

# İki Serbestlik Dereceli Basit Kanat Yapılarında Çırpıntının Aktif Kontrol Algoritmaları ile Bastırılması

## Suppression of Flutter using Active Control Algorithms in Two Degree of Freedom Simple Wing Structures

Furkan Çetin<sup>1</sup>, Mert Bağrıyanık<sup>1</sup>, Celal Yandım<sup>1</sup>, Mustafa Acar<sup>1</sup>  
Engin Hasan Çopur<sup>2</sup>, Mustafa Tolga Yavuz<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Uçak Mühendisliği Bölümü

Necmettin Erbakan Üniversitesi, Konya

{furkan.cetin1, mert.bagriyanik, celal.yandim, mustafa.acar}@ogr.erbakan.edu.tr

<sup>2</sup>Havacılık ve Uzay Mühendisliği

Necmettin Erbakan Üniversitesi

ehcopur@erbakan.edu.tr

<sup>3</sup>Isı Bilimleri Birimi

Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. , Ankara

mustafatolga.yavuz@tai.com.tr

### Özetçe

Bu çalışmada, iki serbestlik derecesine sahip bir kanat profilinin ses üstü uçuş koşullarında; aeroelastik modellemesine ve çırpıntının bastırılmasına yönelik kontrol yöntemlerine odaklanılmıştır. Bu doğrultuda, çırpıntının bastırılması için Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme ve LQR (Linear Quadratic Regulator) gibi çeşitli kontrol yaklaşımları incelenmiş ve bu yöntemlerin etkinliği değerlendirilmiştir. Bu kontrol yöntemleri ile kanat yapısının elastik özellikleri ve aerodinamik yüklemeler arasındaki mekanik etkileşimin tanımlanması ve ses hızının üzerinde meydana gelen titreşimleri sönümlenmesi hedeflenmektedir. Özellikle, Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme yönteminin LQR yöntemine göre daha üstün performans sergilediği ve çırpıntı hızının üzerindeki titreşimleri etkin bir şekilde sönümlediği gözlemlenmiştir. Aeroservoelastisite alanında gerçekleştirilen bu çalışmalar, gelecekteki uçak tasarımlarının güvenli ve stabil bir şekilde uçmasını sağlamak için kritik öneme sahip olup, havacılık endüstrisine önemli katkılar sunmaktadır.

### Abstract

In this study, the focus is on the aeroelastic modeling and control methods for flutter suppression of a wing profile with two degrees of freedom at supersonic flight conditions. Various control approaches, such as Full State Feedback Pole Placement and LQR (Linear Quadratic Regulator), have been examined for flutter suppression, and their effectiveness has been evaluated. These control methods aim to optimize the interaction between the wing's elastic properties and aerodynamic loads and to damp the vibrations above the flutter speed. Particularly, the Full State Feedback Pole Placement method has shown superior performance compared to LQR, effectively suppressing vibrations above the sound speed. The studies conducted in the

field of aeroservoelasticity are of critical importance in ensuring safe and stable flight for future aircraft designs, providing significant contributions to the aviation industry.

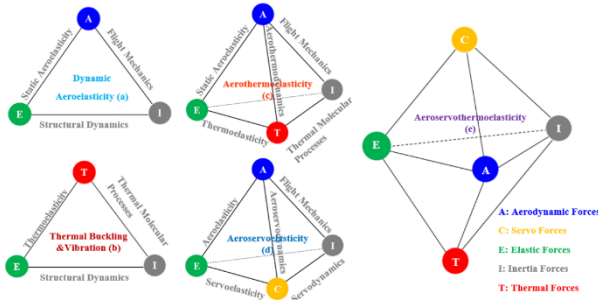
### 1. Giriş

Havacılık ve uzay mühendisliği alanında sürekli olarak gelişen teknolojiler, modern uçakların performansını artırarak daha verimli ve güvenli uçuşları mümkün kılmaktadır. Bu bağlamda, kanat yapıları üzerinde meydana gelen çırpıntı olayı, süpersonik ve yüksek hızlı uçakların tasarımında ve işletilmesinde önemli bir sorun olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu tür yapısal titreşimler, uçakların aerodinamik ve yapısal özellikleri arasındaki karmaşık etkileşimler sonucu oluşur ve kanat yapısının dayanıklılığını tehdit ederek uçuş güvenliğini riske atar. Bu sebeple, çırpıntı olayının etkin bir şekilde bastırılması ve kontrol altına alınması, havacılık endüstrisi için hayati önem taşımaktadır.

Aeroservoelastik analizler, havacılık mühendisliğinde çırpıntı olayının daha iyi anlaşılmasını sağlayan temel araştırmalardan biridir. Bu analizler, uçakların aerodinamik kuvvetlerle, yapısal esneklikle ve uçuş kontrol sistemleriyle nasıl etkileşime girdiğini ayrıntılı bir şekilde incelemektedir. Böylece, çırpıntı olayının nedenleri, olası etkileri ve bastırılması için alınacak önlemler aeroservoelastik analizler sayesinde daha sağlam bir temel üzerinde belirlenmektedir. Ayrıca, çırpıntı olayının meydana gelme olasılığını düşürmek, uçakların dayanıklılığını artırmak ve uçuş güvenliğini maksimum düzeyde sağlamak için kritik öneme sahiptir. Bundan ötürü, aeroservoelastik analizlerin uçak tasarım süreçlerine entegre edilmesi, yeni nesil havacılık teknolojilerinin güvenli ve verimli bir şekilde geliştirilmesini desteklemektedir.

Kanat yüzeyleri üzerindeki çeşitli kuvvetlerin birbiriyle etkileşimi Şekil 1'de gösterilmekte olan kavramlar ile açıklanabilmektedir. Bu kavramlardan aeroservoelastisite, uçakların

aerodinamik kuvvetlerle etkileşime giren esnek yapılarının davranışlarını incelemektedir [1]. Uçakların kanatları, gövdesi ve diğer yapıları, aerodinamik yüklemeler altında esnek olarak davranabilirler. Bu esnek yapılar, aerodinamik kuvvetlerle birlikte uçak üzerinde titreşim ve deformasyonlara neden olabilir. Aeroelastisite çalışmaları, bu esnek yapıların nasıl etkileşime girdiğini anlamayı, titreşimleri sönmülemeyi ve uçakların dayanıklılığını ve güvenliğini artırmayı amaçlar. Aeroelastisite analizleri, uçak tasarım sürecinde yapısal dayanıklılığın ve aerodinamik performansın bir arada dikkate alınmasını sağlar. Aeroservoelastisite ise aeroelastisite ve uçuş kontrol sistemlerinin etkileşimini inceleyen bir kavramdır. Bu kavram, uçakların esnek yapılarıyla birlikte uçuş kontrol sisteminin nasıl etkileşime girdiğini ve bu etkileşimin uçuş güvenliği ve performansı üzerindeki sonuçlarını analiz eder. Aeroservoelastisite çalışmaları, uçuş kontrol sisteminin, esnek yapıların titreşimlerini sönmümlendirerek ve kontrol ederek uçakların istikrarını ve uçuş karakteristiklerini iyileştirmeyi hedefler. Aeroservoelastisite analizleri özellikle, çarpıntı gibi istenmeyen esnek yapı titreşimlerini sönmümlenmek için farklı kontrol algoritmalarının etkinliğini değerlendirir. Aeroservoelastisite, süpersonik savaş uçakları alanında hayati öneme sahiptir ve burada havacılık mühendisliği, akışkanlar dinamiği, termodinamik ve yapı mekaniğinin kesiştiği noktada öne çıkar. Bu özelleşmiş alan, yüksek performanslı savaş jetlerinin karşılaştığı zorlu çalışma koşullarında aerodinamik, ısıl etkiler ve yapısal deformasyonlar arasındaki karmaşık etkileşimleri incelemeyi amaçlar. Süpersonik akış, yoğun ısı transferi ve mekanik tepkime arasındaki etkileşimleri kapsamlı bir şekilde araştırarak; yüksek kuvvetlere ve termal yüklere maruz kalan kanat yüzeyleri, kontrol yüzeyleri ve motor bileşenleri gibi kritik parçaların dinamik davranışına ışık tutmaya çalışır. Bu alanda ileri düzeydeki araştırmalar, modern süpersonik savaş uçaklarının tasarımını, güvenliğini ve genel performansını geliştirmede hayati bir rol oynar ve nihayetinde karmaşık ve zorlu hava görevlerinin başarısını sağlar.



Şekil 1: Kanat yüzeyindeki kuvvetlerin etkileşimi [2], [3]

Aeroelastik etkileşimlerin incelenmesi, uçak yapılarının güvenliği ve dayanıklılığı için önemli bir konudur. Bu alanda gerçekleştirilen çalışmalar, çarpıntı problemlerinin çözümü ve uçakların uçuş performansının artırılması üzerinde büyük bir etkiye sahiptir [4]. Son yıllarda yapılan çalışmalar, titreşim bastırma yöntemleri ve neredeyse daimi ile daimi olmayan aerodinamik modellerinin hava elastikiyet analizindeki önemini vurgulamıştır. Bu çalışmalar, kalıcıya yakın bir aerodinamik model kullanarak yapılan analizlerde, titreşim bastırma önlemlerinin ve aerodinamik modellerin uygulanmasının, titreşim frekansı (LDO boyutu) ve titreşim sıklığı açısından ölçülen tepkilerle simüle edilen tepkiler

arasında mükemmel bir tutarlılık gösterdiğini ortaya koymuştur [5]. Hajj vd. iki serbestlik derecesine sahip bir kanat profili üzerindeki doğrusal olmayan titreşimi araştırmak için hemen hemen sabit olmayan bir aerodinamik model kullanmışlardır [6]. Ohta vd.'nin çalışması; daimi, neredeyse daimi ve daimi olmayan aerodinamik modeller arasındaki farkları göstermiştir [7]. Haddadpour ve FirouzAbadi, kanatların ses altı aerodinamik elastikiyetini analiz etmek için neredeyse daimi ve daimi olmayan aerodinamik modelleme yöntemlerini araştırdı. Çalışmaları sonucunda neredeyse daimi aerodinamik modellerinin ses altı kanat elastikiyetinin genel analizi için kullanılmadığı ve bazı özel durumlar dışında ilgili sonuçların elde edilemediği görülmüştür [8]. Aktif kontrol sisteminin dinamik aeroelastisite üzerindeki etkisinin incelenmesi, tarihsel olarak köklü bir geçmişe sahip olan aeroelastik etkileşim çalışmalarına kıyasla, daha yeni bir konudur [9]. 1970'lerde, bu pasif tekniklerin yetersizliğini aşmak ve çarpıntıyı daha etkili bir şekilde kontrol etmek amacıyla aktif çarpıntı baskılama yöntemi geliştirildi. Bu yöntem, standart kapalı-döngü kontrol teknikleri ve kontrolcü tasarımları kullanarak çarpıntıyı kontrol etmeye olanak tanıdı. Sonuç olarak, daha yüksek hızlarda uçuş imkanı sağlandı ve daha kısa sürede güvenilir sonuçlar elde edilebildi [10].

Elektronik Uçuş Sistemi (EUS) tasarımlarının ortaya çıkmasıyla, aeroservoelastisite kavramı modern uçaklarda büyük önem kazanmıştır. EUS uçak tasarımları, pilot hatalarını en aza indirmeyi, yolcu konforu ve güvenliğini artırmayı hedefler. Bu nedenle, uçağın aeroelastik davranışına müdahale edebilen ve kontrol yüzeylerini eyleyici yardımıyla yönlendiren entegre bir uçuş kontrol algoritması gereklidir. Bu algoritma, uçağın kararlılığını ve uçuş performansını sağlayarak, güvenli ve konforlu bir uçuş deneyimi sunmayı amaçlar [11].

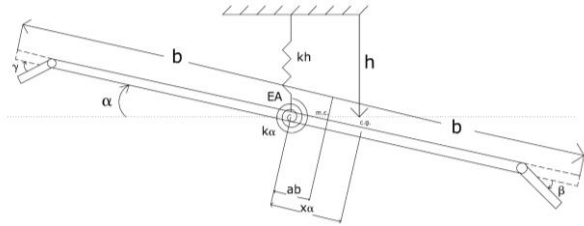
Araştırmalara göre, çarpıntı kararsızlığının bastırılmasında pek çok kontrolcü modeli kullanılmaktadır. Aeroservoelastik dengersizliklerin düzeltilmesi için uçuş kontrol sistemi, optimum sensör konumlandırma, Notch filtre ve aktif kontrol gibi mevcut araçları kullanarak aeroelastik bozulmaları en aza indirmeyi hedefler. Bu mekanizmalar, uçağın kararsızlık riskini azaltmak ve uçuşun güvenli ve stabil olmasını sağlamak için önemli rol oynamaktadır. Çalışmalar, bu kontrol yöntemlerinin aeroservoelastisite ile ilgili sorunların çözümünde etkili ve verimli bir şekilde kullanılabileceğini göstermektedir [12]. Bir avcı uçağı projesinde yapılan çalışmada, uçuş kontrol sisteminde klasik çarpıntı çözümünün kontrol denklemi ile genişlemesi elde edilmiştir. Bu genişleme, uçağın dinamik davranışını ve kararsızlık durumlarını kontrol etmek için kullanılan bir yöntemdir. Bu çalışmada, aeroservoelastisite problemleriyle başa çıkmak için Notch filtresi kullanıldığı görülmüştür. Notch filtreleri, belirli frekans aralıklarındaki titreşimleri bastırmaya yardımcı olan filtrelerdir ve uçağın kararlılığını artırmaya yönelik etkili bir araç olarak kabul edilir [13]. Farklı bir çalışma iki boyutlu bir kanat profilinin iki eksenindeki kontrolünde geri beslemeli kontroller ve LQR gibi optimum olarak adlandırılan kontrolcüler kullanılmıştır [14].

Bu çalışmanın amacı, iki serbestlik dereceli basit bir kanat profilinin aeroelastik modelini oluşturmak ve bu kanat profilinin çarpıntı fenomenini aeroservoelastik kontrol yöntemleri kullanarak sönmümlendirmektir. Bu doğrultuda, çarpıntı analizleri için gerekli hareket denklemleri türetilmiş ve bilgisayar destekli simülasyon modeli geliştirilmiştir. Oluşturulan çarpıntı modeli, çeşitli kontrolcü tasarımları ile simüle edilmiştir. Elde edilen sonuçlar, çarpıntı hızının üzerindeki titreşimlerin, Tam Durum Geri Beslemeli Kutup

Yerleştirme ve LQR yöntemleri kullanılarak sönümlendiğini göstermektedir. Bu yöntemlerin performansları kıyaslanarak, en etkili kontrol stratejisinin belirlenmesi amaçlanmıştır. Bu analizler, havacılık mühendislerine, uçakların yapısını optimize ederek çarpıntı olayının etkilerini minimize etme ve uçuş güvenliğini artırma konusunda önemli bilgiler sunmaktadır. Bu nedenle, aeroservoelastik analizler, havacılık endüstrisinin geleceğine yönelik önemli bir adım olup, uçakların daha güvenli, dayanıklı ve performansı yüksek bir şekilde hizmet vermesine katkı sağlamaktadır.

## 2. Aerodinamik Modelleme

Aeroelastik analizin ilk adımı, dinamik sistemlerin kararlılık analizidir. Kanat profili gibi esnek yapıların, aerodinamik yükler ve hava akışıyla etkileşimine dayanan matematiksel denklemler formüle edilerek bu analiz gerçekleştirilir. Bu sayede çarpıntı gibi yapının kararlılığını etkileyen olaylar tespit edilir ve bu tür olayların önlenmesi için çözümler aranır. Çalışmanın bu bölümü daimi akış koşullarına maruz bırakılmış iki boyutlu bir kanat profili üzerinde aeroelastik bir çözüm geliştirmeyi amaçlamaktadır. Kanadın aerodinamik ve elastik davranışları arasındaki etkileşimi göz önünde bulunduran dinamik sistemler için uygulanan kararlılık analizi, çözümün temelini oluşturmaktadır. Bu çalışma, kanat tasarımında kararlılık ve performans iyileştirmesine yönelik önemli bilgiler sağlamayı hedeflemektedir. Titreşim analizi yapmak için elastik gaz sisteminin modellenmesi gereklidir. Literatürde "tipik parça modelleri" olarak bilinen ve halen tercih edilen basit yay modelleri yaygın olarak kullanılmaktadır. Şekil 2'de gösterilen tipik kesit modeli, basit yapısı sayesinde kanadın aerodinamik analizinde kullanılan önemli parametreleri içermektedir. Bu modelde resesif mesafe  $h$  eğim açısı  $\alpha$ , arka kenara göre kanat sapma açısı  $\beta$  ve ön kenara göre kanat sapma açısı  $\gamma$  ile temsil edilir. Kanat sapsmaları  $\beta$  ve  $\gamma$  ön ve arka kenarların kontrol yüzeyleri olduğundan, bu değerler kontrol girdileri olarak kabul edilir ve kanat davranışını etkilemede önemli rol oynar. Basitçe oluşturulmuş bu model, aerodinamik ve elastik özelliklerin etkileşimini analiz etmek için değerli bir araçtır.



Şekil 2: Hücüm ve firar kenarında flap olan kanat bölümü [15]

Lagrange denklemleri en genel haliyle (1) denkleminde sunulmuştur. Burada  $t$  zaman değişkeni,  $T$  ve  $P$  sırasıyla kinetik ve potansiyel enerji ve  $Q$  genel aerodinamik kuvvetlerin yaptığı iş ve  $i$  serbestlik dereceleri olacak şekilde yazılır.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left( \frac{\partial T}{\partial q_i} \right) + \left( \frac{\partial P}{\partial q_i} \right) = Q_i \quad (1)$$

Hız denklemleri elde edildiğinde ve sistemin eylemsizliği Lagrange denkleminde dahil edildiğinde elde edilen (2) denklemi potansiyel enerjiyi temsil ederken (3) denklemi kinetik enerjiyi temsil eder.

$$P = \frac{1}{2} k_h h^2 + \frac{1}{2} k_\alpha \alpha^2 \quad (2)$$

$$T = \frac{1}{2} m \dot{h}^2 + \frac{1}{2} I_p \dot{\alpha}^2 - m \dot{h} \dot{\alpha} b (a - e) \quad (3)$$

Hareket denklemleri Lagrange ve enerji denklemleri ile elde edilir. Kaldırma kuvveti, aerodinamik moment ve aerodinamik model (4) denklemi ile ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} m_h & mxb \\ mxb & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_h & 0 \\ 0 & c_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix} \quad (4)$$

Kaldırma kuvveti ( $L$ ) ve aerodinamik tork ( $M$ ), (5) denklemi ve (6) denkleminde ifade edilir.

$$-L = \rho U^2 b S C_{l\alpha} \alpha + \rho U^2 b S C_{l\beta} \beta + \rho U^2 b S C_{l\gamma} \gamma \quad (5)$$

$$M = \rho U^2 b^2 S C_{m\alpha} \alpha + \rho U^2 b^2 S C_{m\beta} \beta + \rho U^2 b^2 S C_{m\gamma} \gamma \quad (6)$$

(4) denklemi ile verilen model, durum değişkenleri aşağıdaki gibi tanımlanarak durum uzayı olarak verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ b_{21} & a_{22} \\ 0 & 0 \\ b_{41} & b_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \gamma \end{bmatrix}$$

Durum uzayı modelinin matris elemanları Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Durum uzayı modelindeki değişkenler

$a_{21} = \frac{bQC_{m\alpha} + \frac{mxbQ}{m_h} C_{L\alpha} - k_\alpha}{I - \frac{m^2 x^2 b^2}{m_h}}$	$a_{22} = \frac{-C_\alpha}{I - \frac{m^2 x^2 b^2}{m_h}}$
$a_{23} = \frac{\frac{mxbk_h}{m_h}}{I - \frac{m^2 x^2 b^2}{m_h}}$	$a_{24} = \frac{\frac{mxbC_h}{m_h}}{I - \frac{m^2 x^2 b^2}{m_h}}$
$a_{41} = \frac{\frac{k_\alpha mxb}{I} - \frac{mxb^2 QC_{m\alpha}}{I} - QC_{L\alpha}}{m_h - \frac{m^2 x^2 b^2}{I}}$	$a_{42} = \frac{\frac{C_\alpha mxb}{I}}{m_h - \frac{m^2 x^2 b^2}{I}}$
$a_{43} = \frac{-k_h}{m_h - \frac{m^2 x^2 b^2}{I}}$	$a_{44} = \frac{-C_h}{m_h - \frac{m^2 x^2 b^2}{I}}$
$b_{21} = \frac{bQC_{m\beta} + \frac{mxbQ}{m_h} C_{L\beta}}{I - \frac{m^2 x^2 b^2}{m_h}}$	$b_{22} = \frac{bQC_{m\gamma} + \frac{mxbQ}{m_h} C_{L\gamma}}{I - \frac{m^2 x^2 b^2}{m_h}}$
$b_{41} = \frac{-QC_{L\beta} - \frac{mxb^2 QC_{m\beta}}{I}}{m_h - \frac{m^2 x^2 b^2}{I}}$	$b_{42} = \frac{-QC_{L\gamma} - \frac{mxb^2 QC_{m\gamma}}{I}}{m_h - \frac{m^2 x^2 b^2}{I}}$

### 2.1. Model ve Kontrol Parametreleri

Aeroelastik modelde kullanılan parametreler, hava aracının kanat profiline bağlı özellikler, kord boyu, kanat kütlesi, elastik özellikleri ve aerodinamik etkileşimleri gibi anahtar özelliklerini içermektedir. Kanat yapısının aerodinamik ve elastik özelliklerini doğru bir şekilde tanımlamak, çarpıntının kontrolü açısından kritik öneme sahiptir. Hava aracının kütlesinin doğru bir şekilde hesaplanması, çarpıntının oluşması ve bastırılması için uygulanacak kontrol algoritmalarının etkin bir şekilde tasarlanmasına katkı sağlar. Kontrol parametreleri ise, çarpıntı davranışını bastırmak ve hava aracının kararlılığını artırmak için kullanılan çeşitli kontrol girdilerini içermektedir. Aktif kontrol algoritmaları, bu parametrelerin dikkatlice ayarlanmasıyla, hava aracının üzerine etki eden aerodinamik yükleri, kuvvetleri ve momentleri hassas bir şekilde kontrol ederek çarpıntıyı engeller. Hava aracının çarpıntı davranışını

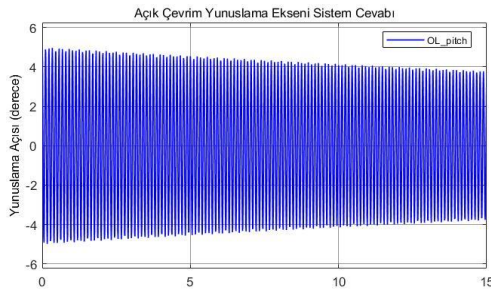
kontrol etmek için geliştirilen aeroservoelastik modelde kullanılan parametreler Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2: Kanat ve kontrol parametreleri

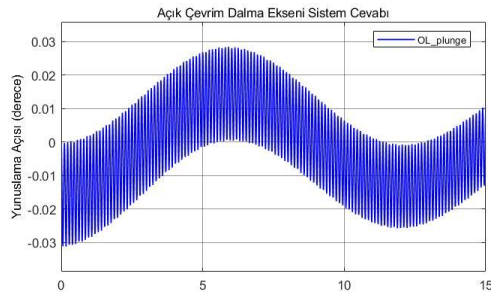
Parametre	Değerler	Parametre	Değerler
$\rho$	1.225 kg/m <sup>3</sup>	$c_\alpha$	0.4350 (N.s)/m
b	1.58496 m	I	584.87 kg.m <sup>2</sup>
S	4.99872 m	a	-0.4719
m	220.03 kg	$C_{l\alpha}$	4.132 rad <sup>-1</sup>
$m_h$	9071 kg	$C_{m\alpha}$	-0.870 rad <sup>-1</sup>
$x_a$	0.5897 m	$C_{l\beta}$	2.011 rad <sup>-1</sup>
$k_h$	2267 N/m	$C_{m\beta}$	-0.4719 rad <sup>-1</sup>
$k_\alpha$	27375 N/m	$C_{l\gamma}$	-0.0832 rad <sup>-1</sup>
$c_h$	241.23 (N.s)/m	$C_{m\gamma}$	-0.08205 rad <sup>-1</sup>

## 2.2. Aeroelastik Model Sonuçları

Sistem ses hızının üzerinde 1.1 Mach ile çalıştırılmıştır. Sistemin bu hızda dalma ve yunuslama eksenlerinde dinamik olarak kararlı bir osilasyon yaptığı gözlemlenmiştir. Sistemin 15 saniyede çalıştırılmasıyla elde edilen açık çevrim cevabı Şekil 3 ve Şekil 4'te verilmiştir.



Şekil 3: Açık çevrim yunuslama eksenli sistem cevabı



Şekil 4: Açık çevrim dalma eksenli sistem cevabı

## 3. Aeroservoelastik Modelleme ve Analizi

Aeroservoelastik modelleme ve analiz, hava araçlarının dinamik aerodinamik ve yapısal yükler altında güvenli ve verimli bir şekilde çalışmasını sağlamak için son derece önemlidir. Bu analizler, uçak yapılarının aerodinamik yüklerle etkileşimi ve elastik yapıların dinamik davranışını dikkate alarak hava aracının kararlılığı, kontrol edilebilirliği ve performansı üzerinde etkili olacak çeşitli faktörleri değerlendirmeyi içerir. Bu bölümde, kanattaki çarpıntı hızının üzerindeki titreşimlerin sönümlenmesine odaklanılmış ve bu amaçla Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme ve LQR (Linear Quadratic Regulator) yöntemleri kullanılarak farklı

kontrolörler tasarlanmıştır. Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme yönteminde, istenilen denge noktaları ve performans kriterleri için sistem üzerine kontrol edici elemanlar yerleştirilir; böylece sistemin istenilen denge noktalarına kararlı bir şekilde geri dönmesi ve belirlenen kriterlere uygun bir şekilde davranması sağlanır [16]. Diğer yandan, LQR yönteminde ise lineer ve zamanla değişmeyen bir sistem için sistemin dinamik modeli ve kontrol hedefleri kullanılarak bir maliyet fonksiyonu tanımlanır ve bu maliyet fonksiyonunun minimize edildiği bir kontrolcü tasarımı yapılır [17]. Bu iki farklı yöntemin kullanılması, hava aracının çarpıntı davranışının etkili bir şekilde kontrol edilmesini ve uçuş güvenliğinin artırılmasını sağlayacaktır.

### 3.1. Kutup Yerleştirme ile Tam Durum Geri Beslemeli Kontrol

Kutup yerleştirme yöntemi, matematiksel olarak (7) denklemi ile açıklanır.

$$\dot{x} = Ax + Bu, y = Cx \quad (7)$$

(8) denklemi içerisinde, kontrol girişi ve durum değişkenleri arasında doğrusal bir kombinasyon bulunmaktadır.

$$u = -Kx \quad (8)$$

(9) denklemi, (7) denklemi ile (8) denkleminin kombinasyonu sonucu elde edilmiştir.

$$\dot{x} = Ax - BKx = (A - BK)x \quad (9)$$

Sistem kontrolünde istenilen kutup yerleşimi aşağıdaki gibi seçilmiştir:

$$(-25 + 12.8807i) \quad (-25 - 12.8807i)$$

$$(-20 + 14.4791i) \quad (-20 - 14.4791i)$$

Kutup yerleştirme yöntemi sonucunda, elde edilen matematiksel çıktı K kazanç matrisidir.

$$K = \begin{bmatrix} 2.0182 & -0.0111 & -1.8835 & -0.1222 \\ -0.1222 & -0.0872 & 9.5859 & 0.6376 \end{bmatrix}$$

### 3.2. LQR ile Tam Durum Geri Beslemeli Kontrol

LQR denetleyici, sistem analizinde durum uzayı gösterimini temel almaktadır.

$$\dot{x} = Ax + Bu, y = Cx \quad (10)$$

Denetleyici tasarımına başlamadan önce sistemin kontrol edilebilirliğinin doğrulanması şarttır. Bu doğrulamayı yapmak için kullanılan kontrol edilebilirlik matrisi, numaralı (11) denklemi ile ifade edilir. Bu matris, etkin ve doğru bir denetçi tasarımının temel ön koşuludur.

$$C = [A|AB||A^2B| \dots |A^{n-1}B|] \quad (11)$$

Denetleyiciyi minimize edilecek maliyet fonksiyonu  $u = -Kx$  olacak şekilde (12) denklemi ile gösterilmiştir.

$$J(x(t), u(t)) = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} [x(t)^T Q x(t) + u(t)^T R u(t)] dt \quad (12)$$

Bu durumda, (A,B) çifti kontrol edilebilir ve (Q,A) çifti gözlenebilir olarak kabul edilir.  $Q = Q^T \geq 0$  simetrik ve pozitif yarı tanımlı  $R = R^T \geq 0$  simetrik ve pozitif tanımlı  $t_f = \infty$  kabul edilmiştir. Geri beslemeli kontrol kuralı ve geri besleme

kazanç vektörü, matematiksel olarak (13) denklemini ile hesaplanmaktadır. Burada yer alan P, Riccati denklemini kullanarak elde edilir ve (14) denklemini şeklinde ifade edilir.

$$u = -Kx \quad K = R^{-1}B^TP \quad (13)$$

$$A^TP + PA - BPR^{-1}B^TP + Q = 0 \quad (14)$$

K geri besleme kazanç matrisi, aşağıda verilen Q ve R ağırlık matrisleri ile bilgisayar destekli bir program kullanılarak hesaplanmıştır.

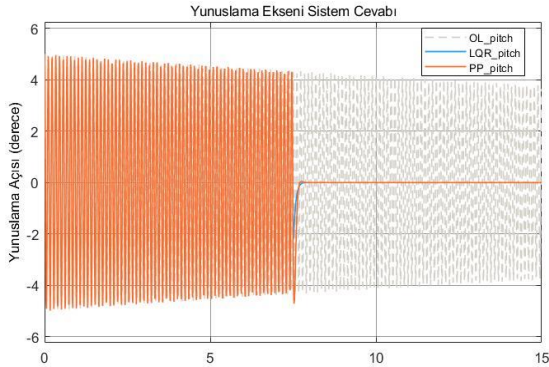
$$R = \begin{bmatrix} 5 & 0 \\ 0 & 5 \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix}$$

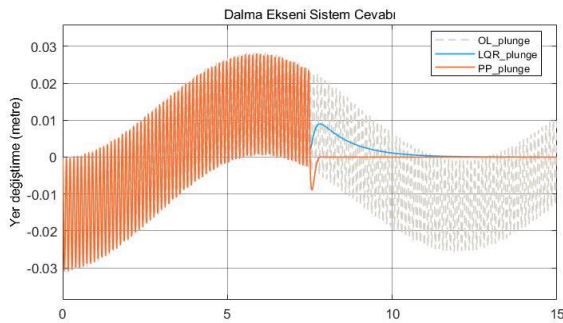
$$K_{LQR} = \begin{bmatrix} -0.1427 & -0.1430 & 0.0054 & 0.0109 \\ -0.6636 & -0.0517 & 0.1375 & 0.1540 \end{bmatrix}$$

### 3.5. Kontrol Sonuçlarının Karşılaştırılması

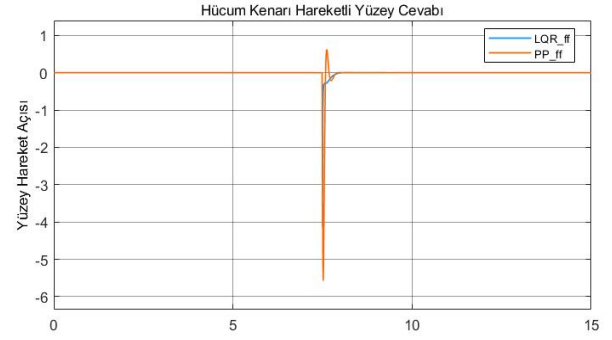
Sistem ses hızının üzerinde 1.1 Mach'ta çalıştırılıp t = 7.5 anında kontrolcüler aktif edildiğinde sistemin salınımı sönümlenerek sistem denge konumuna gelmektedir. Sistemin yunuslama ve dalma eksenindeki cevabı Şekil 5 ve Şekil 6'da hücum ve firar kenarlarındaki hareketli yüzey cevapları Şekil 7 ve Şekil 8'de gösterilmiştir.



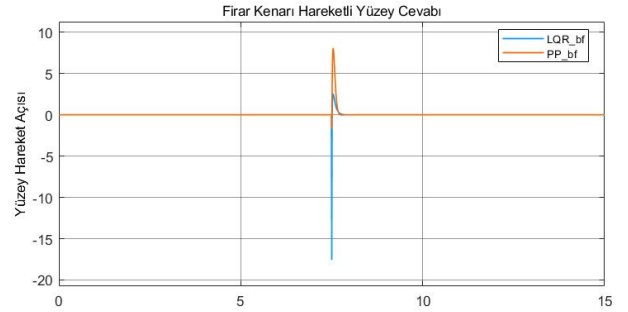
Şekil 5: Yunuslama eksenli kontrolcü cevapları



Şekil 6: Dalma eksenli kontrolcü cevapları



Şekil 7: Hücum kenarı hareketli yüzey cevabı



Şekil 8: Firar kenarı hareketli yüzey cevabı

Kontrolcülerin performans karşılaştırılması Tablo 3'te gösterilmiştir.

Tablo 3: Kontrolcülerin performans karşılaştırılması

Fiziksel Hareket	OTURMA ZAMANI	
	Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme	Tam Durum Geri Beslemeli LQR
Yunuslama	0.3 s	0.283 s
Dalma	0.281 s	4.05 s

## 4. Sonuçlar

Bu çalışmada, kanatların elastik deformasyonları ile hava aracının uçuş kontrolü arasındaki ilişki üzerinde yoğunlaşmıştır. Elastik deformasyonlar, kanat yapısının dinamik davranışını ve aerodinamik etkileşimleri etkileyerek hava aracının kararlılığını ve kontrol edilebilirliğini önemli ölçüde etkileyebilir. Bu nedenle, kontrol sistemleri tasarımında yapısal etkilerin göz önünde bulundurulması, hava araçlarının güvenli ve verimli bir şekilde uçmaları için hayati bir öneme sahiptir. Aeroservoelastik analizler, hava aracının dinamik ve elastik davranışlarını birleştiren önemli bir analiz türüdür. Çalışmada, iki serbestlik derecesine sahip bir kanat profilinin aeroservoelastik modellenmesi yapılarak, hava aracının çarpıntı davranışının anlaşılması ve kontrol edilmesi hedeflenmiştir. Elde edilen model, hava aracının titreşim davranışını ve aerodinamik etkileşimlerini hassas bir şekilde değerlendirmeye olanak tanımıştır. Çarpıntı hızının üzerindeki titreşimlerin sönümlenmesi için kullanılan kontrol yöntemleri arasında Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme ve LQR yöntemleri yer almaktadır. Her iki kontrol yöntemi de kanat yapısının titreşimlerini bastırmada başarılı olmuştur. Ancak elde edilen sonuçlar, Tam Durum Geri Beslemeli Kutup Yerleştirme yönteminin LQR yöntemine göre üstün performans sergilediğini ve çarpıntı hızının üzerindeki titreşimleri etkin bir

şekilde sönümlendiğini açıkça ortaya koymuştur. Bu sonuçlar, havacılık endüstrisi için önemli bir adım olup, uçakların daha güvenli ve stabil bir şekilde uçmalarını sağlamak için aeroservoelastik analizlerde kontrol yöntemlerinin etkin bir şekilde kullanılmasının gerekliliğini vurgulamaktadır.

### Teşekkür

Bu çalışmanın okuyuculara faydalı bir bilgi kaynağı olmasını diler, bu çalışmanın gerçekleştirilmesine desteklerinden ve katkılarından dolayı Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR'a ve Sn. Mustafa Tolga YAVUZ'a teşekkürlerimizi sunarız.

### Kaynakça

- [1] J. R. Wright ve J. E. Cooper, *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*, John Wiley & Sons, 2008.
- [2] R. V. Doggett, R. H. Ricketts, T. E. Noll, ve J. B. Malone, "NASP Aeroservoelasticity Studies," NASA, Hampton, Virginia, 1991.
- [3] J. McNamara ve P. Friedmann, "Aeroelastic and Aeroelastodynamic Analysis in Hypersonic Flow: Past, Present, and Future," *AIAA Journal*, Cilt: 49, No: 6, s: 1089-1122, 2011.
- [4] Y. Chai, W. Gao, B. Anay, F. Li, and C. Zhang, "Aeroelastic analysis and flutter control of wings and panels: A review," *International Journal of Mechanical System Dynamics*, vol. 1, no. 1, pp. 5-34, 2021.
- [5] T. W. Strganac, J. Ko, D. E. Thompson, and A. J. Kurdila, "Identification and control of limit cycle oscillations in aeroelastic systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 6, pp. 1127-1133, 2000.
- [6] M. Ghommam, M. Hajji, and A. Nayfeh, "Uncertainty analysis near bifurcation of an aeroelastic system," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 329, pp. 3335-3347, 2010.
- [7] H. Ohta, A. Fujimori, P. N. Nikiforuk, and M. M. Gupta, "Active flutter suppression for two-dimensional airfoils," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 12, no. 2, pp. 188-194, 1989.
- [8] H. Haddadpour and R. D. Firouz-Abadi, "Evaluation of quasi-steady aerodynamic modeling for flutter prediction of aircraft wings in incompressible flow," *Thin-walled structures*, vol. 44, no. 9, pp. 931-936, 2006.
- [9] A. Tewari, "Aeroservoelasticity," in *Aeroservoelasticity*, pp. 1-11, Springer New York, 2015.
- [10] A. Tewari, *Adaptive Aeroservoelastical Control*, John Wiley & Sons, 2016.
- [11] U. Yurtsever, "Nonlinear aeroservoelastical modelling and analysis of aircraft with control surface freeplay," Master's thesis, Middle East Technical University, 2022.
- [12] W. Lubber, "Aeroservoelastical flight control design for a military combat aircraft weapon system," in 28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS, 23-28 September 2012, Brisbane, Australia, September 2012.
- [13] W. Lubber and O. Sensburg, "Aeroelastic investigation of a fighter aircraft including flight control systems," in 17th International Modal Analysis Conference, Society for Experimental Mechanics, Inc, vol. 2, pp. 1660-1668, 1999.
- [14] L. Librescu, S. Na, P. Marzocca, C. Chung, and M. K. Kwak, "Active aeroelastic control of 2-D wing-flap systems operating in an incompressible flowfield and impacted by a blast pulse," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 83, no. 3-5, pp. 685-706, 2005.

- [15] K. Zhang, S. Manaffam, P. Marzocca, and A. Behal, "Robust output feedback control for aeroelastic vibration suppression of a 2-DOF airfoil under quasi-steady flow," *Journal of Vibration and Control*, vol. 24, no. 19, pp. 4604-4619, 2018.
- [16] N. S. Nise, *Control Systems Engineering*, 7th ed. Wiley, 2015.
- [17] D. E. Kirk, *Optimal Control Theory: An Introduction*, Illustrated Edition, Dover Publications, 2004.