

PERHITUNGAN BEBAN PADA SAYAP PESAWAT TERBANG LATIH APS 1 UNTUK KEPERLUAN PERANCANGAN STRUKTUR

M. Giri Suada¹, Hendri Syamsudin², Fuad Surastyo Pranoto³

*Kelompok Keahlian Struktur Ringan, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara
Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia 40132
Tel.: 022-254243, Fax: 022-2534164, E-mail: mgsuada@yahoo.com

Abstrak

Abstrak : sayap pesawat adalah bagian utama yang terdapat pada pesawat sayap tetap. Selain bertugas untuk menghasilkan gaya angkat bagi pesawat, di dalam sayap juga tangki bahan bakar dan bidang kendali utama, seperti aileron. Saat pesawat sedang terbang dalam kondisi cruise, maka sayap harus mampu menghasilkan gaya angkat sebesar berat pesawat tersebut. Selain beban akibat gaya angkat, sayap juga harus menanggung beban tambahan akibat defleksi bidang kendali yang terdapat pada sayap maupun beban akibat struktur sayap itu sendiri. Beban – beban yang bekerja pada sayap ini harus dianalisis agar diketahui beban maksimum yang harus ditanggung oleh struktur sayap. Setelah diketahui beban maksimum yang bekerja, maka struktur sayap dapat didesign secara tepat, tanpa harus takut terlalu berat maupun takut karena kurang kuat saat menahan beban yang bekerja. Metode yang digunakan saat menghitung beban pesawat adalah metode Schrenk yang telah dimodifikasi, sedangkan hasil dari perhitungan ini berupa distribusi gaya angkat, nilai shear force dan bending momen dalam arah spanwise.

Keywords : Beban Pesawat, Modified Schrenk Method, Shear Force, Bending Moment, Lift Spanwise Distribution

¹ Dosen pada Kelompok Keahlian Struktur Ringan, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, ITB (main correspondence)

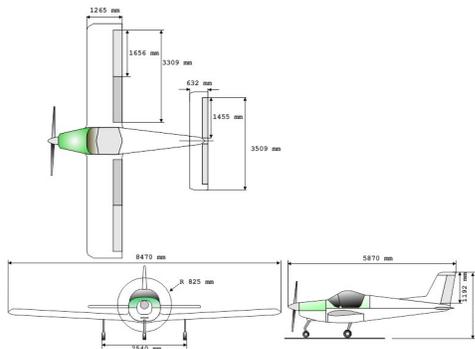
² Dosen pada Kelompok Keahlian Struktur Ringan, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, ITB

³ Asisten Peneliti pada Kelompok Keahlian ADOM, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, ITB



1. Pendahuluan

Pesawat APS 1 sebagai hasil rancang bangun yang didanai oleh Program Riset Insentif 2010 mempunyai fungsi sebagai pesawat latih ringan. Pesawat ini dirancang dengan mengutamakan 3 keunggulan, yakni mudah diproduksi, mudah dirawat, serta mempunyai biaya operasional rendah. Untuk memenuhi tiga keunggulan tersebut, maka pesawat ini mempunyai design yang tidak rumit dan tetap mengutamakan sisi keselamatan (*safety*). Design pesawat ini dapat dilihat di dalam Gambar 1 berikut.



Gambar 1 Gambar 3 Pandangan Pesawat APS 1

Untuk spesifikasi pesawat keseluruhan dapat dilihat di dalam Tabel 1 dibawah ini.

Tabel 1 Spesifikasi Pesawat APS 1

Performa Pesawat APS 1		
Top speed	144	[knots]
Cruise speed	130	[knot]
Stall speed	35	[knot]
Dive speed	166.8	[knot]
Range	430	nm
Rate of climb	1,700	[fpm]
Take off distance	172	[m]
Landing distance	194	[m]
Service ceiling	20,000	[ft]
Berat Pesawat APS 1		
Max. takeoff weight	1435	[lbs]
Empty weight	882	[lbs]
Usable fuel	206	[lbs]
Max. payload	386	[lbs]
Tipe Mesin		

Engine used	Centurion
Engine power	135 [HP]

Spesifikasi Umum	
Number of seats	2-side by side
Overall length	5.87 [m]
Overall height	2.31 [m]
Wing span	8.47 [m]
Wing area	10.8 [m ²]

Pesawat ini menggunakan FAR 23 sebagai basis sertifikasinya dan digolongkan kedalam pesawat akrobatik yang mempunyai nilai *load factor* (n) maksimum sebesar 6. Beberapa asumsi yang akan digunakan saat menghitung beban di dalam paper ini adalah sebagai berikut :

- Beban yang dianalisis hanya beban yang bekerja pada sayap utama pesawat
- Kondisi terbang yang dianalisis adalah kondisi paling kritis, yakni saat terbang jelajah ($L=W$) dengan kecepatan tukik (*dive speed*) di ketinggian sea level
- Defleksi bidang kendali yang akan dianalisis hanya defleksi aileron saat terbang dalam kondisi paling kritis. Defleksi aileron yang digunakan adalah defleksi maksimum dari aileron tersebut, yakni sebesar 20°
- Beban yang bekerja pada sayap yakni beban akibat gaya angkat, beban penambahan gaya angka akibat defleksi bidang kendali, beban akibat berat struktur sayap dan beban akibat berat bahan bakar pesawat yang diletakan di sekitar aileron.

2. Formulasi Masalah

2.1 Pendahuluan

Masalah yang akan diselesaikan di dalam paper ini adalah menemukan nilai *shear force* dan *bending momen* saat pesawat berada dalam kondisi kritis dengan dan tanpa defleksi aileron.

Karena sayap pesawat APS 1 bersifat simetris, maka hanya diperlukan setengah sayap saja untuk menyelesaikan permasalahan ini. Selain itu untuk mendapatkan nilai gaya angkat yang mendekati kondisi sebenarnya, hanya diambil bagian setengah sayap yang tidak tertutup oleh fuselage pesawat.



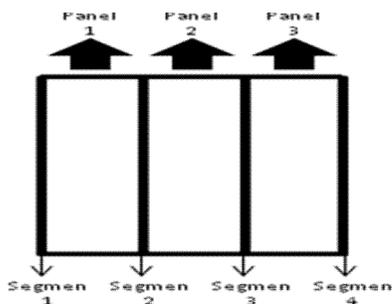
Langkah – langkah yang akan dilakukan untuk menyelesaikan permasalahan tersebut adalah sebagai berikut :

- a. Mencari data yang dibutuhkan untuk perhitungan gaya angkat sayap dalam arah spanwise. Data yang dibutuhkan dapat dilihat di dalam Tabel 2 berikut ini.

Tabel 2 Nilai Data Pendukung

Data Pendukung		
Dive speed	85.81	[m/s]
$\rho_{\text{sea level}}$	1.225	[kg/m ³]
CL_{wing}	0.317	
Berat 1/2 sayap	38.19	[Kg]
Berat fuel 1/2 sayap	46.72	[Kg]
Luas sayap	9.53	[m ²]
$\alpha_a R$	2	[deg]
$\int \alpha_a R \times c$	3142260	
m_0	0.12	
n	6	

- b. Membagi sayap ke dalam beberapa segmen
- c. Mencari nilai koefisien gaya angkat untuk masing – masing segmen dengan menggunakan metode schrenk. Penjelasan lebih rinci tentang metode schrenk akan dijelaskan di dalam subbab 2.2
- d. Mengalikan koefisien tiap segmen dengan koefisien gaya angkat sayap CL_{wing}
- e. Mencari gaya angkat masing – masing panel. Definisi panel adalah daerah yang dibatasi oleh 2 buah segmen yang berdekatan. Nilai cl yang digunakan adalah rata – rata dari nilai cl dari segmen yang membatasi panel tersebut. Untuk lebih jelasnya dapat melihat Gambar 2 berikut.



Gambar 2 Penggambaran Panel Dan Segmen

- f. Mencari resultan gaya yang bekerja pada tiap panel
- g. Mencari nilai *shear force* tiap panel dengan cara menjumlahkan resultan gaya di panel tersebut dengan resultan gaya di panel setelahnya
- h. Mencari nilai *bending momen* tiap panel dengan cara mengalikan nilai *shear force* tiap panel dengan jaraknya terhadap titik acuan, setelah itu jumlahkan dengan nilai *bending momen* dari panel setelahnya.

Penjelasan beberapa koefisien yang terdapat di dalam data pendukung dapat dilihat di dalam Tabel 3 berikut :

Tabel 3 Definisi Koefisien Data Pendukung

Penjelasan Koefisien Data Pendukung	
CL_{wing}	Nilai koefisien gaya angkat yang dimiliki oleh sayap
$\alpha_a R$	Pergeseran nilai sudut serang (α) akibat defleksi aileron saat $Cl=0$
c	Panjang chord tiap segmen airfoil pada sayap
$\int \alpha_a R \times c$	Hasil integral dari perkalian nilai $\alpha_a R$ dengan panjang chord kemiringan kurva Cl VS α
m_0	nilainya konstan karena airfoil section yang digunakan oleh pesawat APS 1 sama sepanjang span
α_{w0}	Hasil perkalian antara luas setengah sayap dengan hasil $\int \alpha_a R \times c$
n	Load factor

2.2 Metode Schrenk

Untuk menghitung beban-beban pada sayap digunakanlah metode *schrenk*. Metode schrenk adalah metode menghitung distribusi gaya angkat untuk sayap dengan airfoil seragam dan tanpa *aerodynamic twist*.

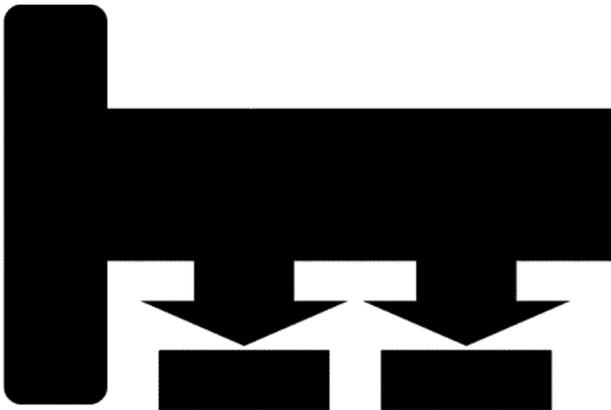
Metode ini menyatakan bahwa gaya angkat yang didapat dengan merata-ratakan gaya angkat yang diperoleh dari distribusi gaya angkat planform elliptik dengan gaya angkat planform yang sebenarnya. Pendekatan dengan metode schrenk cukup akurat bagi sayap yang bentuknya mendekati planform elliptik, *low subsonic*, *small swept back*.

Karena konfigurasi pesawat APS 1 ini tidak memiliki sudut swept back, beroperasi di daerah low sub sonic, dan mempunyai planform persegi panjang, maka tingkat keakuratan metode schrenk jika digunakan untuk menghitung distribusi lift cukup tinggi. Adanya analisis



yang harus dilakukan untuk mencari distribusi gaya angkat saat pesawat mendefleksikan bidang kendali, diperlukan modifikasi metode schrenk untuk menghitung kasus khusus tersebut. Langkah – langkah penggunaan metode schrenk adalah sebagai berikut :

- Membagi setengah sayap pesawat APS 1 menjadi beberapa panel. Luas tiap panel tidak bisa seragam karena di dalam sayap APS 1 terdapat aileron dan flap.
- Ada 3 wilayah utama dalam pembagian panel ini, yakni area flap, area aileron dan area bebas (di daerah wingtip dan wing root). Untuk lebih jelasnya dapat dilihat di dalam Gambar 3 berikut. Garis yang berwarna biru muda merupakan segmen yang berjumlah 11 buah. Dan secara otomatis, jumlah panel yang ada adalah sebanyak 10 buah, 4 panel untuk aileron, 4 panel untuk flap, dan 2 panel untuk area bebas.



Gambar 3 Pendefinisian Segmen Dan Panel Pada Sayap

- Dimensi fisik panel pada sayap adalah sebagai berikut :
 - Panel aileron, mempunyai panjang 414 mm dan lebar 1265 mm
 - Panel flap, mempunyai panjang 413 mm dan lebar 1265 mm
 - Panel bebas, yang dekat dengan fuselage mempunyai dimensi panjang 214 mm dan lebar 1265 mm
 - Panel bebas di daerah wing tip mempunyai dimensi panjang 241 mm dan lebar 1265 mm
- Melakukan perhitungan dengan menggunakan Persamaan 1 sebagai berikut

$$C'_L = \frac{\left(\frac{4s}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} + c \right)}{2c}$$

Persamaan 1 Rumus Umum Metode Schrenk

- C'_L = Besar koefisien gaya angkat semu pada segmen tertentu
- c = Panjang rata-rata chord pada suatu segmen tertentu
- y = Jarak dari sumbu simetri sayap ke garis terluar suatu segmen tertentu
- b = Panjang span sayap yang terlihat
- s = Luas area sayap yang terlihat
- π = Nilai bilangan phi

- Hasil dari rumus diatas adalah koefisien gaya angkat semu untuk tiap segmen. Agar diperoleh gaya angkat yang sebenarnya, nilai koefisien gaya angkat semu harus dikalikan dengan nilai koefisien gaya angkat sayap (CL_{wing})

2.3 Modifikasi Metode Schrenk

Untuk melihat seberapa besar pengaruh defleksi aileron terhadap distribusi gaya angkat sayap dalam arah spanwise, digunakanlah metode schrenk yang telah dimodifikasi.

Modifikasi yang dimaksud adalah memasukkan factor koreksi perubahan sudut serang local yang terjadi di daerah aileron sebagai akibat dari terdefleksinya bidang kendali tersebut. Karena sudut serang local mengalami penambahan akibat defleksi, maka secara teoritis gaya angkat di daerah tersebut juga akan mengalami peningkatan. Hal inilah yang akan dibuktikan di dalam sub bab ini.

Hasil dari metode schrenk yang telah dimodifikasi yakni berupa nilai koefisien gaya angkat tiap segmen akibat defleksi aileron. Nantinya nilai koefisien ini harus ditambahkan dengan nilai koefisien gaya angkat yang sebenarnya untuk memperoleh nilai koefisien gaya angkat total yang bekerja di dalam segmen tersebut. Adapun prosedur yang harus dilakukan adalah sebagai berikut :

- Mencari nilai m_0 dan $\alpha_{\alpha} R$. definisi mengenai kedua koefisien ini dapat dilihat di dalam Tabel 3. Untuk segmen yang tidak terdapat aileron, nilai koefisien $\alpha_{\alpha} R = 0$. Nilai $\alpha_{\alpha} R$ dicari untuk setiap panel yang ada.



b. Kalikan nilai $\alpha_a R$ dengan panjang chord (c) di tiap segmen.

c. Cari nilai integral dari hasil perkalian pada point b dengan menggunakan Persamaan 2 sebagai berikut :

$$\int \alpha_a R \times c = \frac{k}{4} \times 12 \times o$$

Persamaan 2 Rumus Integral Dengan Aturan Trapezoidal

- k = Panjang panel aileron (414 mm)
 o = Hasil perkalian pada point b

Untuk kasus yang berbeda, Persamaan 2 juga dapat berbeda pula. Hal ini sangat tergantung terhadap jumlah segmen dan panel yang digunakan saat perhitungan. Metode integral yang digunakan menggunakan metode trapezoidal.

d. Cari nilai koefisien α_{w0} (dapat dilihat di dalam Tabel 3)

e. Mencari nilai α_a tiap panel dengan menggunakan Persamaan 3

$$\alpha_a = \alpha_a R - \alpha_{w0}$$

Persamaan 3 Rumus α_a

f. Mencari nilai Cl_b tiap panel dengan menggunakan Persamaan 4

$$Cl_b = \frac{m_0}{2 \times \alpha_a}$$

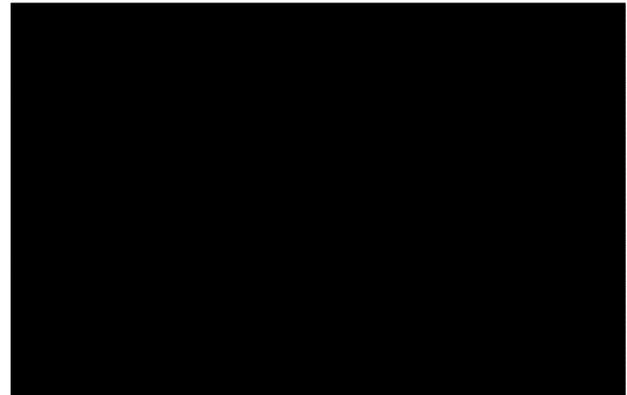
Persamaan 4 Rumus Cl_b

g. Mengalikan nilai Cl_b dengan panjang chord masing – masing panel. Setelah itu melakukan proses fairing. Proses fairing bertujuan untuk membuat Gambar menjadi lebih smooth, seperti terlihat di dalam Gambar 1.

Cara melakukan proses fairing adalah mencari titik tengah dari garis vertical yang tiba – tiba diskontinyu.

Setelah poses fairing dilakukan, akan diperoleh hasil kali yang baru dari Cl_b dengan panjang chord masing – masing panel. Untuk memperoleh nilai tambahan koefisien gaya angkat akibat defleksi aileron, tinggal membagi hasil kali tersebut dengan panjang chord masing – masing panel.

Gambar 1 Proses Fairing

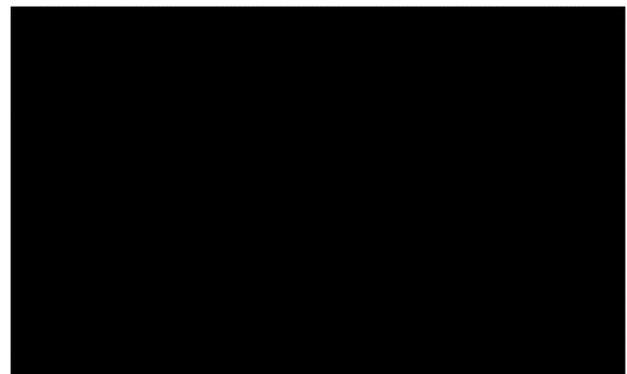


3. Hasil Perhitungan

3.1 Hasil Perhitungan Koefisien Gaya Angkat

Koefisien gaya angkat yang akan dicantumkan pada sub bab 3.1 ini adalah koefisien gaya angkat total masing – masing segmen saat aileron terdefleksi sebesar 20 derajat. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat di dalam Gambar 2.

Gambar 2 Distribusi Koefisien Gaya Angkat



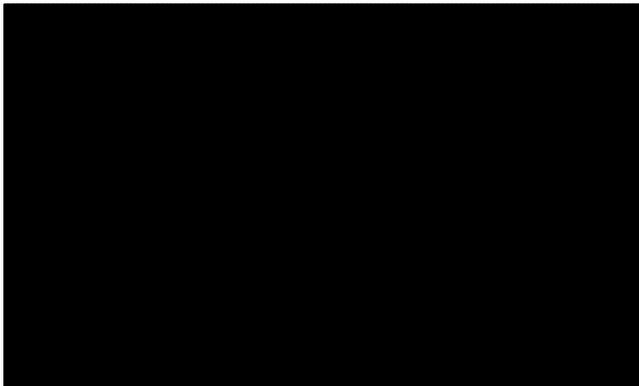
Dari Gambar 2 diatas dapat dilihat bahwa pengaruh aileron tergambar dengan baik, terbukti pada segmen ke – 5 sampai segmen ke – 9 terjadi lonjakan nilai koefisien gaya angkat. Segmen ke – 5 sampai 9 merupakan segmen yang membatasi daerah yang terdapat aileron. Di dalam Gambar 2 tercatat nilai Cl maksimum sebesar 0.4 dan terletak di panel ke – 6.



3.2 Hasil Perhitungan Gaya Angkat Tiap Panel untuk $n = 6$

Gaya angkat yang diperoleh merupakan gaya angkat sebelum aileron terdefleksi dan saat aileron didefleksikan. Hasil perhitungan ditampilkan dalam bentuk Gambar, seperti terlihat di dalam Gambar 3.

Gambar 3 Distribusi Gaya Angkat



Sebelum aileron terdefleksi, gaya angkat maksimum adalah sebesar 5077 N dan titik tangkap gayanya berada di panel ke-1. Setelah aileron didefleksikan, gaya angkat maksimum bertambah sebesar 445 N dan titik tangkap gayanya bergeser menuju panel ke-6. Nilai gaya angkat maksimum saat aileron terdefleksi adalah sebesar 5522 N.

Pada Panel ke - 0 gaya angkat yang terjadi mengalami penurunan dibandingkan panel ke - 1, hal ini disebabkan letak panel ke - 0 sangat dekat dengan fuselage. Karena gaya angkat yang dihasilkan oleh fuselage jauh lebih kecil dibandingkan gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap, maka nilai gaya angkat pada panel ke - 0 terkena interferensi akibat keberadaan fuselage yang menyebabkan penurunan nilai gaya angkat.

Pada panel ke - 10 nilai gaya angkat sama dengan 0, hal ini disebabkan panel ke - 10 tidak mempunyai luas permukaan dan dikategorikan sebagai segmen. Yang termasuk panel adalah panel ke - 0 sampai panel ke - 9.

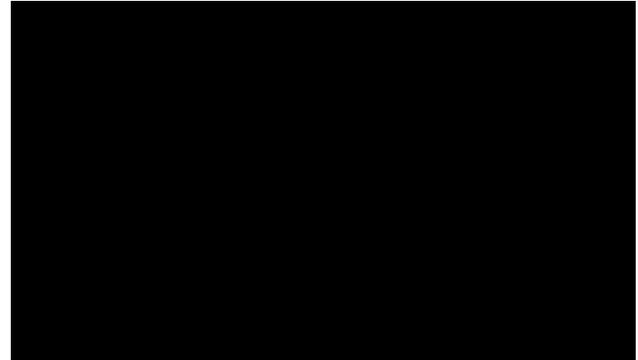
Semua perhitungan, seperti yang telah dijelaskan pada bab 1, dilakukan pada kecepatan *dive*, di ketinggian *sea level* dan *load factor* = 6. Hal inilah yang menyebabkan nilai gaya angkat yang ada menjadi sangat besar.

3.3 Hasil Perhitungan Shear Force Tiap Panel untuk $n = 6$

Distribusi shear force yang terjadi pada sayap pesawat APS 1 dapat dilihat di dalam Gambar 4. Nilai shear

force maksimum adalah sebesar 41587 N dan terletak di panel ke - 0, yakni panel yang paling dekat dengan fuselage.

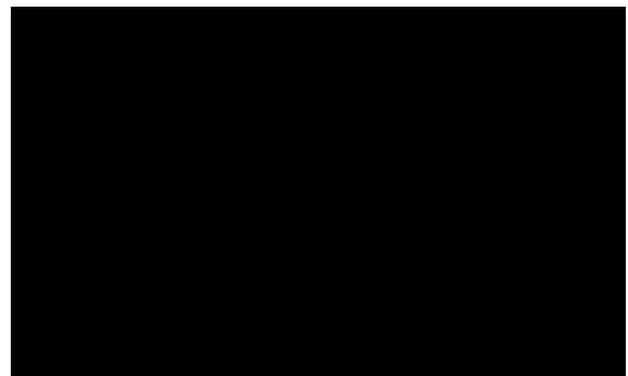
Gambar 4 Distribusi Shear Force



3.4 Hasil Perhitungan Bending Moment Tiap Panel untuk $n = 6$

Distribusi bending moment yang terjadi pada sayap pesawat APS 1 dapat dilihat di dalam Gambar 5. Nilai bending momen maksimum adalah sebesar 384743 N.m dan terletak di panel ke - 0, posisi yang sama dengan shear force yang maksimum.

Gambar 5 Distribusi Bending Moment



4. Kesimpulan

Perhitungan yang dilakukan telah menghasilkan sesuatu yang memuaskan. Nilai shear force dan bending momen maksimum yang bekerja saat pesawat berada dalam kondisi kritis telah diketahui. Titik kerja shear force dan bending momen yang bernilai maksimum berada di panel ke - 0, yakni posisi yang sangat dekat dengan fuselage, sehingga di posisi tersebut perlu didesign struktur yang kuat menahan beban maksimum yang terjadi.

Selain nilai bending momen dan shear force, perhitungan di dalam paper ini mampu menggambarkan perubahan



distribusi gaya angkat yang terjadi sebagai akibat dari defleksi aileron.

5. Rujukan

[1] David J. Peery. *Aircraft Structure*. New York : McGRAW-HILL BOOK COMPANY, 1950.

[2] Jan Roskam, *Airplane Design Part V: Component Weight Estimation*, 1990, Roskam Aviation and Engineering Corp.

