

GÖREVE UYUMLU KANATLARI OLAN BİR İNSANSIZ HAVA ARACI GÖVDESİNİN YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ

M. Şahin^(a), E. T. İnsuyu^(b), E. Sakarya^(c), L. Ünlüsoy^(d), S. Özgen^(e),
G. Seber^(f), Y. Yaman^(g)

^(a) Y. Doç. Dr. ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, msahin@metu.edu.tr

^(b) ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, tinsuyu@ae.metu.edu.tr

^(c) ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, esakarya@ae.metu.edu.tr

^(d) ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, lunlusoy@ae.metu.edu.tr

^(e) Prof. Dr. ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, sozgen@ae.metu.edu.tr

^(f) Y. Doç. Dr. ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, gseber@ae.metu.edu.tr

^(g) Prof. Dr. ODTÜ, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., 06531, Ankara, yaman@metu.edu.tr

ÖZET

Bu çalışmada, göreve uyumlu kanatları olan bir insansız hava aracı gövdesinin MSC[®]/PATRAN ve MSC[®]/NASTRAN kullanılarak yapılan yapısal tasarımı ve analizi anlatılmaktadır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, Yapısal tasarım, Yapısal analiz

ABSTRACT

This study presents the structural design and analysis of the fuselage of an unmanned aerial vehicle having mission adaptive wing by using MSC[®]/PATRAN and MSC[®]/NASTRAN package programs.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Structural design, Structural analysis

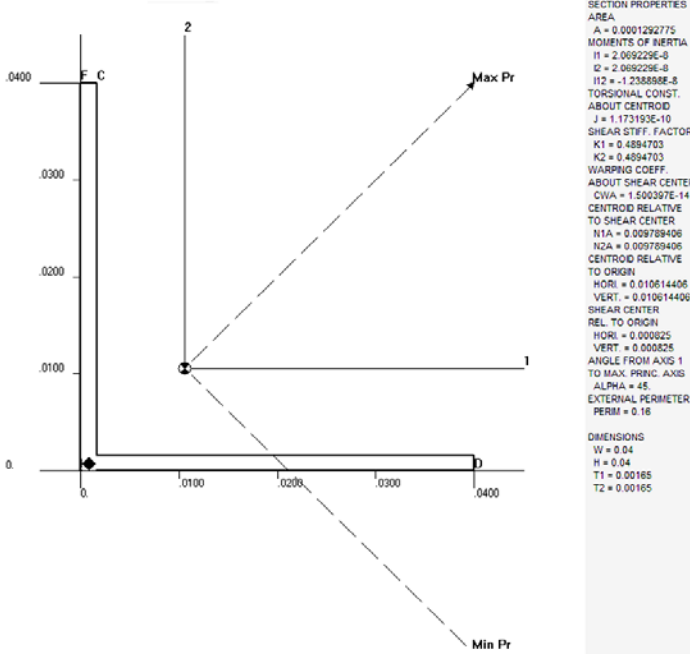
1. GİRİŞ

Bu çalışmada bir insansız hava aracı gövdesi tasarlanmıştır ve incelenmiştir. Uçuş mekaniği analizleri sonucu boyutlandırılan gövde (*fuselage*) MSC[®]/PATRAN [1] kullanılarak tasarlanmıştır ve MSC[®]/NASTRAN [2] kullanılarak incelenmiştir.

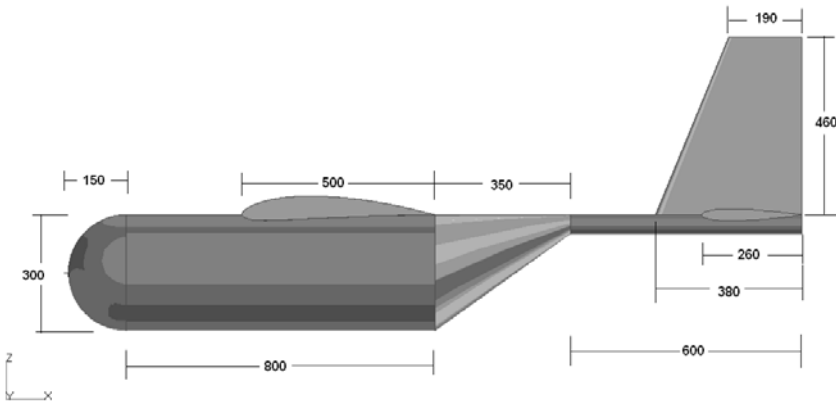
2. GÖVDENİN YAPISAL TASARIMI

Gövdenin yapısal tasarımı MSC[®]/PATRAN paket programı kullanılarak yapılmıştır. Gövde, ana gövde ve kuyruk olarak iki ana gruptan oluşmuştur. Ana gövde parçaları olarak lonjeronlar, çerçeveler ve kabuk kullanılmış, kuyruk ise gövde bağlantı parçası ve dengeleyiciler kullanılarak tasarlanmıştır. Ana gövdede çerçeveler ve kabuk 2-boyutlu yüzeyler olarak, lonjeronlar ise 1-boyutlu kiriş olarak modellenmiştir. Şekiller 1-3 sırasıyla lonjeron kesitini,

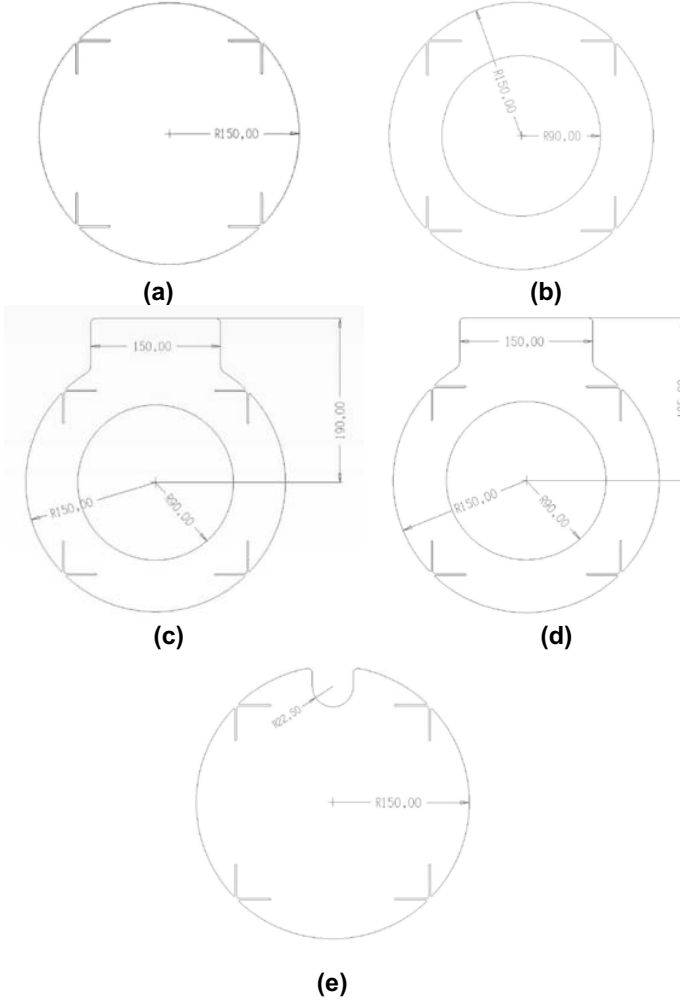
kuyruk ile beraber gövdeyi ve 800 [mm] boyundaki gövde içinde burundan başlayıp kuyruğa doğru giderek numaralandırılmış çerçeveleri göstermektedir.



Şekil 1. Hava aracı gövdesinde kullanılan lonjeron kesit özellikleri



Şekil 2. Göreve uyumlu kanatları olan hava aracı gövdesinin yandan görünümü [mm]



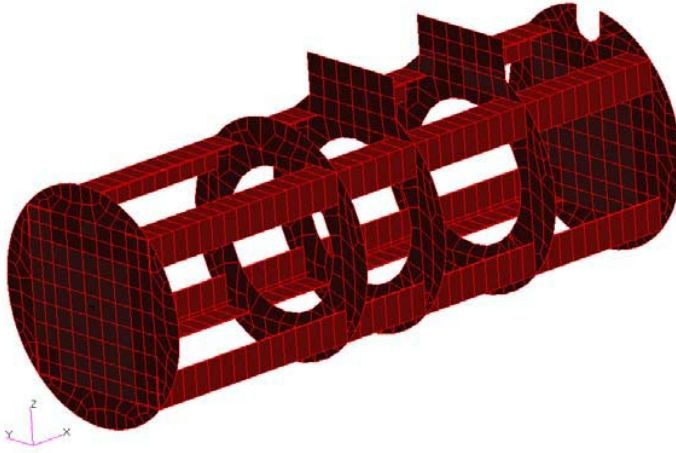
Şekil 3. Hava aracı ana gövdesindeki çerçevelerin kesitleri [mm]
(a) Birinci çerçeve (b) İkinci çerçeve (c) Üçüncü çerçeve (d) Dördüncü çerçeve
(e) Beşinci çerçeve

Tasarım sürecinde lonjeronlar için soğuk çekme yöntemi ile üretilmiş alüminyum 7075-T6 hazır kesitler kullanılmıştır. Çerçeveler için alüminyum 2024-T3, kabuk için ise 7781 örgü tipi cam elyaf ve LY5052 reçine malzemesi seçilmiştir. Kuyruk bağlantı parçası soğuk çekme yöntemi ile üretilmiş alüminyum 6061-T6 malzemeden silindirik bir yapıda varsayılmıştır. Yatay ve dikey dengeleyicilerin kabuk yapısı 7781 örgü tipi cam elyaf ve LY5052 reçineden içi ise köpükten oluşmaktadır. Tablo 1 kullanılan malzemelerin özelliklerini vermektedir.

Tablo 1. Yapısal parçalara ait malzeme bilgisi

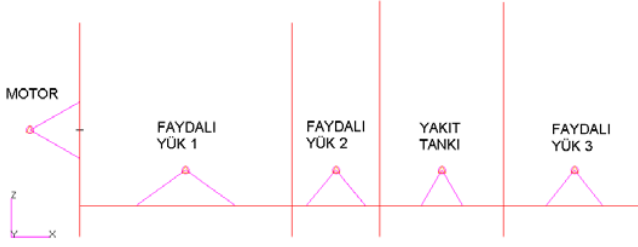
Yapısal Parça	Malzeme
Lonjeron	Alüminyum 7075-T6
Çerçeve	Alüminyum 6061-T4
Ana gövde kabuk	7781 Cam-Elyaf LY5052 reçine
Kuyruk bağlantı çubuğu	Alüminyum 6061-T6
Dengeleyiciler iç bölge	Köpük
Dengeleyiciler kabuk	7781 Cam-Elyaf LY5052 reçine

Sonlu elemanlar modeli iri elemanlar (*coarse-mesh*) kullanılarak oluşturulmuştur. 1-boyutlu kiriş elemanlar kullanılarak oluşturulmuş lonjeronlar dışındaki tüm yapısal parçalar 2-boyutlu kabuk elemanlarla modellenmiştir. Ana gövdenin iskelet yapısını oluşturan lonjeron ve çerçevelerin sonlu elemanlar modeli Şekil 4'de gösterilmiştir.



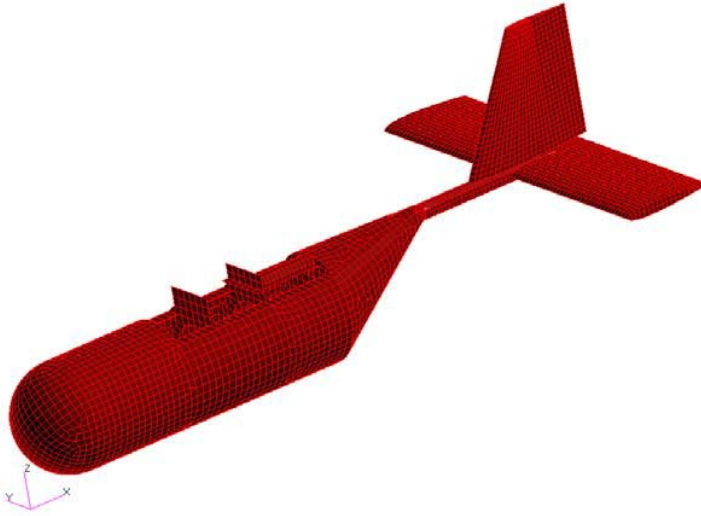
Şekil 4. Hava aracı gövdesinde kullanılan ana iskeletin sonlu elemanlar modeli

Gövde içindeki yapıların ağırlıkları nokta kütle eleman (*point mass*) olarak modellenmiş ve gövdede bulunacakları yerlere RBE3 çoklu nokta kısıtlamalı (*multi-point-constraint*) elemanlarla bağlanmıştır. Motor 1.8 kg olarak birinci çerçeveye, yakıt tankı 3 kg olarak üç ve dört numaralı çerçevenin arasına yani kanat altına bağlanmıştır. Gövde içinde yer alması muhtemel servoların pilleri ve ağırlık merkezi ayarında kullanılabilecek ağırlıklar ise faydalı yükler 1, 2 ve 3 olarak tanımlanmış ve her biri 2 kg varsayılarak taban plakasına bağlanmıştır. Bu durum Şekil 5'de gösterilmiştir.



Şekil 5. Gövde içinde ağırlıkların yerleşimi

Ana gövdenin kabuk yapısı olarak; Şekil 5'de gösterilen ana iskelet yapısını çevreleyen silindirik bir yüzey, burun kısmını oluşturacak olan yarım küre şeklinde bir yüzey ve beşinci çerçeveden kuyruğa giderken kuyruk bağlantı parçasını desteklemek ve aerodinamik bir yüzey yaratmak için konik bir yapı bulunmaktadır. Geometrik model üzerinde oluşturulan toplamda 8702 düğüm noktasına ve 52128 serbestlik derecesine sahip ağ Şekil 6'da, eleman bilgileri ise Tablo 2 de verilmiştir.



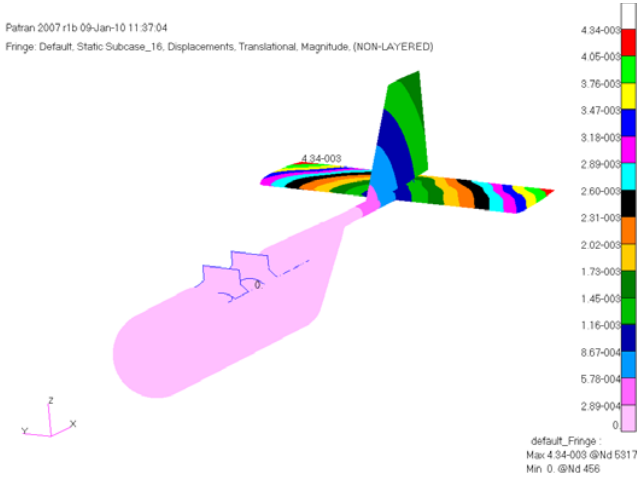
Şekil 6. Hava aracı gövdesi ve kuyruğunun sonlu elemanlar modeli

Tablo 2. Sonlu elemanlar modeline ait eleman bilgisi

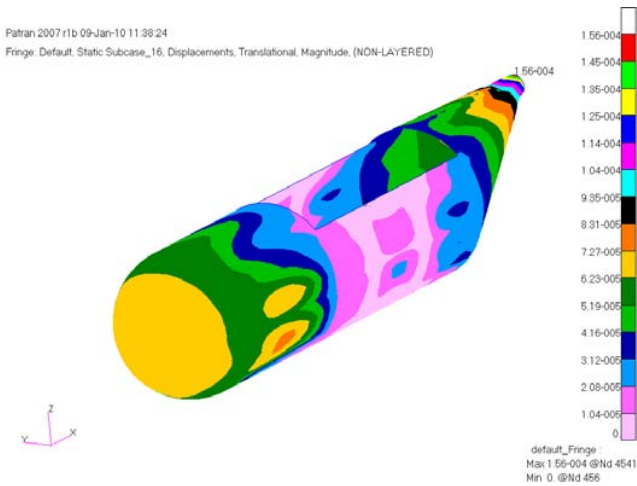
Eleman Türü	Eleman Topolojisi	Adet
1-boyutlu kiriş	Bar2	160
2-boyutlu kabuk	Quad4	8917
2-boyutlu kabuk	Tria3	111
Çoklu nokta kısıtlanmalı (MPC)	RBE2	5
Çoklu nokta kısıtlanmalı (MPC)	RBE3	5

2. GÖVDENİN STATİK ANALİZİ

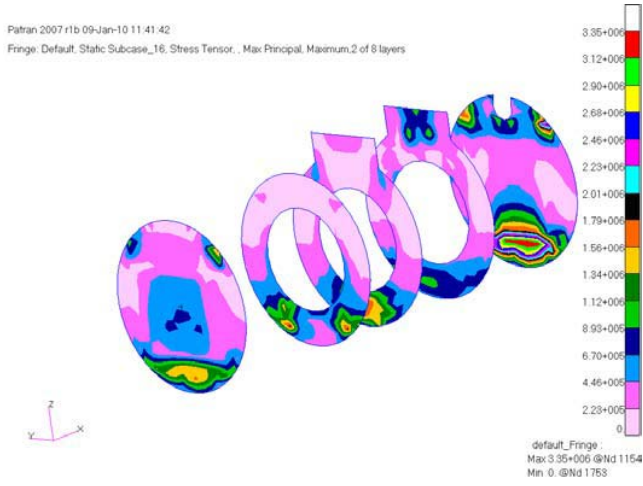
Tasarlanan gövde, MSC®/NASTRAN paket programı kullanılarak, kanadın 50 m/s dikey savruntuya (yani yaklaşık 9g'ye) maruz kalacağı fiktif en uç yük durumu için modellenmiş ve ataleti ise ağırlık merkezinde oluşturulan düğüm noktasına göre eşit dağılacak şekilde (*inertia relief*) çözüm gerçekleştirilmiştir. Tüm gövdenin ve dış kabuğun yer değiştirme sonuçları sırası ile Şekiller 7 ve 8'de, bu yer değiştirme sonucunda çerçevelerde oluşan maksimum asal gerilme sonuçları ise Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 7. Tüm gövdenin yer değiştirme sonuçları [m]



Şekil 8. Dış kabuğun yer değiştirme sonuçları [m]



Şekil 9. Çerçeveselerde oluşan maksimum asal gerilme sonuçları [Pa]

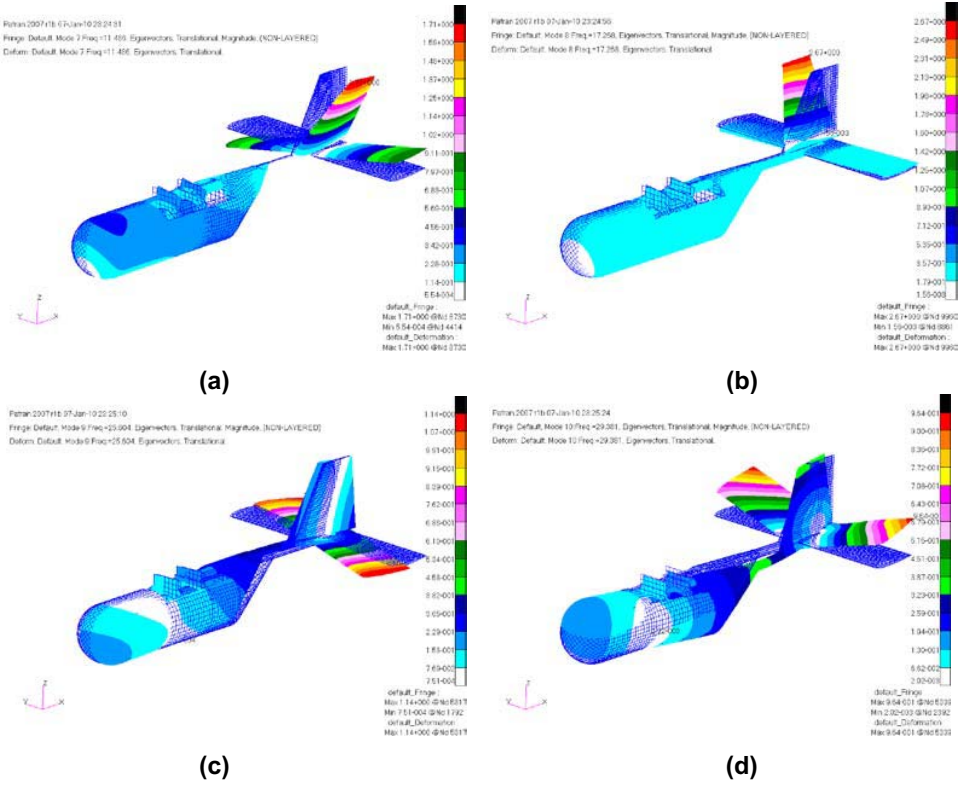
Çerçeveselerde kullanılan malzemenin gerilme dayanımı 165 [MPa] dir. Bu durumda, incelenen yük durumunda, çerçeveselerde oluşan maksimum gerilme 3.35 [MPa] ile bu sınırın çok altındadır.

3. GÖVDENİN DİNAMİK ANALİZİ

Bu bölümde gövdeye ait dinamik analizler yapılmıştır. Gövdenin serbest-serbest sınır koşullarında doğal frekansları ve bu frekanslara karşılık gelen titreşim biçimleri bulunmuş ve sonuçlar ilk 10 doğal frekans değerleri için Tablo 3'de gösterilmiştir. İlk 6 titreşim biçimi 6 serbestlik derecesindeki (3 yerdeğiştirme - 3 dönüş) katı cisim titreşim biçimleri (*rigid body modes*) olup frekans değerleri sıfırdır. Gövdenin ilk dört global titreşim biçimi sırası ile Şekil 10'da gösterilmiştir.

Tablo 3. Hava aracının gövdesinin doğal frekans değerleri

Titreşim Biçim Numarası	Frekans Değeri [Hz]
1	0.00
2	0.00
3	0.00
4	0.00
5	0.00
6	4.15E-5
7	11.44
8	17.27
9	25.60
10	29.38



Şekil 10. Hava aracı gövdesinin (a) Birinci (b) İkinci (c) Üçüncü (d) Dördüncü global titreşim biçimleri

4. SONUÇ

Yapılan analizler ışığında tasarlanan gövdenin yeterince sağlam olduğu belirlenmiş, kuyruk ve modellenmiş yüklerle birlikte ağırlığının 18.5 kg civarında olduğu hesaplanmıştır. Çalışmada ayrıca mukavemet değerleri mümkün olduğunca yüksek tutarak titreşim analizlerinde kontrol yüzeylerinin frekans değerleri ile örtüşme ihtimalinin engellenmesine yönelik bir gövdenin üretimi de sağlanmıştır.

KAYNAKÇA

- [1] MSC®/PATRAN v2007 r1b (2007), "Reference Manual", MSC.Software.
- [2] MSC®/NASTRAN v2007 (2007), "Reference Manual", MSC.Software.

Teşekkür: Bu çalışma TÜBİTAK tarafından '107M103, Taktik İnsansız Hava Araçlarının Göreve Uyumlu Kanatlarında Kambur ve Burulma Etkisinin Çırpma ve Kontrol Yönünden Analizi' projesi kapsamında desteklenmektedir.