

ÇİFT DİKEY KUYRUKLU BİR UÇAĞIN KANATÇIK TERSLİĞİNİN VE DÜMEN ETKİNLİĞİNİN İNCELENMESİ

Ayberk Yurtsever¹²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayii,
Ankara

Yavuz YAMAN³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

Uçak malzemelerinin ve yapılarının esnekliğinin (flexibility) artması ile birlikte aeroelastik etkiler daha önemli olmakta, bu da uçağın esnekliğinin kontrol edilebilir seviyede olmasını gerektirmektedir. Kanatçık tersliği, uçak tasarımı aşamasında yaygın olarak araştırılan kaldırma yüzeylerinin elastik kuvvetleri ile sistemdeki aerodinamik momentler arasındaki statik dengenin incelendiği bir statik aeroelastisite problemi. Bu çalışmada bu sorunla karşılaşması muhtemel, çift dikey kuyruklu bir uçak modeli kullanılmıştır. Çalışmanın ilk aşamasında uçak sonlu elemanlar yöntemi yardımıyla, indirgenmiş olarak, modellenmiştir. Modelin statik aeroelastisite analizi için sonlu elemanlar modeli PATRAN FLDS paket programı ve Python dilinde geliştirilen özgün bir izlence ile yapılmış, çözücü için ise NASTRAN (statik aeroelastisite modülü) paket programı kullanılmıştır. Çalışmada çift dikey kuyruklu bir jenerik uçak, uçuş zarfındaki noktalarda analiz edildikten sonra dikey kuyruk için kontrol yüzeyi etkinliğini artırılması amacı ile tasarım değişikliği önerileri yapıp, tasarım değişikliklerinin etkisi incelenmiştir.

GİRİŞ

Uçaklar yapısı gereği esnektir ve esneklik, daha iyi bir uçuş performansı için bir tasarım özelliği olarak avantaj sağlamaktadır. Ancak aeroelastisite kaynaklı kararsızlıklar, uçaklarda tehlikeli hasarlara yol açabilir. [NATO RTO 2000] Bu nedenle esnekliğin artması ile birlikte performans artışı dikkatle incelenmeli ve esneklik kontrol edilebilir düzeyde olmalıdır. Statik aeroelastisitenin incelediği alanlardan biri, aeroelastisite kaynaklı kuvvetlerin kontrol yüzeylerinin etkinliği üzerindeki etkisidir. Kontrol yüzeyi sapmalarından kaynaklanan aerodinamik yükler, kanadın deformasyonuna neden olur ve kontrol yüzeyleri için etkinlik kaybına neden olur. [Javed & Khan 2019] Kanatçık tersliği, uçak tasarımı geliştirme aşamasında yaygın olarak araştırılan klasik bir aeroelastisite problemi. Bu problem, elastik kuvvet ile sistemdeki aerodinamik moment arasındaki statik denge altında oluşur. [Bueno & Dowell 2020] Kontrol yüzeyi etkinliği, belirli bir kontrol yüzeyinin bir yuvarlanma momenti oluşturma yeteneğini gösterir ve etkinlik sifıra eşit olduğunda kanatçık tersliği meydana gelir. [Kolonay 2001]

¹Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ayberk.yurtsever@metu.edu.tr

² Tasarım Mühendisi, E-posta: ayberk.yurtsever@tai.com.tr

³ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yyaman@metu.edu.tr

YÖNTEM

Bu çalışmada, çift dikey kuyruğa sahip bir uçağın indirgenmiş sonlu eleman modelinin (SEM) oluşturulması ve bu uçağın uçuş zarfındaki kritik değere sahip olması beklenen dümen sapma etkinliğinin (rudder yaw effectiveness) hesaplanması amaçlanmıştır. Ancak açık kaynak literatüründe bu tür bir uçağın üç boyutlu SEM modelini bulmak mümkün değildir. Bu nedenle Python dilinde yazılan kod ile farklı tasarım parametrelerine sahip model üretiminin otomatik hale getirilmesi hedeflenmiştir. Geliştirilen araç, indirgenmiş model oluşturmak, uçuş zarfında analiz etmek ve kontrol yüzeyi etkinliğini etkileyen tasarım parametrelerinin duyarlılığı hakkında anlayışı geliştirmek için faydalı olacaktır.

Modelleme kısmı Patran FLDS (FlightLoads) paket programı ve Python kodu ile tamamlandıktan sonra Nastran paket programı çözücü olarak kullanılmıştır. Bu çözücü, ses altı hızlar için Doublet-Lattice Method (DLM) ve süpersonik hızlar için ZONA51 panel yöntemini temel alan iki boyutlu aerodinamik panelleri kullanır. Kontrol yüzeyi etkinliği, esnek ve rijit aerodinamik stabilite türevleri katsayılarının (stability and control derivative coefficients) oranı olduğundan, aerodinamik modelleme mümkün olduğunca doğru yapılmalıdır.

Dikey kuyruklar için yan kuvvet ve dümen sapma momenti (yaw moment) uygulandığında aerodinamik etkinlik genellikle yapının esnekliği sebebiyle düşmektedir. [Schweiger & Weiss & Kullrich 2000] Bu yüzden, çift dikey kuyruklu bir uçak için sapma etkinliğinin kritik olması beklenmektedir. F-18, F-22 ve F-35 gibi çift dikey kuyruklu uçaklarda, kuyruklardaki sapma momentinde esneklik nedeniyle azalma olmaktadır.

Çalışmanın amacı, tüm uçuş zarfında etkinlik analizi yaparak çift dikey kuyruklu bir uçak için sapma etkinliğini artıracak gerekli tasarım önerilerini vermektir. Sapma etkinliğinin diğer kontrol yüzeyleri arasında en düşük olması beklendiğinden, dümenlerin kontrol edilebilir seviyede tutulması ve kanatçık tersliği ile karşılaşılması için tasarım çözüm önerileri dikey kuyruk üzerinde odaklanılmıştır.

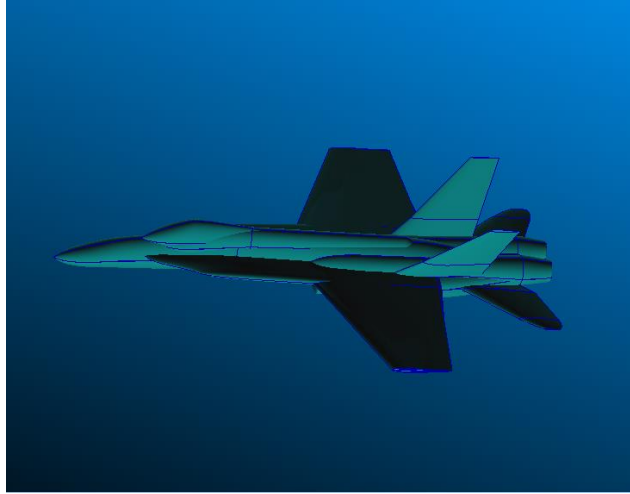
Model Üretimi

Yapılacak çalışmanın üç aşaması olacağı öngörülmektedir. Bu aşamalar modelleme, kontrol yüzeyi etkinliği analizi ve tasarım değişikliklerinin kontrol yüzeyi etkinliğine etkisinin değerlendirilmesi olarak gruplandırılmıştır. Modelleme için kullanılan model verileri şu şekildedir:

Tablo 1: Model Dış Geometri Ölçüleri

Kanat Açıklığı	11.393 [m]
Kanat Veter Uzunluğu (Kök)	4.197 [m]
Toplam Uzunluk	17.024 [m]
Yatay Kuyruk Açıklığı	6.199 [m]

Çift dikey kuyruklu bir uçak modelinin oluşturulması için Şekil 1'de verilen uçağın dış geometrisi kullanılacaktır:



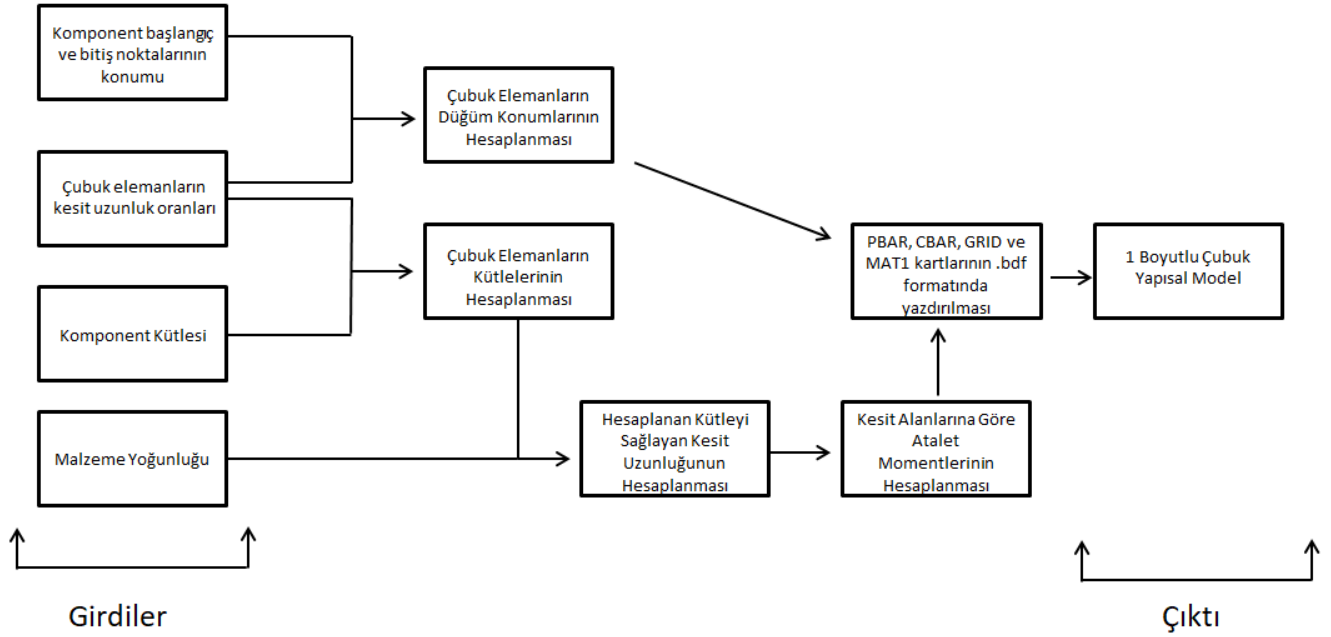
Şekil 1: Jenerik Çift Dikey Kuyruklu Dış Geometri Çizimi

Yapısal Model

Çalışmada kullanılan modelin yapısal modelinde bir boyutlu çizgi elemanlar kullanılmıştır. Kullanılan çizgi elemanların boyutlandırılması ve sonlu elemanlar modelinin oluşturulması için bir Python kodu yazılmıştır.

Yazılan kod girdi olarak çubuk elemanları oluşturacak düğümlerin (node) konumunu hesaplamak için doğrusal interpolasyon yapılacak komponentlerin (gövde, kanat, yatay kuyruk, dikey kuyruk ve kontrol yüzeyleri) başlangıç ve bitiş noktalarının yerlerini almaktadır. Daha sonra çubuk elemanların kesit uzunlukların oranı girdi olarak verilmelidir. Bu uzunluklar gövde için enlemesine uzunluk, kaldırma ve kontrol yüzeyleri için her bir çubuk elemanın denk geleceği veter uzunluğu olacak şekilde dış geometriden Patran arayüzü ile ölçülerek girilmektedir. Böylelikle her bir parçanın kaç çubuk elemandan oluşacağı belirlenmektedir. Elemanların düğüm konumları parça başlangıç-bitiş noktaları ve eleman sayısı kullanılarak hesaplanmaktadır. Aynı zamanda parça ağırlığı, girilen kesit uzunluklarının karesiyle doğru orantılı olarak elemanlara dağıtılmış olmaktadır. Düğüm konumları hesaplanan her bir elemanın uzunluğu kullanılarak hesaplanan eleman kütlelerine ulaşması için gerekli kesit alanı girdi olarak verilen malzeme yoğunluğu bilgisi ile hesaplanmaktadır. Ardından, seçilen çubuk profili verileri kullanılarak hesaplanan kütleli sağlayan kesit uzunluğu bulunmaktadır.

Daha sonra boyutlandırılmış çubuk elemanlarının kesit uzunluğu bilgisi kullanılarak atalet momentleri ve kutupsal atalet momenti hesaplanmaktadır. Önceden hesaplanan düğüm konumu bilgisi ile birlikte hesaplanan değerler, Nastran programında kullanılacak formatta PBAR, CBAR, GRID ve MAT1 kartları ile yazdırılmakta ve böylece bir boyutlu çubuk yapısal modeli hazırlanmaktadır. Yapısal modeli oluşturan Python kodunun akış diyagramı Şekil 2'de verilmiştir:



Şekil 2: Yapısal Modeli Oluşturan Python Kodu Akış Diyagramı

Girdi olarak verilecek komponent kütleleri için yapısal kütle kırılım bilgisi gerekmektedir. Çalışmada kullanılan çift dikey kuyruklu bir uçağa benzer kütle kırılım bilgileri “*Airplane Design*” [Dr. Jan Roskam 1985] kitabından referans alınmıştır. Model için girdi olarak verilen parça kütleleri Tablo 2’de verilmiştir:

Tablo 2: Yapısal Kütle Kırılım Bilgileri

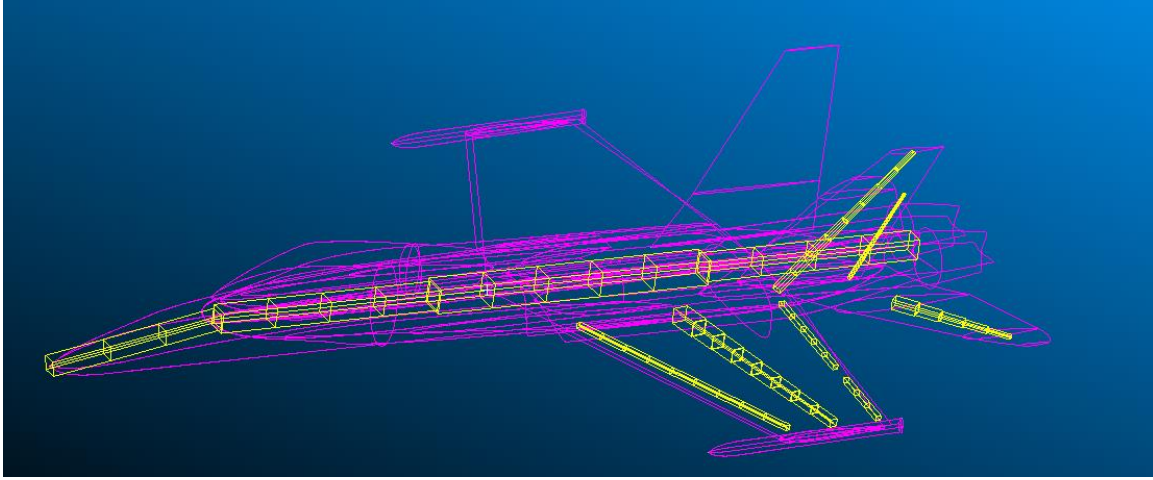
Komponent [Parça]	Kütle [kg]
Gövde (Fuselage)	5911.98
Kanat Kutusu (Wingbox)	608.94
Hücum Kenarı Flapı (LEF)	101.49
Fırar Kenarı Flapı (TEF)	67.66
Kanatçık (Aileron)	33.83
Yatay Kuyruk (Horizontal Tail)	105.91
Dikey Kuyruk (Vertical Tail)	114.42
Dümen (Rudder)	16.08

Son girdi olarak çalışmada kullanılan malzeme bilgileri Tablo 3’te verilmiştir:

Tablo 3: Malzeme Bilgileri

Malzeme	Young Sabiti E [Pa]	Poisson Oranı ν	Malzeme Yoğunluğu ρ [kg/m ³]
Alüminyum	7.00E+10	0.35	2.70E+03

Akış diyagramı ve tablolar kullanılarak Python kodu yardımı ile oluşturulan bir boyutlu yarım çubuk yapısal modeli Şekil 3'te verilmiştir:



Şekil 3: Oluşturulan Bir Boyutlu Çubuk Yapısal Modeli

Oluşturulan yapısal çubuk elemanlarının EI – eğilme direngenliği (flexural stiffness) ve GJ – burulma direngenliği (torsional stiffness) değerleri benzer uçaklarla benzer değerler göstermektedir. Tablo 4'te çalışmada kullanılan çift dikey kuyruklu modele benzer F18 uçağının dikey kuyruk kanat açıklığı boyunca EI-GJ değerleri ile kanat açıklığı boyunca aynı konuma denk gelen sekiz çubuk elemandan (kökten kenara doğru artan eleman numarası) oluşan model dikey kuyruk değerleri verilmiştir:

Tablo 4: Modelin Benzer Uçaklarla EI-GJ Karşılaştırması

	Model Dikey Kuyruk EI (Eğilme Direngenliği) [N*mm ²]	Model Dikey Kuyruk GJ (Burulma Direngenliği) [N*mm ²]	F18 Dikey Kuyruk EI (Eğilme Direngenliği) [N*mm ²] [Ashley, Holt et al. 1994]	F18 Dikey Kuyruk GJ (Burulma Direngenliği) [N*mm ²] [Ashley, Holt et al. 1994]
Eleman 1 (Kök)	3.61E+12	2.67E+12	3.59E+12	2.69E+12
Eleman 2	2.42E+12	1.79E+12	2.02E+12	1.51E+12
Eleman 3	1.55E+12	1.15E+12	1.13E+12	8.51E+11
Eleman 4	9.39E+11	6.94E+11	6.38E+11	4.78E+11
Eleman 5	5.30E+11	3.92E+11	3.59E+11	2.69E+11
Eleman 6	2.71E+11	2.01E+11	2.02E+11	1.51E+11
Eleman 7	1.22E+11	9.00E+10	1.13E+11	8.51E+10
Eleman 8 (Uç)	4.45E+10	3.29E+10	6.38E+10	4.78E+10

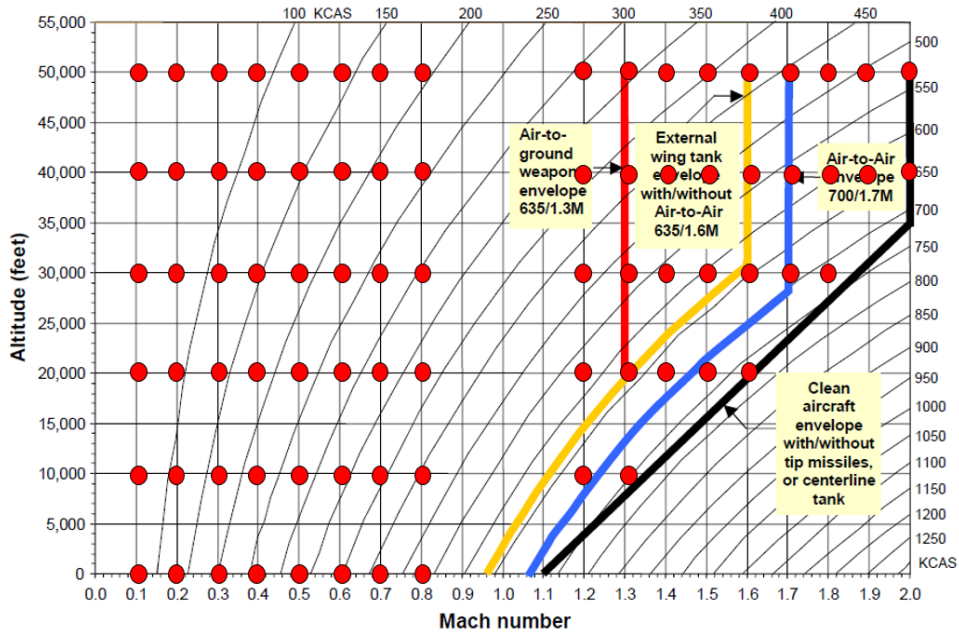
Aerodinamik Model

Aerodinamik modeli oluşturan çözüm ağının (mesh) oluşturulması için Patran FLDS paket programı kullanılmıştır. Dış geometri çizimi kullanılarak oluşturulan yüzeylere iki boyutlu elemanlar kullanılarak çözüm ağı oluşturulmuştur. Nastran'ın aerodinamik çözücüsü, ses altı hızlar için Doublet-Lattice Method (DLM) ve süpersonik hızlar için ZONA51 panel yöntemini kullandığı için aerodinamik model iki boyutlu aerodinamik panellerden oluşmalıdır. Nastran aynı zamanda yarım model kullanarak hesaplama yapma imkanı sunmaktadır ve aerodinamik olarak simetrik (yunuslama) ve antisimetrik (yuvarlanma, sapma) manevra imkanları mevcuttur. Aerodinamik çözüm ağında gövde için 512, kanat kutusu için 350, hücum kenarı flapı için 140, firar kenarı flapı için 92, kanatçık için 48, yatay kuyruk için 228, dikey kuyruk için 420 ve dümen için 80 adet iki boyutlu aerodinamik eleman kullanılmıştır. Aerodinamik modelleme bittikten sonra yapısal model ile arasında karşılıklı etkilerinin tanımlandığı (spline) ilişkisi kurulması gerekmektedir. MSC Patran FLDS arayüzü ile birbirini etkileyecek yapısal düğümler ve aerodinamik elemanlar seçilmiştir. Bu sayede yapısal modeldeki yer değiştirmeler ile aerodinamik modeldeki kuvvetler birbirine aktarılabilir. [MSC Nastran Aeroelastic Analysis 2019]



Şekil 4: İki Boyutlu Aerodinamik Yarım Model

Dikey kanat-dümen etkinliğinin hesaplanması için benzer uçakların uçuş zarfları kullanılmıştır. Şekil 5'te modelde kullanılan çift dikey kuyruklu bir uçağa benzer bir uçağın uçuş zarfı ve transonik bölge dışarıda kalacak şekilde uçuş zarfını taramak için seçilen uçuş koşulları kırmızı noktalar ile gösterilmiştir. Transonik bölgenin dahil edilmemesinin sebebi Nastran Aero çözücünün transonik bölge için etkin sonuç vermemesidir.



Şekil 5: Seçilen Uçuş Koşulları ve Uçuş Zarfı [Hayes 2008]

Analiz için kullanılacak dinamik basınç değerleri hesaplanırken aşağıdaki denklem kullanılmıştır:

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (1)$$

Bu denklemde q dinamik basıncı, ρ havanın yoğunluğunu ve u hava aracının hızını simgelemektedir. Her irtifa için değişen hava yoğunluğu ve Mach sayısının denk geldiği hız değerleri kullanılarak Tablo 5 ve 6 oluşturulmuştur.

Tablo 5: Ses Altı Hız Dinamik Basınç Tablosu

Dinamik Basınç [MPa]						
	İrtifa [ft.]					
Mach	0	10000	20000	30000	40000	50000
0.1	0.0007	0.0005	0.0003	0.0002	0.0001	0.0001
0.2	0.0028	0.0019	0.0013	0.0008	0.0005	0.0003
0.3	0.0064	0.0044	0.0029	0.0019	0.0012	0.0007
0.4	0.0113	0.0078	0.0052	0.0034	0.0021	0.0013
0.5	0.0177	0.0121	0.0081	0.0053	0.0033	0.0020
0.6	0.0255	0.0175	0.0117	0.0076	0.0047	0.0029
0.7	0.0348	0.0238	0.0159	0.0103	0.0064	0.0040
0.8	0.0454	0.0311	0.0208	0.0135	0.0084	0.0052

Tablo 6: Ses Üstü Hız Dinamik Basınç Tablosu

Dinamik Basınç [MPa]						
	İrtifa [ft.]					
Mach	0	10000	20000	30000	40000	50000
1.2		0.0699	0.0467	0.0303	0.0188	0.0117
1.3		0.0820	0.0549	0.0356	0.0221	0.0137
1.4			0.0636	0.0413	0.0256	0.0159
1.5			0.0730	0.0474	0.0294	0.0183
1.6			0.0831	0.0539	0.0334	0.0208
1.7				0.0609	0.0378	0.0235
1.8				0.0683	0.0423	0.0263
1.9					0.0472	0.0293
2					0.0523	0.0325

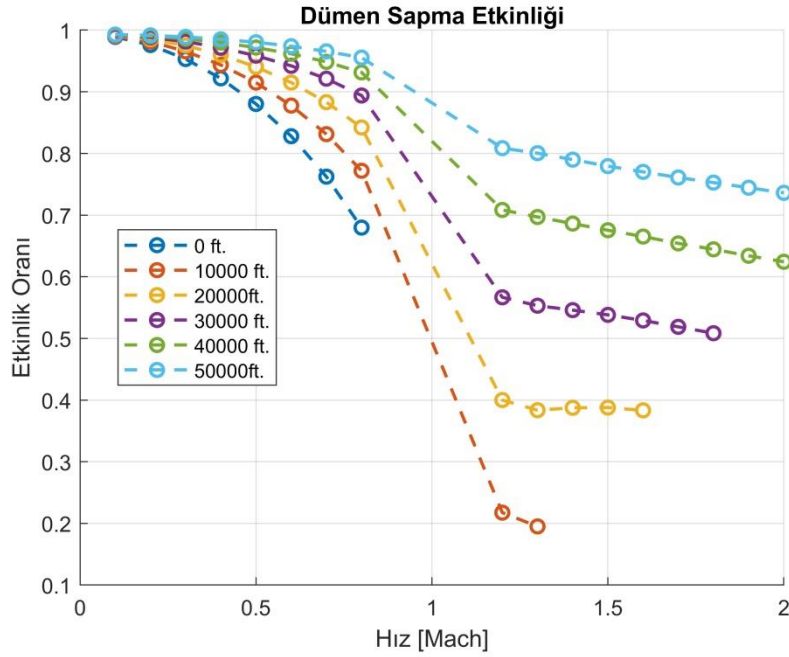
UYGULAMALAR

Bu kısımda dikey kuyruk-dümen sapma etkinlik değeri (rudder yaw effectiveness) hesaplanıp farklı parametrelerin etkinlik değerine etkisi incelenmiştir. Uçağa bağlı tanımlanan eksen takımları uzunlamasına eksen (x), yanlamasına eksen (y) ve normal eksen (z) olarak tanımlanmıştır. İlk üç serbestlik derecesi doğrusal yer değiştirme hareketini tanımlamaktadır ve sırasıyla uzunlamasına (x), yanlamasına (y) ve yönlemesine (z) doğrusal yer değiştirme serbestlik dereceleri 1., 2. ve 3. serbestlik dereceleri olarak gösterilmektedir. Tanımlanan x, y ve z eksenlerindeki açısal yer değiştirme hareketlerindeki serbestlik dereceleri ise sırasıyla 4., 5. ve 6. serbestlik dereceleri olarak gösterilmektedir. Trim koşulları için ilk beş serbestlik derecesinde tutulan uçak (12345) sadece sapma (yaw) hareketi yapacak şekilde serbest bırakılıp 0.1 rad'lık bir dümen büküm açısında çözülmüştür. Etkinlik değeri bulunurken esnek ve rijit aerodinamik stabilite türevleri katsayılarının oranı (stability and control derivative coefficients) olduğundan verilen büküm açısından bağımsız değerler elde edilmektedir. Bu yüzden büküm açısı olarak temsili 0.1 rad değeri verilmiştir. Sapma manevrası için oluşturulan C_{M_z} katsayısının oranına bakılacağı için kontrol yüzeyinin etkinliğini anlaşılması için trim yapılırken rüzgar tüneli modeli gibi ilk beş serbestlik derecelerinde tutulup sadece altıncı serbestlik derecesinde serbest bırakılmıştır. Etkinlik değeri Denklem 2 ile hesaplanmıştır. Bu denklemde η etkinlik değerini, n ise sapma manevrasını simgelemektedir.

$$\eta_{\text{dümen}} = \frac{\left(\frac{\partial C_n}{\partial \delta_{\text{dümen}}}\right)_{\text{esnek}}}{\left(\frac{\partial C_n}{\partial \delta_{\text{dümen}}}\right)_{\text{rijit}}} \quad (2)$$

Oluşturulan temel modelin etkinlik değeri bulunduktan sonra yapılan parametre değişikliklerinin etkinlik değerine etkisi bu model ile kıyaslanacaktır.

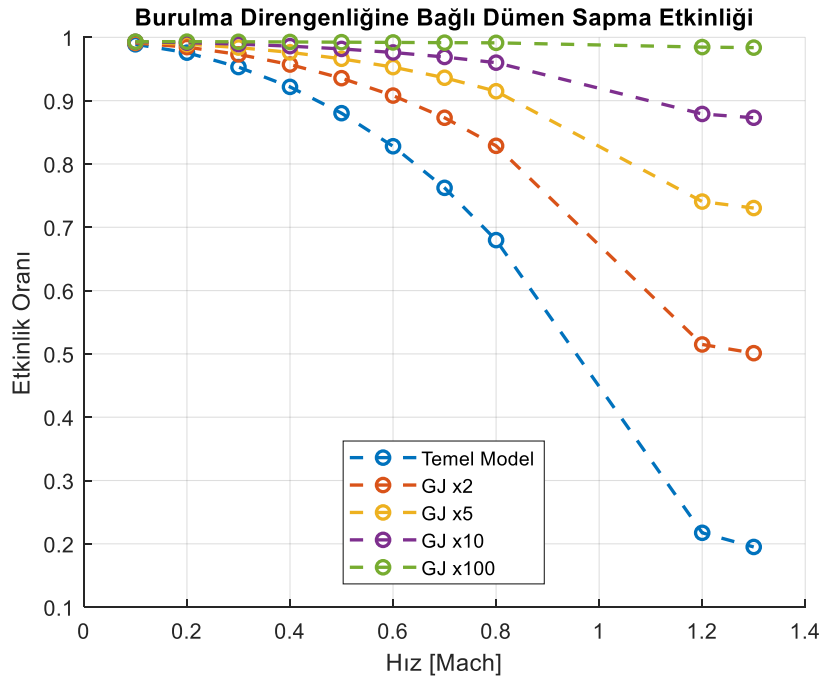
Yapılan analizlerde temel konfigürasyon için dikey kuyruk – dümen sapma etkinliği ses altı hız bölgesinde (0.8 Mach 0 ft.) %67.97'ye kadar düşmüştür. Ses üstü hız bölgesinde (1.3 Mach 10000 ft.) ise %19.51'e kadar düştüğü görülmektedir. Temel modelin etkinlik değerleri Şekil 6'da verilmiştir:



Şekil 6: Temel Konfigürasyon Etkinlik Değerleri

Dikey Kuyruğun Burulma Direngenliğinin Artırılması

Dikey kuyruğun burulma direngenliği arttıkça etkinlik değerinin artması beklenmektedir. Sırasıyla temel modelin GJ değerinin 2 katı, 5 katı, 10 katı ve 100 katı olduğu konfigürasyonlar karşılaştırılmıştır. En düşük etkinlik değerlerinin karşılaştırılması Şekil 7'de gösterilip değerleri Tablo 7'de verilmiştir:



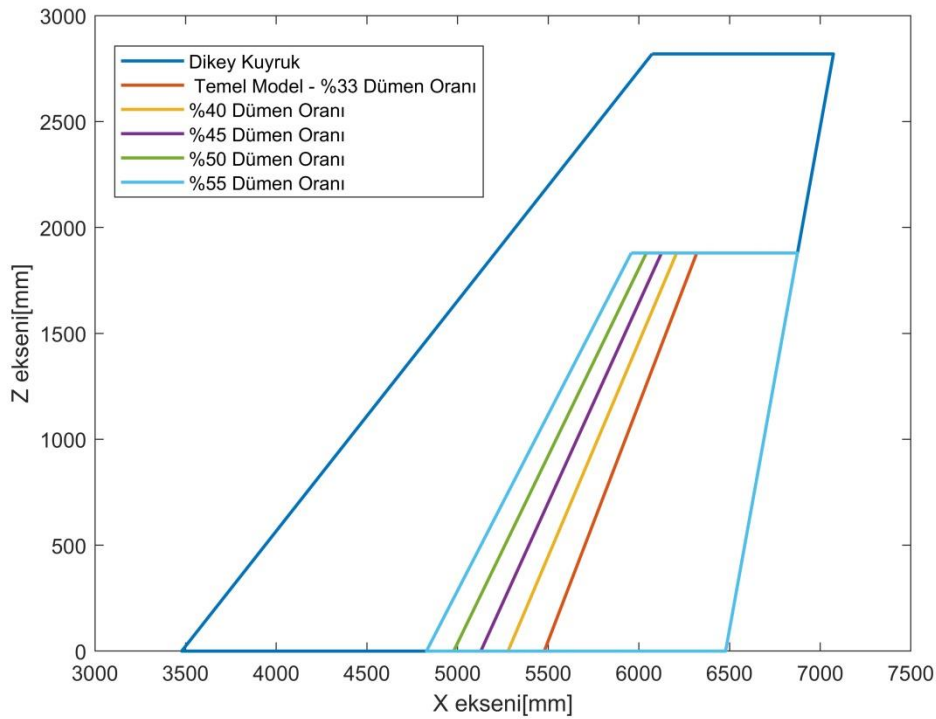
Şekil 7: Burulma Direngenliğine Bağlı Etkinlik Değerleri

Tablo 7: Burulma Direngenliğine Bağlı Etkinlik Değerleri

	Ses Altı Hız Bölgesi Etkinliği	Süpersonik Sapma Etkinliği
Temel Model	0.6797	0.1951
GJ x2	0.8286	0.5012
GJ x5	0.9148	0.7304
GJ x10	0.9600	0.8730
GJ x100	0.9913	0.9837

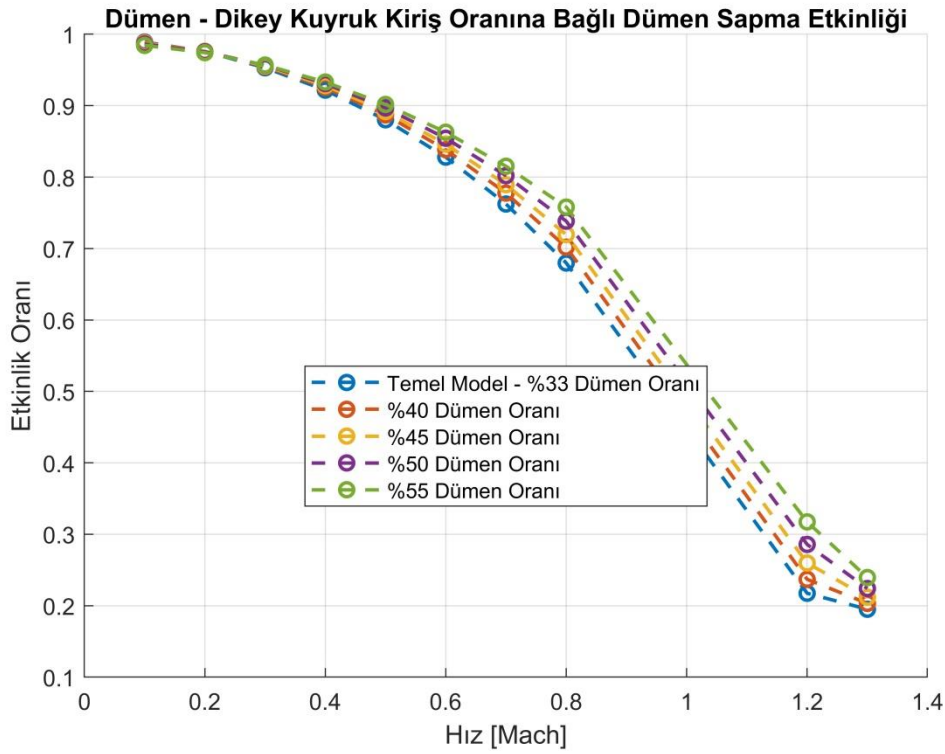
Dümen – Dikey Kuyruk Kirişi Oranının Artırılması

Dikey kuyruğun dümen – dikey kuyruk kirişi oranı arttıkça etkinlik değerinin artması beklenmektedir. Sırasıyla %33'te olan temel modelin kiriş oranının %40, %45, %50 ve %55 olduğu konfigürasyonlar karşılaştırılmıştır. Sonuçlar Şekil 8'de verilmiştir.



Şekil 8: Farklı Dümen- Dikey Kuyruk Kiriş Oranlarında Konfigürasyonlar

En düşük etkinlik değerlerinin karşılaştırılması Şekil 9'da gösterilip değerleri Tablo 8'de verilmiştir:



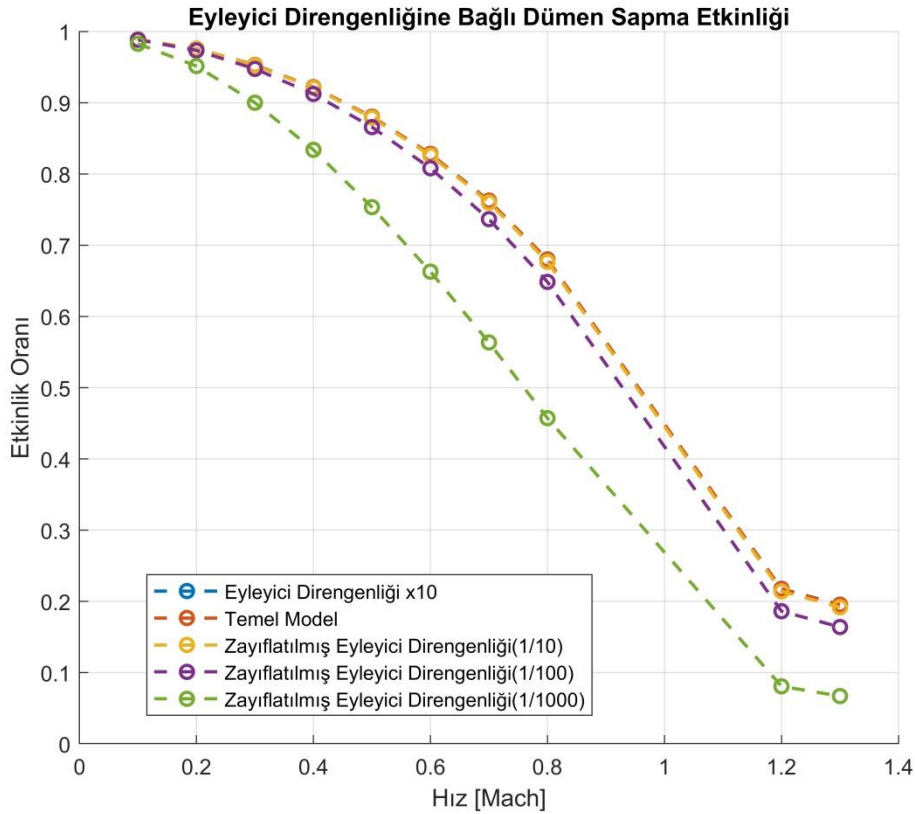
Şekil 9: Dümen- Dikey Kuyruk Kiriş Oranına Bağlı Dümen Sapma Etkinliği

Tablo 8: Dümen- Dikey Kuyruk Kiriş Oranına Bağlı Etkinlik Değerleri

	Ses Altı Hız Bölgesi Etkinliği	Süpersonik Sapma Etkinliği
Temel Model- %33 Dümen Oranı	0.6797	0.1951
%40 Dümen Oranı	0.7019	0.2033
%45 Dümen Oranı	0.7195	0.2118
%50 Dümen Oranı	0.7383	0.2240
%55 Dümen Oranı	0.7580	0.2394

Dümen – Dikey Kuyruk Eyleyici Direngenliğinin Artırılması

Dümen büküm açısı verilmesi için dönme hareketini sağlayan eyleyicinin direngenliği etkinlik değerini etkilemektedir. Dümen eyleyici direngenliği (actuator stiffness) arttıkça etkinlik değerinin artması beklenmektedir. Öncesinde temel modelin eyleyici direngenliğinin 10 kat arttırıldığı bir konfigürasyon analiz edilmiştir. Daha sonrasında ise temel modelin eyleyici direngenliğinin 1/10 oranında, 1/100 oranında ve 1/1000 oranında zayıflatılmış olduğu konfigürasyonlar karşılaştırılmıştır. En düşük etkinlik değerlerinin karşılaştırılması Şekil 10'da gösterilip değerleri Tablo 9'da verilmiştir:



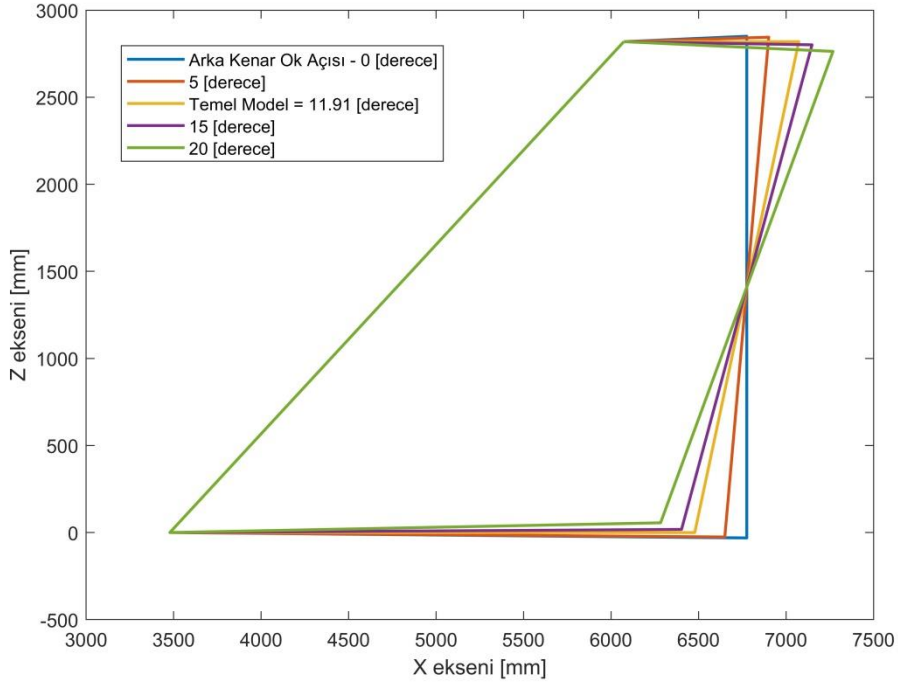
Şekil 10: Eyleyici Direngenliğine Bağlı Dümen Sapma Etkinliği

Tablo 9: Eyleyici Direngenliğine Bağlı Etkinlik Değerleri

	Ses Altı Hız Bölgesi Etkinliği	Süpersonik Sapma Etkinliği
Eyleyici Direngenliği x10	0.6800	0.1954
Temel Model	0.6797	0.1951
Zayıflatılmış Eyleyici Direngenliği (1/10)	0.6767	0.1918
Zayıflatılmış Eyleyici Direngenliği (1/100)	0.6484	0.1641
Zayıflatılmış Eyleyici Direngenliği (1/1000)	0.4572	0.0671

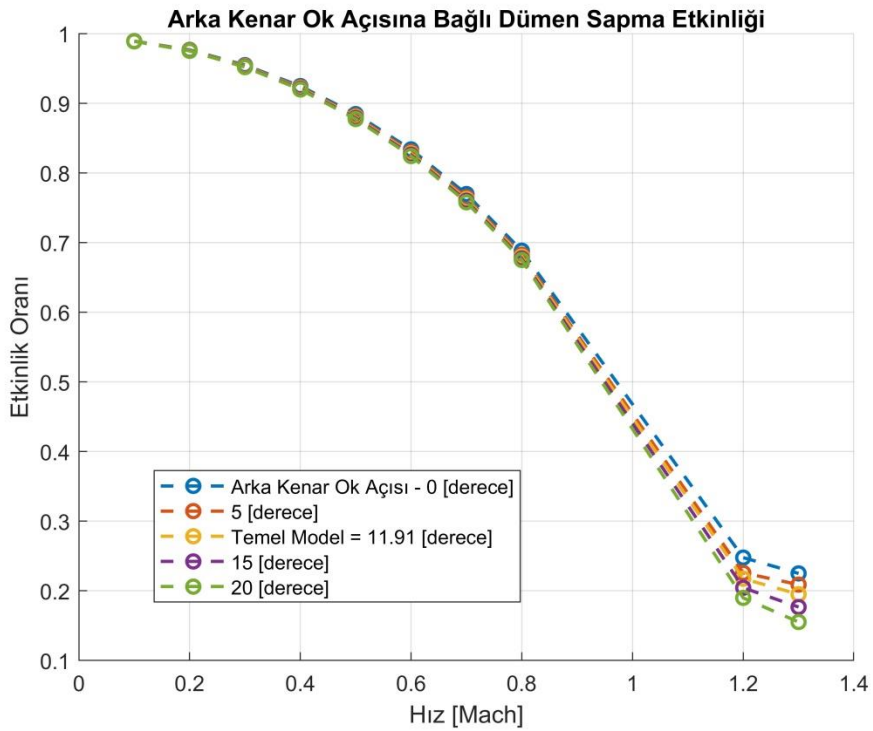
Dikey Kuyruğun Arka Kenar Ok Açısının Azaltılması

Dikey kuyruğun arka kenar ok açısı (trailing edge sweep angle) azalttıkça etkinlik değerinin artması beklenmektedir. Temel modelde 11.91 derecede olan arka kenar ok açısı sırasıyla 0, 5, 15 ve 20 derecede olan konfigürasyonlar ile karşılaştırılmıştır. Konfigürasyon görselleri Şekil 11'de verilmiştir.



Şekil 11: Farklı Arka Kenar Ok Açısındaki Konfigürasyonlar

En düşük etkinlik değerlerinin karşılaştırılması Şekil 12’de gösterilip değerleri Tablo 10’da verilmiştir:



Şekil 12: Arka Kenar Ok Açısına Bağlı Dümen Sapma Etkinliği

Tablo 10: Arka Kenar Ok Açısına Bağlı Etkinlik Değerleri

	Ses Altı Hız Bölgesi Etkinliği	Süpersonik Sapma Etkinliği
Arka Kenar Ok Açısı - 0 [derece]	0.6883	0.2250
5 [derece]	0.6824	0.2089
Temel Model = 11.91 [derece]	0.6797	0.1951
15 [derece]	0.6771	0.1767
20 [derece]	0.6750	0.1552

SONUÇ

Yapılan çalışmada çift kuyruklu bir hava aracına ait aeroelastik analizler, Python dilinde geliştirilen özgün bir izlençe yardımı ve Nastran paket programı ile yürütülmüş olup, dümen sapma etkinliğini artırmaya yönelik tasarım değişikliği önerilerinin etkisi incelenmiştir. Çalışmada sırasıyla dikey kuyruğun burulma direngenliğinin artırılması, dümen – dikey kuyruk kirişi oranının artırılması, dümen – dikey kuyruk eyleyici direngenliğinin artırılması ve dikey kuyruğun arka kenar ok açısının azaltılması olarak dört farklı tasarım değişikliği uygulanmış, tasarım değişikliklerinin etkilerinin gözlemlendiği grafik ve tablolar sunulmuştur.

KAYNAKLAR

- Ashley, Holt et al. "Active Control For Fin Buffet Alleviation". DTIC, 1994, <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA276844> adresinden alındı.
- Bueno, D. D., & Dowell, E. H. (2020). Revisiting the Fundamentals of Control Surface Reversal Including Nonlinear Effects. *Journal of Aircraft*, 57(6), 1212–1219. <https://doi.org/10.2514/1.c035885> adresinden alındı.
- Hayes, William Brian and Kelan D. Sisk. "Prevention of External Store Limit Cycle Oscillations on the F/A-18E/F Super Hornet and EA-18G Growler Aircraft." (2008)
- Javed, Y., & Shafi Khan, N. (2019). Estimation of Rolling Effectiveness and Control Reversal for Aeroelasticity Effects. 2019 16th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST). <https://doi.org/10.1109/ibcast.2019.8667178> adresinden alındı.
- Kolonay, R. M. (2001). Computational Aeroelasticity - METU | Aerospace Engineering., http://www.ae.metu.edu.tr/~yyaman/avt086/Kolonay/Ray_Kolonay_6.pdf adresinden alındı.
- MSC Software Corporation, MSC Nastran 2019 Feature Pack 1, Aeroelastic Analysis User's Guide, 2019.
- NATO RTO Meeting Proceedings "Structural Aspects of Flexible Aircraft Control," North Atlantic Treaty Organization/Science and Technology Organization Rept. RTO-MP-36, May 2000.
- Roskam, J., 1985. *Airplane Design, Part 1: Preliminary Sizing Of Airplanes*. Lawrence, Kansas: DAR Corporation. ISBN: 188488542X, 9781884885426
- Schweiger, J., Weiss, F., & Kullrich, T. (2000). Active aeroelastic design of a vertical tail for a fighter aircraft. 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. <https://doi.org/10.2514/6.2000-4828> adresinden alındı.