

BİR KOMPOZİT KANAT KUTUSUNUN ÇOK YÖNLÜ TASARIMI

Muvaffak HASAN
TAI, Tasarım ve Geliştirme Bölümü, Akıncı 06936, ANKARA,
mhasan@tai.com.tr

Yavuz YAMAN
ODTÜ, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, İnönü Bulvarı. 06531, ANKARA,
yaman@metu.edu.tr

ÖZET

Bu çalışmada hibrit (metal-kompozit) bir kanat için geliştirilen çok yönlü bir analiz yazılım paketi sunulmaktadır. Geliştirilen paket MSC/NASTRAN ve MSC/Aeroelasticity I paketlerini analiz kodu olarak kullanmaktadır. Çok yönlü dayanıklılık ve kanat çırpma (flutter) hız analizleri eş zamanlı olarak hesaplanmaktadır. Çalışmada geliştirilen modül tanıtılmakta ve sesaltı hızlarda uçan uçaklara ait, metal altyapılı, tek odalı, kompozit kabuklu kanat kutularının tasarımında elde edilen sonuçlar verilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Çok yönlü analiz, statik dayanıklılık, kanat çırpması, kompozit kanat kutusu

MULTIDISCIPLINARY DESIGN OF A COMPOSITE WING BOX

ABSTRACT

A multidisciplinary analysis module is developed for the static and aeroelastic analysis of a hybrid (metallic-composite) wing box. The developed module uses MSC/NASTRAN and MSC/Aeroelasticity I packages as the analysis codes. This work outlines the developed module and presents the preliminary results of the static strength and aeroelastic analysis of a subsonic, single cell, composite skin wing box with internal metallic substructure.

Keywords: Multidisciplinary analysis, static strength, flutter, composite wingbox

1. GİRİŞ

Uçak tasarımı, çatışan pek çok gereksinimi karşılayacak şekilde deneme çalışmaları gerektiren karmaşık bir süreçtir. Bu gereksinimler temelde yüksek kanat çırpma hızlarını, yeterli statik dayanıklılığı ve minimum ağırlığı kapsamakla birlikte bunlarla da sınırlı kalmaz. Sözkonusu temel gereksinimler, uygun kompozit malzemeler kullanılarak, alüminyum ile yapılan bir tasarımın sonucunda ortaya çıkan ağırlıktan daha hafif bir ağırlıkla sağlanabilir. Kompozit malzemeler yüksek katılık ve dayanıklılık özellikleri ile uçak parçalarının tasarımında yaygın olarak kullanılırlar ve bu birbirleriyle çatışan gereksinimleri karşılayarak tasarım hedefinde gelişmelere imkan sağlarlar.

Geleneksel bir tasarım sürecinde, ilk olarak sonlu elemanlar yöntemi ile modellenen ilk tasarımın analizi yapılır ve dayanıklılık gereksinimleri kontrol edilir. Ardından, eğer tasarım tamin edici değilse, gerekli iyileştirmeler uygulanır. Bu tür işlemler elle yapıldığı takdirde çok uzun zaman alacak ve kanat çırpma hızı gibi bazı diğer kısıtlar da gözönünde tutulduğunda çok daha karmaşık bir hale gelecektir.

Bir kompozit uçak parçasını, dayanıklılık ve kanat çırpma hızı gereksinimlerini minimum ağırlık ile karşılayacak şekilde tasarlamak çok yönlü bir tasarım ve eniyileştirme problemidir. Bu eniyileştirme çalışması kompozit malzemelerin yapısal analizi, aeroelastisite ve üretimden kaynaklanan sınırlamalar gibi pek çok farklı disiplinlerin birbirleri ile etkileşimini içerir.

Detaylı tasarımlara normalden daha kısa sürede ulaşmayı sağlaması ve dayanıklılık ve dirençlilik üzerindeki birbirleriyle çatışan gereksinimleri karşılayarak ve dengeleyerek kompozit malzemelerin kullanımına olanak sağlamasıyla çok yönlü tasarım eniyileştirmesi (Multi Disciplinary Optimization, MDO) çeşitli çalışmalara konu olmuştur. MDO nun amacı malzeme, akışkan, yapısal kontrol gibi çeşitli disiplinlerden gelen performans gereksinimlerini sağlayan en iyileştirilmiş tasarımı elde etmektir. Amaç fonksiyonu yapının ağırlığı, üretim maliyeti veya çeşitli performans parametreleri olabilir.

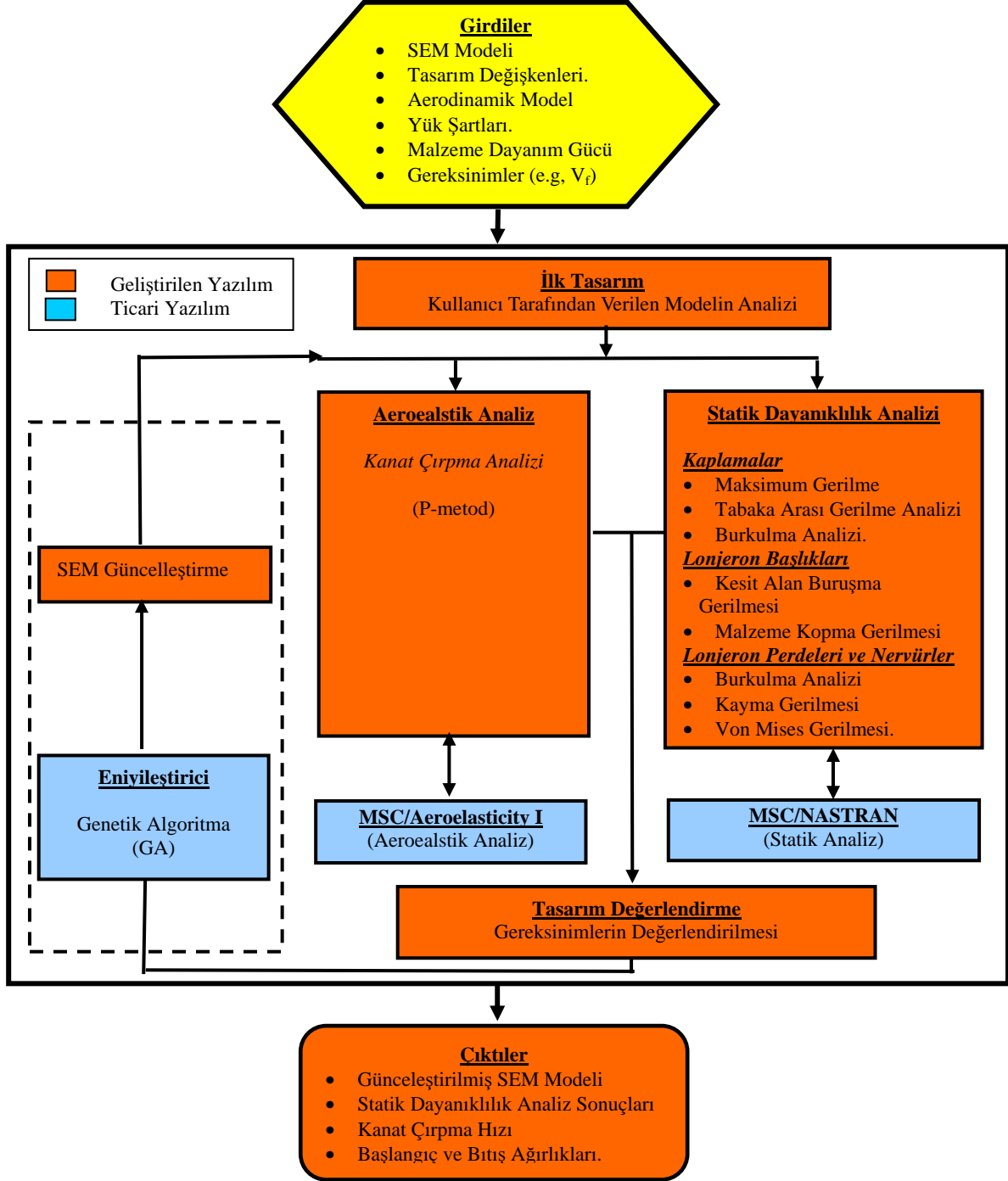
Tasarımda farklı disiplinlerin birleştirilmesinin birçok avantajı ve dezavantajı vardır. Çeşitli disiplinlerden gelen tasarım gereksinimleri üzerine

yapılan uygun deneme çalışmaları ile sonuç tasarımının elde edilmesi bir avantajdır. Birçok tasarım gereksiniminin aynı anda hesaba katılması genellikle problemi çok karmaşık hale sokar ve bazen de erişilmesi olası olmayan (non-feasible) sonuçlar verir. Bu da bir dezavantajdır.

Bu çalışmada hibrit (metal-kompozit) bir kanat için çok yönlü bir analiz modülü geliştirilmiştir. Modül MSC/NASTRAN ve MSC/Aeroelasticity I paketlerini analiz kodu olarak kullanmaktadır. Çok yönlü dayanıklılık ve kanat çarpma hız analizleri eş zamanlı olarak yapılmaktadır. Şekil 1’de, geliştirilen

program ve beraber çalışan ticari yazılımların nasıl çalıştığı genel şeması verilmiştir. Modülde kompozit bir tabaka tasarımı için uygun olan operatörleri içeren bir Genetik Algoritma (GA) dayalı eniyileştirici (optimizer) kullanılması amaçlanmaktadır ve bu yöndeki çalışmalar devam etmektedir.

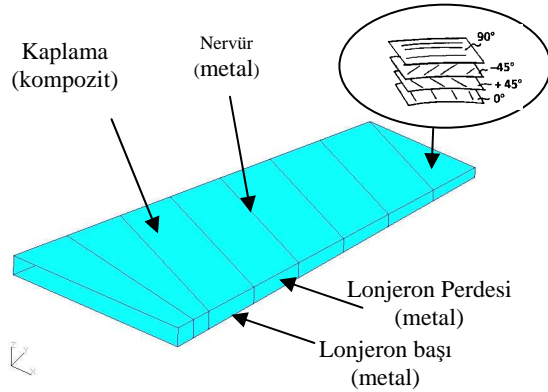
Geliştirilen modül, sesaltı hızlarda uçan uçaklara ait, metal altyapılı tek odalı, kompozit kanat kutularının tasarımında kullanılmış ve elde edilen sonuçlar verilmiştir.



Şekil 1. Geliştirilen paketin genel şeması.

3.1. Kanadın Sonlu Elemanlar Modeli

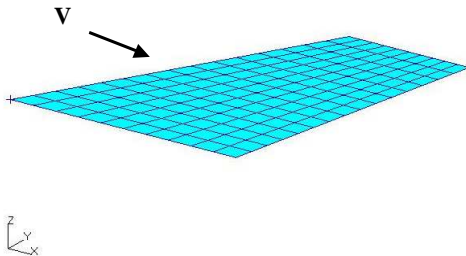
Kanadın seyrek ağ (coarse mesh) kullanılarak yapılan sonlu elemanlar modeli Şekil 3'te gösterilmiştir.. Kanat kaplaması kompozit olduğundan olası tüm yük ve momentleri taşıyan kabuk elemanları kullanılmıştır. Nervür elemanları ise sadece yüzeydeki gerilmeleri ve kayma gerilmelerini taşıyan zar elemanı olarak modellenmiştir. Lonjeron perdeleri sadece kayma gerilmesi taşıyan elemanlar, lonjeron başlıkları ise sadece eksenel yük taşıyan elemanlar olarak modellenmiştir.



Şekil 3. Kanat kutusu sonlu elemanlar modeli

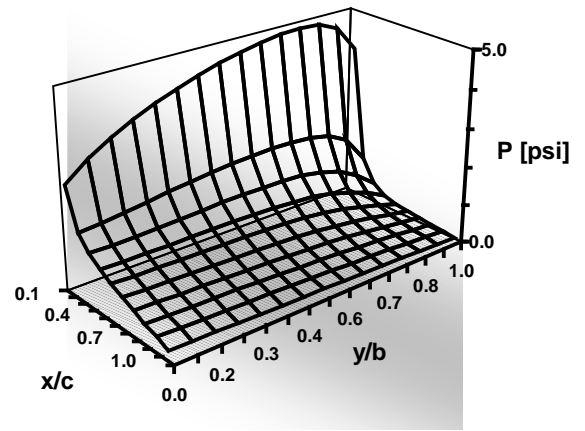
3.2. Kanat Aerodinamik Modeli

Kanadın aerodinamik panel modeli Şekil 4'te gösterilmiştir. Bu model yardımıyla hem VLM (Vortex Lattice Method) yöntemi kullanılarak statik analiz için gerekli olan statik hava yükleri, hem de DLM (Doublet Lattice Method) yöntemi kullanılarak kanat çarpma analizi için gerekli olan kararsız hava yükleri hesaplanmıştır. Şekil 5 aerodinamik ve sonlu elemanlar modellerinin spline elemanlarla birleştirilmiş durumunu vermektedir. Şekil 6'da, 0.8 Mach, 8 psi dinamik basınç ve 2° hücum açısı için hesaplanan basınç dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 4. VLM Aerodinamik panel modeli.

Şekil 5. Yapısal ve aerodinamik modellerin spline elemanlarla birleştirilmiş durumu



Şekil 6. Basınç dağılımı (V= 0.8Mach, q=8 psi, $\alpha=5^\circ$)

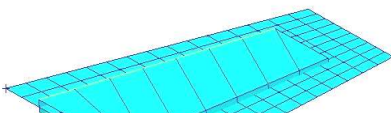
4. ANALİZ SONUÇLARI

Yukarıda tanımlanan kanat, geliştirilen modül kullanılarak analiz edilmiştir. Şekil 7'de VLM kullanılarak hesaplanan yük durumu için kanadın deformasyonu gösterilmektedir. Üst kaplama ve ön lonjeronun başlık ve perde gerilme analiz sonuçları Tablolar 2-5 verilmiştir.

İncelenen kanadın titreşim biçimleri Tablo 6 ve Şekil 8 de verilmiştir.

Bu sonuçları kullanarak kanadın çarpma analizi geliştirilen modül tarafından gerçekleştirilmiştir. Kanat çarpma analiz sonucu Şekil 9 da verilmiştir. Hesaplanan kanat çarpma hızı 557 knot olarak belirlenmiştir. İncelenen kanada benzeyen ve kaynak 4 bahsedilen çift odalı kanat kutusunun kanat çarpma hızının 752 knot olduğu bildirilmiştir.

Bir eniyileştirme çalışmasının en önemli parametrelerden biri de, eniyileştirme gereksinimlerinin tasarım değişkenlerine göre gösterdiği davranış biçimidir.

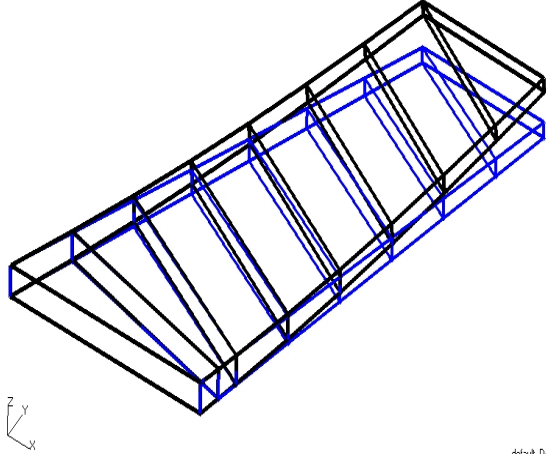


Bu amaçla incelen kanadın çırpma hızının, kaplamanın serim açıları ve tabaka kalınlığına göre

davranışı incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 10 da gösterilmiştir.

Tablo 2. Kanat üst kaplama gerilme analiz sonuçları

İstasyon No	Açı	Tabaka Kalınlığı [in]	$\sigma_{1,app}$ [ksi]	$\sigma_{2,app}$ [ksi]	$\sigma_{1,all}$ [ksi]	$\sigma_{2,all}$ [ksi]	MS ₁	MS ₂
1	45	0.00525	-78.7	-1.7	-115	-115	0.46	67.17
	-45	0.00525	0.4	-5.9	115	-115	291.68	18.36
	0	0.00525	-59.0	-1.0	-115	-115	0.95	112.61
	-45	0.00525	4.2	-4.2	115	-115	26.23	26.30
	45	0.00525	-40.3	-0.3	-115	-115	1.85	427.21
2	45	0.00525	-62.3	-0.1	-115	-115	0.85	1533.23
	-45	0.00525	11.5	-5.3	115	-115	8.97	20.78
	0	0.00525	-96.4	1.6	-115	115	0.19	72.44
	-45	0.00525	7.7	-5.7	115	-115	13.84	19.35
	45	0.00525	-69.2	-0.9	-115	-115	0.66	132.19
3	45	0.00525	-55.5	-0.2	-115	-115	1.07	461.29
	-45	0.00525	10.6	-4.5	115	-115	9.86	24.53
	0	0.00525	-90.1	2.3	-115	115	0.28	49.18
	-45	0.00525	12.1	-4.4	115	-115	8.54	25.42
	45	0.00525	-52.6	0.1	-115	115	1.18	1901.58
4	45	0.00525	-53.2	-0.5	-115	-115	1.16	236.72
	-45	0.00525	7.1	-4.4	115	-115	15.29	25.23
	0	0.00525	-91.5	2.2	-115	115	0.26	50.26
	-45	0.00525	8.0	-4.3	115	-115	13.40	26.03
	45	0.00525	-50.6	-0.3	-115	-115	1.27	419.46
5	45	0.00525	-50.7	0.0	-115	115	1.27	10445.19
	-45	0.00525	12.3	-4.1	115	-115	8.37	27.28
	0	0.00525	-82.2	2.3	-115	115	0.40	49.08
	-45	0.00525	13.3	-3.9	115	-115	7.67	28.25
	45	0.00525	-48.1	0.2	-115	115	1.39	490.71
6	45	0.00525	-42.1	0.6	-115	115	1.73	195.52
	-45	0.00525	17.0	-3.2	115	-115	5.77	34.58
	0	0.00525	-58.4	1.9	-115	115	0.97	60.59
	-45	0.00525	18.0	-3.1	115	-115	5.38	36.10
	45	0.00525	-39.5	0.8	-115	115	1.91	139.97
7	45	0.00525	-25.1	1.0	-115	115	3.59	110.80
	-45	0.00525	17.6	-1.8	115	-115	5.55	62.99
	0	0.00525	-24.2	1.0	-115	115	3.75	117.18
	-45	0.00525	17.3	-1.8	115	-115	5.66	63.75
	45	0.00525	-24.5	1.0	-115	115	3.70	114.99
8	45	0.00525	-25.1	1.0	-115	115	3.59	110.80
	-45	0.00525	17.6	-1.8	115	-115	5.55	62.99
	0	0.00525	-24.2	1.0	-115	115	3.75	117.18
	-45	0.00525	17.3	-1.8	115	-115	5.66	63.75
	45	0.00525	-24.5	1.0	-115	115	3.70	114.99



Şekil 7. Kanadın deformasyonu

Tablo 3. Ön Lonjeron Üst Başlık Gerilme Analiz Sonuçları.

İstasyon No	Uygulanan Gerilme [ksi]	Dayanım Gerilmesi [ksi]	Emniyet Payı
1	-46.4	-48.5	0.04
2	-48.8	-48.5	-0.01
3	-46.7	-48.5	0.04
4	-51.9	-48.5	-0.07
5	-39.0	-48.5	0.24
6	-25.0	-48.5	0.94
7	-2.3	-48.5	20.07

Tablo 4. Ön Lonjeron Alt Başlık Gerilme Analiz Sonuçları.

İstasyon No	Uygulanan Gerilme [ksi]	Dayanım Gerilmesi [ksi]	Emniyet Payı
1	51.0	67	0.31
2	52.0	67	0.29
3	43.3	67	0.55
4	54.1	67	0.24
5	54.8	67	0.22
6	23.9	67	1.80
7	3.2	67	19.92

Tablo 5. Ön Lonjeron Perde Gerilme Analiz Sonuçları.

İstasyon No	Uygulanan Gerilme [ksi]	Dayanım Gerilmesi [ksi]	Emniyet Payı
1	33.8	39	0.15
2	23.5	39	0.66
3	25.6	39	0.52
4	22.9	39	0.70

5	18.9	39	1.07
6	14.0	39	1.79
7	12.7	39	2.06

Tablo 6. İncelenen Kanadın Doğal Frekansları.

Titreşim Biçimi	Frekans [Hz]	Titreşim Biçim Tipi
1	1.74	X eksenine Göre Birinci Eğilme
2	4.38	Birinci Burulma
3	6.33	X eksenine Göre İkinci Eğilme
4	8.97	Z eksenine Göre Birinci Eğilme
5	9.61	İkinci Burulma
6	13.79	X eksenine Göre Üçüncü Eğilme

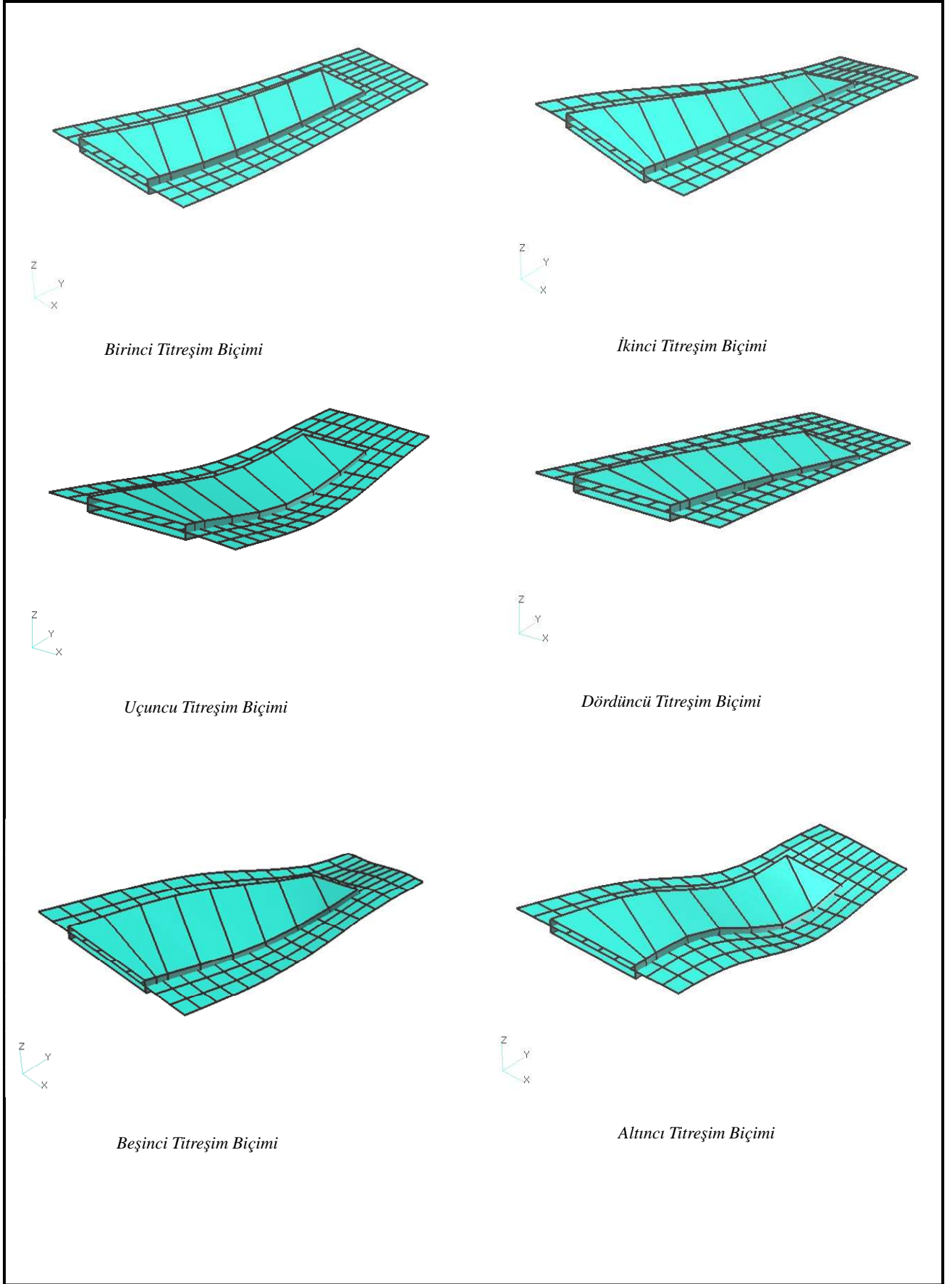
5. SONUÇLAR

Hibrit (metal-kompozit) bir kanat için geliştirilen çok yönlü bir analiz yazılım paketi tanıtılmıştır. Paket MSC/NASTRAN ve MSC/Aeroelasticity I paketlerini analiz kodu olarak kullanılmaktadır. Çok yönlü dayanıklılık ve kanat çırpma hız analizleri eş zamanlı olarak hesaplanmaktadır. Geliştirilen modül yardımıyla sesaltı hızlarda uçan uçaklara ait, metal altyapılı tek odalı, kompozit bir kanat kutusu tasarlanmış ve elde edilen sonuçlar gösterilmiştir. İzleyen çalışmalarda geliştirilen paket kompozit bir tabaka tasarımı için uygun olan operatörleri içeren Genetik Algoritmaya (GA) dayalı bir eniyileştirici ile birlikte kullanılacaktır.

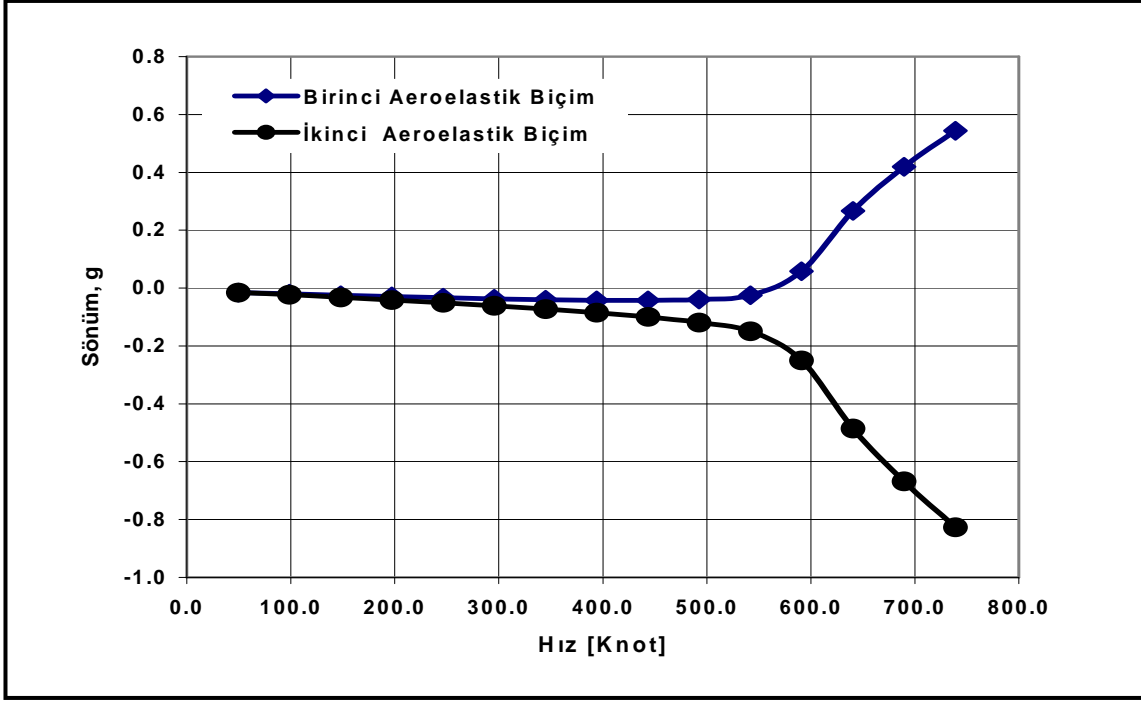
6. SEMBOLLER VE KISALTMALAR

Sembol	Açıklama
α	Hücum Açısı
q	Dinamik Basınç
V	Hız
g	Sönüm katsayısı
M	Mach Sayısı (V/a)
A	Ses Hızı

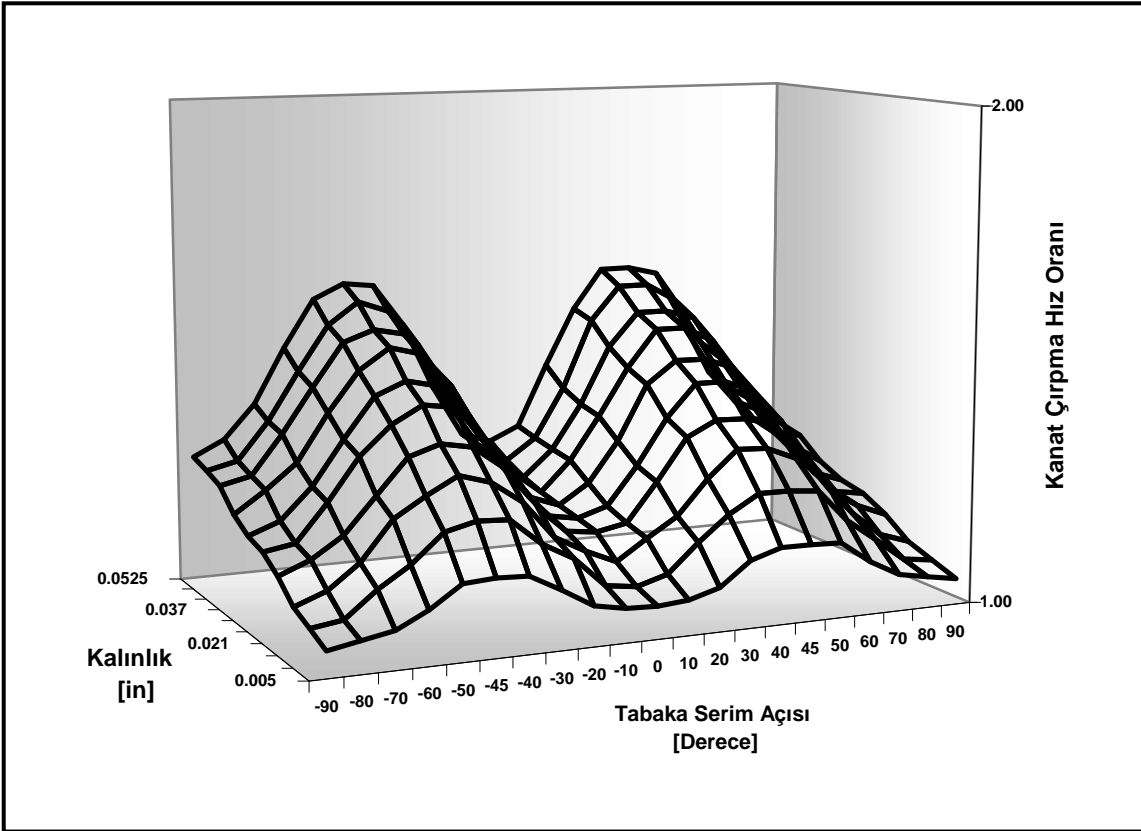
Kısaltma	Açıklama
MS	Emniyet payı (Margin of Safety)
app	Uygulanan (Applied)
all	Müsaade edilebilen (Allowable)



Şekil 8. İncelenen kanat kutusunun titreşim biçimleri.



Şekil 9. Hız – sönüm katsayısı grafiği.



Şekil 10. Kanat çırpma hız oranının tabaka serim açısı ve tabaka kalınlığına göre değişimi

7. KAYNAKLAR

- 1 Diñer S. ve Yaman Y., “Yeni Bir Kanat ön Yapısal Programı” 10.Ulusal Makina Teorisi Semposyomu, Selçuk Üniversitesi, Konya, 12-14 Eylül 2001.
- 2 Bruhn, E.F, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Tri-State Offset Company, Cincinnati, 1973.3 Whitney, J. M., Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates, Technomic Publishing Company Inc., 1987.
- 4 Bisplinghoff R., Ashley H., Halfman R., ‘Aeroelasticity’, Addison-Wesley Publishing Company Inc., November 1957.
- 5 MSC/Nastran Handbook for Aeroelastic Analysis.
- 6 Wilkinson K., Markowitz J., Lerner E., George D., ve Batill S. M., “FASTOP: A Flutter and Strength Optimization Program for Lifting Surface Structures, ” Journal of Aircraft, Vol. 14, 581-587, 1977.
- 7 Isakson J., Pardo H., Lerner E., ve Venkayya V. B., “ASOP-3: A Program for Optimum Structural Design to Satisfy Strength and Deflection Constraints, ” Journal of Aircraft, Vol. 15, 422-428, 1978.
- 8 Eastep F. E., Tischler V .A., Venkayya V. B., ve Khot N. S., “Aeroelastic Tailoring of Composite Structures, ” Journal of Aircraft, Vol. 36, 1041-1047, 1999.