

GYRO UÇAKLARININ BİLGİSAYAR DESTEKLİ TASARIMI VE ANALİZİ

Ahmet Çağatay ÇİLİNGİR, Ümit KOCABIÇAK

Özet – Son yıllarda bilgisayar destekli mühendislik yöntemleri, bilgisayar donanımlarında ve mühendislik yazılımlarında meydana gelen gelişmeler sayesinde 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, verimliliği arttırmıştır. 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. Bu çalışma sayesinde hem bilgisayar destekli tasarım (CAD) hem de bilgisayar destekli mühendislik (CAE) konularında çok yönlü bir kullanım gerçekleştirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Bilgisayar destekli tasarım, Bilgisayar destekli analiz, Gyro uçağı, Rotor

Abstract - Methods of computer-aided engineering have started to have an important part in industry 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. The main theme of the thesis is to do the computer modelling of a currently used system and to analyse the critical parts. This study has improved both the computer-aided design (CAD) and the computer-aided engineering (CAE). In this study a gyroplane has been designed on the computer and its critical parts, the mast and the rotor system, have been analysed. At the end of all the analyses, the mast has been modified and its strength has been increased.

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

A.Ç.Çilingir, Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü - Sakarya
Ü.Kocabiçak, Sakarya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makina
Mühendisliği Bölümü - Sakarya

I.GİRİŞ

Gyro uçakları, diğer uçak çeşitlerinden oldukça farklıdır. 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 uyulmalıdır.

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. Gyro uçağı, ülkemizde pek fazla bilinmemektedir fakat 1950'lerin başlarına dayanan uzun bir geçmişe sahiptir.

Tanınan amatör yapım spor gyro uçağı, 1955 yılında Rusya doğumlu bir mühendis olan Dr. Igor Bensen 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.

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. Cierva, 1930'larda Birleşik Devletlerde yaklaşık 200 otogyro imal etmiştir. Autogyronun ilk kullanımları tarımsal işlerde, posta taşımada ve Birleşik Devletler Ordusu tarafından olmuştur [1].

Bensen, pilotun arkasına itirici pozisyonunda bir motor monte etmiş ve birkaç başarılı tasarımdan sonra sonuç olarak gyrokopter denilen makinayı üretmiştir. Bu ismi taşıyan ilk uçak 1955'te üretilen 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.

Bugünün gyro uçakları diğer yeni ilavelere ve Bensen tasarımındaki değişikliklere sahiptir. Mesela son bir

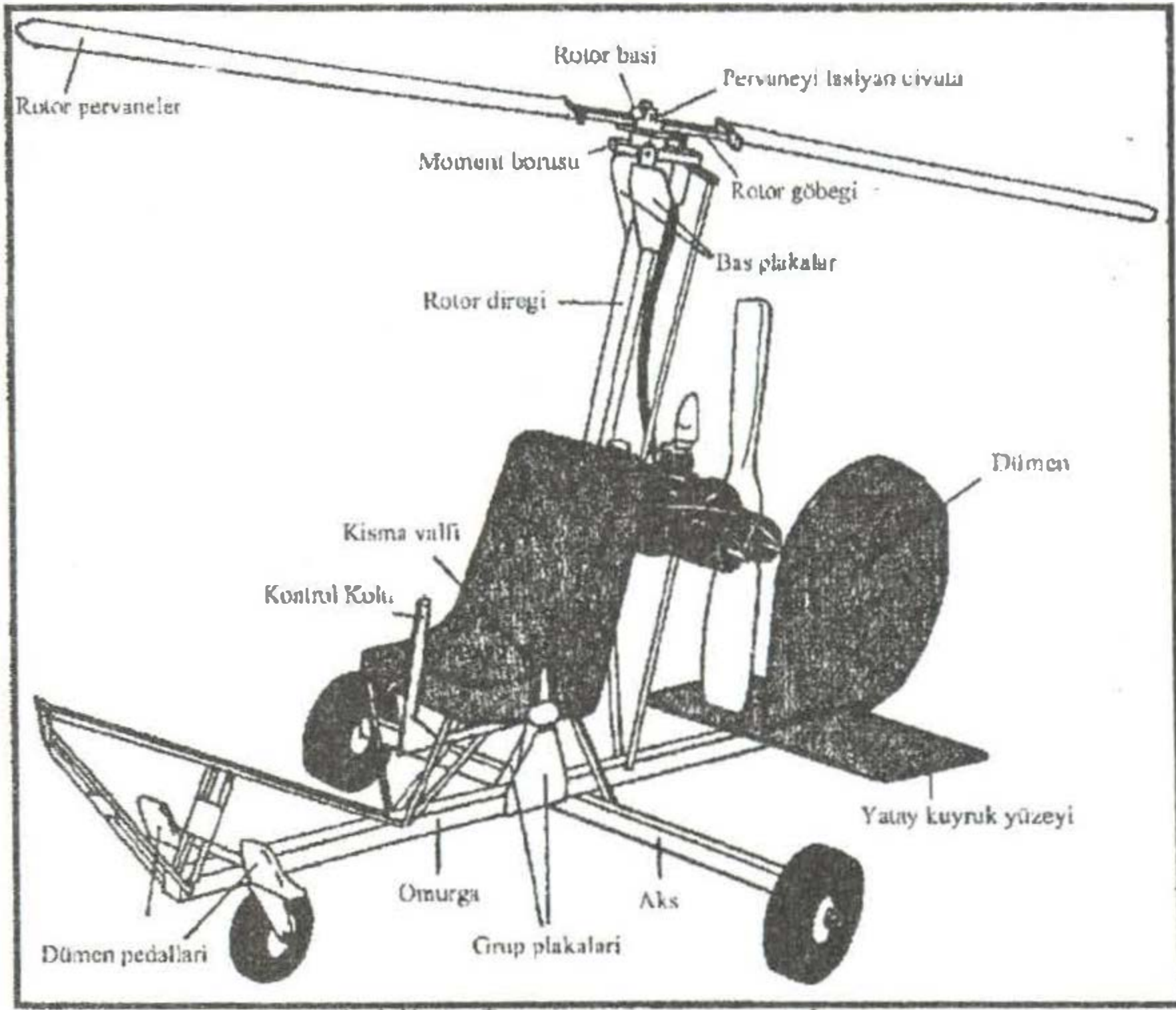
gelişme, uçak hala yerdeyken rotoru önceden döndüren ön döndürücüdür. Bunun sonucu; 100 fit veya daha kısa bir kalkış mesafesidir ki bu gyrokopteri STOL (Kısa Kalkış ve İniş) uçağı yapar.

II.TANIMLAMA

Gyro uçağı, genellikle pilot koltuğunun arkasına monte edilen bir pervaneyle bir motor tarafından güçlendirilir; 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.

II.1. Gyro Uçağının Parçaları ve Görevleri

Şekil 1'de basitçe resimlenmiş bir gyro uçağının üzerinde parçaları gösterilmiştir[2].



Şekil 1. Gyro uçağının parçaları

Rotor başı; rotor pervanelerini ve uçağı birbirine bağlar, ayrıca rotor pervanelerinin öne ve arkaya veya kenardan kenara eğilmesine izin verir. Rotor pervanesini taşıyan civata; rotor pervanelerini ve rotor başını merkezleyerek birbirine bağlar. Moment borusu; rotor başının bir parçasıdır, tüm kumanda kuvvetlerini rotor pervanelerine iletir. Baş plakaları; rotor başlarını, rotor direğine bağlar. Rotor direği; gövdenin dikey parçasıdır. Tepesinde rotor başı, altında gövdenin kalan kısmı vardır. Omurga; gövdenin önden arkaya kadar olan parçasıdır, bazı gyro uçaklarında ön ve arka omurga olarak iki parçadır. Aks; gövdenin kenardan kenara olan parçasıdır, ana tekerleri taşır. Grup plakası; rotor direğini, ve omurgayı bağlar. Rotor pervaneleri; gyro uçağının kanatlarıdır, dönel kanatlardır. Rotor göbeği; rotor pervaneleriyle birlikte dönerek onları dengeli bir şekilde tutar. Kontrol kolu; bir gyro uçağının uçuşu için kullanılan üç kumandanın biridir. Kontrol kolu, sağa veya sola, burun aşağı veya burun yukarı makinayı yönetir. Kısma valfi; gyro

uçaklarının üç kumandasından bir diğeridir ve makinanın yüksekliğini ve dengesini değiştirir. Dümen; üçüncü kontroldür, burnu sağa sola hareket ettirerek makinayı yönlendirir. Yatay kuyruk yüzeyi; bazı gyrolarda denge için gereklidir.

II.2. Gyro Uçağının Ana Sistemleri

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

Rotor Sistemi:

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

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.

Rotor pervaneleri gyronun kanatlarıdır, dönel kanatlardır. Uçağın diğer kısımları bu kanata asılı olarak durur. Uçağın ileri hareketi kanatların otomatik olarak dönmesine neden olur, bunun anlamı pervanelerin dönüşünü korumak için doğrudan motor gücü gerektirmediğidir. Gyro uçaklarının stop etmemesinin nedeni; düşük hızlarda bile pervanelerin hala hava içinden geçerek dönmesidir.

Motor Sistemi:

Motorun görevi basit olarak uçağı havanın içinden geçerek itirmektir. 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.

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 kalış mesafesi gerekir. Kalış 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.

Bu tasarımda kullanılan mekanik ön döndürücülerde motordan alınan hareket, esnek bir aks sayesinde rotor başına iletilir. Bir dişli sistem vasıtasıyla rotor döndürülür. Mekanik ön döndürücü, rotoru 150 rpm'ye kadar çıkarır daha sonra dişli sistem ayrılarak rotor kendi kendine dönmeye bırakılır.

Kumanda Sistemi:

Gyro uçağının diğer sistemlerinden kumanda sistemi daha önce bahsedildiği gibi, 1) motorun ürettiği itirmeyi kontrol eden kısma valfi, 2) rotor pervanelerini eğen kol ve 3) burunu sağa veya sola çeviren dümen olmak üzere üç ana kumandadan oluşur.

III. DENGE

Tüm uçaklarda olduğu gibi gyro uçaklarında da denge çok önemli bir konudur. 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.

Bensen modelini izleyen çoğu gyro uçaklarında pervane itme çizgisi, gövde ağırlık merkezinin üzerindedir. 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.

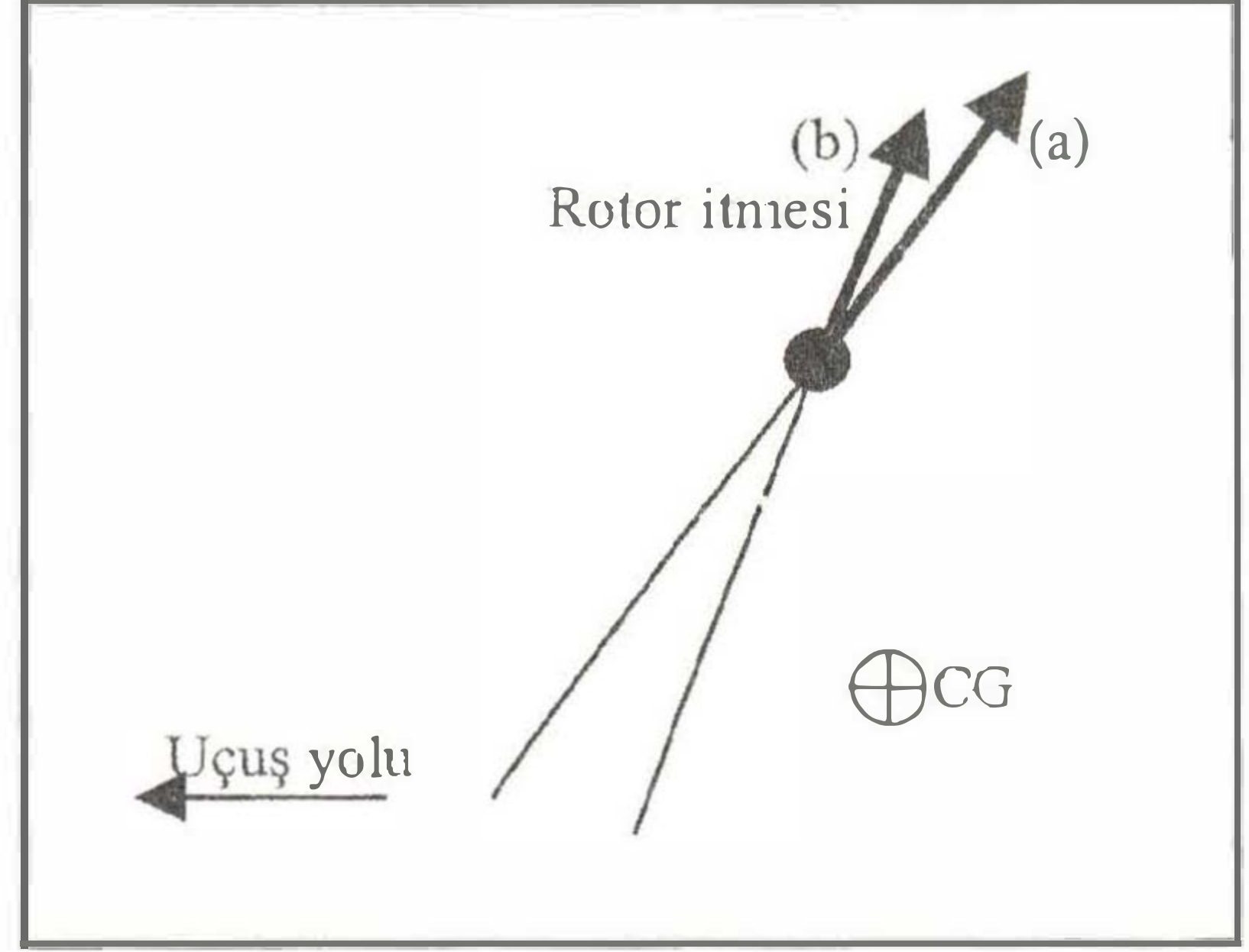
Burun yukarı harekette, yatay bir dengeleyici olmaksızın gövdenin hareketi için çabuk bir yanıt oluşmaz. Dikey kuyruk üzerine yerleştirilmiş yatay yüzgeç gyro uçağının dengesi için önemlidir ve kuyruk hacminin %12'sinden daha az yer kaplar. Makinanın yukarı doğru hızı yatay bir dengeleyiciyle gövdeyi daha çabuk dengeye sokan aerodinamik kuvvetler üretir. Maksimum eğilme oranı, yatay dengeleyiciyle sınırlanır.

Rotor itme çizgisinin, ağırlık merkezinin (CG) ardında (Şekil 2) veya önünde (Şekil 3) olması durumlarında, gyro uçağı için farklı dengeleme durumları vardır[3].

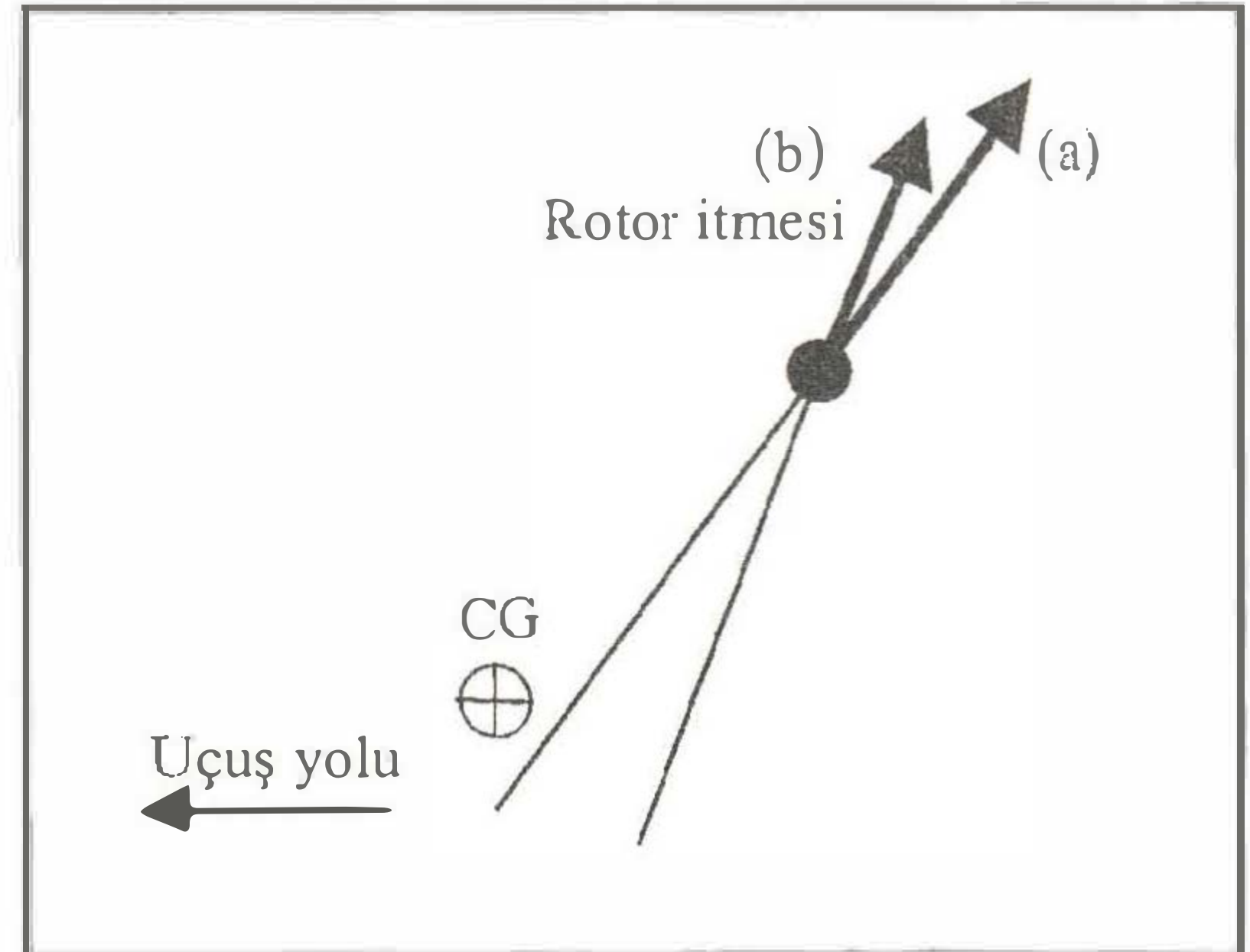
CG'nin, rotor itme çizgisinin ardında olduğu durumda; rotor ilerleme açısındaki (AOA) bir artış, rotor itme kuvvetini de artırır. Bu, ayrıca ilerleyen pervane ve gerileyen pervane arasındaki itme kuvvet farkını da

arttırır. İtme kuvvetinin arkaya doğru eğmesi, moment kolunun uzunluğunu ve momenti artırır. İlerleme açısındaki bir artış momenti de artırır. Böylece, ilerleme açısına bağlı olan momentin türevi pozitiftir. Bu konum dengesizdir. CG'nin rotor itme çizgisinin arkasında olduğu durum özetlenirse:

$AOA \text{ artar} \Rightarrow \text{itme ve çırpma artar} \Rightarrow AOA \text{ artar} \Rightarrow \text{moment artar} = \text{dengesiz.}$



Şekil 2. Rotor itme çizgisinin, CG'nin ardında olması



Şekil 3. Rotor itme çizgisinin, CG'nin önünde olması

CG, rotor itme çizgisinin önünde olduğunda; rotor negatif bir eğilme momenti meydana getirir (burun aşağı). İtme kuvvetindeki bir artış, momentin mutlak değerini artırır (burun aşağı moment artar). Moment negatif olduğundan, toplam moment azalır. Bu durumda ilerleme açısındaki (AOA) artış, momenti azaltır. Türev bu yüzden negatif olur ve bu konum dengelidir. CG'nin, rotor itme çizgisinin önünde olduğu durum özetlenirse:

$AOA \text{ artar} \Rightarrow \text{itme ve çırpma artar} \Rightarrow \text{moment azalır} \Rightarrow AOA \text{ azalır} = \text{dengeli.}$

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

IV. MODELLEME

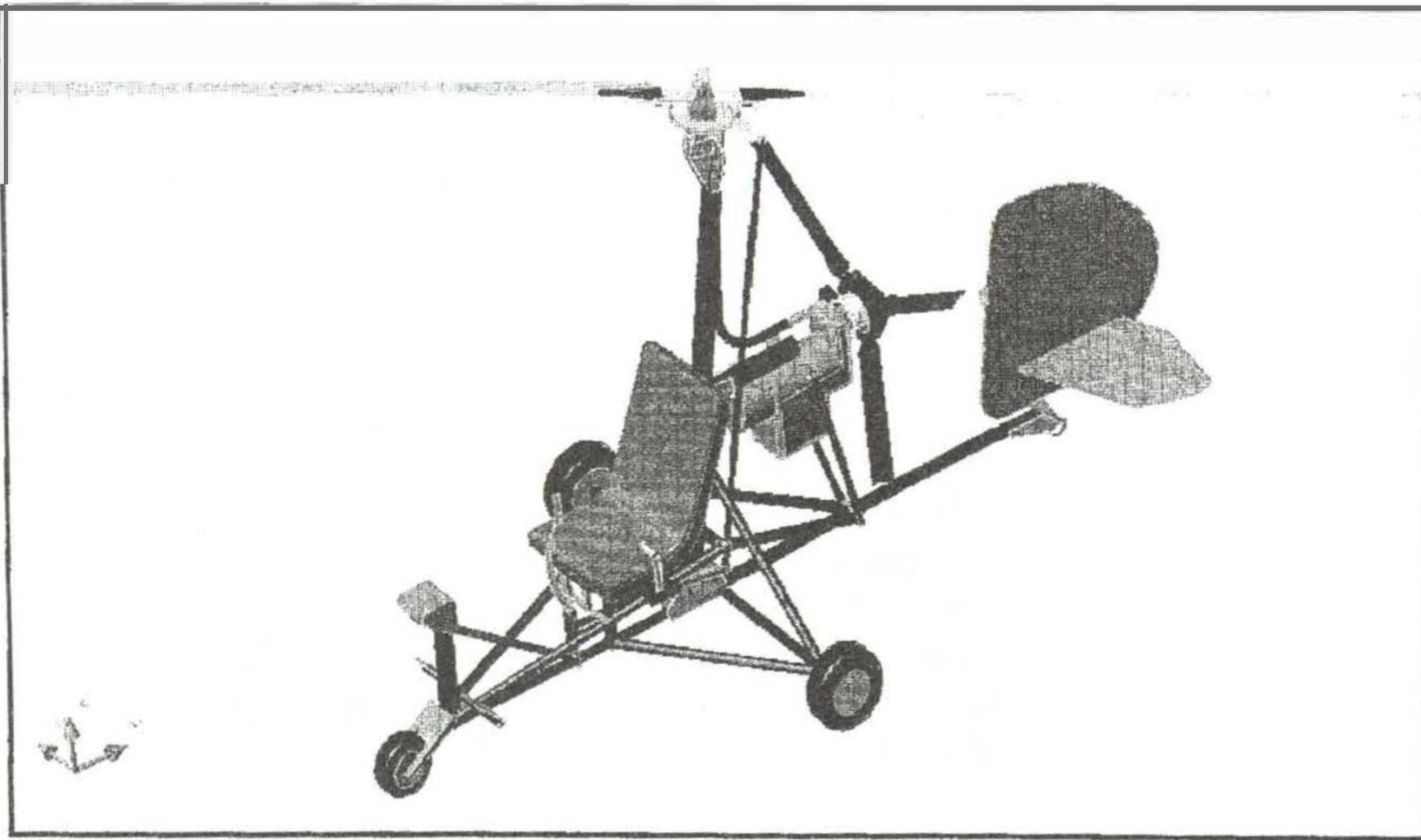
Burada Aircommand'ın tek kişilik bir gyro uçağı, AutoCAD programı kullanılarak üç boyutlu olarak modellenmiştir. Gyro uçağının rotor direği, ön ve arka omurgalar ile iki adet akstan oluşan temel yapısı, bu yapıyı destekleyen borulardan oluşan gyro uçağının iskeleti, rotor sistemi, motor sistemi, dümen ve dümen pedalları modellenmiş, daha sonra tüm bu parçalar birleştirilerek montaj yapılmıştır.

Gyro uçağının iskeleti genel olarak 38 mm çapında, 1,5 mm cidar kalınlığında alüminyum borulardan yapılmıştır. Arka omurga, 50 mm çapında, 3 mm cidar kalınlığında ve rotor direği ise 4 mm cidar kalınlığında, 50 mm kare profilden imal edilmiştir. Tüm bu bilgiler kullanılarak AutoCAD programında, gyro uçağının iskeleti modellenir. Dümen, dümen pedalları, tekerlekler, motor sistemi, rotor sistemi, gösterge panosu ve diğer parçalar modellenerek Şekil 4'de görüldüğü gibi montajı yapılır.

başlanır. Pro/ENGINEER programının unsur oluşturma modülleri kullanılarak katı modeller hazırlanır. Part modülünde oluşturulan rotor göbeği, rotor başı ve pervaneyi taşıyan civata, oluşturulan 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].

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.

Oluşturulan assembly dosyasında Şekil 5'de rotor direğinin ve Şekil 6'da rotor sisteminin Pro/ENGINEER programında montajlarının yapılması görülmektedir.



Şekil 4. Gyro uçağının modellenmesi

V. ANALİZ

Yukarıda 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.

V.1. Modellerin Hazırlanışı

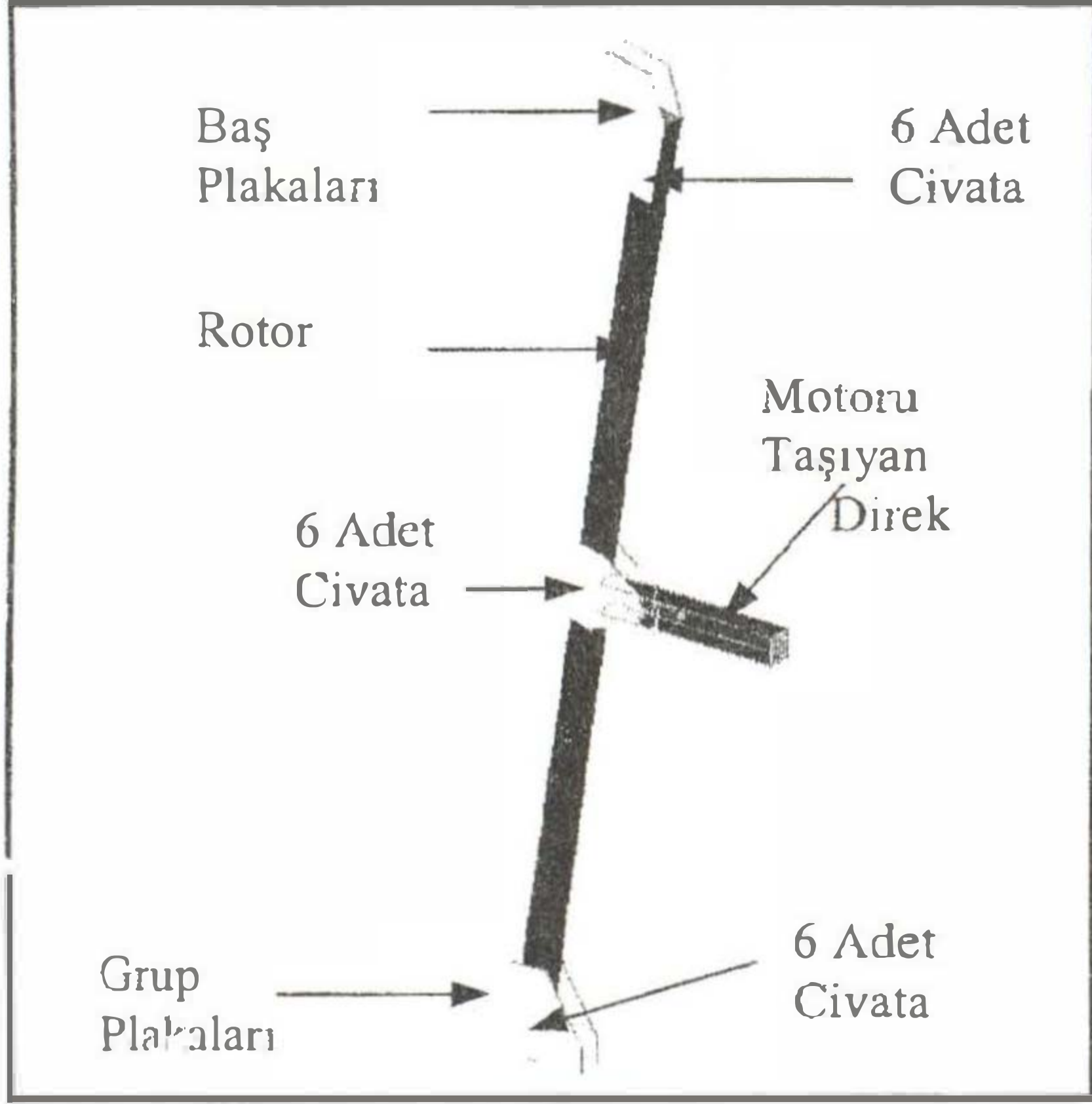
Pro/ENGINEER programında modellenme süreci ilk olarak her bir parça için ayrı model dosyası açılarak

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 7'de uçuş sırasında gyro uçağına etki eden kuvvetler görülmektedir [5].

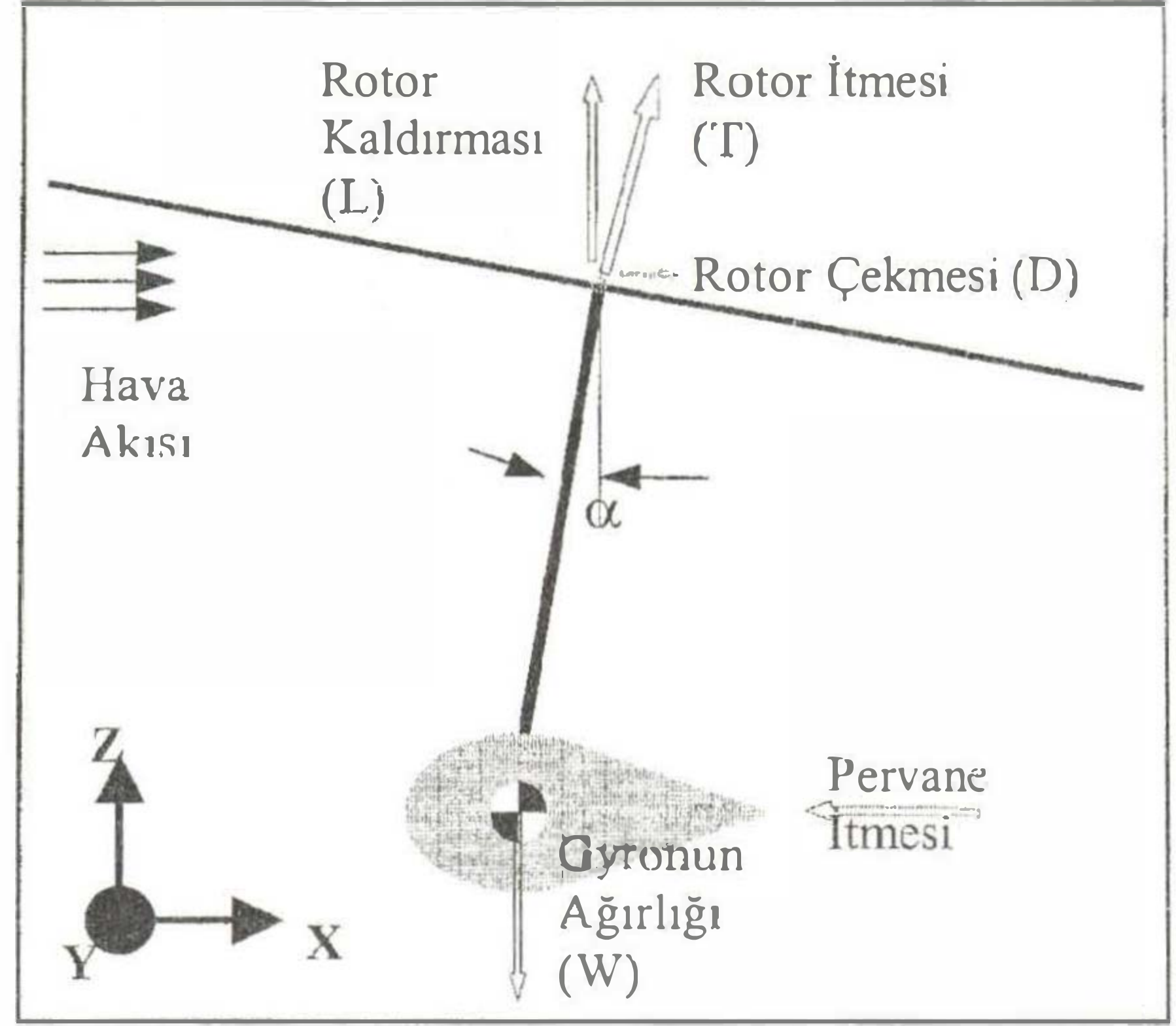
Bir gyro uçağının karmaşık şeklinden dolayı aerodinamik olarak incelenmesi oldukça zordur. Bu yüzden gyro uçaklarına hava tüneli deneyleri yapılarak, deneyler sonucu elde edilecek aerodinamik katsayılar göre aerodinamik kuvvetler belirlenebilir. Farklı gyro uçağı modelleri için ayrı ayrı deneyler yapılması gerektiğinden bu çalışmada basitçe gyro uçağının ağırlığı

kadar rotor kaldırma kuvveti gerektiği prensibinden yola çıkılarak hesaplamalar yapılmıştır.

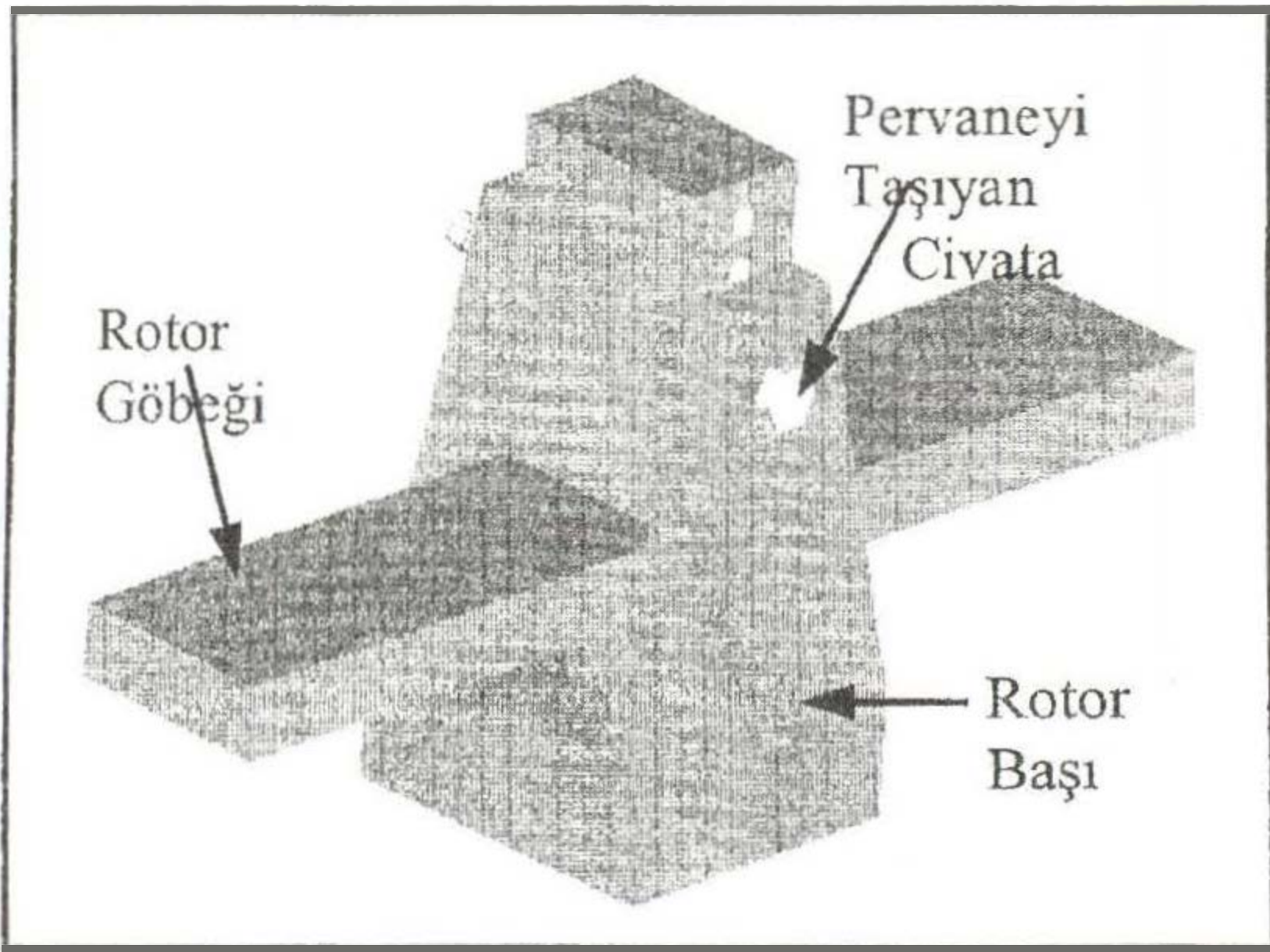
doğrultusuyla, rotor direği arasındaki açının (α) kotanjantıdır.



Şekil 5. Rotor direğinin montajı



Şekil 7. Gyro uçağına etki eden kuvvetler



Şekil 6. Rotor sisteminin montajı

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

$$L = W = m \times g = 290 \times 9,81 = 2845 \text{ [N]} \quad (1)$$

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:

$$L_{max} = L \times 3,5 \times 1,5 = 14935,73 \text{ [N]} \quad (2)$$

Rotor Çekmesini (D) hesaplanmasında; rotor kaldırmasının, rotor çekmesine oranından (L/D) faydalanılır. Bu oran; şekil 7'de belirtilen Z

$$\cot \alpha = \frac{L}{D} = \frac{L_{max}}{D_{max}}$$

$$D_{max} = \frac{L_{max}}{\cot \alpha} = \frac{14935,73}{\cot 10} = 2633,6 \text{ [N]} \quad (3)$$

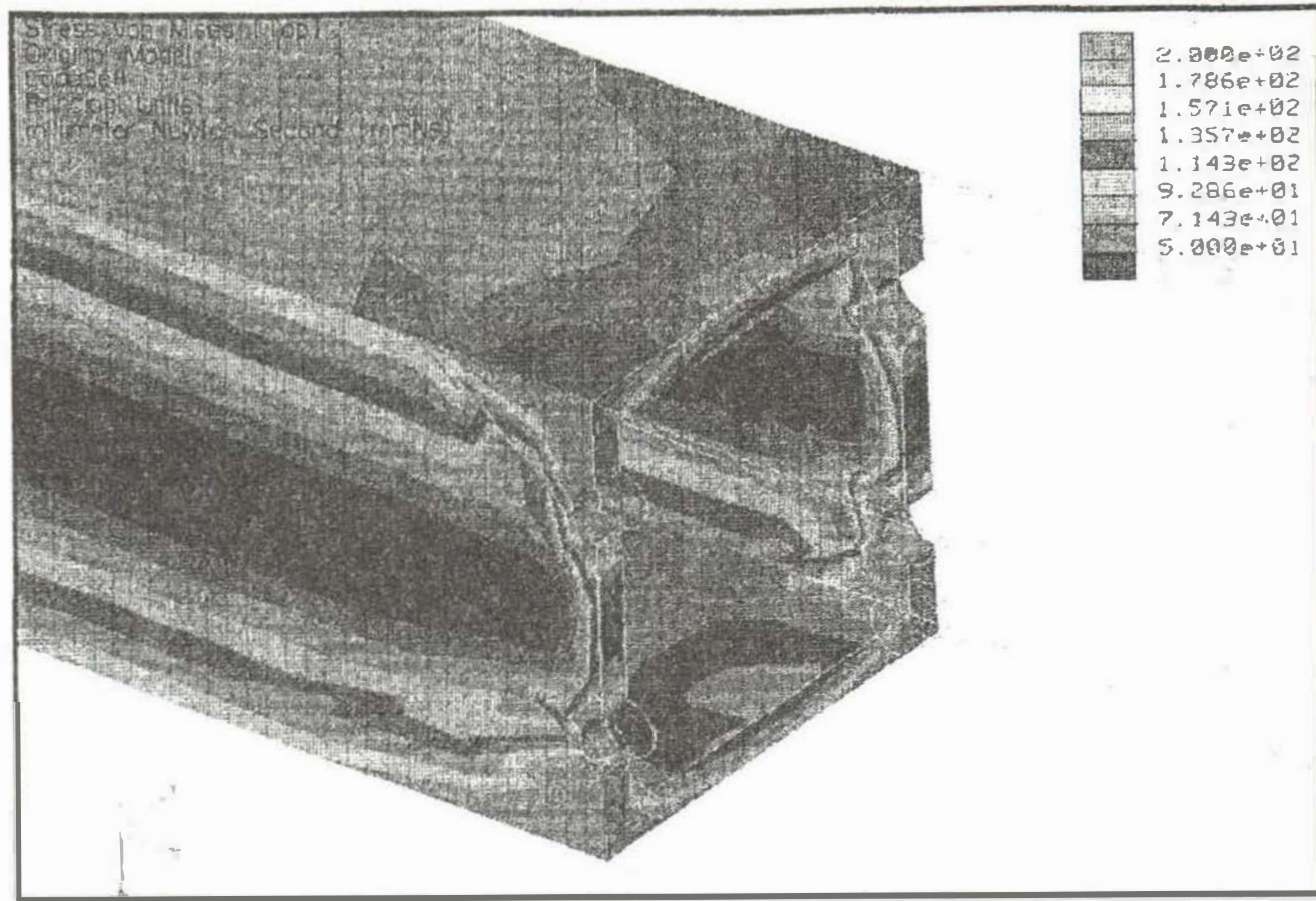
Rotor kaldırması ve rotor çekmesi hesaplandıktan sonra artık maksimum Rotor İtmesi (T_{max}) hesaplanabilir:

$$\begin{aligned} T_{max} &= \sqrt{(L_{max})^2 + (D_{max})^2} \\ &= \sqrt{(14935,73)^2 + (2633,6)^2} \\ &= 15166,2 \text{ [N]} \end{aligned} \quad (4)$$

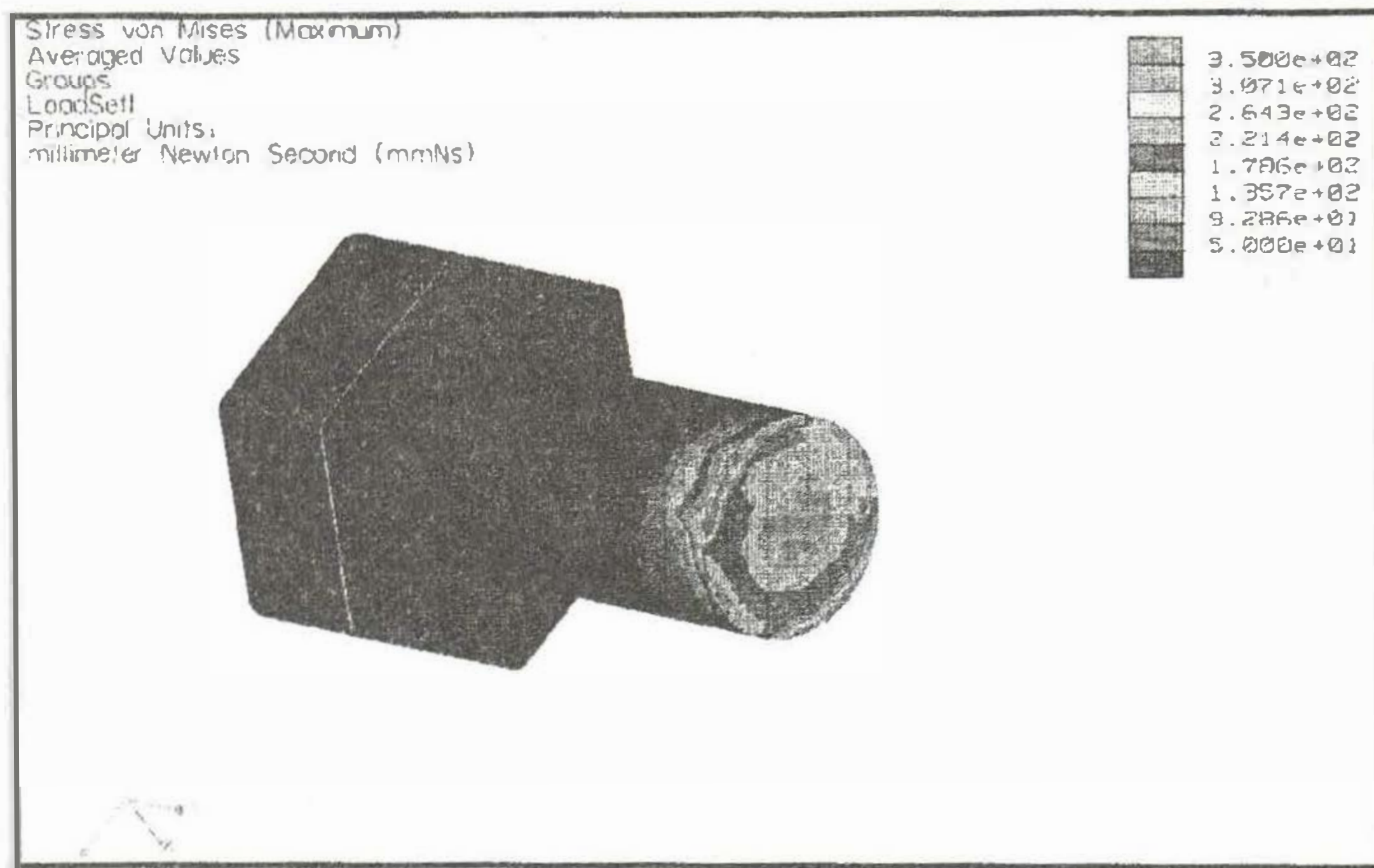
Pro/MECHANICA programında modellere sabitleme ve yüklemeler uygulanır. Rotor direğine etki eden kuvvet D_{max} ve rotor sistemine etki eden kuvvet ise T_{max} 'dur.

Yüklemeler ve sabitlemeler yapıldıktan sonra modellerin analizine geçilir. Şekil 8'de rotor direğinde yüklemeler sonucunda oluşan maksimum gerilme bölgesi ve Şekil 9'da pervaneyi taşıyan civatada yüklemeler sonucu meydana gelen maksimum gerilme bölgesi görülmektedir.

Rotor direğinde maksimum gerilme incelendiğinde civata deliklerinin olduğu yerde gerilme yığılmasından



Şekil 8. Rotor direğinde maksimum gerilme bölgesi



Şekil 9. Pervaneyi taşıyan civatada maksimum gerilme bölgesi

dolayı gerilme değeri 426,9 MPa'a ulaşır. Rotor direğinin yapıldığı 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[6].

Pervaneyi taşıyan civatada maksimum gerilme değeri 544 MPa'dır. 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.

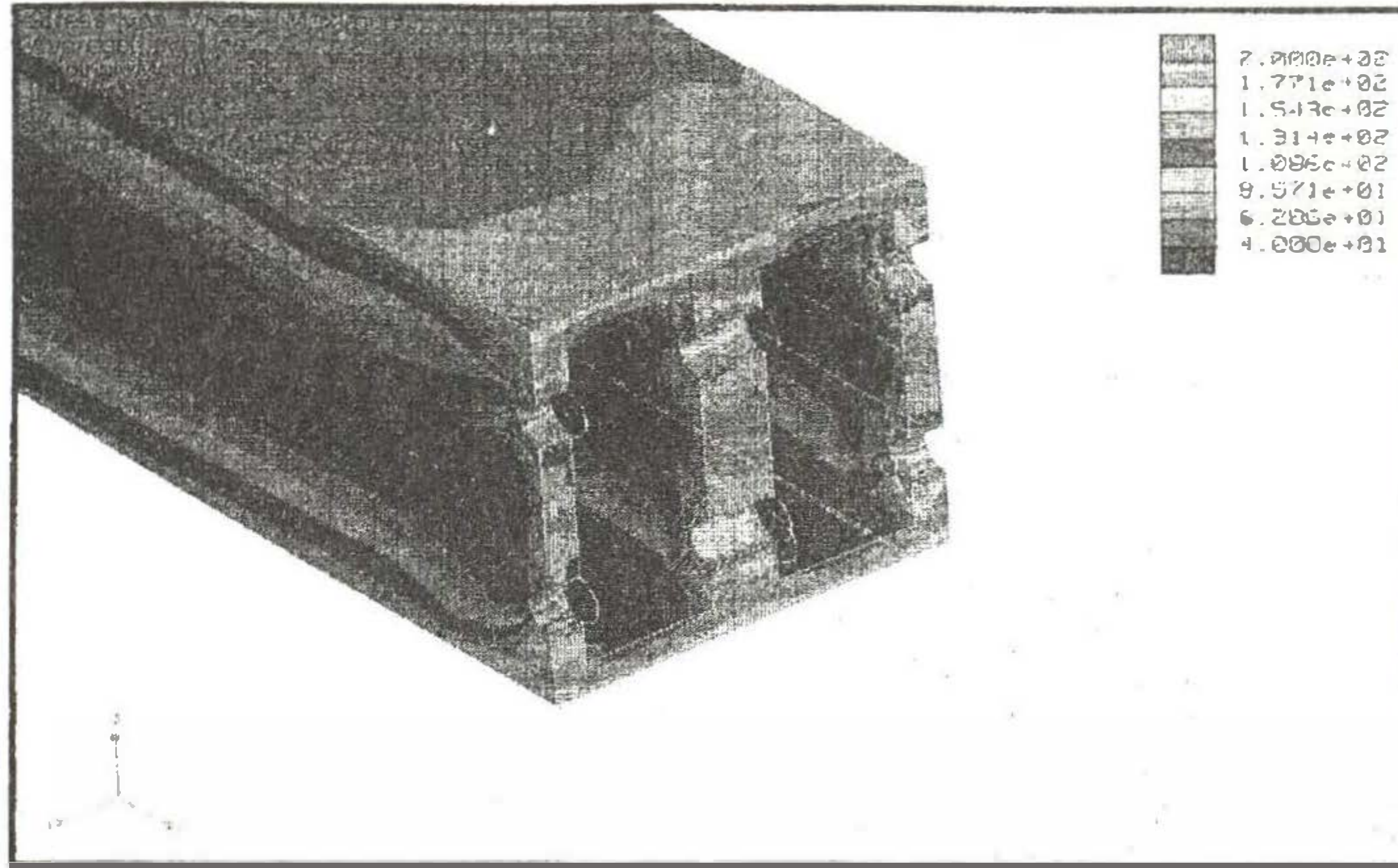
V.1. Rotor Direğinin Modifikasyonu ve Analizi

Mevcut model rotor direği üzerinde yapılan analizler sonucunda 4 mm cidar kalınlığında ve 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 üzerinde; 4 mm cidar kalınlığında iki adet 25 x 50 mm profilin birleştirilerek modifikasyon yapılır.

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.

Şekil 10'da modifiye edilmiş rotor direğinde oluşan maksimum gerilme bölgesi görülmektedir. Analiz sonucu incelendiğinde maksimum gerilme değerinin 367,5 MPa'a düştüğü ve maksimum gerilme bölgesinin de küçüldüğü görülmüştür.



Şekil 10. Modifiye edilmiş modelde maksimum gerilme

VI. 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.

Mevcut modelin rotor direği ve rotor sisteminde bilgisayar ortamında yapılan statik analizler sonucu meydana gelen gerilme 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 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] GRAVES, S., "Gyroplane Training Manual", FAA Designated Examiner, e-mail: apollar@ct.net, pp. 6-11, 1997.
- [2] ABBOTT, P.B., "The Gyroplane Flight Manual", The Abbott Company, Indianapolis, Indiana USA, pp. 11-21, 1988.
- [3] FOURCADE, J., "Longitudinal Stability of Gyroplanes", Rotorcraft Magazine, Volume 37, Number 4, pp. 14-19, June-July 1999.
- [4] Parametric Technology Corporation, "Pro/ENGINEER Fundamentals", Release 18.0.
- [5] JACKSON, M., "Our Personal Gyro Safety Envelope", Rotorcraft Magazine, Volume 38, Number 2, pp. 26-27, April 2000.
- [6] MOTT, R.L., "Applied Strength of Materials", Third Edition, pp. 597-601, Prentice Hall, Columbus, Ohio 1996.