

UÇAK TASARIMI

Teknik Detaylar

Çeviri Editörü
Doç. Dr. Hacı SOĞUKPINAR



A John Wiley & Sons, Ltd., Publication



© Copyright 2022

Bu kitabın, basım, yayın ve satış hakları Akademisyen Kitabevi A.Ş.'ne aittir. Anılan kuruluşun izni alınmadan kitabın tümü ya da bölümleri mekanik, elektronik, fotokopi, manyetik kağıt ve/veya başka yöntemlerle çoğaltılamaz, basılamaz, dağıtılamaz. Tablo, şekil ve grafikler izin alınmadan, ticari amaçlı kullanılamaz. Bu kitap T.C. Kültür Bakanlığı bandrolü ile satılmaktadır.

| | |
|---|---|
| Orijinal ISBN | ISBN |
| 978-1-119-95340-1 | 978-625-8299-43-4 |
| Orijinal Adı | Kitap Adı |
| Aircraft Design A Systems Engineering Approach | Uçak Tasarımı Teknik Detaylar |
| Editör | Çeviri Editörü |
| Mohammad H. SADRAEY | Doç. Dr. Hacı SOĞUKPINAR ORCID iD: 0000-0002-9467-2005 |
| Yayın Koordinatörü | Sayfa ve Kapak Tasarımı |
| Yasin DİLMEN | Akademisyen Dizgi Ünitesi |
| Yayıncı Sertifika No | Baskı ve Cilt |
| 47518 | Vadi Matbaacılık |
| Orijinal DOI | Bisac Code |
| 10.1002/9781118352700 | TRA002000 |
| | DOI |
| | 10.37609/akya.2051 |

GENEL DAĞITIM
Akademisyen Kitabevi A.Ş.

*Halk Sokak 5 / A Yenışehir / Ankara
Tel: 0312 431 16 33
siparis@akademisyen.com*

www.akademisyen.com

Önsöz

Bu kitabın amacı, hava araçlarından daha ağır araçların tasarımında hem lisans hem de lisans üstü seviyelerde dersler için temel bir metin sağlamaktır. Uçak tasarımı, havacılık/uzay mühendisliği disiplininde özel bir konudur. Havacılık/uzay mühendisliğinin akademik bölümü geleneksel olarak dört ana uzmanlık alanına sahip olma eğilimindedir: aerodinamik, uçuş dinamikleri, itme gücü ve yapı. Nitelikli bir hava aracı tasarımcısı, bu dört bilimsel kavramı ve ilkeyi kullanır ve bunları, koordineli benzersiz bir sistem tasarlamak için özel tasarım teknikleri kullanarak bir uçağa entegre eder. Tasarım bilimi, sanat ve tekniklerin birleşimidir. Bir tasarımcı sadece bu dört alanda yeterli bilgi seviyesine sahip olmakla kalmaz, aynı zamanda matematiği, becerileri, deneyimleri, yaratıcılığı, sanatı ve sistem tasarım tekniklerini de kullanmalıdır. Uçak tasarımının sınıflarda tamamen öğretilerilebilir olmadığı doğrudur, ancak sınıf derslerini sömestr sürececek bir uçak tasarım projesi ile birleştirmek, öğrencilerin uçak tasarımını öğrenmeleri ve deneyimlemeleri için en iyi fırsatı sağlar. Her havacılık mühendisliği disiplini, uçak tasarımı veya havacılık sistemi tasarımında en az bir ders sunar. Yeni geliştirilen sistem mühendisliği ile birleştirilmiş bir hava aracının tüm yönlerini, havacılık kavramlarını, tasarım yöntemlerini, tasarım akış şemalarını, tasarım örneklerini ve bölüm sonu sorunları gibi akademik özelliklere sahip bir uçak tasarım ders kitabının eksikliği, bu kitabı yazmak için ana motivasyondur. Geçtiğimiz birkaç yılda, çeşitli uçak tasarım eğitmenleri ve öğrencileriyle konferanslarda ve AIAA Tasarım yarışmalarında konuştum. Roskam, Torenbeek, Nicolai, Stinton ve Raymer gibi öncüler tarafından yayınlanan harika tasarım kitaplarının daha fazla geliştirilmeye ve genişletmeye ihtiyacı olduğu sonucuna vardım. Bu, uçak tasarım eğitimi için üniversitelerin ve kolejlerin ve tasarım uygulaması için endüstrilerin artan ihtiyacını karşılamak içindir. Yeni metin, sistem mühendisliği yaklaşımları, tasarım prosedürleri, çözülmüş örnekler ve bölüm sonu problemleri gibi önemli özelliklere sahip olmalıdır. Bu kitap, havacılık/uzay mühendisliği öğrencileri ve aynı zamanda uygulayıcı mühendisler için boşluğu doldurmak amacıyla yazılmıştır.

Çeviri Önsöz

İnsanlığın uçakla ilk tanışması ve ilk resmi uçuş Wright kardeşlerin girişimi ile 1903 yılında başlamıştır. Hemen 7 yıl sonra uçak, ilk defa savaş aracı olarak 1911 yılında İtalyanların Osmanlı topraklarını işgali sırasında Trablusgarp savaşında kullanılmıştır. İlk savaş uçağı yine Osmanlı askerleri tarafından düşürülmüştür. Hemen aynı yıl 2 Türk subayı Fransa'ya pilot okuluna gönderilerek eğitim alması sağlanmış ve önden iki uçak siparişi verilmiştir. 1912 yılı itibariyle İstanbul'da 10 uçaktan oluşan bir filo kurulup bir uçuş okulu açılmıştır. Bu uçaklar ilk Balkan Harbi sırasında kullanılmış olup devamında yenileri Almanya ve Fransa'dan satın alınmıştır. Osmanlı devletinin 1. Dünya savaşına Almanya ile birlikte katılması sahip olduğumuz uçak sayısı artarak önce 50, savaş sonuna kadar 450 rakamına ulaşmıştır. İlk defa 1914 yılında İstanbul-İskenderiye arası 2000 km'lik yolculuk farklı şehirlerde ikmaller yapılarak askeri pilotlar tarafından gerçekleştirilmiştir. İlk yerli uçak yapma girişimi 1914 yılında gerçekleşmiş ancak teknik eksikliklerden dolayı ilk uçuşu yapılamamıştır.

Cumhuriyet tarihinde Atatürk'ün emriyle 15 Mart 1925 tarihinde Türk Tayyare Cemiyeti kurulmuş ve Vecihi Hürkuş ilk Türk tipi uçağı Vecihi K-6'yı inşa etmiştir. 1925 tarihinde Kayseri'de Tayyare ve Motor Türk Anonim Şirketi (TOMTAŞ) ve fabrikası kurulmuş ve Alman Junkers Uçak fabrikası lisansı ile Milli Savunma Bakanlığı ortak üretim yapmaya başlamıştır. 1930 yılında Vecihi Hürkuş Vecihi-14 tipi uçağı-nı yapmıştır. 1935 yılında Türk Kuşu kurulmuş ve ilk eğitimi alanlar arasında Sabiha Gökçen de bulunmaktadır. 1936 yılında İstanbul'da ilk defa Hava Harp Akademisi kurulmuştur. Bu süreçte Kayseri'deki uçak üretimi devam etmektedir. 1938 yılına kadar envantere toplamda 215 uçak girmiştir. Nuri Demirağ 1936 yılında ilk defa "Büyük Gök Okulu" nu kurmuş ve bu okulda teknik eleman yetiştirmeye başlamıştır. Nuri Demirağ bu süreçte uçak ve planör üretimine başlamış ve Türk Hava Kurumu tarafından siparişler almış ve Nuri Demirağ'ın fabrikasında üretilen ilk uçak 1941 yılında ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir.

1984 yılında Otomotiv Yan Sanayisi olarak Baykar Makine kurulmuş, 2000 yılında İnsansız Hava Aracı Sistem ve Alt Sistem Bileşenleri Ar-Ge çalışmalarına başlamıştır. 2007 yılında Bayraktar Mini İHA'nın İlk Teslimatı gerçekleşmiş olup 2014 yılında Bayraktar TB2 İlk Seri üretim teslimatı gerçekleşmiştir. 2019 yılında Bayraktar Akıncı İlk Uçuşunu gerçekleştirmiştir. Bayraktar, ülkemizde insansız uçan sistemler üzerine öncü bir kurum haline gelmiştir.

Türk Uçak Sanayii Anonim Ortaklığı (TUSAŞ), 28 Haziran 1973 tarihinde kurul-

muş ve ilk defa F16 uçaklarının Türkiye’de üretim/montajına öncülük etmiştir. Bugün itibari ile Yapısal Grubu, Uçak Grubu, Helikopter Grubu, İnsansız Hava Aracı (İHA) Sistemleri Grubu, Uzay Sistemleri Grubu, ve Milli Muharip Uçak (MMU) Grubu olmak üzere pek çok alanda ARGE ve üretim yapmaktadır. Atak ve Gökbey helikopteri, Hürjet ve Hürkuş uçakları, Anka ve Aksungur İHA sistemleri, Göktürk uydusu ve MMU savaş uçağı öne çıkan projelerden bazılarıdır. TUSAŞ Havacılığın her alanında üretim yapan dünyaca önemli bir kurum haline gelmiştir.

Bu kitabın çevirisi, Türk gençlerine havacılığı tanıtmak, teknik bilgi sağlamak, sevdirmek ve genç beyinleri bu alana teşvik etmek amacı ile gerçekleştirilmiştir.

Hacı SOĞUKPINAR
Adıyaman Üniversitesi

Teşekkür

Bu kitabın Türkçeye çevrilmesinden yayınlanmasına kadar tüm süreçleri titizlikle takip ederek desteklerini esirgemeyen Adıyaman Üniversitesi Rektörü Sayın Prof. Dr. Mehmet TURGUT'a

VE

Kişiliği, duruşu ve Eğitime her zaman verdiği destekler ile gelecek nesillere ışık tutan örnek iş insanı,

Erdemoğlu Holding Yönetim Kurulu Başkan Yardımcısı

Sayın **Ali ERDEMOĞLU** Beyefendiye,

Kitabın sizlere ulaşması için verdiği maddi veya manevi değerli desteklerinden dolayı şükranlarımızı sunarız.

*Fatemeh Zafarani, Ahmad ve Atieh'e
Sevgileri ve anlayışları için teşekkür ederim.*

İçindekiler

| | |
|---|-----------|
| 1 Uçak Tasarımının Temelleri..... | 1 |
| 1.1 Tasarıma Giriş..... | 1 |
| 1.2 Mühendislik Tasarımı..... | 4 |
| 1.3 Tasarım Projesi Planlaması..... | 8 |
| 1.4 Karar Verme..... | 10 |
| 1.5 Fizibilite Analizi..... | 12 |
| 1.6 İhmal Derecesi..... | 15 |
| Kaynaklar..... | 18 |
| 2 Sistem Mühendisliği Yaklaşımı..... | 19 |
| 2.1 Giriş..... | 19 |
| 2.2 Sistem Mühendisliğinin Temelleri..... | 21 |
| 2.3 Kavramsal Sistem Tasarımı..... | 24 |
| 2.3.1 Tanım..... | 24 |
| 2.3.2 Kavramsal Tasarım Akış Şeması..... | 24 |
| 2.3.3 Teknik Performans Ölçütleri..... | 26 |
| 2.3.4 Fonksiyonel Analiz..... | 27 |
| 2.3.5 Sistem Değişimi Analizi..... | 28 |
| 2.3.6 Kavramsal Tasarım İncelemesi..... | 29 |
| 2.4 Ön Sistem Tasarımı..... | 30 |
| 2.5 Sistem Detay Tasarımı..... | 31 |
| 2.6 Tasarım Gereklilikleri..... | 34 |
| 2.7 Tasarım İncelemesi, Değerlendirme ve Geri Bildirim..... | 35 |
| 2.8 Uçak Tasarımında Sistem Mühendisliği Yaklaşımı..... | 38 |
| 2.8.1 Sistem Mühendisliğinin Uygulanması..... | 38 |
| 2.8.2 Tasarım Aşamaları..... | 39 |
| 2.8.3 Tasarım Akış Şeması..... | 40 |
| 2.8.4 Tasarım Grupları..... | 43 |
| 2.8.5 Tasarım Adımları..... | 44 |
| Kaynaklar..... | 48 |

| | |
|--|------------|
| 3 Uçak Kavramsal Tasarım..... | 51 |
| 3.1 Giriş..... | 51 |
| 3.2 Hava Aracı Bileşenlerinin Birincil İşlevleri | 52 |
| 3.3 Uçak Konfigürasyon Alternatifleri..... | 54 |
| 3.3.1 Kanat Yapılandırması..... | 55 |
| 3.3.2 Kuyruk Konfigürasyonu..... | 57 |
| 3.3.3 İtki Sistemi Konfigürasyonu | 57 |
| 3.3.4 İniş Takımı Yapılandırması..... | 58 |
| 3.3.5 Gövde Yapılandırması | 60 |
| 3.3.6 İmalatla İlgili Öğelerin Yapılandırılması..... | 60 |
| 3.3.7 Alt Sistem Yapılandırması..... | 61 |
| 3.4 Uçak Sınıflandırması ve Tasarım Kısıtlamaları..... | 64 |
| 3.5 Konfigürasyon Seçim Süreci ve Takas Analizi | 70 |
| 3.6 Kavramsal Tasarım Optimizasyonu..... | 75 |
| 3.6.1 Matematiksel Araçlar..... | 75 |
| 3.6.2 Metodoloji..... | 78 |
| Kaynaklar..... | 94 |
| | |
| 4 Ön Tasarım | 95 |
| 4.1 Giriş..... | 95 |
| 4.2 Maksimum Kalkış Ağırlığı Tahmini..... | 96 |
| 4.2.1 Genel Teknik..... | 96 |
| 4.2.2 Ağırlığı Belirleme | 97 |
| 4.2.3 Yük Ağırlığı | 98 |
| 4.2.4 Mürettebat Ağırlığı..... | 100 |
| 4.2.5 Yakıt Ağırlığı | 102 |
| 4.2.7 Tekniğin Pratik Adımları | 114 |
| 4.3 Kanat Alanı ve Motor Boyutlandırması | 115 |
| 4.3.1 Tekniğin Özeti | 115 |
| 4.3.2 Stol Hızı | 120 |
| 4.3.3 Maksimum Hız..... | 122 |
| 4.3.4 Kalkış Koşusu | 133 |
| 4.3.5 Tırmanma Hızı | 138 |
| 4.3.5.1 Jet Uçak..... | 138 |
| 4.3.6 Tavan..... | 142 |
| 4.4 Tasarım Örnekleri | 147 |
| Kaynaklar..... | 160 |
| | |
| 4 Kanat Tasarımı | 161 |
| 5.1 Giriş..... | 161 |
| 5.2 Kanat Sayısı..... | 164 |

| | |
|---|------------|
| 5.3 Kanat Dikey Konumu | 165 |
| 5.3.1 Yüksek Kanat | 165 |
| 5.3.2 Alçak Kanat | 168 |
| 5.3.3 Orta Kanat | 169 |
| 5.3.4 Parasol Kanadı | 170 |
| 5.3.5 Seçim Süreci | 170 |
| 5.4 Kanat Profili | 170 |
| 5.4.1 Kanat Tasarımı veya Kanat Profili Seçimi | 171 |
| 5.4.2 Kanat Profilinin Genel Özellikleri | 173 |
| 5.4.3 Bir Kanat Profilinin Karakteristik Grafikleri | 176 |
| 5.4.4 Kanat Profili Seçim Kriterleri | 182 |
| 5.4.5 NACA Kanat Profilleri | 183 |
| 5.4.6 Kanat Kesiti Profili Seçimi İçin Pratik Adımlar | 188 |
| 5.5 Kanat eğim (Sabit Hücüm) açısı | 195 |
| 5.6 En Boy Oranı | 197 |
| 5.7 Koniklik Oranı | 203 |
| 5.8 Kaldırma ve Yük Dağılımlarının Önemi | 206 |
| 5.9 Süpürme Açısı (Λ) | 209 |
| 5.10 Büküm Açısı | 223 |
| 5.11 Dihedral Açısı | 226 |
| 5.12 Yüksek Kaldırma Cihazı | 230 |
| 5.12.1 Yüksek Kaldırma Cihazının İşlevleri | 230 |
| 5.12.2 Yüksek Kaldırma Cihazı Sınıflandırması | 233 |
| 5.12.3 Tasarım Tekniği | 236 |
| 5.13 Ayleron | 241 |
| 5.14 Kaldırma Çizgisi Teorisi | 242 |
| 5.15 Diğer aparatlar | 247 |
| 5.15.1 Strake (çıkıntılı bir sırt) | 247 |
| 5.15.2 Çit | 247 |
| 5.15.3 Vorteks Jeneratörü | 248 |
| 5.15.4 Winglet (Kanat ucu aparatı) | 248 |
| 5.16 Kanat Tasarım Adımları | 249 |
| 5.17 Kanat Tasarım Örneği | 250 |
| Kaynaklar | 264 |
| 6 Kuyruk Tasarımı | 265 |
| 6.1 Giriş | 265 |
| 6.2 Hava Aracı Trim Gereksinimleri | 268 |
| 6.2.1 Boyuna Trim | 270 |
| 6.2.2 Yönlü ve Yanal Trim | 276 |

| | |
|---|------------|
| 6.3 Kararlılık ve Kontrol Üzerine Bir İnceleme | 278 |
| 6.3.1 Kararlılık..... | 278 |
| 6.3.2 Kontrol | 283 |
| 6.3.3 Dengeleme Koşulları..... | 284 |
| 6.4 Kuyruk Konfigürasyonu..... | 285 |
| 6.4.1 Temel Kuyruk Yapılandırması | 285 |
| 6.4.2 Arka Kuyruk Yapılandırması..... | 288 |
| 6.5 Kanard veya Arka Kuyruk..... | 295 |
| 6.6 Optimum Kuyruk Kolu | 299 |
| 6.7 Yatay Kuyruk Parametreleri..... | 302 |
| 6.7.1 Yatay Kuyruk Tasarımı Temel Yönetim Denklemi | 303 |
| 6.7.2 Sabit, Tam Hareketli veya Ayarlanabilir Kuyruk..... | 305 |
| 6.7.3 Kanat Profili | 307 |
| 6.7.4 Kuyruk eğim açısı..... | 310 |
| 6.7.5 En Boy Oranı | 313 |
| 6.7.6 Konik Oranı | 314 |
| 6.7.7 Süpürme Açısı..... | 314 |
| 6.7.8 Dihedral Açısı..... | 315 |
| 6.7.9 Kuyruk Dikey Konumu | 315 |
| 6.7.10 Diğer Kuyruk Geometrileri | 317 |
| 6.7.11 Kontrol Hükümleri | 317 |
| 6.7.12 Son Kontrol..... | 318 |
| 6.8 Dikey Kuyruk Tasarımı | 319 |
| 6.8.1 Dikey Kuyruk Tasarım Gereklilikleri | 319 |
| 6.8.2 Dikey Kuyruk Parametreleri..... | 320 |
| 6.9 Pratik Tasarım Adımları..... | 331 |
| 6.10 Kuyruk Tasarım Örneği | 333 |
| Kaynaklar | 342 |
| 7 Gövde Tasarımı..... | 343 |
| 7.1 Giriş..... | 343 |
| 7.2 Fonksiyonel Analiz ve Tasarım Akış Şeması | 343 |
| 7.3 Gövde Konfigürasyonu Tasarımı ve İç Düzenleme | 347 |
| 7.4 Ergonomi..... | 349 |
| 7.4.1 Tanımlar | 349 |
| 7.4.2 İnsan Boyutları ve Sınırları | 351 |
| 7.5 Kokpit Tasarımı | 352 |
| 7.5.1 Kılavuz Kaptan ve Mürettebat Üyelerinin Sayısı..... | 353 |
| 7.5.2 Pilot / Mürettebat Görevi..... | 355 |
| 7.5.3 Pilot / Mürettebat Konforu / Zorluk Seviyesi | 355 |
| 7.5.4 Pilot Kişisel Ekipmanı | 356 |

| | |
|--|------------|
| 7.5.5 Kontrol Ekipmanı..... | 357 |
| 7.5.6 Ölçüm Ekipmanı..... | 358 |
| 7.5.7 Otomasyon Seviyesi..... | 359 |
| 7.5.8 Dış Kısıtlamalar..... | 361 |
| 7.5.9 Kokpit Entegrasyonu..... | 362 |
| 7.6 Yolcu Kabini Tasarımı..... | 363 |
| 7.7 Kargo Bölüm Tasarımı..... | 370 |
| 7.8 Optimum Uzunluk-Çap Oranı..... | 374 |
| 7.8.1 En Düşük fLD için Optimum Narinlik Oranı..... | 375 |
| 7.8.2 En Düşük Gövde Süpürülmüş Alan için Optimum Narinlik Oranı (Uzunluk/çap)..... | 380 |
| 7.8.3 En Hafif Gövde için Optimum Narinlik Oranı..... | 382 |
| 7.9 Diğer Gövde İç Bölümleri..... | 382 |
| 7.9.1 Yakıt Tankları..... | 383 |
| 7.9.2 Radar Anteni..... | 387 |
| 7.9.3 Kanat Kutusu..... | 388 |
| 7.9.4 Güç İletim Sistemleri..... | 389 |
| 7.10 Lofting..... | 390 |
| 7.10.1 Aerodinamik Hususlar..... | 390 |
| 7.10.2 Alan Yönetimi..... | 392 |
| 7.10.3 Radar Algılanabilirliği..... | 394 |
| 7.10.4 Gövde Arka Bölümü..... | 394 |
| 7.11 Gövde Tasarım Adımları..... | 396 |
| 7.12 Tasarım Örneği..... | 397 |
| Kaynaklar..... | 412 |
| 8 İtki Sistemi Tasarımı..... | 413 |
| 8.1 Giriş..... | 413 |
| 8.2 Fonksiyonel Analiz ve Tasarım Gereklilikleri..... | 414 |
| 8.3 Motor Tipi Seçimi..... | 417 |
| 8.3.1 Uçak Motor Sınıflandırması..... | 417 |
| 8.3.2 Motor Tipi Seçimi..... | 428 |
| 8.4 Motor Sayısı..... | 437 |
| 8.4.1 Uçuş Emniyeti..... | 437 |
| 8.4.2 Diğer Etkili Parametreler..... | 438 |
| 8.5 Motor Konumu..... | 439 |
| 8.5.1 Tasarım Gereklilikleri..... | 439 |
| 8.5.2 Genel Yönergeler..... | 441 |
| 8.5.3 Bölmeli ve Gömülü..... | 443 |
| 8.5.4 İtici ve çekici (traktör) motor..... | 445 |
| 8.5.5 İkiz Jet Motor: Arka Gövde ve Kanat Altı..... | 447 |

| | |
|--|------------|
| 8.6 Motor Kurulumu..... | 449 |
| 8.6.1 Pervane İtkili Motor..... | 450 |
| 8.6.2 Jet Motoru | 452 |
| 8.7 Pervane Boyutlandırması..... | 456 |
| 8.8 Motor Performansı..... | 462 |
| 8.8.1 Pervane İtkili Motor..... | 462 |
| 8.8.2 Jet Motoru | 462 |
| 8.9 Motor Seçimi | 463 |
| 8.10 Sevk Sistemi Tasarım Adımları | 464 |
| 8.11 Tasarım Örneği..... | 467 |
| Kaynaklar | 478 |
| 9 İniş Takımı Tasarımı | 479 |
| 9.1 Giriş..... | 479 |
| 9.2 Fonksiyonel Analiz ve Tasarım Gereklilikleri | 481 |
| 9.3 İniş Takımının Yapılandırılması..... | 484 |
| 9.3.1 Tekli ana tasarım | 484 |
| 9.3.2 Bisiklet | 485 |
| 9.3.3 Kuyruk Dişli..... | 487 |
| 9.3.4 Üç Tekerlekli Bisiklet | 488 |
| 9.3.5 Dört Tekerlekli Bisiklet..... | 489 |
| 9.3.6 Çoklu Bogey..... | 489 |
| 9.3.7 Çıkarılabilir Raylı sistem..... | 489 |
| 9.3.8 Kızak | 489 |
| 9.3.9 Deniz Uçağı İniş Takımı..... | 490 |
| 9.3.10 İnsan Bacağı..... | 492 |
| 9.3.11 İniş Takımı Yapılandırma Seçim Süreci | 492 |
| 9.3.12 İniş Takımı Bağlantısı | 493 |
| 9.4 Sabit, Geri Çekilebilir veya Ayrılabilir İniş Takımları..... | 495 |
| 9.5 İniş Takımı Geometrisi..... | 498 |
| 9.5.1 İniş Takımları Yüksekliği..... | 498 |
| 9.5.2 Aks Mesafesi | 503 |
| 9.5.3 Tekerlek izi aralığı | 508 |
| 9.6 İniş Takımları ve Uçak Ağırlık Merkezi | 516 |
| 9.6.1 Devrilme ve Devrilme Açısı Gereksinimleri | 516 |
| 9.6.2 Kalkış Dönme Gerekliliği..... | 518 |
| 9.7 İniş Takımları Mekanik Alt Sistemleri / Parametreleri | 524 |
| 9.7.1 Lastik Boyutunun Belirlenmesi..... | 524 |
| 9.7.2 Amortisör | 525 |
| 9.7.3 Dikme Boyutlandırma..... | 526 |
| 9.7.4 Direksiyon Alt Sistemi..... | 527 |

| | |
|---|------------|
| 9.7.5 İniş Takımı Geri Çekme Sistemi | 527 |
| 9.8 İniş Takımları Tasarım Adımları..... | 528 |
| 9.9 İniş Takımları Tasarım Örneği | 529 |
| Kaynaklar..... | 544 |
| 10 Bileşen Ağırlığı | 547 |
| 10.1 Giriş..... | 547 |
| 10.2 Ağırlık Hesaplamasının Hassasiyeti | 549 |
| 10.3 Uçak Ana Bileşenleri | 553 |
| 10.4 Ağırlık Hesaplama Tekniği | 556 |
| 10.4.1 Kanat Ağırlığı | 559 |
| 10.4.2 Yatay Kuyruk Ağırlığı | 561 |
| 10.4.3 Dikey Kuyruk Ağırlığı | 561 |
| 10.4.4 Gövde Ağırlığı | 562 |
| 10.4.5 İniş Takımı Ağırlığı..... | 563 |
| 10.4.6 Kurulu Motor Ağırlığı | 564 |
| 10.4.7 Yakıt Sisteminin Ağırlığı | 564 |
| 10.4.8 Diğer Ekipman ve Alt Sistemlerin Ağırlığı..... | 565 |
| 10.5 Bölüm Örnekleri | 565 |
| Kaynaklar | 573 |
| 11 Uçak Ağırlık Dağılımı | 575 |
| 11.1 Giriş..... | 575 |
| 11.2 Hava Aracı Ağırlık Merkezi Hesaplaması..... | 578 |
| 11.3 Ağırlık Merkezi Menzili | 585 |
| 11.3.1 Sabit veya Değişken Ağırlık Merkezi..... | 585 |
| 11.3.2 Ağırlık Merkezi Sınırı Tanımı | 586 |
| 11.3.3 İdeal Ağırlık Merkezi Konumu | 588 |
| 11.4 Boyuna Ağırlık Merkezi Konumu..... | 590 |
| 11.5 Uçağın İleri ve Arka Tarafını Belirleme Tekniği..... | 598 |
| 11.6 Ağırlık Dağıtım Tekniği | 606 |
| 11.6.1 Ağırlık Dağılımının Temelleri..... | 607 |
| 11.6.2 Boyuna Denge Gereklilikleri | 609 |
| 11.6.3 Boylamsal Kontrol Edilebilirlik Gereklilikleri | 611 |
| 11.6.4 Boyuna operasyonel Kalite Gereklilikleri | 613 |
| 11.7 Uçak Kütle Atalet Momenti | 615 |
| 11.8 Bölüm Örneği..... | 620 |
| Kaynaklar | 630 |

| | |
|--|------------|
| 12 Kontrol Yüzeylerinin Tasarımı..... | 631 |
| 12.1 Giriş..... | 631 |
| 12.2 Kontrol Yüzeylerinin Yapılandırma Seçimi | 637 |
| 12.3 Kullanım Nitelikleri | 639 |
| 12.3.1 Tanımlar | 640 |
| 12.3.2 Boyuna Kontrol Nitelikleri | 643 |
| 12.3.3 Yanal ve Doğrusal Durumları Ele Alma Durumu | 646 |
| 12.4 Ayleron Tasarımı | 655 |
| 12.4.1 Giriş..... | 655 |
| 12.4.2 Ayleron Tasarımının İlkeleri..... | 657 |
| 12.4.3 Ayleron Tasarım Kısıtlamaları..... | 665 |
| 12.4.4 Ayleron Tasarımında Adımlar..... | 670 |
| 12.5 Yükseliş Tasarımı..... | 671 |
| 12.5.1 Giriş..... | 671 |
| 12.5.2 Yükseliş Tasarımının İlkeleri | 673 |
| 12.5.3 Kalkış Rotasyon Gerekliliği | 677 |
| 12.5.4 Boyuna Trim Gereksinimi | 681 |
| 12.5.5 Yükseliş Tasarım Prosedürü | 684 |
| 12.6 Dümen Tasarımı | 686 |
| 12.6.1 Dümen Tasarımına Giriş | 686 |
| 12.6.2 Dümen Tasarımının Temelleri | 690 |
| 12.6.3 Dümen Tasarım Adımları..... | 710 |
| 12.7 Aerodinamik Denge ve Kütle Dengesi | 715 |
| 12.7.1 Aerodinamik Denge | 717 |
| 12.7.2 Kütle Dengesi..... | 725 |
| 12.8 Bölüm Örnekleri | 726 |
| 12.8.1 Ayleron Tasarım Örneği..... | 726 |
| 12.8.2 Yükseliş Tasarım Örneği | 731 |
| 12.8.3 Dümen Tasarım Örneği | 741 |
| Kaynaklar..... | 755 |
| Ekler | 757 |
| Ek A: Standart Atmosfer, SI Birimleri | 757 |
| Ek B: Standart Atmosfer, İngiliz Birimleri | 758 |

Yaklaşım

Hava aracı tasarım süreci, belirli bir dizi gereksinimi karşılayacak optimum tasarımı sağlamak için bir araya getirilmesi gereken çok sayıda disiplinin karmaşık bir kombinasyonudur. Sistem mühendisliği yaklaşımı, müşteri ihtiyaçlarını karşılayan entegre ve yaşam döngüsü dengeli bir sistem çalışanları, ürünleri ve süreç çözümlerini geliştirmek ve doğrulamak için tüm teknik çabayı kapsayan disiplinler arası bir yaklaşım olarak tanımlanmaktadır. Çok disiplinli sistem mühendisliği tasarımı, bir sistem mühendisliği sürecinin uygulanmasını içerir ve birden çok teknik alanda önemli tasarım bilgisine sahip mühendisler ve bunu yapmak için gelişmiş araçlar ve yöntemler gerektirir. Karmaşık uçak sistemleri, yüksek maliyet ve geliştirilmesiyle ilişkili riskler nedeniyle, sistem mühendisliği metodolojilerinin benimsenmesi için birincil aday haline gelir. Sistem mühendisliği tekniği, birçok insanlı uçağın geliştirilmesinde uygulanmıştır. Hava aracı, ortak bir hedef veya amaç doğrultusunda birlikte çalışan bir dizi birbiriyle ilişkili bileşenden oluşan bir sistemdir. Birincil hedefler, düşük bir maliyetle elde edilen güvenli uçuşu içerir. Her sistem bileşenlerden veya alt sistemlerden oluşur ve herhangi bir alt sistem daha küçük bileşenlere bölünebilir. Örneğin, bir hava ulaşım sisteminde, uçak, terminal, yer destek ekipmanı ve kontrollerin tümü alt sistemlerdir. Metin boyunca sistem mühendisliği yaklaşımı incelenir ve uygulanır. Kitap, öğrencinin tasarım tekniklerini aşamalı olarak anlamasını kolaylaştıracak şekilde düzenlenmiştir. İfade kanıtları, sunulan konunun anlaşılmasına katkıda buldukları zaman sağlar. Okuyucunun tartışılan konuyu net bir şekilde anlayabilmesi için örnek problemler sağlamak için özel çaba gösterilmiştir. Okuyucu, tüm bu tür çözülmüş sorunları dikkatlice incelemeye teşvik edilir; bu, ilgilenen okuyucunun malzemeler ve araçlar hakkında daha derin bir anlayışa sahip olmasını sağlayacaktır.

Özellikleri

Bu ders kitabının benzersiz özelliklerinden bazıları aşağıdaki gibidir:

- Sistem mühendisliği yaklaşımını izler;
- Bileşen tasarımına göre organize edilir (örneğin, kanat tasarımı, kuyruk tasarımı ve gövde tasarımı);
- Her bölümde tasarım adımlarını ve prosedürlerini sağlar;
- Kitaba özgü birkaç tasarım denklemi türetir;
- Bileşen düzeyinde tamamen çözülmüş birkaç tasarım örneği sağlar;
- Okuyucuların alıştırmaya yapması için birçok bölüm sonu problemi vardır;
- Kavramların uygulanmasını vurgulamak için çok sayıda uçak figürü / resmi içerir;
- Hava taşıtı tasarımında emniyetin önemini vurgulayan bazı gerçek tasarım hikayelerini anlatır;
- Gerçek dünyadaki uygulamaları ve örnekleri göstermek için çeşitli uçak konfigürasyonları, geometrileri ve ağırlık verileri sağlar;
- Çeşitli tasarım tekniklerini/süreçlerini kapsar, böylece tasarımcının tasarım gereksinimlerini çeşitli şekillerde karşılama özgürlüğü ve esnekliği vardır;
- Okuyucunun yaratıcılığını teşvik eder.

Bu nedenlerden dolayı, havacılık / uzay mühendisliği öğrencileri uygulamalı mühendisliğe geçtikçe, bu metnin bir referans metin olarak vazgeçilmez olduğunu görecektir. “Tasarım optimizasyonu” ve “kontrol yüzeylerinin tasarımı” gibi bazı materyaller lisansüstü düzeyde öğretiler. Okuyucunun, havacılık/havacılık mühendisliği için üst düzeyde aerodinamik, itki, uçak yapısı, uçak performansı ve uçuş dinamikleri (denge ve kontrol) temelleri ve kavramları hakkında temel bilgiye sahip olması beklenmektedir. Aşağıdaki ifade doğru bir ifadedir: “tasarım teknikleri uygulanmadıkça anlaşılır.” Bu nedenle okuyucu, uygulamalı projeler aracılığıyla tasarım tekniklerini ve kavramlarını deneyimlemeye şiddetle teşvik edilir. Öğretmenler ayrıca, öğrencilerin tasarım tekniğinin yinelenmeli doğasını uygulayarak ve deneyimleyerek pratik yapılarına ve öğrenmelerine yardımcı olmak için açık uçlu bir dönem/yıl boyunca süren bir uçak tasarım projesi tanımlamaya teşvik edilir. Bu kitabın hevesli öğrencilere ve tasarım mühendislerine daha verimli ve daha güvenli uçak tasarımını öğrenmelerine ve yaratmalarına yardımcı olmasını içten diliyorum.

Ana-hat

Metin 12 bölümden oluşmakta olup sistem mühendisliği disiplinine göre standart bir şekilde düzenlenmiştir: kavramsal tasarım, ön tasarım ve detay tasarımı. Özet olarak Bölüm 3, hava taşıtı kavramsal tasarımını sunar; Bölüm 4, hava taşıtı ön tasarımını tanıtır ve Bölüm 5-12, hava taşıtı detay tasarımını kapsamaktadır. Bu kitabın ana hatları aşağıdaki gibidir. Bölüm 1, tasarım temellerine bir giriş niteliğindedir ve mühendislik tasarım ilkeleri, tasarım proje planlaması, karar verme süreçleri, fizibilite analizi ve tolerans miktarı gibi konuları kapsar. Federal Havacılık Yönetmelikleri (FARs) ve Askeri Standartlar gibi tasarım standartları ve gereksinimleri bu bölümde gözden geçirilmiş ve metin boyunca daha ayrıntılı olarak ele alınmıştır. Bölüm 2, sistem mühendisliği yaklaşımıyla ilgilidir. Sistem mühendisliğine göre ana tasarım aşamaları tanıtır: kavramsal sistem tasarımı, ön sistem tasarımı ve detay sistem tasarımı. Bu bölümde, teknik performans ölçüleri, fonksiyonel analiz, sistem ödünleşim analizi, tasarım incelemesi ve tasarım gereksinimleri gibi çeşitli kavramlar ve temel tanımlar gözden geçirilmektedir. Uçak tasarım aşamaları, hava aracı tasarım akış şemaları, uçak tasarım grupları ve tasarım değerlendirme ve geri bildirim döngüleri aracılığıyla uçak tasarımına sistem mühendisliğinin uygulamaları açıklanmaktadır. Bölümün sonunda, tasarım adımları açısından genel hava aracı tasarım prosedürü ana hatlarıyla verilmiştir. Bölüm 3, hava taşıtı kavramsal tasarımını kapsar ve uçak konfigürasyon seçimini inceler. Kanat, gövde, kuyruk, iniş takımı ve motor gibi her bir uçak bileşeninin birincil işlevi tanımlanmıştır. Ayrıca, her bileşen için çeşitli konfigürasyon alternatifleri gözden geçirilmektedir. Ek olarak, hava taşıtı sınıflandırması ve tasarım kısıtlamaları ele alınmıştır. Bu bölümde tasarım optimizasyonu ve matematiksel araçları kısaca gözden geçirilmektedir. Bölüm, bir konfigürasyon seçim süreci ve metodolojisi ve ayrıca bir ödünleşim analizi tekniği ile sona ermektedir. Bölüm 4, hava taşıtı ön tasarımı

konusunu tartışmaktadır. Bu bölümde, üç uçak temel parametresini belirleme tekniği sunulmaktadır. Bu parametreler şunlardır: maksimum kalkış ağırlığı, kanat alanı ve motor itme gücü. Ağırlık belirleme tekniği, uçağın maksimum kalkış ağırlığının tahmini için incelenir.

Eşleştirme grafiği tekniği, kanat alanı ve motor itme gücü/gücünün hesaplanmasında kullanılır. Bu üç parametre, menzil, dayanıklılık, maksimum hız, kalkış koşusu, tırmanma hızı ve tavan gibi uçak performans gereksinimlerine göre hesaplanır. Tamamen çözülmüş iki örnek, iki tekniğin uygulanmasını göstermektedir. Bölüm 5-9 ve 12, sırasıyla kanat, kuyruk, gövde, itki sistemi, iniş takımı ve kontrol yüzeylerinin uçak bileşenlerinin detaylı tasarımını sunmaktadır. Bu bölümlerde kanat/kuyruk açıklığı, veter (chord), kanat profili, hücum açısı, süpürme açısı, kuyruk kolu (kuyruk ayrodinamik merkezinin uçağın ağırlık merkezine uzaklığı), kuyruk alanı, iniş takımı yüksekliği, dingil mesafesi, aks izi (iki tekerlek arası mesafe (yan yana)) mesafesi, gövde çapı, gövde uzunluğu gibi tüm uçak bileşen parametrelerini hesaplama teknikleri, kabin tasarımı, kokpit tasarımı, motor sayısı ve motor seçimi incelenir. Ayrıca, çeşitli bileşen konfigürasyonlarının özellikleri ve bunların tasarım gereksinimleriyle (örn. Performans, kararlılık, kontrol ve maliyet) ilişkileri ele alınmaktadır. Bölüm 12, Ayleron, yükseliş ve dümenin geleneksel kontrol yüzeylerinin ayrıntılı tasarımını sunar. Her bölümde, her bileşen için tasarım akış şeması ve tasarım adımı da sunulmaktadır. Her bölüme, tasarım tekniklerinin ve yöntemlerinin uygulamalarını göstermek için tamamen çözülmüş bir bölüm örneği de dahil olmak üzere çeşitli örnekler eşlik etmektedir. Bölüm 10, hava taşıtı bileşenlerinin, ekipmanının ve alt sistemlerinin ağırlığını hesaplama tekniğini tanıtır. Teknik esas olarak geçmiş uçak ağırlık verilerine ve istatistiklerine dayanılarak elde edilmiştir. Bölüm 11, uçak ağırlık dağılımı ile ağırlık ve denge konularını ele almaktadır. Uçak ağırlık merkezi (cg) hesaplaması, uçağın en arka ve en ileri ağırlık merkezi (cg) hesaplamaları da bu bölümde ele alınmaktadır. Ek olarak, uçağın kütle atalet momentini yaklaşık üç eksen (yani, x, y ve z) boyunca belirleme tekniği incelenmiştir.

Birim Sistemleri

Bu metinde, uzunluk birimi olarak metre (m), kütle birimi olarak kilogram (kg) ve zaman birimi olarak saniye (s) kullanan SI birimleri veya metrik sistem vurgulanmaktadır. Metrik birimlerin İngiliz birimlerinden daha evrensel ve teknik olarak tutarlı olduğu doğrudur. Bununla birlikte, şu anda birçok FAR (Federal Havacılık), yönetmelikleri uzunluk birimi olarak feet (ft), kütle birimi için slug, kuvvet birimi (ağırlık) için pound (lb) ve zaman birimi için saniye(s) kullanmaktadır. FAR'larda pound, kuvvet ve ağırlık birimi olarak, hava hızı için knot ve yükseklik için feet kullanılır. Bu nedenle, çeşitli yerlerde, knot esas olarak hava hızı birimi, ağırlık ve kuvvet için pound ve irtifa için feet birimi kullanılır. Bu nedenle, bu metinde SI ve İngiliz birim sistemlerinin bir kombinasyonu kullanılmıştır. Literatürdeki yaygın bir hata (Jane'in yayınlarında bile),

uçak ağırlığı birimi için kg uygulamasıdır. Metin boyunca, kg birimi kullanıldığında, “uçak kütlesi” terimi kullanılmıştır. Bazı metinler, kütle birimi olarak pound-kütleyi (lbn) ve ağırlık birimi olarak pound-kuvvetini (lbf) kullanmıştır. Bu girişim biraz kafa karışıklığı yaratabilir; bu nedenle bu metinde ağırlık ve kuvvet birimi olarak yalnızca pound (lb) kullanılmıştır.

Seri Önsöz

Havacılık alanı, yalnızca mühendislikte değil, aynı zamanda pek çok ilgili destek faaliyetinde çok çeşitli ürünleri, disiplini ve alanları kapsayan çok disiplinlidir. Bunlar, havacılık endüstrisinin heyecan verici ve teknolojik olarak gelişmiş araçlar üretmesini sağlamak için bir araya gelmektedir. Çeşitli havacılık alanlarında uzman uygulayıcılar tarafından kazanılan bilgi ve deneyim zenginliğinin, üniversiteye yeni girenler de dahil olmak üzere, sektörde çalışan diğer kişilere aktarılması gerekmektedir. Havacılık ve Uzay Serisi, mühendislik profesyonellerine, operatörlere, kullanıcılara ve havacılık endüstrisindeki ticari ve yasal yöneticiler gibi yardımcı mesleklere yönelik pratik ve güncel bir kitap serisi olmayı amaçlamaktadır. Konuların geniş kapsamlı olması amaçlanmıştır, uçakların tasarımı ve geliştirilmesi, üretimi, işletimi ve desteğinin yanı sıra altyapı operasyonları ve araştırma ve teknolojisindeki gelişmeler gibi konuları kapsamaktadır. Amaç, havacılıkta çalışan tüm insanların ilgisini çekecek ve bunlara fayda sağlayacak bir ilgili bilgi kaynağı sağlamaktır.

Uçak tasarımı, günümüzün zorlu performansını, ekonomik ve çevresel taleplerini karşılayan tasarımlar üretmek için birleştirilmesi gereken temel havacılık mühendisliği disiplinlerini bir araya getirir: aerodinamik, uçuş dinamikleri, itme gücü ve yapılar. Bu nedenle, uçak tasarımı, tüm lisans havacılık ve uzay mühendisliği derslerinin önemli bir bileşenidir ve tüm havacılık öğrencileri genellikle bir tür uçak tasarım projesini ele alırlar. Bu kitap, Uçak Tasarımı: Bir Sistem Mühendisliği Yaklaşımı, havadan ağır araçların kavramsal, ön ve ayrıntılı tasarımı için sistem mühendisliği tekniklerinin uygulanması yoluyla klasik uçak tasarım yaklaşımlarını genişletir. Çok okunabilir ve bilgilendirici bir metin referansı olarak, çok çeşitli çağdaş uçak tasarımlarından bol miktarda örnek ve her bölümün sonunda çözülmüş örneklerle, Wiley Aerospace Serisine layık bir ektir.

Peter Belobaba, Jonathan Cooper, Roy Langton ve Allan Seabridge

Teşekkür

Bu metni yazarak havacılık ve uzay camiasına hizmet etme fırsatı verdiği için Yüce Allaha çok minnettarım.

Yazar, bu metne katkıda bulunan birçok katılımcı ve fotoğrafçıya teşekkür etmek ister. Harika uçak fotoğrafları sağlayanlara özellikle minnettarım: Anne Deus (Almanya); Jenney Coffey (İngiltere); Anthony Osborne (İngiltere); A J Best (İngiltere); Vlami-dir Mikitarenko (Almanya); Rainer Bexten (Almanya); Hideki Nakamura (Japonya); Akira Uekawa (Japonya); Luis David Sanchez (Porto Riko); Tom Houquet (Belçika); Toshi Aoki (Japonya); Miloslav Storoska (Slovakya); Tom Otley (Panacea Publishing International, İngiltere); Jonas Lövgren (SAAB, İsveç); Jeff Miller (Gulfstream Aerospace Corporation, ABD); Michael de Boer (Hollanda); Konstantin von Wedelstaedt (Almanya); Augusto G. Gomez R. (Meksika); Randy Crew (Singapur); Robert Domanđl; Serghei Podlesnii (Moldova); Orlando J. Junior (Brezilya); Bal'azs Farkas (Macaristan); ve Christopher Huber ve www.airliners.net. Ayrıca, son 16 yılda öğrenciler ve eğitimciler tarafından sağlanan birçok tavsiye ve yapıcı öneri yazarın çabalarına ölçülemez bir şekilde yardımcı olmuştur. İlişkilendirilmemiş rakamlar kamu malı olarak tutulur ve ABD Hükümeti Daireleri ve Ajanslarından veya Wikipedia'dan alınır. Bir kitabı bir araya getirmek birçok insanın yeteneklerini gerektirir ve John Wiley & Sons, Inc'de çok sayıda yetenekli insan bulunmaktadır. Tüm yayın sürecini koordine ettiği için görevlendirme editörü Paul Petralia'ya içten minnettarlığım vardır; Üretim projesini koordine etmek için Clarissa Lim; El yazmasını düzenlediği için Sarah Lewis; Jayashree Saishankar'a dizgi için; ve telif hakkı sürecine yardım ettiği için Sandra Grayson. Editörlerim Liz Wingett ve Sophia Travis'e yorumları ve yönlendirmeleri için özellikle müteşekkirim. Hatasız bir metin oluşturmak için gerekli olan seçkin metin editörlerine ve düzeltmenlere özel teşekkürlerimi sunarım. Özellikle bu metni eleştirenlere büyük bir şükran borçluyum. Fikirleri, önerileri ve eleştirileri daha net ve doğru yazmama yardımcı olmuş ve bu kitabın gelişimini önemli ölçüde etkilemiştir.

Semboller ve Kısaltmalar

| Sembol | Name | Acıklama | Birim |
|--|--|--|--------------------------------------|
| a | Speed of sound | Sesin hızı | m/s, ft/s |
| a | Acceleration | İvme | m/s ² , ft/s ² |
| A | Area | Alan | m ² , ft ² |
| AR | Aspect ratio | En boy oranı | - |
| b | Lifting surface/control surface span | Kaldırma yüzeyi / kontrol yüzeyi aralığı | m, ft |
| B | Wheel base | Dingil mesafesi | m, ft |
| C | Specific fuel consumption | Özel yakıt tüketimi | N/h kW, lb/h hp |
| C | Mean aerodynamic chord | Ortalama aerodinamik veter | m, ft |
| C _D , C _L , C _y | Drag, lift, and side-force coefficients | Direnç, kaldırma ve yanal kuvvet katsayıları | - |
| C _p , C _m , C _n | Rolling, pitching, and yawing moment coefficients | Yuvarlanma, yunuslama ve yalpalama moment katsayıları | - |
| C _h | Hinge moment coefficient | Menteşe moment katsayısı | - |
| C _{Dy} | Aircraft side drag coefficient | Uçak yanal direnç katsayısı | |
| C _{Dβ} | Rate of change of drag coefficient kayma açısı; $\partial C_D / \partial \beta$ | Sürtünme katsayısının değişim oranı yana kayma açısı; $\partial C_D / \partial \beta$ | 1/rad |
| C _{mac_wf} | Wing/fuselage pitching moment coefficient (about the wing/fuselage aerodynamic center) | Kanat / gövde yunuslama momenti katsayısı (kanat / gövde aerodinamik merkezi hakkında) | |
| C _{ma} | Rate of change of pitching moment w.r.t. angle of attack | Hücum açısına göre yunuslama momentinin değişim oranı | 1/rad |
| C _{mq} | Rate of change of pitch rate w.r.t. angle of attack | Hücum açısına göre yunuslama değişim oranı | 1/rad |
| C _{LδE} | $\partial C_L / \partial \delta E$ | $\partial C_L / \partial \delta E$ | 1/rad |

| | | | |
|-----------------|---|--|---|
| $C_{m\delta E}$ | $\partial C_m / \partial \delta E$ | $\partial C_m / \partial \delta E$ | 1/rad |
| $C_{l\delta A}$ | $\partial C_l / \partial \delta A$ | $\partial C_l / \partial \delta A$ | 1/rad |
| $C_{n\delta R}$ | $\partial C_n / \partial \delta R$ | $\partial C_n / \partial \delta R$ | 1/rad |
| $C_{n\beta}$ | Rate of change of yawing moment coefficient w.r.t. sideslip angle | Yalpalama momenti katsayısının yana kayma açısı ile değişim oranı | 1/rad |
| C_{nr} | Rate of change of yawing moment coefficient w.r.t. yaw rate | Yalpalama momenti katsayısının sapma oranına göre değişim oranı | 1/rad |
| C_{D_0} | Zero-lift drag coefficient | Sıfır kaldırma direnç katsayısı | |
| C_{D_i} | Induced drag coefficient | İndüklenen direnç katsayısı | |
| C_f | Skin friction coefficient | Yüzey sürtünme katsayısı | |
| $C_{L\alpha}$ | Wing/tail/aircraft (3D) lift curve slope | Kanat / kuyruk / uçak (3D) kaldırma eğrisi eğimi | 1/rad |
| $C_{l\alpha}$ | Airfoil (2D) lift curve slope | Kanat Profili (2D) kaldırma eğrisi eğimi | |
| $C_{L_{max}}$ | Maximum lift coefficient | Maksimum kaldırma katsayısı | |
| D | Drag force, drag | Direnç kuvveti, Direnç | N, lb |
| D | Diameter | Çap | m, ft |
| dc | Distance between the aircraft cg and center of the projected side area | Uçak cg'si ile öngörülen yan alanın merkezi arasındaki mesafe | m, ft |
| E | Endurance | Süre boyunca dayanıklılık (Çalıştırma süresi) | h, s |
| E | Modulus of elasticity | Esneklik modülü | N/m ² , Pa, lb/in ² , psi |
| e | Oswald span efficiency factor | Oswald span verimlilik faktörü | - |
| F | Force, friction force | Kuvvet, sürtünme kuvveti | N, lb |
| FC | Centrifugal force | Merkezkaç kuvveti | N, lb |
| FOM | Figure of merit | Liyakat figürü | - |
| g | Gravity constant | Yerçekimi sabiti | 9.81 m/s ² , 32.17 ft/s ² |
| G | Fuel weight fraction | Yakıt ağırlık oranı | - |
| G_R | Gearbox ratio | Dişli oranı | - |
| G_C | Ratio between the linear/angular movement of the stick/wheel to deflection of the control surface | Çubuk / tekerleğin doğrusal / açısal hareketi ile kontrol yüzeyinin saptması arasındaki oran | deg/m, deg/ft, deg/deg |
| H | Altitude | Rakım | m, ft |

| | | | |
|----------------------|---|--|---|
| h, ho | Non-dimensional distance between c_g (h) or a_c (ho) and a reference line | C_g (h) veya a_c (ho) ve bir referans çizgisi arasındaki boyutsuz mesafe | - |
| H | Height, wheel height | Yükseklik, tekerlek yüksekliği | m, ft |
| H | Control surface hinge moment | Kontrol yüzeyi menteşe momenti | Nm, lb ft |
| ih | Tail incidence | Kuyruk eğim açısı | deg, rad |
| iw | Wing incidence | Kanat eğim açısı | deg, rad |
| l | Length, tail arm | Uzunluk, kuyruk kolu | m, ft |
| I | Mass moment of inertia | Kütle atalet momenti | kg m ² , slug ft ² |
| I | Second moment of area | Alanın ikinci momenti | m ⁴ , ft ⁴ |
| I | Index (e.g., design, performance) | Dizin (ör. Tasarım, performans) | - |
| K | Induced drag factor | İndüklenen direnç faktörü | - |
| L, LA | Rolling moment | Dönme momenti | Nm, lb ft |
| L | Length | Uzunluk | m, ft |
| L | Lift force, lift | Kaldırma kuvveti, kaldırma | N, lb |
| (L/D) _{max} | Maximum lift-to-drag ratio | Maksimum kaldırma-direnç oranı | - |
| M | Mach number | Mach sayısı | - |
| M, MA | Pitching moment | Yunuslama momenti | Nm, lb ft |
| m | mass | Kütle | kg, slug |
| | Engine air mass flow rate | Motor hava kütle akış hızı | kg/s, lb/s |
| MTOW | Maximum take-off weight | Maksimum kalkış ağırlığı | N, lb |
| MAC | Mean aerodynamic chord | Ortalama aerodinamik veter | m, ft |
| n | Load factor | Yük faktörü | - |
| n | Number of rows in cabin | Kabindeki sıra sayısı | - |
| n | Rotational speed | Dönme hızı | rpm, rad/s |
| N | Normal force | Normal kuvvet | N, lb |
| N | Number of an item | Öge sayısı | - |
| N, NA | Yawing moment | Yalpalama momenti | Nm, lb ft |
| P | Pressure | Basınç | N/m ² , Pa, lb/in ² , psi |
| P | Power | Güç | W, kW, hp, lb ft/s |
| Ps | Seat pitch | Koltuk aralığı | m, ft |
| P _{req} | Required power | Gerekli güç | W, kW, hp, lb ft/s |
| P _{av} | Available power | Mevcut güç | W, kW, hp, lb ft/s |
| P _{exc} | Excess power | Aşırı güç | W, kW, hp, lb ft/s |

| | | | |
|------|--|--|---|
| P, p | Roll rate | Kıvrılma/yuvarlanma oranı | rad/s, deg/s |
| q, q | Dynamic pressure | Dinamik basınç | N/m ² , Pa, lb/in ² , psi |
| Q, q | Pitch rate | Yunuslama oranı | rad/s, deg/s |
| Q | Fuel flow rate | Yakıt debisi | kg/s, lb/s |
| R | Range | Menzil | m, km, ft, mile, mi, nmi |
| R | Air gas constant | Hava sabiti | 287.26 J/kg K |
| R | Radius | Yarıçap | m, ft |
| R | Rank | Rank | - |
| Re | Reynolds number | Reynolds sayısı | |
| ROC | Rate of climb | Tırmanma oranı | m/s, ft/min, fpm |
| R, r | Yaw rate | Yalpalama oranı | rad/s, deg/s |
| s | Semispan (b/2) | Yarı açıklık (b/2) | m, ft |
| S | Planform area of lifting/control surface | Kaldırma/kontrol yüzeyinin planform alanı | m ² , ft ² |
| SA | Airborne section of the take-off run | Kalkış pistinin havalanma kesiti | m, ft |
| SG | Ground roll | Yerde dönme oranı | m, ft |
| STO | Take-off run | Kalkış koşusu | m, ft |
| SFC | Specific fuel consumption | Özel yakıt tüketimi | N/h/kW, lb/h/hp, 1/s, 1/ft |
| SM | Static margin | Statik kenar boşluğu | |
| t | Time | Zaman | s, min, h |
| T | Engine thrust | Motor itme gücü | N, lb |
| T | Temperature | Sıcaklık | °C, °R, K |
| T | Wheel track | Aks izi açıklığı (yan yana teker mesafesi) | m, ft |
| T, t | Thickness | Kalınlık | m, ft |
| t/c | Airfoil thickness-to-chord ratio | Kanat profili kalınlığı-veter oranı | - |
| T/W | Thrust-to-weight ratio | İtme-ağırlık oranı | |
| U | Forward airspeed | İleri hız | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V | Velocity, speed, airspeed | Hız, hız, hava hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |

| | | | |
|---------------------------------|---|--------------------------------------|---------------------------------------|
| V | Volume | Hacim | m ³ , ft ³ |
| V _{max} | Maximum speed | Azami hız | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _{mc} | Minimum controllable speed | Minimum kontrol edilebilir hız | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _{minD} | Minimum drag speed | Minimum direnç hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _{minP} | Minimum power speed | Minimum güç hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| VR | Rotation speed | Dönüş hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _{ROCmax} | Maximum rate of climb speed | Maksimum tırmanma hızı oranı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _s | Stol speed | Stol hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| VT | True speed | Gerçek hız | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _{TO} | Take-off speed | Kalkış hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| VW | Wind speed | Rüzgâr hızı | m/s, ft/min, km/h, mi/h, knot |
| V _H , V _V | Horizontal/vertical tail volume coefficient | Yatay / dikey kuyruk hacmi katsayısı | |
| W | Weight | Ağırlık | N, lb |
| W | Width | Genişlik | m, ft |
| W _f | Fuel weight | Yakıt ağırlığı | N, lb |
| W _{TO} | Maximum take-off weight | Maksimum kalkış ağırlığı | N, lb |
| W/P | Power loading | Güç yükleme miktarı | N/W, lb/hp |
| W/S | Wing loading | Kanat yükleme miktarı | N/m ² , lb/ft ² |
| x, y, z | Displacement in x, y, and z direction | X, y ve z yönünde yer değiştirme | m, ft |

| | | | |
|---|-----------------|---------------|-------|
| Y | Side force | Yanal kuvvet | N, lb |
| y | Beam deflection | Kiriş sapması | m, ft |

Yunan sembolleri

| Sembol | Name | Açıklama | Birim |
|------------|------------------------------------|-----------------------------------|--|
| α | Angle of attack | Hücum açısı | deg, rad |
| β | Sideslip angle | Yana kayma açısı | deg, rad |
| γ | Climb angle | Tırmanma açısı | deg, rad |
| θ | Pitch angle, pitch attitude | Yunuslama açısı, veya tutumu | deg, rad |
| λ | Taper ratio | Konik oranı | – |
| φ | Bank angle | Eğim açısı | deg, rad |
| δ | Pressure ratio | Basınç oranı | – |
| δ | Control surface deflection | Kontrol yüzeyi sapması | deg, rad |
| σ | Air density ratio | Hava yoğunluğu oranı | – |
| σ | Sidewash angle | Yan süpürme açısı | deg, rad |
| ρ | Air density, materials density | Hava yoğunluğu, malzeme yoğunluğu | kg/m ³ , slug/ft ³ |
| μ | Dynamic viscosity | Dinamik viskozite | kg/m s, lb s/ft ² |
| μ | Friction coefficient | Sürtünme katsayısı | – |
| μ | Mach angle | Mach açısı | rad, deg |
| η | Efficiency, dynamic pressure ratio | Verimlilik, dinamik basınç oranı | – |
| | Sweep angle | Süpürme açısı | deg, rad |
| ω | Angular velocity | Açısal hız | rad/s, deg/s |
| ω_n | Natural frequency | Doğal frekans | rad/s, deg/s |
| ω | Frequency | Frekans | rad/s, deg/s |
| ψ | Yaw angle, heading angle | Sapma/yalpalama açısı, yön açısı | deg, rad |
| π | 3.14 | 3.14 | – |
| | Spin rate | Dönüş oranı | rad/s, deg/s, rpm |
| τ | Control surface angle of attack | Kontrol Yüzeyi hücum açısını | – |
| | effectiveness | Verimlilik | – |
| T | Dihedral angle | Dihedral açı | deg, rad |

| | | | |
|-----------------------------------|--|---|---|
| ϵ | Downwash angle | Kaldırma kuvveti üretme sürecinin bir parçası olarak hareket halindeki bir kanat profiline, kanadın veya helikopter rotor kanadının aerodinamik hareketi tarafından sapıtılan havanın saçılma açısı | deg, rad |
| $\partial\epsilon/\partial\alpha$ | Downwash slope | Havanın saçılma açısı | - |
| $\partial\sigma/\partial\beta$ | Sidewash slope | Yan yıkama eğimi | - |
| •• θ | Take-off rotation angular acceleration | Kalkış dönüşü açısal ivme | deg/s ² , rad/s ² |
| x_{cg} | Non-dimensional range of center of gravity | Boyutsuz ağırlık merkezi aralığı | - |

Alt simge harf, şekil veya sembol

| | | |
|-------|--|--|
| Note | AR, S, b, λ , and C without a subscript indicate a wing property | AR, S, b, λ , ve C bir alt simge dışında bir kanat özelliğini gösterir |
| 0, o | Zero-lift, sea level, about aerodynamic center | Sıfır kaldırma, deniz seviyesi, aerodinamik merkez hakkında |
| 0.25 | Quarter chord | Çeyrek veter |
| 1 | Steady-state value | Kararlı durum değeri |
| a, A | Ayleron | Ayleron (kanatçık) |
| aft | The most aft location | En arkada yer |
| A | Aerodynamic | Aerodinamik |
| ac | Aerodynamic center | Aerodinamik merkez |
| avg | Average | Ortalama |
| a | Aircraft | Uçak |
| b | Baggage | Bagaj |
| c/4 | Relative to the quarter chord | Çeyrek veter göre |
| c/2 | Relative to the 50% of the chord | Veterin % 50'sine göre |
| cs | Control surface | Kontrol yüzeyi |
| cross | Cross-section | Enine kesit |
| C | Crew, ceiling, cruise, cabin | Mürettebat, tavan, seyir, kabin |
| d | Design | Tasarım |
| D | Drag | Direnç |
| e, E | Elevator, equivalent, empty, exit | Yükseliş, eşdeğer, boş, çıkış |
| eff | Effective | Etkili |
| E | Engine | Motor |

| | | |
|------|---|--|
| f | Fuel, fuselage, flap, friction | Yakıt, gövde, kanat, sürtünme |
| for | The most forward location | En ileri konum |
| GL | Glide | Süzülme |
| h | Horizontal tail | Yatay kuyruk |
| i | Item number, inboard, ideal, initial, inlet | Ürün numarası, ideal, ilk, giriş |
| ISA | International Standard Atmosphere | Uluslararası Standart Atmosfer |
| L | Lift, left, landing | Kaldırma, sol, iniş |
| LG | Landing gear | İniş takımı |
| max | Maximum | Maksimum |
| min | Minimum | Minimum |
| m | Pitching moment | Yunuslama momenti |
| mg | Main gear | Ana dişli (arka tekerlekler) |
| mat | Materials | Malzemeler |
| o | Outboard | Dıştan |
| opt | Optimum | Optimum |
| ot | Overturn | Devirmek |
| p | Propeller | Pervane |
| PL | Payload | Yük |
| r, R | Rudder | Dümen |
| R | Rotation | Rotasyon |
| r | Root | Kök |
| ref | Reference | Referans |
| s | Stol, stick | Stol, Çubuk |
| ss | Steady-state | Denge durumu |
| SL | Sea level | Deniz seviyesi |
| S | Side | Yan |
| SR | Spin recovery | Spin kurtarma |
| t | Tip, tab, twist, horizontal tail | Uç, tab(tırnak), bükülme, yatay kuyruk |
| T | True | Doğru |
| TO | Take-off | Havalanmak |
| tot | Total | Toplam |
| ult | Ultimate | Son |
| v, V | Vertical tail | Dikey kuyruk |
| VT | Vertical tail | Dikey kuyruk |
| w, W | Wing, wind | Kanat, Rüzgâr |
| wet | Wetted | Islak (hava ile etkileşen yüzey) |

| | | |
|------------------|------------------------------|---------------------------------|
| wf | Wing/fuselage | Kanat / gövde |
| x, y, or z | In the x, y, or z direction | X, y veya z yönünde |
| xx, yy, or zz | About the x-, y-, or z -axis | X-, y- veya z eksenini hakkında |

Kısaltmalar

| | | |
|----------|---|--|
| ac or AC | Aerodynamic center | Aerodinamik merkez |
| ca | Center of area, center of action | Alan merkezi, eylem merkezi |
| cg or CG | Center of gravity | Ağırlık merkezi |
| APU | Auxiliary power unit | Yardımcı güç ünitesi |
| CAD | Computer-aided design | Bilgisayar destekli tasarım |
| CAM | Computer-aided manufacturing | Bilgisayar destekli üretim |
| CDR | Conceptual design review | Kavramsal tasarım incelemesi |
| CFD | Computational fluid dynamics | Hesaplamalı akışkanlar dinamiği |
| cp | Center of pressure | Basınç merkezi |
| DOF | Degrees of freedom | Serbestlik derecesi |
| DOD | Department of Defense | Savunma Bakanlığı |
| EASA | European Aviation Safety Agency | Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı |
| ETR | Evaluation and test review | Değerlendirme ve test incelemesi |
| FDR | Final (critical) design review | Son (kritik) tasarım incelemesi |
| FAA | Federal Aviation Administration | Federal Havacılık İdaresi |
| FAR | Federal Aviation Regulations | Federal Havacılık Yönetmelikleri |
| FBW | Fly-by-wire | Elektronik uçuş kontrol sistemi |
| GA | General aviation | Genel Havacılık |
| HALE | High-altitude long-endurance | Yüksek irtifa uzun dayanıklılık |
| HLD | High-lift device | Yüksek kaldırma cihazı |
| IATA | International Air Transport Association | Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği |
| ISA | International Standard Atmosphere | Uluslararası Standart Atmosfer |
| JAR | Joint aviation requirements | Ortak havacılık gereksinimleri |
| KTAS | Knot true air speed | Gerçek hava hızı (knot) |
| KEAS | Knot equivalent air speed | Eşdeğer hava hızı (knot) |
| LG | Landing gear | İniş takımı |
| LE | Leading edge | Hücum kenar |
| MAC | Mean aerodynamic chord | Ortalama aerodinamik veter |
| MDO | Multidisciplinary design optimization | Çok disiplinli tasarım optimizasyonu |
| MIL-STD | Military Standards | Askeri Standartlar |

| | | |
|------|---|-----------------------------------|
| NACA | National Advisory Committee for Aeronautics | Ulusal Havacılık Danışma Komitesi |
| NASA | National Aeronautics and Space Administration | Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi |
| NTSB | National Transportation Safety Board | Ulusal Ulaştırma Güvenliği Kurulu |

Dönüşüm Faktörleri

Uzunluk, Yükseklik, Menzil

- 1 inç = 2,54 cm = 25,4 mm
 1 ft = 0,3048m = 12 inç
 1 kara mili (mi) = 5280 ft = 1,609 km
 1 deniz mili (nmi) = 6076 ft = 1,852 km
 1 km = 0,6214 mi = 3280,8 ft
 1m = 3,281 ft = 39,37 inç

Alan

- 1 m² = 10,764 ft²
 1 ft² = 0,093 m²

Hacim

- 1L = 0,001m³ = 1000 cm³ = 0,0353 ft³ = 0,264 ABD gal
 1 ft³ = 0,0283m³ = 7,481 ABD gal
 1 ABD gal = 0,1337 ft³ = 3,785 L
 1m³ = 1000 L = 264,17 ABD gal = 35,315 ft³

Hız, Hava Hızı, Tırmanma Hızı

- 1 knot = 0,514 m/s = 1,151 mil/h = 1,852 km/h = 1,688 ft/s = 101,27 ft/dak
 1 mil/h = 1,609 km/h = 1,467 ft/s = 0,477 m/s = 0,869 knot = 88 ft/dk
 1 km/h = 0,6214 mil/h = 0,2778 m/s = 0,9113 ft/s = 0,54 knot = 54,68 ft/dk
 1 ft/dak = 0,01 knot = 0,011 mil/h = 0,018 km/h = 0,0051 m/s = 0,017 ft/s

Kütle

- 1 slug = 14,59 kg
 1kg = 1000 g = 0,0685 slug

Kuvvet, Ağırlık, İtme

- 1N = 0,225 lb
 1 lb = 4,448N

Kütle ve Ağırlık

- 1N (ağırlık) = 1 kg m/s² (ağırlık) → 0,102 kg (kütle)
 1 lb (ağırlık) = 1 slug ft / s² (ağırlık) = 4,448N (ağırlık) → 0,454 kg (kütle)
 1 kg (kütle) → 9,807N (ağırlık) = 2,205 lb (ağırlık)

İş, Enerji

$$1 \text{ J} = 0,7376 \text{ ft lb}$$

$$1 \text{ BTU} = 1055 \text{ J} = 778,17 \text{ ft lb}$$

$$1 \text{ cal} = 4,187 \text{ J} = 3,09 \text{ ft lb}$$

Güç

$$1 \text{ hp} = 550 \text{ ft lb / s} = 745,7 \text{ W} = 33000 \text{ lb ft / dak}$$

$$1 \text{ kW} = 737,56 \text{ ft lb / s} = 1,341 \text{ hp}$$

Kütle Atalet Momenti

$$1 \text{ kg m}^2 = 0,738 \text{ slug ft}^2$$

$$1 \text{ slug ft}^2 = 1,356 \text{ kg m}^2$$

Basınç

$$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2 = 0,00015 \text{ lb/in}^2 = 0,00015 \text{ psi}$$

$$1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa} = 1,013 \text{ bar} = 14,7 \text{ lb/inç}^2 = 14,7 \text{ psi}$$

$$1 \text{ psi} = 6895 \text{ Pa} = 0,068 \text{ atm}$$

Zaman, Dayanıklılık

$$1 \text{ gün} = 24 \text{ saat} = 1440 \text{ dk} = 86400 \text{ s}$$

$$1 \text{ h} = 60 \text{ dk} = 3600 \text{ s}$$

Açı

$$1 \text{ rad} = 180 / \pi \text{ derece} = 57,3 \text{ derece}$$

$$1 \text{ derece} = \pi / 180 \text{ rad} = 0,01745 \text{ rad}$$

hatasına uçak tasarımcısının bir çözümü yoktur; Bazı hatalar tasarımla önlenemez, ancak hepsi değil. Referans [7], pilot hatalarının yanı sıra tasarımcı hatalarıyla ilgili birkaç hikâyeyi açıklamaktadır. Tüm hikâyeler uçak tasarımcıları için faydalıdır ve öğrenilmeyi hak eder.

Kaynaklar

- [1] Robbins, S.P. and Coulter, M. (2008) *Management*, 10th edn, Pearson Prentice Hall.
- [2] Dieter, G. and Schmidt, L. (2008) *Engineering Design*, 4th edn, McGraw-Hill.
- [3] Hyman, B. (2003) *Fundamentals of Engineering Design*, 2nd edn, Prentice Hall.
- [4] Eggert, R.J. (2005) *Engineering Design*, Pearson Prentice Hall.
- [5] ABET Constitution, Accreditation Board for Engineering and Technology (2012), www.abet.org.
- [6] Blanchard, B.S. and Fabrycky, W.J. (2006) *Systems Engineering and Analysis*, 4th edn, Prentice Hall.
- [7] Roskam, J. (2006) *Roskam's Airplanes War Stories*, DAR Corporation.



Şekil 2.16 Bell-Boeing MV-22B Osprey. Antony Osborne'un izniyle yeniden düzenlenmiştir



Şekil 2.17 Lockheed Martin F-35 Lightning II

Dikey kalkış ve iniş (VTOL) tilt-rotor askeri uçak Bell-Boeing V-22 Osprey (Şekil 2.16), tek koltuklu, çift motorlu, savaş uçağı Lockheed Martin / Boeing F- 22 Raptor gibi uçakların tasarım geçmişleri (Şekil 8.21); ve tek koltuklu, tek motorlu hayalet avcı ve keşif uçağı Lockheed Martin F-35 Lightning (Şekil 2.17) bu konsepti doğrulamaktadır. Referans [21], uçak tasarımında öğrenilen çeşitli gerçek dersleri açıklar ve genç tasarımcılar için zengin bir uçak tasarım deneyimleri kaynağıdır. Bir örnek olarak, alınan derslere dayalı olarak, ABD kongresi, Lockheed Martin F-35 Lightning II gecikmelerinden [22] kaynaklanan herhangi bir eksikliğin giderilmesi için F-8E / F'yi üretimde tutacaktır.

Kaynaklar

- [1] MIL-STD (1969). *Systems Engineering Process*, DOD.
- [2] Zadeh, S. (2010) Systems engineering: a few useful tips, tools, and lessons learned for the manager's toolbox. US Air Force T&E Days 2010, Nashville, TN, February 2–4, 2010, AIAA 2010-1758.
- [3] Loren, J.R. (2004) USAF systems engineering – revitalizing fundamental processes. USAF Developmental Test and Evaluation Summit, Woodland Hills, CA, November 16–18, 2004, AIAA 2004-6855.
- [4] Shishko, R. (2007) *NASA Systems Engineering Handbook*, National Aeronautics and Space Administration NASA/SP-2007-6105.
- [5] Hsu, J.C., Raghunathan, S., and Curran, R. (2008) Effective learning in systems engineering. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 7–10, 2008, AIAA 2008-1117.

- [6] Armand, J. (2010) Chaput, issues in undergraduate aerospace system engineering design, education – an outsider view from within. 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Fort Worth, TX, September 13–15, 2010, AIAA 2010-9016.
- [7] Curran, R., Tooren, M., and Dijk, L. (2009) Systems engineering as an effective educational framework for active aerospace design learning. 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Hilton Head, SC, September 21–23, 2009, AIAA 2009-6904.
- [8] Mission and Vision (2011) International Council on Systems Engineering, <http://www.incose.org>.
- [9] Blanchard, B.S. and Fabrycky, W.J. (2006) *Systems Engineering and Analysis*, 4th edn, Prentice Hall.
- [10] Buede, D.M. (2009) *The Engineering Design of Systems: Models and Methods*, 2nd edn, John Wiley & Sons, Inc.
- [11] Hsu, J.C., Raghunathan, S., and Curran, R. (2009) A proposed systems engineering diagnostic method. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, FL, January 5–8, 2009, AIAA 2009-1006.
- [12] Gill, P.S., Garcia, D., and Vaughan, W.W. (2005) Engineering lessons learned and systems engineering applications. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 10–13, 2005, AIAA 2005-1325.
- [13] Farrell, C. (2007) Systems engineering, system architecting, and enterprise architecting – what's the difference? 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 8–11, 2007, AIAA 2007-1192.
- [14] Paul Collopy, A.D. (2010) Fundamental research into the design of large-scale complex systems. 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, Fort Worth, TX, September 13–15, 2010, AIAA 2010-9320.
- [15] Hsu, J.C. and Raghunathan, S. (2007) Systems engineering for CDIO – conceive, design, implement and operate. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 8–11, 2007, AIAA 2007-591.
- [16] Weaver Smith, S., Seigler, M., Smith, W.T., and Jacob, J.D. (2008) Multi-disciplinary multi-university design of a high-altitude inflatable-wing aircraft with systems engineering for aerospace workforce development. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 7–10, 2008, AIAA 2008-490.
- [17] Onwubiko, C. (2000) *Introduction to Engineering Design Optimization*, Prentice Hall.
- [18] Chong, E.K.P. and Zack, S.H. (2008) *An Introduction to Optimization*, 3rd edn, John Wiley & Sons, Inc.
- [19] Sadraey, M. (2009) *Aircraft Performance Analysis*, VDM Verlag Dr.Müller.
- [20] Hoak, D.E. (1978) USAF Stability and Control DATCOM, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.
- [21] Roskam, J. (2007) *Lessons Learned in Aircraft Design; the Devil is in the Details*, DAR Corporation.
- [22] Wilson, J.R. (2011) *F-35; A Time of Trail*, American Institute for Aeronautics and Astronautics.

Kaynaklar

- [1] Blanchard, B.S. and Fabrycky, W.J. (2006) *Systems Engineering and Analysis*, 4th edn, Prentice Hall.
- [2] Niu Michael, C.Y. (2005) *Composite Airframe Structures*, 5th edn, Conmilit Press.
- [3] Groover, M.P. (2010) *Fundamentals of Modern Manufacturing: Materials, Processes, and Systems*, 4th edn, John Wiley & Sons, Inc.
- [4] Federal Aviation Regulations (2011), Federal Aviation Administration, Department of Transportation, www.faa.gov.
- [5] Eschenauer, H., Koski, J., and Osyczka, A. (1990) *Multicriteria Design Optimization: Procedures and Applications*, Springer.
- [6] Padula, S.L., Alexandrov, N.M., and Green, L.L. (1996) MDO test suite at NASA Langley Research Center. 6th AIAA/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Bellevue, WA.
- [7] Kroo, I., Altus, S., Braun, R. *et al.* (1994) Multidisciplinary Optimization Methods for Aircraft Preliminary Design, AIAA 94-4325.
- [8] Rao, C., Tsai, H., and Ray, T. (2004) Aircraft configuration design using a multidisciplinary optimization approach. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 5-8, 2004, AIAA-2004-536.
- [9] Roskam, J. (2007) *Lessons Learned in Aircraft Design*, DAR Corporation.
- [10] Roskam, J. (2006) *Roskam's Airplane War Stories*, DAR Corporation.
- [11] Young, J.A., Anderson, R.D., and Yurkovich, R.N. (1998) A Description of the F/A-18E/F Design and Design Process, AIAA-98-4701.
- [12] Alexandrov, N.M. and Lewis, R.M. (2000) Analytical and computational properties of distributed approaches to MDO. 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis & Optimization, Long Beach, CA, September 6-8, 2000, AIAA 2000-4718.
- [13] Umakant, J., Sudhakar, K., Mujumdar, P.M., and Panneerselvam, S. (2004) Configuration design of a generic air-breathing aerospace vehicle considering fidelity uncertainty. 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, NY, August 30-September 1, 2004, AIAA 2004-4543.
- [14] Tanrikulu, O. and Ercan, V. (1997) Optimal external configuration design of unguided missiles. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, New Orleans, LA, August 11-13, 1997, AIAA-1997-3725.
- [15] YorkBlouin, V.Y., Miao, Y., Zhou, X., and Fadel, G.M. (2004) An assessment of configuration design methodologies. 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, NY, August 30-September 1, 2004, AIAA 2004-4430.
- [16] Onwubiko, C. (2000) *Introduction to Engineering Design Optimization*, Prentice Hall.
- [17] Chong, E.K.P. and Zack, S.H. (2008) *An Introduction to Optimization*, 3rd edn, John Wiley & Sons, Inc.
- [18] Jackson, P. *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, various years (1996-2011).

19. Bir savaş uçağının ön tasarım aşamasında, maksimum kalkış kütlesi 12000 kg olarak belirlenir ve uçak C_{Do} 0,028 olarak belirlenmiştir. Eşleştirme plan tekniğini kullanarak, aşağıdaki performans özelliklerine sahip olması gereken uçağın kanat alanını (S) ve motor itme gücünü (T) belirleyin:

- (a) Maksimum hız: 10000 m'de Mach 1,9.
- (b) Stol hızı: 50m/s'den az.
- (c) Tırmanma oranı: deniz seviyesinde 50 m/s'den fazla.
- (d) Kalkış koşusu: 1000 metreden az (kuru beton bir pistte).
- (e) Servis tavanı: 15000 m'den fazla.
- (f) Hareket yarıçapı: 4000 km.

Bu uçak için ihtiyaç duyabileceğiniz diğer parametreleri varsayın.

20. İkiz turboprop bölgesel nakliye uçağının ön tasarım aşamasında, maksimum kalkış kütlesi 16.000 kg ve uçak C_{Do} 'nun 0,019 olduğu belirlenmiştir. Eşleştirme plan tekniğini kullanarak, aşağıdaki performans özelliklerine sahip olması gereken uçağın kanat alanını (S) ve motor gücünü (P) belirleyin:

- (a) Maksimum hız: 2500 m'de Mach 0,6.
- (b) Stol hızı: 190 km/saatten az.
- (c) Tırmanma hızı: deniz seviyesinde 640 m dakikadan fazla.
- (d) Kalkış koşusu: 1100 metreden az (kuru beton bir pistte).
- (e) Servis tavanı: 9000 m'den fazla.
- (f) Mesafe: 7000 km.

Bu uçak için ihtiyaç duyabileceğiniz diğer parametreleri varsayın.

Kaynaklar

- [1] Federal Aviation Regulations, Federal Aviation Administration, Department of Transportation, 2011, www.faa.gov.
- [2] Advisory Circular (2005) Aircraft Weight and Balance Control, FAA, AC 120-27E.
- [3] MIL-STD 1797A (2004) *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, Department of Defense Interface Standard.
- [4] Jackson, P. *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, various years 1996 to 2011.
- [5] Sadraey, M. (2009) *Aircraft Performance Analysis*, VDM Verlag Dr. Müller.
- [6] Lan, E.C.T. and Roskam, J. (2003) *Airplane Aerodynamics and Performance*, DAR Corporation. Preliminary Design **159**
- [7] Anderson, J.D. (1999) *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill.
- [8] Roskam, J. (2005) *Airplane Design*, vol. I, DAR Corporation.
- [9] Loftin, L.K. (1980) *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance*, NASA, Reference Publication 1060.
- [10] Hoak, D.E., Ellison, D.E., and Fink, R.D. (1978) USAF stability and control DATCOM. Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB, Ohio.
- [11] Bertin, L.J. and Cummings, R.M. (2009) *Aerodynamics for Engineers*, 5th edn, Pearson/Prentice Hall.

Kaynaklar

- [1] Blanchard, B.S. and Fabrycky, W.J. (2006) *Systems Engineering and Analysis*, 3rd edn, Prentice Hall.
- [2] Eppler, R. (1990) *Airfoil Design and Data*, Springer-Verlag.
- [3] Abbott, I.H. and Von Donehoff, A.F. (1959) *Theory of Wing Sections*, Dover.
- [4] Anderson, J.D. (2010) *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th edn, McGraw-Hill.
- [5] Jackson, P. (1995) *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, various years.
- [6] Anderson, J.D. (2003) *Modern Compressible Flow*, 3rd edn, McGraw-Hill.
- [7] Sadraey, M. (2009) *Aircraft Performance Analysis*, VDM Verlag Dr. Müller.
- [8] Anderson, J.D. (1999) *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill.
- [9] Stevens, B.L. and Lewis, F.L. (2003) *Aircraft Control and Simulation*, 2nd edn, Wiley-VCH Verlag GmbH.
- [10] Hibbeler, R.C. (2001) *Engineering Mechanics, Dynamics*, 9th edn, Prentice Hall.
- [11] Etkin, B. and Reid, L.D. (1996) *Dynamics of Flight, Stability and Control*, 3rd edn, Wiley-VCH Verlag GmbH.
- [12] Cavallo, B. (1966) Subsonic Drag Estimation Methods, US Naval Air Development Center, NAD-CAW-6604.
- [13] Shevell, R.S. (1989) *Fundamentals of Flight*, 2nd edn, Prentice Hall.
- [14] Roskam, J. (2007) *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Part I*, DAR Corporation.
- [15] Lan, E.C.T. and Roskam, J. (2003) *Airplane Aerodynamics and Performance*, DAR Corporation.
- [16] Houghton, E.L. and Carpenter, P.W. (2003) *Aerodynamics for Engineering Students*, 5th edn, Elsevier.

24. Bir dönüş sırasında manevra yapabilen bir uçak için dikey bir kuyruğun yana kayma açısı 4 derecedir. Diğer dikey kuyruk özellikleri aşağıdaki gibidir:

$$S_v = 7,5\text{m}^2, AR^v = 1,4, \lambda_v = 0,4, \text{kanat profili: NACA 0012}, \eta_v = 0,92$$

Uçak 15.000 ft irtifada 245 knot hızla uçuyorsa, dikey kuyruk tarafından ne kadar kaldırma (yani yan kuvvet) üretilir. Kuyruğun kıvrılmadığını/bükülmediğini varsayın.

25. Arka taraftaki yatay bir kuyruğun, tek pistonlu motorlu bir uçak için tasarlanması gerekmektedir. 1800 kg kütleyle sahip uçak, 22000 ft irtifada 160 knot hızla seyrediyor. Uçağın ağırlık merkezi% 19 MAC'de ve kanat/gövde aerodinamik merkezi% 24 MAC'da bulunuyor:

$$S = 12 \text{ m}^2, AR = 6,4, S_h = 2,8\text{m}^2, l = 3,7\text{m}, C_{mo_wf} = -0,06, \eta_h = 0,1$$

Boylamasına trimi korumak için üretilmesi gereken yatay arka kaldırma katsayısını belirleyin.

26. Uçağın yatay arka kuyruğu yerine kanard olduğu varsayılarak Problem 25'i Yeniden Yapın.

Kaynaklar

- [1] Roskam, J. (2007) *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control Part I*, DAR Corporation.
 [2] Nelson, R. (1997) *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill.
 [3] Etkin, B. and Reid, L.D. (1995) *Dynamics of Flight Stability and Control*, 3rd edn, John Wiley & Sons, Inc.
 [4] Federal Aviation Regulations (2011), Federal Aviation Administration, Department of Transportation, www.faa.gov.
 [5] Jackson, P. (1995) *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, various years.
 [6] Hoak, D.E., Ellison, D.E., Fink, R.D. et al. (1978) USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB, Ohio.
 [7] Shevell, R.S. (1989) *Fundamentals of Flight*, 2nd edn, Prentice Hall.
 [8] Abbott, I.H. and Von Donehoff, A.F. (1959) *Theory of Wing Sections*, Dover.
 [9] Lan, E.C.T. (1988) *Applied Airfoil and Wing Theory*, Cheng Chung Book Company.
 [10] Lan, E.C.T. and Roskam, J. (2003) *Airplane Aerodynamics and Performance*, DAR Corporation

burundan gövde uzunluğunun%58'i kadardır. Yakıt tipinin JP-4 olduğunu varsayın. Uçağın kalkış kütlesi 13.000 kg ve 28.000 ft'de seyir hızı, kaldırma-direnç oranı 9 ile 280 knot'dur. Nihai tasarımı parametrelerini boyutlarla çizin.

23. Alçak kanat konfigürasyonuna sahip yüksek ses altı jet nakliye uçağı için bir gövde tasarlayın, Toplam yakıt 34.000ft'lik bir servis tavanında 12.000 km'lik bir menzil için 300 yolcuyu barındırabilir. İniş takımı, üç tekerlekli bisiklet konfigürasyonundadır ve gövdeye geri çekilebilir. Ana tekerlek, burundan gövde uzunluğunun%62'sinde olmalıdır. Kanat kökü aerodinamik merkezi, burundan gövde uzunluğunun% 58'i kadardır. Yakıt tipinin JP-4 olduğunu varsayın. Uçağın kalkış kütlesi 200.000 kg ve 34.000 ft'de seyir hızı 550 knot, kaldırma-direnç oranı 13'tür. Gerekli mürettebat ve bagaj için FAA düzenlemelelerini takip edin ve diğer gerekli parametreleri kabul edin. Nihai tasarımı boyutlarla çizin.
24. 45.000 ft'lik bir servis tavanında 2000 km'lik bir menzil için iki pilotu barındırabilen, orta kanat konfigürasyonuna sahip bir savaş uçağı uçak gövdesi tasarlayın. Gövde ayrıca toplam yakıtın% 80'ini taşımaktadır. İniş takımı üç tekerlekli bisiklet konfigürasyonuna sahiptir, ancak kanada geri çekilebilir. Ana tekerlek, burundan gövde uzunluğunun%61'i kadar olmalıdır. Kanat kökü aerodinamik merkezi, burundan gövde uzunluğunun% 59'u kadardır. Uçağın kalkış kütlesi 35.000 kg ve 45.000 ft'deki seyir hızı, 7'lik bir kaldırma-direnç oranı ile Mach 1.8'dir. Gerekli mürettebat ve bagaj için, askeri standartları izleyin ve diğer gerekli parametreleri kabul edin. Yakıt tipinin JP-4 olduğunu varsayın. Nihai tasarımı boyutlarla çizin.

Kaynaklar

- [1] Hawkins, F.H. (1998) *Human Factors in Flight*, 2nd edn, Ashgate.
- [2] Bridger, R.S. (2008) *Introduction to Ergonomics*, 3rd edn, CRC Press.
- [3] Kroemer, K.H.E., Kroemer, H.B., and Kroemer-Elbert, K.E. (2000) *Ergonomics: How to Design for Ease and Efficiency*, 2nd edn, Prentice Hall.
- [4] Salyendy, G. (2006) *Handbook of Human Factors and Ergonomics*, 3rd edn, John Wiley & Sons, Inc.
- [5] Vink, P. (2011) *Aircraft Interior Comfort and Design; Ergonomics Design Management: Theory and Applications*, CRC Press.
- [6] NASA (1978) *Anthropometry Source Book*, vol. 3, NASA/RP/1024, NASA.
- [7] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration (2011), FAR 23, FAR 25, www.faa.gov.
- [8] US Department of Defense (2008) *Military Standards, Performance Specifications and Defense Handbooks*.
- [9] Jackson, P. *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, 1996 to 2011.
- [10] Garland, D.J., Wise, J.A., and Hopkin, V.D. (1999) *Handbook of Aviation Human Factors*, Lawrence Erlbaum Associates.
- [11] Torenbeek, E. (1996) *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press.
- [12] Hoak, D.E. (1978) *USAF Stability and Control DATCOM*, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.
- [13] Coordinating Research Council Inc. (2007) *Commercial Aircraft Design Characteristics – Trends and Growth Projections*, 5th edn, International Industry Working Group.
- [14] Roskam, J. (2007) *Lessons Learned in Aircraft Design; The Devil is in the Details*, DAR Corporation.
- [15] Anderson, J.D. (1999) *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill.
- [16] Ian, M. and Allan, S. (2008) *Aircraft Systems: Mechanical, Electrical and Avionics Subsystems Integration*, 3rd edn, John Wiley & Sons, Inc.
- [17] Anderson, J.D. (2011) *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th edn, McGraw-Hill.

Kaynaklar

- [1] Mattingly, J., Heiser, W., and Pratt, D. (2003) *Aircraft Engine Design*, 2nd edn, AIAA.
- [2] Stone, R. (1999) *Introduction to Internal Combustion Engines*, 3rd edn, Society of Automotive Engineers Inc.
- [3] Kroes, M.J. and Wild, T.W. (1995) *Aircraft Powerplants*, 7th edn, Glencoe.
- [4] Federal Aviation Regulations, FAR 23 and FAR 25 (2011), Federal Aviation Administration, US Department of Transportation, www.faa.org.
- [5] Taylor, C.F. (1985) *Internal Combustion Engine in Theory and Practice*, 2nd edn, MIT Press.
- [6] Farokhi, S. (2008) *Aircraft Propulsion*, John Wiley & Sons, Inc.
- [7] Mattingly, J. (2006) *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*, AIAA.
- [8] Jackson, P., Munson K., Peacock, L. *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, various years, 1996 to 2011.
- [9] www.wikipedia.org.
- [10] International Industry Working Group (2007) *Commercial Aircraft Design Characteristics – Trends and Growth Projections*, 5th edn.

20. Aşağıdaki erken uyarı jet uçağı için bir iniş takımı tasarlayın. Uçağın iki jet motoru vardır ve beton bir pistte kalkış operasyonu sırasında 25 derece saptırılan tek yarıklı bir flap ile donatılmıştır. Uçak ileri c_g 'sinin % 15 MAC'de olduğunu, arka c_g 'nin MAC'ın % 30'unda olduğunu ve kanat/gövde aerodinamik merkezinin %24 MAC'de bulunduğunu varsayalım. Yatay kuyruk aerodinamik merkezi ile kanat/gövde aerodinamik merkezi arasındaki mesafe 26 m'dir.

$$m_{TO} = 180.000 \text{ kg}, D_{fmax} = 3,5\text{m}, V_{max} = 460 \text{ KTAS (35.000 ft'de)},$$

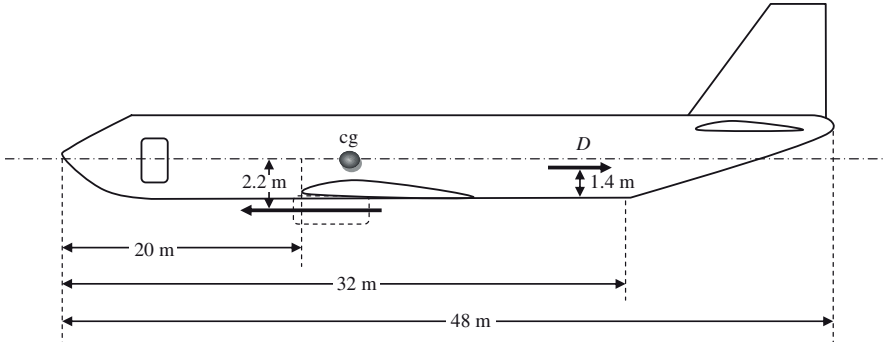
$$V_s = 110 \text{ KEAS}, C_{D_{o_clean}} = 0,019, C_{D_{o_TO}} = 0,028, I_{yy} = 3 \cdot 10^7 \text{ kgm}^2,$$

$$T_{max} = 2 \cdot 270 \text{ kN}, C_{m_0} = -0,06, \alpha_{TO} = 13 \text{ derece}$$

$$\text{Kanat: kanat profili, } S = 320\text{m}^2, \text{NACA 652-415, AR} = 10, e = 0,85,$$

$$\Delta C_{L_{flap}} = 1,4, \lambda = 1$$

$$\text{Yatay kuyruk: } S_h = 75\text{m}^2, \text{NACA 0012, AR}_t = 4, C_{L_{h_TO}} = -1,3$$



Şekil 9.41 Soru 20'deki Uçak

Uçak konfigürasyonu ve diğer geometri değişkenleri Şekil 9.41'de gösterilmektedir. Aşağıdaki parametreler belirlenmelidir: iniş takımı konfigürasyonu, sabit veya geri çekilebilir, yükseklik, tekerlek izi aralığı, dingil mesafesi, ana tekerlek ile uçak c_g 'si arasındaki mesafe ve her bir tekerleğe uygulanan yük.

Kaynaklar

- [1] Currey, N.S. (1988) *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, AIAA.
- [2] Roskam, R.J. (2006) *Airplanes War Stories*, DAR Corporation.
- [3] Federal Aviation Regulations, Airworthiness Standards for GA Aircraft, FAR 23 (2011), Federal Aviation Administration, US Department of Transportation.
- [4] Hibbeler, R.C. (2009) *Engineering Mechanics: Statics*, 12th edn, Prentice Hall.
- [5] Budynas, R.G. and Nisbett, J.K. (2011) *Shigley's Mechanical Engineering Design*, 9th edn, McGraw-Hill.
- [6] Aircraft Tire Data (2002) The Goodyear Tire & Rubber Company.
- [7] Aircraft Tire Data (2009) Bridgestone Corporation.

-
- [8] Jackson, P., Munson, K., Peacock, L. *Jane's All the World's Aircraft* , Jane's Information Group, various years 1996 to 2011.
- [9] Green, W.L. (1986) *Aircraft Hydraulic Systems: An Introduction to the Analysis of Systems and Components*, John Wiley & Sons, Inc.
- [10] Norton, R.L. (2008) *Design of Machinery: An Introduction to the Synthesis and Analysis of Mechanisms and Machines*, McGraw-Hill.
- [11] Erdman, A.G., Sandor, G.N., and Kota, S. (2001) *Mechanism Design: Analysis and Synthesis*, 4th edn, Prentice Hall.
- [12] Anonymous (1990) Flying Qualities of Piloted Airplanes, Air Force Flight Dynamic Laboratory, MIL-F-1797C, WPAFB, Dayton, OH.

ağırlığı, maksimum kalkış ağırlığının% 80'idir. Hem yatay kuyruk hem de dikey kuyruk kanat profilleri, % 9'luk bir kalınlık-veter oranına sahiptir. Gövde 10,6 m uzunluğunda ve maksimum 1,6 m çapındadır. Tüm uçak yapısı uzay alüminyumundan yapılmıştır. Şu bileşenlerin ağırlığını hesaplayın: kanat, yatay kuyruk, dikey kuyruk, gövde, kurulu motor, yakıt sistemi ve iniş takımı. Diğer ekipman ve aletlerin ağırlığı nedir? Her bir yolcunun ağırlığının 190 lb olduğunu varsayın.

22. Aşağıdaki özelliklere sahip maksimum kalkış kütlesi 20.000 kg ve kanat alanı 52m² olan 50 yolcu çift turbofan nakliye uçağı düşünün:

$$\begin{aligned} \text{Kanat: } AR &= 11, \lambda = 0,4, (t/C) \max = 0,12,_{0,25} = 26 \text{ derece} \\ \text{Yatay kuyruk: } S_{HT} &= 13,6 \text{ m}^2, AR_{HT} = 5,1,_{0,25 HT} = 18 \text{ derece,} \\ \lambda_{HT} &= 0,8, \lambda_H = 0,93, C_e/C_t = 0,21 \\ \text{Dikey kuyruk: } S_{VT} &= 10,2 \text{ m}^2, AR_{VT} = 1,4,_{0,25VT} = 50 \text{ derece,} \\ \lambda_{VT} &= 0,5, \lambda_V = 0,05, C_t/C_v = 0,24 \end{aligned}$$

Motorlar arka gövdenin yanına monte edilmiştir ve her motorun kütlesi 730 kg ve yakıt kapasitesi 4200 kg jet yakıtıdır. İniş takımı, 1,8 m yüksekliğinde geri çekilebilir. İniş ağırlığı, maksimum kalkış ağırlığının% 85'idir. Hem yatay kuyruk hem de dikey kuyruk kanat profilleri, % 9'luk bir kalınlık-veter oranına sahiptir. Gövde 28,2 m uzunluğa ve maksimum 2,28 m çapa sahiptir. Tüm uçak yapısı uzay alüminyumundan yapılmıştır. Şu bileşenlerin ağırlığını hesaplayın: kanat, yatay kuyruk, dikey kuyruk, gövde, kurulu motor, yakıt sistemi ve iniş takımı. Diğer ekipman ve aletlerin ağırlığı nedir? Her yolcunun ağırlığının 190 lb olduğunu ve her birinin 50 lb'ye kadar bagaj taşımaya izin verildiğini varsayın. Uçak bir T-kuyruk konfigürasyonuna sahiptir ve kendinden sızdırmaz bir iç lastikli tanklarla donatılmıştır.

Kaynaklar

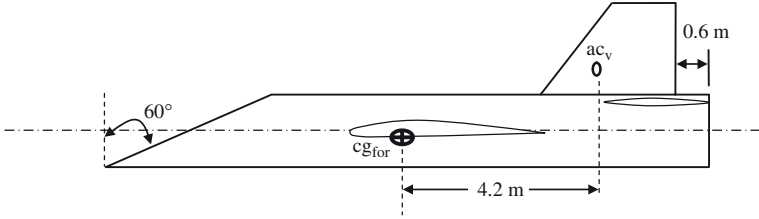
- [1] Blanchard, B.S. and Fabrycky, W.J. (2006) *Systems Engineering and Analysis*, 4th edn, Prentice Hall.
- [2] Rich, B.R. and Janos, L. (1994) *Skunk Works*, Little-Brown Company.
- [3] Jackson, P., Munson, K., Peacock, L. *Jane's All the World's Aircraft*, *Jane's Information Group*, various years 1996 to 2011.
- [4] Airworthiness Standards for GA and Transport Aircraft, FAR 23 and 25 (2011) US Department of Transportation, Federal Aviation Administration.
- [5] Roskam, J. (2003) *Airplane Design, Part V: Component Weight Estimation*, DAR Corporation.
- [6] Torenbeek, E. (1996) *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press.
- [7] Schmitt, R.L., Foreman, K.C., Gertsen, W.M., and Johnson, P.H. (1959) *Weight Estimation Handbook for Light Aircraft*, Cessna Aircraft Company.
- [8] Staton, R. (1968) *Statistical Weight Estimation Methods for Fighter/Attack Aircraft*. Vought aircraft, Report 2-59320/8R-50475, Vought Corporation.
- [9] Staton, R. (1969) *Cargo/Transport Weight Estimation Methods*. Vought aircraft, Report 2-59320/9R-50549, Vought Corporation.

Tablo 11.17 Problem 23'teki uçaklar için ana bileşenlerin kütle ve cg konumu (X_{cg})

| No. | Bileşen | Kütle (kg) | Xcg (m) |
|-----|-------------------------------|------------|---------|
| 1 | Kanat | 2000 | 9.5 |
| 2 | Kuyruk | 400 | 18 |
| 3 | Motor | 2400 | 7.7 |
| 4 | Gövde | 1600 | 9.3 |
| 5 | Pilotlar + çanta | 200 | 3.2 |
| 6 | Yolcular (ilk sıra) | 3-85 | 4.5 |
| 7 | Uçuş görevlisi | 2-100 | 15.7 |
| 8 | Kabin bagajı (ilk sıra) | 3-15 | 4.5 |
| 9 | Kontrol edilen bagaj | 34-40 | 15 |
| 10 | İniş takımı | 800 | 6.8 |
| 11 | Kanat yakıt tankı | 1000 | 8.6 |
| 12 | Gövde yakıt tankı | 2000 | 6.4 |
| 13 | Sistemler ve diğer ekipmanlar | 7000 | 9 |

Kaynaklar

- [1] (2004) Aviation Francais Virtuel, Concorde Operating Manual, British Aerospace/Aerospatiale Concorde.
- [2] (2003) Gulfstream G 550 Flight Manual, Gulfstream Aerospace.
- [3] Vetsch, L.E. and Burgener, L.L. (1988) Design of a certifiable primary on-board aircraft weight and balance system, AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference, San Jose, October 17-20, AIAA-1988-3919.
- [4] Roskam, J. (2007) *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Part I*, DAR Corporation.
- [5] Multhopp, H. (1942) Aerodynamics of the Fuselage, NACA Technical Memorandum No. 1036.
- [6] DOT, FAA (2011) Citation 550 Type Certificate Data Sheet.
- [7] Anonymous (1976) USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.
- [8] Anonymous (1990) Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-1797C, Air Force Flight Dynamic Laboratory WPAFB, Dayton.
- [9] Anonymous (1980) Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785C, Air Force Flight Dynamics Laboratory WPAFB, Dayton.
- [10] Airworthiness Standards for GA and Transport Aircraft, FAR 23 and 25 (2011), US Department of Transportation, Federal Aviation Administration.
- [11] Allalone, E., Baumeister, T., and Sadegh, A. (2006) *Marks' Standard Handbook for Mechanical Engineers*, 11th edn, McGraw-Hill.
- [12] Tapley, B.D. (1990) *Eshbach's Handbook of Engineering Fundamentals*, 4th edn, Wiley-VCH Verlag GmbH.



Şekil 12.59 Problem 22 için uçağın yandan görünümü

Uçak, 60 derecelik hücum açısında döndürülebilir. Uçağın, 25 knot'luk bir çapraz Rüzgâr olduğunda güvenli bir şekilde iniş yapabilmesi ve 5000 ft rakımdaki bir spinden maksimum bir dönüşle kurtulabilmesi gerekir. Bu uçak için bir dümen tasarlayın.

23. Tek motorlu bir akrobatik uçağın maksimum kalkış kütlesi 2300 kg ve kanat alanı 20 m^2 'dir. Uçak stol hızı 61 KEAS'dır. Diğer uçak özellikleri aşağıdaki gibidir:

$$b = 13 \text{ m}, S_V = 4.5 \text{ m}^2, b_v = 3.3 \text{ m}, \eta_v = 0.95, C_{L_{\alpha V}} = 4.4 \text{ l/rad},$$

$$I_{xx_B} = 13000 \text{ kg m}^2, I_{zz_B} = 16000 \text{ kg m}^2, I_{xz_B} = 0$$

Uçağın 5000 ft irtifada 50 derece hücum açısıyla spinden maksimum bir dönüş periyodunda kurtulabileceği bir dümen tasarlayın.

24. Bir jet savaş uçağının maksimum kalkış kütlesi 15 000 kg ve kanat alanı 45 m^2 'dir. Uçak aşağıdaki özelliklere sahiptir:

$$AR = 3.4, S_V = 12 \text{ m}^2, AR_v = 1.3 \text{ m}, \eta_v = 0.95, C_{L_{\alpha V}} = 4.4 \text{ l/rad},$$

$$I_{xx_B} = 30000 \text{ kg m}^2, I_{zz_B} = 200000 \text{ kg m}^2, I_{xz_B} = 2600 \text{ kg m}^2$$

Uçağın 20.000 ft irtifada 70 derece hücum açısında maksimum bir dönüş periyodunda spinden kurtulabileceği bir dümen tasarlayın.

Kaynaklar

- [1] Hawkins, F.H. (1998) *Human Factors in Flight*, 2nd edn, Ashgate.
- [2] Bridger, R.S. (2008) *Introduction to Ergonomics*, 3rd edn, CRC Press.
- [3] Kroemer, K.H.E., Kroemer, H.B., and Kroemer-Elbert, K.E. (2000) *Ergonomics: How to Design for Ease and Efficiency*, 2nd edn, Prentice Hall.
- [4] Salyendy, G. (2006) *Handbook of Human Factors and Ergonomics*, 3rd edn, Wiley-VCH Verlag GmbH.
- [5] Vink, P. (2011) *Aircraft Interior Comfort and Design; Ergonomics Design Management: Theory and Applications*, CRC Press.
- [6] Federal Aviation Regulations (2011) Part 23, Airworthiness Standards: Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Airplanes, Federal Aviation Administration, Department of Transportation, Washington.
- [7] Federal Aviation Regulations (2011) Part 25, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Federal Aviation Administration, Department of Transportation, Washington.

- [8] MIL-STD-1797 (1997). *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, Department of Defense, Washington, DC.
- [9] MIL-F-8785C (1980). *Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes*, Department of Defense, Washington, DC.
- [10] Harper, R.P. and Cooper, G.E. (1986) Handling qualities and pilot evaluation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **9** (5) 515–529.
- [11] Stevens, B.L. and Lewis, F.L. (2003) *Aircraft Control and Simulation*, 2nd edn, Wiley-VCH Verlag GmbH.
- [12] Roskam, J. (2007) *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control*, DAR Corporation.
- [13] Mclean, D. (1990) *Automatic Flight Control Systems*, Prentice-Hall.
- [14] Nelson, R. (1989) *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw Hill.
- [15] McCormick, B.W. (1979) *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, Wiley-VCH Verlag GmbH.
- [16] Etkin, B. and Reid, L.D. (1996) *Dynamics of Flight-Stability and Control*, 3rd edn, Wiley-VCH Verlag GmbH.
- [17] Hoak, D.E., Ellison, D.E. and Fink, R.D. (1978) USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB, Ohio.
- [18] Spiegel, M.R. and Liu, J. (1999) *Mathematical Handbook of Formulas and Tables*, 2nd edn, Schaum's Outlines, McGraw-Hill.
- [19] Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.F. (1959) *Theory of Wing Sections*, Dover, New York.
- [20] Spiegel, M.R. and Liu, J. (1999) *Schaum's Outline Series in Mathematical Handbook of Formulas and Tables*, McGraw-Hill.
- [21] Sadraey, M. and Colgren, R. (2006) Derivations of major coupling derivatives, and the state space formulation of the coupled equations of motion. 6th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO), Wichita, KS, September 25–27, AIAA-2006-7790.
- [22] Roskam, J. (2003) *Airplane Design*, DAR Corporation.
- [23] Torenbeek, E. (1996) *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press.
- [24] Stinton, D. (2001) *The Design of the Aeroplane*, AIAA.
- [25] Jackson, P. *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group, 1996–2011.
- [26] Bourke, J. (2012) RC groups, <http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=557457>.
- [27] Joint Aviation Requirements CS-23 (2007) Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes, European Aviation Safety Agency.
- [28] Joint Aviation Requirements CS-25 (2007) Large Aeroplanes, European Aviation Safety Agency.