamaları tanımlamak için kısaltma kodlaması ,verilen grafiklerde X-YM-ZdTr şeklindedir;

X, Minimum Gürültü Durumunu (MNC) veya Temel Durumunu (BLC) belirtir.

Y, Mesh elemanlarını milyon cinsinden gösterir.

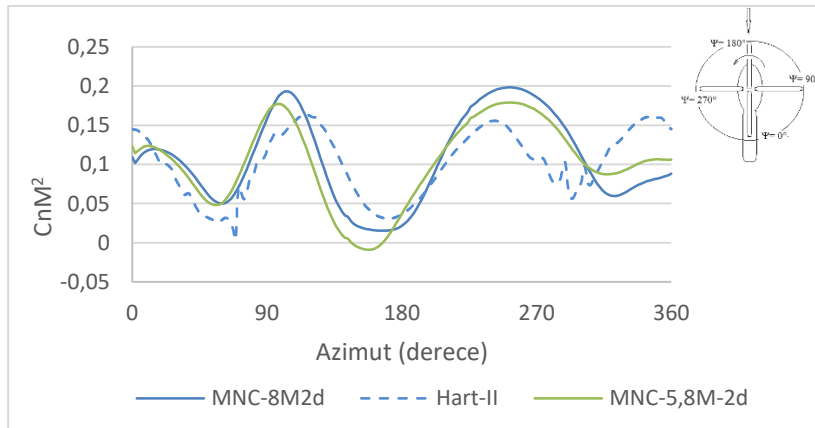
Z, derece cinsinden Zaman Adımı eşdeğer dönüş artışını gösterir.

T, Rotor devir numarasını gösterir.

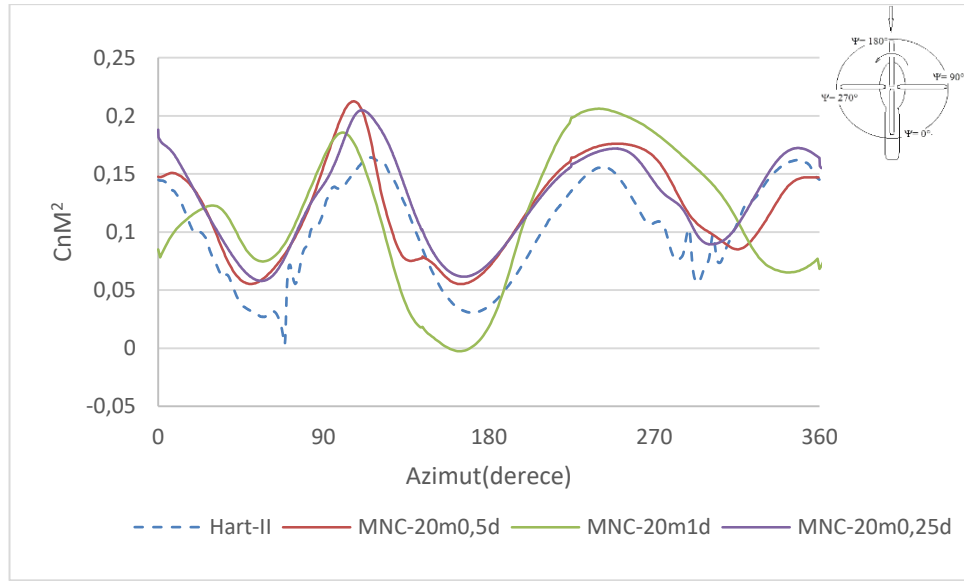
5.1 Kesit Taşıma Katsayısı Sonuçları ($C_n M^2$)

Hızlı ve doğru çözüm verecek uygun sayısal çözüm konfigürasyonu tespit etmek için 5-15 milyon arası ağ yoğunluğu ve 2-0,5 derece zaman adımı içeren deneme hesaplamaları yapılmıştır. Şekil 5.1 de zaman adımının küçülmesi doğru sonuç elde etmede etkin olduğunu göstermektedir. 5.2 ve 5.3 grafiklerinde ise zaman adımı ve ağ yoğunluğu etkileri birlikte gösterilmiştir. Buna göre zaman adımı doğru sonuçlar elde etmede ağ yoğunluğundan daha etkili bir faktör olduğunu görülmektedir. Şekil 5.4 elde edilen $C_n M^2$ sonuçlarını Hart-II deneyi ve diğer sayısal çalışmalarla kıyaslamakta olup, gerek deneye yakınlık gerekse eğri trend uyumları bakımından uygun sonuç göstermektedir. Şekil 5.5 diğer çalışmalar ile bu çalışmanın sonuçlarının Hart-II deney değerlerine göre % fark olarak kıyaslamasını göstermektedir. Şekil 5.5 de bu çalışmanın 13 milyon diğer çalışmaların ise 43-100 milyon ağ elemanı ile ulaştığı sonuçları içermektedir. Şekil 5.5 bu çalışmada elde edilen sonuçların diğer çalışmalara göre daha uygun sonuç verdiğini göstermektedir. Ayrıca azimutun ilk 180 derecesi için mevcut çalışmanın Hart-II deney eğrisine trend olarak daha uygun olduğu görülmektedir. Diğer çalışmalardaki zaman adımlarının daha küçük (0,5 derece rotor dönüşü eşdeğerinden) olduğundan 60 ve 270 derece azimut açılarındaki $C_n M^2$ dalgalanmasını deney değerlerine uygun olmalarını sağlamaktadır.

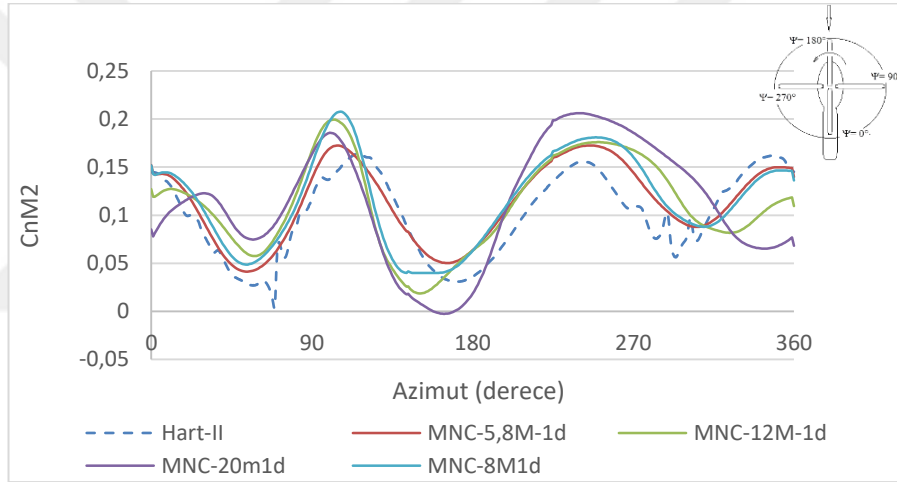
5.1.1 Minimum gürültü durumu (Minimum noise case)



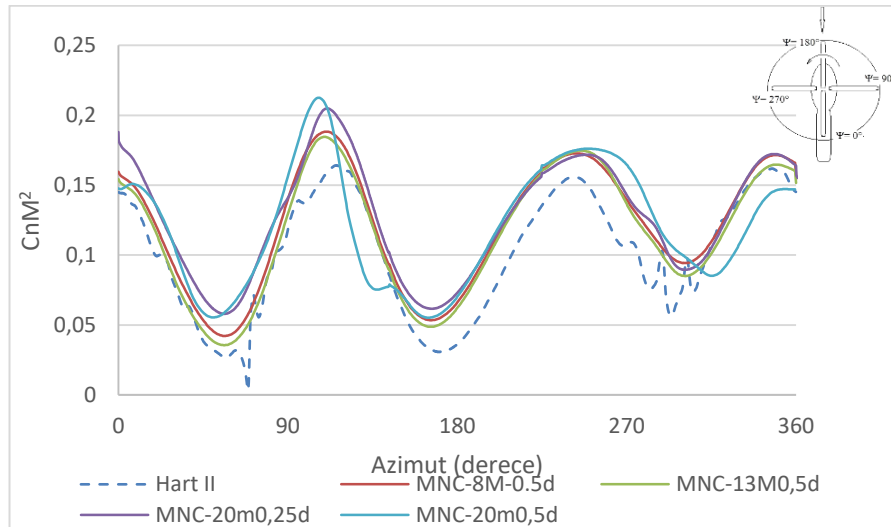
Şekil 5.1 : Enaz gürültü durumu $\Delta\alpha = 2^\circ$ için $C_n M^2$.



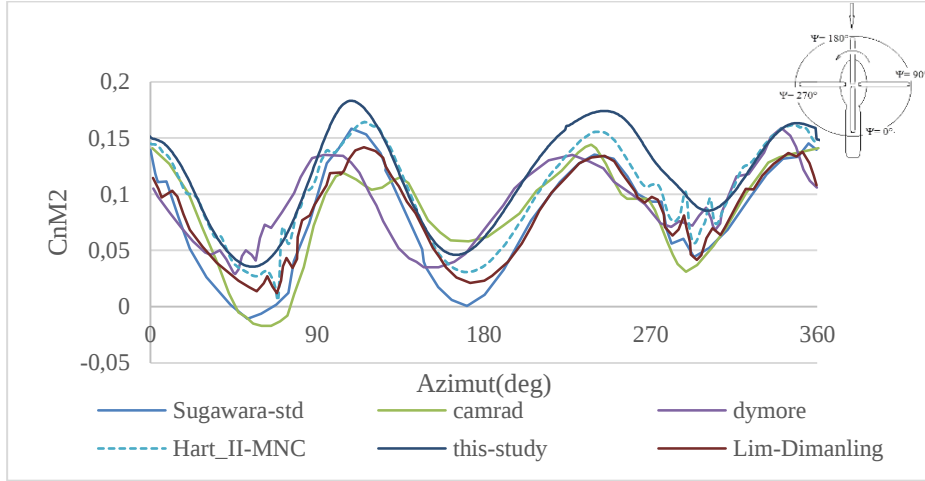
Şekil 5.2 Enaz gürültü durumu 20M için CnM^2



Şekil 5.3 : Enaz gürültü durumu $\Delta\alpha = 1^\circ$ için CnM^2 .

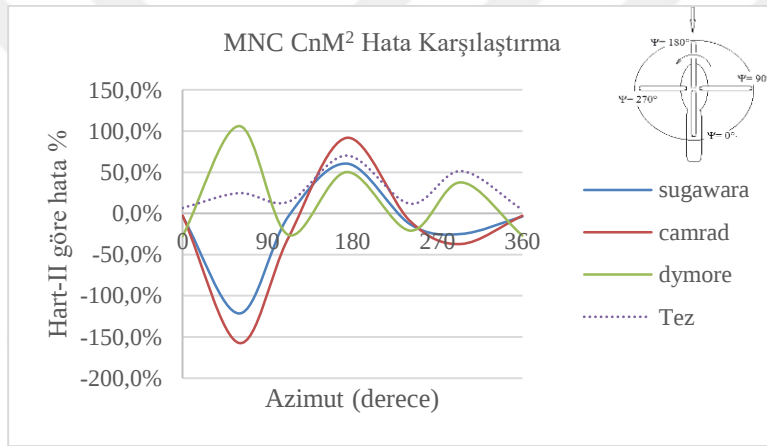


Şekil 5.4 : Enaz gürültü durumu $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ için CnM^2 .



Şekil 5.5 : En az gürültü durumu CnM^2 karşılaştırması .

(Dymore, Camrad [301]; Brown [12], Lim-Dimanlig [10] , Sugawara & Tanabe [14] bakınız)

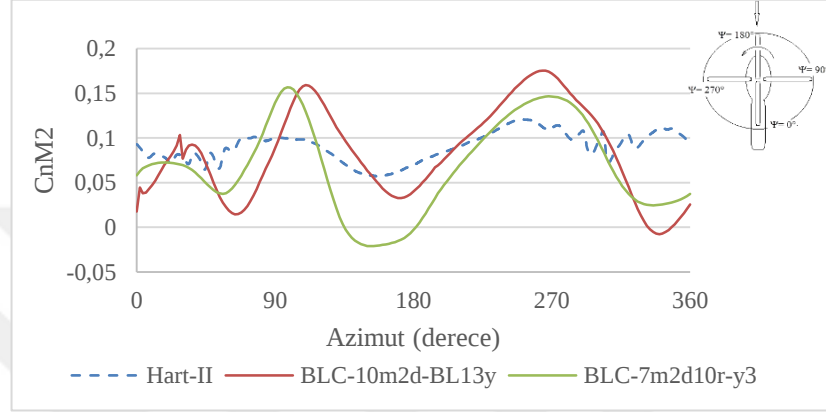


Şekil 5.6 : En Az gürültü durumu için hata karşılaştırması

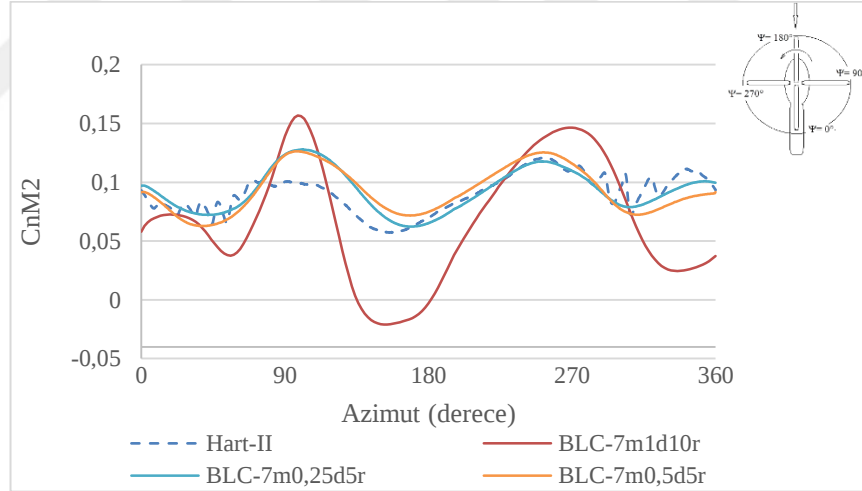
5.1.2 Temel durum

En uygun zaman adımını ve ağ yoğunluğunu belirlemek için min. gürültü durumuna benzer prosedür izlenmiştir. 7 milyonluk ağ yoğunluğu ve 0,25-2 derece zaman adımı ile yapılan deneme hesaplamalarına göre 0,25 derecelik zaman adımı deneysel CnM^2 sonucuna en uygun sağlamıştır. Ağ yoğunluğu ile değişimin de görülebilmesi açısından 5.6, 5.7 grafikleri zaman adımları için ayrı ayrı düzenlemiştir. Şekil 5.8 zaman adımı etkisini farklı ağ yoğunlukları için topluca vermekte olup; zaman adımının küçüldükçe deney değerlerine daha uygun sonuç elde edildiğini göstermektedir. Ancak 0,25 derece ile 0,5 derece arsında gerek büyüklük gerekse eğri trend uyumu bakımından büyük önemli değişiklik yoktur. Öte yandan 0,25 derece zaman adımı daha fazla ağ yoğunluğu da gerektireceği için toplam hesaplama süresini iki katından fazla arttırmaktadır. Bu bakımdan kullanılması tercih edilmemiştir. Şekil

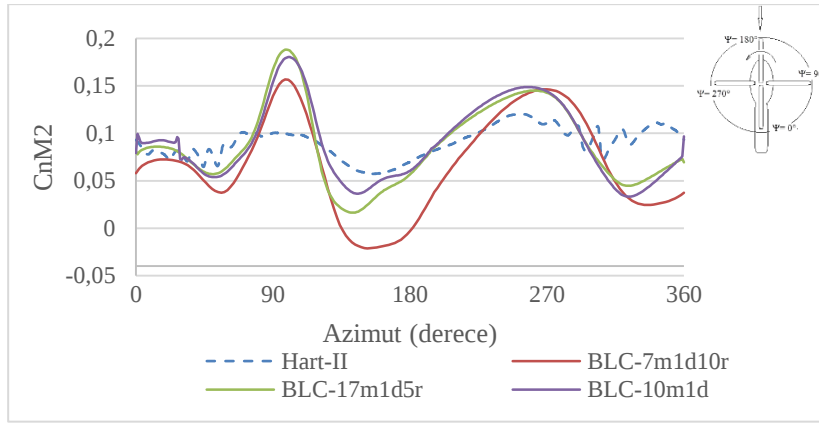
5.9'daki karşılaştırmalı $C_n M^2$ grafiği temel durumları için elde edilen iyi yaklaşımı açıkça göstermektedir. Şekil 5.10 da Hart-II deney verilerine göre $C_n M^2$ için % hata olarak bu çalışma ve diğer çalışmaların kıyaslaması verilmektedir. Şekil 5.5. de görülen en az gürültü durumunda da olduğu gibi temel durum için de Şekil 5.10da görüldüğü gibi bu çalışmada elde edilen sonuçlar diğerlerine göre daha az değişken ve genel olarak daha az hata yapılmaktadır. Her iki durum için ortaya çıkan bu ortak sonuçlar bu çalışmada kullanılan metodolojiyi doğrulamaktadır.



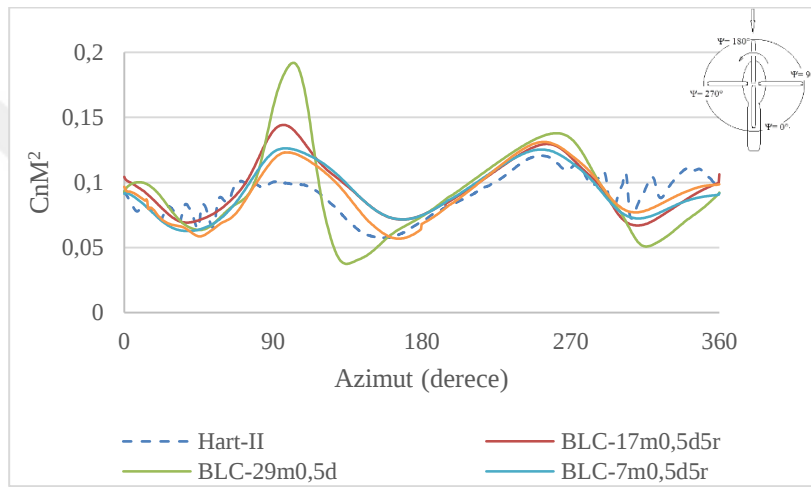
Şekil 5.7 : Temel durum $\Delta\alpha = 2^\circ$ için $C_n M^2$ karşılaştırması.



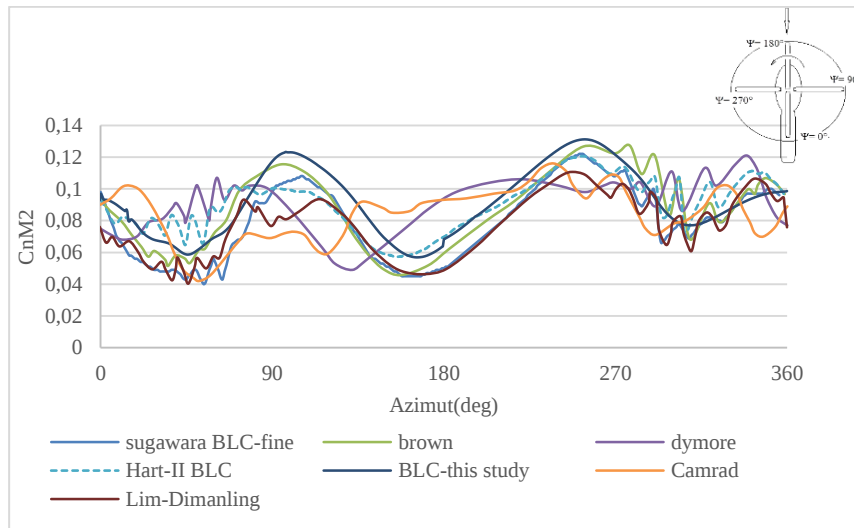
Şekil 5.8 Temel durum 7M ağ için zaman adımı $C_n M^2$ karşılaştırması.



Şekil 5.9 : Temel durum $\Delta\alpha = 1^\circ$ için CnM^2 karşılaştırması.

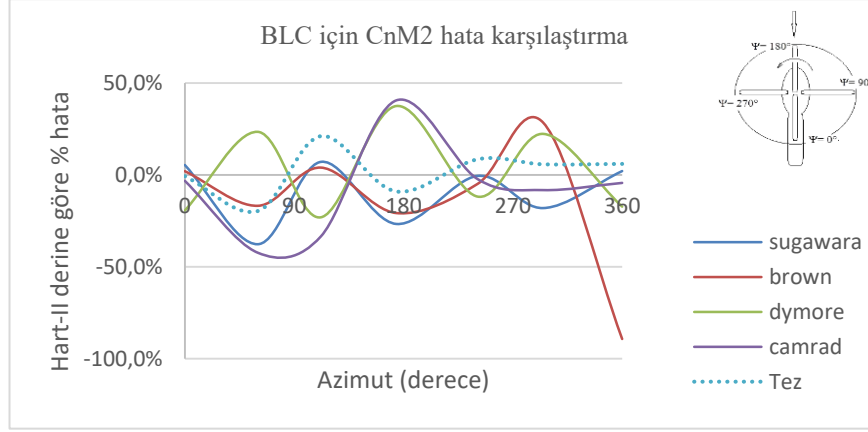


Şekil 5.10 : Temel durum $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ için CnM^2 değişimi



Şekil 5.11 : Temel durum CnM^2 karşılaştırması.

(Dymore, Camrad [301]; Brown [2], Lim-Dimanlig [10] , Sugawara & Tanabe [14] bakınız)



Şekil 5.12 : Temel durum için CNM² hata karşılaştırması.

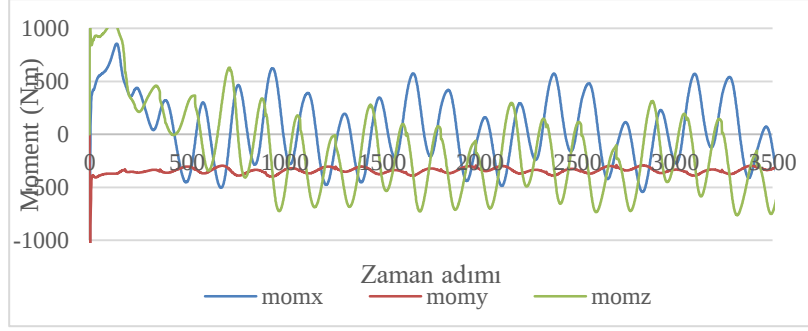
CFD simülasyonu ayrıca Sugawara & Tanabe [14] ve G. Wilke [295] çalışmalarına kıyasla 1/4-1/10 oranında düşük ağ yoğunluğuna sahiptir.

Joon W. Lim ve arkadaşlarının [111] çalışmasının sonucu CNM² açısından bu çalışma sonuçlarına yakın olup çalışmalarında 512-1024 çift çekirdekli CPU'ya sahip bilgisayar gücü, bir rotor devri için kullanılan 7200 zaman adımı uygulamışlardır. [111]' e göre çok daha düşük bilgisayar gücü kullanımı ile bu çalışmada [111]'e yakın sonuçlar alınması mevcut çalışma metodolojisinin pala hareket ve deformasyonları tanımının doğru sonuca ulaşmadaki başarısını göstermektedir.

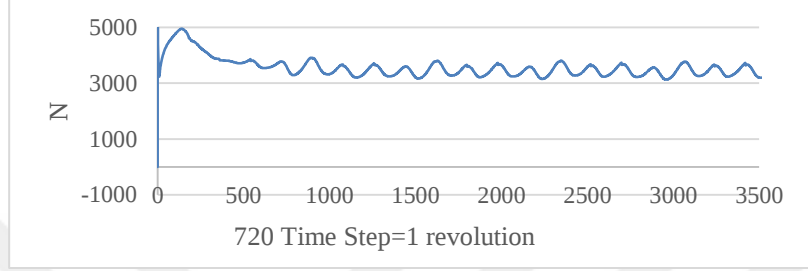
5.2 Kuvvet ve Moment Sonuçları

Bu bölümde verilen sayısal hesaplama sonuçları taşıma kuvveti ve rotor momentlerini göstermektedir. Tüm kuvvet ve moment grafiklerindeki ortak olarak hesaplamanın iki tam rotor turundan sonra karalı ve periyodik hale geldiği görülmektedir. Dolayısı ile aerodinamik hesaplamalar sonunda yapılan akustik hesaplamada ilk iki rotor turuna ait veriler kullanılmamıştır.

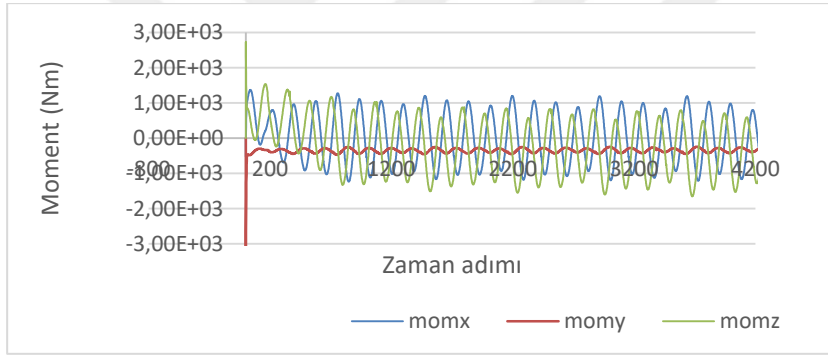
Çizelge 5.1, çırpma (flap) hareketi tanımında deney verileri ile 5-6 mm fark olmasına rağmen, bu çalışmanın yöntemi kullanılarak hesaplanan kuvvet ve momentlerin deney sonuçlarına %3 sapma [295] ya göre daha doğru sonuçlar elde edildiğini göstermektedir. Ayrıca Şekil 5.11-15 kuvvet ve moment grafiklerinde ilk iki rotor turuna eş olan 1440 zaman adımı sonrasında sayısal hesabın dönel harekete uyumlu olarak periyodik hale gelerek sayısal hesabın yakınsaklığının başarı ile sağlandığını da teyit etmektedir



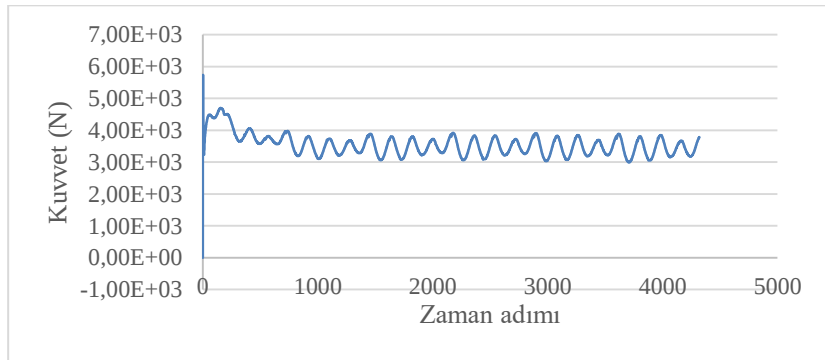
Şekil 5.13 : Temel durumda momentler (13 milyon ağ / $\Delta\alpha= 0,5^\circ$ zaman adımı).



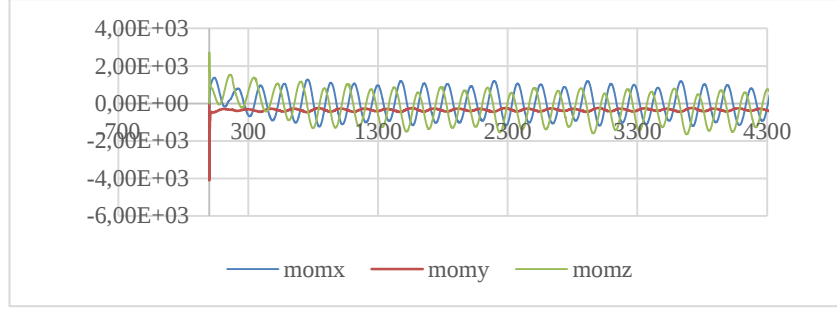
Şekil 5.14 : Temel durumda taşıma kuvveti (13M ağ / $\Delta\alpha= 0,5^\circ$ zaman adımı).



Şekil 5.15 : Temel durum hesaplama boyunca moment değişimi.



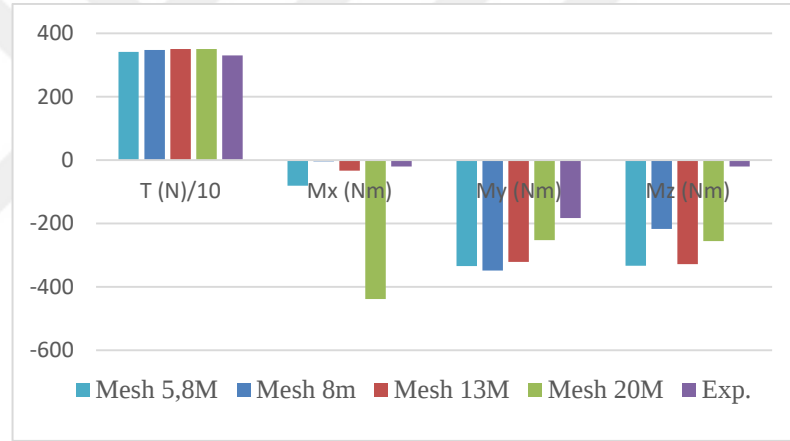
Şekil 5.16 : Enaz gürültü durumu taşıma kuvveti değişimi.



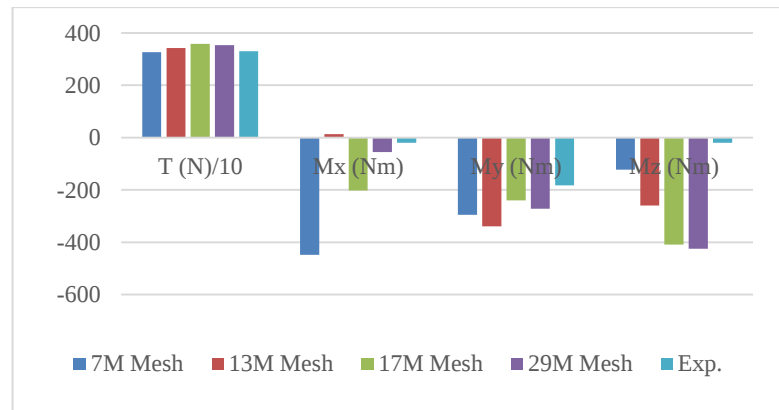
Şekil 5.17 : Enaz gürültü durumu y eksenli momentleri (8 M ve $\Delta\alpha=0,5^\circ$).

Şekil 5.9-13'teki grafikler Rotorun ilk dönüşünden sonra hızlı bir yakınsama göstermektedir. Bu sonuç, pala çırpımlarının düşük dereceli de olsa bireysel pala polinom tanımlaması ve aynı zamanda iyi tekrarlılıktan kaynaklanmıştır.

Şekil 5.14 ve 15 sayısal hesaplamaların taşıma kuvveti ve pala momenti sonuçlarını göstermektedir.



Şekil 5.18 : Enaz gürültü durumu kuvvet ve momentleri.



Şekil 5.19 : Temel durum kuvvet ve momentleri.

Bu çalışmada, öngörülen pala hareketinin ve deformasyonunun saf etkisi hakkında net bir görüşe sahip olmak için herhangi bir Pala Düzeltme (Trim kontrol) değişikliği uygulanmamıştır. Bu nedenle x ve y ekseninin momentlerine odaklanılmamıştır. Karşılaştırılan taşıma kuvveti ve moment-y tablosu Çizelge-8'de verilmiştir.

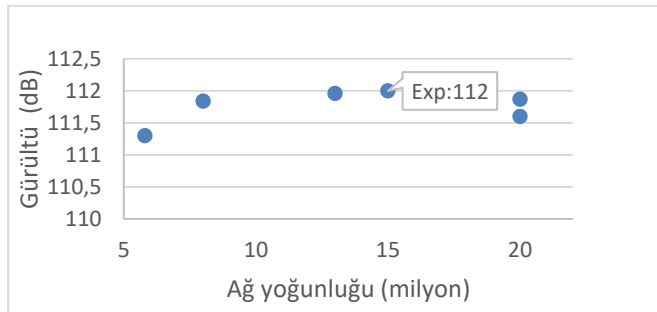
Çizelge 5.1 : Kuvvet ve Momentler karşılaştırması

Durum	Taşıma(N)	C_T	Moment (Nm)
MNC (hesap)	3470	0.0047	313,5
BLC (hesap)	3448	0.0047	286.3
Experiment	3300	0.0045	168
Wilke (course JST) [295]	3825	0.0052	288

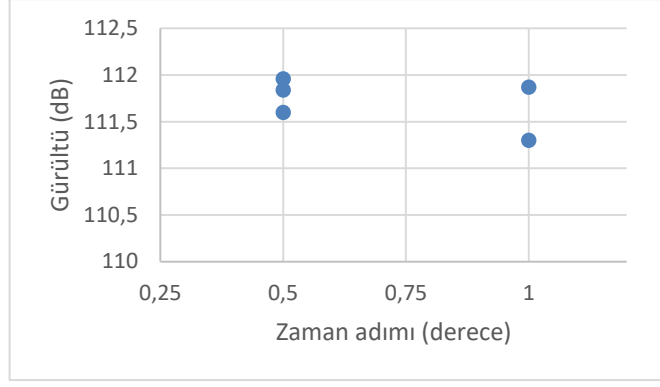
5.2.1 Akustik sonuçlar

Aerodinamik hesaplamalar sonrasında akustik hesaplama belirlenmiş mikrofön pozisyonları için yapılarak elde edilen ses basıncı bilgisi tablolaştırılmıştır. Bu basınç verileri FFT (fast fourier transform) uygulanarak frekans bazında gürültü seviyelerine dönüştürülerek veri tabloları elde edilmiştir. Hazırlanan formül ile frekans bazlı gürültü seviyeleri verisi 6-40 BPF frekanslarını içerecek şekilde ayrıklaştırılmış ve herbir mikrofön için (4.17) denklemi kullanılarak toplam gürültü seviyeleri dB(A) olarak hesaplanmıştır.

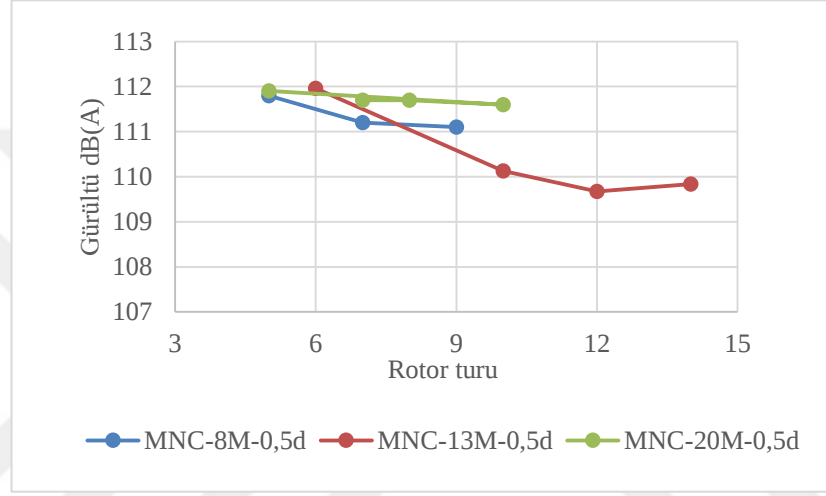
Hesaplamalardaki y^+ etkisi 8 milyon mesh $y^+=200$ ve 17 Milyon Mesh $y^+=135$ olan enaz gürültü durumu için incelenmiştir. Hesaplamalar için zaman adımı 0,5 derece rotor devrine eşdeğer $8,00 \times 10^{-5}$ sn olarak belirlenmiştir. Bu zaman adımı 1000 Hz için 20 ayrı noktayı yakalamak için uygundur.



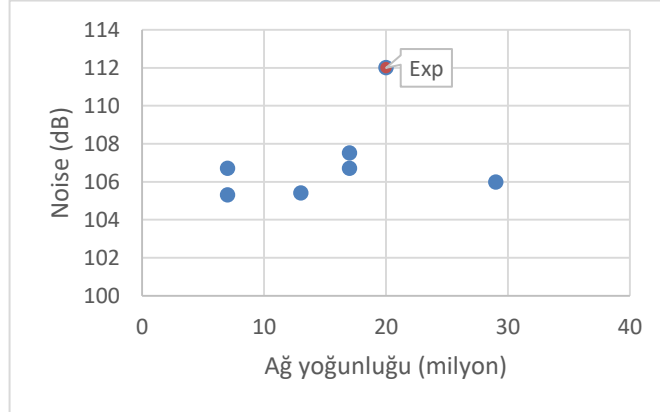
Şekil 5.20 : Enaz gürültü durum ağ yoğunluğuna göre gürültü değişimi.



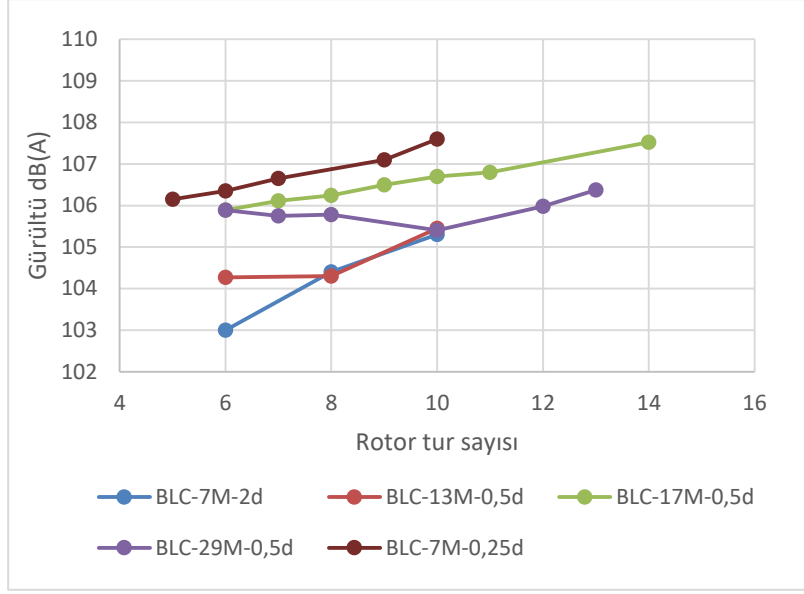
Şekil 5.21 : Enaz gürültü zaman adımına göre gürültü değişimi.



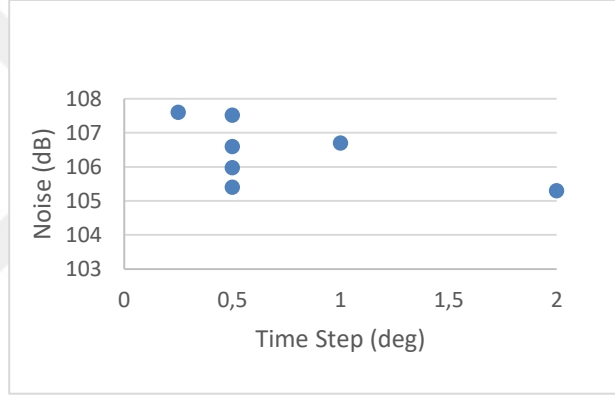
Şekil 5.22 : Enaz gürültü durum rotor turuna göre gürültü değişimi.



Şekil 5.23 : Temel durum ağ yoğunluğuna göre gürültü değişimi.



Şekil 5.24 : Temel durum rotor devrine göre gürültü değişimi.



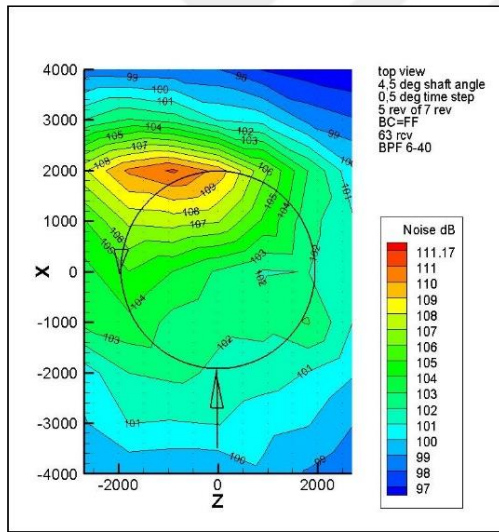
Şekil 5.25 : Temel durum zaman adımına göre gürültü değişimi.

Şekil 5.18 ve 5.20 akustik sonuçlar için ağ ve zaman adımı bağımsızlığının elde edildiğini göstermektedir. Minimum gürültü durumuna deney sonuçlarına 1-1,5 dB yakınlık, 17 milyon ağ yoğunluğu ve nispeten küçük (72 CPU,36 Gb RAM)bilgisayar kaynakları ile elde edilmiştir. Şekil 5.18, MN durumu için simülasyon süresi bağımsızlığı için 10 rotor devrine eşdeğer simülasyon süresinin yeterli olduğunu açıkça göstermektedir. Temel durum için simülasyon süresi bağımsızlığı Şekil 5.21'de görülmektedir. Şekil 5.21'e göre temel durum, 10 rotor devrinden daha uzun simülasyon süresine ihtiyaç duymaktadır. Zaman adımı boyutu, madde 5.2'ye benzer şekilde akustik sonuç üzerinde ağ yoğunluğundan daha etkili olduğu görülmektedir.

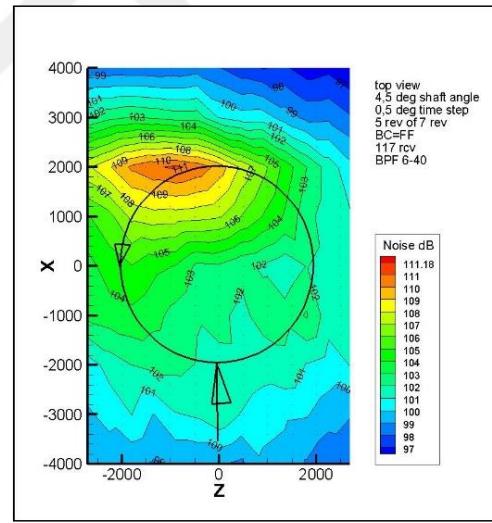
5.3 Mikrofon Sayısının Gürültü Desen Etkisi

5.2 maddesinde verilmiş olan akustik hesaplamalar sonrası ortaya çıkan veri dosyaları büyüklüğü mikrofon sayısına Çizelge 6 da bir örneği görüleceği gibi hesaplamada kullanılan süreye bağlı olarak artmaktadır (rotor devir sayısı). Bu dosya büyüklüğü ayrıca zaman adımına da bağlı olarak artmakta ve 1 milyon satır boyuruna yaklaşmaktadır. Bu dosya büyümesi ve yüksek çözünürlüklü bir gürültü deseni elde edilmesi çelişkili bir durum oluşturmuş olup optimizasyon gerekli olmuştur. Bu amaçla deneye de uyumlu olacak ve bilgisayar gücü gereği bakımından da optimum olacak mikrofon sayısının seçilmesi için deney alanında mikrofon konumlandırılma alanı içinde kalmakla birlikte ara mesafeleri değiştirilerek madde 4.7.1 koordinatları verilen üç versiyon oluşturulmuştur. Bu versiyonların gürültü deseni etkileri bu bölümde incelenmiştir.

Şekil 5.22/23'te gösterilen 63 ve 117 alıcıya sahip MNC Gürültü deseni örneğinde önemli bir desen değişikliği görülmemiştir.

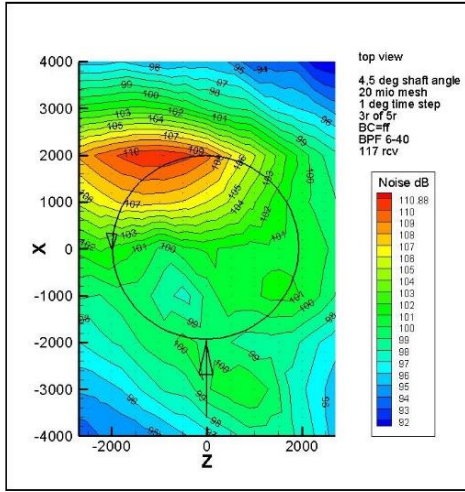


Şekil 5.26 : 63 alıcı ile gürültü dağılımı.

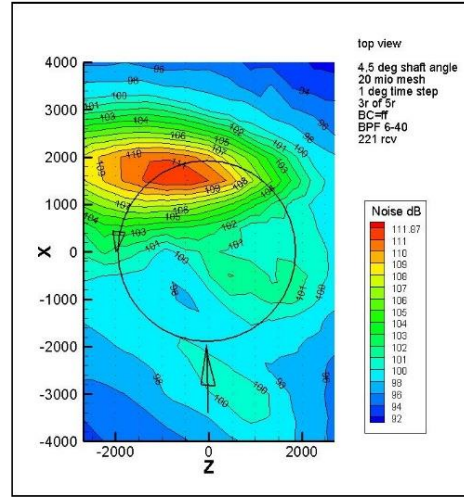


Şekil 5.27 : 117 alıcı ile gürültü dağılımı.

Şekil 5.25 ve Şekil 5.24'da gösterilen 221 ve 117 alıcıya sahip örnek MNC gürültü deseninde önemli bir desen değişikliği görülmektedir. 221 alıcılı versiyon daha fazla veriye sahip olmasına rağmen 117 alıcılı versiyon daha detaylı görünmektedir. Grafik yazılımının (Tecplot) konturları tamamlamak için mevcut veriler arasında enterpolasyon yapması bu sonucu doğurmuştur. Sonuç olarak Gürültü Deseninde farklılık olabilmekte ancak desendeki sıcak noktalar aynı kalmaktadır.



Şekil 5.28 : 117 alıcı ile gürültü dağılımı.



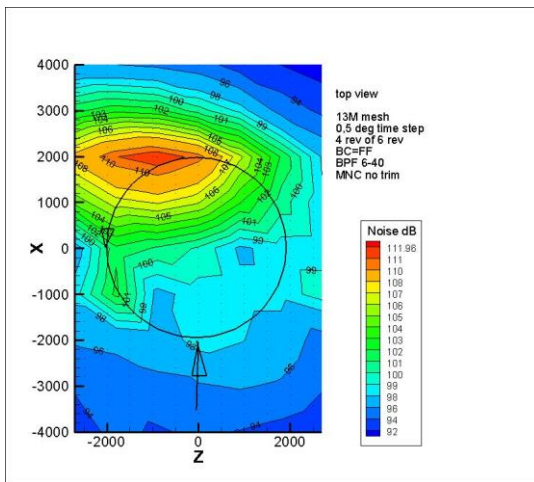
Şekil 5.29 : 221 alıcı ile gürültü dağılımı.

Yapılan karşılaştırmaların ardından 117 alıcı kullanmanın gürültü deseni ve buna bağlı dosya boyutları açısından avantajlı olduğuna karar verilmiştir. Frekans bazlı veriler, 221 alıcı için elde edilen veri tablosu 750 bin satıra ulaşarak çok büyük dosya büyüklükleri yaratmaktadır.

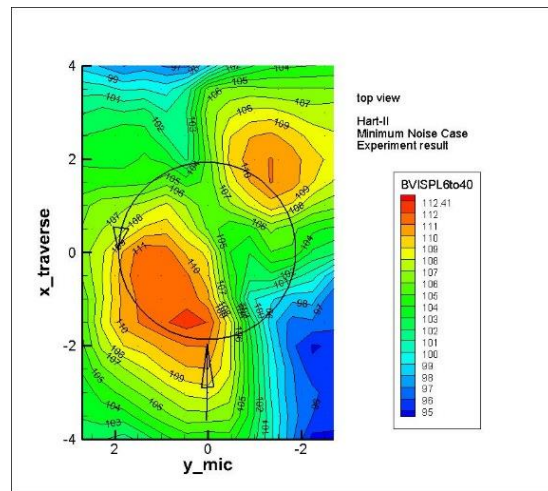
5.3.1 Gürültü desenleri

Gürültü deseni grafiklerinde (Şekil 5.26-/28) hesaplanan gürültü modelinin, kesitsel taşıma katsayısının iyi olmasına rağmen deneyin gürültü modeliyle (Şekil 5.27/29) eşleşmediği görülmektedir.

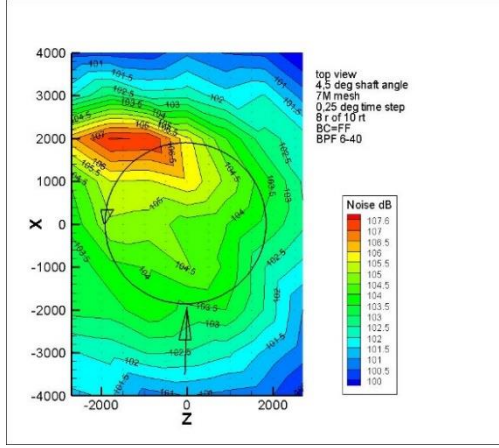
Bu sonuç, $C_n M^2$ eşleşmesinin akustik çözümün kalitesini garanti etmediği anlamına gelmektedir.



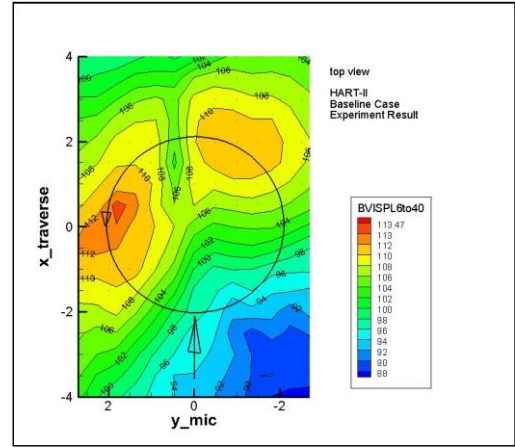
Şekil 5.30 : Enaz gürültü durumu hesaplanmış dağılım.



Şekil 5.31 : Temel durum hesaplanmış dağılım.



Şekil 5.32 : Enaz gürültü durumu deney dağılımı.



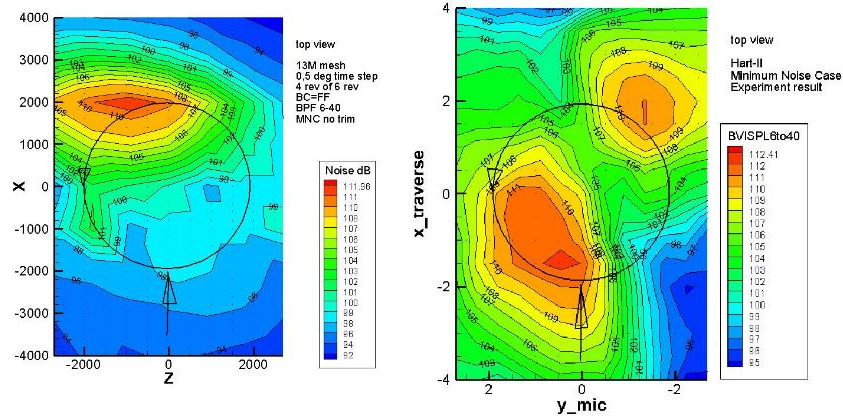
Şekil 5.33 : Temel durum deney dağılımı.

5.3.2 Minimum gürültü durumu karşılaştırma

Çizelge 5.2 : Diğer çalışmalar ile azami gürültü karşılaştırması

Yazar	Ağ yoğunluğu	Azami gürültü dB
Tanabe-Sugawara(Medium) [14]	12.8 million	106
Wilke(Medium) [295]	12,8 million	105
Bu çalışmada	13 million	111.96
Experiment	---	112
Romani G.(coarse) [15]	42 million	118

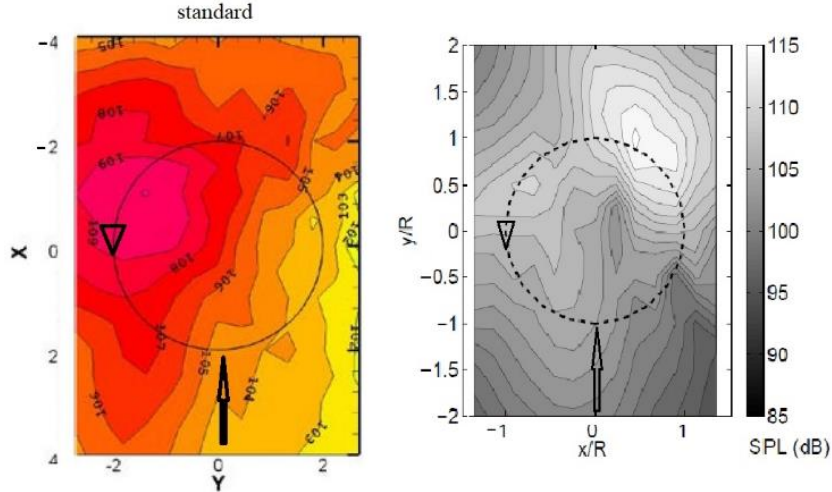
Çizelge-9'da görülen hesaplanan maksimum gürültü seviyeleri ile gürültü modelinin karşılaştırılması Şekil 5.30 ve Şekil 5.31'de verilmiştir. Bu sonuçlar, deney sonucuna ulaşmak için bireysel pala deformasyon tanımlamasının düşük ağ yoğunluğunda dahi etkin olduğunu göstermektedir.



Bu çalışma

Deney

Şekil 5.34 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması



Tanabe-Sugawara [14]

Kelly M.E. [12]

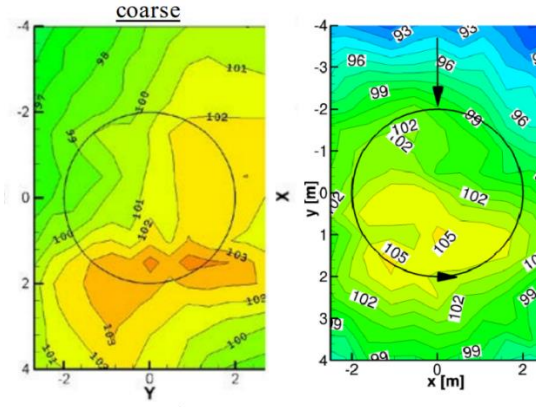
Şekil 5.35 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması

5.3.3 Temel durum gürültüsü karşılaştırma

Çizelge-10, da verilen sonuçlar azami gürültü tahmininde de bu çalışmada diğer çalışmalara göre akustik olarak da başarı sağlandığını göstermektedir.. Şekil 5.32 ve 5.33 de görülen diğer çalışmaların gürültü desenlerinin, deneysel sonuçlarla iyi eşleşmediği dikkat çekmektedir. Bu çalışmada elde edilen gürültü deseni diğer çalışmalar ile benzerlik göstermekte olup; gürültü dağılımı açısından da metodoloji teyit edilmiş olmaktadır.

Çizelge 5.3 : Diğer çalışmalarla azami gürültü kıyası.

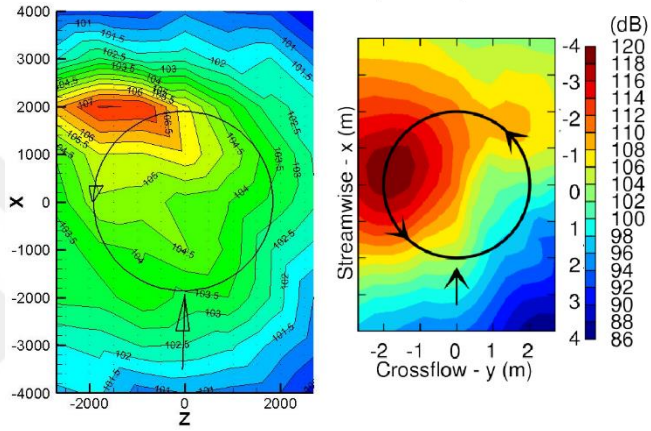
Yazar	Ağ yoğunluğu	Azami gürültü dB
Tanabe-Sugawara(Coarse)[14]	12,8 million	103
Tanabe-Sugawara(standard)[14]	43,47 million	109
Kelly M.E[101]	N/A	115
Bu çalışma	7 million	107,6
Experiment	---	113,47
Romani G.(coarse) [15]	42 million	115



Tanabe-Sugawara [14]

Wilke (JST) [295]

Şekil 5.36 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması.



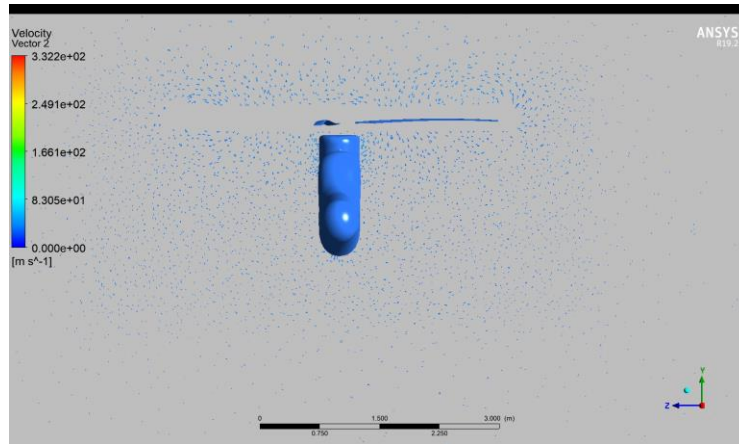
Bu çalışma

Romani [15]

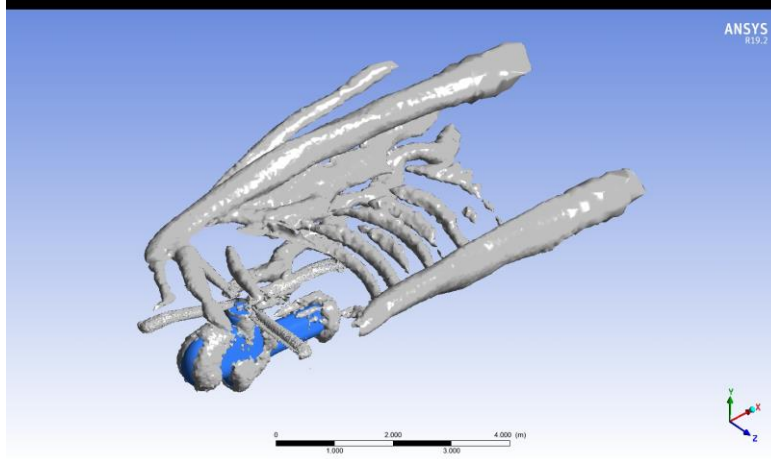
Şekil 5.37 : Diğer çalışmalarla akustik sonuç karşılaştırması.

5.3.4 Akım alanı karşılaştırması

Şekil 5.34 vce 5.35de verilen görseller ile Hart-II deneyi enaz gürültü ve temel durum için pal uçlarında oluşan girdap ve genel akım alanına yayılan girdapların karşılaştırılması yapılmıştır.

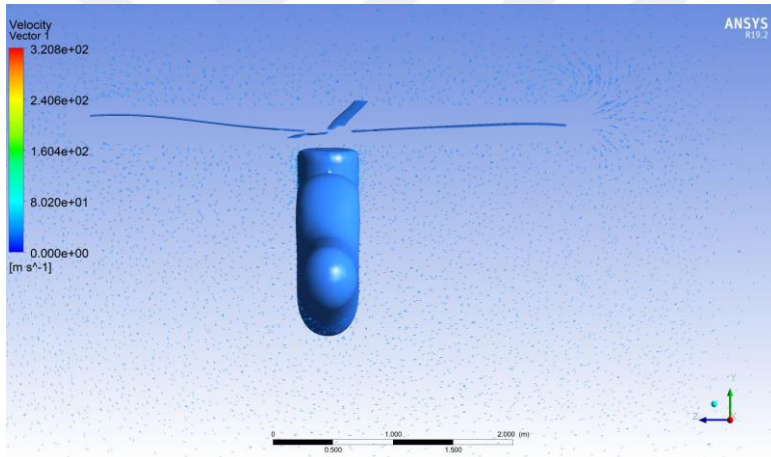


Şekil 5.38 : Enaz gürültü durumu pal ucu girdap vektörleri.

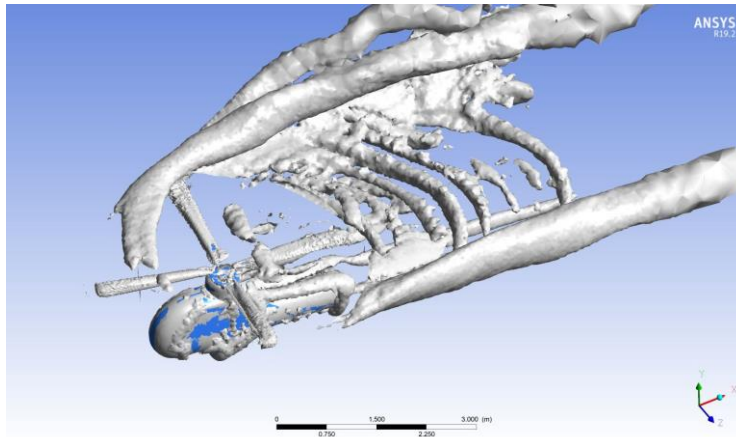


Şekil 5.39 : Enaz gürültü durumu için akım alanı girdap oluşumu.

Şekil 5-34 ve 5-35 de görüldüğü gibi enaz gürültü durumu için esas olarak girdaplar rotor tarafından indüklenmekte ve ilerleyen ve gerileyen pal tarafından üretilen girdap konilerinin yanında rotor dönüşü ile üretilmiş girdap halkaları $\lambda_2 = -116 \text{ 1/s}^2$ değeri için görselleştirilmiştir.



Şekil 5.40 : Temel durum pal ucu girdapları görünüşü.



Şekil 5.41 : Temel durum akım alanı girdap oluşumu.

Şekil 5-36 ve 37 görselleri en az gürültü durumu ile kıyaslandığında genel girdap yapısında enaz gürültü durumu için uygulanmış yüksek harmonikli hücum açısı kontrollerinin pal uçlarında hız artışına sebep olduğu gibi pal kökünde temel durumda bulunmayan spiral şekilli yeni bir girdabı indüklediği görülmektedir. Öte yandan her iki durumda da helikopter gövdesinin de bir girdap üretici olduğu ve gövde arkasında oluşan durma noktalarının etkin olduğu görülmektedir. Ayrıca en az gürültü durumu için ilerleyen pal tarafında ön çeyrekte girdap oluşumunda azalma izlenmektedir. Sonuç olarak yüksek harmonikli hücum açısı kontrolünün girdaplanmayı ortalama olarak azaltarak etki sağladığı değerlendirilmiştir. Şekil 5.1-4 de enaz gürültü durumu ve Şekil 5.7-9 da temel durum için $C_n M^2$ grafikleri verilmektedir. Bu grafiklerde ilerleyen pala tarafı (pala 2 , $\Psi=90^\circ$) ve gerileyen pala tarafı (pala 4 , $\Psi=270^\circ$) kısımlarında deney sonuçlarına uygunluk ağ yoğunluğunun artması ile değil zaman adımının küçülmesi ile sağlanmaktadır. Bu bölgelerde pala üzerindeki akım hızları büyük zaman adımlarında daha yüksek bir değişime sahip olduğundan bu kısımlardaki hız gradyanının doğru çözünürlükte temsil edecek şekilde yakalanması mümkün olamamaktadır. Düşük ağ yoğunluklarında ağ elemanı boyutları büyük olduğundan zaman adımı küçültülse de pala üzerindeki konum farklılığı sebebi ile hız ve basınç gradyanının doğru temsili güçlüğü devam etmektedir. Yüksek ağ yoğunluğunda ise konumsal doğruluk artarken zaman adımı dolayısı ile gradyan çözünürlüğü temsilindeki güçlük öne çıkmaktadır. Bu bakımdan ağ yoğunluğu arttırılırken uygun zaman adımı seçimi de Şekil 5.2, 5.3 ve 5.4 de açıkça görülmektedir. Sonuç olarak küçük bilgisayar kaynağı kullanımı ile azami doğrulukta sonuçlar elde etmek için optimum çözüm kombinasyonu olarak 17 milyonluk ağ yoğunluğu ve $0,5^\circ$ rotor dönüşüne tekabül edecek zaman adımı seçilmiştir.



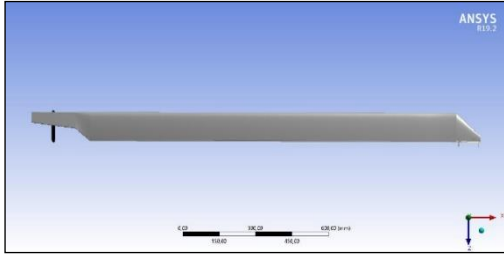
6. FARKLI UÇ ŞEKİLLERİ SONUÇLARI

Bu bölümde ,Madde 5 de sonuçları verilen ve doğrulanan metodoloji, Hart-II temel durum verileri üzerinde uygulanarak farklı uç şekillerine sahip pala planformlarının uzak alan azami gürültü değeri ve dağılımına etkisi incelenmiştir.

Madde 6.1 , 6.2, 6.3, 6.4 de verilen Uç Şekilleri,(taşıma kuvvetinin etkilenmemesi için orijinal Hart-II pala alanının değişmemesi dikkate alınarak) NACA 23012 pala profiline ve dikdörtgen uç şekilli 2000 mm Rotor yarıçapına sahip orijinal Hart-II palasından türetilmiştir. Uç şekli etkisine yönelik çalışma, HHC'ye (Yüksek Harmonik Kontrol) sahip olmayan HART-II temel durumuna dayanmaktadır. Temel durumunun seçilmesinin sebebi, akış alanı üzerindeki HHC etkisini ortadan kaldırmaktır. Hesaplamaların sonuçları, geriye açılı uç, 10 derece ahedral açılı geriye açılı uç, çıkıntılı uç (%10 c ileri uzatılmış) ve 10 derece anhedral açılı çıkıntılı uç olmak üzere her uç şekli için sıralı olarak verilmiştir. Hesaplamalar karşılaştırma amacıyla aynı akım alanı sınır koşulları altında 17M mesh, 0,5 derece zaman adımı uygulanarak 10 rotor devri zamanı süresinde gerçekleştirilmiştir. Şekil 6.5 ve 6.18'de görüldüğü gibi kararlı gürültü sonucunu elde etmek için daha uzun süreye ihtiyaç olup olmadığını belirlemek için ek bir hesaplama gerçekleştirildi.

6.1 Geriye Açılı (Swept) Uç

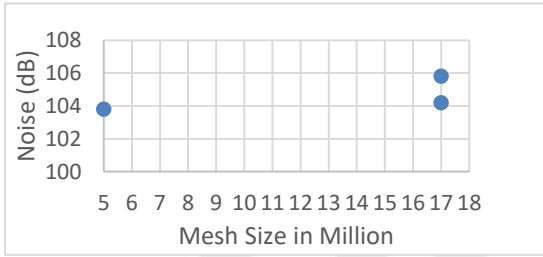
İncelenen geriye açılı ucun geometrisi Şekil 6.2'te verilmiştir ve genel görünümü Şekil 6.1'te verilmiştir. Palanın projeksiyon alanı korunarak taşıma kuvveti değişmemesi hedeflenmiştir. Bu uç şekli Hart-II pala ucunun $r=1950$ mm hattından itibaren veterin 1/5 oranında küçültülmesi ile geriye doğru 44° açılı alması sağlanarak uygulanmıştır. (Bkz. Şekil 6.6) Ağ yoğunluğu ve zaman adımı, Şekil 6.3 ve 6.4'da görüldüğü gibi doğruya yakın hesaplama sonuçlarına daha az zamanda (rotor devri) yakınsamayı sağlamaktadır.Şekil 6.6 da kuvvet hesaplamalarında da zaman adımının etkin olduğu görülmektedir.



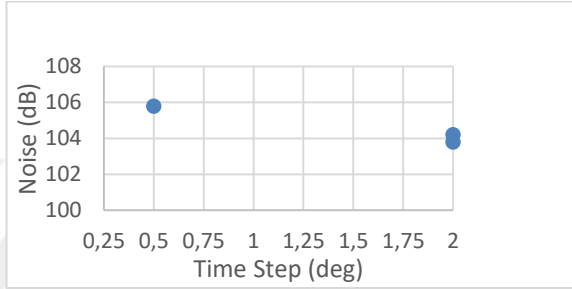
Şekil 6.1 : Genel görünüş.



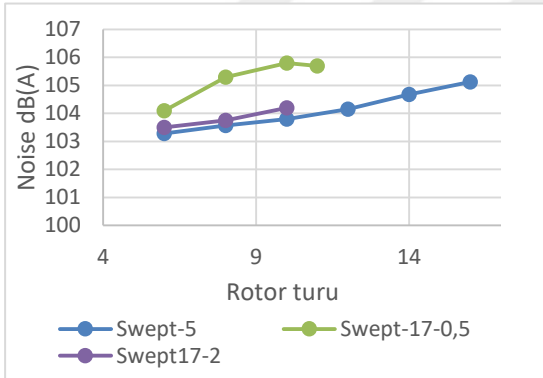
Şekil 6.2 : Geometri detayı.



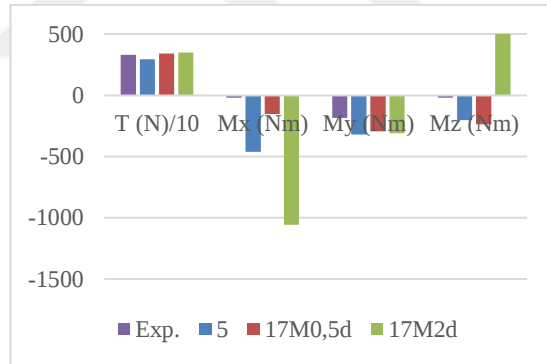
Şekil 6.3 : Açılı uç ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi.



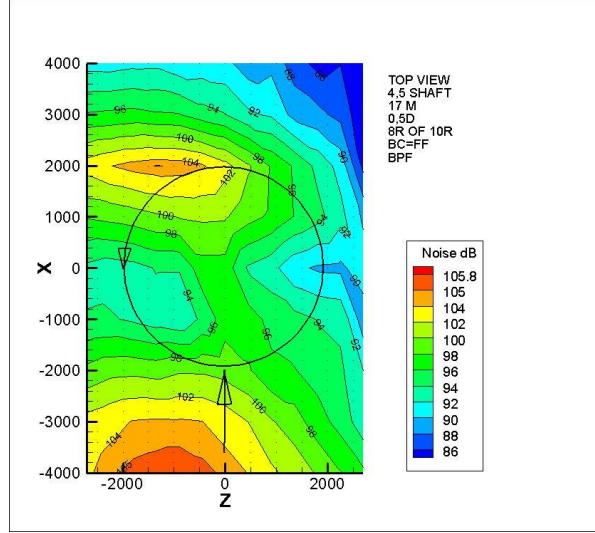
Şekil 6.4 : Açılı uç ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi.



Şekil 6.5 : Açılı uç rotor turu ile gürültü değişimi.



Şekil 6.6 : Açılı uç kuvvet ve momentler.

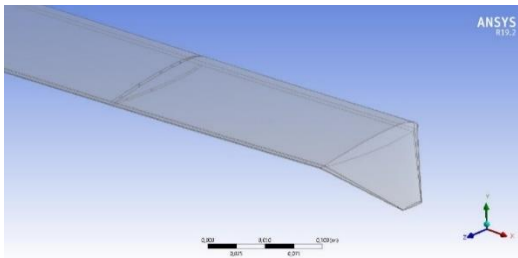


Şekil 6.7 : Açılı uç gürültü dağılımı.

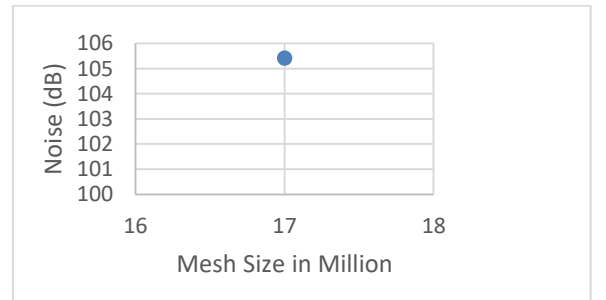
Gürültü dağılım deseni Madde 5. Görülen sonuçlara göre farklı olmuştur. Hesaplamalarda aynı yöntem ve sınır şartları kullanılmasına rağmen desen ve azami gürültü değerinin 1,8 dB(A) kadar değişmesi pala ucu etkisini göstermektedir.

6.2 Geriye ve 10° Anhedral Açılı Uç

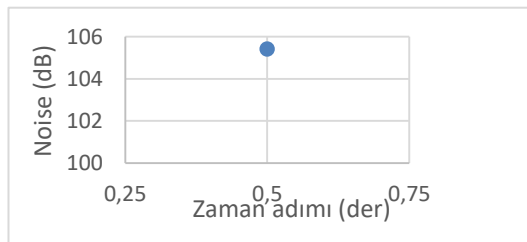
10 derece anhedral açısı ilave edilmiş uç şekline sahip geriye açılı pala ucu alternatifinin de temel durum pala haket ve deformasyonları kullanılarak aerodinamik ve akustik hesapları yapılmıştır. Bu alternatifte 10 rotor devri süresinde 1.62 dB(A) gürültü azalması oluşmuştur. Aerodinamik yük ve gürültü dağılım desenleri Fig. 6.12 ve 6.13 de görülmektedir.



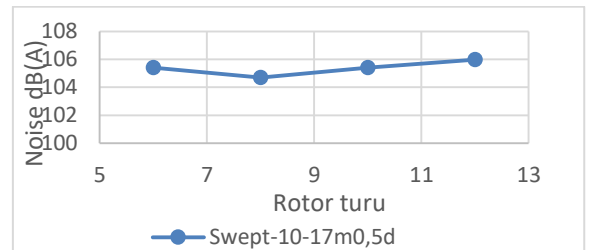
Şekil 6.8 : Genel görünüş



Şekil 6.9 : Ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi



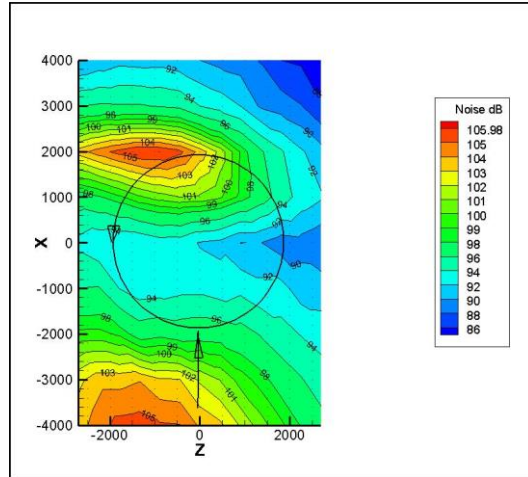
Şekil 6.10 : Zaman adımı ile gürültü değişimi



Şekil 6.11 : Rotor turu ile gürültü değişimi



Şekil 6.12 : Kuvvet momentler.



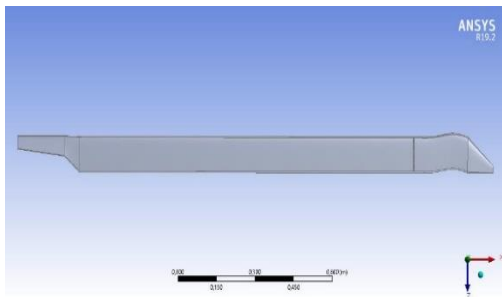
Şekil 6.13 : Gürültü dağılımı.

Madde 6.1 de verilen gürültü azalma sonucu ile kıyaslandığında 10 derece anhedral açısının geriye açılı pala ucu için olumsuz etki yaparak gürültü seviyesi düşümünü 0.18 dB(A) kadar azaltmıştır.

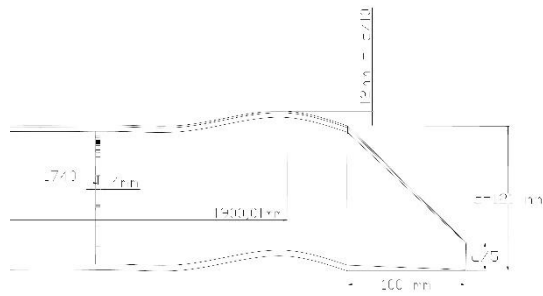
6.3 Çıkıntılı (Notch) Uç

Bu uç şekli, Hart-II pala ucu şeklinin geriye açılı uça uygulanan değişimle birlikte merkez çizgisinin $r=1900$ mm'de 0,1c ileriye doğru kaydırılmasıyla elde edilmiştir. Çıkıntı ucunun ayrıntıları Şekil 6.14'da gösterilmiştir. ve Şekil 6.17.

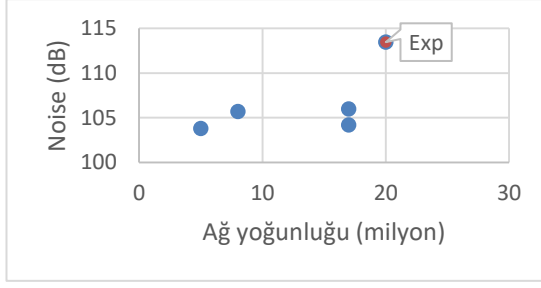
Şekil 6.16-18, ağ ve hesaplama süresinden akustik sonuçtan bağımsızlığın elde edildiğini göstermektedir.



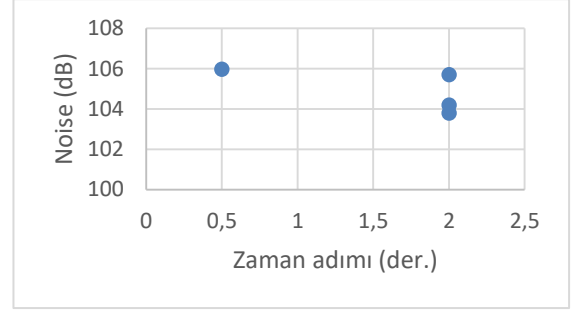
Şekil 6.14 : Genel görünüm



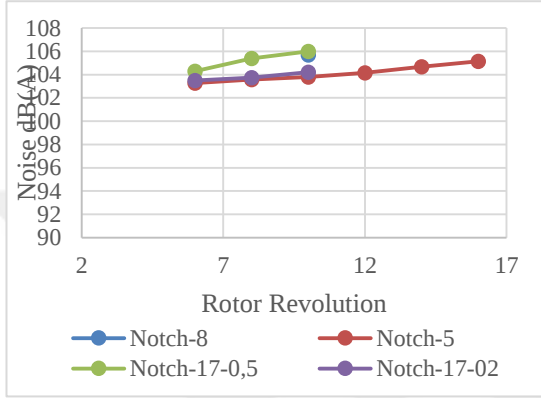
Şekil 6.15 : Geometrik detay



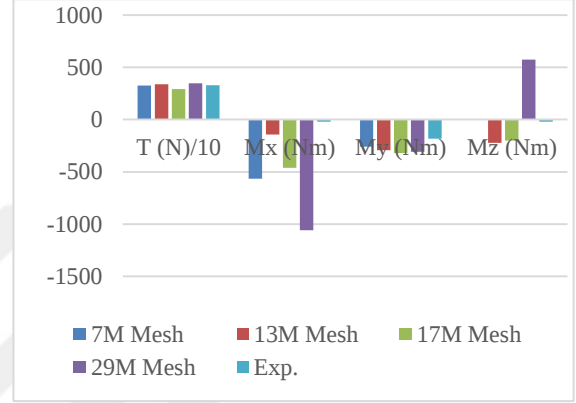
Şekil 6.16 : Ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi



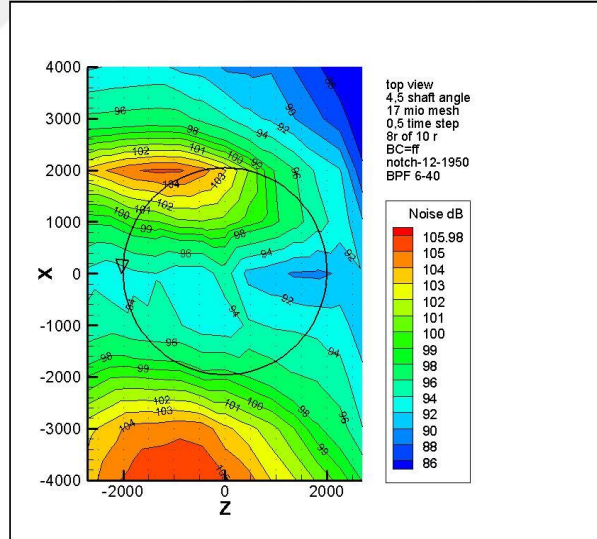
Şekil 6.17 : Zaman adımı ile gürültü değişimi



Şekil 6.18 : Rotor turu ile gürültü değişimi



Şekil 6.19 : Kuvvet ve momentler değişimi

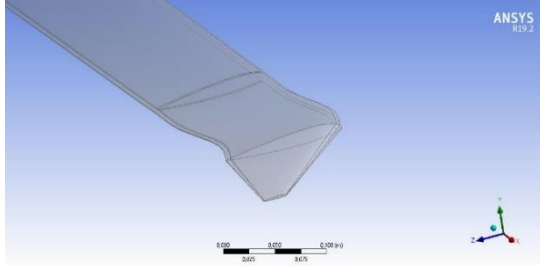


Şekil 6.20 : Gürültü dağılımı

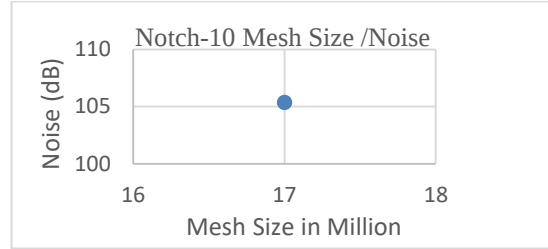
Madde 6.2 de verilen uç şekli ile aynı azami gürültü değeri elde edilmiş olup sadece çıkıntı uygulamasının 1.62 dB(A) gürültü azalması sağladığı görülmektedir.

6.4 Çıkıntılı ve 10° Anhedral Açılı Uç

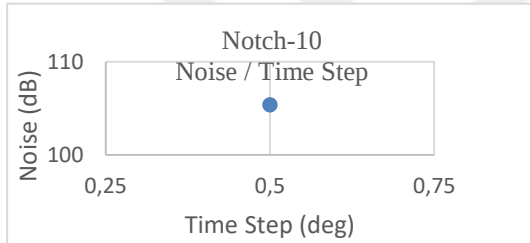
Bu uç şekli, Şekil 6.21'de gösterildiği gibi pala ucunun geriye açılı kısmına 10 derecelik bir aşağı bükülme uygulanarak 6.3'deki çıkıntılı uç şeklinden geliştirilmiştir.



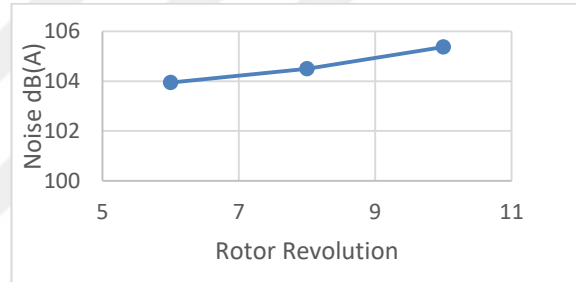
Şekil 6.21 : Genel görünüm



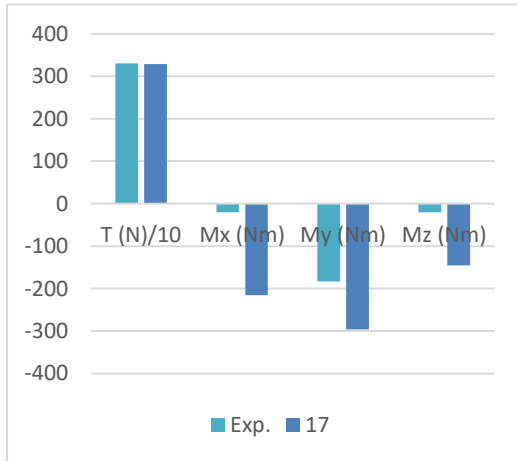
Şekil 6.22 : Ağ yoğunluğu ile gürültü değişimi



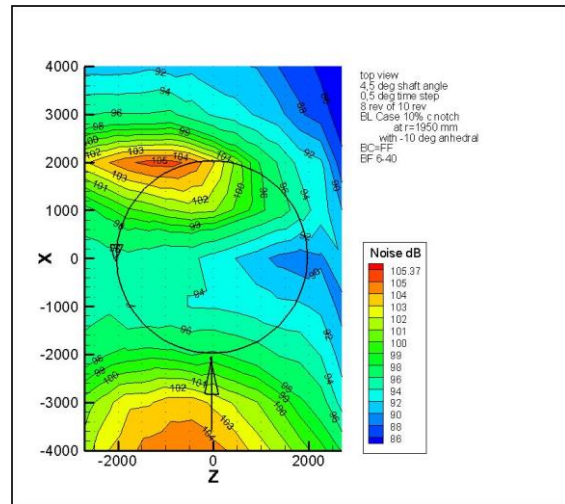
Şekil 6.23 : Zaman adımı ile gürültü değişimi



Şekil 6.24 : Rotor turu ile gürültü değişimi



Şekil 6.25 : Kuvvet ve momentler



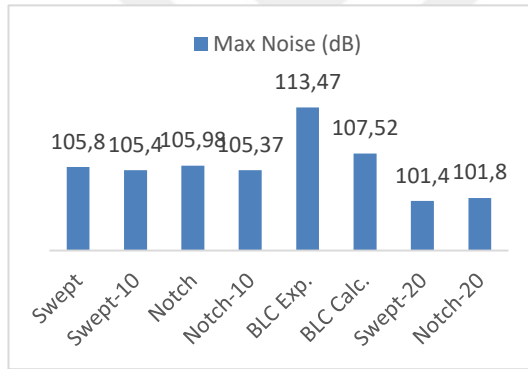
Şekil 6.26 : Gürültü dağılımı

Gürültü deseni rakamları, rotor disk düzleminin 1.1R aşağısındaki gürültü dağılım modelini göstermektedir. Şekil 6.7-6.13-6.20-6.26, 0,5 derecelik zaman adımıyla gerçekleştirilen temel durum çözümlerine benzerdir. Bu uç şekli ile 105,37dB(A) azami gürültü seviyesi hesaplanmış olup Hart-II ucuna göre 2.23 dB(A) azalma olduğu

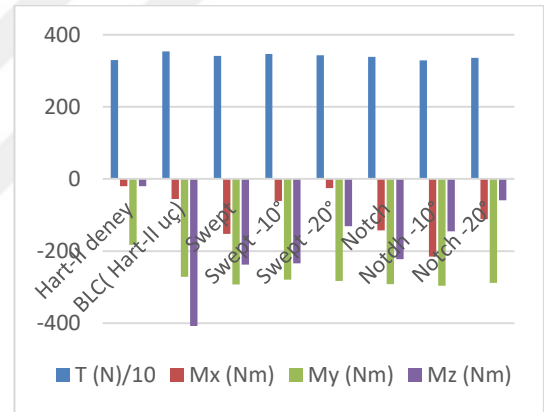
görülmüştür. Bu değer Şekil 1.61 de görülen Kondo (1998) [214] ucu ile elde edilen 2.5 dB(A) gürültü azalmasına yakındır. [214] ucu ve ile çıkıntılı ucun geometrik benzerliği bu çalışmanın metodolojisini tekrar teyit etmektedir.

6.5 Uç Şekillerinin Genel Karşılaştırması

Madde 6.3 ve 6.4 de verilen hesaplamalar sonrasında anhedral açısı 20 dereceye arttırılarak hesaplar tekrarlanmıştır Karşılaştırmalı hesaplamalar sonrasında Şekil 6.27'da görüldüğü gibi 20 derecelik anhedral açılı geriye ok açılı uç şeklinin gürültüde 6.12 dB(A) azalmayı sağladığı tespit edilmiştir. Şekil 6.28'de ve Çizelge 7.1 de verilen hava hesaplama sonuçları , taşıma kuvvetinin geriye açılı uç şekli için azami % 2 azaldığını , çıkıntılı uçlar için ise azami %5,7 azaldığını göstermektedir. Rotor momentinin ise geriye açılı uç şekli için azami % 8 azaldığını , çıkıntılı uçlar için ise azami %4 ,6 azaldığını göstermektedir.



Şekil 6.27 : Azami gürültü karşılaştırması



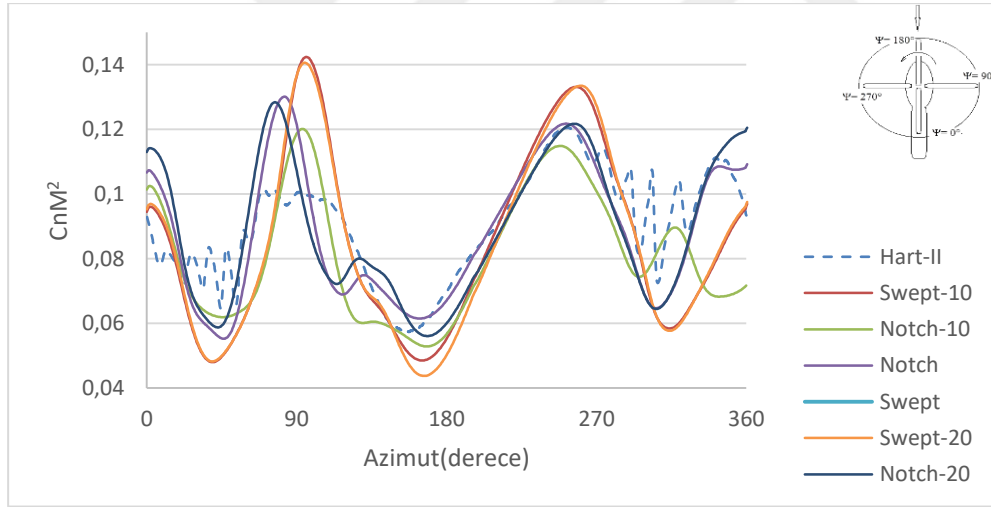
Şekil 6.28 : Kuvvet ve momentler karşılaştırması

Çizelge 6.1: Farklı uç şekilleri Kuvvet ve Momentler

	T (N)/10	Mx (Nm)	My (Nm)	Mz (Nm)
Swept	341,1	-152,156	-292,888	-237,311
Swept-10	346,8	-61	-279,6	-234,2
Swept-20	342,6	-25,0537	-282,938	-130,984
Notch	338,9	-142,363	-291,733	-222,144
Notch-10	328,9	-215,552	-295,989	-145,288
Notch-20	335,7	-111,415	-288,108	-59,2038
Hart-II Deney	330	-20	-183	-20
Hart-II Hesap	348,6	-16,6044	-301,748	-330,133

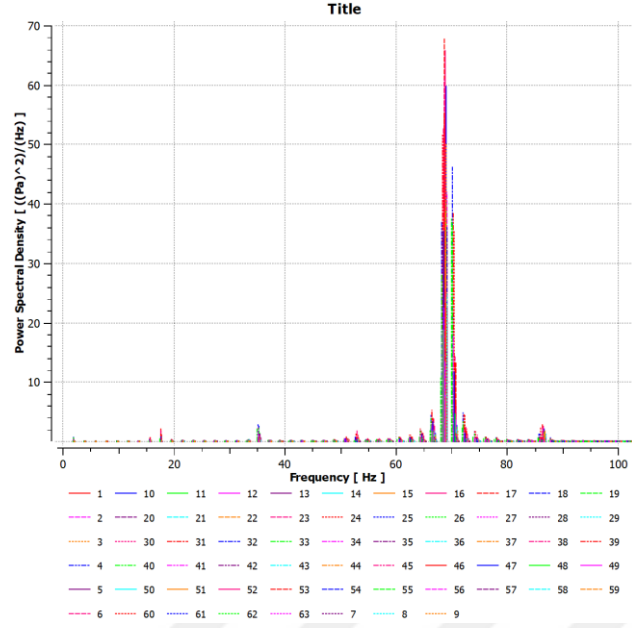
Kesit taşıma katsayısının grafiği pala ucu şekillerindeki değişiklikten etkilenmesi değerlendirmek üzere hesaplanmıştır. Şekil 6-29 da kesit taşıma katsayısının tüm uç

alternatifleri için deney verilerine trend olarak uyumu koruduğu görülmektedir. Temel durum $C_n M^2$ grafiği Şekil 5.8 de $\Delta t = 0,25^\circ$ zaman adımı eğrisi deney sonuç eğrisine tam olarak uyarken değiştirilmiş pala uçlarına sahip versiyonlarda özellikle 90° azimut ve 307° açılarında genel trendin dışına çıkıldığı görülmektedir. Ayrıca bu bölgelerde pala hareket tanım denklemleri kuvvetlerinin düşük ve $\Delta t = 0,5^\circ$ 'nin büyük ([12] de $\Delta t = 0,05^\circ$ kullanılmıştır) olması sebebi ile deney sonuç eğrisindeki değişkenlik elde edilememiştir. Ayrıca [20] sayılı referansda verilen 20° anhedral açılı pala uçlarında rotor momentinin artıyor olması bulgusu geriye açılı pala ucu için geçerli olabileceği Çizelge 7.1 de değerlendirilmiştir. Ancak çıkıntılı ve 20° uçlu pala rotorunda % 8 lik önemli bir azalma gözlenmektedir. Şekil 6.27 de verilen verilere göre 20° anhedral açılı geriye açılı uç çıkıntılı uca göre 0.4 dB(A) daha fazla gürültü düşmesi , % 2 daha düşük rotor torku ve 52 daha fazla taşıma sağlamaktadır. Bu değerlere göre geriye açılı ve 20° anhedrale sahip uç uygun performans sağlayan bir geometriye sahiptir.

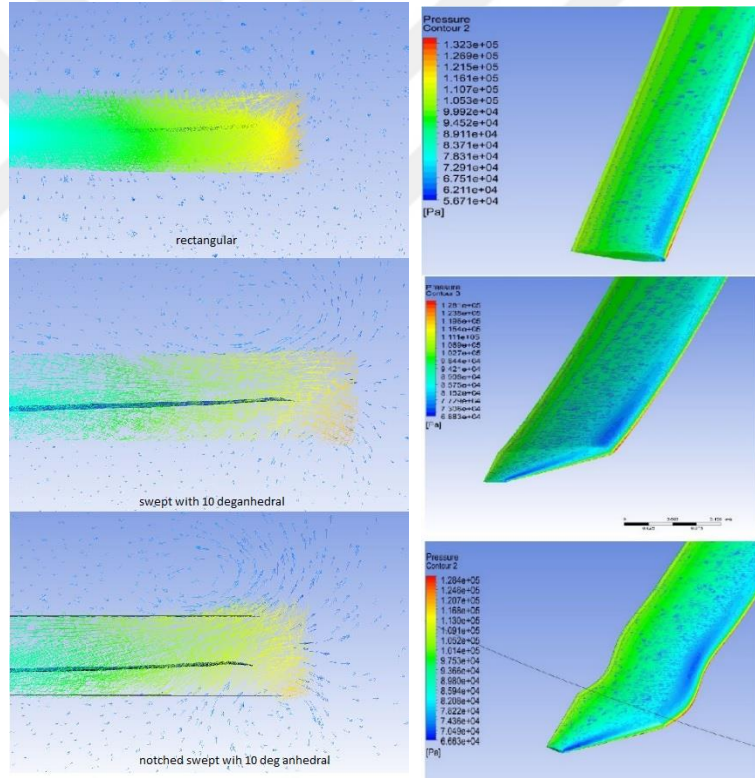


Şekil 6.29 : Pala uç alternatifleri ve deney $C_n M^2$ katsayısı karşılaştırma .

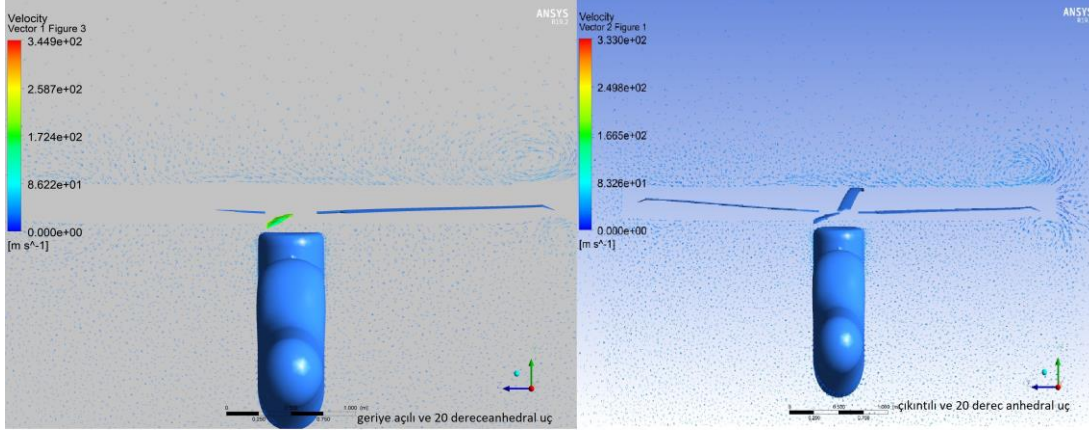
Azami ses enerjisi yerini gösteren PSD (power spectral density) frekansının tüm uç şekillerinin ortak sonucu olarak Hart-II deneyi rotor geçiş frekansına (BPF=69.4 Hz) tekabül ettiği tespit edilmiştir.



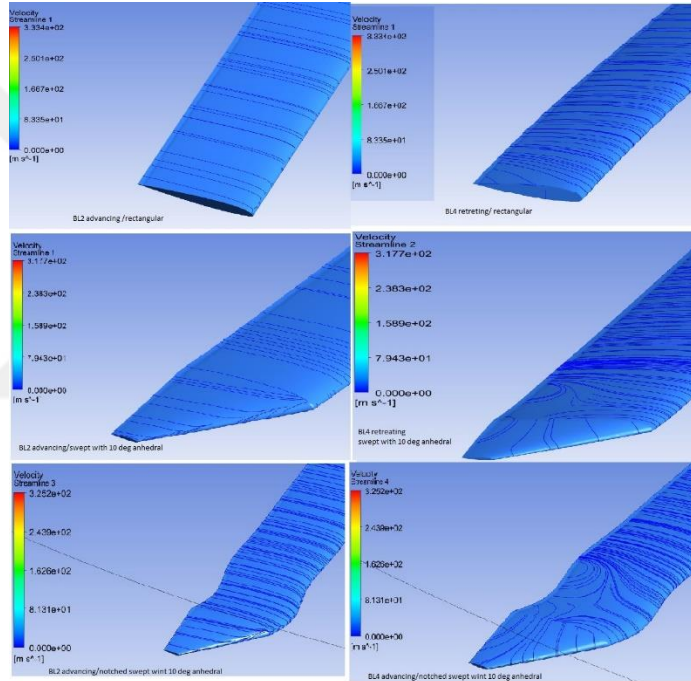
Şekil 6.30 : Ses gücü spectrum yoğunluğu



Şekil 6.31 : İlerleyen pala girdap oluşumu ve basınç dağılımı.

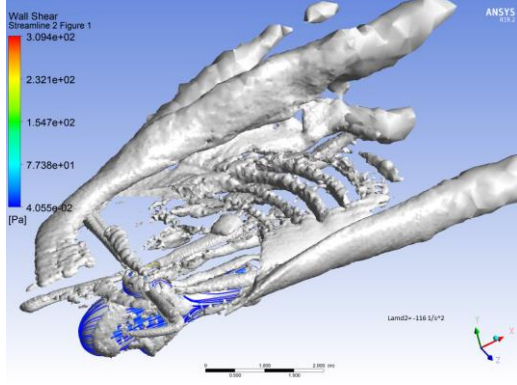


Şekil 6.32 İlerleyen pala (20° anhedral)açılı uç girdabı

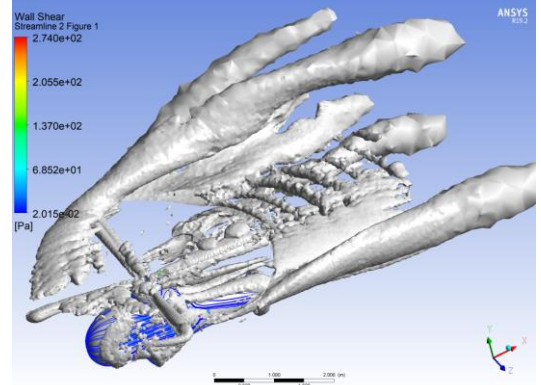


Şekil 6.33 : İlerleyen pala(BL2) üzerinde girdap oluşumu ve basınç dağılımı.

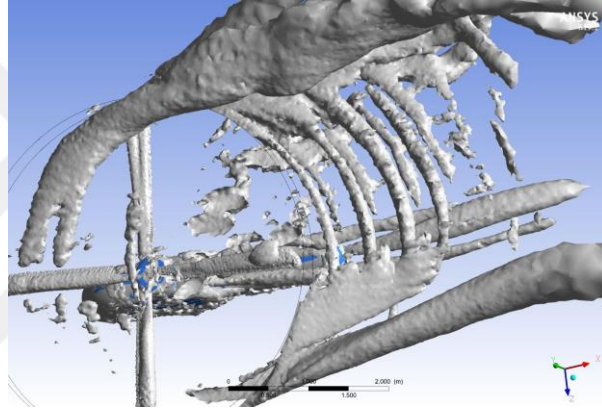
Şekil 6.30 da anhedral açılı geriye açılı ve çıkıntılı uç şekilli palalarda çift basınç odağı görülmektedir. Buna karşın dikdörtgen uçlu pala(orjinal Hart-II ucu) tek basınç odağına sahiptir. Ayrıca girdap çekirdekleri için de aynı durum mevcuttur. Bu durum Muller (1986, 1988) [18,19] anhedral açının gürültüyü azalttığı sonucunu da doğrulamaktadır.



Şekil 6.34 : Swept Uç girdap alanı



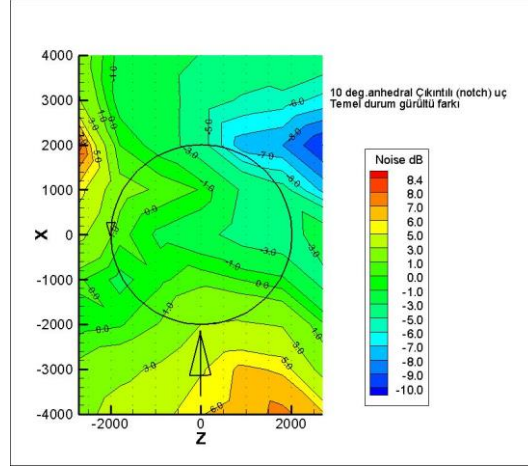
Şekil 6.35 : 10 derece anhedral açılı swept uç girdap alanı



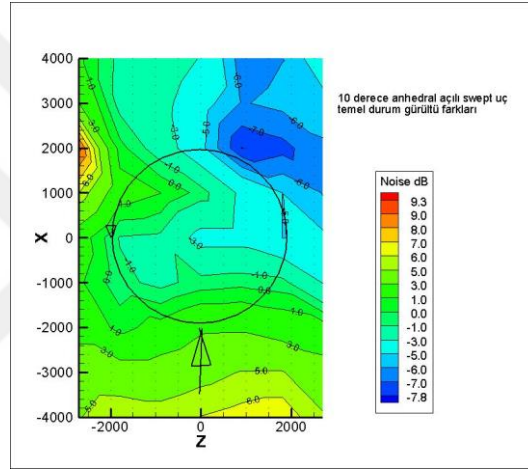
Şekil 6.36 : 10 derece anhedral açılı Notch uç

Şekil 6-33/35 de görülen girdap alanları $\lambda_2 = -116 \text{ 1/s}^2$ değerinde olup hesaplamalar $0,5^\circ$ zaman adımı ve 17 milyon ağ elemanı gibi temel yapıları aynı olmasına rağmen farklılıklar göstermektedir. Anhedral açının ilerleyen pal tarafından yaratılan girdap alanının küçülmesini sağladığı görülmektedir. Çıkıntı (notch) ilave edilmesi ise aynı anhedral açıda girdap halkalarının kesit küçülmesi etkisi yaratmıştır. Bu etkiler ile akım alanına verilen bozuntu enerjisinin dolayısı ile gürültü azaltımının sağlandığı görülmektedir ki 0.4 dB(A) azalma tahmin edilmiştir. Hart-II orijinal pala ucu şekli sonuçlarına kıyasla toplam 2.23 dB(A) azalma sağlanmıştır.

10 derece anhedral açılı çıkıntılı (notch) ve geriye açılı (swept) uçların temel durum ve kendi aralarındaki gürültü farklarının akım alanına yansımaları gürültü haritası olarak Şekil 6-36/38 de verilmiştir.

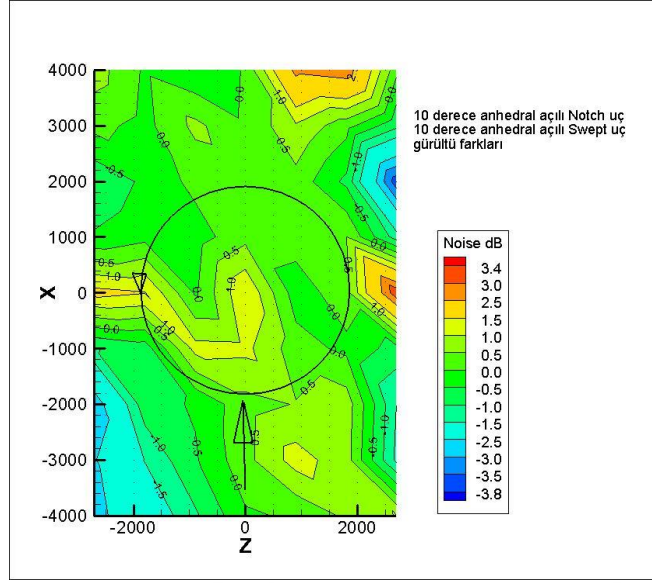


Şekil 6.37 : Notch-10 anhedral temel durum farkı



Şekil 6.38 : Swept-10 temel durum farkı

Şekil 6-36 ve 37 de temel duruma göre özellikle gerileyen pala tarafında ortalama 9 dB(A) civarında gürültü azalmaları ve ilerleyen palanın 45-135 derece azimuta karşılık gelen konumlarında 8.5 dB(A) artışlar olduğu görülmektedir. Azami gürültü tarafında ise 2.23 dB(A) azalma hesaplanmıştır.



Şekil 6.39 : 10 derece ahedral açılı Notch ve Swept uç farkları

Şekil6-38 de 10 derece anhedral açılı çıkıntılı (notch) ve geriye açılı (swept) uçlar arasında yalnızca 270 derece azimuth civarında 3.4 dB(A) artış görülürken diğer azimuth açılarında 3 dB(A) civarında azalmalar görülmektedir. Bu durum Çıkıntılı ucun gerileyen pal üzerinde akım ayrılması ile girdap artışına sebep olduğuna işaret etmektedir. Bu yargı Şekil 6-32 de görülen akım çizgileri ile de desteklenmektedir.



7. DEĞERLENDİRME VE ÖNERİLER

İleri uçuşta helikopter rotor gürültüsünün ekonomik ve doğru sayısal analizi yapılmıştır. Bu amaçla ticari olarak temin edilebilen CFD çözücü FLUENT kullanılarak ileri uçuş koşullarında helikopter rotoru-gövde etkileşiminin zamana bağlı sıkıştırılabilir akış analizleri yapılmıştır. Deforme olabilen pala hareketini modellemek için, hacimsel ağ deformasyonu ve önceden organize edilmiş blok ağ yapısı içinde hücre yeniden ağ oluşturmayı uygulayan katmansız bir dinamik ağ hareketi yöntemi kullanılmıştır. Hücre hacmine dayalı ağ düzeltme, sınır tabakayı ağ oluşumundan etkilenmeden tutmak için yeniden ağ oluşturma ile birlikte kullanılmıştır. Palaların flaplama ve hücum açısı hareketlerinin azimuta bağlı değişimleri, kullanıcı tanımlı (UDF) bir fonksiyon aracılığıyla yüksek dereceli polinom denklemleri olarak tanımlanmıştır.

Rotor tarafından üretilen gürültü tahmin hesaplaması Ffowcs-Williams ve Hawking denklemlerine dayanan Fluent Acoustic modülü kullanılarak yapılmıştır. Metodoloji HART-II deneysel kurulumu ve verileri kullanılarak doğrulanmıştır. HART-II pala hareketi denklemleri, her Rotor Palası için iyi bir tanım sağlayan çırpma, hücum açısı değişimi, ilerleme-gerileme hareketi ve elastik burulma'yı içermektedir. Ancak HART-II verileri, deneyleri sırasında ortaya çıkan sorunlar nedeniyle tam bir ölçüm seti sağlamamaktadır. Bu eksik veriler, her bir pala hareketinin **(önceki çalışmalardan temel farkı budur)** ve deformasyonların tam tanımını elde etmek için dikkatli bir enterpolasyonla hesaplanmıştır. Bireysel pala hareketinin deneysel koşullara benzer şekilde tanımlanması; iyi bir akustik tahminin temeli olan doğru bir CFD hesaplaması için kritik öneme sahiptir. Daha önceki çalışmalarda ortalama pala çırpması (flapping) veya uyarlanabilir olmayan pala deformasyon tanımları dikkate alınmaktadır. Pala sapmasını belirlemek için kullanılan denklemler, her bir terimin polinom katsayılarını azimut yönünde kendisine özgü olarak hesaplamaktadır. Yeni kullanılan uyarlanabilir denklemler, palaların daha gerçekçi hareket ve deformasyon tanımlarını sağlamıştır.

Gürültü seviyeleri tanımlanmış mikrofon konumlarında hesaplanmıştır. Diğer çalışmalarda 40 adet mikrofon Yapılan tahminler, hem minimum gürültü durumu hem de temel durum için HART-II verilerinin maksimum SPL'sindeki değerleri çok iyi karşılamaktadır. Üstelik mevcut metodoloji, ihtiyaç duyulan on milyonlarca yerine 7-8 milyonluk çok kaba ağlarla bile verilerle uyum sağlayan önceki diğer CFD analizlerinden çok daha iyi performans göstermektedir. Ağ bağımsızlığı çok daha yoğun ağlarla kontrol edilmiş ve bu da 7-8 milyonluk daha kaba ağlarınkine benzer tahminler sağlanmıştır.

Ayrıca bu çalışmada uyarlanmış bir genel gürültü basıncı seviyesi hesaplama denklemi kullanılmıştır. Bu denklem, düşük frekans çözünürlüğüne dayalı sayısal çözümü dikkate almakta ve onu 1 Hz çözünürlüğe tamamlamaktadır. Dolayısıyla Çizelge-6'da verilen klasik denklemle karşılaştırıldığında %50 daha hızlı sonuç vermiştir.

Diğer çalışmalarda deney sonuçlarına uygun hesaplama sonuçları elde edilmek üzere rotor trim değerleri değiştirilmiş bu çalışmada ise rotor trim değerleri değiştirilmemiştir. Daha kaba sayısal ağlar (40-100 milyon yerine 10-20 milyon) ve deney sonuçlarına %99-97 uyum sağlanırken diğer çalışmalarda deney sonuçlarına uyum % 93-102 aralığında olmuştur.

Güvenilir ve hızlı sonuç veren geliştirilmiş sayısal model farklı pala ucu şekillerinin genel gürültüdeki değişimlerini hesaplamak üzere Hart-II Temel durum verileri ile kullanılmıştır. Bu aşamada uygulanan geometri değişikliğinin taşıma kuvvetine asgari etkisi gözlemlenmiştir. Taşıma kuvvetinde anhedral açısı olmayan yeni uç şekilleri için temel duruma göre % 3 artış göstermiştir. 10 derece anhedral açılı Çıkıntılı pala uç şeklinde deney ile % 99,7 uyum görülmüştür. 10 derece anhedral açısının taşıma kuvvetinde %3 kadar azalmaya sebep olduğu görülmüştür. 20 derece anhedral açısı ilaveli geriye açılı pala ucu şekli ile azami gürültüde 6.12 dB(A) azalma sağlanmıştır. Anhedral açılı pala uçlarının çift uç girdabı çekirdeği yarattığı görülmüştür. Önceki çalışmalarla örtüşen bu sonuç bu çalışma yöntemini teyit etmektedir.

Geriye ok açılı (44°), çıkıntılı (%97,5 R de %10 c) pala uçları düz, 10 ve 20 derece anhedral açısı uygulanmış olmak üzere altı farklı uç şekli akustik analizleri yapılmış literatüre kazandırılmıştır.

Yapılan akustik hesaplamalar içinde diğer çalışmalardan farklı olarak PSD (power spectral density) de incelenmiş ve azami PSD değerinin pala geçiş frekansı (BPF) olan

69,4 Hz frekansta olduğu bulunmuştur. Bu sonuç düşük ses frekansındaki gürültünün değerlendirilmesi gereğini ortaya koymaktadır.

Ayrıca bu çalışmada akustik hesaplamaları yapılan farklı pala uçlarının gürültü dağılımı deney sonuçlarından farklılığı karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma ile gürültü seviyesi değişiminin rotor diski ilk çeyrek bölgesinde (azimut açısı = 0° - 90°) artış ve dördüncü çeyreğinde (azimut açısı= 270° - 360°) ise azalma olukun azami gürültü seviyesinin azaldığı tespit edilmiştir. İleri aşama bir çalışma olarak, akım alanı değişikliklerinin gürültü dağılımına etkisinin araştırılması gürültü kontrolü açısından faydalı olacaktır..





KAYNAKLAR

- [1] **GAO-21-200** , (2021). United States Government Accountability Office Better Information Sharing Could Improve Responses to Washington, D.C. Area Helicopter Noise Concerns. <https://www.gao.gov/assets/gao-21-200.pdf> (ABD Yönetmelik)
- [2] **14 CFR** ,Appendix H to Part 36 - Appendix H to Part 36—Noise Requirements for Helicopters Under Subpart H, (1969). <https://www.federalregister.gov/citation/34-FR-18364> (ABD Yönetmelik)
- [3] **Brentner, K., ve Farassat, F.**, (2003).Modeling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors. *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, No. 2, 2003, pp. 83–120
- [4] **Metzger, F.B.**, (1995). A Review of Propeller Noise Prediction Methodology 1919-1994. NASA Contractor Report 198156 .
- [5] **Lowson, M. V.**, (1965). The sound field of singularities in motion. Proceedings of the Royal Society A286 559–572.
- [6] **Wright, S. E.**, (1969). Sound radiation from a lifting rotor generated by asymmetric disc loading. *Journal of Sound and Vibration* 9 223–240.
- [7] **Lowson, M. V., Ollerhead, J. B.**, (1969). A theoretical study of helicopter rotor noise. *Journal of Sound and Vibration* 9 197–222.
- [8] **Ffowcs Williams, J. E. ve Hawkins, D. L.**, (1969). Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, *Mathematical and Physical Sciences*, vol. 264, no. 1151, pp. 321–342.
- [9] **Smith, M. J., Lim J. W., van der Wall B. G., Baeder J. D., Biedron R. T., Boyd Jr D. D., Jayaraman B., Jung S. N. and Min B.Y.**, (2012). An assessment of CFD/CSD prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data. In: *68th Annual Forum of the American Helicopter Society*.
- [10] **Lim, J. W. ve Dimanlig, A. C. B.**, (2010). The Effect of Fuselage and Rotor Hub on Blade-Vortex Interaction Airloads and Rotor Wakes. *36th European Rotorcraft Forum*.
- [11] **Lim, J. W., Wissink A., Jayaraman B.ve Dimanlig A.**, (2012). Helios Adaptive Mesh Refinement for HART II Rotor Wake Simulations. In *Annual Forum 68 of the American Helicopters Society*,

- [12] **Kelly, M. E., Karthikeyan, D. ve Brown, R. E.,** (2008). Predicting Blade Vortex Interaction, Airloads and Acoustics using the Vorticity Transport Model. Department of Aerospace Engineering University of Glasgow, Glasgow, G12 8QQ
- [13] **van der Wall, B. G.,** (2007). Mode identification and data synthesis of HART II blade defection data. Institute Report IB-111-2007/28 Institute of Flight Systems, DLR Braunschweig. Forschungsbericht
- [14] **Tanabe, Y.S., Saito S., Sugawara H.,** (2012). Construction and Validation Of An Analysis Tool Chain For Rotorcraft Active Noise Reduction. 38th European Rotorcraft Forum.
- [15] **Romani, G. ve Casalino, D.,** (2019). Rotorcraft blade-vortex interaction noise prediction using the Lattice-Boltzmann method. *Aerospace Science and Technology*, 88, 147-157.
- [16] **Deming, A.F.,** (1938). Noise from propellers with symmetrical sections at zero blade angle, ii., NACA TM 679
- [17] **Spivey, W.A. ve Morehouse, G.G.,** (1970). New Insights into the Design of Swept-Tip Rotor Blades. In *26th Annual National Forum of the American Helicopter Society*, June 1970.
- [18] **Muller, R.H.G.,** (1988). Winglets on Rotorblades in Forward Flight - A Theoretical and Experimental Investigation. In **14th European Rotorcraft Forum**, Milano, Italy, September 1988.
- [19] **Muller, R.,** (1986). The Influence of Winglets on Rotor Aerodynamics. In *Twelfth European Rotorcraft Forum*, pages 34.1–34.15, September 1986.
- [20] **Mantay, W.R., Yeager, W.T.Jr.,** (1983). Parametric Tip Effects for Conformable Rotor Applications. In 9th European Rotorcraft Forum, Stresa, Italy, pages 53.1–53.29, September 1983.
- [21] **Ernsthausen, W.,** (1937). The source of propeller noise, *Luftfahrtforschung* 8 (1936) 433–440, translated as NACA TM 825,
- [22] **Deming, A. F.,** (1940). Propeller Rotation Noise Due to Torque and Thrust. *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 12, pp. 173-182, July 1940.
- [23] **Ernsthausen, W.,** (1941). Influence of Aerodynamic Characteristics of the Sound Fields and Radiated Power of an Airscrew. *Akustische Zeitschrift* 6, pp. 245-261 (in German). Also published as *Luftfahrtforschung* 18, pp. 289-304
- [24] **Gutin, L.,** (1948). On the Sound Field of a Rotating Airscrew. *Zhurnal Technicheskoi fiziki* 6, pp. 899-909 (in Russian). Translated as NACA TM 1195,.
- [25] **Merbt, H. and Billing, H.,** (1947). The Propeller as a Rotating Source of Sound. Section R2.3 in AVA Monographs: Part R - Modern Aeronautical Acoustics (in German edited by H.Billing. Translated as M.A.P. Volkenrode Reports and Translations Nos.960-962, September 1947

- [26] **Merbt, H. And Billing, H.**, (1949). The Propeller as a rotating Sound Source. in (German) *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik* 29, pp. 301- 311,.
- [27] **Garrick, I. E. and Watkins, C.E.**, (1953). A Theoretical Study of the Effect of Forward Speed on the Free-Space Sound-Pressure Field Around Propellers. NACA Report 1198, August 1953.
- [28] **Lowson, M. V.**, (1965). The sound field of singularities in motion, *Proceedings of the Royal Society A286* ,p 559–572.
- [29] **Wright, S. E.**, (1969), Sound radiation from a lifting rotor generated by asymmetric disc loading, *Journal of Sound and Vibration* 9 ,p 223–240.
- [30] **Lowson, M. V., Ollerhead, J. B.**, (1969). A theoretical study of helicopter rotor noise, *Journal of Sound and Vibration* 9,p 197–222.
- [31] **Leverton, J. W.**, (1968). Helicopter noise, in: *AGARD Conference Proceedings, Vol. 31*.
- [32] **Lowson, M. V.**, (1973). Helicopter noise: analysis-prediction and methods of reduction, *AGARD Report LS-63* .
- [33] **Schmitz, F. H., Yu, Y. H.**, (1983). Helicopter impulsive noise: theoretical and experimental status, NASA TM 84390 .
- [34] **Gutin, L.**, (1936). On the sound of a rotating airscrew, *Zhurnal Technicheskoi Fiziki* 6 889–909, translated as NACA TM 1192, 1948.
- [35] **Schmitz, F. H., Boxwell, D. A.**, (1984). W. R. Splettstoesser, K. J. Schultz, Model-rotor high-speed impulsive noise: Full-scale comparisons and parametric variations, *Vertica* 8 (4) (1984) ,p395–422.
- [36] **Splettstoesser, W. R., Schultz, K. J., Boxwell, D. A., Schmitz, F. H.**, (1984). Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: scalability and parametric variations, NASA TM 86007.
- [37] **Martin, R. M., Splettstoesser, W. R.**, (1988). Blade-vortex interaction acoustic results from a forty percent model rotor in the DNW, *Journal of the American Helicopter Society* 33 ,p37–46.
- [38] **Brooks, T. F., Marcolini, M. A., Pope, D. S.**, (1989). Main rotor broadband noise study in the DNW, *Journal of the American Helicopter Society* 34,p 3–12.
- [39] **Liu, S. R., Marcolini, M. A.**, (1990). The acoustic results of a United Technologies scale model helicopter rotor tested at DNW, *American Helicopter Society 46th Annual Forum*
- [40] **Brooks, T. F., Marcolini, M. A. Ve Pope, D. S.**, (1987). Main rotor broadband noise study in the DNW. in AHS, National Specialists' *Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, Paper. 12* FAA-Army-supported research., Feb. 1987.
- [41] **Brentner, K. S. ve Farassat, F.**, (2003). Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors. *Progress in Aerospace Sciences, vol. 39*, pp. 83–120.

- [42] **Loiodice, S.**, (2008). Modelling Noise from Rotating Sources in Subsonic And Supersonic Regimes. Ph.D. Thesis ,Cranfield University
- [43] **Struik, D.J.**, (1988). Lectures on Classical Differential Geometry, Dover Publications, Inc., New York, 1988, this is an unabridged and unaltered republication of the second edition (1961) of the work first published in 1950 by the *Addison- Wesley Publishing Company*, Inc, Reading, Massachusetts.
- [44] **Brentner, K. S., Farassat, F.**, (1994). Helicopter noise prediction: The current status and future direction, *Journal of Sound and Vibration* 170 (5) 79–96.
- [45] **Aris, R.**, (1962). Vectors, Tensors, and the Basic Equations of Fluid Mechanics, Dover Publications, Inc., New York, 1989, unabridged republication of the edition published by *Prentice-Hall, Inc, Englewood Cliffs, N.J.*
- [46] **Hawkings, D. L., Lawson, M. V.**, (1974). Theory of open supersonic rotor noise, *Journal of Sound and Vibration* 36 ,p1–20.
- [47] **Wright, S. E.**, (1969). Sound Radiation from a Lifting Rotor Generated by Asym- metric Disk Loading,. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 9, pp. 223–240,
- [48] **Brentner, K. S.**, (1986). Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise. tech. rep., NASA TM-87721,.
- [49] **Schmitz, F. H.**, (1991). Rotor noise,. in NASA. Langley Research Center, Aeroacoustics of Flight Vehicles: *Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources* p65-149 (H. H. Hubbard, ed.), vol. 1, pp. 65–149, Aug. 1991.
- [50] **Farassat, F., Pegg, R. J., and Hilton, D. A.**, (1975). Thickness Noise of Helicopter Rotors at High Tip Speeds. tech. rep., *AIAA Paper No. 75-453*, NASA Langley Technical Report Server,
- [51] **Boxwell, D. A., Schmitz, F. H., Splettstoesser, W. R., and Schultz, K. J.**, (1983). Model Helicopter Rotor High-Speed Impulsive Noise: Measured Acoustics and Blade Pressures. tech. rep., NASA, NASA TM-85850.
- [52] **Purcell, T. W.**, (1988). CFD and Transonic Helicopter Sound,. in *Fourteenth European Rotorcraft Forum, Paper 2*, Sept. 1988.
- [53] **Baeder, J.**, (1990). Euler Solutions to Non Linear Acoustics of Non-Lifting Hovering Rotors. in *16th European Rotorcraft Forum*, Sept. 1990.
- [54] **Farassat, F. and Brentner, K. S.**, (1988). The uses and abuses of the acoustic analogy in helicopter rotor noise prediction. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 33, no. 1, pp. 29–36,
- [55] **Farassat, F. and Brentner, K. S.**, (1998). Supersonic Quadrupole Noise Theory For High-Speed Helicopter Rotors. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 218, no. 3, pp. 481–500.
- [56] **Brentner, K. S. and Holland, P. C.**, (1997). An Efficient and Robust Method for Computing Quadrupole Noise. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 42, no. 2, pp. 172–181.

- [57] **Farassat, F.**, (1986). The evolution of methods for noise prediction of high speed rotors and propellers in the time domain, pp. 129–147. Recent advances in aeroacoustics (A87-11766 02-71). New York, *Springer-Verlag*, 1986, p. 129-147..
- [58] **Farassat, F.**, (1986). Prediction of advanced propeller noise in the time domain,” *AIAA Journal*, vol. 24, pp. 578–584, Apr. 1986.
- [59] **Brentner, K. S.**, (1994). A new algorithm for computing acoustic integrals. in Proceedings of the IMACS 14th World Congress on Computational and Applied Mathematics, vol. 2, pp. 592–595.
- [60] **Ianniello, S.**, (1999). Algorithm to integrate the Ffowcs Williams-Hawings equation on supersonic rotating domain. *AIAA Journal*, vol. 37, no. 9, pp. 1040–1047.
- [61] **Boxwell, D. A. ve Schmitz, F. H.**, (1982). Full-Scale Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 27, pp. 11– 27, Oct. 1982.
- [62] **Prieur, J. ve Rahier, G.**, (2001). Aeroacoustic integral methods, formulation and efficient numerical implementation. *Aerospace Science and Technology*, vol. 5, no. 7, pp. 457–468.
- [63] **Leverton, J.W. ve Taylor, F. W.**, (1966). Helicopter Blade Slap. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 4.
- [64] **Schmitz, F. H. ve Boxwell, D. A.**, (1976). In flight Far-Field Measurement of Helicopter Impulsive Noise. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 21, pp. 2–16, Oct. 1976.
- [65] **Horner, M. B., Saliveros, E., Kokkalis A. Ve Galbraith, R. A.**, (1993). Results from a Set of Low Speed Blade-Vortex Interaction Experiments. *Experiments in Fluids*, vol. 14.
- [66] **Kitaplioglu, C. and Caradonna, F. X.**, (1994). Aerodynamics and Acoustics of Blade-Vortex Interaction using an Independently Generated Vortex. in *American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference*, 01 1994.
- [67] **Widnall, S. E.**, (1971). Helicopter Noise Due to Blade-Vortex Interactions. *Journal of the Acoustical Society of America*, (501B), 354-365.
- [68] **Baeder, J. D. ve Srinivasan, G. R.**, (1994). Computational Aeroacoustic Study of Isolated Blade-Vortex Interaction Noise. in *American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference*, 01 1994.
- [69] **Splettstoesser, W., Niesl G., Cenedese F., Nitti F. ve Papanikas D.**, (1993). Experimental Results of the European HELINOISE Aeroacoustic Rotor Test in the DNW. in *19th European Rotorcraft Forum*, Cernobbio (Como), Italy, 14.-16. September 1993.
- [70] **Schultz, K.-J., Splettstoesser, W., Junker B., Wagner W., Arnaud G., Scholl E. ve Fertis D.**, (1997). A Parametric Windtunnel Test on Rotorcraft Aerodynamics and Aeroacoustics (Helishape) - Test Procedures and Representative Results. *The Aeronautical Journal*, vol. 101, no. 1004, pp. 143 – 154.

- [71] **Brooks, T., Pope S. D., and Marcolini M.,** (1989). Airfoil Self-Noise and prediction. Nasa reference publication 1218, NASA, 1989.
- [72] **Heliflow-Consortium,** (2002). Improved Experimental and Theoretical Tools for Helicopter Aeromechanic and Aeroacoustic Interactions - HELIFLOW Synthesis Report. tech. rep., *European Commission*.
- [73] **Magagnato, F., Sorguven, E., and Gabi, M.,** (2003). Far field noise prediction by large eddy simulation and FfowcsWilliams and Hawkings analogy. in AIAA paper 2003-3206, *9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf*, May 2003.
- [74] **Jacob, M. C., Boudet, J., Casalino, D. ve Michard, M.,** (2005). A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 19, pp. 171–196, July 2005.
- [75] **Brooks, T. F. ve Burley, C. L.,** (2001). Rotor broadband noise prediction with comparison to model data. in *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit*, paper AIAA-2001-2210, pp. 1–16, May 2001.
- [76] **Moriarty, P. J, Guidati, G., and Migliore P. G.,** (2004). Recent Improvement of a Semi-Empirical Aeroacoustic Prediction code for Wind Turbines. in *Proceedings of 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, (Manchester, United Kingdom), AIAA 2004-3041.
- [77] **Roger M., Moreau, S., and Wang, M.,** (2002). An analytical model for predicting airfoil self-noise using wall pressure statistics. in *Center for Turbulence Research Annual Briefs*.
- [78] **Brocklehurst, A.,** (2013). High Resolution Methods for the Aerodynamic Design of Helicopter Rotors”, <https://books.google.com.tr/books?id=YyI8ngEACAAJ>, *University of Liverpool*
- [79] **Cook, C.V.,** (1978). A Review of Tail Rotor Design and Performance. *Vertica*, 2:163–181, November
- [80] **Byham, G.M.,** (1987). An Overview of Conventional Tail Rotors. In *RAeS Conference*, London,.
- [81] **Spivey, R.F.,** (1968). Blade Tip Aerodynamics - Profile and Planform Effects. In *24th Annual National Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC. Paper 205, May 1968.
- [82] **Cook, C.V.,** (1972). The Structure of the Rotor Blade Tip Vortex. In AGARD-CP-111, pages 3.1–3.14, September 1972.
- [83] **Perry, F.J.,** (1987). Aerodynamics of the World Speed Record. In *43rd Annual Forum of the American Helicopter Society*, May 1987.
- [84] **Kocurek, J.D. ve Tangler, J.L.,** (1976). A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis. In *32nd Annual National Forum of the American Helicopter Society*, Washington DC, May 1976.

- [85] **Gessow, A. ve Myers, G.,** (1952). Aerodynamics of the Helicopter. *Frederick Ungar*, New York, .
- [86] **Landgrebe, A.J.,** (1972). The Wake Geometry of a Hovering Helicopter Rotor and Its Influence on Rotor Performance. In *28th Annual National Forum of the American Helicopter Society*, May 1972.
- [87] **Landgrebe, A.J. ve Egolf, T.A.,** (1976). Prediction of Helicopter Induced Flow Velocities using the Rotorcraft Wake Analysis. In *32nd Annual National Forum of the American Helicopter Society*, Washington DC, May 1976.
- [88] **Landgrebe, A.J. ve Bellinger, E.D.,** (1974). Experimental Investigation of Model Variable-Geometry and Ogee Tip Rotors. *Technical report*, NASA CR-2275, February 1974.
- [89] **Tangler, J.L.,** (1975). The Design and Testing of a Tip to Reduce Blade Slap. In *31st Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC, May 1975.
- [90] **Shivananda, T.P., McMahon, H.M. ve Gray, R.B.,** (1978). Surface Pressure Measurements at the Tip of a Model Helicopter Rotor in Hover. *Journal of Aircraft*, 15, 460–467, August 1978.
- [91] **Gray, R.B., McMahon, H.M., Shenoy, K.R. ve Hammer, M.L.,** (1980). Surface Pressure Measurements at Two Tips of a Model Helicopter Rotor in Hover. *Technical report*, NASA CR-3281, May 1980.
- [92] **Huber, H.,** (1979). Helicopter Flight Characteristics Improvement Through Swept-Tip Rotor Blades. In *Fifth European Rotorcraft and Power Lift Aircraft Forum*, Amsterdam, pages 29.1–29.20, September 1979.
- [93] **Maskew, B.,** (1980). Influence of Rotor Blade Tip Shape on Tip Vortex Shedding - An Unsteady, Inviscid Analysis. In *36th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC., May 1980.
- [94] **Hoad, D.R.,** (1980). Helicopter Model Scale Results of Blade-Vortex Interaction Impulsive Noise as Affected by Tip Modification. In *36th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, May 1980.
- [95] **Summa, J.M.,** (1982). Advanced Rotor Analysis Methods for the Aerodynamics of Vortex-Blade Interactions in Hover. *Vertica*, 9(4):331–343, 1985. Presented at the *8th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum*, Aix-en-Provence, France, August 1982.
- [96] **Tauber, M.E. ve Hicks, R.M.,** (1980). Computerised Three-Dimensional Aerodynamic Design of a Lifting Rotor Blade. In *36th Annual National Forum of the American Helicopter Society*, May 1980.
- [97] **Grant, J.,** (1977). Calculation of the Supercritical Flow Over the Tip Region of a Non-Lifting Rotor Blade at Arbitrary Azimuth. *Technical report*, Royal Aircraft Establishment, Farnborough, December 1977.
- [98] **Caradonna, F.X. ve Tung, C.,** (1981). Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover. *Vertica*, 5:149–161.

- [99] **Caradonna, F.X. ve Tung, C.**, (1981). Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover. Technical report, *NASA TM-81232*, September 1981.
- [100] **Bingham, G.J.**, (1981). The Aerodynamic Influences of Rotor Blade Airfoils, Twist, Taper and Solidity on Hover and Forward Flight Performance. In *37th Annual Forum of the American Helicopter Society*, New Orleans, LA., pages 37–50, May 1981.
- [101] **Berry, J.D.**, (1981). Quarter-Scale Testing of an Advanced Rotor System for the UH-1 Helicopter. In *37th Annual Forum of the American Helicopter Society*, New Orleans, LA., pages 456–462, May 1981.
- [102] **Perry, F.J.**, (1989). The Contribution of Planform Area to the Performance of the BERP Rotor: A Reply to K.B. Amer. *Journal of the American Helicopter Society*, pages 64–65, January 1989.
- [103] **Alansky, I, Faull, R., ve Skonieczny, J.**, (1981). Handling Qualities of the SH-60B SEAHAWK.” In *37th Annual Forum of the American Helicopter Society*, New Orleans, LA., pages 288–306, May 1981.
- [104] **Beddoes, T.S.**, (1991). A 3-D Separation Model for Arbitrary Planforms. “In *47th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Phoenix, Arizona., May 1991.
- [105] **Roesch, P.**, (1980). Aerodynamic Design of the Aerospatiale SA365N Dauphin2 Helicopter. In *6th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Bristol*, pages 28.1–28.10, September 1980.
- [106] **Wilby, P.**, (1997). Shock-Waves in the RotorcraftWorld - A Personal Perspective of 30 years of Rotor Aerodynamic Developments in the UK.” In Royal Aeronautical Society - The 1997 Cierva Memorial Lecture, 1997.
- [107] **Wilby, P.**, (1996). The Development of Airfoil Testing in the UK. *Journal of the American Helicopter Society*, 46(3):210–220, July 2001. Presented at the 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, September 1996.
- [108] **Amer, K.B. ve Prouty, R.W.**, (1983). Technology Advances in the AH-64 Apache Advanced Attack Helicopter. In *39th Annual Forum of the American Helicopter Society*, St Louis, Missouri, May 1983.
- [109] **Prouty, R.W. ve Amer, K.B.**, (1982). The YAH-64 Empennage and Tail Rotor - A Technical History. In *38th Annual Forum of the American Helicopter Society*, pages 247–261, May 1982.
- [110] **Riley, M.J., and Miller, J.V.**, (1983). Pressure Distributions on a Helicopter Swept Tip from Flight Tests and from Calculations. In *9th European Rotorcraft Forum*, Stresa, Italy, pages 9.1–9.12,.
- [111] **Wilby, P.G. ve Phillipe, J-J.**, (1983). An Investigation of the Aerodynamics of an RAE Swept Tip Using a Model Rotor. In 8th European Rotorcraft Forum, Aix-en-Provence, 1982, September 1982. Also presented at the *39th Annual Forum of the American Helicopter Society*, St Louis, Missouri, May 1983.

- [112] **Grant, J.,** (1978). The Prediction of Supercritical Pressure Distributions on Blade Tips of Arbitrary Shapes. *Vertica*, 3:275–292, 1979. Presented at the *4th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum*, Stresa, September 1978.
- [113] **Mosher, M.,** (1983). Acoustic Measurements of a Full-Scale Rotor with Four Tip Shapes. Vol.1, Text, Appendix A and B. Technical report, *NASA Technical Memorandum 85878*.
- [114] **McVeigh, M.A., ve McHugh, F.J.,** (1984). Influence of Tip Shape, Chord, Blade Number, and Airfoil on Advanced Rotor Performance. *Journal of the American Helicopter Society*, pages 55–62, October 1984. Presented at *38th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Anaheim, CA.
- [115] **Riley, M.J., ve Miller, J.V.,** (1983). Pressure Distributions on a Helicopter Swept Tip from Flight Tests and from Calculations. In *9th European Rotorcraft Forum*, Stresa, Italy, pages 9.1–9.12,.
- [116] **Tauber, M.E.,** (1984). Computerized Aerodynamic Design of a Transonically Quiet” Blade. In *40th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Crystal City, VA, pages 401–418, May 1984.
- [117] **Balch, D.T.,** (1984). Impact of Main Rotor Tip Geometry on Main Rotor/Tail Rotor Interaction in Hover. In *40th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC., pages 349–358, May 1984.
- [119] **Parthasarthy, S.P., Cho, Y.I. ve Back, L.H.,** (1985). Wide-Field Shadowgraph Flow Visualization of Tip Vortices. In AIAA 85-1557.
- [120] **Favier, D., Nsi-Mba, M., Barbi, C. ve Maresca, C.,** (1985). A Free Wake Analysis for Hovering Rotors and Advancing Propellers. In *11th European Rotorcraft Forum*, City University, London, pages 29.1–29.22, September 1985.
- [121] **Quackenbush, T.R.,** (1987). Computational Studies in Low Speed Rotor Aerodynamics. In *AHS Specialists’ Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics*, Arlington, Texas, February 1987.
- [122] **Felker, F.F, Maisel, M.D., ve Betzina, M.D.,** (1985). Full-Scale Tilt-Rotor Hover Performance. In *41st Annual Forum of the American Helicopter Society*, Fort Worth, Texas, 1985, pages 501–513, May 1985.
- [123] **Hansford, R.E.,** (1987). Rotor Load Correlation with the British Experimental Rotor Program Blade. *Journal of the American Helicopter Society*, 32(3):43–53, July 1987.
- [124] **Kelley, H.L., ve Wilson, J.C.,** (1985). Aerodynamic Performance of a 27-percent-scale AH-64 Wind Tunnel Model with BaseLine/Advanced Rotor Blades. In *41st Annual Forum of the American Helicopter Society*, Fort Worth, Texas, 1985, pages 491–498, May 1985.
- [118] **Wagner, W.J.,** (1984). Comparative Measurements of the Unsteady Pressures and the Tip-Vortex Parameters on Four Oscillating Wing Tip Models.” In *European Rotorcraft Forum*, pages 9.1–9.17, September 1984.

- [125] **Cowan, J., Dadone, L., Gangwani, S.,** (1986). Wind Tunnel Test of a Pressure Instrumented Model Scale Advanced Rotor. In *42nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington-DC., pages 217–229, June 1986.
- [126] **Brocklehurst, A. ve Pike, A.C.,** (1994). Reduction of BVI Noise Using a Vane Tip. In *AHS Specialists' Conference on Aerodynamics, Dynamics and Acoustics*, San Francisco, January 1994.
- [127] **Hardin, J.C. ve Lamkin, S.L.,** (1987). Concepts for Reduction of Blade/Vortex Interaction Noise. *Journal of Aircraft*, 24(2):120–124, February 1987. Presented at the *10th AIAA Aeroacoustics Conference*, Seattle, WA.
- [128] **Muller, R.H.G.,** (1990). Special Vortices at a Helicopter Rotor Blade. *Journal of the American Helicopter Society*, 35(4):16–22, October 1990.
- [129] **Patt, D. ve Karem, A.,** (2011). Anhedral Tip Blades for Tilt-Rotor Aircraft. Technical report, *United States Patent, US 2011/0024552 A1* (Karem Aircraft Inc.), February 2011.
- [130] **Srinivasan, G.R., McCroskey, W.J., Baeder, J.D. and Edwards, T.A.,** (1988). Numerical Simulation of Tip Vortices of Wings in Subsonic and Transonic Flows. *Journal of Aircraft*, 26(10):1153–1162, October 1988.
- [131] **Srinivasan, G.R. and McCroskey, W.J.,** (1988). Navier-Stokes Calculations of Hovering Rotor Flowfields. *Journal of Aircraft*, 25(10):865–874, October 1988.
- [132] **Caradonna, F.X. and Tung, C.,** (1981). Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover. *Technical report, NASA TM-81232*, September 1981.
- [133] **Duque, E.P.N.,** (1989). A Numerical Analysis of the British Experimental Rotor Program Blade. In *45th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Boston, MA, pages 523–532, May 1989. National 1989 Lichten Prize Winner.
- [134] **Duque, E.P.N.,** (1989). A Numerical Analysis of the British Experimental Rotor Program Blade. In *15th European Rotorcraft Forum*, Amsterdam, September 1989.
- [135] **Brocklehurst, A. ve Duque E.P.N.,** (1990). Experimental and Numerical Study of the British Experimental Rotor Programme Blade.” In *8th Applied Aerodynamics Conference*, Portland, Oregon, AIAA-90-3008, August 1990.
- [136] **Duque, E.P.N.,** (1992). A Numerical Analysis of the British Experimental Rotor Programme Blade.” *Journal of the American Helicopter Society*, 37(1):46–54, January 1992.
- [137] **Beddoes, T.S.,** (1991). A 3-D Separation Model for Arbitrary Planforms”. In *47th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Phoenix, Arizona., May 1991.

- [138] **Beddoes, T.S.**, (1992). A Near Wake Dynamic Model. In *Annual Forum of the American Helicopter Society*, c.1992.
- [139] **Brocklehurst, A., Beedy J., Barakos, G., Badcock, K.ve Richards, B.**, (2003). Experimental and CFD Investigation of Helicopter BERP Tip Aerodynamics. In Conference on Computational and Experimental Methods, University of Glasgow, September 2003.
- [140] **Piziali, R.A.**, (1994). 2-D and 3-D Oscillating Wing Aerodynamics for a Range of Angles of Attack Including Stall. Technical report, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA., *NASA Tech Memo 4632, USAATCOM Tech Rpt 94-A-011*, September 1994.
- [141] **Rajagopalan, R.G. and Lim, C.K.**, (1991). Laminar Flow Analysis of a Rotor in Hover. *Journal of the American Helicopter Society*, 36(1):12–23, Jan 1991.
- [142] **Kim, K-C. ve Chopra I.**, (1992). Aeroelastic Analysis of Swept, Anhedral, and Tapered Tip Rotor Blades. *Journal of the American Helicopter Society*, 37(1):15–30, January 1992.
- [143] **Duque, E.P.N. ve Dimanlig, A.C.B.**, (1994). Navier-Stokes Simulation of the AH-66 (Comanche) Helicopter. In *AHS Specialists' Conference, San Francisco, CA.*, January 1994.
- [144] **Srinivasan, G.R. Baeder, J.D. Obayashi, S. ve McCroskey W.J.**, (1990). Flowfield of a Lifting Hovering Rotor- A Navier-Stokes Simulation. In *16th European Rotorcraft Forum*, Glasgow, Paper No I.3.5, pages 1–15, September 1990.
- [145] **Duque, E.P.N. ve Srinivasan G.R.**, (1992). Numerical Simulation of a Hovering Rotor Using Embedded Grids. In *48th Annual National Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., June 1992.
- [146] **Srinivasan, G.R., Ragavan, V., Duque, E.P.N. ve McCroskey, W.J.**, (1993). Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method.” *Journal of the American Helicopter Society*, pages 3–13, July 1993. Presented at the AHS International Specialists' Meeting on Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics, Philadelphia, PA.
- [147] **Srinivasan, G.R. ve Baeder J.D.**, (1993). A Free Wake Euler/Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors. *AIAA Journal*, 31(5):959–962, May 1993.
- [148] **Callahan, C.B. ve Straub F.K.**, (1993). Design Optimisation of Rotor Blades for Improved Performance and Vibration. *Journal of the American Helicopter Society*, 38(4):62–70, October 1993.
- [149] **Yen, J.G.**, (1994). Effects of Blade Tip Shape on Dynamics, Cost, Weight, Aerodynamic Performance, and Aeroelastic Response. *Journal of the American Helicopter Society*, 39(4):37–45, October 1994.

- [150] **Aoyama, T., Kawachi, K. ve Saito, S.,** (1995). Effect of Blade Tip Planform on Shock Wave of Advancing Helicopter Blade. *Journal of Aircraft*, 32(5):955–961, September-October 1995.
- [151] **Pike, A.C. ve Harrison, R.J.,** (1995). Helicopter Noise Measurements at High Advancing Blade Mach Number A Novel Approach to Full-Scale Flight Testing. In Northeast Region Aeromechanics Specialists' Meeting, October 1995.
- [152] **Wake, B.E. ve Baeder, J.D.,** (1996). Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction. *Journal of the American Helicopter Society*, 41(1):7–17, January 1996.
- [153] **Lorber, P.F.,** (1990). Aerodynamic Results of a Pressure-Instrumented Model Rotor at the DNW. *Journal of the American Helicopter Society*, 36(4):66–75, October 1991. Presented at the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, May 1990.
- [154] **Ahmad, J.U. ve Duque, E.P.N.,** (1994). Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Overset Grids. *Journal of Aircraft*, 33(1):54–60, January-February 1996. Presented as Paper AIAA 94-1922 at the 12th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, CO, June, 1994.
- [155] **Beaumier, P., Zibi, J. ve Costes, M.,** (1996). CFD Drag and Power Prediction for a Rotor in Hover or Forward Flight - Formulation and First Applications. *Journal of the American Helicopter Society*, 42(4):327–336, October 1997. Presented at the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, June, 1996.
- [156] **Rezoni, P., d'Alascio, A., Kroll, N., Peshkin, D., Hounjet, M.H.L., Boniface, J.C., Vigeveno, L., Allen, C.B., Badcock, K., Mottura, L., Scholl, E. ve Kokkalis, A. E.,** (2000). A Common European Euler Code for the Analysis of Helicopter Rotor Flow Fields. *Progress in Aerospace Sciences*, 36:pp:437–485.
- [157] **Steijl, R., ve Barakos, G.,** (2008). Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics. *Int. J. Numerical. Methods Fluids*, 58(5), 527–549.
- [158] **Russell, J.W., Sankar, L.N., ve Tung, C.,** (1997). High Accuracy Studies of the Tip Vortex Structure from a Hovering Rotor. In 28th AIAA Fluid Dynamics Conference, Snowmass Village, CO., 29 June-2 July 1997.
- [159] **McAlister, K.W., Schuler, C.A., Branum, L. and Wu, J.C.,** (1995). 3-D Wake Measurements near a Hovering Rotor for Determining Profile and Induced Drag. *Technical Report NASA Technical Paper 3577*, NASA, August 1995.
- [160] **Liu, Z., Sankar, L.N. ve Hassan, A.A.,** (1999). Alteration of the Tip Vortex Structure of a Hovering Rotor by Blowing. In 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit AIAA-99-0906, January 1999.

- [161] **Beaumier, P., Chelli, E. ve Pahlke, K.,** (2000). Navier-Stokes Prediction of Helicopter Rotor Performance in Hover Including Aero-Elastic Effects.” In *56th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Virginia Beach, VA, May 2000.
- [162] **Beaumier, P., Chelli, E. ve Pahlke, K.,** (2001). Navier-Stokes Prediction of Helicopter Rotor Performance in Hover Including Aeroelastic Effects. *Journal of the American Helicopter Society*, 46(4):301–309, October 2001.
- [163] **Manke, J.W., Hirsh, J.E., Oh, B.K., Wicks, T.M. ve Dadone, L.,** (1998). Improved Rotor Tip Relief Modeling by Coupling Comprehensive Rotor Analysis and Rotor Aerodynamics Codes. In *Advances in Engineering Software, Elsevier Science Ltd, volume 29:3-6*, pages 475–480.
- [164] **Joncheray, P.,** (1997). Aerodynamics of Helicopter Rotor in Hover - The Lifting-Vortex Line Method Applied to Dihedral Tip Blades. *Aerospace Science and Technology*, 1(1):17–25, January 1997. ISSN 0034-1223, Ecole Super Ingenieurs, Marseille.
- [165] **Bhagwat, M.J. ve Leishman, J.G.,** (1998). On the Relationship Between Blade Circulation and Tip Vortex Characteristics. In **54th Annual Forum of the American Helicopter Society**, Washington, D.C., pages 557–575, May 1998.
- [166] **Baeder, J.D.,** (1996). Passive Design for Reduction of High-Speed Impulsive Rotor Noise. *Journal of the American Helicopter Society*, 43(3):222–234, July 1998. Presented at the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, May, 1996.
- [167] **Brocklehurst, A.,** (2003). Application of CFD to Aerofoils, Blades and Helicopters. In *The University of Glasgow Helicopter Study Weekend*, The Burn, Edzell, Scotland, April 2003.
- [168] **Robinson, K. ve Brocklehurst, A.,** (2008). BERP-IV Aerodynamics, Performance and Flight Envelope. In *34th European Rotorcraft Forum*, Liverpool, September 2008.
- [169] **Hu, H.,** (1998). A Multigrid Navier-Stokes CFD Code for Rotor Computations. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 167(1-2):127–137
- [170] **Hu, H.,** (1995). Application of Multigrid CFD Methods to Rotor Analysis. In *Proc 2nd International AHS Aeromechanics Specialists’ Conference*, Bridgeport, Connecticut, pages 6.59–6.67, October 1995.
- [171] **Hu, H.,** (1997). A Tilt Rotor Tip-Shape Analysis using CFD. In *Proc AHS Technical Specialists’ Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics*, Williamsburg, VA., October 1997.
- [172] **Dindar, M., Lemnios, A., Shephard, M., Jansen, K. ve Kenwright, D.,** (1998). Effect of Tip Vortex Resolution on UH-60A Rotor Blade Hover Performance Calculations. In *54th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., pages 45–57, May 1998.

- [173] **Bousmann, W.G.**, (1999). Putting the Aero Back Into Aeroelasticity. In *Eighth Annual ARO Workshop on Aeroelasticity of Rotorcraft Systems*, October 1999.
- [174] **Datta, A. and Chopra, I.**, (2003). Validation of Structural and Aerodynamic Modelling Using UH-60A Flight Test Data. In *59th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Phoenix, Arizona, May 2003.
- [175] **Kufeld, R.M. ve Bousman, W.G.**, (2005). Technical Note: UH-60A Airloads Program Azimuth Reference Correction. *Journal of the American Helicopter Society*, 50(2):211–213, April 2005.
- [176] **Steijl, R., Barakos, G. ve Badcock, K.**, (2005). A Computational Study of the Advancing-Side Lift Problem. In *31st European Rotorcraft Forum*, Florence, Italy, September 2005.
- [177] **Baeder, J.D.**, (1996). Passive Design for Reduction of High-Speed Impulsive Rotor Noise. *Journal of the American Helicopter Society*, 43(3):222–234, July 1998. Presented at the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, May, 1996.
- [178] **Philippe, J-J.**, (1997). ONERA Makes Progress in Rotor Aerodynamics, Aeroelasticity, and Acoustics. Vertiflite:Published by *the American Helicopter Society*, 38(5):48, September/October 1992.
- [179] **Kampa, K., Enenkl, B., Polz, G. ve Roth, G.**, (1997). Aeromechanic Aspects in the Design of the EC135. *Journal of the American Helicopter Society*, 44(2):83–93, April 1999. Presented at the 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden, Germany, September, 1997.
- [180] **Bebesel, M., Polz, G. ve Scholl, E.**, (1999). Aerodynamic and Aeroacoustic Layout of the ATR (Advanced Technology Rotor). In *55th Annual Forum AHS*, Montreal, Canada, May 1999.
- [181] **Allongue, M., Marze, H.J. ve Potdevin, F.**, (1999). The Quiet Helicopter - From Research to Reality. In *55th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Montreal, Canada, May 1999.
- [182] **Bhagwat, M.J., Franke, M., Martin, P.B. ve Leishman, J.G.**, (1999). Flow Visualisation and Measurement in the Wake of a Rotor with a Subwing Tip. In *55th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Montreal, Canada, May 1999.
- [183] **McAlister, K.W., Tung, C., and Heinech, J.T.**, (2001). Forced Diffusion of Trailing Vorticity From a Hovering Rotor. In *57th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC., May 2001.
- [184] **Yang, C., Baek, J., Saito, S., Masataka, S., Suenaga, H. Yamada, R., Nishizawa, U., Tan, A., Kanehira, N and Shindo, S.**, (2000). Numerical and Experimental Investigations of Tip Vortex With Lateral Wing Tip Blowing. In *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, NL, pages 44.1–44.18, May 2000.
- [185] **Margaris, P. ve Gursul, I.**, (2004). Effect of Steady Blowing on Wing Tip Flowfield. In *2nd AIAA Flow Control Conference*, Portland, Oregon, AIAA-2004-2619, June 2004.

- [186] **Han, Y.O. ve Leishman, J.G.**, (2004). Investigation of Helicopter Rotor-Blade-Tip-Vortex Alleviation Using a Slotted Tip. *AIAA Journal*, 42(3):524–535, March 2004.
- [187] **Hariharan, N.S. and Sankar, L.N.**, (1999). First-Principles Based High Order Methodologies for Rotorcraft Flowfield Studies. In *55th Annual Forum AHS*, Montreal, Canada, May 1999.
- [188] **Hariharan, N.**, (2002). Rotary-Wing Wake Capturing: High Order Schemes Toward Minimizing Numerical Vortex Dissipation. *Journal of Aircraft*, 39(5):822–829, September-October 2002.
- [189] **Tang, L. ve Baeder, J.D.**, (1999). Improved Euler Simulation of Hovering Rotor Tip Vortices With Validation. In *55th Annual Forum AHS*, Montreal, Canada, May 1999.
- [190] **Hall, C.M. ve Long, L.N.**, (1999). High Order Accurate Simulations of Wake and Tip Vortex Flowfields”. In *55th Annual Forum American Helicopter Society*, Montreal, Canada, May 1999.
- [191] **Devenport, W.J., Rife, M.C., Liapis, S.I. ve Follin, G.J.**, (1996). The Structure and Development of a Wing-Tip Vortex. *Journal Fluid Mechanics*, 312:67–106, 1996.
- [192] **Ahmad, J.U. ve Strawn, R.C.**, (1999). Hovering Rotor and Wake Calculations with an Overset Grid Navier- Stokes Solver. In *55th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Montreal, Canada, May 1999.
- [193] **Lorber, P.F.**, (1990). Aerodynamic Results of a Pressure-Instrumented Model Rotor at the DNW. *Journal of the American Helicopter Society*, 36(4):66–75, October 1991. Presented at the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, May 1990.
- [194] **Strawn, R.C. ve Djomehri, M.J.**, (2001). Computational Modeling of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics. In *57th Annual Forum AHS*, Washington, DC, May 2001.
- [195] **Strawn, R.C. ve Djomehri, M.J.**, (2002). Computational Modelling of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics. *Journal of Aircraft*, 39(5):786–793, September-October 2002.
- [196] **Brocklehurst, A.**, (2002). Unsteady 2D Pitching Aerofoil in Compressible Viscous Flow. In *Fluent CFD User Group Meeting*, March 2002
- [197] **Brocklehurst, A.**, (2003). Application of CFD to Aerofoils, Blades and Helicopters. In The University of Glasgow Helicopter Study Weekend, The Burn, Edzell, Scotland, April 2003.
- [198] **Maier, T.H. ve Abrego, A.L.**, (2000). Analytical Model Sensitivity Study for Aeroelastic Stability of Straight and Swept-Tip Rotor Blades. In *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, NL, pages 70.1–70.15, September 2000.
- [199] **Yang, G.W. ve Zhuang, L.X.**, (2000). Numerical Simulation of Rotor Flow in Hover. *Journal of Aircraft*, 37(2):221–226, March-April 2000.

- [200] **Muller, R.H.G., Pengel, K. ve van der Wall, B.G.,** (2000). Blade Deflection Measurement of the Low Noise ERATO Rotor. In *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, NL, pages 104.1–104.9, September 2000.
- [201] **Beaumier, P. ve Delrieux, Y.,** (2003). Description and Validation of the ONERA Computational Method for the Prediction of Blade-Vortex Interaction Noise. In *29th European Rotorcraft Forum*, Friedrichshafen, Germany, September 2003.
- [202] **Martin, B.P., Leishman, J.G., Pugliese, G.J. ve Anderson, S.L.,** (2000). Stereoscopic PIV Measurements in the Wake of a Hovering Rotor. In *56th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Virginia Beach, VA, May 2000.
- [203] **Bhagwat, M.J. ve Leishman, J.G.,** (2000). Correlation of Helicopter Rotor Tip Vortex Measurements. *AIAA Journal*, 38(2):301–308, February 2000.
- [204] **Bhagwat, M.J. ve Leishman, J.G.,** (2000). Measurements of Bound and Wake Circulation on a Helicopter Rotor”. *Journal of Aircraft*, 37(2):227–234, March-April 2000.
- [205] **Martin, P.B., Pugliese, G.J. ve Leishman, J.G.,** (2001). High Resolution Trailing Vortex Measurements in the Wake of a Hovering Rotor. In *57th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington DC, May 2001.
- [206] **Pahlke, K., Chelli, E.,** (2000). Calculation of Multibladed Rotors in Forward Flight. In *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, NL, pages 48.1–48.18, September 2000.
- [207] **Sides, J., Pahlke, K. ve Costes, M.,** (1999). Numerical Simulation of Flows around Helicopters at DLR and ONERA. *Aerospace Science and Technology*, 5(1):35–53, Jan 2001. Article based on the presentation at the ODAS Conference, Paris.
- [208] **D’Alascio, A., Pahlke, K., Castellin, C. ve Costes, M.,** (2001). Application of the Navier-Stokes Codes Developed in the Framework of the Joined German/French CFD Research Program CHANCE. In *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, pages 38.1–38.10, September 2001.
- [209] **Pahlke, K. and van der Wall, B.,** (2001). Calculation of Multibladed Rotors in High Speed Forward Flight with Weak Fluid-Structure Coupling. In *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, pages 27.1–27.11, September 2001.
- [210] **Pahlke, K. ve van der Wall, B.,** (2002). Progress in Weak Fluid-Structure Coupling for Multibladed Rotors in High-Speed Forward Flight. In *27th European Rotorcraft Forum*, Bristol, pages 67.1–67.12, September 2002.
- [211] **Pomin, H. ve Wagner, S.,** (2002). Navier-Stokes Analysis of Helicopter Rotor Aerodynamics in Hover and Forward Flight. *Journal of Aircraft*, 39(5):739–749, September-October 2002.

- [212] **Humpert, A. ve Schley, C.,** (2001). Design Development and Flight Testing of the New Eurocopter EC145 Medium Twin". In *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, pages 37.1–37.10, September 2001.
- [213] **Faury, G.,** (2001). Eurocopter EC225 / 725 - An Example of Risk Management. In *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, pages 21.1–21.8, September 2001.
- [214] **Kondo, N, Nishimura, H., Nakamura, H., Aoki, M., Tsujiuchi, T., ve Yamakawa, E.,** (1998). Preliminary Study of a Low Noise Rotor. In *54th Annual Forum of the American Helicopter Society*, pages 22.1–22.14.
- [215] **Sato, A.,** (2001). Research and Development in Japan, Year 2000. In *57th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC, May 2001.
- [216] **Murashige, A., Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Tsujiuchi, T., Inagaki, K. ve Yamakawa, E.,** (2001). Final Report of ATIC Model Rotor Test at DNW. In *57th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington DC, May 2001.
- [217] **Kondo, N., Ochi, A., Nakamura, H., Aoyama, T., Saito, S. and Yamakawa E.,** (2000). Validation of Rotor Aerodynamic and Acoustic Prediction Methods. In *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, NL, pages 102.1–102.10, September 2000.
- [218] **Murashige, A., Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Inagaki, K., Tsujiuchi, T., Hasegawa, Y., Nakamura, H, Yamamoto, Y. ve Yamakawa, E.,** (2000). Second ATIC Aeroacoustic Model Rotor Test at DNW. In *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, NL, pages 99.1–99.12, September 2000.
- [219] **Ota, T., Hashiguchi, Y. ve Tsukahara, T.,** (2001).BVI Noise Reduction Research with Canard Blade Tip. In *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, pages 23.1–23.11, September 2001.
- [220] **Perry, F.J., Brocklehurst, A. ve Harrison, R.J.,** (1996). Splitting Tip Vortex on Swept Tip. *US Patent No 5992793 (30.11.99), and GB Pat Appl No 9600123.5*, 4 January 1996.
- [221] **Hwang, C., Joo, G., Pike, A.C. ve Perry, F.J.,** (2001). Parametric Study for the Low BVI noise BERP Blade - KBERP Design Using DEAF. In *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, pages 13.1–13.9, September 2001.
- [222] **Loftus, R.,** (2004). Swept Tip Design Trade Study - New Affordable Main Rotor Blade for the AH-64D Apache Attack Helicopter. In *60th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Baltimore, June 2004.
- [223] **Curtiss, H.C., Carson, F., Hill, J. ve Quankenbush, T.,** (2003). Performance of a Sikorsky S-61 with a New Main Rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 48(3):211–215, July 2003.

- [224] **Wachspress, D.A., Quackenbush, T.R. ve Boschitsch, A.H.,** (2000). Rotorcraft Interactional Aerodynamics Calculations with Fast Vortex/Fast Panel Methods. In *56th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Virginia Beach, VA, May 2000.
- [225] **Wachspress, D.A., Quackenbush, T.R. ve Boschitsch, A.H.,** (2003). First Principles Free Vortex Wake Analysis For Helicopters and Tiltrotors. In *59th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Phoenix, AZ., May 2003.
- [226] **Coton, F.N., Galbraith, R.A.McD. ve Green, R.B.,** (2000). The Effect of Wing Planform Shape on Dynamic Stall. *The Aeronautical Journal*, 105(1045):151–159, March 2000.
- [227] **Coton, F.N. ve Galbraith, R.A.McD.,** (2003). An Examination of Dynamic Stall on an Oscillating Rectangular Wing. In *21st Applied Aerodynamics Conference*, Orlando, Florida. Paper AIAA-2003-3675, June 2003.
- [228] **Chang, J.W., Park, S.O.,** (1999). An Experimental Study of a Tip Vortex Roll-up of an Oscillating Wing. In *AIAA 37th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV., AIAA Paper 99-0142, January 1999.
- [229] **Berton, E., Favier, D., Maresca, C., Mba, M.N., Vozhdaev, E., Golovkin, V., Tarasov, N. and Maslennikov, A.,** (2003). Experimental and Numerical Results Obtained at LABM and TSAGI on Aerodynamics of Helicopter Rotor Blades in Hover. In *29th European Rotorcraft Forum*, Friedrichshafen, Germany, pages 81.1–81.14, September 2003.
- [230] **Schreck, S.J., Faller, W.E. ve Robinson, M.C.,** (2000). Unsteady Separation Processes and Leading Edge Vortex Precursors: Pitch Rate and Reynolds Number Influences. *Journal of Aircraft*, 39(5):868–875, September-October 2002. Presented as Paper 2000-2605 at the AIAA Fluids 2000 Conference, Denver, CO, June 2000.
- [231] **Ramaprian, B.R. ve Zheng Y.,** (1998). Near Field of the Tip Vortex Behind an Oscillating Rectangular Wing. *AIAA Journal*, 36(7):1263–1269, July 1998.
- [232] **Spentzos, A., Barakos, G.N., Badcock, K.J., Richards, B.E. Wernert, P., Schreck, S. ve Raffel, M.,** (2004). CFD Investigation of 2D and 3D Dynamic Stall. In *AHS 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics*, San Francisco, pages 2.4:1–20, January 2004.
- [233] **Beedy, J.,** (2003). Numerical Study of the Flow Field Around the Tip of Oscillating Wing's. In *Proceedings of the University of Glasgow Helicopter Study Weekend*, The Burn, Scotland, April 2003.
- [234] **Barakos, G., Steijl, R., Badcock, K. ve Brocklehurst, A.,** (2005). Development of a CFD Capability for Full Helicopter Engineering Analysis. In *31st European Rotorcraft Forum*, Florence, Italy, September 2005.

- [235] **Martin, P.B. ve Leishman, J.G.,** (2002). Trailing Vortex Measurements in the Wake of a Hovering Rotor Blade with Various Tip Shapes. In 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Quebec, Canada, June 2002.
- [236] **Kang, H.J., Kwon, O.J.,** (2001). Viscous Flow Simulation of a Lifting Rotor in Hover Using Unstructured Adaptive Meshes. In 57th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC., May 2001.
- [237] **Morvant, R., Badcock, K.J. ve Barakos, G.N.,** (2003). Airfoil-Vortex Interaction Simulation Using the Compressible Vorticity Confinement Method. In 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September 2003.
- [238] **Tsukahara, T., Ota, T., Obukata, M., Araki, R., Obayashi, S. ve Nakahashi, K.,** (2002), "Numerical Analysis Around Rotor Blade by Vortex Confinement". In 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Quebec, Canada, June 2002. Aeroacoustics.
- [239] **Biava, M. ve Vigeveno, L.,** (2003). Assessment of the Vorticity Confinement Technique Applied to Rotorcraft Flows. In 21st Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, June 2003.
- [240] **Hu, G., Grossman, B. ve Steinhoff, J.,** (2002). Numerical Method for Vorticity Confinement in Compressible Flow. *AIAA Journal*, 40(10):1945–1953, October 2002.
- [241] **Wenren, Y., Fan, M., Wang, L., Xiao, M. ve Steinhoff, J.,** (2003). Application of Vorticity Confinement to Prediction of the Flow over Complex Bodies. *AIAA Journal*, 41(5):809–816, May 2003.
- [242] **Canonne, E., Benoit, C. Ve Jeanfaivre, G.,** (2002). Cylindrical Mesh Adaption for Isolated Rotors in Hover. In 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Quebec, Canada, June 2002.
- [243] **Pomin, H. ve Wagner, S.,** (2002). Navier-Stokes Analysis of Helicopter Rotor Aerodynamics in Hover and Forward Flight. *Journal of Aircraft*, 39(5):739–749, September–October 2002.
- [244] **Brown, R.E., Leishman, J.G., Newman, S.J. ve Perry, F.J.,** (2002). Blade Twist Effects on Rotor Behaviour in the Vortex Ring State. In 28th European Rotorcraft Forum, Bristol, September 2002.
- [245] **Line, A.J. ve Brown, R.E.,** (2003). High Resolution Wake Modelling Using A Semi-Lagrangian Adaptive Grid Formulation. In European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, pages 27.1–27.10, September 2003.
- [246] **Brown, R.E., Line, A.J. ve Ahlin, G.A.,** (2004). Numerical Investigations into the Vortex Ring State Phenomenon. In *Proceedings of the University of Glasgow Helicopter Study Weekend*, The Burn, Scotland, March 2004.
- [247] **Hu, H.,** (2004). Computational Analysis of Effects of Blade Shapes on Tip-Vortices. *Advances in Engineering Software*, 34:279–286, January 2003. Published by Elsevier Science.

- [248] **Le Pape, A., Beaumier, P.,** (2003). Numerical Optimization of Helicopter Rotor Aerodynamic Performance in Hover. In *29th European Rotorcraft Forum*, Friedrichshafen, Germany, pages 71.1–71.11, September 2003.
- [249] **Bhagwat, M., Moulton, M.A. ve Caradonna, F.X.,** (2004). Recent Advances in the Embedded-Wake Approach to Hover Performance Prediction. In *4th AHS Specialists' Conference on Aeromechanics*, San Francisco, CA, pages 5.1:1–17, January 2004.
- [250] **Aiken, E.W., Ormiston, R.A. ve Young, L.A.,** (2000). Future Directions in Rotorcraft Technology at NASA Ames Research Center. In *56th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Virginia Beach, VA, May 2000.
- [251] **Hall, S.R. and Anand, V.R.,** (2009). Active Flap Control of the Smart Rotor for Vibration Reduction. In *65th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Grapevine, Texas, May 2009.
- [252] **Leishman, J.G.,** (2006). Achieving the Ultimate Potential of the Helicopter. In *45th Cierva Memorial Lecture*, Royal Aeronautical Society, October 2006.
- [253] **Leishman, J.G.,** (2007). The Helicopter: Thinking Forward, Looking Back. *The College Park Press*, Maryland, USA. ISBN 978-0-9669553-1-6, 2007.
- [254] **Imiela, M.,** (2009). High Fidelity Optimisation Framework for Helicopter Rotors. In *35th European Rotorcraft Forum*, Hamburg, September 2009.
- [255] **Imiela, M.,** (2010). Investigation of Aeroelastic Effects for a Helicopter Main Rotor in Hover. In *36th European Rotorcraft Forum*, Paris, September 2010.
- [256] **Chae, S., Yee, K., Yang, C., Aoyama, T., Jeong, S. and Obayashi, S.,** (2010). Helicopter Rotor Shape Optimisation for the Improvement of Aeroacoustic Performance in Hover. *Journal of Aircraft*, 47(5):1770–1783, September-October 2010.
- [257] **ONERA.,** (2011). Eurocopter Introduces New Low Noise Rotor Blade, Blue Edge, Reflecting 30 Years of Forward-Looking Research at ONERA. *ONERA Press-Release*.
- [258] **Mitchell, B., Lele S. ve Moin, P.,** (1999). Direct computation of the sound generated by vortex pairing in an axisymmetric jet. *Journal Fluid Mech*, vol. 383, pp. 113–142.
- [259] **Freund, J., Lele S. ve Moin P.,** (1998). Direct simulation of Mach 1.92 jet and its sound field. in *4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA Paper 98-2291, June 1998.
- [260] **Bogey, C. ve Bailly, C.,** (2002). Direct computation of the sound of a high Reynolds number subsonic jet. in *CEAS workshop from CFD to CAA*, p. 121, Nov. 2002.
- [261] **Jiang, X., Avital, E. J. ve Luo, K. H.,** (2004). Direct computation and aeroacoustic modelling of a subsonic axisymmetric jet. *Journal of Sound Vibration*, vol. 270, pp. 525–538, Feb. 2004.

- [263] **Bailly, C. ve Juve, D.,** (2000). Numerical Solution of Acoustic Propagation Problems Using Linearized Euler Equations. *AIAA Journal*, vol. 38(1), pp. 22–29.
- [264] **Ewert, R. and Schroder, W.,** (2002). On the simulation of trailing edge noise with a hybrid LES/APE method. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 270(3), pp. 509–524.
- [265] **Tam, C. K. W.,** (2006). Recent advances in computational aeroacoustics. *Fluid Dynamics Research*, vol. 38, pp. 591–615, Sept. 2006.
- [266] **Wells, V. L. ve Renaut, R. A.,** (1997). Computing Aerodynamically Generated Noise. *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 29, pp. 161–199.
- [268] **Curle, N.,** (1955). The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 231, no. 1187, pp. 505–514.
- [262] **Lighthill, M. J.,** (1952). On Sound Generated Aerodynamically - 1. General Theory. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 211, no. 1107, pp. 564–587.
- [267] **Demming, A. F.,** (1938). Noise from propellers with symmetrical sections at zero blade angle. *NACA TM 679*.
- [271] **Brentner, K. S. ve Farassat, F.,** (1988). An Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulation for Moving Surfaces. *AIAA Journal*, vol. 36, no. 8, pp. 1379–1386.
- [272] **M. J. Lighthill,** (1954), On Sound Generated Aerodynamically - 2. Turbulence as a Source of Sound,” *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 222, no. 1148, pp. 1–32.
- [273] **Farassat, F., Doty, M. J. ve Hunter, C. A.,** (2004). The Acoustic Analogy A Powerful Tool in Aeroacoustics with Emphasis on Jet Noise Prediction. in *10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA Paper 2004-2872, May 2004.
- [274] **Hunter, C. A. ve Thomas, R. H.,** (2003). Development of a Jet Noise Prediction Method for Installed Jet Configurations. in *9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA Paper 2003-3169, May 2003.
- [275] **Ffowcs Williams, J. E. ve Hawkings, D. L.,** (1969). Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 264, no. 1151, pp. 321–342.
- [276] **Lighthill, M. J.,** (1962). The Bakerian Lecture, Sound Generated Aerodynamically. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 267, no. 1329, pp. 147–182.

- [269] **Farassat, F.**, (1996). Introduction to Generalized Function with Applications in Aerodynamics and Aeroacoustics. tech. rep., *NASA Technical Paper 3428*.
- [270] **Farassat, F. ve Succi, G. P.**, (1982). The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise. in , *38th American Helicopter Society, Annual Forum*, (A82-40505 20-01), pp. 497–507, May 1982.
- [277] **Farassat, F.**, (1975). Theory of Noise Generation from Moving Bodies with an Application to Helicopter Rotors. *tech. rep., NASA TR R-451*.
- [278] **Farassat, F. ve Farris M.**, (1999). The Mean Curvature of the Influence Surface of Wave Equation With Sources on a Moving Surface. *Journal Mathematical Methods in the Applied Sciences*, vol. 22, pp. 1485–1503.
- [279] **Farassat, F.**, (1977). Discontinuities in Aerodynamics and Aeroacoustics: the Concept and Application of Generalized Derivatives. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 55, no. 2, pp. 165–193.
- [280] **Ianniello, S.**, (1999). Quadrupole noise predictions through the FWH equation. *AIAA Journal*, vol. 37, no. 9, pp. 1048–1054.
- [281] **di Francescantonio, P.**, (1997). A New Boundary Integral Formulation for the Prediction of Sound Radiation. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 202, no. 4, pp. 491–509.
- [282] **Farassat, F. ave Myers, M. K.**, (1988). Extension of Kirchhoff's formula to radiation from moving surfaces. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 123, no. 3, pp. 451– 461.
- [283] **Brentner, K. S. ve Farassat, F.**, (1998). An Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulation for Moving Surfaces. *AIAA Journal*, vol. 36, no. 8, pp. 1379–1386.
- [284] **Farassat, F. ve Brown, T. J.**, (1977). A New Capability for Predicting Helicopter Rotor and Propeller Noise Including the Effect of Forward Motion. *NASA TM X-74037*.
- [285] **Ianniello, S.**, (2007). New perspectives in the use of the Ffowcs Williams Hawkings equation for aeroacoustic analysis of rotating blades. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 570, pp. 79–127, 2007.
- [286] **Edwards, B., Cox, C.**, (2002). Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction S.I.L.E.N.T. Program. *NASA/CR-2002-211650*
- [287] **van der Wall, B. G.**, (2003). Institute Report IB 111-2003/31 2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) Part I:. *Test Documentation Braunschweig*, Germany .
- [288] **van der Wall, B. G., Casey, Burley L.**, (2005). 2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) Part II: Representative Results. Institute Report IB 111-2005/03 .
- [289] **van der Wall, B. G., Schneider O.**, (2003). Institute Report IB 111-2003/07 Preparation of SPR Data from HART II . *German Aerospace Center (DLR) Braunschweig*, January 24th ,

- [290] **Açıkgöz M.B. , Aslan A.R.,** (2016). Dynamic Mesh Analyses of Helicopter Rotor Fuselage Flow Interaction in Forward Flight. *Journal of Aerospace Engineering* Volume 29, Issue 6
- [291] **Fluent User Guide,** (2019),19.2 User Guide Item 8.1.6 “Influencing Body”
- [292] **Fluent User Guide,** (2009),12.0 User Guide Item 12.3.1 “ Wall functions”
- [293] **Mineck, R. E., and Gorton, S. A.,** (2000). Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor. *NASA/TM-2000-210286*, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Washington, DC.
- [294] **Sutherland, W.,** (1893). The viscosity of gases and molecular force. *Philos. Mag.*, 36(223), 507–531.
- [295] **Wilke, G.,** (2016). Efficient Aero-Acoustic Simulation of the HART II Rotor with the Compact Pade Scheme. Institute of Aerodynamics and Flow Technology. *German Aerospace Center (DLR)* Braunschweig, Germany
- [296] **Steijl, R., Barakos, G., ve Badcock, K.,** (2006).A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight. *Int. J. Numer. Methods Fluids*, 51(8), 819–847.
- [297] **Fluent User Guide,** (2019),19.2 User Manual item 2.6.4, “Grid Motion”
- [298] **Spong, M. W., Hutchinson, S. ve M. Vidyasagar** (2004).Robot Dynamics and Control Second Edition.Section 4.8. https://www.academia.edu/34800428/Robot_Dynamics_and_Control_Second_Edition
- [299] **Farassat, F.,** (2007). Derivation of Formulation 1 and 1A of Farassat. *NASA TM-2007-214853*,
- [301] **Park, J. S., Jung S. N., You Y. H., Park S. H. ve Yu Y. H.,** (2011). Validation of comprehensive dynamics analysis predictions for a rotor in descending flight. www.emeraldinsight.com/1748-8842.htm
- [300] **NASA ,** (1996)“Acoustic Noise Requirement” *Pactice No: Pd-Ed-1259*, Page 1of 6 (May 1996).



EKLER

- EK A:** Enaz Gürültü Seviyesi (MNC) için pala ucu hareketi tanımlayıcı denklem katsayıları
EK B: Ağ yapısı değişiklikleri
EK C: Tez kapsamında yapılmış sayısal hesaplamalar listesi





EK A: Enaz Gürültü Seviyesi (MNC) için pala ucu hareketi tanımlayıcı denklem katsayıları

Çizelgelerde verilen zamanlar bir rotor tur zamanı içindeki aralıklardır.

$$\text{Tur zamanı} = 0.057644 = 2 \cdot \frac{\pi}{\Omega} \quad (\text{sn})$$

Tanım denklemi ;

$$\beta(t) = \sum_{i=0}^6 a_i t^i$$

Pala-1 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.023 sn	0.023-0.036 s	0.036-0.057644 sn
6	-2759564657.9471	0	-4661953749.024
5	116727853.8310	-50054990.05	1255269394.924
4	92178.8410	8359955.412	-138655941.478
3	-50519.3733	-535892.93	8035485.223
2	467.398079	16513.25639	-257563.4811
1	-0.358435	-243.8223804	4329.841899
0	-0.0081426	1.359652594	-29.84578559

Pala-2 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.0365 sn	0.0365-0.057644 sn
6	1180566145.2146	-6802987941.871
5	-129376953.2052	1839006023.499
4	5068940.0395	-204379836.008
3	-81881.5086	11945668.923
2	436.1380	-387174.032
1	-0.2597	6599.174
0	-0.0106	-46.252

Pala-3 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.0258 sn	0.0258-0.057644 sn
6	2141312268.9603	154478701.6
5	-224353357.4793	-6818451.545
4	8546975.0593	-2405256.234
3	-138958.7102	281656.4576
2	828.4294	-12320.65838
1	-1.2575	244.0303142
0	-0.0078	-1.854747339

Pala-4 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.023 sec	0.023-0.0325 sec	0.035-0.057644 sec
6	-2532451764.5081	-4630843613.235	262940360.8
5	106924507.7005	1258064283.794	-35892768.14
4	-75403.0495	-140387349.561	1950673.599
3	-38498.9145	8231229.154	-52848.07353
2	325.8013	-267385.357	715.8168818
1	-0.2549	4564.333	-3.907295819
0	-0.0081	-32.023	262940360.8

Pala ucu elastik burulma tanım denklemi katsayıları.

$$\theta_{el}(t) = \sum_{i=0}^{10} b_i t^i$$

b_i	Pala-1	Pala-2	Pala-3	Pala-4
10	0.002588	0.001023	0.001749	0.0021
9	-0.08421	-0.03388	-0.05657	-0.0682
8	1.152824	0.470047	0.769061	0.931201
7	-8.61013	-3.54057	-5.69968	-6.93301
6	38.01619	15.66476	24.95158	30.50219
5	-100.378	-41.0692	-65.289	-80.2507
4	152.3987	61.04581	98.32147	121.5692
3	-119.834	-45.8924	-77.2505	-95.9725
2	38.97721	13.70093	26.32127	32.21431
1	-4.26062	-1.42026	-4.08914	-3.97779
0	0.201604	-1.02272	-0.41473	-0.3614

Pala ucu gerileme hareketi tanım denklemi katsayılarıdır.

$$\phi(\psi) = c. (\cos(d. \psi - e) + \sin(f. \psi + g))$$

$$\psi = \Omega. t$$

$$\Omega = 109 \text{ rad/sec}$$

Pala	c	d	e	f	g
1	-0.017	0.35	-0.315	0.35	-0.315
2	-0.018	0.33	-0.238	0.3	-0.238
3	-0.02	0.33	-0.25	0.25	-0.25
4	-0.014	0.2475	-0.04	0.33	-0.04

Pala açıklığı boyunca hareket dağılım denklemi katsayılarıdır.

Pala açıklığı boyunca flaplama dağılımı ;

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} / R \quad . \quad R=2 \text{ m}$$

$$F(r) = \frac{\sum_{j=0}^j \sum_{i=0}^{i=3} h_i \psi^i r^j}{\sum_{i=0}^{i=3} h_i \psi^i}$$

Pala-1 ; h_i

j	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0	0.0002	-0.0022	-0.0159
1	0.0060	-0.1426	0.9311	0.4442
2	-0.1254	1.8984	-9.4638	-0.9911
3	0.1432	-2.2692	11.7921	0.6207
4	-0.027	0.5034	-3.2337	0.9754

Pala-2 ; h_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0006	-0.0076	0.0352	-0.0555	0.0025
1	-0.0156	0.1783	-0.6236	0.6516	0.1186
2	0.0609	-0.5730	1.1659	0.3710	-0.3064
3	-0.0449	0.3899	-0.5205	-1.0640	1.2259

Pala-3 ; h_i

j	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0	0.0006	0.0005	-0.0089
1	-0.0344	0.3610	-1.0093	0.5651
2	0.2756	-3.0586	8.1280	-2.4556
3	-0.3628	3.9683	-10.1066	3.7414
4	0.1213	-1.2659	3.2701	-0.8214

Pala-4 ; h_i

j	i=6	i=5	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0001	-0.0025	0.0212	-0.0859	0.1807	-0.1359	0.0006
1	-0.0005	0.0129	-0.1265	0.6022	-1.3306	1.0201	0.1637
2	0.0049	-0.0656	0.2667	-0.0607	-2.2101	4.4967	-1.1173
3	-0.0045	0.0545	-0.1519	-0.5038	3.4856	-5.4946	1.9886

Pala açıklığı boyunca elastik burulma tanım denklemi katsayılarıdır.

$$T(r) = \frac{\sum_{j=0}^J \sum_{i=0}^{i=4} k_i \psi^i r^j}{\sum_{i=0}^{i=4} k_i \psi^i}$$

Pala-1. k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0003	-0.0012	-0.0065	0.0303	0.0030
1	0.1417	-1.8880	8.3374	-13.2459	6.5907
2	-0.3577	4.6740	-20.0320	30.4880	-12.6127
3	0.2096	-2.7101	11.3988	-16.8154	6.6655

Pala-1. k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0187	-0.2519	1.0104	-0.9276	-0.9805
1	-0.0626	0.8409	-3.4432	3.7421	2.7779
2	0.0460	-0.6093	2.5242	-3.0941	-0.6765

Pala-1. k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0264	-0.3244	1.2594	-1.6315	0.3165
1	-0.0527	0.6596	-2.5482	3.0667	0.4714
2	0.0305	-0.3819	1.4632	-1.6778	-0.1889

Pala-1. k _i	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0199	-0.02344	0.8164	-0.7929	0.4424
1	0.0047	-0.2161	1.3997	-1.4947	-2.1182
2	-0.1461	2.1226	-8.9176	8.9000	4.9892
3	0.1223	-1.6735	6.8035	-7.0100	-2.3031

Temel durum Seviyesi (BLC) için pala ucu hareketi tanımlayıcı denklem katsayıları

Çizelgelerde verilen zamanlar bir rotor tur zamanı içindeki aralıklardır.

$$\text{Tur zamanı} = 0.057644 = 2 \cdot \frac{\pi}{\Omega} \quad (\text{sn})$$

Tanım denklemi ;

$$\beta(t) = \sum_{i=0}^6 a_i t^i$$

Pala-1 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.0315	0.0315-
6	248805882.4	-150035177.6
5	-25149670.32	49536673.71
4	844159,3003	-6252257.704
3	-9226,1312	393337.2832
2	1,51858	-12159.2256
1	-0,21229	224.36126
0	-0,00646	-1.54486

Pala-2 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.033	0.033-0.057644
6	48324371.71	-1595297096.454
5	-2958935.545	440403113.814
4	-79498.06476	-49761148.661
3	9197.511712	2944679.520
2	-185.8949927	-96288.553
1	0.572443971	1651.659
0	-0.010116458	-11.643

Pala-3 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.033	0.033-0.057644
6	166966182.5	-184239198.7
5	-16763496.11	65489798.65
4	498117.9693	-8689661.214
3	-507.9209289	570483.8371
2	-141.4996748	-19913.92834
1	0.540983296	355.4966215
0	-0.007956101	-2.578615654

Pala-4 uç flap hareketi için katsayılar

a_i	0-0.0325	0.0325-0.0325
6	24222219.3	49239604.17
5	-40899528.1	-531606.055
4	1269776.718	-1140789.293
3	-10494.13934	122652.718
2	-82.61489969	-5334.063234
1	0.408153923	107.4597084
0	-0.007089743	-0.842637395

Pala ucu elastik burulma tanım denklemi katsayıları.

$$\theta_{el}(t) = \sum_{i=0}^{10} b_i t^i$$

b_i	Pala-1	Pala-2	Pala 3	Pala 4
10	0.000267011	0.000649146	0.000462639	0
9	-0.00791708	-0.020358003	-0.014725512	0.000541945
8	0.095438831	0.270490337	0.197845004	-0.017657827
7	-0.588225592	-1.98057101	-1.455870619	0.240633819
6	1.854980362	8.712046356	6.370568702	-1.768685764
5	-2.133375755	-23.58731521	-16.86766502	7.53372039
4	-2.994591559	38.89066099	26.42733468	-18.57988463
3	10.26450746	-37.50973946	-23.12002404	25.08988997
2	-8.326256959	19.15188965	10.07656855	-16.50022963
1	2.089176684	-3.351440936	-1.443360455	4.488800574
0	-1.016860465	-1.704193239	-1.415481909	-1.576127587

Pala ucu gerileme hareketi tanım denklemi katsayılarıdır.

$$\begin{aligned} \phi(\psi) &= c. (\cos(d. \psi - e) + h. \sin(f. \psi + g)) \\ \psi &= \Omega. t \\ \Omega &= 109 \text{ rad/sec} \end{aligned}$$

Pala	c	d	e	f	g	h
1	-0.017	0.36	-0.41	0.36	-0.001	-0.015
2	-0.018	0.33	-0.238	0.3	-0.238	1
3	-0.02	0.33	-0.25	0.25	-0.25	1
4	-0.014	0.2475	-0.04	0.33	-0.04	1

Pala açıklığı boyunca hareket dağılım denklemi katsayılarıdır.

Pala boyunca flaplama dağılımı;

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} / R \quad . \quad R=2 \text{ m}$$

$$F(r) = \frac{\sum_{j=0}^j \sum_{i=0}^{i=3} h_i \psi^i r^j}{\sum_{i=0}^{i=3} h_i \psi^i}$$

Pala-1 ; h_i

j	i=5	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0243	-0.3450	1.6635	-3.0873	1.9310	-0.3878
1	-0.2572	3.6800	-17.8768	34.1536	-22.3120	4.2268
2	0.6027	-8.0490	43.8347	-87.6470	62.4477	-12.4406
3	-0.8899	13.7128	-65.7129	133.0579	-95.9087	17.5202
4	0.512	-7.6277	38.2222	-76.7160	54.0049	0.5

Pala-2; h_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0018	-0.0181	0.0526	-0.0527	0.0165
1	0.0677	-0.8125	2.9251	-3.2250	0.5636
2	-0.3901	4.6370	-14.00	18.9448	-2.5519
3	0.3182	-3.7704	13.5820	-15.4621	2.9833

Pala-3; h_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	-0.0002	0.0016	-0.0041	0.0020	-0.0001
1	0.0945	-1.0433	3.4729	-3.7912	-0.0145
2	-0.4852	5.4763	-19.0373	22.0553	2.0711
3	0.6440	-7.4256	26.6551	-31.0965	-9.2536
4	-0.1354	1.7423	-7.2792	8.4158	15.8306
5	-0.1180	1.2513	-3.8088	4.3979	-7.6257

Pala-4; h_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0012	-0.0139	0.0513	-0.0602	0.0050
1	-0.0493	0.5662	-1.9273	2.1009	-0.3126
2	0.24665	-2.7112	8.4303	-7.6005	2.2798
3	-0.3742	4.1082	-12.9282	12.5312	-3.7819
4	0.1755	-1.9461	6.3672	-6.8717	2.8417

Pala açıklığı boyunca elastik burulma tanım denklemi katsayılarıdır.

$$T(r) = \frac{\sum_{j=0}^j \sum_{i=0}^{i=4} k_i \psi^i r^j}{\sum_{i=0}^{i=4} k_i \psi^i}$$

Pala-1; k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0001	-0.0017	0.0070	-0.0096	0.0030
1	-0.6132	7.4181	-29.4699	44.3878	-24.5292
2	4.3017	-53.0256	220.3283	-359.0639	216.9190
3	-11.8671	148.5469	-638.7878	1099.9459	-696.7804
4	16.3410	-207.2693	915.2539	-1637.8890	1074.1320
5	-11.0364	141.6472	-639.5008	11789.8426	-797.7307
6	2.8946	-37.5751	173.2321	-328.8203	229.3062

Pala-2; k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	-0.0192	0.2166	-0.7360	0.7758	0.3166
1	0.0079	-0.0830	0.2041	0.0512	0.7062
2	0.0083	-0.0994	0.3982	-0.6224	0.0170

Pala-3; k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0018	-0.0246	0.1071	-0.1586	0.0591
1	0.0904	-1.0664	4.0805	-5.6827	1.7420
2	-0.2432	2.8843	-11.0812	15.4704	-1.0266
3	0.1590	-1.8856	7.2254	-10.0428	0.2452

Pala-4 k_i

j	i=4	i=3	i=2	i=1	i=0
0	0.0019	-0.0257	0.1098	-0.1469	0.0397
1	0.0166	-0.4384	3.0938	-6.3807	0.5962
2	0.0054	0.6137	-6.3751	14.6438	1.0617
3	0.0038	-0.4680	4.2999	-9.7818	-0.4742

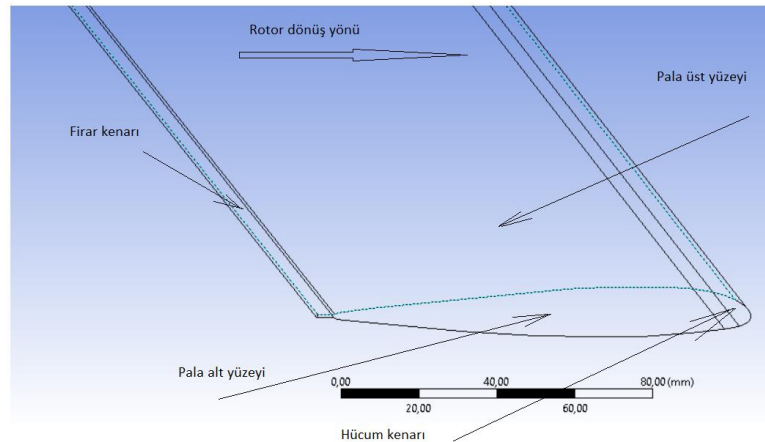
EK B: Ağ yapıları

Tez kapsamında yapılan sayısal hesaplama ağ yapısında uygulanan değişiklikler 8 , 13, 17, 20 Milyon ağ yoğunlukları örneğinde çizelge olarak verilmiştir. Aynı çizelge içinde ağ yapısı kalite parametreleri de mevcuttur.

Çizelge B 1 : Sayısal hesaplamalarda kullanılan ağ yapısı temel boyutları

Ağ alanı/hacmi	8 Milyon	13 Milyon	17 Milyon	20 Milyon
Pala alt ve üst yüzeyleri azami hücre boyutu	0,16c	0,1c	0,1c	0,1c
Pala hücum ve firar kenarları azami hücre boyutu	0,015c	0,01c	0,01c	0,008c
Rotor disk hacmi azami hücre boyutu (Şekil 4.4)	0,5c	0,3c	0,25c	0,2c
Mikrofonları çevreleyen hacim azami hücre boyutu (Şekil 4.8)	0,83c	0,63c	0,5c	0,63c
y ⁺	200	135	135	135
Pala Sınır tabakası ilk katman kalınlığı (Şekil 4.1)	0,3 mm		0,2 mm	
Katman sayısı	5		7	
Ağ çarpıklığı (Skewness)	0,25	0,25	0,24	0,23
Ağ açıklık oranı (aspect ratio)	3,34	3,48	3,18	3,33
Eleman kalitesi	0,74	0,73	0,76	0,78
Fluent yapılandırılmamış ağ asgari uzunluk (mm)	0,68	0,55	0,35	0,35

c: pala veter uzunluğu 121 mm



Şekil B 1 : Ağ yapısı temel boyutlar isimlendirmeleri

EK C: Tez kapsamında yapılmış sayısal hesaplamalar listesi.

Çizelge C 1 Sayısal hesaplamalar listesi

Enaz Gürültü durumu										Temel durum										Geriye açılı uç		10° anhedral	20° anhedral	Çıkıntılı Uç		10° anhedral	20° anhedral
Milyon Ağ	5,8			8		12	13		20			7		6,5	13		29	5	17			17	17	8	17	17	17
Zaman adımı (sn)	2	1	2	1	0,5	1	0,5	1	0,5	2	2	1	0,5	0,3	2	0,5	0,5	0,5	2	2	0,5	0,5	0,5	2	0,5	0,5	0,5
Rotor turu	5	5	5	5	10	5	6	5	10	5	10	10	5	10	5	10	10	13	18	10	10	10	10	10	10	10	10

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad :Tuğrul Teoman ÖZTÜRK

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 1988, İstanbul Teknik Üniversitesi,UUBF,Uçak Müh.
- **Yükseklisans** : 2013, İstanbul Teknik Üniversitesi , UUBF, Uçak Müh.

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 1990-2011 yılları arasında ülkemiz ana otomotiv üreticilerinden çeşitli markalarda ve yan sanayi firmalarında Ar&Ge ,Test ve Homologasyon konularında çalıştı
- 2011-2019 yılları arasında bir İTÜ Vakfı şirketi olan OTAM A.Ş.Müh.Direktörü olarak çalıştı.

DOKTORA TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Öztürk T.T ,Aslan R.A.** 2023. Affordable and Accurate Numerical Predictions of Helicopter Rotor Noise in Forward Flight, Journal of Aeronautics and Space Technologies, **Online ISSN:2148-1059 Print ISSN: 1304-0448**
- **Öztürk T.T ,Aslan R.A.** 2023. Numerical Predictions of Tip Shape Effect on Helicopter Rotor Noise in Forward Flight: Numerical Predictions of Tip Shape Effect on Helicopter Rotor Noise in Forward Flight (accepted paper)
- Tuğrul Teoman Öztürk**, Helikopter İleri Uçuşunda Rotor Gürültüsünün Sayısal Tahmini 2. Bilsel International Gordion Scientific Researches Congress 09-10 March, 2024 Ankara/Türkiye Kongre Kitabı (sayfa 77).Yayın Tarihi: 19 MART 2024,**ISBN: 978-625-6501-67-6**