

AGARD 445.6 KANADININ ÇOK DİSİPLİNLİ ENİYİLENMESİ

Ahmet Serkan ALTINOK¹
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Türk Hava Kurumu Üniversitesi
Ankara

Erdem ACAR²
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Ankara

ÖZET

Ağırlık ve aerodinamik özellikler hava araçlarının performansında en etkili kriterlerdendir. Uçaklarda, uçuş sırasında yük altındaki kanatlar esneyerek beklenenden farklı performans sergileyebilir. Bu yüzden aerodinamik ve yapısal tasarımlar performans olarak etkileşim halindedir. Performansları birbirini etkileyen sistemlerin eniyilemesi çok disiplinli olarak yapılmalıdır. Kanadın uçuş sırasındaki performansı aeroelastik analizlerle modellenenabilir. Bu çalışmada AGARD 445.6 kanadının ANSYS paket yazılımı kullanılarak statik aeroelastik (Aerostatik) analizleri yapılmıştır. Kanat geometrisinin çok disiplinli ve çok amaçlı eniyilemesi yapılmıştır. Amaç fonksiyonlar kanat ağırlığı ve taşıma kuvveti ile sürüklenme kuvvetinin oranı (L/D) olarak seçilerek, tek ve çok disiplinli eniyileme sonuçları karşılaştırılmıştır. LHS örnekleme yöntemi kullanılarak veri noktaları oluşturulmuş, ardından yanıt yüzey modeli oluşturulup çok amaçlı genetik algoritmayla (MOGA) eniyileme yapılmıştır.

GİRİŞ

Uçak kanatlarında aerodinamik yükler ve yapısal deformasyonlar birbiriyle etkileşim halindedirler. Uçuş sırasında kanatta oluşan aerodinamik yükler kanadın esnemesine sebep olur. Deforme olmuş kanadın aerodinamik performansı değişir. Kanadı direngenleştirerek deformasyonlar azaltılabilir, ancak bu da ağırlık dezavantajı oluşturur. İki disiplinin tasarım isterleri birbirine etki ettiği için tek disiplinli bir eniyileme çalışması arzu edilen optimal tasarımı vermeyebilir. Kanat tasarımı çok disiplinli olarak düşünülmesi gereken bir problemdir.

Geleneksel yaklaşıma göre Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri deforme olmamış kanat üzerine yapılır, ancak uçuş şartlarında kanat üzerine binen yükler kayda değer bir deformasyona sebep olmaktadır. Bu yüzden HAD analizlerini tek başına kullanmak özellikle deformasyonun daha fazla olduğu yüksek açıklık oranlı kanatlarda yanlış sonuçlara sebep olabilmektedir. Kanadın uçuş sırasındaki performansını modellemek için Sonlu Elemanlar Analizi (SEA) ile HAD analizleri birleştirilerek aeroelastik analiz yapılabilir.

Bu çalışmada AGARD 445.6 kanadının çok disiplinli eniyilemesi yapılmıştır. Çözüm sırasında yapısal ve aerodinamik çözümleri arasında çift yönlü veri aktarımı yapılarak kanadın aerostatik analizi yapılmıştır. Hazırlanan model, [Cai, Liu ve Tsai, 2001] çalışmasıyla doğrulanmıştır. Kanat tasarım parametrelerinin performansla olan etkilerini ölçmek için bir yanıt yüzeyi oluşturulmuştur. Oluşturulan yüzey kullanılarak kanadın çok amaçlı eniyilemesi yapılmıştır.

¹ Yüksek Lisans Öğr, Makine Müh. Böl. TOBB ETÜ, E-posta: aaltinok@etu.edu.tr

²Prof., Makine Müh. Böl., E-posta: acar@etu.edu.tr

YÖNTEM

AGARD Paneli, 1960'larda ortaya çıkan transonik zamana bağlı aerodinamik kodlarının geliştirilmesi ve doğrulanması amacıyla 7 adet 2-boyutlu ve 5 adet 3-boyutlu kanat konfigürasyonu seçip, bu konfigürasyonların rüzgâr tüneli testlerini gerçekleştirmiştir. AGARD 445.6 kanadı (Tablo 1) bu seçilen kanatlardan birisidir [Yates, 1987] ve ilk kez 1963 yılında ses altı çirpınma ve transonik çirpınma için incelenmiştir. 0.34 – 1.14 Mach aralığında testler yapılmıştır. İlerleyen yıllarda statik aeroelastik analizlerde de referans olarak kullanılmaya başlanmıştır.

Bu çalışmada, Cai, Liu ve Tsai tarafından 2001 yılında gerçekleştirilen çalışma referans olarak alınmıştır ve sınır koşulları 0.85 Mach ve 5° hücum açısı olarak belirlenmiştir [Cai, Liu ve Tsai, 2001]. Aerostatik çözümleme için rüzgâr tüneli test verisi yoktur. 2005 yılında yapılan çalışmada, dinamik basınç $q_{\infty} = 64.2 \text{ lbf/ft}^2$ olarak alınmıştır [Bülent, Akgün ve Tuncer, 2005]. Yapılan analiz maksimum deformasyon ve yüzey basınç dağılımı eşyükselti eğrileri kullanılarak doğrulanmıştır.

Doğrulama çalışmasına kanadın 3 boyutlu modellenmesi ile başlanmıştır. Kanadın geometrik özellikleri Tablo 1'de, malzeme özellikleri Tablo 2'de verilmiştir. Geometrik modellemenin ardından SEA modeli oluşturulmuştur. SEA modeline çözüm ağı oluşturularak başlanmıştır. Oluşturulan çözüm ağı 20691 eleman içermektedir. Çözüm ağı Şekil 1'de verilmiştir.

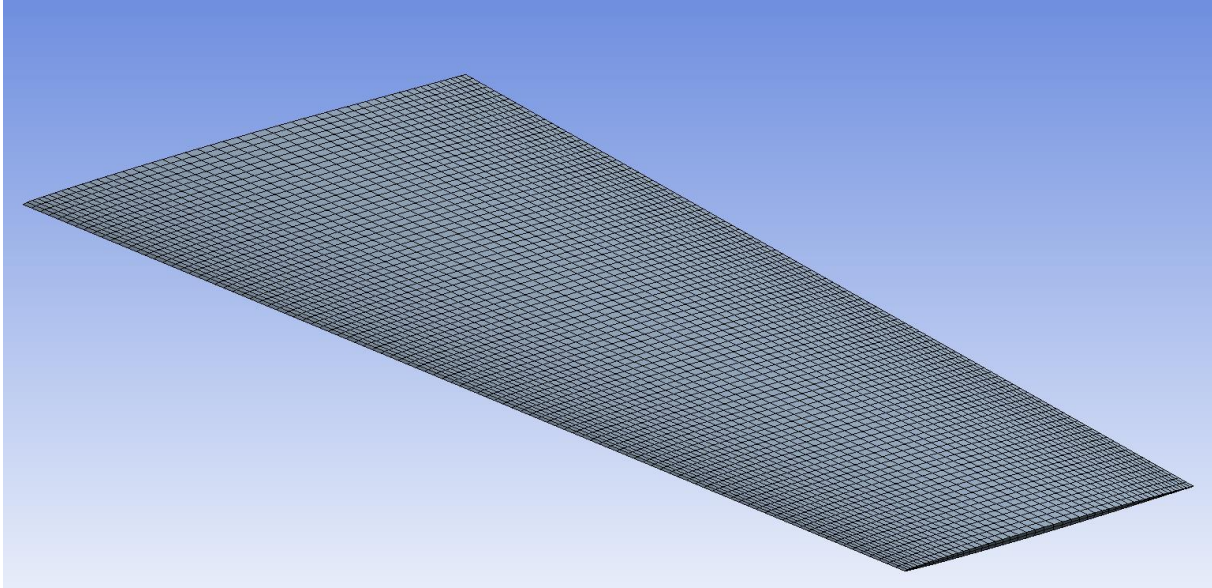
Tablo 1: AGARD 445.6 Kanadının Geometrik Özellikleri

Çeyrek Veter Ok Açısı	45°
Açıklık Oranı	1.65
Sivrilme Oranı	0.66
Kanat Profili	NACA 65A004
Kök Veter Uzunluğu	0.559 m
Uç Veter Uzunluğu	0.356 m
Kanat Açıklığı	0.762 m

Tablo 2: AGARD 445.6 Kanadının Yapısal Özellikleri

Malzeme	Maun Ağacı (İng. Laminated Mahogany)
Yoğunluk	381.93 kg/m^3
E_{11}	3671 MPa
E_{22}	240 MPa
E_{11}	401 MPa
ν_{12}	0.034
ν_{13}	0.326
ν_{23}	0.033
G_{12}	321 MPa
G_{13}	136 MPa
G_{23}	409 MPa

Şekil 3: Kanat Yapısal Çözüm Ağı



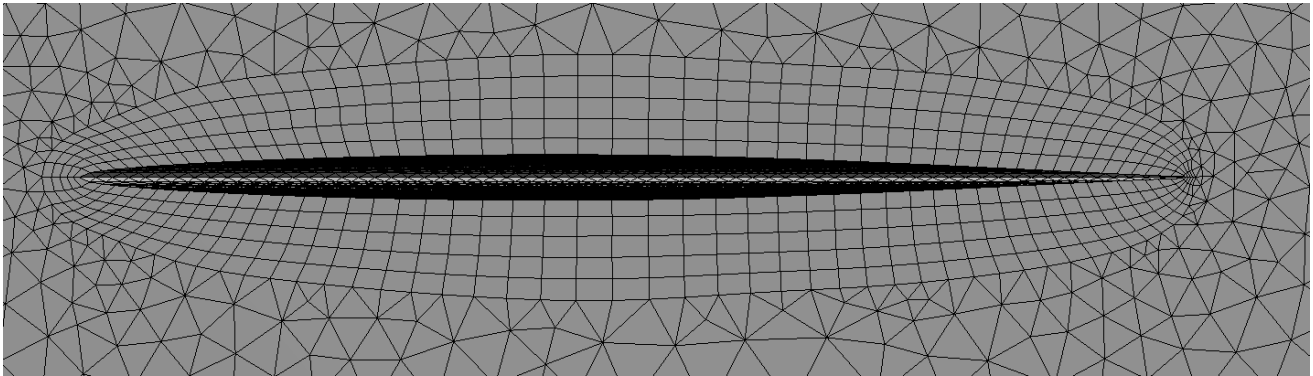
Şekil 1: AGARD 445.6 SEA Çözüm Ağı

SEA modelinde sınır şartı olarak kanat kök yüzeyi sabit destek olarak tanımlanmıştır. SEA modelinin doğrulaması [Yates, 1987] ile modal analiz sonuçları karşılaştırılarak yapılmıştır. Sonuçlar Tablo 3'te verilmiştir.

Tablo 3: Modal Analiz Sonuçları ve Hata Karşılaştırması

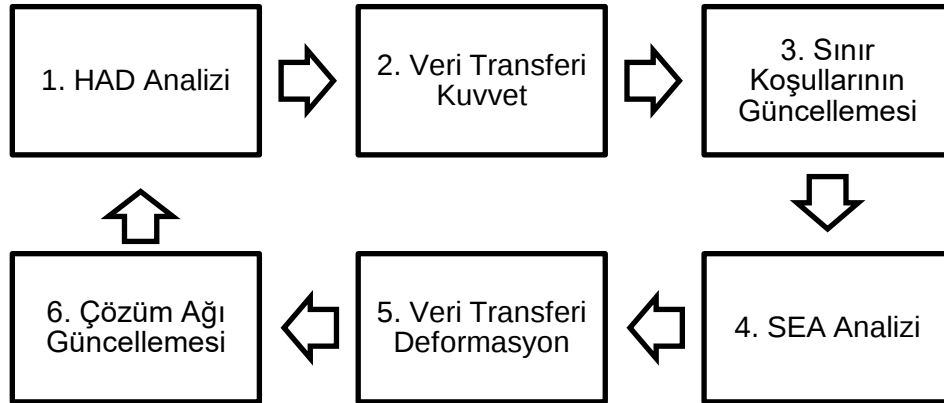
	Kütle (kg)	1. <i>Mod</i>	2. <i>Mod</i>	3. <i>Mod</i>	4. <i>Mod</i>
Test Modeli	1.77	9.70	38.00	51.00	96.50
Analiz Modeli	1.67	9.90	38.47	49.01	94.14
Hata Payı (%)	3.02	2.02	1.22	3.90	2.45

SEA modeli doğrulandıktan sonra HAD modellemesi yapılmıştır. HAD çözümü için Spalart – Allmaras modeli kullanılmıştır. Kanat çevresine 15 metre çapında yarım küre şeklinde bir kontrol hacmi oluşturulmuştur. Boyutsuz duvar mesafesi olan y^+ en fazla 220 olacak şekilde çözüm ağı oluşturulmuştur (Şekil 2). Dinamik çözüm ağı için yay modellemesi yapılmış, veri transferinden sonra negatif hücre hacmi oluşmasını önlemek için sınır tabaka çözüm ağı kanatla beraber hareket ettirilmiştir.

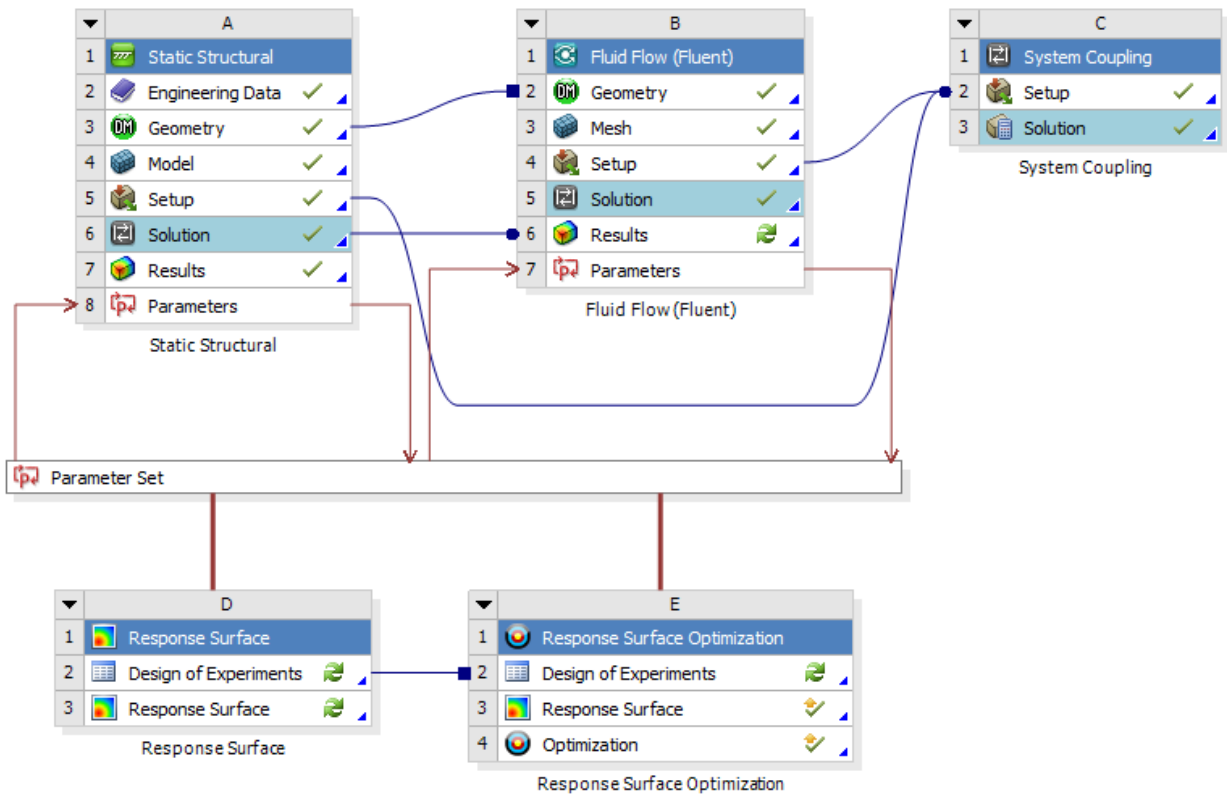


Şekil 2: Kanat Çevresinde HAD Çözüm Ağı

SEA ve HAD modellemeleri yapıldıktan sonra Aeroelastik analiz için modeller bağlanmıştır. Çözüm için akış şeması Şekil 3'te verilmiştir. Bağlanmış çözücülerin ANSYS üzerindeki akış şeması Şekil 4'te verilmiştir.



Şekil 3: Aerostatik Analiz Akış Şeması



Şekil 4: ANSYS Akış Şeması

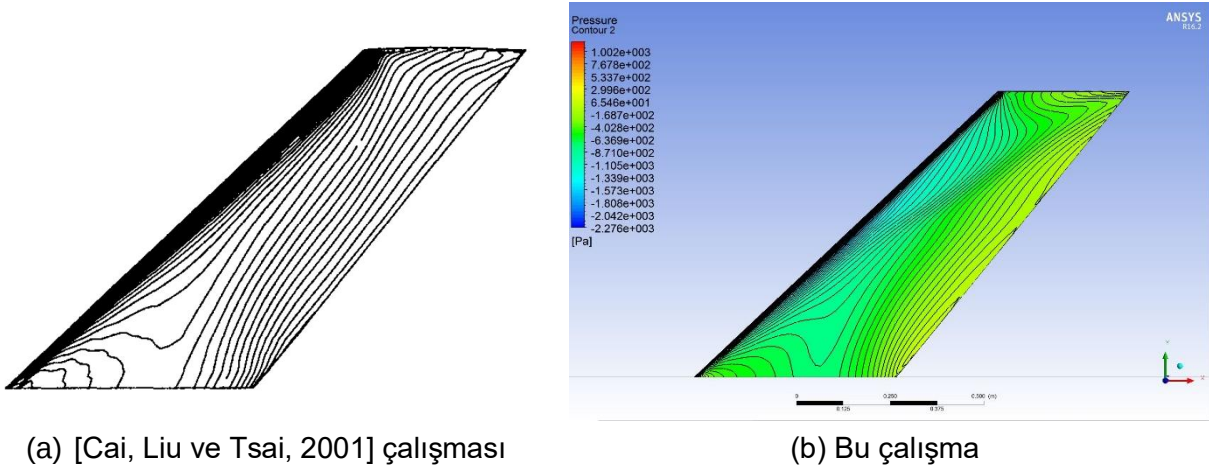
1. HAD analizi yapılarak kanat çözüm ağında basınç değerleri hesaplanır.
2. Hesaplanan basınç değerleri çözüm ağındaki hücrelerin alanlarıyla çarpılarak kuvvete çevrilir ve SEA çözücüsüne gönderilir.
3. Alınan kuvvet değerleri SEA çözüm ağına sınır koşulu olarak eklenir.
4. SEA analizi yapılarak kanat çözüm ağındaki deformasyon hesaplanır.
5. Hesaplanan deformasyon değerleri HAD çözücüsüne gönderilir.
6. Alınan deformasyon değerleri kullanılarak HAD çözüm ağı deforme edilir.

Akış şeması aerostatik analizin bir iterasyonunu göstermektedir. Her çözüm için maksimum 10 aerostatik iterasyon yapılmıştır. Çözüm ağıının bozulmaması ve çözümün ırsamaması için ilk 3 iterasyonda veri transferi doğrusal olarak artırılmıştır. 3. iterasyondan itibaren hesaplanan kuvvet ve deformasyonun tamamı aktarılarak normal çözüm yapılmıştır.

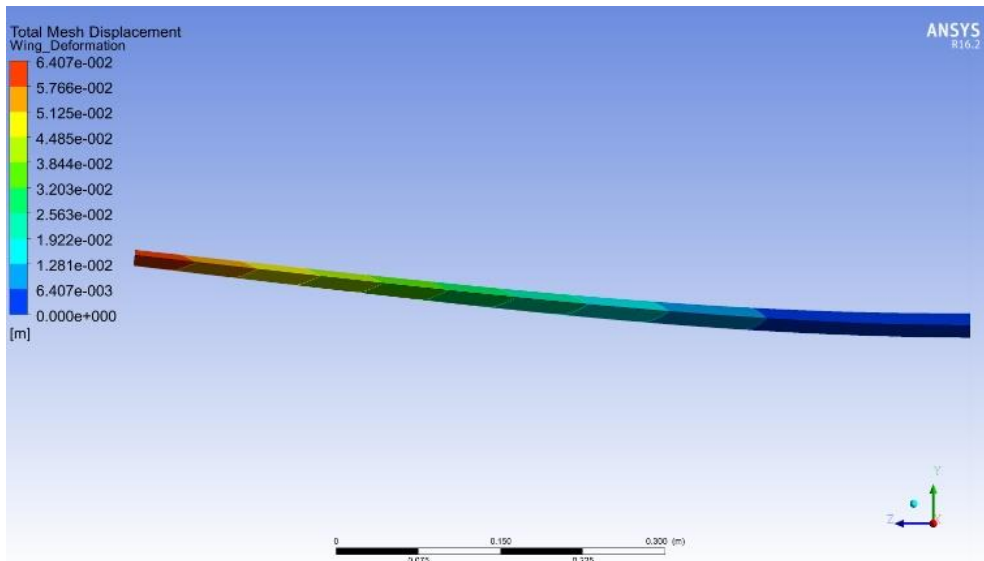
Aerostatik çözüm sonuçları [Cai, Liu ve Tsai, 2001] çalışmasıyla karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Doğrulama için kanat yüzeyindeki basınç dağılımı ve maksimum deformasyon sonuçları kullanılmıştır (Tablo 4, Şekil 5).

Tablo 4: Maksimum deformasyon sonuçları

Çalışmalar	Maksimum Deformasyon (mm)
[Cai, Liu ve Tsai, 2001]	67.3
Aerostatik analiz sonucu	64.1



Şekil 5: Kanat Üst Yüzeyindeki Basınç Dağılımının [Cai, Liu ve Tsai, 2001] Çalışmasındaki Basınç Dağılımıyla Karşılaştırılması



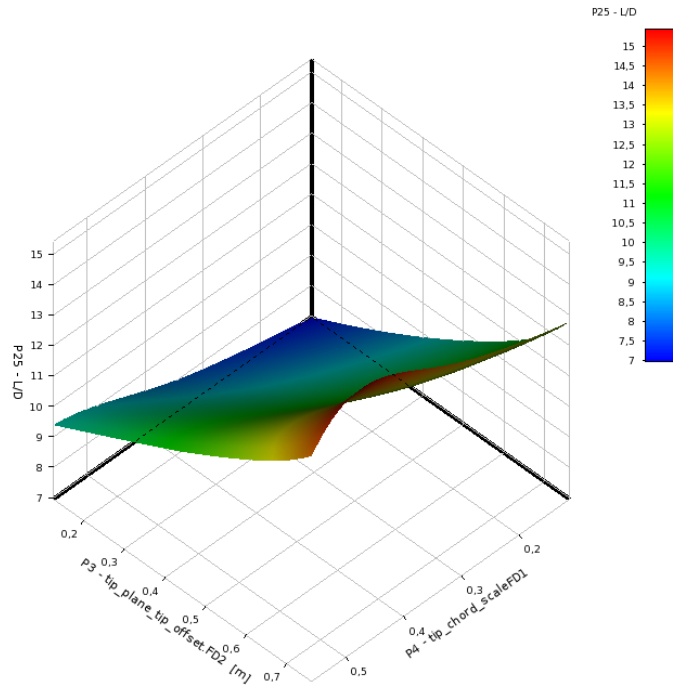
Şekil 6: AGARD 445.6 Kanadının Deformasyonu

UYGULAMALAR

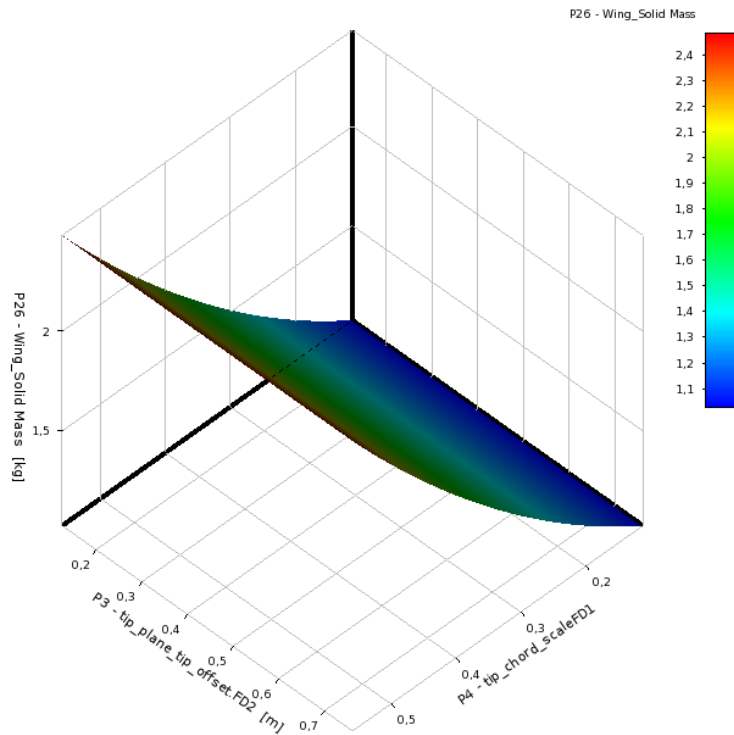
Yukarıda bahsi geçen doğrulama çalışmaları tamamlandıktan sonra, kanadın geometrik değerleri parametrik olarak tanımlanmış ve Latin Hiperküp Örnekleme (*Latin Hypercube Sampling, LHS*) yöntemiyle 25 adet veri noktası oluşturulmuştur. Ardından, oluşturulan veri noktalarında aerostatik analiz yapılmış ve elde edilen sonuçlar kullanılarak L/D , W_{kanat} ve δ_{maks} için yanıt yüzey modelleri oluşturulmuştur. Yanıt yüzey için oluşturulan veri noktaları Tablo 5'te verilmiştir. Oluşturulan yanıt yüzey modelleri Şekil 7,8 ve 9'da gösterilmiştir.

Tablo 5: LHS için kullanılan veri noktaları

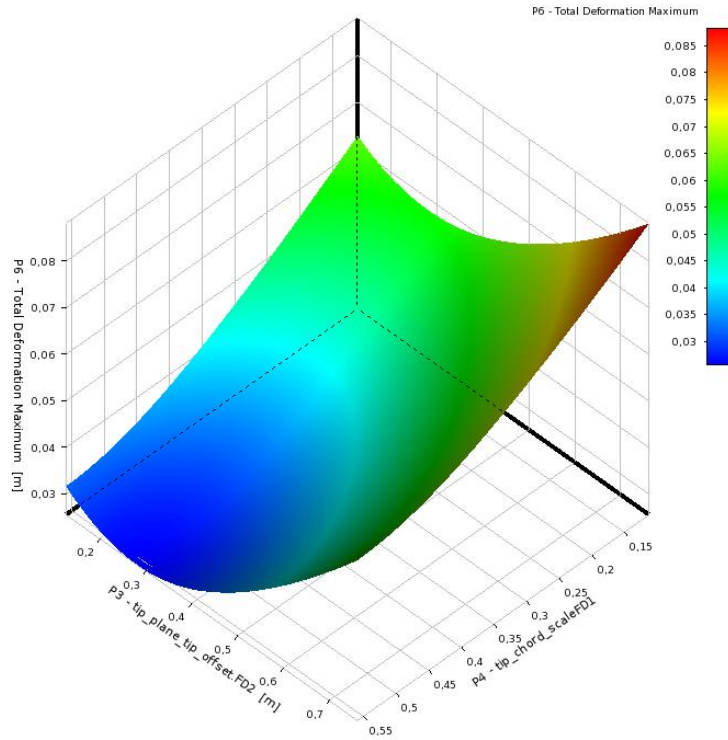
Veri Noktası	Ok açısı (°)	Sivrilme Oranı	Maks. Deformasyon (mm)	L/D	Ağırlık (kg)
1	30,22	0,54	43,29	9,99	1,51
2	36,00	0,76	48,40	12,11	1,93
3	10,30	0,60	41,47	7,95	1,62
4	33,00	0,95	36,53	11,95	2,36
5	13,96	0,34	52,61	7,76	1,21
6	43,53	0,70	59,36	13,99	1,80
7	31,63	0,79	35,93	11,51	2,00
8	42,51	0,41	78,94	12,70	1,30
9	22,56	0,82	28,38	10,46	2,07
10	19,23	0,38	48,52	8,56	1,25
11	25,75	0,28	57,15	8,46	1,12
12	17,50	0,92	22,74	9,88	2,29
13	28,77	0,89	31,28	11,22	2,21
14	36,85	0,50	52,09	10,96	1,45
15	24,18	0,98	27,48	10,87	2,44
16	40,35	0,47	62,91	11,91	1,40
17	39,23	0,44	60,01	11,44	1,35
18	34,32	0,63	44,36	11,12	1,68
19	15,75	0,25	56,45	7,64	1,08
20	12,14	0,73	34,26	8,66	1,87
22	41,45	0,86	49,82	13,76	2,14
23	44,52	0,57	68,84	13,97	1,56
24	20,91	0,31	48,45	8,56	1,16
25	38,06	0,22	68,00	10,51	1,04



Şekil 7: L/D ve tasarım değişkenleri yanıt yüzeyi



Şekil 8: W_{kanat} ve tasarım değişkenleri yanıt yüzeyi



Şekil 9: δ_{maks} ve tasarım değişkenleri yanıt yüzeyi

Yanıt yüzeyi oluşturulduktan sonra 9 farklı noktada doğruluğu analiz sonuçları ile karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Test noktaları ve LHS için kullanılan veri noktalarında verilerin ortalama değerleri (M), hesaplanan hataların ortalama kare kökü ($RSME$) ve ortalama mutlak hata (MAE) değerleri Tablo 6 ve Tablo 7’de verilmiştir. Aerodinamik parametrelerin karşılaştırması Tablo 8’de, δ_{maks} değerlerinin karşılaştırması Tablo 9’da verilmiştir.

Tablo 6: Veri noktaları için M , $RSME$ ve MAE değerleri

	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	δ_{maks}
M	43,35	385,55	55,30
$RSME$	0,94	12,32	0,03
MAE	0,68	9,52	0,00

Tablo 7: Test noktaları için M , $RSME$ ve MAE değerleri

	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	δ_{maks}
M	33,09	341,52	48,21
$RSME$	10,79	52,53	9,15
MAE	10,45	44,34	8,83

Tablo 8: Aerodinamik parametreler için yanıt yüzeyi ve analiz sonucu karşılaştırmaları

Test Noktası	$S (^{\circ})$	T	$Lift (N)$ Analiz	$Lift (N)$ Yanıt Yüzeyi	Hata (%)
1	43,64	0,44	305,68	310,55	-1,59
2	30,22	0,37	395,25	350,78	11,25
3	34,03	0,24	367,27	333,50	9,20
4	40,72	0,18	317,25	304,59	3,99
5	21,65	0,64	435,91	365,86	16,07
6	37,53	0,31	354,12	334,81	5,45
7	11,94	0,51	431,45	350,12	18,85
8	16,92	0,57	445,35	358,49	19,50
9	26,09	0,70	417,73	372,02	10,94
Test Noktası	$S (^{\circ})$	T	$Drag (N)$ Analiz	$Drag (N)$ Yanıt Yüzeyi	Hata (%)
1	43,64	0,44	29,55	22,81	-29,54
2	30,22	0,37	45,42	34,98	-29,86
3	34,03	0,24	42,66	32,87	-29,80
4	40,72	0,18	33,95	26,91	-26,14
5	21,65	0,64	48,82	35,45	-37,70
6	37,53	0,31	38,08	30,34	-25,53
7	11,94	0,51	54,05	41,04	-31,72
8	16,92	0,57	52,68	38,04	-38,48
9	26,09	0,70	44,93	33,69	-33,36

Tablo 9: δ_{maks} Değerleri için yanıt yüzey ve analiz sonucu karşılaştırmaları

Test Noktası	$S (^{\circ})$	T	$\delta_{maks}(mm)$ Analiz	$\delta_{maks}(mm)$ Yanıt Yüzeyi	Hata (%)
1	43,64	0,44	61,15	65,58	7,25
2	30,22	0,37	55,74	45,75	-17,92
3	34,03	0,24	70,85	59,23	-16,40
4	40,72	0,18	85,99	75,42	-12,29
5	21,65	0,64	37,80	27,16	-28,15

6	37,53	0,31	67,90	60,14	-11,43
7	11,94	0,51	42,31	36,09	-14,68
8	16,92	0,57	41,20	29,99	-27,21
9	26,09	0,70	34,72	27,64	-20,40

Aerostatik analiz doğrulandıktan sonra hem aerostatik hem de aerodinamik çözümler için aynı yöntemle yanıt yüzeyleri oluşturulmuştur. Oluşturulan yüzeyler kullanılarak iki çözüm metodu için de eniyileme çalışması yapılmıştır. Eniyileme için MOGA kullanılmıştır. Hedef fonksiyonlar L/D ve kanat ağırlığı olarak seçilmiştir. Aerostatik eniyileme çalışmasında aerodinamikten farklı olarak deformasyon kısıtı konulmuştur. MOGA için 200 adet başlangıç örnekleme ile başlanmış, her iterasyonda 200 tane yeni örneklem oluşturulmuştur. Toplam 100 iterasyon yapılmıştır. Eniyileme problemi aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

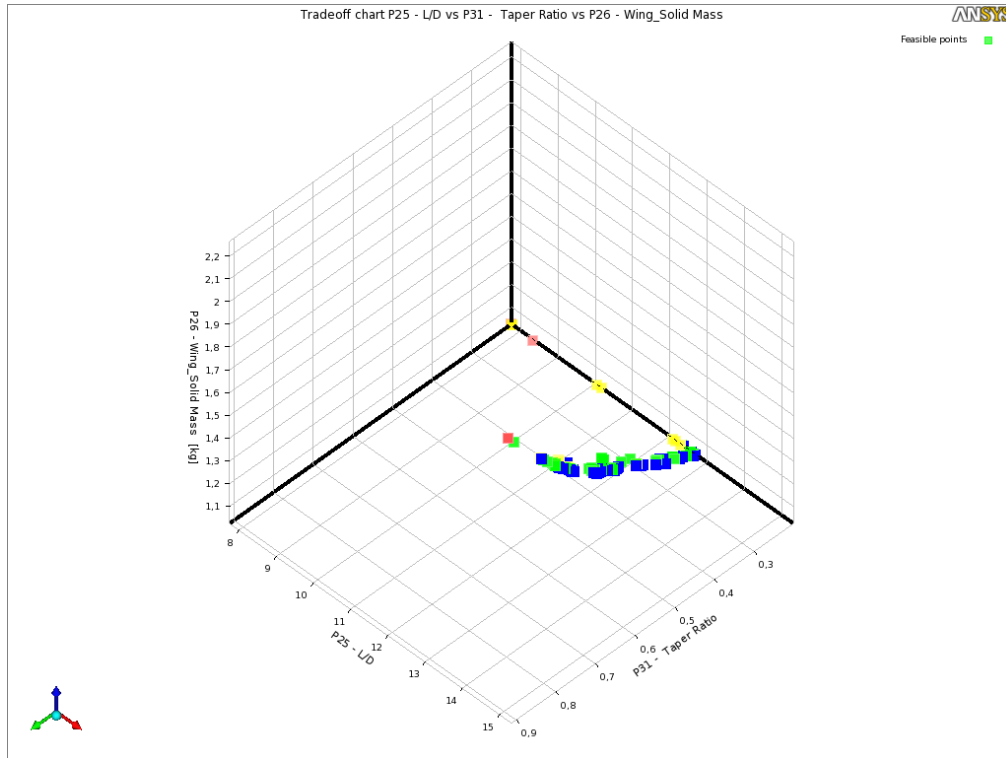
$$\text{Bul } \mathbf{x} = \{T, S\}$$

$$\text{Min } f_1 = \frac{L}{D}(\mathbf{x}), f_2 = W_{\text{kanat}}(\mathbf{x}) \quad (1)$$

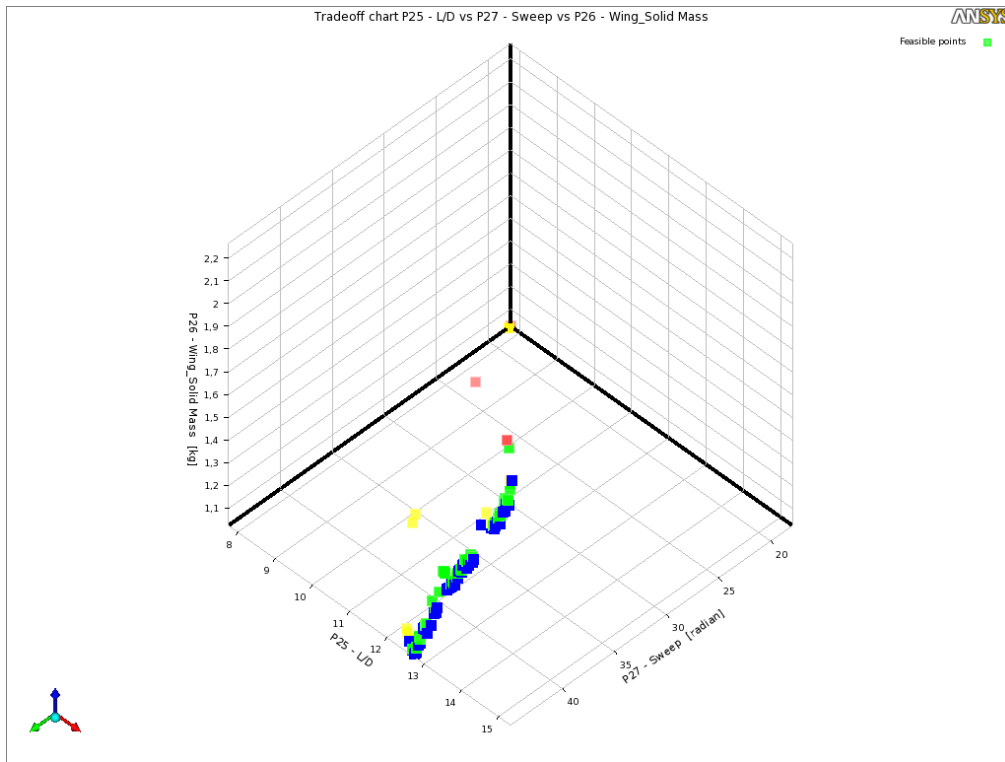
$$\text{Öyle ki } g(\mathbf{x}) = \delta_{\max} - 0.15b \leq 0 \quad (2)$$

$$0.15 \leq T \leq 0.73, 9^\circ \leq S \leq 45^\circ \quad (3)$$

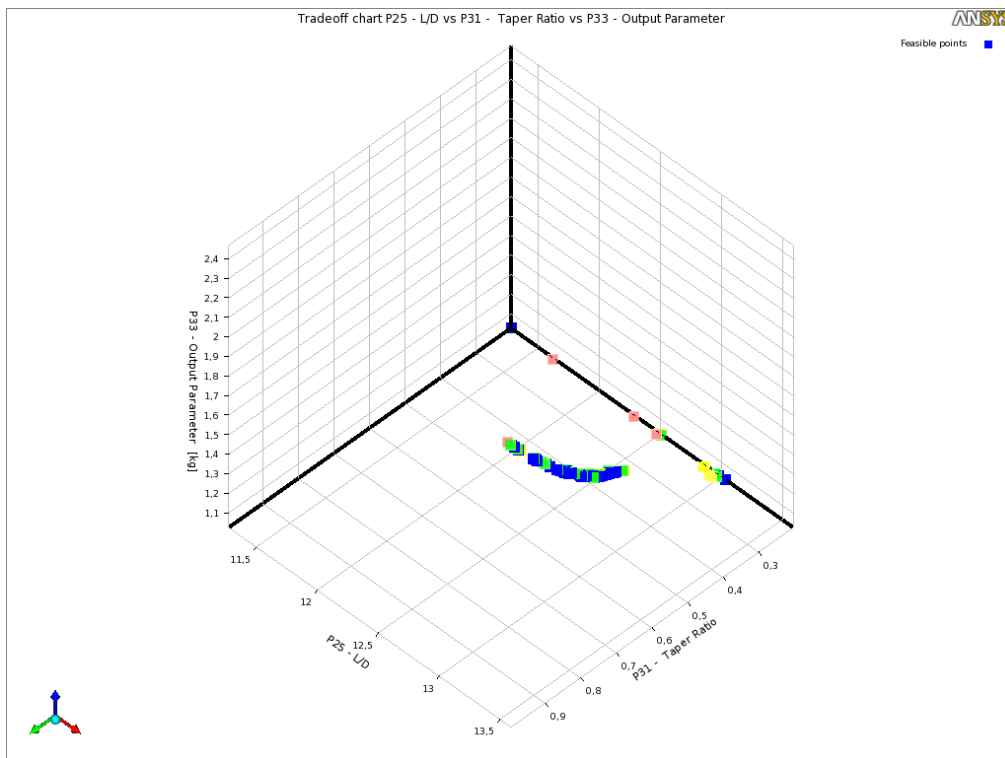
Burada $\delta_{\max}$ maksimum deformasyon, b kanat açıklığı, T sivrilme oranı, S ok açısıdır. Çok disiplinli MOGA sonuçları Şekil 10, 11 ve Tablo 10'da verilmiştir. Tek disiplinli MOGA sonuçları Şekil 12, 13 ve Tablo 11'de verilmiştir.



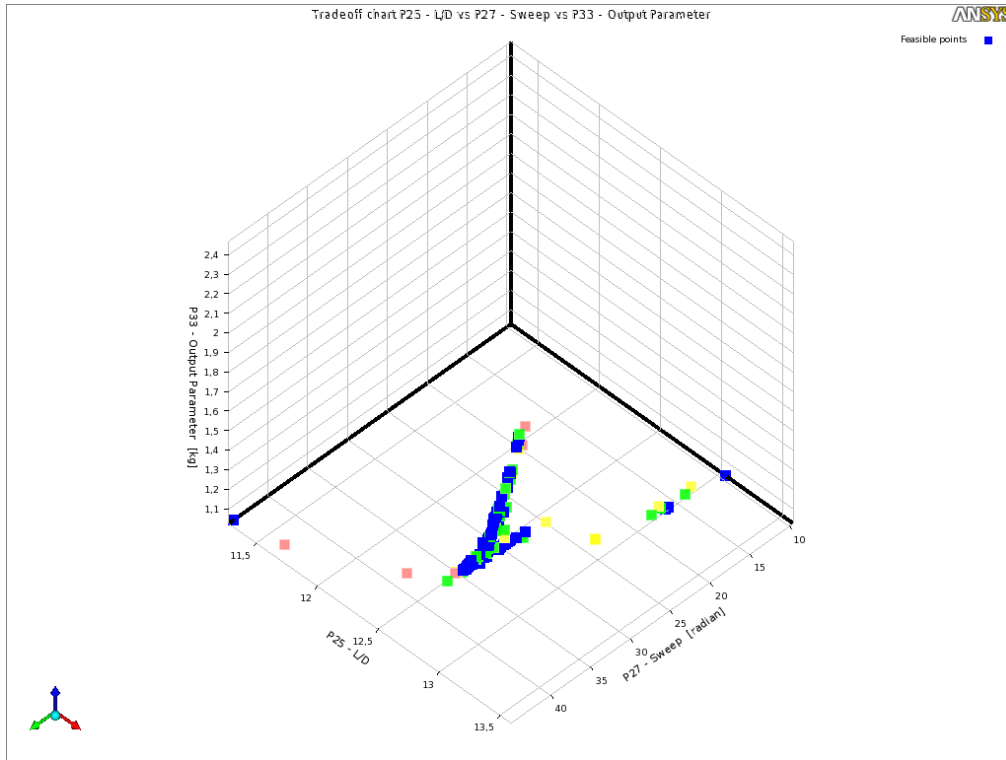
Şekil 10: Çok disiplinli eniyileme için W_{kanat} , L/D ve T pareto çizgisi



Şekil 11: Çok disiplinli eniyileme için W_{kanat} , L/D ve S pareto çizgisi



Şekil 12: Tek disiplinli eniyileme için W_{kanat} , L/D ve T pareto çizgisi

Şekil 13: Tek disiplinli eniyileme için W_{kanat} , L/D ve S pareto çizgisi

Tablo 10: Çok disiplinli MOGA için bulunan aday noktalar

Aday Nokta	S (°)	T	δ_{maks} (mm)	L/D	W_{kanat} (Kg)
1	44,82	0,15	87,44	12,71	1,03
2	44,90	0,23	82,14	13,07	1,16
3	44,33	0,32	74,52	13,22	1,35
4	44,67	0,35	73,81	13,53	1,40
5	44,67	0,35	73,81	13,53	1,40
6	44,67	0,35	73,81	13,53	1,40
7	44,67	0,35	73,75	13,54	1,41
8	44,74	0,36	73,52	13,61	1,42
9	44,79	0,36	73,33	13,67	1,43
10	44,77	0,36	73,04	13,68	1,44

Tablo 11: Tek disiplinli MOGA için bulunan aday noktalar

Aday Nokta	S (°)	T	L/D	W_{kanat} (Kg)
1	9,49	0,15	13,04	1,03
2	15,96	0,15	12,99	1,03
3	23,48	0,15	12,88	1,03
4	23,48	0,16	12,88	1,04
5	34,65	0,15	12,52	1,03
6	35,05	0,15	12,50	1,03
7	35,05	0,15	12,50	1,03
8	35,05	0,15	12,50	1,03
9	35,37	0,16	12,51	1,04
10	38,28	0,15	12,30	1,03

Sonuçlar incelendiğinde Çok disiplinli eniyileme sonuçlarının maksimum ok açısına yakınsadığı görülmektedir. Hesaplanan bütün aday noktalar maksimum ok açısı kısıtına yakın konumdadır. Sivrilme oranı ise sabit bir değere yakınsamamaktadır. Sivrilme oranı yükseldikçe kanat ağırlaşmakta, ancak L/D değeri de artmaktadır. Tek disiplinli eniyileme için hesaplanan aday noktalara bakıldığında bütün sonuçların minimum sivrilme oranına yakınsadığı görülmüştür. Tek disiplinli analizlerde çok disiplinliden farklı olarak düşük ok açılı kanatlar da benzer L/D değerleri verebilmektedir. Düşük ok açılı kanatlar daha hafif olduğu için aerodinamik eniyileme sonuçlarında düşük ve orta ok açılı aday tasarımlar gözlemlenmektedir.

Tablo 12’de aerostatik analizlerden elde edilen yanıt yüzeyi kullanılarak tek disiplinli optimizasyon için bulunan aday noktalardaki L/D değerleri hesaplanmış ve karşılaştırma yapılmıştır. Özellikle küçük ok açısı olan kanatlarda L/D değerlerinde büyük sapmalar olduğu gözlemlenmiştir.

Tablo 12: Aday noktalardaki aerostatik ve aerodinamik analiz L/D değerlerinin karşılaştırması

Aday Tasarımlar	1	2	3	4	5
S (°)	9,49	15,96	23,48	23,48	34,65
T	0,15	0,15	0,15	0,16	0,15
L/D (Aerodinamik)	13,04	12,99	12,88	12,88	12,52
L/D (Aerostatik)	6,98	7,57	8,37	8,39	9,9
Aday Tasarımlar	6	7	8	9	10
S (°)	35,05	35,05	35,05	35,37	38,28
T	0,15	0,15	0,15	0,16	0,15
L/D (Aerodinamik)	12,50	12,50	12,50	12,51	12,30
L/D (Aerostatik)	10,02	10,02	10,02	10,10	10,66

Tek disiplinli eniyileme çalışmasında kanat deformasyonu ve bununla beraber gelen ekstra sürüklenme kuvveti hesaba katılmadığı için eniyileme algoritması daha hafif olan minimum sivrilme oranına yakınsamıştır. Ancak çok disiplinli eniyileme sonuçlarında burada aslında bir ödünleşim olduğu görülmüştür. Düşük sivrilme oranlı kanatların daha çok deforme oldukları için daha yüksek sürüklenme kuvveti ürettikleri gözlenmiştir. Bu yüzden ağırlıktan kazanç sağlanırken, L/D değerinin düştüğü gözlemlenmiştir. Aradaki bir diğer fark da ok açısında ortaya çıkmıştır. Aerostatik analiz sonuçlarında ok açısı arttıkça L/D değerinde kayda değer bir artış olmuştur. Ancak aerodinamik analizlerde ok açısının artışının L/D ye etkisinin çok az olduğu gözlemlenmiştir.

SONUÇ

Bu çalışmada AGARD 445.6 kanadının tek ve çok disiplinli eniyilemesi yapılmıştır. Tek disiplinli eniyileme aerodinamik, çok disiplinli eniyileme aerostatik analizler kullanılarak yapılmıştır. Sivrilme oranı ve ok açısı tasarım değişkenleri olacak şekilde yanıt yüzey oluşturulmuş ve MOGA kullanarak eniyileme çalışması yapılmıştır. Aerodinamik ve aerostatik eniyileme sonuçlarının farklı sonuçlara yakınsadığı görülmüştür. Sonuçlarda kanat deformasyonunun aerodinamik parametrelere etkisi gösterilmiştir. Tek disiplinli eniyileme çalışmasında kanadın esnemez olduğu varsayıldığı için eniyileme sonucunda bulunan aday noktaların gerçek performansının beklenenden düşük olduğu görülmüştür. Eniyileme çalışmalarında performansı karşılıklı etkileşim içerisinde olan disiplinlerin birlikte değerlendirilmesi gerektiği görülmüştür.

İleriye Yönelik Çalışmalar

Bu çalışmada masif AGARD 445.6 kanadı kullanılmıştır. Bu yüzden eniyilemede yapısal herhangi bir tasarım parametresi yoktur. Gelecekte yapısal elemanlar içeren bir kanat yapısının eniyilemesi yapılacaktır. Bu sayede kanat yapısının ağırlığı, direngenliği ve aerodinamik performans arasındaki ilişki daha iyi gözlemlenebilecektir.

Kaynaklar

- Yates, C., 1987. *AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response*, NASA Technical Memorandum 100492
- Cai, J., Liu, F., and Tsai, H., 2001. *Static Aero-Elastic Computation with a Coupled CFD and CSD Method*, Konferans, AIAA, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 Ocak.
- Demircan, O. M., Yükselen, M., *Taşıyıcı Yüzeylerin Genetik Algoritma İle Eniyilemesi* , UHUK 2018-079
- Öncü, L., 2008. *Multidisciplinary Design Optimization Of Aerospace Structures With Static Aeroelastic Criteria*. Msc. Thesis, 5 Mayıs.
- Nikbay, M., Öncü, L., and Aysan, A., 2009. *Multidisciplinary Code Coupling for Analysis and Optimization of Aeroelastic Systems*, AIAA Journal of Aircraft, Vol. 46, No.6, pp. 1938-1944.
- Sümer, B., Akgün, M. A. ve Tuncer, İ. H., 2005. *A Computational Static Aeroelastic Analysis Procedure For Aircraft Wings*, AIAC 2005-086.
- Kim, Y., Kim, J., Jeon, Y., Bang, J., Lee, D. and Kim, Y., 2002. *Multidisciplinary Aerodynamic Structural Optimization of Supersonic Fighter Wing Using Response Surface Methodology*, AIAA Paper 2002-0322, Ocak.
- Öncü, L., 2008. *Multidisciplinary Design Optimization of Aerospace Structures with Static Aeroelastic Criteria*, M.S. Thesis, Istanbul Technical Univ.
- Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman R., 1996. *Aeroelasticity*, New York: Dover Publications, Inc.
- Wright, J. R., & Cooper, J. E. (2007). *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. Johny Wiley & Sons
- Taylor, N.V. ve Allen, C.B., 2004, *Investigation of Structural Modelling Methods for Aeroelastic Calculations*, AIAA 2004-5370 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Rhode Island
- Goldberg, D. E., 1989. *Genetic Algorithms in Search, Optimization & Machine Learning*. Addison-Wesley Publishing Company, Inc.