ANALISA *FATIGUE INDEX* UNTUK MENENTUKAN BATAS *CALENDER TIME* USIA PAKAI PESAWAT HAWK SKADRON UDARA 1

Afirus Nurul Fuadi
Fakultas Teknik, Jurusan Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Pontianak
Email:afirusnurul@yahoo.com

ABSTRACT

Every aircraft suffer fatigue damage and, as a results, each type of aircrafts given a fatigue life at which point it must either be retired from service or modified to permit further flying. The consumption of fatigue life must be monitored to make sure the safe fatigue life is not exceeded. This is measured with a fatigue meter system consisting of an accelerometer type instrument and recorder.

Fatigue life consumption is measured in terms of Fatigue Index (FI). This is a non-dimensional number calculated either from fatigue meter readings or by assessment of the sortie flown. Limiting values of FI for any structural component are based on design calculations and full-scale fatigue testing.

When a fatigue meter is carried on the aircraft and all related sortie details have been correctly entered on the Flying Log Data Sheet, a fatigue damage calculation can be carried out. If the aircraft does not have a fatigue meter installed, or an installed meter is unserviceable, FI is assessed from the details of the sortie flown and is dependent upon the type and theatre of aircraft operations. Fatigue consumption of this way is always greater then more accurate consumption figures calculated from fatigue meter readings.

Key words: consumption of fatigue life, fatigue index, fatigue meter, accelerometer.

1. PENDAHULUAN

Penggelaran kekuatan Skadron Udara 1 di wilayah Kalimantan Barat ini dimaksudkan untuk mengantisipasi berbagai potensi ancaman yang dimungkinkan datang dari corong utara wilayah Negara Kesatuan Republik Indonesia yang berbatasan langsung dengan beberapa negara tetangga seperti Malaysia dan Brunai Darussalam.

Guna mendukung pelaksanaan tugas tersebut diperlukan kesiapsiagaan satuan yang tinggi dan handal sepanjang tahun, terutama dari sisi kesiapan Alat Utama System Senjata

(Alutsista), dalam hal ini yaitu pesawat Hawk 109/209 itu sendiri.

Material pembuat struktur/rangka pesawat saat ini sebagian besar atau hampir seluruhnya menggunakan logam. Dimana semua jenis logam akan mengalami *fatigue* (kelelahan lelah) akibat dari pembebanan yang berulang dan uniaksial. Maka dari itu *fatigue* bahan pembuat struktur pesawat harus tetap dihitung secara cermat dan akurat untuk memperkirakan sampai kapan pesawat dapat digunakan dengan aman.

Pada pesawat Hawk 109/209 sebagian besar struktur rangkanya terbuat dari alumunium alloy. Pesawat yang dioperasikan oleh Skadron Udara 1 ini sudah dilengkapi dengan *Fatigue Meter System*, yang mana alat ini dapat memberikan rekaman digital berapa kali pesawat mengalami/melakukan percepatan vertikal baik positif atau negatif. Analisa dari data-data tersebut menghasilkan statistik riil dari usia fatigue pesawat itu sendiri. *Fatigue Meter System* terdiri dari :

1. *Accelerometer.*
2. *Recorder.*

Dan sebagai tambahan adalah *Vertical Accelerometer* yang ada di cockpit pesawat sebagai indicator berapa gaya “g” yang dialami oleh pesawat, serta akan terekam juga gaya “g” terbesar yang dialami selama melaksakan penerbangan. Dari data yang diperoleh dapat dilakukan perhitungan dengan formula tertentu sehingga akan menghasilkan *Fatigue Index* (FI). *Fatigue Index* (FI) inilah yang berguna untuk meperkirakan kapan pesawat harus dilaksanakan pemeliharaan tertentu, diremajakan atau bahkan diistirahatkan (*grounded*).

Oleh karena perhitungan terhadap FI ini sangat mutlak diperlukan dalam pemeliharaan dan perkiraan sampai kapan pesawat-pesawat yang dioperasikan oleh Skadron Udara 1 dapat digunakan degan aman, maka dari itu penulis menyusun sebuah karya tulis ini dengan judul “Analisa *Fatigue Index* Untuk Menentukan Batas *Calender Time* Usia Pakai Pesawat Hawk Skadron Udara 1”

Penulisan karya tulis ini dimaksudkan untuk:

a. Menghitung berapa FI yang telah dicapai tiap-tiap pesawat Hawk 109/209 Skadron Udara 1.

b. Memperkirakan usia pakai pesawat Hawk 109/209 Skadron Udara 1 secara *calender time.*

2. KAJIAN LITERATUR

Sebagian besar kegagalan yang terjadi pada material adalah akibat beban dinamik (beban yang berubah-ubah terhadap waktu) dan berulang, sedangkan sebagian lainnya diakibatkan beban statik. Kegagalan ini biasanya terjadi pada level tegangan dibawah *yield strength* material. Sehingga dengan hanya melakukan desain berdasarkan teori kegagalan statik bisa mengakibatkan hasil desain tidak aman atau mengalami kegagalan ketika hasil desain tersebut menerima beban dinamik. Terlebih lagi pada desain sebuah pesawat tempur yang dalam pengoperasiannya menerima beban yang sangat dinamis, bahkan gaya-gaya yang dialaminya dapat berupa gaya positif dan negatif. Pesawat Hawk 109/209 yang dioperasikan oleh Skadron Udara 1 Lanud Supadio dapat diijinkan untuk menerima beban gravitasi dari rentang -2,5g sampai dengan +8g. Kegagalan seperti diterangkan diatas dikenal dengan *fatigue* (kegagalan lelah).

Kegagalan lelah/*fatigue* terjadi dalam waktu yang lama dengan didahului terbentuknya *microcracks*. Beberapa ilmuwan dari Fraunhofer Institute for Mechanics of Materials IWM, Jerman yaitu C. Schweizer, T. Seifert, B. Nieweg, P. von Hartrott dan H. Riedel dalam sebuah penelitiannya tentang perkembangan *fatigue crack*, menerangkan bahwa: *"In the LCF regime larger strain amplitudes lead to early microcrack initiation, such that the component's lifetime is determined by the growth of these microcracks. The superimposed HCF cylces with smaller strain amplitudes even below the endurance limit of the respective material can reduce lifetimes significantly".*

Selain itu, Mohd Ahadlin Mohd Daud, Mohd Zaidi Omar, Junaidi Syarif dan Zainuddin Sajuri dari Department of Mechanics and Materials Engineering , Faculty of Engineering and Built Environment, Universiti Kebangsaan Malaysia, Malaysia, dalam penelitiannya menerangkan bahwa: *"In general, fatigue cracks initiate at or close to the surfaces of the specimens. The occurrence of surface cracks in*

the duration of service may result in the failure of the structural components".

H.Agus Suhartono, dari UPT LUK – BPPT Kawasan Puspiptek, Serpong, Tangerang, menyatakan bahwa "Dalam penggunaan, umumnya komponen suatu konstruksi mengalami beban dinamis, sehingga pengujian lelah sangat diperlukan. Dalam hal ini ada 2 jenis pengujian, terdiri dari pengujian komponen dengan umur tak terbatas, yaitu komponen harus dapat bertahan pada berapapun siklus beban yang diberikan tanpa patah, dan pengujian komponen umur terbatas dengan persyaratan komponen tersebut dapat bertahan untuk jangka waktu yang terbatas, selama umur penggunaan".

Dalam *Aircraft Maintenance Manual* PK 101B-44109-1B dan PK 101B-44209-1B *chapter* 13 diberikan sebuah formula untuk menghitung besarnya *Fatigue Index (FI)* pesawat Hawk 109/209. Adapun formula untuk menghitung FI tersebut adalah sebagai berikut:

FI= K [(50,2181 x E1) + (27,9891 x E2) + (0,8665 x E3) + (33,3916 x E4) + (21,6332 x E5) + (46,9254 x E6)+(117,2823 x E7)+(276,5557 x E8) + (257,6367 x E9)]

Dimana:

FI =*Fatigue Index*

K = $1/10^7$ [(3,92759 x 0,00001 x M^2) – (0,32243 x M) + 705,6188] (*Wing Tip launcher only or tip fairing* terpasang)

K = $1/10^7$ [(3,92759 x 0,00001 x M^2) – (0,33539 x M) + 759,889] (*Wing Tip Sidewinder missile* terpasang)

M = *Mid-sortie mass* (kg)

E1-E9 = Nilai *counter* yang terdapat dalam *Fatigue Meter Recorder*

3. METODOLOGI PENELETIAN

Penulis dalam menyusun tulisan ini menggunakan beberapa metode sebagai berikut:

a. Metode literatur dan observasi

Untuk mengetahui pengertian/defi-nisi *fatigue*, sejarah tentang kelelahan fatik, percobaan-percobaan yang telah dilakukan oleh para ahli, penyebab kelelahan fatik, bagaimana kelelelahan fatik terjadi, akibat yang ditimbukan, pengetahuan tentang material bahan pembuat pesawat dan kondisi lingkungan daerah Kalimantan Barat, penulis menggunakan beberapa referensi sebagai dasar untuk lebih

mendalami dan memahami penelitian yang dilaksankan.

b. Metode pengambilan data

Untuk dapat melakukan perhitungan terhadap *Fatigue Index* (FI) dan selanjutnya memperkirakan sampai kapan pesawat dapat digunakan dengan aman maka dibutuhkan beberapa data yang terkait kondisi pesawat maupun pembebanan dalam pengope-rasiannya selama ini.

Adapun data yang diambil meliputi:

1. Berat pesawat dan Letak CG Datum.
2. *Fatigue meter record*.
3. Usia pesawat.
4. *External store* yang sering dibawa.
5. Jumlah fuel.
6. Berat pilot.

c. Metode pengolahan data

Setelah data-data yang diperlukan diperoleh maka langkah selanjutnya adalah mengolah data-data tersebut. Pengolahan data-data dimaksudkan untuk mengetahui beberapa parameter yang diperlukan untuk menghitung besar FI serta memperkirakan berapa lama lagi pesawat Hawk Skadron Udara 1 dapat dipakai dengan aman. Metode pengolahan data ini meliputi :

1. Menghitung Mid sortie mass (M) tiap pesawat.
2. Menghitung besarnya FI berdasarkan besaran gaya “g” yang terjadi pada pesawat yang terekam pada recorder.
3. Menghitung FI rata-rata dalam kurun waktu tertentu.
4. Memperkirakan sampai kapan pesawat dapat dipakai dengan aman berdasarkan perhitungan FI.

d. Metode analisa

Dalam metode analisa ini penulis mencoba untuk menganalisa perkiraan usia pesawat berdasarkan *Fatigue Index* (FI) dibandingkan dengan usia pesawat berdasarkan jam terbang.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Untuk menghitung besarnya *fatigue index* maka terlebih dahulu dihitung *Mid sotie mass* (M) tiap-tiap pesawat. Setalah kita mendapatkan besaran *Mid sortie mass* (M) tiap-tiap pesawat dan besaran angka-angka yang

tercatat dalam *recorder* (E1-E9) tersebut maka tibalah saatnya menghitung berapa FI yang telah dicapai pesawat selama melaksanakan penerbangan terhitung dari awal pesawat tersebut diterbangkan. Dalam menghitung besarnya FI yang dimaksud digunakan rumus/formula yang terdapat dalam *Aircraft Maintenance Manual No PK 101B-44209-1B dan PK 101B-44109-1B* dengan memperhitungkan load (beban) yang dibawa dalam penerbangan.

Adapun Fatique Meter Formula yang terdapat dalam *Aircraft Maintenance Manual No PK 101B-44209-1B dan PK 101B-44109-1B* yaitu:

Fl = K [(50.2181 x E1) +(27.9891 x E2) + (0.8665 x E3) + (3.3916 x E4) + (21.6332 x E5) + (46.9254 x E6) + (117.2823 x E7) + (276.5557 x E8) + (257.0307 x E9)]

Dimana:

K = $1/10^7$ [(3.92759 x 0.00001 x M^2) – (0.33539 x M) + 759.889]

M = Mid-sortie mass

E1-E9 = Nilai *counter* yang terdapat dalam *Fatigue Meter Recorder*

Dalam hal ini nilai K mengambil rumus diatas karena *missile side winder* selalu terpasang.

Dengan demikian maka perhitungan untuk nilai FI didapat sebagai berikut:

Tabel 2. Fatigue Calculation

g	*COUNTS*	*COEFF*	*INDEX (COUNT x COEFF)*
-1,50	*31*	*50,2181*	*1556,7611*
0,50	*301*	*27,9891*	*8424,7191*
0,25	*2596*	*0,8665*	*2249,4340*
2,50	*6589*	*3,3916*	*22347,2524*
3,50	*7561*	*21,6332*	*163568,6252*
4,50	*2651*	*46,9254*	*124399,2354*
5,50	*191*	*117,2823*	*22400,9193*
7,00	*12*	*276,5557*	*3318,6684*
8,00	*4*	*257,6367*	*1030,5468*
	TOTAL INDEX		*349296,1617*

K = $1/10^7$ [(3.92759 x 0.00001 x M^2) – (0.33539 x M) + 759.889]

Dimana M (mid-sortie mass) dilihat dari Tabel 1. untuk pesawat TT-0221 diketahui sebasar 6430,62 kg, maka:

K = $1/10^7$ [(3.92759 x 0.00001 x $(6330,62)^2$) – (0.33539 x 6430,62) + 759.889]

K = 0,00002272947

Sehingga besarnya FI adalah:

FI = K x Total Index

= 0,00002272947 x 349296,1617

= 7,9393

Dari hasil perhitungan diatas didapatkan bahwa Fatigue Index (FI) dari pesawat TT-0221 telah tercapai pada index 7,9393.

Dengan cara dan formula yang sama untuk pesawat tail number TT-0222 sampai dengan TT-0235 dan TL-0111 sampai dengan TL-0113 dapat penulis buat dalam bentuk tabel sebagai berikut:

Tabel.3 Hasil Perhitungan FI

NO	TAIL NUMBER	FI SAAT INI	SISA FI
1	TT-0221	7,9393	92,0607
2	TT-0222	4,5465	95,4535
3	TT-0223	4,1598	95,8402
4	TT-0224	7,2207	92,7793
5	TT-0225	8,8653	91,1347
6	TT-0226	5,8916	94,1084
7	TT-0227	4,5319	95,4681
8	TT-0228	3,9077	96,0923
9	TT-0229	5,4473	94,5527
10	TT-0230	3,3534	96,6466
11	TT-0231	7,7849	92,2151
12	TT-0232	4,0011	95,9989
13	TT-0233	4,1683	95,8317
14	TT-0234	4,6652	95,3348
15	TT-0235	3,9921	96,0079
16	TL-0111	5,1409	94,8591
17	TL-0112	9,3869	90,6131
18	TL-0113	6,5100	93,4900

Selanjutnya FI yang didapatkan diperhitungkan dengan lama pesawat beroperasi, sehingga akan didapat rata-rata penggunaan FI dalam kurun waktu tertentu. Karena tiap-tiap pesawat relatif mengalami *maneuver* yang sama dalam penggunaanya maka penulis mengambil *sample* secara acak beberapa pesawat untuk dihitung FI rata-ratanya dalam kurun tiga bulan terakhir. Setelah itu FI dalam kurun waktu tiga bulan tersebut dibagi tiga sehingga akan didapat FI rata-rata dalam satu bulan. Setelah FI rata-rata dalam satu bulan diketahui maka selanjutnya akan dapat diperkirakan berapa lama lagi pesawat dapat dipergunakan secara normal, dimodifikasi ataupun *grounded*.

Untuk mencari FI rata-rata dalm satu bulan maka kita akan menghitung pencapaian FI dalam tiga bulan terakhir. Dalam hal ini akan diambil sampel penghitungan pada tiga pesawat Hawk seri 209 dan dua *sample* pada Hawk 109. Tiga pesawat Hawk 209 yang diambil sebagai *sample* yaitu: TT-0221, TT-0226, dan TT-0233.

Dari hasil perhitungan didapatkan bahwa FI rata-rata tiap bulan untuk pesawat seri 209 dengan tail number TT-0221=0,05753841, TT-0226=0,12842866, TT-0233=0,01174063. Setelah diketahui FI rata-rata per bulan dari ketiga *sample* pesawat diatas yaitu TT-0221, TT-0226 dan TT-0233, maka untuk pesawat Hawk seri 209 dapat diambil rata-rata penggunaan FI per bulan dengan cara menambahkan FI rata-rata per bulan ketiga pesawat tersebut kemudian dibagi tiga. Adapun perhitungannya sebagai berikut:

FI rata-rata Hawk 209

= (0,05753841+ 0,12842866+ 0,01174063) : 3

= 0,06590256.

Jadi FI rata-rata per bulan untuk pesawat Hawk seri 209 adalah 0,06590256.

Sedangkan untuk pesawat Hawk seri 109 diambil *sample* dua pesawat yaitu TL-0112 dan TL-0113. Dari hasil perhitungan diatas didapatkan bahwa FI rata-rata tiap bulan untuk pesawat seri 109 dengan tail number TL-0112=0,13354492 dan TL-0113=0,08649671. Dengan demikian FI rata-rata untuk Hawk seri 109 tiap bulannya adalah (0,133544917+ 0,08649671) : 2 = 0,11002801.

Jadi FI rata-rata untuk Hawk seri 109 tiap bulannya adalah 0,11002801.

Sebelumnya telah disampaikan bahwa batasan FI maksimal untuk pesawat Hawk seri 209 maupun 109 adalah 100FI. Setelah kita mengetahui FI yang tercapai tiap-tiap pesawat maka kita juga akan mengetahui usia FI yang tersisa tiap-tiap pesawat, yaitu dengan cara 100FI dikurangi dengan capaian FI tiap-tiap pesawat selama ini. Selanjutnya sisa FI itu akan dikonversikan ke dalam bentuk *calender time* berdasarkan penggunaan FI rata-rata per bulan yang telah dihitung diatas.

Dengan demikian maka akan diketahui sampai kapan pesawat tersebut dapat dioperasikan dengan aman dilihat dari sisi kelelahan fatigue material pembuat struktur rangka pesawat.

Perkiraan usia tersebut dapat diperlihatkan dengan tabel perhitungan dibawah ini:

Tabel 4. Perkiraan usia pakai pesawat hawk seri 209

NO	TAIL NUMBER	FI SAAT INI	SISA FI	FI RATA-RATA PERBULAN	PERKIRAAN USIA		
					BULAN	TAHUN	PEMBULATAN
1	TT-0221	7,9393	92,0607	0,06590256	1396,92	116,41	116
2	TT-0222	4,5465	95,4535	0,06590256	1448,40	120,70	121
3	TT-0223	4,1598	95,8402	0,06590256	1454,27	121,18	121
4	TT-0224	7,2207	92,7793	0,06590256	1407,82	117,31	117
5	TT-0225	8,8653	91,1347	0,06590256	1382,87	115,23	115
6	TT-0226	5,8916	94,1084	0,06590256	1427,99	118,99	119
7	TT-0227	4,5319	95,4681	0,06590256	1448,62	120,71	121
8	TT-0228	3,9077	96,0923	0,06590256	1458,09	121,51	122
9	TT-0229	5,4473	94,5527	0,06590256	1434,73	119,56	120
10	TT-0230	3,3534	96,6466	0,06590256	1466,50	122,21	122
11	TT-0231	7,7849	92,2151	0,06590256	1399,26	116,60	117
12	TT-0232	4,0011	95,9989	0,06590256	1456,67	121,39	121
13	TT-0233	4,1683	95,8317	0,06590256	1454,14	121,17	121
14	TT-0234	4,6652	95,3348	0,06590256	1446,60	120,55	121
15	TT-0235	3,9921	96,0079	0,06590256	1456,81	121,40	121

Tabel 5. Perkiraan usia pakai pesawat hawk seri 109

NO	TAIL NUMBER	FI SAAT INI	SISA FI	FI RATA-RATA PERBULAN	PERKIRAAN USIA		
					BULAN	TAHUN	PEMBULATAN
1	TL-0111	5,1409	94,8591	0,11002081	862,19	71,85	72
2	TL-0112	9,3869	90,6131	0,11002081	823,60	68,63	69
3	TL-0113	6,5100	93,4900	0,11002081	849,75	70,81	71

5. KESIMPULAN

Dari pembahasan dan analisa data diatas dapat disimpulkan bahwa berdasarkan perhitungan *Fatigue Index* (FI) usia pakai pesawat Hawk 109 dan 209 Skadron Udara 1 secara *Calender Time* masih dapat dipakai dalam jangka waktu yang relatif panjang. Untuk pesawat Hawk seri 209 masih dapat dipakai dalam jangka waktu 115 sampai dengan 122 tahun. Sedangkan untuk seri 109 masih dapat dipakai dalam jangka waktu 78 sampai 82 tahun lagi. Walaupun dalam penggunaannya *safety factor* tidak boleh diabaikan, dalam hal ini untuk menjamin pesawat yang dipakai dalam kondisi *serviceable* dan aman untuk dipakai, namun demikian masih bisa dikatakan usia pakai pesawat Hawk Skadron Udara 1 relatif panjang.

6. REFERENSI

Aljufri, Sekolah Pasca Sarjana Universitas Sumatra Utara 2008, Pengaruh Variasi Sudut Kampuh V Tunggal Dan Kuat Arus Pada Sambungan Logam Aluminium-Mg 5083 Terhadap Kekuatan Tarik Hasil Pengelasan TIG

Aspiyansyah, ST., M.Eng, Bahan Ajar Pemilihan Bahan dan Proses tentang “Fatigue”, Universitas Muhammadiyah Pontianak 2014

C. Schweizer, T. Seifert, B. Nieweg, P. von Hartrott, H. Riedel, Mechanisms And Modelling Of Fatigue Crack Growth Under Combined Low And High Cycle Fatigue Loading. International Journal of Fatigue.

H.Agus Suhartono, Karakterisasi Sifat Lelah Siklus Rendah Uniaksial Pada Paduan Aluminium Ekstrusi, UPT LUK – BPPTeknologi Kawasan Puspiptek, Serpong 15314, Tangerang

Id.wikipedia.org/wiki/kota_Pontianak

Journal homepage: www.elsevier.com/locate/ijfatigue

Kriteria kegagalan lelah, masmukti.files.wordpress.com. diunduh pada 4 Agustus 2014.

Lawrence H. Van Vlack, Lawrence. 2001. Elemen-elemen Ilmu dan Rekayasa Material (terjemahan), PenerbitErlangga, Jakarta

M. M. Padzia, S. Abdullaha, M. Z. Nuawia, Ultrasound Signals Response Associated to Fatigue Failure Behaviour using Statistical Analysis, Department of Mechanical and Materials Engineering, Faculty of Engineering and Built Environment, Universiti Kebangsaan Malaysia, 43600 UKM Bangi, Selangor, Malaysia

M.Y.P. Costa, M.L.R. Venditti, M.O.H. Cioffi, H.J.C. Voorwald, V.A. Guimaraes, R. Ruas , Fatigue Behavior Of PVD Coated Ti–6Al–4V Alloy. International Journal of Fatigue.

Meteo.bmkg.go.id

Mohd Ahadlin Mohd Daud , Mohd Zaidi Omar, Junaidi Syarif, Zainuddin Sajuri, Effect Of Wire-Edm Cutting On Fatigue Strength Of Az61Magnesium Alloy. Department of Mechanics and Materials Engineering Faculty of Engineering and Built Environment Universiti Kebangsaan Malaysia 43600 Bangi, Selangor, Malaysia

R.E. Smallman & R.J.Bishop, Metalurgi Fisik Modern dan Rekayas Material, Penerbit Erlangga, 2000, Jakarta

Ron Cobden, Alcan, Banbury, TALAT Lecture 1501 “Aluminium: Physical Properties, Characteristics and Alloys”, Training In Aluminium Aplications Technologies.

Suharno, Arif Sugiyanto, Yuyun Estriyanto, dan Budi Harjanto, Analisis Kegagalan Retak dan Teknologi Perbaikan Sudu Turbin Jenis Inconel 792 pada Pesawat Terbang, Jurnal Teknik Mesin, Vol. 14, No. 1, April 2013, 22-27, Universitas Sebelas Maret Surakarta.

Unknown, Aircraft Maintenance Manual (AMM) PK 101B-44109-1B, chapter 10 Weight and CG Data, chapter 13 Fatigue Data. British Aerospace System

Unknown, Aircraft Maintenance Manual (AMM) PK 101B-44109-1G, chapter 28 General Instruments. British Aerospace System

Unknown, Aircraft Maintenance Manual (AMM) PK 101B-44209-1B,

chapter 10 Weight and CG Data, chapter 13 Fatigue Data. British Aerospace System

Unknown, Aircraft Maintenance Manual (AMM) PK 101B-44209-1G, chapter 28 General Instruments. British Aerospace System

Unknown, EXAP 112G-0202-1, Fatigue Meter System. British Aerospace System

Unknown, EXAP 119W-0001-1, Principles of Aircraft Weighing and CG Determination. British Aerospace System

www.convertunits.com