UHUK-2020-124

TAKTİK FÜZELERİN KONTROL YÜZEYLERİ İÇİN AERODİNAMİK MENTEŞE MOMENTİ ENİYİLEMESİ

İsmail Sadi Cesur¹ ve Erdem Dikbaş² TÜBİTAK SAGE, Ankara

ÖZET

Manevra ve hız kabiliyeti yüksek füzelerin tasarımındaki gerçeklemesi zor gereksinimlerden biri kontrol yüzeyi tahrik sistemlerinin sağlayabildiği menteşe momentleri sınırına uyulabilmesidir. Bu çalışmada sesüstü hızlarda görev yapabilen taktik füzenin kanatçık geometrisi, menteşe momentini en aza indirecek şekilde cevap yüzeyi yöntemiyle eniyilenmiştir. Eniyileme parametreleri süpürme açıları ve kesit geometrisidir. Aerodinamik katsayılar Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yöntemiyle elde edilmiştir. Eniyileme sırasında izole kanatçık modeli kullanılmıştır. Kanatçık geometrik parametrelerinin eksenel aerodinamik kuvvet ve aerodinamik menteşe momenti değişkenlerine etkileri detaylı bir şekilde incelenmiş ve tartışılmıştır. Eniyileme esnasında kanatçık üzerinde belirlenecek olası menteşe noktalarının, oluşacak moment üzerindeki etkisi de değerlendirilmiştir. Çalışma sonucunda menteşe momenti açısından eniyilenmiş bir geometri ailesine ulaşılmıştır.

GİRİŞ

Taktik füzelerin kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için gerekli olan tahrik genellikle elektrik motorları vasıtası ile sağlanmaktadır. Bu gibi ekipmanların elektromekanik tasarımının en önemli girdisi kontrol yüzeylerinin dönme ekseninde oluşan aerodinamik moment (menteşe momenti) olmaktadır. Öyle ki, yüksek hızlara ulaşan ve yüksek manevra kabiliyetine sahip füzelerin menteşe momentinin küçüklenmesi, tasarım gereksinimi olarak ortaya çıkabilmektedir. Bu bağlamda birçok uygulamada kontrol kanatçıklarının aerodinamik tasarımında füze kontrol edilebilirliğinin yanı sıra menteşe momenti değişkeninin tasarım hedefi olarak kullanılması ihtiyaç olarak ortaya çıkmaktadır.

Konuyla ilgili kapsamlı bir çalışma delta planforma sahip kanatçıklar için ampirik aerodinamik tahmin araçları kullanılarak Goodwin ve Nielsen [1983] tarafından gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada füze gövdesi ile dörtlü kanatçık konfigürasyonu için menteşe momenti eniyilemesi metodolojisi açıklanarak, ortaya çıkacak kanatçık geometrisinin boyutsal parametrelere göre hassasiyeti değerlendirilmiştir. Ayrıca menteşe momenti katsayısının akış durumu parametrelerine karşı hassasiyeti değerlendirilerek Mach sayısı ve kanatçık normal kuvvet katsayısının belli bir kanatçık konfigürasyonunda oluşacak menteşe momenti katsayısını belirleyen baskın iki akış parametresi olduğu gösterilmiştir.

RANS denklemlerinin çözümüne dayalı zamana bağlı olmayan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi ile birçok uçuş durumunda elde edilen menteşe momenti katsayılarının *MISSILE DATCOM* benzeri ampirik/teorik aerodinamik tahminleyicilerine göre daha doğru ve hassas hesaplanabildiği, geliştirme faaliyetleri TÜBİTAK SAGE'de yürütülen geçmiş tasarım projelerinin

¹ Araştırmacı, Aerodinamik Birimi, E-posta: sadi.cesur@tubitak.gov.tr

² Başuzman Araştırmacı, Aerodinamik Birimi, E-posta: erdem.dikbas@tubitak.gov.tr

rüzgâr tüneli testleri verileriyle yapılan karşılaştırmalar sonucunda tecrübe edilmiştir. Bununla birlikte güncel çalışmalarda görüldüğü gibi RANS çözümleri ile, girdap/yüzey etkileşimleri görülmediği sürece, yüksek doğrulukta menteşe momenti tahmini yapılabilmektedir [DeSpirito, 2016].

Bu çalışmada HAD yöntemi ile elde edilen sonuçlara bağlı olarak menteşe momenti katsayısını küçükleyecek yönde bir kontrol kanatçığı planform ve kesit eniyilemelerinin gerçekleştirilmesi hedeflenmektedir. Eniyileme döngüsü HAD modelini basitleştirmek amacıyla akışın geldiği yönde herhangi bir girdap oluşmadığı varsayımıyla izole kanat modeli kullanılarak koşturulacaktır.

YÖNTEM

HAD Çözümleri

HAD modelini oluştururken Goodwin ve Nielsen [1983]'in bulgularını yansıtacak şekilde Mach sayısı ve kanatçık hücum açısı değişkenlerinin bağımsız tanımlanabileceği en basit model belirlenmiştir. Füze gövdesinin duvar etkilerinin menteşe momentinde önemli bir etki oluşturmadığı referans çalışmada görülmüştür. Girdap etkileri ise tasarım uzayı taramasında ihmal edilmiştir. Buna göre Şekil 1'de görülen izole kanatçık çevresinde yarım küre şeklinde bir akış hacmi oluşturulmuştur. Yarım kürenin zx-düzlemi simetri sınır koşulu ile tanımlanmıştır. Kanat yüzeyleri "no slip" duvar ve yarım kürenin kalan yüzeyi ise "pressure farfield" sınır koşuludur. Akış hızı (Mach, Reynolds) ve yönü kanatçık yüzeyine bağıl olarak yarım kürenin dış yüzeyine tanımlanmıştır.

Analizler ANSYS FLUENT [Ansys Inc., 2019] çözücüsünde basınç tabanlı coupled çözücü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Türbülans modeli olarak Realizable k-e ile birlikte yakın duvar bölgesi için Enhanced Wall Treatment [Shih vd., 1995] kullanılmıştır. RANS denklemlerinin ayrıklaştırılmasında ikinci dereceden upwind yöntemi kullanılmıştır. Akışkan termodinamik özellikleri için standart hava verileri kullanılmıştır. Durum denklemi için ideal gaz, viskozite-sıcaklık ilişkisi için Sutherland yasası kullanılmıştır. Sayısal ağ, sınır tabakada prizma, geri kalan hacimde dörtyüzlü elemanlardan oluşturulmuştur. Sınır tabaka ağı ortalama y+ değerini tüm koşullarda 1'in altında bırakacak şekilde 25 katman kullanılarak Last Aspect Ratio metodu ile oluşturulmuştur. Aerodinamik katsayıların hesabında kullanılan referans uzunluk (L_{ref}) ve alan (A_{ref}) sırasıyla füze çapı ve bu çapa denk düşen dairesel alandır. Akış hacmi referans uzunluğun yirmi katı yarıçapa sahip bir yarım küre olarak tanımlanmış ve analiz edilen kontrol kanatçığının kök profilinin geometrik merkezi referans noktasına yerleştirilmiştir.

Serbest akış koşulları ses üstü bir füzenin tahmini uçuş durumları göz önünde bulundurularak belirlenmiştir. Uçuş durumunda menteşe momentinin büyüklüğünün kritik olabileceği koşulların ses üstü hız koşulları olacağı tahmin edilmektedir. Bu sebeple çözüm yapılacak Mach sayıları 1.0 ile 4.0 arasında dağıtılmıştır. Hücum açısı aralığı değerlendirilirken kanatçık sapma açısı ile birlikte füzenin kendi eksenindeki hücum ve yana kayma açılarının bileşke toplamı göz önünde bulundurulmuştur. Buna göre kanatçığın 10 ilâ 60 derece arasında bir hücum açısı aralığında akışa maruz kalacağı varsayılmıştır. Tablo 1 ile verilen altı hız durumu ve altı akış yönü durumu çaprazlanarak 36 koşul elde edilmiştir.

Değişken	İlgili büyüklük	Değerler					
Hız	М	1.0	1.2	1.4	2.0	3.0	4.0
1 112	Re (milyon, Lref'e göre)	9.8	11.7	13.7	19.6	29.3	39.1
Akış yönü	α (derece)	10	20	30	40	50	60

(1)

(2)



Şekil 1: Akış Hacmi, x: Veter Yönü, y: Açıklık Yönü, z: Normal Yön

En Yüksek Menteşe Momenti Katsayısı (max $C_{m_{\psi}}$)

Tasarım seçenekleri arasında karşılaştırma yaparken menteşe momenti değişkeninin hesaplandığı referans noktası önem arz etmektedir. Bu karşılaştırmaların adil olabilmesi için, her bir geometri seçeneği için bireysel bazda eniyilenmiş menteşe noktası bulunmakta ve moment değerleri bu eniyilenmiş noktada hesaplanmaktadır. Eniyilenmiş noktadaki en yüksek menteşe momenti katsayısının bulunması için aşağıdaki prosedür izlenmektedir:

- i. Menteşe momenti katsayısı " $C_{m_{\psi,0}}$ " orijin noktası referans alınarak her bir çözüm koşulunda HAD analizi ile hesaplanır.
- ii. Farklı akış durumlarındaki sonuçlar $\langle C_{m_{\nu,0}} \rangle$ dizisinde biraraya getirilir.
- iii. Orijinde hesaplanan katsayı kanatçık veteri boyunca farklı x noktalarına taşınır: $\langle C_{m_y} \rangle(x) = \langle C_{m_{y,0}} \rangle + \frac{x}{L_{ref}} * \langle C_{F_z} \rangle$
- iv. $\langle C_{m_y} \rangle(x)$ dizisinin elemanları ilgili çözümün yapıldığı Mach sayısının karesiyle (ve gerekliyse basınç düzeltme faktörüyle) çarpılarak düzeltilmiş menteşe moment katsayıları " $\langle C_{m_y} \rangle(x)$ " elde edilir:

$$\langle C_{m_{\nu}} \rangle (x) = \langle C_{m_{\nu}} \rangle (x) * [p_corr] M^2$$

v. $\langle C_{m_y} \rangle \langle x \rangle$ dizilerinin elemanlarının mutlak maksimum değerleri hesaplanarak max $C_{m_y} \langle x \rangle$ bulunur.

vi. $\max C_{m_y}(x)$ değerinin en küçük olduğu x-değeri olan eniyilenmiş menteşe noktası belirlenir (Şekil 2).

 $\max \mathbf{C}_{\mathbf{m}_{\mathbf{y}}}$ fonksiyonunun eniyilenmiş menteşe noktasındaki değeri en yüksek menteşe momenti katsayısıdır. Bu değer tasarım seçeneklerinin değerlendirilmesinde kullanılacaktır. En yüksek menteşe momenti katsayısının (max $C_{\mathbf{m}_{\mathbf{y}}}$) küçüklenmesi hedeflenmektedir.



Şekil 2: En Yüksek Menteşe Momenti Katsayısının Veter Boyunca Moment Referans Noktalarına Göre Değişimi ve Eniyilenmiş Menteşe Noktası [Dikbaş, 2015; Dikbaş vd., 2015]

Tasarım Uzayı

Kanatçık tasarımı belirlenirken basınç merkezi saçılımını azaltması beklenen çift süpürme açılı kanatçık kavramsal modeli referans alınmıştır [Lesieutre vd., 1998]. Bu kavramsal model üç adet geometrik parametre (b, Λ_1 , Λ_2) ile parametrize edilmiştir (Şekil 3). Kanatçık planform alanı, değişken olmayan bir normal kuvvet katsayısını (CFz), dolayısıyla füze üzerinde eşdeğer bir kontrol etkinliğini sağlayabilmek için sabit tutulmuştur. Tasarım uzayında kullanılan geometrik parametreler Şekil 3'te ve bu parametrelere ait sınır değerler Tablo 2'de verilmiştir.



Şekil 3: Kontrol Yüzeyi Geometrik Parametreleri

Parametreler	Alt Sınır	Üst Sınır		
b	0.2	0.8		
Λ_1	0 °	60°		
Λ_1	0 °	60°		

Eniyileme şemasının oluşturulmasında tasarım uzayının uç noktalarını kapsayan "Face Centered Composite (FCC)" tasarım yöntemi benimsenmiştir. Bu şemaya ait tasarım noktalarının dağılımı Şekil 4 ile verilmiştir [Ren vd., 2013].



Şekil 4: FCC Tasarım Uzayı [Ren vd., 2013]

FCC yöntemi ile oluşturulan tasarım uzayındaki noktaların sayısı $2^{N} + 2N + 1$ formülü ile bulunabilmektedir [Krajnovic, 2007]. Bu formüle göre, üç geometrik parametre ile yapılan eniyileme çalışmasının tasarım uzayında 15 tasarım noktası bulunmaktadır. Planform alanları, kök ve uç profile ait hücum, firar ve maksimum kalınlıklar ayrıca kök ve uç profil uzunlukları sabit tutularak oluşturulan tasarım noktalarına ait geometrik değerler Tablo 3 ile verilmiştir. Tasarım uzayında bulunan örnek noktalara ait geometriler ise Şekil 5 ile verilmiştir. Şemada yer alan tüm geometriler belirli ortak özellikleri paylaşmaktadır. Kanat açıklığı (s), sabit planform alanını garanti edecek şekilde, tamamen birincil ve ikincil kanat ok açılarına bağlı olarak değişmektedir. Kanat açıklığına ait formül aşağıdaki gibidir:

$$s = \frac{2A + Cr * Ct * tan(\Lambda_2)}{Cr + Ct * [1 + tan(\Lambda_2) * tan(\Lambda_1)]}$$
(3)

Bu eşitlikte (3) verilen semboller aşağıda sıralanmaktadır:

s : Kanat açıklığı

- A: Kanat planform alanı
- Cr: Kök veter uzunluğu
- Ct : Uç veter uzunluğu
- A1: Birinci süpürme açısı
- A2: İkinci süpürme Açısı



Şekil 5: Tasarım Uzayındaki Örnek Geometriler, a. TN14, b. TN9, c. TN10, d. TN28

	Cr /L _{ref}	Ct /L _{ref}	$t_{LECr,Ct} / L_{ref}$	t _{maxGr} /L _{ref}	$t_{max_{Ct}} / L_{ref}$	b*	а	∧ ₁ * (°)	∧₂ * (°) [*]	A/ A _{ref}	s/L _{ref}
TN1	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	30	30	1	1.13783
TN2	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.2	0.4	30	30	1	1.13783
TN3	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.35	0.325	30	30	1	1.13783
TN4	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.8	0.1	30	30	1	1.13783
TN5	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.65	0.175	30	30	1	1.13783
TN6	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	0	30	1	1.25746
TN7	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	15	30	1	1.19896
TN8	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	60	30	1	0.95595
TN9	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	45	30	1	1.06375
TN10	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	30	0	1	1.07536
TN11	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	30	15	1	1.10591
TN12	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	30	60	1	1.23282
TN13	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.5	0.25	30	45	1	1.17652
TN14	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.2	0.4	0	0	1	1.07536
TN15	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.35	0.325	15	15	1	1.13419
TN16	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.8	0.1	0	0	1	1.07536
TN17	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.65	0.175	15	15	1	1.13419
TN18	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.2	0.4	60	0	1	1.07536
TN19	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.35	0.325	45	15	1	1.06949
TN20	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.8	0.1	60	0	1	1.07536
TN21	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.65	0.175	45	15	1	1.06949
TN22	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.2	0.4	0	60	1	1.62165
TN23	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.35	0.325	15	45	1	1.28239
TN24	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.8	0.1	0	60	1	1.62165
TN25	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.65	0.175	15	45	1	1.28239
TN26	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.2	0.4	60	60	1	0.83324
TN27	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.35	0.325	45	45	1	1.05729
TN28	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.8	0.1	60	60	1	0.83324
TN29	1	0.5	0.0017	0.107	0.012	0.65	0.175	45	45	1	1.05729
*: Tasarım uzayındaki bağımsız değişkenler											

Tablo 3: FCC ile Oluşturulan Tasarım Noktaları (TNler) ve Özellikleri

UYGULAMALAR

Ağdan Bağımsızlık

Eniyileme şeması çözümlerine başlanmadan önce, sayısal ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma yapılırken dört ayrı sayısal ağ, yüzey eleman büyüklükleri her adımda azaltılarak ve sınır tabaka konfigürasyonları aynı olacak şekilde tasarlanmıştır. Oluşturulan sayısal ağlar Şekil 6'da verilmiştir. Ağdan bağımsızlık çalışmasının yapılacağı uçuş koşulu ise Mach 1.2 (Re=11.7 milyon) ve Mach 4.0 (Re=39,1 milyon) hızlarda hücum açısı 10° koşuludur. Bu çalışmada kullanılan kanatçık geometrisinin parametre değerleri b, Λ_1 ve Λ_2 için sırasıyla 0.4, 20° ve 25°'dir. Oluşturulan sayısal ağlara ait özelliklere Tablo 4'te yer verilmiştir.

•	•			
	Ağ 1	Ağ 2	Ağ 3	Ağ 4
Lref'e göre normalize eleman büyüklükleri (x 10 ³)				
Hücum/Firar Kenar Kalınlığı	3.5	1.8	1.8	1.8
Hücum/Firar Kenarı	14.3	7.1	4.8	3.6
Kanat Yüzeyi	71.4	14.3	7.14	4.8
Eleman sayıları				
Yüzey toplam (bin)	17.4	40.8	61.2	270.9
Hacim toplam (milyon)	0.9	2.3	4.2	7.4

Tablo 4: Sayısal Ağlara Ait Özellikler



Şekil 6: Sayısal ağlar, Ağ 1 (sol üst), Ağ 2 (sağ üst), Ağ 3 (sol alt), Ağ 4 (sağ alt)

Ağdan bağımsızlık çalışmasının sonucunda ortaya çıkan eksenel kuvvet (CFx), normal kuvvet (CFz) ve menteşe momenti (Cmy) katsayılarının ağdaki eleman sayılarına göre değişimi Şekil 7 ile verilmiştir. Bütün katsayılar için Ağ 4 ile arasında %1 ve daha az fark ortaya koyan 4.2 milyon elemana sahip Ağ 3 ağı bundan sonra yapılacak analizler için seçilmiştir.





Şekil 7: Ağdan Bağımsızlık Çalışması Sonuçları (Mach 1.2 ve 4.0, α=10°)

8 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı

Tasarım Noktalarının Performansları

CFD çözümleri sonucunda elde edilen basınç merkezi değerleri Şekil 8 ile gösterilmiştir. Basınç merkezi lokasyonlarının doğrudan birinci süpürme açısı ile ilişkili olduğu gözlemlenmiştir. Artan birinci süpürme açısıyla kanatçığın alan merkezi geriye konumlandığı için basınç merkezi de belli bir oranda geriye doğru kaymaktadır. Belli bir geometri konfigürasyonu dikkate alındığında basınç merkezinin kök veterin %14 ila %28'i kadar saçıldığı ($\Delta x_{c.p.}$) görülmektedir. Yine de, birçok konfigürasyon için basınç merkezi sapması ortanca değer olan %19'un yakın komşuluğunda olduğu gözlemlenmektedir.

Eniyilenmiş menteşe noktaları 'Yöntem' başlığında açıklanan prosedür uygulanarak her bir tasarım noktası için belirlenmiştir. Gerçekçi bir uçuş profilini yansıtmak amacıyla basınç düzeltme faktörleri Tablo 5'te verildiği gibi belirlenmiştir. Şekil 8'de görüldüğü üzere kanatçık menteşesinin en uygun yerleşimi basınç merkezi noktalarının en arka ucunda yer almıştır. Çünkü Mach sayısının yüksek olduğu durumlarda basınç merkezi genel olarak daha geride konumlanmış ve daha az saçılım göstermiştir (Şekil 9). Eniyilenmiş menteşe noktasının, birinci süpürme açısının en yüksek ve en düşük değerleri haricinde, diğer geometrik parametrelere karşı hassas olmadığı görülmektedir.

М	1.0	1.2	1.4	2.0	3.0	4.0
p_corr	0.949	0.927	0.905	0.827	0.681	0.592

Tablo 5: İrtifa ve Mach Sayısına Bağlı Basınç Düzeltme Değerleri

Dikkat edilmesi gereken önemli bir husus, Λ_1 =60° konfigürasyonlarının eniyilenmiş menteşe noktalarının kök veteri firar kenarının (x_{c.p.}/L_{ref}=-0.5) daha gerisinde konumlandığıdır. Düşük menteşe momentleri bu konfigürasyon grubu için anılan menteşe noktası bölgesinde elde edilebilse de, uygulama açısından çoğunlukla mümkün olmayan bir durumla karşı karşıya kalınmaktadır.

Eniyilenmiş menteşe momenti katsayısının değeri farklı geometrik konfigürasyonlara göre iki kata kadar farklı olabildiği görülmektedir. Eniyilenmiş menteşe noktalarının birinci süpürme açısıyla güçlü ilişkisine karşın, eniyilenmiş menteşe momenti katsayısının (max C_{m_y}), çalışmada incelenen üç parametrenin herhangi biri ile doğrudan ilişkisinin bulunmadığı gözlenmiştir (Şekil 10). Bu sebeple bu katsayı için girdi parametrelerine göre fonksiyon oluşturularak inceleme yapılması uygun olarak değerlendirilmiştir.

Eniyilenmiş menteşe noktasında hesaplanan pozitif ve negatif en yüksek menteşe momenti değerlerinin gözlemlendiği akış durumları kritik durumlar olarak nitelendirilebilmektedir. Bir başka deyişle, belirli bir geometri konfigürasyonu için menteşe noktasının belli bir pozisyonda olmasını sağlayan iki adet kritik akış durumu bulunmaktadır. Bu akış durumları farklı tasarım noktalarına göre incelendiğinde, ezici bir çoğunlukla Mach 4 durumunun her iki yönde de en yüksek momentleri oluşturduğu görülmektedir (Şekil 11). Buna istisna olan tasarım noktalarının, birinci süpürme açısının 60 derece olduğu geometriler olduğu tespit edilmiştir. Kritik hücum açılarının ise 20-60 derece arasındaki herhangi bir açı olabileceği görülmektedir.



Şekil 8: Basınç Merkezi Değerleri



Şekil 9: Mach Sayısının Basınç Merkezi Saçılımına Etkisi









Şekil 11: En Yüksek ve En Düşük Menteşe Momenti Değerlerinin Görüldüğü Akış Koşulları

Cevap Yüzeyi ve Eniyilenen Kanatçık Geometrisi

Deney tasarımı noktalarında yapılan HAD çözümlerinden elde edilen max $C_{m_{y}}$, C_{x} , $x_{c,p}$.

değişkenlerine yüzey fit edilmiştir. İkinci dereceden cevap yüzeyi (2nd order response surface) yöntemi kullanılmıştır. R² değerleri kontrol edilerek gerektiğinde üçüncü derece etkilere de yer vererek cevap yüzeyinin sonuçları iyi temsil etmesi sağlanmıştır. Hata dağılımlarının (Studentized residuals) normalliği Shapiro-Wilk testiyle test edilmiştir.

Cevap değişkenlerinin girdi değişkenlerine göre davranışı incelenerek aşağıdaki çıkarımlar yapılmıştır:

- 1a. b parametresi C_X üzerinde ana etkiye sahip olup bu parametrenin 0.4'ten büyük değerleri C_X 'in kaydadeğer bir şekilde artmasına sebep olmaktadır.
- 1b. b parametresinin en küçük ve en büyük değerleri max C_{m_y} açısından optimaldir.
- 2a. Λ_1 parametresinin yüksek değerleri menteşe momentini (max C_{m_y}) küçükleyici bir etki sağlamaktadır.
- 2b. Λ_1 parametresinin yüksek değerleri C_X üzerinde küçükleyici bir etkisi bulunmakla birlikte, C_X 'in bu parametreye karşı hassasiyeti 'b'ye karşı olan kadar değildir.
- 3a. Λ_2 parametresinin max $C_{m_{\nu}}$ için optimum değeri 30 derece civarı olarak gözlemlenmiştir.
- 3b. C_X 'in Λ_2 'ye karşı hassasiyeti yok denecek kadar azdır.

Cevap yüzeyi fonksiyonu küçük menteşe momentinin elde edilmesi için Λ_1 değerinin artılırılmasını öngörüyor olsa da pratik kaydılar bunu önlemektedir. Çünkü yüksek Λ_1 değerleri eniyilenmiş menteşe noktasını geriye doğru kaydırarak belli bir noktadan sonra kök firar kenarının da gerisinde bulunmasına sebep olmaktadır. Dolayısıyla eniyilenmiş kanatçık geometrisi tahrik menteşesi lokasyonunun geometrik sınırlarına bağlı olarak belirlenebilmiştir. Uygulamada tahrik menteşesinin kök veteri orta noktasından ancak $0.3c_r$ kadar daha geride olabileceği varsayılmaktadır.

Eniyilenmiş menteşe noktasının iki konumu için $\max C_{m_y}$ ve C_X değişkenlerini küçükleyecek şekilde optimizasyon yapılmıştır. Bu durum için ortaya çıkan geometrik parametreler ve oluşturulan kanatçıklar sırasıyla Şekil 12 ve Şekil 13'te gösterilmektedir.



Şekil 12: Eniyilenmiş Kanatçık Parametreleri



a. $x_{c.p}/L_{ref} = -0.206$

b. $x_{c,p}/L_{ref} = -0.308$

Şekil 13: Eniyilenme Sonucunda Bulunan Kanatçık Geometrileri

SONUÇ

Çalışmada süpersonik uçuş zarflarında görev yapacak bir taktik füzenin kanatçık menteşe momentlerini azaltmak amacıyla parametrik eniyileme çalışması yapılmıştır. Tasarım noktalarına ait katsayılar çeşitli uçuş koşullarıyla HAD yöntemiyle elde edilmiş, her tasarım noktasına ait uçuş koşulları içerisinde değişen basınç merkezlerinin konumları incelenmiş ve bu bilgi kullanılarak her tasarım noktası içerisinde en düşük momenti ortaya çıkartacak menteşe yerleri bulunmuştur. Bununla birlikte geometrik parametrelerin hesaplanan menteşe momentleri üzerindeki etkinlikleri de ortaya konulmuş ve cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak eniyilenmiş geometriye ulaşılmıştır.

Çalışma sonucunda elde edilen sonuçlar aşağıda sıralanmıştır:

- 1. Birinci süpürme açısının artması menteşe momentini düşürmektedir. Bu açının optimal değerini menteşe noktasının yerleşim sınırları belirlemektedir.
- 2. Profildeki orta düzlük uzunluğunun ('b') veterin %40'ından fazla olması kanatçık eksenel kuvvetini kaydadeğer seviyede artırmaktadır.
- 3. İkinci süpürme açısının optimal değeri 30 derece çevresinde bulunmuştur.
- 4. Menteşe momenti eniyilemesinde kritik koşulların en yüksek Mach sayısı olan 4 değerinin oluştuğu belirlenmiştir.

Eniyileme çalışması sonucunda elde edilen geometrilerin HAD çözümlerinin yapılarak cevap yüzeyinden elde edilen değerlerin doğrulamasının yapılması gerekmektedir. Bundan sonra, kanatçığın füze üzerindeyken karşı karşıya kalacağı menteşe momenti katsayılarının belirlenmesi ve gövde ve olası diğer konfigürasyon bileşenlerinin hesaplanan menteşe momentine etkisinin belirlenmesi, gelecekte yapılacak çalışmalara bırakılmıştır.

Kaynaklar

Ansys Inc., 2019. Ansys Fluent Theory Guide - Revision 19.2.

- DeSpirito, J., 2016. *CFD validation of interaction of fin trailing vortex with downstream control surface in high subsonic flow*. 54. AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, Kaliforniya, ABD, 4-8 Ocak. AIAA-2016-1546
- Dikbaş, E., 2015. *Design of a grid fin aerodynamic control device for transonic flight regime*, ODTÜ Yüksek Lisans Tezi
- Dikbaş, E., Baran, Ö. U., Sert, C., 2015. *Analysis of hinge moment and drag coefficients of a grid fin in comparison with a planar fin*, 8. Ankara International Aerospace Conference, Ankara, Türkiye, 10-12 Eylül. AIAC-2015-033
- Goodwin, F. K. ve Nielsen, J. N., 1983. Determination of optimum fin planform and airfoil section for minimizing fin hinge moment. Nielsen Engineering and Research Inc., Mountain View, Kaliforniya, ABD
- Krajnovic, S., 2007. Aerodynamic Optimization of Vehicles Using Computational Fluid Dynamics and Response Surface Methodology, 21. JUMV International Automotive Conference with Exhibition, Belgrad, Sırbistan, 23-25 Nisan.
- Lesieutre, D., Dillenius, M. ve Lesieutre, T., 1998. Multidisciplinary design optimization of missile configurations and fin planforms for improved performance. 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Montana, ABD, 2-4 Eylül. AIAA-98-4890
- Ren, G., Heo S., Kim T. ve Cheong C., 2013. Response surface method-based optimization of the shroud of an axial cooling fan for high performance and low noise. Journal of Mechanical Science and Technology, Cilt.27(1), s.33-42
- Shih, T. H., Liou, W. W., Shabbir, A., Yang, Z., ve Zhu, J., 1995. A New k-& Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. Computers Fluids, Cilt.24(3) s.227-238.