

BEŞİNCİ NESİL BİR SAVAŞ UÇAĞININ KAVRAMSAL TASARIMI: UÇUŞ MEKANİĞİ YAKLAŞIMI

Atakan Kırkar¹
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/TUSAŞ, Ankara

Sinan Eyi²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Kavramsal uçak tasarım süreci, tüm uçak projelerinde rastlanılan bir evredir. Bu evrede, uçağın dış geometrisi ortaya çıkar, kanat profili belirlenir ve kontrol yüzeyleri şekillenir. Ayrıca, ağırlık ve atalet momenti hesapları da yine bu süreçte ele alınan bir başka konudur. Bu çalışmada, jet motorlu savaş uçaklarında nesil kavramı görselle özetlenecek ve kavramsal uçak tasarım programları kısaca tanıtılacak, aerodinamik veri tabanı üretme yöntemleri görselle açıklandıktan sonra rahatlatılmış statik kararlılığa değinilecektir. Yazarın MATLAB ortamında geliştirdiği ve Aircraft Design & Analysis (ADA) adını verdiği yazılımın iş akış mimarisi anlatılarak kavramsal tasarımı gerçekleştirilmiş beşinci nesil bir savaş uçağının uçuş mekaniği analizinden elde edilen sonuçlar geliştirilen paket yazılımın çıktıları olarak sunulacaktır.

GİRİŞ

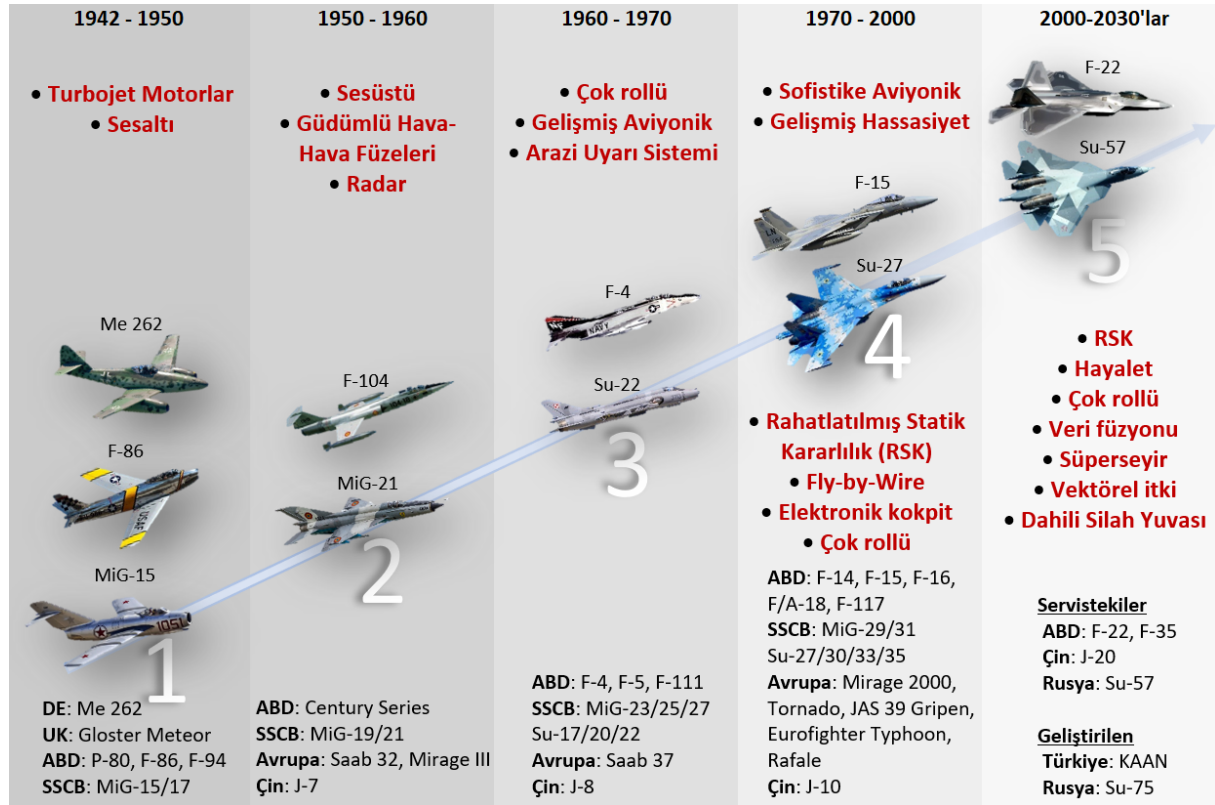
Uçak tasarımı, ciddi emek isteyen ve yıllar alan bir süreçtir. Wright Kardeşler'den günümüze dek birçok aşamalar kat edilmiş ve belirli bir sistematığe kavuşmuş olan bu sürecin ilk adımı kavramsal tasarım fazı olmuştur [Corke, 2002]. Wright Kardeşler dahi bu aşama üzerinde zaman harcamış, kendi rüzgar tünellerini kurmak suretiyle çeşitli kanat profillerini test etmişlerdir [Anderson, 1999]. Uçak tasarımının kavramsal fazlarına ait tüm süreçler adım adım anlatılarak literatürde verilmiştir [Roskam, 1997; Raymer, 2018]. Beşinci neslin ilk uçağı sayılan F-22'nin kavramsal tasarım çalışmaları 1981'de başlamış ve 1986'ya dek sürmüştür [Aronstein v.d., 1998]. Bu konudaki ilk ciddi çalışma ise Raymer tarafından yapılmış olup daha çok ağırlık ve aerodinamik konularına odaklanmış ve geometri tavsiyesinde bulunmuştur [Raymer, 1996]. Uzun yıllar bu konudaki tek kaynak olması bakımından da ayrıca önemlidir. Yine bazı yazarlar, jenerik bir beşinci nesil savaş uçağı üzerinde HAD analizleri yapmış ve sonuçlarını paylaşmışlardır [Giannelis v.d., 2023; Siddiqui v.d., 2021]. Kavramsal uçak tasarımı gerçekleştirilmek üzere bazı yazılımlar vardır. Bu yazılımlar ticari ve kurum içi olmak üzere ikiye ayrılabilir. Bu tür yazılımlardan ticari olanlardan bazıları Tablo 1'de özetlenmiştir. Ücretsiz olması ve kullanım kolaylığı sebebiyle OpenVSP yazılımı birçok yazar tarafından tercih edilmiştir [Segui, 2018; Çakın, 2018; Prameswari, 2017]. Biz de aynı nedenle bu çalışmada OpenVSP kullanmaktayız.

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

Uçuş Mekaniği Uzman Tasarım Mühendisi, Millî Muharip Uçak Projesi, E-posta: atakan.kirkar@tai.com.tr

²Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: seyi@metu.edu.tr

Nesil Kavramı



Şekil 1: Jet Motorlu Savaş Uçaklarının Nesillere Ayrılması

Jet motorlu savaş uçaklarında kullanılan nesil kavramı ayrıntılı bir şekilde Şekil 1'de özetlenmiştir.

Kavramsal Uçak Tasarım Yazılımları

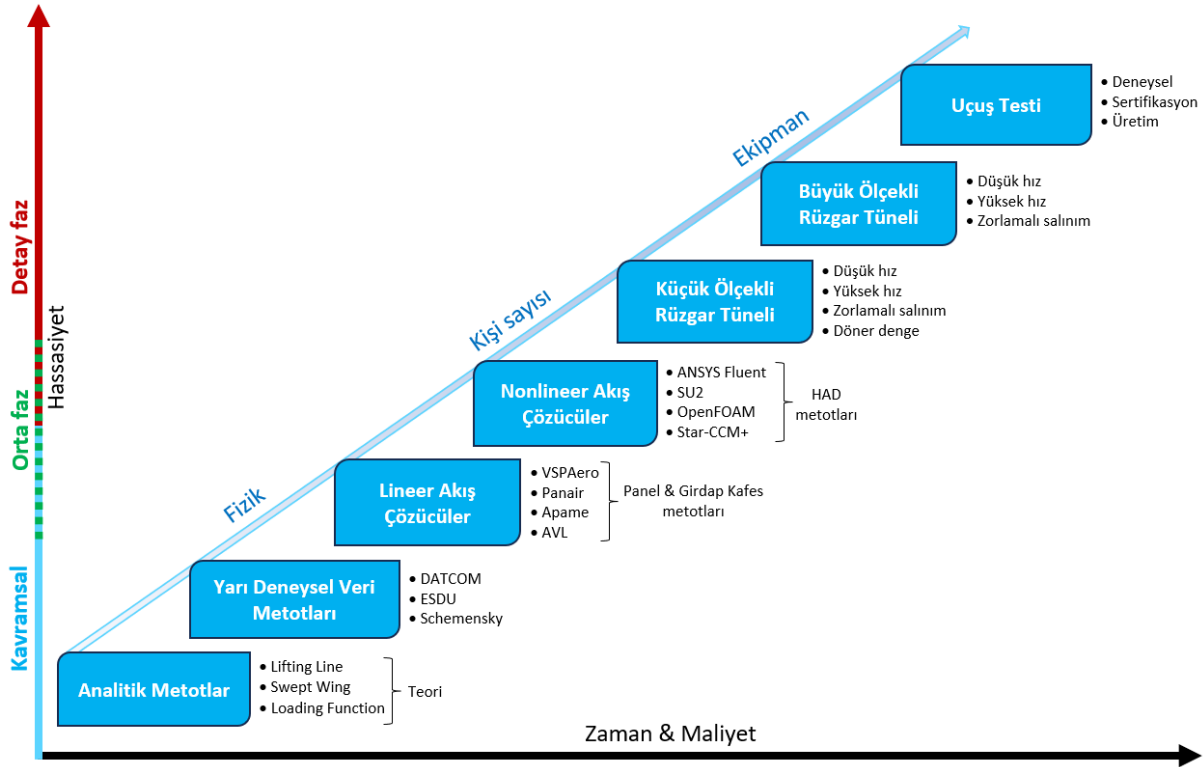
Tablo 1: Kavramsal Uçak Tasarımı Yazılımlarından Bir Seçki

Yazılım	Yayıncı	Yetenekler	Lisans
AAA	DARcorporation	Modelleme, Ağırlık, Aerodinamik, İtki, Performans, Kararlılık & Kontrol, Yükler, Dinamik, Yapısal, Maliyet	Ücretli
ADS	Optimal Aircraft Design	Modelleme, Ağırlık & Denge, Kararlılık & Kontrol, Aerodinamik, Maliyet, Eniyileme	Ücretli
RDS	Conceptual Research Corporation	Modelleme, Ağırlık, İtki, Aerodinamik & Kararlılık, Menzil & Boyutlandırma, Performans, Maliyet	Ücretli
OpenVSP	NASA	Modelleme, Kanat Profili Tasarımı, Ağırlık & Atalet, Aerodinamik, Statik ve Dinamik Kararlılık Türevleri	Ücretsiz
XFLR5	André Deperrois	Modelleme, Kanat Profili Tasarımı, Ağırlık & Atalet, Aerodinamik, Statik ve Dinamik Kararlılık Türevleri	Ücretsiz

İfade edildiği gibi, bu çalışmamızda geometri modelleme için OpenVSP yazılımı tercih edilmiştir.

Aerodinamik Veri Tabanı Üretimi

Aerodinamik veri tabanı üretimi uzun süre alan bir uğraştır. Yöntemlerden bazıları [Tyan v.d., 2018]'de verilmiş olup Şekil 2'de görüldüğü üzere genişletilebilir. Hava aracının geometrisi kavramsal olarak ortaya çıktıktan sonra, ilk başvurulacak yöntemler arasında veri sayfası (datasheet) olarak bilinen ESDU ve DATCOM gelir. DATCOM'un savaş uçaklarında dinamik türevlerin elde edilmesi için yapılan bir çalışmada F-15, F-16 ve F-18 incelenmiş olup programın güvenilir bir kaynak olduğu sonucuna varılmıştır [Blake, 1985]. Buradan hareketle, bir yazar uçuş mekaniği analiz paketi yazmış ve sonuçlarını sunmuştur [Coleman, 2007]. Yine bir grup araştırmacı, X-31 uçağının kararlılık türevlerinin rüzgar tüneli testleri ile doğrulaması için DATCOM'u kullanmış ve yaptıkları karşılaştırmada yazılımın başarılı olduğunu test etmişlerdir [Anton v.d., 2011]. Yazar da, kavramsal uçak tasarımından uçuş mekaniği analizine kadarki süreç için geliştirmiş olduğu yazılım paketinde DATCOM'u tercih etmiştir.



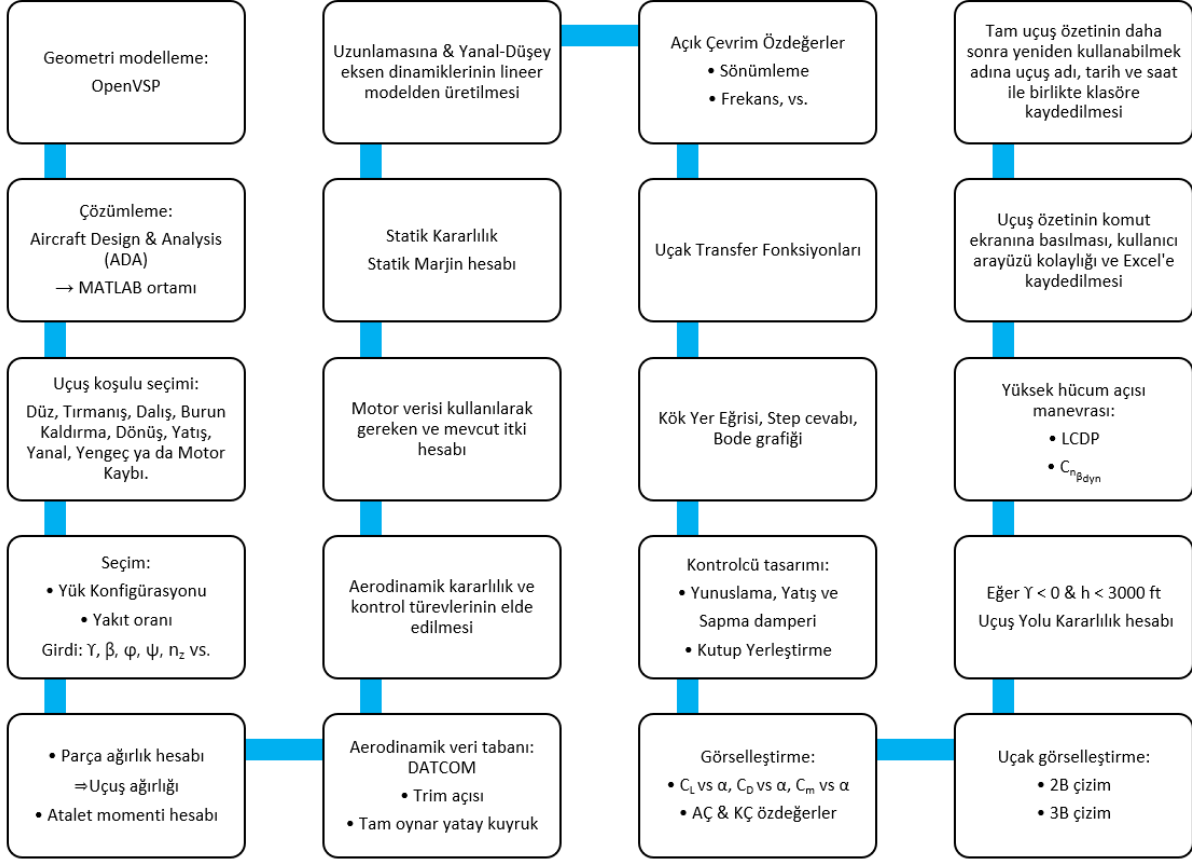
Şekil 2: Aerodinamik Veri Tabanı Üretme Yöntemleri

Rahatlatılmış Statik Kararlılık (RSK)

Dördüncü neslin en önemli temsilcisi F-16 ile başlatılan bir diğer gelişme de statik kararlılığın rahatlatılması olayıdır [Bradshaw v.d., 1985]. Daha eski savaş uçakları, örneğin F-104, F-5, MiG-25 ve F-14, statik olarak kararlı olacak şekilde tasarlanmıştır. Fakat, statik kararlılığın rahatlatılması, savaş uçaklarını daha üstün performans sahibi yapmaktadır [Nguyen v.d., 1990]. Şöyle ki, sesaltı hız bölgesinden sesüstü hız bölgesine geçerken, aerodinamik merkezin geriye doğru kayması nedeniyle statik marjin önemli bir ölçüde artmaktadır. Buna istinaden, uçağın trim anında verilmesi gereken yatay kuyruk açısı ve dolayısıyla trim sürükleme katsayısı artmaktadır. Bu nedenle daha fazla itki ihtiyacı doğmakta ve manevra kabiliyeti azalmaktadır. Eğer ağırlık merkezi (c.g.) bilinçli olarak nötr noktanın (n.p.) arkasına yerleştirilirse, statik marjin düşürülür ve uçak uzunlamasına eksende statik olarak kararsız hale getirilir. Bu durumun getirileri ise, daha düşük trim sürükleme katsayısı ve daha yüksek manevra performansdır [Droste v.d., 1985]. Beşinci nesil temsil eden savaş uçaklarında bu ilke bilinçli olarak uygulanmıştır. Aynı şekilde, TUSAŞ ürünü olan beşinci nesil Millî Muharip Uçak KAAN'da da rahatlatılmış statik kararlılık uygulaması mevcuttur.

YÖNTEM

Kavramsal uçak tasarımı ve uçuş mekaniği analizlerinin uygulanması için savaş uçakları özelinde geliştirilen Aircraft Design & Analysis (ADA) paketinin iş akış mimarisi Şekil 3'te özetlenmiştir.

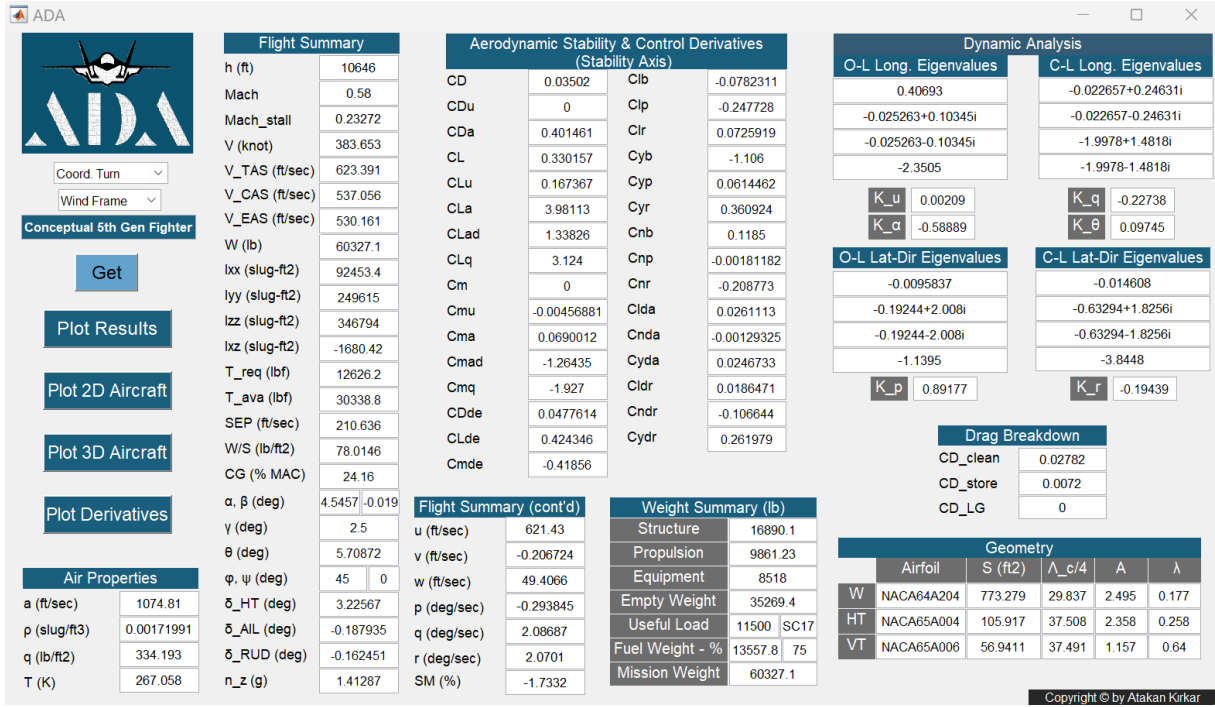


Şekil 3: Aircraft Design & Analysis (ADA) Paketi İş Akış Şeması

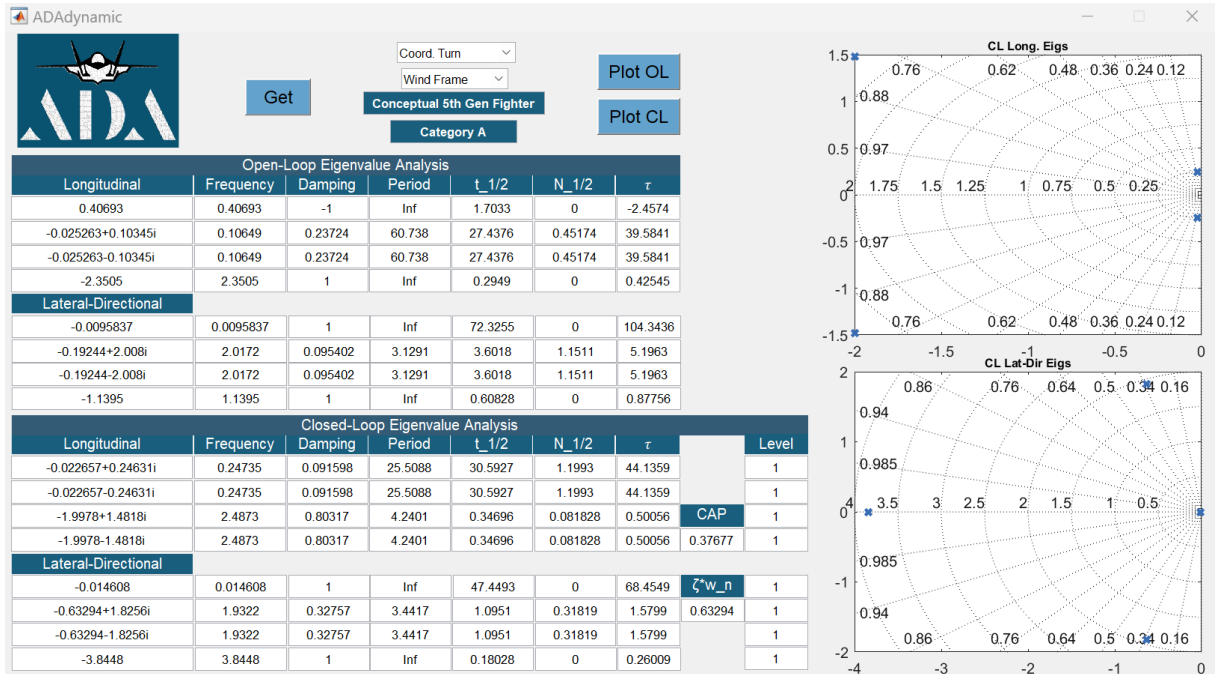
İfade edildiği gibi, geometri modelleme NASA tarafından yayınlanmış olan ücretsiz yazılım OpenVSP'de icra edilmektedir. Buradan hareketle gövde ve taşıyıcı yüzeylerin geometrik bilgisi bir giriş kartı haline getirilip DATCOM'da analize tabi tutulmakta ve devamında kullanıcının seçmiş olduğu uçuş koşuluna göre takip eden uçuş mekaniği analizleri yapılmaktadır. Yazılım paketinin iş akışı kısaca şöyledir: Elimizde sadece geometrisi bulunan bir uçağın geometrik bilgileri DATCOM'da giriş kartı (for005.dat) hazırlanmak suretiyle analize hazır hâle getirilir. Ardından, geometri bilgisi Excel'de hazırlanan ağırlık hesabı giriş kartına girilerek parça ağırlık hesapları için girdi oluşturulur. MATLAB'da ADA açılır ve seçilen uçuş koşulu, yük konfigürasyonu ve yakıt oranı için uçuş ağırlığı ve atalet momentleri elde edilir. Takip eden süreçte ise uçağın trim koşulu hesaplanır ve lineer modellerden elde edilen bilgilerle açık çevrim özdeğerleri elde edilir. Akabinde, basit kontrolcüler ile uçağın kapalı çevrim özdeğerleri Level 1 olacak şekilde tasarlanır. Ayrıca, Şekil 3'te ifade edildiği gibi, giriş kartı (for005.dat) hazırlanan ve analiz süreçlerinden geçen uçağın DATCOM ortamına yansıyan görüntüsü kaynak kod kullanılarak üç boyutlu olarak görselleştirilebilmektedir [Mohammed, 2008]. Analiz sonuçları MATLAB'ın komut ekranına basıldığı gibi, tercih edilmesi halinde kullanıcı arayüzü (GUI) ekranında da özetlenmekte ve Excel'e kaydedilebilmektedir.

Örneğin, dönüş manevrası uçuş özeti için kullanıcı arayüzündeki görüntüsü Şekil 4'te verilmiştir. Ayrıca, açık ve kapalı çevrim özdeğerleri daha ayrıntılı bir şekilde değerlendirmek için ek bir kullanıcı arayüzü daha tasarlanmış olup ADAdynamic adını taşımaktadır. Şekil 4'te sunulan uçuş koşulu için elde edilen açık ve kapalı çevrim özdeğerlerin ADAdynamic'teki görüntüsü Şekil 5'te görülmektedir.

Şekil 4 ve 5'te verilen kullanıcı arayüzleri kavramsal tasarım süreçlerini önemli derecede hızlandırmakta ve çözümlenme süresini kısaltmaktadır. Bu sayede, kavramsal tasarımda çözümlenmeye harcanan süre, eniyilemeye aktarılabilir ve daha iyi bir geometri üzerinden daha iyi performans sunan bir uçak tasarlanabilir.



Şekil 4: ADA Kullanıcı Arayüzü

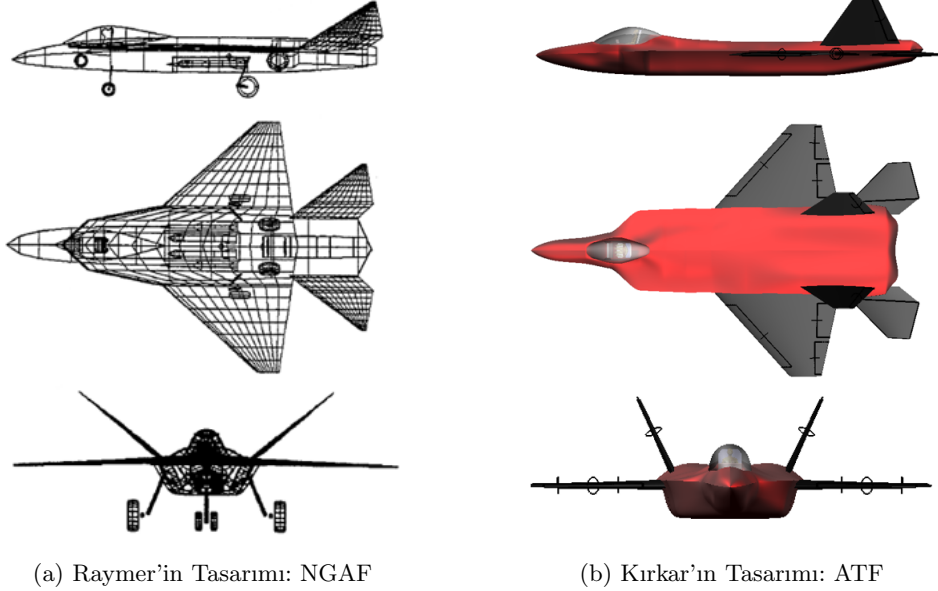


Şekil 5: ADAdynamic Kullanıcı Arayüzü

ADAdynamic arayüzünde bulunan sütunlardaki bilgiler, kabul edilebilir kullanım kalitesini (İng., handling quality) kavramsal tasarım aşaması gibi erken bir tasarım fazında dahi değerlendirmek ve gerektiğinde kontrolcü kazançlarını buna bağlı olarak güncellemek için tasarlanmıştır.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Örnek uygulama olarak, beşinci nesil özelliklerini taşıyan bir geometri çizimi OpenVSP'de icra edilmiş olup Şekil 6'da Raymer'in kavramsal tasarımı [Raymer, 1996] ile karşılaştırılmıştır.



Şekil 6: Beşinci Nesil Kavramsal Savaş Uçakları Karşılaştırması

Görüldüğü üzere bizim tasarımızda daha konvansiyonel bir geometri tercih edilirken, Raymer'in tasarımı yatay ve dikey kuyruğu birleştirmiş ve yatay kuyruktan kurtularak ağırlıktan kazanç elde etme yoluna gitmiştir. Fakat bilindiği üzere, beşinci nesil uçaklarda hâlâ konvansiyonel yatay ve dikey kuyruk kombinasyonu tercih edilmektedir. Takip eden bölümlerde ADA paketinde icra edilen analizler paylaşılacaktır.

Düz Uçuş Manevrası

ADA paketinde icra edilen düz uçuş manevrası analizlerinin özeti Tablo 2'de sunulmuştur.

Tablo 2: Düz Uçuş Manevrası Uçuş Özetleri

Parametre	Birim	Uçuş 1	Uçuş 2
h	ft	5000	10,000
M	-	0.5	0.7
V	knot	330.74	463.03
W	lb	58328	50904
I_{xx}	slug-ft ²	89340	78007
I_{yy}	slug-ft ²	241211	210612
I_{zz}	slug-ft ²	335118	292606
I_{xz}	slug-ft ²	-1666	-1577
CG	% MAC	21.92	21.11
SM	%	-1.37	-3.61
α	deg	3.35	1.58
γ	deg	0.0	0.0
δ_{ht}	deg	3.43	2.77

Tablo 3: Düz Uçuş Manevrası Açık Çevrim Özdeğer Özeti

Uçuş #	Mod (isim)	Özdeğer ($\lambda = \sigma \pm j\omega$)	ω_n (rad/sn.)	ζ -	T (sn.)	$t_{1/2}$ (sn.)	$N_{1/2}$ (döngü)
1	APH	0.2491	0.24	-1	∞	2.78	0
	TO	$-0.0542 \pm j0.1450$	0.15	0.35	43.30	12.78	0.29
	ASP	-2.3046	2.30	1	∞	0.30	0
	Spiral	-0.0082	0.0082	1	∞	84.23	0
	Dutch-Roll	$-0.2006 \pm j1.9844$	1.99	0.10	3.16	3.45	1.09
	Roll	-1.2131	1.21	1	∞	0.57	0
1	USP	0.9120	0.91	-1	∞	0.76	0
	TO	$-0.0178 \pm j0.0984$	0.10	0.17	63.79	38.89	0.60
	ASP	-3.8816	3.88	1	∞	0.17	0
	Spiral	-0.00252	0.0025	1	∞	274.5	0
	Dutch-Roll	$-0.2919 \pm j2.7599$	2.77	0.10	2.27	2.37	1.04
	Roll	-1.5862	1.58	1	∞	0.43	0

Tablo 3'te görüldüğü üzere, rahatlatılmış statik kararlılığa sahip beşinci nesil kavramsal savaş uçağında konvansiyonel phugoid ve short period modları çoğunlukla gözlemlenmemektedir. Bazı yazarlar bu duruma daha önce de dikkat çekmiştir [McLean, 1990; Pamadi, 2004]. Gözlemlenen modlar, aperiodyk phugoid (APH), third-oscillatory (TO), aperiodyk short period (ASP) ve unstable short period (USP) olarak adlandırılır. Yanal eksenindeki modlar ise spiral, Dutch-roll ve roll olmuştur.

Dönüş Manevrası

Dönüş manevrası için icra edilen uçuş koşullarının özeti Tablo 4'te sunulmuştur.

Tablo 4: Dönüş Manevrası Uçuş Özeti

Parametre	Birim	Uçuş 1	Uçuş 2
h	ft	0.0	20,000
M	-	0.5	0.8
V	knot	363.8	529.1
W	lb	56839	51035
I_{xx}	slug-ft ²	87019	44034
I_{yy}	slug-ft ²	234943	234193
I_{zz}	slug-ft ²	326410	293644
I_{xz}	slug-ft ²	-1653	1579
CG	% MAC	23.52	21.27
α	deg	4.23	2.85
β	deg	-0.019	-0.008
γ	deg	0.0	5.0
θ	deg	2.72	7.01
ϕ	deg	50	45
δ_{ht}	deg	2.62	2.84
δ_a	deg	-0.158	-0.127
δ_r	deg	-0.211	-0.078
p	deg/sec	-0.186	-0.270
q	deg/sec	3.014	1.562
r	deg/sec	2.522	1.550
n_z	g	1.55	1.40

Tablo 5: Dönüş Manevrası Açık Çevrim Özdeğer Özeti

Uçuş #	Mod (isim)	Özdeğer ($\lambda = \sigma \pm j\omega$)	ω_n (rad/sn.)	ζ -	T (sn.)	$t_{1/2}$ (sn.)	$N_{1/2}$ (döngü)
1	APH	0.2759	0.27	-1	∞	2.51	0
	TO	$-0.0532 \pm j0.1265$	0.13	0.38	49.66	13.01	0.26
	ASP	-2.7786	2.77	1	∞	0.24	0
	Spiral	-0.0104	0.0104	1	∞	66.61	0
	Dutch-Roll	$-0.2601 \pm j2.1747$	2.19	0.11	2.88	2.66	0.92
	Roll	-1.4691	1.46	1	∞	0.47	0
2	APH	0.3399	0.34	-1	∞	2.03	0
	TO	$-0.0414 \pm j0.1083$	0.11	0.35	57.97	16.72	0.28
	ASP	-2.5736	2.57	1	∞	0.26	0
	Spiral	-0.00131	0.0013	1	∞	526.2	0
	Dutch-Roll	$-0.2002 \pm j2.6175$	2.62	0.07	2.40	3.46	1.44
	Roll	-2.3523	2.35	1	∞	0.29	0

Tablo 5'te görülebileceği üzere, konvansiyonel phugoid ve short period modları bir kez daha gözlemlenememiştir. Bunun sebebi, rahatlatılmış statik kararlılık etkisiyle C_{m_α} türevinin pozitif bir değer alması ve uzunlamasına ekseninde bir statik kararsızlık oluşturmasıdır. Bu sebeple, uzunlamasına eksenindeki dinamik modlar da etkilenmiş olup dinamik olarak da kararsız bir davranış sergilenmiştir.

Bilindiği gibi, her modern savaş uçağı kapalı çevrimde kararlı duruma getirilmektedir. Kavramsal tasarım aşamasında uçağın kapalı çevrimdeki özdeğerlerini tasarlamak amacıyla geribesleme konu başlığı altında kararlılık artırma sistemleri (İng., stability augmentation systems) ve/veya daha hızlı olan kutup yerleştirme (İng., pole placement) yöntemlerinin kullanılabileceği bildirilmiştir [Cook, 2007]. Buradan hareketle, ADA'nın ana algoritması içerisinde bulunan basit kontrolcü tasarımları ile tasarlanan uçağın kapalı çevrimdeki özdeğerleri elde edilmiş olup Tablo 6'da sunulmuştur.

Tablo 6: Dönüş Manevrası Kapalı Çevrim Özdeğer Özeti

Uçuş #	Mod (isim)	Özdeğer ($\lambda = \sigma \pm j\omega$)	ω_n (rad/sn.)	ζ -	T (sn.)	$t_{1/2}$ (sn.)	$N_{1/2}$ (döngü)
1	Phugoid	$-0.0389 \pm j0.2395$	0.24	0.16	26.23	17.79	0.67
	Short Period	$-2.3230 \pm j1.4193$	2.72	0.85	4.42	0.29	0.06
	Spiral	-0.01453	0.0145	1	∞	47.68	0
	Dutch-Roll	$-0.6643 \pm j2.0236$	2.12	0.31	3.10	1.04	0.33
	Roll	-3.85	3.85	1	∞	0.18	0
2	Phugoid	$-0.0194 \pm j0.2311$	0.23	0.08	27.18	35.56	1.30
	Short Period	$-2.0060 \pm j1.4658$	2.48	0.80	4.28	0.34	0.08
	Spiral	-0.01128	0.0112	1	∞	61.43	0
	Dutch-Roll	$-0.6095 \pm j2.5397$	2.61	0.23	2.47	1.13	0.45
	Roll	-3.8387	3.83	1	∞	0.18	0




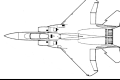
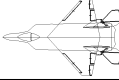
Tablo 6'da verilen ve Level 1 özellikler taşıyan özdeğerlerin elde edilmesi için tasarlanan basit kontrolcülerin kazançları ise aşağıdaki maddelerde verilmiştir.

- Uçuş 1: $K_u \approx 0$, $K_\alpha = -0.4529$, $K_q = -0.1705$, $K_\theta = 0.0349$, $K_p = 0.6467$, $K_r = -0.1532$.
- Uçuş 2: $K_u \approx 0$, $K_\alpha = -0.4830$, $K_q = -0.1450$, $K_\theta = 0.1075$, $K_p = 0.2073$, $K_r = -0.1338$.

Kararlılık ve Kontrol Türevleri Veri Tabanı

Son olarak, aerodinamik kararlılık ve kontrol türevleri beş nesil jet motorlu savaş uçakları için düz uçuş koşullarında Tablo 7’de topluca sunulmuştur. Önceki nesillerin veri tabanı Blakelock [Blakelock, 1991] ve Roskam’dan [Roskam, 2001] alınmıştır. Bu karşılaştırma, kavramsal tasarımına yeni başlanan uçakların mevcut uçaklarla kıyaslanması ve fikir edinilmesi bakımında da ayrıca önemli olmaktadır, zira her uçak projesinde piyasada bulunan uçaklar incelenir ve kendilerinden feyzalınır. Tablo 7’deki bilgiler ile beşinci nesil özelinde kavramsal bir veri tabanı oluşturulmuş olup araştırmacıların dikkatine sunulmuştur. Bu çalışmanın diğer bir önemi de, beşinci nesil özellikleri taşıyan (dış tasarım, RSK, dinamik davranış, ağırlık, atalet, vb.) bir savaş uçağı için ilk defa sunulmuş olmasıdır.

Tablo 7: Beş Nesil Savaş Uçaklarının Aerodinamik Kararlılık ve Kontrol Türevleri

Veri ↓	Birim ↓	F-94	F-104	F-4	F-15	ATF
Nesil →		1	2	3	4	5
Görsel (ölçeksiz)						
Kaynak →		Blakelock	Roskam	Roskam	Blakelock	Kırkar
h	ft	15,000	55,000	35,000	40,000	10,000
M	-	0.56	1.8	0.9	0.8	0.6
W	lb	13,614	16,300	39,000	35,900	59,360
I_{xx}	slug-ft ²	11,029	3600	25,000	25,500	90,970
I_{yy}	slug-ft ²	26,543	59,000	122,200	166,600	245,600
I_{zz}	slug-ft ²	36,801	60,000	139,800	187,000	341,225
I_{xz}	slug-ft ²	-200	0	2200	-1000	-1670
α	deg	-	2	2.6	-	2.7
CG	% MAC	26.1	7.0	29.0	26.1	22.5
C_L	-	0.219	0.191	0.26	0.335	0.20
C_D	-	0.018	0.0553	0.03	0.06	0.021
$C_{L\alpha}$	1/rad	5.27	2.005	3.72	4.17	3.70
$C_{D\alpha}$	1/rad	0.0644	0.384	0.3	0.764	0.172
$C_{L\dot{\alpha}}$	1/rad	-	0.82	0.86	-	1.43
C_{Lq}	1/rad	-	1.90	1.80	-	3.25
$C_{m\alpha}$	1/rad	-0.44	-1.308	-0.4	-0.37	0.11
$C_{m\dot{\alpha}}$	1/rad	-4.29	-2.05	-1.30	0	-1.37
C_{mq}	1/rad	-8.51	-4.83	-2.70	-4.28	-2.01
$C_{L\delta_e}$	1/rad	0.43	0.523	0.40	0.365	0.49
$C_{m\delta_e}$	1/rad	-0.934	-1.31	-0.58	-0.46	-0.48
$C_{l\beta}$	1/rad	-0.0654	-0.093	-0.08	-0.14	-0.062
C_{lp}	1/rad	-0.39	-0.272	-0.24	-0.27	-0.24
C_{lr}	1/rad	0.065	0.154	0.07	0.088	0.058
$C_{y\beta}$	1/rad	-0.546	-1.045	-0.68	-0.96	-1.084
C_{yp}	1/rad	-	0	0	0.11	0.038
C_{yr}	1/rad	0.287	0	0	0.30	0.35
$C_{n\beta}$	1/rad	0.106	0.242	0.125	0.14	0.11
C_{np}	1/rad	-0.0077	-0.093	-0.036	-0.035	-0.0006
C_{nr}	1/rad	-0.134	-0.649	-0.27	-0.30	-0.17
$C_{l\delta_a}$	1/rad	-0.114	0.0173	0.042	0.045	0.025
$C_{l\delta_r}$	1/rad	0.0057	0.0079	0.006	0.003	0.019
$C_{y\delta_a}$	1/rad	-	0	-0.016	0	0.016
$C_{y\delta_r}$	1/rad	0.149	0.087	0.095	0.2	0.23
$C_{n\delta_a}$	1/rad	0.0069	0.0025	-0.001	0.012	-0.0008
$C_{n\delta_r}$	1/rad	-0.069	-0.0435	-0.066	-0.093	-0.096

SONUÇ

Bu çalışmamızda kavramsal uçak tasarımı sürecinden ve literatürdeki yazılımlardan bahsedip savaş uçakları özelinde geliştirmiş olduğumuz yazılım paketini özetledik ve ilk sonuçlarımızı kısaca sunduk. Yazarın Millî Muharip Uçak projesinde çalışırken bu tarz bir programın eksikliğini hissetmesi sebebiyle geliştirdiği yazılım paketinden aldığımız sonuçlar ilk kez paylaşılmaktadır. Bir uçağın beşinci nesil sayılabilmesi için birçok özelliği yapısında taşıması gerekmektedir. Uçuş mekaniği anlamında değerlendirildiğinde, bu özelliklerden biri de statik kararlılığın rahatlatılması ve uçağın uzunlamasına eksende kararsız (unstable) hâle getirilmesidir. Bununla amaçlanan, transonik ve supersonik bölgede daha düşük sürüklenme katsayısı ve daha yüksek manevra performansdır. NASA'nın ücretsiz yazılımı OpenVSP ve Dijital DATCOM kullanılarak böyle bir çalışmanın başlatılabileceğini göstermiş olduk. MATLAB ortamında geliştirilen yazılım paketi ile uçuş mekaniği analizlerinin yapılması ve sadece geometri bilgisi mevcut olan uçağın analizlerinin kontrol aşamasına kadar götürülebileceği, böylece kavramsal tasarım aşamasının yorucu ve uzun olmaktan çıkarılıp kısa sürede fikir edinilebilecek bir aşamaya getirilmesi amaçlanmıştır. ADA paketinde bulunan modüller ile, geometri bilgisinden yola çıkılarak istatistiksel yöntemlerle parça ağırlık hesapları yapılabilir, Dijital DATCOM ile aerodinamik kararlılık ve kontrol türevleri elde edilebilir, seçilen uçuş koşulu için gereken analizler yapılarak trim durumundaki yüzey bükümleri hesaplanabilir, uzunlamasına ve yanal eksen dinamikleri ise lineer modelden üretilmek suretiyle tasarımın dinamik kararlılık anlamında hangi noktada olduğu, tasarımın hangi noktalarda iyileştirmeye ihtiyacı olduğu hakkında ilk değerlendirmeler yapılabilir. Unutulmamalı ki, ADA paketinin kullanımı kavramsal ve orta faz tasarım süreçleriyle kısıtlı olacaktır. Proje, HAD ve rüzgar tüneli analizleri ile tam bir aerodinamik veri tabanı elde ettiğinde, daha ileri yöntemler kullanılacaktır. Yine de, tasarımdaki bir parametre değiştiğinde, genel anlamdaki değişimi hızlıca elde etmek amacıyla, ADA paketi kullanıma her zaman hazır olacaktır. Örneğin, yatay kuyruk alanının %10 küçülmesi durumunda, C_{m_q} türevindeki değişimi ölçmek için HAD ve rüzgar tüneli süreçleri beklenmeden ADA ile ilk sonuçlar çıkarılabilir. Bu anlamda düşünüldüğünde, tam bir uçuş mekaniği analizinin 10 saniyenin altında tamamlanabilmesiyle birlikte, ADA paketi, tasarımcıların her daim ihtiyaç duyabileceği bir program olarak düşünülmektedir. Kullanım kolaylığı ve kullanıcı arayüzleri ile birlikte, kavramsal uçak tasarımına uygun, ideale çok yakın sonuçlar veren bir tasarım ve analiz paketi bu düşüncelerle tasarlanmıştır. ADA paketi kullanılarak yapılan analizler sonucunda, tasarımın beşinci nesil gibi davranan sonuçlar verdiği görülmüştür. Beş nesil jet motorlu savaş uçaklarının aerodinamik kararlılık ve kontrol türevleri veri tabanı oluşturularak da literatüre katkıda bulunulmuştur.

Kaynaklar

- Anderson, J. D., 1999. *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill.
- Anton, N., Botez, R. M. ve Popescu, D., 2011. *Stability derivatives for a delta-wing X-31 aircraft validated using wind tunnel test data*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 225(4):403-416. <https://doi.org/10.1243/09544100JAERO799>
- Aronstein, D. C., Hirschberg, M. J. ve Piccirillo, A. C., 1998. *Advanced Tactical Fighter to F-22 Raptor: Origins of the 21st Century Air Dominance Fighter*, AIAA. <https://doi.org/10.2514/4.867910>
- Blake, W. B., 1985. *Prediction of Fighter Aircraft Dynamic Derivatives Using Digital Datcom*, AIAA 3rd Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, 14-16 Ekim. <https://doi.org/10.2514/6.1985-4070>
- Blakelock, J. H., 1991. *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, Wiley.

- Bradshaw, A., Davis, A. T. ve Woodhead, M. A., 1985. *Digital Flight Control of Longitudinally Unstable Aircraft*, AIAA 1985-3088, AIAA/AHS/ASEE Aircraft Design Systems and Operations Meeting, Colorado Springs, CO, 14-16 Ekim.
- Coleman, G. J. Jr., 2007. *A Generic Stability and Control Tool for Flight Vehicle Conceptual Design: AeroMech Software Development*, Master's Thesis, Mechanical and Aerospace Eng. Dept., The University of Texas at Arlington, Arlington, TX.
- Cook, M. V., 2007. *Flight Dynamics Principles*, 2nd ed., Elsevier.
- Corke, T. C., 2002. *Design of Aircraft*, Pearson.
- Çakın, U., 2018. *Conceptual Design of A Stealth Unmanned Combat Aerial Vehicle With Multidisciplinary Design Optimization*, Master's Thesis, Aerospace Eng., METU, Ankara.
- Droste, C. S. ve Walker, J. E., 1985. *A Case Study on the F-16 Fly-By-Wire Flight Control System*, AIAA.
- Giannelis, N. F., Bykerk, T. ve Vio, G. A., 2023. *A Generic Model for Benchmark Aerodynamic Analysis of Fifth-Generation High-Performance Aircraft*, Aerospace, 10(9): 746. <https://doi.org/10.3390/aerospace10090746>
- McLean, D., 1990. *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall International.
- Mohammed, J., 2008. *datcom3d*, <https://github.com/robojafar/datcom3d> adresinden 10 Temmuz 2022'de alınmıştır.
- Nguyen, L. T. ve Foster, J. V., 1990. *Development of a Preliminary High-Angle-of-Attack Nose-Down Pitch Control Requirement for High-Performance Aircraft*, Technical Memorandum, NASA TM-101684, NASA Langley Research Center, Hampton, VA.
- Pamadi, B., 2004. *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*, 2nd ed., AIAA.
- Prameswari, C., 2017. *Simulation Model Development of a Subscale Fighter Demonstrator: Aerodynamic Database Generation and Propulsion Modeling*, Master's Thesis, Division of Fluid and Mechatronics, Linköping University, Linköping.
- Raymer, D., 1996. *Next Generation Attack Fighter: Design Tradeoffs and Notional Design Concepts*, RAND Corporation, MR-595-AF.
- Raymer, D., 2018. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 6th ed., AIAA.
- Roskam, J., 1997. *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*, DARcorp.
- Roskam, J., 2001. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part I*, DARcorp.
- Segui, M., 2018. *Mesure de l'impact de la technologie d'aile déformable sur les performances en croisière de l'avion d'affaire Cessna Citation X*, Master's Thesis, Aerospace, ETS, Montréal.
- Siddiqui, W., Naseer, H., Zahid, S. M., Maqsood, A., Salamat, S. ve Riaz, R., 2021. *Computational Aerodynamics Study of Competing Conceptual Designs for Advanced Tactical Fighter Aircraft*, Journal of Aerospace Technology and Management, 13(3). <https://doi.org/10.1590/jatm.v13.1214>
- Tyan, M., Kim, M., Pham, V., Choi, C. K., Nguyen, T. L. ve Lee, J.-W., 2018. *Development of Advanced Aerodynamic Data Fusion Techniques for Flight Simulation Database Construction*, AIAA 2018-3581. 2018 Modeling and Simulation Technologies Conference, Atlanta, 25-29 Haz. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3581>