

T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

129033

GYRO UÇAKLARININ BİLGİSAYAR
DESTEKLİ TASARIMI VE ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Ahmet Çağatay ÇİLİNGİR

129033

TEZ YERLEŞİMİ
BİLGİSAYAR ENSTİTÜSÜ

Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNA MÜH.
Enstitü Bilim Dalı : İMALAT VE TASARIM
Tez Danışmanı : Doç. Dr. Ümit KOCABIÇAK

Bu tez ... / ... / 20... tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Oybirliği/Oyçokluğu ile kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Ü. KOCABIÇAK

Jüri Başkanı

Doç. Dr. Recep KARAN

Jüri Üyesi

Yrd. Doç. Dr. A. ŞİTEL

Jüri Üyesi

ÖNSÖZ

Son yıllarda bilgisayar destekli tasarım, bilgisayar destekli imalat ve bilgisayar destekli mühendislik (CAD/CAM/CAE), modern mühendislik çalışmalarında çok önemli bir yer tutmaya başlamıştır. Mühendisliğin tüm dallarında sistemlerin tasarımı, problemlerin henüz tasarım aşamasında tespit edilip çözülmesi ya da mevcut sistemlerin optimizasyonu için gelişen bilgisayar donanımları ve yazılımlarının sağladığı avantajlar çok büyüktür. Makina mühendisliği açısından bakıldığında da bilgisayar ve makina mühendisliğine yönelik olarak geliştirilen yazılımlar, önümüze geniş ufuklar açmıştır.

Bu çalışmada, bilgisayarın ve mühendislik yazılımlarının bizlere sağladığı avantajlar mevcut bir sistemin tasarımı ve analizi için kullanılmıştır.

Bu çalışmada bana maddi ve manevi yardımlarını esirgemeyen değerli hocalarım Doç. Dr. Ümit Kocabaşak ve Arş. Gör. Osman H. Mete'ye, araştırmalarımda beni yönlendiren eniştem T. Bayram Kaya'ya teşekkürlerimi bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ.....	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	viii
TABLOLAR LİSTESİ.....	xii
ÖZET.....	xiii
SUMMARY.....	xiv

BÖLÜM 1.

GİRİŞ.....	1
1.1. Giriş.....	1
1.2. Tarihçe.....	1
1.3. Tanımlama.....	6
1.3.1. Gyronun parçaları ve görevleri.....	7
1.4. Gyro uçağının ana sistemleri.....	12
1.4.1. Rotor sistemi.....	12
1.4.1.1.Rotor pervaneleri.....	13
1.4.1.2.Neden rotorlar, kanatların yerini almıştır?.....	14
1.4.1.3.Rotor pervanelerinin tasarımı.....	17
1.4.2. Motor sistemi.....	23
1.4.3. Ön döndürücü.....	24
1.4.4. Kumandalar.....	26
1.4.5. Gövde.....	28
1.4.5.1.Rotor direğinin tasarımı.....	29
1.4.6. Pilot.....	35

BÖLÜM 2.

DENGE.....	36
2.1. Giriş.....	36
2.2. Rotor Kinematikleri.....	36
2.3. İtme Vektörü Yönlendirmesiyle Kumanda.....	39
2.4. Sönümlenme.....	41
2.5. Pilot Kaynaklı Sarsılma.....	41
2.6. Çarpma.....	44
2.7. Gerekli Sönümlenme.....	47
2.8. Yatay Dengeleyici.....	49
2.9. Boylamsal Denge.....	51
2.10. Ağırlık Merkezinin Sayısal Hesaplanması.....	60
2.10.1. Veriler.....	60
2.10.2. İşlemler.....	60
2.10.3. Tanımlamalar.....	61
2.10.4. Hesaplamalar.....	61
2.10.5. Basitleştirmeler.....	63
2.10.6. Yorumlar ve sonuç.....	65
2.11. Ağırlık Merkezinin Grafik Hesaplanması.....	65
2.11.1. Grafik metod.....	65
2.11.2. İşlemler.....	66
2.11.3. Grafik temeller.....	68
2.12. Dikey Ağırlık Merkezinin Bulunması.....	71
2.13. Sonuçlar.....	74

BÖLÜM 3.

MODELLEME.....	75
3.1. Giriş.....	75
3.2. AutoCAD.....	75
3.2.1. Temel geometrik şekillerle katı modelleme.....	75
3.2.2. İki boyutlu nesneden katı model oluşturma.....	76
3.2.3. Katı modellerde boolean işlemleri.....	78
3.2.4. Üç boyutlu düzenleme komutları.....	79

3.3. Modelin Hazırlanışı.....	81
-------------------------------	----

BÖLÜM 4.

ANALİZ.....	88
4.1. Giriş.....	88
4.2. Modelleme.....	88
4.2.1. Pro/ENGINEER.....	88
4.2.1.1.Unsurların çizim ile oluşturulma yöntemleri.....	89
4.2.1.2.Unsurların tanımlanarak oluşturulması.....	92
4.2.2. Pro/MECHANICA Structure.....	93
4.3. Modellerin Hazırlanışı.....	95
4.3.1. Model dosyasının oluşturulması.....	95
4.3.2. Modellerin oluşturulması.....	96
4.4. Yük Uygulanması.....	98
4.4.1. Rotor direğine yük uygulanması.....	99
4.4.2. Rotor sistemine yük uygulanması.....	100
4.5. Sabitleme Uygulanması.....	101
4.5.1. Rotor direğine sabitleme uygulanması.....	101
4.5.2. Rotor sistemine sabitleme uygulanması.....	102
4.6. Modellerin Analiz Edilmesi.....	103
4.6.1. Rotor direğinin analizi.....	104
4.6.2. Rotor sisteminin analizi.....	106
4.7. Rotor Direğinin Modifikasyonu ve Analizi.....	109
4.8. Sonuçlar.....	113

BÖLÜM 5.

SONUÇLAR.....	114
KAYNAKLAR.....	116
EK A FAR HAVACILIK STANDARTLARI BÖLÜM 27.....	118
ÖZGEÇMİŞ.....	119

SİMGELER LİSTESİ

- a** , Ana ve Ön Teker Merkezleri Arası Mesafe
a₁ , Rotor Direği Kesitinin Üst Genişliği
a₂ , Rotor Direği Kesitinin Alt Genişliği
A₁ , Rotor Direğinin Üst Kesit Alanı
A₂ , Rotor Direğinin Alt Kesit Alanı
α , Rotor Direğinin Eğim Açısı
B , Rotor Direği Kesitinin Genişliği
CG , Gyro Uçağının Ağırlık Merkezi
CP , Gyro Uçağının Basınç Merkezi
d , Ana ve Ön Teker Yarıçapları Arasındaki Fark
D , Rotor Çekme Kuvveti
D_{max} , Maksimum rotor Çekme Kuvveti
G , Yer Çekimi İvmesi
h , Ana Tekerin Yerden Yüksekliği
H , Rotor Direği Kesitinin Yüksekliği
I , Atalet Momenti
L , Rotor Kaldırması Kuvveti
L_{max} , Maksimum Rotor Kaldırma Kuvveti
O , Ana Teker Merkezi
P , Ana Tekerin Yere Uyguladığı Kuvvet
Q , Ön Tekerin Yere Uyguladığı Kuvvet
r , Ön Teker Yarıçapı
R , Ana Teker Yarıçapı
t , Rotor Direği Cidar Kalınlığı
T , Rotor İtme Kuvveti
T_{max} , Maksimum Rotor İtme Kuvveti
W , Gyro Uçağının Toplam Ağırlığı
x , Ağırlık Merkeziyle Ana Teker Merkezi Arasındaki Mesafe

- y_1 , Nötr Eksene Üst Kısımdan Uzaklık
 y_2 , Nötr Eksene Alt Kısımdan Uzaklık
 y_{max} , Nötr Eksene Maksimum Uzaklık
 z , Ana Teker Merkezinin Yerden Yüksekliği

Kısaltmalar

- AOA**, İlerleme Açısı
CFI, Sertifikalı Uçuş Eğitmeni
FAA, Federal Havacılık İdaresi
FAR, Federal Havacılık Yönetmeliği
MPH, Saatteki Mil
PIO, Pilot Kaynaklı Sarsılma
PPO, Yukarı İtme Gücü
RPM, Dakikadaki Devir Sayısı
STOL, Kısa Mesafede İniş Kalkış

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. XR-3 askeri otogyrosuyla Dr. Igor Bensen.....	2
Şekil 1.2. Dr. Juan de la Cierva'nın tasarladığı gyrokopter.....	2
Şekil 1.3. 1931 Pitcairn PCA-2 otogyrosu.....	3
Şekil 1.4. Bir denizaltı tarafından çekilen Alman gyrosu.....	4
Şekil 1.5. Rotachute, İngiliz gyroplanörü.....	4
Şekil 1.6. Bir gyro uçağının üzerinde parçalarının gösterilmesi.....	7
Şekil 1.7. Pervaneleri monte edilmemiş rotor sistemi.....	12
Şekil 1.8. Ev yapımı bir gyro uçağı.....	14
Şekil 1.9. Zorunlu inişlerde, çeşitli iniş eğimi yaklaşımları.....	16
Şekil 1.10. Basit bir kaldıraç üzerinde oluşan moment.....	18
Şekil 1.11. Rotor itmesi.....	19
Şekil 1.12. Rotor itmesinin, CG'den kaçıklığı.....	19
Şekil 1.13. Rotor itmesiyle CG'nin eşeksenli olması.....	20
Şekil 1.14. Çırpma menteşesi düzeni.....	21
Şekil 1.15. Yüzde kontrol gücü – rotor itmesi diyagramı.....	22
Şekil 1.16. Rotax 532 motoru.....	24
Şekil 1.17. Mekanik ön döndürücü.....	25
Şekil 1.18. Hidrolik ön döndürücü.....	26
Şekil 1.19. Elektrikli ön döndürücü.....	26
Şekil 1.20. Air Command'ın tek kişilik gyro uçağı.....	28
Şekil 1.21. Uç uca katlanmış iki cetvelde eğilme durumu.....	29
Şekil 1.22. Katı çubuk ve içi boş boru.....	30
Şekil 1.23. Gövde direğinin kesit resmi.....	31
Şekil 1.24. Daireler için merkeze göre atalet momenti.....	32
Şekil 1.25a. Eğilme yüküne maruz bir kiriş.....	33
Şekil 1.25b. Eğilme yüküne maruz kirişin kesit alanı.....	33
Şekil 2.1. Çubuk şeklinde farz edilerek rotor pervanesinin incelenmesi.....	37

Şekil 2.2. Yalpalamanın basitçe şekillendirilmesi.....	38
Şekil 2.3. CG'nin soluna kaçık rotor itme çizgisi.....	39
Şekil 2.4. Sikorsky S-51 rotor başı.....	40
Şekil 2.5. Kaçık çarpma menteşeleri.....	40
Şekil 2.6. İtme çizgisi ve çekme merkezinin şematik gösterimi.....	42
Şekil 2.7. Basınç ve ağırlık merkezlerinin şematik gösterimi.....	44
Şekil 2.8. Rotor itme çizgisinin şematik gösterilmesi.....	45
Şekil 2.9. Çarpma kazasının, dikey kuyruktaki izi.....	47
Şekil 2.10a. Aircommand arka arkaya iki kişilik gyro.....	48
Şekil 2.10b. Aircommand yan yana iki kişilik gyro.....	48
Şekil 2.11. Pervane üzerine yerleştirilen ikiz kuyruk parçaları (Pitcairn XO-61)	49
Şekil 2.12. Pervane ile aynı eksendeki kuyruk parçası.....	50
Şekil 2.13. Pervane altında kuyruk parçası.....	50
Şekil 2.14. Pervane üstünde kuyruk parçası.....	51
Şekil 2.15. İlerleme açısının bir fonksiyonu olarak eğilme momenti.....	53
Şekil 2.16. Ağırlık merkezi, itme çizgisinin ardında olduğundaki rotor itmeleri.....	55
Şekil 2.17. Ağırlık merkezi itme çizgisinin önünde olduğu zamanki rotor itmesi....	56
Şekil 2.18. Düşük profil gyro.....	57
Şekil 2.19. Yüksek profil gyro.....	58
Şekil 2.20. Düz bir zeminde gyro uçağının durması durumunda CG'nin yeri.....	60
Şekil 2.21. Gyro uçağının α açısıyla durması durumunda CG'nin yeri.....	61
Şekil 2.22. Tanjant α 'nın bulunması.....	63
Şekil 2.23. Yatay duran basit bir gyro resmi.....	66
Şekil 2.24. Eğik duran basit bir gyro resmi.....	67
Şekil 2.25. Yatay konumda oluşan üçgen.....	68
Şekil 2.26. Yatay ve eğik durumların birleştirilerek CG'nin bulunması.....	70
Şekil 2.27. İki kütle arasında CG'nin bulunması.....	72
Şekil 2.28. Belli bir eğimle duran iki kütle arasında CG'nin bulunması.....	73
Şekil 2.29. Yatay ve eğik durumlar birleştirilerek CG'nin bulunması.....	74
Şekil 3.1a. Temel geometrik şekillerle kutu modelleme.....	76
Şekil 3.1b. Temel geometrik şekillerle silindir modelleme.....	76
Şekil 3.1c. Temel geometrik şekillerle takoz modelleme.....	76
Şekil 3.2a. Ekstrüzyon yöntemiyle yükseklik vererek katı model oluşturma.....	77

Şekil 3.2b. Ekstrüzyon yöntemiyle bir yol izleterek katı model oluşturma.....	77
Şekil 3.3. Süpürme yöntemiyle katı model oluşturma.....	77
Şekil 3.4. Katıların birleştirme (Union) işlemi.....	78
Şekil 3.5. Katıların birbirinden çıkarma (Subtract) işlemi.....	78
Şekil 3.6. Kesişim alma (Intersect) yöntemi.....	79
Şekil 3.7. 3 boyutlu döndürme işlemi.....	79
Şekil 3.8. 3 boyutlu simetri alma işlemi.....	80
Şekil 3.9a. 3 boyutlu dikdörtgen çoğaltma işlemi.....	80
Şekil 3.9b. 3 boyutlu dairesel çoğaltma işlemi.....	80
Şekil 3.10. Temel yapının modellenmesi.....	81
Şekil 3.11. İskeletin modellenmesi.....	82
Şekil 3.12. Tekerleklerin montajı.....	83
Şekil 3.13. Dümen ve dümen pedallarının montajı.....	83
Şekil 3.14. Moment kolunun modellenmesi.....	84
Şekil 3.15. Rotor başının modellenmesi.....	84
Şekil 3.16. Rotor göbeğinin modellenmesi.....	85
Şekil 3.17. Kumanda kolunun modellenmesi.....	85
Şekil 3.18. Motor sisteminin modellenmesi.....	86
Şekil 3.19. Gyro uçağının modellenmesi.....	87
Şekil 4.1. Pro/Engineer’da oluşturulmuş bir model.....	89
Şekil 4.2. Extrude modülü ile unsur oluşturma.....	90
Şekil 4.3. Revolve modülü ile unsur oluşturma.....	90
Şekil 4.4. Sweep modülü ile unsur oluşturma.....	91
Şekil 4.5. Blend modülü ile unsur oluşturma.....	91
Şekil 4.6. Round modülü ile unsur oluşturma.....	92
Şekil 4.7. Chamfer modülü ile unsur oluşturma.....	93
Şekil 4.8. Modelin hazırlanması için yeni bir dosya açılması.....	95
Şekil 4.9. Rotor direğinin montajı.....	96
Şekil 4.10. Rotor sisteminin montajı.....	97
Şekil 4.11a. Rotor direğinin, baş plakalar ile bağlantıları.....	97
Şekil 4.11b. Rotor direğinin, motoru taşıyan direk ile bağlantıları.....	97
Şekil 4.12. Gyro uçağına etki eden kuvvetler.....	98
Şekil 4.13. Rotor direğine yük uygulanması.....	100

Şekil 4.14. Rotor sistemine yük uygulanması.....	101
Şekil 4.15. Rotor direğinin sabitlenmesi.....	102
Şekil 4.16. Rotor sisteminin sabitlenmesi.....	103
Şekil 4.17. Rotor direği üzerinde oluşan gerilmeler görülmektedir.	105
Şekil 4.18. Rotor direğinde maksimum gerilmenin oluştuğu civata delikleri.....	105
Şekil 4.19. Rotor direğinde oluşan deplasmanlar görülmektedir.	106
Şekil 4.20. Rotor başında meydana gelen gerilmeler.....	107
Şekil 4.21. Rotor göbeğinde meydana gelen gerilmeler.....	107
Şekil 4.22. Pervaneyi taşıyan civatada meydana gelen gerilmeler.....	108
Şekil 4.23. Pervaneyi taşıyan civatada maksimum gerilmenin oluştuğu bölge.....	109
Şekil 4.24. Rotor sisteminde meydana gelen deplasmanlar.....	109
Şekil 4.25. Modifiye edilmiş rotor direğinin kesit alanı.....	110
Şekil 4.26. Modifikasyon sonucunda rotor direğindeki gerilmeler.....	111
Şekil 4.27. Modifikasyon sonucu rotor direğindeki maksimum gerilme bölgesi....	111
Şekil 4.28. Civata deliklerinde oluşan gerilmeler.....	112
Şekil 4.29. Modifikasyon sonucu rotor direğinde oluşan deplasmanlar.....	112

TABLULAR LİSTESİ

Tablo 1.1. Atalet momenti örnekleri.....	33
Tablo 2.1. Gerekli denklemler.....	62
Tablo 2.2. Formüller kullanılarak hesaplamaların yapılması.....	64
Tablo 4.1. Pro/Mechanica programının fonksiyonları.....	93
Tablo 4.2. Structure modülünde operasyon modülleri.....	94
Tablo 4.3. Pro/Mechanica’da modelin analize hazırlanışı ve analizi.....	94

ÖZET

Anahtar Kelimeler: Bilgisayar destekli tasarım, bilgisayar destekli analiz, gyro uçağı, rotor.

Bilgisayar destekli mühendislik yöntemleri, bilgisayar donanımlarında ve mühendislik yazılımlarında meydana gelen gelişmeler sayesinde sanayide, eğitimde ve mühendisliğin girdiği tüm alanlarda önemli yer tutmaya başlamıştır. Bu yöntemler ile tasarım ve analiz süreci oldukça kısalmış ve tasarım parametrelerinin hızlı bir şekilde değiştirilerek kontrol edilebilmesiyle tasarımcılara her yönden esneklik sağlamıştır. Yapılan çalışmalar ile tasarımın, bilgisayar ortamında optimizasyonu yapılarak verimlilik artırılmıştır.

Tezin ana teması, kullanılan bir sistemi bütünüyle ele alarak bilgisayar yardımıyla modellenmesi ve kritik parçalarının analiz edilmesidir. Bu çalışma sayesinde hem bilgisayar destekli tasarım (CAD) hem de bilgisayar destekli mühendislik (CAE) konularında çok yönlü bir kullanım gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmada mevcut bir gyro uçağı bilgisayar ortamında modellenmiş ve kritik parçaları olan rotor direği ve rotor sistemi statik analize tabi tutulmuştur. Yapılan analizler sonucunda rotor direğinde modifikasyon yapılarak mukavemeti artırılmıştır.

COMPUTER AIDED DESIGN AND ANALYSES OF GYROPLANES

SUMMARY

Key Words: Computer aided design, computer aided analysis, gyroplane, rotor

Methods of computer-aided engineering have started to have an important part in industry, education, and all the sectors involving engineering due to the developments in hardware and engineering programming. By the help of these methods, the process of design and analysis has been shortened a great deal and there has been flexibility in many aspects for the designers through design parameters' being rapidly changed and controlled. With all the work done, design has been optimized in computer and the productivity has been increased.

The main theme of of the thesis is to do the computer modeling of a currently used system and and to analyze the critical parts. This study has improved both the computer-aided desing (CAD) and the computer-aided engineering (CAE).

In this study a gyroplane has been designed on the computer and its critical part, the mast and the rotor system, have been analyzed. At the end of all the anayses, the mast has been modified and its strength has been increased.

BÖLÜM 1. GİRİŞ

1.1. Giriş

Gyro uçakları, diğer uçak çeşitlerinden oldukça farklıdır. Bir gyro uçağı; alüminyum, çelik, civatalar, tekerler ve belki biraz plastik gibi sıradan malzemelerin bir araya gelmesiyle imal edilirler. Fakat bu parçalar bir gyro uçağı haline geldiğinde oldukça etkileyici nitelikler verirler.

Herhangi bir uçakta olduğu gibi gyro uçakları da havada kendi limitlerine sahiptir. Uçuş sırasında her zaman bu limitlere uyulur. Bir gyro uçağı imal edilirken tasarımda yapılan herhangi bir değişiklik, kabul edilen standartlara uymalıdır. Ayrıca tehlikeli bir sonuç doğurmaması için özel bakım ve/veya eğitimler yerine getirilmelidir.

Diğer uçaklarla benzer olarak Federal Havacılık İdaresi (FAA), gyronun güvenlik çalışmalarından pilotu sorumlu tutar. Pilot, çalışmanın tüm prosedürlerini ve pilot el kitabında bulunan eğitimi bilmelidir.

Bir gyro uçağı ile uçabilmek için sertifikalı uçuş eğitmeninden (CFI) ders alınmalı ve dersler düzenli bir şekilde takip edilmelidir. Gyro uçağı diğer uçaklardan farklıdır fakat yeni bir şey değildir. Bir gyro uçağı; herhangi bir makina gibi tüm parçaları birbiriyle uyumlu çalışan çok iyi geliştirilmiş bir uçaktır. Gyro uçağı, ülkemizde pek fazla bilinmemektedir fakat 1950'lerin başlarına dayanan uzun bir geçmişe sahiptir.

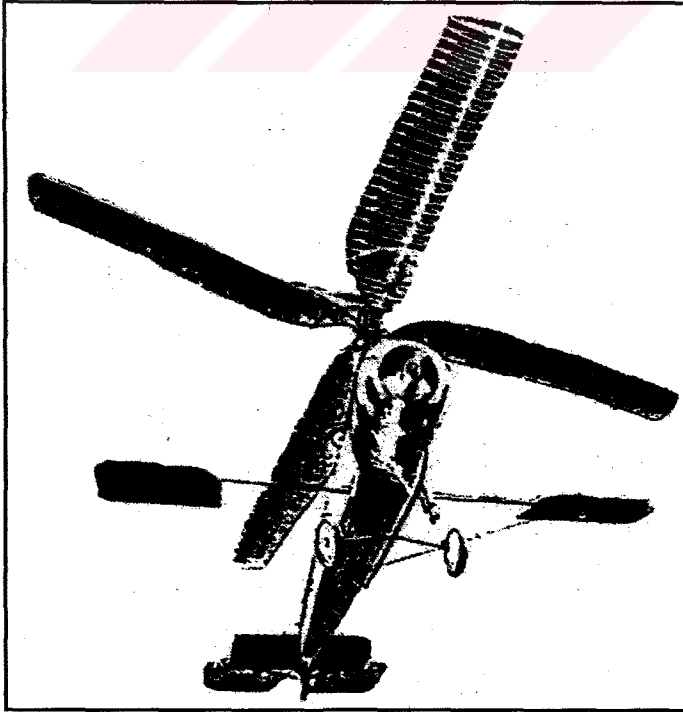
1.2. Tarihçe

Tanınan amatör yapım spor gyro uçağı, 1955 yılında Rusya doğumlu bir mühendis olan Dr. Igor Bensen (Şekil 1.1.) tarafından Birleşik Devletlerde icat edilmiş ve dizayn ettiği dönel kanatlı uçak için gyrokopter ismini vermiştir. Gyrokopterden önce benzer temelde bir uçak tipi 1923'den beri uçmaktaydı [1].



Şekil 1.1. Dr. Igor B. Bensen, XR-3 askeri otogyrosuyla.

Wright kardeşlerin ilk uçuşlarını yapmasından sadece 20 yıl sonra ilk gyro uçağı uçmuştur. Mucit ispanyol uçak mühendisi olan Dr. Juan de la Cierva tarafından icat edilmiş ve bugünün gyrolarıyla tamamen aynı prensiplerde uçmuştur. Şekil 1.2’de Cierva’nın yaptığı bu ilk gyro gösterilmiştir. Cierva, 1930’larda Birleşik Devletlerde yaklaşık 200 otogyro imal etmiştir. Autogyronun ilk kullanımları tarımsal işlerde, posta taşımada ve Birleşik Devletler Ordusu tarafından olmuştur [2].



Şekil 1.2. Dr. Juan de la Cierva’nın tasarladığı gyrokopter.

Daha sonra ünlü uçak tasarımcısı Harold Pitcairn, Cierva'nın otogyrosunu geliştirerek Şekil 1.3'de görülen kendi uçak tipi olan 1931 PCA-2 üretti. PCA-2 otogyrosu oldukça gelişmişti öyleki 1986'da restore edildiğinde rotor sisteminde veya uçağın diğer herhangi bir kısmında bir değişiklik gerektirmedi. PCA-2 restore edilmeden temel olarak büyütülmüş kapalı kabinli bir Bensen Gyrokopter versiyonu, Hava&Uzay 18A gyro uçağı üretildi.



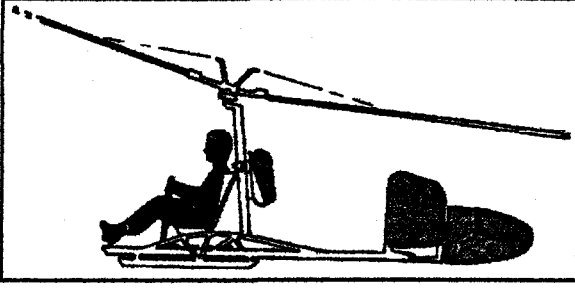
Şekil 1.3. 1931 Pitcairn PCA-2 otogyrosu

Gyro uçağı kelimesi; Féderal Havacılık İdaresi tarafından direk olarak motor tarafından gücü verilmeyen rotor pervaneli tüm uçak katogorilerini tanımlamakta kullanılır.

Gyro uçağı ilgili olarak otogyro (otogiro) kelimesi de kullanılır. Bu, ilk başarılı rotorlu uçağın ismidir ve bugünkü gyro uçaklarının ve modern helikopterlerin atasıdır. Otogyro, öndeki motoruyla bir uçak gövdesi görünümüne sahiptir.

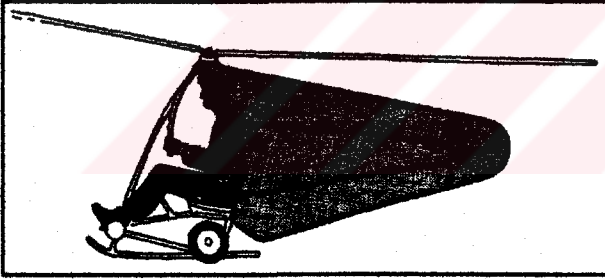
Gyrokopter ismi, otogyro ve helikopterin uçuş özelliklerinin tanımını birleştirmiştir. İlk otogyrolarda kısa kanatlar kullanmış fakat daha sonra kalkış fonksiyonu ve uçuş kontrolleri rotora dönüştürülmüştür. Otogyrolar 1923'den 1940'ların başlarına doğru geliştirilmiştir. Sonra II. Dünya Savaşının çıkmasıyla, yüksek performanslı uçakların gelişmesi ve ilk başarılı helikopter, Focke-Achgelis F.61, imal edilmesi gyro uçaklarının gelişmesini durdurmuştur.

Savaş sırasında alman denizaltılarının havadan gözlenmesine yardım için Focke-Achgelis şirketi, Şekil 1.4'de gösterilmiş olan, bir denizaltına halatla bağlanıp çekilebilen rotorlu uçağı yapmıştır. Uçak, otorotasyonda rüzgarla döndürülen üzerinde küçük bir üç pervaneli rotora sahiptir. Pilot basit açık bir gövdede yer alır ve kontrol koluyla makinayı yönetir.



Şekil 1.4. Bir denizaltı tarafından çekilen Alman gyrosu.

İngilizler de bu tip uçağın kendi versiyonlarını imal ettiler. Şekil 1.5.'de gösterilen Rotachute; çok basit bir hava çevrimli motorsuz iki pervaneli rotora sahiptir [1].



Şekil 1.5. Rotachute, İngiliz gyroplanörü

Dr. Bensen, rotachute konseptinin motor güçlendirmeli versiyonu üzerinde çalışmaya başlamıştır. Bensen, pilotun arkasına ittirici pozisyonunda bir motor monte etmiş ve birkaç başarılı tasarımdan sonra sonuç olarak gyrokopter denilen makinayı üretmiştir. Bu ismi taşıyan ilk uçak 1955'te ortaya çıkarılan model B-7'dir. Yuvarlak alüminyum boru sistemi, tahta rotor pervaneleri ve 42 beygir gücünde Nelson iki zamanlı motordan imal edilmiş bir modeldir. Rotor başından aşağıya asılı duran, baş üzerindeki bir kolla kontrol edilir.

Otogyronun rotoru uçuşta güçlendirilmez; hava akışı arka üst kısımdaki rotordan geçerek gider. Hava akışı rotorun üst kısmından gelen helikopterin tamamıyla zıttıdır. Çünkü rotorda güç yoktur ve hava çevrimine karşı tork yoktur.

Savaş sonrasında 1950'li yıllarda kullanılan gyro, helikopterin geliştirilmesiyle önemini kaybetmiştir. Helikopter, otogyrodan çok daha önce üretilmiştir. İlk başarılar 1907'nin başlarında Fransada elde edilmiştir. Fakat helikopter, 1940'da mucit Igor Sikorsky bilinen kuyruk pervaneli helikopter tipini tasarlayana kadar gerçekten gelişmemiştir. Helikopterin en büyük avantajı dikey olarak kalkış ve iniş imkanı, havada sabit durabilmesi ve yan ve geri uçabilmesidir.

Helikopter uçuşta burun aşağı duruşa sahiptir. Çünkü rotorunu ileri eğerek ve rotorla kendisini çeker. Tam tersi otogyro için geçerlidir. Autogyro, ileri uçuş süresince hemen hemen düz bir duruşla geriye eğilen rotora sahiptir. İleri hareketi, itilen bir pervaneden meydana gelir.

Gyrokopter terimi, yukarıda bahsedilen benzerliklerden elde edilmiştir. Bir helikopterin bir otogyro gibi uçuşması için ve bir otogyronun bir helikopter gibi uçuşması için belli koşullar vardır. Motorundan ayrıldığında veya güç sıfıra düştüğünde helikopter bir otogyro gibi uçar. Hemen hemen tüm helikopterler, rotorları yalnız rüzgarın kuvvetiyle döndürüldüğündeki otorotasyonda, otogyrolar gibi uçuş kabiliyetine sahiptirler. Bu, helikopterde motor arızalandığı takdirde kontrol altında iniş için bir güvenlik özelliğidir.

Otogyro, kısa bir süre için de olsa rotor sistemine güç verildiğinde helikopter gibi hareket eder. Eğer rotor pervaneleri mekanik bir alet ile genişletilirse ve eğimi yükselttilirse otogyro, bir helikopter gibi dikey kalkış gerçekleştirebilir. Bu, zıplayarak kalkış olarak bilinir. Rotor pervanesi uçlarında, jet gücüne sahip bazı otogyrolar vardır ve istendiğinde otogyrodan, bir helikopter kumandasına dönüştürülebilir.

Igor Bensen 1957'de zarif bir model olan B-8M'i geliştirmiştir. Gövdesi iki in kare alüminyum borudan yapılmıştır ve daha büyük McCulloch motoru taşır. 100 in kp sapmayla bu iki zamanlı güç kaynağı, 72 beygir gücündedir.

Bu temel 1957 model uçağa daha sonra kaçık gimbal rotor başı, metal rotor pervaneleri, opsiyonel joystick kontrolü, McCulloch motorunun 90 beygir gücü versiyonu ve başka pek çok yeni ilaveler olmuştur.

Bugünün gyro uçakları diğer yeni ilavelere ve Bensen tasarımındaki değişikliklere sahiptir. Mesela son bir gelişme, uçak hala yerdeyken rotoru önceden döndüren n döndürücüdür. Bunun sonucu; 100 fit veya daha kısa bir kalkış mesafesidir ki bu gyrokopteri STOL (Kısa Kalkış ve İniş) uçağı yapar. Bazıları farklı motorlara, farklı rotor pervanelerine ve diğer farklı bileşenlere sahiptir fakat bunların çoğu temel Bensen Gyrokopter formatını takip eder.

1.3. Tanımlama

Bir gyro uçağını, daha bilinen bir uçak modelinden ayırt etmek için çok neden vardır. Fakat gerçekte sadece bir tane temel fark vardır: bir gyroda kanat döner, bir uçakta ise kanat sabitlenmiştir.

Eğer bir uçaktan kanatları çıkarılır ve yerine bir rotor pervanesi takımı konulursa bir temel gyro uçağı konseptine sahip olunur. Bu gerçekte ilk imal edilen gyrolar gibidir: Juan de la Cierva kendi ilk birkaç modelini Avro 504 uçağının gövdesini kullanarak yapmıştır.

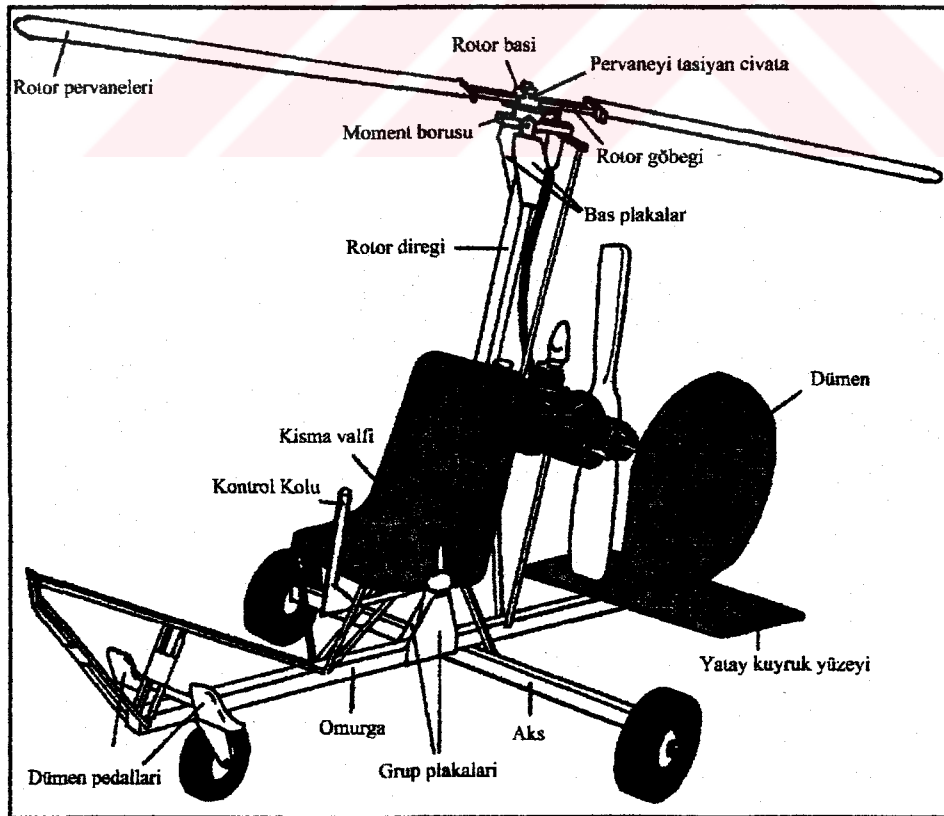
Gyro uçağı, genellikle pilot koltuğunun arkasına monte edilen bir pervaneyle bir motor tarafından gclendirilir; rotor pervaneleri, uçuşta serbest dönüş yaparlar; alttan gelen hava rotorların içinden geçerek pervanelerin dönmesine neden olur; rotor diski, her zaman havanın pervanelerin içinden geçmesine izin vermesi için hafifçe geriye eğilir.

Gyro uçağının üç temel kumandası; periyodik kol, kısma valfi ve dümen pedallarıdır. Periyodik kol hava hızını ve dengeyi kontrol eder. Dümen, bir yöne doğru veya sağa sola hareketi kontrol eder ve kısma valfi yüksekliği değiştirir.

Bugün kullanılan gyro uçaklarının çoğu tek kişilik, açık uçaklardır. Ortalama uçuş hızı 40-50 mph.'dir. Uçuş yüksekliği 1000 fit civarındadır. Bazı kapalı gyrolar dört saatten fazla 80 mph.'nin üzerinde giderler. Kit şeklinde tek kişilik gyro uçaklarının fiyatı 8000\$-18000\$ arasında değişir. Sıtandart gyroların çoğunda iki zamanlı su soğutmalı motorların yerini iki zamanlı hava soğutmalı motorlar almıştır. Kullanılan motorlar 2500\$ ve üzerinde bulunmaktadır. İki kişilik makinalar herhangi bir yerde 15000\$'dan 30000\$'a kadar fiyatlarda olabilirler.

1.3.1. Gyro uçağının parçaları ve görevleri

Burada gyronun en önemli parçalarından kısaca bahsedilmiştir. Şekil 1.6'da bir gyro basitçe resimlendirilmiştir.



Şekil 1.6. Bir gyro uçağının üzerinde parçalarının gösterilmesi.

Rotor başı:

Rotor başı, tüm rotorlu uçakların tepesinde bulunan, rotor pervanelerini ve uçağı birbirine bağlayan bir parçadır. Bir gyro uçağında rotor başı, rotor pervanelerinin öne ve arkaya veya kenardan kenara eğilmesine izin verir. Eğmeyi kontrol eden kontrol koluna bağlantılıdır. Gyro uçağındaki rotor başı, gyro rotoruna güç iletilmediğinden ve özel rotor pervanelerinin eğimini değiştirmeye ihtiyaç olmadığından helikopterdekinden daha basittir.

Gyro rotor başı tasarımında bazı değişiklikler vardır fakat en önemlisi kaçık gimbal değişikliğidir. Bunun anlamı; ana rulman merkezi, rotor başının hareket noktalarında oynak mafsalların bulunduğu makinanın arkasına doğru kaçıktır. Bu; tam anlamıyla dengeye gelindiğinde makinayı da kendi kendini dengeleyen hale getirmek için yapılır, bu durumda kumandaları ellemeden düz biçimde bir uçuş gerçekleşir.

Rotor pervanesini taşıyan civata:

Bu, rotor pervanelerini ve rotor başını merkezleyerek birbirine bağlayan önemli bir civatadır. Uçuş dengesi için bu civata, rotorun kendi ekseninde serbestçe dönmesi için gereklidir. Makinanın her iki tarafının eşit kalkmasını sağlamak için pervanelerin ilerlemesine ve gerilemesine izin vererek rotor bir eksen etrafında döner. Eğer pervaneler eksen etrafında dönmez ve olduğu yerde kilitlenirse, makina gerileyen pervaneye doğru gider ve kontrol edilemez.

Uçuşta tüm gyro uçağı, rotor pervanesini taşıyan civataya bağlıdır. Bu, civatanın kalitesini son derece önemli yapar. Herhangi bir civata, rotor pervanesini taşıyan civatanın görevini yapamaz. Bunun için kusuru olmayan ve çok sağlam uçak kalitesindeki bir civata kullanılmalıdır.

Moment borusu:

Moment borusu, her şeyi bağlayan rotor başının bir parçasıdır. Tüm kumanda kuvvetlerini rotor pervanelerine ilettiğinden ve makinanın tüm ağırlığını taşıdığından

çok dikkat gerektirir. Ana rulmanın altında, omurgaya paralel olarak bulunur. Her rotor başı moment borusuna sahip değildir veya bu terimi kullanmaz.

Baş plakalar:

Çoğu gyro uçaklarında rotor başları, iki metal plaka arasında rotor direğine bağlanır. Bunlar her zaman dikkatli biçimde seçilmiş uçak sınıfı alüminyum veya çeliğinden yapılırlar.

Rotor direği:

Rotor direği genellikle pilotun arkasında dik olarak duran, gövdenin dikey parçasıdır. Tepesinde rotor başı vardır. Altında gövdenin kalan kısmı vardır. Tipik olarak pilot koltuğu ve motor; rotor direğinin ortasına yakın bir yere bağlanır.

Omurga:

Gövdenin önden arkaya kadar olan parçasına omurga denir. Bazı gyro uçaklarında ön ve arka omurga olarak iki parçadır. Rotor direğinin altına bağlanır ve önde dümen pedallarını ve burun tekerini, arkada ise dümeni ve kuyruk tekerini taşır.

Aks:

Gövdenin kenardan kenara olan parçası olan aks, rotor direğinin altına ve omurgaya bağlantılıdır. Yaygın olarak aks diye adlandırılmasına rağmen aslında bir aks değildir fakat ana tekeri taşıyan gerçek aksları bağlayan bir karşı bağdır. Çoğu makinada bir bağ topluluğu, tek bir aks parçası yerine kullanılır.

Grup plakası:

Çoğu açık gövdeli gyrolarda rotor direğinin altını ve omurgayı bağlamak için bir çift metal plaka kullanılır. Bu plakalar her zaman dikkatli biçimde seçilmiş uçak sınıfı alüminyumu veya çeliğinden yapılırlar. Bütün gyrolar grup plakasına sahip değildir.

Rotor pervaneleri:

İleride daha ayrıntılı olarak bahsedilecek olan rotor pervaneleri uçağın en önemli parçasıdır. Nerdeyse tüm rotorlu uçaklarda birbirine tam olarak zıt monte edilmiş iki pervane kullanılır. Herbir rotor pervanesinin kendisi, aslında rotor başı etrafında sürekli dairesel uçuş yapan bir uçaktır. Önü ve arkası bir uçak gibi dengelenmelidir. Herbir rotor pervanesi kendi eşine uygun olarak dengelenmelidir.

Rotor göbeği:

Her rotorlu uçak birkaç çeşit rotor göbeğine sahiptir, basit alüminyum bir parça da olabilir karmaşık parçalar topluluğu da olabilir. Amacı; rotor pervaneleriyle birlikte dönerek ve rotor başıyla bağlantı sağlayarak onları dengeli bir şekilde tutmaktır. Çoğu gyro uçaklarında, rotor pervanesini taşıyan civata ile rotor pervanelerine bağlandığından çok kuvvetli uçak sınıfı alüminyum malzemeden imal edilirler.

Basit görünmesinin yanında rotor göbeği aslında bir çift çok karmaşık ve önemli iş yapar: 1) Öne arkaya gidip gelme hareketinde rotor pervaneleriyle salınım hareketi yapar. Bu hareket, her biri diğerinin farklı hava hızını karşılaması için rotor pervanelerinin ilerleme ve gerilemesine izin verdiğinden, rotor pervanelerinin düzgün çalışması için kritiktir, 2) Rotor göbeği, kuvvetleri öne ve arkaya paylaştırır, kuvvet herbir pervaneyi öne ve arkaya hareket ettirir. Rotor göbeği tüm bunlar için bağlantı noktasıdır.

İkiden fazla rotor pervanesi olan makinalarda rotor göbeği ve rotor başı özel ön/arka menteşeleriyle çok karmaşık olabilirler. Helikopterlerde rotor göbeği ve rotor başı, pervaneleri döndüren motor gücünü taşıdığı gibi rotor pervanelerinin ortak eğimindeki değişiklikleri de kontrol eder.

Kontrol kolu:

Kontrol kolu; bir gyro uçağının uçuşu için kullanılan üç kumandadan biridir (Diğerleri dümen ve kısma valfidir.). Kontrol kolu, sağa veya sola, burun aşağı veya

burun yukarı makinayı yönetir. Bunu, gövdeye bağlantılı olan rotor pervanelerini eğerek yapar. Bu, küçük kontrol yüzeylerini harekete geçiren kontrol kolunun bulunduğu bir uçaktan farklıdır. Standart gyro kontrol kolu, uçaklarda kullanılan benzer bir joystick'tir. Bazı gyro uçaklarında, pilotun başının üstünde, direk rotor başına bağlanan baş üstü kolu kullanılır.

Kısma valfi:

Kısma valfi de gyro uçaklarının üç kumandasından bir diğeridir. İşlevi, arabada motor gücünü azaltan ve arttıran gaz pedalı gibidir. Fakat bir araba gibi değildir, bir gyroda kısma valfinin etkisi, makinanın yüksekliğini ve dengesini kısma valfi etkisinde değiştirmesi gibi daha karmaşık bir yapıdır.

Dümen:

Bu üçüncü kontrol, burnu sağa sola hareket ettirerek makinayı yönlendiren dümendir. Dümen pedalları, önde burun tekeriyle ve arkada dümen ile bağlantılıdır. Yerde burun tekeriyle yönlendirmeyi sağlar. Havada, dümen pedalları ilk işleri olan yönlendirmeye sahip değildirler. Onun yerine makinanın burnunu ileri düz olarak veya diğer bazı yönler doğrultur. Uçuşta dönüşler çoğunlukla kontrol kolu ile yapılır. Gyro ile uçuşta ters sağa sola hareket olmadığından dümen, uçak stili koordinatlı dönüşlerdeki gibi kullanılmaz.

Bazı gyrolar bütünüyle bir eksen etrafında dönen yekpare bir dümene sahiptir. Diğerleri, çift parçalı yüzgeç/dümen karışımıdır.

Yatay kuyruk yüzeyi:

Bazı gyro uçaklarında yatay kuyruk yüzeyi bulunur, bazılarında ise yoktur. Bazı gyrolarda, kontrol yanıtının daha hızlı sağlanıp makinanın dengelenmesinde etkili olması ve rotor pervanelerinin hareketini karşılaması için makinanın arkasında yeterince uzağa monte edilmiş bir yüzgece sahiptirler. Vücudun denge bozucu

etkisini yenmek için kapalı bir makinada yatay kuyruk yüzeyine kesinlikle ihtiyaç duyulur. Açık gövdeli bir makinada yatay yüzey her zaman kullanılmaz.

1.4. Gyro Uçağının Ana Sistemleri

Bir gyro uçağını oluşturan ana sistemlerin başlıcaları; rotor sistemi, motor sistemi, ön döndürücü, gövde, kumanda sistemleri ve pilottur.

1.4.1. Rotor sistemi

Gyro uçağının en önemli parçası, kontrol yüzeyi dikkate alınan rotor pervaneleridir. Pervaneler, uçuşta kendi kendilerine dönme hareketi yapar ve maksimum ilerleme hızında, manevralarda, inişte veya stop etme durumunda oldukça sabit bir hızı korur.

Bir gimbal menteşesi tüm rotor sistemini tutar. Şekil 1.7'de pervaneler hariç rotor sisteminin bir resmi gösterilmiştir. Kumanda, rotora uygulandığında bir yanıt oluşur ve pervaneler eğilerek hava akımı, oluşan kalkış yüzeyine çarpar. Kalkıştan sonra rotora bir mesaj verilir ve kol boş pozisyonuna çevrilir. Sabit kanatlı bir uçakta kalkış uçak ileri hareket ettiğinde sağlanır fakat rotor sisteminde kalkış omniyönseldir (tüm yönlerde aynı).



Şekil 1.7. Pervaneleri monte edilmemiş rotor sistemi.

Gyro uçağı kontrol etmek için tüm hareketler, kolu boş pozisyonuna anlık geri çekmelerden oluşan kısa hareketlerdir. Bu bir uçağın kontrolünden oldukça farklıdır. Eğer gyro kumandaya tam olarak yanıt vermezse iki üç saniye bekleyip tekrar kumanda edilir.

Serbest dönmeli veya otomatik dönüşlü rotor, ileri uçuşta sıfır hava hızından maksimum hıza herhangi bir yönde uçar. Çünkü rotor sabit bir rpm.'ye sahiptir, kontrol yanıtı tüm kontrol hızları sonunda pozitifdir.

Eğer rotorlar 200 rpm.'de döndürülürse uçtaki hızlar 150 mph.'ye yaklaşır. Bu, uçuş hızında rotor uçlarının yaklaşık 300 mph. ile döndüğü anlamına gelir. Bu hızdaki bir harekette çok büyük bir enerji kuvveti vardır. Rotor döndüğünde her zaman dikkatli olunmalıdır. Eğer pervane bir nesneye çarparsa, uçağa veya nesneye büyük bir zarar verir.

Kalkışa hazır olduğunda, rotor yerde 250 rpm. veya yaklaşık 25 mph. üzerinde hızlanır, gyro burun tekerinden kuyruk tekerine doğru geri gider. Bu, rotorun hızlanmasını korur. Rotorun hızlanması ve daha fazla yükselme olması için kontrol kolu tammamiyle geride tutulmaz çünkü bu durumda makina tam kalkış hızına ulaşmaz. Burun hafifçe düşürülür ve ana tekerlerde 25-35 mph. kalkış hızında kalkış yapılır.

1.4.1.1. Rotor pervaneleri

Rotor pervaneleri gyronun kanatlarıdır, dönel kanatlardır. Uçağın diğer kısımları bu kanata asılı olarak durur ve şu işleri görürler: 1) havanın içinden geçerek dönen kanatları ileri doğru ittirir ve 2) yukarı veya aşağıya, sağa veya sola pilotun gitmek istediği yönde kanatları doğrultur. Şekil 1.8'de rotor pervaneleriyle bir gyro uçağı gösterilmiştir.

Uçağın ileri hareketi kanatların otomatik olarak dönmesine neden olur, bunun anlamı pervanenin dönüşünü korumak için doğrudan motor gücü gerektirmediğidir. İleri doğru saatte sadece 25-30 mille gitmesiyle rotor pervaneleri, uçlarında 350 mph'ye

erişecek yeterli hızda dönebilir. Gyro uçaklarının stop etmemesinin nedeni; düşük hızlarda bile pervanelerin hala hava içinden geçerek dönmesidir. Böylece 6/8 inç genişliğindeki rotor pervanesinin yüzlerce gros paundluk ağırlığı havada nasıl tutabildiği anlaşılmaktadır.



Şekil 1.8. Ev yapımı bir gyro uçağı.

Pervanelerin bu hızda dönmesi onları eğilmezde yapar, öyleki tam bükülebilir rotor pervaneleri bile düz durarak altındaki ağırlığı kaldırır.

1.4.1.2. Neden rotorlar, kanatların yerini almıştır

Burada rotorlar ile kanatların karşılaştırması yapılmıştır [3]:

Rotorlar, hava türbülansından daha az etkilenirler:

Hafif bir gyronun türbülans kabiliyeti, daha ağır Cherokee 6 gibi bir sabit kanatlı ile karşılaştırıldığında bir kaç faktör ortaya çıkar:

- **Rotorlar yüksek 'kanat yüklemesine' sahiptirler:** Rotor pervanesi, kanattan daha küçük bir alana ve daha yüksek bağıl hava hızına sahiptir.

- **Dönen rotorlar büyük bir dönme ataletine sahiptir:** Bu, uçağı devrilmeye karşı dirençli yapar. Hafif sabit kanatlı bir uçakta şiddetli rüzgarın bir kanadı aniden ve kuvvetlice kaldırması oldukça tehlikelidir.
- **Rotorlar daha yüksek kontrol otoritesine sahiptir:** Rotor sistemindeki periyodik kontrol herbir pervanenin eğimini değiştirir. Kontrol girişi; asimetik dikey sert rüzgarın yapmayı denediği gibi diskin yeni disk açısını elle kumanda etmeyi gerçekte denemez. Pervanenin eğim açısını değiştiren kontrol kuvveti çok küçüktür – pervaneler eğilerek disk açısı değiştirilir. Her bir pervanenin üzerindeki çok yüksek bağıl hava hızı nedeniyle rotor diskindeki oluşan kuvvet, disk açısındaki değişimde son derece etkilidir. Bu yöntemde, rüzgarın kontrol edilemeyen küçük bir etkisine karşı pilot daha yüksek kontrol otoritesine sahiptir.

Rotorlu uçak yavaş uçabilir (bir sabit kanatlıya göre):

Helikopterler havada durabilirler fakat gyrokopterler de en uygun hızlarının altında veya güç eğrisi arkasında çoğu sabit kanatlıdan daha yavaş uçabilirler. Normal bir sabit kanatlı kendi en iyi kalkış hızının altındaki hızlarda stop eder. Kendi özelliklerinden dolayı otomatik olarak dönen rotorlar, normalde stop etmez ve düz dikey inişte bile mükemmel derecede döner. Gyronun sabit tutulabildiği bir seviyesinde elde edilen motor itmesi miktarı, en yavaş uçuş hızını belirler. Kendi otomatik dönen kanadıyla bir gyrokopter güç eğrisi altında ve sıfır hava hızında bile tam olarak kontrol edilir. Burada daha önemli olan güvenlik faktörü; stop ettiğinde sabit kanatlı uçak gibi ansızın aşırı eğilme yapmaz.

Rotorlar enerji depolar ve transfer eder:

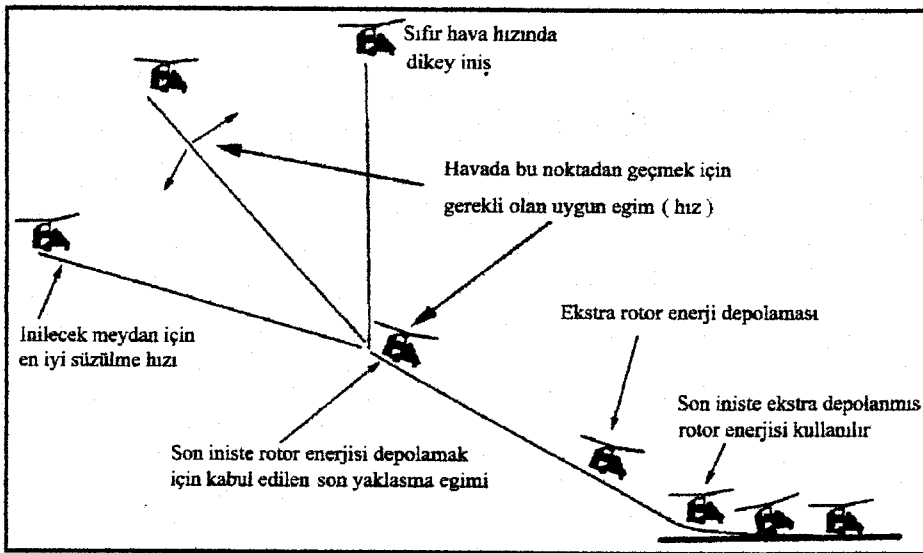
Rotorlar üçüncü enerji depolama ortamı sağlarlar. Sabitli kanatlı uçak iki şekilde enerji depolar; moment (motordan) ve yükseklik. Sabit kanatlılar ilerleme hızı ve yükseklik arasında depolanmış bu enerjiyi değiştirebilirler. Rotorlu uçak ve özellikle otomatik olarak dönen rotorlu uçak (genellikle gyrolar) rotorun dönüş hızında ek olarak enerjiyi depolayabilir ve değiştirebilir. Bu, yaklaşık sıfır hızda inişler gibi

nadir özellikler sağlar. Bir ani duruş inişindeki gibi , yere dik ve hızlı bir dalışta ekstra rotor enerjisi (RPM) toplar ve depolar.

Rotor enerji depolamasının diğer bir etkileyici uygulaması bazı otogyroların havaya 'zıplayarak' kalkış kabiliyetidir. Dick DeGraw'un GyRhino'su, CarterCopter ve Hava & Uzay 18A gibi gyro uçakları havaya zıplayarak kalıkış yapar.

Rotorlu uçak çok küçük ilerleme hızlarında iniş yapabilir:

Bu, yukarda anlatılan rotor enerji depolamasının sonucudur. Rotorlu uçak, bir sabit kanatlı gibi normal ilerleme hızıyla uçabilir veya bir rotorlu uçak 'ani duruş' veya 'durmaya yakın' düşük hızlarda iniş yapabilir. Şekil 1.9'da gösterilmiş olan 'ani duruş' veya acil tip inişler, normal uçuştaki inişlerden daha farklıdır. Normal uçuştaki inişler, uçağı yavaşlatmak için depolanmış rotor enerjisi (fazla RPM) kullanmazlar. Normal uçuştaki inişler, rotoru olmayan sabit kanatlıların yaptığı inişler gibidir. Bir ani duruş yapan rotorlu uçakta iniş; yere çok yakın iyi zamanlanmış patlamayı takip eden daha dik ve daha yüksek hava hızı yaklaşımını kullanır. Bu hızlı patlamada, rotorun yüksek kontrol otoritesi dikey inişi tamamen durdurur ve yere değmeden hemen önce yürüme hızına yakın bir hıza rotorlu uçağı yavaşlatır. Gerçekte rotor, ilerleme hızı enerjisinin çoğunu son iniş için rotor enerjisine dönüştürür.



Şekil 1.9. Zorunlu inişlerde, çeşitli iniş eğimi yaklaşımları

Son derece engebeli bir alanda gyro uçağı yerin hemen üzerinde tamamen durdurulabilir ve son bir kaç inç dikey olarak iniş yapabilir. Kanatlı uçakla engebeli alanlara inmek, iniş takımlarının parçalanmasıyla sonuçlanır.

Yüksek L/D oranı (veya yüksek süzülme oranı):

Rotorlu uçağın güç eğrisi altında kontrol edilebilmesi nedeniyle yerde veya acil bir iniş sırasında yere vurmamak için bir çok eğim yaklaşımları vardır. Sabit kanatlı uçak güç eğrisi ardında yavaş uçmak gibi bir çeşit süzülme kontrolü yöntemi kullanır. Fakat bazı yeterince yavaş olmayan hızlarda bir sabit kanatlı stop eder ve azami süratle dalmadan 60 derecenin altında süzülme eğimi ile dalış yapar. Bir rotorlu uçak, bir sabit kanatlına süzülme oranına genellikle sahip olduğu halde rotorlu uçak yere iniş için eğer gerekliyse tam diklikle süzülme eğimini ayarlar. Sabit kanatlı, engebeli alanlarda devrileceğinden, rotorlu uçağın daha küçük alanlara iniş kabiliyeti nedeniyle daha çok iniş seçeneği vardır.

Ayrıca, rotorlu uçaklarda iniş hızı ve açısı ayarlayabilir. Normal ani duruş inişinde gerekli süzülme eğimini sağlayacak konum ayarlanır. Bu konum, yere iniş noktasına genel olarak 100-200 ft yükseklik ve 45-60 derece eğimde olur. Bu konumda iniş garantilenir ve normal ani duruş inişi gerçekleşir.

1.4.1.3. Rotor pervanelerinin tasarımı

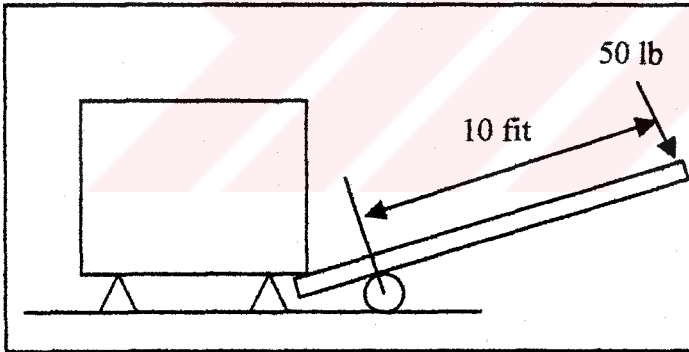
Geleneksel ultralight otogyronun dezavantajı olarak genellikle belirtilen; gyro uçağında G-yüklemesinin azalmasını önlemektir. Rotor, verilen hava hızında taşıdığı yük yüzünden kendi rpm'sini ayarlar. Yük azalır ve rotor, uygun bir şekilde ve bir kerede yavaşlamaya başlar [4].

Eğer, yük azalması yeterince uzun (yüklenmemiş bir rotorda, saniyede 35-40 rpm aralığında, "yeterince uzun" sadece bir kaç saniyedir) sürdürülürse, rotor; merkezkaç kuvvetinin pervaneleri hemen hemen yatay olarak tutmasını daha fazla sağlayamadığı ve yukarıya doğru katlanmaya başladığı bir noktaya erişir.

Eğer bu yükleme azalmasın, makinanın çekme merkezinden geçen itme çizgisinde etki eden kuvvet takip ederse ve eğer çalışma içinde başka aerodinamik etkilere neden olunmazsa, gyro dikey bir dalışa geçer. Eğer ilk yükseklik yeterliyse, darbeden önce ters döner. Buna 'aşırı güç itmesi' denir.

Bu yazının ışığında "Kontrol gücü" ve "Momentlerden" söz etmeye ihtiyaç duyulur, bu kelimelerin anlamlarını açıklayalım.

İlk olarak "Moment" gerçekten basittir. Bir kuvvetle bir mesafenin çarpımıyla elde edilen basit bir mühendislik terimidir. Eğer Şekil 1.10'a bakılırsa, uzun bir kaldıraç yöntemiyle kaldırılan geniş bir kütle görülür. Uzun bir iskele direği kullanarak kaldırılan yedi- taş [98 pond] tuğla paleti olduğu varsayılmıştır. Dayanma noktası olarak kaldıraçın altına yerleştirilmiş dairesel bir bloktan 10 fit uzaklıkta [50 pond] kuvvet aşağı doğru uygulanır. Böylece; $50 \times 10 = 500$ lb/ft moment aşağıya doğru uygulanır.

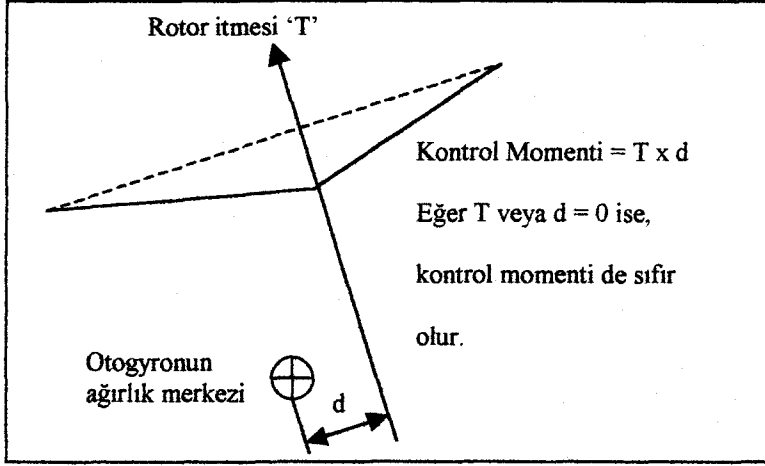


Şekil 1.10. Basit bir kaldıraç üzerinde oluşan moment.

"Kontrol gücü" terimi; periyodik kontrol kolunun inç başına sapması, otogyronun ağırlık merkeziyle ilgili eğilme ve dönme momenti üretilmesi olarak tanımlanır.

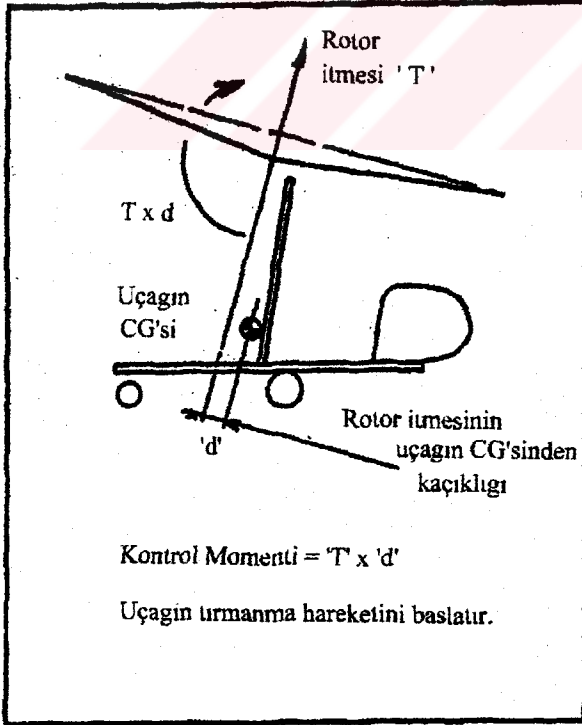
Eğer rotorun dönme merkezinde tam olarak yerleştirilen sallanan bir mile sahip olan basit sallanan rotora bakıldığında, (Şekil 1.11.), rotorun itmesiyle (T), gyro uçağının ağırlık merkeziyle rotor eksenini arasındaki çizgiden aşağıya doğru olan kaçıklığının (d) çarpımına eşit olan gövdeye sadece bir moment uygulandığı görülebilir. Gövdeye

uygulanan bu moment ($T \times d$); bir tırmanma davranışı içinde makinanın burun yukarı hareketini sağlayarak Şekil 1.12’de gösterilen yönde dönmesine neden olur.



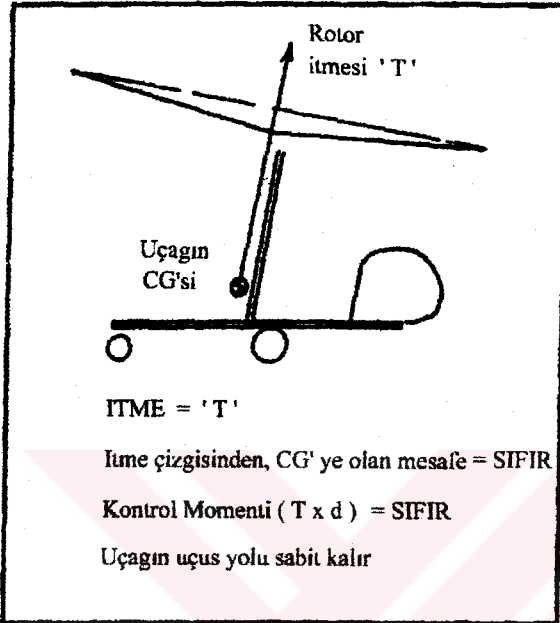
Şekil 1.11. Rotor itmesi.

Eğer ya itme (kuvvet) ya da kaçıklık (uzunluk) sıfıra düşürülürse moment de sıfıra düşer ve rotor herhangi bir kontrolü kullanamaz.



Şekil 1.12. Rotor itmesinin, CG'den kaçıklığı.

Eğer rotor ekseni, Şekil 1.13'de gösterildiği gibi gyro uçağının ağırlık merkezinden (CG) geçerse, dengeli bir uçuşta üretilen bir rotor itmesiyle (kuvvet) gövde, yörüngesini değiştirmek için herhangi bir gereksinim hissetmez; düzgün ve seviyeli bir uçuşla devam eder.



Şekil 1.13. Rotor itmesiyle CG'nin eşeksenli olması.

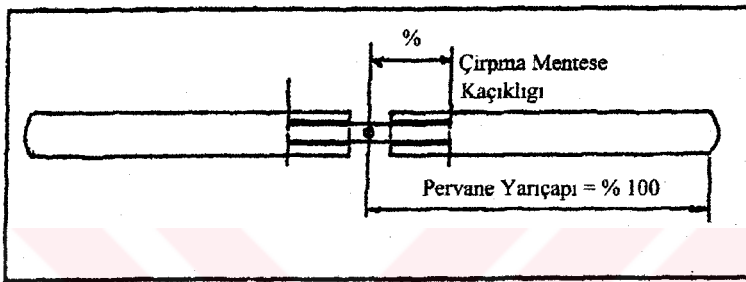
Benzer olarak eğer uçak, altında asılı duran bir gövde olmasa bile (sıfır "G") rotorun tepki verdiği bir manevra yaparsa, itme üretmez ve çekme kuvveti oluşturmak ve gyro uçağının uçuş davranışını değiştirmek için bir moment elde edemez.

Tam ve sıfır itme arasında ve CG'den minimum ve maksimum kaçıklıkta meydana gelen farklı kontrol momentleri vardır. Rotorun, 1 G'den daha az yük meydana getiren kolay bir manevra için yavaşladığı bir durumda, kontrol momentleri de azalacaktır. Dik bir dalış yapan gyro uçağında, çekme merkezinden geçen pervanenin yüksek itmesi, rotoru aşırı güçlendirir, moment üretilir ve gyro ileri doğru hareket ederken yere doğru düşerek dikine dalış yapar.

İtme çizgisini kırmak veya çekme merkezini düşürmek yardımcı olur fakat tam bir iyileşme sağlamaz. Bunun için yapılacak diğer bir şey de pervanelerindeki "Kaçık

Çırpma Mentеше” leriyle bir rotor olacaktır. Bu bileşenlerle bir rotor; toplam rotor itmesi azaldığında kontrol edilen momentlerin azalmasını önler.

Şekil 1.14’de “Kaçık Çırpma Mentese” görülmektedir, burada herbiri T şeklinde, rotor şaftının üstteki katı kısmını oluşturan çapraz kirişin sonunda yatay olarak eksenini etrafında dönen iki pervane vardır. Bazı yöntemler, bu şekilde pervane uçlarının aşağıya doğru düşüşünü önlemeye ve bu şekilde uçuş kontrol mekanizmasıyla eğimi değiştirmeye ihtiyaç duyar.



Şekil 1.14. Çırpma mentese düzeni.

Özet olarak uçağın göbek kısmının dışındaki bölgelere; pervanelerin çift menteşeli kısımlarını ittiren aerodinamik kuvvetler, merkezkaç kuvvetleri, rotor göbeği parçası ve şaftında oluşan kontrol momentleri etki eder.

Eğer şaft, gövdeye bitişik pozisyonda tutulursa, moment; gövdeyi döndürmek için zorlar. Burada rotorun itme kuvveti hesaba katılmamıştır. Pervanelere menteşe yerleştirilmesi ve pervanelerin dönmesi özelliklerinde kontrol fonksiyonu mevcuttur.

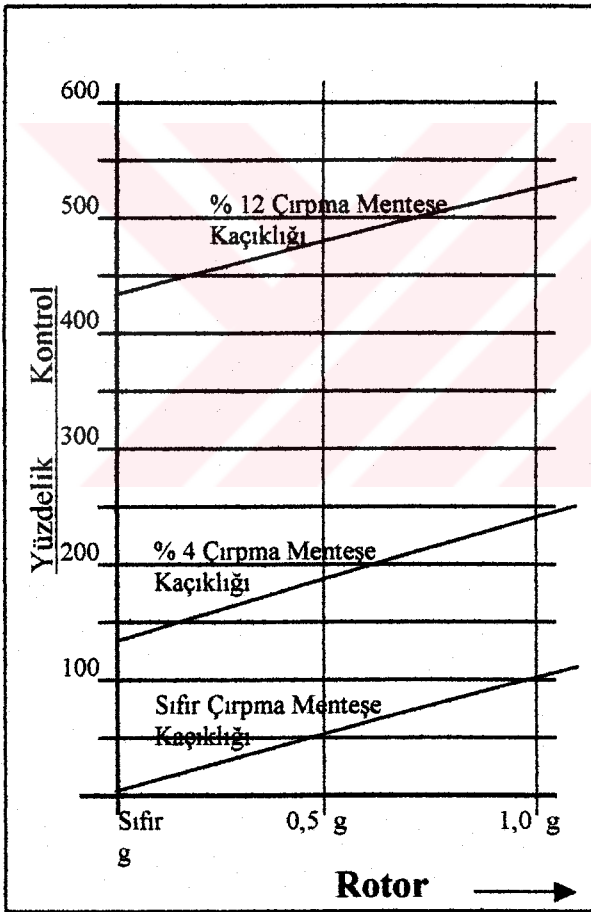
Pervanelerdeki merkezkaç kuvvetleri rotor göbeğinde ve dolayısıyla gövdede momentler (kuvvetler) üretir. Eğer rotor göbeğinin uzunluğunun, toplam rotor çapına oranı arttırılırsa, moment kolu daha uzun olur ve bu yüzden momentler de daha büyük olur. % 12 kaçıklık; menteşe alanında bükülebilir bir elementin kullanılmasıyla elde edilebilir.

Bu durumda, pervanenin aerodinamik kısmı; bükülebilir eleman üzerinde bir alan oluşturur ve bu nedenle pervane, dönme merkezine doğru hareket eder. Eğer

bükülebilir element kullanılırsa, yapısal yorulma meydana gelmesi nedeniyle, % 12'den az menteşe kaçıklığı elde etmek çok zordur.

% 4 menteşe kaçıklığı elde etmek için mekanik menteşeler kullanılır ve pervanenin dış aerodinamik kısmı uygun uzunluğa sahiptir.

Şekil 1.15'de kontrol gücü (grafiğin dikey ekseninde gösterilmiştir.), (i) basit sallanan rotor için, referans olarak; (ii) % 4 menteşe kaçıklığıyla bir rotor, ve (iii) % 12 menteşe kaçıklığıyla bir rotor için yatay ekseninde rotor itmesine (veya "G") karşı işaretlenmiştir.



Şekil 1.15. Yüzde kontrol gücü – rotor itmesi diyagramı

% 100 kontrol gücünde ve 1 G'de sıfır menteşe kaçıklığında bir sallanan rotor; Şekil 1.15'deki grafikte referans olarak alınmıştır. Daha önce açıklandığı gibi rotor sıfır G'de bir itme oluşturmaz ve bu nedenle kontrol gücü de oluşmaz.

Sıfır G'de, % 4 menteşe kaçıklığıyla çalışan bir rotor, sallanan bir rotordan % 37 daha fazla kontrol gücü üretir.

Sıfır G'de ve % 12 menteşe kaçıklığıyla rotor hala, 1 G'de meydana gelen kontrol gücünün % 82'sini üretir ve şaşırtıcı biçimde 1 G'deki sallanan rotordan % 328 daha fazla kontrol gücü üretir.

Bu yüzden % 12 menteşe kaçıklığındaki bir rotor; gerçekte rotor itmesinden bağımsız olarak bir kontrol gücü meydana getirir.

Diğer bir faktör de normal 1 G yer çekiminde rotor rpm'sindeki düşüşün etkisi ve rotor itmesinin azalmasıdır. Menteşe kaçıklığı nedeniyle kontrol gücü; pervanelerdeki merkezkaç kuvvetlerinden ortaya çıkmaktadır ve bu kontrol gücü, rotor hızının karesiyle orantılı olarak azalır.

1 G'de rotor hızının % 75'i oranında güç düşürülürse, rotorun itmesine bağlı olmayan kontrol gücü, yaklaşık $0,75^2 = 0,56$ oranında azalır.

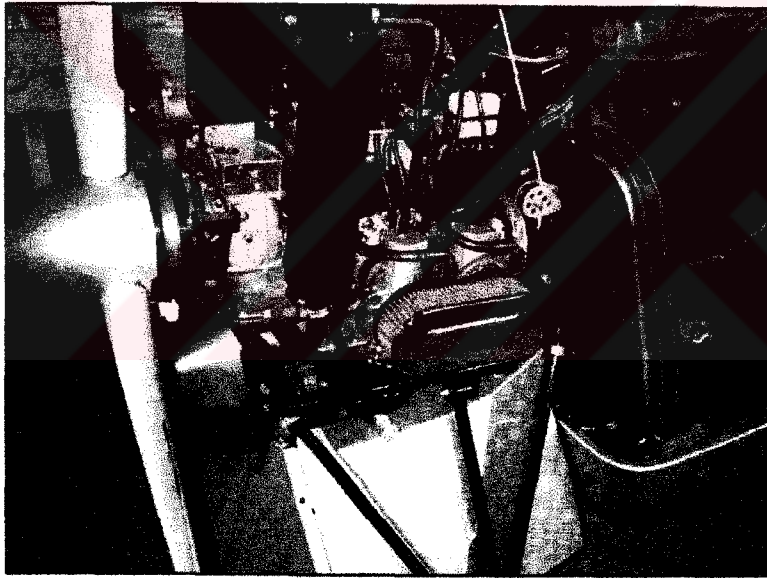
Bu yöntem, sıfır G'de ve normal rotor hızının sadece % 75'inde, % 12 menteşe kaçıklığıyla yeni rotorun kontrol gücünü daha küçük yapar fakat hala 1 G'deki sallanan rotorun kontrol gücünden % 140 daha büyük olur. % 12 menteşe kaçıklığıyla, sabit seviyeli uçuşta, 360 rpm'de dönen bir rotor, geçici olarak sıfır G ve 270 rpm rotor hızına düşen kolay bir manevra gerçekleştirdiğinde, hala 1 G'de sallanan rotorda üretilen kontrol gücünden % 140 daha fazla kontrol gücüne sahip olur. Tüm eğim ve dönme kontrolleri bu azalan G veya sıfır G manevraları ile otomatik olarak sürer.

1.4.2. Motor sistemi

Hava taşıtlarında kullanılması için yakıt randımanı yüksek, hafif ve daha küçük motorlar üretilmiştir. Elektronik ateşleme, daha yüksek rpm'lere izin verir ve tüm bu iyileştirmeler motorları verimli hale getirir.

Ağırlıktan daha çok tasarruf için, alüminyum silindir başlarının yanısıra alüminyum bloklar bulunur. Şimdi ev yapımı hava taşıtlarında kullanmak için küçük, hafif, yakıt randımanı yüksek ve dönüşümler için ideal, emniyetli alüminyum makineler bulunur. Hala üretimde olan az sayıda dökme demir makineler de hızla kullanımdan kalkmaktadır.

Motorun görevi basit olarak uçağı havanın içinden geçerek ittirmektir. Şekil 1.16'da monte edilmiş iki silindirli Rotax 532 motoru görülmektedir. Motor, gyro uçağının rotorlarından tamamen ayrıdır ve ayrı bir pervaneyi hareket ettirir. Bu pervane ittirdiğinde (veya çektiğinde) gyro uçağı, havadan geçerek hareket eder ve rotorlar, ileri hareketten dolayı otomatik olarak dönerler. Gyrodaki motor, uçağı ileri ittiren hareketi sağlayan uçağın motoruyla aynı fonksiyona sahiptir.



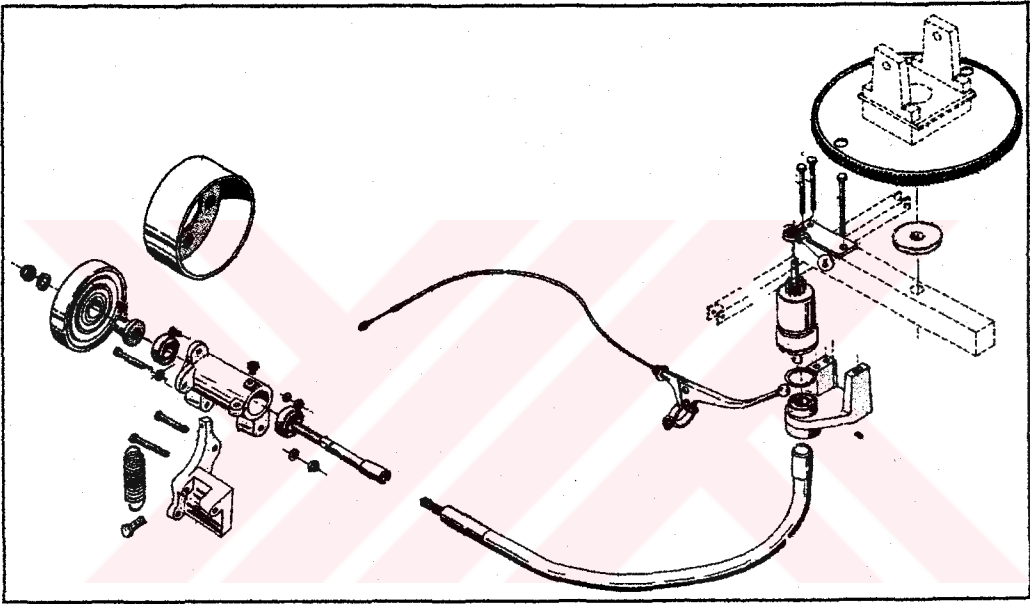
Şekil 1.16. Rotax 532 motoru.

1.4.3. Ön döndürücü

Daha önce de bahsedildiği gibi rotor, gyro uçağının ileri doğru hareketinden dolayı kendi kendine döner. Rotorun kalkış için gerekli olan devire (yaklaşık 300-350 rpm) erişebilmesi için oldukça uzun kalkış mesafesi gerekir. Kalkış mesafesini azaltmak için rotorun önceden döndürülmesi gerekmektedir.

İlk zamanlar rotor el ile döndürülürdü fakat teknik ilerledikçe çeşitli ön döndürücüler geliştirilmiştir. Bu ön döndürücülerin başlıcaları; Mekanik Ön Döndürücü, Hidrolik Ön Döndürücü ve Elektrikli Ön Döndürücülerdir.

Mekanik ön döndürücülerde motordan alınan hareket, esnek bir aks sayesinde rotor başına iletilir. Bir dişli sistem vasıtasıyla rotor döndürülür. Şekil 1.17’de bir mekanik ön döndürücü sistemi görülmektedir. Mekanik ön döndürücü, rotoru 150 rpm’ye kadar çıkarır daha sonra dişli sistem ayrılarak rotor kendi kendine dönmeye bırakılır.

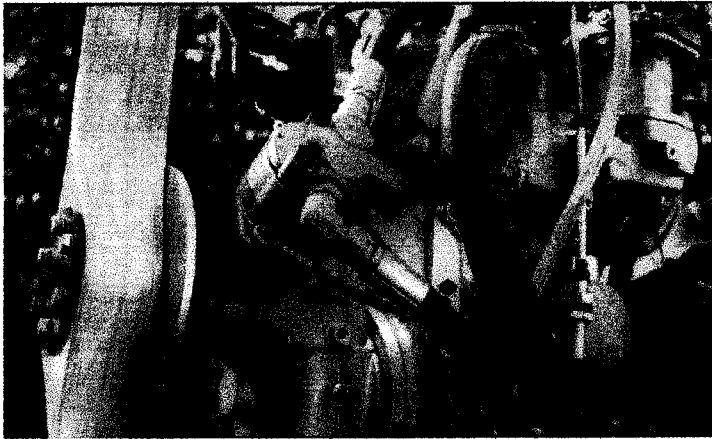


Şekil 1.17. Mekanik ön döndürücü

Kalkış mesafesi daha da kısaltılmak istenirse 200-250 rpm’ye kadar ön döndürme sağlayan hidrolik ön döndürücüler kullanılabilir. Bu sistemde, pervanenin arkasına monte edilmiş bir levha, yan levhalara monte edilmiş bir motoru döndürerek bir pompa (Şekil 1.18.) çalıştırılır. Burada kullanılan kauçuk tekerle aynı tipte bir teker de benzer bir levhayla rotor başını döndürür. Bu sistem tüm ekipmanlarıyla diğer sistemlerden biraz daha pahalıdır.

Elektrikli ön döndürücülerde, uçuş rpm’sine yakın değerlere ulaşmak için rotora yerleştirilen küçük gaz motorları pervanenin ilk döndürülmesini sağlar. Bunu için küçük model uçaklarının elektrikli motorları (Şekil 1.19.) kullanılmaktadır. Model

uçağı motorları, rotor pervanelerine üç fit yarı çağpında yerleştirilirler. Elektrikli ön döndürücüler ile rotora 100-150 rpm dönme sağlanabilir.



Şekil 1.18. Hidrolik ön döndürücü



Şekil 1.19. Elektrikli ön döndürücü

1.4.4. Kumandalar

Üç ana kumanda vardır: 1) motorun ürettiğı itirmeyi kontrol eden kısma valfi, 2) rotor pervanelerini eğen kol ve 3) burunu sağa veya sola çeviren dümendir.

Motor çalıştığı gibi kol doğrudan hareket ettirilir. Tam olarak kol, periyodik kumanda olarak adlandırılır. Uçaklarda ve helikopterlerde de bunun gibi bir kol vardır. Bu, dönen rotorların bağlı olduğu diski eğer. Kumanda kolu; makinaya bank ve dönme veya burnunu yükseltme ve alçaltma hareketlerini veren, gyro uçağının ilk kumandasıdır. Sadece helikopterlerde bulunan diğer bir kol, ortak kumanda olarak adlandırılır. Herbir rotor pervanesinin eğimini ayarlar. Nerdeyse tüm gyrolar kendi sabitlenmiş rotor pervanesi eğimine sahiptir dolayısıyla ortak kumandaya ihtiyaç duymaz. Uçak sağa veya sola eğildiğinde buna bank denir. Burn aşağı veya yukarı hareket ettiğinde bu harekete eğim denir.

Bir gyro uçağının dümeni, bir uçağın dümeni ile tamamen aynı çalışır. Burunu sağa veya sola hareket ettirir. Bu çeşit hareket rotadan çıkma (sağa sola sapma) olarak adlandırılır.

Bir uçağın veya gyronun dümeni ayaklarla yönetilir. Dümen pedalının uygun hareketleri, gyroda kalkışlar ve inişler sırasında çok önemlidir fakat uçuşta o kadar önemli değildir. Kalkıştan sonra bir gyroda yalnız kumanda koluyla ve dümeni değiştirmeden dönüşler yapılır.

Zıt olarak 'ters rotadan çıkma' denilen, uçağın kanadı eğildiğinde, burun sağa veya sola hareket ettiğinden dolayı uçaklarda, koordinatlı dönüşleri yapmak için kumanda kullanılması gereklidir.

Gerek gyroda gerekse uçakta dümen, motor ve pervaneden momenti ve P-faktörünü iptal etmekte kullanılır. Bu terimler; motor hızlı çalıştığında ve kalkıştaki gibi uçak yavaş hareket ettiğinde makinenin burun sağa veya burun sola harekete olan eğilimini gösterir. Serbesçe dönen rotor pervanelerinde moment olmadığından, dümen bunu uçakta da gyrodaki kadar kolay kontrol eder.

1.4.5. Gövde

Bir gyro uçağına uçarken bakıldığında uçan makinanın en az önemdeki parçalarından biri olan gövde görülür. Şekil 1.20’de bir gyro uçağının resmi üzerinde gövde açıkça görülmektedir.

Aerodinamik olarak gövdenin amacı kendi kendine dönen rotor pervanelerine, işlerini yapmakta yardımcı olmaktır. Gövde, rotorlardan asılı durur, gelen havaya karşı onları aşağıya çeker ve makinanın hareketini belirli yönler doğrultur.

Gyro uçaklarının gövdesi genellikle alüminyum borulardan imal edilir. Gövdenin; pilotun aerodinamik olmayan engebeli vücudunu taşımak gibi zor bir görevi vardır.



Şekil 1.20. Air Command’ın tek kişilik gyro uçağı

Gövde; uygun olarak çalışabilecek bir şekilde pedalları ve kolları taşır ve kumandayı kolaylaştırır. Gerekli dengeyi sağlayan kuyruk yüzeylerine sahiptir. Yerin üzerinde veya dışında etkili biçimde dolaşacak tekerleklerle (veya aynı şeyleri su üzerinde yapacak flötlara) sahiptir.

Gövdenin iskeletini genellikle alüminyumdan imal edilen dairesel ve dörtgen borular oluşturur. İskeletin en önemlisi bölümü gyro uçağının temel yapısı olan omurga ve

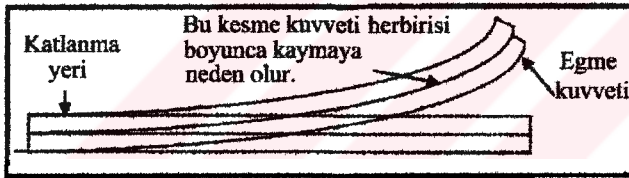
rotor direği ismi verilen ve uçak sınıfı alüminyum malzemeden imal edilen borulardır. Omurga, gyro uçağının gövdesini ve rotor direği ise rotor sistemini taşır.

1.4.5.1. Rotor direğinin tasarımı

Rotor direğinin yapılışında hangi ölçülerde boru kullanılacağı konusunda bir çok yaklaşım vardır. 2" x 2,5" ve 1/8" et kalınlığında boru kullanıldığı gibi daha az dayanıklı ve daha ağır olmakla birlikte 25 mm'den katlanmış 50 mm'lik boru da kullanılır. Küçük bir bilgisayar programında hesaplamalar yapıldığında bunun yeterince doğru olduğu anlaşılmıştır. Aşağıda bu hesaplama için izlenecek yol gösterilmiştir [5].

Geçmiş Teori:

İki cetvel uç uca kenetlendiğinde, dıştaki eğrilmiş olan Şekil 1.21'de gösterildiği gibi içteki diğeri boyunca kayar ve uçları farklı yerlerde olarak sonlanır.

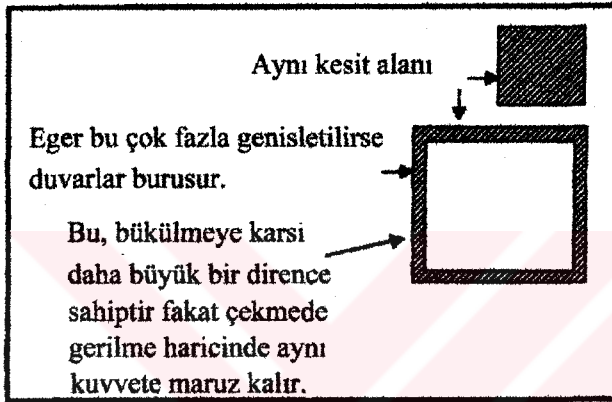


Şekil 1.21. Uç uca katlanmış iki cetvelde eğilme durumu.

Eğer birbirlerine yapıştırılırlarsa kayamazlar fakat uçları farklı yerlerde kaymaya çalışan bu kuvvetler ortadan kalkmaz fakat bu durumda kuvvetler içteki cetveli sıkıştırmaya ve dıştakini ise genişletmeye çalışır. Bu bir eğilme momentidir ve eğer kuvvet arttırılırsa dıştaki cetvelin yırtılacağı veya içtekinin sıkışacağı ve nihayet kopacağı bir nokta oluşur. İçteki cetveli sıkıştıran kuvvet basma kuvvetidir ve dıştaki de çekme kuvvetidir. Alüminyum kendi çekme gerilmesinden daha zayıf basma gerilmesine sahiptir. Eğer cetveller daha geniş veya daha kalın olsalardı onları kırmak için daha fazla kuvvet gerekecekti çünkü daha büyük kesit alanına sahip olacaklardı fakat içi boş dikdörtgen cetveller kullanarak malzeme miktarını arttırmaksızın kırılmaya karşı daha dayanıklı yapılabilirler. Bununla beraber geniş

kesit alanına fakat ince dokulu duvarlara sahip olmak için malzemenin yeniden şekillendirme düşüncesinde de bir sınır vardır. Eğer et kalınlığı çok azalırsa kendi ağırlığı altında deforme olur böylece basma burkulması olarak bilinen başka bir sınırla karşılaşılır.

Şekil 1.22.'de katı çubuk, içi boş boruda olduğu gibi aynı miktarda malzemeye sahiptir fakat daha düşük bir atalet momentine sahip olduğu gibi eğilme de daha zayıftır.



Şekil 1.22. Katı çubuk ve içi boş boru.

Et kalınlığını belirleyen faktörler ve boru, bar, çubuk, vs. lerin şekli atalet momenti olarak bilinir. Maksimum alandan geçen noktada basma burkulması hesaplanabilir. Sonucun karışmasını önlemek için basma burkulması ihmal edilebilir. İçinden geçen civatalar veya etrafına konan mengenerleri tutmak için yeterince kalındır. 3 mm veya 1/8" borudan yapılmış standart Bensen/Parsons tipi gyrolar ile 1000 kg'dan az Mikrolite Gyrolar ve 10 m rotor çaplı büyük makinalar için bu kalınlık yeterince dayanıklıdır.

Çalışma İçin Atalet Momentinin Konulması:

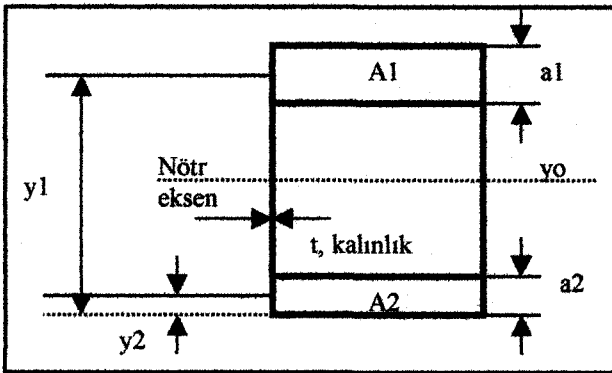
Atalet momenti verilen miktarda kuvvet uygulandığında boru üzerinde ne kadar gerilme oluşacağını tanımlar. Yere inişlerde ilk olarak kuyruk tekeri yere temas eder. İniş tamamlanır ve kuyruk tekeri boyunca olan kuvvet, ağırlık merkezinde absorbe edilir. Eğer gyro, ağırlık merkezinde sabitlenir ve kuyruk tekeri üzerinde yukarı

hareket ettirilirse aynı şey olur. Eğer yeterince kuvvetli ittirilirse omurga ağırlık merkezinde bükülür ve bileşke atalet momenti ile malzemenin maksimum gerilmesi, kırılmadan önce ne kadar kuvvetle ittirilebileceğini verir. Omurgayı bükmek için aynı atalet momentiyile daha dayanıklı bir malzeme daha fazla itme sağlar. Burada borunun eğilip basınç kalktıktan sonra kendi orjinal düzgün şekline dönmediği fakat kırılmadığı nokta akma noktasıdır.

Kevlar gibi bazı malzemelerin akma sınırları yüksektir ve ancak sürekli bir biçimde bükülürlerse kırılırlar.

Atalet Momentinin Hesaplanması:

Şekil 1.23, bir direğin kesitinin resmidir. Alt ve üst kısımlar bilerek farklı ölçülerde gösterilmiştir. Çoğu malzemeler basınç altında daha zayıftırlar, ikisinin birden arızalanması için üst kısmın alttan daha büyük yapılması normal bir uygulamadır. Bununla beraber alanlar $A_1 = A_2$ olmadıkça kesme gerilmesi merkez çizgisi boyunca gitmez fakat bunlara paralel olarak kayar. Direğin Y ekseni için de aynı hareket eder böylece bu kesimde bir merkez elde edilir. Bu, bir çeşit gerilme ağırlık merkezi gibi bir şeydir.



Şekil 1.23. Gövde direğinin kesit resmi.

Nötr Eksen Bulunması : (y_0)

Direkteki bazı boyutlar:

Yükseklik $H = 6$ inç

Genişlik $B = 2$ inç

Üst kısmın genişliği $a_1 = 2$ inç

Alt kısmın genişliği $a_2 = 1$ inç

Ağ kalınlığı $t = 0,125$ inç

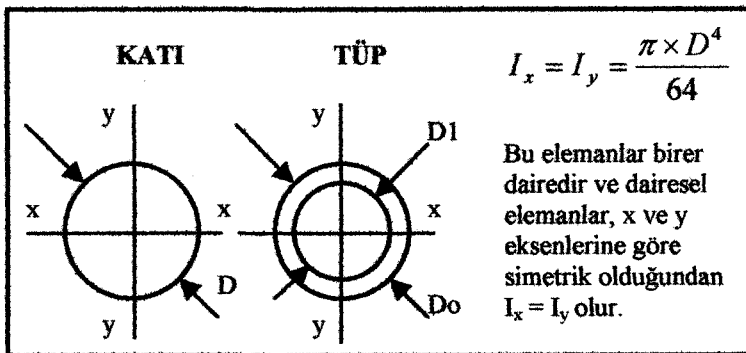
a_1 ' in merkezinin referans çizgisine mesafesi $y_1 = 5$ inç

a_2 ' in merkezinin referans çizgisine mesafesi $y_2 = 0,5$ inç

$$y_0 = \frac{(a_1 \times y_1) + (a_2 \times y_2)}{a_1 + a_2} = \frac{(2 \times 5) + (1 \times 0,5)}{1 + 2} = \frac{10,5}{3}$$

$y_0 = 3,5$ inç yukarıdaki referans noktasından (1.1.)

Eğer cisim katı bir daire ise malzeme mümkün olduğunca çok merkez etrafında yoğunlaşır ve eğer içi boş bir boru ise mümkün olduğunca merkezden uzaklaşır (Şekil 1.24.). Gerçekte önemli olan kesit alanının, merkeze olan uzaklığın karesiyle çarpımıdır. Malzemenin merkeze yakın kısımlarında gerilme azdır burada sadece ağırlık etki eder. Katı bir çubukta olduğu gibi aynı miktarda malzemeyle daha geniş çaplı bir borunun atalet momenti daha büyüktür ve bu nedenle aynı ağırlık için eğilme dayanımı daha iyidir.



Şekil 1.24. Daireler için merkeze göre atalet momenti

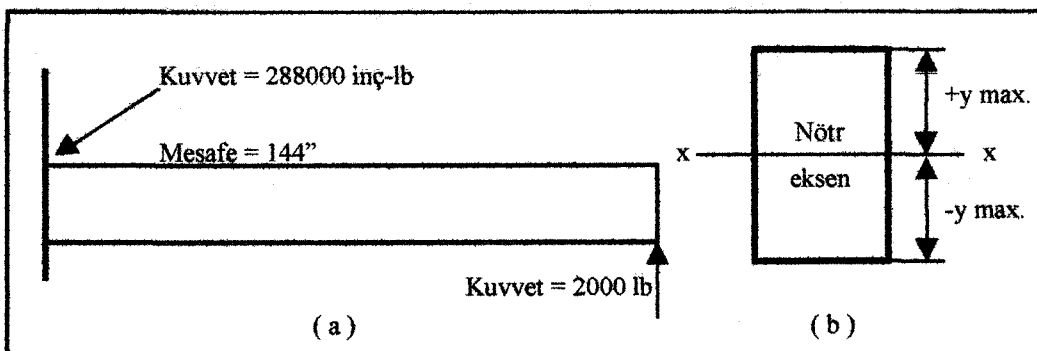
Böylece cismin atalet momenti belirlenmiştir, Tablo 1.1'de çeşitli geometrilerdeki malzemelerin atalet momentlerinin hesaplanması görülmektedir. Atalet

momentlerinin hesaplanmasıyla malzemenin akma sınırına gelmeden önce ne ölçüde eğilme gerilmesi uygulanacağını hesaplamak kolaydır. Bir ucu tuğla duvara bağlı ankastre bir krişin, diğer ucu yukarı doğru itirilirse krişin duvara bağlı kısmındaki kuvvet, kriş üzerindeki itme kuvvetinden daha büyük olur. Bu krişteki eğilme momenti basitçe kuvvet x mesafedir ve böylece eğer bağlı kısımdan 144 inç mesafede 2000 lbs. kuvvet uygulanırsa moment Şekil 1.25 (a)'da gösterildiği gibi 288000 inç lb. olur.

Tablo 1.1. Atalet momenti örnekleri

ÖRNEK	VERİLER	FORMÜL	İŞLEMLER	ATALET MOMENTİ
Katı Çubuk	Çap = 1,5 Alan = 4,71239	$I_x = I_y = \pi D^4 / 64$	$3,14 \times (1,5)^4 / 64$	2,248 inç ⁴
İçi Boş Tüp	Dış Çap = 3 İç Çap = 1,5	$I_x = I_y = (\pi/64) \times (D_o^4 - D_i^4)$	$(3,14/64) \times [3^4 - (1,5)^4]$	3,727 inç ⁴
Katı Dikdörtgen	H = 6 B = 2	$H^3 \times B / 12$	$(6^3 \times 2) / 12$	36 inç ⁴

Şekil 1.25 (b)'deki ifadeler nötr eksene ve yukardaki daha uzak noktaya olan mesafeyi göstermek için kullanılır. Şimdi, üst kısımdaki kuvvetin basma kuvveti olduğu ve pozitif bir sayı ile gösterildiği ve alt kısımdaki kuvvetin de çekme kuvveti olduğu ve negatif bir sayıyla gösterildiği hatırlanarak cisimdeki maksimum kuvveti hesaplanır. Moment M ile gösterilir.



Şekil 1.25. (a) Eğilme yüküne maruz bir kriş, (b) krişin kesit alanı.

$$\text{Maksimum gerilme} = \frac{\text{Moment} \times y_{\max}}{\text{atalet} \cdot \text{momenti}} \text{ veya } \frac{M \times y_{\max}}{I} \quad (1.2.)$$

Kriş örneği kullanıldığında, 2000 paund kuvvet ile 12 ft (144") mesafenin oluşturacağı basma momenti:

Atalet Momenti: 29,06

$$+y_{\max} : \quad 2,5 \quad \text{maksimum gerilme} = \frac{(2000 \times 144) \times 2,5}{29,06}$$

Eğme kuvveti: 2000

$$\text{Mesafe:} \quad 144 \quad \text{maksimum gerilme} = 24774 \quad (1.3.)$$

6351 alüminyumun basma akma sınırı yaklaşık 35 000 psi'dir ve bu maksimum gerilme ile direk bükülürse orjinal şekline geri döner (hala elastik alanda çalışır ve akma noktasına erişilmemiştir). Krişteki çekme gerilmesi de benzer olarak hesaplanır ve üst kısımdaki kuvvet alınırsa:

Atalet Momenti : 29,06

$$-y_{\max} : \quad -3,5 \quad \text{maksimum gerilme} = \frac{2000 \times 144 \times -3,5}{29,06}$$

Eğme kuvveti : 2000

$$\text{Mesafe :} \quad 144 \quad \text{maksimum gerilme} = -34683 \quad (1.4.)$$

Direk cidarlarının simetrik olmaması nedeniyle nötr eksen daha uzak olduğundan gerilmeler alt cidarda daha yüksektir. Çekme kuvvetinden dolayı gerilme değeri negatiftir ve 6351 alüminyum 36000 psi'lik çekme gerilmesiyle çekmede daha dayanımlı olmasına karşın hala akma noktasına tehlikeli bir şekilde yakın olarak gerilmektedir. Bu direk tasarımı iyi dengelenmemiştir ve alt cidar, üst cidardan önce akmaya başlar.

Eğer sadece orijinali gibi aynı gerilme yığılmalarını göstermek için boyutlandırılırsa, uçak tasarımında mimari alüminyum kullanmak uygundur. Aşık olarak eğer yerine konulan alüminyumun basma ve çekme gerilmeleri orjinalinkinden daha düşükse, denklemi sağlamak için daha yüksek bir atalet momenti gereklidir. Diğer dikkat edilecek hususlar; yerine konulan malzemedekinden daha iyi olması gereken korozyon direnci ve yorulma özellikleridir. Eğer bunlar karşılanabilirse bu yer

değiştirme daha yavaş ve daha büyük olacaktır. Bu kabul edilebilirdir ve zamandan tasarruf sağlar.

Yerine konulan malzeme biraz karmaşıktır ve daha hafif olmayabilir. 6351- 6061 alüminyum malzemelerin mukayeseleri için sertlik, yorulma ve tabii ki gerilme deneyleri yapılmıştır. Bu deneyler sonucunda renkli anotlama ve kaynak hariç bütün yönleriyle 6351'in biraz daha iyi olduğu ortaya çıkmıştır.

1.4.6. Pilot

Pilot makinanın en önemli parçasıdır. Mesela, bir çok makinada dikkat edilirse pilot, koltuğa oturduğunda kuyruk tekeri havaya kalkar ve uçak burun tekeri üzerine oturur. Bunun nedeni pilotun, toplam ağırlığın bir parçası ve makinanın dengesi olmasıdır. Gyronun tam anlamıyla uçabilmesi için pilotun ağırlığına ihtiyaç duyulur.

Tamamen kapalı bir makinada uçulmadıkça pilot, bir hava engelidir. Pilotun vücudunun çevresinde dolaşan hava uçağın dengesini etkiler. Pilotun vücudu, uçağı üstü kapatılmış aynı gyrodan daha dengeli yapar. Gyronun üstü kapatıldığında genellikle ekstra kuyruk yüzeyi eklenmesi gerekir.

Fakat pilotun vücudu daha dengeleyici bir faktör olsa bile, çoğu kapalı gövdelerden daha az aerodinamik biçimlidir. Bu yüzden kapalı gyrolar daha hızlı ve daha verimlidir.

Gyro tasarımcıları açık gövdeli bir makina geliştirdiklerinde pilotun bedenini, şeklini ve ağırlığını hesaba katarlar. Uçağın bir parçası haline gelen pilotun bedeninin ve ağırlığının alt ve üst limitleri vardır.

BÖLÜM 2. DENGE

2.1. Giriş

Yerde duran birisi için yeryüzü sezgisel olarak düz gibi görünür. Çoğu tecrübeli pilot için bir kuyruksuz gyro uçağı sezgisel olarak dengeli gibi görünür. Her uçuş makinasının tasarımında olduğu gibi gyro uçağının tasarımında da denge çok önemlidir.

Sezgi her zaman gerçekte uyuşmaz. Çoğu zaman bakış noktasına bağlıdır. Uzay mekiğindeki bir astronot, yerdeki birine göre dünyaya bütünüyle farklı bir bakışa sahiptir. Helikopter tipi periyodik eğilme kumandalı bir gyro uçağıyla uçmuş biri için yeryüzü, sadece Bensen tipi eğilme başı periyodik kumandalı bir gyro ile uçan birisine göre bütünüyle farklı bir izlenimdir. Bensen tipi kaçık gimbal rotor başı ile rotor itme parçası, kuyruksuz bir gyro uçağının dengesizliğini örter.

Aşağıdaki yazı ayrıntılı olarak fakat minimum matematikle gyro uçağının dengesi için bilgiler veren bir çalışmadır [6].

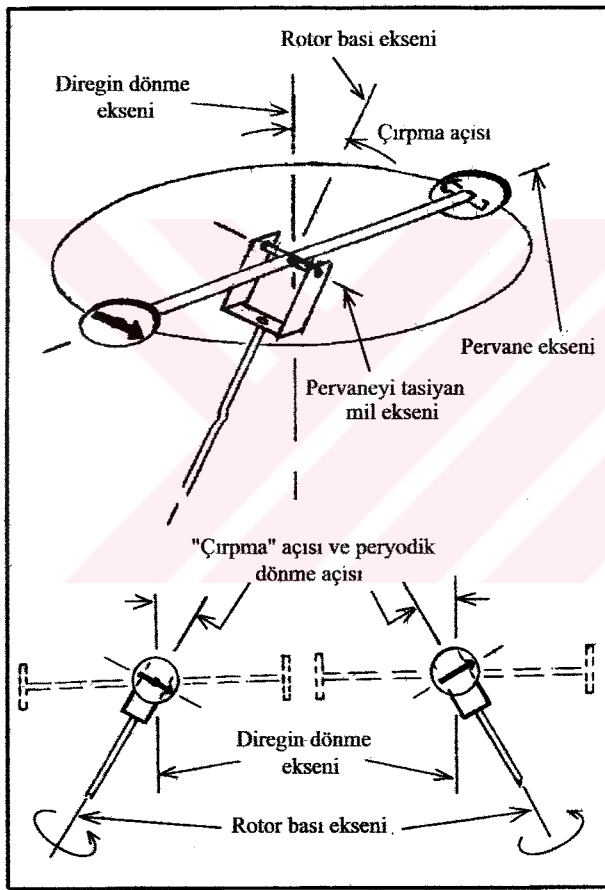
2.2. Rotor Kinematikleri

Rotorlu uçağın pervane hareketini anlamak zordur. Pervane hareketini tanımlamak için kullanılan “salınım” ve “yavaş ilerleme” gibi terimler hatalı ve yanıltıcıdır.

Rotor pervanesini taşıyan bir mil ve rotor başına monte edilmiş bir çubuk düşünülürse, bu sistem tümüyle bir salınımına başladığında ekseni uzayda sabit kalan bir topaç gibi hareket eder ve mekanik bir engelle karşılaşmadığı sürece rotor başının hangi yönde eğildiği önemli değildir. Eğer bir gözlemci çubukla beraber, rotor başı ekseni boyunca döndürülürse, çubun gerçekten salınım yaptığını görür

fakat bir eğim değişimi görmez. Eğer dönen gözlemci çubuğu, çubuk eksenini boyunca incelerse bir eğim değişimi olur fakat bu durumda salınım olmaz.

Çubuk gerçekte bir kuşun kanatlarını çırpması gibi bir salınım yapmaz. Rotor pervanesini taşıyan mil ve çubuk, rotor başından farklı bir eksende dönen ve rotor başını eğerek eğim oluşturan bir eklemdir. Şekil 2.1'de görüldüğü gibi çubuk ağırlıklarının herbirinin yüzeyi üzerindeki boyanmış ok işaretleri pervaneyi tutan mile paralel kalır.

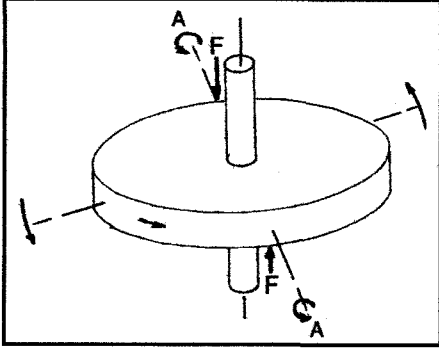


Şekil 2.1. Çubuk şeklinde farz edilerek rotor pervanesinin incelenmesi.

Eğer çubuk ağırlıkları hava engelleriyle yeniden yerleştirilirse, rotor başı ekseniniyle hizda olan rotor eksenine etki eden aerodinamik kuvvetler üretirler.

Eklemlili bir rotorun kinematikleri, iki yana sallanan bir rotordakinden temelde farklı değildir.

Dış kuvvet olmadığı zaman bir topacın dönme eksenini sabit kalır. Şekil 2.2'de F oklarıyla gösterilen kuvvetlerin uygulanması, AA ekseni çevresinde saat yönünün tersinde yalpalanmaya neden olur. Sol taraf düşmeye ve sağ taraf yükselmeye başlar. Yalpalama, 90° ile kuvvet uygulayarak yavaşlayan gyro tekerine benzer.



Şekil 2.2. Yalpalamanın basitçe şekillendirilmesi.

Bir topacın yalpalama oranı; yalpalama torkunun (kuvvetinin), atalet momenti ve gyro tekerleğinin hızına oranıdır.

$$\text{Yalpalamanın açısal hızı} = \frac{\text{Gyro tekerinin açısal hızı}}{\text{Gyro tekerinin atalet momenti}} \quad (2.1.)$$

Tork; fit-paund ve atalet momenti; slug-ft² olduğunda, yalpalama; radyan/saniye olur.

1 radyan = 57,3°, burada bir dönüş (360°) 2π radyandır.

1 slug = 32 paund, İngiliz kütle birimi (W/g). (2.2.)

Tipik bir gyrokopter rotorunun ağırlığı 37 paunddur ve 22 fit çapı vardır. Atalet momenti 46,6 slug ft² ' dir. Tipik olarak 360 rpm'de döner ve açısal hızı saniyede 37,7 rpm'dir. Saniyede 10° bir oranla (10°/saniye = 0,1745 radyan/saniye) rotoru yalpalamak (eğmek) için gerekli olan tork:

$$\begin{aligned} \text{Tork} &= \text{açısal yalpalama hızı} \times \text{rotorun atalet momenti} \times \text{rotorun açısal hızı} \\ \text{Tork} &= 0,1745 \times 46,6 \times 37,7 = 306,6 \text{ fit-paund} \end{aligned} \quad (2.3.)$$

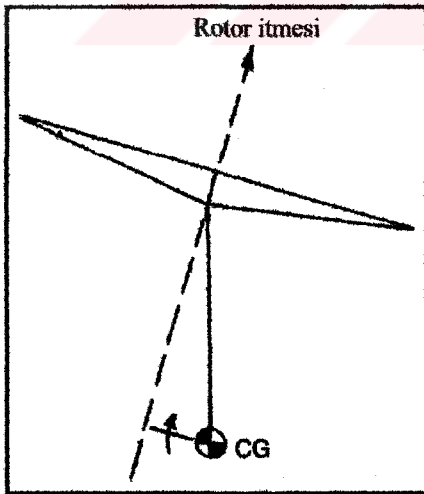
Rotor pervanesinin kaldırma merkezi, yarıçapın yaklaşık % 70'idir. Rotor disk alanının yarısı, yarıçapın % 70'inin içindedir ve diğer yarısı dışında kalır. İleri doğru uçuşta 10°/saniyelik bir oranda rotorun eğilmesi için gyrokopterde ilerleme ve gerileme pervaneleri arasındaki kaldırma diferansiyeli:

$$\frac{306,6}{11 \times 0,7} = 39,8 \text{ paunddur.} \quad (2.4.)$$

2.3. İtme Vektörü Yönlendirmesiyle Kumanda

Dönme merkezine yerleştirilmiş rotor mentaşeleri ile, iki yana sallanan ya da eklemli rotorları olan, eğilen rotor başı kumandalı ya da diğer kumanda çeşitlerini kullanan bütün rotorlu uçaklar, eğme ve dönme milleri etrafında rotor itme vektörüyle kontrol edilir.

Şekil 2.3'de rotor, sağa eğilmiş ve rotor itme çizgisi, makinanın ağırlık merkezinin soluna doğru kaçıktır. Bu kaçıklık, makinayı sağa doğru dönmeye başlatacak olan bir moment (veya tork) meydana getirir.



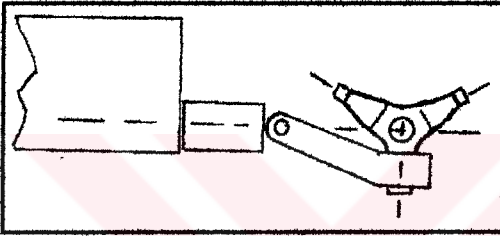
Şekil 2.3. CG'nin soluna kaçık rotor itme çizgisi.

Rotor periyodik kolun kaydırılmasıyla, 360 rpm rotor hızında 1/3 ile 1/2 saniye arasında düzene girer fakat gövde girmez. Gövde, dönme eksenini etrafında ataletle sahip olduğundan, rotor itme vektörünün kaydırılmasıyla oluşan tork, dönme eksenini

etrafında makinayı hızlandırmaya başlar. Bu açısal hızlanma; uygulanan torkun, dönme ekseninin atalet momentine bölünmesine eşittir.

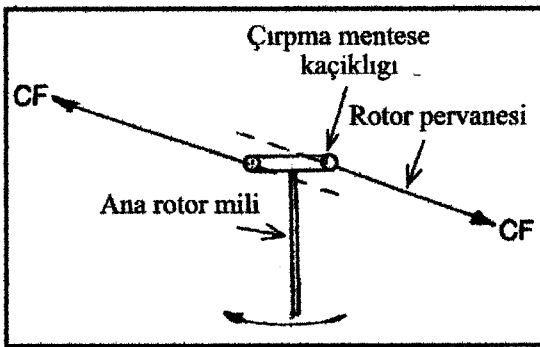
Sabit kanatlı bir makinada kolun kaydırılması, dönme veya eğilme oranını kontrol eder. Rotorlu uçakta kolun kaydırılması, dönme veya eğilme hızını kontrol eder.

İtme vektörü yönlendirmesiyle kumanda, rotor itmesine bağlıdır. İtme olmazsa, kumanda da olmaz. Şekil 2.4'deki Sikorsky gibi ilk helikopterler genellikle dönme merkezlerine yerleştirilmiş rotor menteşelerine sahiptir ve tamamen iki yana sallanan rotorlarda olduğu gibi itme vektörü yönlendirmesiyle kumanda edilirler.



Şekil 2.4. Sikorsky S-51 rotor başı

Daha yeni helikopterler, ilave kontrol momenti sağlayan ve Şekil 2.5'de basitçe ifade edilmiş olan kaçık çırpma menteşelerine sahiptir. Bu; "T-çubuk" etkisi olarak adlandırılır.



Şekil 2.5. Kaçık çırpma menteşeleri

Hughes 269-300 helikopterleri; gövdesinin kütlesi ve hacmiyle karşılaştırıldığında rotor itmesinden bağımsız olarak, rotor eğilmesi başına yaklaşık 50 ft-lb kontrol

momenti sağlayan, yaklaşık 1 3/4" menteşe kaçıklığına sahiptir. Sıfır-G manevraları sırasında makinayı kontrol etmek için daha fazla rotor menteşe kaçıklığı gereklidir.

Hughes 269'da itme vektörü kayması, rotor eğilmesi başına yaklaşık 120 fit-paund kontrol momenti meydana getirir.

2.4. Sönümleme

Sabit aerodinamik yüzeyleri olmayan bir rotorlu uçakta tek sönümleme kaynağı rotorun kendisidir.

Peryodik kumanda kolunun boş pozisyonda tutularak gövde döner ve rotor ilerler böylece üretilen moment gövdenin dönmesine karşı koyar. Gövdenin daha hızlı dönmesi, rotoru daha fazla ilerletir ve daha büyük karşı koyma momenti sağlar.

Bu şekilde üretilen sönümleme büyük değildir. Eğer önceki örnekteki gyrokopterin gövdesi 10°/saniye ile döndürülürse, rotoru yalpalatmak için gerekli diferansiyel kaldırma yine 39,8 lbs. olur ve salınım 0,15° olur (eğim de). Rotorun 0,15°'lik ilerlemesi, gövdenin dönmesine karşı 4,7 ft-lbs.'lik bir moment meydana getirir.

Bir uçağın kumanda hassaslığı; kontrol gücünün, sönümlemeye oranıyla elde edilir. Çift kanatlı bir gösteri uçağı yüksek kontrol gücüne sahiptir fakat dört kanadından dolayı yüksek sönümlemeye de sahiptir.

İtme vektörü yönlendirmesiyle kumanda edilen bir rotorlu uçak, düşük kontrol gücüne ve düşük sönümlemeye de sahiptir. Rotorlu uçağın kumanda hassaslığı, genellikle bu gösteri uçaklarından daha büyüktür.

2.5. Pilot Kaynaklı Sarsılma

Otomatik pilotlu bir uçakta temel sezgi elemanı, yapay ufuk gyrosudur fakat konum değiştirme kontrolünü sağlamak için yeterince yüksek kazanç elde edilmesiyle sistem, yalnız konumlama sinyalleriyle sarsılır. Elektriksel olarak dönme veya eğilme

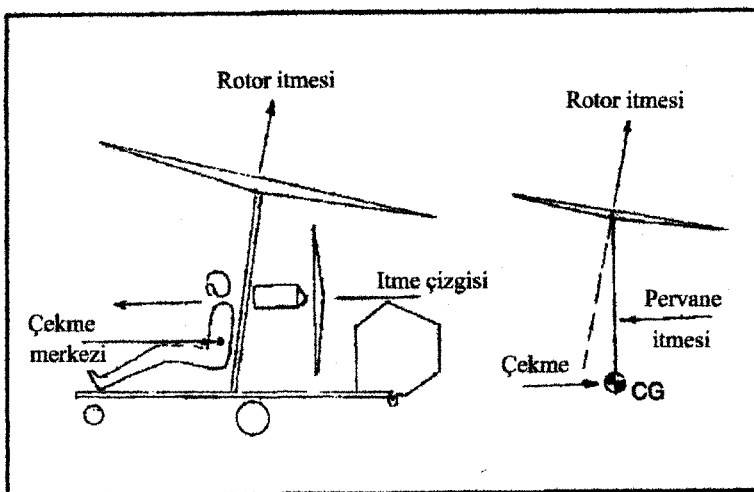
oranları ve bu oranların değişim oranını elde etmek çok basittir. Elde edilen bu sinyaller, sönümlenmeye uygun oranda birleşir.

Pilot, bağlantıyı kapatır ve otomatik pilotta olan aynı şeyleri yapar. Pilot kaynaklı sarsılmaya neden olan şeyler, kontrol hareketine, ataletine ve yetersiz sönümlenmeye cevap veremez.

İleri doğru uçuşta bir rotor, rotor pervanelerinin ilerleme ve gerileme hızlarındaki fark nedeniyle ilerleme açısıyla dengesizdir. Eğer periyodik kol, burun yukarı yönde hareket ettirilirse, ilerleme rotor pervanesinin açısı, gerileme rotor pervanesinin alçalmasıyla aynı miktarda artar fakat ilerleme pervanesinin yükselmesi, hız farkından dolayı gerileme pervanesinin alçalmasından daha fazladır. Bu sorunu gidermek için rotorun dönme açısı yükseltilir, yani; periyodik kol hareketiyle daha fazla kumanda verilerek rotor ilerleme açısı yükseltilir.

Yukarı yönde ani bir rüzgarla karşılaşılması durumunda da aynı şey olur yani; rotor, burun yukarı yönde hareket eder. Dengeli bir uçak, böyle bir rüzgarda burun aşağı, her zaman rüzgara bağlı olarak hareket ettirilir.

Bensen modelini izleyen çoğu gyro uçakları bir imalat hatasına sahiptirler çünkü Şekil 2.6'da gösterildiği gibi pervane itme çizgisi, gövde ağırlık merkezinin üzerindedir.



Şekil 2.6. İtme çizgisi ve çekme merkezinin şematik gösterimi.

Bu durumda burun aşağı eğilme momenti oluşur ve bunu gidermek için rotor itme çizgisi, makinanın ağırlık merkezinden ileride yapılır. Rotor itme çizgisinin CG'nin önünden geçmesiyle, yukarı doğru bir rüzgar torku, gövdeyi burun yukarı hareket ettirir.

Peryodik kumanda kolu burun yukarı yönde hareket ettirildiğinde, iki ya da üç çevrim içersinde yeni kol pozisyonuna göre dengeye sokularak rotor hızlı bir şekilde yanıt verir fakat ataletinden dolayı gövde vermez. Eğer kol sabit tutulursa, gövde bir açıyla tırmanmaya başlar. Rotorun geriye doğru eğiminin artırılması, burun yukarı bir ivme oluşarak makinanın ağırlık merkezinden dolayı burun yukarı tork yükselir. Bu burun yukarı ivmelenme; sönümlenme torku, ivme torkuna eşit olana kadar şu oranda devam eder;

$$\text{ivme} = \frac{\text{Tork}}{\text{gövde atalet momenti}} \quad (2.5.)$$

Daha önce de bahsedildiği gibi sabit aerodinamik yüzeyleri olmayan bir rotorlu uçakta tek sönümlenme kaynağı rotorun kendisidir. Eğilme oranının artırılmasıyla rotor sönümlenmesi, gövde dönüşünden düşük kalır. Fakat daha önce bahsedildiği gibi rotor sönümlenmesi, çok yüksek dönme ve eğilme oranlarını kontrol ettiğinden oldukça düşüktür.

Peryodik kol ilk pozisyonuna çevrildiğinde, momentumundan dolayı gövdenin dönüşü durmaz fakat rotor sönümlenmesinin bir sonucu olarak yavaşlamaya başlar. Gövdenin dönüşünü durdurmak için ters peryodik kol hareketi gereklidir.

Yatay dengeleyicileri olmayan ilk helikopterler eğimde oldukça dengesizdir. NACA problemi araştırdı ve rotor hacminin % 10'una eşit bir yatay dengeleyici hacmi ile çözdü. Modern helikopterler genellikle bu kuralı izlerler.

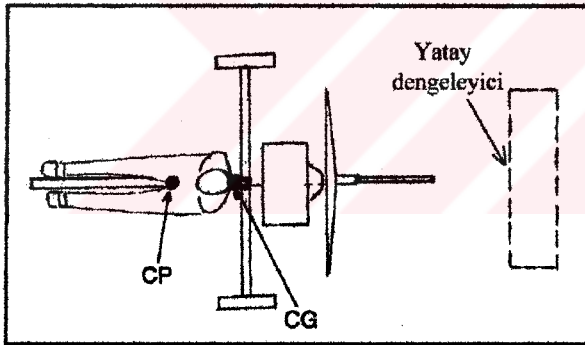
Cierva, 1930'ların başlarında dikey bir dengeleyici dışında aerodinamik yüzeyleri olmayan rotor başı eğimiyle (itme vektörü yönlendirmesi) kumanda edilen bir gyro uçağında yatay dengeleyiciyi yerleştirmiştir ve neticede sonra üretilen tüm otogyrolar

için rotor hacminin % 12-%15'i arasında olan yatay dengeleyici hacmi yerleştirilmiştir.

Burun yukarı harekette, yatay bir dengeleyici olmaksızın gövdenin hareketi için çabuk bir yanıt oluşmaz. Makinanın yukarı doğru hızı yatay bir dengeleyiciyle gövdeyi daha çabuk dengeye sokan aerodinamik kuvvetler üretir. Maksimum eğilme oranı, yatay dengeleyiciyle sınırlanır.

Yatay dengeleyicisi olmayan tipik Bensen-tipi bir gyro uçağında aerodinamik basınç merkezi (CP), Şekil 2.7'de gösterildiği gibi ağırlık merkezine doğrudur.

Aerodinamik merkez, Şekil 2.7'de kesik çizgilerle ayrılmış alanın yaklaşık olarak merkezindedir. Uygun boyutlardaki bir yatay dengeleyici, CG'yi izleyen CP ile garantiye alınır. Gyro uçakları dönme eksenlerinde hiç bir zaman kontrol problemi göstermezler.

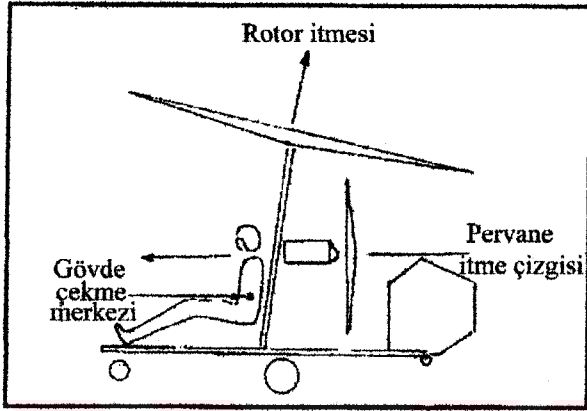


Şekil 2.7. Basınç ve ağırlık merkezlerinin şematik gösterimi.

2.6. Çarpma

Bensen Gyrokopteri ilk ortaya çıktığından beri ev yapımı gyro uçaklarında meydana gelen bir kaç yüz ölümcül kazanın muhtemelen % 95'i, rotor yüklemesinin yapılmaması denilen ve takla atmayla sonuçlanan tek bir nedenden oluşmuştur. Sadece bir kaç felaket mekanik hatalardan meydana gelmiştir.

Pervane itme çizgisi Şekil 2.8’de gösterildiği gibi tipik olarak gövde çekme merkezinin yaklaşık bir fit üzerinden geçer. Motor itmesi; sabit yükseklikteki bir uçuşta 200 ft-lbs aşağı moment meydana getiren, 450 paund-gros ağırlığındaki bir gyro için yaklaşık 200 paunddur. Bu burun aşağı momenti ölçmek için; rotor itme çizgisi, makinanın ağırlık merkezinin 5 1/3” (0,444 ft) önünde olmalıdır.



Şekil 2.8. Rotor itme çizgisinin şematik gösterilmesi

Rotor itmesinin azalması, güç kaybını, takla atmaya veya çarpmayı başlatabilir. Aşağı doğru güçlü bir rüzgar, gövde çekme merkezinin üzerinde olan pervane itmesinden kaynaklanan burun aşağı momenti karşılamak için rotor itmesini azaltır. Makinanın burun aşağı dönmeye başlamasıyla, gövde ve rotor eğilir ve rotor ilerleme açısı azalır. Rotor itmesi, burun aşağı eğimin yükselmesiyle daha çok azalır.

Tipik bir gyro, eğim eksenini etrafında yaklaşık 40 slug-ft² atalet momentine sahiptir. Rotor yüklemesinin tamamen yapılmamasıyla ve 200 ft-lbs’lik bir eğilme momentiyle (tork), eğilme eksenini etrafındaki açısal ivme yaklaşık;

$$\frac{200 \text{ ft} - \text{lb}}{40 \text{ slugft}^2} = 5 \text{ radyan / saniye}^2 \quad \text{veya} \quad 286^\circ / \text{saniye}^2 \quad (2.6.)$$

Makinayı 180° çevirmek veya döndürmek için gerekli olan süre;

$$\text{süre} = \sqrt{\frac{\text{açı}}{0,5 \times \text{açısal ivme}}} = \sqrt{\frac{\pi}{0,5 \times 5}} = 1,12 \text{ saniye} \quad (2.7.)$$

1,12 saniyede, 180° yani ortalama saniyede 161° bir oranda yalpalama için rotorun yeterli kuvvet üretebilmesinin bir yolu yoktur.

Topacın yalpalaması kısmından:

Tork = açısai yalpalama hızı x rotorun atalet momenti x rotorun açısai hızı

Açısai yalpalama hızı = $161^\circ/s = 2,8 \text{ rad/s}$

Rotorun atalet momenti = $46,6 \text{ slug-ft}^2$

Rotorun açısai hızı = $37,7 \text{ rad/s}$

Tork = $2,8 \times 46,6 \times 37,7 = 4900 \text{ ft-lb.}$

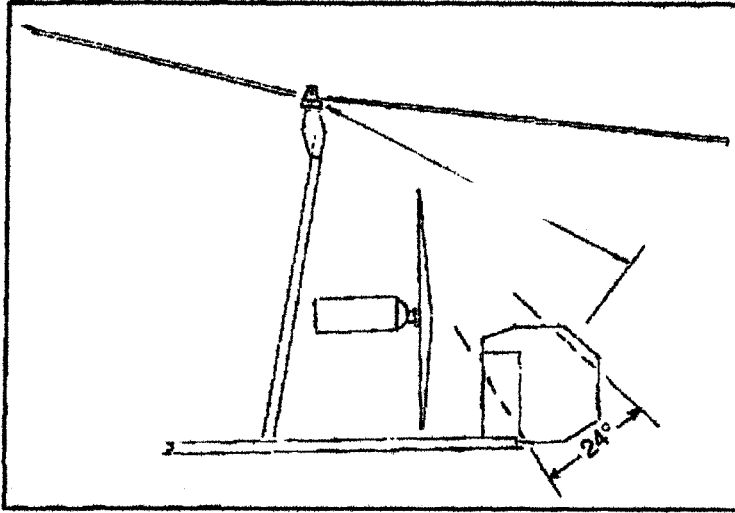
$$\text{Diferansiyen kaldırma} = \frac{\text{tork}}{0,7 \text{ rotor.yarı.çapı}} = \frac{4900}{0,7 \times 11} = 636 \text{ lbs.} \quad (2.8.)$$

Rotor, ilerleme ve gerileme pervaneleri arasındaki bu yüksek diferansiyel farkı geliştiremez. Eğer makina sağa sola çok hızlı hareket ediyorsa aynı şey helikopter kuyruk rotorlarında da olur. Kuyruk rotoru, dönmenin duruş süresini ve kuyruğun çarpma süresini uzatabilir. Bu olaya yalpalama duruşu denir.

Yalpalama duruşu ile bir gyro uçağının rotoru, gövdenin dönmesini daha fazla izlemez. Dönme düzleminde, eğilme eksenini etrafında dönen rotor pervanesinin dönüşü oldukça hızlıdır ve genellikle bir vurma sesi veya kırılma sesi çıkarır.

Tüm çarpma kazaları kendi izlerini bırakır. Bu iz, Şekil 2.9'da görüldüğü gibi dikey kuyruk üzerine rotorun vurmasıyla meydana gelir.

Dikey kuyruğun üst kısmına yakın olan ilk vuruş rotorun normale yakın bir hızda döndüğünü gösteren iyi belirtilmiş bir kat, bir çıkıntı meydana getirir. Darbe işaretlerinin aralıklı dizilmesinden, rotorun $\frac{1}{2}$ dönüşle çevrilmesi sırasında gövdenin 24° döndürüldüğü anlaşılır. Eğer rotor 300 rpm'ye yavaşlatılırsa, $\frac{1}{2}$ dönüş 0,1 saniye gerektirir ki bu, gövdenin saniyede 240° ile takla attığı anlamına gelir. Bu, pervane itmesi ve atalet momentine bağlı olarak yuvarlanma hızının hesaplanmasını sağlar.



Şekil 2.9. Çarpma kazasının, dikey kuyruktaki izi.

Bu problemin çözümü aşikardır. Kanadı üzerindeki bir direğe monte edilmiş motoruyla bir deniz uçağı, kanatlar yüklenmediğinde takla atmaz çünkü yatay kuyruk kontrol kaybını önlemek için uygun boyuttadır. Rotor hacminin %12'sine eşit bir yatay dengeleyici hacmi olan bir gyro uçağı da pervane itmesi, gövde çekme merkezinden kaçık olsa bile takla atmaz. Eğer pervane itme çizgisi, gövde çekme merkezi ve gövde ağırlık merkezinin ikisinden de geçerse yatay dengeleyicisi olmayan bir gyro uçağı da takla atmaz.

Sonuç olarak kontrol kaybı önlemek için; pervane itme çizgisi, gövdenin çekme merkezi ve gövdenin ağırlık merkezinden geçer veya rotor hacminin %12'sine eşit bir yatay dengeleyici hacmi gerekir.

2.7. Gerekli Sönümlenme

Yatay dengeleyiciyle sağlanan sönümlenme, moment kolu uzunluğunun karesiyle orantılıdır; eğer moment kolunun uzunluğu ikiye katlanırsa, sönümlenme dörde katlanır. Sönümlenmenin, gövdenin atalet momentine oranı sabit tutulur.

Aynı şekilde gövdenin kütlesi yayılmalıdır örneğin arka arkaya iki kişilik bir makinada [Şekil 2.10.(a)] atalet momenti, mesafenin karesiyle artar. Arka arkaya iki

kişilik bir makina, yan yana iki kişilik bir makinadan [Şekil 2.10.(b)] daha uzun bir moment kolu üzerinde olduğundan yatay dengeleyici gerektirir.



(a)



(b)

Şekil 2.10. Aircommand; (a) arka arkaya iki kişilik gyro, (b) yan yana iki kişilik gyro.

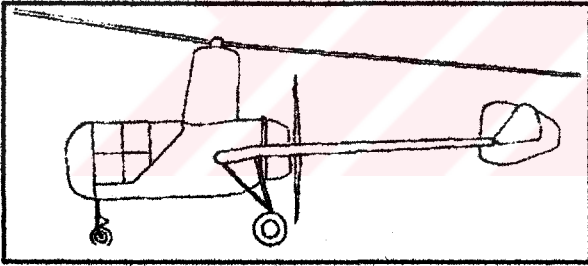
Bütün özellikleri eşit olan arka arkaya iki kişilik, kuyuksuz bir gyro; kuyuksuz, yan yana iki kişilik bir makinadan daha tehlikelidir. Tüm kuyuksuz gyrolar imalatlarından kaynaklanan bir salınıma sahiptir ve arka arkaya iki kişilik bir makinanın salınım frekansı, yan yana iki kişilik makinedekinden daha düşüktür.

2.8. Yatay Dengeleyici

Dikey kuyruk üzerine yerleştirilmiş yatay yüzgeç gyro uçağının dengesi için önemlidir ve kuyruk hacminin %12'sinden daha az yer kaplar. İttirici pervanesiyle bir gyro uçağında önemli olan yeterli moment kolu uzunluğu sağlamaktır. İttirici gyrolar için seçenekler:

- 1) pervane itme çizgisi üzerine yerleştirilen ikiz kuyruk parçaları,
- 2) pervane itme çizgisiyle aynı eksende kuyruk parçası,
- 3) pervane itme çizgisi altında kuyruk parçası ve
- 4) pervane itme çizgisi üstünde kuyruk parçası

Seçim 1, yani pervane itme çizgisi üzerine yerleştirilen ikiz kuyruk parçaları en eski yöntemdir. Buhl ittirici otogyro, 1931'de ilk uçuşunu yapmıştır. Biraz daha modern ittirici makina, ilk uçuşunu 1943'de yapan Pitcairn XO-61'dir (Şekil 2.11.). Bu makina, eğilme başı kumandaya ve zıplayarak kalkışa sahiptir.

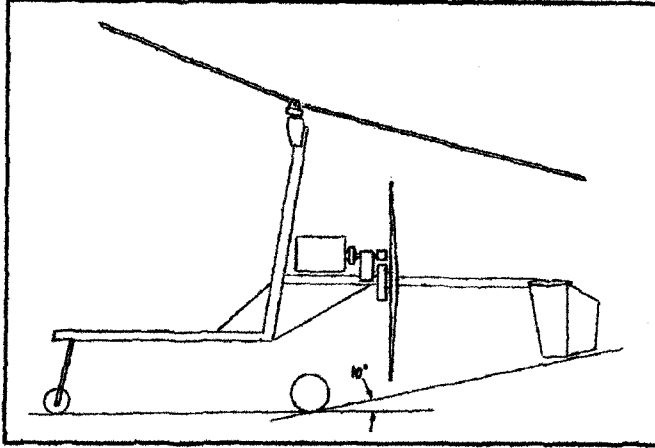


Şekil 2.11. Pervane üzerine yerleştirilen ikiz kuyruk parçaları (Pitcairn XO-61)

İkiz kuyruk parçaları yapısal olarak yetersizdir ve gövdenin arka kısmında fazla ağırlığa neden olur.

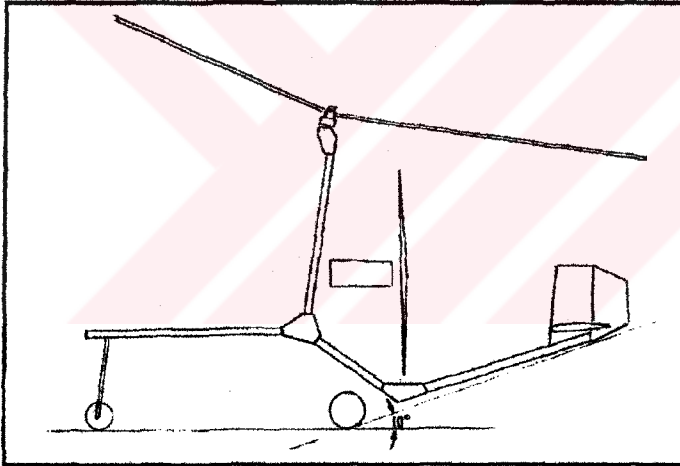
Seçim 2, yani kuyruk parçasıyla aynı eksende monte edilen pervane yapısal olarak verimlidir fakat bazı mekanik sorunlara neden olur. Şekil 2.12'de bunun bir örneği görülmektedir.

Eşeksenli bir pervane, kayış mekanizmasıyla çalışan bir tasarım için iyi bir seçenektir. Yüksek güçte dişli zincir mekanizması Kevlar çekme organlarına sahiptir ve bükülebilirlik açısından dişler oldukça serttirler.



Şekil 2.12. Pervane ile aynı eksendeki kuyruk parçası

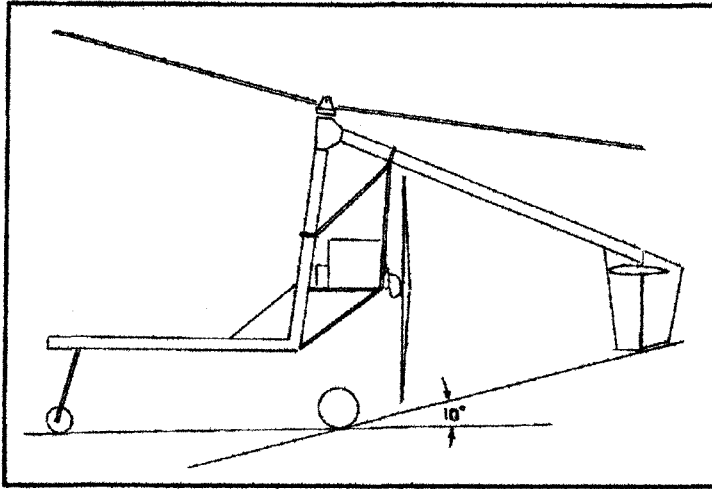
Seçim 3, yani pervane itme çizgisi altındaki kuyruk parçası (Şekil 2.13.), yapısal olarak zayıftır.



Şekil 2.13. Pervane altında kuyruk parçası

Seçim 4, yani Şekil 2.14'de gösterilen pervane itme çizgisinin üst kısmında olan kuyruk parçası basit ve yapısal olarak verimlidir fakat ilerleme-gerileme hareketi yapan rotor pervanelerinde bazı problemler çıkarır.

Bu yapıda, ön ve arka yönlerde çok sağlam bir rotor direği olması gerekir. Eğer kendi ağırlıklarını taşıyan yapılarıyla ilerleme-gerileme hareketi yapan rotor pervaneleri çok dikkatli bir şekilde ayarlanırsa, şiddetli rotor titreşimleri engellenir.



Şekil 2.14. Pervane üstünde kuyruk parçası

Yatay yüzeyin tasarımı önemlidir. Toplam kuyruk hacminin %12'sini oluşturan düz levhalar, gövdenin aerodinamik kaldırma kuvvetinin sadece yarısını üretir.

2.9. Boylamsal Denge

Gyro uçaklarının boylamsal dengesi; pilot kaynaklı sarsılma (PIO) ve yukarı itme gücü (PPO) gibi olaylarda oldukça önemlidir. UK Sivil Havacılık Otoritesi'nin desteğiyle Glasgow Üniversitesi tarafında yapılan çalışmalar bu problemin tam bir matematiksel çalışmasını ortaya koymuştur [7].

Bu çalışma sonucunda gyro uçaklarının boylamsal dengesinin, tasarım özelliklerindeki geniş çeşitliliğe bağlı olmadığı görülmüştür. Ancak, pervane itme çizgisinin, kütle merkezine olan dikey mesafesi tasarımda önemlidir. Dengeli veya dengesiz yapılar pervane itme çizgisinin yüksekliğine bağlı olarak bulunabilir.

Gyro uçaklarının boylamsal dengesinin bütünü, ileri bir çalışma konusudur. Ama, dengenin prensipleri ve bunun gyro tasarımını nasıl bazı basit gözden geçirmelerle gösterilebilir. Hava taşıtları biliminde denge çalışmasının iki yolu vardır. Bunlar; statik denge ve dinamik dentedir. Statik denge, adından da anlaşıldığı gibi, hava taşıtının kütle ve eylemsizlik karakteristikleriyle ilgilenmez. Yalnızca geometrik bir tahlildir. Dinamik denge, dengenin en kapsamlı çalışmasıdır; fakat en karışık olandır.

Düzenli hava taşıtının hareket denklemlerini yazmayı gerektirir ve hava taşıtının sonsuz bir sarsılmaya nasıl cevap verdiğini de görmek gerekir.

Gyro uçaklarının dinamik dengesi diğer hava taşıtlarının dinamik dengesinden pek farklı değildir. Uçaklar ve helikopterler için olduğu gibi iki titreşimli mod vardır: kısa periyod modu ve uzun periyod modu (phugoid modu olarak da bilinir.). Kısa periyod modu hava taşıtının alçalma-yükselme açısının genelde sabit bir hızla titreşim yapmasıdır, phugoid modu sabit ilerleme açısında eğimin titreşimidir.

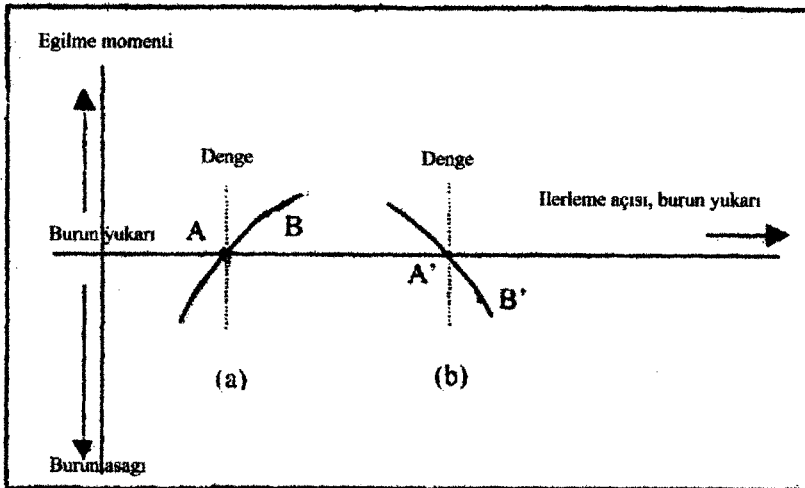
Diğer hava taşıtlarından ayrılan nokta rotor hızı denilen bir serbestlik derecesinin daha olmasıdır. Uzun mod dengesiz olacağından rotor hızı ile phugoid modu (uzun mod) arasında bir benzerlik vardır.

Gyro uçağının boylamsal hareketi beş parametreyle tanımlanır. Bunlar: havanın hızı, uçak gövdesinin ilerleme açısı, eğim davranışı, eğimin açısız hızı ve rotor hızıdır. Böylelikle statik denge bu parametrelerin her biri için söz konusudur. Burada yalnızca en önemlilerden biri olan ilerleme açısı ele alınmıştır.

Gyronun boylamsal eğim hareketi, sadece boylamsal olarak etki eden kuvvetlerin oluşturduğu eğilme momentlerine bağlıdır. Bu yüzden statik dengede, ilerleme açısına karşı eğilme momentleri işaretlenir ve bu momentlerin gösterdiği değişkenlik görülür. Hareket burun yukarıyken ilerleme açısı genellikle pozitifdir.

Düz bir uçuş için, eğim sabit olmalıdır ve bunun için ilgili bütün kuvvetler nedeniyle oluşan toplam moment sıfıra eşit olmalıdır. Farklı kesme noktalarında sıçrama açısının gösterdiği değişkenlik, gyroyu düz bir uçuşa döndürmeye çalışan bir moment meydana getirdiğinde; gyro, ilerleme açısıyla statik dengededir.

Şekil 2.15’de kesme noktasının A olduğu durum (a) incelenirse: ilerleme açısını B’ye yükselten bir etki (dikey rüzgar), ilerleme açısını değiştirdiğinden eğilme momenti sıfır olmaz ve Şekil 2.15’de görüldüğü gibi B noktası x ekseninde olmadığından kesilmez. Bu örnekte eğrinin eğimi pozitif olduğundan gyronun eğilme momentini ve sonra da ilerleme açısını değiştiren bir burun yukarı eğilme momenti oluşur.



Şekil 2.15. İlerleme açısının bir fonksiyonu olarak eğilme momenti

Burada, durum (a) dengeli değildir, çünkü bir etki ilerleme açısını artırdığında, gyronun tepkisi büyük olur. Diğer yandan durum (b) dengelidir, çünkü bir etki ilerleme açısını B' noktasına yükselttiğinde oluşan eğilme momenti negatiftir ve gyro önceki kesilmiş durumuna (A' noktasına) dönene kadar, ilerleme açısını düşürür. Bu nedenle; statik denge x eksenindeki noktalarda eğrinin eğimine bağlıdır; ya da başka bir deyişle ilerleme açısıyla ilişkili olan eğilme momentinin türevine bağlıdır. Statik denge durumunda türev negatif olur. Bu kural, gyro üzerine etkiyen kuvvetlere uygulanır. Başlıca dört boylamsal olarak etki eden kuvvet vardır:

- pervane itme kuvveti
- yatay dengeleyici itme kuvveti (kaldırma ve çekme)
- gövde çekme kuvveti
- rotor itme kuvveti (kaldırma ve çekme)

Verilen bu kuvvetlerin her biriyle dengeyi hesaplamak için, eğilme momentlerinin türevleri alınır ve türevin negatif olduğu, CG'nin en iyi konumu bulunur.

a) Pervane itme kuvveti:

Verilen bir motor RPM için pervane itme kuvveti gyronun hızına bağlıdır; ama ilerleme açısına bağlı değildir. Öncelikle pervane itme momenti, ilerleme açısından bağımsızdır ve bu momentin türevi sifıra eşittir.

Bu nedenle pervane itme kuvvetinin tek başına boylamsal denge üzerine bir etkisi yoktur. CG, itme kuvveti çizgisinden aşağıda ya da yukarıda olabilir; veya pervanenin önünde veya arkasında olabilir.

b) Yatay dengeleyici:

Yatay dengeleyicinin bir hava taşıtının kuyruk kısmında bulunur. İtme kuvvetinin basınç merkezi, CG'nin arkasında olduğu zaman eğilme momentinin türevi negatif olur.

Böylece yatay dengeleyici, dengeyi artırır. Moment kolu uzun olduğunda ve aerodinamik kaldırma daha büyük olduğunda dengeleyicinin verimi daha fazla olur. Moment kolunu artırmak için dengeleyici, CG'nin oldukça arkasına yerleştirilir ve kaldırmayı artırmak için dengeleyicinin yüzey alanı artırılır.

Kaldırma, sıçrama açısıyla doğru orantılı ve hava hızının ise karesiyle orantılıdır. Bu nedenle hava hızından daha fazla yararlanmak için pervanenin oluşturduğu hava akımı, dengeleyicinin içinden geçer. Gyrolar hızlı uçmadıklarından bu durum, özellikle gyrolarda daha önemlidir.

c) Gövde çekme kuvveti:

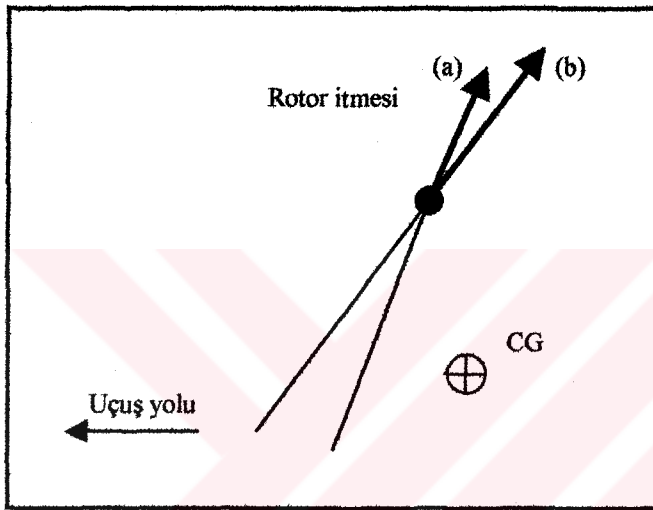
Gövde çekmesi, aerodinamik bir kuvvettir. Yatay dengeleyiciyle olduğu gibi; momentin negatif türevini elde etmek için basınç merkezi, CG'nin arkasında olmalıdır. Buna rağmen, pratikte eğilme momentinin türevinin hesaplanması basit değildir. Çünkü basınç merkezi, ilerleme açısıyla oldukça değişir. İlerleme açısı dikkate alınarak oluşan türevin momenti pozitifdir. Gövde çekme kuvveti, ters yönde denge sağlar.

d) Rotor itme kuvveti:

Bu, en önemli noktadır. Çünkü farklı tasarımlardaki gyrolar arasındaki temel fark; CG'nin, rotor itme çizgisine bağlı olarak yatay konumundan kaynaklanır. Bu durum;

'ilerleme noktasına bağılı olarak rotorun ters dengelenmesi' olarak adlandırılır ve özellikle helikopterlerde önemlidir.

Bu olayı detaylı olarak açıklamak için; CG'nin rotor itme çizgisinin önünde ve arkasında olduğu durumlar incelenir ve ilk konumun dengeli olduğu diğerinin ise olmadığı görülür. CG'nin rotor itme çizgisinin arkasında olduğu Şekil 2.16 ele alınır; kesildiğinde, rotor itme kuvveti Şekil 2.16'da (a) ile gösterilen vektördür. İlerleme açısını artıran şiddetli bir rüzgar olduğu varsayılmıştır.



Şekil 2.16. Ağırlık merkezi, itme çizgisinin ardında olduğundaki rotor itmeleri

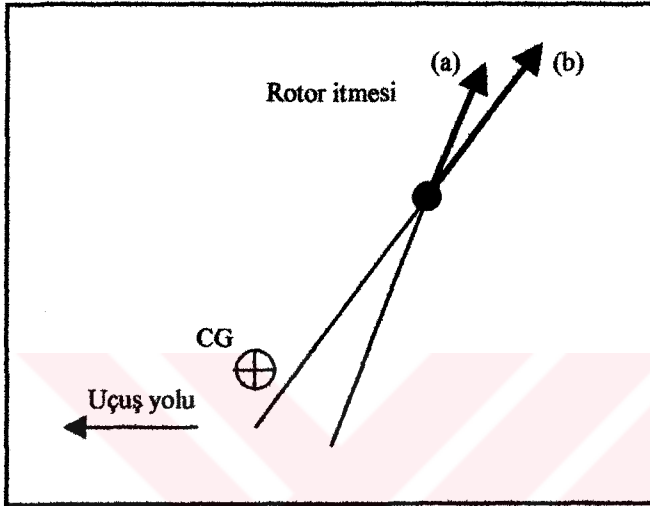
Rotor ilerleme açısındaki bir artış, rotor itme kuvvetini de artırır. Bu, ayrıca ilerleyen pervane ve gerileyen pervane arasındaki itme kuvvet farkını da artırır. Rotor itme kuvveti, uçağın ilerleme yönüne dik olduğunda; periyodik çırpma açısındaki bir artış, itme kuvvetini arkaya doğru eğer.

Şiddetli rüzgardan sonraki rotor itme kuvveti, Şekil 2.16.'daki Vektör (b) ile temsil edilir. CG, rotorun itme çizgisinin arkasında olduğunda rotordan kaynaklanan eğilme momenti pozitifdir (burun yukarı). İtme kuvvetindeki bir artış, momenti de artırır.

İtme kuvvetinin arkaya doğru eğmesi, moment kolunun uzunluğunu ve momenti artırır. İki olay da aynı şekilde davranır, ilerleme açısındaki bir artış momenti de artırır. Böylece, ilerleme açısına bağılı olan momentin türevi pozitifdir. Bu konum dengesizdir. CG'nin rotor itme çizgisinin arkasında olduğu durum özetlenirse:

AOA artar \Rightarrow itme ve çırpma artar \Rightarrow AOA artar \Rightarrow moment artar = dengesiz.

Şekil 2.17'de gösterildiği gibi CG, rotor itme çizgisinin önünde olduğunda; rotor negatif bir eğilme momenti meydana getirir (burun aşağı). Şiddetli bir rüzgar ilerleme açısını artırdığında rotor, önceki gibi davranır. İtme kuvvetinde ve periyodik çırpma açısında bir artış olur.



Şekil 2.17. Ağırlık merkezi itme çizgisinin önünde olduğu zamanki rotor itmeleri

İtme kuvvetindeki bir artış, momentin mutlak değerini artırır (burun aşağı moment artar). Moment negatif olduğundan, toplam moment azalır.

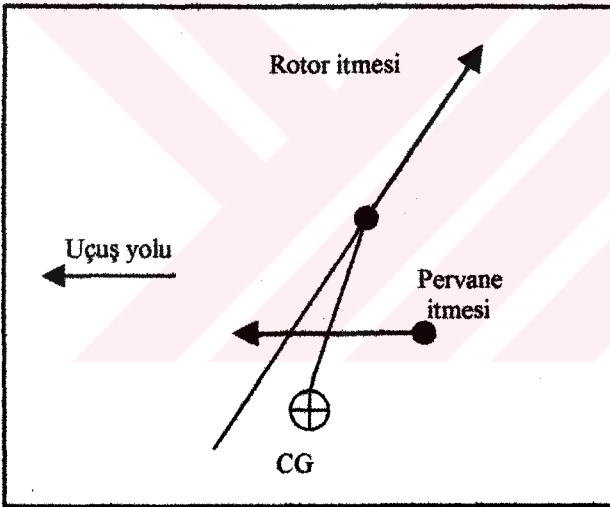
Periyodik çırpma açısı, moment kolunun uzunluğunu (Şekil 2.17.'de gösterildiği gibi) küçültür ve momentin mutlak değeri azalır. Bu kez, iki olay aynı şekilde davranmaz fakat bu durum; itme kuvveti değişkenliğinin önemini gösterir. Bu nedenle sıçrama açısındaki artış, momenti azaltır. Türev bu yüzden negatif olur ve bu konum dengelidir. CG'nin, rotor itme çizgisinin önünde olduğu durum özetlenirse:

AOA artar \Rightarrow itme ve çırpma artar \Rightarrow moment azalır \Rightarrow AOA azalır = dengeli.

Böylece bir rotor için dengeli durum, eğilme momentinin kesinlikle negatif olması gerektiği durumdur. Ayrıca moment azaldıkça denge artar.

Rotor itme kuvveti, gyro üzerine etkiyen ana kuvvettir ve türevinin değeri de en büyüktür. Böylece, rotor itme çizgisine bağlı olarak CG'nin yatay konumu büyük önem taşır. Rotorundan gelen momenti negatif olan bir gyronun tasarımı için, pervane itme çizgisine bağlı olan CG'nin dikey konumu önemlidir.

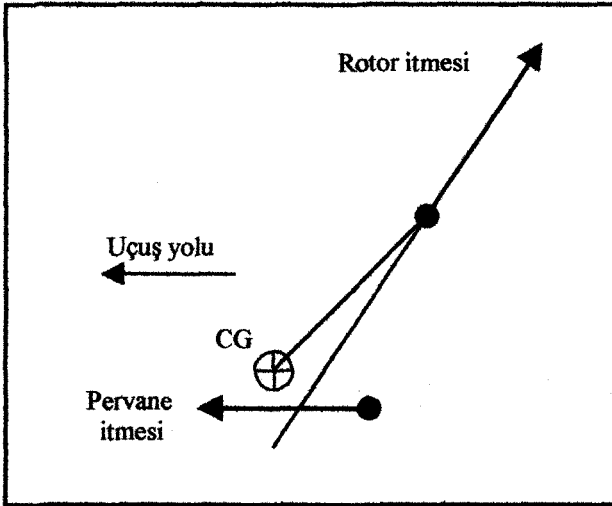
Burada gyro üzerine etkiyen yalnız iki kuvvet vardır: pervane itme kuvveti ve rotor itme kuvveti. CG'nin pervane itme çizgisinin altında bulunduğu Bensen modeli gyrolar (düşük profil gyro); Şekil 2.18 incelendiğinde, motorun burun aşağı bir eğilme momenti oluşturduğu görülür. İlerleme açısını kesmesi için, rotor burun yukarı (pozitif) bir eğilme momenti oluşturmalıdır ve bunun için de CG, rotor itme çizgisinin arkasında bulunmalıdır. Bu nedenle böyle bir gyro ilerleme açısında dengesizdir.



Şekil 2.18. Düşük profil gyro

Diğer yandan Şekil 2.19'da gösterildiği gibi CG motor itme kuvvetinin üzerindeyse motordan gelen burun yukarı bir momenttir ve gyro'yu kesmek için rotor burun yukarı bir moment oluşturmalıdır. Bunun için CG rotor itme kuvveti hattının önünde olmalıdır. Böyle bir gyro sıçrama açısında dengededir.

Böyle bir tasarım merkez hat itme kuvveti ya da yüksek profil gyro olarak adlandırılır. Pervane itme hattı CG'ye yakın ama altındadır. Bu tip gyroların uçuş karakteristikleri geleneksel düşük profil makinelerden farklılık gösterir.



Şekil 2.19. Yüksek profil gyro

Düşük profil gyrodan farklı olarak bu tür makineler kısma valfindeki değişime iyi tepki verirler. Daha çok gaz verildiğinde, daha çok burun yukarı bir moment oluşur ve irtifa kazanmak istenildiğinde beklenen tepki olarak eğim artar. Gaz kesildiğinde benzer bir sebep-sonuç ilişkisi kurulabilir.

Böyle bir gyro, güç kaybı durumunda tehlikeli değildir. Düşük profil gyroda güç kaybı olduğunda hava hızındaki bir düşüşü engellemek için ve makineyi burun aşağı yönlendirmek için kol ileri itirilir. Yüksek profil gyroda motordan gelen burun yukarı momentin yok olması, makineyi burun aşağı yönlendirir. Burada kolu sabit tutmak yeterlidir.

Makinanın gövde çekme kuvveti nedeniyle oluşan momentin değeri, CG'ye bağlı olan çekme merkezinin dikey konumuna bağlıdır. Genelde bu momentin yönü burun aşağıdır ve makinayı ters yönde dengeler. Bu durum dengeyi azaltır. Çünkü makina, rotor momentini arttırmak için ilerleme açısını kesmeye zorlar. Bu olay yüksek hava hızlarında daha da kötüdür. Problemin çözümü için hız arttıkça dengeleyiciden gelen burun yukarı eğim momentini de arttıracak negatif ilerleme açısına sahip bir yatay dengeleyicidir. Yatay dengeleyici, gövde çekme kuvveti nedeniyle oluşan burun aşağı momentini karşılar.

PIO (Pilot Kaynaklı Titreşim) durumunda, gerçekte sorumluluğun sadece bir kısmı pilota aittir. Çoğunlukla gyronun denge karakteristikleri sorumludur. PIO denge eksikliği olarak değerlendirilir. Yatay dengeleyiciye sahip yüksek profil bir gyronun, diğer gyro tasarımlarına göre PIO'ya daha az eğilimlidir.

PPO (Yukarı İtme Gücü), PIO'dan farklıdır. PIO'ya eğilimli olan bir makine daha tehlikelidir. İyi bir tasarım ile sorun giderilebilir. PPO ise rüzgarlı havalarda aniden meydana gelir. Bu olay, ani bir şekilde meydana geldiğinden çok tehlikelidir.

Yatay dengeleyicisi olmayan, düşük profil bir makinede aşağı doğru şiddetli bir rüzgara oluşursa, rotor pervaneleri aniden yükünü boşaltır. Artık rotor itme kuvveti yoktur ve bu durumda motordan gelen burun aşağı moment birden bire gyro'yu çevirebilir. Böyle bir gyronun 180 derecelik bir dönüş yapması için geçen zamanı hesaplamak mümkündür. Örnek olarak 330 pound ağırlığında tek kişilik bir gyroda, CG'nin pervane itme çizgisinin 10 inch aşağısında olduğu ve pervane itme kuvvetinin yaklaşık 200 pound olduğu düşünülürse, rotor pervane kanatlarının yükünü tamamen boşaltması için saniyede kırk feetlik aşağı doğru şiddetli bir rüzgara kapılması gerekir.

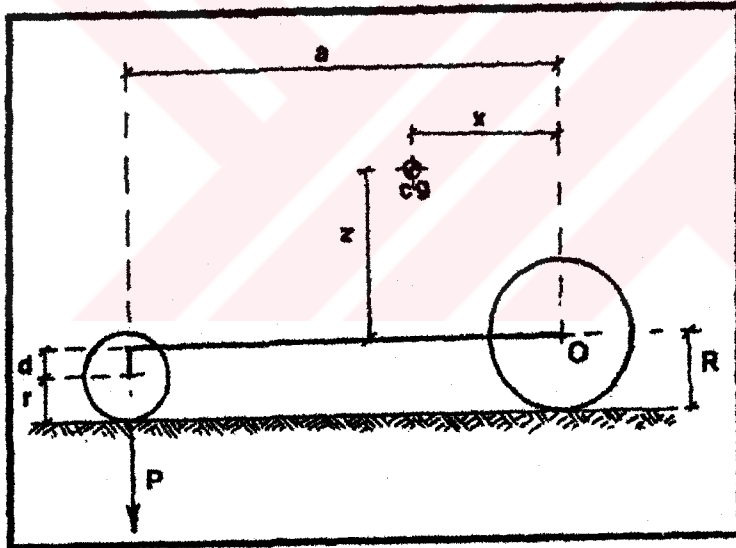
Kısma valfi azaltılarak gaz kesilmezse, 180 derecelik ters dönüş 1 saniyeden kısa bir zamanda gerçekleşir. Bu durum çok tehlikelidir ve bunu engellemek için öncelikle bir yatay dengeleyici gerekir. Yatay dengeleyici tersine dönüşü önlemek için ters yönde bir moment meydana getirir. Buna ek olarak rotor pervaneleri yükünü boşalttığı anda, motorun burun aşağı bir moment oluşturması engellenir. Bunun için motorun burun yukarı bir moment oluşturabileceği bir şekilde motor itme çizgisi, CG'ye yakın ve çok az aşağısına yerleştirilir. Burun yukarı moment, ilerleme açısını artırır ve rotor pervaneleri yeniden yüklenir. PPO'dan kaçınmak için üretilen çözümler, PIO'yu azaltmak için olanlarla aynıdır.

2.10. Ağırlık Merkezinin Sayısal Hesaplanması

Bir rotorlu uçakta ağırlık merkezinin hesaplanmasının birkaç yolu vardır. Dikey ve yatay olarak ağırlık merkezinin yerinin bulunması için geliştirilen metodlardan biri de sayısal olandır [8].

2.10.1. Veriler

Hesaplamaya başlamadan önce bazı veriler bilinmelidir. Bunlar; rotorlu uçağın toplam ağırlığı, W , rotorlu uçağın ana ve ön tekerlerinin merkezlerinden geçen dikmeler arasındaki mesafe, a ile ana ve ön teker yarıçapları sırasıyla R ve r 'dir. $R-r$ farkı d 'yi verir. Bu verilerin gösterildiği Şekil 2.20'de sadece rotorlu uçağın alt kısmı şematik olarak gösterilmiştir.

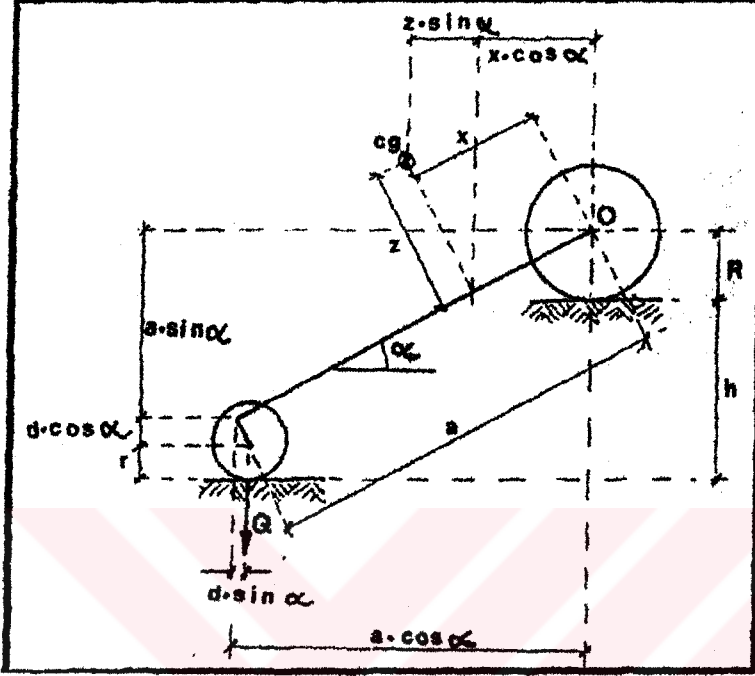


Şekil 2.20. Düz bir zeminde gyro uçağının durması durumunda CG'nin yeri

2.10.2. İşlemler

Rotorlu uçağın aynı seviyedeki üç tekerleğiyle (iki ana teker ve bir ön teker), yere karşı ön teker tarafından uygulanan kuvvet ölçülür. Bu, basit bir ev tartısı kullanılarak kolaylıkla yapılabilir. Bu kuvvet P 'dir ve ağırlık W ile aynı birimde ölçüme yapılır. Mesela kilogram kullanılabilir.

Daha sonra ön teker, Şekil 2.21'de görülebildiği gibi arka tekerlerden h yüksekliğikadar aşağıya yerleştirilir ve ön teker tarafından yere (veya tartıya) uygulanan Q kuvveti (P kuvvetine benzerdir) elde edilir.



Şekil 2.21. Gyro uçağının α açısıyla durması durumunda CG'nin yeri

2.10.3. Tanımlamalar

Yukardaki verilerle ağırlık merkezinin (CG) elde edilmesi, CG ve ana teker merkezi O arasındaki mesafe üzerine kurulur. Bu mesafe x olarak tanımlanır. Ana tekerin yatay merkezi (O) üzerindeki ağırlık merkezinin yüksekliği Şekil 2.20'de gösterildiği gibi z olarak tanımlanır.

Şekil 2.20'deki O noktasındaki yatay, ikinci işlem yapıldığında eğilir. Şekil 2.21'de gösterildiği gibi α açısı, bu eğimi tanımlar.

2.10.4. Hesaplamalar

Yukarıdaki niceliklere dayandırılarak x büyüklüğü Tablo 2.1'deki Denklem I'den elde edilir. Bu iyi bilinen bir prosedürdür ve bu yüzden daha fazla bilgi edinilmeye

ihtiyaç duyulmaz. z uzunluğunu elde etmek için Şekil 2.21'de gösterilen mesafe kullanılır.

Tablo 2.1. Gerekli denklemler

NO	DENKLEMLER
I	$x = \frac{P}{W} xa$
II	$Q \cdot (a \cdot \cos \alpha - d \cdot \sin \alpha) = W \cdot (x \cdot \cos \alpha + z \cdot \sin \alpha)$
III	$z = \frac{Q-P}{W} \times \frac{a}{\tan \alpha} - \frac{Q}{W} \times d$
IV	$R + h = a \cdot \sin \alpha + d \cdot \cos \alpha + r$
V	$z = \frac{Q-P}{W} \times \frac{a \times [a^2 - (h+d)^2]}{\sqrt{a^2 \times d^2 + [a^2 - (h+d)^2]} \times h(h+2a) - a \times d} - \frac{Q}{W} \times d$
VI	$m = a^2 - (h+d)^2$ $s = a \times d$ $n = h + 2d$ $s^2 = 2d^2$
VII	$z = \frac{Q-P}{W} \times \frac{a \times m}{\sqrt{a^2 + m \times h \times n - s}} - \frac{Q}{W} \times d$
VIII	$z \cong \frac{Q-P}{W} \times \frac{a}{h} \times \sqrt{a^2 - h^2}$
IX	$z \cong \frac{Q-P}{W} \times \frac{a^2}{h}$

Mekanik (statik) esaslar kullanarak Tablo 2.1'de gösterilen Denklem II kurulur. Denklemdaki x değeri, z' yi tanımlayan bir ifadeye erişmek için Denklem III, Denklem I ile değiştirilir.

Bu denklem α açısının trigonometrik tanjantına ek olarak W, P, Q, a ve d verilerini içerir.

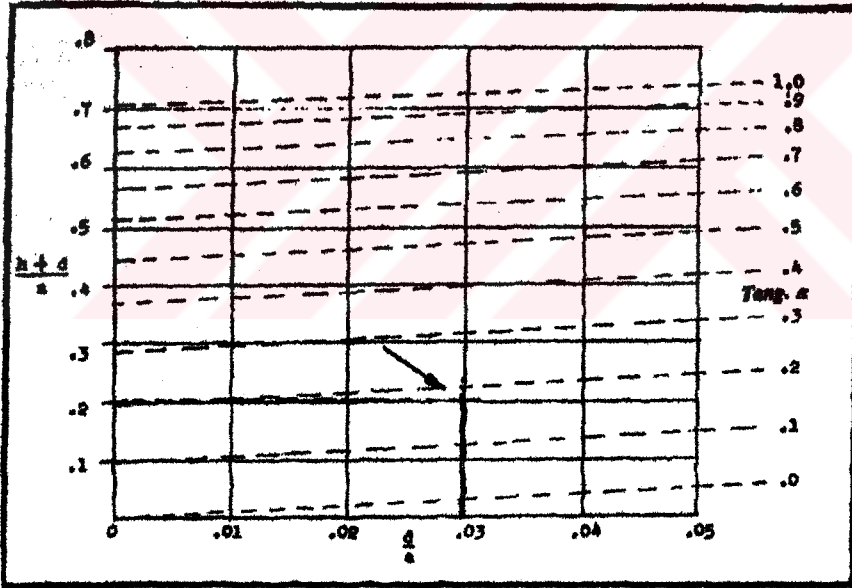
Ana tekerlerin ve ön tekerin farklı çaplara sahip olmasının bir sonucu olarak α açısını hesaplamakta bazı zorluklar çıkar. Bununla birlikte günümüzdeki rotorlu uçakların çoğu farklı boyutlardaki tekerlerle donatılmıştır.

Eğer Şekil 2.21'in sağında ve solunda gösterilen uzunluklar eşitlenirse, Denklem IV elde edilir ki içinde α açısı; h yüksekliğinin ve diğer verilerin bir fonksiyonu olarak trigonometrik ifadelerle (sinüs ve kosinüs) tanımlanır.

Uygun işlemlerden geçerek α açısının matematiksel ifadesi elde edilir ve bu ifade Tablo 2.1'deki Denklem III'e uygulanarak, Denklem V'de görülen, dikey ağırlık merkezinin z yüksekliği için bir ifade elde edilir ve problem böylece çözülür.

Bununla birlikte bu formül oldukça karmaşık hale gelmiştir. Tablo 2.1.'deki Denklem VI'da gösterilen yardımcı değerleri (m, n ve s) kullanarak çözüm kolaylaştırılır, böylece z büyüklüğünün pratik ifadesi Denklem VII'de tanımlanır.

α açısının trigonometrik tanjantı Şekil 2.22'deki grafik kullanılarak ortaya çıkarılır. Grafiğin dikey ekseninde bulunan $h + d$ 'nin a 'ya bölünerek oluşan kesirin değeri ile yatay ekseninde d 'nin a 'ya bölünmesiyle oluşan değerlerin kestiği nokta işaretlenir. Sonuç noktası tanjant α 'nın özel değerini tanımlar. Tablo 2.1.'deki Denklem III'e uygulanan bu değer ağırlık merkezinin z yüksekliğini sağlar.



Şekil 2.22. Tanjant α 'nın bulunması

2.10.5. Basitleştirmeler

Yaklaşık olarak rotorlu uçağın üç tekerleğinin yarı çaplarının eşit olduğu farzedilebilir. Eğer d büyüklüğünün sıfır olduğu bir durumda Tablo 2.1'deki Denklem VIII'in sonucu olarak Denklem V büyük bir şekilde basitleştirilmiş olur.

a uzunluğuyla karşılaştırıldığında, h yüksekliğinin değeri çok küçük olduğunda yani uzunluğun % 10'u düzeyindeyse maksimum basitleştirme elde edilir. Bu durumda Tablo 2.1.'deki Denklem IX basitleştirilmiş bir formül haline gelir.

Örnek:

Gerçek bir duruma uygulanmamasına karşın, yukarıdaki türevlerin kullanılmasını göstermek için altta bir örnek tasarlanmıştır. Veriler:

$$W = 310 \text{ kg}$$

$$a = 1,70 \text{ m}$$

$$R = 0,20 \text{ m}$$

$$r = 0,15 \text{ m}$$

$$d = R - r = 0,05 \text{ m}$$

$$P = 20 \text{ kg}$$

Eğer tekerler 0,30 m'den farklı bir h yüksekliğinde yerleştirilirse, Q ağırlığı 35 kg'a yükselir. Hesaplamalar Tablo 2.2'de belirtilmiştir. Burada $\tan\alpha$ değeri Şekil 2.22'den 0,18 olarak bulunur.

Tablo 2.2. Formüller kullanılarak hesaplamaların yapılması.

NO	DENKLEMLER
I	$x = \frac{20}{310} \times 1,70 = 0,11$
III	$z = \frac{15}{310} \times \frac{1,70}{0,18} - \frac{35}{310} \times 0,05 = 0,457 - 0,0056 = 0,4513$
VI	$m = 1,70^2 - 0,35^2$ $s = 1,70 \times 0,05 = 0,085$ $n = 0,30 + 2 \times 0,05 = 0,4$ $s^2 = 0,007225$
VII	$z = \frac{15}{310} \times \frac{1,70 \times 2,7675}{\sqrt{0,007225 + 2,7675 \times 0,3 \times 0,4} - 0,085} - \frac{35}{310} \times 0,05 = 0,452$
VIII	$z \cong \frac{15}{310} \times \frac{1,70}{0,3} \times \sqrt{1,70^2 - 0,3^2} = 0,4588$
IX	$z \cong \frac{15}{310} \times \frac{1,70^2}{0,3} = 0,4661$

2.10.6. Yorumlar ve sonuç

Kesin x ve z değerleri, Tablo 2.1'de içerilen grafikte Denklem I, VI ve VII'ye uygulanarak sayısal olarak hesaplanmıştır. Sonuç değerleri aşağıdadır:

$$x = 0,110 \text{ m}$$

$$z = 0,4520 \text{ m}$$

Denklem III'e uygulandığında, yardımcı değeri bulmak Şekil 2.22'deki grafiğin kullanılmasını gerektirdiğinden çözüm tam olarak dikkate alınmaz ve pratikte olmamasına karşın teorikte grafikten bulunan değerler doğrudur. Burada hata küçüktür öyle ki z değeri, gerçek değerinden 1 mm'den az sadece 0,0007 m farklı 0,4513 m olarak elde edilmiştir.

Denklem VIII'i kullanılırsa, ana teker ve ön teker çaplarının farklı oldukları ihmal edilir. z için elde edilen değer 0,4588'dir ki bu gerçek değerden 0,0068 m ya da yaklaşık 7 mm farklıdır, böylece basitliğine karşın Denklem VIII'in pratikte uygulanabilir olduğu görülmektedir.

Son olarak Denklem IX sadece yaklaşık bir sonuç verir. Örnekte elde edilen değer z için 0,4661'tir ve hata 0,0141 m miktarındadır veya yarım inçin biraz üstündedir.

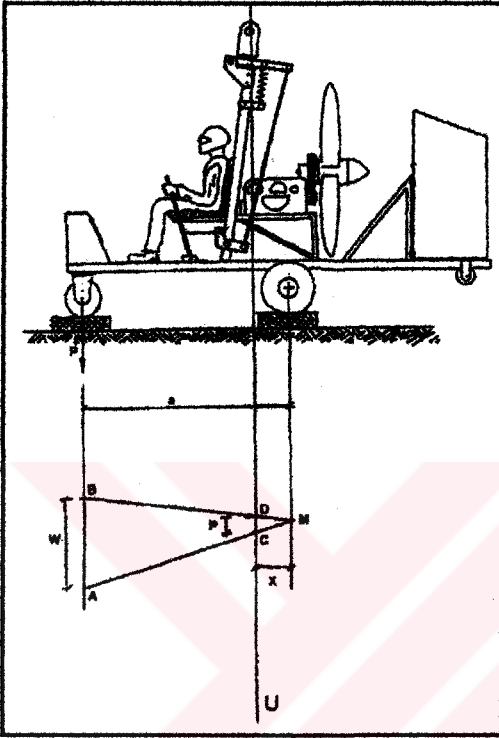
2.11. Ağırlık Merkezinin Grafik Hesaplanması

Yukarıda bahsedilen ağırlık merkezinin sayısal olarak hesaplanmasında, farklı teker çaplarının etkilere rağmen ağırlık merkezinin yeri tanımlanmıştır. Sayısal gelişmeler bu amaç için kullanılmıştır. Burada ağırlık merkezinin yeri grafik yöntemiyle bulunacaktır.

2.11.1. Grafik metod

Rotorlu uçaklarda ağırlık merkezinin hesaplanması için yalnızca grafik temellerin kullanılması burada açıklanmıştır.

Bazı küçük sayısal işlemlerle metot yeterince basitleştirilmiş olur. Grafik metodunda öncelikle rotorlu uçağın bir çizimi gerekir. Şekil 2.23'de gösterildiği gibi rotorlu uçağın yandan görünüşünü gösteren bir resim ve üzerine birkaç çizgi çizilmesi bu amaç için yeterlidir.



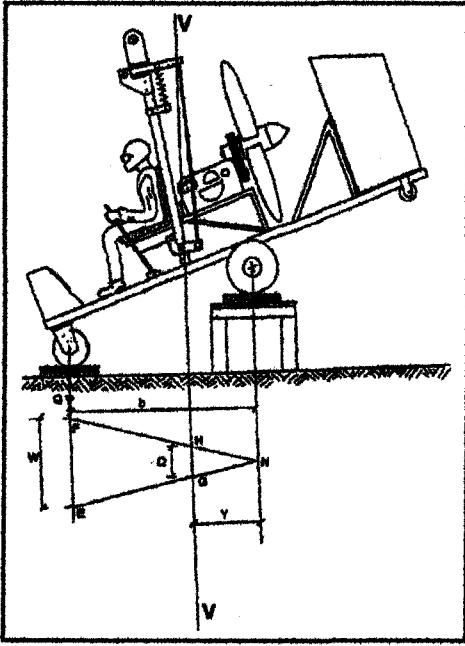
Şekil 2.23. Yatay duran basit bir gyro resmi.

Burada ağırlık merkezi, makinanın iskeleti, pilot v.s. gibi rotora asılı duran tüm kısımlar dahil bütün parçaların montajı için hesaplanır. Buradaki prensip esas olarak asılı duran parçaların ağırlık merkezlerinin, rotorlu uçağın uçuş dengesinin incelenmesi için bulunması gerektiğidir.

Bu metod, montaj edilmiş rotorlu uçağın tümünün (iskelet, rotor ve pilot) ağırlık merkezinin yerinin belirlenmesi için ve pilotsuz rotorlu uçağın ağırlık merkezinin yerinin belirlenmesi için eşit derecede geçerlidir.

2.11.2. İşlemler

Rotorlu uçak tartının üzerine yatay olarak yerleştirilir. Bu, Şekil 2.23 ve 2.24'deki diyagramlarda gösterilen, tekerlerin altına yerleştirilmiş dörtgen parçalardır.



Şekil 2.24. Eğik duran basit bir gyro resmi.

Eğer her bir tekerin altında bir tane olmak üzere üç tartı kullanılırsa toplam W ağırlığı tartıların gösterdiği ağırlıkların toplamı olur. Eğer sadece bir tartı kullanılırsa, altına tartı yerleştirilen tekerlekle aynı yükseklikte bloklar diğer ikisine de yerleştirilir, sonra tartı pozisyonu değiştirilir ve her bir okuma kaydedilir. Üç tartma işleminin toplamı toplam W ağırlığını verir.

Önemli bir değer Şekil 2.23'de gösterildiği gibi ön tekerin altına yerleştirilen tartıyı okumaktır. P harfi bu ağırlığı göstermektedir.

Çizimde a harfiyle tanımlanmış ana tekerlerin ve ön tekerin merkezleri arasındaki mesafe daha sonra ölçülür.

Bu iki değer kaydedildikten sonra Şekil 2.24'de gösterildiği gibi ana tekerler yerden kaldırılır ve ön teker bir kez daha tartılır. Ön tartının gösterdiği ağırlık Q harfiyle belirtilir.

Çizimde ölçülmüş olan teker eksenlerinin dikmeleri arasındaki mesafe b ile tanımlanır. Ana teker desteklerinin yüksekliğiyle ön teker desteğinin yüksekliği arasındaki fark da kaydedilir. Bu büyüklük h harfiyle tanımlanır.

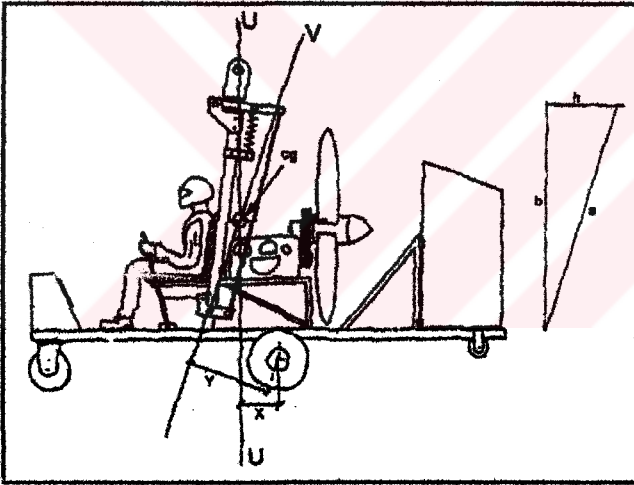
2.11.3. Grafik temeller

Şekil 2.23'de teker merkezlerinden iki dikey çizgi çizilir. Keyfi bir **M** noktası ana tekerlerin dikeyinde tanımlanır; ayrıca keyfi olarak seçilen **A** noktası ön tekerin dikeyinde tanımlanır.

Sonraki dikeyde gösterilmiş bir büyüklükten geçen **A** noktasından ayrı ek bir **B** noktası kabul edilir, tartıda makinanın toplam **W** ağırlığı yani:

$$AB = W \quad (2.9.)$$

Daha fazla kesinlik için **UU** ve **VV** çizgileri çizildiğinde, Şekil 2.25'da görüldüğü gibi kenarları **a, b** ve **h** olan bir üçgen meydana gelir.



Şekil 2.25. Yatay konumda oluşan üçgen.

UU çizgisi dikey bir çizgidir ve **VV** çizgisi üçgenin hipotenüsü ile aynı eğimi gösterir. İkisi de grafikten elde edilen **X** ve **Y** büyüklükleriyle ana teker merkezinden geçer. Bununla birlikte çok basit formüller içerdiğinden ve hata payı az olduğundan bu çizgilerin sayısal olarak hesaplanması çok daha pratiktir. Formüller:

$$X = \frac{P \times a}{W} \quad Y = \frac{Q \times b}{W} \quad (2.10.)$$

Bu büyüklükler, ana teker merkezine olan mesafelerdir. İlki yatay yöndedir ve ikincisi VV çizgisine dik bir çizgi üzerindedir. Bu noktalardan geçen tekrar edilen UU ve VV çizgileri çizilir ve bunların kesişim noktası; ağırlık merkezini (cg) verir.

Örnek:

Daha iyi anlaşılması için metoda uygulanan keyfi değerler saptanmıştır. Rotorlu uçağın geometrik verileri:

$$a = 70''$$

$$b = 66''$$

$$h = 23''$$

Ölçülen ağırlıklar:

$$W = 300 \text{ lb}$$

$$P = 45 \text{ lb}$$

$$Q = 105 \text{ lb}$$

Yukarıdaki veriler, formüllerde yerlerine konularak gerekli işlemler yapılır:

$$X = \frac{45 \times 70}{300} = 10''.5 \quad \text{ve} \quad Y = \frac{105 \times 66}{300} = 23.1'' = 1.11.1' \quad (2.11.)$$

Bu büyüklükler, sorudaki çizime uygulanır, UU ve VV düz çizgileri çizilir, ağırlık merkezi, kesim noktasına yerleştirilir. Daha sonra A ve B noktaları M' e birleştirilir.

Başka bir UU çizgisi, MA ve MB noktalarını, C ve D noktalarında keser. Böylece W büyüklüğünün bulunması için gerekli olan P büyüklü bulunur:

$$CD = P \quad (2.12.)$$

Yukarıdaki durumu elde etmek için; UU çizgisi dik olana ve CD çizgisi, P ağırlığına eşit olana kadar bir kaç deneme yapılır.

Böylece ağırlık merkezi, UU çizgisi üzerine yerleştirilir. Bu çizgi ana teker merkezinden X mesafesindedir.

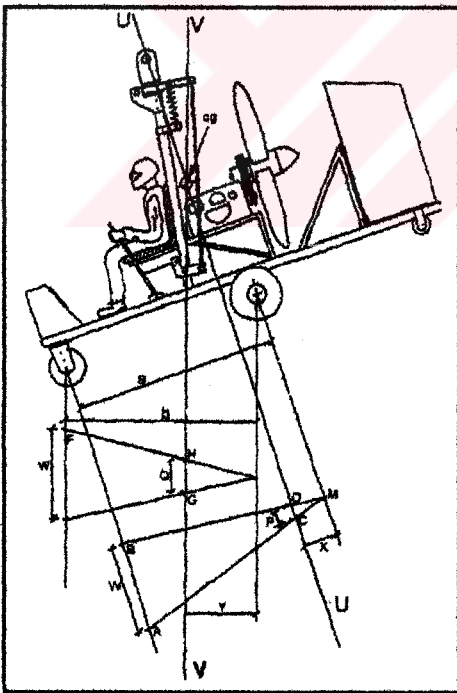
Benzer bir işlem Şekil 2.24'de gösterildiği gibi rotorlu uçağın eğik pozisyonunda uygulanır. Keyfi noktalar şimdi N ve E' dir ve EF mesafesi aynı şekilde W' ya eşittir ve bu yüzden AB ile aynıdır.

$$EF = AB = W \quad (2.13.)$$

Aynı şekilde VV dikmesi, Q ağırlığına eşit olan uzunluktaki GH parçasını, NE ve NF çizgilerinde keser. Ayrıca benzer biçimde GH çizgisi, VV çizgisi üzerinde bulunursa:

$$GH = Q \quad (2.14.)$$

Böylece ağırlık merkezi VV çizgisi üzerine yerleştirilir. Düz VV çizgisi ana teker merkezinden Y mesafededir. Şekil 2.26'de gösterildiği gibi Şekil 2.23 ve Şekil 2.24 birleştirilir. Bu durumda ağırlık merkezi, UU ve VV çizgilerinin kesişim noktası olan ve cg harfiyle gösterilen yerdir.



Şekil 2.26. Yatay ve eğik durumların birleştirilerek CG'nin bulunması

Grafik metotta hata, çizimin doğruluğuna bağlı olarak azalır. Doğal olarak geniş bir çizimde, kaliteli çizgiler kullanılırsa yeterli doğruluk elde edilir.

2.12. Dikey Ağırlık Merkezinin Bulunması

Boylamsal CG ekseninin bulunması oldukça kolaydır. Dikkatli ölçümler ve ayarları yapılmış ölçü aletleriyle hata yüzdesi minimum tutulur. Bu eksen üzerinde kesişim noktası olan CG'nin bulunması için 'asılı durma testi' aslında doğru bir çözüm için çok zordur. Bulunan ilk eksen, tekerleklerin tanjant noktasına dik olarak ölçülür ve bu ölçüm, makinayı askıda tutarak yapıldığından zordur. Hata yapmaya sebep olacak pek çok neden vardır bu yüzden en az % 10 hata meydana gelebilir. 30-50 inç arasındaki bir ölçüm, en az 5 inç hata anlamına gelir [9].

Diğer bir yöntem de sarkaç metodudur. Bu da, asılı durma testi metodunda olduğu gibi ölçümde aynı zorlukları içeren hatalara sahiptir. Ayrıca salınımın doğru zamanlaması kritiktir. Deneyle; en az saniyenin % 2'si kadar hata meydana geldiğini gösterir ve bu da 2,5 inç hata anlamına gelir.

İleride açıklanacak bir çift dezavantaja sahip aşağıdaki matematiksel çözüm ortaya çıkmıştır ve özen gösterilirse hata % 1'in altında tutulabilir. Bu 1" den daha az hata anlamına gelir.

Bu metod iki kesişen eksen bulmayı ve sonra doğrudan ölçümü yapmak için trigonometrik hesaplamalar gerektirir. Makina yere düz bir şekilde yerleştirilerek CG'nin ekseni bulunur ve sonra makina belli bir açıda konularak yine CG'nin eksenini bulunur. Sonuçta ortaya çıkan iki çizgi CG'de kesişir. Daha sonra yerden CG'ye doğrudan bir ölçüm yapılır.

Birinci adım:

İki istisna ile ilk kesen aynı şekilde bulunur:

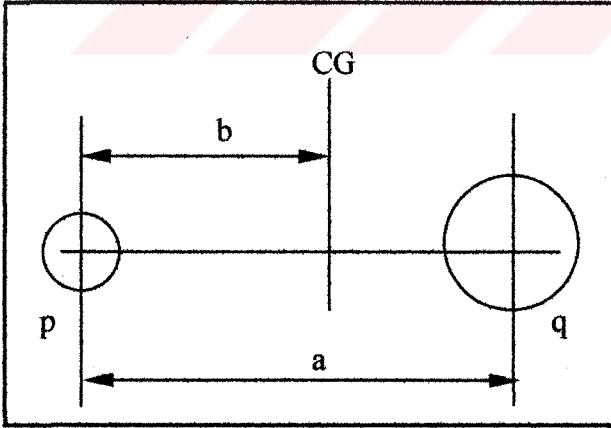
- 1) **Datum noktası olarak ön teker milini kullanmak.** Bu kolayca üçgenlere bölmek için kurulur ve CG'yi bulmak için formül basitleştirilir.

2) **Mil ölçüsünün yerden yüksekliği.** Bu, ihtiyaç duyulan düzeltmenin bir parçasıdır ve muhtemel hatalardandır. Problem, şişme lastiklerdir. Makina itildiğinde burun tekerindeki ağırlık artar. Bu, burun tekerine yer üzerinde düz oturduğu durumdan daha fazla baskı yapar. Ana tekerlerdeki ağırlık daha az olur ve ana teker lastiklerine, yer üzerinde düz oturduğu durumdan daha fazla baskı yapılır. Datum noktası, ön teker milinin merkezidir ve açı, ön ve ana miller arasındaki yükseklik farkından hesaplanır. Lastik basıncı hesaba katılmazsa ölçü, son boyutundan % 5 hatalı olur. Her bir durum için zeminden, gerçek eksen merkezleri ölçülerek makinanın hareket edeceği gerçek açı hesaplanır. Düz ve iyi bir zemin tüm hesapların doğruluğunu artırır.

İki kütle arasındaki CG'nin bulunması için formül:

$$b = \frac{qa}{p+q} \quad (2.15.)$$

Burada p ön tekerdeki ağırlıktır, q ana tekerlerdeki ağırlıktır, a milden mile olan mesafedir ve b ön milin arkasından CG'ye olan mesafedir (Şekil 2.27).

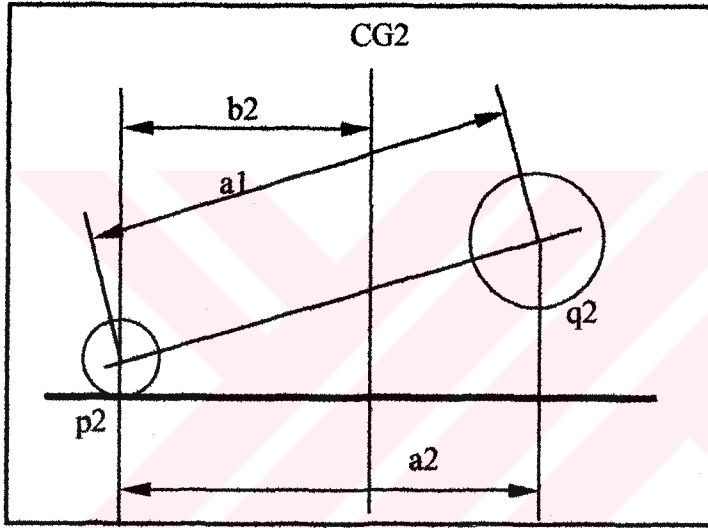


Şekil 2.27. İki kütle arasında CG'nin bulunması

Herbir mil arasındaki mesafe mümkün olduğunca doru olarak ölçülür. Bu ölçü yere paraleldir. Buradaki herhangi bir hata toplam hataya eklenir. Burada ve ikinci adımda kumanda kolu ve baş nötr pozisyonundadır.

İkinci adım:

İkinci kesen, bir açı ile ana dişli, bloklara yerleştirilerek bulunur. Her bir mil üzerindeki ağırlık tekrar kaydedilir. Kumanda kolu ve baş, yine nötr pozisyondadır. Eksen yükseklikleri arasındaki fark bulunur ve bu yeni rakamlar toplanarak hesaplanır. Diğer tarafın, ilk eksen mesafesine (bu hipotenüştür) bölünmesi açının sinüsünü verir. Açının kosinüsünün hipotenüsle çarpılması yeni eksen genişliğini (formulde "a2" boyutu) verir. Makina zeminde dururken ön eksenin arkasından, CG'ye olan mesafe (b2), önceki gibi aynı formülle hesaplanır (Şekil 2.28).



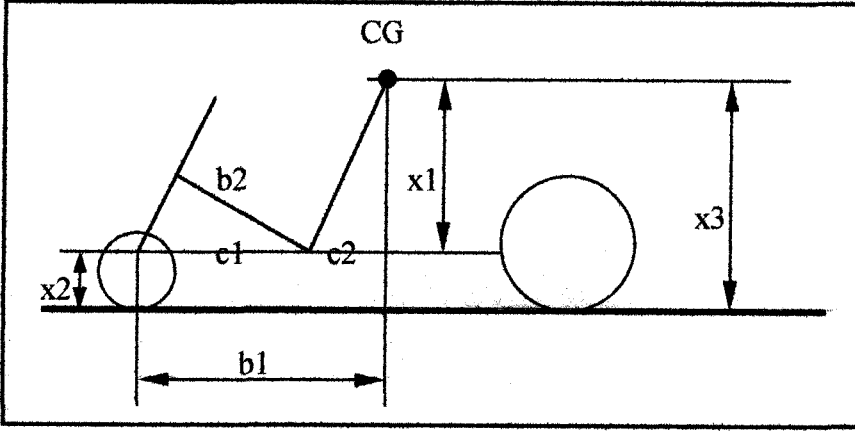
Şekil 2.28. Belli bir eğimle duran iki kütle arasında CG'nin bulunması

Üçüncü adım:

Şu anda aynı noktadan (ön milin merkezi) ve açıdan çıkan iki "b" boyutu bilinmektedir. Her iki şekil çizildiğinde ve üst üste bindirildiğinde hipotenüsü ve kenarı bitişik olan bir üçgen (x1,c2) görülür. Bu, CG'dir.

İkinci "b" boyutu Şekil 2.29'daki gibi aynı açılı, bitişik kenarlı bir üçgendir ve b2 ile gösterilmiştir. b2, açının kosinüsüyle bölündüğünde c1 bulunur. c1, b1'den çıkarıldığında c2 kalır. c2 ile açının tanjantının çarpımı x1'i verir ve bu ilk mil yüksekliğine (x2) eklendiğinde x3 bulunur. x3, makine düz olarak yerleştirildiğinde CG'nin yerden yüksekliğidir. Böylece CG'ye bağlı tüm boyutlar yaklaşık olarak

ölçülmüş olur. Böylece, kuyruğun, gövdenin, gösterge paneli ve diğer şeylerin basınç merkezlerinin yerleri çok kolay bir şekilde görebilir. Ölçümler dikkatli bir şekilde yapılırsa hata payı %1'in altında olur.



Şekil 2.29. Yatay ve eğik durumlar birleştirilerek CG'nin bulunması

2.13. Sonuçlar

Yatay dengeleyicisi olmayan düşük profil gyrolar (en yaygın gyrolar) denge eksikliğine bağlı olarak PIO'ya daha fazla eğilimlidir ve PPO açısından tehlikelidir.

Gerçek bir yatay dengeleyiciye sahip düşük profil gyrolar daha dengelidir. Gerçek dengeleyiciden kasıt; uygun bir kuyruk hacmi ve gerçek bir aerodinamik profildir. Eğer mümkünse yatay dengeleyici daha etkili olabilmesi için pervanenin oluşturduğu hava akımına yönlendirilir.

Gerçek yatay dengeleyicisi olan yüksek profil gyrolar en iyi çözümdür. Bu gyrolar PIO'ya daha az eğilimlidir ve PPO söz konusu bile değildir.

Tüm hava taşıtları gibi gyro uçakları için de denge çok önemlidir ve gyro'da dengenin hesaplanması için ağırlık merkezinin bulunması gerekir. Verilen yöntemler ışığında yatay ve dikey ağırlık merkezleri hesaplanır. Gyro uçağına etki eden kuvvetlerin ağırlık merkezinde oluşturduğu momentler birbirlerini karşıladıklarında, gyro uçağı dengededir.

BÖLÜM 3. MODELLEME

3.1. Giriş

Bu bölümde Aircommand'ın tek kişilik bir gyro uçağı, AutoCAD programı kullanılarak üç boyutlu olarak modellenmiştir. Modelleme yapılırken parçalar tek tek modellenmiş ve “move” , “rotate3d” , “mirror3d” vb. gibi komutlar kullanılarak birleştirme yapılmıştır. Gyro uçağının rotor direği, ön ve arka omurgalar ile iki adet akstan oluşan temel yapısı, bu yapıyı destekleyen borulardan oluşan gyro uçağının iskeleti, rotor sistemi, motor sistemi, dümen ve dümen pedalları modellenenmiş, daha sonra tüm bu parçalar birleştirilerek montaj yapılmıştır.

3.2. AutoCAD

AutoCAD, hem iki boyutlu çizim hem de üç boyutlu tasarım yapılabilen dünyada çok yaygın olarak kullanılan bir Bilgisayar Destekli Tasarım ve Çizim programıdır.

Katı modelleme yöntemiyle nesnelere tam olarak modellenenlerdir. Katı modeller eksiksiz olmakla beraber çeşitli yollarla modelleme yapılabilir. Modeller küp, silindir gibi temel geometrik şekiller ile oluşturulabildiği gibi ekstrüzyon, süpürme gibi yöntemlerle de oluşturulabilir. Daha sonra bu çizimlere Boolean işlemleri (Katıları birbirlerine ekleme, birbirlerinden çıkarma ve kesişimini alma) uygulanarak istenilen katı model elde edilir.

3.2.1. Temel geometrik şekillerle katı modelleme

Temel geometrik şekillerle modelleme yaparken en çok Kutu (Box), Silindir (Cylinder) ve Takoz (Wedge) komutları kullanılır [10].

Kutu (Box):

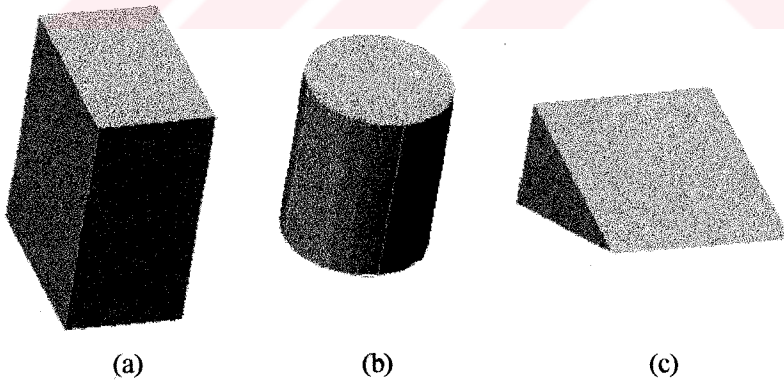
Kutu (box) komutu dikdörtgenler prizması şeklinde içi dolu kutular elde etmekte kullanılır. Çizim yapılırken kutunun bir yüzeyinin iki karşılıklı köşesinin koordinatları girilir ve yüksekliği verilerek kutu oluşturulur. Şekil 3.1 (a)'da AutoCAD'te oluşturulmuş bir kutu görülmektedir.

Silindir (Cylinder):

Silindir (cylinder) komutu içi dolu bir silindir oluşturmak için kullanılır. Modelleme yapılırken önce silindirin merkez koordinatları girilir daha sonra silindirin yüksekliği girilir. Şekil 3.1 (b)'da AutoCAD'te modellenmiş bir silindir görülmektedir.

Takoz (Wedge):

Takoz (Wedge) komutu üçgen prizma takoz çizmekte kullanılır. Çizim yapılırken karşılıklı iki nokta ve yükseklik verilerek takoz oluşturulur. Şekil 3.1 (c)'de AutoCAD'te modellenen bir takoz görülmektedir.



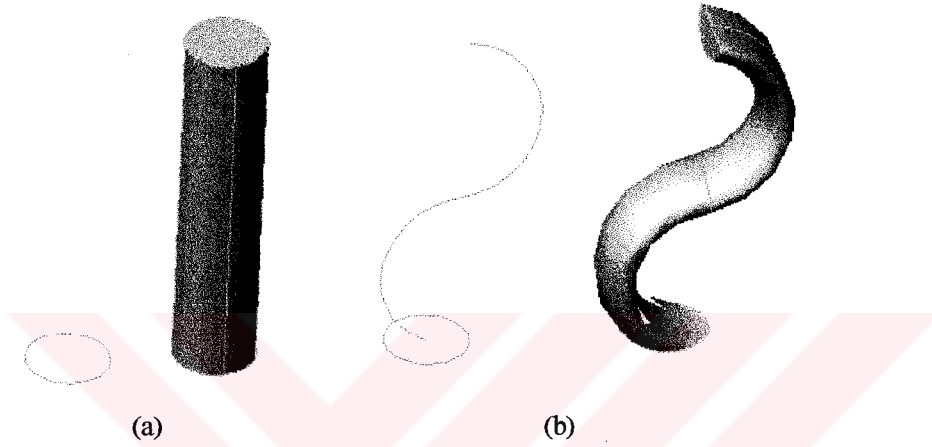
Şekil 3.1. Temel geometrik şekillerle katı modelleme (a) Kutu, (b) Silindir, (c) Takoz

3.2.2. İki boyutlu nesneden katı model oluşturma

İki boyutlu nesnelere katı model oluşturulurken en çok kullanılan yöntemler ekstrüzyon (Extrude) yöntemi ve süpürme (Revolve) yöntemidir.

Ekstrüzyon (Extrude) yöntemi:

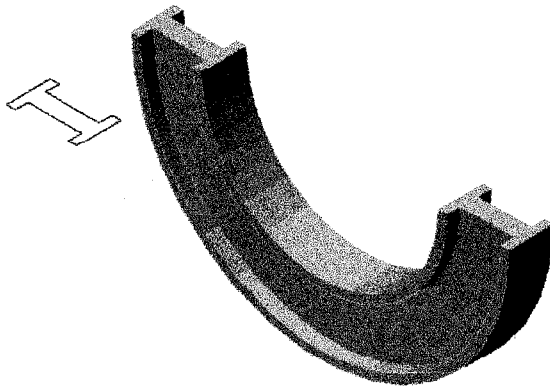
Ekstrüzyon (Extrude) yöntemiyle iki boyutlu bir nesneye yükseklik verilerek veya bir yol izleterek katı model oluşturulur. Çizilen iki boyutlu nesneye eğer Height of Extrusion seçeneği kullanılırsa yükseklik verilerek katı model oluşturulur (Şekil 3.2.a), eğer Path seçeneği kullanılırsa, çizgisel bir yol üzerinde nesne uzatılarak katı model elde edilir (Şekil 3.2.b).



Şekil 3.2. Ekstrüzyon yöntemiyle katı model oluşturma (a) Yükseklik vererek, (b) Bir yol izleterek

Süpürme (Revolve) yöntemi:

Süpürme (Revolve) yöntemi, iki boyutlu bir nesneyi bir eksen etrafında çevirerek katı modeller oluşturan bir komuttur. Bu yöntemle, çizilmiş olan iki boyutlu bir nesne X veya Y eksenini etrafında istenilen açıda döndürülerek katı model oluşturulur. Şekil 3.3'de süpürme yöntemiyle oluşturulan bir katı model görülmektedir.



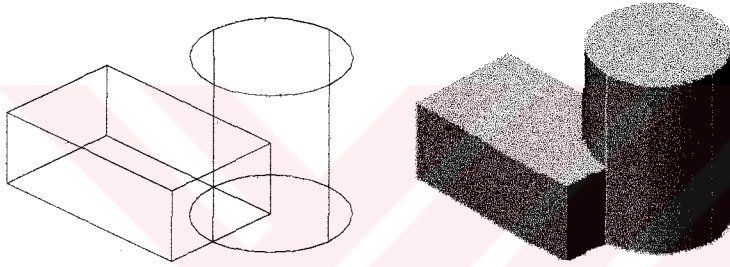
Şekil 3.3. Süpürme yöntemiyle katı model oluşturma

3.2.3. Katı modellerde boolean işlemleri

Katı modellerdeki boolean işlemleri katı modelleri birbirine ekleme (Union), birbirinden çıkarma (Subtract) ve kesişim alma (Intersect) komutlarından oluşur [10].

Katıları birleştirme (Union):

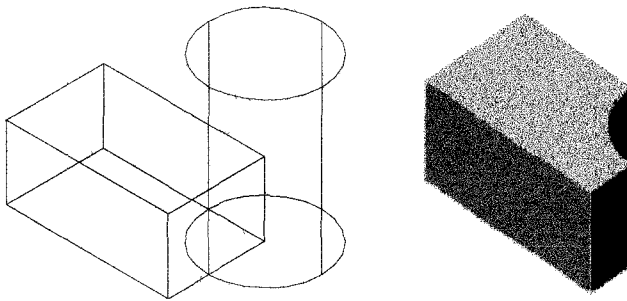
Katıları birleştirme (Union) iki veya daha fazla katı modeli birleştirmek için kullanılan bir komuttur. Bu komut girildikten sonra birleştirilecek olan nesnelere seçilir böylece birleştirme işlemi gerçekleştirilir. Şekil 3.4'de bu işlemin bir örneği görülmektedir.



Şekil 3.4. Katıları birleştirme (Union) işlemi

Katıları birbirinden çıkarma (Subtract):

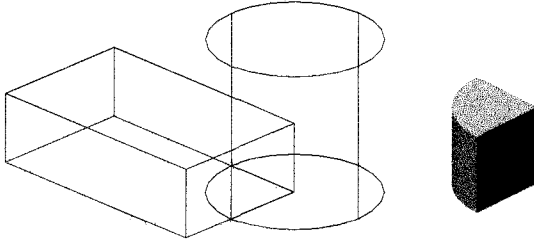
Herhangi bir katı modelden bir veya daha fazla katı modeli çıkarmak için katıları birbirinden çıkarma (Subtract) komutu kullanılır. Bu komut girildikten sonra çıkarma yapılacak katı model seçilir daha sonra bundan çıkarılacak olan katı modeller seçilerek işlem gerçekleştirilir. Şekil 3.5'de katıları birbirinden çıkarma işlemi için bir örnek verilmiştir.



Şekil 3.5. Katıları birbirinden çıkarma (Subtract) işlemi

Kesişim alma (Intersect):

Kesişim alma (Intersect) yöntemi ile iki katı modelin kesişiminden bir başka katı model elde edilir. Bu komut girildikten sonra kesişimi alınacak nesnelere seçilerek kesişim alma yöntemi gerçekleştirilir. Şekil 3.6'da kesişim alma yöntemine bir örnek gösterilmiştir.



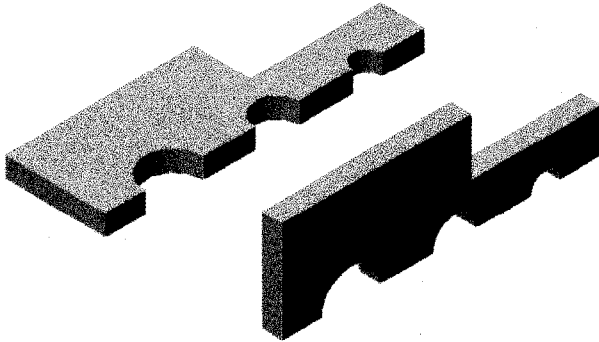
Şekil 3.6. Kesişim alma (Intersect) yöntemi

3.2.4. Üç boyutlu düzenleme komutları

Üç boyutlu düzenleme komutları; 3 boyutlu döndürme (Rotate3d), 3 boyutlu simetri alma (Mirror3d) ve 3 boyutlu çoğaltmadır (Array3d).

3 Boyutlu döndürme (Rotate3d):

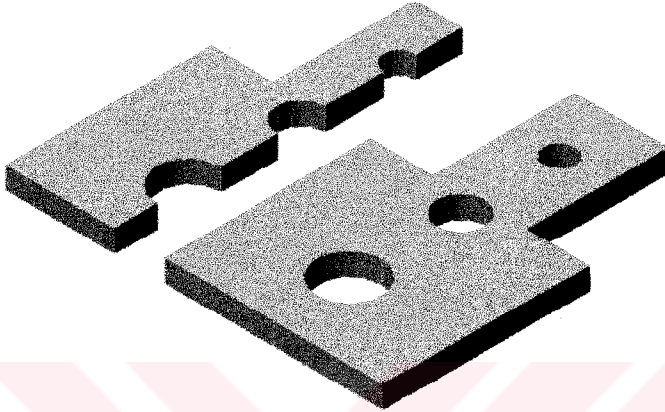
Rotate3d komutu ile katı modeller belirtilen bir doğrultuda istenilen açı ile döndürülürler. Bu komut girildikten sonra istenilen eksen etrafında katı model girilen bir açı ile döndürülür. Şekil 3.7'de 3 boyutlu döndürme işlemine bir örnek görülmektedir.



Şekil 3.7. 3 boyutlu döndürme işlemi

3 Boyutlu simetri alma (Mirror3d):

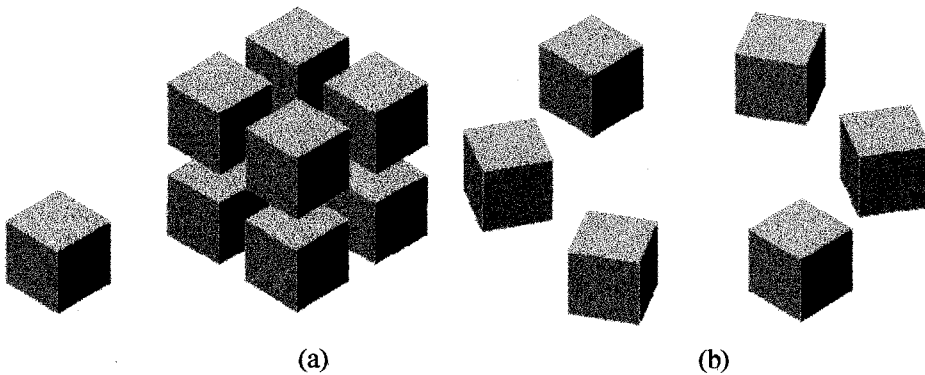
Üç boyutlu simetri alma (Mirror3d) komutu ile katı modellerin belirtilen bir eksene göre simetrisi alınır ve simetriği alınana katı model şilinebilir veya kalabilir. Bu komut girildikten sonra XY, YZ ve ZX düzlemlerine göre katı modelin simetriği alınabilir. Şekil 3.8.'de 3 boyutlu simetri alma işlemi gösterilmiştir.



Şekil 3.8. 3 boyutlu simetri alma işlemi

3 Boyutlu çoğaltma (3DArray):

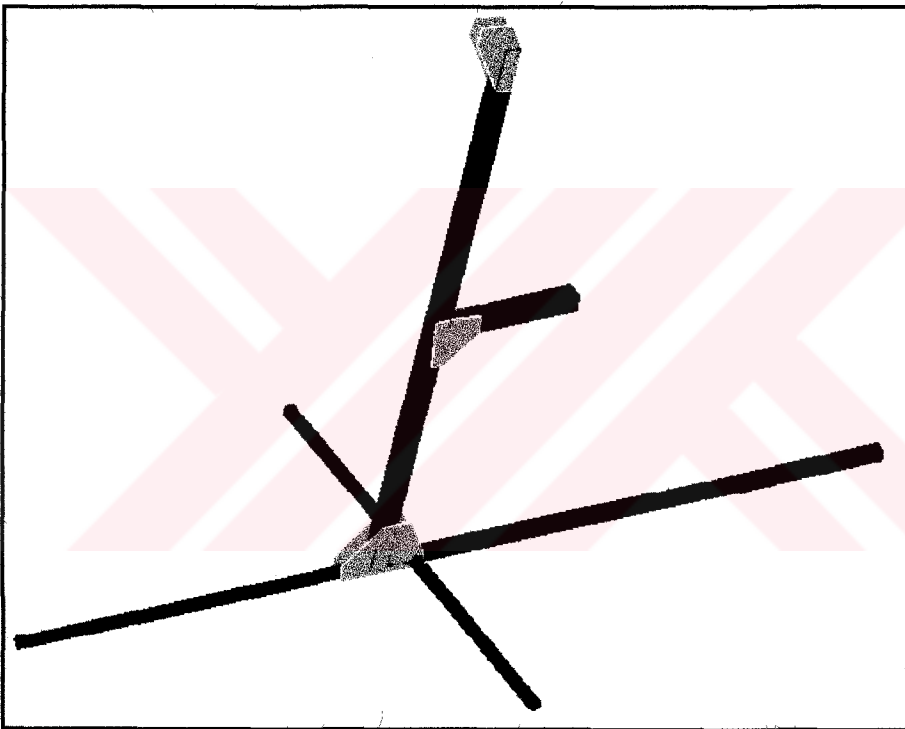
3DArray komutu ile katı modeller dikdörtgen veya dairesel yönde istenilen sayıda çoğaltılabilir. Eğer dikdörtgen çoğaltma yapılacaksa (Şekil 3.9.a) nesne seçildikten satır, sütun ve kat sayıları ve bunlar arasındaki mesafeler girilerek çoğaltma yapılır. Dairesel çoğaltmada (Şekil 3.9.b) ise nesne seçildikten sonra nesneden kaç adet kaç derece ile kopyalanacağı belirtilip dönme ekseninde iki nokta belirtilerek çoğaltma işlemi gerçekleştirilir [10].



Şekil 3.9. 3 boyutlu çoğaltma işlemi (a) Dikdörtgen çoğaltma, (b) Dairesel çoğaltma

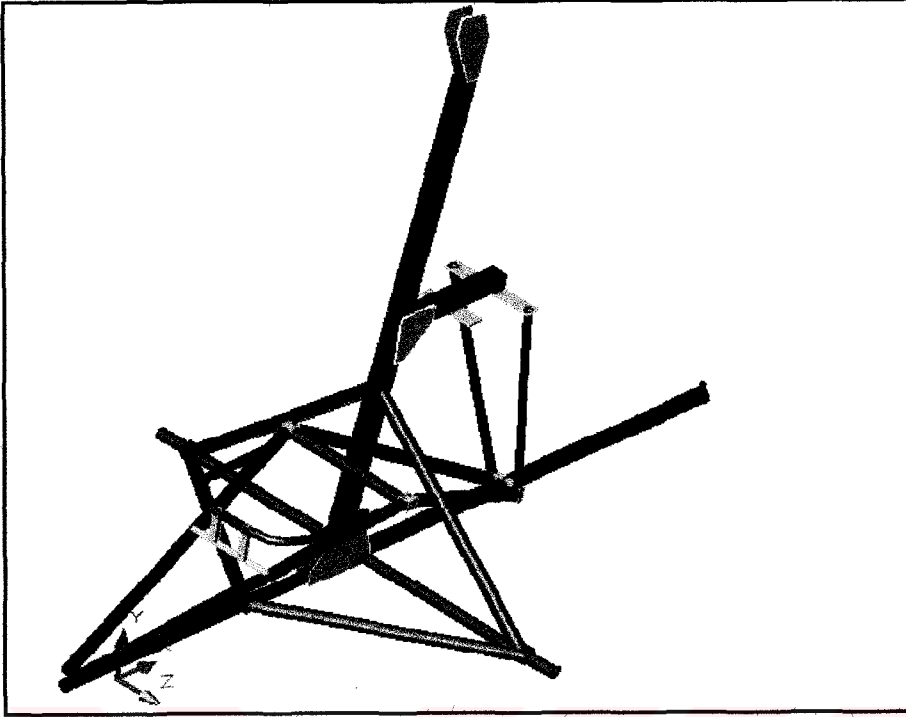
3.3. Modelin Hazırlanışı

Modellemeye ilk olarak gyro uçağının temel yapısı olan 38 mm çapında, 1,5 mm cidar kalınlığında ve 1090 mm uzunluğunda ön omurga, 50 mm çapında, 3 mm cidar kalınlığında ve 1540 mm uzunluğunda arka omurga, 1730 mm uzunluğunda 50 mm kare profilden 4 mm cidar kalınlığında rotor direği ve 38 mm çapında, 1,5 mm cidar kalınlığında 750 mm uzunluğunda iki adet aks modellenir ve tüm bu parçalar iki adet grup plakası ile birleştirilerek montajı yapılır. Şekil 3.10.'de bu temel yapının AutoCAD programında modellenmesi görülmektedir.



Şekil 3.10. Temel yapının modellenmesi

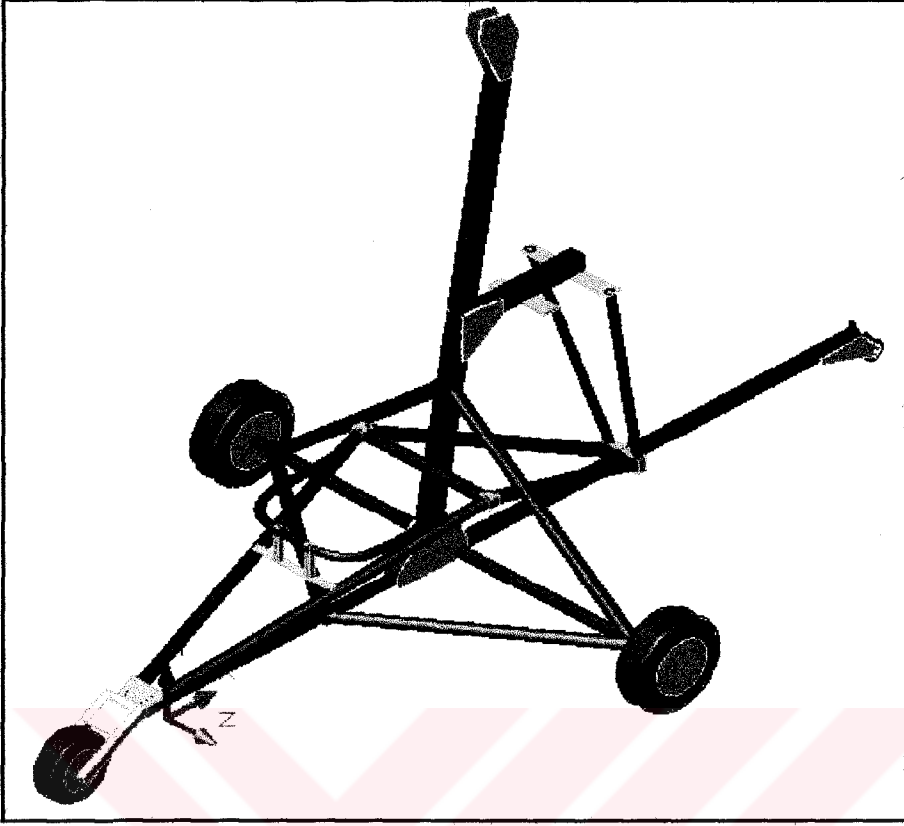
Temel yapı 38 mm çapında, 1,5 mm cidar kalınlığında çeşitli ebadlardaki dorularla desteklenerek gyro uçağının iskeleti meydana gelir. Bunun içi modellenen parçalar; ön omurga ile akslar arasındaki iki adet çapraz bağlantı, rotor direği ile akslar arasında iki adet bağlantı, rotor direği ile ön ve arka omurgaları bağlayan ikişer adet bağlantı, motoru tutan direk ile arka omurga arasındaki bağlantıdır. Tüm bu parçalar modellenerek Şekil 3.11.'de görüldüğü gibi temel yapıya montajı yapılmıştır.



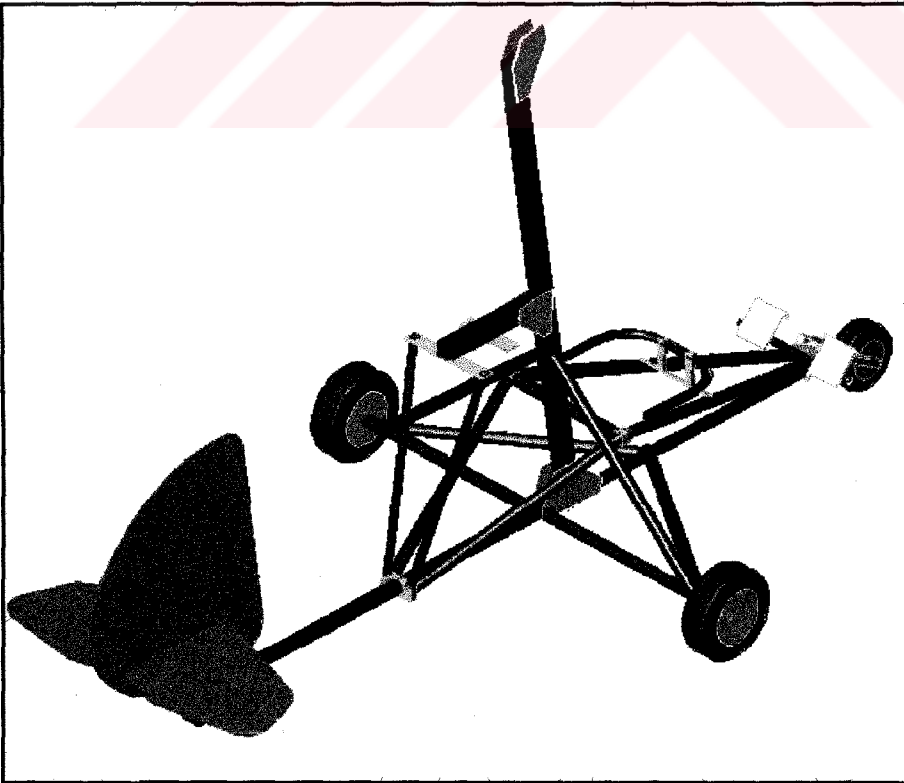
Şekil 3.11. İskeletin modellenmesi

Aksların uç kısımlarına birer adet 300 mm çapında ve 100 mm kalınlığında yan teker modellenerek monte edilir. 220 mm çapında ve 80 mm kalınlığında ön teker de takım olarak modellenir ve iskeletin ön kısmına montajı yapılır. Arka omurganın sonuna ise 65 mm çapında bir kuyruk tekeri modellenerek monte edilir. Şekil 3.12.'de iskelete, tekerlerin monte edilmiş hali görülmektedir. Tekerlekler motordan tahrik almazlar. Motora bağlı olan pervanenin ittirici kuvvetiyle gyro uçağı ileri doğru hareket eder.

Dikey kuyruk yüzeyi yani dümen yatay kuyruk yüzeyi ile birleştirilir ve arka omurganın sonuna monte edilir. Dümen 1 mm cidar kalınlığında paslanmaz malzemeden yapılır ve 1 mm cidar kalınlığında fiber malzemeyle kaplanır. Dümen pedalları ise iskeletin ön kısmına monte edilir. Dümen pedalları alt kısımlarında 100 mm uzunluğunda iki adet yay ile ön teker ile bağlantılıdır böylece yerdeyken ön teker sağa-sola hareket ettirilerek gyro uçağı yönlendirilir, üst kısımlarından ise iki adet 1,5 mm kalınlığa sahip çelik tel ile dümene bağlıdır böylece havadayken dümeni sağa-sola hareket ettirerek gyro uçağı yönlendirilir. Şekil 3.13.'te dümen ve dümen pedalları modellenenerek montajı yapılmıştır.

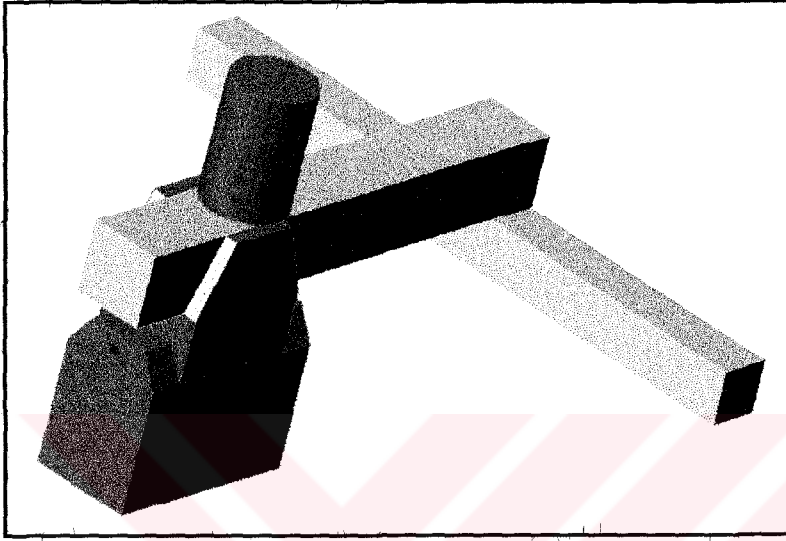


Şekil 3.12. Tekerleklerin montajı



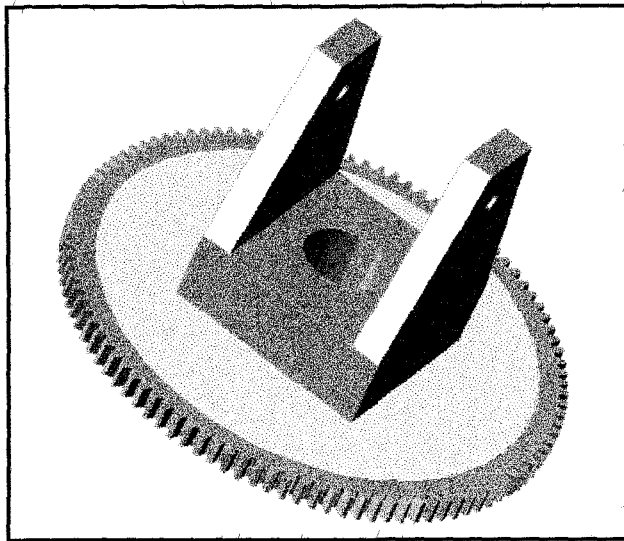
Şekil 3.13. Dömen ve dömen pedallarının montajı

Şekil 3.14’de moment kolu modellenmiştir. Burada moment kolunun alt kısmındaki parça rotor direğindeki baş plakalara monte edilir, üst kısmındaki silindirik parça ise rotor başındaki rulmana geçer, uç kısmdaki çubuk ise iki adet boru ile kumanda koluna bağlanmıştır. Böylece kumanda koluyla yapılan hareket, rotora iletilir.



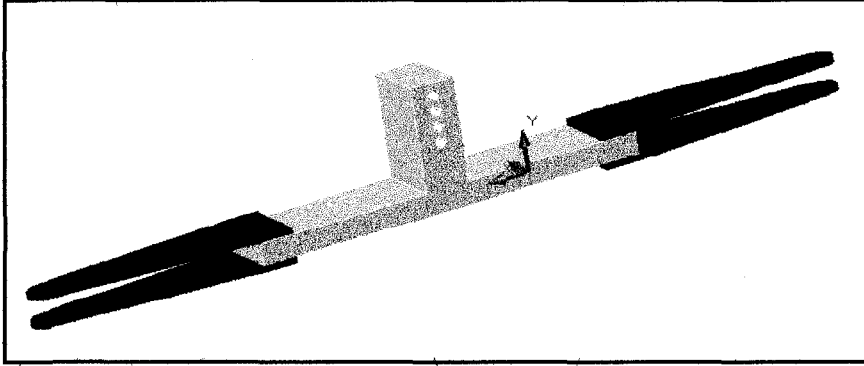
Şekil 3.14. Moment kolunun modellenmesi

Şekil 3.15’de görüldüğü gibi rotor başının ortasında bulunan delikte bir adet rulman vardır böylece rotor başının ve ona bağlı olan rotor göbeği ve rotor pervanelerinin dönmesi sağlanır. Rotor başının dişli kısmı ise rotorun mekanik ön döndürücü vasıtasıyla motordan tahrik alır.



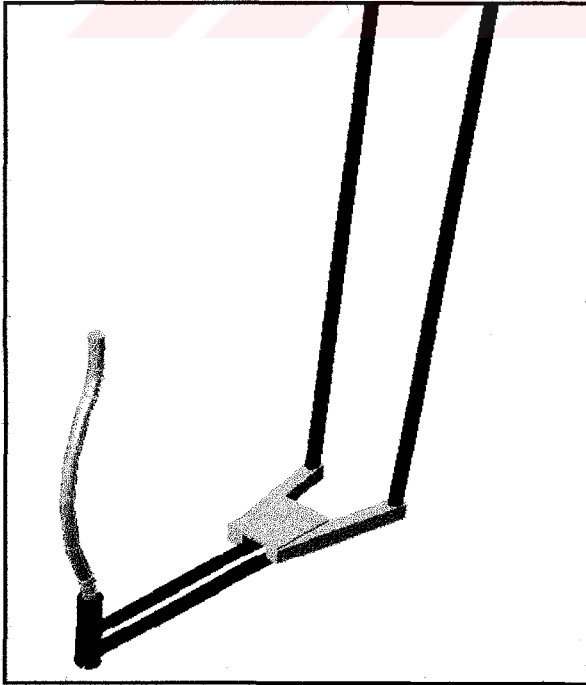
Şekil 3.15. Rotor başının modellenmesi

Rotor göbeği, rotoru taşıyan civata ile rotor başına monte edilir. Rotor göbeğinin uçlarındaki ikişer adet parçanın arasına rotor pervanesi altı adet civata ile monte edilir. Şekil 3.16'da rotor göbeği modellenmiştir.



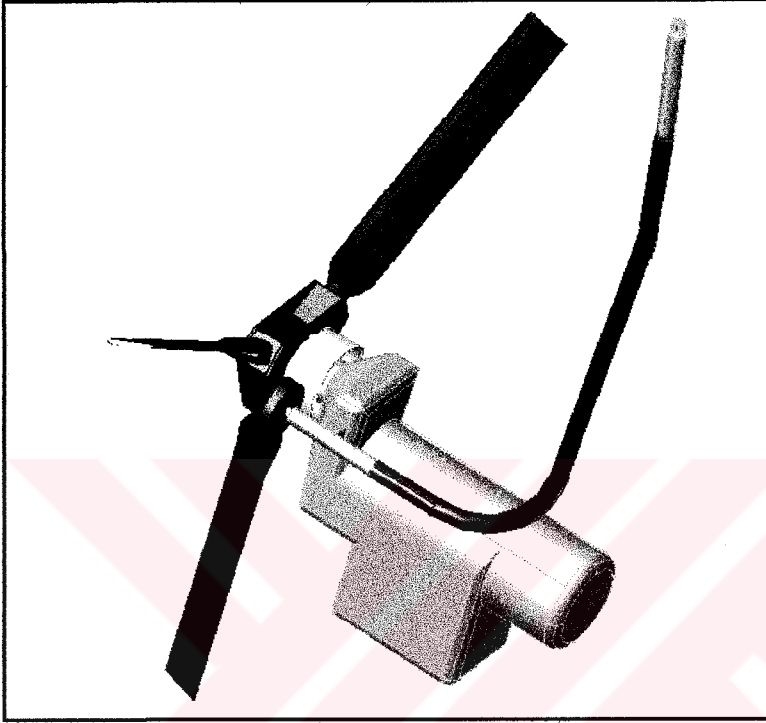
Şekil 3.16. Rotor göbeğinin modellenmesi

Şekil 3.17'de kumanda kolu sistemi modellenmiştir. Kumanda kolu alt kısmından ön omurga ile bağlantılıdır. 20 mm çapında iki adet borudan 500 mm uzunluğunda olan grup plakalarına bir adet rulman ile bağlanmıştır, 450 mm uzunluğunda olan ise ucu çatal şeklinde iki parçaya ayrılarak 22 mm çapında iki adet boru ile moment koluna bağlanır. Bu sistem sayesinde kumanda kolundaki hareketler rotora iletilir.



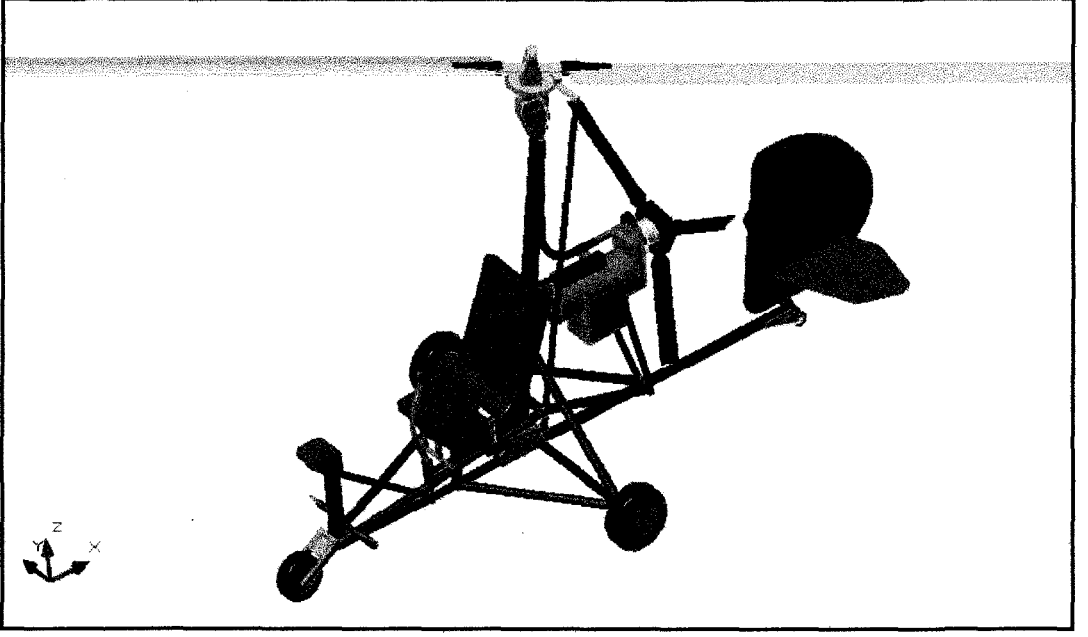
Şekil 3.17. Kumanda kolunun modellenmesi

Şekil 3.18’da rotax 582 motoru ve buna bağlı olan ittirici pervane ile mekanik ön döndürücü modellenmiştir. Mekanik ön döndürücü motordan aldığı hareketi esnek bir aks sayesinde rotora iletir.



Şekil 3.18. Motor sisteminin modellenmesi

Şekil 3.19’da rotor sistemi, motor sistemi ve kumanda sistemi ile gösterge panosu ve kısma valfi modellenerek iskelete montajı yapılmıştır. Böylece gyro uçağı komple modellemiştir.



Şekil 3.19. Gyro uçağının modellenmesi

BÖLÜM 4. ANALİZ

4.1. Giriş

Bu bölümde, bir önceki bölümde modellenen tek kişilik Aircommand Gyro uçağının kritik parçaları olan rotor direği ile rotor pervanesini taşıyan civata, rotor göbeği ve rotor başından oluşan rotor sistemi Pro/ENGINEER CAD/CAM/CAE programı kullanılarak modellenmiş ve bu parçalara etki eden yüklemeler sonucunda meydana gelen gerilmeler ve deplasmanlar Pro/MECHANICA Structure modülünün statik opsiyonu ile incelenmiştir.

4.2. Modelleme

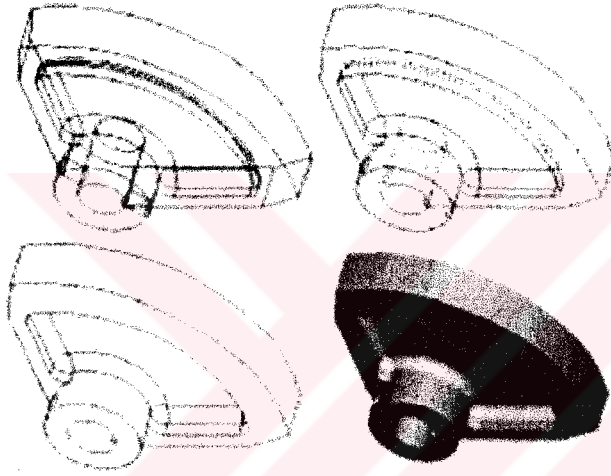
Bu modelleme sürecinde, Pro/ENGINEER ve Pro/MECHANICA programlarında kullanılan modüller incelenmiştir. Modeller hazırlanırken Pro/ENGINEER part modeling modülünün protrusion opsiyonu kullanılarak parçaların katı modelleri oluşturulmuştur. Daha sonra bu parçaların assembly modülünde montajı yapılmıştır. Pro/MECHANICA structure modülünde ise oluşturulan bu katı modellerin sabitleme ve yüklemeleri yapılarak modeller analize hazır hale getirilmiştir. Daha sonra analiz dosyası hazırlanarak tanımladığımız analizler yapılmıştır.

4.2.1. Pro/ENGINEER

Pro/ENGINEER parçaların 3 boyutlu çalışma ortamında modellenmesinde, modellenen parçalar üzerinde değişiklikler yapılmasına ve yapılan bu değişikliklerin eş zamanlı olarak izlenebilmesine olanak tanıyan bir programdır. Ayrıca program, modellenen parçalar arasında montaj yapılarak bir sistem oluşturulmasını da sağlar.

Bu program ile,

- Hacim ve yüzeylere sahip katı modeller oluşturulabilir.
- Oluşturulmuş olan geometri veya model üzerinden direk olarak kütle, alan hesabı gibi analizler yapılabilir.
- Şekil 4.1’de görüldüğü gibi oluşturulan parçaların ekran üzerindeki görüntüsü değiştirilse bile parçanın özellikleri değişmez.
- Pro/ENGINEER; katı model oluşturma yöntemlerinden olan unsur tabanlı (Feature-Based), birleşik ortak çalışma (Associative) ve parametrik tasarım özelliklerini kullanmaktadır.



Şekil 4.1. Pro/ENGINEER’da oluşturulmuş bir model

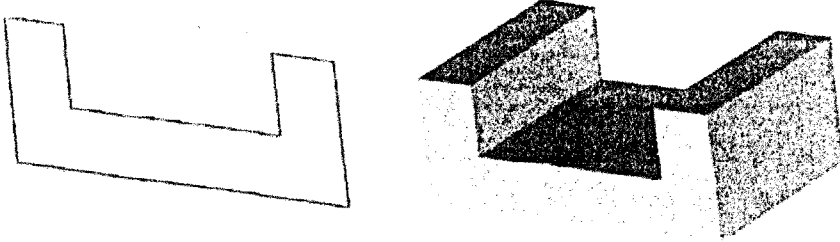
Pro/ENGINEER programında unsur oluşturmak için kullanılan bir çok yöntem ve modül bulunmaktadır. Bunlar iki kısımda incelenebilir. Birincisi unsurların çizim ile oluşturulması (sketched features) ve ikincisi ise daha önceden oluşturulmuş olan unsurlar üzerinde basit tanımlamalar yaparak yeni unsurlar oluşturma (pick and place features) yöntemidir.

4.2.1.1. Unsurların çizim ile oluşturulma yöntemleri

Pro/ENGINEER programında katı modeller oluşturmak için basit modüller olduğu gibi kompleks modelleme için gelişmiş modüller de bulunmaktadır. Basit modüller; Extrude, Revolve, Sweep ve Blend’ tir [11].

Extrude:

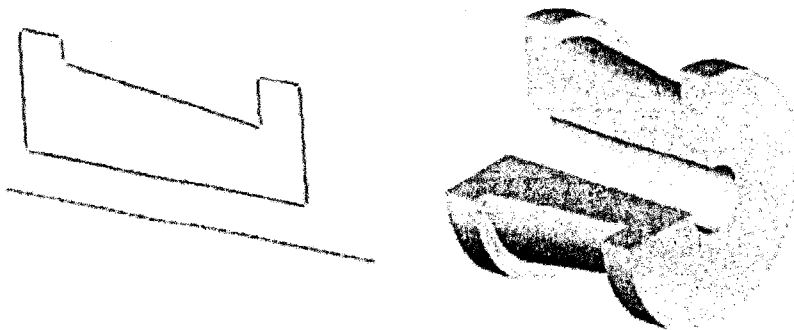
Bu yöntem bir çok tasarım programında en basit katı modelleme modülüdür. Bu modülde çizilen herhangi iki boyutlu bir kesit için belirli bir yükseklik verilerek katı model oluşturulur. Şekil 4.2’de Extrude modülü ile bir kesitten unsur oluşturulması görülmektedir.



Şekil 4.2. Extrude modülü ile unsur oluşturma

Revolve:

Bu yöntem de bir çok tasarım programında kullanılan bir katı modelleme modülüdür. Bu modülde çizilen iki boyutlu bir kesit için bir dönme eksenini seçilir. Kesitin bu eksen etrafında istenilen açı ile çevrilmesi sonucu süpürülen hacim kadar katı model oluşturulur. Şekil 4.3’de Revolve modülü ile bir kesitten unsur oluşturulması görülmektedir.

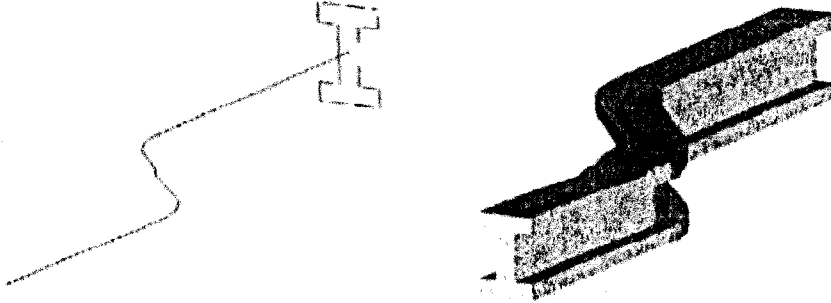


Şekil 4.3. Revolve modülü ile unsur oluşturma

Sweep:

Bu modül, Extrude modülü ile benzer prensipte çalışmaktadır. Aralarındaki fark oluşturulan kesit doğrusal bir yörünge üzerinde değil, oluşturulan düzlemsel bir

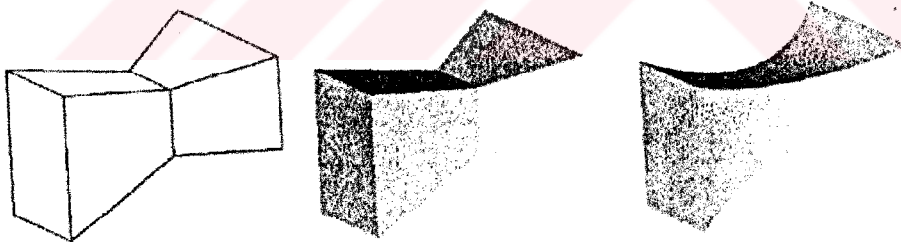
yörüngede ilerler. İki boyutlu kesitin bu yörünge üzerinde ilerlemesiyle süpürülen hacim bir katı model oluşturur. Şekil 4.4’de Sweep modülü ile iki boyutlu bir kesitten unsur oluşturma yöntemi görülmektedir.



Şekil 4.4. Sweep modülü ile unsur oluşturma

Blend:

Bu modülde iki veya daha fazla iki boyutlu kesitte modelleme yapılır. Birbirlerine paralel olarak çizilen kesitler arasındaki mesafe süpürülerek oluşan hacim bir katı model oluşturur. Şekil 4.5’de Blend modülü ile üç kesitten oluşan bir unsurun kesitler arasındaki geçişe göre iki farklı şekilde oluşturulabildiği görülmektedir [11].



Şekil 4.5. Blend modülü ile unsur oluşturma

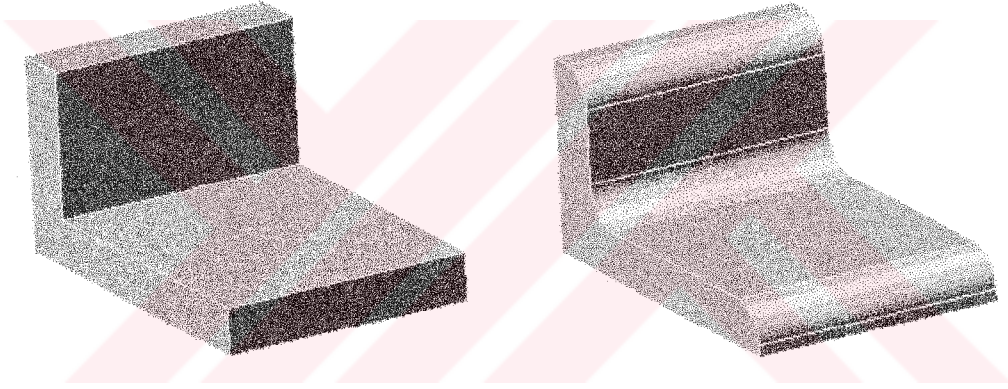
Programda basit modüllerin yanı sıra gelişmiş modüller de vardır. Bunlar: Variable Section Sweep, Sweep Blend ve Helical Blend modülleridir. Gelişmiş modüllerde oluşturulmak istenen unsura özgü karakterler bulunur. İstenen özelliklere en yakın modül seçilir, gerekirse birkaç modül ayrı ayrı kullanılarak amaca uygun bir modelleme yapılabilir.

4.2.1.2. Unsurların tanımlanarak oluşturulması

Pro/ENGINEER programında tanımlanarak unsur oluşturmak için birkaç yöntem vardır. Bu yöntemlerden en sık kullanılanları Round ve Chamfer modülleridir.

Round:

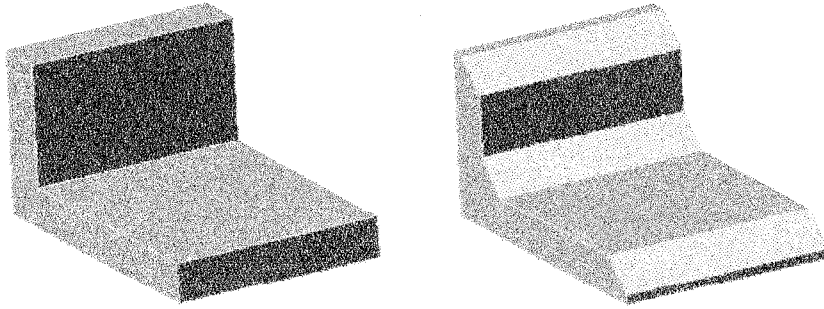
Bu modül kullanılarak daha önceden oluşturulmuş unsurlar üzerindeki kenarlara istenilen ölçülerde radüs verilir. Yuvarlatılmak veya radüs verilmek istenilen kenar seçilir, daha sonra istenen yarıçapta yuvarlatma işlemi yapılır. Şekil 4.6'da Round modülüne bir örnek verilmiştir. Burada dikkat edilecek husus, verilmek istenen radüsün kenarı oluşturan yüzey ölçülerine uygun seçilmesidir.



Şekil 4.6. Round modülü ile unsur oluşturma

Chamfer:

Bu modül kenarlara pah kırmak için kullanılır. Kendi altında birçok alt opsiyonu bulunur. Kullanımı Round modülüne benzerdir. Modülün uygulanacağı kenar seçilir ve pah değeri de seçilen opsiyon doğrultusunda verilir. Modülün alt opsiyonları: $d \times d$ (her iki yüzeyden eşit ölçüde), $d_1 \times d_2$ (iki yüzeyden farklı ölçüde), $45 \times d$ (verilen ölçüde 45° açı ile), $Ang \times d$ (verilen ölçü ve açıda) olarak farklı şekillerde Chamfer işlemi yapılabilir. Şekil 4.7'de basit bir Chamfer işlemi görülmektedir.



Şekil 4.7. Chamfer modülü ile unsur oluşturma

4.2.2. Pro/MECHANICA Structure

Pro/MECHANICA, Pro/ENGINEER programının analiz modülüdür. Bu program ile yapısal analizler (structure), sıcaklık analizleri (thermal) ve hareket analizleri (motion) yapılabilmektedir. Bu çalışmada kullanılan yapısal (structural) analiz paketi ile her bir parça için ve bu parçalardan oluşan montajlar için yapısal analiz imkanı sağlanmaktadır. Bu paket ile statik, modal, burkulma, kontak, ön-gerilmeli (pre-stress) ve titreşim analizi yapılabilmektedir. Ayrıca bu paket ile parçanın şekil ve özellik değişimlerine olan hassasiyeti de incelenebilmektedir. Tablo 4.1.

Tablo 4.1. Pro/MECHANICA programının fonksiyonları

	Operasyon Modülleri	Model Tipi	Elemen Tipleri	Analiz Metodları	Yakınsama Metodları	Design Studies
Seçenekler	Independent	3 D	Shell	Static	Quick	Standart
	Linked	Plane Stress	Beam	Modal	Single-Pass Adaptive	Sensitivity
	Integrated	Plane Strain	Solid	Buckling	Multi-Pass Adaptive	Optimization
		Axisymmetric	Spring	Pre-Stress Modal		
Açıklama	Pro/Mechanica'nın Pro/Engineer'la tarzı	Modelin ana yapısı	Modelde kullanılabilen eleman tipleri		Çözümleme deki yakınsamayı denetleme metodları	

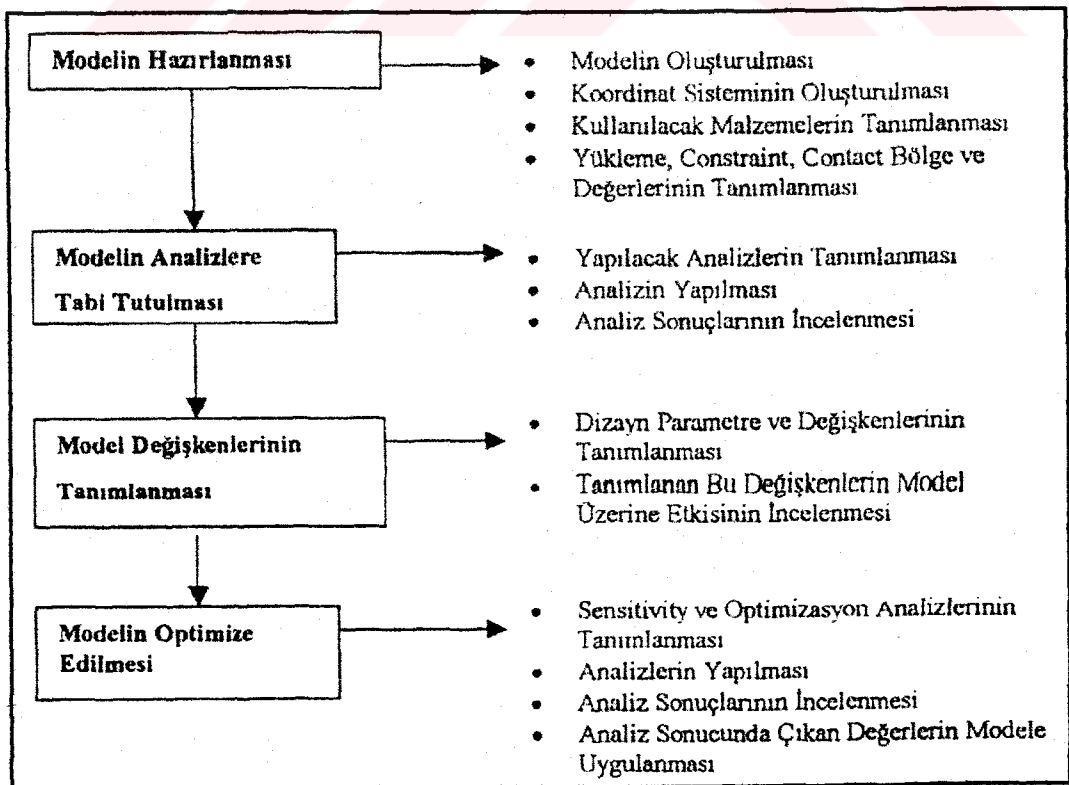
Tablo 4.2'de Pro/MECHANICA Structure'daki operasyon modülleri arasındaki farklar görülmektedir [12].

Tablo 4.2. Structure modülünde operasyon modülleri

Integrated Mode	Linked Mode	Independent Mode
Pro/E arayüzü	Pro/E ve Pro/M arayüzü gereklidir	Pro/M arayüzü
Bütün analizler mümkündür	Bütün analizler mümkündür	Bütün analizler mümkündür
Yalnızca 3D modeller	2D ve 3D modeller	2D ve 3D modeller
Bütün elemanlar otomatik olarak oluşturulur ve görünmezler	Eleman oluşturma işlemi manuel veya otomatik olarak yapılır	Eleman oluşturma işlemi manuel veya otomatik olarak yapılır
Sensitivity ve optimization işlemleri için sadece Pro/E parametreleri kullanılır	Sensitivity ve optimization işlemleri için Pro/E parametreleri ve Pro/M değişkenleri kullanılır	Sensitivity ve optimization işlemleri için Pro/M değişkenleri kullanılır

Tablo 4.3'de Pro/MECHANICA Structure ile bir modelin analize hazırlanması ve analiz edilmesindeki hazırlık aşamaları görülmektedir [12].

Tablo 4.3. Pro/MECHANICA'da modelin analize hazırlanışı ve analiz edilişi

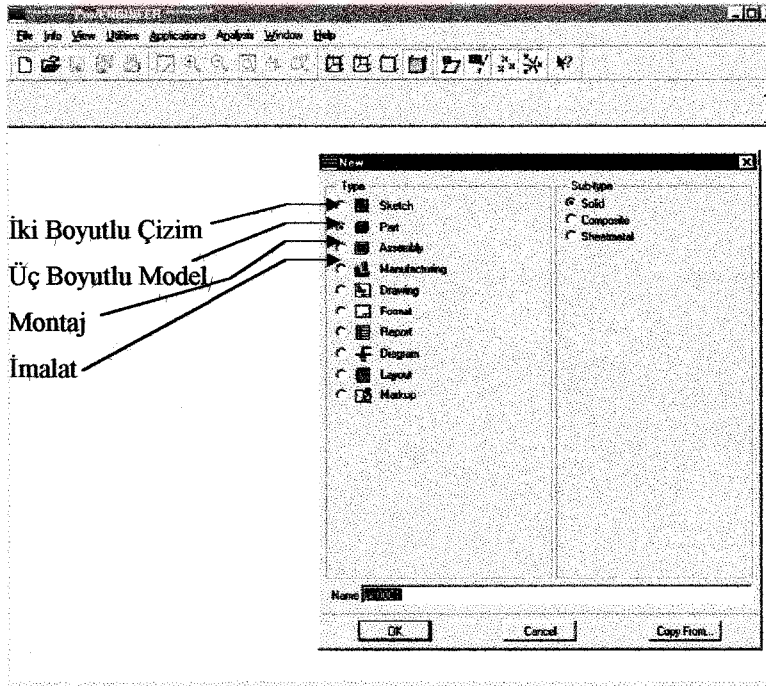


4.3. Modellerin Hazırlanışı

Pro/ENGINEER programında modellenme süreci ilk olarak her bir parça için ayrı model dosyası açılarak başlanır. Pro/ENGINEER programının unsur oluşturma modülleri kullanılarak katı modeller hazırlanır. Part modülünde oluşturulan rotor göbeği, rotor başı ve pervaneyi taşıyan civata oluşturulan bir bir assembly dosyasında montaj yapılır. Bir başka assembly dosyası hazırlanarak rotor direği, baş plakalar, grup plakaları, motoru taşıyan direk ve bunları bağlayan civatalar montaj edilir. Daha sonra Pro/MECHANICA programına geçilerek parçalar sınır şartlarına uygun olarak sabitlenir (constraint uygulanır) ve yükler (load) uygulanır. Böylece modeller analize hazır hale gelir.

4.3.1. Model dosyasının oluşturulması

Model dosyasının hazırlanmasında kullanılan Pro/ENGINEER programında program açıldığında ne tür bir dosya hazırlanacağı hakkında bilgi gerekmektedir. Burada iki boyutlu, üç boyutlu, montaj, imalat gibi dosyalar oluşturulabilir. Üç boyutlu modeller için Part seçeneği ve bu modellerin montajı için Assembly seçeneği seçilir (Şekil4,8.).

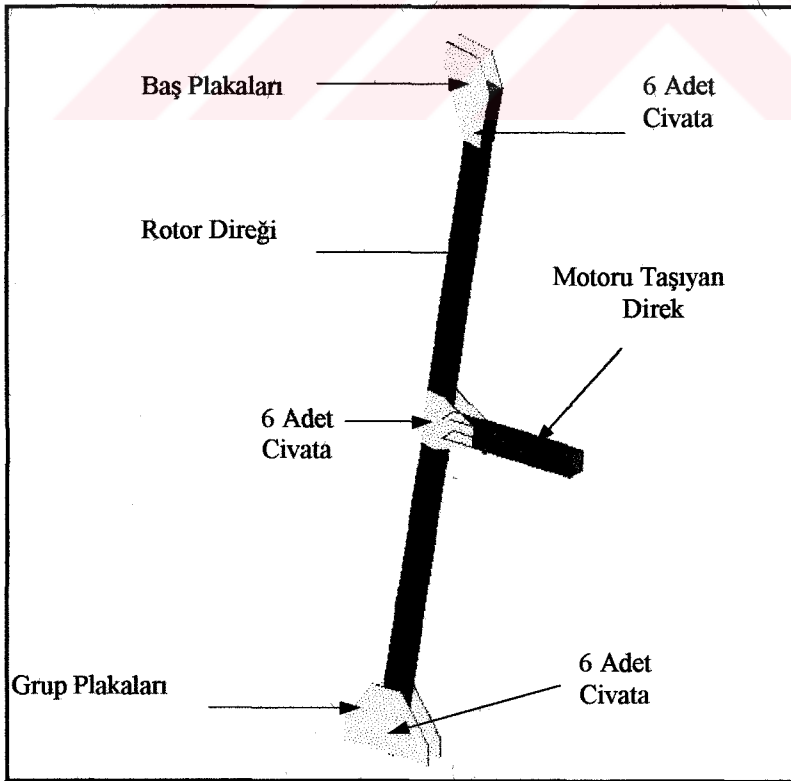


Şekil 4.8. Modelin hazırlanması için yeni bir dosya açılması

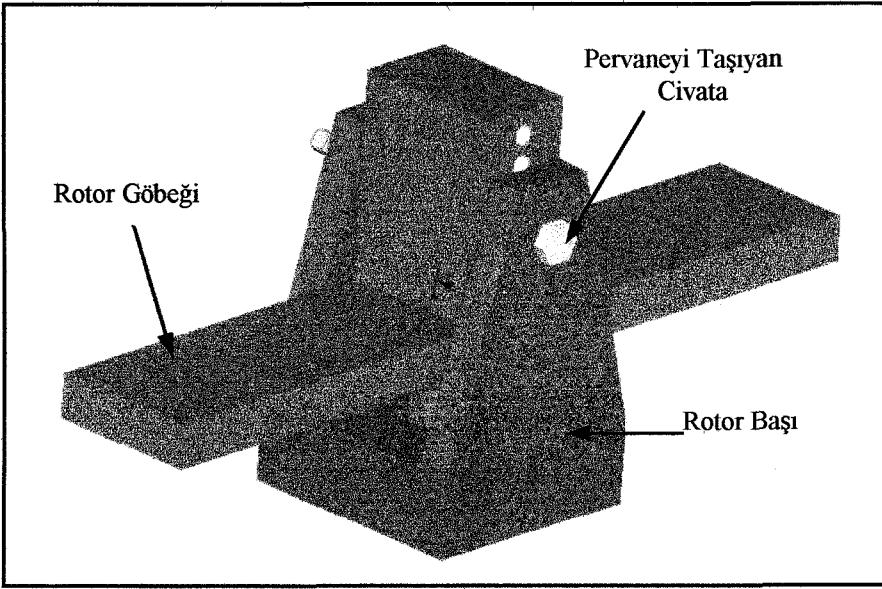
Part modülüne girildikten sonra Set-up menüsünden model oluşturulurken kullanılacak birim sistemi seçilmelidir. Pro/ENGINEER programında her yeni dosya açıldığında birim sistemi olarak Proe/Default (inç,lb,saniye) şeklinde açılır. Fakat modeller oluşturulurken birim sistemi olarak Newton, mm, Saniye kullanılmıştır. Birim sistemini değiştirmek için part menüsü içinde Set-up seçeneğinden Unit seçilir. Buradaki standart ölçü birim sistemlerinden istenilen birim sistemi seçilir.

4.3.2. Modellerin oluşturulması

Model dosyaları oluşturulduktan sonra rotor direğinin analizi için; rotor direği, baş plakalar, grup plakaları, motoru taşıyan direk ve civatalar ile rotor sisteminin analizi için ise rotor göbeği, rotor başı ve pervaneyi taşıyan civata ayrı ayrı modellenir. Modelleme için Pro/ENGINEER programında Feature menüsü içinde Protrusion seçeneğinde bulunan Extrude, Revolve gibi daha önce de bahsedilen unsur oluşturma yöntemleri kullanılarak parçalar modellenir. Daha sonra oluşturulan assembly dosyasında Şekil 4.9'da rotor direğinin ve Şekil 4.10'da rotor sisteminin Pro/ENGINEER programında montajlarının yapılması görülmektedir.

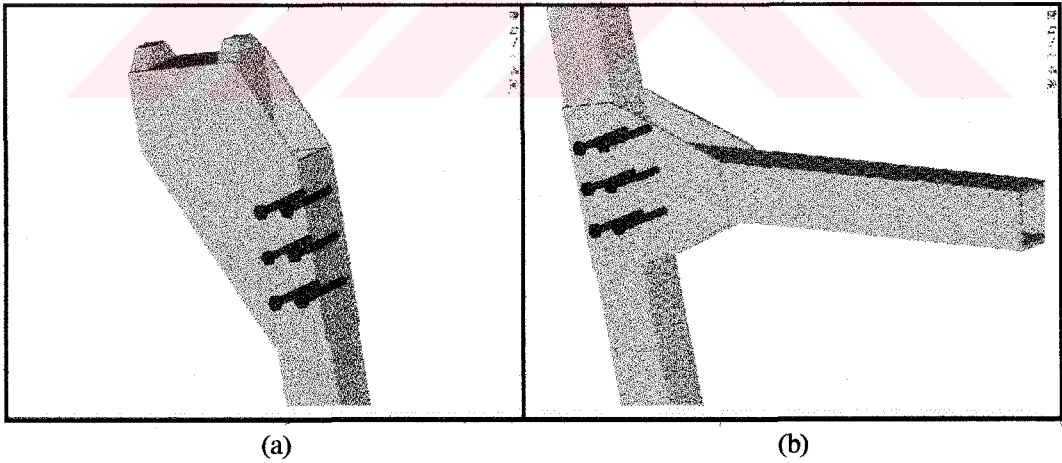


Şekil 4.9. Rotor direğinin montajı



Şekil 4.10. Rotor sisteminin montajı

Pervaneyi taşıyan civata M9 x 125 boyutlarındadır. Rotor direği ise 4 mm e kalınlığında 50 x 50 x 1730 mm boyutlarında kare profildir. Baş plakalar ve grup plakalarının et kalınlıkları da 4 mm'dir. Baş plakalar ve motoru taşıyan direk, altışar adet M6 x 70 boyutlarında civata ile rotor direğine bağlantılıdır [Şekil 4.11(a) ve (b)]

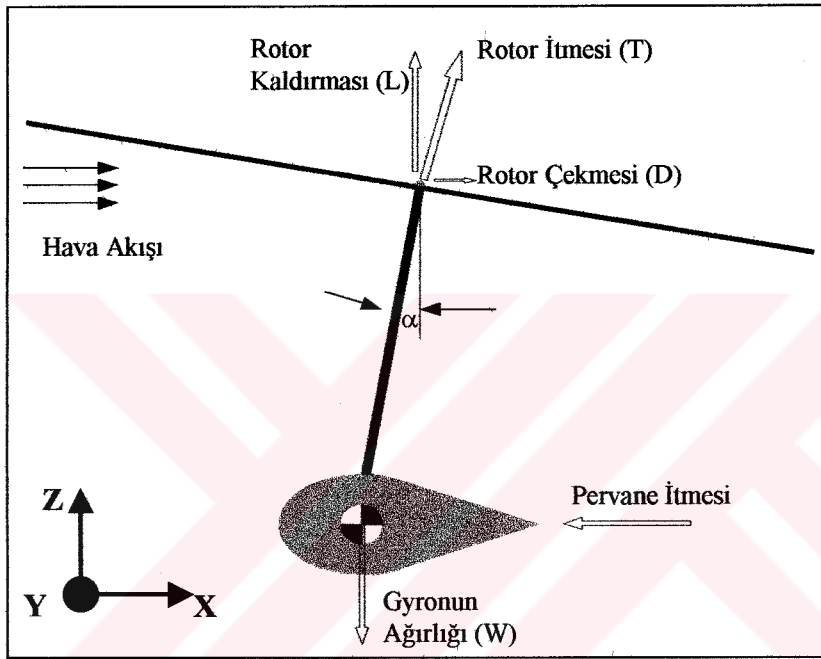


Şekil 4.11. Rotor direğinin; (a) Baş plakalar ve (b) Motoru taşıyan direk ile bağlantıları

Montaj aşamasında parçalar görsel olarak montajlanmıştır. Analize geçmeden önce herbir parçanın birbiriyle olan bağlantıları (Joints) tek tek tanımlanmalıdır. Bunu için parçalar üzerinde önceden oluşturulan referans nokta çiftlerinden (datum point) faydalanılır. Bu bağlantılarla parçaların birbirlerine göre hareket serbestlikleri tanımlanır [13].

4.4. Yük Uygulanması

Bölüm 1’de de bahsedildiği gibi gyro uçağının motor pervanesinin itmesiyle ileri doğru hareketinden rotor pervanesi kendi kendine döner. Meydana gelen hava akımı, rotor direğinin 10° eğimle durması sayesinde rotor pervanesine çarparak kaldırma kuvveti meydana getirir. Şekil 4.12’de uçuş sırasında gyro uçağına etki eden kuvvetler görülmektedir [14].



Şekil 4.12. Gyro uçağına etki eden kuvvetler

Bir gyro uçağının karmaşık şeklinden dolayı aerodinamik olarak incelenmesi oldukça zordur. Bu yüzden gyro uçaklarına hava tüneli deneyleri yapılarak, deneyler sonucu elde edilecek aerodinamik katsayılarla göre aerodinamik kuvvetler belirlenebilir. Farklı gyro uçağı modelleri için ayrı ayrı deneyler yapılması gerektiğinden bu çalışmada basitçe gyro uçağının ağırlığı kadar rotor kaldırmasının gerektiği prensibinden yola çıkılarak hesaplamalar yapılmıştır.

Tasarımı yapılan tek kişilik gyro uçağının pilot ve yakıt dahil toplam ağırlığı 290 kg’dır. Bu yüzden Rotor Kaldırması (L) şu şekilde hesaplanabilir:

$$L = W = m \times g = 290 \times 9,81 = 2845 \text{ [N]} \quad (4.1.)$$

Federal Havacılık Kurumunun standartlarına göre rotorlu uçaklar için 3,5g pozitif manevra yükü ve 1,5 emniyet katsayısı ile, elde edilen rotor kaldırma değerinin çarpılarak maksimum rotor kaldırma değeri (L_{max}) elde edilir [Ek A]:

$$L_{max} = L \times 3,5 \times 1,5 = 14935,73 \text{ [N]} \quad (4.2.)$$

Rotor Çekmesini (D) hesaplanmasında; rotor kaldırmasının, rotor çekmesine oranından (L/D) faydalanılır. Bu oran; şekil 4.11'de belirtilen Z doğrultusuyla, rotor direği arasındaki açının (α) kotanjantıdır.

$$\cot \alpha = \frac{L}{D} = \frac{L_{max}}{D_{max}} \Rightarrow D_{max} = \frac{L_{max}}{\cot \alpha} = \frac{14935,73}{\cot 10} = 2633,6 \text{ [N]} \quad (4.3.)$$

Rotor kaldırması ve rotor çekmesi hesaplandıktan sonra artık maksimum Rotor İtmesi (T_{max}) hesaplanabilir:

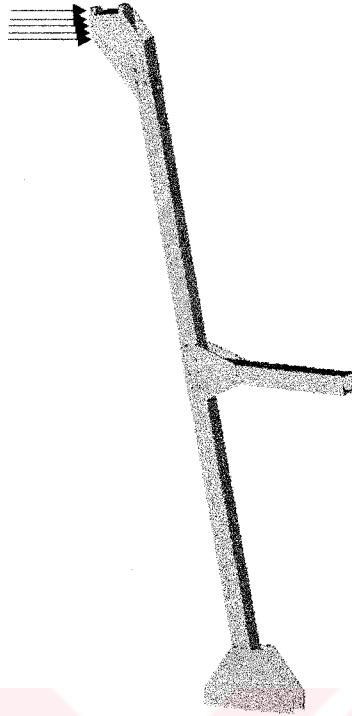
$$T_{max} = \sqrt{(L_{max})^2 + (D_{max})^2} = \sqrt{(14935,73)^2 + (2633,6)^2} = 15166,1 \text{ [N]} \quad (4.4.)$$

4.4.1. Rotor direğine yük uygulanması

Şekil 4.12'de verilen koordinat sistemine göre gyro uçağının hareketi incelendiğinde; Z ekseninde harekette bir sınırlama yoktur. Rotor kaldırma kuvvetine (L) karşılık, gyro uçağının ağırlığı vardır. Eğer kaldırma kuvveti artarsa sabitleme olmadığından Z yönünde hareket gerçekleşir.

X yönünde etki eden rotor çekme kuvveti ise, hareket - X yönünde olduğu için rotor direğini eğmeye çalışacaktır.

Pro/MECHANICA programında rotor direğinin analizi yapılırken maksimum rotor çekme kuvveti (D_{max}) kullanılmıştır. Program menülerinden Load seçeneğine girilerek modelde rotor başı üzerinden yükleme yapılır. Şekil 4.13'de Pro/MECHANICA programında rotor direğine yük uygulanması görülmektedir.

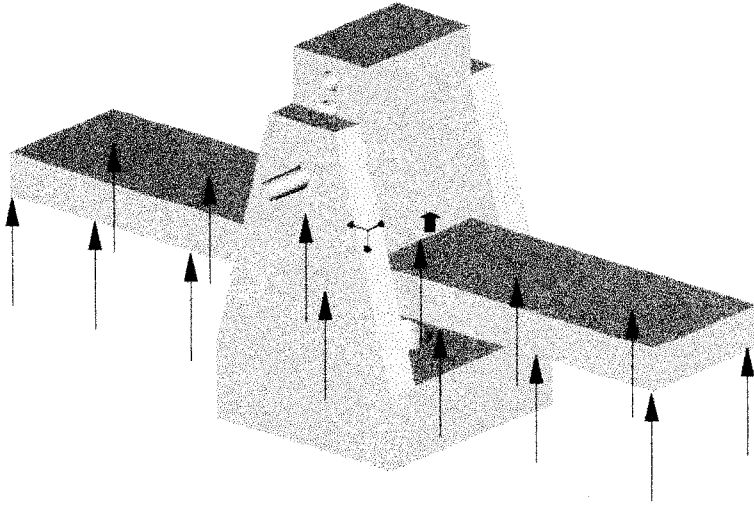


Şekil 4.13. Rotor direğine yük uygulanması

4.4.2. Rotor sistemine yük uygulanması

Rotor sistemine etki eden kuvvet; hava akışının rotor pervanelerine uyguladığı basınç kuvvetidir. Rotor direği ekseninde olan bu kuvvet; Rotor İtmesi (T) kuvvetidir. Pro/MECHANICA'da, rotor sistemi analiz edilirken kullanılacak olan kuvvet ise maksimum rotor itme kuvvetidir (T_{max}).

Rotor sistemine yük, rotor pervanelerinden etki etmektedir. Rotor pervaneleri, rotor göbeğine bağlı olduğundan programda yükleme rotor göbeğinden yapılmıştır. Şekil4.14'de Pro/MECHANICA programında rotor sisteminin yüklenmesi görülmektedir.



Şekil 4.14. Rotor sistemine yük uygulanması

4.5. Sabitleme Uygulanması

Pro/ENGINEER programında üç boyutlu modeller oluşturulduktan sonra analizler için sabitlemelerin (constraint) tanımlanması gerekmektedir. Bunun için Pro/ENGINEER programı içerisinde Pro/MECHANICA menülerinden yararlanılır.

Sabitlemeler için Pro/MECHANICA menülerinden Constraint seçeneğine gelinerek model üzerinde gerekli yerlere istenilen yönlerde sabitlemeler yapılır. Ayrıca mekanizma oluşturulurken, zemin olarak tanımlanacak sabit bir parçaya bağlantılı olmalıdır. Mekanizmanın modellenmesinde tanımlanacak bu noktalar mekanizmada hareket etmeyen referans kısımları oluşturur ve mekanizmanın dış bağlantılarını belirler. Programın menülerinden Ground seçilerek mekanizmanın parçalarından herhangi birisi zemin parçası (ground body) olarak tanımlanır. Bu parça üzerindeki noktalar program tarafından zemin noktası olarak tanımlanır [13].

4.5.1. Rotor direğine sabitleme uygulanması

Rotor direği, alt kısmından grup plakaları vasıtasıyla ön ve arka omurgalara bağlanmıştır. Ayrıca motoru taşıyan direk de ön ve arka omurgaya bağlantılıdır. Gyro uçağının yapısı içerisinde bu bağlantılar sayesinde rotor direği sabitlenmiştir.

Bu bağlantı parçaları rotor direğinin hareketini tüm yönlerden kısıtladığı için zemin parçası gibi davranırlar. Bu yüzden, şekil 4.15’de görüldüğü gibi Pro/MECHANICA’da rotor direği sabitlenirken grup plakaları ve motoru taşıyan direk zemin parçası (ground body) olarak tanımlanmıştır.

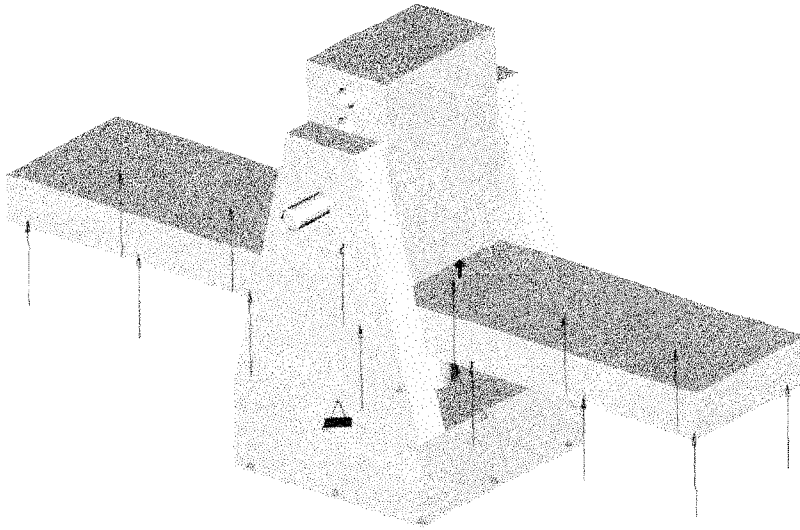


Şekil 4.15. Rotor direğinin sabitlenmesi

4.5.2. Rotor sistemine sabitleme uygulanması

Rotor sistemine yük rotor direği doğrultusunda etki eder ve gerçekte bu doğrultuda bir sabitleme yoktur. Rotor pervanelerine etki eden rotor itme kuvveti, rotor göbeğine iletilir. Gyro uçağının ağırlığı ise rotor başına etki eder.

Rotorun itmesine karşılık gyro uçağının ağırlığı geldiği için Pro/MECHANICA’da rotor sistemi incelenirken rotor başı sabit kabul edilmiş ve yükleme rotor göbeğine yapılmıştır. Şekil 4.16’de görüldüğü gibi rotor başı zemin parçası olarak tanımlanmıştır.



Şekil 4.16. Rotor sisteminin sabitlenmesi

4.6. Modellerin Analiz Edilmesi

Modellenen rotor direği ve rotor sistemi yükleme ve sabitlemeleri yapıldıktan sonra artık analize hazır hale getirilmiştir. Analiz işlemi Pro/MECHANICA Structure modülünün statik opsiyonu ile yapılmıştır. Analizler ile modellerin, uygulanan yükler ve sabitlemeler sonucundaki davranışları incelenebilir. Bu çalışmada mevcut modeller üzerinde statik analizler yapıp, yüklemeler ve sabitlemeler sonucunda oluşan gerilmeler ve deplasmanlar incelenmiştir.

Öncelikle, Pro/MECHANICA menülerinden Materials opsiyonuna gelinerek incelenecek modellerin malzemeleri belirtilir. Rotor direği için 2014-T4 Alüminyum malzeme seçilmiştir. Rotor başı ve rotor göbeği için de rotor direği ile aynı alüminyum malzeme seçilmiştir. Pervaneyi taşıyan civata ve diğer civatalar için ise AISI 1040 soğuk çekme çelik malzeme seçilmiştir.

Analize başlamadan önce analiz dosyası oluşturulmalıdır. Analiz dosyası, Pro/MECHANICA programının ana menüsü olan main menüden analyses seçeneğinin seçilmesiyle hazırlanır. Bu işlem yapıldıktan sonra Yeni (New) seçeneğiyle nasıl bir analiz yapılacağına karar verilir [15].

Pro/MECHANICA Structure ile yapılabilecek analizler; statik, modal, ön gerilmeli statik ve modal, burkulma, dinamik titreşim ve yorulmadır. New seçeneği ile modeller üzerinde statik analizler yapılacağından static seçeneği seçilmiştir.

Tüm analiz ayarlamaları yapıldıktan sonra Analyses penceresinde, analiz dosyasının adı ve ne tür analiz yapılacağı belirtilir. Analiz hazırlandıktan sonra analiz dosyasının çalıştırılması gereklidir. Bu işlem ise ana menüden Run seçeneği ile yapılmaktadır. Run seçeneğiyle açılan pencereden Start seçeneği seçilerek önceden hazırlanan ve seçilen analiz dosyası çalıştırılır [15].

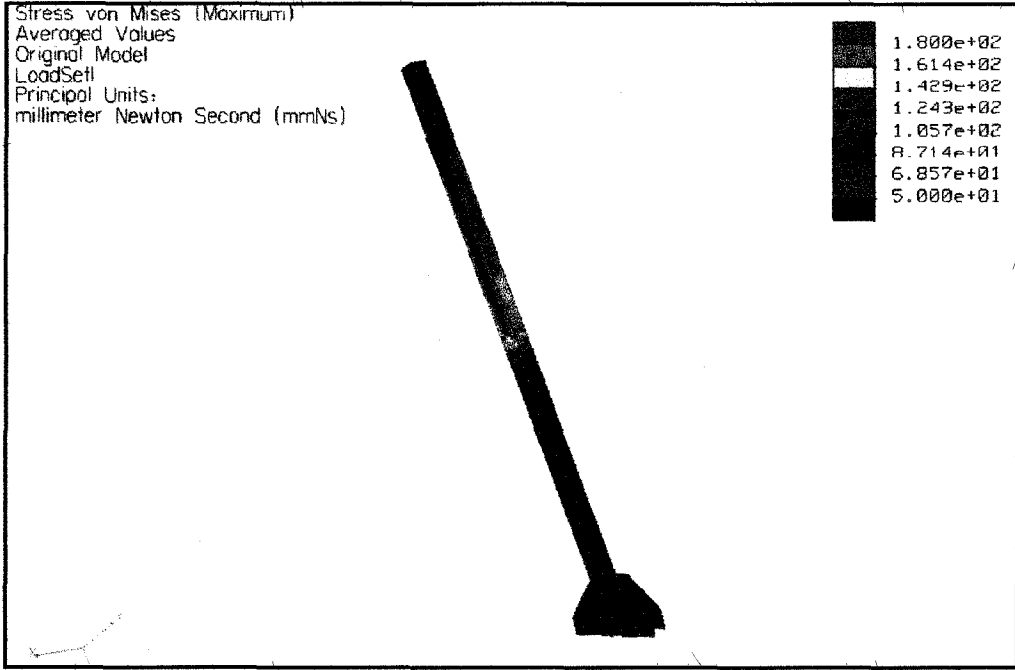
Analiz başladıktan sonra summary ve log pencerelerinden analiz yapılırken hangi işlemlerin yapıldığı ve bilgisayarın kaynaklarının ne kadarının kullanıldığı izlenebilir. Summary dosyasının sonunda run completed yazdığında analiz sorunsuz olarak bitmiştir.

Analiz işlemi bitirildikten sonra sonuçlar incelenebilir. Bunun için ana menüden Sonuç (Result) seçeneğine gelinir. Sonuç penceresinden Create seçilerek analiz sonuçlarından biri veya birkaçının gösterilmesi için sonuç pencereleri oluşturulur.

4.6.1. Rotor direğinin analizi

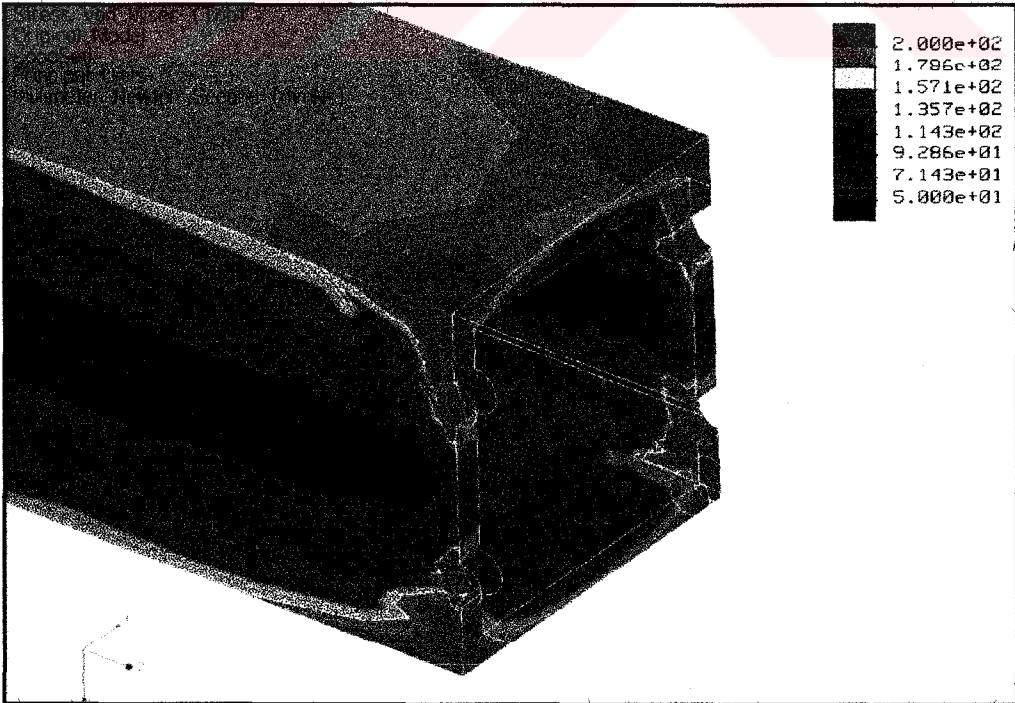
Uygulana yük ve sabitlemeler nedeniyle analiz dosyasından elde edilen sonuçlar ışığında sonuç dosyası hazırlanarak gerilme ve deplasmanlar oluşturulmuştur. Gerilmelerin hesaplanmasında Von Mises kriteri kullanılmıştır.

Şekil 4.17'de analiz sonucunda rotor direği üzerinde meydana gelen gerilmeler ve maksimum gerilmenin olduğu yer görülmektedir.



Şekil 4.17. Rotor direği üzerinde oluşan gerilmeler görülmektedir.

Şekil 4.18'de maksimum gerilmenin oluştuğu bölge incelendiğinde civata deliklerinin bulunduğu yerlerde gerilme yığılması meydana geldiğinden gerilme değeri kırmızı renkte olan bölgede 200 MPa ile 426,9 MPa arasında değişmektedir.

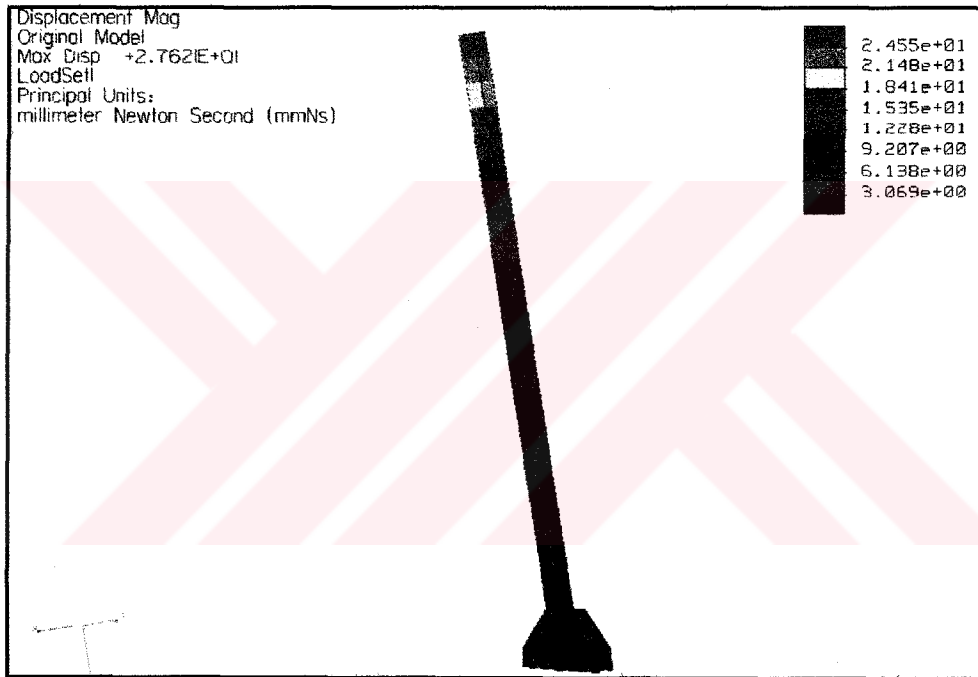


Şekil 4.18. Rotor direğinde maksimum gerilmenin oluştuğu civata delikleri

2014-T4 Alüminyum malzemenin kopma dayanımı 427 MPa olduğundan gerilmenin maksimum olduğu noktalardan rotor direği kırılabilir. Bu yüzden, rotor direğinin dayanımını arttırmak için modifikasyon yapılması gerekmektedir [16].

Şekil 4.19'da rotor direği üzerinde meydana gelen deplasmanlar ve maksimum deplasmanın oluştuğu bölge görülmektedir.

Şekil 4.19 incelendiğinde maksimum deplasmanın oluştuğu rotor direğinin en üst kısmında yer değiştirme miktarı 27,6 mm'dir.



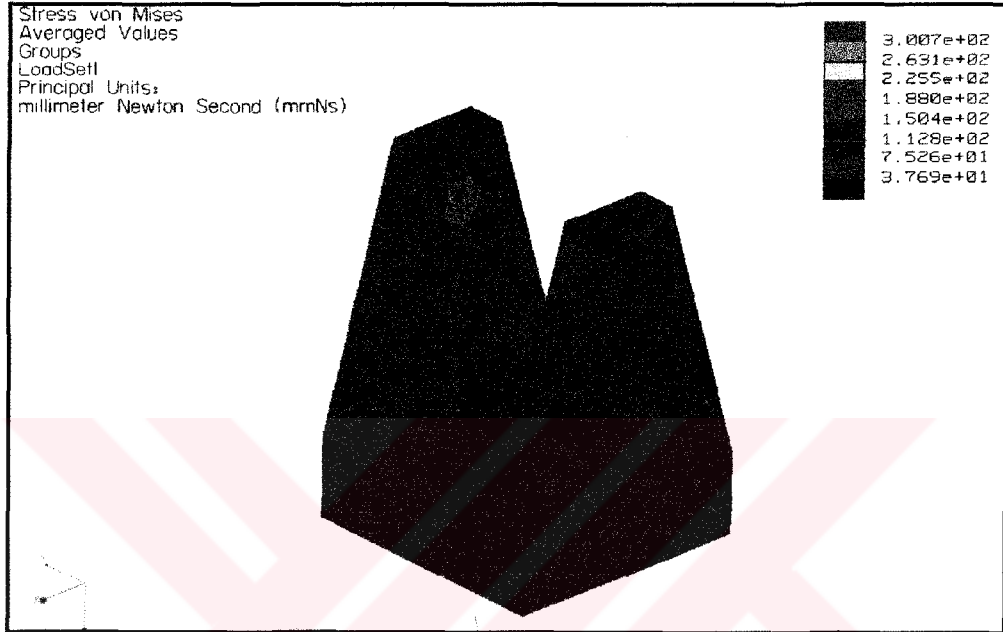
Şekil 4.19. Rotor direğinde oluşan deplasmanlar görülmektedir.

4.6.2. Rotor sisteminin analizi

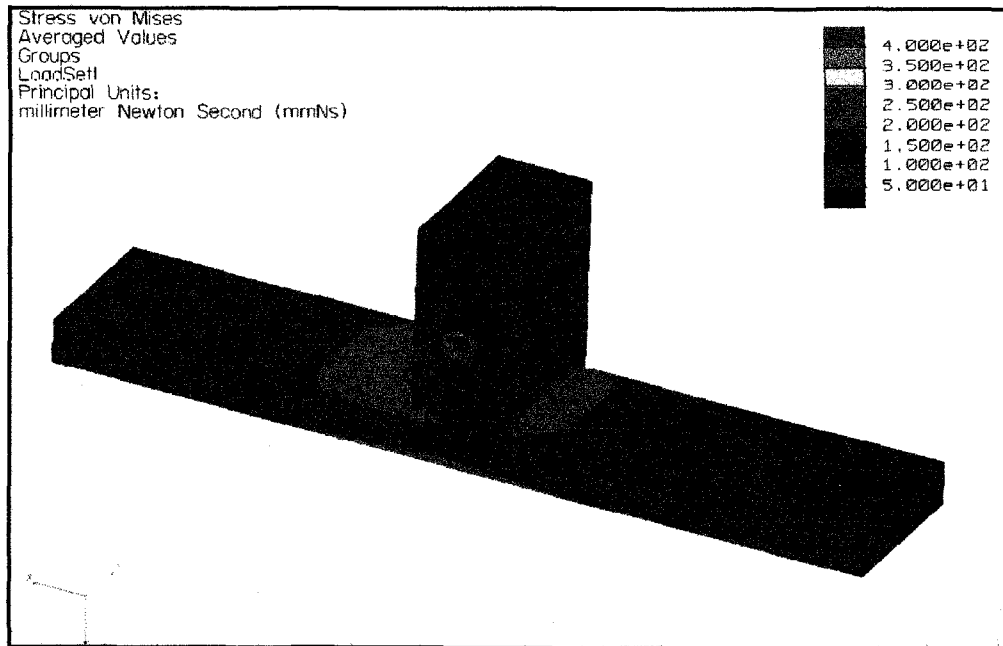
Rotor sistemine etki eden yük ve sabitlemeler sonucunda rotor başı, rotor göbeği ve pervaneyi taşıyan civatada oluşan gerilmeler ile sistemde oluşan deplasmanlar; analiz dosyasından elde edilen sonuçlarla hazırlanan sonuç dosyasında görülmektedir.

Şekil 4.20'de rotor başında oluşan gerilmeler ve Şekil 4.21'de rotor göbeğinde oluşan gerilmeler incelendiğinde maksimum gerilmenin, pervaneyi taşıyan civatanın geçtiği delilerde meydana geldiği görülmektedir.

Rotor başında meydana gelen maksimum gerilme 300-338 MPa arasında ve rotor göbeğinde meydana gelen maksimum gerilme 400-418 MPa arasındadır. Her iki parça da 2014-T4 Alüminyum malzemedendir yapıldığı ve bu malzemenin kopma dayanımı 427 MPa olduğundan parçalar üzerinde herhangi bir hasar meydana gelmez [16].

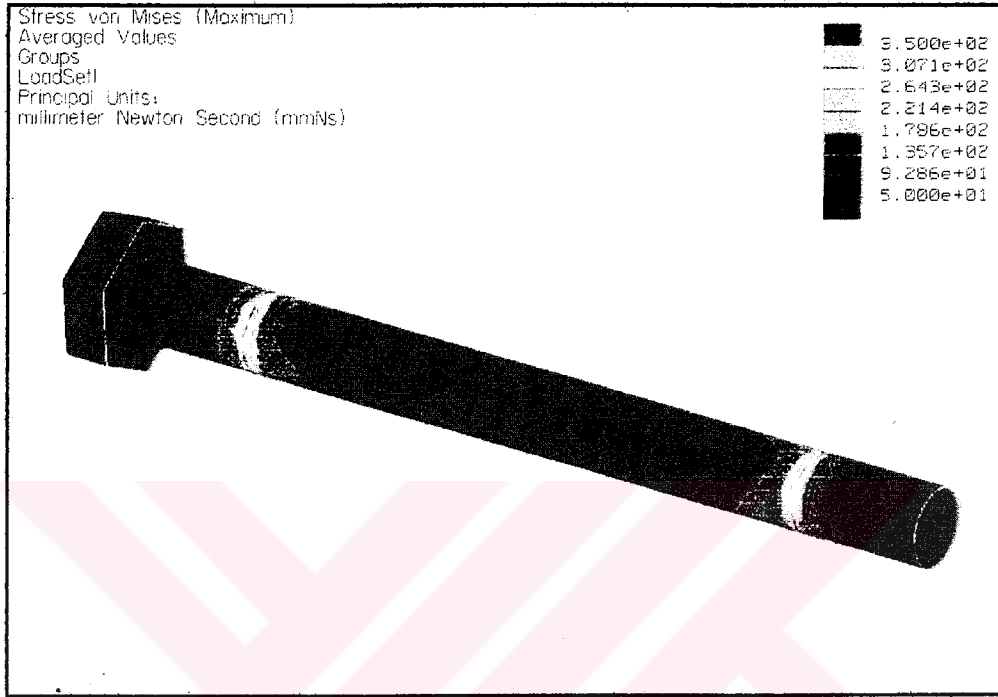


Şekil 4.20. Rotor başında meydana gelen gerilmeler



Şekil 4.21. Rotor göbeğinde meydana gelen gerilmeler

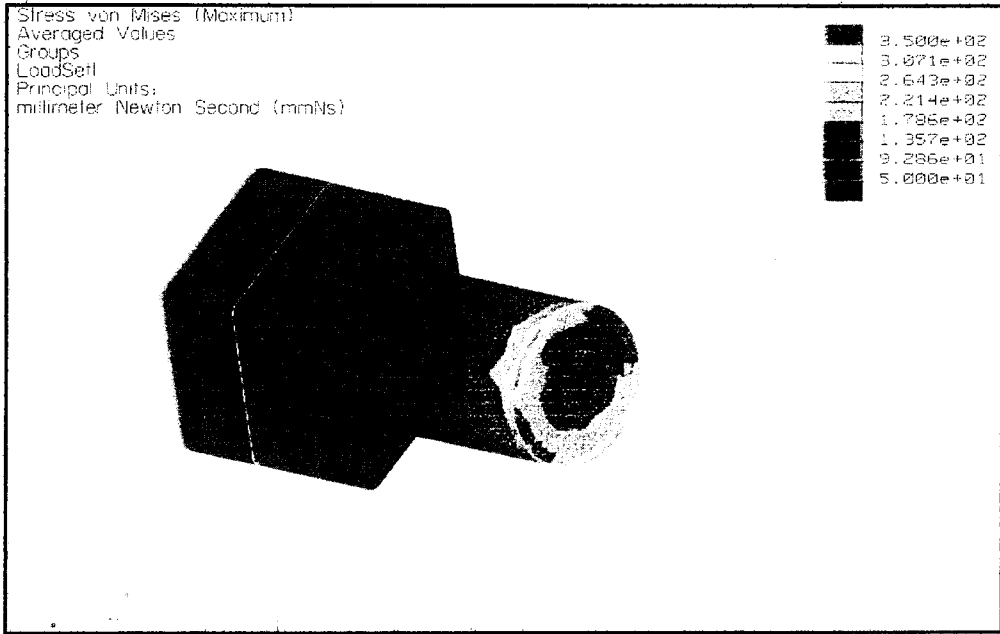
Şekil 4.22’de pervaneyi taşıyan civatada meydana gelen gerilmeler ve maksimum gerilmelerin olduğu bölge görülmektedir. Burada, maksimum gerilme rotor başı ve rotor direği arasında kalan ve kesmeye uğrayan bölgelerde meydana gelmektedir.



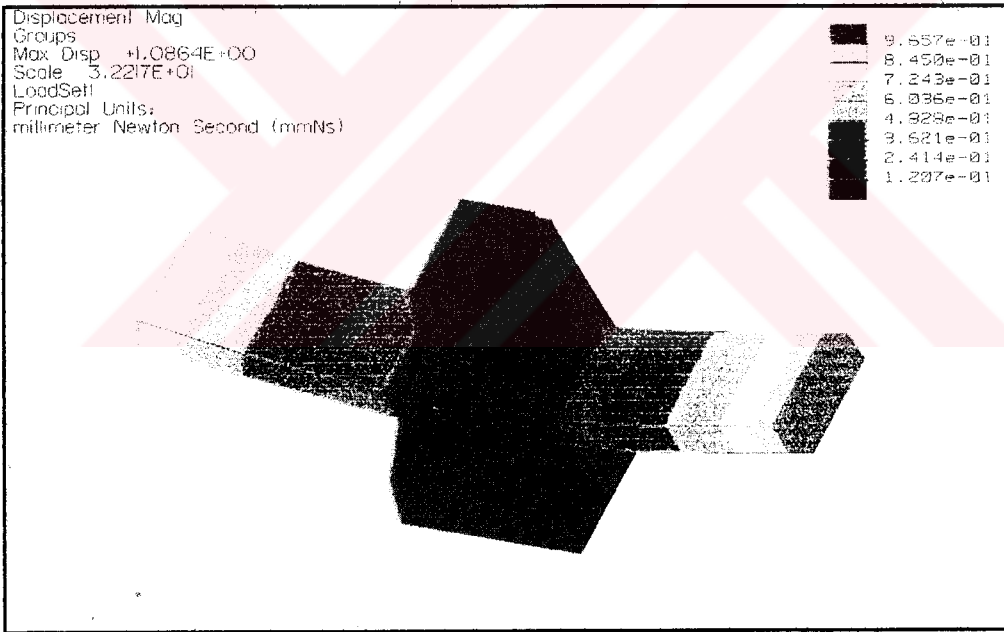
Şekil 4.22. Pervaneyi taşıyan civatada meydana gelen gerilmeler

Şekil 4.23’de pervaneyi taşıyan civatada maksimum gerilme oluşan kısım incelenmiştir. Burada, kırmızı ile gösterilen bölgede gerilme değeri 350-544 MPa arasında değiştiği görülmektedir. Pervaneyi taşıyan civata, AISI 1040 soğuk çekme çelik malzemenin yapılmıştır ve bu malzemenin kopma dayanımı 669 MPa ve akma dayanımı 565 MPa’dır. bu yüzden pervaneyi taşıyan civatada herhangi bir hasar oluşmaz [16].

Şekil 4.24’te rotor sisteminde meydana gelen deplasmanlar görülmektedir. Maksimum deplasmanlar rotor göbeğinin her iki ucunda meydana gelmiştir. Maksimum yer değiştirmenin 1,1 mm olduğu görülmektedir.



Şekil 4.23. Pervaneyi taşıyan civatada maksimum gerilmenin oluştuğu bölge

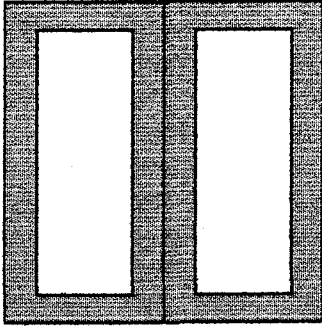


Şekil 4.24. Rotor sisteminde meydana gelen deplasmanlar

4.7. Rotor Direğinin Modifikasyonu ve Analizi

Mevcut model rotor direği üzerinde yapılan analizler sonucunda 4 mm cidar kalınlığında ve 50 x 50 mm kare profil olan rotor direğinin uygulanan yük ve sabitlemeler nedeniyle oluşan gerilmelere dayanımının kopma sınırında olduğu görülmüştür. Bu yüzden model rotor direğinin tasarımında modifikasyon yapılır.

Buradaki amaç yapılan modifikasyon ile, yüklemeler ve sabitlemeler sonucunda meydana gelen gerilme ve deplasmanların ne ölçüde değişeceği. Bunun için mevcut rotor direği modeli; 4 mm cidar kalınlığında iki adet 25 x 50 mm profilin birleştirilmesiyle Şekil 4.25’de kesit alanı görülen şekli almıştır.



Şekil 4.25. Modifiye edilmiş rotor direğinin kesit alanı

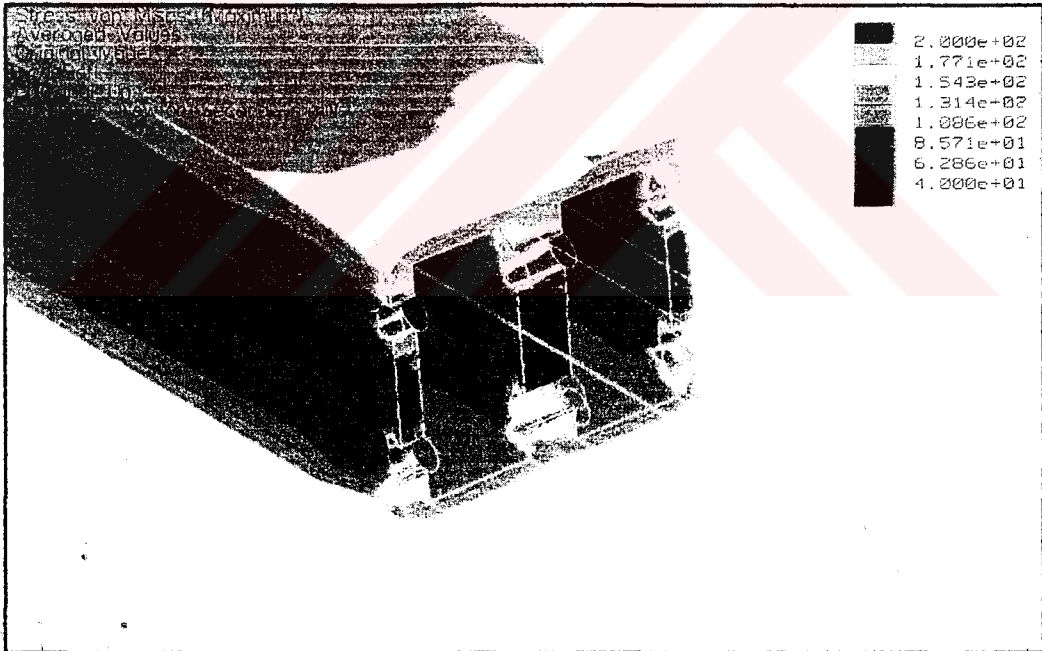
Rotor direğinin montaj dosyasında mevcut rotor direğinin yerine modifiye edilmiş rotor direği yerleştirilir. Modifikasyondan sonra mevcut model üzerine uygulanan analizler bu yeni model üzerine de uygulanmıştır.

Bu analizler sonucunda yeni model üzerinde maksimum gerilme ve deplasman değerleri değişmiştir. Şekil 4.26’da yeni rotor direği modeli üzerindeki gerilme bölgeleri ve şekil 4.27’de maksimum gerilmenin meydana geldiği bölge görülmektedir.

Şekil 4.26 ve şekil 4.27 incelendiğinde maksimum gerilmenin 367,5 MPa’ya düştüğü ve kırmızı ile gösterilen maksimum gerilme bölgesinin küçüldüğü görülmektedir.

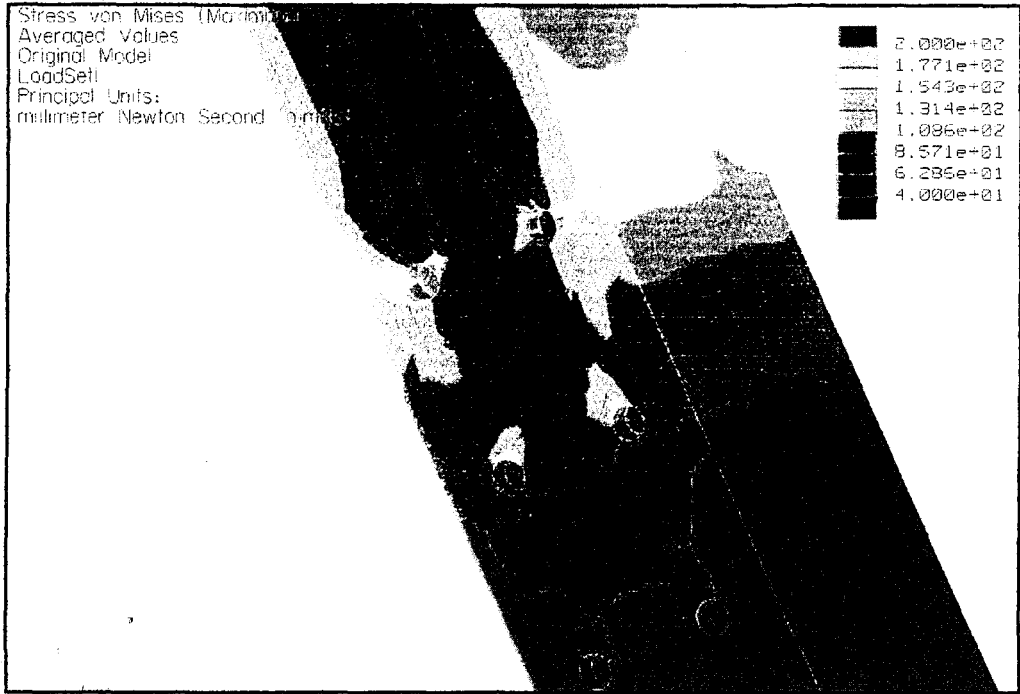


Şekil 4.26. Modifikasyon sonucunda rotor direğindeki gerilmeler



Şekil 4.27. Modifikasyon sonucunda rotor direğinde oluşan maksimum gerilme bölgesi

Ayrıca şekil 4.28’de motoru taşıyan direğin bağlandığı civata deliklerinin bulunduğu bölgeye yakından bakılırsa; en alttaki iki civatada oluşan gerilmelerin çok düşük olduğu görülür. Bu yüzden 6 adet civata yerine iki adet civata kullanılabileceği anlaşılmaktadır.



Şekil 4.28. Civata deliklerinde oluşan gerilmeler

Şekil 4.29'da rotor modifikasyon sonucunda rotor direği üzerinde meydana gelen deplasmanlar incelenmektedir. Burada maksimum yer değıştirmenin 22,2 mm'ye düştüğü görülmektedir.



Şekil 4.29. Modifikasyon sonucu rotor direğinde oluşan deplasmanlar

4.8. Sonuçlar

Mevcut modelin rotor direği ve rotor sisteminde yapılan analizler sonucunda; 50 x 50 mm ve 4 mm cidar kalınlığındaki 2014-T4 alüminyum profilden imal edilen rotor direğinin, motoru taşıyan direk ile bağlantılı olan bölgesinde meydana gelen maksimum gerilmeler sonucu kırılabilereği görülmüştür. Rotor sisteminde ise 2014-T4 alüminyum malzemededen yapılan rotor başı ve rotor direğinde oluşan gerilmelerin düşük olduğu ve kritik parça olan, AISI 1040 soğuk çekme çeliğinden yapılmış pervaneyi taşıyan civatanın ise yüksek akma sınırı nedeniyle meydana gelen maksimum gerilmeyi karşılayabileceği görülmüştür.

Rotor direğinin dayanımını arttırmak için konstrüksiyonunda değişiklik yapılmıştır. 50 x 50 mm bir adet profil yerine, 25 x 50 mm iki adet profil kullanılmıştır. Bu durumda ağırlık 3,5 kg'dan 5 kg'a yükselmiştir fakat buna karşın maksimum yer değiştirme 27,6 mm'den 22,2 mm'ye düşmüştür ve maksimum gerilme de 426,9 MPa'dan, 367,5 MPa'a düştüğu görülr. Ayrıca maksimum gerilmeye maruz kalan bölge de oldukça küçülmüştür.

Modifikasyon sonucunda artan malzeme maliyeti ve ağırlığı, toplam araç maliyetine ve ağırlığına oranlandığında rotor direğine kazandırdığı mukavemetin yanında yok denecek kadar az bir etkisi olduğu da görülmektedir. Ayrıca CAD/CAM/CAE sisteminin tasarımda verimliliği ortaya konulmuştur.

BÖLÜM 5. SONUÇLAR

Yapılan çalışmada gyro uçaklarının tasarımında en önemli unsur olan denge konusu ele alınarak halen üretilmekte olan tek kişilik Aircommand gyro uçağının bilgisayar ortamında tasarımı yapılmış ve daha sonra aracın kritik parçalarından rotor direği ve rotor sisteminin bilgisayar ortamında statik analizleri yapılmıştır.

Gyro uçaklarında denge konusu incelendiğinde, yatay dengeleyicisi olmayan düşük profil gyroların denge eksikliğine bağlı olarak tehlikeli oldukları görülmüştür ve en iyi çözümün, yatay dengeleyiciye sahip, yüksek profil gyrolar olduğu anlaşılmıştır.

Ayrıca etki eden kuvvetler karşısında gyro uçaklarının dengeli olup olmadıklarının hesaplanması için gerekli olan ağırlık merkezinin bulunması yöntemleri incelenmiştir.

Mevcut modelin rotor direği ve rotor sisteminde bilgisayar ortamında yapılan statik analizler sonucu meydana gelen gerilme ve deplasmanlar incelenmiştir. Rotor direğinin statik gerilme analizi incelendiğinde meydana gelen maksimum gerilmeler nedeniyle kırılabileceği görülmüştür. Rotor sisteminde ise kullanılan uçak sınıfı malzemenin, maksimum gerilmeye dayanıklı olduğu anlaşılmıştır.

Rotor direğinin dayanımını arttırmak için modifikasyon yapılarak oluşan gerilme ve deplasmanlar incelenmiştir. Modifikasyon sonucunda malzeme miktarının artmasına karşın, rotor direğinin mukavemetinin oldukça arttığı ve oluşan deplasmanların ise azaldığı görülmüştür.

Bilgisayar modelinde ve çalışma şartlarının simüle edilmesinde yapılan değişikliklerin çok hızlı bir şekilde modele yansıtılabilmesi ve sonuçlara kısa sürede

ulaşılabilme imkanı sunduğundan CAD/CAM/CAE yazılımlarının, hem mevcut bir sistemin incelenmesinde hem de yeni bir sistemin geliştirilmesinde tasarımdan imalata, hatta çalışma simülasyonlarına kadar kullanılmasının sağladığı esneklik hız ve kesinlik ortaya konulmaya çalışılmıştır. Sonuçlara kısa sürede ulaşılabilme imkanı, sistemin maksimum verim elde edilecek şekilde optimizasyonu, araştırma geliştirme prosesini hızlandıracak ve üretim prosesinin çok daha verimli olarak çalışmasını sağlayacaktır.



KAYNAKLAR

[1] ABBOTT, P.B., "The Gyroplane Flight Manual", The Abbott Company, Indianapolis, Indiana USA, pp. 11-21,1988.

[2] GRAVES, S., "Gyroplane Training Manual", FAA Designated Examiner, e-mail: apollar@ct.net, pp. 6-11,1997.

[3] GREMMINGER, G., "Why Rotors Instead of Wings?", Rotorcraft Magazine, Volume 37, Number 4, pp. 31-35, June-July 1999.

[4] LOVEGROVE, P., "Is There Better Way to Design Rotor Blades?", Rotorcraft Magazine, Volume 36, Number 3, pp. 14-16, May 1998.

[5] JURY, G., "What Size Tubing Should I Use?", Rotorcraft Magazine, Volume 37, Number 3, pp. 10-13, May 1999.

[6] BEATY, C., "Gyroplane Stability", Rotorcraft Magazine, Volume 33, Number 5, pp. 18-23, August 1995.

[7] FOURCADE, J., "Longitudinal Stability of Gyroplanes", Rotorcraft Magazine, Volume 37, Number 4, pp. 14-19, June-July 1999.

[8] ALVAREZ, A.A., "Numerical Determination of the Center of Gravity in Rotorcraft", Rotorcraft Magazine, Volume 37, Number 6, pp. 36-38, Sebtember 1999.

[9] BUNDY, G., "Finding the Vertical CG", Rotorcraft Magazine, Volume 36, Number 2, pp. 12-13, April 1998.

- [10] KOCABIÇAK, Ü. ve KOCABIÇAK, G., "AuttoCAD R 14 ile Bilgisayar Destekli Çizim ve Tasarım", Değişim Yayınları, S. 265-278, Adapazarı 1998.
- [11] Parametric Tecnology Corporation, "Pro/ENGINEER Fundamentals", Release 18.0.
- [12] Parametric Tecnology Corporation, "Pro/MECHANICA Using Structure with Pro/ENGINEER", Release 20.0.
- [13] METE, O.H., "Başak 17 Bahçe Traktörünün Şanzıman Mekanizmasının Bilgisayar Destekli Analizi", Yüksek Lisans Tezi, SAÜ Mak. Müh. Böl., Sakarya, Haziran 2001.
- [14] JACKSON, M., "Our Personel Gyro Safety Envelope", Rotorcraft Magazine, Volume 38, Number 2, pp. 26-27, April 2000.
- [15] İRİÇ, S., "Go-Kart Spor Araçlarının Bilgisayar Destekli Şasi Tasarımı ve Analizi", Yüksek Lisans Tezi, SAÜ Mak. Müh. Böl., Sakarya, Haziran 2001.
- [16] MOTT, R.L., "Applied Strength of Materials", Third Edition, pp. 597-601, Prentice Hall, Columbus, Ohio 1996.

EK A FAR HAVACILIK STANDARTLARI BÖLÜM 27

Kısım 27.303

Emniyet faktörü,

Aksi belirtilmedikçe 1,5 emniyet faktörü kullanılmalıdır. Bu faktör; iç gerilmelerin etkisi daha önemli olmadıkça, dış ve atalet yüklerine uygulanır.

Kısım 27.337

Limit manevra yük faktörü,

- (a) Limit manevra yük faktörü pozitif 3,5 ve negatif $-1,0$ sınırları arasında değişir; veya
- (b) Herhangi pozitif limit manevra yük faktörü 2,0'dan az olmaz ve negatif limit manevra yük faktörü $-0,5$ 'den az olmaz eğer,
 - (1) Analizler ve uçuş testleri sonucu aşılma olasılığının çok küçük olduğu gösterilirse; ve
 - (2) Tasarımın maksimum ve minimum ağırlıklar arasındaki herbir ağırlık durumu için seçilen değerler uygun ise.

ÖZGEÇMİŞ

25 Nisan 1978'de Bursa'da doğdu. İlkokulu İstanbul'da, ortaokulu Sakarya'da ve liseyi Kocaelinde okudu. 1994'de Sakarya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümüne girdi. İlk yıl İngilizce hazırlık okuduktan sonra 1999 yılında mezun oldu. Halen Sakarya Üniversitesi, Fenbilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Yüksek Lisans Programında öğrenim görmektedir.

