

ROTOR TUTUNMA KAYBI BAŞLANGICININ YENİ NESİL HELİKOPTERLER İÇİN KAPSAMLI İNCELENMESİ

Enes Uçar¹
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, Ankara

Özge Özdemir²
İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak
Mühendisliği Bölümü, İstanbul

ÖZET

Helikopter ana rotoru, askı uçuşu ve ileri uçuş koşullarında farklı aerodinamik ortamlar yaşar. Askı uçuşunda, aşağı yönlü hava akışı sabittir ve aerodinamik yüklerde büyük değişiklikler olmaz. Ancak ileri uçuşta, yerel Mach sayıları, flaplama, yunuslama ve ileri-geri hareket dinamiklerinde periyodik salınımlar meydana gelir. Bu salınımlar, rotorun aerodinamik performansını ve aeroelastik özelliklerini etkiler. İleri uçuşta pal yerel bölümlerinde yüksek salınımlar, tutunma kaybına ve taşıma kaybına yol açar. Ancak rotor tutunma kaybı, kanat profili tutunma kaybından farklı olarak itkiyi artırabilir fakat güç gereksinimini de artırır. Bu durum, rotor göbeğinde ve yunuslama kontrol rodlarında salınımlı yükler yaratır, bu da titreşimlere, kontrol etkinliğinin azalmasına ve kritik parçaların yorulma ömrünün kılmasına neden olur. Bu fenomen "Tutunma Kaybı Başlangıcı" olarak adlandırılır ve helikopter tasarımında önemli bir göstergedir. Bu çalışma, ana rotor tutunma kaybı başlangıcını ve gövde sürüklemesi gibi etkileri incelemekte, CAMRAD II modeli ile UH-60A Black Hawk rotorunu analiz etmektedir. Model, rüzgâr tüneli testleriyle doğrulanmış ve farklı uçuş koşulları için rotor haritaları oluşturulmuştur. Elde edilen verilerle, farklı yöntemlerle tutunma kaybı başlangıç eğrisi belirlenmiş ve literatürdeki verilerle uyumlu olduğu görülmüştür. Gelecekteki helikopter tasarımları, sürüklemeyi azaltarak ve taşımaya yardımcı kanatlar kullanarak performansı artırmayı hedeflemektedir. Bu tasarım değişikliklerinin tutunma kaybı başlangıcı üzerindeki etkileri incelenmiş ve aerodinamik iyileştirmeler değerlendirilmiştir.

GİRİŞ

Yüksek hızlarda ve daha karmaşık aerodinamik ortamlarda güvenli bir şekilde çalışabilen yüksek performanslı helikopterlere olan talep artmaktadır. Bu nedenle, rotor performans parametreleri ve tutunma kaybı başlangıcı karakteristiklerinin derinlemesine anlaşılması gerekmektedir. Rotor tutunma kaybı, manevra kabiliyeti, kontrol verimliliği ve uçuş konforunu önemli ölçüde etkiler, çünkü rotorun yeteneklerinin sınırınıdır. Helikopter rotorları, aerodinamik, aeroelastik ve dinamik kuvvetler arasındaki karmaşık etkileşimler ortamında çalıştığı için, rotor tutunma kaybı başlangıcının tahmini bu etkileşimlerle önemli ölçüde karmaşıklaşabilir. Bu nedenle, bu konunun helikopterin ön tasarım aşamasında incelenmesi önem arz etmektedir.

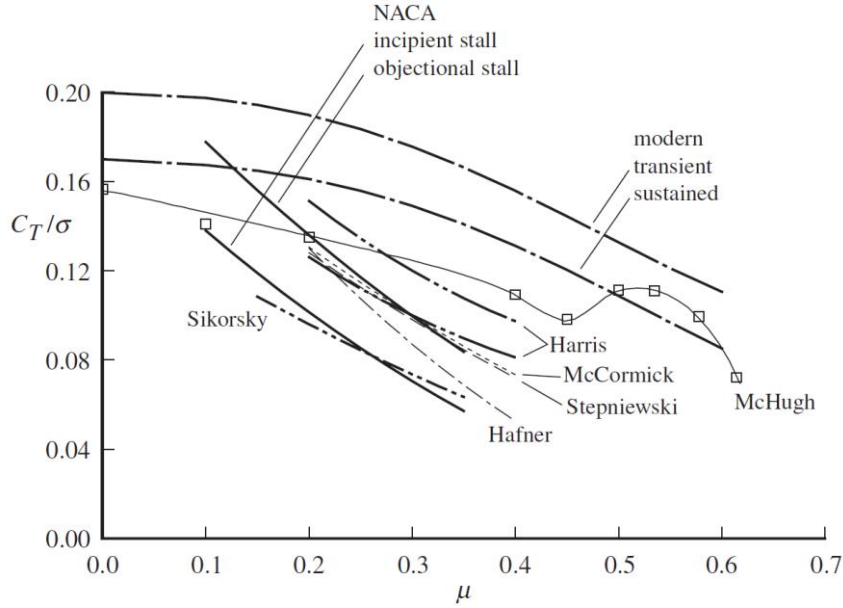
Bu çalışmanın amacı, bir rotorun ana performans göstergelerinden biri olan rotor tutunma kaybı başlangıcını araştırmak ve bu konuda bilgiye katkıda bulunmak ve gelecekteki helikopter tasarımlarını rotor tutunma performansı açısından değerlendirmektir. Bu çalışmadan elde edilen bilgiler, ana rotorun performans tahmini ve helikopter gövde tasarımı hakkında rehberlik sağladığı için, yeni nesil helikopterlerin geliştirilmesinde kullanılabilir.

¹ Uçak Müh., TUSAŞ, E-posta: ucare16@itu.edu.tr

² Doç. Dr., İTÜ, Uçak Müh. Böl., E-posta: ozdemirozg@itu.edu.tr

Literatür Özeti

Rotor tutunma kaybı başlangıcının çeşitli tanımları vardır. Analitik yaklaşımlarla yapılan tahminler farklı araştırmacılar veya şirketler tarafından geliştirilmiştir ve aşağıdaki şekilde görülebilir.



Şekil 1: Temel Tutunma Kaybı Kriterleri

Sikorsky'nin tutunma kaybı çizgisi, sonsuz pal ömrü sınırı için olup, farklı ileri uçuş hızları için yapılan uçuş testlerinden elde edilmiştir. Gessow ve Myers tarafından yapılan NACA tutunma araştırmasına dayanan eğriler, sıfır bükümlü bir rotor içindir [Johnson, 2013]. Hafner ve McCormick tutunma eğrileri de şekilde McHugh'un referans rüzgâr tüneli test sonuçlarıyla birlikte gösterilmektedir [McHugh, 1977]. Bu testler, palin yapısal sınırlarına ulaşmadan önce rotorun aerodinamik sınırlarına ulaşacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Başka bir deyişle, McHugh'un eğrisi saf aerodinamik sınırlamaları temsil eder ve bu da rotorun maksimum itki sınırıdır.

Leishman, ileri uçuşta tutunma kaybının, pal yunuslama bağlantı yükleri ve/veya pal burulma yüklerinin gerinim-ölçer ölçümleriyle gözlemlenebileceğini önermiştir [Leishman, 2006]. Johnson'a göre, tutunma sınırı rotor momentinde ve pal burulma momentinin karakteristiklerinde önemli bir değişikliklerle tanımlanır. Bu iki kriter, maksimum itki – hız grafiğinde aynı sınırları verir. Ayrıca, rotor tutunması pal profil torku ile de tanımlanabilir [Johnson, 2013]. Prouty, kontrol sisteminde yüksek salınımlı yüklerin oluşmasını palin geri yönündeki tutunma kaybı olarak kabul etmiştir [Prouty, 1995]. Ancak Coleman, yüksek ileri hız oranına sahip düşük ve orta yüklenmiş rotorlar için, pal ve kontrol sistemindeki yüksek burulma yüklerin diskin ileri yönünde meydana geldiğini ve pal tutunma kaybıyla ilişkili olmadığını belirtmiştir [Coleman, 1996]. Yüksek yüklenmiş rotorlar için ise, aerodinamik sınırlar dinamik tutunma kaybı döngüleriyle ilişkilidir ve bunlar diskin gerileyen palleri tarafında başlar. McHugh, pal kökünde oluşan alternatif burulma yükleri pal tutunma kaybının birincil göstergesi olarak kabul etmiştir [McHugh, 1977]. Stepniewski, kontrol sistemi yükleri, pal burulma karakteristikleri ve düzlem içi tork seviyelerini içeren üç kriter sunmuştur [Stepniewski, 1984]. Floros, rotor tutunmasının rotorun kaldırma eğrisi eğimine bağlı olduğunu belirtmiştir [Floros, 2004]. Rüzgâr tüneli testlerinden, tutunma kaybı sonrası itki artışı devam ederken güçte dramatik bir artış görülmüştür. Johnson ile yaptığı çalışmada Yeo, rotor tutunma kaybı başlangıcının, rotor itkisi artmayı bırakıp, indüklenen güç ile profil gücün artmaya devam ettiği noktada meydana geldiğini belirtmiştir [Yeo ve Johnson, 2014]. Lynx helikopterinin performans uçuş testlerinden Lau, yunuslama kontrol bağlantılarındaki yükü temsil eden boyutsuz bir yük katsayısı önermiş ve rotor tutunmasını bu boyutsuz yük katsayısı aracılığıyla tespit etmiştir [Lau ve arkadaşları, 1993]. Dülgar, ileri hızla birlikte yunuslama bağlantı yüklerinin düşük hız yük trendinin dört katına ulaşana kadar arttığı noktada rotor tutunma kaybı başlangıcını tanımlamayı önermiştir [Dülgar ve arkadaşları, 2019]. Bu öneri, dinamik tutunma kaybı koşullarında bir kanadın hücum açısı ile moment katsayısındaki değişimden kaynaklanmaktadır.

YÖNTEM

CAMRAD II Programı

Bu çalışmada UH-60A helikopterin izole ana rotor modeli, Johnson Aeronautics tarafından geliştirilen helikopter ve döner kanatlı hava araçlarının aeromekanik analiz yazılımı olan CAMRAD II (Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics II) kullanılarak oluşturulmuştur. Bu yazılım, çoklu-gövde dinamiklerini, doğrusal olmayan sonlu elemanları, yapısal dinamikleri ve aerodinamiği entegre ederek doğrusal olmayan dinamik ve statik analizler yapabilir. İyi bilinen ve yaygın olarak kullanılan bir araçtır. Karmaşık ve disiplinler arası nitelikte olan rotor ve döner kanatlı hava araçlarının tasarımı, test edilmesi ve değerlendirilmesi için performans, yükler, titreşim dinamikleri ve sistem tepkileri CAMRAD II ile hesaplanabilir. Bu yazılım, bir döner kanatlı hava aracının geometrisini, eğik-plaka ve kontrol sistemi, gecikme sönümleyicileri ve menteşeler dahil olmak üzere modelleyebilir. Bu yetenekler, döner kanatlı hava aracı tasarım sorunları için hayati öneme sahiptir.

Deneysel Veri

Kapsamlı modelleme aracı ile oluşturulan model, Shinoda ve arkadaşları tarafından UH-60A helikopterin ana rotoru ile gerçekleştirilen tam ölçekli rüzgâr tüneli testleri ile doğrulanmıştır (Şekil 2) [2004]. Doğrulama için kullanılan deneysel veriler, çeşitli şaft eğilme açılarıyla rotor taşıma kuvveti eğrileridir ve rotor itki ve kolektif hatvenin bir fonksiyonu olarak verilmiştir. Doğrulama, 0.100 ve 0.175 ileri hız oranları, μ , ile yapılmıştır. Doğrulama testleri aşağıdaki tabloda özetlenmiştir (Tablo 1).



Şekil 2: UH-60A Tam Ölçekli Rotor - Rüzgâr Tüneli Test İcrasından Bir Görüntü

Tablo 1: Doğrulama Testleri Matrisi

İleri Hız Oranı, μ	Şaft Eğilme Açıları (°)
0.100	-10, -5, 0, 5, 10
0.175	-10, -5, 0, 5, 10

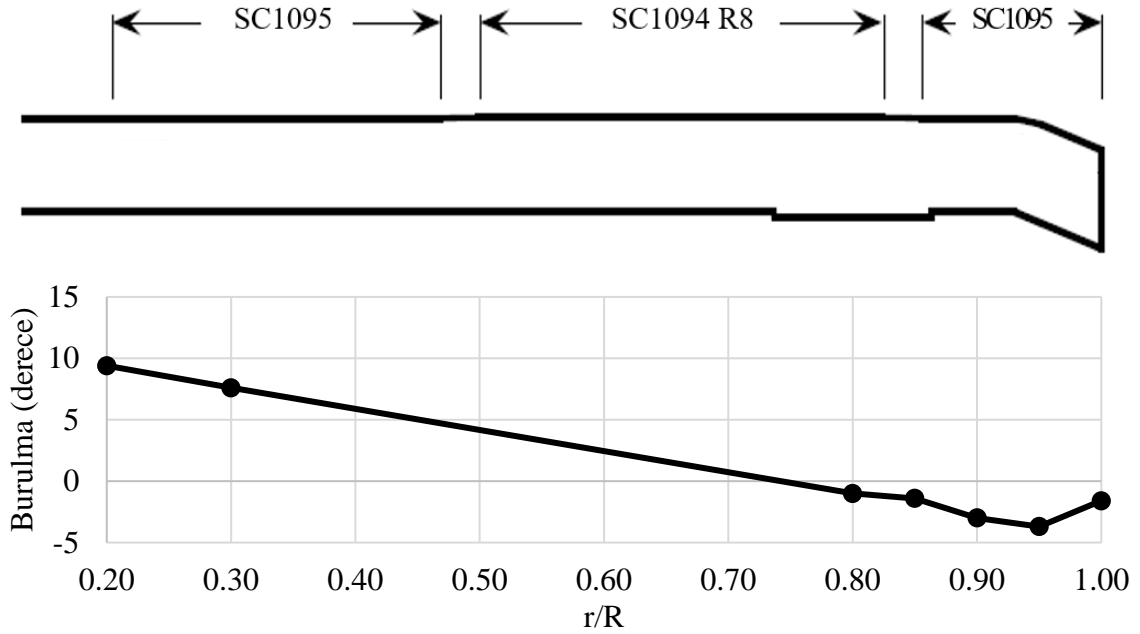
Matematiksel Model

UH-60A ana rotor özellikleri aşağıdaki tabloda listelenmiştir.

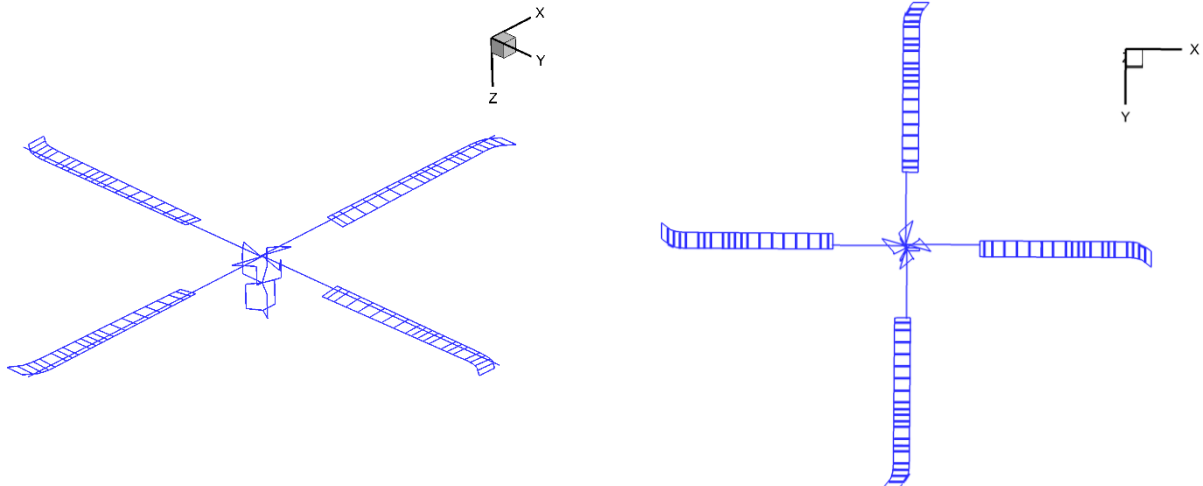
Tablo 2: Matematiksel Model Özellikleri

Değişkenler	Value
Pal Sayısı	4
Yarıçap	8.18 m
Veter	0.53 m
Disk Alanı	210 m ²
Katılık Oranı	0.0826
Pal Ucu Açısı, Geriye	20°
Burulma	-17.5° [36]
Kanat Profilleri	SC1095 / SC1094 R8
Dönüş Hızı	258 dönü/dk.
Pal Uç Hızı	220.7 m/s

Rotor kuş bakışı görünümü geometrisi ve burulma dağılımı, boyutsuz yarıçap uzunluğunun bir fonksiyonu olarak aşağıdaki figürde gösterilmiştir.



CAMRAD II'de oluşturulan her bir pal modeli, 21 aerodinamik panel içerir (yani pal 20 bölüme ayrılmıştır), pal planformunu tanımlamak için 20 istasyon (veter, burulma, süpürme dağılımı) ve pal kütle özelliklerini tanımlamak için 40 istasyon içerir. Modelin çizimi, temsili bir rotor kontrol sistemi (yunuslama bağlantıları, gecikme sönümleyicileri, eğik-plaka vb.) ile birlikte aşağıdaki şekilde görülebilir.



Şekil 3: CAMRAD II rotor modeli, izometrik ve yukarıdan görüşler

Model ile Yapılan Analizin Özellikleri

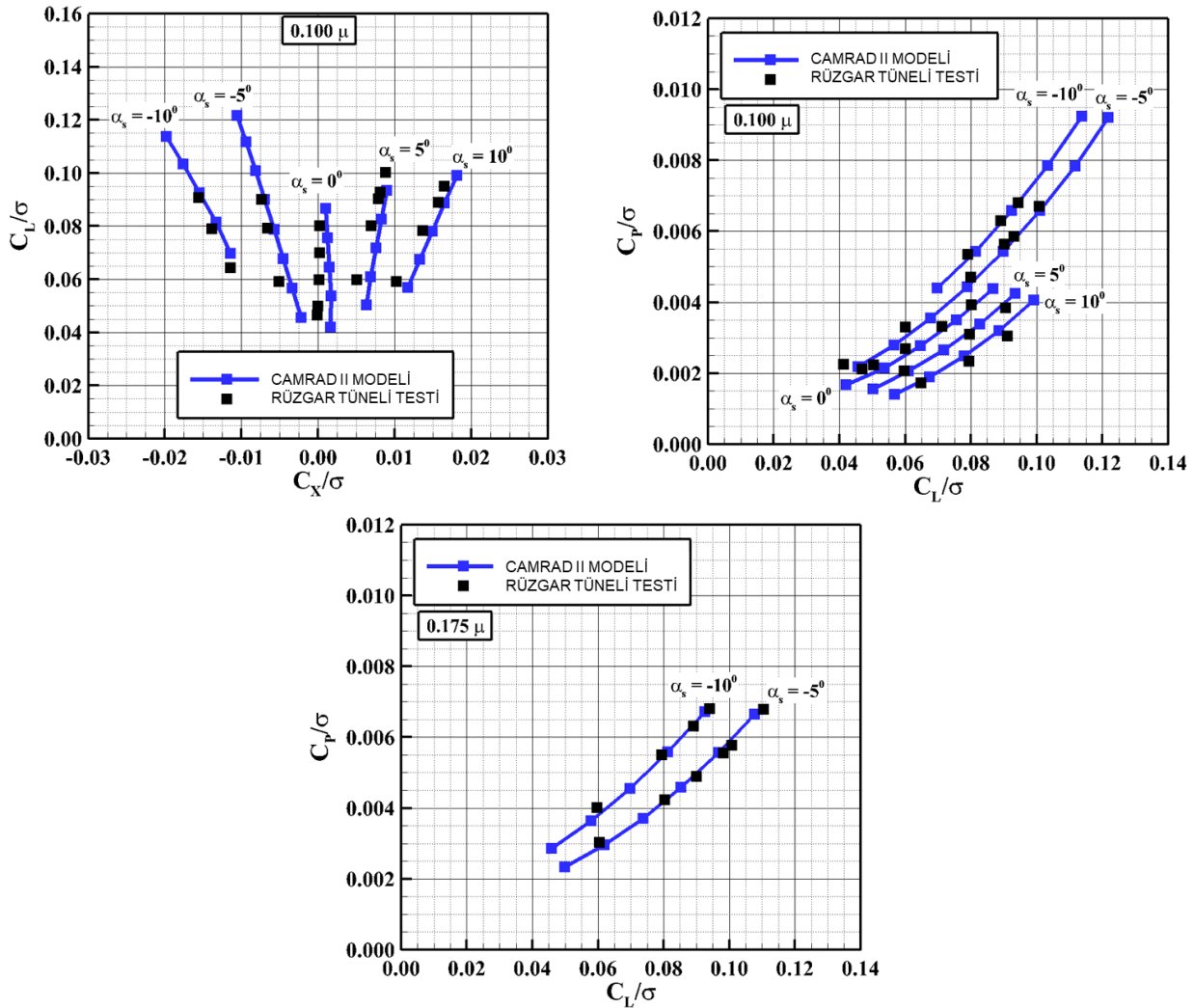
İzole rotorun palaları, elastik modellemenin tutunma kaybı sınırı üzerinde küçük bir etkisi olduğundan rijit olarak modellenmiştir. Serbest iz bölgesi modellemesi yerine, dinamik iz bölgesi modellemesi, 3x3 sonlu durum sayısı ile kullanılmıştır çünkü bu, yeterli doğrulukla daha hızlı bir şekilde yakınsama göstermektedir.

Hesaplama, dinamik tutunma kaybı modellenmemiştir çünkü Yeo'nun 2002'deki UH-60A'ın uçuş testi verileriyle CAMRAD II sonuçlarını karşılaştırması sonucunda dinamik tutunma kaybının modellenmesinin sonuca etkisi çok minör seviyelerdedir.

Model, sabit bir şaft eğilmesi ve kolektif değerinde sıfır kanat çırpma olacak şekilde ayarlanmıştır, bu da uç-takip-düzlemi ile göbek arasındaki açının sıfıra ayarlandığı anlamına gelir.

Modelin Doğrulanması

Model, detayları "Deneysel Veri" bölümünde verilen rüzgâr tüneli test verileri ile doğrulanmıştır. Doğrulama, aşağıdaki şekillerde gösterildiği üzere, iki ileri hız oranı ve beş şaft eğim açısında yapılmıştır.



Şekil 4: Doğrulama Çalışmasına Ait Sonuçlar - Taşıma ve İtme Eğrileri

Şaft eğim açısının negatif değerlerinin, α_s , şaftın ileriye doğru eğildiği ve itki oluşturduğu anlamına geldiğinin ve bunun negatif C_X/σ değerlerine karşılık geldiğinin altı çizilmelidir. Model, 0.06 C_L/σ üzerindeki değerlerde iyi korelasyonlar gösterirken, bu değer altındaki değerlerde biraz zayıf korelasyonlar göstermektedir. Tutunma başlangıcı çalışması, deniz seviyesinde 15 °C ve 8000 ft 25 °C atmosfer koşullarındaki UH-60A için C_L/σ değerlerinde gerçekleştirildiğinden, bu değerler sırasıyla 0.085 ve 0.12 C_L/σ 'ye karşılık gelir ve korelasyonun yeterince iyi olduğu kabul edilmiştir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde, izole rotor trim analizinin taşıma ve itki sonuçları verilecektir. İtki ve taşıma çizgilerinin kesişim noktasındaki salınımlı yunuslama bağlantı yükleri incelenecek ve tutunma kaybı başlangıcını tahmin etmek için boyutsuz yunuslama bağlantı yük katsayısı analiz edilecektir. Tutunma kaybı başlangıç eğrisini elde etmek için yapılan analizler, aşağıdaki tabloda listelenen koşullar için gerçekleştirilmiştir.

Tablo 3: Analiz Matrisi

İlerleme Hızı Oranı, μ	Atmosfer	Şaft Eğilme Açısı (°)	Hatve (°)
0.10, 0.20, 0.30, 0.35, 0.40	SL-ISA & 8000 ft 25 °C	-15, -10, -5, 0, 5, 10	0-16, $\Delta = 2$

İlgili C_L/σ değerleri, deniz seviyesinde standart sıcaklık için 0.085 ve 8000 ft 25 °C atmosfer koşulları için 0.12'dir. İtki için, her bir ileri hız oranı değerinde 37 ft² parazit sürüklemeye karşılık gelen C_X/σ değerleri hesaplanmıştır. C_L/σ ve C_X/σ için kullanılan formüller, aşağıdaki denklemlerde gösterilmiştir.

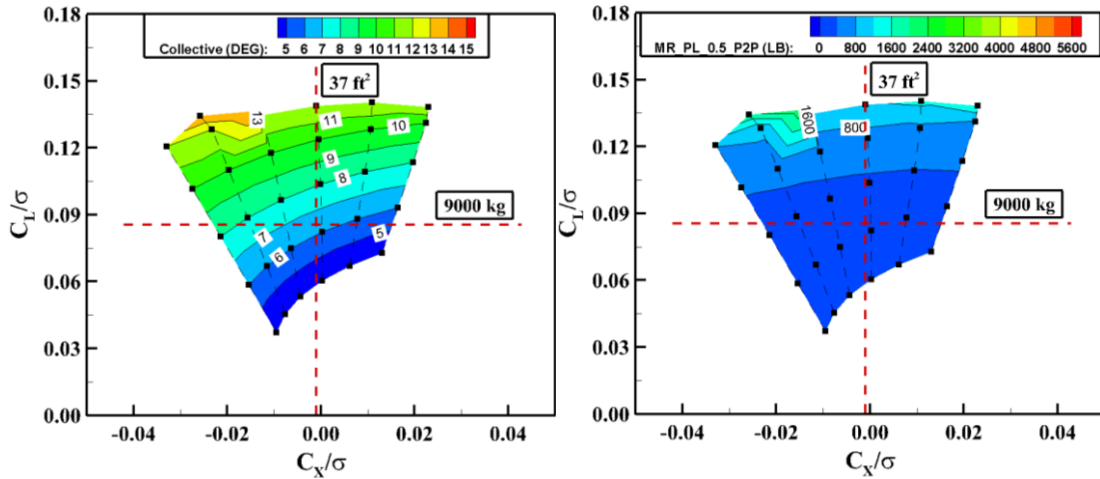
$$\frac{C_L}{\sigma} = \frac{\text{Ağırlık}}{\rho V_{Pal}^2 U_{cu} A}$$

$$\frac{C_X}{\sigma} = \frac{\text{Parazit Sürükleme}}{\rho V_{Pal}^2 U_{cu} A}$$

$$\text{Parazit Sürükleme} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S C_D$$

Rotor Performans Haritaları

Paylaşılan analiz noktaları kullanılarak, tüm ileri hız oranları ve atmosfer koşulları için rotor haritaları oluşturulmuştur. Her haritada, helikopterin ağırlık ve parazit sürükleme çizgilerinin kesişim noktaları incelenerek, kolektif ve salınımlı yarı yunuslama bağlantı yük verileri okunmuştur. Haritalardan yalnızca 0.1 μ ileri hız oranına ait sonuç Şekil 5'te gösterilmektedir.



Şekil 5: 0.1 İleri Hız Oranı İçin Sonuçlar

Bu rotor haritaları, diğer bir deyişle rotor performans grafikleri, rotorun çalışma koşullarını kapsar. Her shaft eğilme açısı için kolektif tarama analizleri yapılmış ve itki kuvvetleri elde edilmiştir. İtki kuvveti iki bileşene sahiptir: taşıma ve itki. Rotor tarafından üretilen kuvvetler grafiklerde görülebilir; y-ekseni taşıma oranını (C_L/σ) ve x-ekseni itki oranını (C_X/σ) gösterir (negatif değerler ileri yönlü itki içindir).

Rotor haritası alanındaki her kesikli çizgi, -15 derece ile +10 derece arasındaki bir şaft eğilme açısına karşılık gelir (negatif değerler ileri eğim içindir). Eğim açısı negatif olarak arttıkça, x-ekseni üzerinde görülebileceği gibi ileri itki de artar. Her kesikli çizgi üzerinde (şaft eğilme açısı çizgileri), her siyah nokta o noktada taşıma ve itki üretmek için verilen kolektif hatve açısını gösterir.

Her şaft eğilme açısı için kolektif tarama analizleri tamamlandığında, performans grafiklerinin arka planındaki renkli verileri oluşturmak için 2D-triangülasyon yöntemi kullanılır. Bu analiz sonuçlarında iki tip kontur grafiği bulunur: kolektif (sol tarafta) ve yarı salınımlı yunuslama bağlantı yükleri (sağ tarafta).

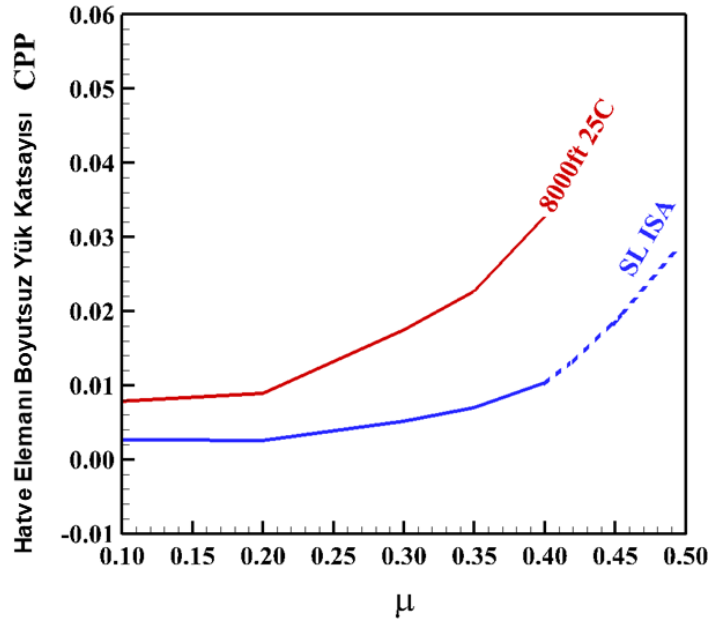
Her atmosfer koşulu için oluşturulan haritalarda, UH-60A helikopterin görev ağırlığı ve gövde düz plaka sürüklenme alanı için C_L/σ ve C_X/σ çizgileri (kırmızı kesikli çizgiler) yerleştirilmiştir. Bu iki çizginin kesişim noktası trim uçuş kontrol noktasını verir. Rotor, helikopter ağırlığını taşımak için yeterli taşıma kuvveti ve gövde sürüklenme kuvvetini aşarak istenen uçuş hızına ulaşmak için yeterli itki kuvveti üretir. Bu kesişim noktası, her ileri uçuş hızı ve atmosfer koşulunda farklı bir konuma karşılık gelir. Denge noktasında, boyutsuz taşıma ve itki çizgilerindeki kolektif ve yarı salınımlı yunuslama bağlantı yük verilerini incelemek mümkündür. Bu, denge noktası için gereken şaft eğilme açısı ve kolektif hatve noktasında yükü belirlemeyi sağlar. Yunuslama bağlantı yük verileri incelendikten sonra, ileri uçuş hızının artmasıyla yükün sapma eğilimi gözlemlenebilir. Bu sapma, tasarımcıya tutunma kaybı başlangıç hızını tahmin etme konusunda bir ipucu verir.

Tutunma Kaybı Başlangıç Eğrisi

Rotor haritalarından yunuslama bağlantılarındaki yarı salınımlı tepe-tepe yükleri incelendikten sonra, bu yükler aşağıdaki denklem kullanılarak boyutsuz hale getirilir. Bu denklemde "e" yunuslama kolu uzunluğunu ve "PL" yunuslama bağlantısındaki yarı tepe-tepe kuvvetini ifade eder. Uçuş yoğunluğu ρ , pal alanı cR , pal uç hızı karesi $V_{Pal Ucu}^2$ ve pal genişliği c ile boyutsuzlaştırma yapılır.

$$C_{PP} = \frac{ePL}{\frac{1}{2}\rho c^2 R V_{Pal Ucu}^2}$$

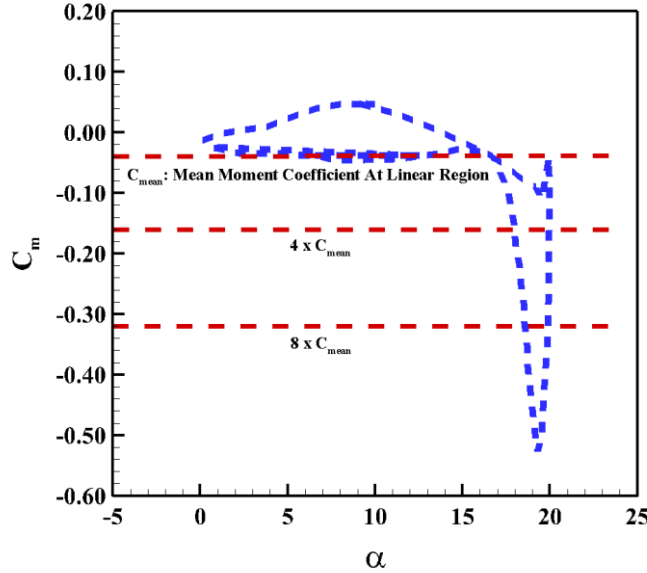
Bu boyutsuz yük katsayısını ileri hız oranı, μ , fonksiyonu olarak grafiğe döktüğümüzde, her iki atmosfer koşulu için aşağıdaki şekilde gösterilen bir sapma eğilimi elde edilir.



Şekil 6: Boyutsuz Yük Katsayısının İleri Hızla Değişimi

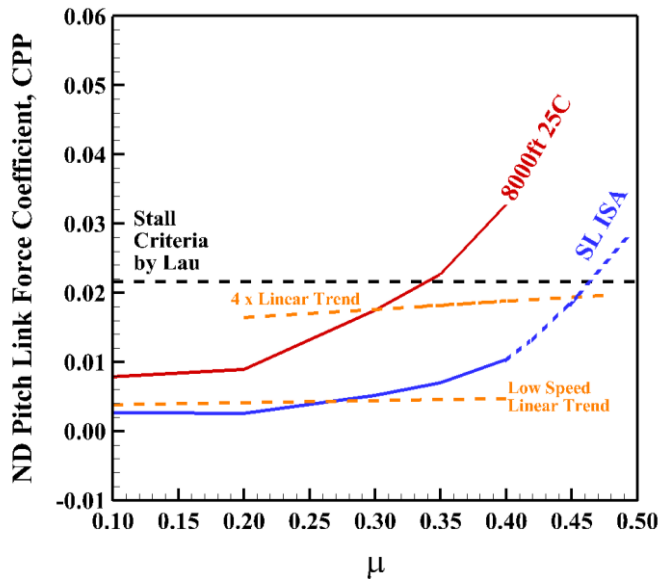
Yükün sarması, tutunma kaybı başlangıcını gösterir. Başlangıç hızını belirlemek için iki yöntem kullanılmasına karar verilmiştir: biri düşük hızların lineer eğilimine, diğeri ise Lau'nun kriterlerine dayanmaktadır.

İlk yöntem için, düşük hızlarda yunuslama bağlantı yük artışının lineer eğilimi belirlenir. Ardından, Dulgar ve arkadaşlarının önerdiği gibi, bu lineer eğilimin dört katı başlangıç noktası olarak alınır. Bu öneri, dinamik tutunma kaybı altında bir kanadın tipik moment değişimine dayanır. Yunuslama momenti katsayısının davranışını inceleyerek, aşağıdaki şekilde gösterildiği gibi, salınımlı yükün dört katının tutunma kaybı başlangıcı ve yükün sekiz katının "derin tutunma kaybı" olarak belirlenebileceğini önermişlerdir.



Şekil 7: Dinamik Tutunma Kaybı Durumunda Bir Kanat Profilinin Moment Katsayısı

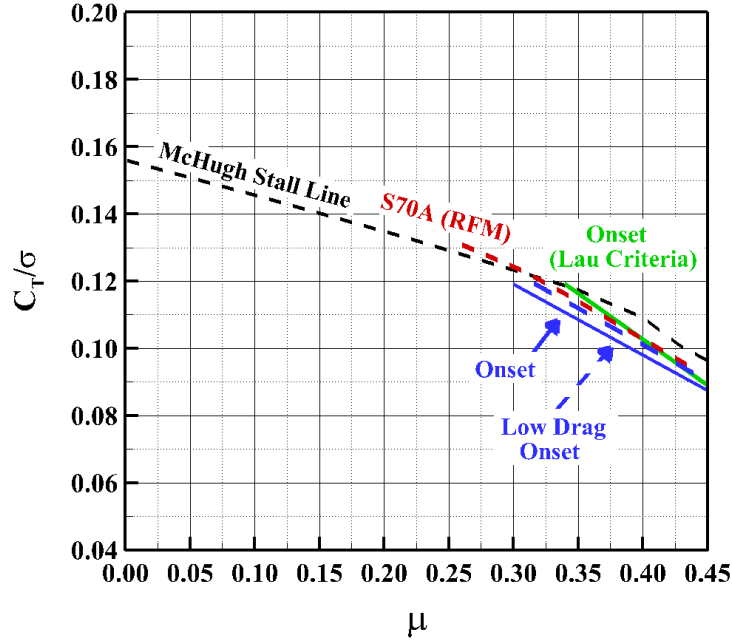
İkinci yöntem için, Lau'nun Lynx XZ170 helikopterin uçuş performans testlerinden önerdiği tutunma kaybı başlangıç kriteri kullanılır [Lau ve arkadaşları, 1993]. Eğrilerin kesişim noktaları kullanılarak, iki yöntemin önerdiği şekilde tutunma kaybı başlangıcına karşılık gelen ileri hız oranları belirlenebilir. Yöntemler ve kesişim noktaları aşağıdaki şekilde görülebilir. Turuncu kesikli çizgiler, Dulgar ve arkadaşlarının önerdiği kriterleri gösterirken [2019], siyah kesikli çizgi Lau'ya aittir. Analizlerin 0.4 μ 'ya kadar yapıldığı ve kesikli mavi çizginin, 0.4 μ üzerindeki tutunma kaybı başlangıç noktalarını görmek için kesiksiz mavi çizginin ekstrapolasyonu ile çizildiği söylenebilir.



Şekil 8: İki Yöntem İçin de Boyutsuz Yük Katsayısı Belirlenmesi

SONUÇ

İlgili C_L/σ değerleri, deniz seviyesinde standart sıcaklık için 0.085 ve 8000 ft 25 °C atmosfer koşulları için 0.12'dir. Bu değerler, elde edilen tutunma kaybı başlangıç hızları kullanılarak, tutunma kaybı başlangıç eğrisi grafiği üzerinde Şekil 9'daki gibi çizilebilir.



Şekil 9: Tutunma Kaybı Başlangıç Eğrisi – Literatürden Diğer Eğrilerle Kıyaslanması

İki yöntem benzer tutunma kaybı başlangıç sonuçları göstermektedir. Ayrıca, UH-60A ile aynı ana rotoru paylaşan ancak daha düşük parazit sürüklenme gövdesine sahip Sikorsky S70A helikopterin tutunma kaybı başlangıç eğrisi karşılaştırma amacıyla paylaşılmıştır. Daha düşük sürüklenme başlangıcı, orijinal sürüklemeden 4 ft² daha düşük olan 33 ft² parazit sürüklemeye karşılık gelen ve mavi kesikli çizgi ile gösterilen eğri, S70A tutunma kaybı başlangıç eğrisi ile benzerlik göstermektedir. Bu durum mantıklıdır çünkü S70A'nın parazit sürüklemesi yaklaşık 31 ft²'dir. Lau'nun kriterleriyle elde edilen eğri, UH-60A için daha iyimser bir tutunma kaybı başlangıç tahmini yapmaktadır.

Yeni Nesil Helikopter Tasarımları Hakkında

Gelecekteki helikopter tasarımları (FLRAA, S97, Bell 360 Invictus, Advanced AH-64 Compound), itki kuvveti üretmek ve ek taşıma sağlamak amacıyla pervane ve kanat kullanımıyla birlikte azaltılmış sürüklenme gövde tasarımlarını benimsemektedir.

Taşıma paylaşımlı kanat geometrileri, ana rotorun yükünü (C_T/σ) azaltmak ve genel aerodinamik verimliliği artırmak için kullanılırken, daha düşük parazit sürüklemeli gövde tasarımı, rotor tutunma kaybı başlangıç sınırını dışarıya doğru kaydırır. Bu tasarım iyileştirmeleri, seviye uçuş noktasını tutunma kaybı bölgesinden çıkararak, başlangıç eğrisinin içine, yani tutunma kaybı olmayan bölgeye taşıyabilir.

Geleceğe Yönelik Çalışmalara Tavsiyeler

Bu çalışmada, geleneksel bir helikopter ana rotor performansı incelenmiştir. Daha düşük parazit sürüklemeli bir gövde ile birlikte taşıma paylaşımlı kanat kullanımının tutunma kaybı başlangıç eğrisi üzerindeki etkisi tartışılmıştır. Gelecekteki çalışmalar için, kuyruk bölümünde itki sağlayan bir eş-eksenli bir rotor konfigürasyonuna sahip rotor incelenebilir. Bir diğer olası araştırma konusu ise pervaneleri eğilebilen hava aracı analizi olabilir. Bu iki konfigürasyon, günümüzde ve gelecekte sıklıkla tercih edilerek geliştirilmektedir.

Kaynaklar

- Bousman, W. G.** (2014). Rotorcraft airloads measurements: Extraordinary costs, extraordinary benefits the 31st alexander nikolsky honorary lecture. *Journal of the American Helicopter Society*, 59(3), 1-30.
- Coleman, C. P., & Bousman, W. G.** (1996). Aerodynamic limitations of the UH-60A rotor (No. USAATCOM-TR-96-A-011).
- Dülgar, P. A., Yücekayali, A., Güngör, O., & Ortakaya, Y.** (2019). Rotor Stall Onset Assessment. In 8th Asian/Australian Rotorcraft Forum.
- Floros, M. W., Gold, N. P., & Johnson, W.** (2004). An Exploratory Aerodynamic Limits Test with Analytical Correlation. National Aeronautics and Space Administration Moffett Field CA Ames Research Center
- Johnson, W.** (2013). Rotorcraft aeromechanics (Vol. 36). Cambridge university press.
- Lau, B. H., Louie, A. W., Griffiths, N., & Sotiriou, C. P.** (1993). Performance and rotor loads measurements of the Lynx XZ170 helicopter with rectangular blades (No. A-93039).
- Leishman, J.** (2006). Principles of helicopter aerodynamics, Cambridge University Press, New York, NY.
- McHugh, F., Clark, R., & Soloman, M.** (1977). Wind tunnel investigation of rotor lift and propulsive force at high speed: Data analysis (No. NASA-CR-145217-APP-1).
- Prouty, R. W.** (1995). Helicopter performance, stability, and control.
- Shinoda, P. M., Yeo, H., & Norman, T. R.** (2004). Rotor performance of a UH-60 rotor system in the NASA Ames 80-by 120-Foot Wind Tunnel. *Journal of the American Helicopter Society*, 49(4), 401-413.
- Stepniewski, W. Z., & Keys, C. N.** (1984). Rotary-wing aerodynamics. Courier Corporation
- Yeo, H., & Johnson, W.** (2014). Investigation of maximum blade loading capability of lift-offset rotors. *Journal of the American Helicopter Society*, 59(1), 1-12.