

CFD ANALİZİ İLE FÜZE ÖN KANATÇIĞININ AERODİNAMİK PERFORMANSININ GELİŞTİRİLMESİ

Muhammed Mustafa Babatürk¹
Samsun Üniversitesi/Samsun

Melahat Cihan²
Samsun Üniversitesi/Samsun

ÖZET

Füzeler gelişen silah teknolojileri sonucunda stratejik olarak büyük öneme sahip silahlardır. Bu silahlar temelde bir yörünge izleyerek faydalı yükünü hedefe ulaştırma amacı taşır. İzleyeceği yörüngeyi belirlemek için kanatçık denilen kontrol yüzeylerine sahiptir. Bu kontrol yüzeyleri füze üzerinde farklı tasarımlarda bulunabilir. Bu tasarımların füze performansına önemli etkileri vardır. Bu çalışmada National Aeronautics and Space Administration Tandem-Control Missile (NTCM) 'ın 5 farklı en-boy oranında ve 6 farklı sivrilme oranındaki ön kanatçık tasarımlarının ANSYS Fluent ticari yazılımı ile CFD analizi yapıldı. Bu analizler farklı en-boy oranındaki tasarımlar için 9 farklı, farklı sivrilme oranındaki tasarımlar için ise 3 farklı hücum açısında tekrarlandı. en-boy oranı ve sivrilme oranı değiştikçe aerodinamik performans ve kararlılık karakteri üzerinde önemli farklar görüldü.

GİRİŞ

Füzeler, 2. Dünya savaşından beri oldukça önemli stratejik silahlardır. Bu silahların performansının artırılması stratejik avantajlar sağlayabileceğinden önemlidir. Bu sebeple test için NASA tarafından üretilmiş NASA Tandem Control Missile (NTCM) adlı füzenin aerodinamik performans analizleri yapıldı. NATO'nun Research and Technology Organization (RTO) Kurumu tarafından NTCM üzerinde süpersonik hızlarda oluşan türbülans modelini gözlemlemek için bu füzenin deneysel testleri yapıldı ve bulunan C_D , C_L ve C_M değerleri yayınlandı [Leavitt, Leopold ve Mendenhall, 2005].

Akgül ve arkadaşları tarafından NTCM'nin farklı hücum açılarında aerodinamik analizi için Missile DATCOM, Aeroprediction, MISL3 ve MISDL program ve yöntemleri ile CFD sonucunu karşılaştırıldı ve deneysel verilere göre en doğru sonucu veren yöntemin CFD olduğu bulundu [Akargün, Akgül, Atak, Çetiner ve Göker, 2011].

Tahani ve arkadaşları tarafından NTCM ön kanatçıklarının 4 farklı en boy oranı ve 6 farklı sivrilme oranı için C_L/C_D değerlerini karşılaştırıldı. Bu karşılaştırmaya ek olarak kanatçıkların statik marjinleri hesaplandı ve yüksek performanslı kanat şekli belirlendi [Kazemi, Masdari ve Tahani, 2017].

Arslan tarafından NTCM'nin dış geometrisi için optimum tasarımı belirleyen bir yazılım geliştirildi. Bu yazılım tarafından 73. iterasyonda en iyi dış geometri bulundu [Arslan, 2014].

Çetiner tarafından NASA Dual Control Missile'a ayrı ön kanatçık eklenerek, ayrı kanardın kontrolsüz durumda, yunuslama kontrolü olduğu durumda, yalpalama kontrolü olduğu durumda ve

¹ Uçak ve Uzay Mühendisi, E-posta: mustafa.babaturk116@gmail.com

² Dr. Öğr. Üyesi, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: melahat.cihan@samsun.edu.tr

yuvarlanma kontrolü olduğu durumda füze aerodinamik karakteristiğine etkisini incelendi [Çetiner, 2012].

Ahmad ve arkadaşları tarafından Tomahawk seyir füzelerinin farklı hücum açılarında rüzgar tüneli testleri yapıldı. Taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranının maksimum değeri $\alpha = 21^\circ$ (hücum açısı) ve $\beta = 10^\circ$ (yuvarlanma açısı) olarak bulundu. Ayrıca füzenin tepe ve dağ gibi yüksek engellere çarpmasını önlemek için en uygun hücum açısının belirlenmesi basit bir dinamik analiz ile gerçekleştirildi [Ahmad, Saad, Idris, Rahman ve Sujipto, 2016].

Aerodinamik Terimler

Normal, aksenal, sürüklenme, taşıma ve moment katsayıları bazı kompleks parametrelerin (şekil, açı ve bazı akış durumları) yarattığı kuvvetlerin anlaşılır bir ifadesidir.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad 1$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad 2$$

$$C_N = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad 3$$

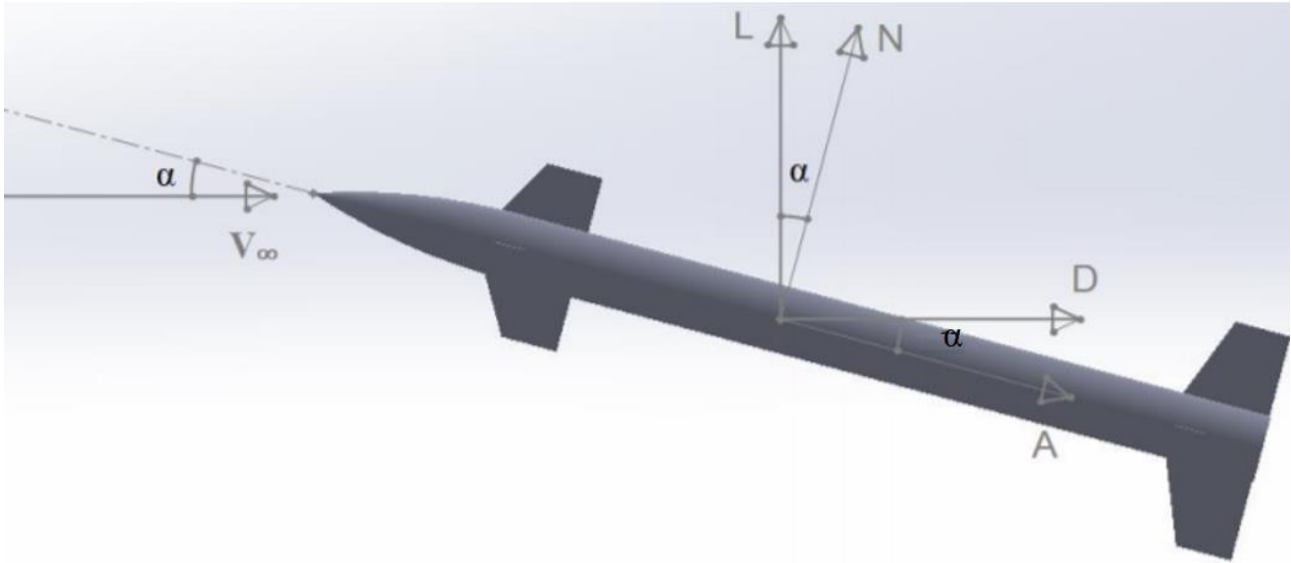
$$C_A = \frac{A}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad 4$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c} \quad 5$$

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad 6$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad 7$$

C_D , C_L , C_N , C_A , C_M sırasıyla sürüklenme, taşıma, normal, aksenal ve moment katsayılarıdır. D cisme etkiyen sürüklenme, L taşıma kuvvetidir. N cisme etkiyen normal, A aksenal kuvvet; M momenttir. ρ havanın yoğunluğu, V serbest akış hızı, S ve c sırasıyla referans alan ve cismin uzunluğudur. α hücum açısıdır.



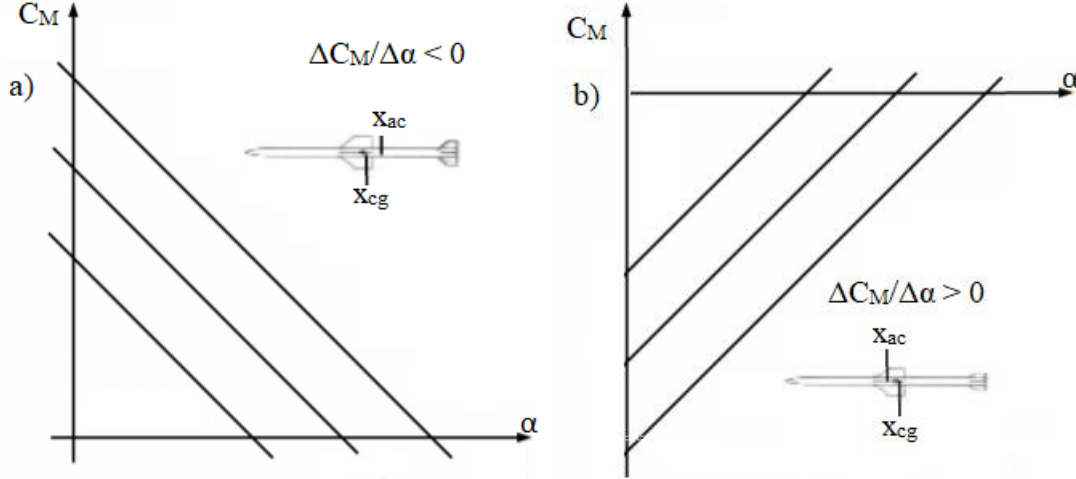
Şekil 1: Füzeye etkiyen aerodinamik kuvvetler

Kararlılık Terimleri

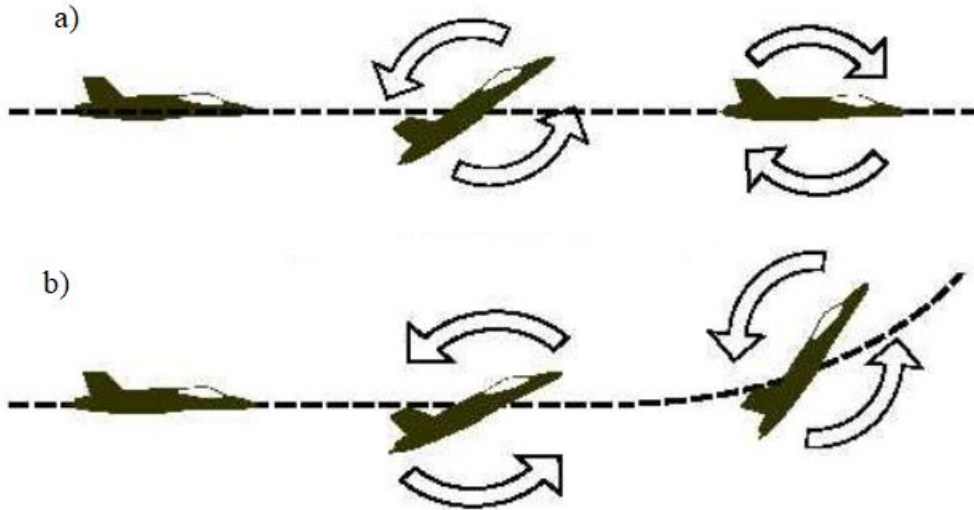
Bir hava aracı, hücum açısını yunuslama yönünde değiştiren bir bozuntuya maruz kalırsa, oluşan dağılımın nötralize edilmesi ve eski hücum açısına geri döndürülmesi arzu edilir. Bu şekilde, bozulan hücum açısında sürekli bir artışa veya azalmaya neden olmaz. Bu durum şekil 3'te

görülebilir. Buna uzunlamasına statik kararlılık denir. Çok kararlı bir hava aracı düşük manevra kabiliyetine sahipken, kararsız bir hava aracının kontrolü ufak bozuntularda kaybedilebilir.

Yunuslama eksenindeki statik kararlılık yunuslama momentine karşılık hücum açısı grafiğinin eğimi olarak tanımlanır. Kararlı ve kararsız iki hava aracının $C_M - \alpha$ grafikleri Şekil 2'de görülür. Statik olarak kararlı bir füze için, yunuslama momenti katsayısına karşılık hücum açısı grafiğinin eğimi negatiftir [Fleeman, 2001]. Hücum açısındaki (burun yukarı) bir artış negatif bir artımlı yunuslama momentine (burun aşağı) neden olur, bu da hücum açısını azaltma eğilimindedir ve diğer füze için bunun tersi de geçerlidir.



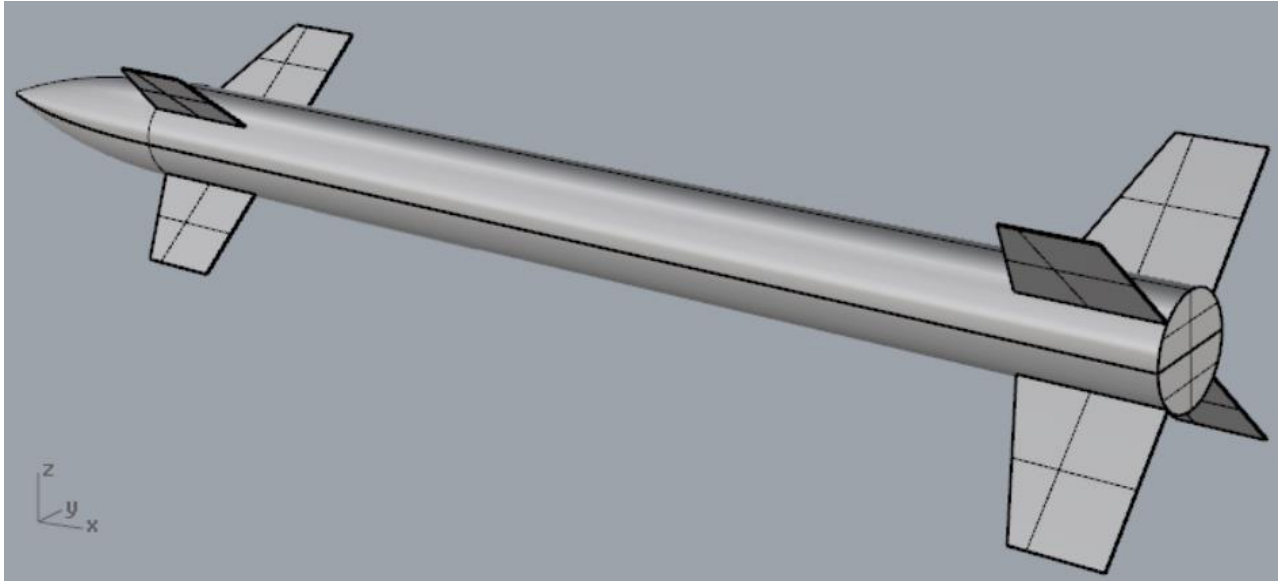
Şekil 2: (a) Kararlı bir füze için hücum açısına karşılık yunuslama moment katsayısı grafiği (b) Kararsız bir füze için hücum açısına karşılık yunuslama moment katsayısı grafiği [Fleeman, 2001]



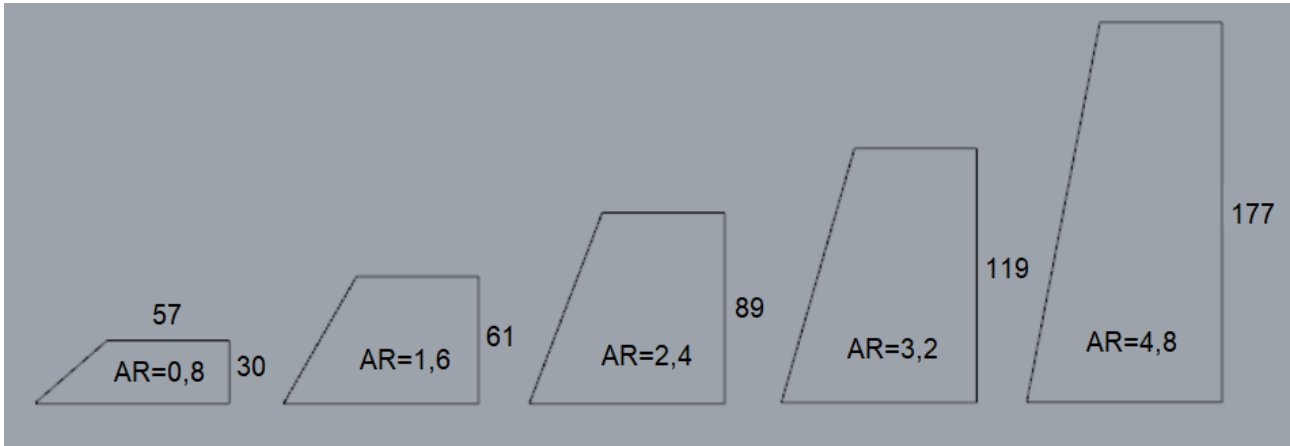
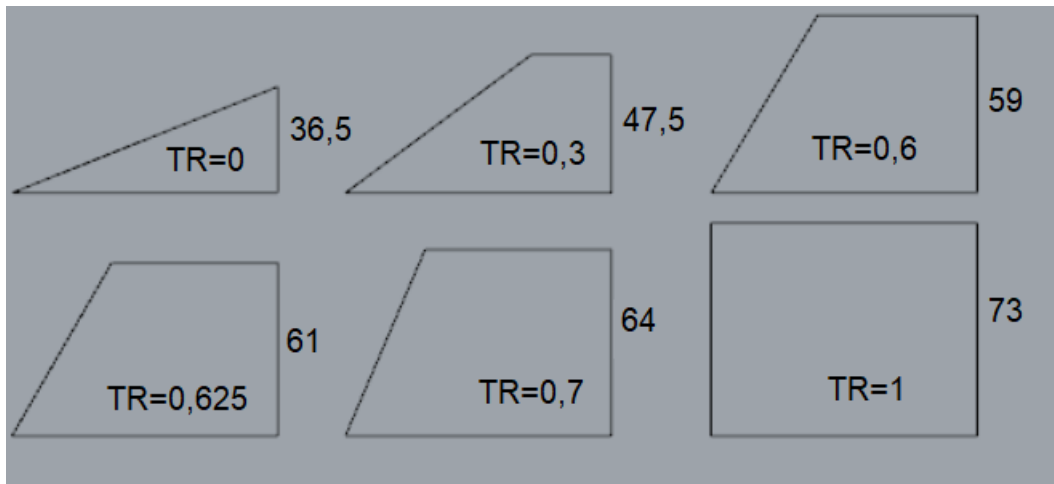
Şekil 3: (a) Statik olarak kararlı bir uçağın bozuntuya karşı tepkisi (b) Statik olarak kararsız bir uçağın bozuntuya karşı tepkisi [Berry ve Sterrgel, 1977]

UYGULAMALAR

Füze gövdesine yerleştirilmiş farklı kanatçık modelleri Rhino programında üç boyutlu olarak çizildi. Füzenin gövdesi ve finleri sabit tutularak 5 farklı en-boy oranında ($AR = 0,8, 1,6, 2,4, 3,2, 4,8$) ve 6 farklı sivrilme oranındaki ($TR = 0, 0,3, 0,6, 0,625, 0,7, 1$) ön kanatçıklar gövdeye monte edildi. Yaklaşık 1 metre uzunluğundaki temel füze Şekil 4'te, farklı en-boy oranı ve sivrilme oranlarına göre kanatçık tasarımları Şekil 5 ve 6'da görülebilir.



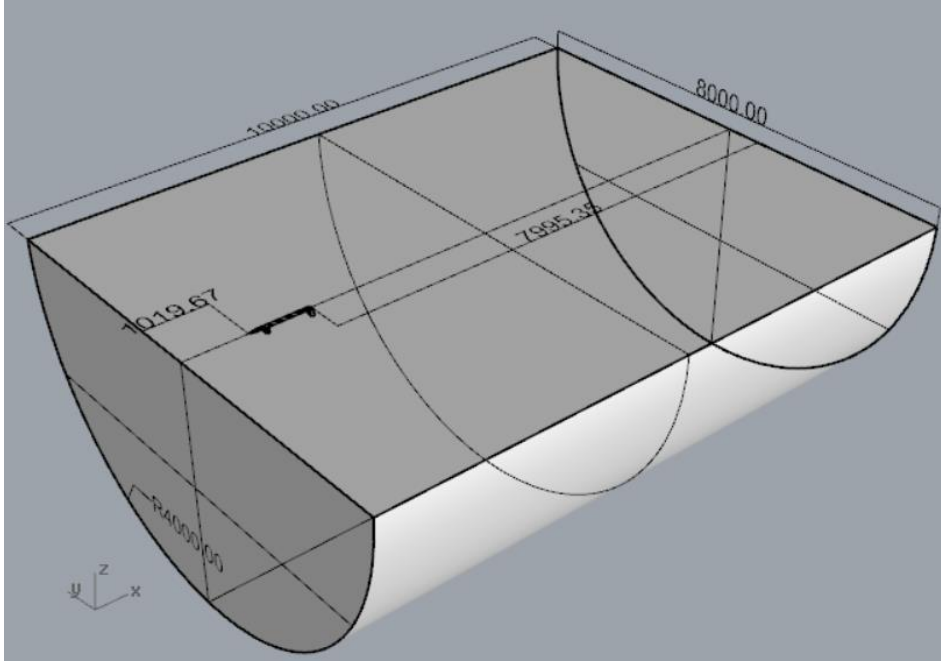
Şekil 4: Üç boyutlu NTCM çizimi

Şekil 5: Farklı en-boy oranları için ön kanatçık tasarımları
(uzunluklar mm cinsindendir, AR: en-boy oranı)Şekil 6: Farklı sivrilme oranları için ön kanatçık tasarımları
(uzunluklar mm cinsindendir, TR: sivrilme oranı)

Füzenin aerodinamik performansı C_L/C_D değeri üzerinden yorumlandı. C_L/C_D değerinin bulunması için ANSYS Fluent programında CFD analizi yapıldı.

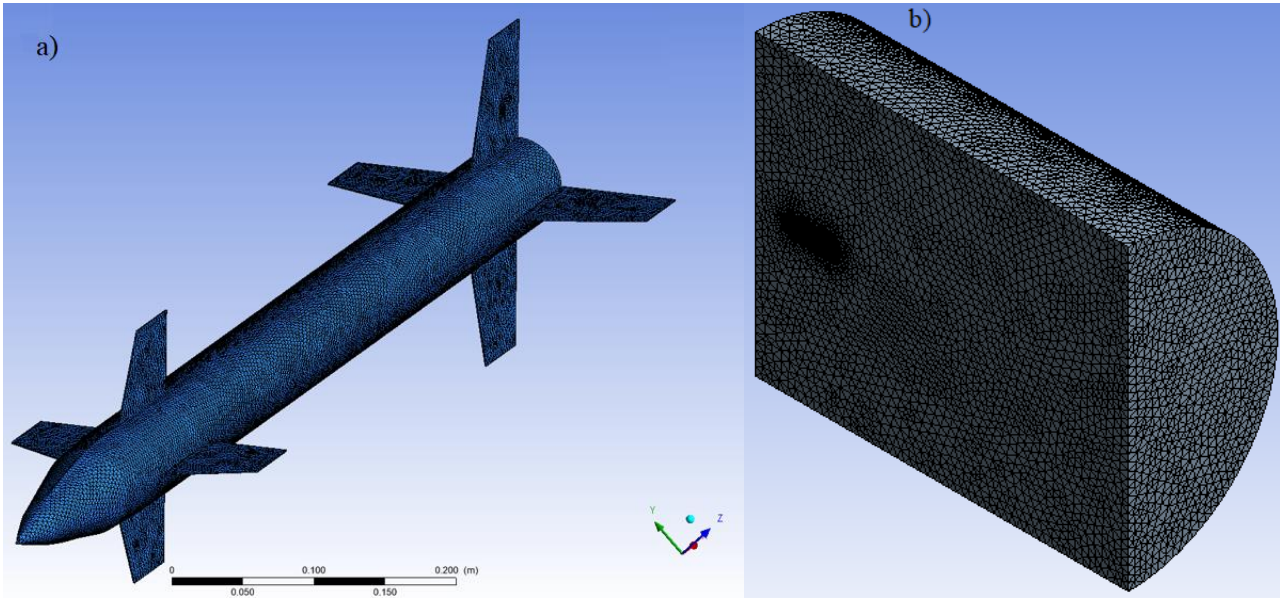
Modelleme

Analizin çalışacağı kontrol hacmi, 10 m uzunluk ve 8 m çapta bir silindir olarak belirlendi. İşlemci kapasitesi sınırından dolayı optimum kontrol hacmi bu boyutlarda belirlendi. Füzenin simetrik oluşundan dolayı yalnızca tek yarısının analiz edilmesinde bir sakınca görülmedi ve bunun için kontrol hacmi xy- ekseninden eşit iki parçaya bölündü. Süpersonik hızlarda çalışılacağından füzenin önündeki kontrol hacmi küçük, arkasındaki kontrol hacmi büyük tutuldu. Kontrol yüzeyi içindeki füze Şekil 7'dedir.



Şekil 7: Analizin çalışacağı kontrol hacmi (uzunluklar mm cinsindendir)

ANSYS Fluent programında bir çözüm ağı oluşturuldu. Çözüm ağı oluşturulurken yüksek türbülans etkileri gözlenmesi beklenen ve ani geçişli bölgelere görece yüksek sayıda çözüm ağı uygulandı. Bu çözüm ağı her füzeye benzer şekilde uygulanmakla beraber her bir yarım kontrol yüzeyi için yaklaşık 1.2 milyon hücre sayısı ve 300 bin düğüm sayısı kullanıldı. Çözüm ağı detayları Şekil 8'de görülür.



Şekil 8: (a) Füze üzerinde örnek bir çözüm ağı dağılımı (b) Dış kontrol yüzeyinin çözüm ağı

Uygulanan çözüm ağının kalitesinin bir parametresi olan 'skewness' değeri 0 ile 1 arasında belirlenir ve 0' değerine yaklaştıkça yüksek kaliteli çözüm ağının uygulandığı anlamına gelir. Maksimum skewness değeri 0.84'tür ve 0.95 değerinin altındaki değerler kabul edilebilirdir. Analizlerde ortalama skewness değeri 0.25678'dir.

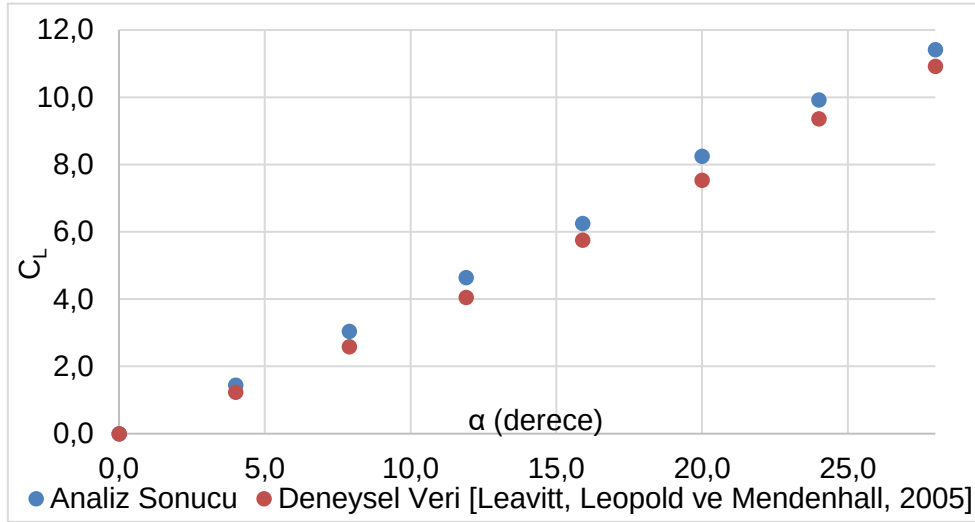
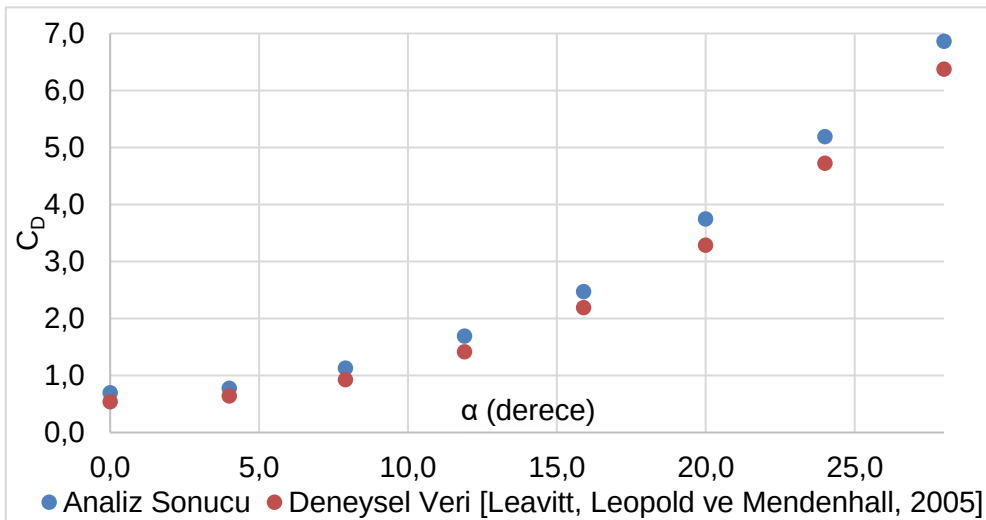
Çözücü Ayarı: CFD analizini gerçekleştirmek için gerçek koşullar çözücü programa tanıtıldı. Çözücü ayarları 'Density Based', türbülanslı, zamandan bağımsız, ideal ve sıkıştırılabilir gaz olarak seçildi. Türbülans modeli 3 nolu referanstan yararlanılarak "k-ε" olarak seçildi. Roket yüzeyine 'no slip', kontrol hacmi yüzeylerine 'pressure far field' koşulu verildi. Referans alanı füzenin gövde kesitinin alanı, referans uzunluk füze gövdesinin çapı olarak alındı. Sınır koşulları Tablo 1'dedir.

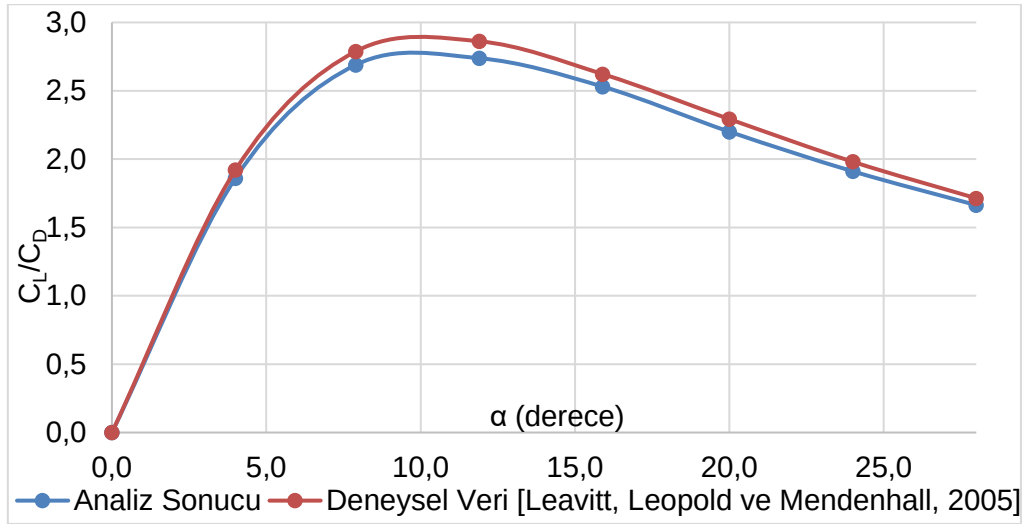
Tablo 1: Sınır Koşulları

Toplam Basınç	101325 Pa
Toplam Sıcaklık	300 K
Mach Sayısı	1,75
Referans Alan	0,00343 m ²
Referans Uzunluk	0,06604 m

SONUÇLAR

Öncelikle, yapılan analizlerin doğruluğunu test etmek için orijinal NTCM füzesinin CFD analizi ile elde edilen C_L ve C_D sonuçları ile mevcut rüzgar tüneli verilerinin [Leavitt, Leopold ve Mendenhall, 2005] C_L ve C_D sonuçları karşılaştırıldı. Bu analiz farklı hücum açıları (α) için tekrarlandı, burada $\alpha = 0,4, 7,9, 11,9, 15,9, 20, 24, 28$ derecedir. Şekil 9, 10 ve 11'de görüleceği üzere sonuçlar oldukça yakın bulundu.

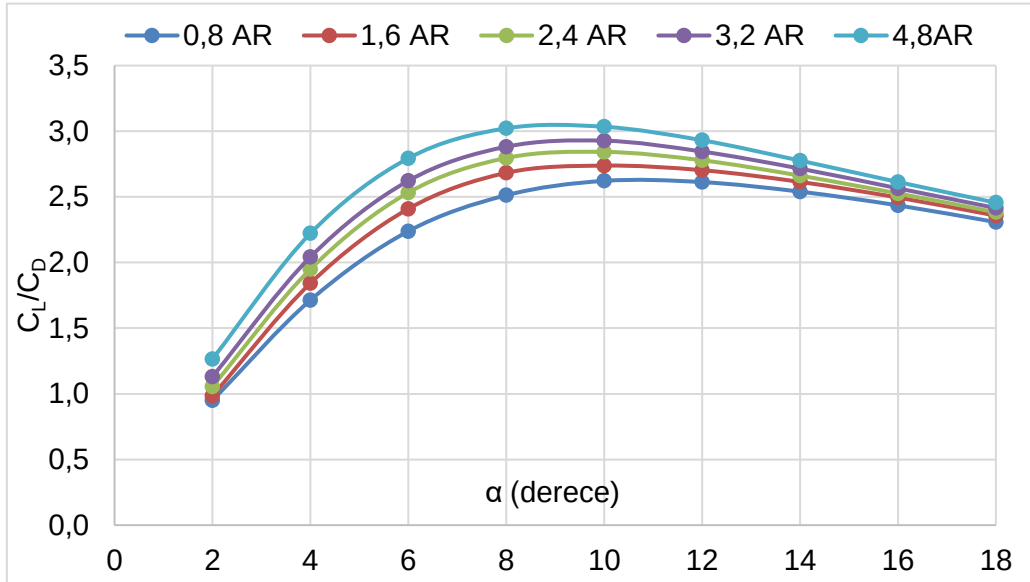
Şekil 9: Artan hücum açısı için C_L karşılaştırmasıŞekil 10: Artan hücum açısı için C_D karşılaştırması

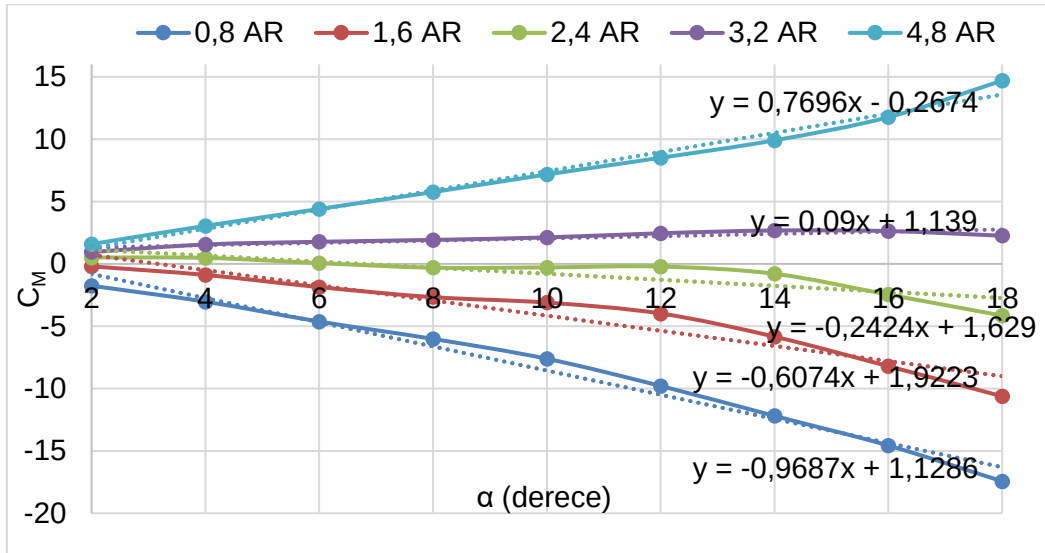
Şekil 11: Artan hücum açısı için C_L/C_D karşılaştırması

Beklendiği üzere hücum açısı arttıkça C_L değerinin lineer olarak, C_D değerinin ise üstel olarak arttığı görüldü. En yüksek aerodinamik performansa 10 derecelik hücum açısında ulaşıldı. C_L/C_D grafiğinde analiz ve deneysel sonuçlar oldukça yakındır. Buradan analizin doğru sonuç verdiği ve farklı ön kanatçıklı füzelerin analizinin de gerçekçi olacağı sonucuna varıldı.

Farklı En-boy Oranlı Ön Kanatçıkların Karşılaştırılması

5 farklı en-boy oranındaki ön kanatçıga sahip füzelerin her biri 9 farklı hücum açısında olmak üzere toplam 45 analiz gerçekleştirildi ve sonuçlar Şekil 12’de verildi. Buna göre tüm en-boy oranlarında en yüksek aerodinamik performansa 8-10 derecelik hücum açılarındaki ulaşıldı. Her bir hücum açısı için en-boy oranı arttıkça aerodinamik performansında arttığı görüldü. Yalnızca bu grafiğe göre, en-boy oranı arttıkça C_L/C_D değerinin de arttığı görüldü fakat kontrol yüzeyi boyutunun değişmesi, füzenin kararlılığını ve manevra kabiliyetini doğrudan etkilediğinden bu sonucun tek başına yetersiz olduğu düşünüldü. Bu sebeple bu sonucun yanında kararlılık karakterinin tespit edileceği $C_M - \alpha$ grafiği de Şekil 13’te verildi.

Şekil 12: Artan α 'lar için farklı en-boy oranlı ön kanatçıkların C_L/C_D karşılaştırması



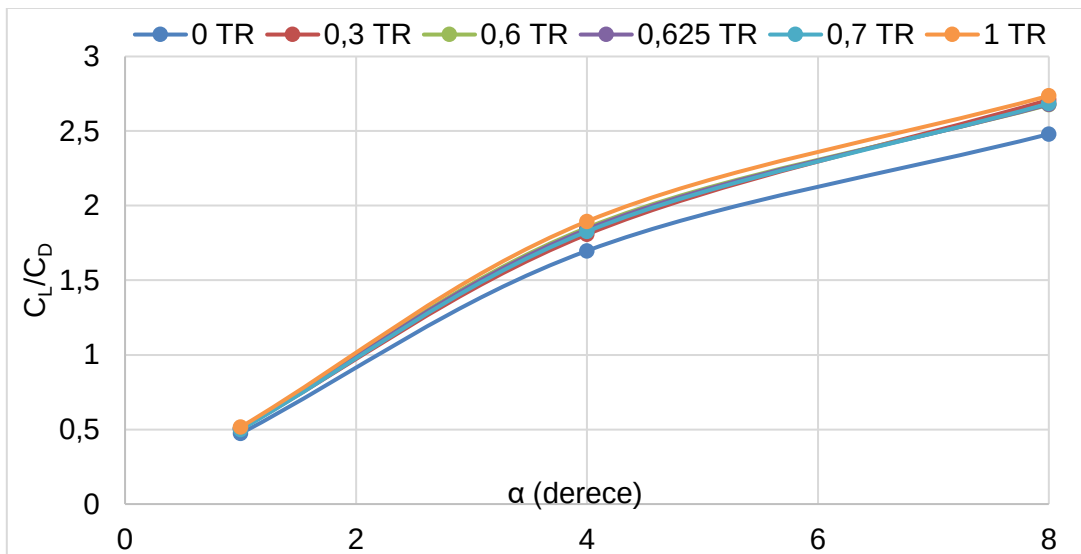
Şekil 13: Artan hücum açısı için farklı en-boy oranlı ön kanatçıkların C_M karşılaştırması

Tablo 2: Farklı en-boy oranları için $C_M - \alpha$ grafiği eğimleri

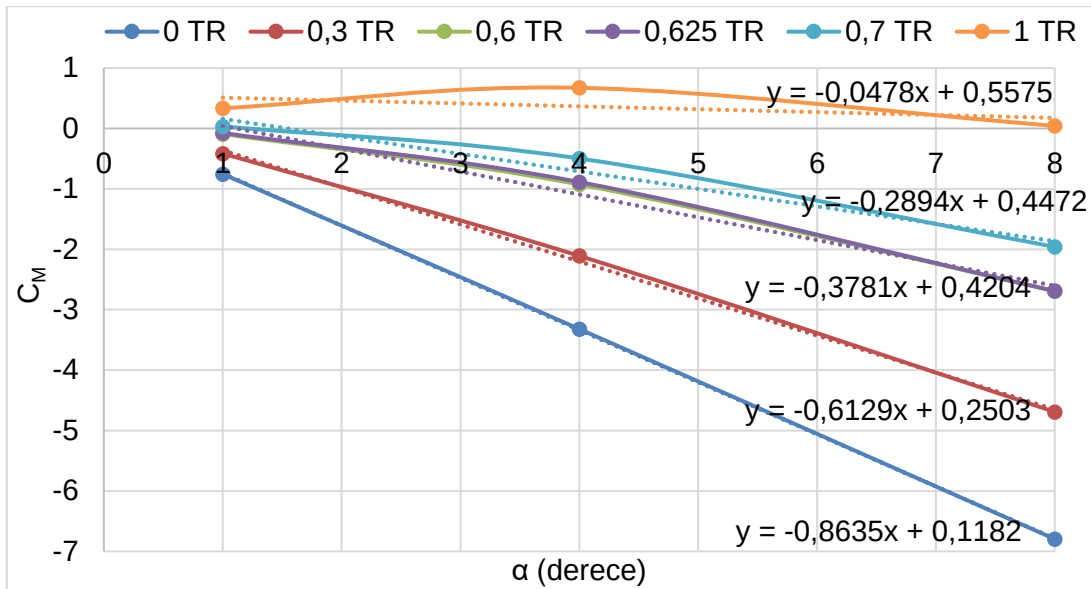
AR	0,8	1,6	2,4	3,2	4,8
$C_{M\alpha}$	-0,9687	-0,6074	-0,2424	0,09	0,7696

Şekil 13'te farklı en-boy oranları için farklı hücum açılarında ağırlık merkezi referans alınarak elde edilen C_M değeri eğrileri verildi. Bu eğrilerin eğiminden kararlılık yorumu yapılacağından, her eğri için bir doğru uyduruldu ve uydurulan doğru denkleminin türevi alınarak her hücum açısında geçerli olacak yaklaşık eğimler bulundu. Bu eğimler Tablo 2'de verildi. Bu eğimlerin ancak negatifken kararlı bir duruma elverdiği daha önceden belirtildi. Bunun sebebi füze burun kaldırma yönünde bir bozuntuya uğradığında yalnızca negatif yönlü momentler burnu eski haline getirir; aksi halde füze kontrolü kaybedilir. Eğimlere göre $AR = 3,2$ ve $4,8$ ön kanatçık tasarımlarının kullanılamayacağı görüldü. Fakat $AR = 2,4$ olduğu durumdaki ön kanatçığa uydurulan doğrunun eğimi negatif olmasına rağmen bazı hücum açılarında x- eksenini kestiği görüldü. Bu durumda bu tasarımın bazı hücum açılarındaki kararsız davranacağı öngörüldü. Bu sebeplerle kararlı bir füze için yalnızca en-boy oranı $AR = 0,8$ ve $1,6$ olan ön kanatçıkların kullanılabileceği anlaşıldı. Bunlardan $AR = 1,6$ en-boy oranlı ön kanatçığın aerodinamik performansı daha yüksek olduğundan, görece daha yüksek bir kararlılık istenmiyorsa ideal ön kanatçık tasarımı olarak tespit edildi. Bu sebeple sonraki analizler için farklı sivrilmelerdeki ön kanatçıkların tasarımında $AR = 1,6$ olarak sabitlendi.

Farklı Sivrilmeler Oranlı Ön Kanatçıkların Karşılaştırılması



Şekil 14: Artan hücum için farklı sivrilmeler oranlı ön kanatçıkların C_L/C_D karşılaştırması



Şekil 15: Artan hücum açısı için farklı sivrilme oranlı ön kanatçıkların C_M karşılaştırması

Tablo 3: Farklı sivrilme oranları için $C_M - \alpha$ grafiği eğimleri

TR	0	0,3	0,6	0,625	0,7	1
$C_{M\alpha}$	-0,8635	-0,6129	-0,3781	-0,3781	-0,2894	-0,0478

Şekil 14'te farklı hücum açıları için farklı sivrilme oranlarındaki ön kanatçıkların analizlerinden elde edilen C_L/C_D sonuçları verildi. Buna göre sivrilme oranı arttıkça C_L/C_D değerinin arttığı fakat yukarıda anlatılan sebepten dolayı kararlılık durumunun da incelenmesinin gerektiği düşünüldü. Şekil 15'te farklı sivrilme oranları için verilen $C_M - \alpha$ grafiğindeki eğrilerin yaklaşık eğimleri Tablo 3'te verildi. Buna göre $TR = 1$ olan ön kanatçığın 4 derecelik hücum açısına kadar pozitif eğimde olduğu, yani kararsız olduğu sonucuna varıldı. Sivrilme oranı $TR = 0,7$ ön kanatçığın 1 ile 8 derece hücum açısı arasında negatif eğimli olduğu fakat 0 ile 1 arasında x- eksenine oldukça yakın olacağı anlaşıldı ve bu durumun kararsızlık yaratabileceği düşünüldü. Bu sebeple $TR = 1$ ve $0,7$ sivrilme oranlı ön kanatçıklar kararsız olacağından bu füze üzerinde kullanılamayacağı tespit edildi. $TR = 1$ ve $0,7$ sivrilme oranları dışında, kararlı olan ve en yüksek aerodinamik performansa sahip ön kanatçığın $TR = 0,625$ sivrilme oranlı ön kanatçık olduğu tespit edildi. Fakat daha yüksek bir kararlılığa ihtiyaç duyulan füzelerde daha düşük sivrilme oranlarının kullanılabileceği de anlaşıldı. Daha düşük sivrilme oranları kullanılırken, hem füze kararlılığı arttığı için hem de küçük sivrilme oranlı ön kanatçığın yüzey alanı azaldığı için füzenin manevra kabiliyetinin ciddi oranda düşeceği öngörüldü.

Farklı en-boy oranları içinde en ideal en-boy oranının $AR = 1,6$, sivrilme oranları içinde ise normal koşullarda en ideal sivrilme oranının $TR = 0,625$ olduğu tespit edildi. Burada ayrıca $AR = 0,8$ en-boy oranı ve $TR = 0,0,3$ ve $0,6$ sivrilme oranlı ön kanatçıkların da kullanılabileceği fakat bu ön kanatçık tasarımlarının füzenin manevra kabiliyetini düşüreceği öngörüldü. Bir seyir füzesi için yüksek manevra kabiliyeti gerekmezken, bir hava savunma füzesi için manevra kabiliyeti hayatidir. Bu sebeple füzenin amacına göre daha optimum tasarım için ara değerdeki sivrilme ve en-boy oranları da tercih edilebilir. Burada füzenin kullanılış amacına göre seçim yapılmalıdır.

DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada ilk olarak farklı ön kanatçık tasarımları analiz edilmeden, deneysel verileri bulunan belirli bir ön kanatçığa sahip füzenin CFD analizleri yapıp sonuçları deneysel veriler ile karşılaştırıldı. Bu karşılaştırma ile analiz sonucundan elde edilen C_D ve C_L değerleri deneysel verilerle doğrulandı. Sonrasında, yalnızca ön kanatçığı farklı füzelerden, 5 farklı sivrilme oranı ve 6 farklı en-boy oranındaki ön kanatçıklara sahip füzeler farklı hücum açıları için analiz edildi ve C_L , C_D ve C_M değerleri elde edildi. sivrilme ve en-boy oranı arttıkça, C_L/C_D değeri üzerinden yorumlanan aerodinamik performansın arttığı tespit edildi. Fakat yalnızca aerodinamik performans üzerinden yorum yapmak kısıtlı bir bakış açısı olacağından kararlılık durumları da $C_{M\alpha}$ değeri üzerinden incelendi. Buna göre daha yüksek aerodinamik performans vermesine rağmen $AR =$

2, 4, 3, 6 ve 4, 8 en-boy oranlı ve $TR = 0,7$ ve 1 sivrılme oranlı ön kanatçıkların füzeyi kararsız yapacağından kullanılamayacağı görüldü. Bu sebeple iyi performansla sahip ve kararlı bir karakter gösteren $AR = 1,6$ en-boy oranlı ve $TR = 0,625$ sivrılme oranlı ön kanatçık tasarımının en ideal tasarım olacağı öngörüldü. Daha kararlı bir füze için bu iki oranın düşürülebileceği fakat hem kararlı durumun bozulmasının zorlaşması hem de kontrol yüzeyinin azalması sebebiyle füzenin manevra kabiliyetinin ciddi oranda azalacağı öngörüldü. Füzenin amacına göre, bu iki kriterin birlikte düşünülmesi gerektiği ve tasarım parametrelerinin değer farklarının küçültülmesi ile daha optimum tasarımların elde edilebileceği sonucuna varıldı.

Kaynaklar

- Fleeman, E.L., 2001. *Tactical Missile Design*, AIAA Education Series
- Leavitt, L.D., Leopold, F., Mendenhall, M.R., 2005. *Experimental test cases, Assessment of Turbulence Modeling for High-Speed Vehicles*, RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) TG-082, April
- Akargün, H.Y., Akgül, A., Atak, B., Çetiner, A.E., Göker, O., 2011. *Numerical investigation of NASA Tandem Control Missile and experimental comparison*, November
- Kazemi, M., Masdari, M., Tahani, M., 2017. *Aerodynamic performance improvement of a canard control missile*, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 89 Issue: 6, pp.871-878
- Arslan, K., 2014. *Aerodynamic optimization of missile external configurations*, September
- Çetiner, A.E., 2012. *Split canard design for enhancing the maneuverability of a missile at high angles of attack*, September
- Anderson, J.D., McGraw, 2010. *Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering*, University of Maryland
- Elmekawy, A.N., 2012. *Fluent solver settings*, November
- Berry, P.W., Stergel, R.E., 1977. *Stability and control of maneuvering high-performance aircraft*
- Ahmad, A., Saad, M.R., Idris, A.C., Rahman, M.R.A., Sujipto, S., 2016. *Aerodynamic performances of cruise missile flying above local terrain*, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Malaysia