

İNİŞ MANEVRALARI SIRASINDA HELİKOPTER İNİŞ TAKIMLARI, GÖVDE VE ANA ROTOR ETKİLEŞİMİNİN GÖVDE YÜKLERİNE ETKİSİNİN İNCELENMESİ

Ahmed Levent UYGUN¹
TUSAŞ, Ankara

İlkay YAVRUCUK²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Çoklu cisimler dinamiği yaklaşımı ile 6 ton sınıfı tipik bir helikopterin gövdesi, iniş takımları ve ana rotoru Simcenter Motion yazılımı ile modellenmiş; oluşturulan model ile Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı'nın (European Union Aviation Safety Agency, EASA) Büyük Döner Kanatlar için Sertifikasyon Spesifikasyonu'nda (Certification Specifications for Large Rotorcraft, CS-29) tarifini yaptığı dikey ve ruleli iniş manevralarının benzetimi gerçekleştirilmiştir. Literatürde bulunan ve endüstrinin kullanmakta olduğu yöntemler iniş sırasında gövde ile iniş takımlarının etkileşimine odaklanmış, rotor dinamiğinin etkisini görmezden gelmiştir. Bu çalışmada rotor da resme dahil edilerek helikopterin yere inişi sırasında karmaşık ve lineer olmayan gövde–iniş takımı–rotor etkileşimi incelenmiş, bu etkileşimin gövde üzerindeki yüklere etkisi ortaya konmuştur. Çalışmada, CS-29'da önerilen statik analiz yönteminin çıktıları ile, oluşturulan çoklu cisimler dinamiği modelinin çıktıları kıyaslanmıştır. Bu çıktılar iniş takımı yer reaksiyonları, gövdenin açılma hızları ile ivmeleri ve gövde üzerinde seçilen çeşitli monitör istasyonlarındaki çizgisel ivmelerdir. Çalışmanın sonunda statik analiz yöntemi ve oluşturulan dinamik model arasında, özellikle ruleli iniş analizinde, yüksek sapmalar olduğu gözlemlenmiştir; CS-29'da varsayılanın aksine gövdeye sabit değil, salınımlı bir kaldırma kuvvetinin uygulandığı gösterilmiş ve monitör istasyonlarında oluşan ivmelerdeki %40'a varan hata oranları ortaya konmuştur.

GİRİŞ

Helikopterin yapısal tasarımı, yapının maruz kaldığı belli yükleri bütünlüğünü kaybetmeksizin taşıması üzerine yapılır. Bu yükler limit ve operasyonel yükler olmak üzere ikiye ayrılır. Limit yükler helikopterin kullanım ömrü boyunca karşılaşılabileceği maksimum yüklerdir. Bu yüklere örneğin 3.5 yük faktörü hedefleyen agresif bir pull-up manevrası sırasında, ya da helikopterin tasarım limitleri içindeki en yüksek alçalma hızı ile gerçekleşen bir inişte ulaşılabilir. Limit yükler helikopterin taşıyıcı iskeletinin ve radar, top gibi büyük ve başlıca ekipmanların gövdeye bağlantı noktalarının statik boyutlandırmasında kullanılır. Limit yükler en şiddetli manevralar sırasında gerçekleştiklerinden bu yükleri testler ile doğrulamak mümkün olmayabilmektedir. Testlerle doğrulama imkanı her zaman bulunmaması sebebiyle limit yük analizlerinin matematiksel hassasiyeti önem kazanmıştır.

Diğer yanda operasyonel yükler, helikopterin günlük kullanım sırasında karşılaştığı yüklerdir. Aski ve ileri uçuş koşullarında karşılaşılan yükler operasyonel yüklere örnek olarak verilebilir. Bu yükler yapının metal yorulmasına karşı boyutlandırılmasında kullanılır. Bu yüklerin hesabında yapının elastisitesi ve titreşimi gibi karmaşık fiziksel fenomenler baskın rol oynadığından başarımlı yüksek bir matematiksel model elde etmek mümkün olmayabilir. Ancak, limit yüklerin aksine, operasyonel yüklerin testlerini icra etmek mümkündür. Bu sebeple, operasyonel yükler analitik olarak da hesaplanıyor olsa da, ağırlıklı olarak testlerin sonuçlarına güvenilmektedir.

¹ Helikopter Yük Mühendisi, E-posta: ahmed.uygun@metu.edu.tr

² Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ilkay.yavrucuk@ae.metu.edu.tr

Limit yük testlerinin icrasının zorluğu sebebiyle analitik yük modeline olan yüksek bağımlılık ve elastisitenin ihmal edilerek cisimlerin rijit olarak modellenmesine imkan vermesi sebepleriyle bu çalışma limit yük analizlerine odaklanacaktır.

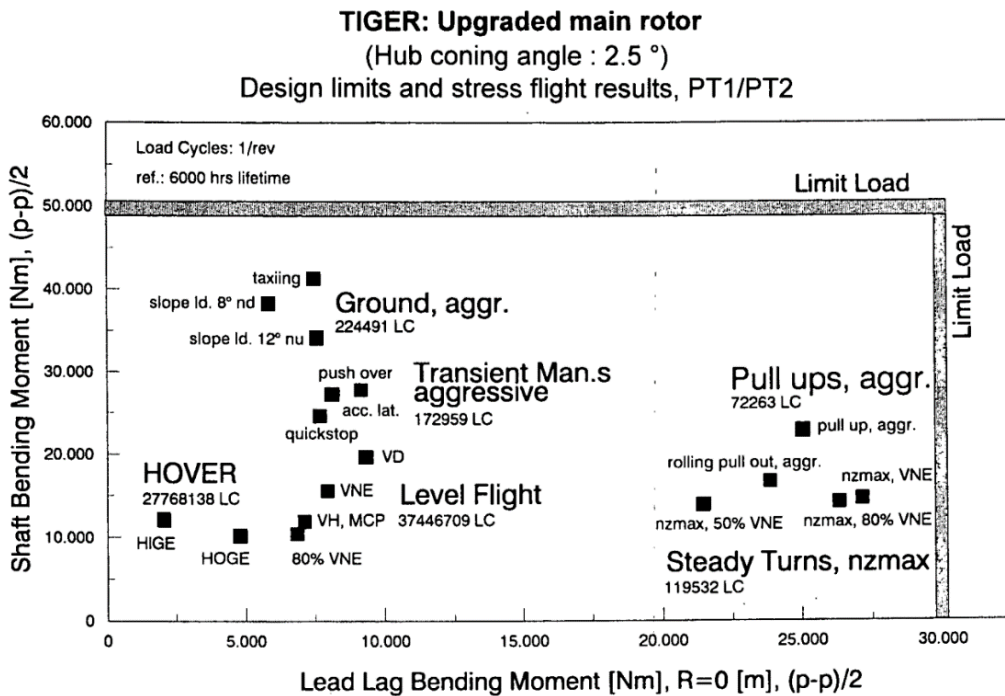
Limit yükler kendi içinde uçuş yükleri, iniş yükleri, rotor yükleri ve muhtelif yükler olarak dört grupta kategorilendirilmektedir [CS-29, 2021; ANC-2, 1952]. (i) Uçuş yükleri çeşitli uçuş koşulları (ileri uçuş, yana uçuş vb.) sırasında helikopterin taşıyıcı iskeleti üzerinde oluşan yükleri, (ii) iniş yükleri iniş ve yer manevraları sırasında (üç teker üzerine iniş, kuyruk aşağı iniş, frenleme vb.) helikopterin taşıyıcı iskeleti üzerinde oluşan yükleri, (iii) rotor yükleri yine uçuş koşulları sırasında roturun detay komponentleri üzerinde oluşan yükleri ve son olarak (iv) muhtelif yükler bu üç kategoriye girmeyen diğer yük koşullarını (çekme, krikoya alma vb.) kapsar.

Bu benimsenen yaklaşımda iniş yükleri analizlerinde rotor komponentlerinin yüklerinin hesaplanmaması ve rotor yükleri analizlerinde yalnızca uçuş koşullarının değerlendirilmesi sebepleriyle iniş ve rotor yükleri arasında bir kopukluk olduğu, gövde-iniş takımı-rotor etkileşiminin incelenmediği görülmektedir.

Literatürde iniş hadisesinin kapsamlı bir analiz yönteminin eksikliği göze çarpmaktadır [Cristiani et al., 2020]. Helikopter iniş analizlerine dair yapılan mevcut çalışmaların çoğunlukla iki ana başlık etrafında toplandığı görülebilir. Bunlar; (i) gövde ve iniş takımlarını içeren çoklu cisim dinamiği modeli ile gövdenin sonlu elemanlar modelinin birleştirilmesiyle oluşturulan, iniş takımı ve gövde iskeleti üzerindeki yüklere odaklanan çalışmalar [Nicholas, 2007] ve (ii) sert iniş koşullarının gövdeye hasarını incelemeye odaklanan çalışmalardır [Vallone et al., 2013].

Diğer yandan, literatürde rotor komponent yüklerinin incelendiği çalışmalar çoğunlukla gövde ya da iniş takımlarını içermeyen, izole edilmiş bir rotor modelinden oluşmaktadır [Özturan, 2019; Guivarch, Mermoz ve Marino, 2018; Lee et al., 2010]. Literatürde gövde, iniş takımı ve rotoru buluşturan çalışmalar [Stanisławski, 2019; Dong, Hou ve Yang, 2012] olsa da, bu çalışmalarda roturun eyleyici, yunuslama bağlantıları, pal yunuslama boynuzu gibi dinamik komponentleri modellenmemiş, limit yükler yerine operasyonel yükler ve yer rezonansı incelenmiştir.

Özet olarak, bu çalışmanın hedefi, helikopterin limit iniş yükleri analizlerine roturun detay komponent modelini de dahil ederek iniş yükleri analizinin başarımını arttırmaktır. Buna ek olarak, bu bildiride yer verilmeyecek olsa da, oluşturulacak model rotor komponentlerinin iniş koşullarında maruz kaldıkları yükleri hesaplamaya da olanak tanıyacaktır. Şekil 1'de görülebileceği üzere Tiger helikopteri en yüksek ana rotor shaft eğilme momentine taksi ve eğimli yüzeye iniş (slope landing) koşullarında ulaşmıştır. Oluşturulacak model bu gibi durumların kestirimine imkan sağlayacaktır.



Şekil 1: Eurocopter Tiger helikopteri limit yükler test kampanyasında farklı manevralara ait eğilme momenti değerleri [AGARD, 1997]

YÖNTEM

Çoklu cisim dinamiği modellemesi için Simcenter Motion yazılımı kullanılmıştır. Simcenter, multidisipliner bir bilgisayar destekli mühendislik (CAE) yazılımıdır. Sonlu eleman, termal, akışkan, elektronik vs. analizlerinin yanı sıra, bu çalışmada kullanılmış olan Motion ortamıyla da dinamik hareket analizine olanak sağlar. Motion, doğrudan CAD üzerinde çalışılabilmesi, cisimlerin kütle özelliklerinin ve birbirleriyle etkileşimini sağlayan eklemlerin kolayca tanımlanabilmesi gibi özellikleri nedeniyle tercih edilmiştir.

Azami kalkış kütlesi 6 ton sınıfında bulunan, tekerlekli iniş takımına ve tam eklemli (articulated) rotora sahip kurgusal bir helikopter üzerinde çalışılmıştır. Helikopterin iniş takımları ile rotor tasarımı ile ilgili geometrik parametreleri bu ağırlık sınıfına yakın H160, H175, EC155, T625, AW139 ve AW169 helikopterlerine bakılarak ortalama değerler olarak seçilmiştir. Kütle, iniş takımı yay-damper katsayıları, tekerlerin sertliği, pal çarpınma yayı katsayısı, ilerleme-gerileme (lead-lag) damper katsayısı gibi parametreler ise bu ağırlık sınıfı için tipik değerler olarak girilmiştir.

Çalışmada oluşturulan her model ile bir helikopter için en temel sayılabilecek iki ayrı iniş koşulu incelenmiştir. Bunlar (i) helikopterin yalnızca düşey yönde hıza sahip olduğu ve 3 tekerin yere aynı anda temas ettiği dikey iniş [CS-29.479(a)(1)] ve (ii) helikopterin hem düşey hem ileri yönlerde hıza sahip olduğu ve 3 tekerin yere aynı anda temas ettiği ruleli iniş [CS-29.479(b)(3)] koşullarıdır.

Analizlerde, helikopterin düşey hızı 8,2 ft/s (2,5 m/s), ileri hızı ise 50 knot (25,7 m/s) olarak belirlenmiştir. Kaldırma kuvveti CS-29.473(a)'da önerildiği gibi helikopterin ağırlığının 2/3'ü kadardır. Tekerlerin yere dokunuş anındaki hızları limit iniş hızına tekabül edecek şekilde helikopter belirli bir yükseklikten serbest düşüşe bırakılmış ve helikopter statik konumuna gelene kadarki süre zarfı içinde yer reaksiyonları, şok emici yer değiştirmeleri ile hızları, teker sıkışmaları, gövdenin çizgisel ve açısal hızları ile ivmeleri, burun ve kuyrukta belirlenmiş iki lokasyondaki çizgisel ivmeler, kanat çarpış açılı ve cisimlerin birbirlerine aktardıkları yükler kaydedilmiştir.

Çalışmada, detay seviyesine göre üç ayrı model üzerinde çalışılmıştır. Bunlar, (A) Yalnızca bir iniş takımının yer çekimi doğrultusunda öteleme yapabildiği, (B) İniş takımları ve gövdenin 6 serbestlik derecesine sahip olduğu ve (C) İniş takımları, rotor ve gövdenin 6 serbestlik derecesine sahip olduğu modellerdir. Her bir modelin detayları takip eden başlıklarda paylaşılabilecektir.

Model A: Statik Analiz Modeli

Bu model, statik analiz metoduna gerekli girdilerin sağlanabilmesi amacıyla oluşturulmuştur. Bu analiz metodu temelde helikopterin ağırlık merkezinde oluşan çizgisel ve açısal ivmelerin bulunmasından ibarettir. Ağırlık merkezindeki ivme terimleri elde edildikten sonra Denklem 1'de verilen Coriolis denklemi ile gövde üzerindeki herhangi bir noktanın eylemsiz referans sistemindeki (ERS) çizgisel ivmesi bulunabilir.

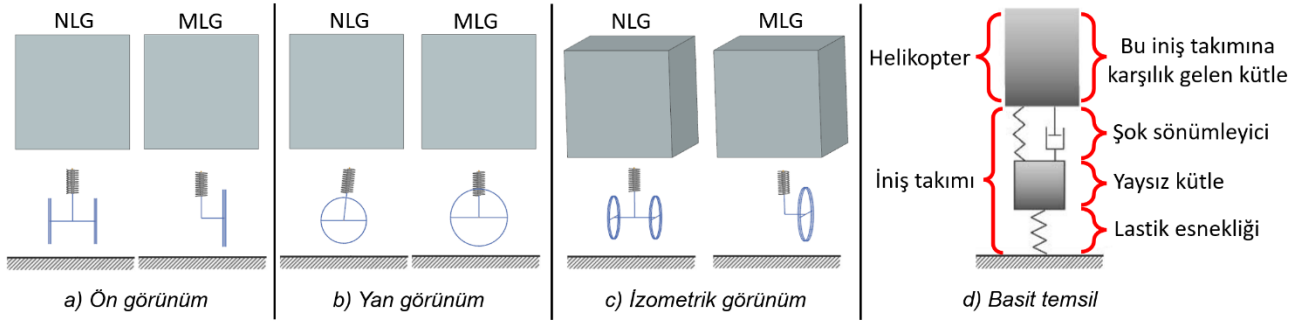
$$\vec{a}' = \vec{a} + \vec{\alpha} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) + 2\vec{\omega} \times \vec{v} \quad (1)$$

Burada \vec{a}' yüklerin ölçüleceği noktadaki çizgisel ivmeyi, \vec{a} ağırlık merkezindeki çizgisel ivmeyi, $\vec{\alpha}$ helikopter referans sisteminin (HRS) ERS'ye göre açısal ivmesini, \vec{r} yüklerin ölçüleceği noktanın HRS'deki pozisyonunu, $\vec{\omega}$ HRS'nin ERS'ye göre açısal hızını ve \vec{v} yüklerin ölçüleceği noktanın HRS'deki hızını temsil eden vektörlerdir.

Bu yöntem statik bir analiz yöntemi olması itibarıyla açısal hızlar ihmal edilir. Ayrıca, yük ölçümü yapılacak noktalar HRS'de sabittir. Bu sebeple $\vec{\omega}$ ve \vec{v} terimleri, dolayısıyla merkezkaç ve Coriolis ivmesi terimleri yok olmakta ve Denklem 1 bu problem için Denklem 2'ye indirgenmektedir.

$$\vec{a}' = \vec{a} + \vec{\alpha} \times \vec{r} \quad (2)$$

\vec{a} ve $\vec{\alpha}$ terimlerinin bulunması için helikopter üstündeki net kuvvet ve momentin bulunmasına ihtiyaç vardır. Helikoptere etkileyen kuvvetler üç iniş takımına etkileyen yer reaksiyonları, kaldırma kuvveti ve ağırlıktır. Kaldırma kuvveti ağırlık merkezine uygulanır (CS 29.473) ve moment yaratmaz. İniş takımlarına etkileyen kuvvetler ise iniş esnasında üç tekerin de aynı anda maksimum kuvvete maruz kalacağı varsayımıyla elde edilir. İniş takımları üzerindeki kuvvetleri bulabilmek için ana iniş takımı (main landing gear, MLG) ve burun iniş takımlarının (nose landing gear, NLG) Simcenter Motion'da iki serbestlik derecesine sahip birer modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan modeller Şekil 2'de görülebilir.



Şekil 2: 2 serbestlik dereceli iniş takımı modelleri

İniş takımı modellerinin temel bileşenleri Şekil 2.d'de görülebilir. Bu modeller tek bir iniş takımından oluştuğundan, öncelikle helikopterin toplam kütesinin bahsi geçen iniş takımı tarafından taşınan kısmı hesaplanmalıdır. Bu kütle basit bir el hesabıyla kabaca hesaplanabilir, ancak bu çalışmada sonraki bölümde anlatılacak olan 3 boyutlu helikopter modeli kullanılarak, lastiklerin ve şok emicilerin de sıklığı göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır.

İniş takımı kuvvetleri şok emicilerin tasarımıyla doğrudan ilişkilidir. Bu çalışmada, şok emicinin yüksek verimliliği sebebiyle en yaygın şekilde kullanılmakta olan [Schmidt, 2015] oleo pnömatik tipte olmasına karar verilmiştir. Bu şok emici tipi yay ve damper olarak içerisinde gaz ve viskozlu bir akışkan bulundurduğundan çizgisel olmayan yay ve damper katsayılarını bulmak için termodinamik ilişkiler kullanılır. Yay katsayısını bulmak için Denklem 3'te verilen gaz sıkışma kanunu [Krüger, 2008] kullanılabilir.

$$F_s = F_0 \left(1 - \left(\frac{s}{s_m} \right) \right)^{-nc_k} \quad (3)$$

Burada F_s yay kuvvetini, F_0 ön kuvveti, s şok emicinin sıkışma miktarını, s_m toplam şok emici uzunluğunu, n politropik katsayısı ve c_k genelde 0.9 ve 1.1 arasında olan düzeltme faktörünü ifade eder. Bu çalışmada NLG ve MLG için şok emici yayı aynı parametreler kullanılarak modellenmiştir. Damper katsayısı ise Denklem 4 [Krüger, 2008] ile bulunabilir:

$$F_d = \text{sgn}(\dot{s}) d \dot{s}^2 \quad (4)$$

Burada F_d damper kuvvetini, \dot{s} şok emici sıkışma hızını ve d damper sıvısının yoğunluğu, hidrolik alan gibi parametrelere bağlı olan bir katsayıdır [Yıldız, 2021]. Ayrıca, daha sofistike iniş takımları, iki-bölmeli damper tasarımına sahip olabilmektedir. Bu çalışmada da MLG için iki bölmeli bir damper modellenmiştir.

Şok emicinin uzunluğuna karar vermek için enerjinin korunumu prensibiyle elde edilen [Wright, 2007] Denklem 5 kullanılabilir.

$$s_m = \frac{V_s^2}{2gn_{LG}\eta} \quad (5)$$

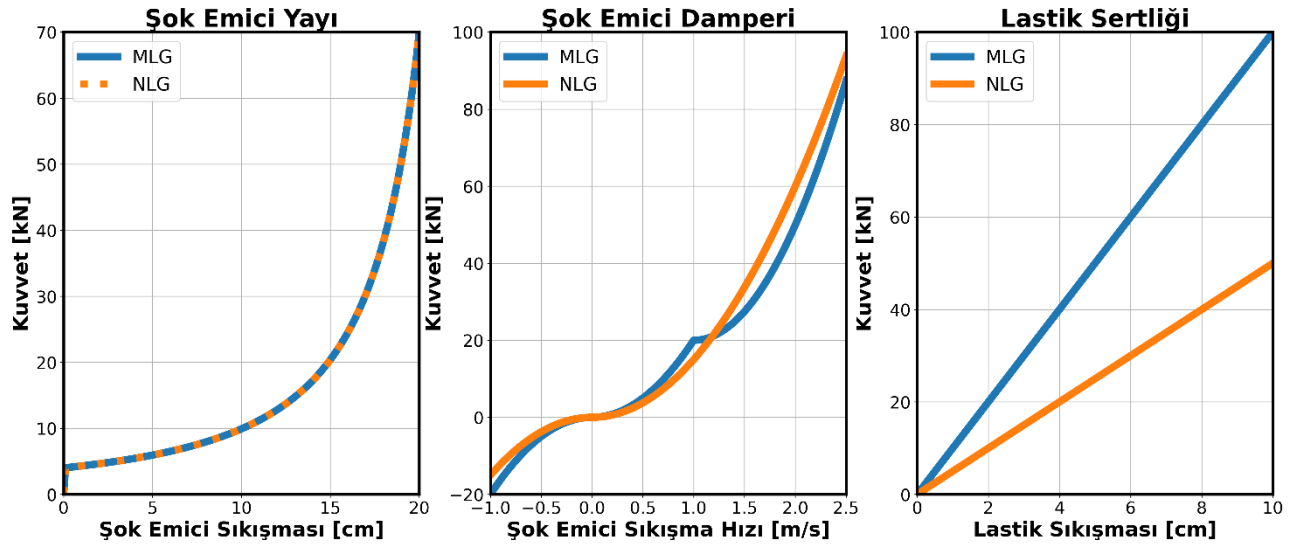
Burada V_s iniş hızını, g yer çekimi ivmesini, n_{LG} iniş takımı yük faktörünü (maksimum iniş takımı yükünün iniş takımı üzerindeki ağırlığa oranı) ve η iniş takımı verim katsayısını temsil eder. 0.8 bu tipte bir şok emici için tipik bir verimlilik katsayısıdır. İniş takımı yük faktörü ise bu sınıftaki bir helikopter için tipik olarak 2 - 3 aralığında seçilebilir.

Yaysız kütle, iniş takımının lastik, teker, fren gibi şok emicinin altında kalan tüm parçalarının toplam kütesidir. [Currey, 1988] gibi literatürdeki kataloğlardan bu ağırlık sınıfındaki bir hava aracı için tipik değerler elde edilmiştir.

Lastikler birer yay olarak modellenmiştir. Lastiklerin damper katsayıları yay katsayılarının binde biri mertebelerinde olduğundan [Yıldız, 2021], sönmüleme kabiliyetleri ihmal edilmiştir.

Literatürdeki [Currey, 1988], [Yıldız, 2021], [Schmidt, 2015] gibi farklı kaynaklardan 6 ton sınıfındaki bir hava aracı için tipik değerler alınarak şok emici parametrelerine karar verilmiştir. Şekil 3'te oluşturulan iniş takımı modelinin yay-damper özellikleri görülebilir.

İniş takımlarının gövde üzerindeki yerleşimine ise daha önce anılan helikopterler baz alınarak karar verilmiştir.



Şekil 3: İniş takımı modellerinin yay-damper özellikleri

İniş takımı tasarımının tamamlanmasının ardından Simcenter ortamında düşüş testi simülasyonu gerçekleştirilmiş, simülasyonun önemli çıktıları Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1: Model A düşüş testi simülasyonu çıktıları

İniş takımı	Düşürülen kütle [kg]	Maksimum yer reaksiyonu [N] ($F_{V_{max}}$)	Dikey eğilme* [mm] (d_V)	İniş takımı yük faktörü (n_{LG})
NLG	1652	46098	115.4	2.85
MLG	2199	46358	131.8	2.15

*Teker yere temas ettiği andan itibaren helikopter gövdesinin düşey yöndeki maksimum yer değişimi

Dikey İniş: Simülasyonda elde edilen kuvvet değerleri ile helikopterin ağırlık merkezindeki ve Denklem 2 kullanılarak gövde üzerinde seçilen noktalardaki çizgisel ve açılal ivmeler bulunmuştur.

Ruleli İniş: Oluşturulan model yalnızca düşey yönde harekete izin veren iki serbestlik dereceli bir model olması itibarıyla yalnızca düşey yöndeki yer reaksiyonu ve ivmenin bulunmasında kullanılabilir. Helikopterin ileri hıza sahip olduğu ruleli iniş senaryosu için ise düşey yöndeki kuvvetin bir sinüzoid şeklinde maksimum değerine ulaştığı varsayımı yapılarak sürtünme yönündeki kuvvet bulunabilir. Maksimum düşey yer reaksiyonu $F_{V_{max}}$, bu kuvvete ulaşılan süre de t_V olarak tanımlanırsa, düşey yer reaksiyonu (F_V) zamana bağlı olarak Denklem 6’daki gibi elde edilir.

$$F_V(t) = F_{V_{max}} \sin\left(\frac{\pi t}{2 t_V}\right) \quad (6)$$

Burada ayrıca $F_{V_{max}}$ ’ın dikey iniş senaryosundakiyle aynı olduğu varsayılır. Sürtünme kuvveti (F_D) teker ve zemin arasında relatif hız sıfırlanana kadar düşey hızın bir sürtünme katsayısı ile çarpımı kadar olacaktır. Relatif hızın sıfırlandığı an (spin-up zamanı, t_{SU}) aynı zamanda iniş takımına maksimum sürtünme kuvvetinin uygulandığı andır. Sabit bir sürtünme katsayısı (μ) varsayımı yapılarak t_{SU} anındaki sürtünme kuvveti ($F_{D_{SU}}$) Denklem 7’deki gibi bulunur.

$$F_{D_{SU}} = \mu F_{V_{max}} \sin\left(\frac{\pi t_{SU}}{2 t_V}\right) \quad (7)$$

Sürtünme katsayısı ruleli iniş esnasında hızla değişim göstermekte olsa da, ortalama bir değer olarak 0.55 kullanılabilir [ANC-2, 1952]. t_V ’nin hesaplanabilmesi için düşüş testi simülasyonunun çıktıları kullanılabilir. Hızın zamana göre integrali alınarak bilinen dikey eğilme (d_V) değerine ulaşılabilir.

$$d_V = \int_0^{t_V} V(t) dt \quad (8)$$

$V(t)$ ise başlangıç koşulu (V_S) ve ivmenin zamana göre integrali alınarak elde edilir.

$$d_V = \int_0^{t_V} \left(V_S + \int_0^t a(t') dt' \right) dt \quad (9)$$

Ağırlık (W), kaldırma kuvveti (L) ve yer reaksiyonu (F_V) kuvvetlerine maruz kalan kütlenin ivmesi Denklem 9'da yerine yazılarak Denklem 10 elde edilir.

$$d_V = \int_0^{t_V} \left\{ V_S + \int_0^t \frac{1}{m} \left[W - L - F_{V_{max}} \sin \left(\frac{\pi t'}{2 t_V} \right) \right] dt' \right\} dt \quad (10)$$

Denklem 10'un t_V için çözümü Denklem 11'deki gibi elde edilir. Burada tanımlanan kaldırma kuvveti faktörü L_f , kaldırma kuvvetinin ağırlığa oranıdır.

$$t_V = \frac{-V_S + \sqrt{V_S^2 - 4d_V g \left[\frac{1}{2}(1 - L_f) + \frac{2n_{LG}}{\pi} \left(\frac{2}{\pi} - 1 \right) \right]}}{2g \left[\frac{1}{2}(1 - L_f) + \frac{2n_{LG}}{\pi} \left(\frac{2}{\pi} - 1 \right) \right]} \quad (11)$$

t_{SU} tekerin açısal ivmesinin (α_w) zamana göre integrali alınarak tekerin açısal hızına (ω_w) ulaşılmasıyla elde edilebilir.

$$\omega_w = \int_0^{t_{SU}} \alpha_w(t) dt \quad (12)$$

ω_w helikopterin ileri hızı (V_F) ve tekerin yarı çapı (r) kullanılarak V_F/r şeklinde bulunur. α_w ise tekere dönüş yönünde uygulanan torkun (τ) tekerin dönüş yönündeki kütleli atalet momentine (I_w) oranıdır. τ ise sürtünme kuvvetinin r moment kolundan uygulanmasıyla oluşur. Dolayısıyla Denklem 12 aşağıdaki gibi tekrar yazılabilir:

$$\frac{V_F}{r} = \int_0^{t_{SU}} \frac{r}{I_w} \mu F_{V_{max}} \sin \left(\frac{\pi t}{2 t_V} \right) dt \quad (13)$$

Denklem 13'ün t_{SU} için çözümü Denklem 14'deki gibi elde edilir.

$$t_{SU} = \frac{2t_V}{\pi} \cos^{-1} \left(1 - \frac{\pi I_w V_F}{2\mu t_V r^2 F_{V_{max}}} \right) \quad (14)$$

t_{SU} ve t_V 'nin bulunmasıyla, Denklem 6 ve 7 kullanılarak ruleli iniş koşullarındaki düşey ve sürtünme yönündeki yer reaksiyonları elde edilir.

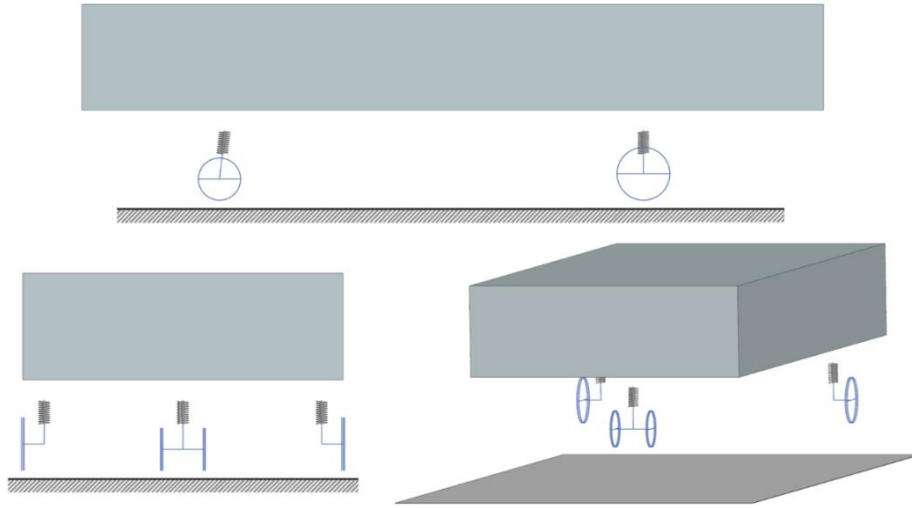
Yer reaksiyonlarının bulunmasının ardından dikey iniş senaryosunda olduğu gibi helikopterin ağırlık merkezindeki ve Denklem 2 kullanılarak gövde üzerinde seçilen noktadaki çizgisel ve açısal ivmeler bulunmuştur.

Model B: Rotorsuz Dinamik Analiz Modeli

Bu modelde de statik analiz modelinde kullanılan iniş takımı modelleri kullanılmıştır. İniş takımlarının yerleşimine ve helikopterin ağırlık merkezinin konumuna daha önce anılan helikopterler baz alınarak karar verilmiştir.

Modelde gövdenin hareketi 6 yönde de serbest bırakılmıştır. Her bir iniş takımı şok emici yönünde öteleme, teker esnekliği yönünde öteleme ve tekerin dönüşü olarak 3'er serbestlik derecesine sahiptir. Toplamda 18 serbestlik derecesine sahip olan model, Şekil 4'te görülebilir.

Ruleli iniş analizinin gerçekleştirilebilmesi için helikoptere ileri yönde hız vermek yerine tekerler zıt yönde bir ilk açısal hız ile simülasyon başlatılmış, helikopter dikey iniş analizinde olduğu gibi belirli bir yükseklikten ağırlık ve kaldırma kuvvetlerinin etkisi altında düşüşe bırakılmıştır.



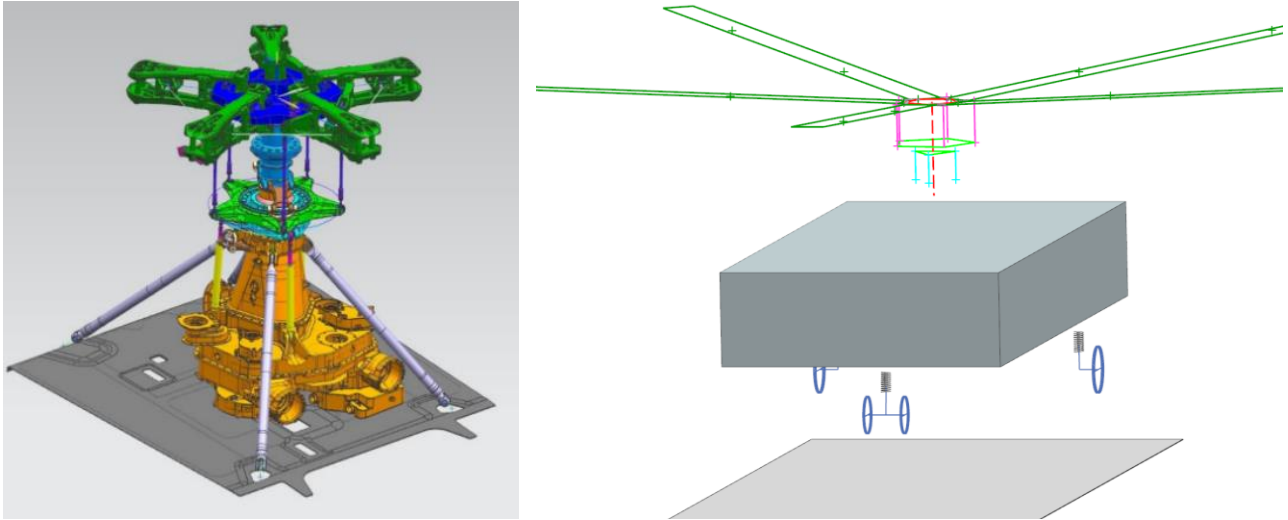
Şekil 4: Rotorsuz dinamik analiz modeli (üst) yan görünüm (sol) ön görünüm (sağ) izometrik görünüm

Ağırlığın 2/3'ü kadar kaldırma kuvveti, sistemin ağırlık merkezine uygulanmıştır. Helikopterin ağırlık merkezine ve gövde üzerinde seçilen noktalara 6 eksenli ivme sensörleri yerleştirilmiş, bu noktalarındaki çizgisel ve açısal ivmeler ölçülmüştür.

Bu model, Model A'ya gövdenin de dahil edilmesiyle, iniş takımlarının birbirleriyle etkileşimine ve açısal hızlar ihmal edilmeksizin bir dinamik analiz gerçekleştirilmesine olanak tanımaktadır.

Model C: Rotorlu Dinamik Analiz Modeli

Model B'ye ek olarak tam eklemlili bir rotorun komponentlerini de içerir. Tam eklemlili bir rotora örnek olarak Airbus H160 helikopterin rotoru ve oluşturulan dinamik analiz modeli Şekil 5'te görülebilir.



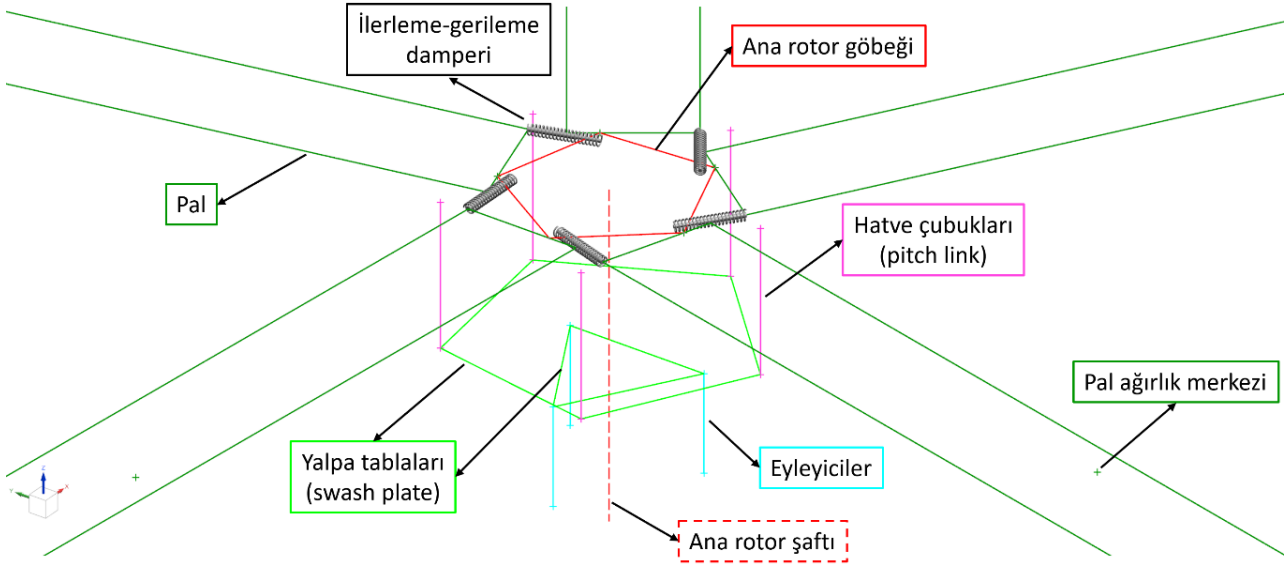
Şekil 5: (sol) H160 helikopteri ana rotoru [Guivarch, 2018] (sağ) Oluşturulan rotorlu dinamik analiz modeli

Rotoru oluşturan komponentler ve sayıları Tablo 2'de listelenmiştir.

Tablo 2: Rotor modeli komponentleri ve sayıları

Cisim	Sayısı
Rotor göbeği	1
Şaft	1
Pal	5
İlerleme-gerileme damperi	5
Hatve çubuğu	5
Dönen yalpa tablası	1
Dönmeyen yalpa tablası	1
Eyleyici	3

Rotor komponentleri Şekil 6'da daha detaylı olarak görülebilir.



Şekil 6: Rotor modeli komponentlerinin detaylı izometrik görünümü

Bu modelde kaldırma kuvveti helikopterin ağırlık merkezine değil, pallere uygulanmıştır. Toplam kaldırma kuvvetinin 5'te 1'i her bir palin %75 kanat açıklığı istasyonuna verilmiştir.

Komponentlerin birbirlerine aktaracağı yüklerin hesaplanabilmesi ve pallere helikopterin gövdesine giden yük yollarının belirlenebilmesi için kinematik tasarımın da doğru yapılması gerekmektedir. Cisimleri birbirlerine bağlayarak kinematik tasarımı tamamlayan eklemlerin listesi Tablo 3'te verilmiştir.

Tablo 3: Rotor modeli komponentleri ve sayıları

Cisim 1	Cisim 2	Ekleme çeşidi	Sayısı
Şaft	Helikopter gövdesi	1 eksenli döner ekleme	1
Rotor göbeği	Şaft	Sabit	1
Pal	Rotor göbeği	Küresel ekleme	5
Pal	İlerleme-gerileme damperi	Küresel ekleme	5
Pal	Hatve çubuğu	Küresel ekleme	5
İlerleme-gerileme damperi	Rotor göbeği	Küresel ekleme	5
Hatve çubuğu	Dönen yalpa tablası	Küresel ekleme	5
Dönen yalpa tablası	Dönmeyen yalpa tablası	1 eksenli döner ekleme	1
Dönmeyen yalpa tablası	Eyleyici	Küresel ekleme	3
Eyleyici	Helikopter gövdesi	Küresel ekleme	3

Analizde tüm komponentler rijit olmakla beraber, statik belirsizlik durumlarının önüne geçebilmek için bazı eklemler elastik olarak modellenmiştir. Rotor göbeği ve pali birleştiren küresel ekleme dışındaki elastik eklemlere yüksek sertlik katsayıları girilmiştir.

Rotor ve pali birleştiren küresel ekleme elastomerik rulman olarak bilinir ve rotorun dinamiğinde önemli rol oynamaktadır. Rulman ve ilerleme-gerileme damperinin sertlik-sönümlenme katsayıları, pal ağırlığı ve kütle atalet momentleri, rotor yarıçapı ve dönüş hızı gibi parametreler tipik değerler olarak girilmiştir. Rotorun Lock sayısı tam eklemlerle bir rotor için tipik sayılabilecek 8,15'tir.

Eyleyiciler uzayıp kısalarak pilotun kontrol girdilerini yalpa tablasına, oradan da pallere aktarırlar. Bu çalışmada pal aerodinamiğine ve kontrol girdilerine yer verilmediğinden eyleyiciler de sabit uzunlukta tutulmuştur.

Dikey iniş analizleri rotora bir ilk açısal hız verilerek helikopterin belli bir yükseklikten ağırlık ve kaldırma kuvvetleri altında düşüşe bırakılmasıyla yapılmıştır. Rulmeli iniş analizleri ise dikey iniş analizine ek olarak tekerlere bir ilk açısal hız verilerek gerçekleştirilmiştir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Ağırlık merkezinin yanı sıra Denklem 1'e göre açısal ivme ve açısal hızın etkisinin daha fazla olacağı burun ve kuyruk üzerindeki iki nokta seçilmiş, bu noktadaki ivme terimleri hesaplanmıştır. Orijini helikopterin ağırlık merkezinde bulunan gövde koordinat sistemine göre bu noktaların pozisyonları Tablo 4'te verilmiştir.

Tablo 4: Seçilen monitor istasyonlarının gövde koordinat sistemindeki pozisyonları

İstasyon	x koordinatı [mm]	y koordinatı [mm]	z koordinatı [mm]
Burun	3900	0	1000
Kuyruk	-5100	0	-500

Modellerin çıktıkları arasındaki kıyaslamalar açısal hızlar, ağırlık merkezi (center of gravity, c.g.) ile bu istasyonlardaki ivmeler ve iniş takımları yer reaksiyonları üzerinden yapılacaktır.

Dikey İniş Analizi

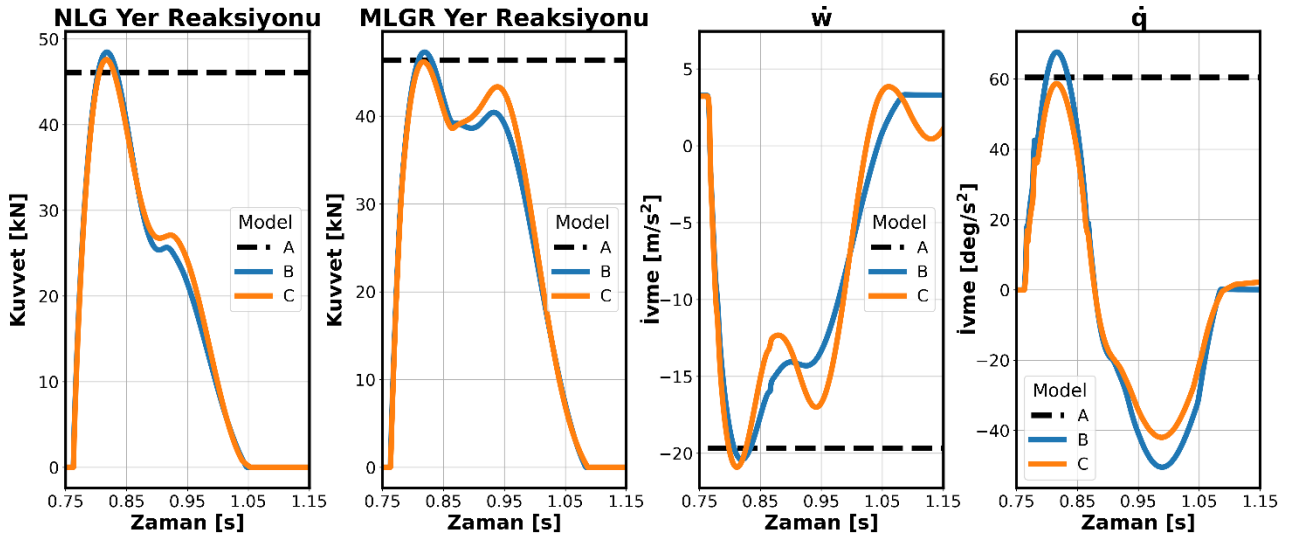
Her bir model ile gerçekleştirilen dikey iniş analizi için elde edilen değerler Tablo 5'te verilmiştir. Model A ile statik bir analiz gerçekleştirildiğinden değişkenlerin yalnızca bir değeri, Model B ve C için ise değişkenin simülasyon boyunca maksimum ve minimum değerleri verilmiştir. Bütün vektör bileşenleri helikopterin gövde koordinat sisteminde.

Tablo 5: Dikey iniş analizinin önemli sonuçları

Model	Açısal ivme [$^{\circ}/s^2$]			Açısal hız [$^{\circ}/s$]			Çizgisel ivme [m/s^2]									Yer Reaksiyonları [N]		
							c.g.			Burun			Kuyruk					
	\dot{p}	\dot{q}	\dot{r}	p	q	r	\dot{u}	\dot{v}	\dot{w}	\dot{u}	\dot{v}	\dot{w}	\dot{u}	\dot{v}	\dot{w}	NLG	MLGL*	MLGR*
A	0	60	0	0	0	0	0	0	-19,6	1,1	0	-23,8	-0,5	0	-14,3	46098	46358	46358
B max.	0	67,7	0	0	5,1	0	0,2	0	-	1,2	0	-	0,6	0	-	48480	47300	47300
B min.	0	-50,5	0	0	-2,8	0	0	0	-20,4	-0,8	0	-25,0	-0,6	0	-17,1	-	-	-
C max.	29,3	58,7	2,1	2,1	4,4	0	0,2	0	-	0,8	0,5	-	0,6	0,3	-	47601	45972	46187
C min.	-42,1	-41,9	-0,5	-2,6	-2,3	0	0	0	-20,9	-0,5	-0,5	-24,9	-0,7	-0,5	-19,9	-	-	-

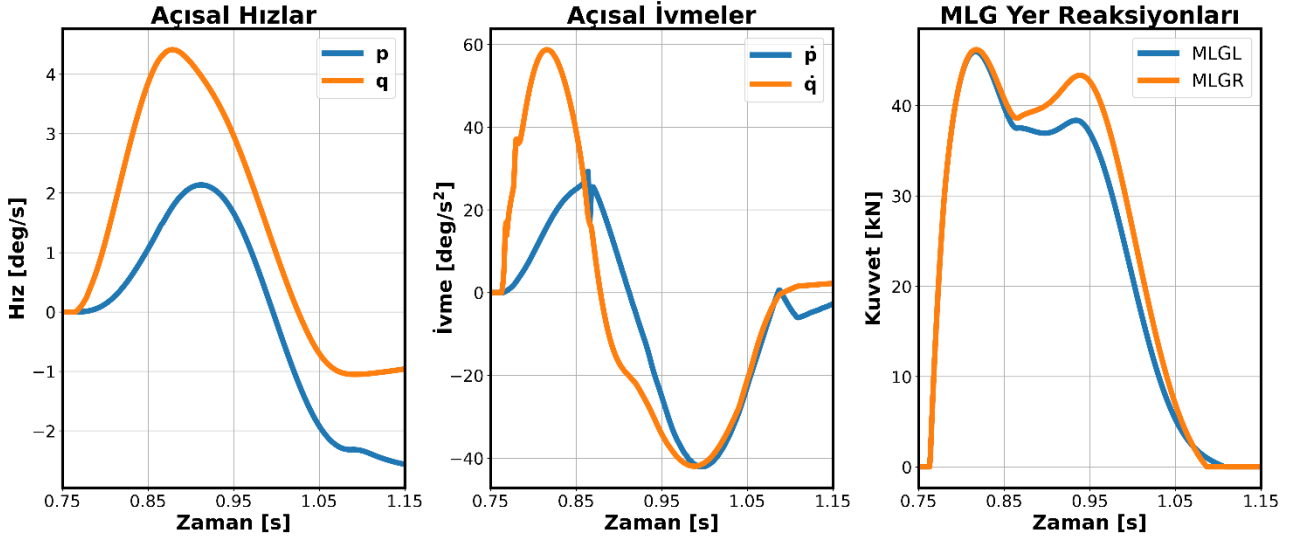
*Sırasıyla sol ve sağ ana iniş takımlarıdır

Bu iniş koşulu için baskın gelen ivme terimlerinin yunuslama yönündeki açısal ivme (\dot{q}) ile düşey yöndeki çizgisel ivme (\dot{w}) olduğu görülmektedir. Ağırlık merkezi ve burundaki \dot{w} teriminin üç modeldeki farkları %6,5 seviyesindedir. Açısal ivmeden daha çok etkilenen kuyrukta ise fark %40'a kadar çıkmıştır. İniş takımı yer reaksiyonlarının modeller arasındaki farkı %5,1 kadardır. Şekil 7'de dikey iniş analizinin önemli çıktılarının zamana göre değişimi verilmiştir.



Şekil 7: Dikey iniş analizinin önemli çıktılarının zamana göre değişimi

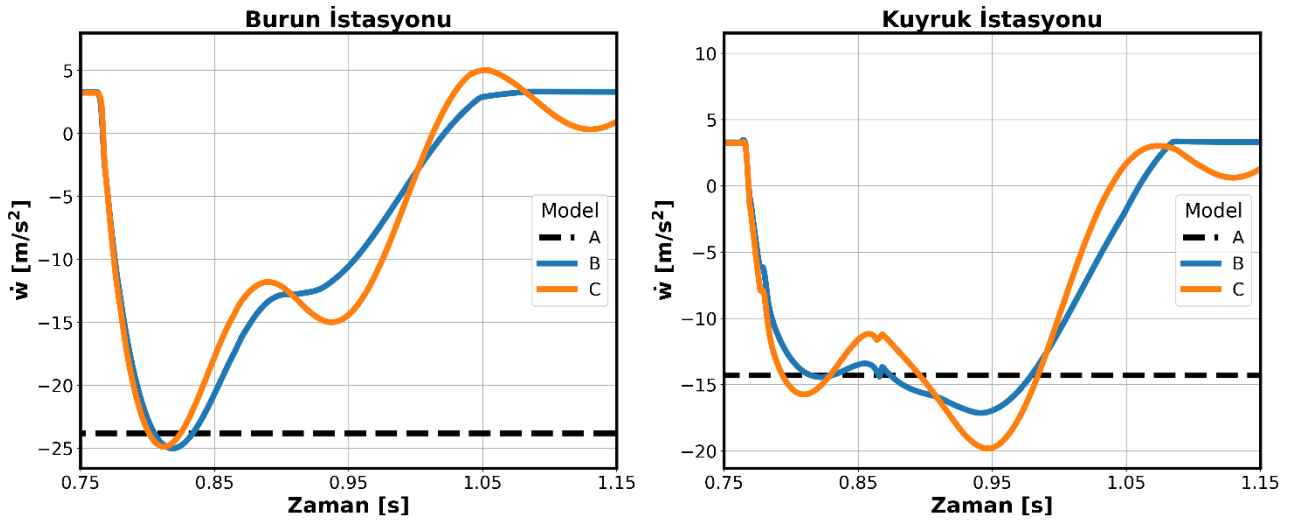
Model C'nin çıktıları incelendiğinde yunuslama yönündeki açılma hız ve ivmenin diğer modellerde olduğu gibi sıfır olmadığı görülebilir. Sağ ve sol ana iniş takımlarındaki yer reaksiyonları da birbirinden farklıdır. Bunun sebebi yüksek bir açılma momentuma sahip olan rotorun, jiroskopik etkisi sebebiyle helikopterin yunuslama ve yuvarlanma eksenlerini akuple etmesidir. Simetrik bir iniş gerçekleştiriliyor olmasına rağmen ön ve ana iniş takımlarının ağırlık merkezi etrafında oluşturdukları yunuslama momentlerinin eşit olmaması sebebiyle helikopter önce burun yukarı yunuslama hareketi, buna müteakip rotorun jiroskopik etkisiyle sağa doğru yuvarlanma hareketi gerçekleştirmekte, bu da sağ ana iniş takımına daha fazla yük binmesine sebep olmaktadır. Model C ile gerçekleştirilen dikey iniş analizinin açılma hız ve ivme sonuçları ile asimetrik MLG yer reaksiyonları Şekil 8'de gösterilmiştir.



Şekil 8: Rotorun jiroskopik etkisinin açılma hız ve ivme ile MLG yer reaksiyonlarına etkisi

Helikopter, kütle dağılımı itibarıyla yunuslama yönünde yuvarlanma yönüne göre çok daha yüksek bir kütle atalet momentine sahiptir ($I_{yy} > I_{xx}$). Bu nedenle jiroskopik etkiden kaynaklı asimetrimin kuyruk-aşağı iniş, eğimli yüzeye iniş, iki teker üzerine iniş gibi yunuslama yönünde dengelenmeyen momentlerin olduğu iniş senaryolarında daha da öne çıkması beklenir.

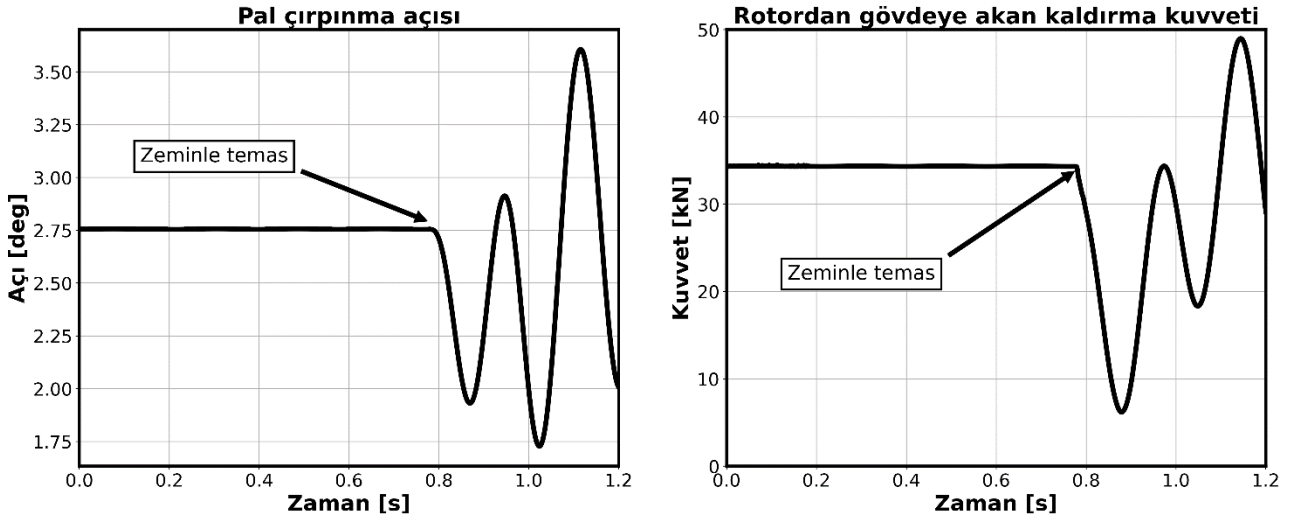
Burun ve kuyrukta seçilen noktadaki düşey ivmenin zamana göre değişimi Şekil 9'da verilmiştir.



Şekil 9: Burun ve kuyruk istasyonlarındaki düşey ivmeler

Statik analiz modelinin ilk pikte ivmeyi isabetli bir şekilde yakalayabildiği, ancak ikinci pikte modeller arasındaki sapmanın yüksek olduğu görülmüştür. Bu model zamana bağlı olmadığından, ivmelerdeki ilk pike tekabül eden maksimum yer reaksiyonunun gerçekleştiği andaki açılma ivmeyi hesaplayabilmiş, ancak \dot{q} teriminin zıt yönde etkili olduğu ikinci piki yakalayamamıştır. Bu durum, ağırlık merkezinden uzakta bulunmaları sebebiyle Denklem 2'ye göre \dot{q} teriminden daha çok etkilenmekte olan burun ve kuyruk istasyonlarındaki hata oranını artırmaktadır.

Şekil 9 incelendiğinde ivmenin rotorlu analiz modelinde rotorsuz olana kıyasla daha fazla salınım yaptığı da görülmektedir. Bunun sebebi gövdeye akan kaldırma kuvvetinin rotorlu modelde rotorsuzda olduğu gibi sabit olmamasından kaynaklanmaktadır. Şekil 10'da zeminle temastan itibaren pallerin çarpınma açılarındaki ve rotordan gövdeye akan kaldırma kuvvetindeki değişim gösterilmiştir.



Şekil 10: Rotorlu dinamik analiz modelinde (sol) pal çarpınma açısı ve (sağ) rotordan helikopterin gövdesine akan kaldırma kuvvetinin zamana göre değişimi

Çarpınma serbestliğine sahip olan paller, zeminle temas anında ivmenin yukarı, dolayısıyla ataletsel kuvvetin aşağı yönlü olmasından kaynaklı olarak aşağı yönlü çarpınma hareketi yapmakta, bu da pallerden gövdeye akan kuvvetin azalmasına sebep olmaktadır. Bu durum, CS-29.473(a) maddesine göre gövdeye sabit bir kuvvetin uygulanması varsayımı ile tezatlık göstermektedir.

Ruleli İniş Analizi

Bu iniş koşulu, iniş takımı ve gövdenin sürtünme yönündeki yüklenmelere karşı boyutlandırılması için analiz edilmektedir. Bu sebeple, CS-29.479(b)(3) maddesinde de belirtildiği gibi, analizlerin maksimum sürtünme kuvvetinin olduğu anına kadarki ivme ve yer reaksiyonu sonuçlarıyla ilgilenilmiştir. Tablo 7'de analizin önemli sonuçlarına yer verilmiştir.

Tablo 6: Ruleli iniş analizinin önemli sonuçları

	Açısal ivme [$^{\circ}/s^2$] ve hız [$^{\circ}/s$]		Çizgisel ivme [m/s^2]						Yer Reaksiyonları [N]			
			c.g.		Burun		Kuyruk		Sürtünme, F_D		Düşey, F_V	
Model	\dot{q}	q	\dot{u}	\dot{w}	\dot{u}	\dot{w}	\dot{u}	\dot{w}	NLG	MLG	NLG	MLG
A	-195,4	0	-8,1	-11,4	-11,5	1,9	-6,4	-28,8	13578	17646	24687	32084
B	-187,4	-2,6	-9,8	-14,2	-13,2	-2,2	-8,3	-30,8	20661	20692	36252	35832
C	-164,1	-2,3	-10,5	-16,3	-12,9	-4,9	-8,6	-30,7	20887	20124	36674	36254

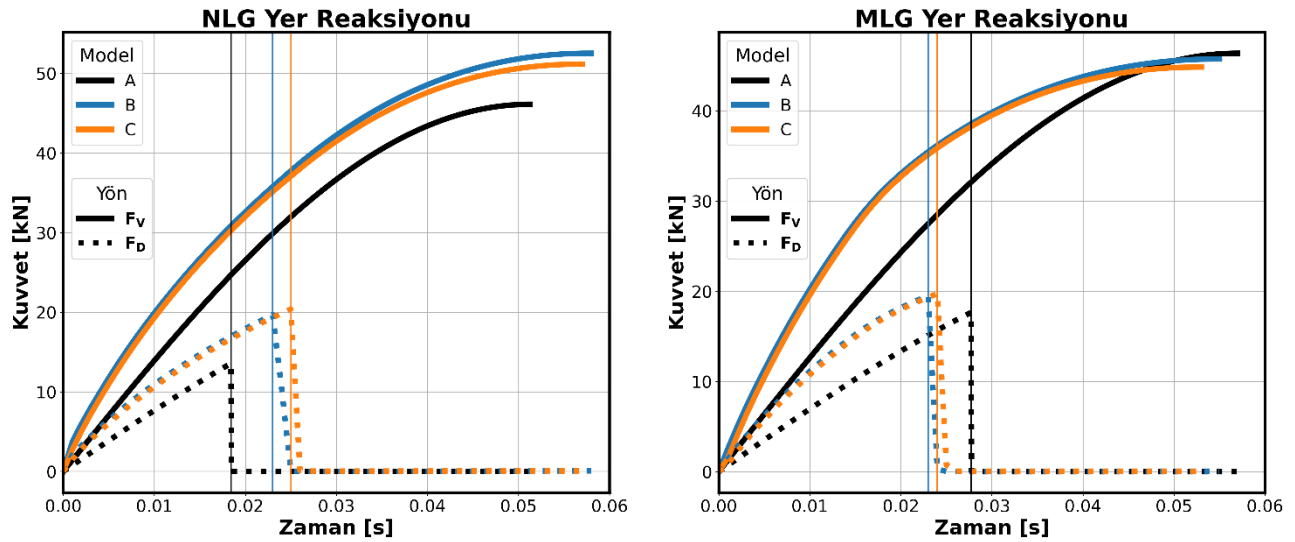
Bu iniş koşulu için \dot{w} terimlerinin kuyruk istasyonu haricinde dikey iniş koşulunda elde edilenlere kıyasla önemsiz kaldığı, baskın gelen ivme terimlerinin \dot{q} ve \dot{u} olduğu görülmektedir. \dot{u} terimi için ağırlık merkezinde %30 seviyesinde olan hata oranı, burun ve kuyrukta sırasıyla %15 ve %34 seviyelerindedir. Bu denli yüksek hata oranının sebebinin statik analiz modelinde düşük hesaplanan, özellikle sürtünme yönündeki yer reaksiyonları olduğu görülebilir.

Statik analiz modelindeki yer reaksiyonları Denklem 6, 7, 11 ve 14, ya da kısaca "spin-up" denklemleri kullanılarak bulunmuştur. Bu denklemler elide edilirken temelde iki varsayım yapılmıştır. Bunlar, (i) ruleli inişte de dikey inişteki kadar düşey yer reaksiyonu oluşacağı ve (ii) düşey yer reaksiyonunun bir sinüzoid şeklinde maksimuma ulaşacağı varsayımlarıdır. Tablo 7'de spin-up denklemlerinin girdileri modeller arasında kıyaslanmıştır.

Tablo 7: Statik analiz modelinde yer reaksiyonlarının hesaplanmasına imkan sağlayan parametrelerin modeller arasındaki kıyaslaması

Model	NLG				MLG			
	d_V [mm]	n_{LG}	t_V [s]	t_{SU} [s]	d_V [mm]	n_{LG}	t_V [s]	t_{SU} [s]
A	115,4	2,85	0,051	0,018	131,8	2,15	0,057	0,028
B	129,7	3,24	0,058	0,023	120,4	2,12	0,055	0,023
C	125,4	3,16	0,057	0,025	114,7	2,07	0,053	0,024

Tablo incelendiğinde yer reaksiyonlarının hesabında girdi olan tüm parametrelerde yüksek hata oranlarının olduğu görülmektedir. Bu durum spin-up denklemlerinin elde edilmesinde yapılan kusurlu varsayımlar ile açıklanabilir. Şekil 11’de yer reaksiyonlarının zamana göre değişimleri verilerek bu varsayımların isabetliliği incelenmiştir.



Şekil 11: Yer reaksiyonlarının maksimuma ulaşana kadarki zamana göre değişimleri. Dikey çizgiler “spin-up” zamanını (t_{SU}) göstermektedir

Şekil 11 incelendiğinde MLG düşey yer reaksiyonunun büyüklük olarak isabetli bir şekilde hesaplandığı, ancak Denklem 6’da varsayıldığı gibi sinüzoidal bir meyilde olmadığı görülebilir. Diğer yanda, şok emicinin kütle-yay-damper dinamiğine bağlı olan bu meyil için sinüzoidal varsayımının NLG’de isabetli olduğu görülürken, buradaki hatanın sebebinin ise ruleli inişte de dikey inişteki kadar dikey yer reaksiyonu olacağı varsayımı olduğu anlaşılmaktadır.

Dinamik analiz modellerinde, sürtünme kuvvetlerinin oluşturduğu burun aşağı moment NLG yer reaksiyonu ile dengelenirken, statik analiz modelinde yunuslama yönündeki açılal ivme ile dengelenmiş, bu durum da NLG reaksiyonlarının küçük ve Tablo 6’da görüldüğü gibi \dot{q} teriminin yüksek hesaplanmasına sebep olmuştur.

Diğer yanda, tüm sonuçlar incelendiğinde, rotorlu ve rotorsuz dinamik analiz modellerinin ruleli iniş analizi için çok yakın çıktılar verdikleri görülmektedir. Bunun sebebi, spin-up hadisesinin 25 milisaniye gibi çok kısa bir zaman diliminde gerçekleşmesi ve dikey iniş analizinde görülen rotorun dinamik etkilerinin meydana gelmesi için yeterince zaman olmamasıdır.

SONUÇ

Çoklu cisimler yaklaşımı ile bir helikopterin iniş takımları ile gövdesini ve; iniş takımları, gövdesi ve rotorunu içeren iki ayrı dinamik model oluşturulmuş, oluşturulan modeller ile üç teker üzerine dikey ve ruleli iniş koşullarının benzetimi gerçekleştirilmiştir. İniş takımı yer reaksiyonları, gövdenin açılal hızları ile ivmeleri ve ağırlık merkezi, burun ve kuyruk bölgelerindeki çizgisel ivmeler kıyaslanmıştır. Elde edilen sonuçlar literatür ve endüstride benimsenen statik analiz metodunun aynı iniş koşulları için çıktıkları ile kıyaslanmış, farklar ortaya konmuştur.

Dikey iniş analizinde maksimum yer reaksiyonlarının modeller arasında benzer olduğu, ancak statik analiz modelinin yön değiştirmekte olan açışal ivmeyi yakalayamamasından kaynaklı olarak burun ve kuyruk bölgelerindeki çizgisel ivme terimlerinde yüksek sapmaların olduğu görülmüştür. Ruleli iniş analizinde ise hem yer reaksiyonlarında, hem de ivme terimlerinde yüksek sapmalar gözlemlenmiş ve bunun sebebinin statik spin-up denklemlerinin elde edilmişinde yapılan isabetsiz varsayımlar olduğu gösterilmiştir.

Rotorlu dinamik analiz modeli, rotorsuz olana ek olarak, rotorun jiroskopik etkisinden kaynaklı ana iniş takımlarındaki asimetric yüklenmeleri ve yunuslama-yuvarlanma yönlerindeki bağlantıyı ortaya koymuştur. Buna ek olarak rotorlu modelde pallerden gövdeye akan kaldırma kuvvetinin, CS-29.473(a) maddesinde varsayılanın aksine, sabit olmadığı görülmüştür. Gövdeye akan kaldırma kuvvetindeki salınım, çizgisel ivmelerde de salınıma ve kritik yüklerin artmasına sebep olmaktadır.

Çalışmada rotor aerodinamiğine ve gövde elastisitesine yer verilmemiştir. Bu iki ayrı disiplinin de dinamik analize entegre edilmesiyle en gelişkin seviyede helikopter iniş analizlerinin gerçekleştirilmesi ve nihayetinde en optimal bir yapısal tasarımın yapılması mümkün olacaktır.

Kaynaklar

- AGARD (1997). Advisory Group For Aerospace Research & Development, Lecture Series 209, Helicopter/Weapon System Integration, NATO
- ANC-2 Ground Loads (1952). Air Force – Navy – Commerce Bulletin, Aircraft Design Criteria
- Cristiani, D., Colombo, L., Zielinski, W., Sbarufatti, C., Cadini, F., Dziendzikowski, M., & Giglio, M. (2020). On the Evaluation of a Coupled Sequential Approach for Rotorcraft Landing Simulation. *Sensors*, 20(9), 2540. doi: 10.3390/s20092540
- CS-29 Amendment 10 (2021), “Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Large Rotorcraft”, European Union Aviation Safety Agency
- Currey, S.N. (1988). “Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices”, *AIAA Education Series*, Washington, D.C., USA.
- Dong, L., Hou, P., Yang, W., 2012. Aeroelastic Analysis of Rotor/Fuselage/Landing Gears Coupled System of Helicopter during Rotor Starting Process on Ground, 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition, BEXCO, Busan, Korea, 12-15 Şubat.
- Guivarch, D., Mermoz, E., Marino, Y., 2018. A New Modeling Framework to Predict Helicopter Dynamic Systems Loads, American Helicopter Society 74th Annual Forum, Phoenix, Arizona, USA, May 14-17.
- Krüger, W. and Morandini, M. (2008). “Numerical Simulation of Landing Gear Dynamics: State-of-the-art and Recent Developments”, *AVT-152 Symposium on Limit Cycle Oscillation and other Amplitude-Limited Self-Excited Vibrations*, August 09.
- Lee, H., Viswamurthy, S., Park, S., Kim, T., Shin, S., & Kim, D. (2010). Helicopter Rotor Load Prediction Using a Geometrically Exact Beam with Multicomponent Model. *Journal Of Aircraft*, 47(4), 1382-1390.
- Nicholas, J., 2007. Advanced Dynamic Simulation for Determination of Landing Gear Loads, American Helicopter Society 63rd Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, USA, 1-3 Mayıs.
- Özturan, B. (2019). “Multibody Simulation of Helicopter Rotor With Structural Flexibility”, Master’s Thesis, METU.
- Schmidt, R.K. (2015). “Advances in Aircraft Landing Gear Design”, *SAE International*, Warrendale, Pennsylvania, USA.
- Stanisławski, J. (2019). A Simulation Model for Computing the Loads Generated at Landing Site During Helicopter Take-Off or Landing Operation. *Transactions On Aerospace Research*, 2019(2), 59-75.
- Vallone, G., Manes, A., Sbarufatti, C., & Giglio, M. (2013). Helicopter Harsh Landing Events: A Computational Hybrid Methodology to Estimate Fuselage Damage. *Journal Of Aircraft*, 50(6), 1896-1907. doi: 10.2514/1.c032294
- Wright, J.R. and Cooper, J.E. (2007). “Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads”, *John Wiley & Sons, Ltd.*, West Sussex, England.
- Yıldız, F. (2021). “An algorithm for designing nonlinear springs, or nonlinear dampers, using a mechanical force generator and its application to an aircraft landing gear”, Master’s Thesis, METU.