

**T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UÇMA HAREKETİNİN BİYOMEKANİĞİNİN  
İNCELENMESİ ve ROBOTİK KUŞ TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Erkan YAVÇIN**

**Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**  
**Enstitü Bilim Dalı : MAKİNE TASARIM VE İMALAT**  
**Tez Danışmanı : Yrd.Doç.Dr. Akın Oğuz KAPTI**

**Haziran 2014**

T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇMA HAREKETİNİN BİYOMEKANİĞİNİN  
İNCELENMESİ ve ROBOTİK KUŞ TASARIMI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

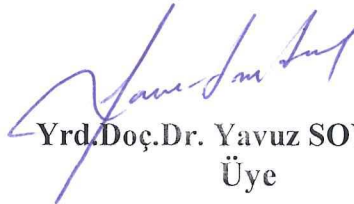
Mak. Müh. Erkan YAVÇIN

Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ  
Enstitü Bilim Dalı : MAKİNE TASARIM VE İMALAT

Bu tez 23/06/2014 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Oybirliği ile kabul edilmiştir.



Yrd.Doç.Dr. Akın Oğuz KAPTI  
Jüri Başkanı



Yrd.Doç.Dr. Yavuz SOYDAN  
Üye



Yrd.Doç.Dr. Ergün NART  
Üye

## **ÖNSÖZ**

Bu tezi hazırlarken yardımlarını esirgemeyen ve yol gösteren danışman hocam Akın Oğuz KAPTI'ya teşekkür ederim. Ayrıca, maddi ve manevi desteklerinden dolayı aileme ve gemi inşa mühendisi Barbaros ERTAN ağabeyime ayrıca teşekkürlerimi sunarım.

# İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ.....	ii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ .....	vii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	ix
TABLolar LİSTESİ.....	xiii
ÖZET.....	xiv
SUMMARY .....	xv

## BÖLÜM 1.

### GİRİŞ

1.1. İnsansız Hava Araçlarının (İHA) Kullanım Alanları .....	1
1.2. Ornithopter .....	2
1.3. Temel Aerodinamik .....	3
1.3.1. Atmosfer.....	4
1.3.2. Airfoil profil ve üzerindeki temel kavramlar .....	4
1.3.2.1. Chord çizgisi .....	6
1.3.2.2. Ortalama kambur çizgisi .....	7
1.3.2.3. Kanat kamburu .....	7
1.3.2.4. Hücüm kenarı yarıçapı .....	8
1.3.2.5. Uçuş doğrultusu ve izafi rüzgar .....	8
1.3.2.6. Hücüm açısı ( $\alpha$ ) .....	8
1.3.2.7. Hücüm açısının basınç dağılımına etkisi .....	12
1.3.2.8. Kanat açıklığı .....	13
1.3.2.9. Kanat açıklık oranı.....	13
1.3.2.10. Dihedral açısı.....	13
1.3.2.11. Negatif dihedral açısı .....	14
1.3.2.12. Polihedral kanatlar .....	14
1.3.2.13. Basınç merkezi .....	15
1.3.2.14. Aerodinamik merkez.....	16

1.4. Uçuş Kumandaları .....	17
1.4.1. Flaplar.....	17
1.4.2. Aileron .....	18
1.4.3. Slatlar .....	21
1.5. Aerodinamik Kuvvetler Taşıma Kuvveti ve Sürükleme Kuvveti .....	23
1.5.1. Taşıma kuvveti ( $F_L$ ).....	24
1.5.2. Sürükleme kuvveti ( $F_D$ ).....	25
1.5.2.1. Parazit sürükleme .....	26
1.5.2.2. İndüklenmiş sürükleme .....	27
1.5.3. Tutunma kaybı hızı ( $V_S$ ) ve minimum sürükleme hızı ( $V_{md}$ ) .....	33
1.6. Aerodinamik Moment ve Denge .....	34
1.6.1. Yunuslama momenti .....	34
1.6.2. Sapma (YAW) momenti .....	36
1.6.3. Yalpa momenti .....	37
1.7. Temel Aerodinamik Eksen .....	37
1.8. Kuşun Kanat Çırparak İleri Uçuşu ve İrtifa Kazanması .....	38

## BÖLÜM 2.

KUŞLARDA KANAT YAPISININ İNCELENMESİ.....	41
2.1. Giriş .....	41
2.2. Kanat Kemik Yapısı .....	42
2.3. Kanatta Kemik ve Kas Koordinasyonu .....	43
2.3.1. Eğilip bükülebilen kanatlar .....	44
2.3.2. Kanat açıklığının gerekli durumlarda azaltılması .....	45
2.4. Kuşun Kanat Kemiklerinde Oluşan Burulma Momenti.....	47

## BÖLÜM 3.

TELEKLERİN BİYOMEKANIĞI VE UÇMADAKİ ROLÜ.....	49
3.1. Tüylerin Genel Yapısı .....	49
3.1.1. Tüycükler ve çengeller .....	50
3.1.2. Tüy tipleri.....	51
3.2. Kanattaki Uçuş Tüyleri Telekler .....	51
3.2.1. Birincil tüyler .....	52
3.2.2. İkincil tüyler .....	52

3.2.3. Alular .....	52
3.2.4. Marjinal ikincil örtü .....	52
3.2.5. Birincil örtü ve ikincil örtüler .....	53
3.3. Kuyruktaki Uçuş Tüyleri .....	54
3.4. Birincil Tüyün Atalet Momentlerinin İncelenmesi .....	55
3.5. Kanat Ucu Türbülansından Yararlanma ve Enerji .....	57

#### BÖLÜM 4.

KANAT MODELLEMESİ VE HAREKET DENKLEMLERİNİN ÇIKARILMASI .....	59
4.1. Robotik kuşun CAD Tasarım Öncesi Komple Hesaplamaları .....	59
4.2. Kanat Profili Seçilmesi .....	60
4.2.1. İki boyut profilin belirlenmesi .....	60
4.3. Kuyruk Hesabı .....	64
4.3.1. Kuyruk hacim katsayısı hesabı .....	66
4.3.2. Kuyruk alan ve konum hesabı .....	69
4.3.2.1. Yatay kuyruk alan hesabı .....	69
4.3.2.2. Dikey kuyruk alan hesabı .....	70
4.3.3. Yatay Kuyruk denge hesabı .....	71
4.3.3.1. Kanat çırparken kuyruk denge hesabı .....	74
4.4. Parazit Sürüklenme Katsayısı (CDO) Hesabı .....	75
4.5. Kaldırma Sürüklenme ve Güç .....	77
4.5.1. İndüklenmiş güç ihtiyacı .....	78
4.5.2. Profil güç ihtiyacı .....	79
4.5.3. Parazit güç ihtiyacı .....	80
4.6. Mekanik Güç İhtiyacı .....	81
4.7. Kanat Çırpma Frekansı Hesabı .....	81
4.8. Maksimum Mesafeye Gidebilmesi İçin Gerekli Güç İhtiyacı .....	81
4.9. Yeryüzüne Göre İlerleme Hız Hesabı .....	82
4.10. İtki Kuvvetinin Oluşması .....	84
4.10.1. Çırpan kanat için itki gücü hesabı .....	87
4.11. Robotik Kuşun Dönüş Hesabı .....	89
4.12. Rediktör ve Motor Hesabı .....	90
4.12.1. Lagrange – Euler kanat hareket denklemleri .....	92

## BÖLÜM 5.

ROBOTİK KUŞ İÇİN CAD TASARIMLARININ OLUŞTURULMASI.....	95
5.1. Robotik Kuş Parçaları ve Görevleri .....	95
5.1.1. Baş kısmı.....	96
5.1.2. Gövde kısmı.....	97
5.1.3. Gövde redüktör dişlileri.....	104
5.1.4. Kanat kısmı .....	106
5.1.4.1. Airfoil profilin CAD oluşumu .....	107
5.1.5. Kuyruk kısmı .....	110

## BÖLÜM 6.

ROBOTİK KUŞUN SİMİLASYON ve ANİMASYON ÇALIŞMALARI.....	111
6.1. Kanadın Kritik Açılarda Analizi.....	111

## BÖLÜM 7.

SONUÇ VE ÖNERİLER.....	121
KAYNAKLAR .....	124
EKLER .....	126
ÖZGEÇMİŞ .....	128

## SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

B	: Kanat açıklığı (m)
$A_R$	: Kanat açıklık oranı (birimsiz)
$\alpha$	: Hücüm açısı ( $^{\circ}$ )
$C_h$	: Chord çizgisi
$\Theta_1$	: Dihedral açısı ( $^{\circ}$ )
$\Theta_2$	: Negatif dihedral açısı ( $^{\circ}$ )
$C_p$	: Basınç merkezi
$C_G$	: Ağırlık merkezi, aerodinamik merkez
$F_L$	: Taşıma kuvveti (N)
$F_D$	: Sürüklenme kuvveti (N)
$C_L$	: Boyutsuz taşıma kuvveti katsayısı (birimsiz)
$C_D$	: Boyutsuz sürüklenme kuvveti katsayısı (birimsiz)
$C_{D0}$	: Boyutsuz parazit sürüklenme katsayısı (birimsiz)
K	: İndüklenmiş sürüklenme katsayısı (birimsiz)
$\delta$	: Hava yoğunluğu( $\text{kg/m}^3$ )
$F_A$	: Aerodinamik kuvvet (N)
$F_i$	: İtke kuvveti (N)
W	: Ağırlıktan kaynaklanan yerçekimi kuvveti (N)
$V_t$	: Gerçek hava hızı (m/s)
$S_w$	: Kanat yüzey alanı ( $\text{m}^2$ )
$\alpha_s$	: Tutunma kaybı açısı ( $^{\circ}$ )
a	: Robotik kuşun gaga ucu, kanat hücüm kenarı mesafesi (m)
b	: Robotik kuşun kanat firar kenarı kuyruk firar kenarı mesafesi (m)
u	: Kanat firar kenarı kuyruk hücüm kenarı arası mesafe (m)
$S_b$	: Gövde ön kesit alanı ( $\text{m}^2$ )



$k$	: İndüklenmiş güç katsayısı (birimsiz)
$m$	: Robotik kuşun toplam kütlesi (kg)
$g$	: Yerçekimi ivmesi ( $m/s^2$ )
$V_{mp}$	: Minimum güç harcanması için hız değeri (m/s)
$V_{mr}$	: Maksimum menzile gidebilmesi için hız değeri (m/s)
$P_{mr}$	: Robotik kuşun maksimum mesafeye gidebilmesi için güç (w)
$P_{ind}$	: İndüklenmiş güç ihtiyacı (w)
$P_{ind0}$	: Süzülme esnasında indüklenmiş güç ihtiyacı (w)
$P_{pro}$	: Profil güç ihtiyacı (w)
$P_{par}$	: Parazit güç ihtiyacı (w)
$P_{mek}$	: Mekanik güç ihtiyacı (w)
$e$	: Oswald sayısı (birimsiz)
$f$	: Kanat çırpma frekansı (hertz)
$S_{VT}$	: Dikey kuyruk alanı ( $m^2$ )
$S_{HT}$	: Yatay kuyruk alanı ( $m^2$ )
$L_{VT}$	: Dikey kuyruk moment kolu (m)
$L_{HT}$	: Yatay kuyruk moment kolu (m)
$w$	: Açısal hız (rad/s)
$i_T$	: Toplam çevrim oranı (birimsiz)
$P_m$	: Motor gücü (w)
$w_m$	: Motor açısal hızı (rad/s)
$T_m$	: Motor torku (Nm)
$C_{HT}$	: Yatay kuyruk hacim katsayısı (birimsiz)
$C_{VT}$	: Dikey kuyruk hacim katsayısı (birimsiz)
$V_S$	: Stall hızı (tutunma kaybı hızı) (m/s)
$n_m$	: Motor devir sayısı (d/d)
MAC	: Kanat üstünde aerodinamik kuvvetlerin etki ettiği çizgi

## ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. İnsansız hava araçları (İHA) .....	1
Şekil 1.2. Ornithopter .....	3
Şekil 1.3. Festo (Almanya) firmasının geliştirdiği robotik kuş .....	3
Şekil 1.4. Değişik kanat profili geometrisi .....	4
Şekil 1.5. Robotik kuşun airfoil profil yapısı .....	5
Şekil 1.6. Kanat profili geometrisi .....	6
Şekil 1.7. Kanat profili geometrisi .....	6
Şekil 1.8. Chord çizgileri .....	7
Şekil 1.9. Uçuş doğrultusu ve izafi rüzgâr .....	8
Şekil 1.10. Hücüm Açısı .....	9
Şekil 1.11. Hücüm Açısı .....	10
Şekil 1.12. Airfoil üzerinde basınç dağılımı .....	10
Şekil 1.13. Pozitif hücüm açısında airfoil üzerindeki basınç dağılımı .....	11
Şekil 1.14. Pozitif ve negatif hücüm açılarında airfoil üzerinde basınç dağılımı .....	12
Şekil 1.15. Kanat açıklığı .....	13
Şekil 1.16. Kanatlardaki dihedral açısı .....	14
Şekil 1.17. Kanatlardaki negatif dihedral açısı .....	14
Şekil 1.18. Kanatlardaki polihedral açısı .....	15
Şekil 1.19. Airfoil üzerinde basınç merkezi yeri .....	16
Şekil 1.20. Airfoil üzerinde basınç merkezi yeri değişimi .....	16
Şekil 1.21. Kanatta flaplar ve aileronların oluşturduğu suni hücüm açısı değişimi .....	17
Şekil 1.22. İnişe geçen kuş .....	18
Şekil 1.23. Robotik kuşun kanat uçlarındaki aileron servo motorlarının işlevi .....	19
Şekil 1.24. Yalpa açısı yaparak dönen robotik kuş .....	19
Şekil 1.25. Slatların taşıma katsayısına etki grafiği .....	21
Şekil 1.26. Kuşlardaki alula işlevi .....	22

Şekil 1.27. Kanatlardaki slatlar .....	23
Şekil 1.28. $F_L$ ve $F_D$ kuvvetleri.....	23
Şekil 1.29. Taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi.....	25
Şekil 1.30. Hücum açısıyla sürüklenme katsayısının ( $C_D$ ) değişimi.....	25
Şekil 1.31. Kanattaki hava filelerinin yönü.....	25
Şekil 1.32. Kanattaki hava filelerinin yönü üst görünüş .....	25
Şekil 1.33. Kanat ucu vorteksi .....	25
Şekil 1.34. Taşıma katsayısının ( $C_L$ ) sürüklenme katsayısına ( $C_D$ ) göre değişimi .....	25
Şekil 1.35. Yüksek açıklık oranı ve düşük açıklık oranı kanat ucu vorteksleri .....	30
Şekil 1.36. Hava hızının parazit sürüklemeye etkisi .....	31
Şekil 1.37. İndüklenmiş sürüklemenin hava hızı ağırlık ve uçuş irtifası ile değişimi .....	32
Şekil 1.38. Hava hızının parazit indüklenmiş ve toplam sürüklemeye etkisi .....	33
Şekil 1.39. Yunuslama momenti .....	34
Şekil 1.40. Sapma momenti .....	36
Şekil 1.41. Yalpa momenti.....	37
Şekil 1.42. MAC Temel aerodinamik eksen .....	37
Şekil 1.43. MAC eksenin yeri bulunması .....	38
Şekil 1.44. Kuşun ileri uçuşu .....	39
Şekil 2.1. Kol kemiği (Humerus) üstte ön görünüş ve altta kesit alınmış görünüş.....	42
Şekil 2.2. Kuşun kemik ve kas yapısı .....	43
Şekil 2.3. Kanadın ekstansiyon hareketi .....	44
Şekil 2.4. Eğilip bükülebilen kanatlar .....	45
Şekil 2.5. Kanat açıklığının azaltılması.....	46
Şekil 2.6. Ortalama chord'un $C_L$ katsayısına etkisi.....	47
Şekil 2.7. Basınç merkezinin kanat kol kemiğine olan burulma momenti etkisi.....	47
Şekil 2.8. Kanat açıklığı az ve çok olduğu durumlardaki moment oluşumu .....	48
Şekil 3.1. Teleklerin genel görünümü .....	49
Şekil 3.2. Tüy, tüycük ve çengel yapıları.....	50
Şekil 3.3. Tüylerin sınıflandırılması.....	51
Şekil 3.4. Teleklerin kanada bağlanmaları .....	53
Şekil 3.5. Teleğin atalet momentlerinin değişimi .....	56
Şekil 3.6. Filo halinde uçan kuşların kanat ucu türbülansın yararlanmaları .....	58
Şekil 4.1. Robotik kuş üzerindeki kuvvetler .....	61

Şekil 4.2. ch10sm profili iki boyut kanat analiz grafikleri.....	63
Şekil 4.3. Kanattaki kaldırma ve yerçekimi kuvvetlerinin durumu .....	65
Şekil 4.4. Kuyruk denge hesabı.....	66
Şekil 4.5. Robotik kuşun a,b,u mesafeleri.....	68
Şekil 4.6. Robotik kuşun $L_{HT}$ mesafesi .....	70
Şekil 4.7. Robotik kuşun $L_{VT}$ mesafesi .....	71
Şekil 4.8. Yatay kuyruk dengesi .....	71
Şekil 4.9. Yatay kuyruk dengesi .....	73
Şekil 4.10. Tasarlanan robotik kuşun XFLR5 programında analizi.....	75
Şekil 4.11. Vektörel yöntemle çizgisel hız hesaplaması (Auto CAD).....	85
Şekil 4.12. Kanadın aşağı hareketine başlaması ve kanat ucu çizgisel hızı .....	85
Şekil 4.13. Vektörel yöntemle çizgisel hız hesaplaması (Auto CAD).....	86
Şekil 4.14. Kanat ucu itki kuvvetinin oluşumu .....	86
Şekil 4.15. Robotik kuşun dönüş parametreleri .....	89
Şekil 4.16. Kanada hareket veren rediktör grubu.....	90
Şekil 4.17. İstenilen tork, güç ve açısal hızı sağlayabilen DC motor.....	92
Şekil 4.18. Kanat mekanizması .....	92
Şekil 4.19. $\Theta_1$ açılarına karşılık gelen $F_L$ kuvvetinin $\Theta_1$ cinsinden denklemi.....	93
Şekil 5.1. Robotik kuş komple tasarım .....	95
Şekil 5.2. Robotik kuş baş kısmı .....	96
Şekil 5.3. Baş kısmı parçaları.....	96
Şekil 5.4. Robotik kuş komple gövde .....	98
Şekil 5.5. Sol üst köşe DC motor, sağ üst köşe kamera sistemi, sol alt köşe aileron servo motor, sağ alt köşe servo motor .....	98
Şekil 5.6. Robotik kuş pim bağlantıları.....	99
Şekil 5.7. Yatay kuyruk gerisine monte edilen hareketli kanatçık elevatör.....	100
Şekil 5.8. Robotik kuşun burun aşağı momentinin oluşması .....	100
Şekil 5.9. Robotik kuş sağa sola dönüşü .....	101
Şekil 5.10. Servo motorların yön tellerine hareket vermesi.....	102
Şekil 5.11. Gövde ön kesit iskeleti.....	103
Şekil 5.12. Gövde arka kesit iskeleti .....	103
Şekil 5.13. Sabit üçgen iskelet .....	104
Şekil 5.14. Redüktör grubu .....	105

Şekil 5.15. Göbek bağlantısı .....	105
Şekil 5.16. Kanat detayı ve airfoil dizilişi.....	106
Şekil 5.17. Aileron servo motor .....	106
Şekil 5.18. Profscan programı kullanılarak ch10sm airfoil datanın açılması .....	107
Şekil 5.19. Datanın profscan yazılımı ile istenilen uzantıya dönüştürülmesi .....	108
Şekil 5.20. Kanat kaplaması.....	108
Şekil 5.21. Dirsek detayı .....	109
Şekil 5.22. Sabit ve hareketli pimler .....	109
Şekil 5.23. Kuyruk detayı.....	110
Şekil 6.1. Kanat, dihedral ve negatif dihedral 0° konumunda .....	112
Şekil 6.2. Kanat, dihedral ve negatif dihedral 0° konumunda XFLR5 analizi.....	112
Şekil 6.3. Kanat dihedral açısı 4°, negatif dihedral açısı 13° .....	113
Şekil 6.4. Kanat dihedral açısı 4°, negatif dihedral açısı 13° XFLR5 analizi .....	113
Şekil 6.5. Kanat dihedral açısı 17°, negatif dihedral açısı 26° .....	114
Şekil 6.6. Kanat dihedral açısı 17°, negatif dihedral açısı 26° XFLR5 analizi .....	114
Şekil 6.7. Kanat dihedral açısı 30°, negatif dihedral açısı 35° .....	115
Şekil 6.8. Kanat dihedral açısı 30°, negatif dihedral açısı 35° XFLR5 analizi.....	115
Şekil 6.9. Kanat dihedral açısı 36°, negatif dihedral açısı 18° .....	116
Şekil 6.10. Kanat dihedral açısı 36°, negatif dihedral açısı 18° XFLR5 analizi.....	116
Şekil 6.11. Kanat dihedral açısı 35°, dihedral açısı 7° .....	117
Şekil 6.12. Kanat dihedral açısı 35°, dihedral açısı 7° XFLR5 analizi .....	117
Şekil 6.13. Kanat dihedral açısı 26°, negatif dihedral açısı 26° .....	118
Şekil 6.14. Kanat dihedral açısı 26°, negatif dihedral açısı 26° XFLR5 analizi.....	118
Şekil 6.15. Kanat dihedral açısı 11°, negatif dihedral açısı 11° .....	119
Şekil 6.16. Kanat dihedral açısı 11°, negatif dihedral açısı 11° XFLR5 analizi.....	119

## TABLolar LİSTESİ

Tablo 4.1. Doğadaki kuşların fiziksel parametreleri .....	59
Tablo 4.2. Kuyruk için hacim katsayısı tablosu .....	68
Tablo 4.3. XFLR5 programında yapılan analiz sonucu kuyruk aerodinamik değerleri.....	72
Tablo 6.1. Tahrik dişlisinin 0° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	112
Tablo 6.2. Tahrik dişlisinin 45° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	113
Tablo 6.3. Tahrik dişlisinin 90° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	114
Tablo 6.4. Tahrik dişlisinin 135° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	115
Tablo 6.5. Tahrik dişlisinin 180° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	116
Tablo 6.6. Tahrik dişlisinin 225° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	117
Tablo 6.7. Tahrik dişlisinin 270° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	118
Tablo 6.8. Tahrik dişlisinin 315° konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler .....	119
Tablo 6.9. Kanat dihedral ve kanat ucu negatif dihedral konumu sayısal sonuçları.....	120

## ÖZET

Anahtar kelimeler: Robotik kuş (ornithopter), İnsansız hava aracı (İHA), Uçuş biyomekaniği.

Askeri amaçlarla insansız hava aracı (İHA) kullanımı gittikçe yaygınlaşmaktadır. Günümüzde, bu amaçla klasik uçakların tasarım özelliklerine ve görünümüne sahip İHA'lar kullanılmaktadır. Bu özelliklerdeki İHA'ların yerine, kuşlardan alınan ilhamla geliştirilen ornithopterlerin kullanılması, daha iyi kamufle olabilen ve uçak ya da helikopter gibi hava araçlarına göre daha verimli ve daha sessiz uçabilen sistemler elde edilmesini sağlayacaktır. Bu çalışmada, kuşların biyomekanik yapısı ve uçuş hareketinin kinematik-dinamik özellikleri incelenmiştir. Ayrıca, bir robotik kuşun tasarım ve analiz çalışmaları yapılmıştır.

# **BIOMECHANICAL INVESTIGATION OF FLYING AND AN ROBOTIC BIRD DESIGN STUDY**

## **SUMMARY**

Keywords: Robotic bird (ornithopter), Unmanned aerial vehicle (UAV), Flight biomechanics.

The usage of unmanned aerial vehicles (UAV) for military purposes is becoming increasingly common. At present, the UAVs which is having the design properties and the appearance of conventional aircrafts are used for this aim. Instead of this kind of UAVs, the usage of robotic birds (ornithopters) developed with the inspiration taken from birds may provide the achievement of the new generation systems which may be better camouflaged and can fly more efficient and quiet in comparison with the conventional air vehicles such as aircraft or helicopter. In this study, the biomechanical structure of the birds and kinematic-dynamic properties of flight have been investigated. In addition, the design and analysis studies of a robotic bird have been conducted.



## BÖLÜM 1. GİRİŞ

Askeri amaçlarla insansız hava aracı (İHA) kullanımı gittikçe yaygınlaşmaktadır. Bu amaçla, klasik uçak görünümüne ve tasarımına sahip İHA'lar yerine, kuşlardan alınan ilhamla geliştirilen robotik kuşların (ornithopter) kullanılması, daha iyi kamufle olabilen, doğaya rahat adapte olabilen, uçak ve helikoptere göre daha verimli ve daha sessiz uçabilen sistemler elde edilmesini potansiyelini de beraberinde getirecektir. Bu çalışmada, kuşların biyomekanik yapısı ve uçuş hareketinin kinematik-dinamik özellikleri incelenmiştir. Ayrıca, bir robotik kuşun tasarım ve analiz çalışmaları yapılmıştır.



Şekil 1.1. İnsansız hava araçları (İHA) [1]

### 1.1. İnsansız Hava Araçlarının (İHA) Kullanım Alanları

Şekil 1.1’de bazı İHA modellerine yer verilmiştir.

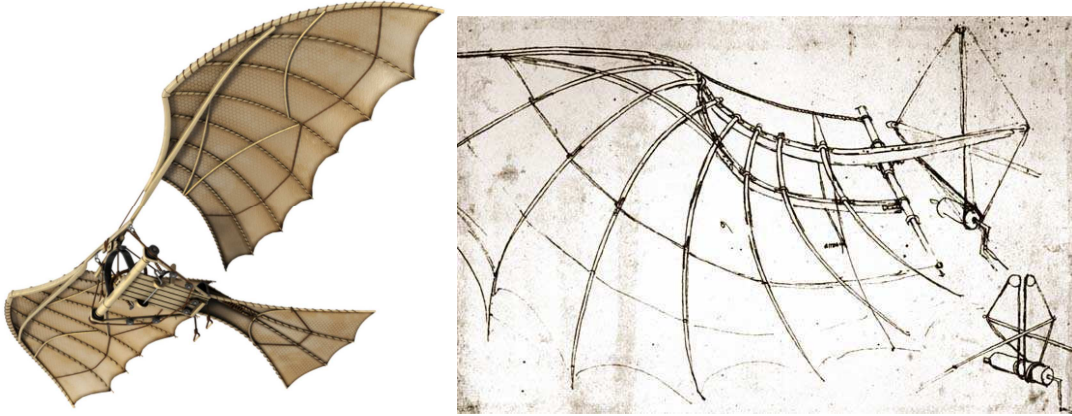
İnsansız hava araçları;

1. Sınır güvenliğinde
2. Harekat alanının keşif ve gözetlenmesinde
3. Terörist faaliyetlerin keşif ve gözetlenmesinde
4. Trafik kontrolünde
5. Kaçakçılığı izlemede
6. Turistik faaliyetler
7. Orman yangınları doğal afetler vb. durumlarda hava kontrolünü etkin olarak kullanabilmektedir.

Günümüzde kullanılan uçaklar kuşlardan esinlenerek tasarlanmıştır. Kuşlar üzerinde yapılan yoğun gözlem ve araştırmalar neticesinde elde edilen bilgi birikimi sayesinde uçak tasarımlarının yapılması ve geliştirilmesi mümkün olmuştur. Ancak, klasik uçak ve helikopter tasarımları, özellikle kalkış ve inişlerdeki sınırlamaları, kamufle olamadan uçamamaları ve sesleri nedeniyle İHA amaçlı kullanımlar için çok uygun değildir. Kuşların özelliklerinin kopyalanmasıyla geliştirilecek robotik kuş uygulamaları bu alanda ideal şartlara yakınlaşmayı sağlayacaktır.

## **1.2. Ornithopter**

Ornithopter yunanca bir kelime olup kanat çırparak uçan kuş anlamına gelmektedir. Şekil 1.2’de görülen ornithopter tasarımı, havacılık alanında birçok yeniliğe imza atmış olan ünlü ressam Leonardo da Vinci tarafından 16. yy başlarında geliştirilmesine rağmen, gelişen teknolojiye paralel olarak ancak 21. yy başlarında önem kazanmaya başlamıştır.



Şekil 1.2. Ornithopter [2]

### 1.3. Temel Aerodinamik

Hava akımının etki ettiği cisimlerde oluşan dinamik basınç neticesinde, vektörel büyüklükler olarak aerodinamik kuvvetler oluşmaktadır. Aerodinamik çalışmalarda, teoriler, formüller, hesaplamalar ve iddia edilenler ile tecrübeler ve deneylere dayalı olarak geliştirilenler şeklinde iki yöntem söz konusu olmaktadır [3].

Festo (Almanya) firmasının geliştirdiği "smartbir" adlı robotik kuş çalışması Şekil 1.3'de verilmiştir. İlgili firmanın tasarladığı robotik kuş, her ne kadar formüller ve hesaplamalar üzerine inşa edilse de, uygulama aşamasında defalarca başarısızlıkla sonuçlanan denemeler söz konusu olmuştur. Bu uzun denemeler neticesinde yapılan düzeltmelerle şu anda doğadaki kuş uçuşunu taklit etmeyi başardıklarını bilim dünyasına duyurmaktadırlar [4].



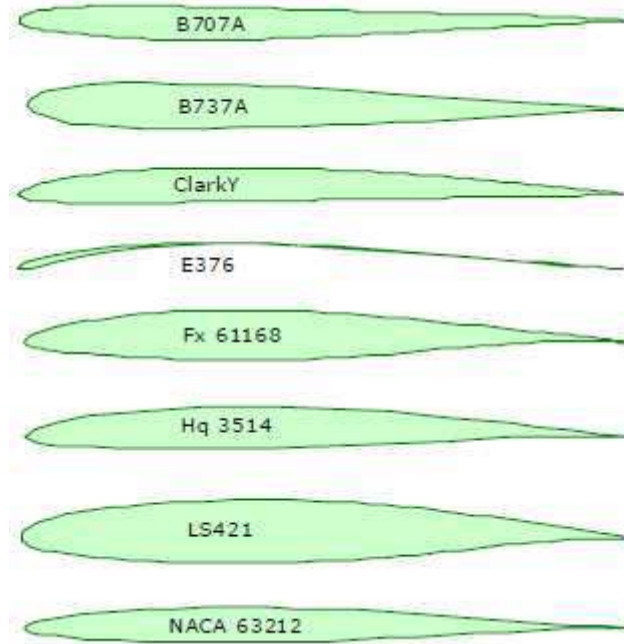
Şekil 1.3. Festo (Almanya) firmasının geliştirdiği robotik kuş [4]

Aerodinamik kuvvetlerin oluşmasında bazı temel kavramların açıklanmasına ihtiyaç duyulmuş olup alt başlıklar halinde açıklamalar yapılmıştır.

### 1.3.1. Atmosfer

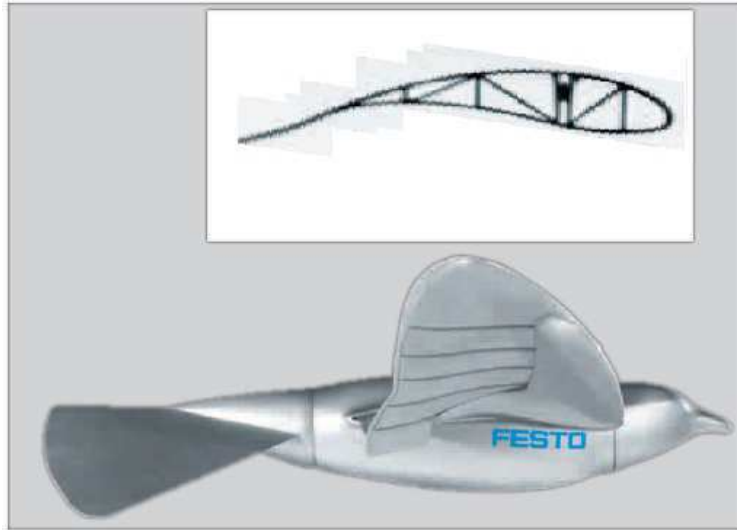
Aerodinamik kuvvetlerin oluşması için en önemli etken atmosferdir. Atmosfer olmazsa uçaklar ve kuşlar uçamaz. Atmosferin olmadığı bir ortamda dış etken olarak bir kuvvet uygulanırsa bu kuvvete eşit ve zıt yönlü vektörel bir büyüklük olan atalet kuvvetleri oluşur. Çekim kuvveti ve eylemsizlik kuvvet ve momentleri meydana gelir, aerodinamik kuvvetlerin oluşması ise mümkün olmaz. Kuşların ve kuşlardan ilham alınarak imal edilen uçakların uçuşu için atmosfere ihtiyaç vardır. Deniz seviyesinden yukarı doğru çıkıldıkça farklı katmanlarda farklı atmosferik şartlar ortaya çıkar. Bizim yaşadığımız ilk katman deniz seviyesi ile ortalama 8000 m arasında yer alan katmandır. Meteoroloji olayları bu katmanda meydana gelmektedir. Kuşlar da uçuşlarını bu katmanda gerçekleştirirler.

### 1.3.2. Airfoil profil ve üzerindeki temel kavramlar



Şekil 1.4. Değişik kanat profili geometrisi [5]

Temel manada uçak kanatları belirli bir konturun uzantısı olarak imal edilmektedirler. Bu konturun şekli, yağmur damlası (genellikle akrobasi uçaklarında kullanılır), yarım yağmur damlası, iç bükey, dış bükey, kambur profil vb. şekiller ihtiva etmektedir (Şekil 1.4). En genel manada kanat profiline kamburluk verilerek üst yüzeydeki alan arttırılmakta ve bu alanın arttırılması ile profil üzerinden geçen havanın hızının arttırılması sağlanmaktadır. Hava hızının artması ile enerjinin korunumu prensibine (Bernoulli denklemleri) göre basınç da düşmektedir. Böylece alt yüzey ile üst yüzey arasında oluşan basınç farkı artmakta ve sonuç olarak taşıma kuvveti ( $F_L$ ) arttırılmaktadır [5].



Şekil 1.5. Robotik kuşun airfoil profil yapısı [4]

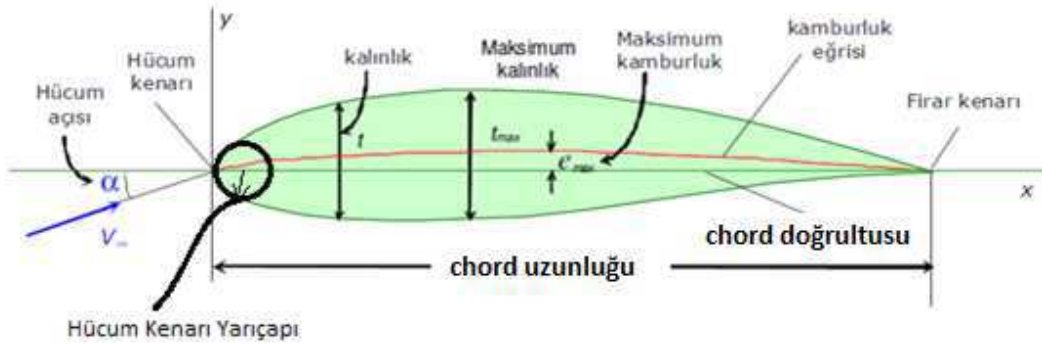
Kuşlarda genellikle Şekil 1.5'deki gibi benzer bir airfoil yapı gözlenmektedir. Bu yapılar genelde düşük hızlarda ve düşük hücum açılarında, yüksek kaldırma kuvveti oluştururlar. Kanat kamburluğunun yüksek oluşu kuşlar için ideal bir airfoil yapısıdır.



Şekil 1.6. Kanat profili geometrisi

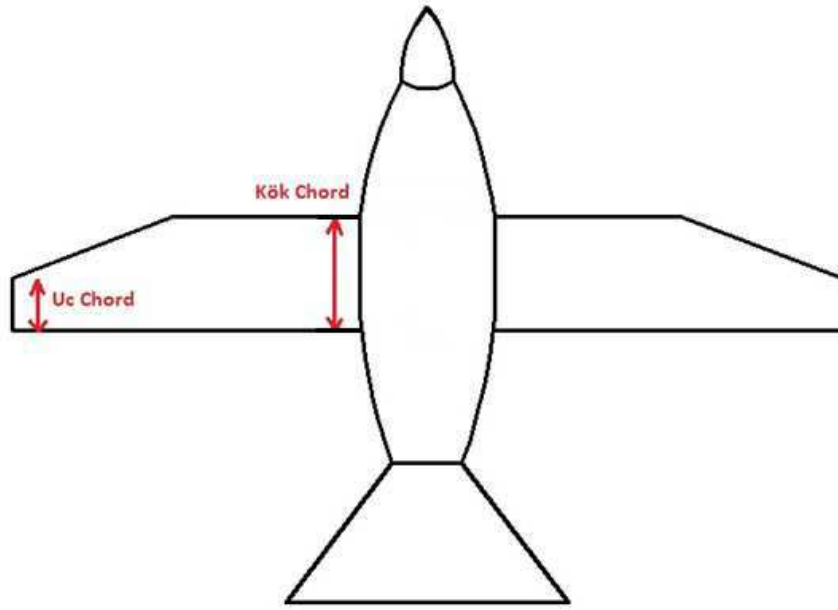
Şekil 1.6'daki pervaneli uçaklarda kullanılan airfoil yapısı da kanat alt yüzeyi düz, üst yüzeyi kamburluk eğrisi fazla olan bir yapıda olup hafif ve düşük hızlarda kullanılan profil yapısıdır.

### 1.3.2.1. Chord çizgisi



Şekil 1.7. Kanat profili geometrisi [6]

Bir airfoil kontüründe hücum kenarı ile fırar kenarını birleştiren düz çizgiye veter uzunluğu ya da chord çizgisi denir (Şekil 1.7). Kanadın kök kısmındaki chord'a kök chord'u, uç kısmındakine de uç chord denir (Şekil 1.8). Kanat, kök kısmından uç kısmı arasında chord uzunluğu değişiklik gösterebilmektedir, bu yüzden hesaplamalarda ortalama chord uzunluğu alınmaktadır [6].



Şekil 1.8. Chord çizgileri

### 1.3.2.2. Ortalama kambur çizgisi

Airfoil şekilde hücum kenarı ile firar kenarını birleştiren ve alt yüzey ile üst yüzeye aynı uzaklıkta geçen çizgidir (Şekil 1.7). Ortalama kambur çizgisinin şekli, kanat profilinin aerodinamik karakteristiğinin tanımlanmasında çok önemli bir parametredir [6].

### 1.3.2.3. Kanat kamburu

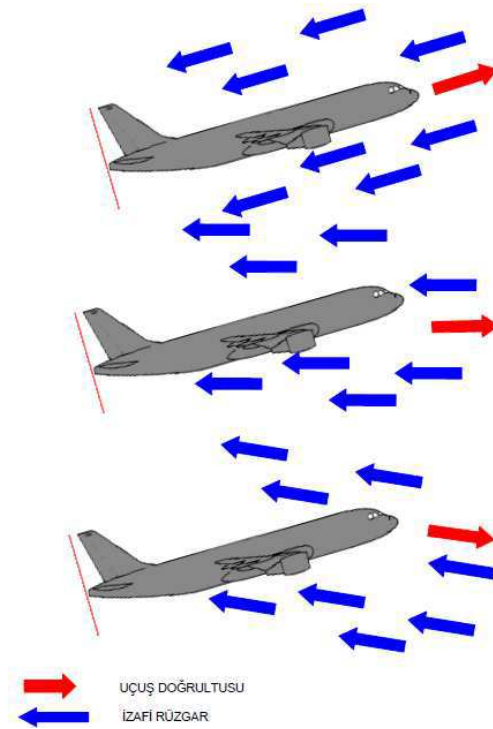
Chord çizgisi ile ortalama kamburluk eğrisi arasındaki uzaklığa camber (kanat kamburu) denir (Şekil 1.7). Bu ifade airfoil şeklin eğriliğini ifade etmek için kullanılır. Kamburun en yüksek olduğu nokta yüzde ile ifade edilir. Bu yüzde değeri chord çizgisi ile ortalama kamburluk eğrisi arasındaki en uzak mesafenin chord'a olan oranıdır. Kamburun değeri ve chord'a göre oranı uçağın dizaynına göre belirlenir [6].

### 1.3.2.4. Hücüm kenarı yarıçapı

Hücüm kenarındaki üst ve alt yüzeylerden tanjant geçen dairenin yarı çapıdır (Şekil 1.7) [6].

### 1.3.2.5. Uçuş doğrultusu ve izafi rüzgâr

Uçağın uçmakta olduğu doğrultu, uçak üzerinde izafi bir rüzgârın etkili olmasına neden olur. Uçağın etrafından geçerken dış yüzeyini etkileyen bu rüzgâr, uçuş doğrultusuna paralel ve ters yöndedir. Şekil 1.9'da üstteki uçak tırmanış yaparken aynı hücüm açısına sahip ikinci uçak sabit irtifada uçmakta, üçüncü uçak ise alçalmaktadır [6].

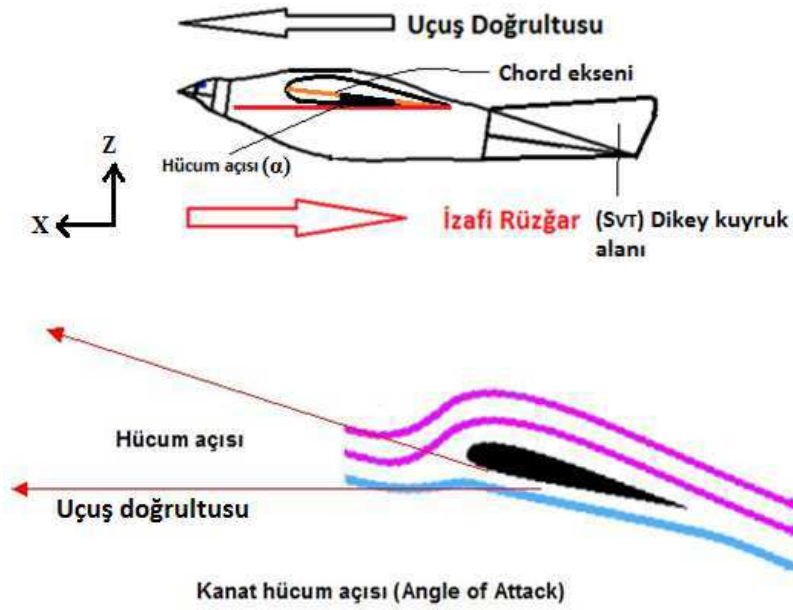


Şekil 1.9. Uçuş doğrultusu ve izafi rüzgâr [6]

### 1.3.2.6. Hücüm açısı ( $\alpha$ )

Chord Çizgisi ile izafi hava akım doğrultusu (uçuş doğrultusu) arasındaki açığa hücüm açısı denir (Şekil 1.10). Hücüm açısı, ( $\alpha$ ) sembolüyle gösterilir [6].





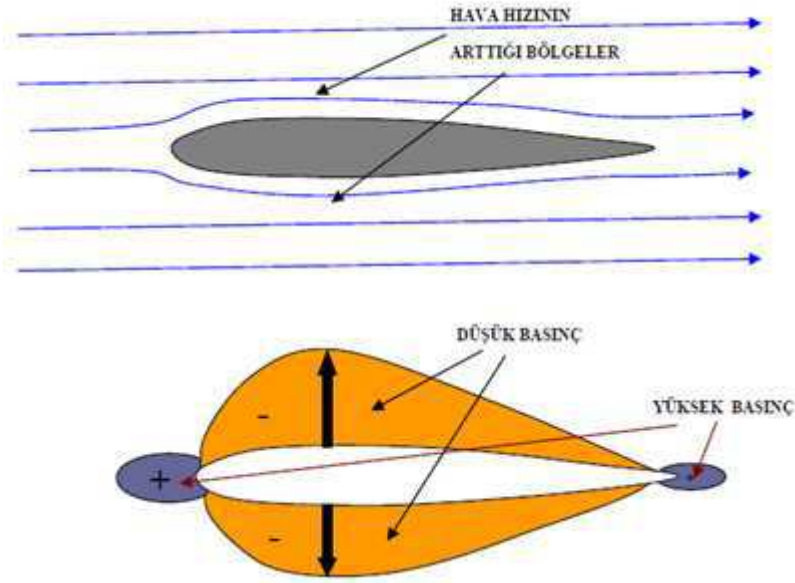
Şekil 1.10. Hücum Açısı

Kuşlarda ise uçaklardaki gibi eğer kanatlarını çırpmadan uçuyorsa (süzülüyorsa) ve dış ortamda doğal hava akımı yok ise irtifa kaybediyor demektir. Yani kuş potansiyel enerjisini kullanarak hızını arttırmış, akabinde az bir hücum açısı ( $0^\circ$  ile  $5^\circ$  arası) vererek irtifasını kanat çırpmadan koruyabilmektedir (Şekil 1.10). Bir başka durum daha söz konusudur. Kuş, rüzgâra karşı (yani dış hava akımına karşı) uçuyorsa kanatlarını çırpmadan yine ağırlık ve kanat ebatlarına göre belirli bir hücum açısı vererek olduğu yerde süzulebilmektedir. Eğer dış bir ağırlık taşııyorsa  $0^\circ$  hücum açısında da süzulebilmektedir.

Şekil 1.11’de pistten havalanan bir uçak görülmektedir. Bu uçağın hücum açısı pistle yaptığı açı değildir. Uçağın izafi rüzgârla yaptığı açıdır. Eğer uçak mevcut tırmanış açısıyla piste paralel ilerleseydi o zaman hücum açısı pist düzlemiyle yaptığı açı olacaktı. Konvansiyonel uçaklar genellikle  $16^\circ$  hücum açısından daha fazla hücum açısını geçemezler, aksi halde tutunma kaybı yaşayıp irtifa kaybederler.



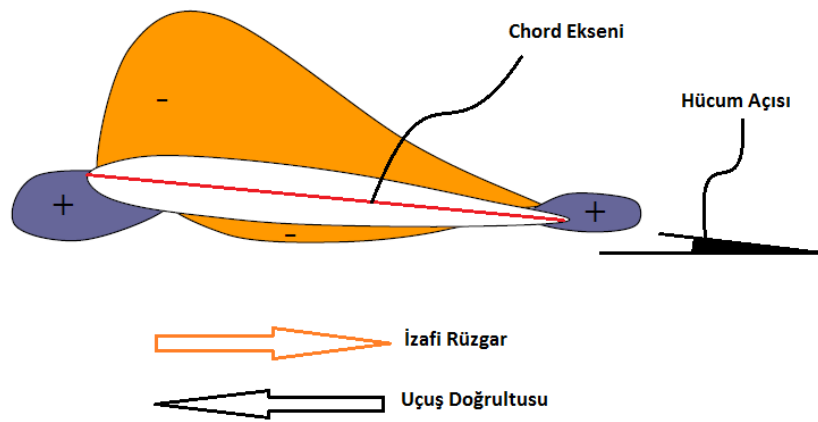
Şekil 1.11. Hücum Açısı



Şekil 1.12. Airfoil üzerinde basınç dağılımı [6]

Simetrik bir airfoil yapıda chord çizgisi ile kambur birbiriyle çakışır. Şekil 1.12 üst şekilde simetrik bir airfoil yapıya  $0^\circ$  hücum açısıyla uygulanan hava filelerinin durumunu göstermektedir. Şekil 1.12 alt şekilde ise aynı airfoil yapıdaki basınç dağılımını göstermektedir. Airfoil yapının basınç dağılımı alan olarak ifade edilmiştir. Alt ve üst yüzeydeki herhangi bir noktadaki basınç yüzeye  $90^\circ$  lik bir açı yapan vektörle ifade edilir. Ortamdaki basınçtan yüksek olan basınç bölgeleri (+)

yüzeğe doğru olan, ortamdaki basınçtan düşük olan basınç bölgeleri (-) yüzeyden uzaklaşan vektörlerle ifade edilmiştir. Hava filelerinin ikiye ayrıldığı hücum kenarında pozitif basınç mevcuttur. Hava fileleri ikiye ayrıldıktan sonra birbirine yaklaşır ve lokal hızları artarken statik basınçları negatif olur. Airfoil şeklin üst ve alt taraflarındaki statik basınçlar birbiriyle eşit olduğu için kaldırma kuvveti oluşmamaktadır. Bu airfoil yapıda hücum açısı  $0^\circ$ 'dir. Firar kenarında da bir durgunluk noktası oluşmaktadır. Çünkü bu noktada havanın akış hızı serbest akış hızına düşmektedir [6].

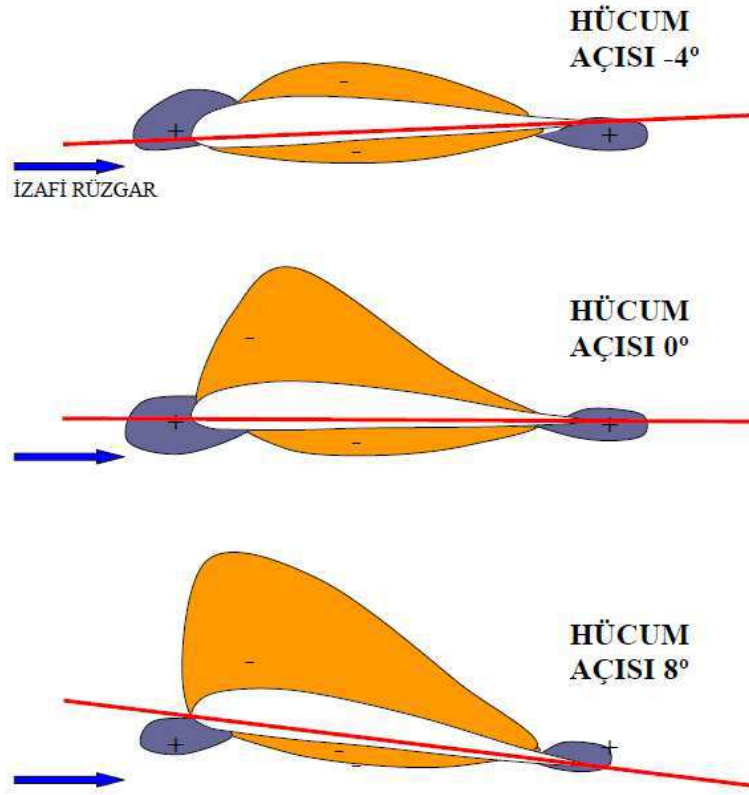


Şekil 1.13. Pozitif hücum açısında airfoil üzerindeki basınç dağılımı [6]

Aynı simetrik airfoil yapının pozitif hücum açısı durumundaki etkisi Şekil 1.13'de görülmektedir. Hava fileleri en büyük eğriliğe yöneldiğinde en yüksek hıza ulaşır. Bundan dolayı en yüksek hız üst yüzeyin ön tarafında meydana gelir. Yukarı sapma, airfoil yapının önünde meydana gelir ve ön durağanlık noktasını alt yüzeyin ön tarafına taşır. Lokal hızın minimum olduğu nokta bu noktadır. Airfoilin arkasında ise aşağı sapma gerçekleşir [6].

Şekil 1.13'de görüldüğü gibi alt yüzey ile üst yüzey arasında bir basınç farkı oluşur ve bu da pozitif bir kaldırma kuvveti temin eder. Gerçekte ise bir uçakta simetrik airfoil yapı kullanılmaz. Kanatlar daima pozitif bir kambura sahiptir. Bunun nedeni çok düşük hücum açılarında bile yeterli kaldırma kuvvetini üretebilmektir. Şekil 1.13'de klasik bir kambura sahip bir kanat kesitinin düşük hücum açısında ürettiği kaldırma kuvveti gösterilmiştir [6].

### 1.3.2.7. Hücüm açısının basınç dağılımına etkisi



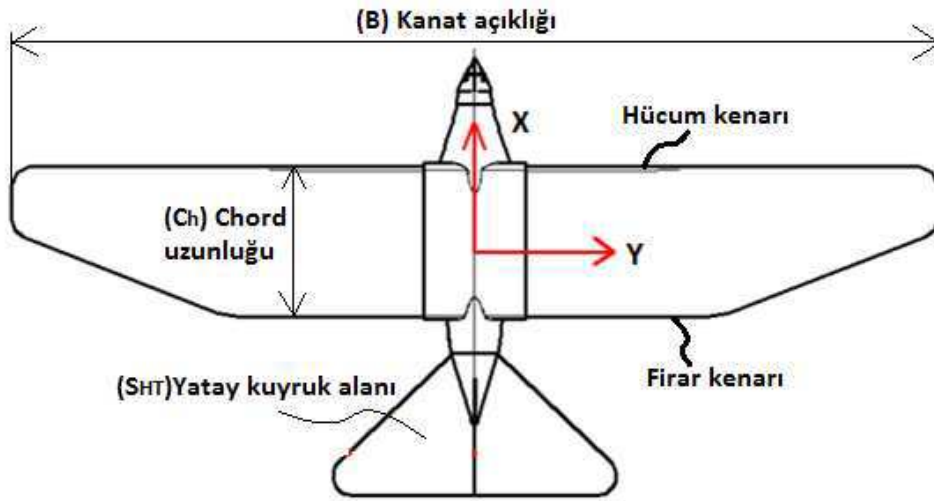
Şekil 1.14. Pozitif ve negatif hücüm açılarında airfoil üzerinde basınç dağılımı [6]

Şekil 1.14’de hücüm açısının normal olduğu değerlerde klasik eğriliğe sahip bir kanat kesitindeki basınç dağılımını göstermektedir.  $0^\circ$  hücüm açısında bile kanadın üst yüzeyinin eğriliği alt yüzeyden fazla olduğu ve üst yüzeyden geçen hava fileleri alt yüzeye oranla daha hızlı olduğu için statik basınçlar arasında fark oluşacaktır. Bu da yukarıya doğru bir kaldırma kuvveti doğuracaktır. Bu şekilde  $-4^\circ$  hücüm açısında alt ve üst yüzey basınçları eşitlenecek ve kaldırma kuvveti olmayacaktır.

Hücüm açısı arttıkça üst yüzeydeki statik basınç daha da azalacak alt yüzeydeki statik basınç ise artacaktır.  $+8^\circ$  hücüm açısı durumunda alt yüzeydeki basınç pozitif değerlere ulaşır. Buradan çıkartılan sonuca göre hücüm açısı artırıldığında üst ve alt yüzeyler arasındaki basınç farkı artmakta ve dolayısıyla kaldırma kuvveti de artmaktadır. Düşük hücüm açılarında üst yüzeydeki basınç düşmesi kaldırma kuvvetini üretmekte iken yüksek açılarda hem üst yüzeydeki basıncın düşmesi hem alt yüzeydeki basıncın artması kaldırma kuvvetini etkilemektedir [6].

### 1.3.2.8. Kanat açıklığı

Bir kanat ucundan diğerine olan düz çizginin uzunluğudur. "B" harfi ile ifade edilir (Şekil 1.15).



Şekil 1.15. Kanat açıklığı

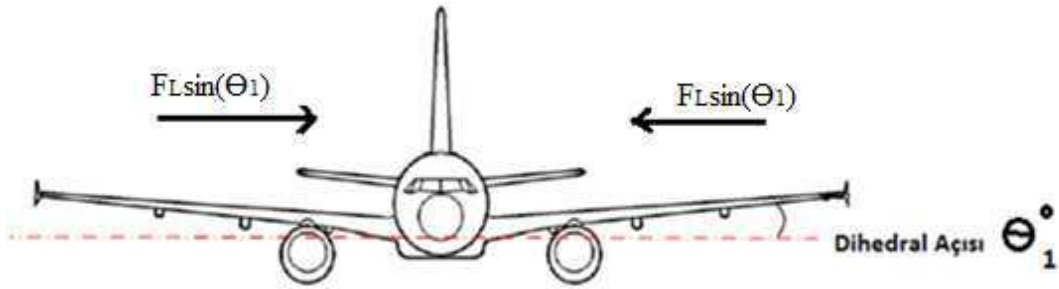
### 1.3.2.9. Kanat açıklık oranı

Uçaklarda kanat tasarımıyla ilgili diğer önemli bir değer de "cephe oranı" veya "açıklık oran" (aspect ratio) adı verilen kavramdır. Açıklık oranı, kanat açıklığının ortalama chord uzunluğuna oranıdır ve " $A_R$ " ifade edilir. Bu oranın uçak performansında ve yakıt ekonomisinde önemli etkileri vardır. Yüksek açıklık oranlı kanatlar, aynı yüzey alanına sahip kanatlardan eşit şartlarda daha fazla kaldırma kuvveti sağlarlar [6].

### 1.3.2.10. Dihedral açısı

Kanadın yatay eksen ile yukarıya doğru yaptığı açıdır (Şekil 1.16). Dihedral açısı genellikle yukarı doğru verilmekte olup uçağın düz bir konumda uçuşu sağlanmaktadır. Ayrıca uçağın rotadan sapması kendiliğinden engellenmiş olur. Kanatlarda oluşan  $F_L \sin(\theta_1)$  kuvveti, uçak gövdesi yönünde bir kuvvet oluşturur. Sağ ve sol kanatlarda oluşan bu yatay kuvvetler uçağın dengede ve düz bir rotada

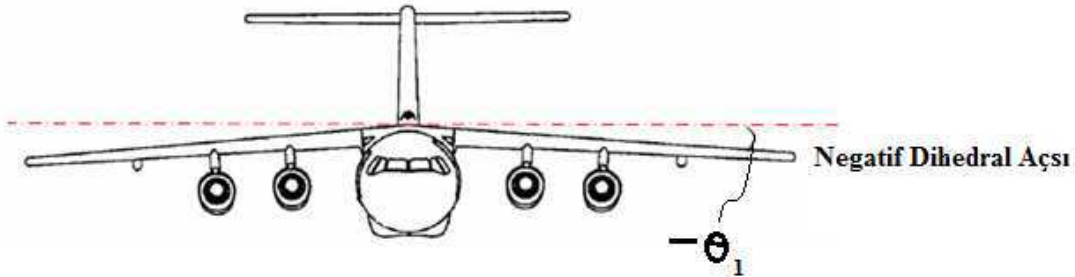
uçmasını sağlamakta, aynı zamanda uçağın manevra sonrası tekrar toparlanıp düz konuma gelmesine katkıda bulunmaktadır.



Şekil 1.16. Kanatlardaki dihedral açısı [5]

### 1.3.2.11. Negatif dihedral açısı

Kanadın yatay eksen ile aşağıya doğru yaptığı açıdır (Şekil 1.17). Bu açiya negatif dihedral açı denir. Uçağın manevra kabiliyetini yüksek oranda artırır. Genellikle manevra yapabilirliği yetersiz olan ağır tonajlı askeri nakliye uçaklarında görülür.

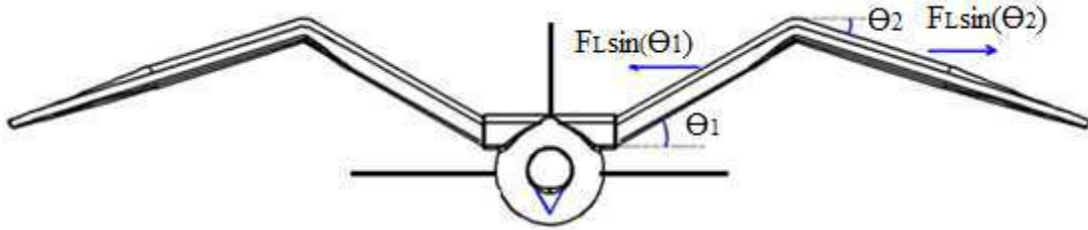


Şekil 1.17. Kanatlardaki negatif dihedral açısı [5]

### 1.3.2.12. Polihedral kanatlar

Kuşlar hem dihedral açısı hem de negatif dihedral açısını aynı anda kanatlarına verebilirler. Böylelikle kuş, rüzgârın yönüne ve şiddetine göre hızlı alçalış yapması gerektiği durumlarda ya da çok sessiz uçuşması gerektiği durumlarda kanatlarına polidihedral açıları verebilmektedir (Şekil 1.18). Uçaklardaki dihedral ve negatif dihedral açılarına benzer şekilde, kuş aynı anda değişik  $\Theta_1$  ve  $\Theta_2$  açıları sergileyerek

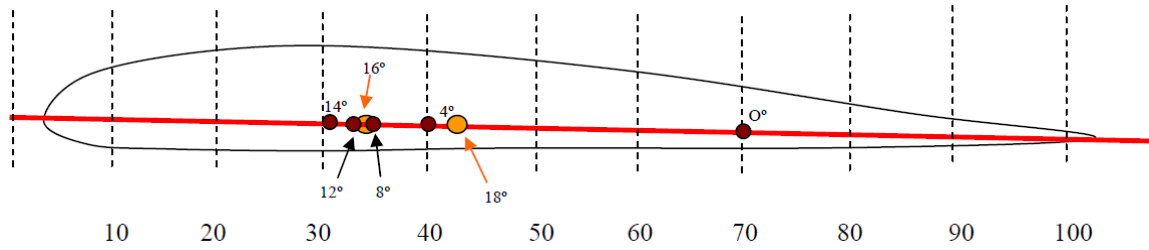
gagasında yük var iken dengeli manevra yapabilmekte ve tekrar eski dengesine hızlı bir şekilde kavuşmaktadır.



Şekil 1.18. Kanatlardaki polihedral açısı

### 1.3.2.13. Basınç merkezi

Alt ve üst yüzey arasındaki basınç farkı chord çizgisi üzerindeki belli bir noktaya uygulanan tek bir aerodinamik kuvvet ile temsil edilebilir. Bu noktaya basınç merkezi ( $C_p$ ) denir. Aerodinamik kuvvetler yani kaldırma kuvveti ve onun chord çizgisi üzerinde gerçekleştiği nokta, hücum açısına göre değişir. Şekil 1.19'da görüleceği gibi hücum açısı arttıkça kaldırma kuvvetinin değeri artmakta ve basınç merkezi de hücum kenarına doğru ilerlemektedir. Hücum açısı stall değerini (hücum açısının maksimum değerinden sonra kanat yüzeyinde hava akım ayrılmaları başlaması ve uçağın tutunma kaybı yaşaması hali) aştıktan sonra ise kaldırma kuvveti düşmekte ve  $C_p$  hızla arkaya doğru hareket etmektedir. Normal kambura sahip bir airfoil yapıda hücum açısı normal değerlerde olduğunda  $C_p$  chord'un yaklaşık % 25-30'undan daha öne gitmez. Simetrik airfoil yapıda ise ses altı hızlarda ve hücum açısının normal değerlerinde  $C_p$ 'de değişme yoktur. Şekil 1.19'da eğimli bir airfoil yapıdaki  $C_p$ 'nin hücum açısıyla nasıl değiştiği görülmektedir. Turuncu renkli noktalar hücum açısı stall değerini geçtikten sonraki  $C_p$ 'leri göstermektedir [6].

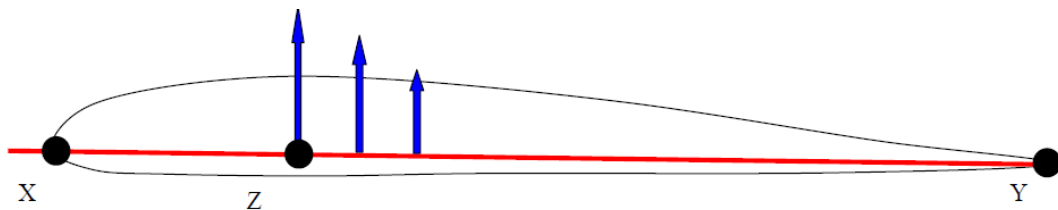


Şekil 1.19. Airfoil üzerinde basınç merkezi yeri [6]

### 1.3.2.14. Aerodinamik merkez

Bir uçak, kanat uçları arasında uzanan ve ağırlık merkezinden geçen yatay eksen etrafında burun aşağı-burun yukarı hareketi (yunuslama) yapar. Kanatların sebep olduğu yunuslama momenti kanatlarda üretilen kaldırma kuvvetinin büyüklüğüne ve basınç noktasının ( $C_p$ ) uçağın ağırlık merkezine olan uzaklığına bağlıdır. Fakat biliyoruz ki  $C_p$  her zaman sabit değildir ve hücum açısına göre değişiklik arzeder. Bundan dolayı yunuslama momentini tespit etmek biraz karmaşık hesaplar gerektirir. Yunuslama momenti ve katsayısı ( $C_m$ ) sadece hücum açısının değiştirilmesiyle değişen kaldırma kuvveti ve  $C_p$ 'nin pozisyonuna değil aynı zamanda söz konusu moment için hangi noktanın esas alınacağına göre de değişir.

Söz gelimi Şekil 1.20'de gösterildiği gibi moment noktası olarak hücum kenarındaki X noktasını kabul edersek hücum açısı arttığında burun aşağı yunuslama momenti de artmaktadır. Çünkü  $C_p$  öne doğru hareket etmesine rağmen artan kaldırma kuvvetinin etkisi daha fazladır [6].



Şekil 1.20. Airfoil üzerinde basınç merkezi yeri değişimi [6]

Eğer moment noktası firar kenarındaki Y noktası olarak alınırsa hücum açısının artması burun yukarı yunuslama momentini artıracaktır. Bu iki husus göz önüne alındığında şu sonuç ortaya çıkmaktadır. X ve Y noktaları arasında chord çizgisi üzerinde bir noktada (Z) hücum açısının değişmesi momenti değiştirmeyecektir. İşte

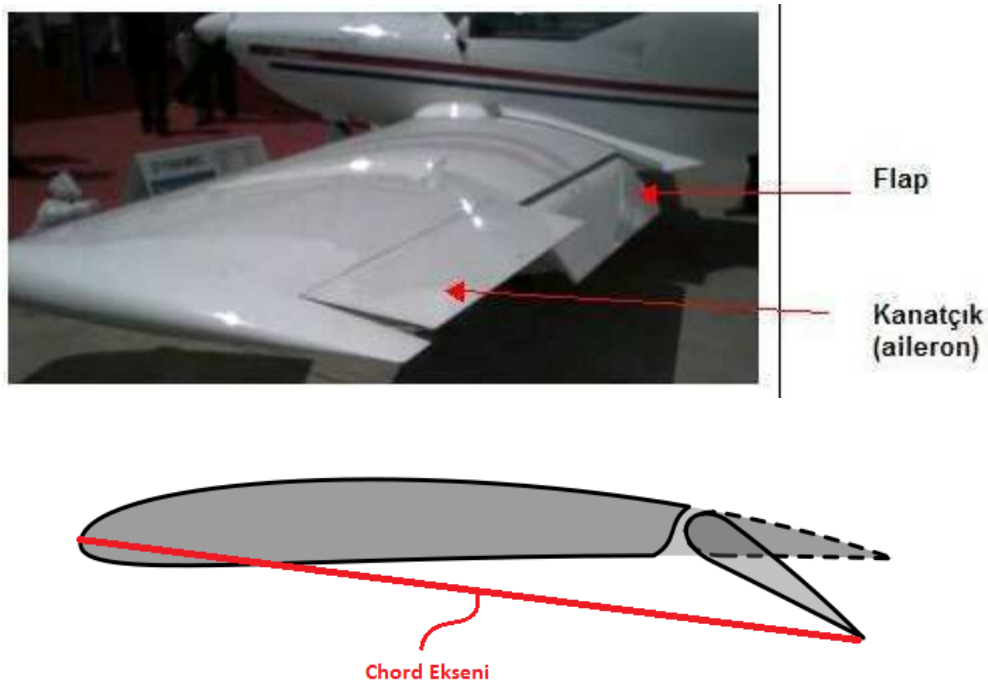


bu noktaya kanadın aerodinamik merkezi denir. Bu nokta ses altı hızlarda chord çizgisinin hücum kenarından firar kenarına doğru ortalama %25'lik noktasında bulunur [6].

## 1.4. Uçuş Kumandaları

### 1.4.1. Flaplar

Flap, kanadın firar kenarına bağlanmış kanatçıklardır (Şekil 1.21). Flaplar aşağı yukarı yönde bir hareket oluşturarak kanadın chord eksenini ile uçuş doğrultusu arasındaki açının arttırılmasına neden olurlar, böylelikle suni bir hücum açısı elde edilir. Hücum açısının artmasıyla aynı hızda uçağa etki eden  $F_L$  kuvvetini %55 oranında artmasına neden olmaktadır. Bu sayede, uçaklar iniş esnasında flaplarını açarak hem hızlarını düşürürler, hem de  $F_L$  kuvvetinden azalma yaşanmadan emniyetli inişlerini gerçekleştirirler [6].



Şekil 1.21. Kanatta flaplar ve aileronların oluşturduğu suni hücum açısı değişimi [6]

Kuşlarda iniş esnasında aynı tekniği kullanırlar. Kuş, iniş için süzölmeye başlar ve yere mesafesi az kaldığında kanadın firar kenarındaki tüyleri (yani flaplarını) aşağı

bükerek suni bir hücum açısı artışı oluştururlar ve bunun sonucunda hızını oldukça düşürmesine rağmen kanatlardaki kaldırma kuvveti değer kaybetmez. Ayrıca suni hücum açısı artışı geri sürüklenme kuvvetini arttıracığından kuşun yavaşlaması da kendiliğinden gerçekleşmiş olur. Böylelikle kuşlar yavaş ve emniyetli bir şekilde ayakları üzerine konarlar (Şekil 1.22).



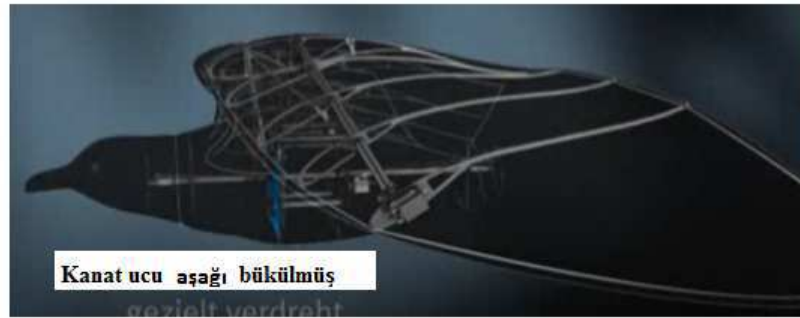
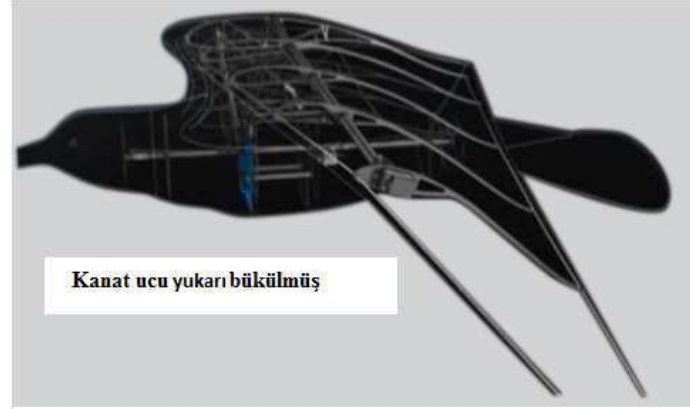
Şekil 1.22. İnişe geçen kuş

### 1.4.2. Aileron

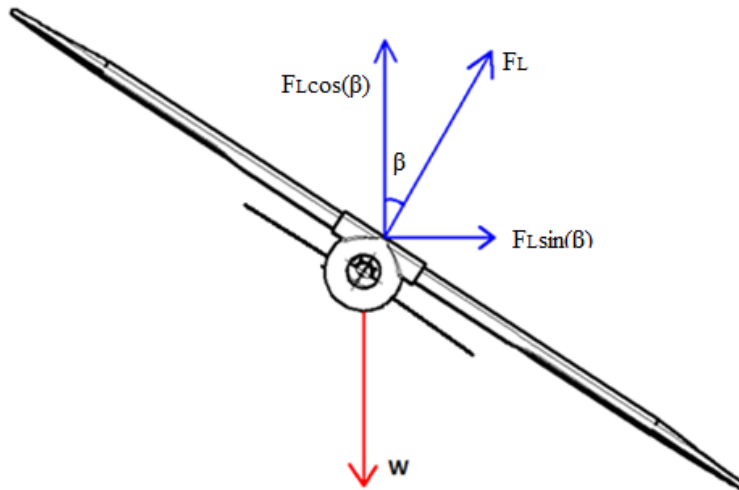
Aileronlar uçak kanadının firar kenarı uç kısmında bulunurlar (Şekil 1.21). İki kanadın aileronları ters istikamette çalışırlar. Sağ kanattaki aşağı yönde eğilirken, sol kanattaki aileron yukarı kalkar. Böylelikle uçak ekseni etrafında, saat ibreleri yönünde ya da tersinde dönme hareketi gerçekleştirir. Tam bu esnada hücum açısını arttırarak istediği rotaya gelir, hücum açısının artmasıyla geri sürüklenme de artacağından motorlara hareketi başlamadan önceki devrinden daha fazla gaz verilerek çeki kuvveti arttırılmalıdır. Bunun sonucunda uçak, yatayda dönüş hareketini (yani rotasını) değiştirmiş olur.

Kuşlarda dönme hareketi uçakların manevra ve dönme hareketine bir miktar benzer. Kuş, kanadının uc kısmını aşağı ve diğer kanat ucunu yukarı döndürerek aileron gibi suni hücum açıları üretir (Şekil 1.23). Saat ibresi ya da saat ibresinin tersi istikametinde boylam ekseninde dönüş hareketi yapar. Kendi ekseni etrafında yaptığı dönüş esnasında kanatlardaki hücum açısını arttırarak istediği yöne doğru rotasını değiştirmiş olur. Fakat kuşun her hücum açısını arttırdığında geri sürüklenme

artacağından dolayı kuş süzülme esnasında potansiyel enerjisinden bir miktar harcayarak hızını arttırmak zorundadır.



Şekil 1.23. Robotik kuşun kanat uçlarındaki aileron servo motorlarının işlevi [4]



Şekil 1.24. Yalpa açısı yaparak dönen robotik kuş

Kuş, sabit bir nokta etrafında sabit bir  $V_t$  çizgisel hızıyla dönüş yapıyorsa dönüş çemberinin dışına doğru bir ivmelenme gerçekleşir ( $V^2/r$ ). Burada "r" bu çemberin

yarıçapıdır. Şekil 1.24'deki W ağırlıklı kuşun sabit yarıçapta bu dönüşü yapabilmesi için gereken kuvvet

$F_L \cdot \sin\beta = m \cdot a_n = m \cdot \omega^2 \cdot r$  şeklinde yazılabilir.

$F_L$  : Taşıma kuvveti (N)

$a_n$  : Normal ivme ( $m/s^2$ )

$\omega$  : Robotik kuşun dönme merkezine göre açısal hızı (rad/s)

Dönüş açısal hızı yerine  $\frac{V_t}{r}$  yazarsak

$V_t$  : Robotik kuşun gerçek hızı (m/s)

$r$  : Robotik kuşun dönüş yarıçapı mesafesi (m)

$$F_L \cdot \sin\beta = m \left(\frac{V_t}{r}\right)^2 r$$

$$F_L \cdot \sin\beta = \frac{m g V_t^2 r}{g r^2}$$

$$F_L \cdot \sin\beta = \frac{W V_t^2}{g r} \quad (1.1)$$

Robotik kuşun savrulmadan dönebilmesi için gerekli merkezkaç kuvvet (1.1) eşitliği

$$F_L \cdot \cos\beta = W$$

$$\beta^\circ = \text{Arccos}\left(\frac{W}{F_L}\right) \quad (1.2)$$

(1.2) eşitliğindeki  $\beta^\circ$  açısı robotik kuşun mevcut irtifasını koruyarak dönebilmesi için gerekli değerdir.

Dönüş yarıçapının düşürülmesi için yatış açısının artırılması gerekir. Ancak kaldırma kuvvetinin de artırılması için hücum açısı artırılmalıdır. Sonuçta yük faktörü de artırılmış olur. Bunun ötesinde hücum açısı arttığından stall'a girilmemesi için hız da artırılmalıdır. Eğer uçak dönüş merkezine doğru kayıyorsa, (1.1) ve (1.2)

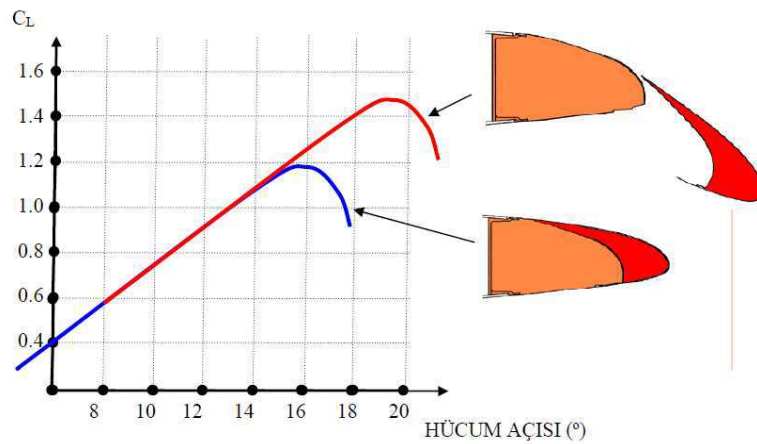
denklemlerine göre  $\alpha$  hız ve yarı çapa göre fazla yatış açısı var demektir. Dışa doğru kayıyorsa yatış açısı yetersiz demektir.

### 1.4.3. Slatlar

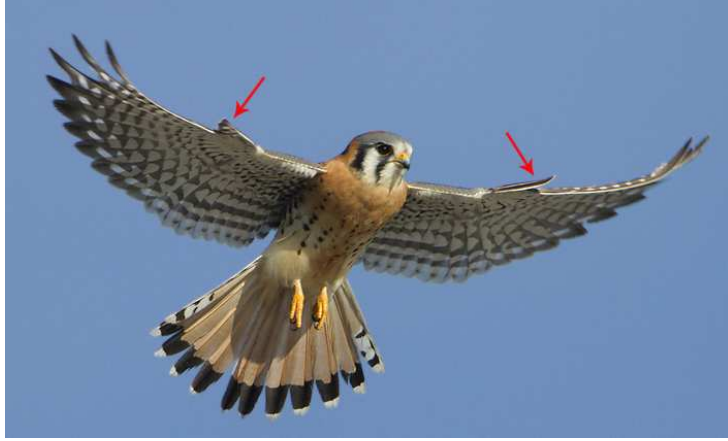
Şekil 1.27’de görüldüğü üzere slat kanadın hücum kenarına konumlandırılan hareketli ek hücum kenarıdır. Slatlardaki açıklık kanat eğriliğini artırarak kanat üzerindeki düşük basınç alanının tepe noktasını arkaya doğru taşıırken basınç alanını da kanat üzerine yayar. Kanadın üzerindeki en düşük basınç noktasını geçen hava fileleri ters basınç etkisine maruz kalacağından slatların açılması bu noktayı geriye taşıdığında kanat üzerinde akım ayrılması geciktirilmiş olur.

Normalde slatlar bütün kanat boyunca yer alır. Slatlar hem  $C_L$  değerinde (%35) hem de stall hücum açısında önemli bir artış sağlarlar (Şekil 1.25). Slatlar normalde manuel açılırken bazı uçaklarda stall’a yaklaşıldığında otomatik olarak da açılması söz konusudur.

Slatlar açıldığında kanadın hücum kenarı ile slatlar arasında bir açıklık oluşur ve hücum kenarının altındaki yüksek basınçlı bölgedeki havanın bir kısmı bu açıklıktan geçerek kanat üstüne kaçar. Bu ise kanadın üstünden geçmekte olan havanın kinetik enerjisini artırarak yüksek hücum açılarında akım ayrılmasını engeller [6].



Şekil 1.25. Slatların taşıma katsayısına etki grafiği [6]



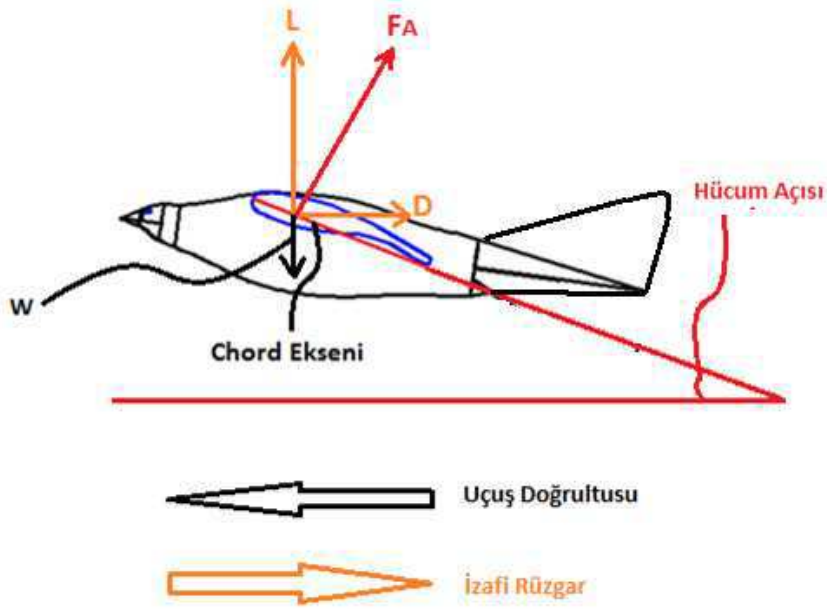
Şekil 1.26. Kuşlardaki alula işlevi

Alula, Şekil 1.26’da görüldüğü üzere kuşun kanatlarında bulunan tüy kümesidir. Bir kuş hızını yavaşlatmak ya da yere inmek istediğinde, kanadın hücum açısını azaltır ve konmaya az kala hücum açısını arttırarak uçuş hızını yere inmeye müsait hale getirir ve bu kanat pozisyonu sonucunda meydana gelen etki, kuşun yavaşlamasına yardımcı olur. Fakat hava akımı ile kanat yüzeyi arasındaki açı çok fazla dikleştiğinde, kanadın üzerindeki türbülans artar ve kuş, uçuşunu sürdürmek için gerekli olan yüksekliği yitirir. Benzer koşullar altındaki bir uçak gibi, kuş da hız kaybedip düşme tehlikesi yaşar. Bundan sonra alula devreye girer. Bu küçük ilave parçanın kaldırılmasıyla, kanadın ana parçası arasında bir yarık oluşur. Bu yarık, havanın ana kanadın üst yüzeyinden akmasına, kolay bir türbülansa ve kuşun (veya uçağın) düşmeden fren yapmasına imkân verir [7].



Şekil 1.27. Kanatlardaki slatlar

### 1.5. Aerodinamik Kuvvetler Taşıma Kuvveti ve Sürükleme Kuvveti



Şekil 1.28.  $F_L$  ve  $F_D$  kuvvetleri

Bir uçak üzerinde meydana gelen aerodinamik kuvvetlerin bileşkesi ( $F_A$ ); uçağın etrafında akan havanın ( $V_t$  gerçek hava hızı) karesi, içinde uçulan havanın yoğunluğu ( $\delta$ ) ve uçağın referans yüzey alanı olan kanat alanı ( $S_w$ ) ile orantılıdır;

Hava içinde hareket eden uçağa etkiyen bileşke aerodinamik kuvvet hıza bağlı eksen takımında; hava hızına paralel ve hava hızına dik iki bileşene ayrılabilir (Şekil 1.28).

### 1.5.1. Taşıma kuvveti ( $F_L$ )

Aerodinamik kuvvetin hava hızına dik bileşimine taşıma kuvveti denir ve  $F_L$  ile ifade edilir. Buna göre taşıma kuvvetinin ifadesi [8]:

$$F_L = 0,5.C_L.\delta.V_t^2.S_w \quad (1.3)$$

$F_L$  : Taşıma kuvveti (N)

$C_L$  : Boyutsuz taşıma katsayısı

$\delta$  : Havanın yoğunluğu ( $\text{kg/m}^3$ )

$V_t$  : Robotik kuş hızı (m/s)

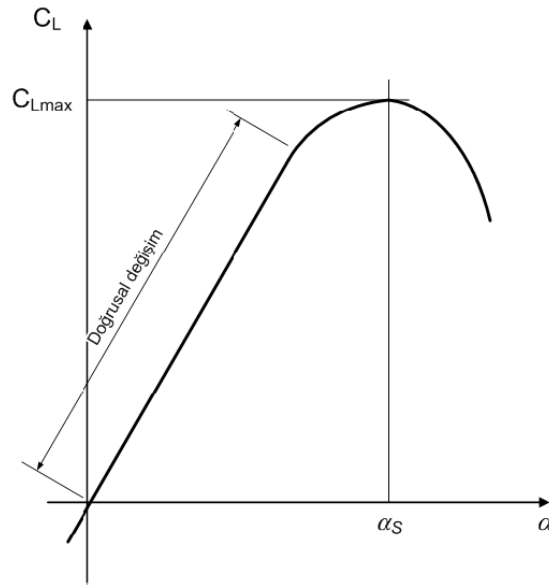
$S_w$  : Robotik kuş kanat alanı ( $\text{m}^2$ )

$C_L$  boyutsuz katsayı, hücum açısı ( $\alpha$ ), havanın viskozitesi, havanın sıkıştırılabilirliği ve uçağın şeklinin bir fonksiyonudur.

$$C_L = C_L(\alpha, Re, M, \text{şekil}) \quad (1.3a)$$

Buradaki  $Re$ , Reynolds sayısı olup, viskozite etkisinin göstergesidir.  $M$ , Mach sayısı olup, havanın sıkıştırılabilme etkilerinin göstergesidir. Bilindiği üzere Mach sayısı uçuş hızının, uçuş ortamındaki ses hızına oranıdır [8].





Şekil 1.29. Taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi [8]

Taşıma katsayısı ( $C_L$ ) kanat profilinin şekline bağlı olarak, belli bir hücum açısına kadar doğrusal bir değişimle artış gösterir. Daha sonra artış azalır ve tutunma kaybı (stall) açısı ( $\alpha_s$ ) adı verilen hücum açısında maksimuma ulaşır. Tutunma kaybı hücum açısına ( $\alpha_s$ ) karşılık gelen taşıma katsayısı değeri maksimum  $C_{Lmax}$  değeridir. Bu noktadan sonra hücum açısı daha da arttırılırsa  $C_L$  değeri hızla düşer (Şekil 1.29). Taşıma katsayısının hücum açısına bağlı olarak doğrusal değişim gösterdiği bölgede  $\eta$  = Eğim olmak üzere

$$C_L = \eta \alpha \quad (1.4)$$

eşitliği yazılabilir [8].

### 1.5.2. Sürüklenme kuvveti ( $F_D$ )

Hava hızına paralel bileşene sürüklenme kuvveti denir ve  $F_D$  ile gösterilir. Buna göre sürüklenme kuvvetinin ifadesi [8]:

$$F_D = 0,5 \cdot C_D \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_w \quad (1.5)$$

$F_D$  : Sürüklenme kuvveti (N)

$C_D$  : Boyutsuz sürüklenme katsayısı

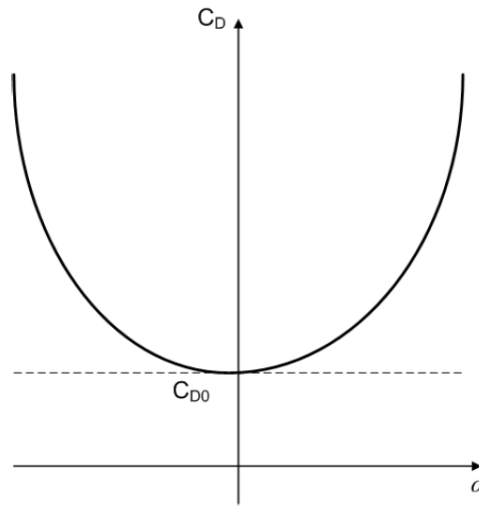
$\delta$  : Havanın yoğunluğu ( $\text{kg/m}^3$ )

$V_t$  : Robotik kuş hızı (m/s)

$S_w$  : Robotik kuş kanat alanı (m<sup>2</sup>)

$$C_D = C_D(\alpha, Re, M, \text{şekil}) \quad (1.5a)$$

$C_D$  boyutsuz katsayısı yine hücum açısı ( $\alpha$ ), havanın viskozitesi, havanın sıkıştırabilirliği ve uçağın şeklinin bir fonksiyonudur [8].



Şekil 1.30. Hücum açısıyla sürüklenme katsayısının ( $C_D$ ) değişimi [8]

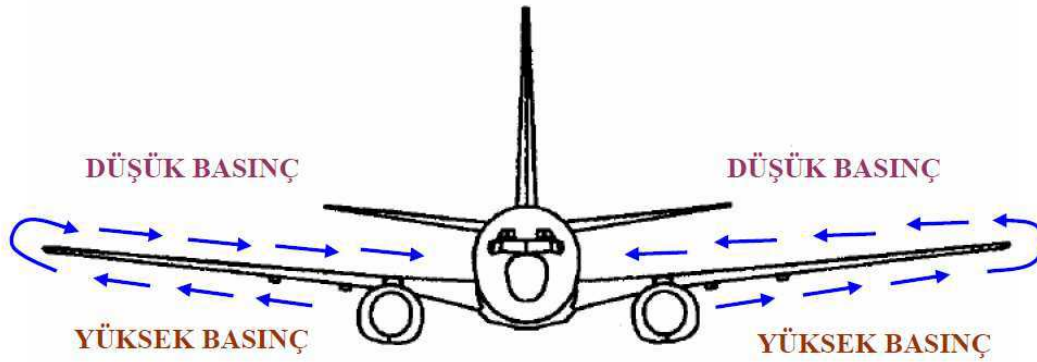
Havacılıkta sürüklenme, bir hava aracının hava içerisindeki bağıl hareketi esnasında karşılaştığı dirençtir. Taşıtın hareket yönünün aksi istikametinde gerçekleştiği için bağıl hava akışına paralel ve aynı yöndedir. Hava araçlarında itme gücü üreten elemanların ana görevi sürüklemeyi yenmektir. Bir hava aracının toplam sürüklenmesi, araca etki eden tüm sürüklenme kuvvetlerinin bileşkesidir. Sürüklenme kuvvetleri indüklenmiş sürüklenme ve parazit sürüklenme olmak üzere iki ana gruba ayrılır [8].

### 1.5.2.1. Parazit sürüklenme

Parazit sürüklenme; yüzey sürtünmesinden, taşıtın şeklinden ve uçak parçalarının birleşme noktalarından kaynaklanır. "Yüzey sürtünme sürüklenmesi" ve "şekil sürüklenmesi" bazen birlikte "profil sürüklenmesi" olarak adlandırılır.

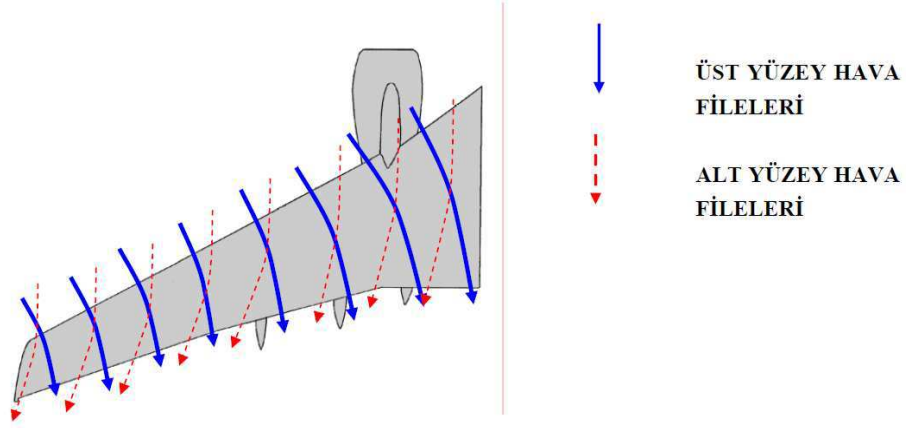
### 1.5.2.2. İndüklenmiş sürüklenme

İndüklenmiş sürüklenme, taşıma kuvveti ( $F_L$ ) ve hücum açısı ( $\alpha$ ) ile doğrudan ilişkilidir. Pozitif taşımanın oluşabilmesi için kanat üzerindeki statik basıncın, kanat altındakinden düşük olması gerekir. Kanat altındaki yüksek statik basınç bölgesindeki hava, firar kenarından arkaya ve kanat ucundan dışarıya doğru kaçarak kanat üzerine (alçak statik basınç bölgesine) dolaşır. Bu dolanım firar kenarında düşüktür ancak kanat ucunda çok yüksek değerlere ulaşır. Bunun sonucu olarak kanat uçlarında "kanat ucu girdabı" denen, dönen hava akımları oluşur. Girdapların firar kenarı arkasında kalan kısmı burun aşağı (downwash) denilen hava akımını oluşturur. Bu hava akımı taşıma kuvvetinin yatay bileşenini etkiler ve indüklenmiş sürüklenmeyi oluşturur [8].



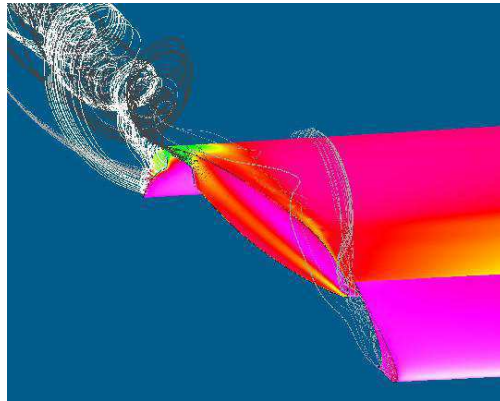
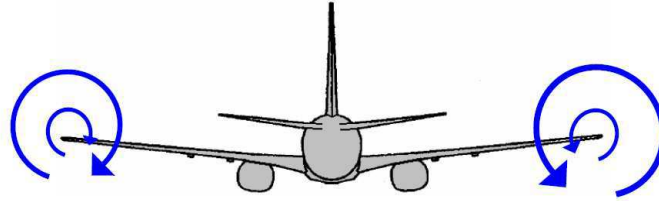
Şekil 1.31. Kanattaki hava filelerinin yönü [6]

Kaldırma kuvveti kanatta üretildiği için kanadın üst yüzeyindeki statik basınç alt yüzeyinden daha düşüktür. Yüksek basınç bölgesindeki hava, düşük basınçlı bölgeye doğru hareket edecektir (Şekil 1.31). Kanat göz önüne alındığında bu durumda kanat altındaki hava, kanat ucunu dolaşarak kanat üstüne doğru akacaktır. Bu hava akımı alt yüzeyde kanat kökünden kanat ucuna, üst yüzeyde kanat ucundan kanat köküne doğrudur (Şekil 1.31 ve 1.32).



Şekil 1.32. Kanattaki hava filelerinin yönü üst görünüş [6]

Firar kenarını terkettikten sonra tekrar buluşan hava filelerinin, Şekil 1.33 alttaki resimde görüldüğü gibi doğrultuları farklı olduğu için firar kenarı boyunca türbülans (vorteks) oluşturacaklardır. Şekil 1.33 üstteki resimde, uçağa arkadan bakıldığında firar kenarındaki bu türbülansların nasıl gerçekleştiği görülmektedir.



Şekil 1.33. Kanat ucu vorteksi [6]

Sürüklenme katsayısı hücum açısına bağlı olarak yaklaşık parabolik bir değişim gösterir (Şekil 1.30). Bu durumda, sürüklenme katsayısının hücum açısına bağlı değişimi için [8];

$$C_D = C_{D0} + n.\alpha^2 \quad (1.6)$$

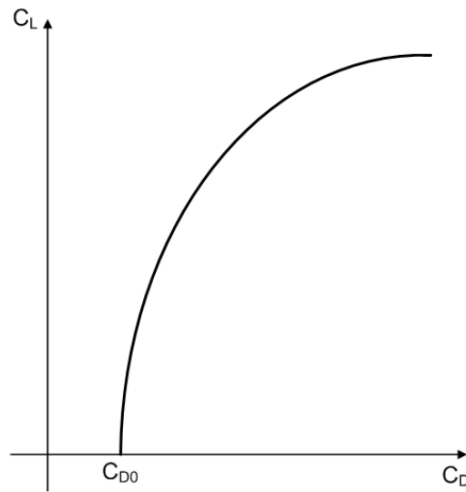
gibi yaklaşık bir ifade kullanılabilir.  $C_{D0}$ , taşıma kuvvetinin sıfır olduğu haldeki sürüklenme katsayısını göstermekte olup genellikle parazit sürüklenme katsayısı olarak adlandırılır. Bu katsayı, yüzey sürtünmesinden, taşıtın şeklinden ve uçak parçalarının birleşme noktalarından kaynaklanır.

(1.4) ve (1.6) bağıntılarından, hücum açısı elimine edildiği takdirde [8]:

$$C_D = C_{D0} + \frac{n}{m^2} C_L^2 \quad (1.7)$$

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (1.8)$$

denklemini elde edilir. (1.8) denkleminde sürüklenme poleri adı verilir. Hücum açısının eliminasyonu sonucunda ortaya çıkan sürüklenme poleri eğrisi Şekil 1.34'deki gibidir. Sürüklenme poleri uçak performans analizleri bakımından çok önemlidir [8].



Şekil 1.34. Taşıma katsayısının ( $C_L$ ) sürüklenme katsayısına ( $C_D$ ) göre değişimi [8]

(1.8) denklemindeki K katsayısı [8]:

$$K = \frac{1}{\pi.A_R.e} \quad (1.9)$$

$K$  : İndüklenmiş sürüklenme katsayısı

$A_R$  : Kanat açıklık oranı

$e$  : Oswald sayısı olarak da adlandırılan kanat verim faktörü

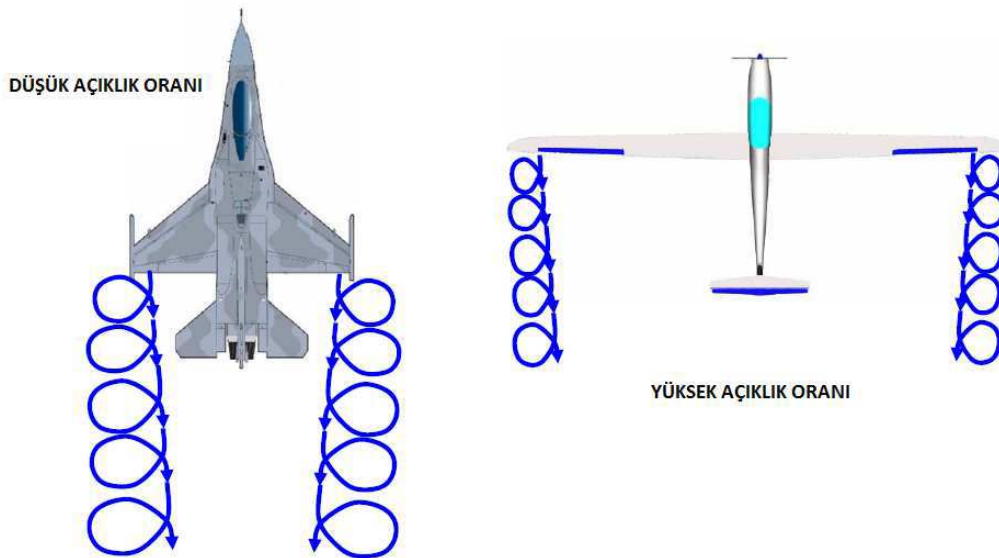
Kanat açıklık oranı [8]:

$$A_R = \frac{B}{C_h} \quad (1.10)$$

$B$  : Kanat açıklığı (m)

$C_h$  : Chord uzunluğu (m)

İdeal bir kanat için Oswald verim faktörünün ( $e$ ) değeri 1'dir. Konvansiyonel uçak kanatlarındaki değeri ise 0.6 ile 0.9 arasında değişmektedir [8].



Şekil 1.35. Yüksek açıklık oranı ve düşük açıklık oranı kanat ucu vorteksleri [6]

Denklem 1.10'da görüldüğü üzere kanat açıklığı ( $B$ ) arttıkça Aspect ratio ( $A_R$ ) oranı artmakta, bunun sonucunda indüklenmiş sürüklenme katsayısının ( $K$ ) azaldığı görülmektedir. Yüksek kanat açıklığına sahip uçakların indüklenmiş sürüklenmesi düşük kanat açıklığına sahip uçaklara göre daha az değerlerde olmaktadır (Şekil 1.35).

Sürüklenme kuvvetini tanımlayan (1.5) ve sürüklenme pelerini ifade eden (1.8) denklemlerinden bir uçağın sürüklenmesini aşağıdaki gibi yazmak mümkündür [8]:

$$F_D = 0,5.C_{D0}.\delta.V_t^2.S_w + 0,5.K.C_L^2.\delta.V_t^2.S_w \quad (1.11)$$

Uçağın yatay uçuş yapması durumunda

$$F_L = W = 0,5.C_L.\delta.V_t^2.S_w \quad (1.12)$$

olacağından

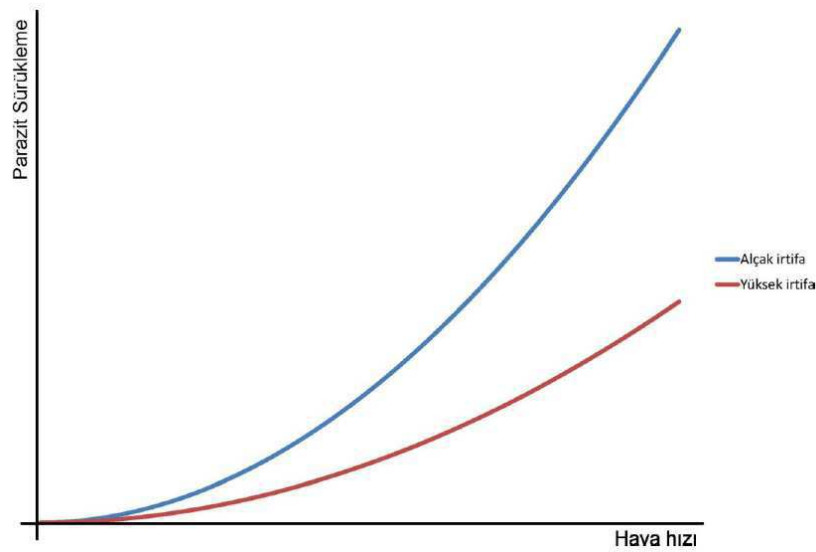
$$C_L = \frac{2.W}{\delta.V_t^2.S_w} \quad (1.13)$$

bulunur. Taşıma katsayısının bu hali (1.11) denkleminde taşınırsa sürüklenme aşağıdaki gibi olur [8]:

$$F_D = 0,5.C_{D0}.\delta.V_t^2.S_w + 2.K \frac{W^2}{\delta.V_t^2.S_w} \quad (1.14)$$

Denkleminin birinci terimi parazit sürüklemedir:

$$F_{DP} = 0,5.C_{D0}.\delta.V_t^2.S_w \quad (1.15)$$



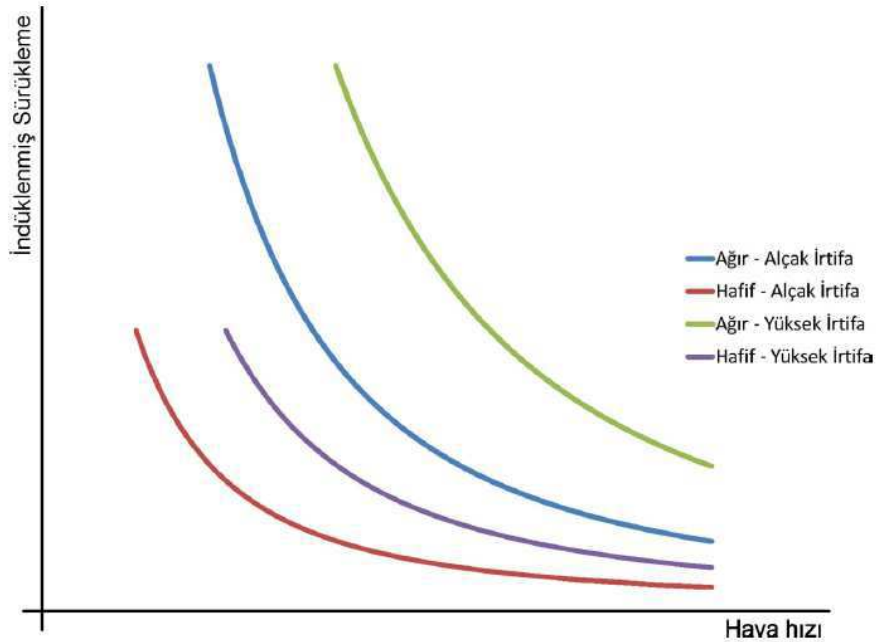
Şekil 1.36. Hava hızının parazit sürüklemeye etkisi [8]

Parazit sürüklemenin hız ve irtifa ya bağlı değişimi şekil 1.36'da görülmektedir. Buna göre parazit sürüklenme uçuş hızının karesi ile orantılı olarak artar ve irtifa arttıkça yoğunluk azalacağından, uçuş irtifası ile orantılı olarak azalır. Ayrıca, parazit sürüklemenin uçağın ağırlığından bağımsız olduğu da görülmektedir.

(1.14) denkleminin ikinci terimi ise indüklenmiş sürüklemedir.

$$F_{Di} = 2.K \frac{W^2}{\delta \cdot Vt^2 \cdot Sw} \quad (1.16)$$

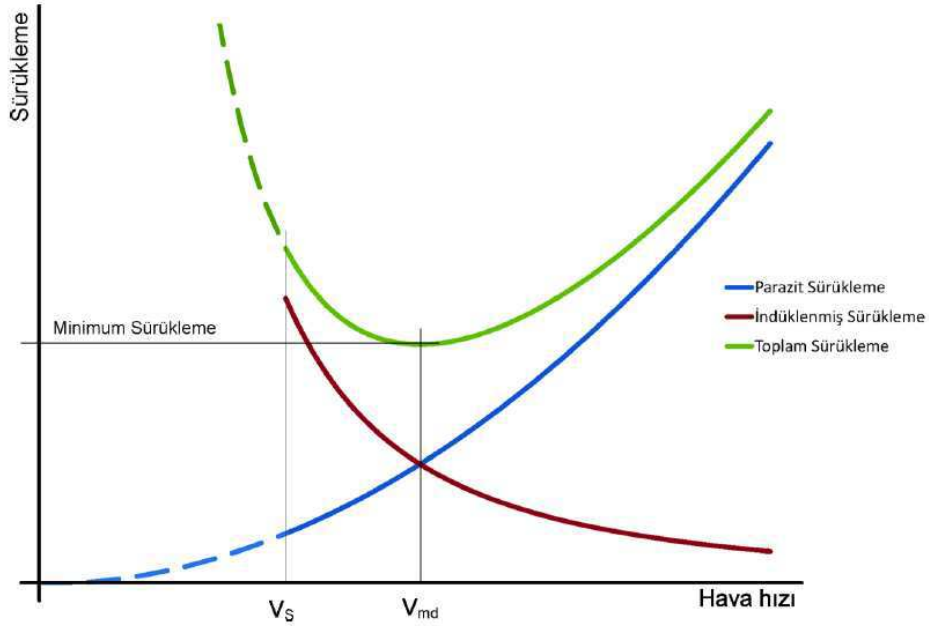
İndüklenmiş sürüklenme uçuş hızının karesi ile ters orantılıdır, dolayısıyla uçuş hızı arttıkça karesi ile orantılı olarak küçülmektedir. Bunun yanında, indüklenmiş sürüklemenin yoğunlukla da ters orantılı olduğu, böylece irtifa arttıkça büyüyeceği görülmektedir. Diğer taraftan, uçak ağırlığının karesi ile doğru orantılı olduğu, ağırlık arttıkça da büyüyeceği görülmektedir. İndüklenmiş sürüklemenin hava hızı, ağırlık ve uçuş irtifası ile değişimi Şekil 1.37'de görülmektedir.



Şekil 1.37. İndüklenmiş sürüklemenin hava hızı ağırlık ve uçuş irtifası ile değişimi [8]



### 1.5.3. Tutunma kaybı hızı ( $V_S$ ) ve minimum sürüklenme hızı ( $V_{md}$ )



Şekil 1.38. Hava hızının parazit, indüklenmiş ve toplam sürüklemeye etkisi [8]

(1.14) denklemi ile verilen sürüklemenin hava hızına bağlı değişimi, parazit sürüklenme ve indüklenmiş sürüklenme ile birlikte Şekil 1.38’de gösterilmiştir. Şekil 1.38’deki  $V_S$ , uçağın "tutunma kaybı hızı" (stall speed) olup, uçak bu hızın altındaki hızlarda uçamaz. Görüldüğü gibi sürüklenme, belli bir hava hızında minimum değere inmektedir. Bu hıza "minimum sürüklenme hızı" denir ve  $V_{md}$  ile belirtilir. Minimum sürüklenme hızında parazit sürüklenme ve indüklenmiş sürüklemenin büyüklükleri birbirine eşittir. Buradan:

$$F_{DP} = F_{Di} = 0,5.C_{D0} .\delta .V_{md}^2 .S_w = 2.K \frac{W^2}{\delta .V_{md}^2.S_w}$$

ifadesinden, minimum sürüklenme hızı aşağıdaki gibi bulunur [8].

$$V_{md} = \left( \frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4} \sqrt{\frac{2.W}{\delta.S_w}} \quad (1.17)$$

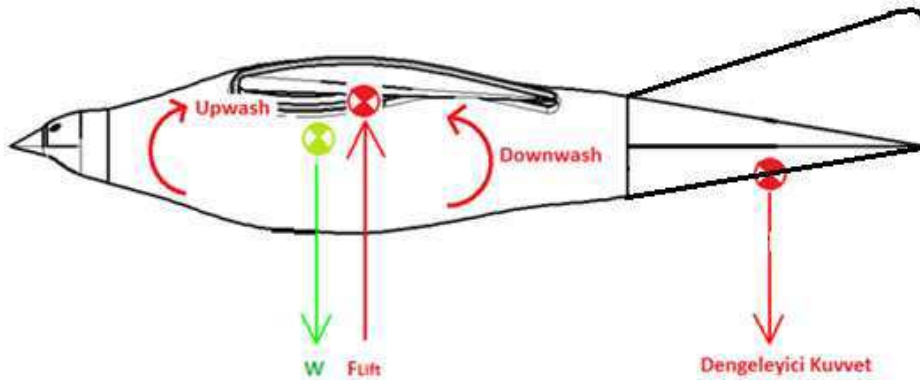
Minimum sürüklenme hızı uçak ağırlığı veya uçuş irtifası arttıkça büyür.  $W$  uçağın ağırlığı olmak üzere taşıma katsayısının maksimum olduğu noktadaki hızı tutunma kaybı (stall speed) hızıdır [8].

$$V_s = \sqrt{\frac{2.W}{\delta . C_{Lmax} . S W}} \quad (1.18)$$

## 1.6. Aerodinamik Moment ve Denge

### 1.6.1. Yunuslama momenti

Yunuslama momenti kuşlarda ve uçaklarda, burun yukarı (upwash), burun aşağı (downwash) momentlerinin diğer adıdır. Bir başka tabirle kuşa takla attırmak isteyen momenttir.



Şekil 1.39. Yunuslama momenti

Kuşun havalanmasını sağlayan uzvu kanatlarıdır.  $F_L$  kuvveti kanatlarda oluşur ve etkidiği nokta, kanadın "basınç merkezidir" (center of pressure),  $C_P$  ifadesi ile gösterilir. Airfoilin yapısına, hücum açısına, uçuş hızına bağlı olarak basınç merkezi  $C_P$ 'nin yeri değişir. Ağırlık merkezi (center of gravity),  $C_G$  ifadesiyle sembolize edilmektedir.

$C_G$ 'nin yeri,  $F_L$ 'nin önünde olması, kuşun moment dengesini sağlayabilmesi açısından önemlidir. Ancak kuşa ağırlık azalması olduğunda (uzun uçuşlarda

vücutlarındaki yağ miktarının enerjiye dönüşerek azalması) ağırlık merkezinin yer değiştirmesi Şekil 1.39'daki gibi, kuşa takla attırmaya çalışan bir yunuslama momenti oluşturur. Kuşun burnunun havaya kalkmasına ya da inmesine neden olur ve kuş kendiliğinden hücum açısı artışı ya da azalışı yaşar. Kanadın hücum açısı değiştiğinde  $C_p$ 'nin yerinin değişmesi yine aynı etkiyi oluşturur ve kuşun moment dengesini bozmaya çalışır. İşin bu kısmında yatay kuyruktaki hareketli yatay kanatçıklar (kuştaki benzer yapı olan kuyruk) aşağı doğru bükülerek, kuyrukta yapay hücum açısı oluşumu sağlayarak ve kuşun kuyruk tarafında oluşan dengeleyici kuvvet kuşun dengesini tekrar eski konumuna gelmesini sağlar.

Kuş süzülürken hemen hemen uçak aerodinamiği ile aynı prensipler söz konusudur. İtke-çeki kuvveti oluşturan motor yerine rüzgâr yönünün aksi istikametine süzülerek uçtuğunda, belirli bir hücum açısında irtifa kaybetmeden uçan kuş, potansiyel enerjisini kullanarak (yani bulunduğu irtifadan aşağı süzülerek) hızını arttırmakta, artan hızına mukabil az bir hücum açısıyla yere paralel düz uçuş yapabilmektedir.

Kuş kanatlarını çırpmaya başlarsa uçağın klasik aerodinamik prensiplerinden biraz farklılık göstermeye başlayacaktır. Bu sefer kuş kanatlarını çırpma suretiyle  $F_D$  sürüklenme kuvvetini yükseliş istikametine kanalize ederek irtifa kazanacaktır.

Yunuslama momenti şu şekilde hesaplanmaktadır [8].

$$M_Y = 0,5.C_m.\delta.V_t^2.S_w.C_h \quad (1.19)$$

$M_Y$  : Yunuslama momenti (Nm)

$C_m$  : Yunuslama momenti katsayısı

$\delta$  : Hava yoğunluğu (1,225 kg/m<sup>3</sup>)

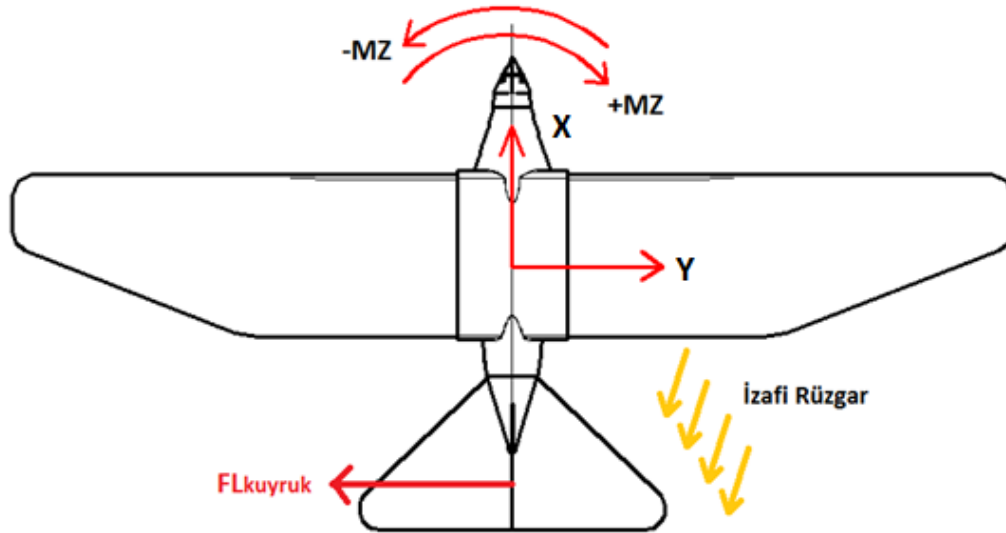
$V_t$  : Hava hızı (m/s)

$S_w$  : Robotik kuş kanat alanı (m<sup>2</sup>)

$C_h$  : Chord uzunluğu (m)

Kanadın hücum kenarından ağırlık merkezi arası mesafe ( $X_{CG}$ ) noktası moment merkezi olarak belirlenmekte ve ters yönlü kuyruk taşıma kuvveti yunuslama momentine eşitlenerek kuyruğun üretmesi gereken kuvvet hesaplanabilmektedir.

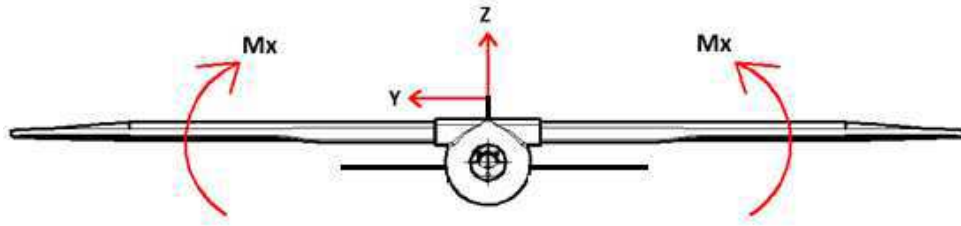
### 1.6.2. Sapma (YAW) momenti



Şekil 1.40. Sapma momenti

Sapma momenti, burun yönünün sağa ya da sola sapmasıdır. Bu dengeyi sağlayan etkenlerden biri de gövdenin arka tarafındaki bir dikey stabilize dir. Dikey stabilize simetrik bir airfoil dir. Herhangi bir nedenle kuş istem dışı olarak YAW hareketi yaparsa dikey stabilizer hava akım doğrultusunda olmadığı için hava akımı ile stabilize arasında bir hücum açısı oluşur. Buna bağlı olarak dikey stabilize de bir yan kuvvet oluşur ve bu kuvvet kuşun burnunu tekrar hava akım doğrultusuna çevirmesine neden olur (Şekil 1.40).

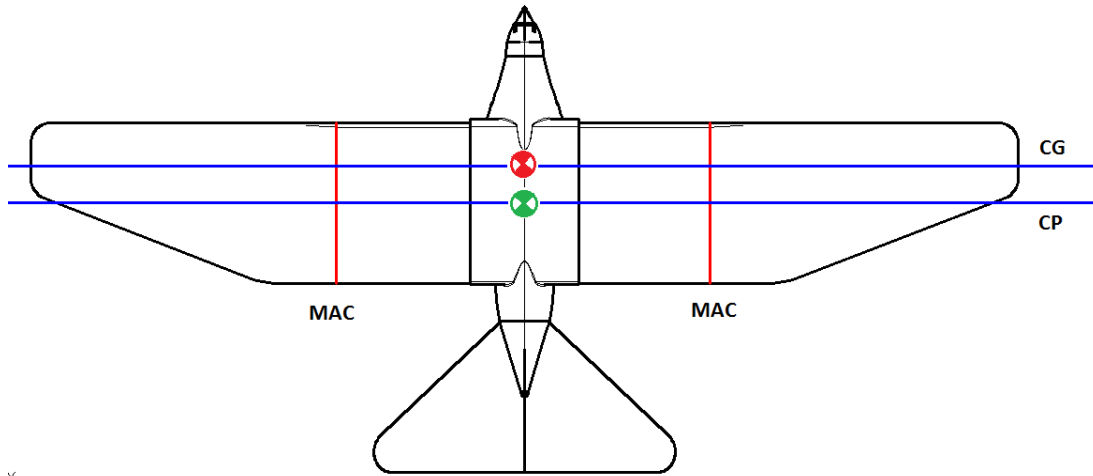
### 1.6.3. Yalpa momenti



Şekil 1.41. Yalpa momenti

Kuşun kanat firar kenarındaki tüylerini aileron mantığıyla aşağı yukarı bükerek yalpa momenti sağlamakta olup bu hareket sayesinde dönü hareketi gerçekleşir. (Şekil 1.41).

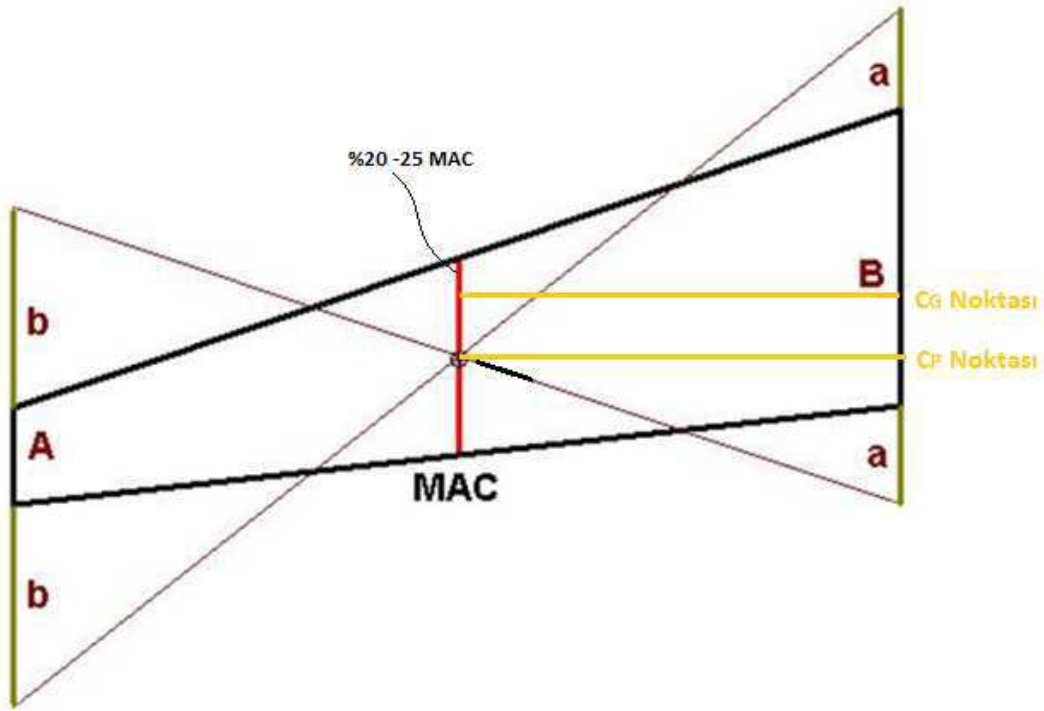
### 1.7. Temel Aerodinamik Eksen



×

Şekil 1.42. MAC Temel aerodinamik eksen

Kuşun  $F_L$  kaldırma kuvvetinin etkidiği basınç merkezi  $C_p$ , yerçekimi kuvvetinin etkidiği ağırlık merkezi  $C_G$  gibi merkezler yapısal bir sınır içinde yer alırlar. Bu sınır MAC (Mean Aerodynamic Chord) adı verilen "Temel Aerodinamik Eksen" içinde oluşur (Şekil 1.42) [9].



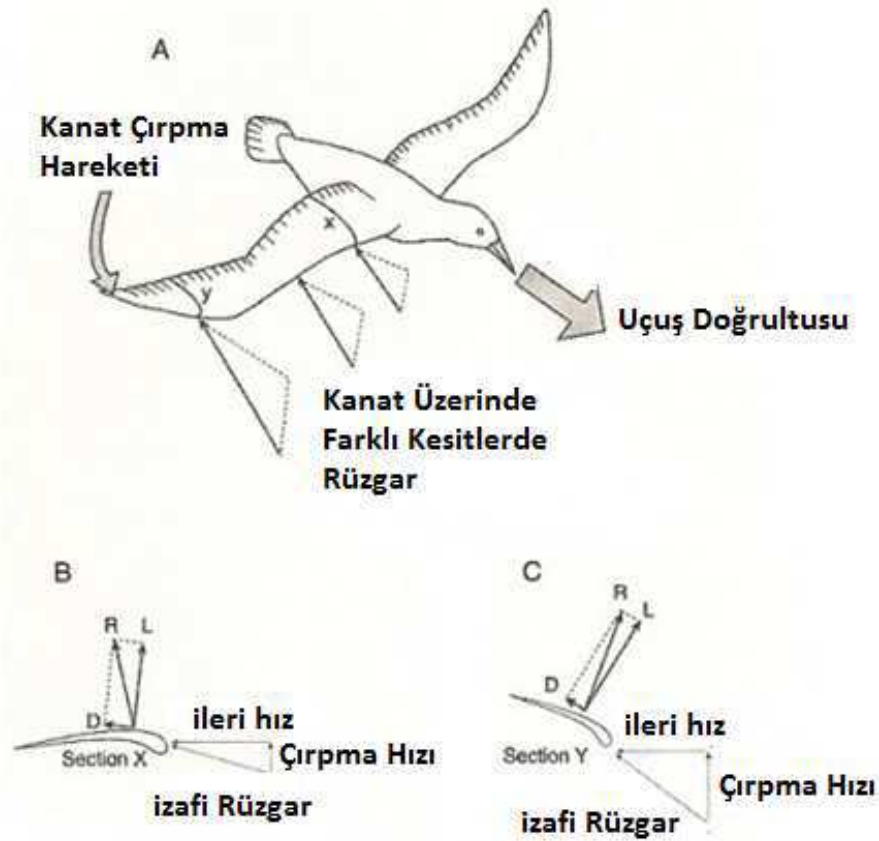
Şekil 1.43. MAC ekseninin yeri bulunması [9]

Kanadın gövde bağlantı mesafesi B uzunluğunu, kanat ucu (A) üzerine ve altına (b) ekleriz. Aynı işlemi, kanadın gövde bağlantısına (B) kanat ucu mesafesini (a) uygularız. Elde ettiğimiz çizimi uçlardan çapraz olarak karşılıklı birleştiririz. Bu çaprazlama çizdiğimiz çizgilerin kesiştiği nokta  $C_P$  basınç merkezidir. Bu noktadan kanat ucu ve gövde bağlantılarına paralel, kanat önü ve arkasına kadar çizeceğimiz çizgi, MAC çizgisi olacaktır (Şekil 1.43) [9].

Burada dikkat edilmesi gereken temel kural ağırlık merkezi  $C_G$ , MAC hattının ön yüzünden geriye doğru %20 – 25 civarında olmasıdır. Buna dikkat edilmezse robotik kuşun yatay stabilizer'lere (kuyruk) ilave yük binmesi anlamına gelir.

### 1.8. Kuşun Kanat Çırparak İleri Uçuşu ve İrtifa Kazanması

Kuşun kanat çırparak irtifa kazanma yöntemi kanadın kökten uca doğru değişik noktalarından kesit alınarak anlatımı Şekil 1.44'de verilmiştir.



Şekil 1.44. Kuşun ileri uçuşu [10]

Şekil 1.44 (A)'da kuşun gövdesi yakınında yani kanadın kök kısmında kanat çırpmadan oluşan küçük bir hareket söz konusudur. Fakat kanadın uç kısmına gidildikçe kanat profili aşağı doğru açı yaptığından (hücum kenarı firar kenarından daha aşağıda) ve kanat çırpma hareketinde en çok yer değiştirmeyi uçtaki profil yapmaktadır. Bu sayede kanat ucunun çizgisel hızı daha fazla olmaktadır.

Şekil 1.44-B'deki profilde (x kesiti)  $F_L$  kuvveti hemen hemen dikey doğrultuda olduğundan her kanat çırpma da kuş irtifa kazanmaktadır.

Şekil 1.44-C'deki profilde (y kesiti) ise, hücum açısının negatif ve  $F_L$  kuvvetinin yönünün uçuş doğrultusunda olması nedeniyle kanadı ve dolayısıyla kuşu ileri iten hızın büyüklüğü de yüksek olmaktadır [10].

Bu uçuş, hareketsiz kanat ucunun oluşturduğu itkidir. Kanat ucu, bir defa ve gerektiği kadar hücum açısını azaltır ve sonrasında aynı çırpma hareketini tekrarlar.

Hareketli kanat modellemesinde (genellikle küçük kuşlarda gözlenir) ise, her kanat çırpışında kanat ucu yunuslama hareketi yaparak en uygun taşıma kuvvetini yakalar ve bunu ileri istikamete kanalize ederek itki gücünü istenilen değerde artmasını sağlar.



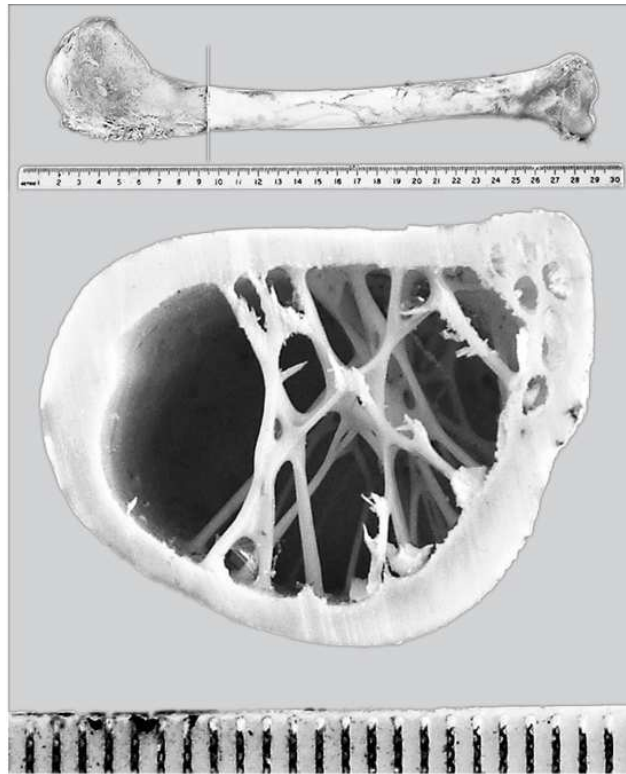
## **BÖLÜM 2. KUŞLARDA KANAT YAPISININ İNCELENMESİ**

### **2.1. Giriş**

Kuşlar uçarken kanatlarını maruz kaldıkları şartlara göre en iyi biçimde kullanırlar. Kuşların kemiklerinin hem sağlam hem hafif olmaları gerekmektedir. Bu ihtiyaca yönelik olarak kuşların kemikleri ince, içi boş ve bu boşluklu yapısına rağmen oldukça sağlamdır. Bu şekilde hafif olan kemikler kuşların daha rahat uçmalarını sağlamaktadır. Ayrıca kuş iskeleti, hava direncini en aza indiren dar kemiklerden oluşmuştur. Bu kemikler havalanmak ve havada kalmak için gerekli olan enerji miktarını da azaltmaktadır. Kuş kemiklerinin içi boş olmasına rağmen, kuşun sahip olduğu ağırlığa oranla fazlasıyla dayanıklıdır. Bir fregat kuşunun kemiklerinin toplam ağırlığı, hayvanın tüylerinin toplam ağırlığından daha azdır [11].

Kuşların birbirine bağlanmış kaburga kemikleri eğilmez bükülmez bir kafesi oluştururlar. Kemiklerin çoğunun içi boru biçiminde oyuktur. Leğen ve kuyruk sokumu kemikleri sağlam bir yapı oluşturacak şekilde birbirine kaynamıştır. Sonuçta kuşların bedeni, hafiflikle dayanımı birleştirmektedir [11].

## 2.2. Kanat Kemik Yapısı

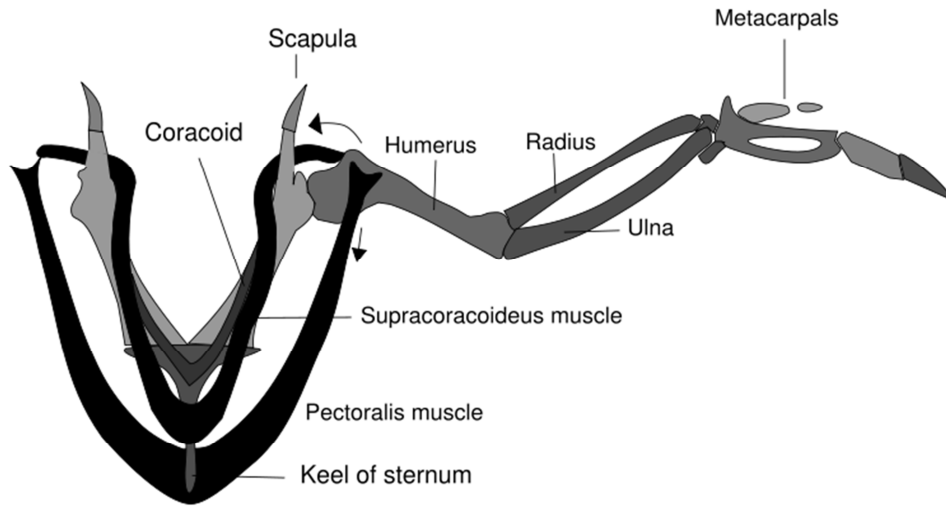


Şekil 2.1. Kol kemiği (Humerus) üstte ön görünüş ve altta kesit alınmış görünüş [12]

Şekil 2.1 üstte; dikey beyaz çizgi, kemiğin bağlantı noktasına yakın ucun ön kenarı boyunca devam eden pectoralis kasının dış uç tarafını işaret eder ve bu kasın tendonlarının bağlantı noktası da burasıdır. Dönme merkezinin yerinin tespiti omuz noktasının yuvarlanma etkisi nedeniyle oldukça zordur. Ancak resmin sol uç tarafındaki yumuşak dış bükey çıkıntının sol kenarına yakındır.

Şekil 2.1 altta; üstteki resimde beyaz çizgiyle işaretlenen yerden kemik enine kesiti görülmektedir. Bu kesit uçuş sırasında kemiğin taşıdığı maksimum bükme ve torsiyonal (burulma) momentlerinin olduğu noktadır. Kemik içindeki boşluk, içi hava dolu kesecikleri oluşturan klavikular arası bağlantılarla örülüdür. Bu yapının dış duvarı, kemiği yük altındayken burulmaya karşı destekler ve kemiğin dayanımını artırır [12].

### 2.3. Kanatta Kemik ve Kas Koordinasyonu

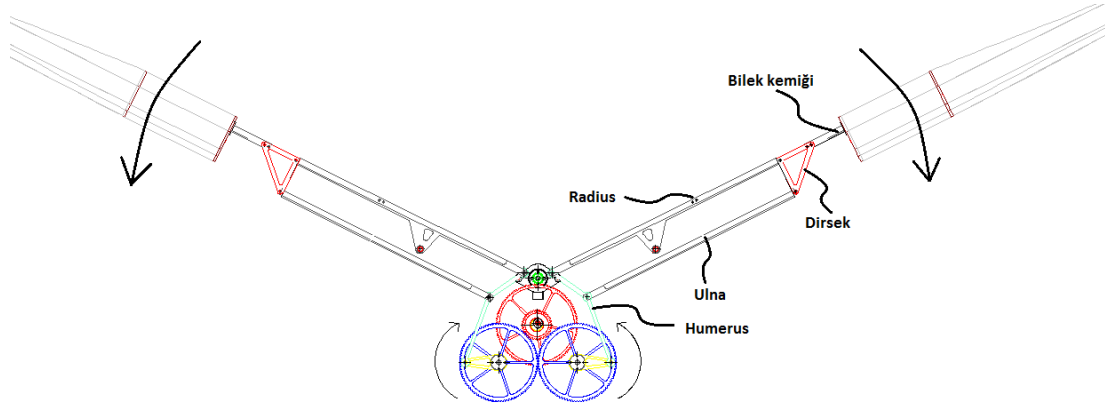


Şekil 2.2. Kuşun kemik ve kas yapısı [13]

Şekil 2.2’de kuş kanadının kas ve kemik yapısı detaylı olarak verilmektedir. Bir kanat çırpma hareketinin oluşması için, üst kol kemiği (humerus) ile ön kol kemiği (radius), dirsek kemiğinin (ulna) birleştikleri dirsek, kanadın yukarı kalkışında fileksiyon hareketi yaparak havayı kesmekte ve kanat çırpma periyodu üst ölü noktaya geldiğinde pectoralis kası, humerus kemiğini çekmekte ve bu sayede oluşan ekstansiyon hareketiyle kanadın ilk konumuna gelmesi sağlanmaktadır. Pectoralis ve supracoracoideus kaslarının aynı anda ve gerekli olan değerde çekiye çalışması kanadın gergin bir şekilde konumlanmasını sağlamakta ve bu hareket kanadın aerodinamik kuvvetleri ve bu kuvvetlerin ani azalış ve artışlarını karşılayabilmektedir.

Şekil 2.3’de bu çalışmada tasarlanan robotik kuşun, gerçek kuştan esinlenen kanat yapısı gözükmemektedir. Kanat aşağı doğru hareketinde kanadın dirsekten sonrası bilek kemiği ekstansiyon hareketi yaparak hava akımını kanadın altına doldurması ve kanadını aşağı itelediğinde oluşan geri sürüklenme kuvvetinin, yükseliş istikametine kanalize edilmesiyle gerçek kuş yada robotik kuşun kendini yukarı kaldırması mümkün olmaktadır. Buradan da anlaşılacağı üzere, kuşun yerdeyken ilk kanat çırpması esnasında yukarı kaldıran kuvvet aslında yükseliş istikametine kanalize edilen geri sürüklenme kuvvetidir. Ayrıca kuşlar kanatlarındaki uçuş tüylerini,

kanatlarını yukarı kaldırırken aralarını açarak hava moleküllerinin direnç oluşturmasını engeller. Kanatlarını aşağıya doğru indirdikleri sırada ise kanat tüylerini, aralarından hava geçmeyecek şekilde kapatırlar. Bu koordinasyonla yükseliş hareketini rahatlıkla yapabilmektedirler.



Şekil 2.3. Kanadın ekstansiyon hareketi

### 2.3.1. Eğilip bükülebilen kanatlar

Uçakların günümüz teknolojisiyle yapamadığı, kuşların ise kanadının eğilip bükülmesiyle havanın kontrol altına alınarak istenilen manevraları yapabilmeleri kuşların kanatlarındaki tasarım harikalarından sadece bir kaçıdır. Kuşlar kanatlarını enine ekseninde istedikleri gibi burarak sanki kanatlarında uçuş kumanda sistemleri varmış gibi flap ve aileronların yaptıkları görevleri sadece tek başına kanatları yapmaktadır (Şekil 2.4 ).

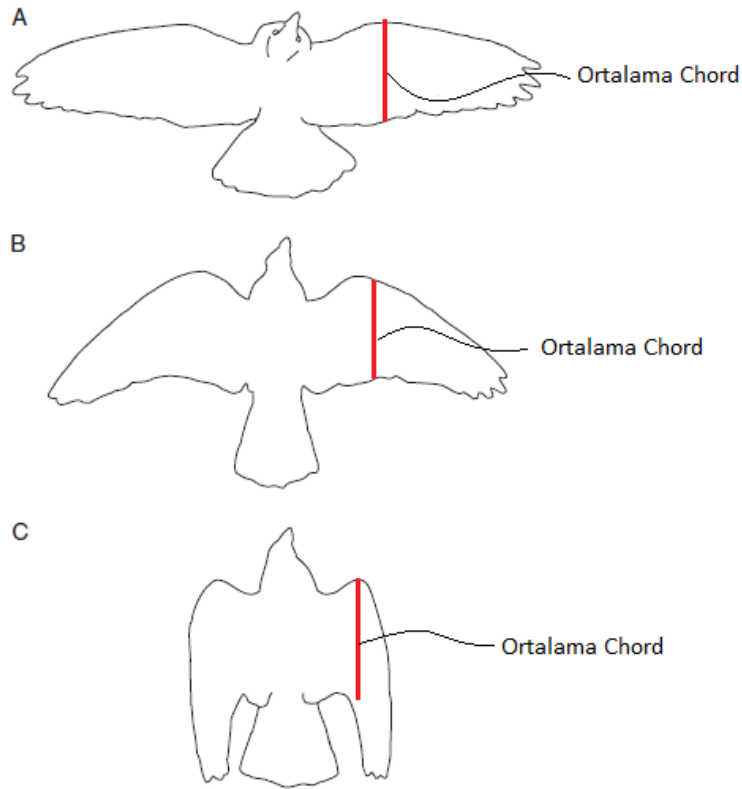




Şekil 2.4. Eğilip bükülebilen kanatlar

### 2.3.2. Kanat açıklığının gerekli durumlarda azaltılması

Yırtıcı kuşlardan 'doğan', avlanma sırasında kanatlarını vücuduna adeta yapıştırır. Ses altı hızda uçan uçaklarda kanatlar gövdeden dik olarak dışa doğru uzanır. Ses üstü hızda uçan uçaklarda ise, kanatlar üçgen şeklinde ve gövdeye yapışıktır. Bunun sebebi, ses üstü hızda ortaya çıkan şok dalgalarının uçak kanat ve gövdesine temas etmemesidir. Çünkü şok dalgalarında akışkanın fizîki özellikleri ani ve büyük değişiklik gösterdiği için zararlı olabilmektedir. Doğan ve atmaca gibi avcı kuşlar, normal uçuşlarda kanatlarını açarlar. (Şekil 2.5 A) Dalış yaptıklarında ise, hızlarını daha da artırmak ve havaya karşı direnci en aza indirmek için kanatlarını toplarlar (Şekil 2.5 C) [12].



Şekil 2.5. Kanat açıklığının azaltılması [12]

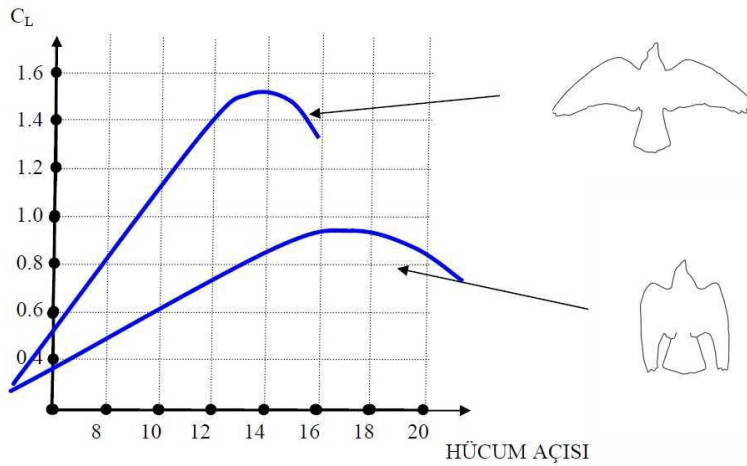
Hava akımı kuşun uçuş doğrultusuna dik olacak şekilde eğimli bakan kamerayla rüzgâr tüneline farklı hızlarda, süzülen güvercinin çekilen fotoğraflarından alınan çizimler.

İzafi hava hızı 8,6 m/s, kanat açıklığı 0,65 m (maksimuma yakın) (Şekil 2.5 A)

İzafi hava hızı 12,4 m/s, kanat açıklığı 0,57 m (Şekil 2.5 B)

İzafi hava hızı 22,1 m/s, kanat açıklığı 0,25 m (Şekil 2.5 C)

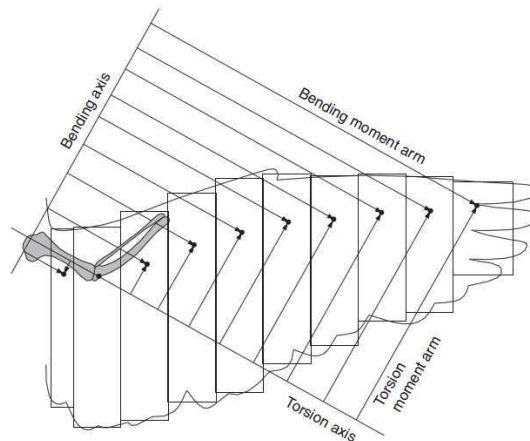
Düşük ve orta hızlarda kanat alanı, kanat açıklığıyla yaklaşık olarak aynı faktörde düşürülür ki ortalama chord kabaca sabit kalsın. Fakat çok yüksek süzülme hızında (Şekil 2.5 C), kanat, hava akışına paralel olacak şekilde döner ve ortalama chord artar [12].



Şekil 2.6. Ortalama chord'un  $C_L$  katsayısına etkisi [12]

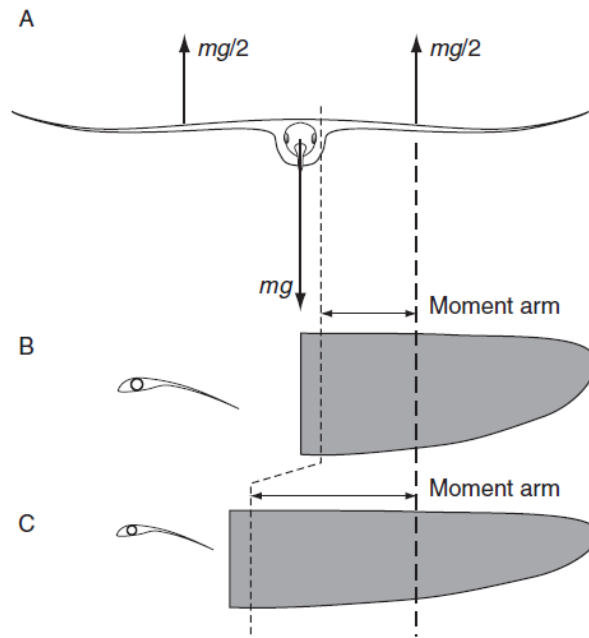
Kanat açıklığı fazla olan kuşun indüklenmiş sürüklemesi azalacağından dolayı, aynı kanat alanına sahip fakat kanat açıklığı az olan kuşa göre daha az geri sürüklemesi olur (Şekil 2.6). Rüzgâr tüneline, hava akım hızı arttırıldığında, kuş irtifasını koruyabilmek için kanat alanını azaltmaktadır. Yoksa sürekli bir irtifa artması söz konusudur. Ayrıca uçaklarda ve kuşlarda geçerli olan prensip, kanat açıklığı arttıkça manevra yapma zorluğu da artmaktadır. Savaş uçaklarında kanat açıklığı çok düşüktür fakat manevra kabiliyeti çok yüksektir. Bu prensibe göre kuşlar yüksek hızlarda kanat açıklığını azaltarak hızlı ve ani manevra kabiliyetlerini arttırmaktadırlar ve ayrıca yüksek süzülme hızlarında ani olarak değişen aerodinamik kuvvetlere karşı kanadın kemik yapısı korunmaktadır.

#### 2.4. Kuşun Kanat Kemiklerinde Oluşan Burulma Momenti



Şekil 2.7. Basınç merkezinin kanat kol kemiğine olan burulma momenti etkisi [12]

Süzülen bir kanatta, chord yönündeki çeyrek noktasında işaretlenmiş olan kaldırma merkeziyle şeritlere bölünürse, hemen hemen bütün kaldırma destekleri, kol kemiğinin burulma eksenini etrafında burun yukarı momenti uygular (Şekil 2.7). Bu momentin kolun ön tarafındaki pectoralis kasının aşağı yönlü çekmesiyle dengelenmesi gerekir. Dirsek kemiği için de benzer eksenler çizilseydi, burulma momenti ağırlık olarak burun aşağı momenti oluşturacaktı. Dirsek kemiğinin temelindeki bükme momenti dirsek bağlantısıyla kol kemiğinin dış ucuna, burulma momenti olarak iletilmektedir. Kuşların kanat kas yapısı bütün bu oluşan torkları karşılayabilecek güçte yaratılmıştır [12].



Şekil 2.8. Kanat açıklığı az ve çok olduğu durumlardaki moment oluşumu [12]

Şekil 2.8-B ve C'de kanat alanının aynı kalmasına ve bunun sonucunda taşıma kuvvetinin aynı olmasına rağmen, kanat açıklığı arttıkça taşıma kuvvetinin etkideği  $C_p$  noktası kuşun gövdesinden kanat ucuna doğru uzaklaşır. Dirsek kemiğindeki bükme momenti de artmaktadır. Dirsek kemiğinin kemik ve kas yapısı oluşan bu burulma momentini yenebilecek sağlamlıktadır [12].



## BÖLÜM 3. TELEKLERİN BİYOMEKANİĞİ ve UÇMADAKİ ROLÜ

### 3.1. Tüylerin Genel Yapısı

Temelde protein yapısına sahip olan tüyler keratin adı verilen bir maddeden yapılmıştır. Keratin, derinin alt tabakalarındaki yaşlı hücrelerin besin ve oksijen kaynaklarından uzaklaşarak ölmesi ve yerlerini genç hücrelere terk etmesi sonucu oluşan sert ve dayanıklı bir maddedir.

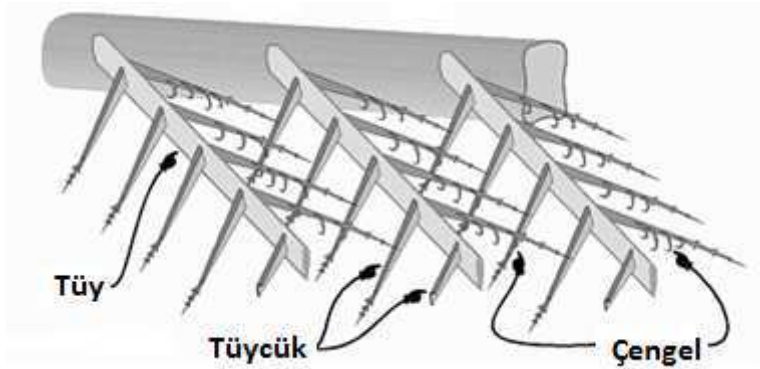


Şekil 3.1. Teleklerin genel görünümü

Şekil 3.1’de görüldüğü üzere kuşların tüyleri ve telekleri uçuş esnasında akordiyon gibi açılarak aerodinamik yapıya kavuşurlar. Ayrıca kuşlar teleklerinin profil geometrilerini de aerodinamik şartlara göre değiştirebilmektedirler.

### 3.1.1. Tüycükler ve çengeller

Eğer bir kuş tüyünü mikroskop altına alır ve incelersek, karşımıza olağanüstü bir tasarım çıkar (Şekil 3.2). Tüylerin ortasında hepimizin bildiği uzun ve sert bir boru vardır. Bu borunun her iki tarafından yüzlerce tüy çıkar. Boyları ve yumuşaklıkları farklı olan bu tüyler kuşa aerodinamik özellik kazandırır. Ancak daha da ilginç olanı, bu tüylerin herbirinin üzerinde de, "tüycük" denilen ve gözle görülemeyecek kadar küçük olan çok daha küçük tüylerin bulunmasıdır. Bu tüycüklerin üzerinde ise "çengel" adı verilen minik kancalar vardır. Bu kancalar sayesinde her tüycük birbirine sanki bir fermuar gibi tutunur. Bu muhteşem yaratılışı daha yakından görmek için turna kuşunun tüylerinin yalnızca birisini ele alalım. Bu tek tüyün üzerinde, tüy borusunun her iki yanında uzanan 650 tane incecik tüy vardır. Bunların her birinde ise 600 adet karşılıklı tüycük bulunur. Bu tüycüklerin her biri ise, 390 tane çengelle birbirlerine bağlanır. Çengeller bir fermuarın iki tarafı gibi birbirine kenetlenmiştir. Birbirine çengellerle kenetlenen tüycükler, o kadar bitişiktir ki, duman üflendiği takdirde bile aralarından geçemez. Çengeller herhangi bir şekilde birbirinden ayrılırsa, kuşun bir silkinmesi veya daha ağır hallerde gagasıyla tüylerini düzeltmesi tüylerin eski haline dönmesi için yeterlidir [14].



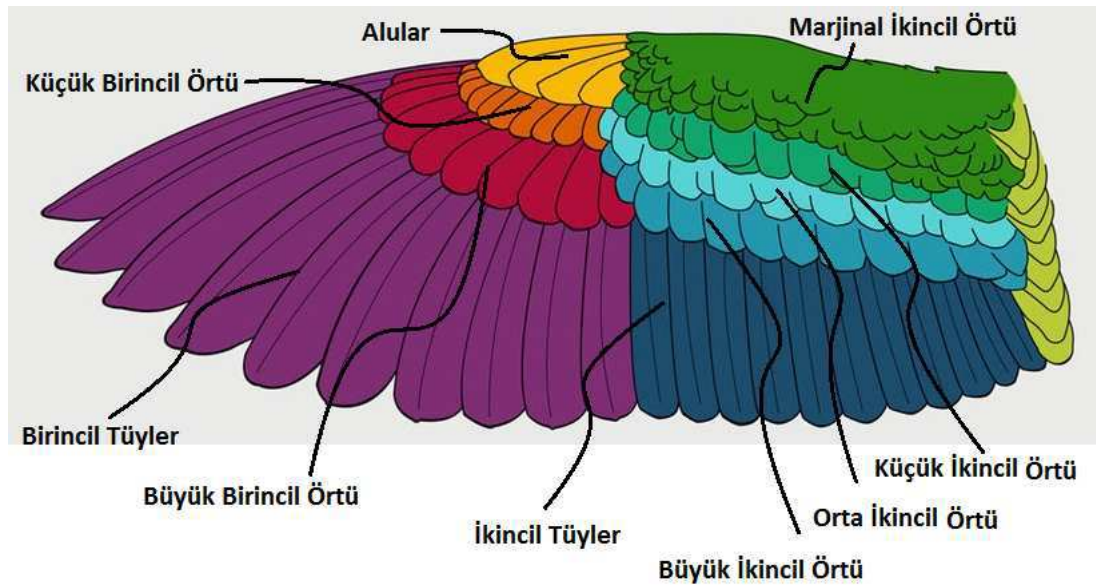
Şekil 3.2. Tüy, tüycük ve çengel yapıları [14]

Kuşlar hayatlarını devam ettirebilmek için tüylerini daima temiz, bakımlı ve her an kullanıma hazır tutmak zorundadır. Tüylerin bakımı için kuyruklarının dibinde bulunan yağ keselerini kullanır. Gagalarıyla bu yağdan bir miktar alarak, tüylerini temizler ve parlattır. Bu yağ, yüzücü kuşlarda, suyun içinde veya yağmur altındayken suyun deriye ulaşmasına engel olur. Dahası kuşlar tüylerini kabartarak, soğuk

havalarda vücut ısılarının düşmesini engeller. Sıcak havalarda ise tüylerini vücutlarına yapıştırarak vücutlarının serin kalmasını sağlar [14].

### 3.1.2. Tüy tipleri

Vücudun çeşitli yerlerinde bulunan tüylerin her birinin görevi farklıdır. Kuşun karnındaki tüyle, kanat ve kuyruk tüyleri birbirinden farklı özelliklere sahiptir. Büyük tüylerden meydana gelen kuyruk tüyleri dümen ve fren görevini yerine getirir. Kanat tüyleri ise, kanat çırpma esnasında açılarak yüzeyi genişletecek ve kaldırma kuvvetini artıracak bir yapıdadır. Kuşun kanadını aşağı doğru çırpması sırasında, tüyler birbirlerine yakın duruma gelerek, aralarından hava sızması engellenir. Kanatların yukarıya doğru kalkışı esnasında ise tüyler iyice açılarak aralarından havanın geçmesine elverişli bir pozisyon alır [14].



Şekil 3.3. Tüylerin sınıflandırılması [14]

### 3.2. Kanattaki Uçuş Tüyleri Telekler

Şekil 3.3'te teleklerin farklı renklere ayrılmış hali görülmektedir. Her telek kümesinin icra ettiği farklı görevler vardır. Bu görevlerin neler olduğu aşağıda kısaca anlatılmıştır.

### 3.2.1. Birincil tüyler

Bu tüyler uzun ve sağlam yapılıdır ve asimetriktir. Yani kanatçıklar bir tarafta daha kısa diğer tarafta daha uzundur. Bunun sebebi ön taraftaki basıncın arka tarafa göre çok daha fazla olmasıdır. Eğer ön taraftaki tüyler de arka taraftakiler gibi uzun olsalardı kısa zamanda kırılıp, dağınık bir hale gelebilirlerdi. Kanadın kökten uca doğru gidildikçe asimetrik yapısı gittikçe artmaktadır. Bu da kanada düzgün bir airfoil yapısı kazandırmaktadır. Telekeler uçuş boyunca kuşu desteklemekle görevli olduklarından bağ dokularla ya da direk olarak kemiğe bağlıdır. Kanadın uç tarafındaki telekler birincil diye adlandırılır ve en uzun ve güçlü uçuş tüyleridir. Bu tüyler, el olarak adlandırılacak bölgeye bağlıdır.

### 3.2.2. İkincil tüyler

İkincil tüyler gövdeyle birincil tüyler arasına ve kol olarak adlandırılacak bölgeye bağlıdır. İkincil tüyler süzölmeli ve kanat çırpımalı uçuşlarda kaldırmayı sağlarlar.

### 3.2.3. Alulalar

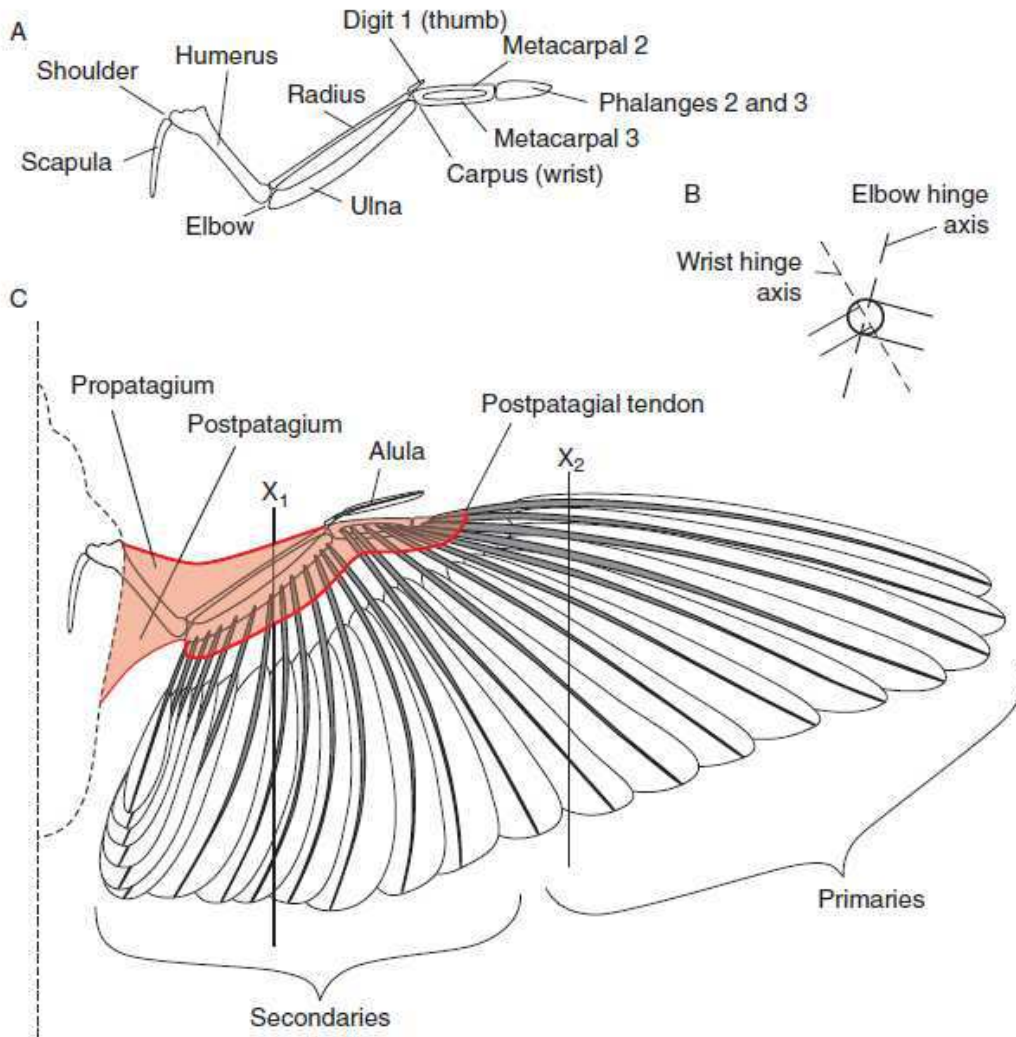
Alula, birkaç tüyden oluşan ve yavaş uçuş sırasında, kuşun değişik manevralar yapmasına olanak veren özel bir tüy örtüsüdür. Kanadın yüksek hücum açısında stall'a girmesini engeller, böylece kuş sarsıntısız ve kanadın üst yüzeyinde türbülanssız bir iniş yapar.

### 3.2.4. Marjinal ikincil örtü

Alula tüyleri ile gövde arasına bağlıdır. Kısa ve teleklere göre daha yumuşak yapıdadır. Örtü şeklinde yayılmaları ve sık olmaları kanadın hücum kenarına uygun bir airfoil yapı kazandırmaktadır.

### 3.2.5. Birincil örtü ve ikincil örtüler

Birincil ve ikincil tüyler telekler ile kanadın hücum kenarı arasını örterler. Kanadın uç kısmına doğru ilerledikçe yine asimetric yapı artmaktadır. Kanadın airfoil yapısına uygun olarak kiremit örtüsü gibi üstüste dizilerek kanadın orta örtüsünü tamamlarlar.



Şekil 3.4. Teleklerin kanada bağlanmaları [12]

Şekil 3.4 (A)'da bir kuşun kanat iskeleti omuz birleşiminden kanat ucuna olan mesafenin yarısından daha azına uzamasına rağmen kanat tarafından üretilen bütün kuvveti toplar. (B) Dirsek kemiği eksenini boyunca bakarak (kalın çember) bilek birleşiminin menteşe eksenini dirsek birleşimi eksenine göre burun aşağı yönünde 40-45 derece eğimlidir. (C) Pembe renkli alan, iskelet tarafından desteklenen patagia

(deri zarları) tarafından işgal edilir. Patagia yarasa ve pterosaurların bütün kanat alanını oluştururken, kuşlarda kanat alanının küçük bir bölümünü oluşturur. Kanat alanının büyük kısmı el iskeletine bağlı olan birincil tüyler ve dirseğe bağlı ikincil tüylerden oluşan uçuş tüylerinden (remige) yapılmıştır. En içteki ikincil tüyler ve vücut arası scapular tüyleriyle kaplıdır. Scapularlar yapı olarak uçuş tüyleriyle benzer olmalarına rağmen kökleri iskelete bağlı değildir, patagia arkasındaki zara iliştirilmişlerdir. Patagia arkası tendonlar (kırmızı çizgi) birincil ve ikincil köklerin üst tarafı boyunca devam eder ve dirsek ve bilek birleşimi genişlediğinde onları birarada tutar ve uçuş tüylerini kontrol eder. Dirseğin eğriliğinden dolayı birleşimler tam olarak genişlediğinde bu tendon ikincil tüyleri aşağı yönlü zorlayarak kanat kamburunu artırır [12].

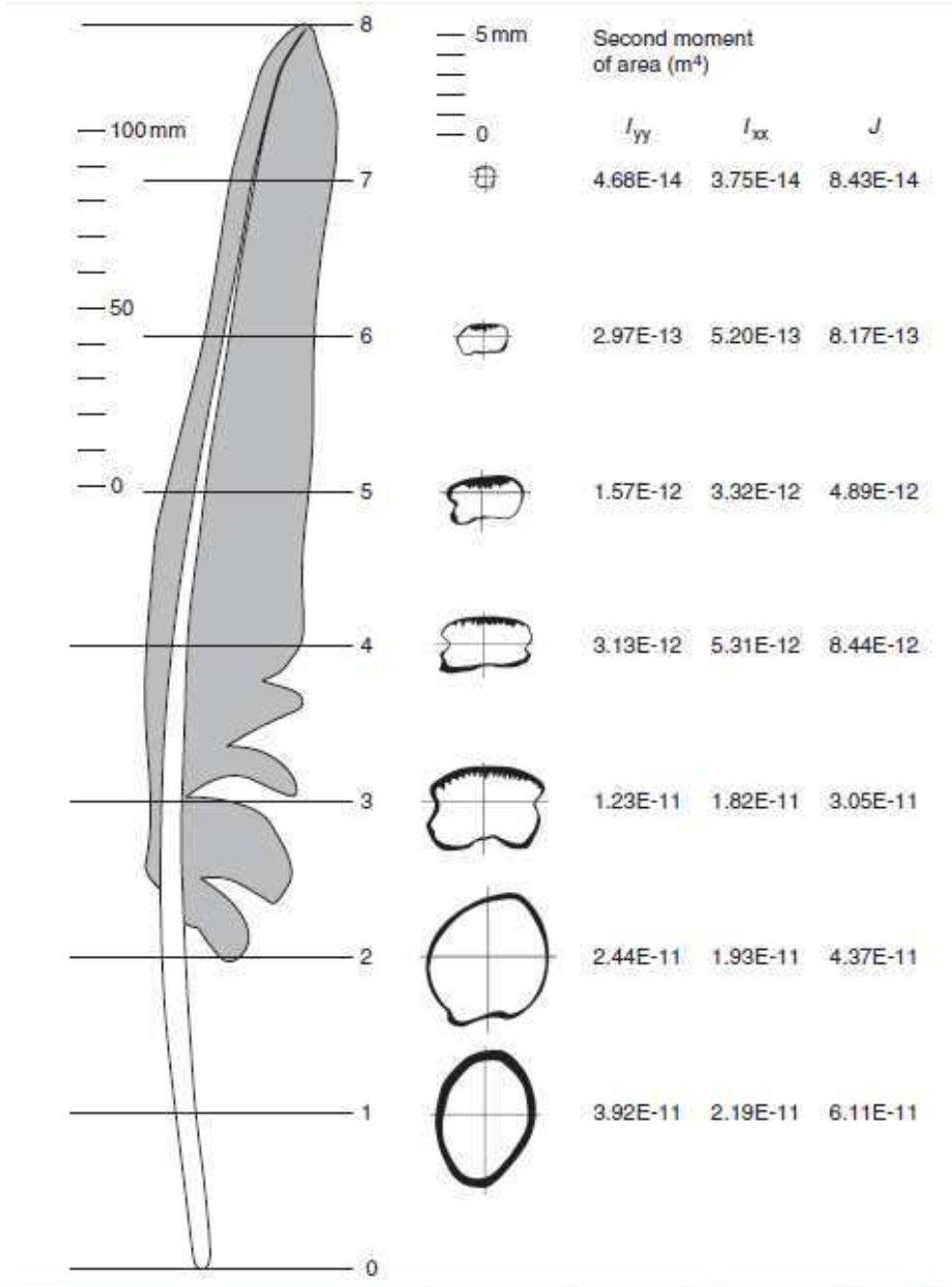
### 3.3. Kuyruktaki Uçuş Tüyleri

Kuşlarda kuyruk tüyleri Retrice olarak adlandırılır. Retriceler denge ve kontrol sağlarlar. Retriceler birbirlerine bağdokularla bağlıdır. En içteki retrice ise direk olarak kuyruk kemiğine bağlıdır.

Uçma kabiliyeti verilmiş kuşların fizikî bir sınırı vardır. Bir kuşun uçabilmesi için 15 kg'ı geçmemesi gerekir. Bu ağırlığın üzerindeki kuşların havalanabilmesi için, kanatlarının da aynı nispette büyük olması lâzımdır, ki bu derece büyük ve ağır kanatları olan bir kuşun uçabilmesi zordur. Sessiz kuğuların erkekleri 14 kilogramın üzerindedir, hatta 20 kg ağırlığa sahip kuğular bile mevcuttur. Sessiz kuğuların diğer kuşlarda olduğu gibi bazı kemikleri hava ile doludur ve bu kemikler iç kısımdan ufak direklerle sağlamlaştırılmıştır. Bu sebeple sözkonusu kuşların telek ve kemikleri, muhteviyatlarının yüzde onu kadar bir ağırlığa sahiptir. Kuğuların kanatlarında bulunan ve uçmada kullanılan teleklerin her birini harekete geçirmekle vazifeli 12 binden fazla kas lifi vardır. Uzun (50 cm) olan kanat telekleri, kanatların taşıma yüzeyini oldukça büyütmektedir. Her bir telek, uçuş esnasında 200 gram ağırlığı taşıyabilmektedir. Bu sebeple tek kanat teleğini bile kaybeden kuğunun havalanması artık mümkün değildir. Teleklerin tamamen yenilenmesi 60 gün kadar sürmektedir [14].

### 3.4. Birincil Tüyün Atalet Momentlerinin İncelenmesi

Şekil 3.5’de boz kazın birincil tüyü ve büyütülmüş enine kesitleri yer almaktadır. Kesitlerde solid keratin duvarlar siyah renkle gösterilmiştir. Her kesitteki iki karşılıklı dikey düz çizgiler sağdaki atalet momentlerinin hesaplandığı nötral eksenlerdir. I yy, Y yönündeki (sırt-karın) bükme için atalet momenti, X yönü için I xx ve burulma için J kutupsal atalet momentidir. Milin oyuklu iç yapısı yük altında burulmayı önleyen keratin yapraklardan yapılmıştır ve yük taşıyan duvarların şeklini dengeleyen köpük yada parenkima ile doludur. Milin oval kesitli olan temel kısmı hariç kesitin biçimi sırt-karın yönlü bükmelere direnç gösteren ancak bir miktar dönmeye izin veren modifiye edilmiş bir kutudur. Kutunun üst duvarı baskı yapan gerilmelere tabidir ve derinliğini Euler burulmalarına karşı direncini arttıran boyuna çıkıntılara sahiptir. Arka kanatçık (sağ), yüklendiğinde komşusunun ön kanatçığının alt tarafına karşı yöndeki herbir tüyün arka kanatçığına basarak tüyün burun aşağı yönde dönmesine yolaçan ön kanatçıktan daha geniştir [12].



Şekil 3.5. Teleğin atalet momentlerinin değişimi [12]

Şekil 3.5'in sağ tarafında tablo halinde belirtilen atalet momentleri, tüy kökten uca incelirken azalır. Bunun sebebi, herhangi bir noktadaki shaftın, merkezden uzak noktadan o noktaya kadar olan alan tarafından uygulanan momentlere direnç göstermesi gereksinimidir. Tüyün dışında kalan alan azalır ve bu da moment kolunun kısalması anlamına gelir. 0 ve 8 numaralı noktalarda her üç atalet momentinin değeri sıfırdır [12].



### 3.5. Kanat Ucu Türbülansından Yararlanma ve Enerji

Enerjinin korunumu prensibinin çarpıcı bir örneğini, kuşların uçuşunu gözlemlediğinizde bulabilirsiniz. Göçmen kuşların, uçuşa başlamadan önce, yolculuklarını tamamlamalarını sağlayacak miktarda enerji depolamaları şarttır. Buna karşın, uçmanın bir diğer şartı da mümkün olduğunca hafif olabilmektir. Uçabilmek için, bedeli ne olursa olsun fazla kilolardan kaçınılmalıdır. Bu arada yakıtın da mümkün olduğunca verimli olması şarttır. Yani yakıt minimum ağırlıkta tutulurken, verdiği enerjinin maksimum olması gereklidir. Bunların hepsi kuşlar için çözümlenmiş olması gereken problemlerdir.

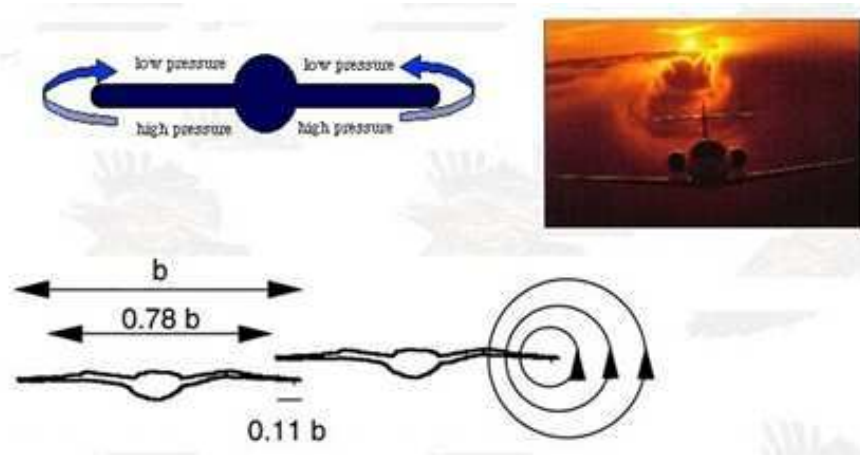
İlk adım en ekonomik uçuş hızının tespit edilmesidir. Eğer kuş çok yavaş uçacak olsa, havada asılı kalması için çok enerji sarf etmesi gerekecektir. Çok hızlı uçacak olsa, bu sefer de meydana gelen hava direncini aşmak için çok yakıt tüketmesi gerekecektir. Bu durumda yakıtın en az tüketilmesi için ideal değerde bir uçuş hızının gerektiğini görürüz. Bu arada şunu da hatırlatmak gerekir ki, iskeletlerinin ve kanatlarının aerodinamik yapılarındaki farklılar nedeniyle her kuş için farklı bir ideal hız geçerlidir.

Bu enerji sorununu altın yağmur kuşu üzerinde inceleyelim: Bu kuş, kışı geçirmek için her yıl Alaskadan Hawaiye göç eder. Durmaksızın yaptığı uçuşu sırasında rotası üzerinde hiç ada bulunmaz. Dolayısıyla kuşun uzun yolculuğu sırasında hiçbir dinlenme imkânı yoktur. Varış noktası başlangıç noktasından 4000 km uzaktadır ve bu mesafe aralıksız yaklaşık 250 bin kanat çırpışını gerektirir. Yolculuğun tümü 88 saatten fazla sürer.

Kuşun yolculuğa başlarken ağırlığı 200 gramdır. Bunun 70 gramı, yolda yakıt olarak kullanılacak yağlardan oluşur. Ancak kuş bilimciler, bir altın yağmur kuşunun bir saat uçmak için harcadığı enerjiyi tespit etmiş ve kuşun 88 saatlik uçuş için en az 82 gram yakıt harcayacağı sonucuna varmışlardır. Yani kuşun 12 gramlık bir açığı vardır ve hesaplara göre Hawaiye varmadan yüzlerce kilometre önce enerjisinin bitmesi ve denize düşmesi gerekmektedir.

Ama bu hesaba rağmen altın yağmur kuşları hiçbir zaman denize düşmez ve her sene başarıyla Hawaiye ulaşır.

Kuşlar gelişi güzel bir şekilde değil, sürü halinde uçar. Uçarken de hepsi belirli bir sıraya girer ve havada bir "V" şekli oluşturur. Bu V şekli, karşılaştıkları hava direncini azaltır. Bu uçuş düzeni o kadar etkilidir ki, kuşlar bu sayede yaklaşık % 23'lük bir enerji tasarrufu sağlar. Bu şekilde, yere indiklerinde fazladan 6-7 gram daha yağları kalmış olur. Bu artan yağ ise gereksiz değildir rüzgârların ters yönden esmesi durumunda kullanılacak yedek yakıttır [16].



Şekil 3.6. Filo halinde uçan kuşların kanat ucu türbülansın yararlanmaları [10]

Kaz ve turna gibi kuşların sıklıkla V şeklinde uçtukları gözlenir. Kuşlar önlerindeki kuşun girdabının rüzgâra karşı ön tarafını kapatması sayesinde avantaj elde ederler. Bu yukarı kaldırış kuşu da yukarı kaldırarak uçuşu biraz kolaylaştırır (Şekil 3.6).

Bir girdap sağ taraftaki kuşun sağ kanadının ucunda gösterildiği gibi her bir kanat ucunun rüzgârından kanadın arkasında aşağı yönlü akış ve rüzgârın dış kısmında da yukarı yönlü kaldırma oluşturacak şekilde oluşur. Takipçi kuş, bu kaldırma kuvveti sayesinde öndeki kuşa göre yatay olarak uygun bir pozisyonda uçmakla enerji açısından avantaj elde eder. Teorik olarak takipçi kuş için en uygun kanat ucu çakışmasının kanat açıklığı  $B$ 'nin  $1/10$ 'u kadar olması önerilir.

Yaklaşık  $0,78.B$  lik bir mesafe bir kuş yada uçağın iki ardışık girdabının merkezlerini ayırır [10].

## BÖLÜM 4. KANAT MODELLEMESİ ve HAREKET DENKLEMLERİNİN ÇIKARILMASI

### 4.1. Robotik Kuşun CAD Tasarım Öncesi Hesaplamaları

Tablo 4.1. Doğadaki kuşların fiziksel parametreleri [12]

Name	Mass(m)	Wing span(m)	Wing area(sgm)	Aspect ratio	Body frontal area	Wingbeat frequency(Hz)
<i>Phoebetria palpepreta</i>	2,560	2,180	0,338	14,100	0,0152	2,810
<i>Sula bassana</i>	3,000	1,850	0,262	13,100	0,0169	3,800
<i>Pelecanus occidentalis</i>	3,390	2,240	0,467	10,700	0,0183	2,740
<i>Ciconia ciconia</i>	3,440	1,970	0,522	7,430	0,0185	2,990
<i>Anser anser</i>	3,650	1,600	0,333	7,690	0,0193	4,330
<i>Trionoceph occipitalis</i>	3,700	2,230	0,667	7,460	0,0194	2,520
<i>Diomedea chrysostoma</i>	3,790	2,180	0,334	14,200	0,0197	3,270
<i>Diomedea meianophris</i>	3,790	2,190	0,354	13,500	0,0197	3,200
<i>Gavia immer</i>	4,130	1,380	0,194	9,820	0,0209	12,700
<i>Aquila chrysaetos</i>	4,390	2,010	0,612	6,600	0,0218	3,040
<i>Coscoroba coscoroba</i>	4,600	1,760	0,384	8,070	0,0225	4,120
<i>Pelecanus rufescens</i>	4,800	2,220	0,645	7,640	0,0231	2,820
<i>Pelecanus erythrorhynchos</i>	5,090	2,470	0,680	8,970	0,0240	2,550
<i>Macronectes giganteus</i>	5,190	1,980	0,26	12,000	0,0243	4,070
<i>Glide polar computed for</i>	5,190	2,010	0,331	12,2000	0,0243	3,990
<i>Branta canadensis</i>	5,340	1,690	0,372	7,680	0,0248	4,570
<i>Gyps africanus</i>	5,500	2,220	0,716	6,880	0,0253	2,860
<i>Cygnus bewricki</i>	6,100	2,960	0,421	9,120	0,0271	4,010
<i>Torgos trachheliotus</i>	6,600	2,610	1,030	6,770	0,0286	2,300
<i>Leptoptilos crumeniferus</i>	7,080	2,630	0,935	7,400	0,0299	2,450
<i>Gyps rueppelii</i>	7,300	3,500	0,892	7,010	0,0306	2,640
<i>Pelecanus onocrotalus</i>	7,300	2,860	0,934	8,760	0,0306	2,290
<i>Diomedea exulans</i>	8,730	3,010	0,592	15,300	0,0344	2,710
<i>Cygnus olor</i>	9,100	2,300	0,650	8,140	0,0354	3,460
<i>Aegyptius monachus</i>	9,900	2,040	1,400	6,600	0,0374	2,110
<i>Cygnus cygnus</i>	10,300	2,290	0,620	8,460	0,0384	3,690
<i>Vultur gryphus</i>	11,200	2,530	0,933	6,860	0,0406	3,020

Tablo 4.1’de doğadaki kuşların kütle, kanat açıklığı, kanat alanı, kanat en-boy oranı  $A_R$ , ön kesit alanı ve kanat çırpma frekansı bilgileri verilmiştir [12].

1. Kütle Kanat açıklığı
2. Kütle Kanat alanı
3. Kütle En - boy oranı  $A_R$
4. Kütle Ön kesit alanı
5. Kütle Kanat çırpma frekansı

Bu dataların kesişim noktalarından geçen doğrunun parabolün denklemi elde edilerek, yapılan yazılımla, tasarımı yapılacak olan robotik kuşun boyutları ve ana tasarım parametrelerinin belirlenmesi mümkün olmaktadır. Bu yaklaşım bize, doğadaki gerçek kuşa benzer bir yapının oluşturulabilmesi imkânını sunmaktadır.

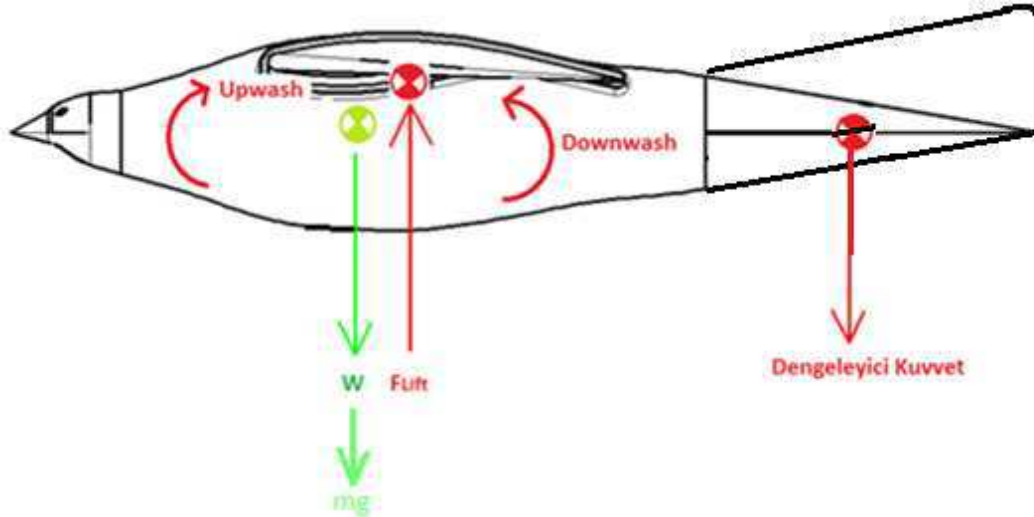
## 4.2. Kanat Profili Seçilmesi

Kanat hesabı robotik kuşun havada uçabilmesi için en gerekli hesaptır. Kanadın profilini belirlemek için kuşun hangi irtifalarda ve hangi hız aralıklarında uçtuğu, ağırlığı, kanat açıklığı, kanat alanı, en/boy oranı, ön kesit alanı, kanat çırpma frekansı gibi bilgilerin bilinmesi gereklidir.

İki boyutlu kanat profili seçilirken düşük Reynold sayısı, düşük hızlarda ve düşük hücum açısında (kuşlar için  $0^\circ - 5^\circ$ ) yüksek taşıma katsayısı ve dolayısıyla yüksek taşıma kuvveti sağlayan bir profil seçilmiştir. Seçilen bu profil XFLR5 programında analizlere tabi tutulmuş ve elde edilen sonuçlar ışığında kanat ve robotik kuş tasarımına gidilmiştir.

### 4.2.1. İki boyut profilin belirlenmesi

Robotik kuşun kütesinin gündüz kamera sistemi, gece görüş sistemi, hassas koordinat kestirimi sistemi, taret mekanizması ve lazer güdümlü işaretleme gibi ilave cihazlarla birlikte 2 kg’ın altında olması hedeflenmiştir. Bu kabule göre robotik kuşun toplam ağırlığı  $W = 2.9,81 = 19,62N$  olmaktadır.



Şekil 4.1. Robotik kuş üzerindeki kuvvetler

Robotik kuşun ortalama gerçek hızının 50 km/h (13,8 m/s) olması öngörülmüştür.

$$F_L = 0,5 \cdot C_L \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_w \quad (1.3)$$

$F_L$  : Taşıma kuvveti (N)

$C_L$  : Taşıma katsayısı (Boyutsuz)

$\delta$  : Hava yoğunluğu (1,225kg/m<sup>3</sup>)

$V_t$  : Hava hızı (öngörülen 13,8 m/s)

$S_w$  : Kanat alanı (tasarlanan 0,425 m<sup>2</sup>)

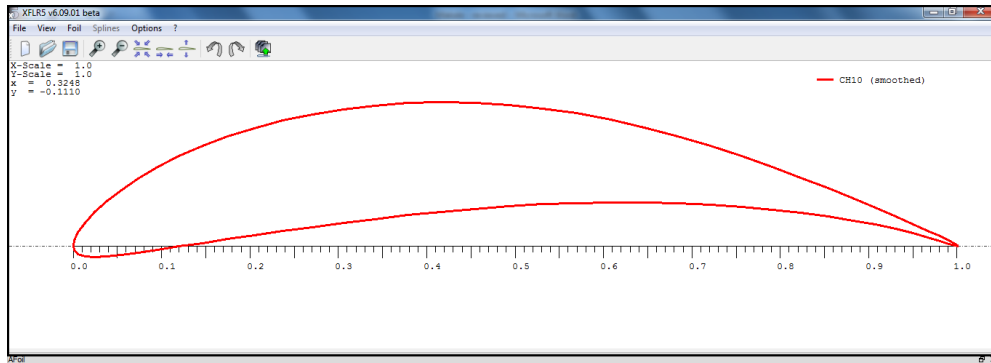
$$19,62 = 0,5 \cdot C_L \cdot 1,225 \cdot 13,8^2 \cdot 0,425$$

$$C_L = 0,39$$

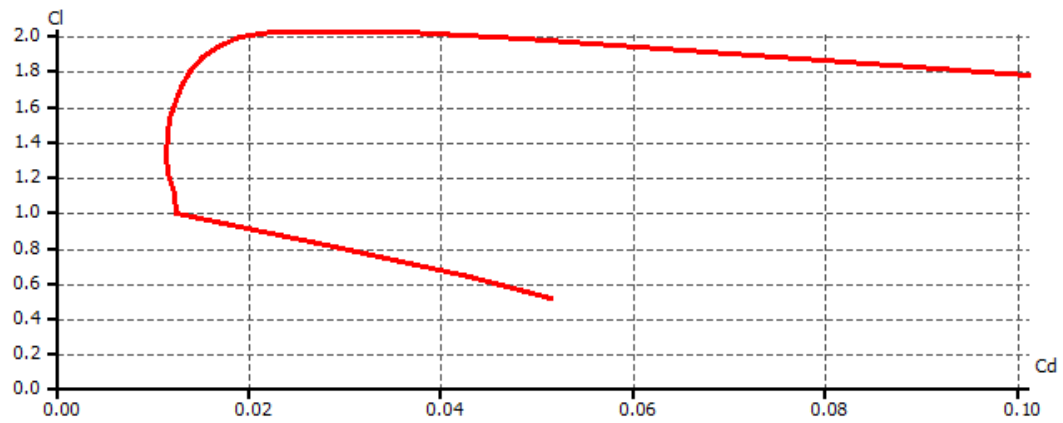
Robotik kuşun 13,8 m/s lik hızı için gerekli olan minimum taşıma katsayısı 0,39 olarak belirlenmiştir.

Sivil havacılıkta kullanılan bütün kanat profil koordinatlarına internetten ulaşılabilmektedir [15]. Bu data listesinden, yüksek taşıma ve düşük reynolds sayılı airfoil (high lift and low reynolds number airfoils) özelliklerine haiz **ch10sm** kodunda bir airfoil seçilmiştir. Seçilen bu airfoilin 3D kanat çizilmeden ortaya çıkan tüm grafikleri Şekil 4.2’de görülmektedir.

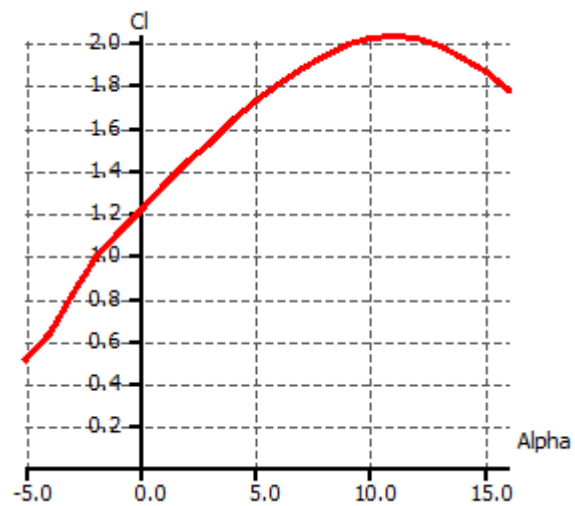
a)



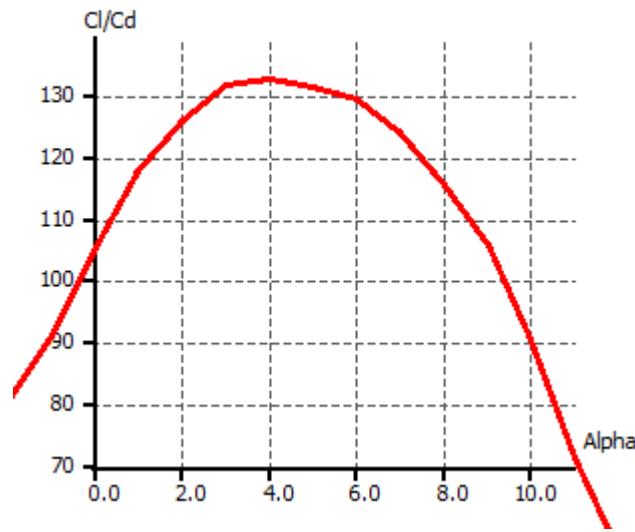
b)



c)



d)



Şekil 4.2. ch10sm profili iki boyut kanat analiz grafikleri

Şekil 4.2-a'da kanat profilinin kambur yapısı gözükmemektedir.

Şekil 4.2-b'de  $C_L$ - $C_D$  grafiğine bakıldığında seçilen airfoilin  $C_L$  katsayısı 0.9 ile 2 arasında  $C_D$  katsayısı minimum gözükmemektedir. Yüksek kaldırma kuvvetine karşılık düşük sürüklenme kuvveti değeri elde edilebilmektedir.

Şekil 4.2-c'de hücum açısı  $0^\circ$  ile  $5^\circ$  arasında  $C_L$  katsayısının yüksek olduğu görülmektedir.

Şekil 4.2-d'de hücum açısı  $3^\circ$  ile  $5^\circ$  arasındaki  $C_L/C_D$  oranının yüksek olduğu gözükmemekte olup bu değer aerodinamik verimin yüksek olduğunu göstermektedir.

XFLR5 programında yapılan analizler sonucunda minimum  $C_L = 0,39$  katsayısını elde edebileceğimiz ch10sm kodlu airfoilin kullanılabileceği görülmüştür. Yapılan analizlerden elde ettiğimiz sonuçlar düşük hücum açısında kuş için  $0^\circ$  ile  $5^\circ$  de  $C_L$  katsayısının yüksek ve  $C_D$  katsayısının buna nazaran aynı oranda düşük olduğunu göstermektedir. Bu durum yüksek kaldırma kuvvetine karşılık düşük sürüklenme kuvveti anlamına gelmektedir ve bu arzu edilen bir durumdur (Şekil 4.2-b).

Kaldırma sadece kanatta olduğu için hesaplamalara kanattan başlanmaktadır. Robotik kuşun 19,62 N luk aşağı çeken kuvvet ve hücum açısı  $0^\circ$  durumundayken yapılan analiz sonucu 3D kanat  $C_L$  katsayısı 0,7 olarak belirlenmiştir.

$$F_L = 0,5 \cdot C_L \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_w \quad (1.3)$$

$$F_L = 0,5 \cdot 0,7 \cdot 1,225 \cdot 13,8^2 \cdot 0,425$$

$F_L = 34,7$  N Bu kaldırma kuvveti, minimum  $0^\circ$  hücum açısında robotik kuşun toplam kütesini kaldırmak için yeterlidir.

### 4.3. Kuyruk Hesabı

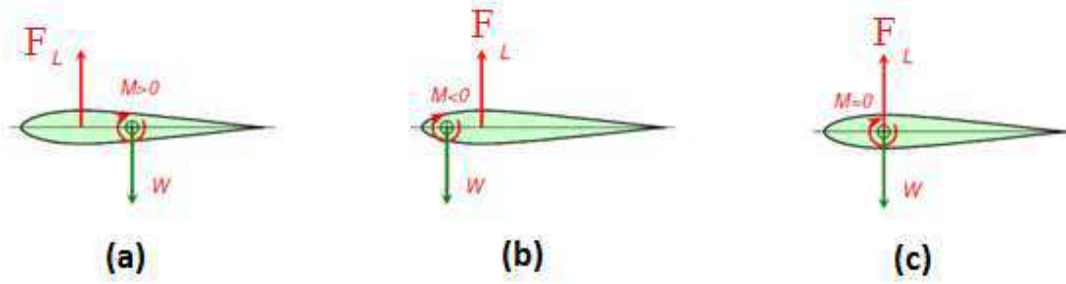
Denge, bir cisme etkiyen kuvvet ve momentlerin birbirini dengelemesi şeklinde tanımlanır. Bir kanat için kuvvetlerin dengesi, sabit irtifada, sabit hızla düzgün-simetrik bir uçuş hali için taşıma kuvvetiyle ağırlığın, itki kuvvetiyle sürüklemenin dengelenmesi olarak belirtilebilir. Bu uçuşun aynı nitelikte devam ettirilebilmesi için ayrıca kuvvetlerin ağırlık merkezi etrafında oluşturdukları momentlerin de birbirini dengelemesi gereklidir. Örnek olarak simetrik kesitli bir kanadın dengesi incelenirse (Şekil 4.3):

1. Ağırlık merkezinde aşağı doğru bir ağırlık kuvveti etkiyecektir.
2. Hücum açısıyla orantılı ve yukarı doğru bir taşıma kuvveti etkiyecektir.
3. Hücum açısı uygun seçildiği takdirde ağırlığa eşit olacak taşıma kuvveti ağırlık kuvvetini dengeleyebilecektir.
4. Kesitin simetrik olması nedeniyle aerodinamik merkez etrafındaki yunuslama momenti sıfır olacak ve hücum açısıyla birlikte değişmeyecektir.

Bu durumda:

Şekil 4.3-a'da görüldüğü gibi ağırlık merkezi aerodinamik merkezin gerisinde olduğu takdirde taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında bir burun yukarı (pozitif) moment oluşturacaktır. Bu moment bir başka momentle dengelenmediği için hücum açısının artmasına, artan hücum açısı da taşımanın ve dolayısıyla momentin artmasına neden olacak, artan moment hücum açısının daha da artmasına yol açacak ve bu süreç tutunma kaybına kadar gidecektir.





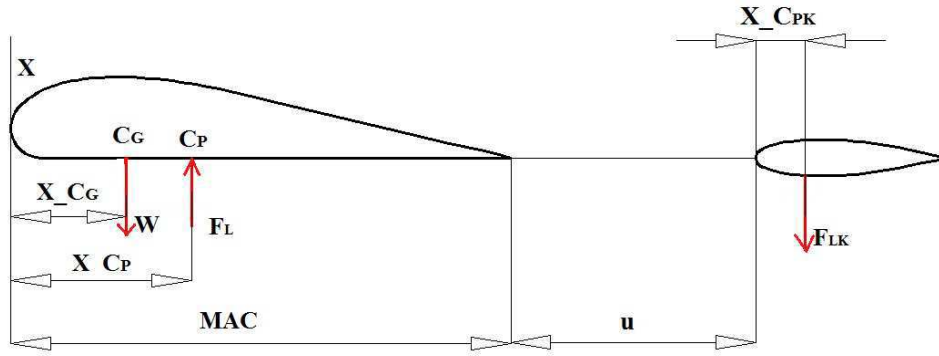
Şekil 4.3. Kanattaki kaldırma ve yerçekimi kuvvetlerinin durumu [17]

Şekil 4.3-b’de görüldüğü gibi ağırlık merkezi aerodinamik merkezin önünde olduğu takdirde taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında burun aşağı moment oluşturacaktır. Bu moment bir başka momentle dengelenmediği için hücum açısının azalmasına, azalan hücum açısı da taşımanın azalmasına neden olacak, bu durumda kuvvetlerin dengesi bozulacak ve taşıma kuvveti ağırlığı karşılayamayacaktır.

Şekil 4.3-c’de görüldüğü gibi ağırlık merkezi tam aerodinamik merkez üzerinde olursa taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında moment oluşturmayacak, dolayısıyla gerek kuvvetlerin, gerekse momentlerin dengesi sağlanmış olacaktır. Ancak bu denge durumu çok kritik olup, ağırlık merkezindeki en ufak bir kaçıklık diğer iki durumdaki sonuçlara varılmasına neden olacaktır.

Görüldüğü gibi dikdörtgensel üst-görünümlü simetrik kesitli bir kanadın yalnız basına kararlı biçimde uçurulması mümkün değildir. Nitekim böyle bir kanadın kararlı bir şekilde uçuşunu sağlamak için yatay kuyruk (horizontal tail) adı verilen ilave bir taşıyıcı yüzeyden yararlanır [17].

Yunuslama momenti, kuşun uçuş esnasında burun aşağı (downwash) ya da burun yukarı (upwash) hareketi ile takla atmasına sebebiyet veren momenttir. Kuyruk tasarımında, kuyruğun ağırlık merkezinden uzaklığı öngörülürken, robotik kuşun statik dengesi ve yunuslama momenti dengesi stabil değerlerde korunmalıdır. Kuyruk denge hesabı, robotik kuşun süzülürken (planör mantığı) uçuşunda hali düşünülmüştür.



Şekil 4.4. Kuyruk denge hesabı

Şekil 4.4’de robotik kuşun statik dengesi incelendiğinde, kanadın taşıma kuvveti ağırlık merkezi etrafında burun aşağı bir moment oluşturacağından, bunun dengelenebilmesi için kuyruk yüzeyinin zıt yönde burun yukarı moment oluşturması gerektiği söylenebilir. Bunun için de kuyruk taşıma kuvvetinin aşağı doğru, yani kuyruk hücum açısının negatif olması gerekir. Böylece robotik kuşun ağırlığı

$$\Sigma F = F_L - W - F_{LK} \quad (4.1)$$

şeklinde dengelenirken, ağırlık merkezi etrafındaki moment de

$$M_Y = F_{LK} \cdot [MAC - (X_{CG}) + u + (X_{CPK})] \quad (4.2)$$

şeklinde dengelenecektir [17].

$C_G$  : Robotik kuşun ağırlık merkezi

$C_P$  : Taşıma kuvvetinin ( $F_L$ ) kanat üzerinde etki ettiği basınç merkezi noktası

$X_{CP}$  : Kanadın hücum kenarıyla  $C_P$  arası mesafe

$X_{CPK}$  : Kuyruk hücum kenarı ile kuyruk  $C_P$  merkezi arası mesafe

$X_{CG}$  : Kanadın hücum kenarıyla  $C_G$  arası mesafe

$MAC$  : Ortalama chord uzunluğu

$u$  : Kanat firar kenarı ile kuyruk hücum kenarı arası mesafe

#### 4.3.1. Kuyruk hacim katsayısı hesabı

Kuyruğun birincil amacı kanat tarafından oluşturulan momentleri dengelemektir. Bundan dolayı kuyruğun boyutunun kanadın boyutuyla bir şekilde orantılı olması

beklenir. Moment denklemlerinden anlaşılacağı gibi bu ikisi arasında direk bir orantı vardır. Kuyruğun kaldırmasından meydana gelen kuvvet kuyruğun alanıyla orantılıdır. Kuyruğun etkinliği kuyruk alanıyla kuyruk moment kolunun çarpımıyla orantılıdır. Buradan kuyruk boyutunun başlangıç tahminine götüren kuyruk hacim katsayısı metoduna varılır [18].

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} \cdot S_{VT}}{B \cdot S_w} \quad (4.3)$$

$S_{VT}$  : Dikey kuyruk alanı ( $m^2$ )

$L_{VT}$  : Dikey kuyruk  $C_p$  merkezi ile kanat  $C_p$  merkezi arası mesafe (m)

$B$  : Kanat açıklığı (m)

$S_w$  : Kanat alanı ( $m^2$ )

$C_{VT}$  : Dikey kuyruk hacim katsayısı (Tablo 4.2'den seçilir)

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} \cdot S_{HT}}{C_h \cdot S_w} \quad (4.4)$$

$S_{HT}$  : Yatay kuyruk alanı ( $m^2$ )

$L_{HT}$  : Yatay kuyruk  $C_p$  merkezi ile kanat  $C_p$  merkezi arası mesafe (m)

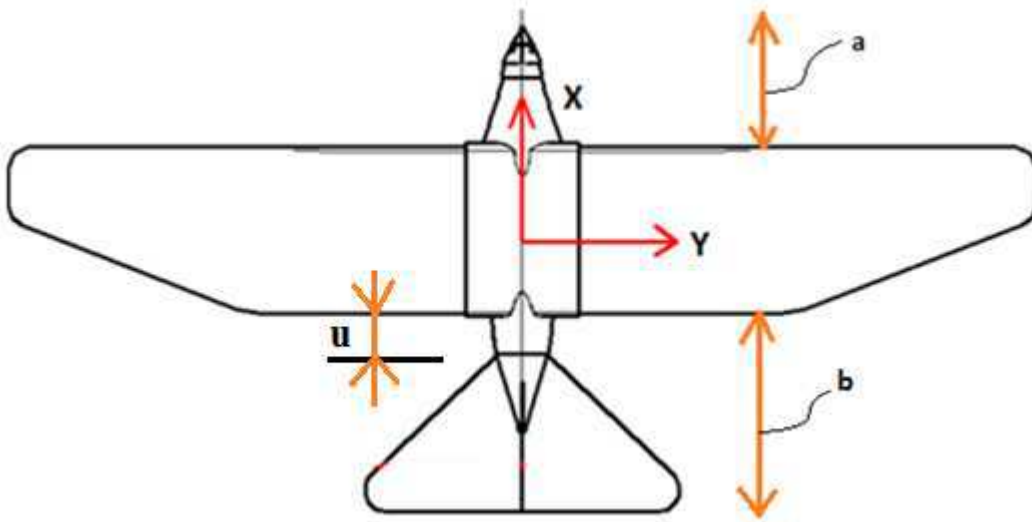
$C_h$  : Chord uzunluğu (m)

$S_w$  : Kanat alanı ( $m^2$ )

$C_{HT}$  : Yatay kuyruk hacim katsayısı (Tablo 4.2'den seçilir)

Tablo 4.2 den değişik aircraftlar için hacim katsayıları bulunur. Bu değer yerine konarak  $S_w$  kanat alanı bulunur. Kuyruk boyutunu hesaplamak için moment kolunun tahmin edilmesi gerekir. Bu değer gövde boyunun yüzdesi olarak tahmin edilebilir. Önden motorlu aircraft için kuyruk kolu gövde uzunluğunun % 60, motorları kanatta olan için %50-55, motoru arkada olanlar için % 45-50 ve planör için % 65 dir [18].

Robotik kuş için moment kolu mesafesi doğadaki gerçek kuş özelliklerinden faydalanılmaktadır.



Şekil 4.5. Robotik kuşun a,b,u mesafeleri

Robotik kuş kanadının hücum kenarı ile gaga arası mesafesi (a) harfi ile; firar kenarı yatay kuyruğun firar kenarı arası (b) harfi ile

Ve firar kenarı ile yatay kuyruğunun hücum kenarı arası (u) harfi ile gösterilmiş ve

$$a = 260 \text{ mm}$$

$$b = 560 \text{ mm}$$

$$u = 310 \text{ mm}$$

olarak belirlenmiştir.

Tablo 4.2. Kuyruk için hacim katsayısı tablosu [18]

	Horizontal $c_{HT}$	Vertical $c_{VT}$
<b>Sailplane</b>	<b>0.50</b>	<b>0.02</b>
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Komple hareketli bir kuyruk için hacim katsayısı %10-15 düşürülebilir [18].

### 4.3.2. Kuyruk alan ve konum hesabı

Kuyruk airfoil konturu simetrik profilden seçilmiştir. Kuyruğun taşımaya bir katkısı olmadığı ve kanat taşıma kuvveti yönünün tersi istikamette kuvvet oluşturması gerekliliği için simetrik profil kullanılmıştır. Kanat hücum açısı arttıkça kanat taşıma kuvvetinin etkidiği  $C_p$  noktası hücum kenarına doğru yerdeğiştirme söz konusu olduğundan, kuyruğun buradaki vazifesi robotik kuşun yunuslama moment dengesini sağlamaya çalışmaktır.

#### 4.3.2.1. Yatay kuyruk alan hesabı

Robotik kuşun yunuslama momenti istenilen değerde tutulabilmesi için yatay kuyruğun belirli bir alana sahip olması gerekmektedir. 4.4 denklemdeki  $L_{HT}$  mesafesi [18];

$$L_{HT} = \frac{C_{HT} \cdot C_h \cdot S_w}{S_{HT}} \quad (4.4)$$

$$L_{HT} = [MAC - X_{C_p}] + 310 + X_{C_{PK}} \quad (4.5)$$

MAC : 253 mm (XFLR5 analizi sonucu)

$X_{C_p}$  : 130 mm

$X_{C_{PK}}$  : 60 mm (değerler XFLR5 analiz sonucu elde edildi)

$$L_{HT} = [253 - 130] + 310 + 60$$

$L_{HT} = 493$  mm olarak belirlenmiştir.

Tablo 4.2'den

$C_{HT} = 0,5$  (Sabit kuyruk için)

$C_{HT} = 0,45$  (Hareketli kuyruk için)

$C_{VT} = 0,02$  (Sabit kuyruk için)

$C_{VT} = 0,018$  (Hareketli kuyruk için)

$C_h$  : 0,253 m (MAC)

$S_w$  : 0,425 m<sup>2</sup>

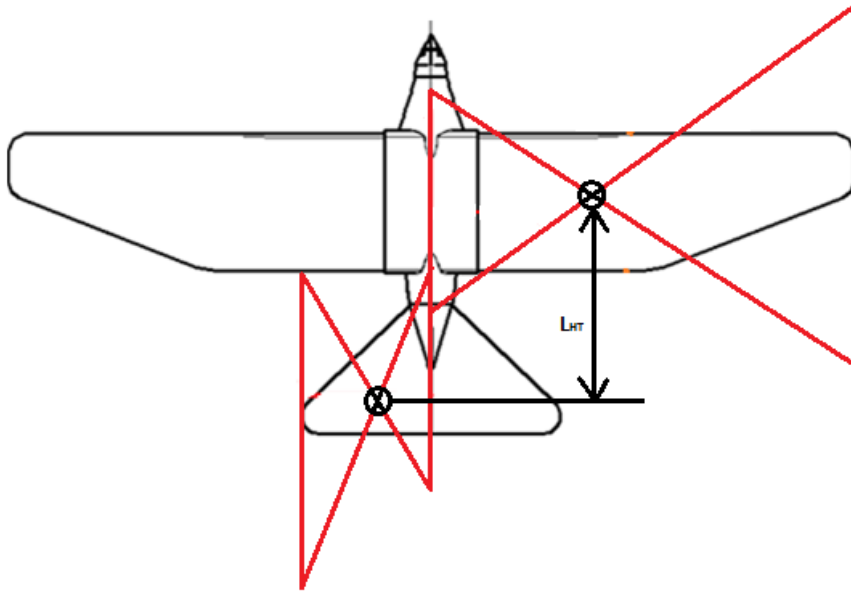
Değerler 4.4 eşitliğinde yerine yazıldığında;

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} \cdot C_h \cdot S_w}{L_{HT}} \quad (4.4)$$

$$S_{HT} = \frac{0,45 \cdot 0,253 \cdot 0,425}{0,493}$$

$S_{HT} = 0,098 \text{ m}^2$  bulunur ( $0,11 \text{ m}^2$  öngörüldü)

Bulunan bu değer yatay kuyruk alanıdır.



Şekil 4.6. Robotik kuşun  $L_{HT}$  mesafesi

#### 4.3.2.2. Dikey kuyruk alan hesabı

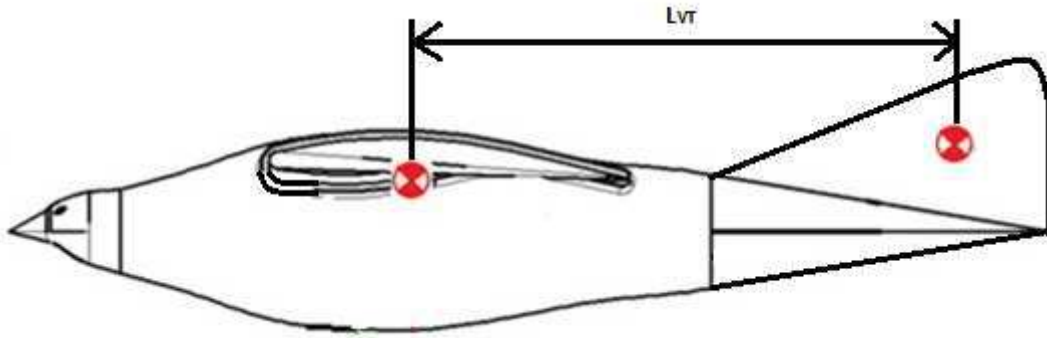
$$S_{VT} = \frac{C_{VT} \cdot B \cdot S_w}{L_{VT}} \quad (4.1)$$

$L_{VT}$  mesafesi  $L_{HT}$  değerinde alındı.

$$S_{VT} = \frac{0,018 \cdot 1,96 \cdot 0,425}{0,493}$$

$$S_{VT} = 0,03 \text{ m}^2$$

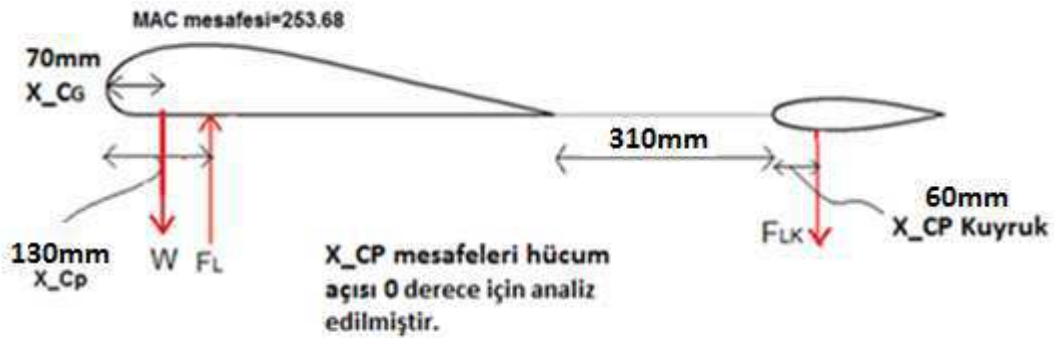
Bulunan bu değer dikey kuyruk alanıdır.



Şekil 4.7. Robotik kuşun  $L_{VT}$  mesafesi

### 4.3.3. Yatay kuyruk denge hesabı

Tasarlanan robotik kuşun koordinat merkezi tasarım aşamasında kanadın hücum kenarı olarak belirlenmiştir. Diğer bütün kuvvetler, momentler koordinat merkezi sıfır alınarak boyutlandırma hesabına gidilmiştir.



Şekil 4.8. Yatay kuyruk dengesi

Kanatta  $C_L$  taşıma katsayısı hücum açısı  $0^\circ$  deki değeri 0,7 gelmektedir, bu taşıma katsayısına göre taşıma kuvveti değeri  $F_L = 34,7 \text{ N}$ 'dur.

Yunuslama momenti katsayısı ( $C_m$ ) yapılan analiz sonucu kanat hücum açısı  $0^\circ$  deki değeri -0,16'dır.

Tablo 4.3. XFLR5 programında yapılan analiz sonucu kuyruk aerodinamik değerleri

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-10.000	-1.0367	0.02233	0.01673	-0.0121	1.0000	0.0214	-6.7373	0.0000	0.2288
-9.000	-0.9535	0.01821	0.01219	-0.0091	1.0000	0.0256	-5.6963	0.0000	0.2322
-8.000	-0.8594	0.01568	0.00932	-0.0066	1.0000	0.0300	-4.6291	0.0000	0.2351
-7.000	-0.7671	0.01280	0.00632	-0.0036	1.0000	0.0439	-3.6730	0.0000	0.2390
-6.000	-0.6694	0.01114	0.00466	-0.0012	1.0000	0.0741	-2.8610	0.0000	0.2428
-5.000	-0.5731	0.00973	0.00351	0.0016	1.0000	0.1278	-2.2475	0.0000	0.2482
-4.000	-0.4774	0.00850	0.00269	0.0045	1.0000	0.2246	-1.6750	0.0000	0.2553
-3.000	-0.3694	0.00752	0.00218	0.0045	0.9965	0.3491	-1.1715	0.0000	0.2588
-2.000	-0.2180	0.00650	0.00188	-0.0041	0.9698	0.5303	-0.7983	0.0000	0.2278
-1.000	-0.1003	0.00582	0.00165	-0.0041	0.9012	0.6799	-0.5446	0.0000	0.2054
0.000	0.0000	0.00565	0.00158	-0.0000	0.7994	0.7994	-0.3871	0.0000	0.4350
1.000	0.1003	0.00582	0.00165	0.0041	0.6799	0.9012	-0.5446	0.0000	0.2054
2.000	0.2180	0.00650	0.00188	0.0041	0.5303	0.9699	-0.7983	0.0000	0.2278
3.000	0.3694	0.00752	0.00218	-0.0045	0.3491	0.9965	-1.1715	0.0000	0.2588
4.000	0.4774	0.00850	0.00269	-0.0044	0.2247	1.0000	-1.6750	0.0000	0.2553
5.000	0.5730	0.00973	0.00351	-0.0016	0.1278	1.0000	-2.2474	0.0000	0.2482
6.000	0.6694	0.01114	0.00466	0.0012	0.0741	1.0000	-2.8610	0.0000	0.2428
7.000	0.7671	0.01280	0.00632	0.0036	0.0439	1.0000	-3.6730	0.0000	0.2390
8.000	0.8594	0.01568	0.00932	0.0066	0.0300	1.0000	-4.6292	0.0000	0.2351
9.000	0.9536	0.01821	0.01219	0.0091	0.0256	1.0000	-5.6965	0.0000	0.2322
10.000	1.0368	0.02233	0.01673	0.0121	0.0214	1.0000	-6.7378	0.0000	0.2288

Yunuslama momenti;

$$M_Y = C_m \cdot 0,5 \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_w \cdot C_h \quad (1.20)$$

$$M_Y = (-0,16) \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 13,8^2 \cdot 0,425 \cdot 0,253$$

$$M_Y = -2 \text{ Nm (Burun aşığı moment üretmektedir)}$$

Moment noktası  $X_{C_G}$  olarak alınırsa

$$-2 = [(MAC - X_{C_G}) + 0,31 + (Kuyruk X_{C_P})] F_{LK} \quad (4.2)$$

$$-2 = 0,553 F_{LK}$$

$$F_{LK} = -3,61 \text{ N}$$

Kuyruğun üretmesi gereken dengeleyici kuvvet değeri  $F_{LK} = -3,61 \text{ N}$ 'dir. Bu kuvveti oluşturacak kuyruk taşıma katsayısı  $C_L$  değeri;

$$F_{LK} = C_L \cdot 0,5 \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_{WK}$$

$$-3,61 = C_L \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 13,8^2 \cdot 0,11$$

$$C_L = -0,28 \text{ bulunmaktadır.}$$



Yapılan analiz sonucu kuyruk taşıma katsayısı  $C_L = -0,28$  değerine veren hücum açısı değeri, Tablo 4,3'den  $-3^\circ$  olarak bulunmuştur.

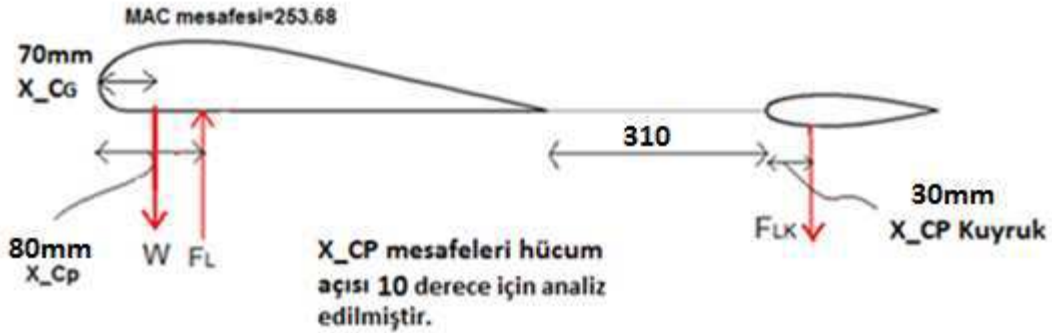
Statik denge;

$$\Sigma F = F_L + (-F_{LK}) + (-W) \quad (4.1)$$

$$\Sigma F = 34,7 - 3,61 - 19,62$$

$$\Sigma F = + 11,47 \text{ N}$$

Yukarı yöndeki bu kuvvet robotik kuşun bir takım kayıpları göz önüne alındığında stabil uçuşmasını sağlamaktadır. Yazılımla istenildiği takdirde gerekli parametreler değiştirilerek bu arta kalan kuvvet azaltılabilir.



Şekil 4.9. Yatay kuyruk dengesi

Yunuslama momenti katsayısı ( $C_m$ ) yapılan analiz sonucu kanat hücum açısı  $10^\circ$  deki değeri  $C_m = -0,07$ 'dir.

Yunuslama momenti;

$$M_Y = C_m \cdot 0,5 \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_w \cdot C_h \quad (1.20)$$

$$M_Y = (-0,07) \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 13,8^2 \cdot 0,425 \cdot 0,253$$

$$M_Y = -0,87 \text{ Nm (Burun aşağı moment üretmektedir)}$$

Moment noktası  $X_{CG}$  olarak alınırsa

$$-0,87 = [(MAC - X_{CG}) + 0,310 + (\text{Kuyruk } X_{CP})] F_{LK} \quad (4.2)$$

$$-0,87 = 0,523 F_{LK}$$

$$F_{LK} = -1,66 \text{ N}$$

Kuyruğun üretmesi gereken dengeleyici kuvvet değeri  $F_{LK} = -1,66 \text{ N}$ 'dır. Bu kuvveti oluşturacak kuyruk taşıma katsayısı  $C_L$  değeri;

$$F_{LK} = C_L \cdot 0,5 \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot S_{WK}$$

$$-1,66 = C_L \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 13,8^2 \cdot 0,11$$

$$C_L = -0,13 \text{ bulunmaktadır.}$$

Yapılan analiz sonucu kuyruk taşıma katsayısı  $C_L = -0,13$  değerine veren hücum açısı değeri, tablo 4.3'den  $-1^\circ$  olarak bulunmuştur. Kuyruk tespit açısı  $-3^\circ$  olarak belirlenmişti, kanatta maksimum  $10^\circ$  lik hücum açısı verildiğinde, kuyruk sadece  $2^\circ$  kuyruğunu yukarı bükerek rahatlıkla dengeye kavuşabilmektedir.

Kuyruk, robotik kuşa  $-3^\circ$  tespit açısıyla monte edildiği takdirde oluşan yunuslama momentlerini dengeleyebilme kapasitesine sahip olacaktır. Robotik kuşun  $C_G$  ve  $C_P$  konumlarının yer değişimleri elektronik karta yüklenecek olan yazılım ile kuyruğun aşağı yukarı hareket yapması sağlanacak ve oluşan moment istenilen değerde tutulması sağlanabilecektir.

Statik denge;

$$\Sigma F = F_L + (-F_{LK}) + (-W) \quad (4.1)$$

$$\Sigma F = 66,9 - 1,66 - 19,62$$

$$\Sigma F = + 45,62 \text{ N}$$

Kanat hücum açısı  $10^\circ$  olduğunda robotik kuş hızla irtifa kazanmaya başlayacaktır.

#### 4.3.3.1. Kanat çırparken kuyruk denge hesabı

Robotik kuşun kanat çırparken kanat hücum açısı  $0^\circ$  iken yunuslama momenti katsayısı ( $C_m$ ) yapılan analiz sonucu maksimum  $-0,2$  ve minimum  $-0,15$  değerleri görülmüştür.

Maksimum moment;

$$C_m = -0,2$$

$$M_Y = -2,5 \text{ Nm}$$

$$F_{LK} = -4,52 \text{ N}$$

$$C_L = -0,35$$

Kuyruk  $-3^\circ$  hücum açısı yeterli gelmektedir. Mevcut konsept karşılayabilmektedir.

Minimum moment;

$$C_m = -0,15$$

$$M_Y = -1,88 \text{ Nm}$$

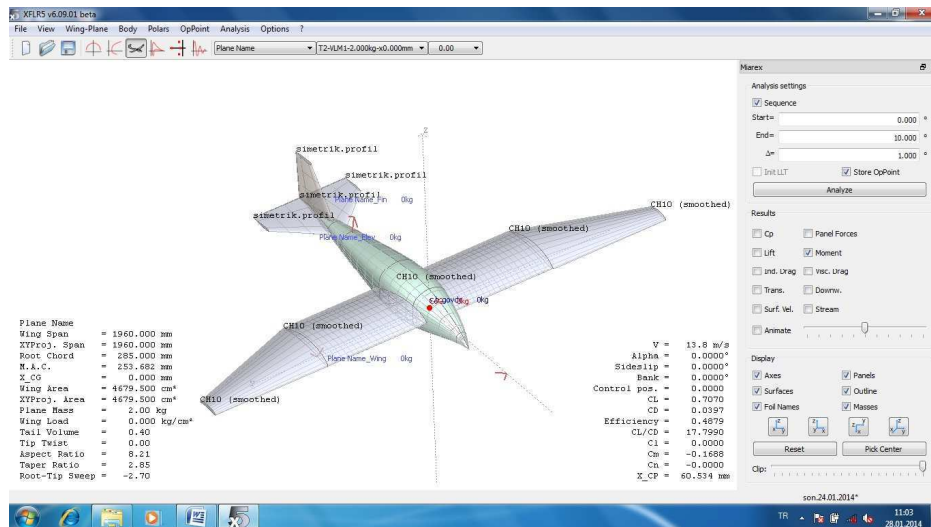
$$F_{LK} = -3,39 \text{ N}$$

$$C_L = -0,26$$

Kuyruk  $-2^\circ$  hücum açısı yeterli gelmektedir. Kuyruk  $-3^\circ$  tespit açısı ile montajı yapıldığından  $1^\circ$  yukarı kaldırıldığında dengeyi sağlayabilmektedir.

#### 4.4. Parazit Sürüklenme Katsayısı ( $C_{D0}$ ) Hesabı

Robotik kuşun güç hesabına geçmeden önce  $C_D$  geri sürüklenme katsayısını hesaplamamız gerekmektedir. İki boyut airfoilden sürüklenme katsayısını bulmak çok sağlıklı olmamaktadır. Kanat ucu dönen hava akımları ve bunun sonucunda kanat ucu girdaplarının ayrıca parazit ve profil sürüklemenin de hesaba katılması gerekmektedir. Bütün bu sürüklenme kuvvetleri sürüklenme katsayısını etkilemekte ve robotik kuşun bir bütün olarak analiz edilmesi gerekmektedir.



Şekil 4.10. Tasarlanan robotik kuşun XFLR5 programında analizi

Analiz sonucu,  $0^\circ$  hücum açısında ve 13,8 m/s ilerleme hızında, taşıma katsayısı  $C_L=0,7$  ve sürüklenme katsayısı  $C_D = 0,039$  değeri elde edilmektedir.

$$C_D = C_{Di} + C_{D0}$$

$$C_D = K.C_L^2 + C_{D0} \quad (1.8)$$

$$K = \frac{1}{\pi . A_R . e} \quad (1.9)$$

$e = 0,95$  (Oswald verim faktörü)

Denklemdaki indüklenmiş sürüklenme katsayısı (K); kanadın en-boy oranı ( $A_R$ ), Oswald sayısı ve  $\pi$  sayısına bağlı olarak yazılabilir.

K sayısının denklemden yerine yazılması ve bu denklemin parazit sürüklenme katsayısını verecek şekilde yeniden düzenlenmesiyle kaldırma katsayısının sıfır olduğu konumda sürüklenme katsayısı değerini ifade eden  $C_{D0}$ , bilinenler cinsinden hesaplanabilir.

$$A_R = \frac{B}{Ch} \quad (1.10)$$

B : Kanat açıklığı (1,96m)

$C_h$  : Chord uzunluğu (XFLR analizinden MAC değeri alınır 0,253 m)

$A_R = 7,7$  olarak bulunur.

K sayısını veren (1.9) eşitliğinde değerler yerine yazılırsa

$$K = \frac{1}{\pi 7,7 0,95}$$

$K = 0,043$  olarak bulunur.

$$C_{D0} = C_D - K.C_L^2$$

$$C_{D0} = 0,039 - 0,043.0,7^2$$

$C_{D0} = 0,018$  olarak bulunur. Bulunan bu değer (parazit sürüklenme katsayısı) güç hesaplamalarında kullanılacaktır.

#### 4.5. Kaldırma, Sürüklenme ve Güç

Kaldırma ve sürüklenme kuş üzerinde, kanatlarla hava arasındaki relatif hareketten kaynaklanan aerodinamik kuvvetin bileşenleridir. Hava akımına göre olan yönleriyle tanımlanırlar (yerçekimine göre değil). Kaldırma hava akımına dik yöndedir ve sürüklenme ise aynı hizadadır. Sadece kuş ile hava akımı arasındaki relatif hareket söz konusudur. Eğer hava yere göre hareketsizse ve kuş yatay uçuyorsa bu durumda kar taneleri gibi askıdaki taneciklerin yatay olarak yaklaştığı ve kuş alçalıyorsa havanın aşağıdan yukarı doğru açılı olduğu görülür. Akış hangi yönden gelirse gelsin kaldırma buna dik yönlüdür ve sürüklenme de aynı hizalıdır. Simetrik paraşüt gibi dikey olarak düşme durumunda aerodinamik kuvvet yönü yukarı olmasına rağmen tamamen sürüklenmedir ve ağırlığı karşılar. Çırpan bir kanatta, hava akımı kanadın farklı parçalarına farklı yönlerden gelir ve ardışık lokal katkılar toplam kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerine farklı yönlerde etki eder.

Bir kanat, lokal hava akımına hemen hemen dik bir yönde olan bileşke kuvveti oluşturan, kaldırma sürüklenme oranını maksimize eden bir yapıdır. Kuşlarda ve benzer şekilde aircraftta uçuşun sırrı, kaldırma kuvvetini, ağırlığı ve manevrayı desteklemek için kullanmak ve işin çok daha küçük sürüklenme kuvvetlerine karşı yapılmasını sağlamaktır. Bir helikopterin rotoru direk yerçekimine karşı bir iş yapmaz. İş bir motor tarafından rotor şaftına tork uygulanarak ya da jet motorları tarafından her bir kanatçığın ucuna yatay kuvvet uygulanarak yapılır. Motor, kanatçıkları yatay etrafında döndürür ve kaldırmalarına karşı değil sürüklenmelerine karşı çalışır. Bir rotor kanatçığının kaldırma sürüklenme oranı sonsuz olsaydı (aerodinamik kuvvet hava akımına dik) o zaman helikopter herhangi bir kuvvet harcamadan uçabilirdi. Bu çapı sınırlı olan bir rotor için mümkün değildir. Çünkü indüklenmiş kuvvet (downwash oluşturmak için gereken kuvvet) kanatçıklarda indüklenmiş sürüklenme olarak ortaya çıkar. Bir kuşun kanat genişliği (ya da bir helikopterin rotor çapı) indüklenmiş kuvvet ifadesinin paydasında ortaya çıkar ve bu da sonsuz çaplı rotoru olan bir helikopterin ya da sonsuz genişlikte kanadı olan bir

kuşun havada indüklenmiş kuvvet olmadan durabileceği anlamına gelir. Gerçek dünyada kanat genişliği arttıkça indüklenmiş kuvvet azalır.

Kanat çırpmalı uçuş hesapları, sabit bir hızla yatay olarak uçması için kuşun kanatlarının yapması gereken mekanik işi (mekanik gücü) içerir. Bu seviyede uçan hayvanın bir kuş, ya da yarasa hatta yapay bir ornitopter olmasının önemi yoktur. Güç, bütün uçan hayvanların sahip olduğu kütle, kanat genişliği, görünüş oranı ve kanatların bağlı olduğu aerodinamik bir gövde gibi birkaç özellik ve hava yoğunluğu ve yerçekimi ivmesi gibi hayvanın uçtuğu ortamın özelliklerine bağlıdır.

Kuşun havada uçabilmesi için yerçekimine karşı koyması ve ileri doğru gidebilmesi için de itki sağlayabilmesi gerekmektedir. Bu iki kuvveti yenebilirse yukarı doğru yükselir yada havada belirli bir irtifada seviyesini kontrol altında tutar ve ileri doğru yol almaya başlar. Mekanik güç ihtiyacı indüklenmiş güç ihtiyacı, parazit güç ihtiyacı ve profil güç ihtiyacı değerlerinin toplamına eşittir. Toplam mekanik güç kuşun hem yükselebilmesini hem de ileri gidebilmesini sağlamaktadır [12].

$$P_{\text{Mech}} = P_{\text{ind}} + P_{\text{par}} + P_{\text{pro}} \quad (4.6)$$

#### 4.5.1. İndüklenmiş güç ihtiyacı

Kanat altındaki yüksek statik basınç bölgesindeki hava firar kenarından arkaya ve kanat ucundan dışarıya doğru "kaçarak" kanat üzerine (alçak statik basınç bölgesine) dolaşır. Bu dolanım firar kenarında düşüktür ancak kanat ucunda çok yüksek değerlere ulaşır. Bunun sonucu olarak kanat uçlarında "kanat ucu girdabı" denen, dönen hava akımları oluşur. Girdapların firar kenarı arkasında kalan kısmı "downwash" denilen hava akımını oluşturur. Bu downwash'un neden olduğu yerel hava akışı (ortalama bağıl hava akışı) taşıma kuvvetinin yatay bileşenini etkiler ve indüklenmiş sürüklemeyi oluşturur [19].

Kanat çırpmalı ileri uçuş esnasında indüklenmiş güç ihtiyacı 4.7 denklemiyle verilmektedir [12].

$$P_{ind} = \frac{2.k.(m.g)^2}{V_t .\pi. B^2 .\delta} \quad (4.7)$$

$P_{ind}$  : İndüklenmiş güç ihtiyacı (W)

$k$  : İndüklenmiş güç katsayısı (Uçuş sırasındaki  $k$ 'nın varsayılan değeri kanat çırpmalı uçuş için 1,2'dir)

$m$  : Kuşun kütlesi (2 kg)

$g$  : Yerçekimi ivmesi ( $9,81 \text{ m/s}^2$ )

$V_t$  : Gerçek hava hızı, izafi rüzgar (13,8 m/s)

$B$  : Kanat açıklığı (1,96 m)

$\delta$  : Hava yoğunluğu ( $1,225 \text{ kg/m}^3$ )

Değerler denklemde yerine yazıldığında indüklenmiş güç ihtiyacı

$$P_{ind} = \frac{2 .1,2.(2.9,81)^2}{13,8.\pi. 1,96^2.1,225} = 4,52 \text{ W olarak bulunur.}$$

Süzülme esnasında indüklenmiş güç 4.8 denklemiyle verilmektedir [12].

$$P_{ind0} = \left[ \frac{2.(m.g)^3}{\pi .B^2 .\delta} \right]^{1/2} \quad (4.8)$$

Değerler yerine yazıldığında süzülme esnasında indüklenmiş güç

$$P_{ind0} = \left[ \frac{2.(2.9,81)^3}{\pi.1,96^2 .1,225} \right]^{1/2} = 31,96 \text{ W}$$

Kuşun kanatlarını çırpmadan uçuşunda yani süzülme esnasında indüklenmiş güç daha yüksek değerlere çıkar, bunu engellemek için kuş kanat uçlarındaki teleklerini açarak indüklenmiş sürüklemeyi azaltma yoluna gider.

#### 4.5.2. Profil güç ihtiyacı

Kuşun tüyleri ile üzerinden akan hava arasındaki sürtünme, kuşun gövde yapısı ve bu yapıdan kaynaklanan hava akımına direnç gösteren yüzeylerin arkasında oluşan türbülans gibi parametreler kuşun profilinden kaynaklanan, geri sürüklenme

oluşmasına sebebiyet verir. Bunu yenebilmek için profil güç ihtiyacı oluşur. Sistem için gerekli minimum güç ihtiyacı ile profil güç faktörünün çarpılması ile elde edilir [12].

$$P_{pro} = X.P_{am} \quad (4.9)$$

$P_{pro}$  : Profil güç ihtiyacı

$P_{am}$  : Sistem için gerekli minimum güç ihtiyacı

$X$  : Profil güç faktörü

Profil güç faktörü,  $C_{pro}$  (profil katsayısı) nın,  $A_R$  (kanat en boy oranı) oranından bulunur. Kuşlar için bu sayı 1,2 olarak alınır [12].

$$X = \frac{C_{pro}}{A_R} = 1,2 \text{ (Kuşlar için)}$$

Sistem için gerekli minimum güç ihtiyacı 4.10 denklemiyle verilmektedir [12].

$$P_{am} = \frac{1,05k^{3/4} . m^{3/2} . g^{3/2} . S_b^{1/4} . C_{D0}^{1/4}}{\delta^{1/2} . B^{3/2}} \quad (4.10)$$

$P_{am}$  : Sistem için gerekli minimum güç ihtiyacı (W)

$S_b$  : Gövde ön kesit alanı (0,027 m<sup>2</sup>)

$C_{D0}$  : Parazit sürüklenme katsayısı

$$P_{am} = \frac{1,05 . 1,2^{3/4} . 2^{3/2} . 9,81^{3/2} . 0,027^{1/4} . 0,018^{1/4}}{1,225^{1/2} . 1,96^{3/2}} = 4,95 \text{ W}$$

ve 4.9 denkleminde profil güç ihtiyacı  $P_{pro} = 5,94 \text{ W}$  olarak bulunur.

#### 4.5.3. Parazit güç ihtiyacı

İndüklenmiş sürüklenme ve profil sürüklenme haricinde kalan sürüklenme kuvvetlerine parazit sürüklenme denir. Kuşun hızı ve ön kesit alanı gibi parametrelere bağlıdır. Kuş, parazit sürüklenmeyi yenebilmek için güç harcamaktadır. Parazit güç ihtiyacı olarak anılan bu güç 4.11 denklemiyle verilmektedir [12].

$$P_{par} = 0,5 . \delta . V_t^3 . S_b . C_{D0} \quad (4.11)$$



Değerler yerine yazıldığında parazit güç ihtiyacı

$$P_{\text{par}} = 0,5 \cdot 1,225 \cdot 13,8^3 \cdot 0,027 \cdot 0,018 = 0,78 \text{ W olarak bulunur.}$$

#### 4.6. Mekanik Güç İhtiyacı

Robotik kuşun yada doğadaki kuşun uçabilmesi için gerekli toplam mekanik güç, indüklenmiş güç ihtiyacı, parazit güç ihtiyacı ve profil güç ihtiyacı değerlerinin toplamına eşittir. Robotik kuş bu güç gereksinimlerini karşılayabilirse, stabil olarak havalanabilir ve mekanik güç ihtiyacı 4.6 denklemiyle verilmektedir [12].

$$P_{\text{mek}} = P_{\text{par}} + P_{\text{pro}} + P_{\text{ind}} \quad (4.6)$$

Değerler yerine yazıldığında mekanik güç ihtiyacı

$$P_{\text{mek}} = 0,78 + 5,94 + 4,52 = 11,24 \text{ W}$$

#### 4.7. Kanat Çırpma Frekansı Hesabı

Yapılan hesaplamalara bulunan mekanik gücün, kuşun yükselebilmesi ve ileri yönde mesafe kat etmesi için kanatlara aktarılması gerekmektedir. Bu gücün redüktörden elde edilen değişik çevrim oranında dönü hareketi, aktarma organları vasıtası ile kanatlarda kanat çırpma hareketine dönüşmektedir. Kanat çırpma frekansı değeri (4.12) eşitliğinden hesaplanır [12].

$$f = m^{3/8} \cdot g^{1/2} \cdot B^{-23/24} \cdot S_w^{-1/3} \cdot \delta^{-3/8} \quad (4.12)$$

$f = 2^{3/8} \cdot 9,81^{1/2} \cdot 1,96^{-23/24} \cdot 0,425^{-1/3} \cdot 1,225^{-3/8} = 2,64 \text{ Hz}$  olarak bulunur. Bu değer, kanatın 1 s'de 2,64 kez tam kanat çırpma hareketi yaptığı anlamına gelmektedir.

#### 4.8. Maksimum Mesafeye Gidebilmesi İçin Gerekli Güç İhtiyacı

Robotik kuşun maksimum mesafeye gidebilmesi için gereken güç değeridir. Robotik kuşa yerleştirilecek kartta yazılım olarak yer alması gerekmektedir. Bu güç değeri 4.13 denklemiyle verilmektedir [12].

$$P_{mr} = \frac{k^{3/4} \cdot m^{3/2} \cdot g^{3/2} \cdot A^{1/4}}{\delta^{1/2} \cdot S_d^{3/4}} \quad (4.13)$$

$P_{mr}$  : Robotik kuşun maksimum mesafeye gidebilmesi için gereken güç değeridir.

$$S_d = \frac{\pi B^2}{4}$$

$S_d$  : Disk alanı kuşun kanat çırpmasıyla kanatlarının süpürdüğü alan (3,01m<sup>2</sup>)

$B$  : Kanat açıklığı (1,96 m)

$$A = S_b \cdot C_{D0}$$

$A$  : Gövde ön kesit alanı ile parazit sürüklenme katsayısının çarpımı (m<sup>2</sup>)

$S_b$  : Gövde ön kesit alanı (0,027 m<sup>2</sup>)

$$A = 4,86 \cdot 10^{-4}$$

Değerler yerine yazıldığında maksimum mesafe için güç değeri;

$$P_{mr} = \frac{1,14 \cdot 2,82 \cdot 30,72 \cdot 0,14}{1,1 \cdot 2,28} = 5,51 \text{ W olarak bulunur.}$$

#### 4.9. Yeryüzüne Göre İlerleme Hız Hesabı

$V_{mr}$  robotik kuşun mevcut batarya sistemiyle en uzun menzile uçabilmesi için gerekli olan hız değeri olarak ifade edilmektedir. Kuşlarda ise bu hızla seyir halinde olan kuş, vücudundaki mevcut yağları yakarak enerjiye dönüştürüp en uzun menzile uçabilmesini sağlamaktadır [12].

$$V_{mr} = \frac{k^{1/4} \cdot m^{1/2} \cdot g^{1/2}}{\delta^{1/2} \cdot A^{1/4} \cdot S_d^{1/4}} \quad (4.14)$$

$V_{mr}$  : Maksimum menzile gidebilmesi için hız değeri (m/s)

$$V_{mr} = \frac{1,04 \cdot 1,41 \cdot 3,13}{1,1 \cdot 0,14 \cdot 1,31} = 22,75 \text{ m/s}$$

$V_{mp}$ , tasarımı yapılan kuşun minimum güç gereksinimiyle uçabilmesi için gerekli hız değeri olarak tanımlanmaktadır. Bu hızın altında ya da üstünde uçtuğunda olması gerekenden fazla güç harcıyor anlamına gelmektedir. Bu değer kuşun ivmelenmesine ya da irtifasının artmasına sebebiyet verebilir [12].

$$V_{mp} = \frac{0.807.k^{1/4}.m^{3/2}.g^{3/2}.Sw^{1/4}.C_{D0}^{1/4}}{\delta^{1/2}.B^{3/2}} \quad (4.15)$$

$$V_{mp} = \frac{0,807 \cdot 1,04 \cdot 2,82 \cdot 30,72 \cdot 0,8 \cdot 0,36}{1,1 \cdot 2,74} = 6,94 \text{ m/s}$$

$V_{md}$ , minimum sürüklenme oluşması için gereken hız değeri olarak tanımlanmaktadır. Robotik kuşun kanatlarını çırpmadan planör mantığıyla uçtuğu durumdaki hız değeri, minimum sürüklenme değerini yakalamak için kullanılan genel yaklaşımdır. Şekil 1.38'de görüldüğü üzere  $V_{md}$  hızında uçulduğunda toplam sürüklemenin minimum olduğu durum gerçekleşmiş olur. Bu aynı zamanda maksimum aerodinamik verimin olduğu hız değeridir [8].

$$V_{md} = \left(\frac{K}{C_{D0}}\right)^{1/4} \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\delta \cdot Sw}} \quad (1.17)$$

$$V_{md} = \left(\frac{0,043}{0,018}\right)^{1/4} \sqrt{\frac{2 \cdot 19,62}{1,225 \cdot 0,425}} = 10,76 \text{ m/s}$$

$V_s$ , stall hız değeri olarak tanımlanmaktadır [8].

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\delta \cdot C_{Lmax} \cdot Sw}} \quad (1.19)$$

$$C_{Lmax} = 2 \text{ (XFLR5 analiz sonucu)}$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 19,62}{1,225 \cdot 2 \cdot 0,425}}$$

$$V_s = 6,13 \text{ m/s}$$

Planör mantığıyla (kanatlar açılarak uçuşta), stall hızı değerinin altında tutunma kaybı yaşanmaktadır. Bu hız değerinin altına inilmemelidir.

#### 4.10. İtki Kuvvetinin Oluşması

Kuşlar kanat çırparak  $F_L$  taşıma kuvvetini ileri yöne kanalize etmekte ve uçak motorlarının sağladığı itki kuvvetine benzer bir kuvvet üretmektedirler (bkz. Bölüm 1.8).

Robotik kuşta da aileron mantığıyla kanat uçlarındaki servo motorlar sayesinde kanat ucuna kanat eksenine göre negatif hücum açısı verdirerek  $F_D$  sürüklenme kuvvetini düşürüp,  $F_L$  kuvvetini ileri istikamete kanalize ederek kendini her kanat çırpmasında ileri yönde ilerletmesi sağlanabilmiştir.

XFLR5 programında seçtiğimiz ch10sm profiline, hücum açısını  $0^\circ$ 'ye ve izafi rüzgâr hızını hesaplayarak, ne kadar bir  $F_L$  kuvveti oluştururuz ve bunun X eksenindeki (robotik kuş burun istikameti) bileşenini bularak  $F_L$  taşıma kuvvetinin itki kuvvetine nasıl dönüştüğünü bulabiliriz.

Kanat frekans değeri

$$f = 2,64 \text{ Hz}$$

Kanada hareket veren çıktı dişlisinin açısal hızı:

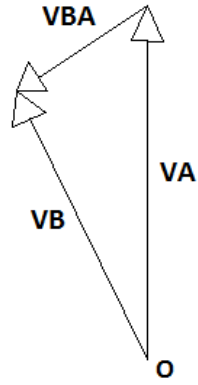
$$\omega_2 = 2 \cdot \pi \cdot f = 16,57 \text{ rad/s}$$

$$V_A = \omega_2 \cdot |O_1A|$$

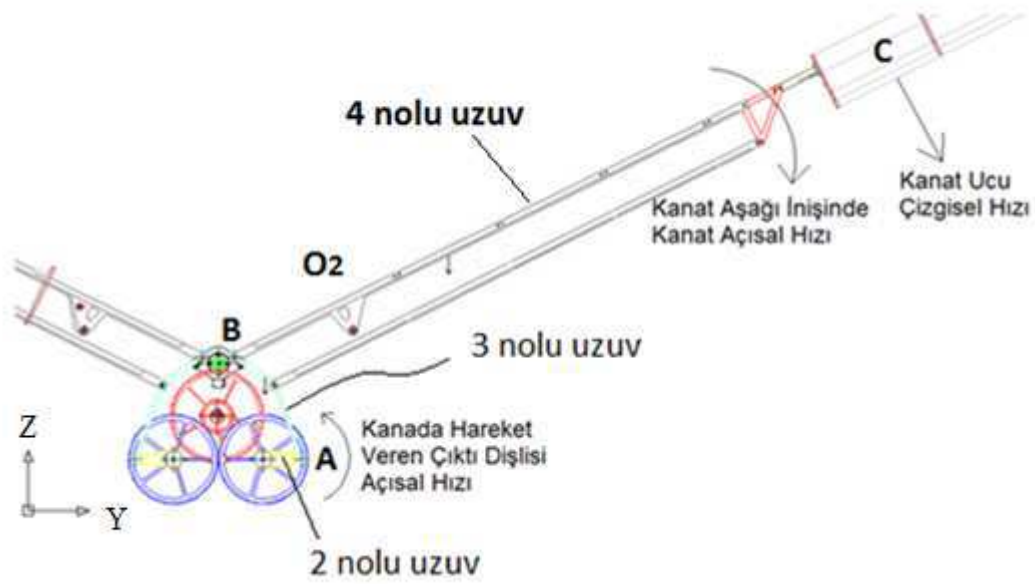
$$V_A = 16,57 \cdot 0,03 = 0,49 \text{ m/s}$$

$$V_B = V_A + V_{BA}$$

$$V_B = 0,41 \text{ m/s}$$



Şekil 4.11. Vektörel yöntemle çizgisel hız hesaplaması



Şekil 4.12. Kanadın aşağı hareketine başlaması ve kanat ucu çizgisel hızı

$$V_B = w_4 \cdot |O_2B|$$

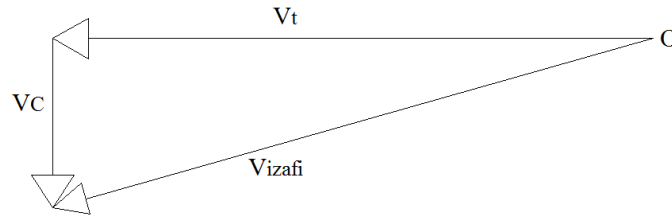
$$0,41 = w_4 \cdot 0,092$$

$$w_4 = 4,45 \text{ rad/s}$$

$$V_C = w_4 \cdot |O_2C|$$

$$V_C = 4,45 \cdot 0,875$$

$$V_C = 3,89 \text{ m/s}$$



Şekil 4.13. Vektörel yöntemle çizgisel hız hesaplaması

Kanat ucunda en büyük değerde olan çizgisel hız yüksek değerde izafi hız vektörüne neden olmaktadır. Bu hız vektörü açısına sıfır derece hücum açısında olacak şekilde kuş kanat uçlarını bükmektedir.

$$V_{izafi} = V_t + V_C$$

$$V_{izafi} = 14,34 \text{ m/s}$$



Şekil 4.14. Kanat ucu itki kuvvetinin oluşumu

Ch10sm airfoil'in kanat  $0^\circ$  hücum açısında kanada göre  $-4^\circ$ lik açıda  $V_{izafi} = 14,34$  m/s olduğu bir durumda  $V_{izafi}$  vektörüne dik doğrultuda üreteceği  $F_L$  ilerleme kuvveti

$$F_L = C_L \cdot 0,5 \cdot \delta \cdot V_{izafi}^2 \cdot (S_w \cdot 0,25)$$

$$F_L = 0,7 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 14,34^2 \cdot 0,1$$

$$F_L = 9,36 \text{ N}$$

$$F_i = F_L \cdot \cos 74^\circ = 9,36 \cdot \cos 74^\circ = 2,58 \text{ N}$$

Net itki kuvveti;

$$F_{itki.net} = F_i - F_D \cos 16^\circ$$

Elde edilen ileriye doğru kuvvetten ( $F_i$ ), ters istikamette sürüklenme kuvveti çıkarılırsa net itki kuvveti ( $F_{itki.net}$ ) kalır. Bu kuvvet robotik kuşa itki sağlayan kuvvettir.

$$F_D = C_D \cdot 0,5 \cdot \delta \cdot V_t^2 \cdot (S_w \cdot 0,25)$$

$$F_D = 0,039 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 14,34^2 \cdot 0,21 = 0,49 \text{ N olarak bulunur.}$$

$$F_{itki.net} = F_i - F_D \cdot \cos 16^\circ$$

$$F_{itki.net} = 2,58 - 0,47 = 2,11 \text{ N}$$

İki kanadın aileronları (kanat ucu mikro servolar)  $0^\circ$  hücum açısında, 13,8 m/s ilerleme hızında ve kanat çırpma esnasında robotik kuş kanat uçlarından elde edilen net 2,11 N itki kuvveti ile ileriye doğru ilerleyebilmektedir. Hesaplama kanat alanının %25'i alındığı için itki kuvveti bu değerden daha fazla çıkmaktadır bulunan değer minimumdur.

#### 4.10.1. Çırpma kanat için itki gücü hesabı

Harmonik olarak çırpma bir kanat kesitinden elde edilen itki periyodik bir davranış sergilemektedir. Dolayısıyla çırpma bir kanat kesitinin itkisi bir çırpma periyodu boyunca ortalama değer alınarak hesaplanır. Bu ortalama itki hesabı, zamana bağlı akış hesaplaması süresi içinde periyodik bir çözüme ulaşılan ilk periyotta yapılır [20].

$$C_t = -\frac{1}{T} \int_0^T C_D \cdot dt \quad [20] \quad (4.16)$$

T : Bir çırpma periyodunun süresidir

$C_D$  : Sürüklenme katsayısı

$C_t$  : İtki katsayısı

$$\eta = \frac{C_t \cdot U_\infty}{\omega} \quad [20] \quad (4.17)$$

$\eta$  : İtki üretim verimi

$U_{\infty}$  : Serbest akım hızı

$\omega$  : Çırpma hareketini sağlamak için gereken girdi gücü

$$\omega = \frac{1}{T} \int_0^T (C_L \cdot V_{dalma} + C_m \cdot w_{yunuslama}) dt \quad [20] \quad (4.18)$$

$T$  : Bir çırpma periyodunun süresidir

$V_{dalma}$  : Kanat kesitinin dalma hızıdır (vektörel olarak hesaplanan  $V_c$  hızı)

$w_{yunuslama}$  : Kanat kesitinin yunuslama hareketinden dolayı oluşan açısal hızıdır (kanat uçlarındaki mikro servo motorların oluşturacağı açısal hız)

Küçük kuşların ve böceklerin uçuş performansına dayanarak düşük Reynolds sayılı uçuş ve manevra ortamlarında gerekli itki üretimi için hareketli kanat kullanılmasının daha uygun olduğu düşünülmektedir [20].

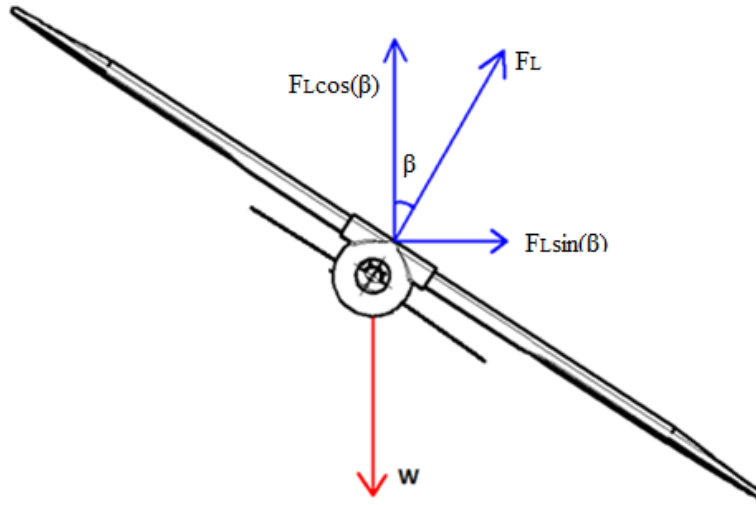
Tasarımı yapılan robotik kuşun kanat ucu mikro servo motorların kanat çırpma periyodunda dönü hareketi yaparak kanadın sadece uç kısmından elde edilen itki gücü artırılma yoluna gidilebilir.

İtki katsayısı hesabında, kanat çırpma periyodunun süresi ile değişen, toplam sürükleme katsayısı değerinin interpolasyonu sonucu elde edilen parabolün zamana göre integralinin alınmasıyla, kanat ucu mikro servoların her periyotta belirli değerlerde dönü hareketi yapması sonucu kanat çırpmalı uçuş için itki kuvveti hesaplanabilir.

Çırpma hareketinde gerekli olan girdi gücü, airfoil profilin bir tam periyodunda çeşitli hücum açılarında ürettiği  $C_L$  taşıma katsayısının, profilin kanat çırpmadaki çizgisel hızı ile çarpılmasının zamana göre değişim interpolasyon denklemi ve profil yunuslama katsayısı  $C_m$ 'nin profil yunuslama hareketi açısal hızı ile çarpımının zamana göre değişim interpolasyon denkleminin ilk baştaki değer ile toplamının zamana göre integrali alınmasıyla bir kanat çırpma periyodu için gereken girdi gücü hesaplanabilmektedir.



#### 4.11. Robotik Kuşun Dönüş Hesabı



Şekil 4.15. Robotik kuşun dönüş parametreleri

Merkezcil kuvvet yani kuşu ya da uçağı belirli bir yarıçapta savrulmadan dönmesini sağlayan kuvvet  $F_L \sin(\beta)$

Bu merkezcil kuvvet;

$$F_L \sin(\beta) = \frac{W \cdot V_t^2}{r \cdot g} \quad (1.1)$$

$F_L \cos(\beta) = W$  olmalı ki robotik kuş düşmeden dönüşünü tamamlayabilsin;

$$\text{Arccos} \left( \frac{W}{F_L} \right) = \beta^\circ \quad (1.2)$$

$$\text{Arccos} \left( \frac{19,62}{34,7} \right) = \beta^\circ$$

$$\beta = 56^\circ$$

Tek bilinmeyen dönme yarı çapı "r" bilinmiyor.

$$F_L \sin(\beta) = \frac{W \cdot V_t^2}{r \cdot g}$$

$$34,7 \sin(56) = \frac{3736,43}{9,81 \cdot r}$$

$$r = 13,23 \text{ m}$$

robotik kuşun düşmeden dönüşünü gerçekleştirebilmesi için  $0^\circ$  hücum açısında 13.23 m yarıçapa ihtiyaç duymaktadır.

#### 4.12. Redüktör ve Motor Hesabı

(Kanat frekans değeri)

$$f = 2,64 \text{ Hz}$$

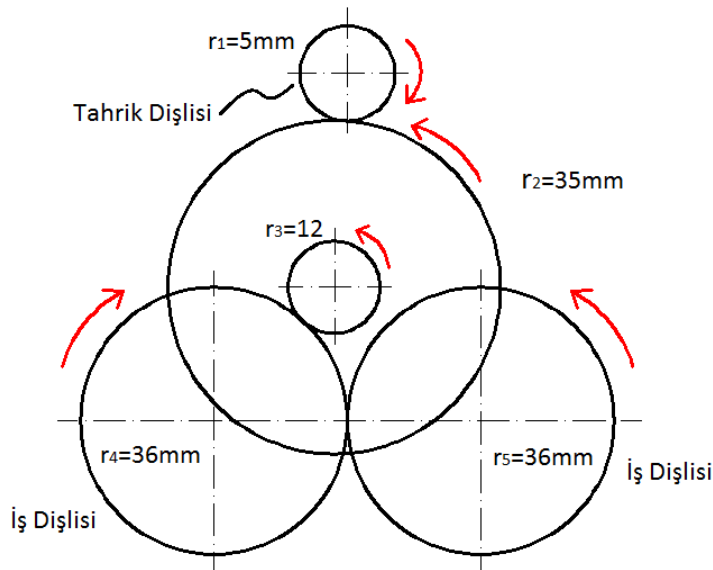
(Kanada hareket veren çıktı dişlisinin açısal hızı)

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot f = 16,57 \text{ rad/s}$$

(Kanada hareket veren dişlinin devir sayısı)

$$n = \frac{30 \cdot \omega}{\pi} = 158,3 \text{ rpm}$$

parametrelerinden hareketle redüktör tasarımı yapılmıştır.



Şekil 4.16. Kanada hareket veren redüktör grubu

Redüktörün toplam çevrim oranı;

$$i_T = \frac{r_4}{r_3} \cdot \frac{r_2}{r_1}$$

$$i_T = \frac{36}{12} \cdot \frac{35}{5} = 21 \text{ olarak belirlenmiştir. Buna göre motor devri ve açısal hızı}$$

$$n_m = n_{kanat} \cdot i_T$$

$$n_m = 158,3 \cdot 21 = 3324,3 \text{ rpm}$$

$$w_m = 348,1 \text{ rad/s} \text{ olmaktadır.}$$

Yapılan hesaplamalar doğrultusunda ve kayıplar da dikkate alınarak tahrik dişlisinin istenilen devirde dönmesini ve istenilen torku üretmesini sağlayacak motor seçilmelidir.

$$P_m = W_m \cdot T_m$$

$P_m$  : Motor gücü (W) (4.6 nolu denklemdaki toplam  $P_{mek}$ )

$w_m$  : Motorun açısal hızı (rad/s)

$T_m$  : Motor torku (Nm)

$$W_m \geq 348 \text{ rad/s}$$

$$P_m \geq P_{mek} = 11,24 \text{ W}$$

$T_m \geq 0,032 \text{ Nm}$  değerlerini sağlayacak DC motor seçilmiştir. Motor kimlik bilgileri aşağıdaki gibidir.

Marka: Detrum

İtki (11.1v) 3S44.3 oz (1250g)

Motor KV: BM3715A-KV820 Motor

Prop - 3 kanatlı 11 x 7 x 3

Ağırlık: (motor) 5.6oz (159 gram)

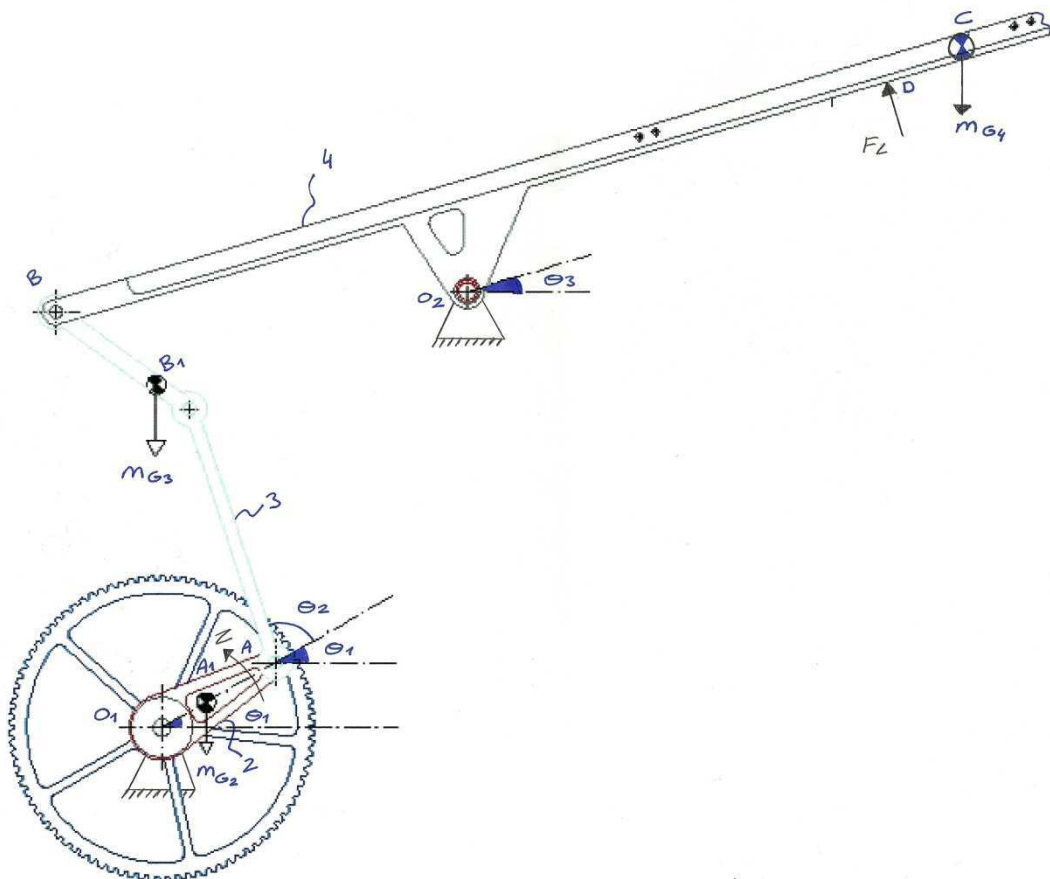
Esc30Amp ESC / 3A BEC

Bağlayıcı Tipi: Evrensel "S" tipi konektör birçok alıcıları uyuyor



Şekil 4.17. İstenilen tork, güç ve açısal hızı sağlayabilen DC motor

#### 4.12.1. Lagrange–Euler kanat hareket denklemleri



Şekil 4.18. Kanat mekanizması

Sistemin Kinetik Enerjisi;

$$E_{K2} = 0,5 \cdot I_{G2} \cdot \theta_1'^2$$

$$E_{K3} = 0,5 \cdot I_{G3} \cdot (\theta_1' + \theta_2')^2 + 0,5 \cdot m_{G3} \cdot V_{G3}^2$$

$$E_{K4} = 0,5 \cdot I_{G4} \cdot \theta_3'^2$$

Sistemin Potansiyel Enerjisi;

$$E_{P2} = m_{G2} \cdot g \cdot \sin \Theta_1 \cdot |O_1 A_1|$$

$$E_{P3} = m_{G3} \cdot g \cdot [\sin[180 - [\Theta_1 + \Theta_2] AB_1] + [\sin \Theta_1 |O_1 A_1|]]$$

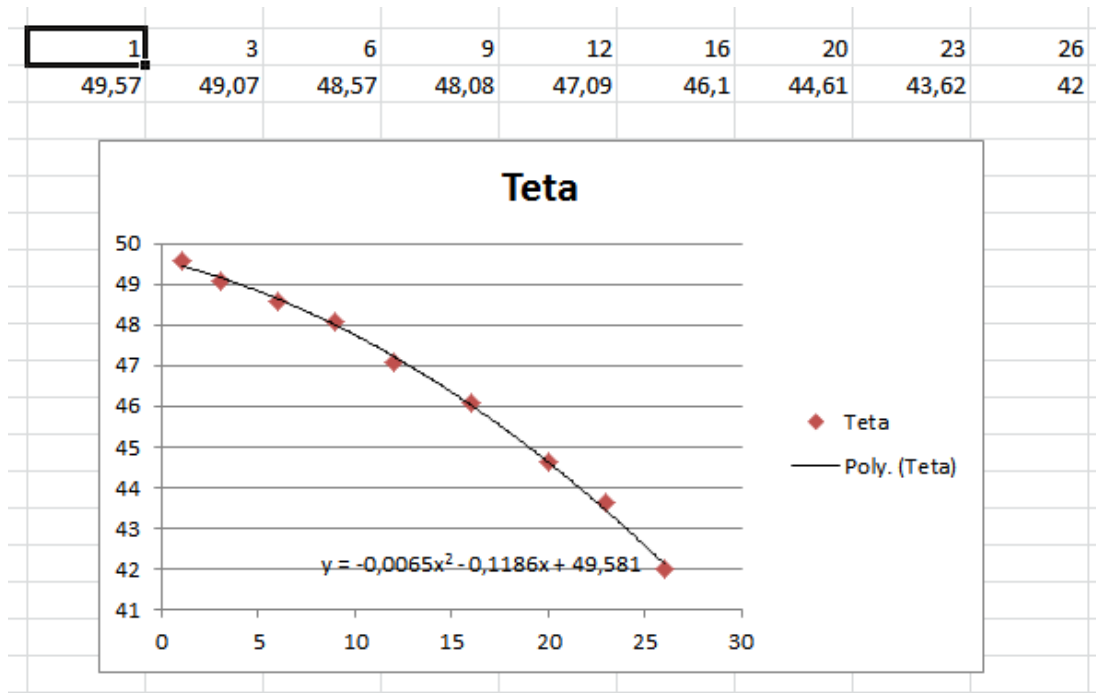
$$E_{P4} = m_{G4} \cdot g \cdot \sin \Theta_3 \cdot |O_2 C|$$

$$E_{PFL} = 0,5 \cdot k \cdot [\sin \Theta_3 |O_2 D|]^2$$

$$E_{PFL} = 0,5 \cdot [-0,006 \Theta_1^2 - 0,118 \Theta_1 + 49,58] \cdot [\sin \Theta_3 |O_2 D|]^2$$

$$E_{PFL} = [-0,003 \Theta_1^2 - 0,059 \Theta_1 + 24,79] [\sin \Theta_3 |O_2 D|]^2$$

$$E_{PFL} = -0,003 \Theta_1^2 \sin^2 \Theta_3 |O_2 D|^2 - 0,059 \Theta_1 \sin^2 \Theta_3 |O_2 D|^2 + 24,79 \sin^2 \Theta_3 |O_2 D|^2$$



Şekil 4.19.  $\Theta_1$  açılara karşılık gelen  $F_L$  kuvvetinin  $\Theta_1$  cinsinden denklemi

$k = -0,006 \Theta_1^2 - 0,118 \Theta_1 + 49,58$  (potansiyel enerji eşitliğindeki yay sabiti 'k' yerine  $\Theta_1$  açılara karşılık gelen  $F_L$  kuvveti ve bunun sonucunda  $\Theta_1$  değişkenine bağlı doğrunun denklemi alınmıştır)

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\Theta}_1} \right) - \frac{\partial L}{\partial \Theta_1} = \tau$$

$$L = E_K - E_P$$

$$L = E_{K2} + E_{K3} + E_{K4} - [E_{P2} + E_{P3} + E_{P4} + E_{PFL}]$$

$$L=0,5.I_{G2}.\Theta_1'^2+0,5.I_{G3}.\Theta_1'+\Theta_2')^2+0,5.m_{G3}.V_{G3}^2+0,5.I_{G4}.\Theta_3'^2-[m_{G2}.g.\sin\Theta_1 \\ [O_1A_1]+m_{G3}.g.[\sin[\Theta_1+\Theta_2][AB_1]+[\sin\Theta_1[O_1A]]]+m_{G4}.g.\sin\Theta_3[O_2C]- \\ 0,003\Theta_1^2\sin^2\Theta_3[O_2D]^2-0,059\Theta_1\sin^2\Theta_3[O_2D]^2+24,79\sin^2\Theta_3[O_2D]^2]$$

$$L = 0,5.I_{G2}.\Theta_1'^2+0,5.I_{G3}.\Theta_1'^2+0,5.I_{G3}.2\Theta_1'\Theta_2'+0,5.I_{G3}.\Theta_2'^2+0,5.m_{G3}.V_{G3}^2+0,5.I_{G4}.\Theta_3'^2- \\ m_{G2}.g.\sin\Theta_1[O_1A_1]-m_{G3}.g.[\sin[\Theta_1+\Theta_2]AB_1]+m_{G3}.g.\sin\Theta_1[O_1A]+m_{G4}.g. \\ \sin\Theta_3[O_2C]+0,003\Theta_1^2\sin^2\Theta_3[O_2D]^2+0,059\Theta_1\sin^2\Theta_3[O_2D]^2-24,79\sin^2\Theta_3[O_2D]^2$$

$$L=0,5.I_{G2}.\Theta_1'^2+0,5.I_{G3}.\Theta_1'^2+I_{G3}.\Theta_1'\Theta_2'+0,5.I_{G3}.\Theta_2'^2+0,5.m_{G3}.V_{G3}^2+0,5.I_{G4}.\Theta_3'^2- \\ m_{G2}.g.\sin\Theta_1[O_1A_1]-m_{G3}.g.\sin\Theta_1\cos\Theta_2- \\ m_{G3}.g.\sin\Theta_2\cos\Theta_1+m_{G3}.g.\sin\Theta_1[O_1A]+m_{G4}.g.\sin\Theta_3[O_2C]+0,003\Theta_1^2\sin^2\Theta_3[O_2D]^2+ \\ 0,059\Theta_1\sin^2\Theta_3[O_2D]^2-24,79\sin^2\Theta_3[O_2D]^2$$

$$\left(\frac{\partial L}{\partial \Theta_1'}\right) = I_{G2}\Theta_1' + I_{G3}\Theta_1' + I_{G3}\Theta_2'$$

$$\frac{d}{dt}(I_{G2}\Theta_1' + I_{G3}\Theta_1' + I_{G3}\Theta_2') = I_{G2}\Theta_1'' + I_{G3}\Theta_1'' + I_{G3}\Theta_2''$$

$$\frac{\partial L}{\partial \Theta_1} = -m_{G2}.g.\cos\Theta_1[O_1A_1]-m_{G3}.g.[\cos\Theta_1\cos\Theta_2][AB_1]+m_{G3}.g.[\sin\Theta_1\sin\Theta_2]+ \\ m_{G3}.g.\cos\Theta_1[O_1A]+0,006\Theta_1\sin^2\Theta_3[O_2D]^2+0,059\sin^2\Theta_3[O_2D]^2$$

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial L}{\partial \Theta_1'}\right) - \frac{\partial L}{\partial \Theta_1} = \tau$$

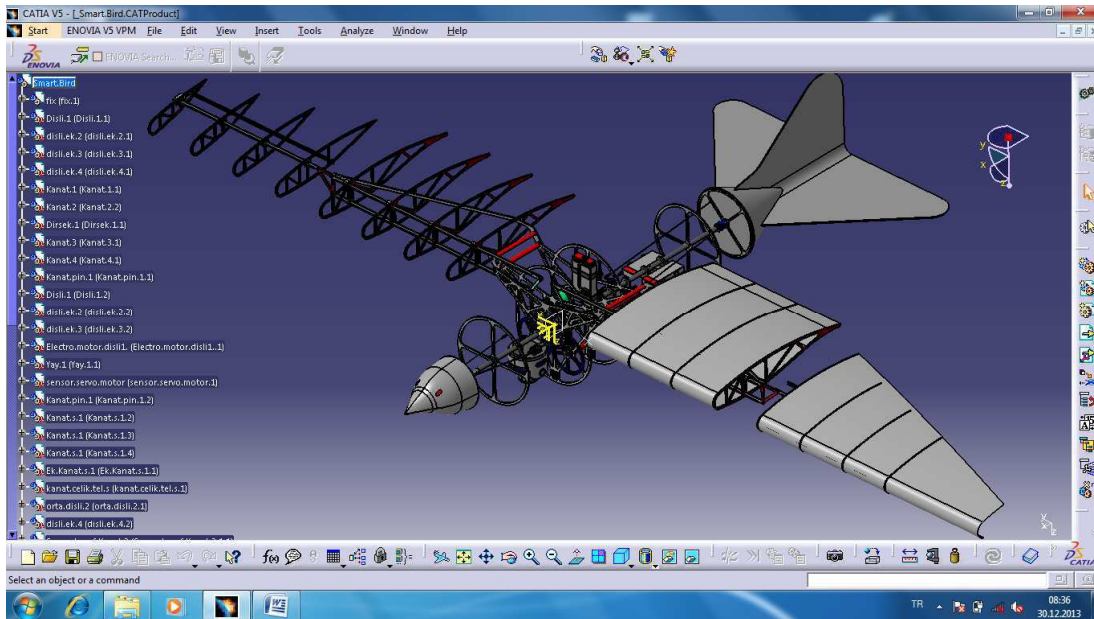
$$I_{G2}.\Theta_1'' + I_{G3}.\Theta_1'' + I_{G3}.\Theta_2'' + m_{G2}.g.\cos\Theta_1[O_1A_1]+m_{G3}.g.\cos\Theta_1\cos\Theta_2-m_{G3}.g.\sin\Theta_1\sin\Theta_2- \\ m_{G3}.g.\cos\Theta_1[O_1A]-0,006\Theta_1\sin^2\Theta_3[O_2D]^2-0,059\sin^2\Theta_3[O_2D]^2 = \tau$$

Lagrange hareket denklemi.

## BÖLÜM 5. ROBOTİK KUŞ İÇİN CAD TASARIMLARININ OLUŞTURULMASI

Robotik kuşun CAD tasarımlarının tamamı Catia V5R19 programında modellenmiştir. Robotik kuşun uçabilmesi için gerekli olan airfoil seçimi ve diğer aerodinamik tüm parametreler ve analizler XFLR5 programında yapılmıştır.

Bu bölümde tasarımın genel olarak incelenmesi amaçlanmıştır. Robotik kuşun perspektif görünümü ve ürün ağacı Şekil 5.1’de verilmiştir.



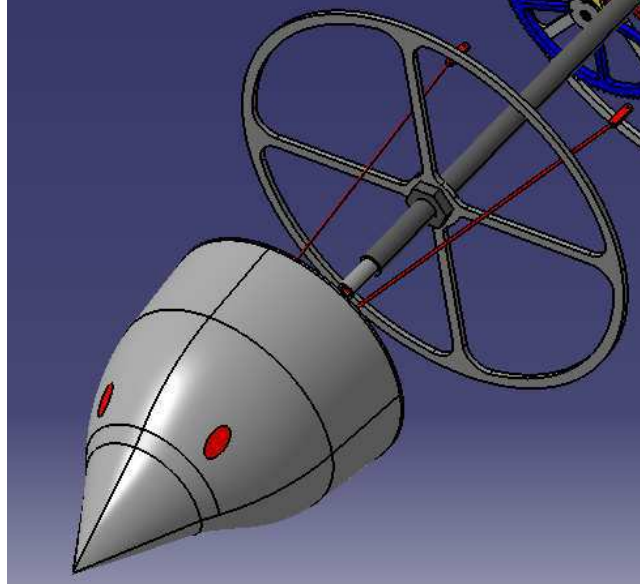
Şekil 5.1. Robotik kuşun tasarım

### 5.1. Robotik Kuş Parçaları ve Görevleri

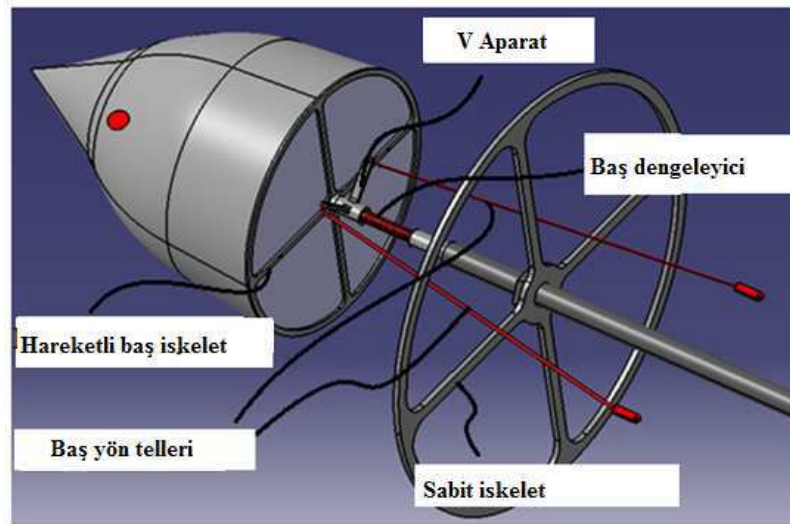
Robotik kuş baş, gövde, kuyruk ve kanatlar olmak üzere dört bölümden oluşmaktadır.

### 5.1.1. Baş kısmı

Tasarımda, doğadaki kuşların benzerinin yapılabilmesi amaçlanmıştır (şekil 5.2). Robotik kuşun baş kısmı strafor, xps gibi polikarbon esaslı sert ve çok hafif malzemelerden CNC tezgahında CAM programı yazılarak rahatlıkla imal edilebilir.



şekil 5.2. Robotik kuş baş kısmı



şekil 5.3. Baş kısmı parçaları

Robotik kuşun baş kısmı poli karbon malzemeden imal edildiği ve hafif bir malzeme olduğu için, alimünyum olan hareketli baş iskeletine sabitlenmiştir. Baş dengeleyici,



sertlik kat sayısı düşük olan bir spiral yay ile "V" şeklindeki aparata baş yön telleri monte edilmiştir (Şekil 5.3).

Spiral yaya monte edilmiş V aparat, hareketli baş iskeletinin serbest bırakıldıktan sonra tekrar mevcut konumuna dönmesini sağlamaktadır.

Baş yön telleri, robotik kuşun gövdesinde bulunan iki adet servo motora bağlıdır. Servo motorlara gelen inputlarla tellerin ikisi aynı anda geri çekildiğinde hareketli baş iskeleti yukarı istikametle bükülmüş olunur. Tellerin aynı anda ileri itilmesiyle baş aşağı yönde eğilmiş olur. Son olarak tellerin biri geri çekilip diğeri öne itelenirse baş sağa yada sola hareketi yapabilmektedir.

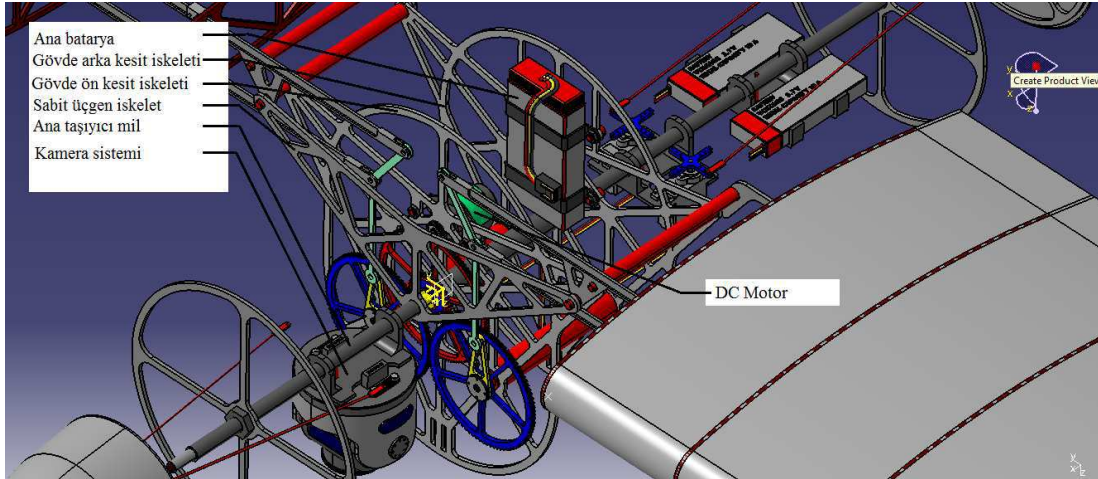
Yukarıda bahsedilen hareketlerin doğada kuşların uçuş sırasında yaptıkları gözlenmiştir. Kuş, sağa doğru yön değiştirirse başını sağa çevirmektedir. Bu sayede hem sağa tarafındaki görüş hakimiyetini sağlamakta hem de aerodinamik olarak izafi rüzgarı keserek geri sürüklemeyi azaltmaktadır.

### **5.1.2. Gövde kısmı**

Catia V5 R19 programı kullanılarak yapılan robotik kuş tasarımında tüm detaylar ayrıntılı olarak çizilmiştir. Robotik kuş, programda demonte yapıldığında tüm ayrıntılar görülebilmektedir.

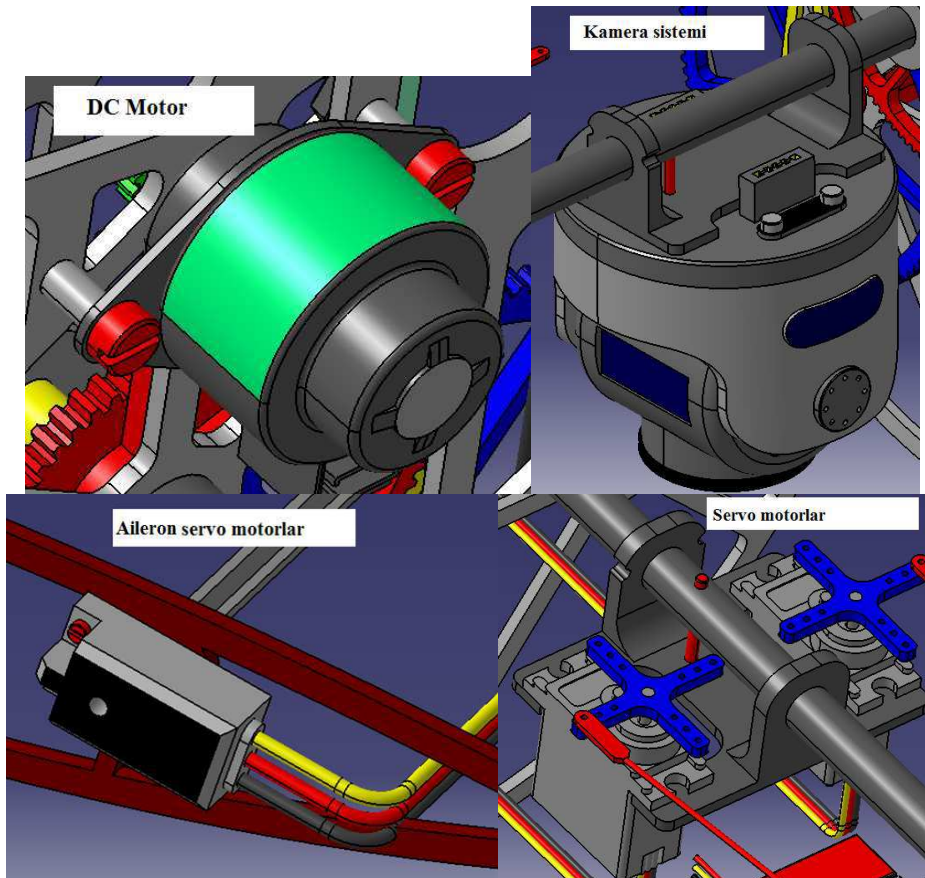
DC motor ve batarya, iskelet üzerine vidalı bağlantılarda monte edilmiştir (Şekil 5.4). Robotik kuşun kanatlarına hareket veren mekanizma, gövde ön kesit iskeleti ile sabit üçgen iskeleti arasına dizayn edilmiştir.

Sabit üçgen iskeletin hemen ön kısmına kamera sistemi entegre edilmiştir. Kamera sisteminin 3D olarak tasarıma işlenmiştir. Robotik kuşa kamera takılmak istenirse, robotik kuşun ağırlık dengesi büyük ölçüde değişebileceği, ayrıca aerodinamik merkez ve buna bağlı kuyruk tasarım ve hesaplamaları değişebileceği için tasarım aşamasında kameranın entegrasyonu uygun görülmüştür.

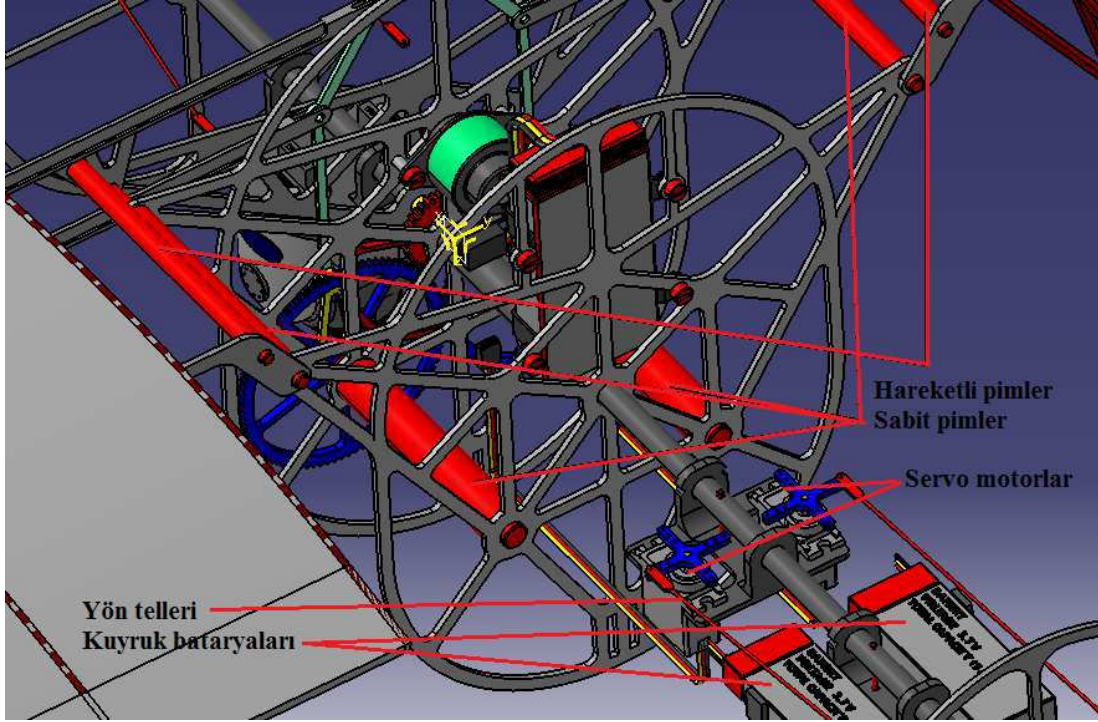


Şekil 5.4. Robotik kuş gövdesi

Şekil 5.5’te görüldüğü üzere tasarımda elektrik enerjisine ihtiyac duyan DC motor, kamera sistemi, kanat uçlarındaki aileron servo motorlar ve yön tellerine hareket veren servo motorları beslemekle görevli üç adet batarya kullanılmıştır. Ana batarya sadece DC motoru beslemektedir. Diğer enerji ihtiyacını ise kuyruk kısmındaki iki adet batarya karşılamaktadır.

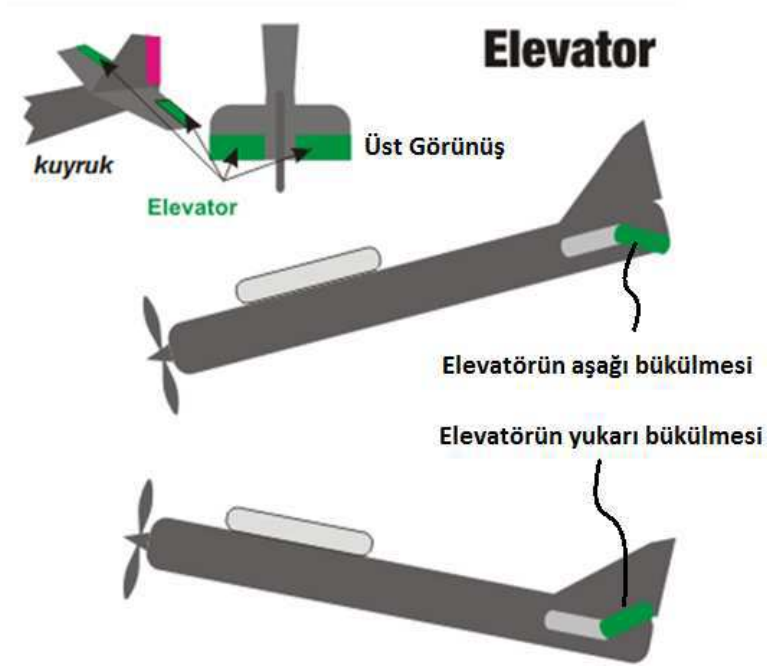


Şekil 5.5. Sol üst köşe DC motor, sağ üst köşe kamera sistemi, sol alt köşe aileron servo motor, sağ alt köşe servo motor

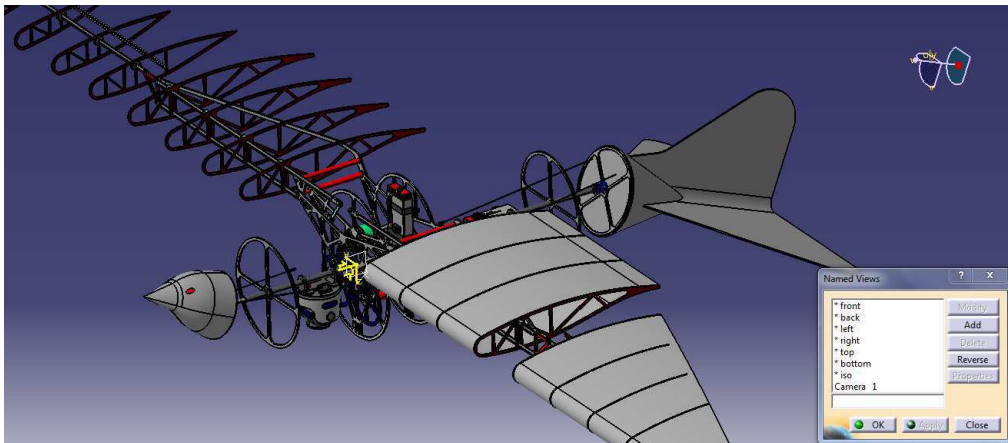


Şekil 5.6. Robotik kuş pim bağlantıları

Gövdede bulunan servo motorlar alimünyum aparatla ana mile bağlanmıştır (Şekil 5.6). Servo motorların sağ tarafta olanı saat ibresi yönünde, sol tarafta olanı saat ibresinin tersi yönünde döndüğü zaman kuyruk tamamen aşağı doğru eğilmektedir. (Şekil 5.8). Robotik kuşun ağırlık merkezinin geçici olarak değişmesi durumunda ya da robotik kuşun burun aşağı momenti oluşturarak hücum açısını azaltılmak istenmesi halinde bu hareketi yapmaktadır. Uçaklardaki yatay kuyruk geri ucuna bağlanan elevater kanatçığı görevini icra etmektedir. Uçağın burun yukarı momenti yapabilmesi için elevatörlerini yukarı doğru bükmesi, uçağın burun aşağı moment yapabilmesi için de elevatörlerini aşağı doğru bükmesi gerekmektedir. (Şekil 5.7) Robotik kuşun kuyruğu da aynı şekilde işlev görmektedir.

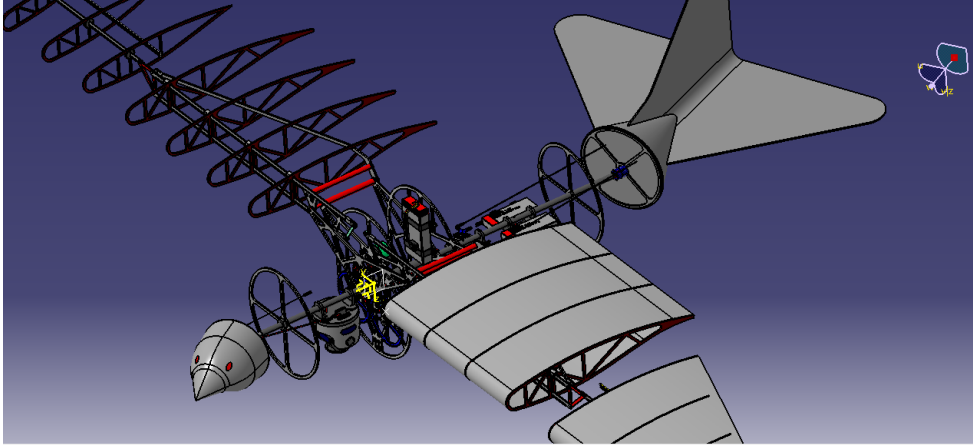


Şekil 5.7. Yatay kuyruk gerisine monte edilen hareketli kanatçık elevatör



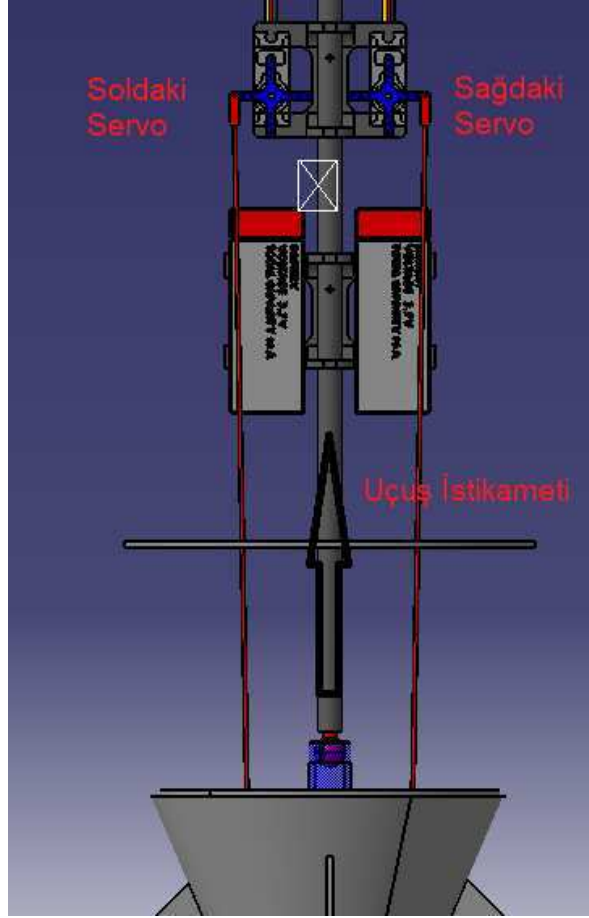
Şekil 5.8. Robotik kuşun burun aşağı momentinin oluşması

Bu durumun tam tersi gerçekleşirse bu sefer kuyruk yukarı doğru bükülmektedir. Bu sayede burun yukarı momentinin oluşması hücum açısını arttırmak istenmesi halinde bu hareketi yapmaktadır. Hücum açısının artışı  $C_L$  katsayısının artmasına bu da robotik kuşun irtifa kazanmasına neden olmaktadır. Yine robotik kuşun tasarım haricinde ilave ve geçici cihazların takılması esnasında dengenin sağlanması amacıyla kuyruk aşağı yukarı eğilip bükülmektedir.



Şekil 5.9. Robotik kuş sağa sola dönüşü

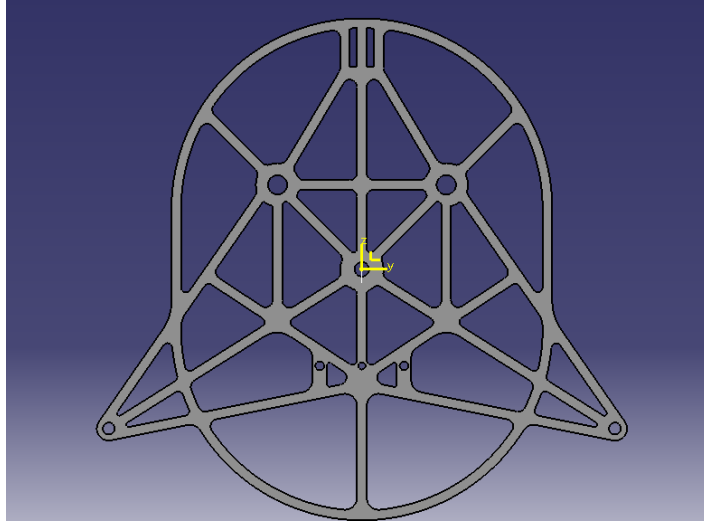
Servo motorlara bağlı yön telleri aynı zamanda robotik kuşun baş iskeletine de bağlıdır. Kuyruk aşağı büküldüğünde, baş yön telleri baş iskeletini geri doğru çekerek pozitif hücum açısı oluşturmaktadır. Bu sayede robotik kuş burun aşağı moment (downwash) aldığı anda baş kısmı suni ufuk çizgisine paralel hale gelebilmektedir (Şekil 5.8).



Şekil 5.10. Servo motorların yön tellerine hareket vermesi

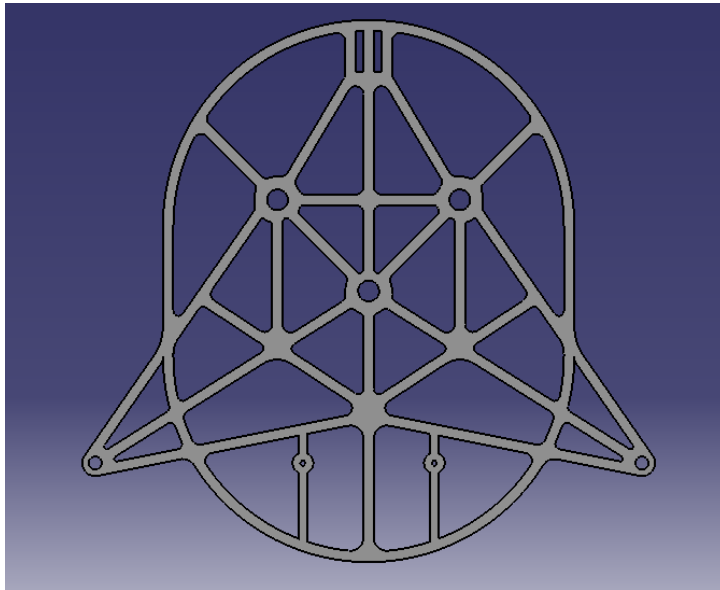
Şekil 5.10’da sağ ve sol servolar yön tellerini geri çekip ileriye doğru itebilmektedirler. Bu sayede yön telleri ile kuyruk ve baş kısmı istenilen hareketi yapabilmektedir.

Sol ve sağ servoların saat ibresi tersi yönünde dönmesiyle kuyruk sağa doğru dönerken aynı teller baş kısmına da bağlı olduğu için baş da sola doğru dönmektedir. Bu sayede robotik kuş anlık dönüşlerde bile baş kısmı döneceği yöne doğru bakarak görüş alanı hakimiyetini sağlayabilmektedir. Robotik kuş sağa ve sola dönüşlerde de baş ve kuyruğunu aynı anda ve aynı oranda döndürerek tam bir senkrizasyonla doğadaki kuşları taklit etmektedir (Şekil 5.9).



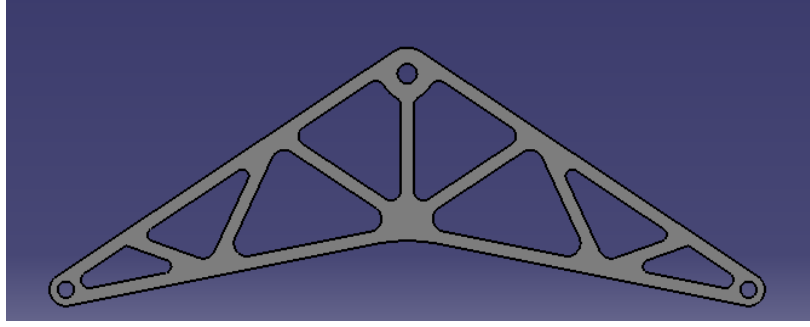
Şekil 5.11. Gövde ön kesiti

Şekil 5.11'deki gövde ön kesit iskeleti, DC motora ve rediktör mekanizmasına yataklık ve taşıyıcılık yapmakla birlikte aynı zamanda robotik kuşun uçuş hesaplamalarında kullanılan ön kesit alanı değeri buradan hesaplanmaktadır.



Şekil 5.12. Gövde arka kesiti

Şekil 5.12'de görülen gövde arka kesit iskeleti DC motoru besleyen bataryaya yataklık ve taşıyıcılık yapmaktadır. Aynı zamanda pim bağlantılarıyla gövde ön kesit iskeletine bağlanmaktadır.



Şekil 5.13. Sabit üçgen iskelet

Şekil 5.13'deki sabit üçgen iskeletin görevi de yine sabit pimlerle diğer parçalara bağlanabilmeyi ve karoseri bir arada tutmayı amaçlamaktadır.

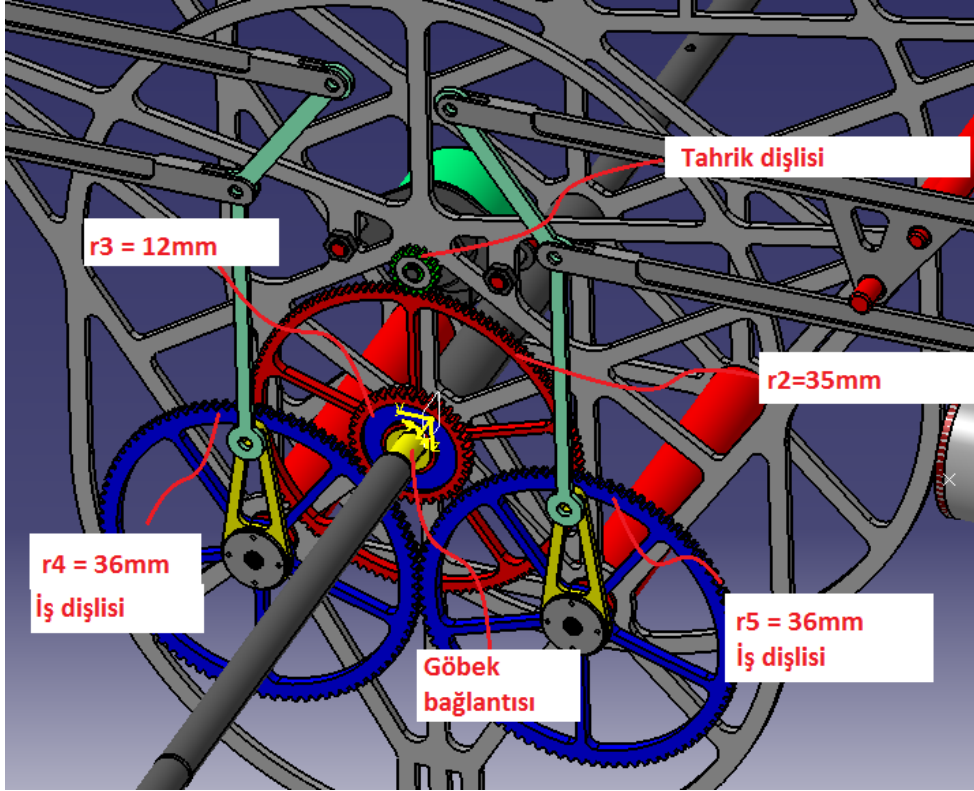
Gövde ön ve arka kesit iskeletleri, sabit üçgen iskelet ve robotik kuşun gövdesini bir arada tutan taşıyıcı iskeletlerdir. Merkezlerindeki delikten robotik kuşun ana taşıyıcı mili geçmektedir. Bu iskeletler CNC'de basit bir CAM programıyla kolaylıkla plakadan kesilerek üretilirler.

### 5.1.3. Gövde redüktör dişlileri

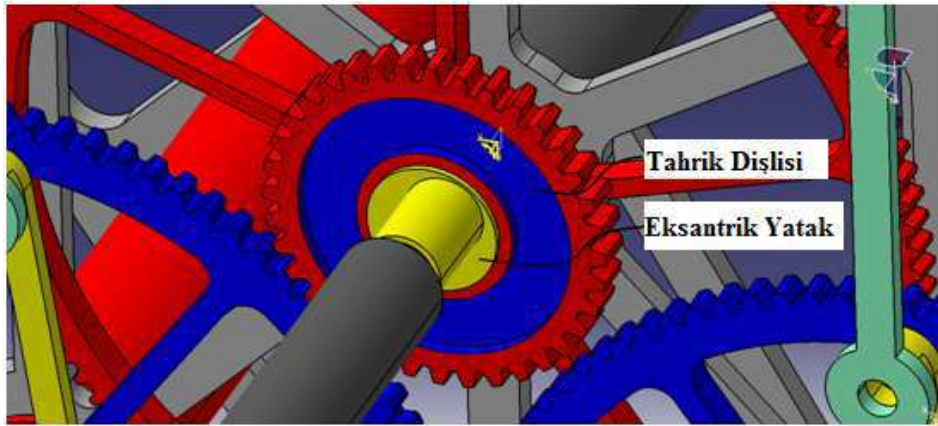
Gövde redüktör takımı Şekil 5.14'de görüldüğü üzere dört adet dişlinin eş çalışmasıyla oluşmuştur. Kompozit yada elastikiyet katsayısı düşük plastikten imal edilebilmektedir. Herhangi bir hazne içinde olmaması ve bu haznenin içinde sürtünmeyi azaltıcı yağ olmaması hasebiyle aşınma ve yıpranma fazla olacağından dolayı kısa ömürlüdür yedekleri fazladan imal edilmelidir.

DC-motorla çalıştırılan tahrik dişlisi, torku yükselterek hareketi  $r_2$  dişlisine iletmekte ve  $r_2$  dişlisiyle eş çalışan  $r_3$  dişlisi aynı yüksek torku  $r_4$  dişlisine iletmektedir. Bu iletimde; yani  $r_3$  den  $r_4$  dişlisine geçişte tork dahada yükselerek  $r_4$  dişlisine oradan da aynı çaptaki  $r_5$  dişlisine hareket aktarımı yapılmaktadır.  $R_5$  dişlisi saat ibresinin tersi yönde dönmekte  $r_4$  dişlisi de saat ibresi yönünde dönmektedir. En sonunda hareket sabit monteli kollara iletilmektedir. Kanadın çırpma frekansı  $r_4$  ve  $r_5$  dişlileri ile aynıdır.





Şekil 5.14. Redüktör grubu

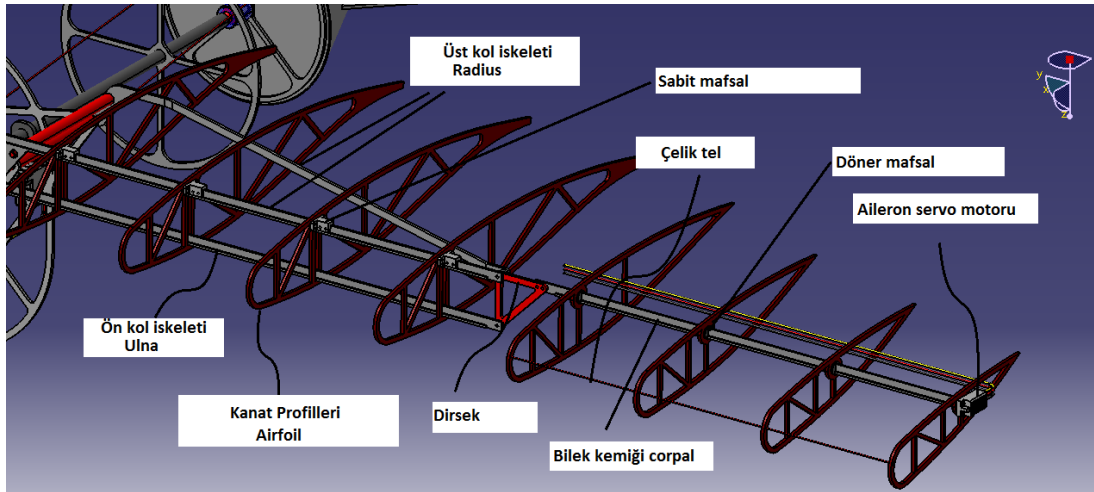


Şekil 5.15. Göbek bağlantısı

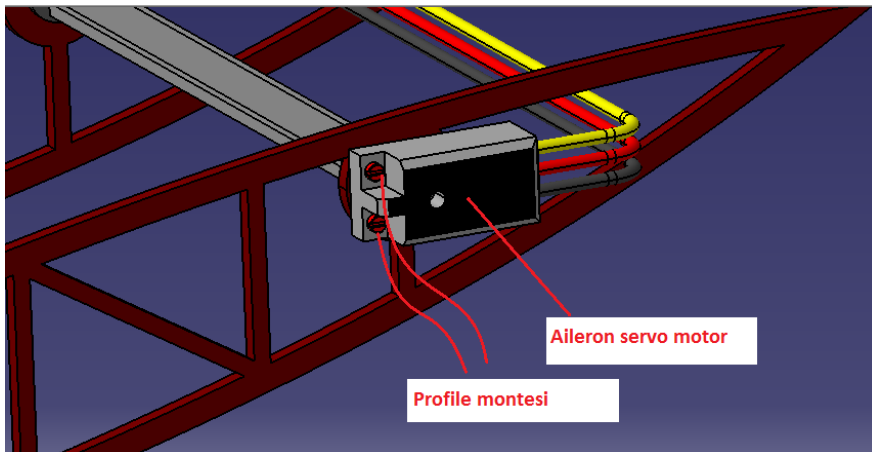
$R_3$  dişlisi eksantrik bir yatak üzerine montelidir (Şekil 5.15). Bunun sebebi,  $r_3$  dişlisi sadece  $r_4$  dişlisine hareket aktarımı yapmasını, fakat  $r_5$  dişlisine temas etmemesini sağlamaktadır.

#### 5.1.4. Kanat kısmı

Robotik kuşun tek kanadına 8 adet airfoil profili monte edilmiştir. Üst kol iskeletine sabit mafsallarla profillerin montajı gerçekleştirilmiştir. Bilek kemiği iskeletine ise airfoil profiller döner mafsallarla monte edilmiştir (Şekil 5.16).



Şekil 5.16. Kanat detayı ve airfoil dizilişi



Şekil 5.17. Aileron servo motor

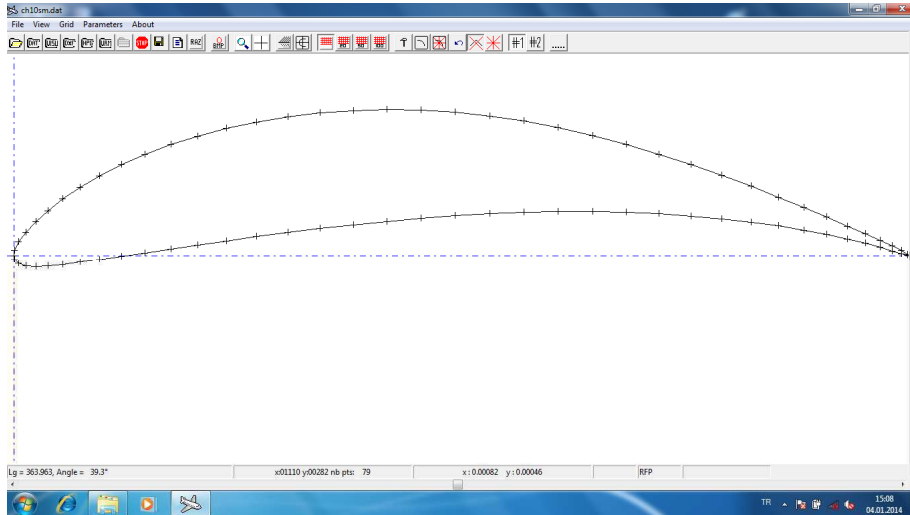
Aileron servo motoru, bilek kemiği iskeletine vidalanarak sabitlenmiş ve hareket ederken profili döndürmesi için iki vida ile profile montesi yapılmıştır (Şekil 5.17). Aileron servo motoru, yazılımdan gelecek inputlara göre belirli bir açıda dönmesiyle kanat ucundaki airfoil profili aşağı yukarı yönde eğip-bükmekte, kanat ucundan dirseğe kadar olan diğer üç airfoil de çelik tel bağlantısıyla onların daha az açıda eğilip-bükülmesini sağlamaktadır. Sol kanattaki aileron sol kanat ucunu aşağı eğerek

hücum açısını düşürmekte, sağ kanattaki aileron ise profile yükseliş vererek hücum açısını arttırmaktadır. Böylece, sağ kanat ucunda taşıma kuvveti artmakta sol kanat ucunda ise azalmaktadır. Bunun sonucunda robotik kuş yalpalama momenti oluşturarak sola doğru yan yatarak gerçek bir kuş gibi dönebilmektedir. Ayrıca iki aileron servoları kanat ucunu aşağı eğerek kanat çırpmaya başladığında robotik kuş hem irtifa kazanacak hem de ileri doğru oluşacak bir itki kuvvetiyle ileri yönde hızlanması sağlanacaktır.

#### 5.1.4.1. Airfoil profilin CAD oluşumu

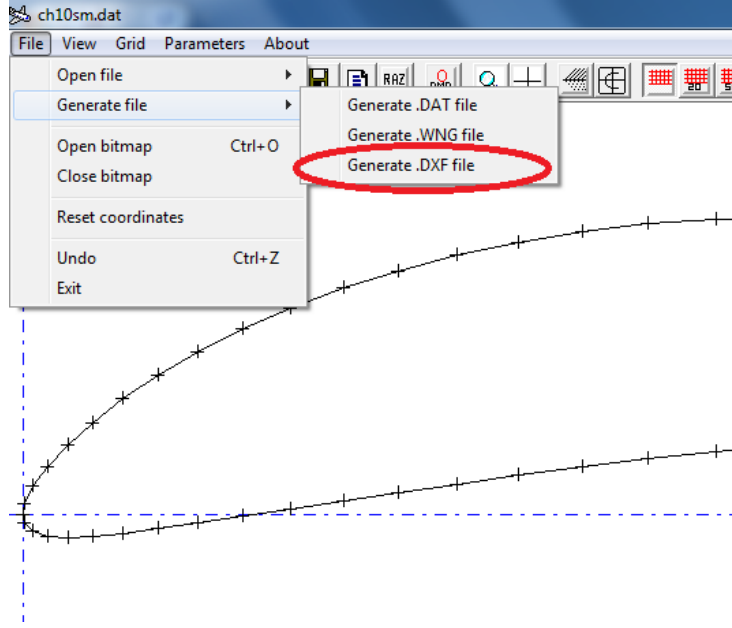
Havacılık sanayiinde kullanılan yüzlerce çeşit airfoil profil datası mevcuttur. Bunlardan ch10sm profilinin sayısal koordinatları tablo 5.1’de verilmiştir. Airfoil datasına ulaşıldığında koordinatların yazılı olduğu sonu .txt ile biten bir metin belgesi indirilebilmektedir. Fakat, XFLR5 uçak tasarım ve analiz programında iki boyut ve 3D kanat analizi yapabilmek için dosyayı .dat uzantılı hale getirmek gerekmektedir.

Ch 10sm profilinin sayısal koordinatları Ek1’de verilmiştir.



Şekil 5.18. Profscan programı kullanılarak ch10sm airfoil datanın açılması

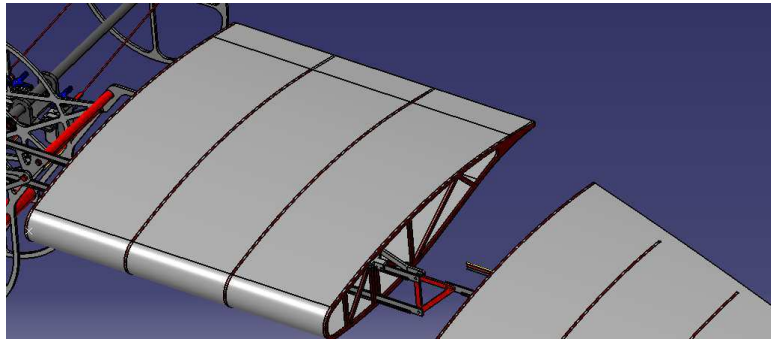
Sonu .dat uzantılı hale getirdikten sonra profilin 2D halini oluşturabilmek için Profscan adlı bir program ile dosya açılıp istenilen uzantıda dosya haline getirmek mümkündür (Şekil 5.18).



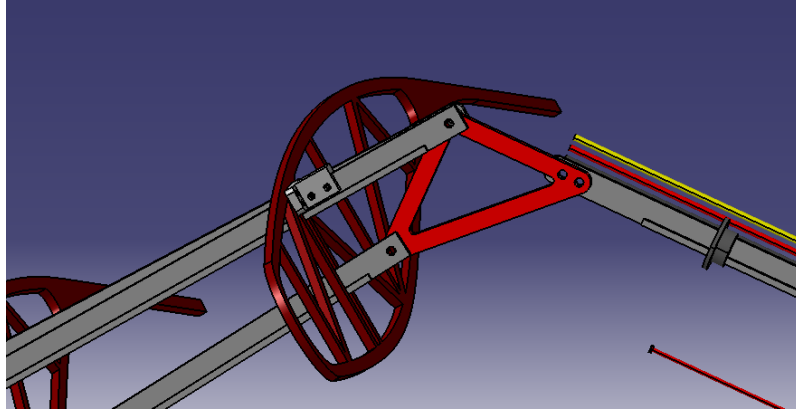
Şekil 5.19. Datanın profscan yazılımı ile istenilen uzantıya dönüştürülmesi

Robotik kuşun kanat airfoil çizimi için, profil koordinatları .dxf uzantılı hale getirilmektedir. (Şekil 5.19). Uzantısı .dxf olan dosya artık her CAD çizim programıyla rahatlıkla açılarak kanat çizimine başlanabilmektedir. Burada önemli olan koordinatları değiştirmeden istenilen kanat büyüklüğüne göre kontüre offset verilerek ebatlarla oynamak mümkündür.

Kanat kaplaması airfoil profillerin geometrisini aynen kopyalayacak kanat bezi diye tabir edilen model uçak kanatlarının kaplandığı bez ile sadece airfoil kenar yüzeylerinden, kanat içine hava almayacak şekilde yapıştırılabilir (Şekil 5.20).

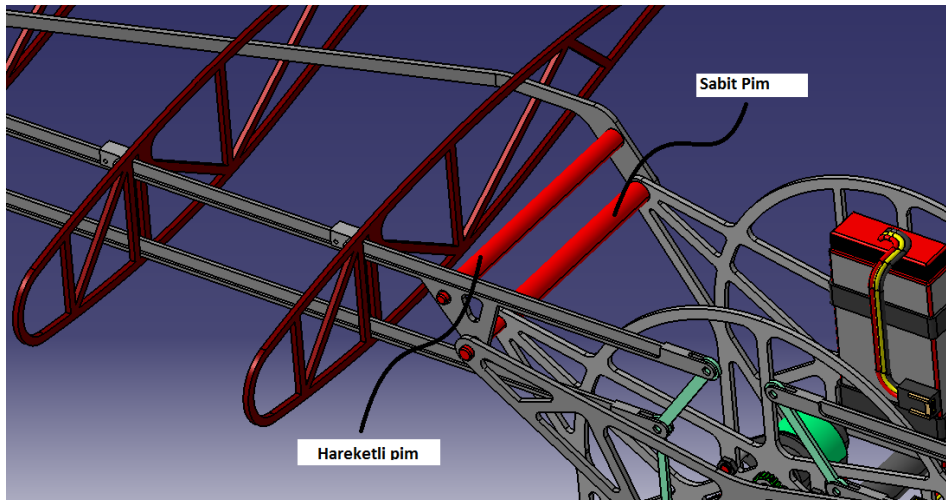


Şekil 5.20. Kanat kaplaması



Şekil 5.21. Dirsek detayı

Kanadın dirsek bağlantısı ikiz kenar dik üçgen bir mafsalla oluşturulmuştur. Dirsek üçgeni dik kenarından üst kol iskeletine mafsallanmış olup bu mafsalda dönme hareketi yapmaktadır. Dirseğin alt dik kenarından kol iskeleti ulnaya mafsallanmıştır. Hem dönme hem de öteleme hareketi yaparak kanat açısına bağlı olarak kanat çırpma hareketini uç kısmını gerçekleştirebilmektedir (Şekil 5.21).

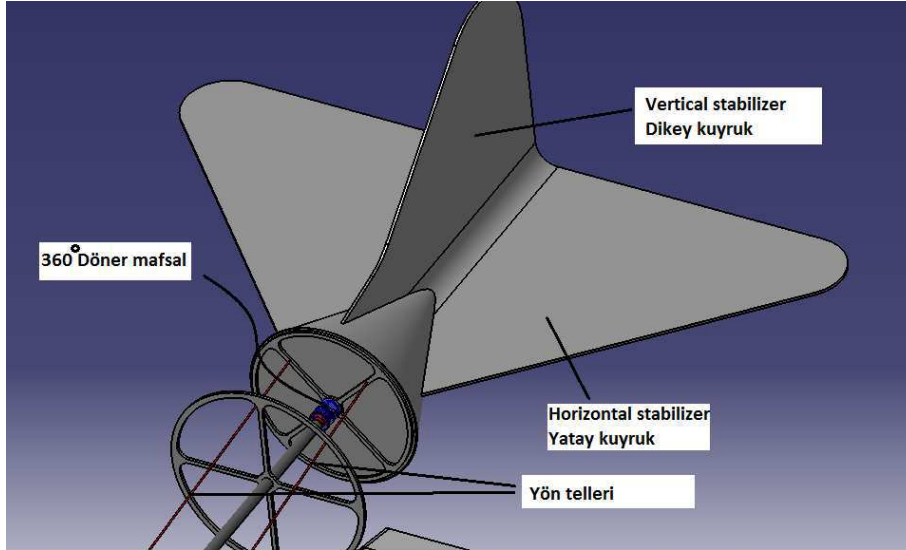


Şekil 5.22. Sabit ve hareketli pimler

Şekil 5.22’de görüldüğü üzere birbirini destekleyen iki adet üst kol iskeleti radius’un yataklanmasını sabit pim yapmaktadır. Hareketli pim ise üst kol iskeletlerinin eş çalışmasını ve senkrizasyonunu sağlamaktadır.

### 5.1.5. Kuyruk kısmı

Robotik kuş kuyruğu, uçaklardaki dikey kuyruk ucundaki kanatçık (rudder) ve yatay kuyruk ucundaki kanatçık (elevater) görevlerini tek başına gerçekleştirebilmektedir. Gövde üzerindeki servo motorların telleri itip çekmesiyle kuyruk hücum açısı elde ederek istenilen miktarda taşıma (ya da negatif taşıma) kuvvetleri oluşturabilir. Negatif taşıma kuvveti oluşturması demek robotik kuş burnunu yukarı kaldırarak gövdenin kanatların komple hücum açısını arttıracak anlamına gelir ve robotik kuş bu sayede irtifa kazanabilir. Robotik kuşun kuyruk tasarımıyla da doğadaki kuşların kopyası yapılmıştır (Şekil 5.23).



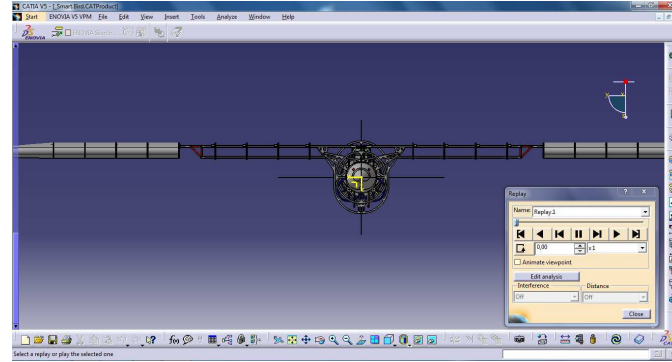
Şekil 5.23. Kuyruk detayı

## **BÖLÜM 6. ROBOTİK KUŞUN SİMİLASYON VE ANİMASYON ÇALIŞMALARI**

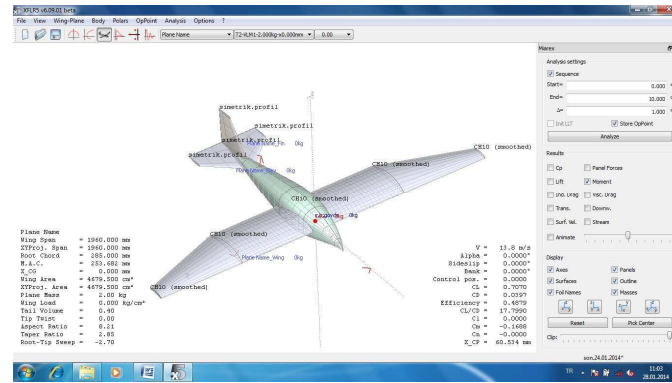
### **6.1. Kanadın Kritik Açılarda Analizi**

Kanat çırpma hareketinin başlangıç ve bitiş periyodu Şekil 6.1’de gösterilmektedir. Kuşlar genellikle süzülürken ve keşif uçuşlarında kanatlarını tamamen açarak düşük hızda seyirlerini gerçekleştirirler. Robotik kuş tasarımında kanada tahrik veren iş dişlisinin kritik açılar olan  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $135^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $225^\circ$ ,  $270^\circ$  ve  $315^\circ$ ’lerde simülasyonlarını yaparak taşıma katsayılarını ve sürüklenme katsayılarını XFLR5 programında analiz ederek tek bir kanat çırpma hareketinde kazancın ve kayıpların ortaya çıkması amaçlanmaktadır.

Tahrik dişlisinin  $0^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $0^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $0^\circ$  konumundayken (Şekil 6.1. ve 6.2.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.1’de verilmiştir.



Şekil 6.1. Kanat, dihedral ve negatif dihedral  $0^\circ$  konumunda



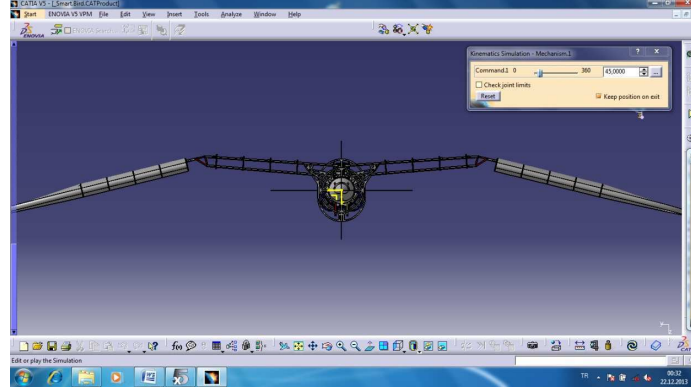
Şekil 6.2. Kanat, dihedral ve negatif dihedral  $0^\circ$  konumunda XFLR5 analizi

Tablo 6.1. Tahrik dişlisinin  $0^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

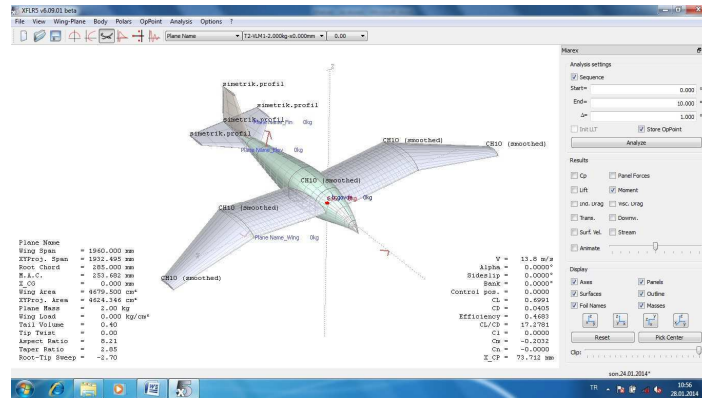
Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,7
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,039
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,018
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,16
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	17,79
$X_{C_p}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	130 mm



Tahrik dişlisinin  $45^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $4^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $13^\circ$  konumundayken (Şekil 6.3. ve 6.4.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.2’de verilmiştir.



Şekil 6.3. Kanat dihedral açısı  $4^\circ$ , negatif dihedral açısı  $13^\circ$

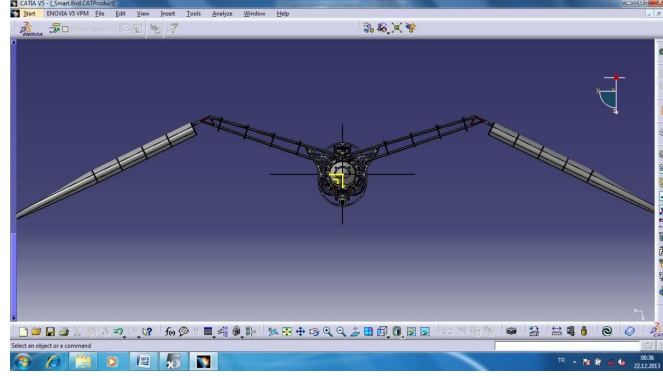


Şekil 6.4. Kanat dihedral açısı  $4^\circ$ , negatif dihedral açısı  $13^\circ$  XFLR5 analizi

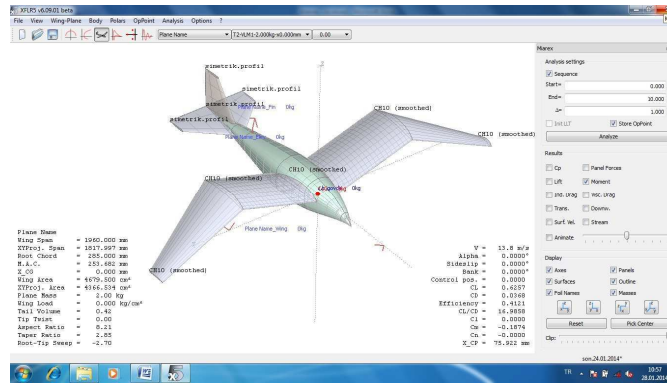
Tablo 6.2. Tahrik dişlisinin  $45^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,69
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,040
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,019
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,2
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	17,27
$X_{C_P}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	144 mm

Tahrik dişlisinin  $90^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $17^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $26^\circ$  konumundayken (Şekil 6.5. ve 6.6.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.3’de verilmiştir.



Şekil 6.5. Kanat dihedral açısı  $17^\circ$ , negatif dihedral açısı  $26^\circ$

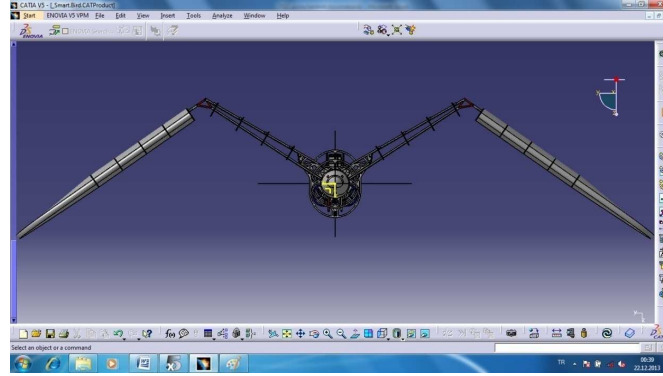


Şekil 6.6. Kanat dihedral açısı  $17^\circ$ , negatif dihedral açısı  $26^\circ$  XFLR5 analizi

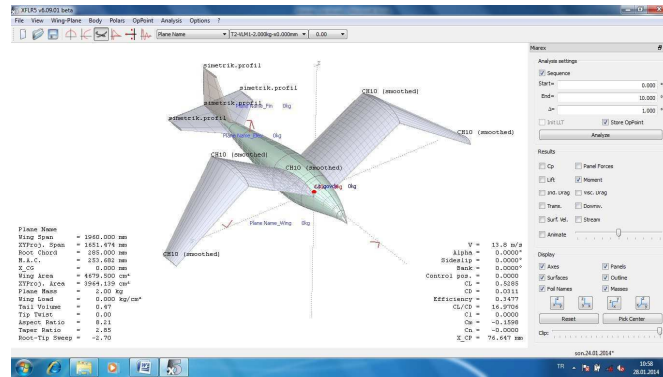
Tablo 6.3. Tahrik dişlisinin  $90^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,62
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,036
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,019
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,18
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	16,98
$X_{C_P}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	146 mm

Tahrik dişlisinin  $135^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $30^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $35^\circ$  konumundayken (Şekil 6.7. ve 6.8.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.4’de verilmiştir.



Şekil 6.7. Kanat dihedral açısı  $30^\circ$ , negatif dihedral açısı  $35^\circ$

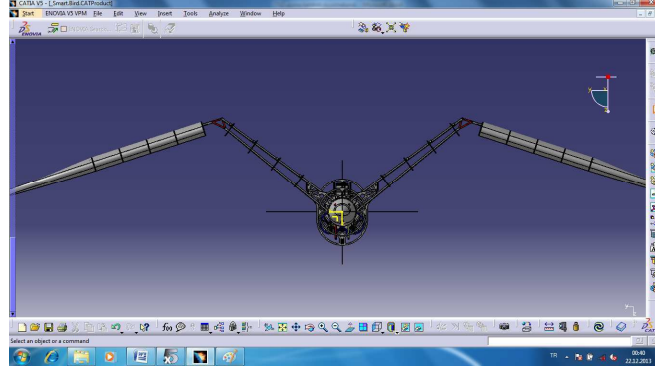


Şekil 6.8. Kanat dihedral açısı  $30^\circ$ , negatif dihedral açısı  $35^\circ$  XFLR5 analizi

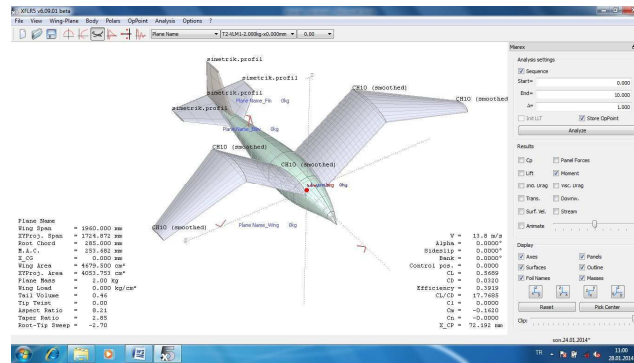
Tablo 6.4. Tahrik dişlisinin  $135^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,52
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,031
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,019
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,15
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	16,97
$X_{C_p}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	146 mm

Tahrik dişlisinin  $180^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $36^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $18^\circ$  konumundayken (Şekil 6.9. ve 6.10.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.5’de verilmiştir.



Şekil 6.9. Kanat dihedral açısı  $36^\circ$ , negatif dihedral açısı  $18^\circ$

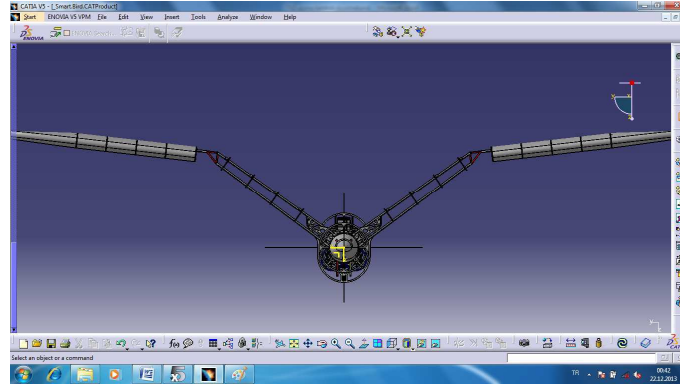


Şekil 6.10. Kanat dihedral açısı  $36^\circ$ , negatif dihedral açısı  $18^\circ$  XFLR5 analizi

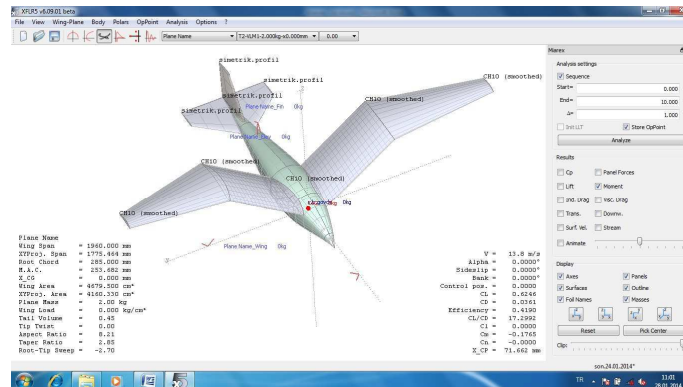
Tablo 6.5. Tahrik dişlisinin  $180^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,56
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,032
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,018
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,16
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	17,76
$X_{C_P}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	142 mm

Tahrik dişlisinin  $225^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $35^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $7^\circ$  konumundayken (Şekil 6.11. ve 6.12.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.6'da verilmiştir.



Şekil 6.11. Kanat dihedral açısı  $35^\circ$ , dihedral açısı  $7^\circ$

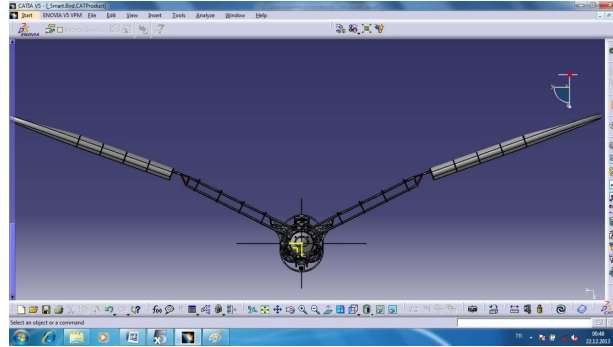


Şekil 6.12. Kanat dihedral açısı  $35^\circ$ , dihedral açısı  $7^\circ$  XFLR5 analizi

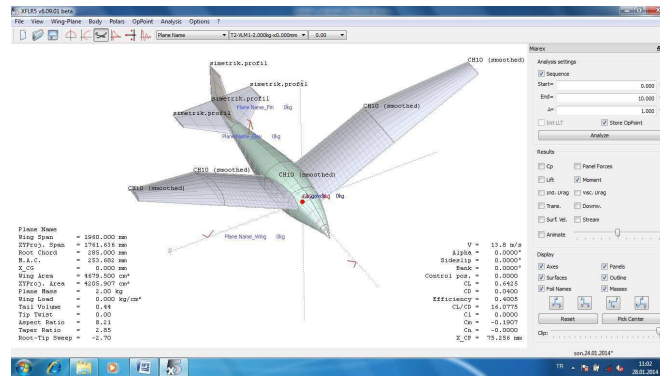
Tablo 6.6. Tahrik dişlisinin  $225^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,62
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,036
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,019
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,17
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	17,29
$X_{C_p}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	141 mm

Tahrik dişlisinin  $270^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $26^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $26^\circ$  konumundayken (Şekil 6.13. ve 6.14.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.7’de verilmiştir.



Şekil 6.13. Kanat dihedral açısı  $26^\circ$ , negatif dihedral açısı  $26^\circ$

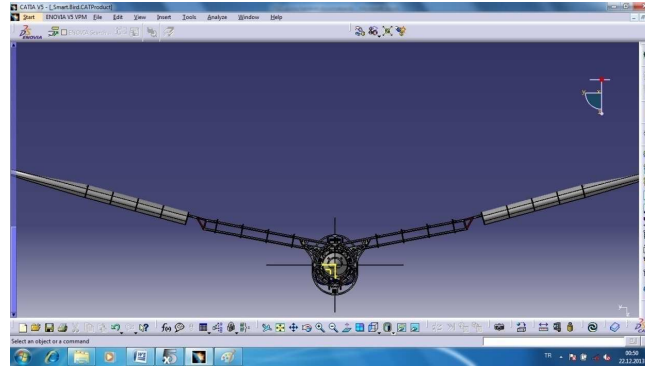


Şekil 6.14. Kanat dihedral açısı  $26^\circ$ , negatif dihedral açısı  $26^\circ$  XFLR5 analizi

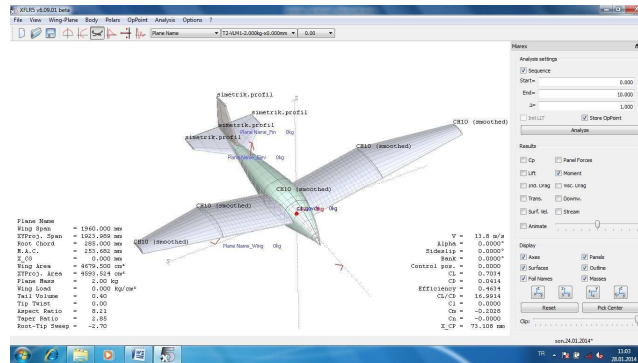
Tablo 6.7. Tahrik dişlisinin  $270^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,64
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,040
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,022
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,19
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	16,07
$X_{C_P}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	145 mm

Tahrik dişlisinin  $315^\circ$  açısında, kanadın kökten dirseğe kadar olan dihedral açısı  $11^\circ$ , dirsekten kanat ucuna kadar olan kısmın negatif dihedral açısı da  $11^\circ$  konumundayken (Şekil 6.15. ve 6.16.) tasarım parametrelerinin aldığı değerler Tablo 6.8’de verilmiştir.



Şekil 6.15. Kanat dihedral açısı  $11^\circ$ , negatif dihedral açısı  $11^\circ$



Şekil 6.16. Kanat dihedral açısı  $11^\circ$ , negatif dihedral açısı  $11^\circ$  XFLR5 analizi

Tablo 6.8. Tahrik dişlisinin  $315^\circ$  konumunda tasarım parametrelerinin aldığı değerler

Sembol	Tanım	Değer
$\alpha$	Hücum açısı	$0^\circ$
$V_t$	İlerleme hızı	13,8 m/s
$C_L$	Taşıma katsayısı	0,7
$C_D$	Sürüklenme katsayısı	0,041
$C_{D0}$	Parazit sürüklenme katsayısı	0,019
$C_m$	Yunuslama momenti katsayısı	- 0,2
$C_L / C_D$	Aerodinamik verimlilik	16,99
$X_{C_p}$	Basınç merkezi hücum kenarı mesafesi	143 mm

Tablo 6.9. Kanat dihedral ve kanat ucu negatif dihedral konumu sayısal sonuçları

Kanat Dihedral ve negatif dihedral açısı	$C_L$	$C_D$	$C_{D0}$	$C_m$	$\frac{C_L}{C_D}$	$X_{Cp}$ (mm)
0° - 0°	0.7	0.039	0.018	-0.16	17.79	130
4° - 13°	0.69	0.040	0.019	-0.2	17.27	144
17° - 26°	0.62	0.036	0.019	-0.18	16.98	146
30° - 35°	0.52	0.031	0.019	-0.15	16.97	146
36° - 18°	0.56	0.032	0.018	-0.16	17.76	142
35° - 7°	0.62	0.036	0.019	-0.17	17.29	141
26° - 26°	0.64	0.040	0.022	-0.19	16.07	145
11° - 11°	0.7	0.041	0.019	-0.2	16.99	143



## BÖLÜM 7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Yapılan kanat açısı simülasyon çalışmalarında; robotik kuş kanadının  $0^\circ$  dihedral ve negatif dihedral açıları konumundan,  $36^\circ$  dihedral ve  $18^\circ$  negatif dihedral açıları konumuna gelene kadar taşıma katsayısının giderek azaldığı, fakat bu konumdan itibaren tekrar ilk konumuna gelişinde ise taşıma katsayısının giderek arttığı ve kanadın yatay konumda maksimuma ulaştığı görülmektedir. Kanadın, aşağı doğru gergin ve düz konum süpürüşünde taşıma katsayısının yükselmesi robotik kuşun irtifa ve itki kazanabilmesi için arzu edilen bir durumdur.

Kanat dihedral açıları  $0^\circ-0^\circ$  ve  $36^\circ-18^\circ$  konumlarında parazit sürüklenme katsayısı minimum çıkmaktadır. Kanatlar tamamen yatay konumdayken ve kanatlar en üst strokunda (dihedral açısı maksimum) parazit sürüklemenin minimum olduğu gözlenmiştir.

Yunuslama momenti katsayısı  $-0,15$  ile  $-0,2$  değerleri arasında değişmektedir. Bu değerler arası robotik kuş kuyruk dengesi sağlanabilmektedir.

Robotik kuş süzülürken hücum açısı  $0^\circ$  ile  $10^\circ$  arasında kanat  $X_{Cp}$  noktaları  $80$  mm ile  $130$  mm arasında değişim göstermektedir. Robotik kuşun mevcut  $C_G$  noktası korunduğu takdirde burun aşağı ve burun yukarı momentleri stabil olarak istenilen değerlerde sağlanabilmektedir.

Robotik kuş mevcut konseptiyle mevcut hücum açısında ilave olarak maksimum  $1$  kg kütle taşıyabilme kapasitesine sahiptir. Fakat bu ilave kütle taşıyabilmesi için yazılım olarak bazı parametre eklemeleri yapılmalıdır.

Robotik kuş mevcut hızında ( $13,8$  m/s) ve mevcut hücum açısında ( $0^\circ$ ), maksimum  $\beta = 56^\circ$  yalpa açısı yaparak (yani yan dönerek) minimum  $13,23$  m yarı çapta dönüşünü gerçekleştirebilmektedir.

Robotik kuşun mevcut batarya ile maksimum menzile gidebilmesi için gerekli olan hız değeri ( $V_{mr}$ ) 22,75 m/s dir. Robotik kuş bu hız değerinde uçarsa "en uzak mesafe"ye gidebilmektedir.

Tasarımı yapılan robotik kuşun minimum güç gereksinimiyle uçabilmesi için gerekli hız değeri ( $V_{mp}$ ) 6,94 m/s dir. Bu hızın altında veya üstünde uçulduğunda gereğinden fazla enerji harcanıyor anlamına gelmektedir. Keşif ve gözetleme yapıldığında maksimum süreyle havada kalabilmesi için tercih edilen bir moddur. Kanat çırpmayı bırakıp bu hızda süzülerek uçarsa, stall hızına çok yakın olduğu için tutunma kaybı durumu söz konusu olabilir. Robotik kuşun stall hızı ( $V_s$ ) 6,13 m/s olarak bulunmuştur. Bu hızın altında süzülerek uçarsa irtifa kaybetmeye başlayabilir. Robotik kuşun toplam mekanik güç, profil, parazit ve indüklenmiş güçlerin toplamına eşittir ve bu güçleri yenebilmesi gerekmektedir. Toplamda 11,24 W gücü yeterli gelmektedir.

İtke katsayısı hesabında, kanat çırpma periyodu ile değişen, toplam sürüklenme katsayısı değerinin interpolasyonu sonucu elde edilen parabolün zamana göre integralinin alınmasıyla hesaplanabilmektedir. Tasarlanan robotik kuşta kanat ucu mikro servoların her periyotta belirli değerlerde dönü hareketiyle kanat çırpmalı uçuş için itki kuvveti hesaplama yoluna gidilebilir.

Robotik kuş kanadının dihedral ve negatif dihedral açıları  $0^\circ$  konumunda ve dihedral  $36^\circ$ , negatif dihedral  $18^\circ$  konumunda aerodinamik verimin ( $C_L/C_D$ ) en yüksek değerinde olduğu gözlenmiştir. Kanadın bu konumunda taşıma kuvvetinin yüksek, geri sürüklenme kuvveti düşük olması istenilen bir durumdur.

Robotik kuşun imalatı esnasında, kanatlarında üretilen taşıma kuvvetinin ölçülebilmesi için karoserinden kuvvet ölçme sensörüne tespitinin yapılması ve her kanat çırpımda sayısal değer ölçülerek kanat alanı yeterliliği ve optimum kanat tasarımı önceden kestirilerek daha emin adımlarla imalata devam edilmesi sağlanabilir. İmalatı tamamlanmış olan robotik kuşun bütün parçaları Al 1050 mazemedden üretilmesi kütle artışına sebebiyet vermiş olup kuşun uçamaması

sonucuyla karşılaşılmıştır. Tasarıma bağlı kalınarak bütün parçalar karbon fiber olması sağlanarak imalat tekrar yapılacaktır. Karbon fiber yapı yarı yarıya kütle azalmasına fayda sağlaması, robotik kuşun bir sonraki denemesinde uçuşu öngörülmektedir.

Bu yüksek lisans tezi çalışmasında, kuşlardan elde edilen biyomimetik veriler ve aerodinamik bilgileri kullanılarak, bir robotik kuşun tasarımı ve modellenmesi yapılmış, tasarım hesaplamaları gerçekleştirilmiş, analiz ve simülasyon çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışmanın, oldukça yeni olan ve kaynak bulma konusunda oldukça sıkıntı çekilen robotik kuş tasarımı alanında bundan sonra yapılacak daha detaylı ve kapsamlı çalışmalara ışık tutması beklenmektedir.

## KAYNAKLAR

- [1] <https://www.tai.com.tr/tr/proje/simsek>
- [2] [www.clipartillustration.com](http://www.clipartillustration.com)
- [3] THY A.O. Eğitim Akademisi Ders Notları, 2011.
- [4] Brosch\_SmartBird\_en\_8s\_RZ\_300311\_lo, Rüter Strasse 82, 73734 Esslingen Germany, [www.festo.com/bionic](http://www.festo.com/bionic)
- [5] Çağrı CENGİZ, Slatlı Kanat Profiline Etrafındaki Düşük Reynolds Sayılı Hava ve Su Akışlarının İncelenmesi ve Aerodinamik Performans Analizleri, Başkent Üniversitesi 2010.
- [6] Anadolu Üniversitesi Aerodinamik ve Uçuş Kumandaları Ders Notları.
- [7] Luis M. Chiappe, "Wings over Spain", Natural History, Eylül 1998.
- [8] Prof.Dr. Mustafa CAVCAR, Uçuş Mekaniği ve Uçak Performansı Ders Notları, Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, 2011 Eskişehir.
- [9] Servet BAŞOL, Mass and Balance 2009.
- [10] <http://www.geol.umd.edu/~jmerck/bsci392/lecture12/lecture12.html>, Maryland Üniversitesi Jeoloji Bölümü.
- [11] Henry Gee, In Search of Deep Time: Beyond the Fossil Record to a New History of Life, Comstock Publishing Assc., ABD, 1999, s. 172
- [12] C.J. Pennycuick, Modelling the Flying Bird (Theoretical Ecology Series), Academic Press; 1 edition (July 28, 2008)
- [13] <http://en.wikipedia.org/wiki/File:WingMuscles.svg>
- [14] Hakan Durmuş, "Bir Tüyün Gelişmesi", Bilim ve Teknik, Kasım 1991, s. 34.
- [15] [http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)
- [16] <http://www.members.trupath.com/brightway/migration%20of%20birds.htm>

- [17] M. Adil YÜKSELEN, Uçak Mühendisliğine Giriş ve Etik Ders Notları 2006
- [18] Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, President, Conceptual Research Corporation Sylmar, California
- [19] Pooley, Dorothy, ve David Robson. "The Air Pilot's Manual 4: The Aeroplane Technical." 5nci baskı. Cranfield. Pooley's Air Pilot Publishing, 2009.
- [20] Mustafa KAYA ve İsmail H. TUNCER, Çırpan Kanat Kesitlerinde İtkinin Yapay Zeka ile eniyileştirilmesi. ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği

## EKLER

Ek A. Ch10sm kanat profilinin koordinatları

CH10 (smoothed)	
1.00000	0.00005
0.99754	0.00169
0.99070	0.00579
0.98037	0.01111
0.96698	0.01721
0.95044	0.02452
0.93064	0.03317
0.90775	0.04292
0.88202	0.05367
0.85370	0.06522
0.82309	0.07725
0.79048	0.08942
0.75616	0.10143
0.72043	0.11298
0.68359	0.12384
0.64594	0.13374
0.60778	0.14243
0.56937	0.14970
0.53099	0.15538
0.49265	0.15942
0.45435	0.16176
0.41638	0.16240
0.37887	0.16133
0.34204	0.15862
0.30609	0.15434
0.27120	0.14859
0.23760	0.14148
0.20549	0.13310
0.17504	0.12355
0.14648	0.11291
0.11999	0.10132
0.09576	0.08896
0.07395	0.07611
0.05468	0.06312
0.03811	0.05032
0.02433	0.03793
0.01338	0.02615
0.00548	0.01531
0.00098	0.00586
0.00000	0.00014
0.00098	-0.00450
0.00548	-0.00914
0.01338	-0.01179
0.02433	-0.01269
0.03811	-0.01209
0.05468	-0.01028
0.07395	-0.00759
0.09576	-0.00435
0.11999	-0.00076

0.14648	0.00320
0.17504	0.00748
0.20549	0.01201
0.23760	0.01667
0.27120	0.02136
0.30609	0.02597
0.34204	0.03040
0.37887	0.03457
0.41638	0.03839
0.45435	0.04178
0.49265	0.04466
0.53099	0.04693
0.56937	0.04851
0.60778	0.04933
0.64594	0.04932
0.68359	0.04845
0.72043	0.04672
0.75616	0.04423
0.79048	0.04108
0.82309	0.03739
0.85370	0.03322
0.88202	0.02867
0.90775	0.02386
0.93064	0.01896
0.95044	0.01410
0.96698	0.00936
0.98037	0.00516
0.99070	0.00212
0.99754	0.00044
1.00000	-0.00006

## ÖZGEÇMİŞ

Erkan Yavçin, 07.07.1981'de Berlin'de doğdu. İlk, orta ve lise eğitimini Bursa'da tamamladı. 1999 yılında başladığı Afyon Kocatepe Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünü 2003 yılında ikincilikle bitirdi. 2004 yılında Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makina Mühendisliği Bölümü'nde Yüksek Lisans eğitimine başladı. 2003-2009 yılları arasında İspanya menşeli Asemat A.Ş. saç-metal kalıp tasarım sorumlusu olarak çalıştı. Bu dönemde; büyük ebatlı döküm kalıbı, kaynak punta aparatı ve kalibre sistemi tasarımları yaptı. Tasarımını yapmış olduğu mekatronik bir sistemin patentini aldı. Halen yıldırım belediyesi fen işleri müdürlüğünde kontrol mühendisi olarak görev yapmaktadır. Evli ve bir kız çocuk babasıdır.