BELL 407 VE SKORSKY S76C HELİKOPTERLERİNİN MATEMATİKSEL MODELLENMESİ VE DİNAMİK ANALİZİ

[1]Ahmet ÖVEN, [2]Cihan DEMİR

[1,2] Yıldız Teknik Üniversitesi &Makine Mühendisliği& Makine Teorisi, Sistem Dinamiği ve Kontrol Anabilim Dalı

ORCID Kod: 0009-0002-8513-021X, 0000-0001-8412-0787

ÖZET

Bu çalışmada pasif iniş takımlarının kalkış ve iniş sırasında maruz kaldıkları zorlayıcı kuvvetler altında dinamik cevapları incelenmiştir. Konsept fiziksel tam model senaryoları üzerinden alt modeller oluşturulmak suretiyle gerçek değerler ile tek ve iki serbestlik dereceli modeller oluşturulmuştur. Lagrange yöntemi ile hareketini yöneten diferansiyel denklemler çıkarılarak matematiksel modeller Matlab Simulink'te oluşturulmuştur. Literatürde kabul gören titreşim modeline gövde kütle, kaldırma katsayısı, kaldırma kuvveti, itki kuvveti ayrıca roll ,pitch, bounce ve yaw serbestlik dereceleri de tanımlanarak analizler gerçekleştirilmiştir. Modelleme yaklaşımlarında, Skorsky S76C ve Bell 407 helikopterleri fiziksel özellikleri nümerik analizlerde kullanılmıştır. Belirli kütle, hız, kaldırma kuvveti, kanat alanı değerleri ile analizlerde kaldırma katsayıları, damper kuvvetleri, yay ve sönüm değerlerinin sisteme olan etkisi incelenmiştir. Amerikan Federal Aviation Administration (FAA) standartlarına göre değerlendirmeler yapılarak pratik yönden katkısı olacak sonuçlar elde edilmiştir. Analizler sonucunda kaldırma ve itki kuvvetinin uçuş dinamiği üzerinde etkili olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Helikopter, Matematiksel Modelleme, Titreşim

The Dynamic Analysis and Mathematical Model of Bell 407 and Skorsky S76C Helicopters

ABSTRACT

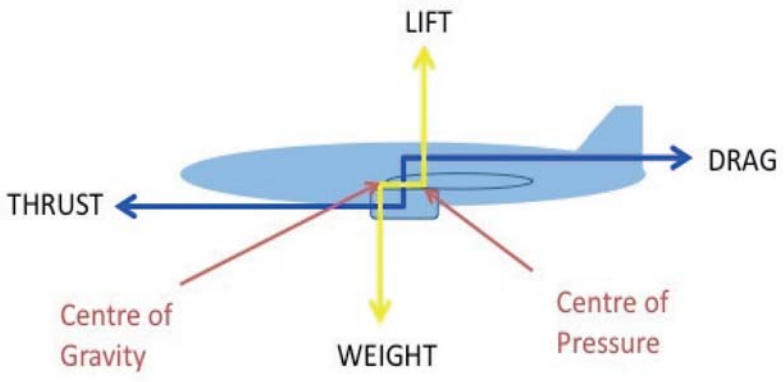
In this study, the dynamic response of passive landing gears under forcing forces during take-off and landing is investigated. Single and two degree of freedom models were created with real values by creating sub-models over conceptual physical full model scenarios. Mathematical models were created in Matlab Simulink by deriving the differential equations governing the motion by Lagrange method. Body mass, lift coefficient, lift force, thrust force and roll, pitch, bounce and yaw degrees of freedom were also defined to the vibration model accepted in the literature. In the modeling approaches, the physical characteristics of Skorsky S76C and Bell 407 helicopters were used in the numerical analysis. The effects of lift coefficients, damper forces, spring and damping values on the system were analyzed

with certain values of mass, speed, lift force and blade area. According to the American Federal Aviation Administration (FAA) standards, evaluations were made and practical results were obtained. As a result of the analysis, it is seen that lift and thrust are effective on flight dynamics.

Keywords: Helicopter, Mathematical Model, Vibration

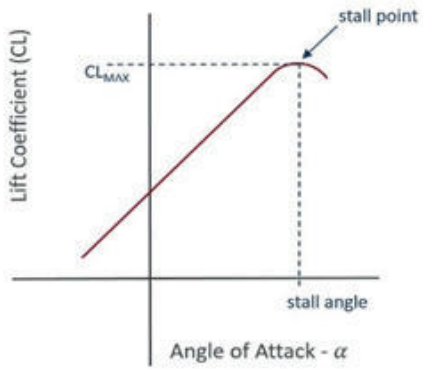
1. GİRİŞ

Helikopter dikine havalanabilen, döner kanatları olan, havada sabit bir noktada hareketsiz kalabilen, **uçağın basit halidir.** Havada durmasını sağlayan kaldırma kuvveti, hava aracının üzerinde düşey bir eksen etrafında yatay olarak dönen bir rotora bağlı pervaneler aracılığıyla sağlanır. Pervane kollarına pal denir, paller açılı olarak konumlandırılmıştır.



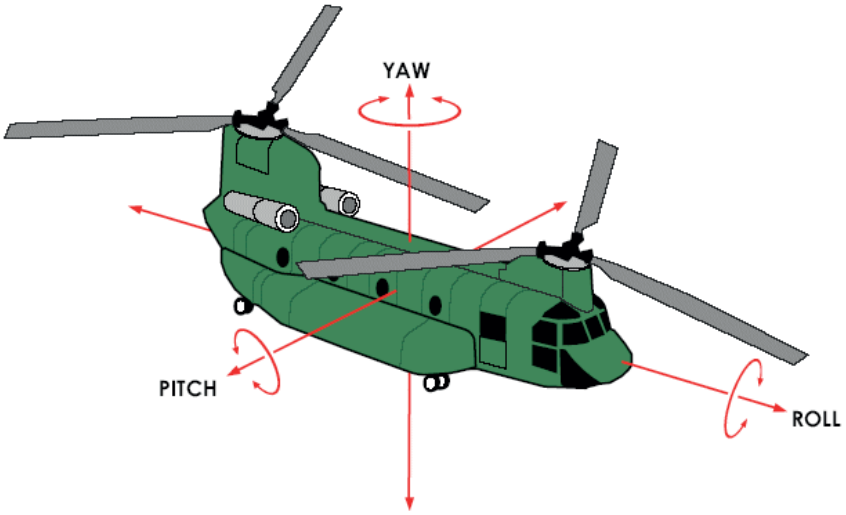
Şekil 1. Helikoptere etki eden ağırlık ve kuvvetler

Bir helikopter, itme ve kaldırma faktörlerini kontrol eden ve aynı zamanda rotorların yardımıyla uçan bir makinedir. Bir helikopterde, boyut ve hız gibi gereksinimlere bağlı olarak birkaç rotor(main ve tail) vardır. Rotorlar hareket ettikçe, helikopteri yukarı doğru kaldırmak için hava kullanılır. Hava, gökyüzünde bir yüzdürme (pervanenin süpürme alanı) oluşturmak için kanatlar yardımıyla aşağı doğru hareket ettirilir. Bu, helikopteri havada tutar. Kaldırma Kuvveti, bir uçağın ağırlığından daha büyük olmalıdır ve bu, daha fazla itme gücü üreten bıçakların/pal hücum açısı (attack angle) ile kontrol edilir.



Şekil 2. Kaldırma Katsayısı ve Hücum Açısı Grafiği

Aşağıda örnek bir helikopter'in ağırlık merkezi ve eksenlerine bağlı olarak roll, yaw, pitch hareketleri bulunmaktadır, bu eksen hareketleri baz alınarak modellemeler gerçekleştirilecektir.



Şekil 3. Helikopter 'de eksen bazında hareketler ve serbestlik dereceleri

Bu modellemeler şematik olarak iniş takımlarından (gerek kızaklı gerekte lastik tekerlekli), rotor pallerine (kanatlarına) ve kuyruk rotoruna kadar kütle, yay ve sönüm elemanlarını kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Enerji ifadeleri ve Lagrange denklemleri kullanılarak Helikopter gövdesine ait hareketi yöneten diferansiyel denklemler iniş takımları da göz önüne alınarak elde edilir. Literatürde yapılan çalışmalardan farklı olarak kütle ve itki kuvveti göz önüne alarak modeller incelenmiştir.

Sistemin Matlab-Simulink'te uçuş için dinamik analizi çeşitli parametreler için yapılacaktır. Sivakumar[1]'ın titreşim modelinde sadece sönüm ve yay değerleri kullanılmış, gövde kütlesi kaldırma katsayısı ve kaldırma kuvveti değerleri ayrıca roll ,pitch, bounce ve yaw değerleri de sisteme eklenmemiştir. X.M.Dong[13]' a göre ise sisteme kaldırma kuvveti ve helikopterin kendi kütlesi eklenerek sistem üzerinden çalışılmıştır. Lojewski R.[14]'nin çalışmalarında Kessler[2]'in almanca bir doktora tezinden istifade edilmiş BO 105 helikopter modellemesinde kaldırma kuvveti ve gövdenin kütlesi sisteme eklenerek ve sadece pitch hareketi baz alınarak yer titreşim modeli oluşturulmuştur .

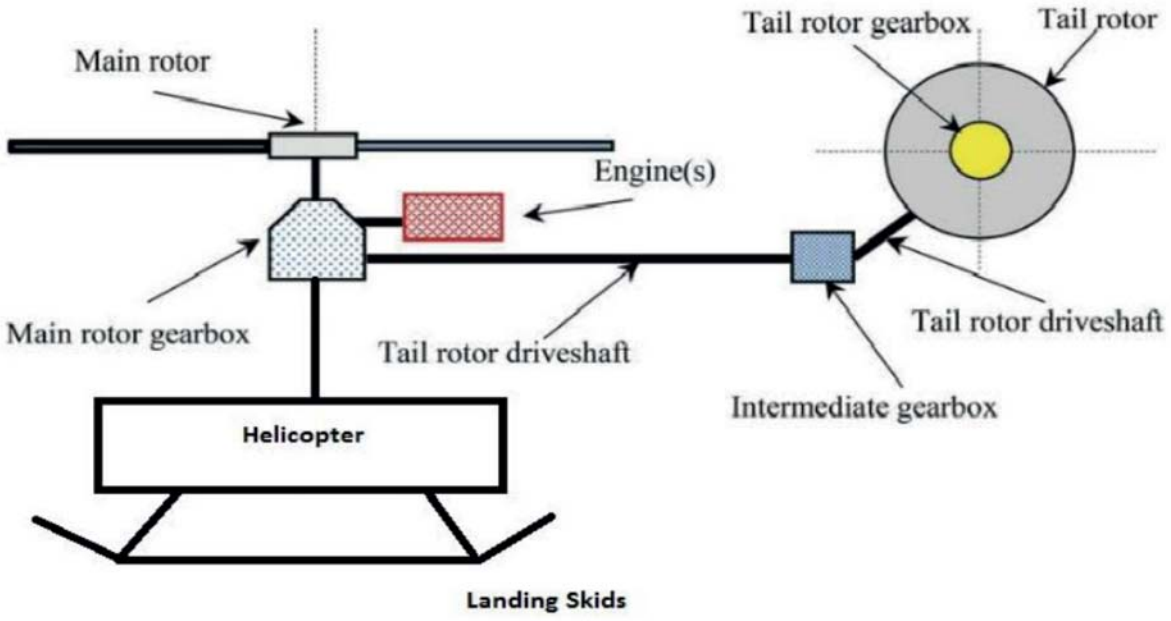
Sivakumar[1]'den farklı olarak itki kuvveti ve gövde ağırlık etkisi göz önüne alınarak modelleme yaklaşımı açısından literatüre katkıda bulunulmuştur. Analizler sonucunda uçuş dinamiği üzerinde etkileri göz önünde bulundurulması gerektiği görülmüştür.

2. Modelleme Yaklaşımları

Toplamda bir tam model ve iki alt model tasarlanarak Matlab-Simulink için denklemler oluşturulmuştur.

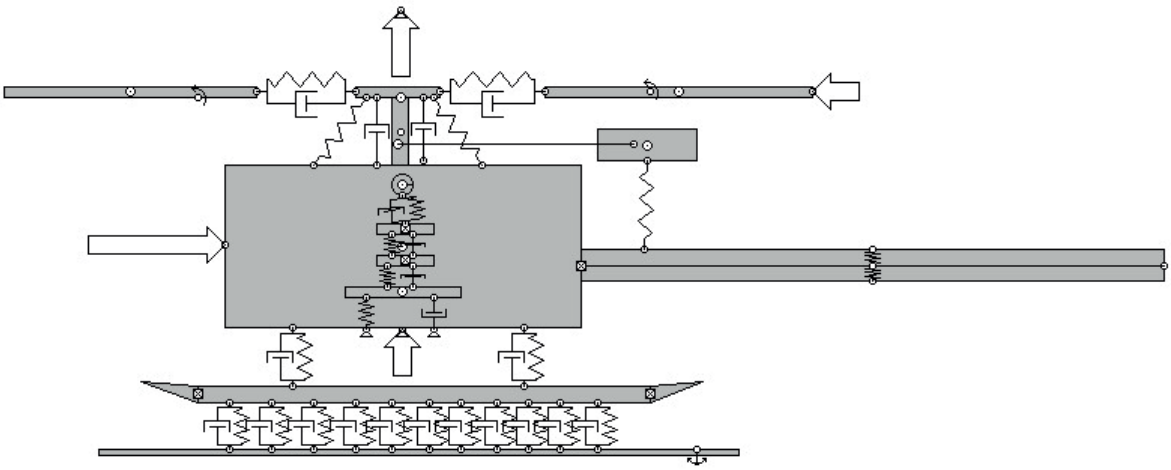
2.1 Konsept Tam Model Senaryosu

Landing Skids(kızaklı tip) ve Landing Gears(lastik tekerlekli) olarak iki tipe ayrılan helikopter iniş takımlarının şematik diyagramını baz alarak kızaklı ve tekerlekli olmak üzere konsept model üzerinden modellemeler oluşturulmuştur.



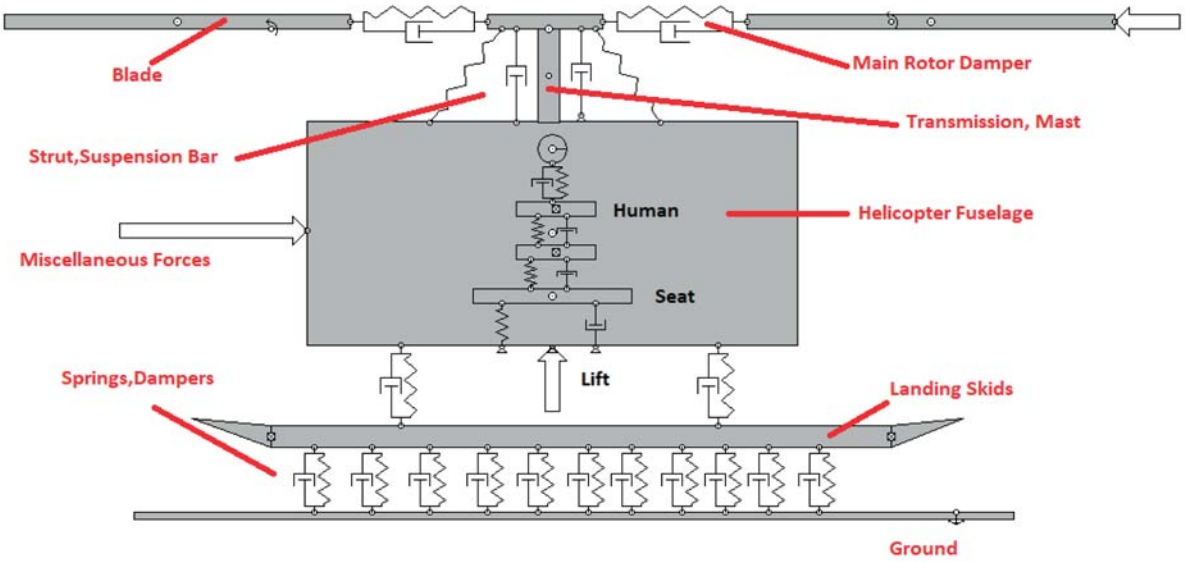
Şekil 4. Şematik Diyagram

Aşağıda bir helikopterin, yay ve sönüm elamanlarından oluşan konsept tam model çalışması bulunmaktadır ve bu model baz alınarak BELL 407 ve Skorsky S76C'nin iniş takımlarının matematiksel modellerinin oluşturulması için model senaryosu aşağıda ortaya konulmuştur.



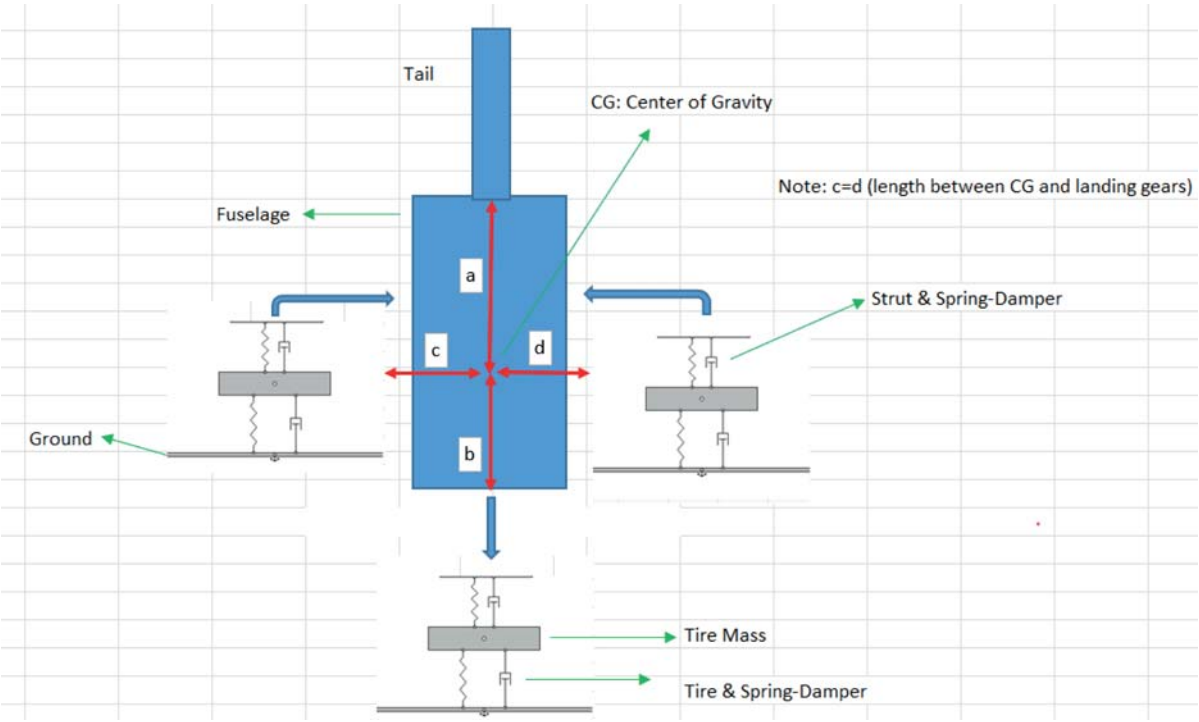
Şekil 5. Helikopter & Konsept Tam Model

Helikopterlerin özellikle rotor kısmında çok fazla süspansiyon sistemi bulunmakta MR Damper, shock absorber gibi titreşimi absorbe eden farklı elemanlar ile de süspansiyon ekipmanlarını arttırabilmek mümkündür.



Şekil 6. Konsept Tam Model Bileşenleri ve Tanımlamaları

2.2 İki Serbestlik Dereceli Modelleme

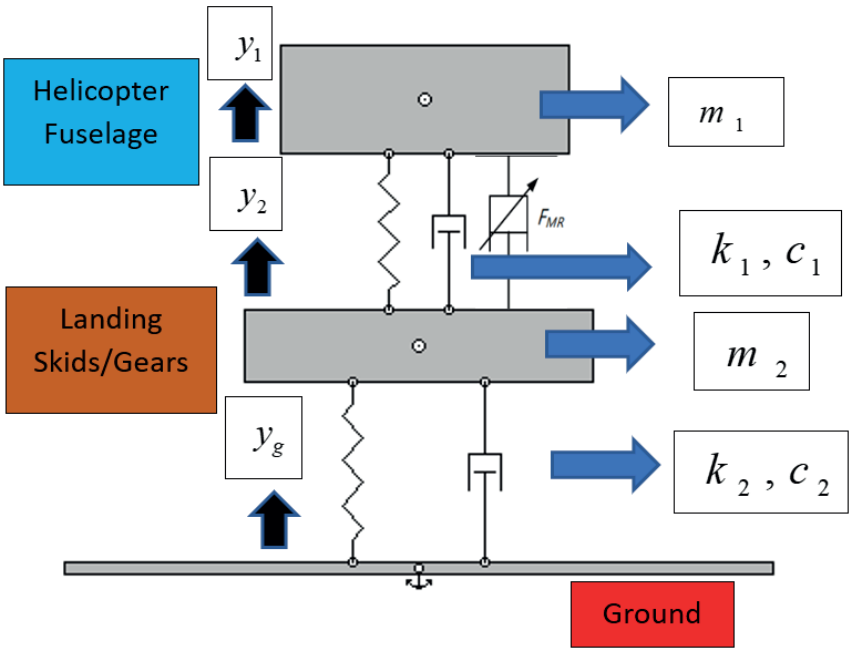


Şekil 7. Skorsky S76 C & Oven-Demir Modeli

İki serbestlik dereceli modelimiz için ;

y_1, y_2 : Helikopter Gövdesi Deplasmanı ve İniş Takımları Deplasmanı'dır.

F_{MR} : MR (magnetorheological)Damper, Simulink'te Q olarak tanımlanmıştır.



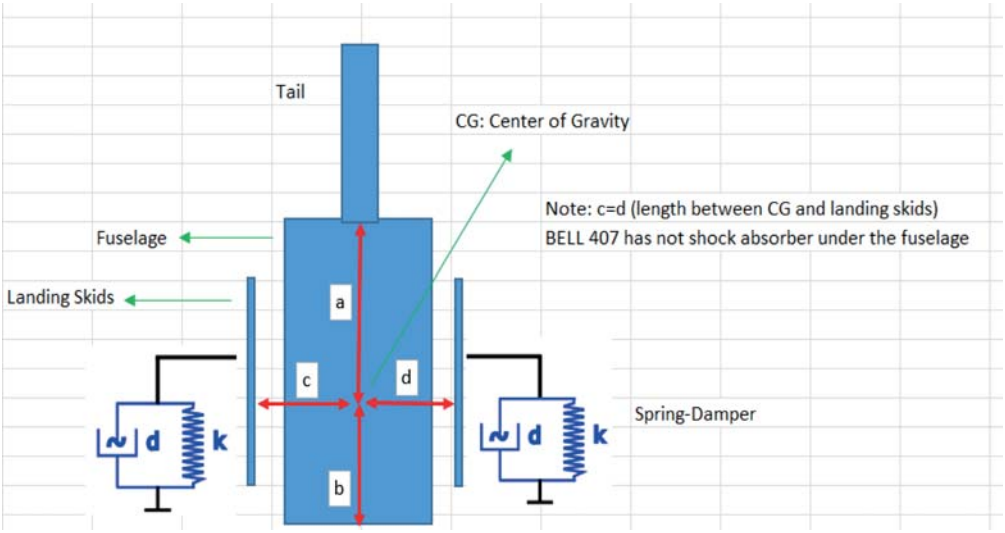
Şekil 8. Skorsky S76 C & İki Serbestlik Dereceli Matematiksel Modelleme

Sistemin diferansiyel denklemlerini oluşturduğumuzda;

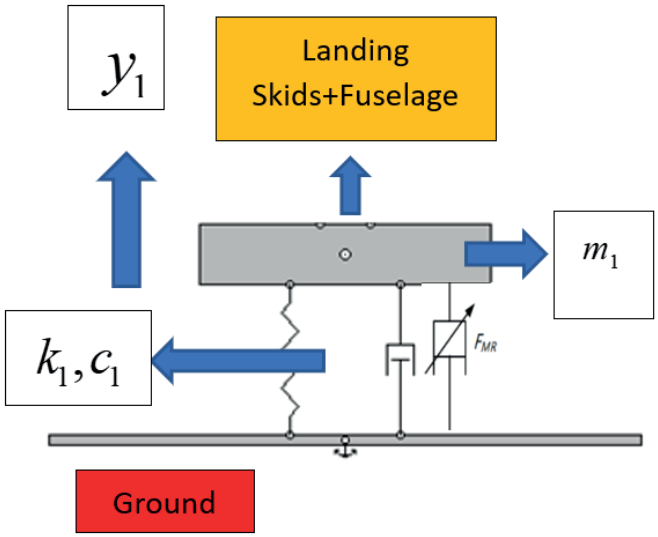
$$m_1 \ddot{y}_1 = -k_1(y_1 - y_2) - c_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) - F_{MR} + m_1 g - L_f \quad (1)$$

$$m_2 \ddot{y}_2 = k_1(y_1 - y_2) + c_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) - k_2(y_2 + y_g) - c_2(\dot{y}_2 + \dot{y}_g) + F_{MR} + m_2 g \quad (2)$$

2.3 Tek Serbestlik Dereceli (TSD) Modelleme



Şekil 9. Bell 407 & Oven-Demir Modeli



Şekil 10. Bell 407 & Tek Serbestlik Dereceli Matematiksel Modelleme

Sistemin tek serbestlik dereceli diferansiyel denklemini oluşturduğumuzda;

$$m_1 \ddot{y}_1 = -k_1(y_1) - c_1(\dot{y}_1) - F_{MR} + m_1 g - L_f \quad (3)$$

2.4 Kaldırma Kuvveti ve Hız

Helikopter take-off ve irtifa halinde Bell 407 için 1-72 m/s, Skorsky S76C için ise 10-85 m/sn arasında hız değişimi uygulanarak denklem parametreleri elde edilmiştir.

Lift Force Denklem $L = l\,g(m_1+m_2)$ (4)[13]

Lift Force Denklem $L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S$ (5)[15]

Tablo 1

Parameters of Lift Force (Skorsky) &Denklem 5		
Lift Coefficient(CL)	1,35	from Figure 11
Air Density(ρ)kg/m3	1,225	101.3 kPa 15 C°
Velocity(v) m/s	85	
Total Wing Area(S) m2	6,44	0,35*4,50*4=6,44 m2
Lift Force	38473.67	N(Newton)

Tablo 2

Parameters of Lift Force (Skorsky) & Denklem 4		
Lift Coefficient(CL)	1,35	from Figure 11
Gravity(g)	9,81	m/s2
Fuselage(m1)	3691	Kg
Tire and Strut(m2)	70	Kg
Lift Force	49808,8	N(Newton)

Tablo 3

Parameters of Lift Force (Skorsky) Denklem 5		
Lift Coefficient(CL)	1.35	from Figure 11
Air Density(ρ)kg/m3	1.225	101.3 kPa 15 C°
Velocity(v) m/s	10	10 knot= 5,14 m/s
Total Wing Area(S) m2	6.44	0,35*4,50*4=6,44 m2
Lift Force	532.5075	N(Newton)

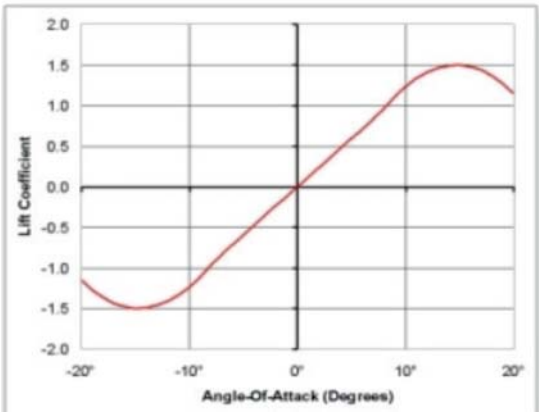
Tablo 4

Parameters of Lift Force (Bell) & Denklem 5		
Lift Coefficient(CL)	1,35	from Figure 11
Air Density(ρ) kg/m3	1,225	101.3 kPa 15 C°
Velocity(v) m/s	72	
Total Wing Area(S) m2	5,76	0,27*5,33*4=5,76 m2
Lift Force	24690,36	N(Newton)

Tablo 5

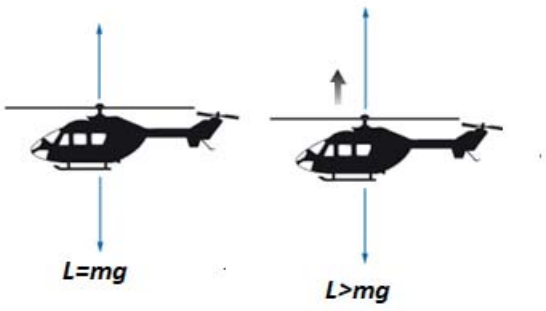
Parameters of Lift Force (Bell) & Denklem 4		
Lift Coefficient(CL)	1,35	from table
Gravity(g)	9,81	m/s2
Fuselage(m1)	1609	Kg
Tire and Strut(m2)	95	Kg
Lift Force	22566,92	N(Newton)

Kaldırma Kuvvetini hesaplarken kaldırma katsayısı ve pervane kanatlarının hücum açısını aşağıdaki tabloyu baz alarak 10°lik hücum açısına karşılık 1,35 katsayı değeri bulunmuştur.



Şekil 11. Kaldırma Katsayısı ve Hücum Açısı Grafiği

Kaldırma Kuvvetini belirleyen her iki denklem çözümünde (4,5) Skorsky ve Bell helikopterlerinin uçmasını sağlayan L>mg ve L=mg olana kadarki L<mg şartı da sağlanmış olup hız faktörünün(v) ve kaldırma katsayısının(CL), kaldırma kuvvetini(Lift Force) etkileyen en etkili parametreler olduğu da görülmüştür.



Şekil 12. Helikopter & Kaldırma Kuvvetleri

3. Nümerik Simülasyonlar

3.1 Take-Off(Kalkış)

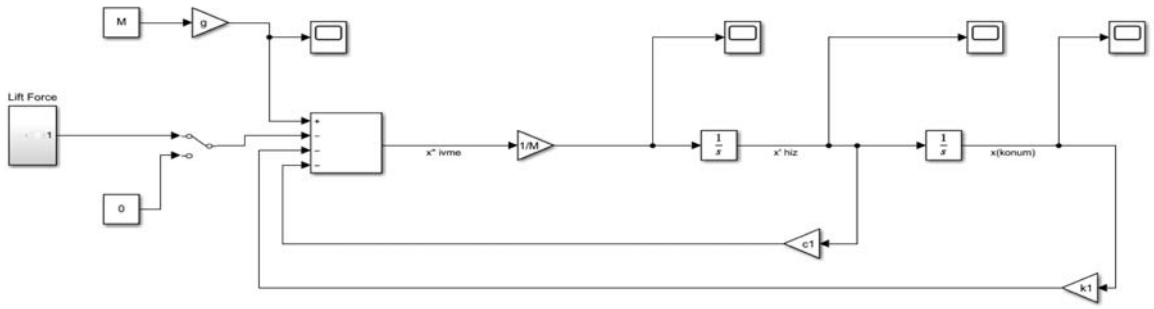
Tek Serbestlik Dereceli ve İki Serbestlik Dereceli, itki kuvveti ve ağırlık etkisi altında gövde ve iniş takımı titreşim değerleri ve Simulink modellerinde itki kuvvetinin yanı sıra kütlenin sıfır olduğu ve olmadığı opsiyonlarda ayrıca incelenmiştir.

3.1.1 BELL 407'nin Dinamik Analizi ve Parametreleri

Tablo 6. BELL Parametreler [2]

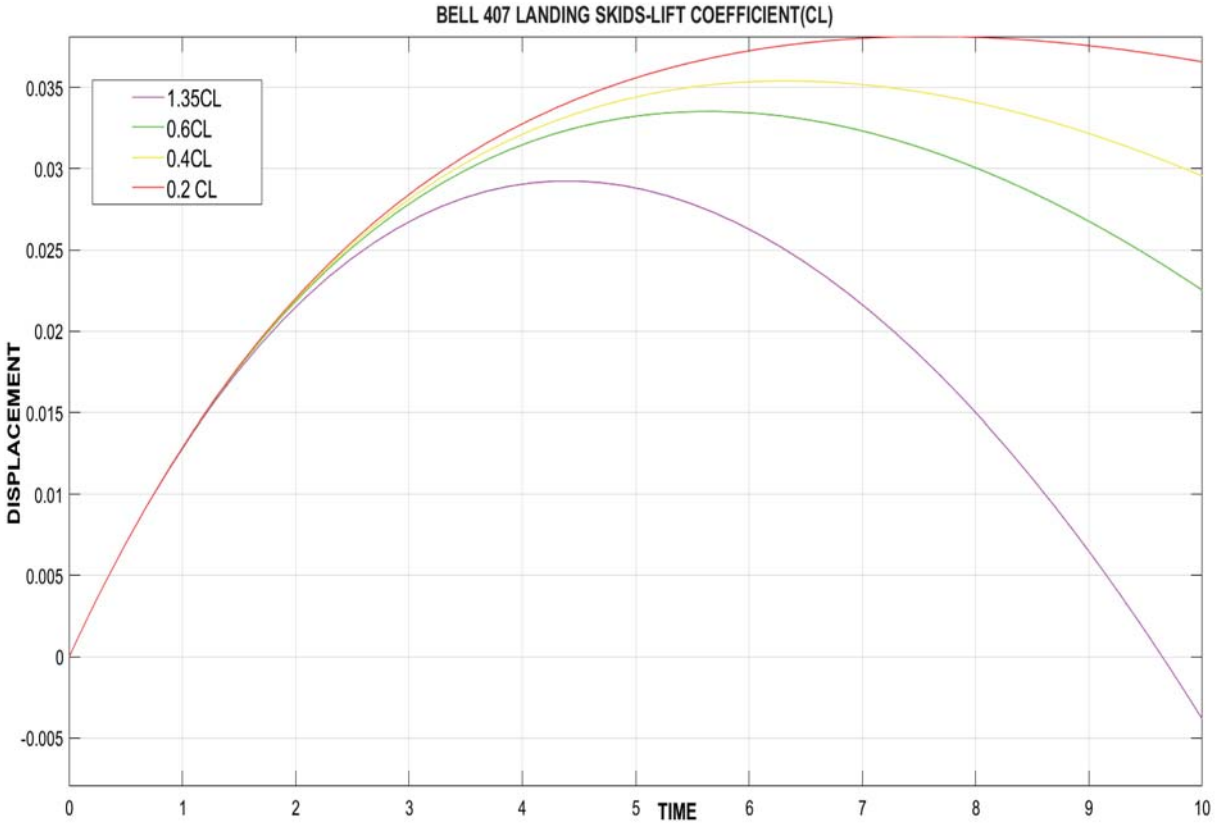
Parameters	Bell 407
Between Skid Tubes 1(c=d)	2450 mm
Between Skid Tubes 2 (c=d)	1650 mm
Helicopter Empty Weight	1609,35 Kg
Landing Skids Mass	94,52 Kg
The Length between Datum Plane and CG	3300 mm
The Length between CG and the corner of skid	a=1 m, b=2 m
BO 105 Inertia(x,x)	1515 kgm2
BO 105 Inertia(y,y)	4863 kgm2
BO 105 Inertia(z,z)	3869 kgm2
BO 105 Spring Stiffness(x)	320000 N/m
BO 105 Spring Stiffness(y)	425000 N/m
BO 105 Spring Stiffness(z)	370000 N/m
BO 105 Damping Coefficent (x)	400000 Ns/m
BO 105 Damping Coefficent (y)	1000000 Ns/m
BO 105 Damping Coefficent (z)	1100000 Ns/m

Helikopter gövde ve iniş takımları kütlesi, kaldırma kuvveti, ekstra MR kuvveti sisteme eklendiğinde blok diyagramı;



Şekil 13. Bell & Sistem Simulink Modeli

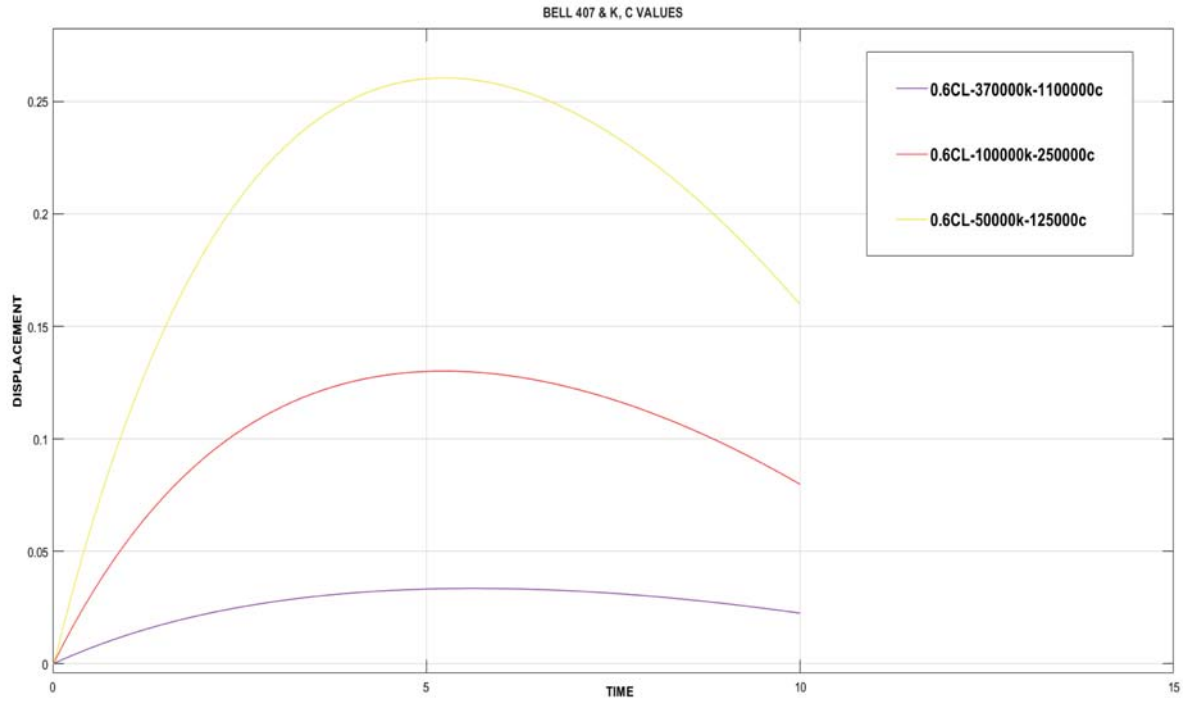
Alman BO 105 Helikopterine ait iniş takımlarının k=370.000 N/m ve c=1100000 Ns/m değerlerinin baz alınarak farklı kaldırma katsayılarına (CL) göre konum-zaman grafiği;



Şekil 14. Kaldırma Katsayısı ve Konum

Sistem 0.6 CL değerinde sıfıra yakın konuma gelip oturmuş, 4. ve 6. Saniye arasında yükselen bir seyir izlerken 6. saniyeden itibaren azalmaya başlayıp sıfıra doğru yaklaşmıştır.

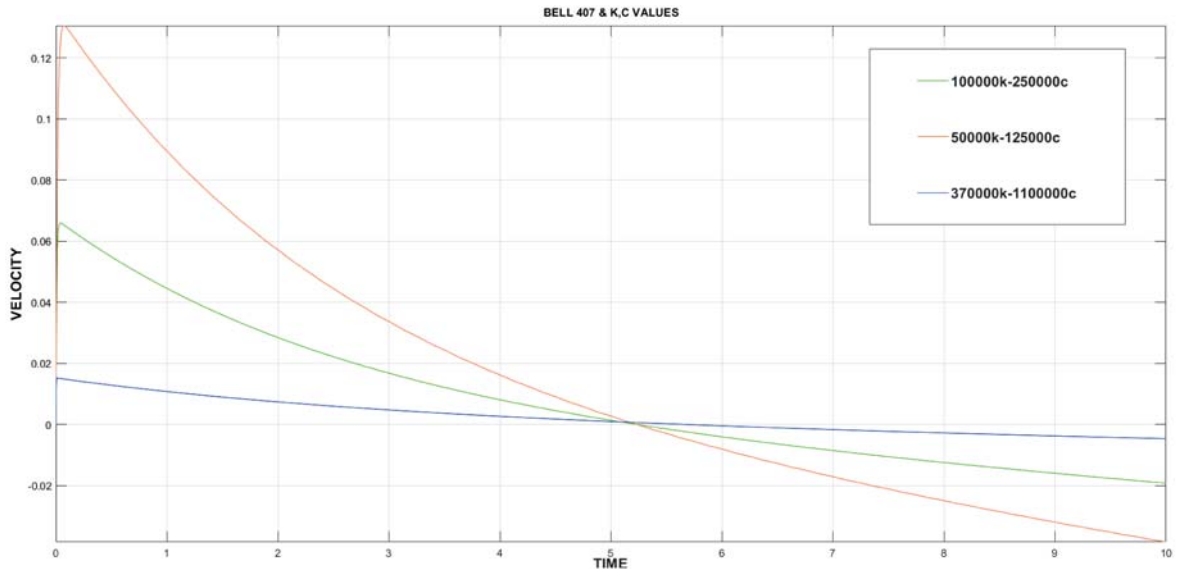
Sistemin kararlılık gösterip sıfıra yakın noktada oturmaya başladığı 0.6 CL(Kaldırma Katsayısı) değeri baz alınarak farklı k ve c değerlerine göre sistemin sönüm kabiliyeti ve yer değiştirmesine ilişkin grafik;



Şekil 15. Kaldırma Katsayısı ve Konum

Sistemde sönüm ve yay değerlerinin azaltılması neticesinde 5. saniye'ye kadar deplasman artmış, 5.saniyeden sonra ise sıfıra doğru yaklaşmaya başlamıştır.

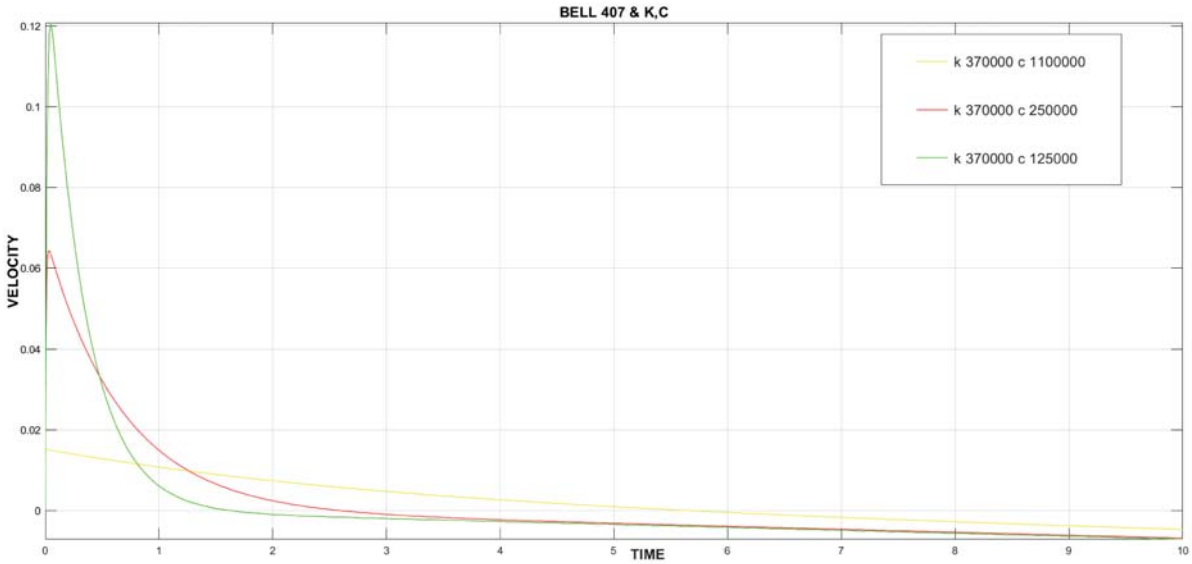
Helikopter gövde ve iniş takımı toplam kütlesinin aynı k,c değerlerine göre hız grafiği;



Şekil 16. Kütle Hızı ve Zaman

Sistemde yay ve sönüm değerleri azaldıkça sistemdeki deplasman artmış ve aynı zamanda deplasmana bağlı olarak kütlenin hızlanması artmıştır. 0.12, 0.06 ve 0.02 değerlerindeki hızlanmalar 0-1. sn arasında aniden azalan bir seyir almıştır.

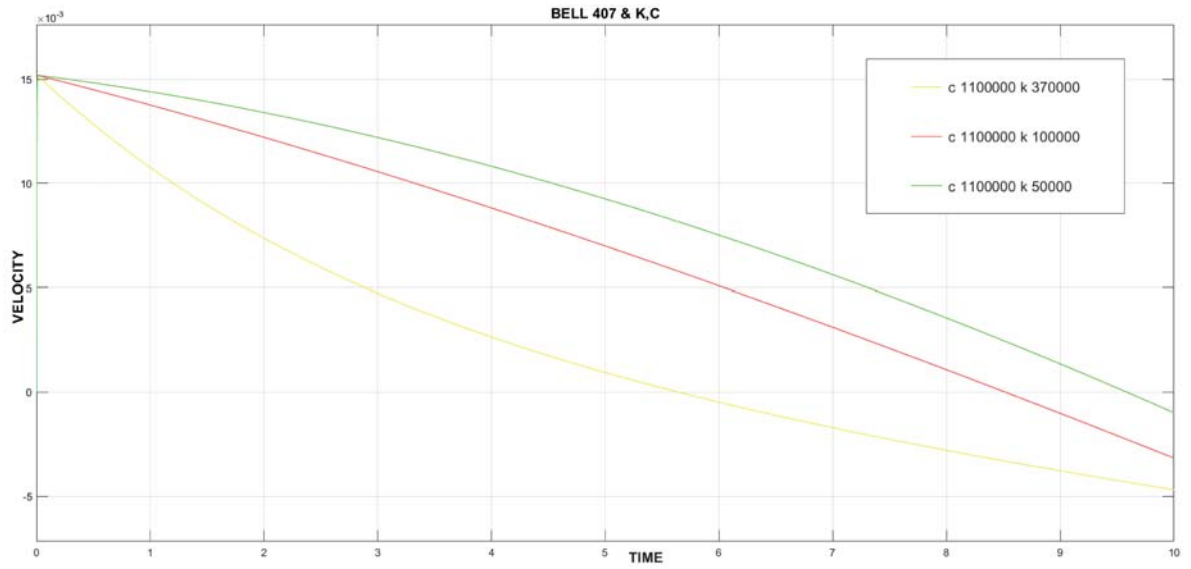
k sabit c değişken olması halinde;



Şekil 17. Kütle Hızı ve Zaman

Sistemde k(yay) sabit ve c(sönüm) değerinin azalması halinde her üç eğri de Şekil 16'ya göre daha keskin ve ani olarak bir düşüş yaşamış ve kütlelerin hızı sıfıra doğru oturmuştur.

c sabit k değişken olması halinde;



Şekil 18. Kütle Hızı ve Zaman

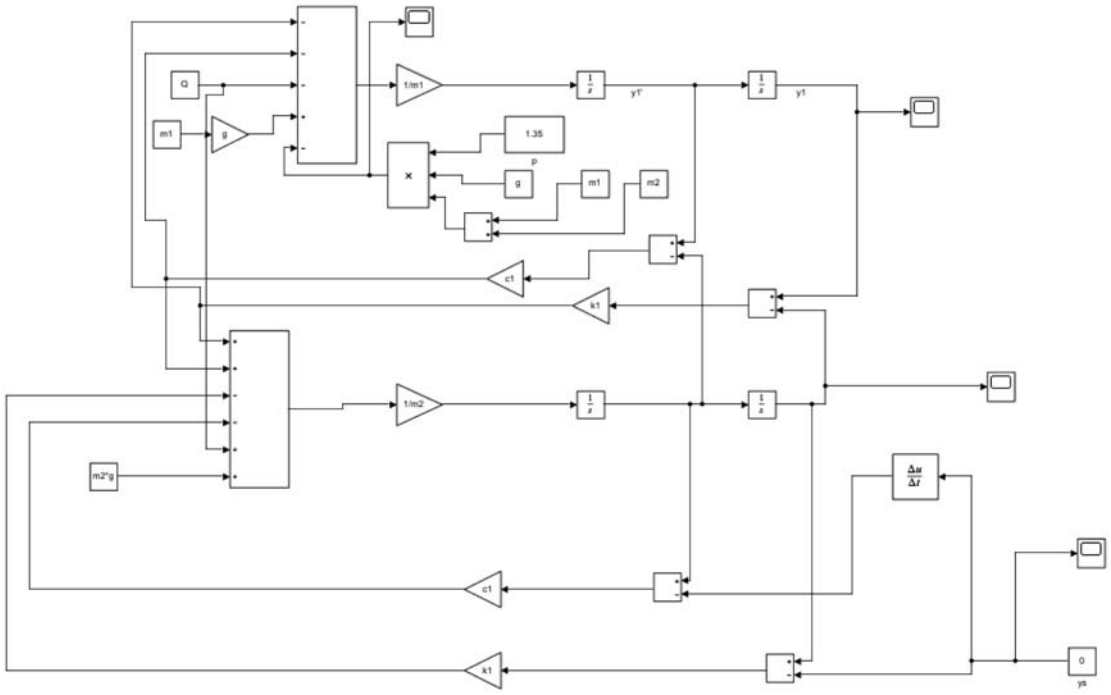
Sistemde k(yay) değerinin azalması ve c(sönüm) değerinin sabit olması halinde her üç eğri de Şekil 16'ya göre daha kararlı bir düşüş yaşamış ve Şekil 17'ye göre ise daha keskin ve ani olarak bir düşüş yaşamamıştır.

3.1.2 İki Serbestlik Dereceli Skorsky S76C Dinamik Analizi ve Parametreleri

Tablo 7. Skorsky Parametreleri[16]

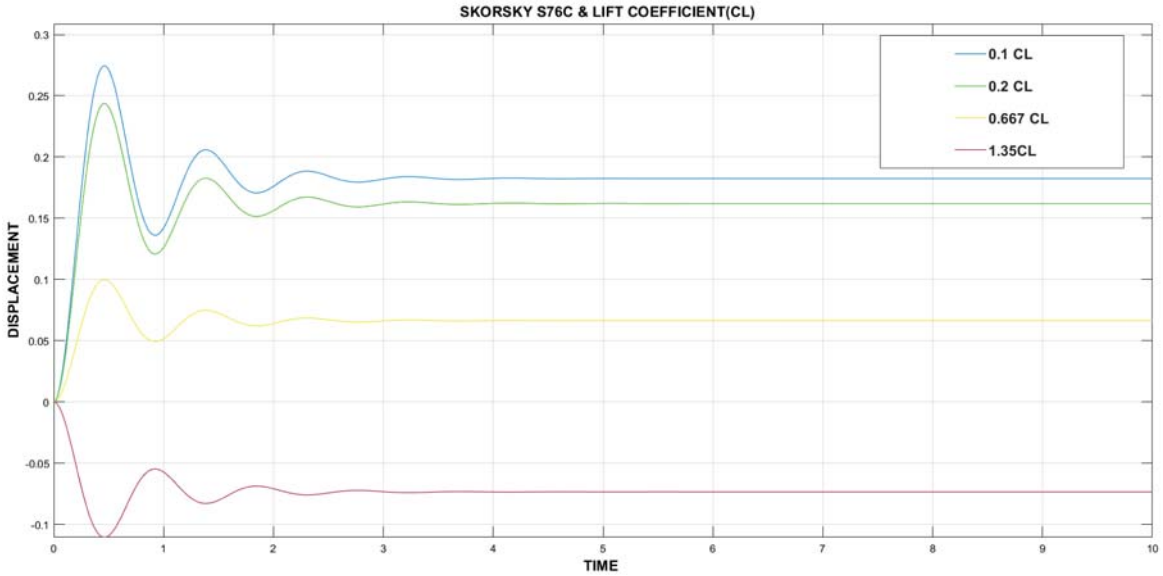
Parameters	Skorsky s76c
Nose Gear Tire Mass	4 Kg
Main Landing Gears Right Mass	5.5 Kg
Main Landing Gears Left Mass	5.5 Kg
Nose Gear Strut +Tire Mass	40-45 Kg
Main Landing Gears Strut+Tire Right Mass	65-70 Kg
Main Landing Gears Strut+Tire Left Mass	65-70 Kg
The length between main gears(right and left)	2450 mm
The length between main gears and nose gear	5000 mm
The length between datum plane and CG	5280mm
Helicopter Empty Weight	3691 Kg
The Length between CG and Tail(Main) Gear	820+4180 mm
US Navy Seahawk Inertia(x,x)	9.0 x 10^3 kgm2
US Navy Seahawk Inertia(y,y)	6.3 x 10^4 kgm2
US Navy Seahawk Inertia(z,z)	6.0 x 10^4 kgm2
Seahawk Main Gear Left Strut Spring Stiffness(k1)	3.6 x 10^5 N/m
Seahawk Main Gear Right Strut Spring Stiffness(k2)	5.0 x 10^6 N/m
Seahawk Nose Gear Strut Spring Stiffness(k3)	2.0 x 10^6 N/m
Seahawk Main Gear Left Strut Damping C.(c1)	2.2 x 10^4 Ns/m
Seahawk Main Gear Right Strut Damping C.(c2)	4.0 x 10^4 Ns/m
Seahawk Nose Gear Strut Damping C.(c3)	3.0 x 10^4 Ns/m
Seahawk Main Gear Left Tire Spring Stiffness(k1)	1.2 x 10^6 N/m2
Seahawk Main Gear Right Tire Spring Stiffness(k2)	1.2 x 10^6 N/m2
Seahawk Nose Gear Tire Spring Stiffness(k3)	1.0 x 10^6 N/m2
Seahawk Main Gear Left Tire Damping C.(c1)	1.0 x 10^4 Ns/m
Seahawk Main Gear Right Tire Damping C.(c2)	1.0 x 10^4 Ns/m
Seahawk Nose Gear Tire Damping C.(c3)	1.0 x 10^4 Ns/m

Helikopter gövde ve iniş takımları kütlesi, kaldırma kuvveti, ekstra MR kuvveti sisteme eklendiğinde blok diyagramı(Denklem 4'e göre[13])



Şekil 19. Skorsky Sistem Simulink Modeli & Denklem 4'e göre[13]

Denklem 4'e göre[13] $L = l\,g(m_1+m_2)$ _ için Kaldırma Katsayısına(Lift Coefficient)göre olan değerler;

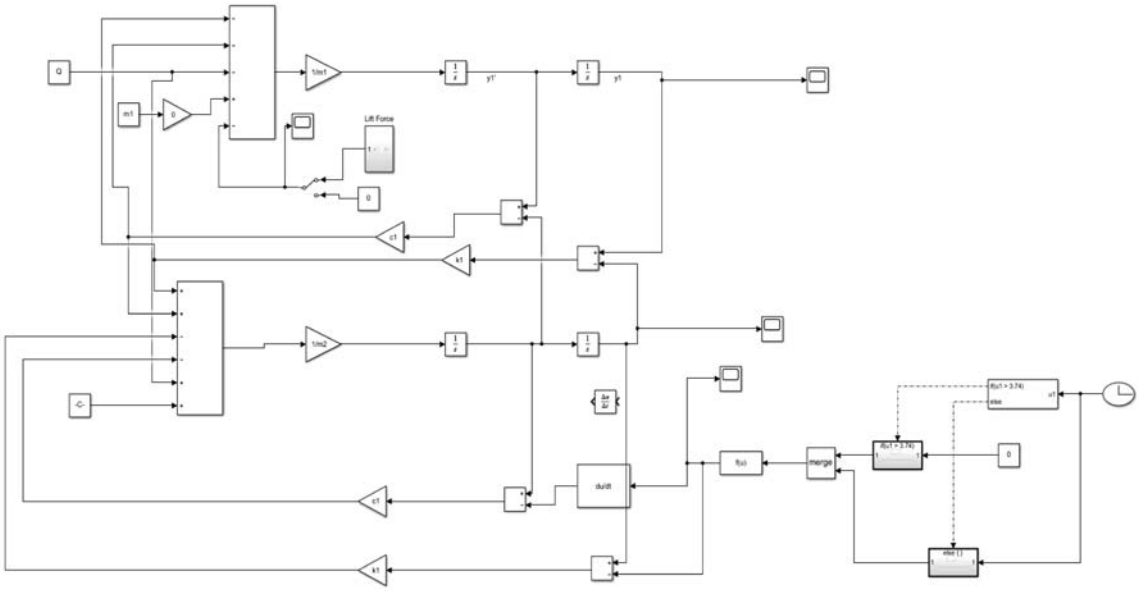


Şekil 18. Kaldırma Katsayısı ve Konum

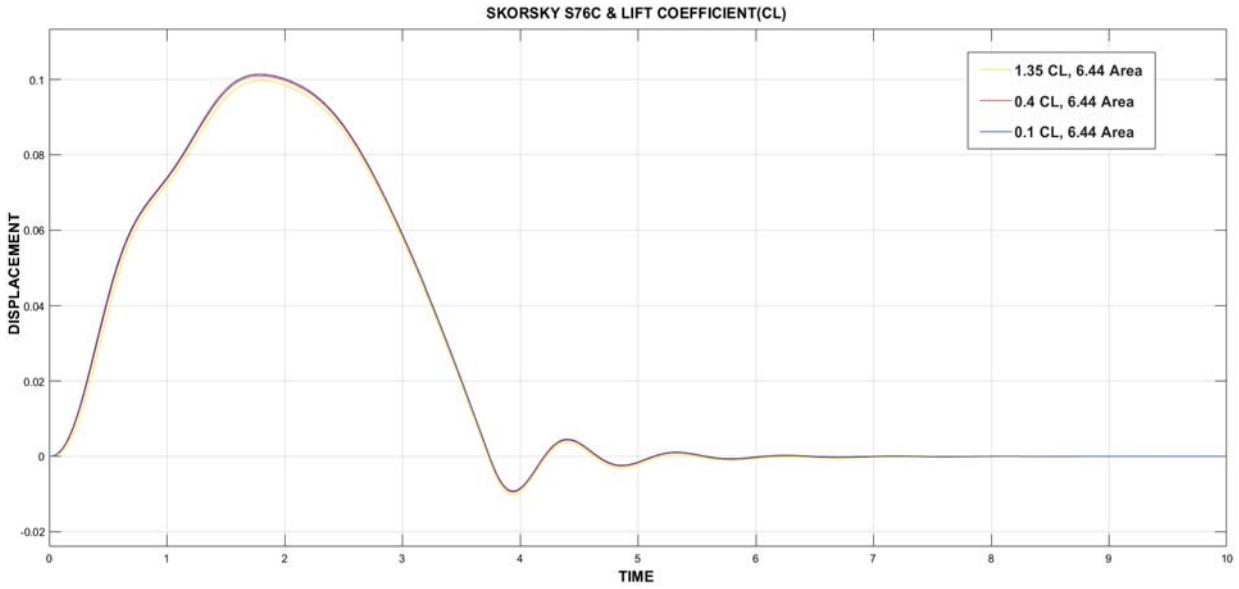
CL değeri arttıkça sıfıra yaklaşmakta sistem oturmaktadır. 0.1,0.2 ve 0.6 CL değerlerinde 0.5 sn'de sistem pick atmış sırası ile 0.25, 0.24 ve 0.1 mm deplasman değerlerine ulaşılmıştır daha sonrasında sistem tüm eğriler için 3.sn'den itibaren oturmaya başlamıştır.

Denklem 5'e göre[15];

Sivakumar'ın çalışmasındaki gibi $m_1 g$ ve $m_2 g$ değerleri sıfır alınmış ve akabinde wing area(toplam kanat alanı) ve CL(Kaldırma Katsayısı,Lift Coefficient) değerleri defalarca değiştirilmesine rağmen deplasman eğrisi fazla değişmemiştir. Sistemde CL ve kanat alanının fazla bir etkisi olmadığı görülmüştür. (v=0-10 m/s) Sivakumar'da aktif ve pasif kontrolü farkı incelenirken burada ise CL değerleri farkı incelenmiştir.



Şekil 19. Skorsky Sistem Simulink Modeli m=0

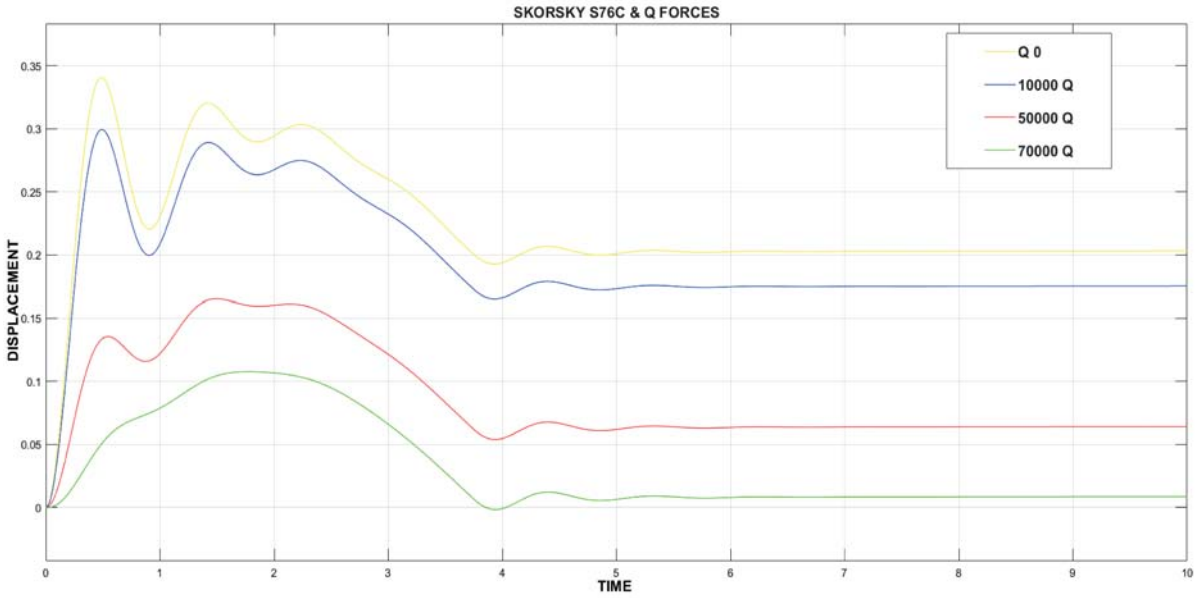


Şekil 20. Kaldırma Kuvveti ve Zaman

Skorsky S76C için mg ağırlıklarını diferansiyel denklemlerde sıfır aldığımızda 10° Hücum Açısı ve 1.35 CL de sistemin daha küçük CL değerleri ile mukayese edildiğinde sıfıra daha yakın olduğu ve dengelendiği görülmektedir.

$m_1 g \neq 0$ ve $m_2 g \neq 0$ olması halinde;

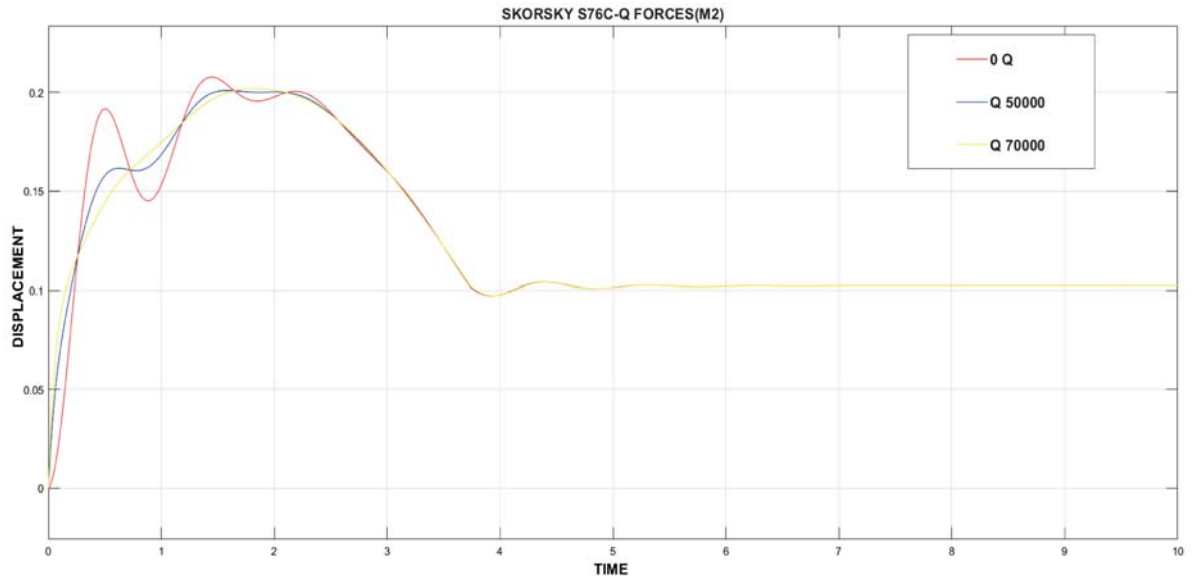
M1 Kütlesi(Helikopter Gövde)



Şekil 21. Q Kuvvet ve Konum

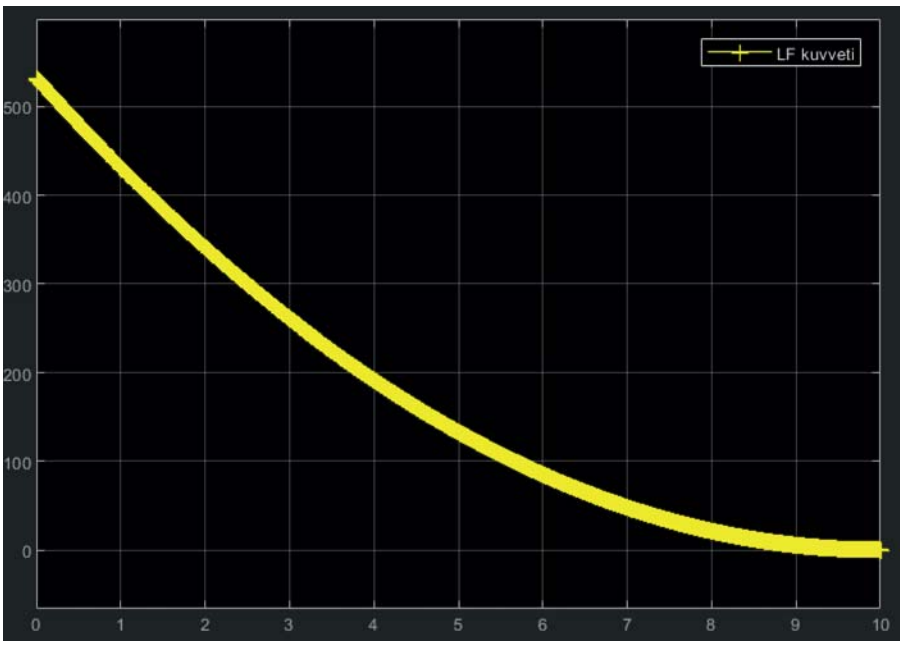
Q(MR Damper) kuvveti arttıkça sistem M1 kütlesi sıfıra yaklaşmakta ve dengelenmektedir. Tüm eğriler 5. Sn'den itibaren oturmaktadır. Kuvvet arttıkça sistem dalgalı bir formdan oval kararlı bir forma doğru seyir izlemiştir.

M2 kütlesi(Helikopter İniş Takımları)



Şekil 22. Q Kuvvet ve Konum

Q kuvveti arttıkça(shock absorber, genellikle gövde ve iniş takımları arasında kullanılır.), m2 kütlesi yani iniş takımları dalgalı bir formdan daha oval bir forma doğru kararlılık göstermektedir.

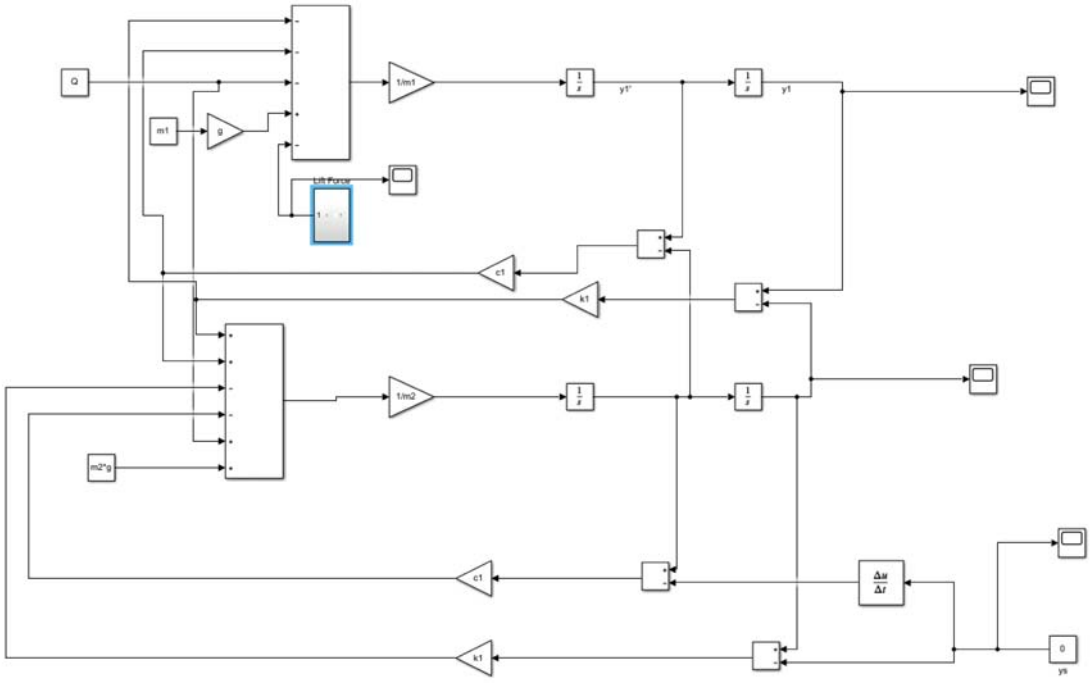


Şekil 23. Hız ve Kaldırma Kuvveti

Helikopter'in Denklem 5'e göre v=0-10 m/s ve 1.35 CL'deki Kaldırma Kuvveti değeri yer almaktadır.

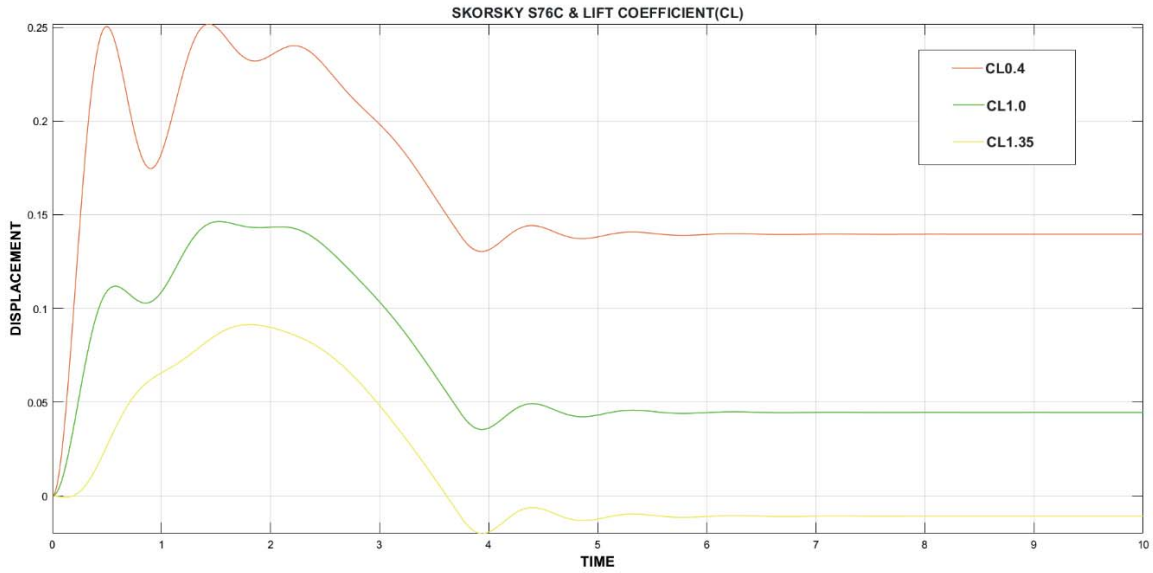
85 m/sn için

Helikopter gövde ve iniş takımları kütlesi, kaldırma kuvveti, ekstra MR kuvveti sisteme eklendiğinde blok diyagramı(Denklem 5'e göre[15]);



Şekil 24. Skorsky Sistem Simulink Modeli

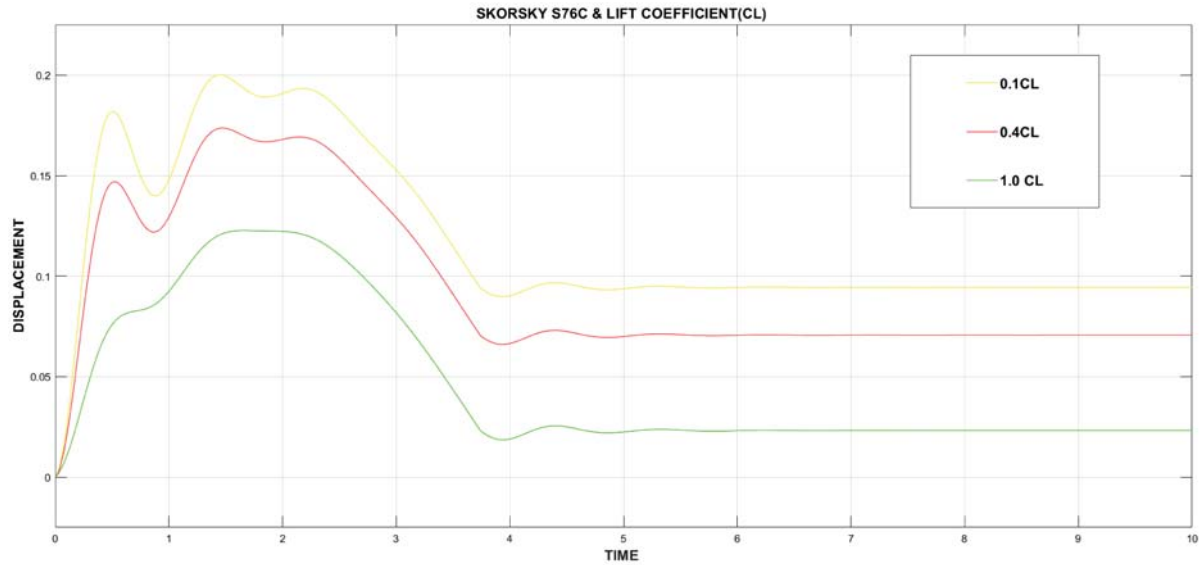
M1 kütlesi(Helikopter Gövde)



Şekil 25. Kaldırma Katsayısı ve Konum

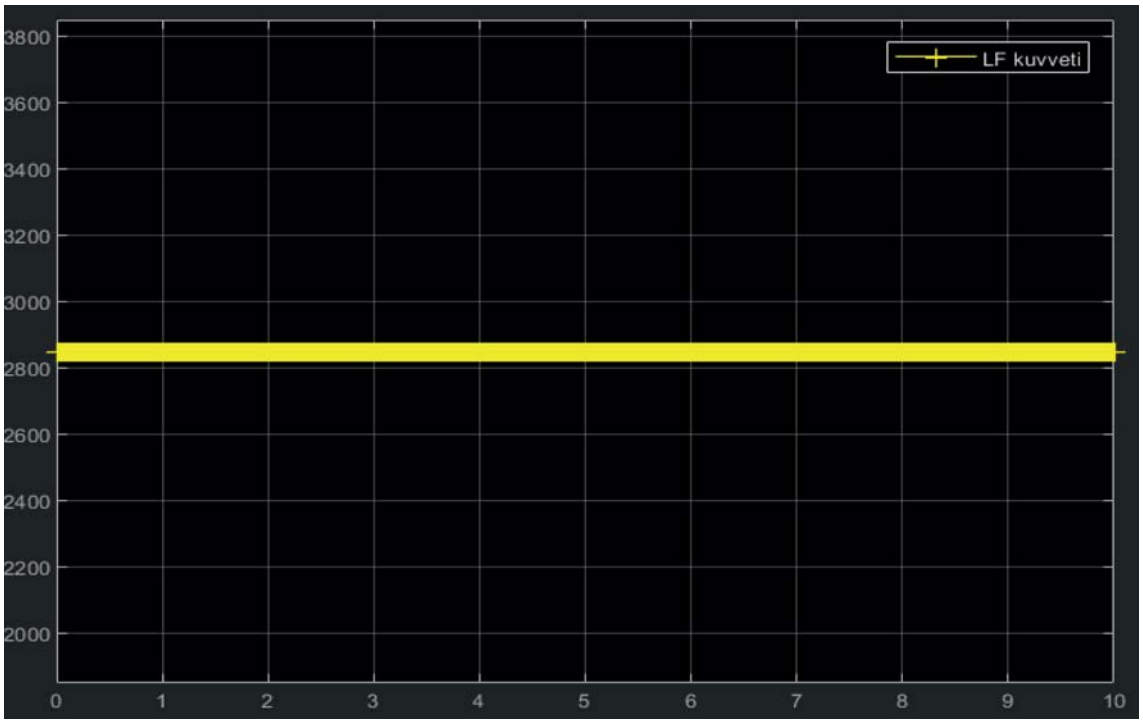
CL değeri arttıkça gövde dengelenene kadar sistem sıfıra yaklaşmaktadır. CL'nin az olması halinde sistemde deplasman fazladır. 5. sn'den itibaren sistem dengelenmiştir. 0.4,1.0 ve 1.35 CL değerlerinin eğrileri sırası ile dalgalı formdan oval kararlı bir forma doğru seyir izlemiştir.

M2 Kütlesi(Helikopter İniş Takımları)



Şekil 26. Kaldırma Katsayısı ve Konum

İniş takımları için de aynı hususlar geçerlidir. CL'nin fazla olduğu değerde sistem sıfıra yakındır.

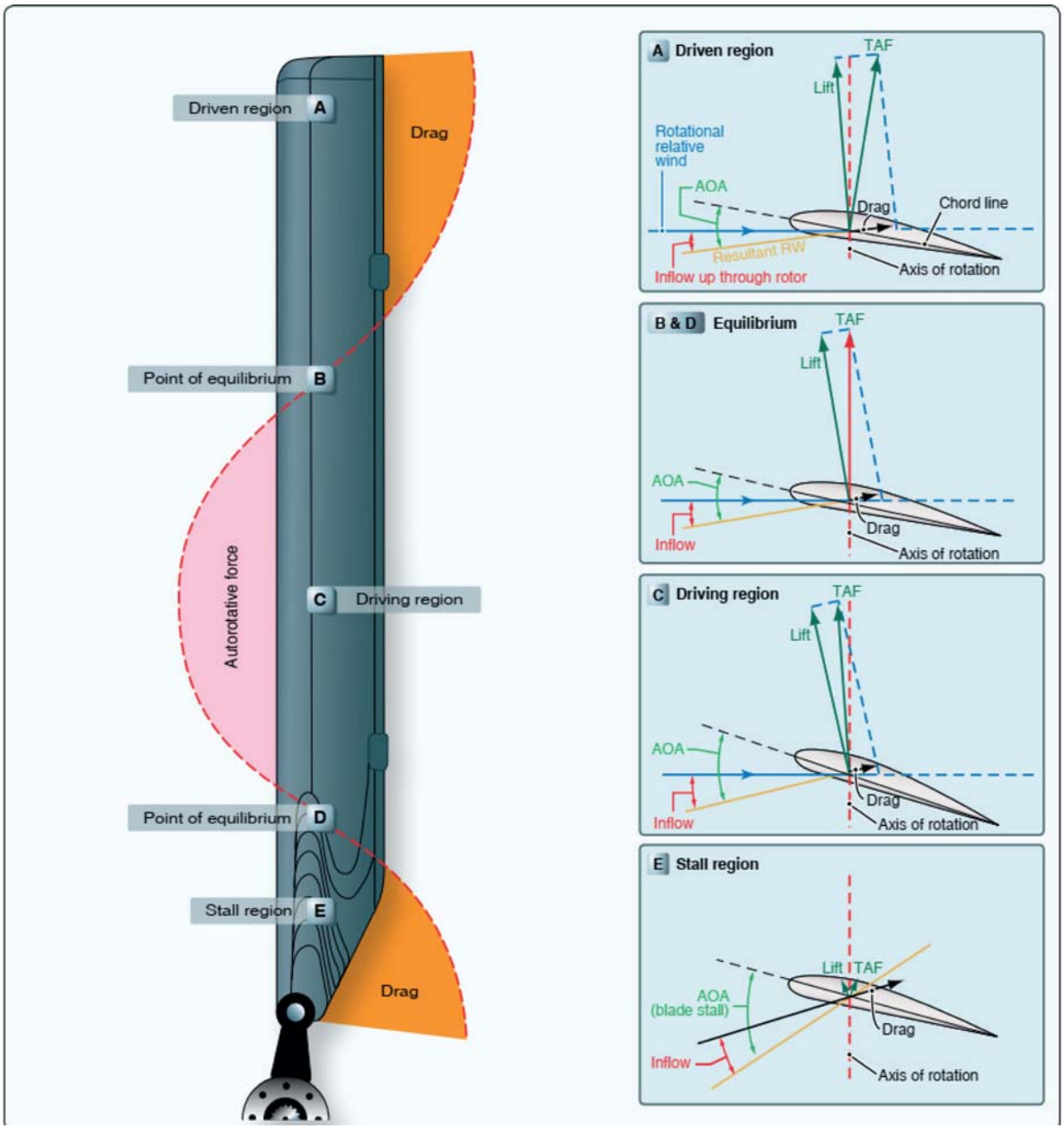


Şekil 27. Hız ve Kaldırma Kuvveti

Helikopter'in Denklem 5'e göre v=85 m/s ve 1.0 CL değerindeki Kaldırma Kuvveti değeri yer almaktadır.

4. Sonuçlar

Federal Aviation Administration(FAA) tarafından ''Aerodynamics of Flight'' dokümanından alınan aşağıdaki görselde(Şekil 28) bir helikopterin ilk kalkış(take-off) ve stall point(irtifa kaybı) arasındaki kaldırma kuvveti, hücum açısı ve kaldırma katsayısı arasındaki ilişki detaylı olarak açıklanmıştır.



Şekil 28. Kanat Üzerindeki Kararlılık Bölgeler[11]

Hücüm Açısı(Angle of Attack) ile Lift Coefficient/Factor(Kaldırma Katsayısı) birbirleri ile doğru orantılı değerlerdir. Kaldırma Katsayısı değeri Helikopter'in belli bir dengeye ulaşana kadar yani ''Stall'' olana kadar artmakta ve denge noktasına ulaşana kadar ise titreşim eğrileri sıfıra yaklaşmaktadır. Stall(irtifa kaybı sonrası)'dan sonra ise hava akımı kararsız(düzgün değil)

hale gelmekte ve türbülans oluşarak hız ve irtifa kaybı yaşanmakta bu durum kaldırma kuvvetinin azalmasına neden olmaktadır elbetteki türbülans esnasında da helikopter titreşimleri artmaktadır.

Sisteme MR Damper olarak ekstra bir kuvvet uygulanması helikopter parçalarının ömrünü uzatmakta, yorulma ve titreşimi azaltmaktadır. Sivakumar'ın çalışmalarının baz alınarak yazılan bu makalede ekstra olarak kaldırma kuvveti ve helikopter kütleleri modellemeye eklenerek bir senaryo ortaya konmuştur.

Bell tipi helikopterde kızaklı iniş takımları tek serbestlik dereceli;Skorsky'deki lastik tekerlekli iniş takımları ise iki serbestlik dereceli olarak modellenmiş her iki tip içinde farklı senaryolar ortaya konmuştur.

5. Öneriler

Bir helikopterin iniş takımlarında titreşimi azaltmak ve iniş takımları ömrünü arttırabilmek için ekstra shock absorberler, uluslararası tasarım standartlarını kapsayacak şekilde konulabilir. Tam bir modellemenin yapılabilmesi(x,y,z eksenleri) için kaldırma(lift), sürtünme(drag) ve hava hızı(air velocity) dahil ilgili kuvvet ve hızların sisteme eklenmesi ve ''Driven-Driving-Equilibrum ve Stall ''Region(bölgelerinde)ayrı ayrı incelenmesi gerekmektedir.(Şekil 28)

6. Referanslar

1)Sivakumar S, Active Landing Gear Behaviour on Heavy Landing, Journal of Chemical and Pharmaceutical Sciences,2016

2)Dipl.-Ing. Christoph Keßler, Aktive Steuerung aeromechanischer Instabilitäten bei Hubschraubern mit Übergang vom Boden in die Luft, Von der Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, 1996

3)Sivakumar S, Helicopter landing gear vibration analysis using Lagrange method, VibroEngineering Procedia, 2018

4) Skorsky S76C ve Bell 407 Technical Specifications, https://www.genelhavacilik.com.tr

5)Şekil 1, https://www.skybrary.aero/tutorials/liftdrag-ratio-forces-interaction-and-useanswer-2

6)Şekil 2, https://aerotoolbox.com/angle-of-attack/

7)Şekil 3, http://www.tech-mp.com/tandem_sw.htm

8)Şekil 4, https://www.intechopen.com/chapters/57483

9)Şekil 11, https://www.dreesecode.com/primer/BACKUPS_PUBLISH_JAN_17/airfoil3.html

10)Şekil 12, http://grider.de/pdf/Hubschrauber%20- %20einzigartige%20Flugeigenschaften.pdf

11)Şekil 28, Aerodynamics of Flight, Chapter 2 , FAA

12)https://www.academia.edu/99053667/Skorsky_and_Bell_Helicopter_and_Lift_Force_and_Angular_Linear_Velocity_Calculations_and_Mathematical_Model

13) Dong X. M. , Vibration Attenuation of Magnetorheological Landing Gear System with Human Simulated Intelligent Control, State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, 2013

14) Lojewski R. , Influence of contact points of helicopter skid landing gears on ground resonance stability, CEAS Aeronautical Journal, 2020

15) Aerodynamics of Flight, Chapter 5 , FAA

16) J. Blackwell and R.A. Feik, A Mathematical Model of The On-Deck Helicopter/Ship Dynamic Interface, Department of Defence, 1988