

# Füze Kontrol Tahrik Sistemleri için Hata Duyarlı Ağırlıklandırılmış Kontrol Atama

## Fault Tolerant Weighting on Control Allocation for Missile Control Actuation Systems

Semih CAKIROGLU<sup>1</sup>, A. Furkan KANBUROGLU<sup>2</sup>, Onur DEMIREL<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Control Systems Dept.  
ROKETSAN Missiles Inc. Ankara, TURKEY  
semihcakiroglu@roketsan.com.tr

<sup>2</sup> Control Systems Dept.  
ROKETSAN Missiles Inc. Ankara, TURKEY  
fkanburolu@roketsan.com.tr

<sup>3</sup> Control Systems Dept.  
ROKETSAN Missiles Inc. Ankara, TURKEY  
onur.demirel.1@roketsan.com.tr

### Özetçe

Bir füze kontrol tahrik sistemi için hata toleransı, kontrol kaybının ciddi sonuçlar doğurabileceği gerekçesiyle temel olarak oldukça önemli bir konudur. Literatürde, gereğinden fazla eyleyici sahibi çeşitli uçan araçlar için kontrol atama yöntemleri geliştiriliyor. Bu makalede, bir hata durumu karşısında kontrol tahrik sisteminden faydalanmak için geliştirilmiş bir kontrol atama yöntemi önerilmiştir. Kontrol atama yapısına hataya duyarlı bir koordinat dönüşüm yöntemi entegre edilmiştir. Önerilen kontrol atama yöntemi için bir benzetim gerçekleştirilmiştir. Buna ek olarak, kontrol atama algoritmasının performansını test etmek amacıyla bir hata senaryosu benzetime eklenmiştir. Kontrol tahrik sisteminin davranışını içeren sonuçlar da ayrıca sunulmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Kontrol Tahrik Sistemi, Kontrol Atama, Hata Duyarlı Ağırlıklandırılmış Kontrol

### Abstract

For a missile control actuation system, fault tolerance is essential that is because of losing control may severe results. In the literature, control allocation methods have been developed for various types of flying vehicles that have redundant actuators. In this paper, an enhanced control allocation method is proposed in order to utilize control actuation system in case of failure. A fault tolerant coordinate transformation algorithm is integrated to the allocation structure. A simulation of proposed control allocation method is given. In addition, a fault injection has been added to simulation in order to test the performance of the allocation algorithm. The results including control actuation system behavior is also presented.

Keywords: Control Actuation System, Control Allocation, Fault Tolerant Weighting

### 1. Giriş

Hata, bir sistemin kabul edilebilir, olağan, standart durumundan en az bir karakteristik özelliğinde izin verilmeyen bir sapmadır. Arıza ise belirli çalışma koşullarında bir sistemin gereken bir işlevi yerine getirme yeteneğinin kalıcı olarak kesintiye uğramasıdır [1]. Havacılık uygulamaları için hata tolere edilebilirliği ve kontrol etkileycilerinin yedeklenmesi hayati öneme sahiptir. Hata nedeniyle uçuş sırasında bir hava aracı sisteminde kontrolün kaybedilmesi, ciddi ve anlık sonuçlara yol açabilir. Hata tolere edebilen sistemler, beklenmedik hataların varlığında sürekli çalışabilirler. Bununla birlikte, tüm olası hatalara dayanabilen bir sistem oluşturmak neredeyse imkânsızdır ve ekonomik veya pratik bir tasarım olarak kabul edilmez [2].

Modern uçak sistemleri, irtifa dümeni, kanatçıklar, kanatlar, ön kenar flapları, itki vektör lülesi gibi geleneksel ve geleneksel olmayan kontrol yüzeyleri de dahil olmak üzere daha fazla kontrol yüzeyleri kullanır. Bu yüzeyler, yatış, yunuslama ve sapma eksenlerinde belirli istenen aerodinamik momentleri üretmek için kullanılır [3]. Kontrol yüzeyleri, kontrol etmek için gerekene kıyasla daha fazla kullanıldığında, sistemde aşırı etkilendirme durumuna yol açar [4]. Bu tür bir fazlalık durumunda, otomatik pilot komutlarının kontrol komutlarına çevrileceği uygun yöntem belirlenmelidir. Bu kontrol efektörlerinin birleştirilmesiyle bazı istenen hedeflere ulaşmak kontrol atama sorununu ortaya çıkarır. Bu yaklaşımı kullanabilmek için kontrol sistemi tasarımı iki soruna ayrılır. İlk sorun kontrol yasalarının türetilmesi, ikinci sorun ise kontrol atama mekanizmasının tasarımıdır. Kontrol atama, bir eyleyicinin doyumluğu veya arızası tarafından sınırlanmaması için eyleyici sınırlarının üzerine çıkabilme gibi avantajlar sunar. Bu senaryoda, bir kontrol atama algoritması bu durumları telafi etmek için kontrol çabalarını yeniden dağıtabilir. Doğrudan kontrol atama [5], daisy chaining [6] ve lineer programlama [7] gibi literatürde önerilen yöntemler

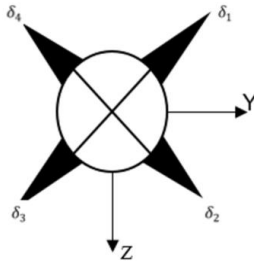
bulunmaktadır. Bu tekniklerin ortak bir özelliği olarak sınırlamalı bir optimizasyon probleminin çözülmesi genellikle belirtilir.

Diğer bir yöntem, kontrol giriş matrisinin yalancı ters ile hesaplanmasıyla yapılan yalancı ters yeniden dağıtım yöntemi olarak ifade edilebilir. Bu teknik genellikle diğer yöntemlere göre daha hızlı çözümler sağlar ve minimum norm kontrol çözümünü verir [8, 9]. Ancak her zaman optimal bir çözüm sunmamaktadır.

Yüksek performanslı uçak sistemleri, önerilen başka bir yöntem olarak, kontrol yeniden yapılandırması kullanılmaktadır. Arıza tespit edildikten sonra, kalan kontrol etkilerini maksimum şekilde kullanmak için yeni bir geri besleme yasası oluşturulur [10]. Bu çalışma, kontrol yapılandırmasını değiştirmeden ters dönüşüm matrisi hesaplama yöntemini değerlendirir. Yöntem, belirli bir füze kontrol eyleyici yapılandırması için hata tespit modülü aracılığıyla eyleyici ağırlıklarını değiştirmeyi önermektedir. Model referanslı hata tespit algoritması, eyleyici yanıtını ve eyleyici girişi açısından modelin çıktısını karşılaştırır. Arızalı eyleyicinin ağırlığını ve komutunu bozukluk seviyesine bağlı olarak ayarlar ve sağlıklı olanların egemenliğini artırır.

## 2. Motivasyon

Önerilen kontrol atama yöntemi, eyleyici arızalarını telafi edebilir. Eğer bir hata tespiti farkındalığı uçuş bilgisayarına eklenirse, böyle bir kontrolcü yapılandırması veya stratejisini yeniden tasarlama ihtiyacı olmayacaktır [2]. Bu, tabii ki, şekil 1'de sunulan, fazlalık kontrol yüzeylerine sahip bir uçuş kontrol sistemi için geçerlidir; burada, hata tolere edilebilirlik ikincil bir amaç olabilirken, birincil amaç iz sürmedir.



Şekil 1: Kontrol Yüzeyleri için Çarpı Konfigürasyonu

Bu, otomatik pilot uygulamalarında koordinat sistemi dönüşümüne dayalı düzenli bir hesaplama olan kontrol atama kullanılarak elde edilebilir. Fazlalık sistemler için, füze uçuş veri tabanından oluşturulan Euler açısız hareket ( $\delta_R, \delta_P, \delta_Y$ ) ile eyleyici hareketi arasındaki ilişkiyi sağlayan C adında kare olmayan bir dönüşüm matrisi bulunmaktadır. Eyleyici sayısı, cismin kontrol edilen serbestlik derecesinden fazla olduğu için dönüşümü gerçekleştirmek için sonsuz sayıda çözüm vardır. Eyleyicilerin etkinliğiyle birlikte hedefler ve kısıtlamalar göz önünde bulundurularak, uygulanabilir algoritmalar aracılığıyla optimal bir çözüm elde edilebilir. Bu hesaplamalar genellikle sorunsuz eyleyici davranışı varsayımı altında gerçekleştirilir.

Bahsedilen durum, şekil 2'de verilen bir füze otomatik pilot sistemi için özelleştirilebilir. Kontrol yüzeylerindeki eyleyici sayısı, cisim eksenlerinden fazladır, bu yüzden aşırı

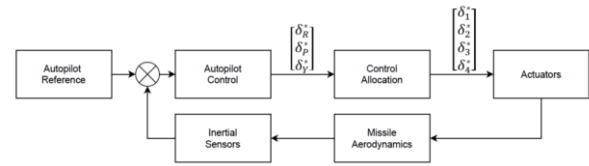
etkilendirilmiş bir sistemdir ve her kontrol yüzeyinin cisim ağırlık merkezi üzerinde farklı bir etkisi vardır, bu da denklemlerde (1- 4) verilmiştir.

$$\delta_R = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4 \quad (1)$$

$$\delta_P = \delta_1 - \delta_2 - \delta_3 + \delta_4 \quad (2)$$

$$\delta_Y = \delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4 \quad (3)$$

$$\delta_{era} = C \delta_{1234} \Rightarrow \begin{bmatrix} \delta_R \\ \delta_P \\ \delta_Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} + & + & + & + \\ + & - & - & + \\ + & + & - & - \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$



Şekil 2: Füze Sistemleri için Temel Kontrol Yapısı

Ters dönüşüm matrisinin hesaplanmasında yaygın olarak kullanılan yaklaşım, (5)'teki gibi ağırlıklı eyleyici komutlarını ve hesaplanan  $\delta_{era}^*$  referansı arasındaki hatayı içeren bir maliyet fonksiyonunu minimize etmektir [11]. Bu şekilde, problemin matematiksel sonucu, (7)'de yalancı ters olarak bilinen (6)'da gözükken bir ters dönüşüm matrisi çözümü üretir. Diyagonal ağırlık matrisi W kullanılmaktadır.  $\lambda$  parametresi, kontrol atamasındaki eşitlik kısıtının Lagrange çarpanıdır [11].

$$W = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & w_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & w_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & w_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\min_{\delta_{1234}} \frac{1}{2} \delta_{1234}^T W \delta_{1234} + \lambda^T (\delta_{era}^* - C \delta_{1234}) \quad (6)$$

$$\delta_{1234}^* = W C^T (C W C^T)^{-1} \delta_{era}^* \quad (7)$$

$$C^+ = W C^T (C W C^T)^{-1} \quad (8)$$

## 3. Kontrol Atama: Öne sürülen Yöntem

Önerilen algoritma yalnızca tek bir kontrol yüzeyi arızasını kabul eder. Arıza tolere edilebilirliğin bir temeli olarak, hata tespiti ve izolasyonu (HTI/FDI) için bir yapı oluşturmak önemli bir başlangıç adımındır. Eyleyici arızalarının belirlenme aşaması genellikle anlamlı karşılaştırmaları yönetmek için

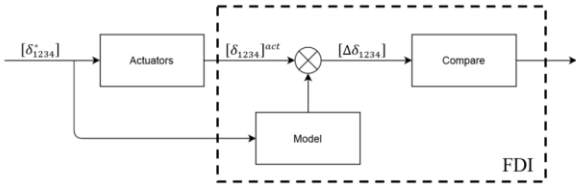
eyleyici modellerine referans gerektirir ve bu referans birkaç ölçümle yapılır. Mevcut verilerin yalnızca kontrol komutu ve türetilmiş hız bilgileriyle birlikte eyleyici pozisyonunu içerdiği varsayılır. Her bir eyleyici için gerekli tahminleri ( $\hat{\delta}$ ,  $\dot{\hat{\delta}}$ ) sağlayabilme yeteneğine sahip olduğu (8)'de ifade edilen lineer ikinci derece model verilmiştir.

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$x = \begin{bmatrix} \hat{\delta}_{1234} \\ \dot{\hat{\delta}}_{1234} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$u = \delta_{1234}^*$$

Bu çalışmanın HTİ bölümü, yalnızca eyleyici ağırlıklarının sağlanmakla kalmaz, aynı zamanda bir hata tespit bayrağı da sunar. Bu bayrak, hatanın türüne bağlı olarak bir atama stratejisi belirlemek için kullanılır. Ağırlıklı HTİ yapısı Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 3: HTİ ile Ağırlıklandırma Yapısı

(10 – 12) arasını ayrıntılı bir şekilde açıklamak gerekirse, ileri seviye model referanslı bir yapı kontrol atama yöntemi kullanılarak, hatalı kontrol yüzeyinin tekrar hesaplanan bir komutu takip etmesi sağlanmaktadır.

$$FDI_P = \begin{cases} 1, & |\Delta\delta| > \delta_{th} \\ 0, & |\Delta\delta| \leq \delta_{th} \end{cases} \quad (10)$$

$$FDI_V = \begin{cases} 1, & \Delta\dot{\delta} > v_{th} \\ 0, & \text{else} \end{cases} \quad (11)$$

$$W_i = \begin{cases} 0, & |\Delta\delta| > \delta_{th} \\ w, & |\Delta\delta| \leq \delta_{th} \end{cases} \quad (12)$$

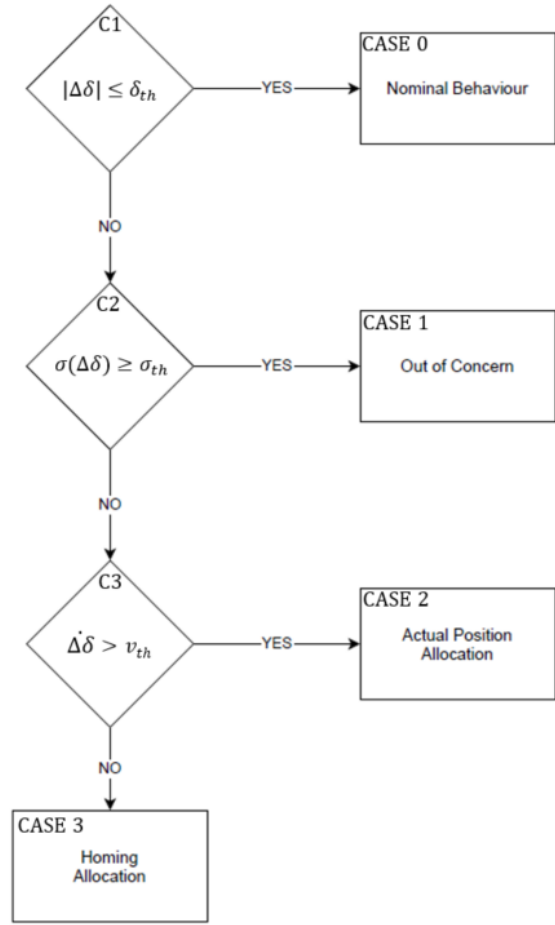
$$w = 1 - \frac{|\Delta\delta|}{\delta_{lim}}, \quad w \leq 1 \quad (13)$$

C1: İlk hata tespit kontrolü, kontrol yüzeyi konumuna yöneliktir. Tahmini ve gerçek konum değerleri arasındaki fark olarak tanımlanan mutlak konum hatası, bir eşik değeri ( $\delta_{th}$ ) aştığında konum hatası bayrağı ( $FDI_P$ ) (10) yükseltilir.

C2: İkinci kontrol, konum hatasının standart sapması ile ilgilidir, yani kontrol yüzeyinin kontrol altında olup olmadığı veya hareketin rastgele olup olmadığı anlamına gelir.

C3: Son durum, kontrol yüzeyinin komuta önceden yaklaşmak için yeterince hızlı olup olmadığını değerlendirir. Tahmini

davranışa göre hareket çok yavaş ise, hız hatası bayrağı ( $FDI_V$ ) (11) yükseltilir.



Şekil 4: Kontrol Atama Akış Şeması

**DURUM 0:** Konum hatası tespit edilmediğinde, ağırlıklı kontrol ataması (8) 'e göre (13) dikkate alınarak devam edilir.

**DURUM 1:** Bu kontrol edilemez durumdur ve önemsenmez.

**DURUM 2:** Hatalı kontrol yüzeyi kontrol edilebilir durumdaysa ancak yeterince hızlı değilse, algoritma ilgili komutu mevcut konumuna ayarlamayı hedefler ve geri kalan işlem süresince bu konumu korur (14, 15).

**DURUM 3:** Kontrol yüzeyi yeterince hızlı ise, algoritma geri kalan işlem süresince diğer kontrol yüzeyi komutlarını minimize etmek amacıyla ilgili komutu ana konuma, yani sifıra ayarlamayı hedefler (12, 13).

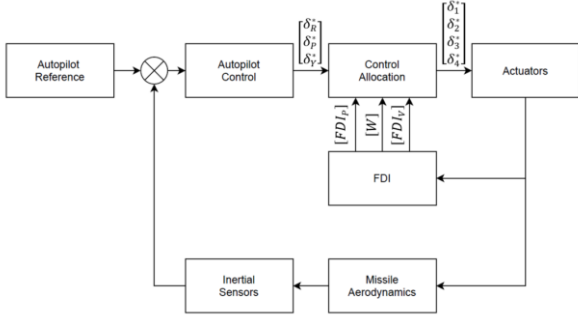
$$\delta_i^* = \begin{cases} \delta_i^{act}, & \Delta\delta_i > v_{th} \\ \bar{\delta}, & \text{else} \end{cases} \quad (14)$$

$$\bar{\delta} = [\bar{C}]^{-1}[\delta_{era}^* - C_i\delta_i^{act}] \quad (15)$$

Burada,  $\bar{C}$ , yönelme komutlarını kontrol yüzeyi konumlarıyla ilişkilendiren benzersiz bir çözüm için dönüşüm matrisidir. Burada, hatalı kontrol yüzeyi komutu algoritma tarafından kalıcı olarak belirlenir, bu nedenle önerilen yöntemde belirtildiği gibi dönüşüm matrisi şimdi (16)'da olduğu gibi kare bir matristir.

$$\bar{C} = [C_1 : C_2 : \dots : C_{i-1} : C_{i+1} : \dots : C_N] \quad (16)$$

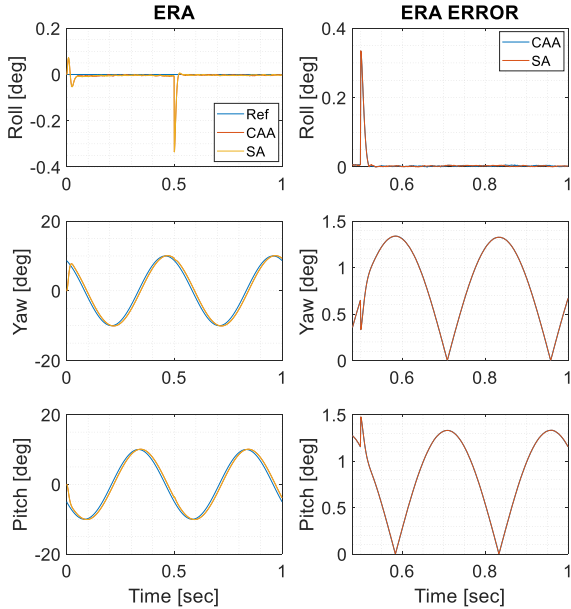
Şekil 2 ve şekil 3'ü birleştirerek, önerilen FDI ağırlama algoritmasıyla birlikte kontrol atama yapısı şekil 5'te gösterilmektedir.



Şekil 5: Hata Duyarlı Kontrol Atama Yapısı

#### 4. Simülasyon

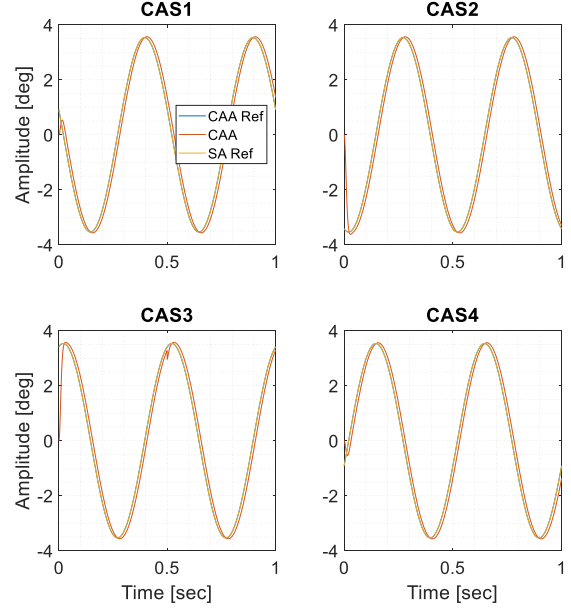
Çalışılan kontrol atama problemi, çapraz konfigüre edilmiş dört kanatlı kontrol eyleyici sistemine sahip bir füze üzerinde entegre edilmiştir. Her kontrol yüzeyi ayrı ayrı kontrol edilir. Referans eyleyici modeli (12)'de verilmiştir. Bu,  $\zeta$  bir sönüm oranı ve  $\omega_n$  bir doğal frekans olan bir lineer ikinci derece sistem olarak temsil edilen HTİ algoritmasında kullanılır.



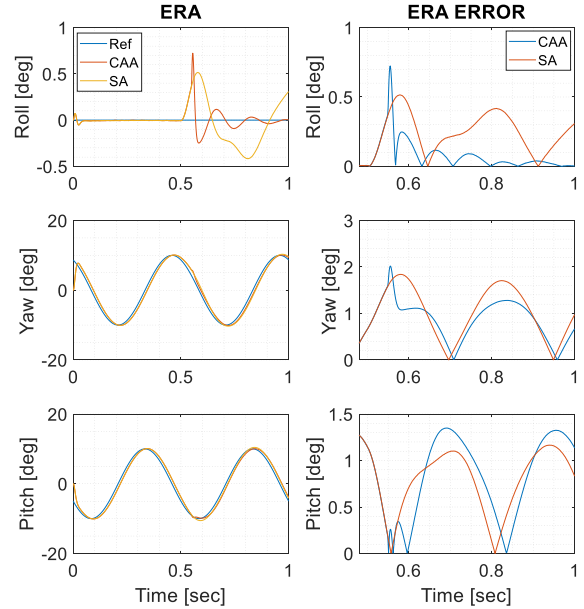
Şekil 6: Durum 0 için ERA Karşılaştırması

$$\delta^* = \delta + 2\zeta\omega_n\delta + \omega_n^2\delta \quad (17)$$

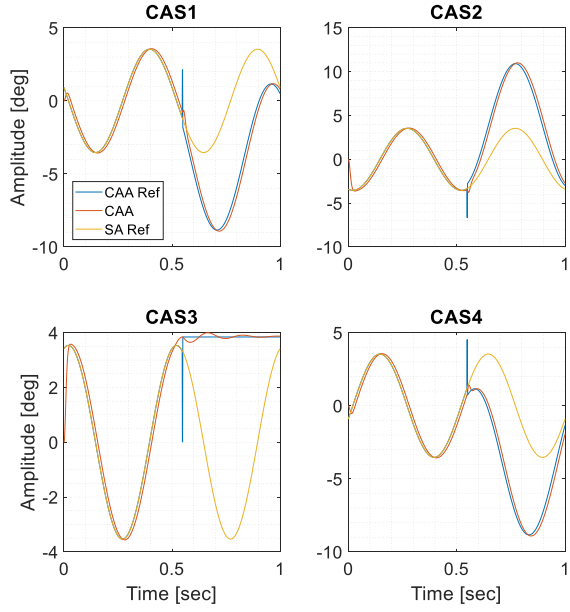
Algoritmayı test etmek için, sistem simülasyon modeli, hatalı bir davranış olarak üçüncü kanalda düşük etkin bir eyleyiciye sahip olan bir doğrusal olmayan yapıya sahiptir. Her bir hatalı durum için elde edilen sonuçlar aşağıdadır.



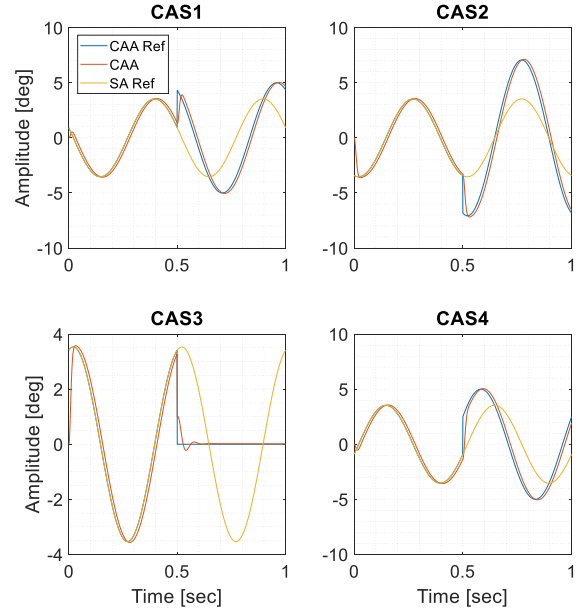
Şekil 7: Durum 0 için Kontrol Yüzeyleri Sonuçları



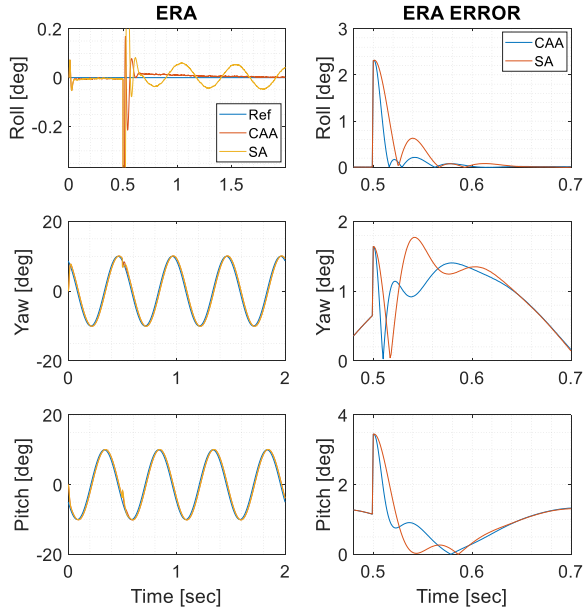
Şekil 8: Durum 2 için ERA Karşılaştırması



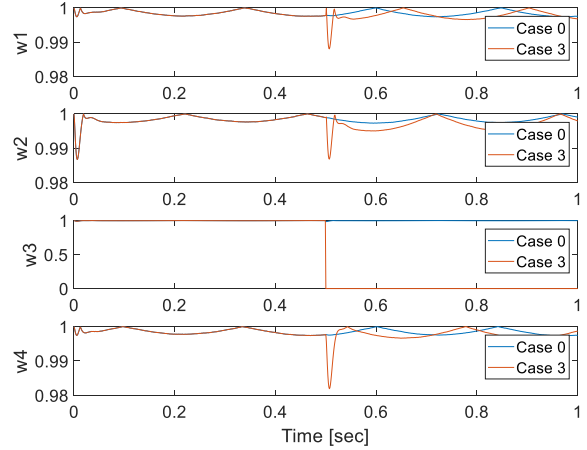
Şekil 9: Durum 2 için Kontrol Yüzeyleri Sonuçları



Şekil 11: Durum 3 için Kontrol Yüzeyleri Sonuçları



Şekil 10: Durum 3 için ERA Karşılaştırması



Şekil 12: Durum 0 ve Durum 3 için Kontrol Yüzeyleri Ağırlıklandırma Sabitlerinin Karşılaştırılması

## 5. Bulgular

Şekil 6'da durum 0 için her iki algoritmanın neredeyse aynı sonuçları verdiği görülmektedir. Bazı farklılıklar, simülasyon sırasında sayısal hesaplamalardan kaynaklanmaktadır. Şekil 8'de elde edilen sonuçlar, önerilen algoritmanın standart algoritma ile karşılaştırıldığında yuvarlanma açısından daha iyi yanıtlar verdiğini göstermektedir. Ayrıca, bir zaman gecikmesi olduğu için yatay ve dikey ekseninde hafif bir hata görünse de bu önemsizdir.

Ayrıca, daha önce belirtildiği gibi, üçüncü kontrol yüzeyi kusurlu olarak seçilmiştir ve Şekil 4'teki durum 2'de önerilen gibi, hata tespit edildiğinde üçüncü kanal mevcut konumunda ayarlanır ve diğer kontrol yüzeyleri buna göre kontrol edilir.

Hata tespit edildiğinde diğer kanalların konumlarını sorunsuz bir şekilde değiştirdikleri doğrulanabilir, ancak pozisyon değerleri 10 dereceyi aşar ve 15 dereceye yaklaştığından kanalların doygunluğu olasılığı vardır.

Şekil 10'da durum 3 incelendiğinde, önerilen algoritmanın hata tespit edildiğinde hareketi yönetmede daha başarılı olduğu görülmektedir. ERA Hatası gözlemlendiğinde her iki algoritmanın da sifira yaklaştığı görülebilir, ancak standart algoritma salınımlı bir davranış üretirken, önerilen algoritma yuvarlanma açısında hatasını sürekli azaltmaktadır. Ayrıca, Şekil 11'de durum 3 için, kusurlu kontrol yüzeyi sifira ayarlanmış ve diğer kontrol yüzeylerinde daha küçük salınımlar görülmektedir. Bu davranış, durum 2 ile karşılaştırıldığında doygunluğu önlemeye yardımcı olur. Ayrıca, kontrol yüzeyi ağırlıkları Şekil 12'de temsil edilmektedir.

## 6. Sonuç

Bu makalede, çapraz konfigürasyonlu bir füze eyleyici sistemi için hata tolere eden bir kontrol atama yöntemi önerilmektedir. MATLAB simülasyonu kullanılarak bir arıza senaryosu için sonuçlar gözlemlenmiştir. Hata tolere eden algoritmanın tepkisi, eyleyicilerin davranışlarına göre başarılı bir şekilde ağırlıklandırabilmektedir.

### Teşekkür

Yazarlar, bu çalışma için mali destek sağlamaları nedeniyle Roketsan AŞ'ye teşekkür etmek isterler.

### Kaynakça

- [1] Isermann, R. (2005). Fault-diagnosis systems: an introduction from fault detection to fault tolerance. Springer Science & Business Media.
- [2] Ducard, G. J. (2009). Fault-tolerant flight control and guidance systems: Practical methods for small unmanned aerial vehicles. Springer Science & Business Media.
- [3] McClamroch, N. H. (2011). 1. Aircraft Components and Subsystems. In Steady Aircraft Flight and Performance (pp. 1-8). Princeton University Press.
- [4] Oppenheimer, M. W., Doman, D. B., & Bolender, M. A. (2006, June). Control allocation for over-actuated systems. In 2006 14th Mediterranean Conference on Control and Automation (pp. 1-6). IEEE
- [5] Durham, W. C. (1993). Constrained control allocation. Journal of Guidance, control, and Dynamics, 16(4), 717-725.
- [6] Buffington, J. M., & Enns, D. F. (1996). Lyapunov stability analysis of daisy chain control allocation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 19(6), 1226-1230.
- [7] Ikeda, Y., & Hood, M. (2000). An approach of L1 optimization to control allocation. AIAA paper, 4566.
- [8] Bodson, M. (2002). Evaluation of optimization methods for control allocation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 25(4), 703-711.
- [9] Jin, J. (2005). Modified pseudoinverse redistribution methods for redundant controls allocation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 28(5), 1076-1079.
- [10] RAUCH, H., KLINE-SCHODER, R. O. B. E. R. T., Adams, J., & YOUSSEF, H. (1993, August). Fault detection, isolation, and reconfiguration for aircraft using neural networks. In Guidance, Navigation and Control Conference (p. 3870).

- [11] Davidson, J. B., Lallman, F. J., & Bundick, W. T. (2001, January). Real-time adaptive control allocation applied to a high performance aircraft. In 2001 5th SIAM Conference on Control and its Applications.