

HELİKOPTER PALLERİNİN BURULMA YÖNÜNDE ELASTİK MODELLENMESİ VE ELASTİK MODELİN UÇUŞ MEKANIĞI ANALİZLERİNE ETKİSİ

Ezgi Ake¹
TUSAŞ, Ankara
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

Volkan Kargin²
TUSAŞ, Ankara

Prof. Dr. Altan Kayran³
Orta Doğu Teknik
Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Katı pal modellemesi bulunan TAI Helikopter simülasyon programına (TIRS) burulma yönündeki elastik etkiler eklenerek uçuş mekaniği analizleri açısından en önemli elastik etki dahil edilmiş olup bu bildiride modellemede kullanılan yöntem ve uçuş mekaniği analiz sonuçları karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Çalışmanın amacı elastik modelin uçuş mekaniği analizlerine ve manevralarına olan etkisini görmektir. Yapılan çalışmada kolektif kontrol komutu değişiminin önemli ölçüde olduğu görülmüştür.

GİRİŞ

Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ) özgün modelleme ve simülasyon programı olan TIRS'ı (Tai Invented Rotorcraft Simulation Tool) geliştirerek, hava aracı geliştirme, uçuş mekaniği analiz ve simülasyonlarına katkı sağlamak istemiştir. TIRS hava aracı bileşenlerinin Matlab ortamındaki detaylı fiziksel modellerini ve hareket denklemlerini içerir. TIRS 'da hali hazırda paller katı olarak modellenmektedir. Bu çalışmadaki amaç burulma yönünde elastik pal modelini TIRS'a ekleyerek elastik modelin uçuş mekaniğine etkisini incelemektir. Eksenel rotor tepkileri için serbest akış gölgesi ya da elastik pal modellemesi gerekli değildir ancak eksen dışı rotor tepkileri için her iki detaylı modellemeye de ihtiyaç vardır [Goulos, I. Pachidis, V., Pilidis, P., 2006]. Dolayısıyla bu çalışmadaki motivasyon rotor tepkilerini elastik pal modeli ile daha doğru şekilde tahmin ederek, uçuş mekaniği ayar (trim) ve analizlerini geliştirmektir. [Volkin, 2002]

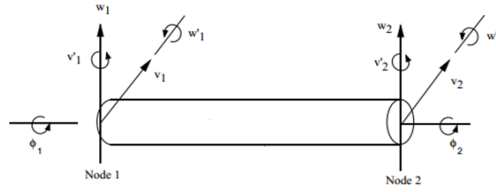
Helikopter palleri yüksek en boy oranına sahip oldukları için oldukça esnektirler dolayısıyla aeroelastik etkiler diğer katı yapılara göre çok daha etkilidir. Helikopter pali üzerindeki aeroelastik etkiler performans, uçuş yükleri ve titreşim açısından oldukça etkilidir [Volkin, 2002] [Theodore, 2000]. Pallerin aeroelastik tepkileri Şekil 1 de gösterildiği gibi çırpma, pal veteri ve burulma düzlemlerindeki deplasmanları içerir. Burulma deplasmanı rotor palinin hücum açısını etkilediği için aerodinamik yükler üzerinde doğrudan etkiye sahiptir ve uçuş mekaniği açısından oldukça

¹Tasarım Mühendisi & Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ezgi.ake@tai.com.tr, e174668@metu.edu.tr

²Kıdemli Tasarım Uzman Mühendisi, E-posta: vkargin@tai.com.tr

³ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: altan.kayran@ae.metu.edu.tr

önemlidir. Bu çalışmada pallerin burulma yönündeki esnekliğinin uçuş mekaniğine etkisi incelenmiştir.



Şekil 1: Pal Kiriş eleman serbestlik dereceleri

Ana rotorun aeroelastik tepkisini doğru tahmin edebilmek için pal üzerindeki zamana bağlı aerodinamik ve ataletsel yüklerin doğru hesaplanması gerekmektedir. Helikopterin hareketine bağlı ataletsel hız ve ivme terimlerinin ve elastik pallerin deformasyonlarının bu noktada önemi artmaktadır.

YÖNTEM

Rotor sistemlerinin sonlu elemanlar analizi için, Euler-Bernoulli kiriş modeli kullanılarak kütle ve rijitlik matrisleri elde edilmektedir. Sonlu elemanlar metodunda sistemin serbestlik derecesi arttıkça matrislerin boyutu büyümektedir.

L boyundaki bir kiriş elemanda yanal yer değiştirmenin modal yer değiştirmeye olan ilişkisi de Denklem (1)'de verilmiştir. Burada "a" şekil fonksiyonudur, "q" ise deplasman vektörüdür

$$w=[a]*q \quad (1)$$

Yanal titreşim altındaki dönmeyen bir kiriş elemanı için gerinim enerjisi (U) ve kinetik enerji (T) Denklem (2) de gösterildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$U=\int_0^l \frac{EI}{2} * \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx \quad \text{ve} \quad T=\int_0^l \frac{m}{2} * \dot{w}^2 dx \quad (2)$$

Denklem (1)'de toplam potansiyel enerji formülüne (U-T) yerleştirilirse Denklem (3) elde edilir.

$$\begin{aligned} U-T &= \int_0^l \frac{EI}{2} * \{q\}^T * [a'']^T * [a''] * \{q\} * dx - \int_0^l \frac{m}{2} * \{\dot{q}\}^T * [a]^T * [a] * \{\dot{q}\} * dx \\ &= \frac{1}{2} * \{q\}^T * [k_E] * \{q\} - \frac{1}{2} * \{\dot{q}\}^T * [m] * \{\dot{q}\} \end{aligned} \quad (3)$$

Denklem (3)'te " ' " işareti pal eksenine göre türevi ifade etmektedir.

Eleman katılık (k_E) ve kütle (m) matrisleri de Denklem (4)'te gösterildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$[k_E] = \int_0^l EI * [a'']^T * [a''] * dx \quad \text{ve} \quad [m] = \int_0^l m * [a]^T * [a] * dx \quad (4)$$

Eleman merkezkaç katılık matrisi (k_C) ve l boyunda r uzaklığındaki bir elemanın üzerindeki gerilim kuvveti olan T(x) ise Denklem (5)'te hesaplanmaktadır.

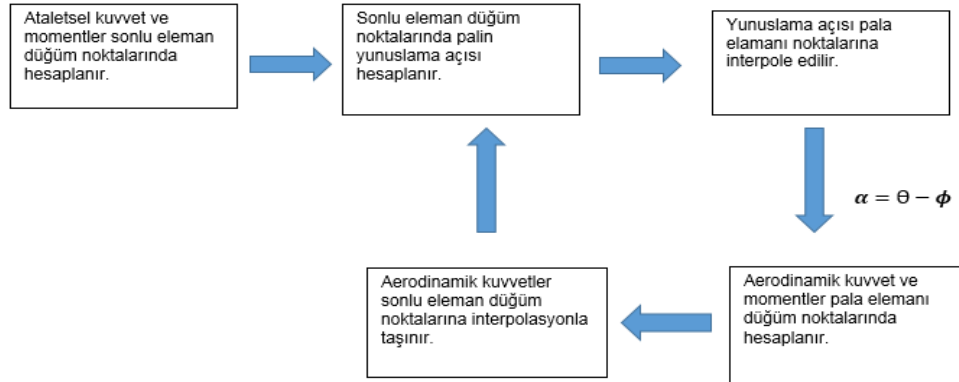
$$[k_C] = \int_r^{r+l} T(x) * [a']^T * [a'] * dx \quad \text{ve} \quad T(x) = \int_r^{r+l} M * \Omega^2 * x * dx + \int_r^{r+l} m * \Omega^2 * x * dx \quad (5)$$

Eleman hareket denklemleri ise Denklem (6)'da görüldüğü gibi matris denklem sistemi olarak ifade edilebilir.

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + ([K_E] + [K_C])\{q\} = \{P\} \quad (6)$$

Burulma yönündeki deplasmanları hesaplamak ve hareket denklemlerine koymak için öncelikle o yöndeki aerodinamik ve ataletsel kuvvet ve momentler hesaplanmalıdır.

Ataletsel kuvvet ve momentler sonlu eleman düğüm noktalarında hesaplanmakta, aerodinamik kuvvet ve momentler ise pal elemanı düğüm noktalarında hesaplanıp interpolasyonla sonlu eleman düğüm noktalarına taşınarak burulma açısının dahil edildiği yunuslama açısı bulunmaktadır. Bulunan açı değerleri interpolasyonla pal elemanı düğüm noktalarına taşınmakta, ardından pal elemanı methodunda aerodinamik kuvvet ve momentlerin hesaplanmasına katılmaktadır. Şekil 2 de burulma elastik etkileri altında pala üzerindeki ataletsel ve aerodinamik kuvvetlerin hesaplanma döngüsünü göstermektedir.



Şekil 2: Burulma elastik etkileri altında pala üzerindeki ataletsel ve aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması

Burulma açısı hücum açısı hesabına geometrik yunuslama açısı olarak katılır. Hücum açısı (θ) kollektif (θ_0) ve saykılık (θ_{1c}, θ_{1s}) yunuslama kontrol açıları, yerleşik bükülme (θ_B) ve elastik burulma açısının (ϕ) toplanması ile Denklem (7)'de gösterildiği gibi hesaplanır.

$$\theta(x,t) = \theta_B(x) + \phi(x,t) + \theta_0 + \theta_{1c} \cdot \cos(\omega t) + \theta_{1s} \cdot \sin(\omega t) \quad (7)$$

Statik yükleme durumunda, basit kiriş teorisine dayanarak, burulma açısı (ϕ) direkt olarak hesaplanan burulma momenti ve burulma katılığı terimi olan GJ değerine Denklem (8)'de gösterildiği gibi bağlıdır.

$$\frac{d\phi(x)}{dx} = \frac{M(x)}{GJ(x)} \quad (8)$$

Örnek bir burulma katılık matrisi Denklem (8)'de gösterildiği gibi ifade edilebilir [Jones, 2005]. Denklem (9)'da kiriş kesitlerindeki burulma açıları Şekil 3 de kiriş elemanlar üzerinde gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} GJ_1 & -GJ_1 & 0 & 0 \\ -GJ_1 & GJ_1 + GJ_2 & -GJ_2 & 0 \\ 0 & -GJ_2 & GJ_2 + GJ_3 & -GJ_3 \\ 0 & 0 & -GJ_3 & GJ_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_1 \\ \phi_2 \\ \phi_3 \\ \phi_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$



Şekil 3: Kiriş kesitlerindeki burulma açıları

Palayı konsol kiriş olarak kabul edersek burulma kök kesitinde olmayacağı için matrisin ilk sütun ve satırı silinir ve hareket denklemleri yazılır.

Dönen bir palada burulma gerilme terimi, burulma katılığı terimine eklenir ve dış momentler aerodinamik ve ataletsel etkileri içerir. Bu etkilerin içinde tenis raket etkisi de bulunmaktadır.

Pal için burulma hareket denklemi, Denklem (10)'da verilmiştir. [Rutkowski, 1983]

$$(GJ + (C \cdot k_A^2)) \cdot \frac{\partial^2 \phi(x,t)}{\partial x^2} - I \cdot \frac{\partial^2 \phi(x,t)}{\partial t^2} - I \cdot \Omega^2 \cdot \phi(x,t) \cdot \cos(2\beta) = 0 \quad (10)$$

- Denklem 9'da I burulma kütlelesel atalet momentidir ve $m \cdot k_m^2$ ile hesaplanmaktadır. k_m ise polar atalet momentidir.
- $C = \frac{küttele \cdot \Omega^2 \cdot (R^2 - r^2)}{2 \cdot \Delta r}$ merkezkaç kuvveti
- k_A pal kesit alanı dönme yarıçapı (radius of gyration)
- İlk terim olan GJ burulma katılığı terimidir.
- İkinci terim $C \cdot k_A^2 \cdot \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2}$ burulma-gerilme etkileşim terimidir ve burulmuş olan pali merkezkaç kuvveti aracılığı ile düzeltmeye çalışır.
- Üçüncü terimde olan $I \cdot \frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2}$ burulma ataletidir.
- Son terim olan $I \cdot \Omega^2 \cdot \phi \cdot \cos(2\beta)$ tenis raket terimi olarak geçer ve buruluş olan pali eski haline getirmeye çalışır.

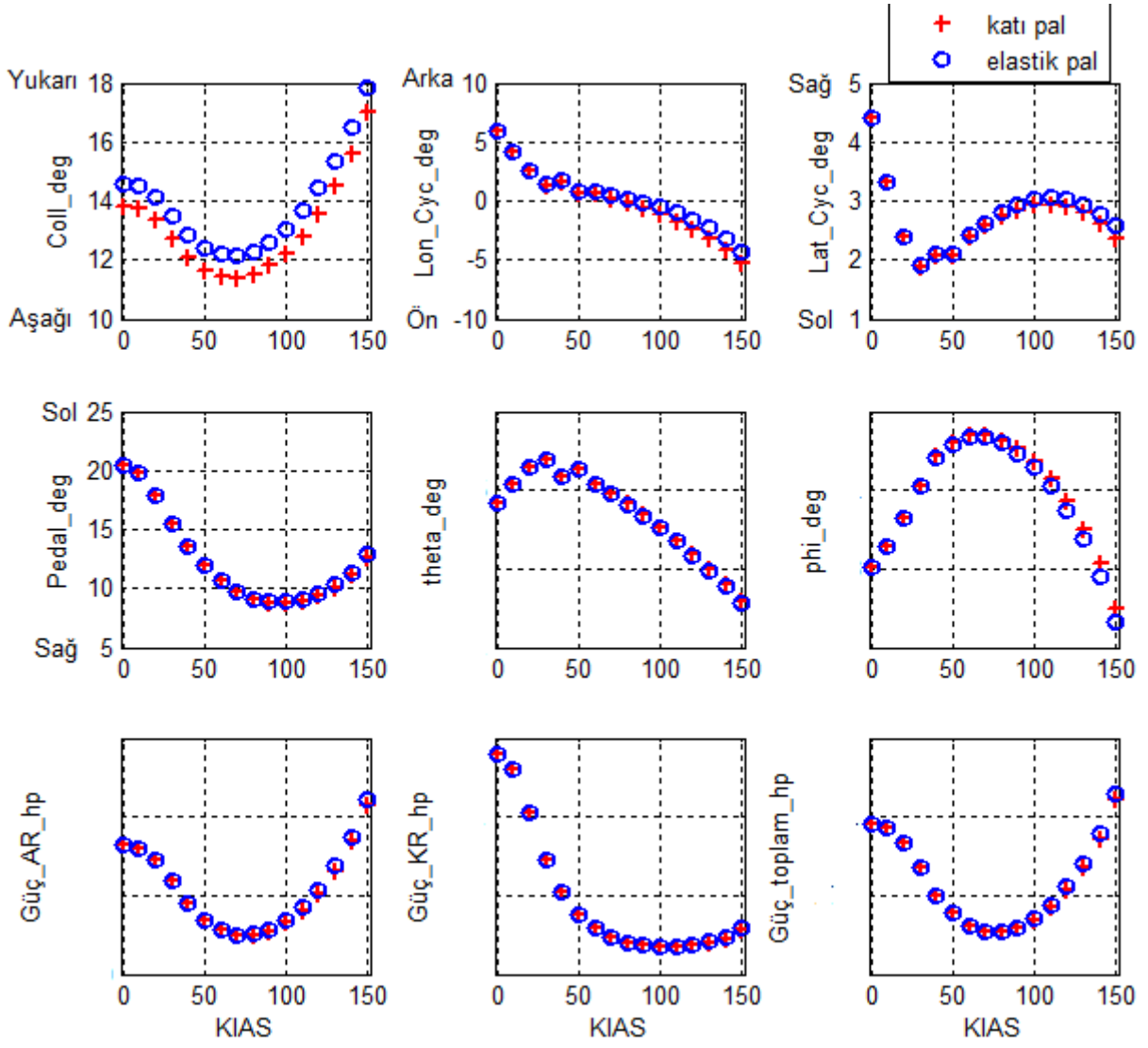
Burulma-gerilme etkileşimi ve tenis raket terimleri palin açısal dönme hızının karesi ile doğru orantılı olup palin katılığını arttırmaktadır.

UYGULAMALAR

Aeroelastik model, hazırda katı pal modeli bulunan simülasyon programına eklenerek, temel uçuş mekaniği manevraları simule edilmiştir ve aeroelastik modelin uçuş mekaniğine etkisi Şekil 4'deki grafikler aracılığı ile gösterilmiştir. Şekil 4 de geçerli bir helikopter konfigürasyonu için 0-150 knot arası düz uçuş taraması sonuçları verilmiştir.

Uçuş mekaniği analizleri açısından en önemli esneklik modeli hücum açısına direk katkı sağlayan burulma yönündedir. Şekil 4'de de görüldüğü gibi eklenen bu etki ile uygulanan kolektif değeri uçuş koşuluna bağlı olarak 1-2 derece arası değişmektedir.

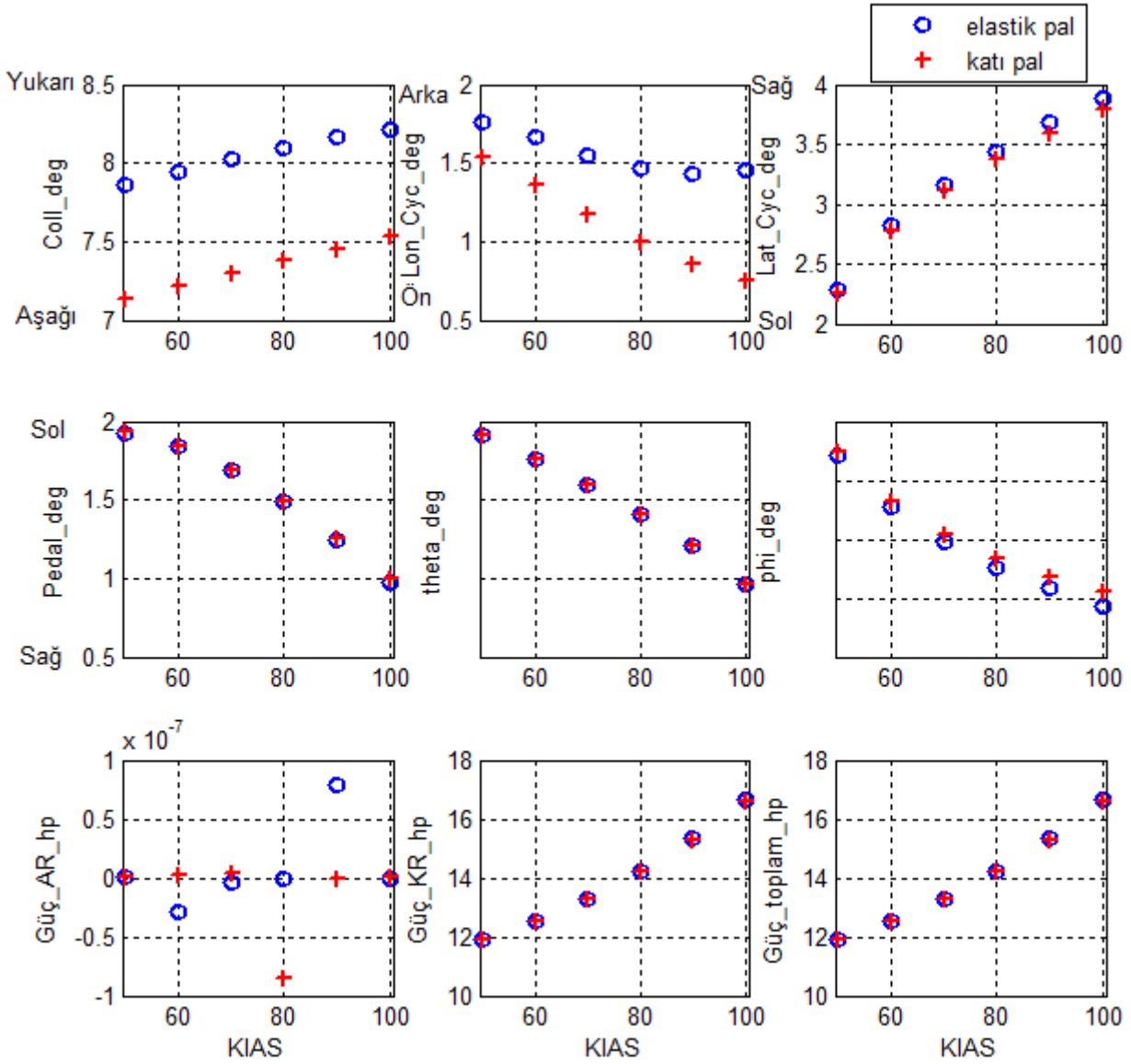
Literatürde [Goulos, I. Pachidis, V., Pilidis, P., 2006] çoklu gövde dinamiği formülasyonu kullanılarak pal esnekliğinin UH-60 mafsallı rotor dinamiğine etkisi incelenmiştir ve sonuçlar uçuş test verisi ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonucunda mafsallı rotorlar için pal esnekliğinin havada askı durumu için daha küçükken, düz uçuşta bu etkinin arttığı gözlenmiştir.



Şekil 4: Elastik palin düz uçuşa olan etkisinin hızla değişimi

Şekil 4’de Coll_deg kolektif açısı, Lon_Cyc_deg boylamsal kontrol açısı, Lat_Cyc_deg yanal kontrol açısı, Pedal_deg pedal kontrolü, theta yunuslama açısı, phi ise yalpalama açısıdır. Güç_AR_hp ana rotor gücü, Güç_KR_hp kuyruk rotoru gücü, Güç_toplam_hp ise toplam gücü ifade etmektedir.

Düz uçuş taraması sırasında elastik etkiler dahil edildiğinde kolektif açısında 0.8-1 derece arası artış, 150 knotta geri boylamsal kontrol açısında 1 derece artış, yanal kontrol açısında 0.3 derece artış gözlenmektedir. Özellikle kolektif açısında tüm hızlarda gözlenmekte olan artış, kontrol açısı limitlerinin belirlenmesinde oldukça önemli bir rol oynamaktadır. İleri hızla birlikte artan kolektif ihtiyacı, VH hızında limitlere ulaşmaktadır, katı pal ile yapılan analizlerde belirlenen limit elastik etkiler dahil edildiğinde kritik bir hal alabilir.



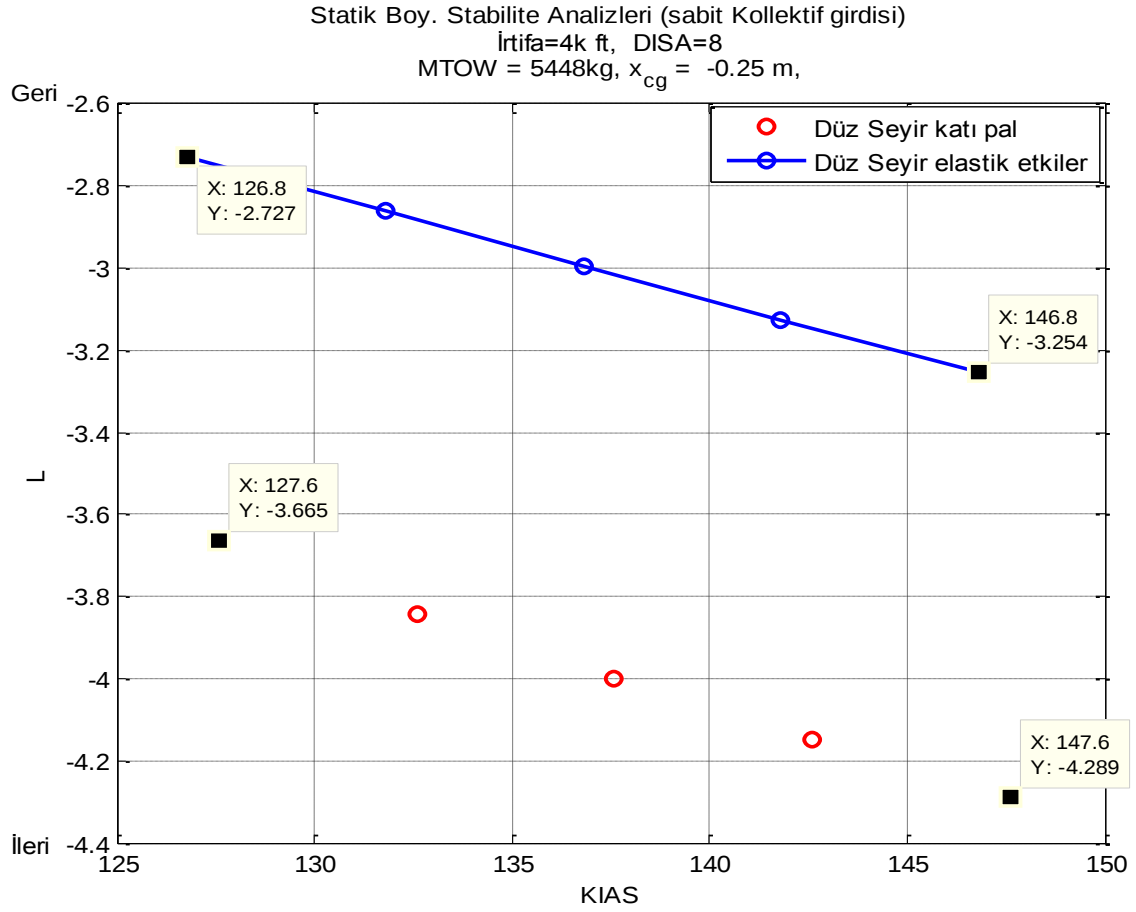
Şekil 5: Elastik palin otorotasyon manevrasına olan etkisi

Şekil 5' de Coll_deg kolektif açısı, Lon_Cyc_deg boylamsal kontrol açısı, Lat_Cyc_deg yanal kontrol açısı, Pedal_deg pedal kontrolü, theta yunuslama açısı, phi ise yalpalama açısıdır. Güç_AR_hp ana rotor gücü, Güç_KR_hp kuyruk rotoru gücü, Güç_toplam_hp ise toplam gücü ifade etmektedir.

Otorotasyon analizleri 50-100 knot için yapılmıştır. Otorotasyon testlerinde minimum kolektif değeri kritiktir. Hava aracının ağırlığı arttıkça kolektif girdisinin değeri artmakta, daha düşük kalkış ağırlıklarında ise kolektif ayar(trim) değerinin daha düşük değerlere ulaştığı gözlemlenmektedir.

Otorotasyon analizlerinde kolektif açısında 0.7 derece artış, geri boylamsal kontrol açısında otorotasyon hızıyla birlikte artan 0.2-0.7 derece artış, yanal kontrol açısında ise azami 0.1 derece gibi ihmal edilebilecek bir artış gözlenmektedir.

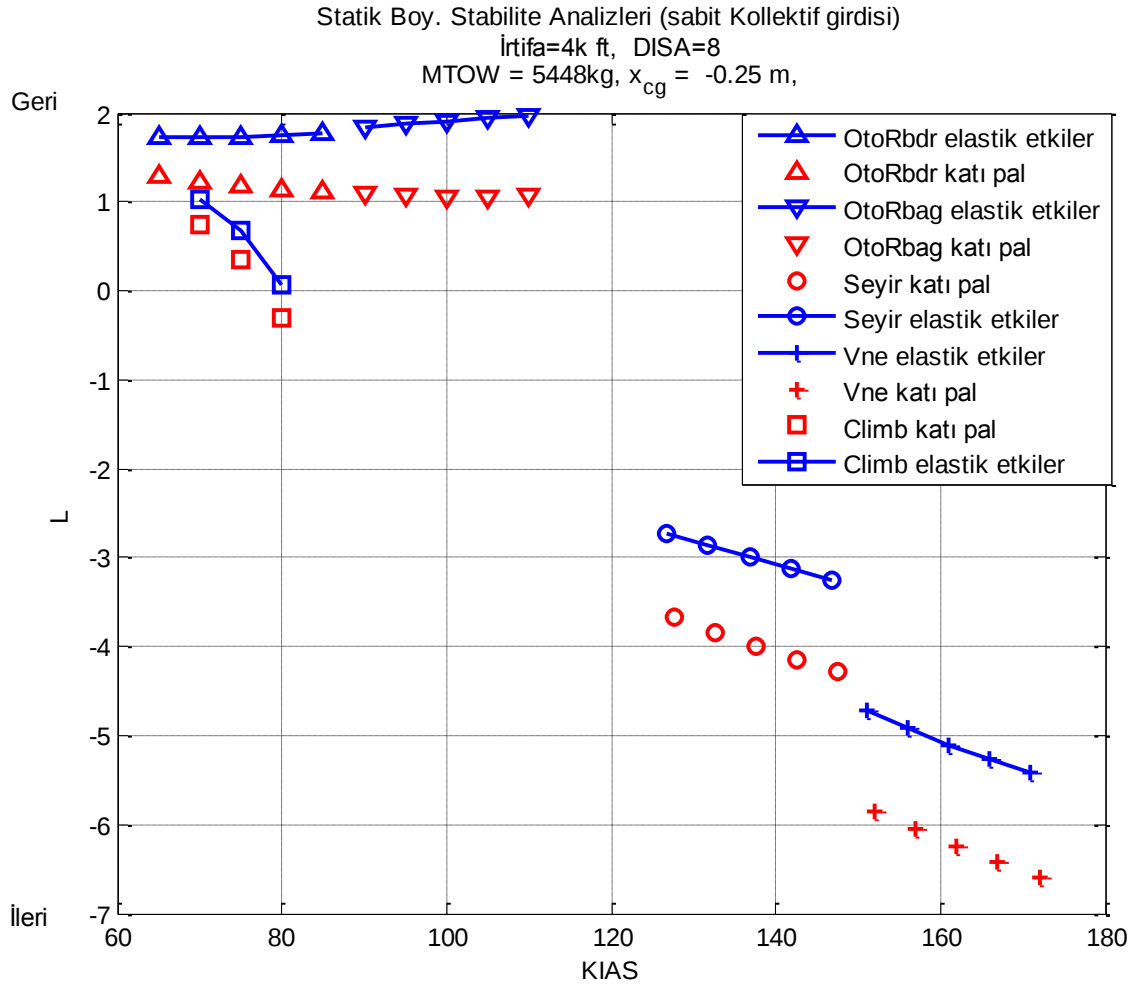
Boylamsal kararlılık analizlerinde, boylamsal kontrolün hızla değişim eğrisinin eğiminin nötr hatta pozitif olduğu Şekil 7'deki otorotasyon koşulunda görülmektedir. Fakat boylamsal kontrolün değişimi 20 knotlık hız aralığında oldukça küçüktür ve elastik etkiler dahil edilince meydana gelen kararlılık problemi, yatay dengeleyicinin montaj açısı değiştirilerek çözülebilir.



Şekil 6: Elastik palin düz uçuş boylamsal kararlılığa etkisi

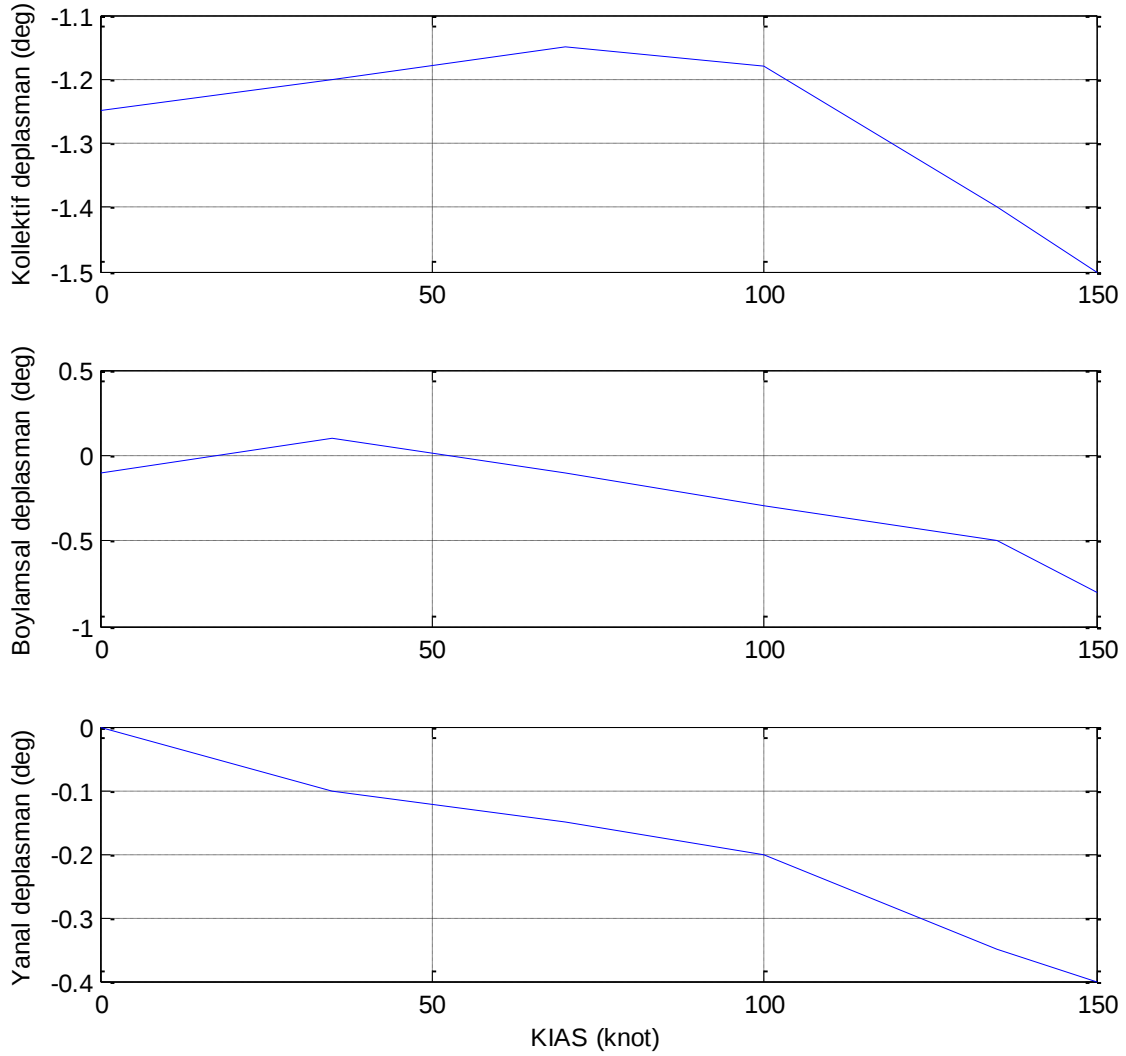
Statik kararlılık sistemin herhangi bir etki karşısında denge noktasına geri dönebilme eğilimidir. Helikopter için boylamsal kararlılıkta önemli olan kontrol eğimi, boylamsal kontrolün hızla ve normal yük faktörü ile olan değişimidir. Hıza bağlı boylamsal kararlılıkta, boylamsal kontrolün hızı arttıracak şekilde öne/ileri gitmesi gerekir. Genellikle helikopterin ileri hızı arttıkça, rotorun tip path düzlemi geri çırpar dolayısıyla kontrol düzleminin hava aracını dengede tutacak şekilde öne eğilmesi beklenir [Johnson, 2013]. Kontrol değişimlerini hesaplamamanın en kolay yolu, kontrol kolu pozisyonunun hıza bağlı grafiğini çizdirmektir. Manevra ya da denge noktası için gerekli olan kontrol pozisyonu en iyi şekilde aeroelastik analizleri sonucunda hesaplanır.

Özetle statik boylamsal kararlılıktan bahsedebilmek için, boylamsal kontrol-hız grafiğinin eğiminin negatif olmasını beklenir. Boylamsal kararlılık-düz uçuş analizlerinde elastik pal ile birlikte eğim değişmekte ve azalmaktadır. Elastik etkiler dahil edildiğinde bu eğimin 0.031'den 0.026'ya düştüğü ve boylamsal kararlılığın kötüleştiği Şekil 6'da Boylamsal kontrol açısının hızla değişim grafiğinde gösterilmektedir.



Şekil 7: Elastik palin boylamsal kararlılık analizlerine olan etkisi

Boylamsal kararlılık analizleri düz uçuş, tırmanma, üzerine çıkılmayacak hız (NE hızı) ve otorotasyon için ayrı ayrı yapılmıştır. Her koşul için boylamsal kararlılığın bakılacağı hız aralığı farklılık gösterir ve CS29'da [2012] tanımlanmıştır. Şekil 6'da verilen seyir koşulu Şekil 7'de tekrarlanmıştır. Boylamsal kontrol-hız grafiğinin negatif eğiminin seyir dahil tüm koşullar için azaldığını hatta otorotasyon analizlerinde eğimin pozitifte döndüğü ve boylamsal kararlılığın elastik etkiler dahil edildiğinde bu koşul için sağlanmadığı Şekil 7'de görülmektedir. Dolayısıyla kararlılık analizlerinde de elastik pal etkilerinin dahil edilmesi oldukça önemlidir.



Şekil 8 :Dymore düz uçuş analizleri elastik pal deplasmanları

Şekil 8’ de sunulan Dymore sonuçlarında grafik sırasıyla burulmaya bağlı, kollektif, boylamsal ve yanal deplasmanı göstermektedir. Negatif deplasman o yönde uygulanması gereken kontrol açısının belirtilen miktar kadar artacağını gösterir. Sonuçlar değerlendirildiğinde, askı durumunda 1.25 derece kollektif artışı, düşük hızlarda 1.1 dereceye ulaşmakta 150 knotta ise 1.5 derece olmaktadır. Özgün modelleme sonuçlarında kollektif ileri hızla birlikte değişmemekte ve sabit olarak 1 derece değişmektedir. Burada Dymore sonuçları ileri hızla değişen kollektif kontrolü açısından literatürle tutarlılık göstermekte, özgün modelleme ise değer olarak Dymore sonuçlarına yakın ancak sabit kalmaktadır. Boylamsal kontroldeki değişim askı durumunda 0 derece 150 knotta ise 0.8 derece değişmekte ve özgün modelleme ile tutarlılık göstermektedir. Yanal kontrol ise yine askı durumunda 0 derece, 150 knot düz uçuş koşulunda ise 0.4 derece artmaktadır bu değer özgün modellemede 0.3 derecedir.

SONUÇ

Bu çalışmada helikopter palinin burulma yönündeki elastik davranışı modellenerek uçuş mekaniği analizlerine etkisine bakılmıştır. Burulma yönündeki elastik etki en çok kolektif komutunu değiştirmiştir ve çeşitli manevralar ve kararlılık analizlerinde bu etki incelenmiştir. Uçuş mekaniğinin temel çalışmaları arasında olan manevra analizleri, kontrol açısı sınırlarının belirlenmesi ve kararlılık analizleri burulma yönündeki elastik etkiden ihmal edilemeyecek ölçüde etkilenmektedir. Detaylı modelleme analiz süresi ve maliyet açısından gerekli görülmemekte ancak literatürde [Volkin, 2002] de belirtildiği gibi katı pal modelinin yetersiz kaldığı analiz sonuçlarında sunulmaktadır.

Güncel modelde elastik etkilerin dahil edilmesiyle kolektif açısında ileri hızdan bağımsız olarak 1 derece, boylamsal kontrolde askı durumunda 0'a yakın 150 knotta ise 1 derece değişim gözlenmekte ve bu değişim kritik koşullarda, kontrollerin limite dayanması ile oldukça önemli hale gelmektedir. Yanal kontrol açısındaki değişim oldukça küçüktür.

Aynı zamanda boylamsal kararlılık analizlerinde, seyir, tırmanma ve Vne koşulları için boylamsal kontrol-hız grafiğinin eğimi azalmakta, kararlılık kötüleşmekte, otorotasyonda ise boylamsal kararlılığın sağlanamadığı koşul oluşmaktadır.

Özellikle kolektif sınırı belirlenirken ve boylamsal kararlılık gibi uçuş mekaniği açısından önemli analizlerde, burulma yönündeki elastik etkilerin kaba bir modelle dahil edilmesi sonuçları beklenen ölçüde etkilemiş ve kolektif açısının ileri hızla olan değişimi hariç literatür ve Dymore sonuçlarıyla tutarlılık göstermiştir. Literatüre ve Dymore sonuçlarına göre kolektif kontrolü askı durumunda 1 derece değişirken bu değer yüksek ileri uçuşta artmalıdır, Dymore sonuçlarında bu değer 150 knotta 1.5 dereceye kadar çıkmaktadır. Güncel çalışmada bu değişim görülmemekte 1 derecelik değişim askı ve ileri hız uçuş durumu için hemen hemen sabit kalmaktadır. Daha detaylı ve dinamik bir modelleme ile birlikte bu etkinin gözlemlenmesi mümkündür.

Elastik etkilerle birlikte boylamsal kararlılığın kötüleşmesi de literatürde [Houbolt J. C., Brooks G. W.] belirtilmekte ve Şekil 7'de gösterilmektedir.

İleriye yönelik çalışmalarda diğer eksenlerdeki elastik etkiler modellenerek daha detaylı analizler yapılabilir. Detaylı modelleme özellikle rotor yüklerinin daha doğru hesaplanmasında ve yük analizlerinde faydalı olacaktır. Elastik etkilerin detaylı olarak dahil edilmesinin özellikle yüksek hız manevralarında hub momentlerinin ve eksen dışı rotor tepkilerinin tahmin edilmesinde önemli rol oynadığı literatürde de belirtilmektedir [Goulos, I. Pachidis, V., Pilidis, P., 2006].

Kaynaklar

2012. *Certification Specifications for Large Rotorcraft CS-29*. s.l. : European Aviation Safety Agency, 2012.

Goulos, I. Pachidis, V., Pilidis, P. 2006. *Helicopter Rotor Blade Flexibility Simulation for Aeroelasticity and Flight Dynamics Applications*. s.l. : American Helicopter Society, 2006.

Houbolt J. C., Brooks G. W. *Differential Equations of Motion for Combined Flapwise Bending, Chordwise Bending, and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades*. s.l. : National Advisory Committee for Aeronautics.

Johnson, W. 2013. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge : NASA Ames Research Center, 2013.

Jones, S. 2005. *Finite Elements for the Analysis of Rotor Dynamic Systems that Include Gyroscopic Effects*. s.l. : Brunel University, 2005.

Rutkowski, M. J. 1983. *The Vibration Characteristics of a Coupled Helicopter Rotor-Fuselage by a Finite Element Analysis*. California : AMES research center, 1983.

Theodore, C. 2000. *Helicopter Flight Dynamics Simulation with Refined Aerodynamic Modelling*. College Park : University of Maryland, 2000.

Volkin, R. S. 2002. *Estimation of Rotor Blade Torsional Deformations from Measured Blade Torsion Moments*. California : Naval Postgraduate School, 2002.