

HELİKOPTER ANA ROTOR PALALARININ AERODİNAMİK TASARIMI VE CAD MODELLENMESİ

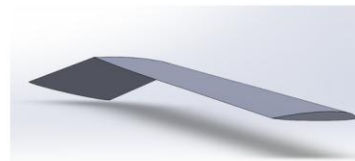
*UH-60A Black Hawk, AH-64 Apache ve RAH-66 Comanche
Karşılaştırmalı Tasarım, Üretilebilirlik ve Analiz Planı*



UH-60A Black Hawk



AH-64 Apache



RAH-66 Comanche

Hazırlayan	Yavuz Bahadır İnci
Tarih	24 Temmuz 2026
Kullanılan yazılım	SolidWorks
Rapor durumu	Birleştirilmiş tasarım raporu - CFD ve deney aşaması planlanmıştır

Özet

Bu rapor, UH-60A Black Hawk, AH-64 Apache ve RAH-66 Comanche helikopterlerinin ana rotor palaları için geliştirilen ölçekli SolidWorks modellerini tek bir mühendislik dokümanı altında birleştirmektedir. Çalışmanın temel amacı, farklı aerodinamik profil dağılımlarını, burulma (twist/washout) karakteristiklerini ve uç geometrilerini karşılaştırılabilir bir CAD altyapısında yeniden oluşturarak sonraki CFD ve fiziksel itki testlerine referans sağlamaktır. UH-60A modeli, açık NASA planform verileri ile SC1095 ve SC1094 R8 profil koordinatlarına dayalı olarak hazırlanmıştır. AH-64 ve RAH-66 modellerinde ise kamuya açık genel rotor verileri ile proje kapsamında belirlenen temsilî istasyon, süpürme ve anhedral parametreleri birlikte kullanılmıştır. Tüm modellerde profil koordinatları normalize edilerek kord boyuna ölçeklenmiş, burulma çeyrek kord eksenini etrafında uygulanmış ve yüzeyler loft/kılavuz eğrisi yaklaşımıyla katı gövdeye dönüştürülmüştür. Rapor ayrıca geometri kalite kontrol kriterlerini, 3D yazıcıya uygun üretim kabullerini, ortak CFD karşılaştırma koşullarını ve BLDC tabanlı deneysel doğrulama planını tanımlamaktadır. Bu sürüm CAD tasarım aşamasını belgelemekte; sayısal analiz ve deney sonuçlarını henüz içermemektedir.

Kapsam ve doğruluk notu

UH-60A bölümündeki ana planform ve profil dağılımı NASA kaynaklarıyla desteklenmektedir. AH-64 ve RAH-66 için raporda verilen 400 mm ölçekli istasyon ötelemeleri, mevcut CAD modellerine ait proje kabulleridir; üretici geometrisinin birebir kopyası olarak değerlendirilmemelidir. Kamuya açık referans verileri ile modelleme kabulleri ilgili bölümlerde ayrı ayrı belirtilmiştir.

İçindekiler

1. Giriş
 2. Ortak Tasarım ve Modelleme Yaklaşımı
 3. UH-60A Black Hawk Ana Rotor Palası
 4. AH-64 Apache Ana Rotor Palası
 5. RAH-66 Comanche Ana Rotor Palası
 6. Karşılaştırmalı Değerlendirme
 7. CFD ve Deneysel Doğrulama Planı
 8. Üretilirlik ve Kalite Kontrolü
 9. Sonuç
- Kaynakça

1. Giriş

1.1. Problem tanımı

Helikopter ana rotor palası, dönme hareketi sırasında kaldırma, sürüklenme ve hatve momenti üreten; aynı zamanda yüksek merkezkaç yükleri, dinamik eğilme ve torsiyon etkileri altında çalışan temel aerodinamik elemandır. Pala boyunca çevresel hızın yarıçapla artması nedeniyle sabit kesit ve sabit hatve yaklaşımı düzgün bir yük dağılımı sağlamaz. Bu nedenle gerçek rotor palalarında kord dağılımı, profil geçişi, negatif burulma, uç süpürmesi ve bazı tasarımlarda anhedral gibi geometrik özellikler birlikte kullanılır.

1.2. Projenin amacı

- Üç farklı helikopter rotor palasını aynı CAD ve raporlama yaklaşımıyla modellemek.
- Profil, burulma ve uç tasarımı farklılıklarını karşılaştırılabilir hâle getirmek.
- CFD analizleri için sızdırmaz, temiz ve ölçek bilgisi tanımlı katı modeller oluşturmak.
- 3D yazıcıyla üretilebilecek ve BLDC itki düzeneğinde test edilebilecek model geometrileri hazırlamak.
- Sonraki aşamada geliştirilecek özgün pala ucu tasarımı için referans veri seti oluşturmak.

1.3. Çalışma kapsamı ve sınırlamalar

Bu raporun kapsamı aerodinamik dış geometrinin oluşturulmasıdır. Hub mekanizması, spar, iç dolgu, balans ağırlıkları ve gerçek üretim detayları yalnızca deneysel montaj gerektirdiği ölçüde temsil edilmektedir. UH-60A için yayınlanmış kesit istasyonları kullanılmış; AH-64 ve RAH-66 modellerinde ise kamuya açık genel veriler, görsel planform özellikleri ve CAD üretilebilirliği birlikte değerlendirilmiştir. Dolayısıyla modeller, tersine mühendislik veya üretici teknik resminin tam kopyası değil; mühendislik analizi amacıyla hazırlanmış temsilî ölçekli rekonstrüksiyonlardır.

2. Ortak Tasarım ve Modelleme Yaklaşımı

2.1. Temel geometrik parametreler

Parametre	Tanım
Rotor yarıçapı, R	Dönme merkezinden pala ucuna olan uzaklık.
Radyal konum, r/R	Kesit konumunun rotor yarıçapına oranı; ölçekten bağımsız karşılaştırma sağlar.
Kord, c	Hücum kenarı ile firar kenarı arasındaki profil uzunluğu.
Çeyrek kord eksen, $0.25c$	Burulma ve planform ötelemeleri için kullanılan referans eksen.
Burulma / washout	Kökten uca doğru kesit hatve açısının azaltılması.
Sweep	Uç bölgesinin plan görünüşte geriye veya ileri ötelenmesi.
Anhedral	Uç bölgesinin rotor düzlemi dışına, aşağı yönde kıvrılması.
Profil geçişi	Bir airfoil geometrisinden diğerine radyal yönde yumuşak dönüşüm.

2.2. Ölçekleme ve koordinat dönüşümü

Referans geometrinin model boyutuna dönüştürülmesinde aşağıdaki genel ölçek katsayısı kullanılmıştır:

$$k = \frac{R_{model}}{R_{referans}}$$

Airfoil tablolarındaki x/c ve y/c koordinatları boyutsuzdur. Model korduna dönüştürme işlemi

$$x_{model} = (x/c) \cdot c_{model}$$

ve

$$y_{model} = (y/c) \cdot c_{model}$$

bağıntılarıyla yapılmıştır. SolidWorks içe aktarma dosyası X-Y-Z biçiminde hazırlanmış, Z sütunu sıfır alınmıştır. Nokta sırası üst yüzeyde firar kenarından hücum kenarına, alt yüzeyde hücum kenarından firar kenarına olacak şekilde düzenlenmiştir.

2.3. SolidWorks yüzey modelleme iş akışı

1. Referans düzlemlerinin radyal istasyonlara göre oluşturulması.
2. İlgili airfoil kesitlerinin düzlemlere yerleştirilmesi ve kord boyuna ölçeklenmesi.
3. Kesitlerin çeyrek kord eksenine göre konumlandırılması ve gerekli offset değerlerinin uygulanması.
4. Burulma açılarının çeyrek kord noktası etrafında verilmesi.
5. Hücum ve firar kenarlarında kılavuz eğriler oluşturulması.
6. Lofted Surface veya Boundary Surface ile yüzey kabuğunun oluşturulması.
7. Kök ve uç açıklıklarının kapatılması ve Knit Surface ile tek katı gövdeye dönüştürülmesi.
8. Geometri kontrolü, açık kenar ve kendiyle kesişme denetimi.

2.4. Firar kenarı ve mesh uyumluluğu

Kaynak airfoil koordinatlarında sonlu kalınlığa sahip küt firar kenarları bulunabilmektedir. Mevcut modellerde loft kararlılığını artırmak amacıyla firar kenarı noktaları tek bir kapanış noktasında birleştirilmiştir. Bu işlem CAD yüzey oluşturmayı kolaylaştırır da gerçek geometriden sapma oluşturur. CFD ve 3D baskı aşamasında, firar kenarı minimum kalınlığı yazıcı çözünürlüğü ve mesh boyutuna göre tekrar değerlendirilmelidir.

3. UH-60A Black Hawk Ana Rotor Palası

3.1. Referans geometri ve ölçek

UH-60A ana rotor palasında SC1095 ve SC1094 R8 airfoilleri birlikte kullanılmaktadır. NASA tarafından yayımlanan planform verileri, 322 inç rotor yarıçapı ve radyal kesit karakteristiklerini içermektedir [1]. Model rotor yarıçapı 400 mm seçildiğinde tekdüze ölçek katsayısı yaklaşık 1:20.45 olmaktadır. Aerodinamik modelin yerel Z eksenini, ilk SC1095 kesiti olan $r = 62$ in istasyonunda sıfırlanmıştır; bu nedenle tabloda verilen Z konumları rotor merkezinden değil, ilk aerodinamik kesitten itibaren ölçülmektedir.

Parametre	Değer
Referans rotor yarıçapı	322 in = 8178.8 mm
Model rotor yarıçapı	400 mm
Ölçek	1:20.45
Referans ana kord	20.760-22.317 in
Model kord aralığı	25.79-27.72 mm
Toplam burulma	Yaklaşık -16°
Airfoil ailesi	SC1095 / SC1094 R8 / SC1095

Kesit	r (in)	Yerel Z (mm)	Kord (mm)	QC offset (mm)	Açıklama
Root cutout	42.00	-24.84	25.79	+0.000	Yapısal kök başlangıcı
SC1095 inner	62.00	0.00	25.79	+0.000	Yerel Z = 0
SC1095 outer	150.00	109.32	25.79	+0.000	İlk profil bölgesi sonu
SC1094 R8 inner	160.00	121.74	26.04	+0.191	Profil geçişi sonu
SC1094 R8 tab inner	236.91	217.28	27.72	-0.229	Genişletilmiş kord başlangıcı
SC1094 R8 outer	265.00	252.17	27.72	-0.229	Orta bölge sonu
SC1095 inner	275.00	264.60	27.47	-0.420	İkinci profil geçişi
SC1095 tab outer	277.86	268.15	27.47	-0.420	Trim tab dış sınırı
SC1095 sweep inner	299.00	294.41	25.79	+0.000	Swept tip başlangıcı
SC1095 sweep tip	322.00	322.98	27.44	-15.605	Pala ucu

Airfoil dağılımı

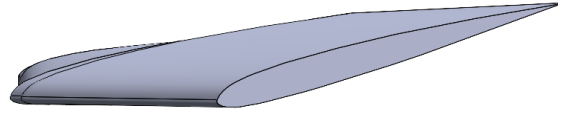
Kök ve iç bölgede SC1095, yaklaşık 0.50R-0.82R aralığında SC1094 R8, dış ve uç bölgede tekrar SC1095 kullanılmıştır. Geçiş bölgeleri doğrudan keskin değişim yerine ara loft kesitleriyle oluşturulmuştur.

3.2. Burulma ve uç geometrisi

Pala boyunca yaklaşık -16° negatif burulma uygulanmıştır. Kesitler, hücum kenarı yerine çeyrek kord noktası etrafında döndürülerek pitch ekseninin planform boyunca korunması amaçlanmıştır. Uç bölgesinde quarter-chord hattı geriye ötelenmiş ve son kesitte yaklaşık -15.605 mm model offseti elde edilmiştir. Bu planform, yüksek uç Mach sayılarında sıkıştırılabilirlik etkilerini ve uç girdabı yapısını kontrol etmeye yönelik swept tip yaklaşımını temsil eder.



Şekil 1. Üstten görünüş ve swept tip.



Şekil 2. Profil geçişi, burulma ve firar kenarı.

3.3. CAD uygulaması ve kontrol

- SC1095 ve SC1094 R8 profilleri ayrı ana sketchler olarak saklanmıştır.
- Tüm kesitlerde kord ve quarter-chord offsetleri istasyon tablosuna göre uygulanmıştır.
- Profil geçişlerinde doğrusal planform kılavuzları ile pürüzsüz yüzey geçişi sağlanmıştır.
- Kök ve uç yüzeyleri kapatılarak tek parça sızdırmaz Solid Body elde edilmiştir.
- CFD öncesinde açık kenar, self-intersection ve yüzey normal yönü kontrol edilmelidir.

4. AH-64 Apache Ana Rotor Palası

4.1. Kamuya açık referans verileri ve model kabulleri

AH-64A ana rotorunun kamuya açık teknik verilerinde yaklaşık 48 ft rotor çapı, 21 in sabit kord ve yaklaşık -9° burulma verilmektedir [2][3]. NASA ölçekli rotor çalışmalarında HH-02 airfoilinın ana pala bölgesinde kullanıldığı ve uç bölgesinde swept planform bulunduğu belirtilmektedir [2]. Bu projedeki CAD modelinde üretim ve karşılaştırma kolaylığı için pala boyunca HH-02 profili korunmuş ve uç bölgesi tek bir süpürülmüş istasyonla sadeleştirilmiştir.

Parametre	Değer / kabul
Referans rotor çapı	48 ft = 14.63 m
Referans kord	21 in = 0.533 m
Referans burulma	Yaklaşık -9°
400 mm yarıçap için tekdüze ölçek kord	29.17 mm
Mevcut CAD nominal kordu	Yaklaşık 35 mm
Modelleme notu	Kord, 3D baskı ve rijitlik amacıyla tekdüze ölçekten büyütülmüştür.

İstasyon	Z (mm)	Airfoil	Burulma	X offset (mm)	Açıklama
Düzlem 1	0.00 (kök)	HH-02	0.0°	0.00	Referans başlangıç
Düzlem 2	150.00	HH-02	-3.5°	0.00	Doğrusal burulma
Düzlem 3	350.00	HH-02	-8.0°	0.00	Swept tip başlangıcı
Düzlem 4	400.00 (uç)	HH-02	-9.0°	-18.50	Geriye süpürülmüş uç

Ölçek tutarlılığı notu

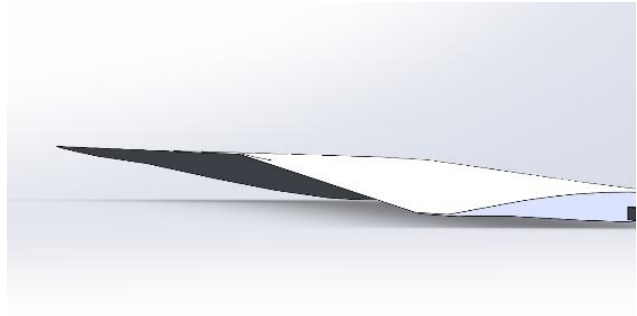
AH-64 CAD modelinde 400 mm yarıçap ve yaklaşık 35 mm kord birlikte kullanılmıştır. Bu seçim geometrik olarak tam tekdüze ölçek değildir. CFD ve deney karşılaştırmalarında gerçek rotor performansını doğrudan temsil etmek yerine, model ölçeğine ait Reynolds ve Mach sayıları esas alınmalıdır.

4.2. Burulma ve swept tip tasarımı

Burulma çeyrek kord eksenini etrafında 0° ile -9° arasında kademeli olarak uygulanmıştır. Son 50 mm içinde quarter-chord hattı geriye taşınarak -18.50 mm X offsetli swept tip oluşturulmuştur. Bu sadeleştirme, Apache palasının uzun sabit-kord ana bölgesi ile belirgin uç süpürmesini korurken kesit sayısını ve loft karmaşıklığını azaltmaktadır.



Şekil 3. AH-64 üstten görünüşü.



Şekil 4. -9° burulma, swept tip ve kök arayüzü.

4.3. CAD modelleme kararları

- Tek airfoil kullanımı, profil geçişi kaynaklı yüzey hatalarını azaltan proje sadeleştirmesidir.
- Firar kenarı tek kapanış noktasında birleştirilerek loft self-intersection riski azaltılmıştır.
- Hücüm ve firar kenarları 3B guide curve ve pierce ilişkileriyle kontrol edilmiştir.
- Kök montaj arayüzü aerodinamik gövdeden ayrı body olarak tutulursa CFD domain hazırlığı kolaylaşır.

5. RAH-66 Comanche Ana Rotor Palası

5.1. Kamuya açık referans verileri

Boeing-Sikorsky Comanche programına ait kamuya açık tarihsel teknik açıklamada ana rotor çapı 39 ft, pala kordu 15 in ve geometrik burulma -11.1° olarak verilmektedir. Pala, 0.85R seviyesine kadar %10 kalınlıklı Boeing VR-12 airfoilini kullanmakta; 0.90R seviyesine kadar %9 kalınlıklı Sikorsky SSC-A09 profiline geçmekte ve dış %8 bölge süpürülüp daralmaktadır [4]. Mevcut CAD modeli, bu genel mimariyi 400 mm yarıçapta temsil etmekte ve uç bölgesine ayrıca anhedral öteleme uygulamaktadır.

Parametre	Referans / ölçek karşılığı
Referans rotor çapı	39 ft = 11.89 m
Referans kord	15 in = 381 mm
Referans burulma	-11.1° geometrik
Airfoil dağılımı	VR-12 (0-0.85R), SSC-A09 geçişi (0.85-0.90R)
Dış uç bölgesi	Son %8 swept ve tapered
400 mm yarıçapta tekdüze ölçek kord	25.64 mm

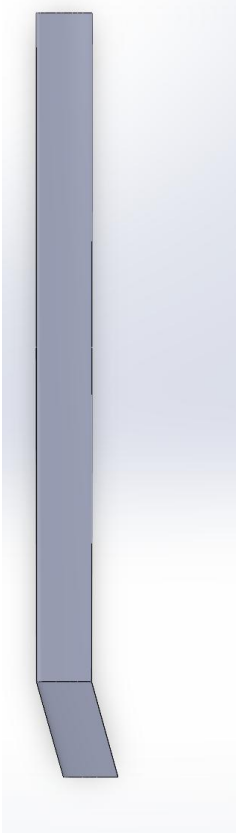
İstasyon	Z (mm)	Burulma	X sweep (mm)	Y anhedral (mm)	Açıklama
Düzlem 1	0.00 (kök)	0.0°	0.00	0.00	VR-12 tabanlı kök
Düzlem 2	180.00	-4.0°	0.00	0.00	Ana pala bölgesi
Düzlem 3	350.00	-9.0°	0.00	0.00	Uç geçişi başlangıcı
Düzlem 4	400.00 (uç)	-12.0°	-14.00	-12.00	Swept + anhedral uç

Modelleme kabulü

-14 mm sweep ve -12 mm anhedral değerleri mevcut CAD rekonstrüksiyonuna ait proje parametreleridir. Kamuya açık kaynaklar Comanche palasının dış bölgesinin swept ve tapered olduğunu doğrulamakla birlikte, bu iki model offsetinin üretici teknik resmi olduğu iddia edilmemektedir.

5.2. Üç boyutlu uç geometrisi

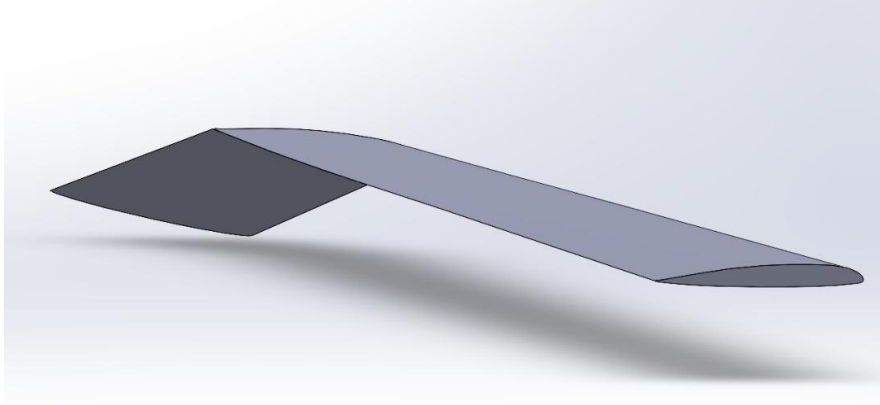
RAH-66 modeli, diğer iki paladan farklı olarak uç kesitini hem X ekseninde geriye hem Y ekseninde aşağı ötelemektedir. Bu nedenle yüzey yalnızca twist ve sweep değil, uzaysal eğrilik de içermektedir. Uç geçişi 350-400 mm arasında oluşturulmuş; hücum ve firar kenarı kılavuzları üç boyutlu eğrilerle birleştirilmiştir. Anhedral tip yaklaşımı, uç girdabı konumu ve akustik yük dağılımı üzerine etkisi bakımından sonraki CFD karşılaştırmasının temel değişkenlerinden biridir.



Şekil 5. RAH-66 üstten görünüş.



Şekil 6. Uç bölgesindeki anhedral öteleme.



Şekil 7. Twist, sweep ve anhedral içeren RAH-66 pala katı modeli.

5.3. CAD modelleme kararları

- Ana gövdede VR-12, uçta SSC-A09 yaklaşımı hedeflenmiştir; geçiş bölgesi ara kesitlerle modellenmelidir.
- Burulma çeyrek kord eksenini etrafında maksimum -12° model değerine ulaşmaktadır.
- Swept ve anhedral uç için 3B guide curve kullanımı yüzey kontrolü açısından zorunludur.
- Uç bölgesinde zebra/curvature kontrolü yapılarak ani eğrilik kırıkları giderilmelidir.

6. Karşılaştırmalı Değerlendirme

Kriter	UH-60A	AH-64	RAH-66
Ana airfoil yaklaşımı	SC1095 / SC1094 R8 / SC1095	HH-02 tek profilli sadeleştirme	VR-12 -> SSC-A09 geçişi
Model yarıçapı	400 mm	400 mm	400 mm
Nominal maksimum twist	-16°	-9°	-12° model / -11.1° referans
Kord karakteri	Değişken, trim-tab bölgesi geniş	Yaklaşık sabit, modelde ~35 mm	Yaklaşık sabit, uçta tapered
Uç geometrisi	Swept tip	Swept tip	Swept + tapered + anhedral
Geometrik karmaşıklık	Yüksek: iki airfoil ve iki geçiş	Orta: tek airfoil ve tek uç geçişi	Yüksek: 3B uzaysal uç
Kaynak güveni	NASA istasyon verisi yüksek	Genel referanslar + proje sadeleştirme	Genel referanslar + proje offset kabulleri
CFD karşılaştırma rolü	Literatür tabanlı ana referans	Basit swept tip karşılaştırması	Anhedral ve uzaysal tip etkisi

6.1. Tasarım ailesinin mühendislik anlamı

Üç model birlikte değerlendirildiğinde kademeli bir geometrik karmaşıklık matrisi ortaya çıkmaktadır. AH-64 modeli, sabit korda yakın ana gövde ve tek profilli yaklaşımıyla sweep etkisini izole etmeye uygundur. UH-60A modeli, airfoil geçişleri ve değişken kord yapısıyla daha ayrıntılı literatür tabanlı referans sağlar. RAH-66 modeli ise sweep yanında anhedral ve profil geçişini bir araya getirerek en karmaşık üç boyutlu uç geometrisini temsil eder.

6.2. Adil karşılaştırma koşulları

- Aynı model rotor yarıçapı ve aynı akışkan özellikleri kullanılmalıdır.
- Aynı açılal hız veya aynı uç Mach sayısı seçilmeli; iki yaklaşım birbirine karıştırılmamalıdır.
- Kollektif pitch ve referans eksenini tüm modellerde aynı tanıma sahip olmalıdır.
- Mesh yoğunluğu, sınır tabakası yaklaşımı ve domain boyutu eşdeğer tutulmalıdır.
- Sonuçlar yalnızca itki ile değil, tork, güç, Figure of Merit ve uç girdabı özellikleriyle karşılaştırılmalıdır.

7. CFD ve Deneysel Doğrulama Planı

7.1. Önerilen CFD iş akışı

1. Geometrilerin Parasolid veya STEP formatında, ayrı pala ve kök bağlantı gövdeleri olarak dışa aktarılması.
2. Döner akış bölgesi ile sabit dış domainin oluşturulması.
3. İlk tarama analizlerinde MRF; seçilen durumlarda zamana bağlı sliding mesh yaklaşımının kullanılması.
4. k-omega SST türbülans modeliyle başlangıç analizi ve sınır tabakası inflation katmanlarının tanımlanması.
5. Mesh bağımsızlık çalışmasının en az üç ağ seviyesiyle yapılması.
6. İtki, tork, güç, basınç dağılımı, Q-criterion/vortisite ve uç girdabı çekirdeğinin raporlanması.
7. Aynı sınır şartlarında üç pala ve daha sonra geliştirilecek özgün tip tasarımının karşılaştırılması.

7.2. Ölçek etkileri

3D baskı modelinin gerçek helikopter palasına geometrik olarak benzemesi tek başına aerodinamik benzerlik sağlamaz. Reynolds sayısı $Re = \rho \cdot V \cdot c / \mu$, Mach sayısı $M = V/a$ ve uç hızı $V_{tip} = \Omega \cdot R$ ayrı ayrı takip edilmelidir. Deneysel doğrulamada CFD modeli, gerçek helikopter koşullarına değil mümkün olduğunca test düzeneğinin gerçek RPM, kord ve hava özelliklerine göre kurulmalıdır.

7.3. BLDC itki test düzeneği

Ölçülen büyüklük	Ölçüm yöntemi	Birim
İtki	Load cell	N veya kgf
Devir	Optik veya manyetik RPM sensörü	rpm
Gerilim	Dijital ölçüm / güç analizörü	V
Akım	Akım sensörü / güç analizörü	A
Elektriksel güç	$P = V \cdot I$	W
Tork	Tork sensörü veya güç-devir bağıntısı	N·m
Titreşim	İvmeölçer	m/s ² veya g

Deneylerde aynı motor, ESC, besleme gerilimi, rotor yarıçapı ve pitch koşulu kullanılmalıdır. Her pala için farklı RPM seviyelerinde kararlı ölçümler alınmalı; itki/güç ve itki/tork oranları hesaplanmalıdır. Dinamik balans, koruyucu muhafaza, uzaktan kapatma ve güvenli çalışma yarıçapı test başlamadan önce zorunlu kontrol maddeleri olarak ele alınmalıdır.

8. Üretilirlik ve Kalite Kontrolü

8.1. 3D baskı için tasarım ilkeleri

- Yazıcı baskı hacmini aşan palalar kontrollü istasyonlardan segmentlere ayrılmalıdır.
- Kök bağlantısı, aerodinamik kabuktan daha yüksek et kalınlığı ve gerekirse metal insert ile güçlendirilmelidir.
- Firar kenarı, yazıcı nozul çapı ve seçilen malzemenin kırılma dayanımına göre üretilirlik minimum kalınlıkta bırakılmalıdır.
- İç dolgu ve baskı yönü, palalar arasında kütle merkezi farkı oluşturmayacak şekilde standartlaştırılmalıdır.
- Baskı sonrası yüzey pürüzlülüğü aynı zımpara/kaplama prosedürüyle eşitlenmelidir.

8.2. CAD ve fiziksel model kontrol listesi

Kontrol	Yöntem	Kabul ölçütü
Kapalı katı gövde	SolidWorks Check/Import Diagnostics	Açık kenar bulunmamalı
Yüzey sürekliliği	Zebra stripes / curvature comb	Ani kırık ve kıvrım olmamalı
Firar kenarı	Kesit ve minimum kalınlık kontrolü	Mesh/baskı için uygulanabilir olmalı
Quarter-chord eksen	İstasyon sketch kontrolü	Twist referansı aynı kalmalı
Kütle farkı	Hassas terazi	Palalar eşleştirilmeli
Statik balans	Balans aparatı	Tercihen nötr konum
Dinamik balans	Düşük RPM titreşim testi	Güvenli limit içinde
Dosya izlenebilirliği	Sürüm ve parametre tablosu	CAD/CFD/test aynı sürümü kullanmalı

9. Sonuç

Bu çalışma ile UH-60A Black Hawk, AH-64 Apache ve RAH-66 Comanche ana rotor palaları için geliştirilen ayrı CAD çalışmaları tek bir yöntem ve karşılaştırma çerçevesi altında birleştirilmiştir. UH-60A modeli, NASA tabanlı istasyon ve airfoil verileri sayesinde ana referans geometriyi oluşturmaktadır. AH-64 modeli, sabit korda yakın ve tek airfoilli sadeleştirilmiş yapısıyla swept tip etkisinin incelenmesine uygundur. RAH-66 modeli ise sweep, taper, profil geçişi ve anhedral özellikleriyle üç boyutlu uç geometrisinin etkisini değerlendirmek için kullanışlıdır.

Raporun mevcut sürümü CAD modelleme ve analiz hazırlığını tamamlamaktadır. Bir sonraki aşamada geometriler aynı CFD koşullarında analiz edilmeli, ardından seçilen geometriler 3D yazıcıyla üretilerek BLDC itki düzeneğinde test edilmelidir. CFD ile deney sonuçlarının karşılaştırılması, geliştirilecek özgün pala ucu tasarımının yalnızca görsel değil, ölçülebilir performans kriterlerine dayalı olarak değerlendirilmesini sağlayacaktır.

Önerilen sonraki adım

Önce üç CAD modelinin gerçek kord, yarıçap, twist ve offset değerleri tek bir “master parameter table” içinde doğrulanmalı; daha sonra aynı RPM ve pitch koşullarında kaba mesh CFD taraması başlatılmalıdır. En iyi iki model ile özgün uç tasarımı, daha ince mesh ve deneysel test aşamasına geçirilmelidir.

Kaynakça

- [1] Bousman, W. G., Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094 R8 Airfoils, NASA/TP-2003-212265, 2003. NASA Technical Reports Server: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20040081236>
- [2] Kelley, H. L., Effect of Planform Taper on Hover Performance of an Advanced Rotor Blade, NASA/US Army technical report, 1987. NASA Technical Reports Server: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19870015871/downloads/19870015871.pdf>
- [3] Vertical Flight Society, Vertipedia: Boeing AH-64A Apache - main rotor diameter, chord and twist data. <https://vertipedia.vtol.org/aircraft/getAircraft/aircraftID/31>
- [4] Igor I. Sikorsky Historical Archives, Boeing Sikorsky RAH-66 - main rotor system, chord, twist and airfoil distribution. <https://sikorskyarchives.com/home/sikorsky-product-history/helicopter-innovation-era/boeing-sikorsky-rah-66/>
- [5] Vertical Flight Society, Vertipedia: Boeing-Sikorsky YRAH-66 Comanche - rotor diameter, chord and blade count data. <https://vertipedia.vtol.org/aircraft/getAircraft/aircraftID/331>
- [6] Yavuz Bahadır İnci, RAPOR.docx içinde yer alan SolidWorks CAD modelleme notları ve görselleri, 2026.

Ek A. Model Parametrelerinin Son Doğrulama Tablosu

Model	Yarıçap	Kord	Maks. twist	Uç ötelemesi	Durum
UH-60A	400 mm	25.79-27.72 mm	-16°	-15.605 mm	NASA tabanlı
AH-64	400 mm	~35 mm CAD / 29.17 mm tekdüze ölçek	-9°	-18.50 mm	Temsilî sadeleştirme
RAH-66	400 mm	25.64 mm ölçek karşılığı	-12° model	-14 mm sweep; -12 mm anhedral	Temsilî uç rekonstrüksiyonu

Not: CFD ve deney öncesinde bu tablodaki değerler doğrudan SolidWorks ölçüm aracıyla kontrol edilmeli ve CAD dosya sürümüyle eşleştirilmelidir.