

15.571/A102



TUGAS AKHIR
(KS 1701)

**ANALISA KEKUATAN PESAWAT N250-100
SECTION 46 PADA SAAT MENDARAT DARURAT DI
PERMUKAAN AIR LAUT (DITCHING)**



RSPe
629.133.34
Ach
2-1
2000

Disusun oleh :

JOHANES ACHMAR

NRP. 4194 100 001

**JURUSAN TEKNIK PERKAPALAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2000**

Rp 35.000

PENGESAHAN	
Tgl	03/01/2001
Tipe	H
No	21.2658

LEMBAR PENGESAHAN

**ANALISA KEKUATAN PESAWAT N250-100
SECTION 46 PADA SAAT MENDARAT DARURAT DI
PERMUKAAN AIR LAUT (DITCHING)**

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Salah Satu Syarat
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

Pada

Jurusan Teknik Perkapalan

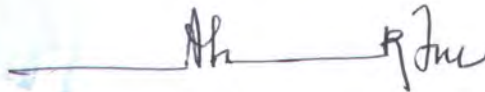
Fakultas Teknologi Kelautan

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

Mengetahui / Menyetujui :

Dosen Pembimbing



Ir. ASJHAR IMRON, M.Sc, MSE, PED.

NIP. 130 687 432

**SURABAYA
AGUSTUS 2000**

KATA PENGANTAR

Dengan mengucapkan puji syukur kepada Tuhan Yang Maha Esa yang telah memberikan rahmat dan karuniaNya sehingga dapat menyelesaikan tugas akhir ini yang merupakan persyaratan untuk memperoleh gelar kesarjanaan pada Jurusan Teknik Perkapalan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Judul tugas akhir ini adalah :

“ANALISA KEKUATAN PESAWAT N250-100 SECTION 46 PADA SAAT MENDARAT DARURAT DI PERMUKAAN AIR LAUT (DITCHING)”

Penyusunan tugas akhir ini dilaksanakan di PT. INDUSTRI PESAWAT TERBANG NUSANTARA (IPTN) BANDUNG sampai selesai. Penulis banyak mendapatkan masukan, kritikan dan bantuan baik berupa pikiran, tenaga, maupun dorongan semangat dari para alumni kapal di IPTN. Untuk itu penulis ingin mengucapkan terima kasih sebesar-besarnya kepada :

1. *Bapak Ir. Asjhar Imron, M.Sc, MSE, PED*, selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah memberikan bimbingan dan arahan kepada penulis.
2. *Bapak Ir. Donny Prihadana*, selaku pembimbing dan alumni kapal di PT. IPTN yang banyak memberikan masukan, arahan dan kritikan serta bimbingan kepada penulis.
3. *Bapak Ir. Supriyanto*, selaku pembimbing dan alumni kapal di *Departemen Stress Analysis* yang telah banyak membantu dalam analisa struktur.

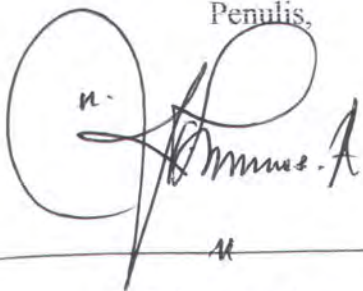
4. *Bapak Ir. Djauhar Manfaat, M.Sc, Ph.D*, selaku Ketua Jurusan Teknik Perkapalan FTK – ITS.
5. *Bapak Ir. I Ketut Ariya Pria Utama, M.Sc, Ph.D*, selaku Sekretaris Jurusan Teknik Perkapalan FTK – ITS.
6. *Bapak Ir. A.R. Sudradjat* selaku Kepala Departemen *Structural Load Analysis – Engineering Research Development Centre (SLA-ERDC)*.
7. *Bapak Ir. Darto Suryo, Ir. Suharsono, Ir. Heru Tri Budi Cahyono, Ir. Suzilawati Silalahi, Ir. Sumartono, Ir. M. Ramlan, Ir. Avicenna, Ir. Fitri* dan seluruh staf *SLA-ERDC* yang telah banyak membantu kelancaran atas tugas akhir ini.
8. *Bapak Ir. Tang Eko Widodo* yang telah memberikan dorongan semangat untuk mempercepat penyelesaian tugas akhir ini dan teman ngobrol selama di PT. IPTN.
9. Ibu, Kakak, dan Adik, atas doa restu dan kasih sayangnya yang selalu diberikan kepada penulis.
10. Sdr. Puja Astawa (Kapal'95) yang memberikan tumpangan tempat tinggal, komputer, mengurus FRS selama penulis berada di Bandung.
11. Sdr. Gede Purnatha, Iwan, Lukman, Siwo Ichi, Icha, Dedi, Arsa, Koko, Gondo, Solikan, Fredhi, Fiko, Zainal, Zainul, rekan Kapal'95, Kapal'96, Arya (Kapal'97) serta semua rekan yang tidak dapat disebutkan namanya satu per satu.
12. Semua pihak yang telah membantu penulis selama menjalani studi dan tinggal di Surabaya.

Penulis menyadari bahwa penelitian dan penulisan tugas akhir ini masih jauh dari sempurna, untuk itu diharapkan kritikan dan saran yang dapat menambah *academic* dan *engineering content*.

Akhir kata, diharapkan tugas akhir ini dapat bermanfaat bagi penulis pada khususnya dan bagi pembaca pada umumnya.

Surabaya, 7 Agustus 2000

Penulis,

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Johannes Achmar', is written over a horizontal line. The signature is stylized and includes a large circular flourish on the left side.

Johanes Achmar
Nrp. 4194.100.001

ABSTRAK

Kondisi ditching sebuah pesawat terbang terjadi dalam keadaan khusus dimana pesawat terpaksa melakukan pendaratan darurat di laut. Untuk memenuhi persyaratan keselamatan pada kondisi pendaratan darurat di laut maka dalam rancang bangun pesawat **N250-100** dilakukan investigasi meliputi olah gerak pesawat, pembebanan dan kekuatan struktur pada saat benturan, pengembangan peralatan darurat, serta kemampuan evakuasi penumpang pada kondisi mengambang. Investigasi ini telah dilakukan oleh **PT. IPTN** dengan menggunakan model (benda uji) berskala 1:9.

Tugas Akhir ini akan melakukan investigasi secara analitis terhadap pembebanan dan kekuatan struktur badan pesawat **N250-100** section 46 pada saat benturan (menyentuh pertama kali) dengan permukaan air laut. Pembebanan yang dominan bekerja pada saat benturan merupakan gaya hidrodinamika yang terdistribusi secara tidak merata sepanjang badan pesawat pada section 46. Dari hasil analisa akan diketahui daerah-daerah yang kritis akibat pembebanan tersebut.

Metoda yang digunakan dalam analisa tersebut adalah menggunakan Metode Elemen Hingga (Finite Element Method) yang dijalankan dalam program **NASTRAN**. Permodelan elemen untuk section 46 menggunakan model elemen dari **PT. IPTN**.

Daerah-daerah yang kritis akibat pembebanan tersebut didapatkan beberapa skin panel mengalami kegagalan struktur (structural failure) yaitu buckling dan crippling pada skin panel FSTA 14878-17926 beserta frame akibat beban tekan (compression load) maupun beban tarik (tension load). Struktur pada FSTA 17926-20138 dan FSTA 20138-23910 masih mampu menerima beban ditching.

ABSTRACT

Ditching condition of an aircraft occurs in special situation which the aircraft has to carry out the emergency landing at sea. For complying the safety requirement of the ditching in N250-100 aircraft we should investigate the aircraft maneuvering, loadings and structural strengths at the time of impact, development of safety equipments, and also the ability of passenger evacuation on floating condition. These investigations have been done by PT. IPTN by using the 1:9 scale model.

This final project will investigate analytically the loadings and structural strength of the N250-100 fuselage section 46 at the time of impact on the sea surface. The dominant loadings of impact is a non uniform hydrodynamic force which is distributed along the fuselage at section 46. It will be detected the critical area because of that loadings.

The method in this analysis is using Finite Element Method which is run in NASTRAN programme. The model elements for section 46 use it from PT. IPTN.

Some of skin panel experience structural failure such as buckling and crippling at skin panel FSTA 14878 - 17926, and also the frame experience compression and tension load. The structures at FSTA 17926 - 20138 and FSTA 20138 - 23910 still capable accept the ditching load.

DAFTAR ISI

KATA PENGANTAR	i
ABSTRAK	iv
DAFTAR ISI	vi
DAFTAR GAMBAR	ix
BAB I : PENDAHULUAN	3
I.1. Batasan Masalah	3
I.2. Tujuan Analisa	4
I.3. Metode Analisa	5
I.4. Sistematika Laporan.....	6
BAB II : KONSTRUKSI PESAWAT N250-100 DAN ANALISA PEMBEBANANNYA	8
II.1. Spesifikasi Pesawat N250-100 (PA2)	9
II.2. Struktur Badan Pesawat (<i>Fuselage</i>)	10
II.2.1. Struktur Badan Pesawat Section 46.....	15
II.2.1.1. Frame.....	16
II.2.1.2. Door Surround Structures.....	16
II.2.1.3. Stringer (Penegar)	16
II.2.1.4. Skin Panel (Panel Kulit)	16
II.3. Kondisi Pembebanan Struktur Pesawat Terbang.....	17
II.3.1. Pendaratan Darurat di Laut (<i>Ditching</i>)	19
II.3.1.1. Fase-Fase Dalam Ditching.....	20
II.3.1.2. Persyaratan Kelaikan Terbang.....	23
II.3.1.3. Hal-Hal yang Berpengaruh pada Ditching.....	25
II.3.1.4. Metode Pemenuhan Sertifikasi Ditching.....	27
BAB III : DASAR TEORI	31
III.1. Laporan Hasil Pengujian Ditching.....	31

III.1.1. Pengujian-Pengujian pada Air Tenang.....	31
III.1.2. Kesimpulan dari Hasil Pengujian Ditching.....	33
III.2. Analisa Pembebanan pada Kondisi Ditching.....	34
III.2.1. Pembebanan Struktur Selama Ditching.....	34
III.2.1.1. Kondisi Touch Down (Menyentuh Air)	35
III.2.1.2. Response Dinamik.....	36
III.2.1.3. Masalah Beban Impact yang Pertama.....	38
III.2.1.4. Kondisi Pembebanan pada Impact Kedua.....	40
III.2.2. Kondisi Pembebanan Section 46 selama Ditching.....	41
III.3. Analisa Tegangan Struktur.....	44
III.3.1. Definisi Tegangan dan Notasi.....	46
III.3.2. Idealisasi Struktur Konstruksi Pesawat.....	48
III.3.3. Buckling pada Kolom.....	51
III.3.3.1. Kolom.....	51
III.3.3.2. Instabilitas Kelenturan.....	53
III.3.3.3. Panjang Kolom Efektif.....	54
III.3.3.4. Rasio Kelangsingan.....	56
III.3.4. Tegangan Crippling.....	58
III.3.5. Interaksi Antara kolom dan Tegangan Crippling.....	61
III.3.6. Buckling Pada Plat Tipis.....	63
III.3.6.1. Formula Buckling Umum.....	64
III.3.6.2. Plat Datar.....	66
III.3.6.3. Plat Lengkung.....	69
III.3.6.4. Pembebanan Kombinasi.....	71
III.3.7. Inter-Rivet Buckling.....	72
III.4. Model Elemen Hingga Struktur Badan Pesawat.....	78
BAB IV : ANALISA KEKUATAN STRUKTUR.....	84
IV.1. Sajian Data.....	85
IV.2. Tahapan Analisa.....	86
IV.2.1. Menentukan Luas Permukaan Basah.....	86

DAFTAR GAMBAR

Gambar II.1	Section 46	15
Gambar II.2	Beban – Beban Yang Bekerja Pada Pesawat	18
Gambar II.3	Initial Condition for The Ditching Analysis	21
Gambar III.1	Aircraft Trajectory and Accelerations in Ditching Event	36
Gambar III.2	Initial Impact (CASE A)	40
Gambar III.3	Second Impact (CASE B)	41
Gambar III.4	Deformable Load with Applied Loads	47
Gambar III.5	Internal Force Components at O	47
Gambar III.6	Typical Semimonocoque Construction	49
Gambar III.7	Idealization of a Monoque Shell	49
Gambar III.8	Perfect vs Imperfect Structures of an Column	51
Gambar III.9	Column End Fixity Coefficient	55
Gambar III.10	Slenderness Ratio vs F_{cr}	56
Gambar III.11	Allowable Column Stresses 2024-T3 & 7075-T6	57
Gambar III.12	Deflection Vs Loads	58
Gambar III.13	Flanges Crippling	59
Gambar III.14	Formed & Extruded Sections	60
Gambar III.15	Crippling Stress of Formed Sections	61
Gambar III.16	Johnson-Euler Column Curves	62
Gambar III.17	Efek Rasio Poisson pada Pelat Datar	63
Gambar III.18	Plates with Various Edge Supports	64
Gambar III.19	Square Plates with Hinged Supported on Four Edges	65
Gambar III.20	Long Rectangular Plate with Four Hinged Support Edges	65
Gambar III.21	K_c Coefficient (Compression)	66
Gambar III.22	K_s Coefficient (Shear)	67
Gambar III.23	K_b Coefficient (Bending) – $a/b > 1.0$	68
Gambar III.24	Curved Plate coefficient k_c' (Compression)	69
Gambar III.25	Long Curved Coefficient k_s' (Shear) – four edges are hinged	70
Gambar III.26	Wide Curved Coefficient k_s' (Shear) – four edges are hinged	70

Gambar III.28	Interaction Curves for Long Simply Supported Plates Under Combinations of Transverse Compression, Shear, Bending	72
Gambar III.29	Inter – Rivet Buckling	73
Gambar III.30	Inter-Rivet Buckling Stress for Clad Aluminium Alloy Skin	74
Gambar III.31	Initial Buckling Stress of a Skin – Stringer Panel	75
Gambar III.32	Failure Modes of a Skin – Stringer Panel	76
Gambar III.33	Column Failures vs Slenderness Ratio	77
Gambar III.34	Elemen ROD	79
Gambar III.35	Elemen BAR	79
Gambar III.36	Elemen TRIA3 dan QUAD4	80
Gambar III.37	Elemen SHEAR	81
Gambar IV.1	Geometri Section 46	88
Gambar IV.2	Grafik Distribusi Pressure Load section 46 untuk CASE A	88
Gambar IV.3	Grafik Distribusi Pressure Load section 46 untuk CASE B	89
Gambar IV.4	Sumbu Referensi Pesawat N250-100	92
Gambar IV.5	Bentuk Penampang Masing-Masing Stringer	93
Gambar IV.6	Bentuk Penampang Stringer Tipe I	94
Gambar IV.7	Beban-Beban Yang Bekerja Pada Skin Panel	96
Gambar IV.8	Rivet Hole	97
Gambar IV.9	Grafik Diagonal Tension Factor k	114
Gambar IV.10	Correction for Allowable Ultimate Skin Shear Stress in Curved Stiffened Panels	115



BAB I
PENDAHULUAN

BAB I

PENDAHULUAN

Pesawat terbang merupakan sarana transportasi yang telah direncanakan oleh pembuatnya untuk dapat mengatasi berbagai macam perlakuan yang biasa terjadi pada saat pesawat tersebut dioperasikan. Hal ini dilakukan untuk mendapatkan pengakuan dari badan pemerintah yang bertanggung jawab pada keselamatan penumpangnya. Pengakuan tersebut didapatkan apabila segala persyaratan yang telah ditentukan oleh pemerintah dipenuhi dengan baik, yaitu dari hasil perhitungan dan dari hasil uji coba.

Seluruh pesawat yang beroperasi di Indonesia juga harus memenuhi persyaratan yang telah ditentukan oleh Direktorat Sertifikasi dan Keselamatan Udara (DSKU) Departemen Perhubungan, dimana sementara ini persyaratan *Civil Aviation Safety Regulation* (CASR) tersebut berkiblat pada peraturan Badan Penerbangan Federal (*Federal Aviation Administration / FAA*) yang berkedudukan di Amerika Serikat. Hal ini dilakukan karena badan ini diakui oleh banyak negara-negara lain di dunia.

PT. Industri Pesawat Terbang Nusantara (IPTN) dalam upaya memproduksi pesawat terbang komersialnya yang kedua (versi diperpanjang), berusaha untuk mendapatkan sertifikat kelaikan terbang dari DSKU dan **FAA** juga. Untuk persyaratan umum yang tercantum pada CASR dan Peraturan Penerbangan Federal (*Federal Aviation Regulation / FAR*) harus dipenuhi sesuai

memuaskan maka dapat disimpulkan bahwa struktur pesawat mampu untuk menerima beban akibat **ditching** (*ditching load*).

I.1. BATASAN MASALAH.

Isi Tugas Akhir ini dibatasi oleh batasan analisa yang dilakukan, yaitu :

- Analisa yang dilakukan adalah analisa kekuatan struktur dengan Metode Elemen Hingga (*Finite Element Method*).
- Analisa dilakukan pada struktur badan pesawat *section 46* dengan pembebanan yang bekerja akibat gaya hidrodinamika yang terdistribusi secara tidak merata sepanjang badan pesawat *section 46*.
- Kondisi pendaratan di permukaan laut menggunakan hasil percobaan model yang telah dilakukan oleh **PT. IPTN** di Westland, Inggris.
- Bentuk pembebanan akibat gaya hidrodinamika diidealisasikan merata sepanjang sumbu melintang badan pesawat (sb. y) yang tercelup di dalam air.
- Data – data untuk analisa tersebut menggunakan data – data hasil percobaan model yang telah dilakukan oleh **PT. IPTN** di Westland, Inggris.

Dengan demikian analisa ini hanya dilakukan untuk kondisi yang terbatas, sesuai dengan jumlah waktu yang tersedia untuk menyelesaikannya.

I.2. TUJUAN ANALISA.

Pada dasarnya analisa kekuatan struktur badan pesawat **N250-100 section 46** dalam kondisi *ditching* merupakan salah satu upaya untuk mengenal karakteristik struktur badan pesawat *section 46* apabila mengalami keadaan darurat sehingga harus berada dalam kondisi tersebut. Pendaratan darurat di laut mengakibatkan adanya pembebanan yang berlebih pada struktur badan pesawat terutama pada *section 46* ketika menyentuh pertama kali permukaan laut. Beban kejut (*Impact Load*) ini cukup besar, seperti halnya beban kejut pada keadaan pendaratan dengan perut pesawat di daratan (yang mungkin terjadi apabila roda pendarat tidak dapat berfungsi). Perbedaannya adalah kepadatan (*density*) tempat pendaratan serta luas permukaan sentuh badan pesawat dengan permukaan laut atau daratan (atau lebih dikenal sebagai luas permukaan basah / *wetted surface area*). Sehingga untuk mengetahui besarnya beban kejut ini perlu diketahui konstanta pegas yang mewakili efek kepadatan tersebut dari hasil penelitian serta analisa yang cukup rumit dan membutuhkan waktu. Dalam hal ini akibat beban kejut pada kondisi *ditching* pesawat N250-100 tersebut telah diketahui oleh IPTN dengan mengadakan uji model dan hasilnya tersajikan dalam dokumen **Hasil Tes Ditching** (*Ditching Test Result*).

Timbulnya beban kejut tersebut diakibatkan oleh adanya fenomena gaya – gaya hidrodinamika yang bekerja pada struktur badan pesawat *section 46* yang sebagian tercelup di dalam air. Dalam Tugas Akhir ini penyusun mengidentifikasi fenomena gaya – gaya hidrodinamika tersebut sebagai

beban pressure (*pressure load*) dan beban hisap (*suction*) yang terdistribusi sepanjang badan pesawat sehingga karakteristik hidrodinamika total model pesawat dapat didekati sesuai dengan hasil pengujian model.

Dengan adanya gaya – gaya hidrodinamika tersebut maka kita dapat melakukan analisa kekuatan struktur badan pesawat section 46, kemudian mengetahui daerah – daerah kritis pada daerah tersebut akibat fenomena pembebanan tersebut.

Analisa yang dilakukan penyusun pada saat ini merupakan langkah awal dalam mengetahui karakteristik struktur badan pesawat **N250-100 section 46**, yang mana tentunya tidak hanya mengetahui daerah – daerah kritis saja. Tetapi setidaknya dapat juga menentukan struktur yang baru atau memperbaiki struktur yang ada sehingga mampu menerima beban tersebut dalam kondisi *ditching*.

1.3. METODE ANALISA.

Dengan adanya beberapa macam metode untuk analisa struktur, yang pada kenyataannya masing - masing memiliki kelebihan dan kekurangan, maka dalam analisa ini dilakukan gabungan beberapa macam metode yang digunakan secara sendiri – sendiri dalam analisa yang berbeda.

Untuk menentukan besarnya beban hidrodinamika, maka dilakukan analisa pembebanan menyeluruh yang akan menghasilkan beban pressure dan suction yang kemudian dibandingkan dengan hasil pengujian model. Kemudian untuk analisa struktur badan pesawat dilakukan analisa struktur menyeluruh dengan

menggunakan Metode Elemen Hingga. Selanjutnya untuk analisa struktur melintang dilakukan dengan cara mencari struktur melintang yang mengalami pembebanan paling kritis, yaitu dengan metode elemen hingga (*finite element method*) dengan bantuan Program **NASTRAN** yang telah digunakan secara umum oleh industri pesawat terbang di dunia untuk menganalisa struktur pesawat secara keseluruhan. Adapun batasan pemeriksaan kekuatan struktur tersebut selanjutnya disesuaikan dengan kemampuan struktur itu sendiri.

Dengan demikian penyusun mendapatkan pengalaman yang berharga dalam mengenal beberapa macam metode yang sering digunakan, dan di kemudian hari diharapkan dapat menggunakan metode yang tepat untuk melakukan analisa.

I.4. SISTEMATIKA LAPORAN

Tugas Akhir ini disusun berdasarkan sistematika laporan dengan pedoman hasil pengujian (*test report*), studi literatur, dan analisa struktur yang telah ada, dan secara garis besar masing – masing bab berisi :

- Bab I. Pendahuluan

berisi: Latar belakang masalah dan pembatasannya, Tujuan Analisa, Metode Analisa, dan Sistematika Laporan.

- Bab II. Konstruksi Pesawat N250-100 dan Analisa Pembebanannya

berisi: Spesifikasi Pesawat N250-100, Struktur Badan Pesawat N250-100 khususnya *section 46*, Kondisi Pembebanan Struktur Pesawat Terbang khususnya kondisi ditching.

- Bab III. Dasar Teori
berisi: Rekomendasi dari *Ditching Test Report*, Analisa Pembebanan pada *section 46* pada Kondisi *Ditching*, Analisa Tegangan pada Struktur, Metode elemen Hingga.
- Bab IV. Analisa Kekuatan Struktur
berisi: *Internal Force* pada Setiap Elemen dari Output NASTRAN, Analisa Kekuatan Struktur Skin Panel Untuk *Tension Condition*, *Compression Condition*, serta Analisa Kekuatan Struktur *Frame*.
- Bab V. Kesimpulan dan Saran
- Daftar Pustaka
- Lampiran



BAB II

**KONSTRUKSI PESAWAT N250-100
DAN ANALISA PEMBEBANANNYA**

BAB II

KONSTRUKSI PESAWAT N250-100 DAN ANALISA PEMBEBANANNYA

Struktur pesawat adalah struktur yang mengalami pembebanan seperti layaknya struktur – struktur yang ada pada umumnya, tetapi dalam hal ini terdapat sedikit perbedaan yaitu adanya fungsi – fungsi khusus dari struktur pesawat yang berkaitan dengan pengoperasiannya. Secara umum struktur konstruksi pada pesawat terbang terdiri dari :

- Struktur Sayap Pesawat (*Wing*).
- Struktur Badan Pesawat (*Fuselage*).
- Struktur Ekor Horizontal (*Horizontal Tail*).
- Struktur ekor Vertikal (*Vertical Tail*).
- Struktur Alat Pendarat (*Undercarriage*).
- Struktur Pembangkit Tenaga (*Power Plant*).

Perencanaan pesawat terbang tidak hanya memperhatikan masalah struktural saja, tetapi juga harus memperhatikan masalah – masalah lainnya, diantaranya adalah : berat (*weight*), nilai ekonomis, keselamatan, keindahan, kegunaan, kemampuan operasional, dan biaya produksi (*production cost*) ; sehingga kadang – kadang merupakan pilihan yang saling bertentangan. Dengan demikian diperlukan perencanaan yang baik guna mendapatkan hasil yang terbaik, dengan cara :

- Memilih material untuk mengurangi berat.

- Memilih jenis struktur dan dimensi yang tepat untuk setiap bagian struktur dalam menerima beban sesuai dengan kemampuannya.
- Formulasi batasan keselamatan.
- Memilih metode analisa yang baik.

Demikian juga pesawat N250-100 dirancang untuk memenuhi sertifikat kelaikan udara dengan berdasarkan peraturan dari US – FAR part 25 Amandemen 75, Amandemen 78; JAR 25; serta CASR 25 dari DSKU (*Direktorat Sertifikasi Kelaikan Udara*) untuk pesawat transpor besar.

II.1. SPESIFIKASI PESAWAT N250-100 (PA2)

Pesawat N250-100 (PA2) adalah pesawat terbang dengan menggunakan model sayap “*high wing*” yang dirancang untuk operasi penerbangan regional dengan jarak terbang pendek dan sedang (*short and medium range*) yaitu maximum jarak tempuh 800 nautical miles dan maximum kecepatan jelajah 300 knots, menggunakan konfigurasi ekor “T” (*T tail*) dan mesin twin turbo – propeller yang dipasang atau “digantungkan” (*attached*) pada sayap (*inboard wing*). Mesin yang digunakan adalah Allison AE 2100 CR yang menggerakkan 6 bilah daun baling – baling (*blade propeller*) **DOWTY ROTOR**, serta menggunakan jenis roda pendarat (*landing gear*) **tricycle Messier Bugattis**, dimana roda pendarat tersebut dapat ditarik masuk (*retractable*) dan dipasang pada badan pesawat (*fuselage*).

Konfigurasi N250-100 merupakan pengembangan dari konfigurasi N250 (PA1) dengan beberapa modifikasi untuk melayani kapasitas penumpang yang lebih besar. Sistem pada N250-100 seperti sistem propulsi, *environmental*, *pneumatic*, protektif, elektrik, avionik, flight deck, hidraulik, *flight control*, bahan bakar, *auxiliary power unit* dan sistem roda pendarat ; sama dengan sistem N250 (PA1) yaitu menggunakan sistem kontrol *fly-by-wire*, kecuali struktur roda pendarat yang diperkuat supaya dapat mengakomodasi MTOW (*Maximum Take Off Weight*) yang lebih besar.

Penampang badan pesawat berbentuk lingkaran (*circular*) dengan satu lorong (*single aisle*). Kabin pesawat dapat mengakomodasi 64 penumpang dengan jarak tiap kursi 32 inch atau 68 penumpang dengan jarak tiap kursi 30 inch. Badan pesawat mempunyai satu pintu penumpang (*passenger door*) di depan sebelah kiri pada *section 42*, dua pintu pelayanan (*service door*) di depan dan di belakang badan pesawat, satu pintu keluar darurat (*emergency door*) di sebelah kiri pada *section 46*, satu lubang keluar di atas *section 41* dan satu pintu kargo (*cargo door*) di belakang sebelah kiri pada *section 46*.

Adanya modifikasi penambahan panjang di depan dan di belakang sayap sepanjang 1524 mm pada *section 44*. Untuk lebih lengkapnya, pesawat N250-100 mempunyai spesifikasi sebagai berikut :



WEIGHTS	ISO	UK
Maximum Taxi Weight (MTW)	24900 kg	54895 lb
Maximum Take Off Weight (MTOW)	24800 kg	54675 lb
Maximum Landing Weight (MLW)	24600 kg	54234 lb
Maximum Zero Fuel Weight (MZFW)	21900 kg	48281 lb
Payload :		
- Maximum	6200 kg	13669 lb
- Normal (64 pax. @ 90.7 kg)	5805 kg	12797 lb
Maximum Fuel Capacity	4200 kg	9256 lb
Usefull Load	9200 kg	20282 lb
DIMENSION		
Length (overall)	28114 mm	
Length (Fuselage)	26774 mm	
Span (overall)	28000 mm	
Height (overall)	8781 mm	
CABIN DIMENSION		
Length	16103 mm	
Maximum Width	2700 mm	
Height Aisle	1925 mm	
Width Aisle	457.2 mm	
1 type I passenger door	780x1791 mm	
2 type I service door	610x1400 mm	
1 type III emergency door	610 x 915 mm	

Tabel II.1. Spesifikasi Pesawat N250-100

Gambar detail dari rencana umum (*general arrangement*) dapat dilihat pada lampiran.

Konfigurasi struktur pesawat N250-100 PA2 merupakan gabungan antara struktur dan sistem yang sederhana dengan teknologi tinggi dalam segi *design manufacturing* serta material konstruksi yang digunakan. Material yang sebagian besar dipasang pada pesawat ini adalah material *aluminium alloys*. Pemilihan jenis material dimaksud untuk meningkatkan derajat keandalan (*degree of reliability*) struktur bagi persyaratan operasional dan masa pelayanan (*service life*) pesawat. Ada beberapa bagian menggunakan material khusus yang mempunyai spesifikasi lebih ringan dari *aluminium alloys* tetapi lebih kuat dan tahan korosi seperti **Graphite** (NMS-8-212)

dan/atau **Glass** (NMS-8-139) dengan *maximum temperature allowable* 350°F.

Struktur pesawat berbentuk modular dan memiliki komponen yang bersifat mampu tukar (*interchangeable*) sehingga memudahkan untuk perakitan dan perawatan. Beberapa bagian struktur dibuat dari bahan komposit dan/atau struktur sarang lebah (*honeycomb*) yang lebih ringan tetapi kuat terhadap beban tarik serta beban berulang (*cyclic*).

II.2. STRUKTUR BADAN PESAWAT (FUSELAGE)

Secara umum konstruksi badan pesawat dapat digolongkan sebagai konstruksi kulit rangka (*semimonocoque*), yaitu konstruksi yang terdiri dari struktur kulit dan rangka-rangkanya, baik rangka melintang dan rangka memanjang. Masing-masing bagian struktur berfungsi menerima dan meneruskan beban-beban tertentu disamping mempunyai kegunaan non struktural lainnya.

Struktur-struktur tersebut merupakan gabungan dari beberapa macam jenis struktur dasar, seperti struktur konstruksi *truss*, *beam*, atau *shell* sehingga menjadi struktur badan pesawat yang terpadu. Masing-masing struktur tersebut adalah :

- Struktur rangka melintang, terdiri dari frame dan sekat. Secara umum berfungsi untuk memelihara bentuk badan pesawat, berarti mempertahankan bentuk aerodinamik dari keseluruhan struktur agar tidak merubah karakteristik aerodinamiknya.

Secara struktural rangka melintang ini berfungsi untuk meneruskan beban-beban yang diterima oleh kulit menuju ke elemen-elemen struktur lainnya pada badan pesawat terbang.

- Struktur rangka memanjang terdiri dari penegar (*stringer*) pada kulit (*skin*) dan balok (*beam*) memanjang pada lantai pesawat (*floor*). Secara umum berfungsi untuk membentuk badan pesawat ke arah memanjang supaya tetap halus dan rata, dimana secara aerodinamik akan dapat memperkecil tahanan udara (*drag*). Dan secara struktural bersama-sama dengan struktur kulit berfungsi untuk menerima beban aksial (*axial load*), beban puntir (*torque*) dan beban tekuk (*bending moment*) pada keseluruhan badan pesawat. Secara khusus rangka memanjang ini menambah kemampuan kulit untuk menerima beban tekan (*compression load*).
- Struktur kulit terdiri dari elemen pelat. Secara umum berfungsi untuk menutupi rangka pesawat sehingga pesawat menjadi berbentuk aerodinamik dan melindungi isi pesawat dari pengaruh luar. Secara struktural berfungsi menerima beban lingkungan dan beban aerodinamik untuk diteruskan ke struktur rangka di sekitarnya. secara khusus menerima beban tegangan geser yang terjadi akibat beban puntir.

Secara umum struktur kulit rangka digunakan hampir pada setiap bagian badan pesawat, karena dinilai sangat efektif dilihat dari segi macam

pembebanan yang dialami oleh bagian pesawat tersebut, umpamanya badan pesawat yang mengalami beban tekuk ke arah memanjang, beban tekan ke arah radial atau sayap pesawat yang menerima beban lateral dari distribusi gaya angkat ke atas (*lift*) dan momen lengkung ke arah memanjangnya. Dengan adanya fungsi-fungsi struktur tersebut diatas maka struktur badan pesawat merupakan struktur penopang utama dari struktur lainnya.

Pada pesawat N250-100, struktur badan pesawat terdiri dari 5 potongan badan utama yaitu :

- Section 41 (*nose*)
- Section 42 (*forward fuselage*)
- Section 44 (*middle fuselage*)
- Section 46 (*aft fuselage*)
- Section 48 (*tail cone*)

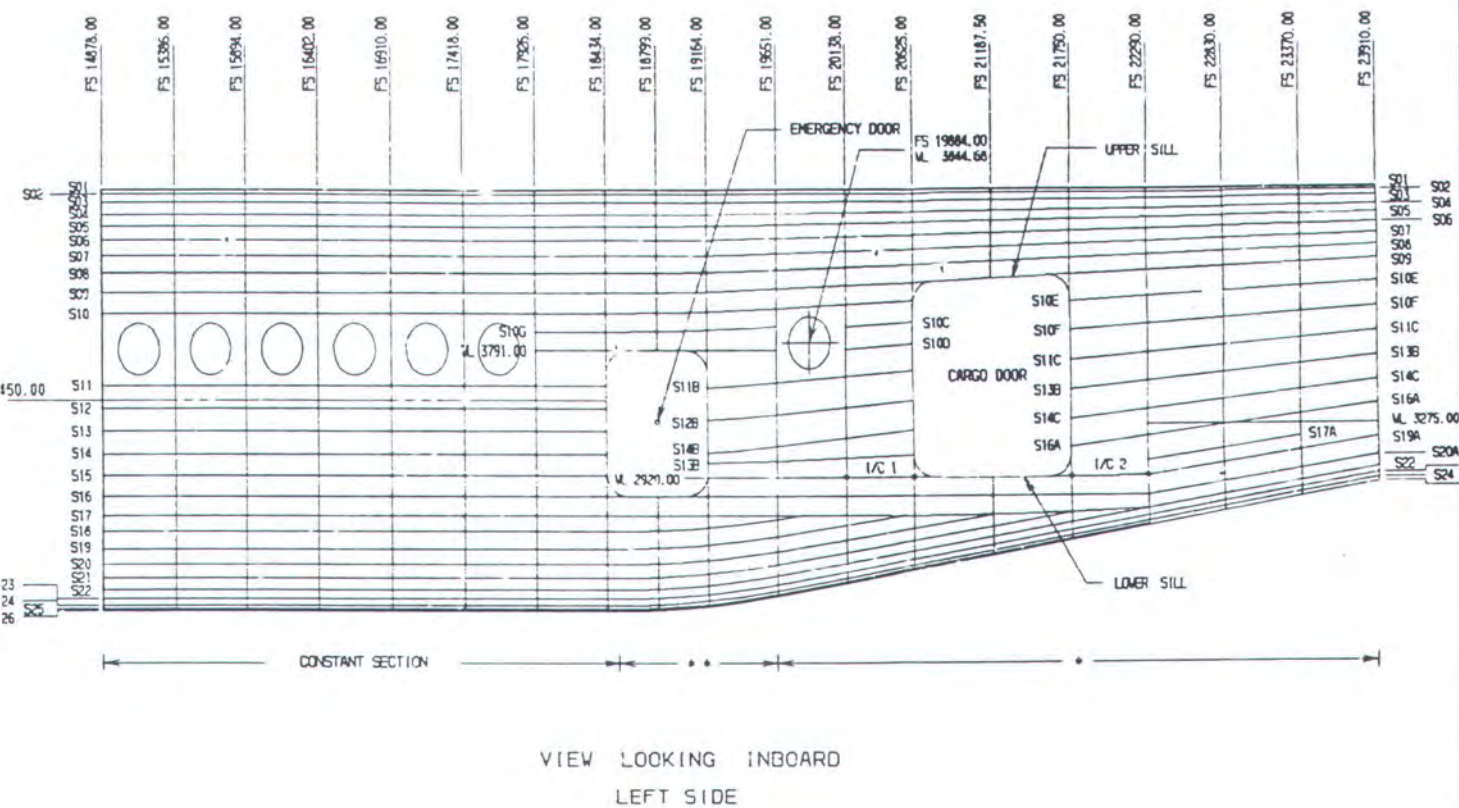
Penampang melintang dari badan pesawat N250-100 mempunyai diameter lingkaran 2900 mm dengan 2 sekat melintang yaitu *forward* dan *aft pressure bulkhead*, pada posisi FSTA 1850 dan FSTA 23910. Bagian yang tidak bertekanan pada badan pesawat di bagian belakang dari *aft pressure bulkhead* terdapat APU (*Auxiliary Power Unit*) dan ECS serta di depan *forward pressure bulkhead* terdapat *Ram air turbine* dan radar.

Section 41, 42, 44, dan 46 dipasang dengan konsep panelisasi. Sebuah panel terdiri sebuah kulit, penegar, *stringer-clips* dan *frame segment* (bagian frame), namun tidak termasuk bagian yang hilang dimana dibutuhkan selama pemasangan (*assembly*) panel. Kebanyakan struktur badan pesawat

N250-100 dirancang dengan menggunakan teknologi konvensional. Struktur badan pesawat secara umum dapat dilihat pada Gambar II.2.1 hal. 16.a dan seterusnya.

II.2.1. STRUKTUR BADAN PESAWAT SECTION 46

Section 46 dimulai dari FSTA 14878 sampai FSTA 23910 (seperti gambar di bawah ini) dimana pada station ini terdapat *pressure bulkhead*. Section ini terdiri dari : *service door*, *cargo door*, *emergency door* dan *cargo compartment* (kompartemen barang). Penampang yang konstan (*constant section*) dimulai dari FSTA 14878 sampai dengan *station bayangan* (*arbitrary station*) 18524 dan mengerucut sampai ke ujung belakang badan pesawat.



Gambar II.1, Section 46

II.2.1.1. FRAME

- Sebagian terdiri dari *typical frame*, sama dengan di *section 42*.
- Pada daerah *Door Surround Structures* dan daerah *cargo compartment* menggunakan jenis *machined frame* dan *formed frame*.

II.2.1.2. DOOR SURROUND STRUCTURES

- *Door Surround Structures* mempunyai struktur yang lebih kuat dari struktur lainnya.
- Berfungsi sebagai penguat dari pintu itu sendiri sehingga apabila terjadi kondisi khusus seperti *crash landing* atau *ditching*, maka pintu tersebut tidak akan rusak dan dapat dibuka sebagaimana mestinya.
- Meneruskan gaya longitudinal dari stringer yang terputus.

II.2.1.3. STRINGER (PENEGAR)

- Terdapat 52 penegar dengan 26 buah di masing-masing sisi (sisi kanan dan kiri).
- Terdapat 4 jenis penegar yaitu : type I, II, III, dan IV.
- Kebanyakan menggunakan profil Z – extruded (7150) dengan ketebalan 1.5 mm dan tinggi 25 mm.

II.2.1.4. SKIN PANEL (PANEL KULIT)

- Material untuk kulit yang digunakan adalah aluminium 2024 *rolled and chemical milled*.
- Ketebalan kulit bervariasi dari 0.8 mm sampai dengan 1.2 mm.
- Khusus untuk *door surround structures* mempunyai ketebalan 1.2 mm.

Gambar detail untuk masing-masing bagian tersebut diatas dapat dilihat pada lampiran.

II.3. KONDISI PEMBEBANAN STRUKTUR PESAWAT TERBANG

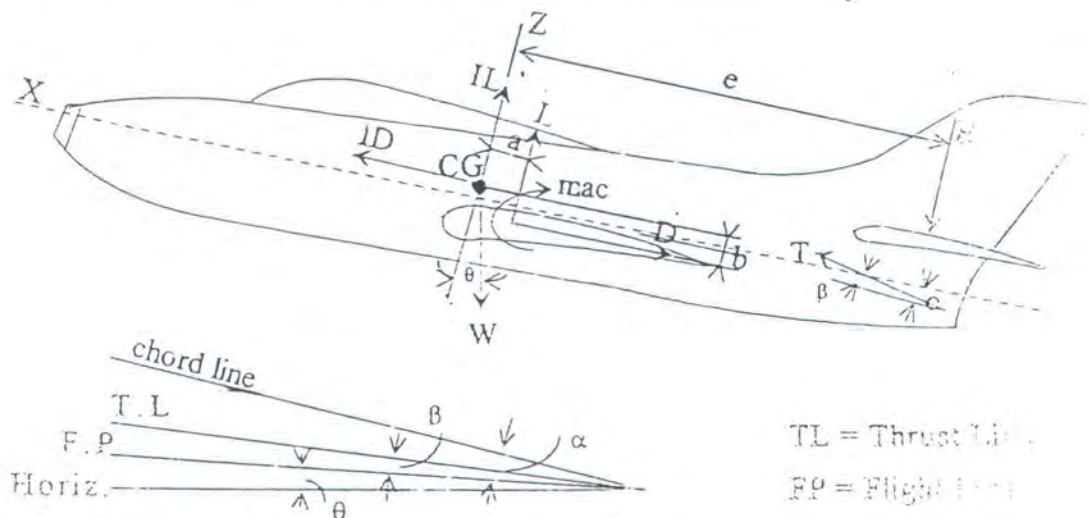
Pembebanan yang terjadi pada pesawat terbang tidak hanya pada saat pesawat tersebut melakukan penerbangan (*flight*), melainkan juga pada saat pesawat tersebut ditangani di darat. Pembebanan tersebut diakibatkan oleh gaya-gaya luar yang berupa :

- **Pembebanan Udara** (*Air Load*), terjadi akibat olah gerak pesawat yang dikendalikan oleh penerbang (*pilot*) atau akibat keadaan lingkungan (*gust*) yang tidak dapat dikendalikan oleh pilot karena terjadi akibat adanya pergerakan udara yang tidak teratur (*turbulensi*) di sekeliling pesawat terbang.
- **Pembebanan saat Pendaratan** (*Landing Load*), baik saat pendaratan di daratan dengan menggunakan roda pendarat atau ski maupun pendaratan di air atau di laut. Serta *Arresting* yaitu pendaratan yang dilakukan di kendaraan pengangkut pesawat (*aircraft carriers*), yang dapat berupa kapal induk.
- **Pembebanan akibat pembangkit tenaga pendorong** (*Power Plant Load*), berupa gaya dorong itu sendiri atau puntiran akibat tidak seimbang gaya dorong.
- **Pembebanan saat lepas landas** (*Take Off Load*), baik saat lepas landas yang wajar maupun dengan bantuan tenaga pendorong

untuk mendapatkan periode lepas landas yang pendek seperti menggunakan *Catapult* di kapal induk atau *thrust unit* lainnya pada landasan yang tidak terlalu panjang.

- **Pembebanan khusus** (*Special Load*), yaitu pembebanan yang terjadi pada keadaan-keadaan tertentu, seperti tekanan dalam badan pesawat (*cabin pressurized*), penarikan atau penarikan pesawat.
- Pembebanan akibat gaya beratnya sendiri dan pembebanan akibat adanya percepatan (*Inertia Load*).

Keadaan pembebanan itu semua menimbulkan konfigurasi beban tarik, tekan, puntir dan tekuk pada bagian-bagian struktur pesawat seluruhnya. Masing-masing mempunyai parameter tersendiri, sehingga bila dilakukan pemilihan konfigurasi secara keseluruhan akan didapat banyak sekali kemungkinan konfigurasi pembebanan yang terjadi.



Gambar II.2. Beban-Beban yang Bekerja Pada Pesawat

II.3.1. PENDARATAN DARURAT DI LAUT (DITCHING)

Perancangan pesawat N250-100 yang merupakan manifestasi tahapan ke tiga dari empat tahapan transformasi teknologi dirgantara, dilaksanakan berdasarkan persyaratan yang berlaku untuk menjamin keselamatan pesawat dan penumpangnya dalam segala kondisi. Termasuk diantaranya kondisi pendaratan darurat di laut (*ditching*), yang merupakan ciri khusus dalam kaitannya dengan kondisi geografis Indonesia sebagai benua maritim.

Rancang bangun pesawat N250-100 dalam memenuhi persyaratan keselamatan pada kondisi pendaratan darurat di laut harus meliputi investigasi olah gerak pesawat, pembebanan dan kekuatan struktur pada saat benturan, pengembangan peralatan darurat, serta kemampuan evakuasi penumpang pada kondisi mengambang. Investigasi ini dilakukan baik secara analisis maupun menggunakan model pesawat.

Sejak awal pengembangan pesawat N250-100, **PT. IPTN** telah merencanakan untuk mendapatkan sertifikasi ditching, mengingat hal ini merupakan titik keunggulan tersendiri untuk pangsa pasar di wilayah Asia Pasifik. Pabrik pesawat lainnya, seperti Boeing, Fokker, Airbus, McDonell Douglas pada prinsipnya melaksanakan sertifikasi ditching dengan analisis dan similaritas. Akan tetapi hal ini dimungkinkan karena mereka memanfaatkan test model yang pernah dilakukan sebelumnya. Tidaklah berlebihan apabila pesawat N250-100 yang merupakan pengembangan dari pesawat N250, oleh Direktorat Kelaikan Udara direkomendasikan

untuk melaksanakan pengujian model dalam usahanya mensertifikasikan pesawat tersebut.

II.3.1.1. FASE – FASE DALAM DITCHING

Dengan kemajuan teknologi serta meningkatnya reliabilitas engine dan rendahnya peluang untuk terjadinya *multiple failure* maka penggunaan pesawat bermesin ganda di atas perairan (**EROPS**, *twin engine for over water operations*) makin meningkat. Akan tetapi kemungkinan terjadinya pendaratan darurat di laut tetap ada, sehingga persyaratan ditching makin diperhatikan.

Bilamana karena satu dan lain hal sebuah pesawat terbang harus melakukan pendaratan darurat di laut (*ditching*), proses pendaratan dapat dibagi menjadi tiga fase, yaitu :

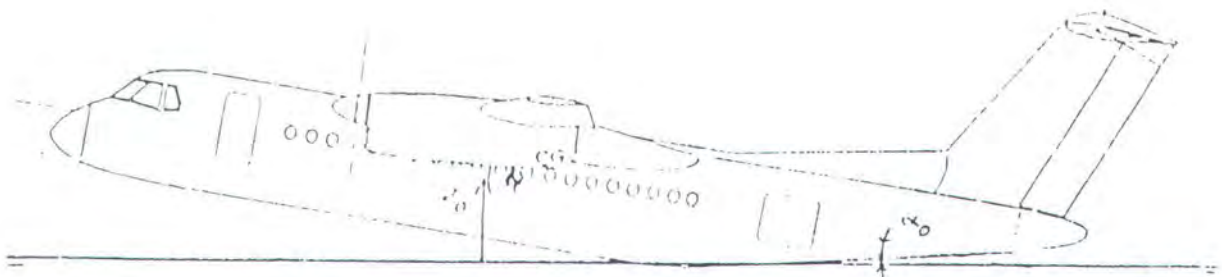
- *Approach*
- *Landing*
- *Floating*

Pada *fase pertama* dimana pesawat sedang mendekati permukaan air, diusahakan konfigurasi dan kondisi terbang sedemikian sehingga ketika pesawat membentur permukaan air, pesawatnya tetap terkendali dan kerusakan yang timbul seminimal mungkin. Parameter yang penting dalam kondisi *approach* adalah :

- Konfigurasi pesawat
- Berat pesawat

- Letak *centre of gravity*
- Kecepatan horizontal V
- Kecepatan turun (*sinking speed*) w
- Sikap pesawat (*pitch angle*)

Penentuan prosedur *approach* yang tepat akan mengurangi kerusakan yang terjadi saat benturan pada waktu *touch down*, sehingga kerusakan tersebut tidak mengurangi kemampuan mengapung pesawat pada waktu evakuasi penumpang. Gambar di bawah ini memperlihatkan sikap pesawat sebelum *touch down*.



Gambar 11.3. Initial Condition for The Ditching Analysis

Pada *fase kedua*, pesawat mengalami benturan dengan permukaan air pada waktu *touch down*. Bilamana pesawat mendarat dengan kecepatan (V) yang terlalu tinggi, yang artinya sudut *pitch* (α) kecil,

maka pada waktu bagian bawah belakang pesawat berada di dalam air, akan timbul fenomena hisapan (*suction*). Sebagai akibatnya sikap pesawat menjadi terangkat ke depan (*nose up*, sudut pitch α bertambah) sehingga timbul kenaikan gaya angkat pada *wing*. Selanjutnya pesawat terangkat dan terlepas dari permukaan air (*skipping*) yang biasanya diikuti dengan gerakan menukik (*diving*). Hal ini perlu dihindari karena gerakan pesawat tidak terkendali.

Bilamana sudut *pitch* (α) pada waktu *approach* terlalu besar, yang berkaitan dengan kecepatan turun (*sinking speed*, w) yang besar maka dapat terjadi benturan dengan permukaan air yang terlalu kuat. Selain menimbulkan tekanan sesaat yang besar pada struktur pesawat, hal ini dapat menyebabkan pesawat terpental yang selanjutnya jatuh terbanting ke permukaan air.

Prosedur *approach* yang tepat untuk berbagai berat dan letak CG diharapkan untuk menghasilkan tidak hanya pendaratan yang baik, tetapi juga tidak menimbulkan kerusakan yang berat. Tekanan air pada permukaan bawah *fuselage* yang berkisar antara 8 psi sampai 12 psi.

Fase ketiga adalah kondisi pasca pendaratan, dimana pesawat diharapkan dapat mengapung dengan stabil dan cukup lama sehingga penumpang sempat dievakuasikan dengan selamat. Analisa garis air sehubungan dengan pintu-pintu yang harus dibuka, besarnya kebocoran sehingga pesawat mempunyai waktu cukup lama sebelum tenggelam merupakan hal yang patut diperhatikan.



A.G. Smith memberikan kesimpulan berdasarkan studinya mengenai pendaratan darurat di laut bahwa :

- *touch down* hendaknya dilakukan pada permukaan air yang tenang dimana kecepatan turun (*rate of descent*) tidak lebih dari *3 feet per second (fps)*, dengan sikap *fuselage* sekitar 6 derajat terhadap permukaan air.
- pesawat hendaknya tetap berada di air dengan sudut *pitch* 6 derajat sedemikian sehingga hidung pesawat mulai menyentuh air pada kecepatan setengah kecepatan *touch down*.

II.3.1.2. PERSYARATAN KELAIKAN TERBANG

Secara umum ketentuan tentang *ditching* menyangkut masalah design dan struktur serta peralatan keselamatan dalam kondisi darurat. Kondisi pendaratan darurat baik di darat maupun di laut harus memenuhi kriteria yang menjamin keselamatan penumpang maupun awak pesawat, yaitu dengan memberikan provisi yang cukup untuk struktur dan bagian yang langsung berhubungan dengan penumpang, seperti tempat duduk, sabuk pengaman, serta peralatan keselamatan lainnya di dalam kabin. Khusus untuk *landplane* yang harus mendarat darurat di laut (*ditching*), harus memenuhi kriteria tambahan yang menyangkut aspek *hidrodinamika*, daya apung, kekuatan struktur bawah *fuselage*, peralatan darurat, rakit penyelamat, fasilitas pintu darurat untuk evakuasi. Dengan demikian tujuannya adalah kondisi *ditching* tidak akan menyebabkan

penumpang terluka atau tersekap dalam pesawat dan tidak mampu menyelamatkan diri.

FAA mensyaratkan bahwa pesawat terbang yang tidak dirancang untuk mendarat di laut (*landplane*) tidak diperkenankan beroperasi melewati perairan yang jaraknya lebih dari 50 mil laut (*nautical miles*) dari pantai. **ICAO** memberikan persyaratan bagi pesawat yang terbang lebih dari 90 menit diatas perairan, agar memiliki sertifikasi *ditching*.

Pada dasarnya *FAA* dan *JAA* mensyaratkan kemampuan *ditching* bagi pesawat yang bobotnya diatas 5669 kg (kapasitas 9 penumpang atau lebih). Secara skematis ketentuan mengenai *ditching* yang tercantum dalam **FAR** yang ditunjukkan oleh Diagram pada hal. 26. Pasal-pasalnya antara lain adalah :

- FAR 25.563 *Structural Ditching Provisions*
- FAR 25.801 *Ditching*
- FAR 25.807 (d) *Ditching emergency Exit for Passenger*
- FAR 25.1411 *General*
- FAR 25.1415 *Ditching Equipment*
- FAR 25.1525 *Kinds of Operation*

Joint Airworthiness Requirement menyatakan : “*The probable behaviour of the aeroplane in a water landing must be investigated by means tests or by a comparisons with aeroplanes of similar configuration for which the ditching characteristics are known. Scoops, wing-flaps,*

projections, and any other factor likely to affect the hydrodynamic characteristics of the aeroplane, must be considered".

II.3.1.3. HAL – HAL YANG BERPENGARUH PADA DITCHING

- a. **Fuselage Strength** : pada umumnya pesawat dapat mendarat darurat di air dengan aman bilamana dapat dihindarkan kerusakan pada *fuselage*. Dengan demikian kekuatan struktur bagian bawah **fuselage** merupakan parameter perancangan yang sangat penting untuk kelakuan *ditching*. Memang tidak mungkin untuk merancang pesawat sehingga *fuselage* tidak mengalami kerusakan, tetapi kerusakan dapat dikurangi misalnya dengan menggunakan *ditching-aids* atau menentukan *ditching stations*. Pada pesawat transport, besarnya tekanan air pada bagian bawah *fuselage* berkisar 8-12 psi. Kerusakan biasanya tidak mempengaruhi gerakan pada waktu *ditching*, akan tetapi kebocoran yang berlebihan dapat mengurangi kesempatan penumpang untuk evakuasi.
- b. **Fuselage Shape** : berbeda dengan *seaplane* dimana permukaan bawah *fuselage* cekung, maka permukaan bawah *fuselage landplane* melengkung keluar. Hal ini memberikan pengaruh pada tekanan yang bekerja pada permukaan tersebut. Kelengkungan memanjang pada bagian belakang memegang peranan penting. Khususnya kelengkungan yang besar pada bagian belakang mengakibatkan hisapan (*suction*) oleh air, yang mengakibatkan gerakan *nose up*.

Demikian juga kelengkungan yang tajam dalam arah melintang meningkatkan hisapan di bagian belakang *fuselage*. Bentuk yang agak mendatar dan kelengkungan yang moderat dianggap baik. Diharapkan agar kelengkungan longitudinal di bagian depan bawah *fuselage* jangan terlalu tajam.

- c. **Sayap** : sayap yang dipasang di bagian bawah *fuselage* meningkatkan daya apung (*buoyancy*), sebaiknya cukup tinggi sehingga *flap* dan *engine cowling* tidak berada dalam air. Posisi terbaik adalah *low-wing* tetapi sedikit lebih atas dari dasar *fuselage*. *Chord thickness* dan *swept back* tidak banyak berpengaruh.
- d. **Flaps** : *flap* terbuka merupakan konfigurasi yang lebih baik, karena mengakibatkan *landing speed* yang rendah. Konstruksi harus cukup lemah sehingga mudah terlepas bila berbenturan dengan air.
- e. **Engine Installations** : pada dasarnya diusahakan agar pada waktu *landing*, *engine* beserta baling-baling dan *cowling* tidak berbenturan dengan air yang mengakibatkan perlambatan yang terlalu besar.
- f. **Empennage** : semula diduga peletakan ekor (*tail*) tidak mempengaruhi kelakuan hidrodinamik. Data menunjukkan letak sirip datar mempengaruhi sikap (*attitude*) pesawat ketika meluncur di laut. Bilamana sirip datar diletakkan diatas sirip tegak (*vertical tail*), akan timbul kecenderungan untuk *trim up*, lebih besar dibandingkan bila sirip datar diletakkan pada *fuselage*.

- g. **Landing Gear** : Dianjurkan agar *landing gear* dalam keadaan tertutup (*retracted*) pada waktu dilakukan pendaratan darurat.
- h. **Tonjolan / Protuberances** : tonjolan dapat mengakibatkan perubahan karakteristik hidrodinamik dan mempertinggi perlambatan. Tonjolan di bagian bawah dan bagian belakang CG tidak diharapkan karena dapat mengakibatkan *nose diving*.
- i. **Penumpang** : penumpang hendaknya memiliki sabuk pengaman yang dikaitkan pada bagian struktur yang kuat karena pada pendaratan darurat perlambatan dapat mencapai sebesar 10 g.
- j. **Ditching Aids** : peralatan bantu ini antara lain *hydroflap*, *speed brakes*, *hydrofoil* dan *hydroski*. Tujuannya adalah untuk mengurangi benturan sehingga perlambatan tidak terlalu besar dan tekanan air tidak terlalu tinggi.

II.3.1.4. METODE PEMENUHAN SERTIFIKASI DITCHING

Pengembangan metode pemenuhan sertifikasi *ditching* dimulai dengan usaha perhitungan pembebanan struktur akibat tekanan air pada saat benturan.

Berdasarkan teori aliran potensial dua dimensi hubungan antara gaya tekan dan pergerakan fluida menunjukkan bahwa tekanan merupakan fungsi kuadrat dari kecepatan fluida atau kecepatan benda yang bergerak dalam fluida yaitu :

$$P \propto V^2$$

Kriteria pembebanan pesawat amfibi kemudian dituliskan dalam regulasi FAR paragraf 25.521 sampai dengan FAR 25.535 [4] untuk pembebanan bagian badan pesawat amfibi (*hull*) yang akan menerima tekanan air pada saat pendaratan, yaitu dalam bentuk persamaan empiris sebagai berikut :

- Tekanan air lokal

$$P_k = C_2 \times \frac{K_2 V_{s1}^2}{\tan \beta_k} \dots\dots\dots (1)$$

- Tekanan air terdistribusi

$$P = C_4 \times \frac{K_2 V_{s0}^2}{\tan \beta} \dots\dots\dots (2)$$

Dimana :

P_k = Tekanan air pada lunas

C_2 = 0.00213

K_2 = Faktor beban setiap titik lunas (*hull station weighting factor*)

sesuai dengan gambar

V_{s1} = Kecepatan stall pada konfigurasi *flap* dan berat pesawat maksimum untuk lepas landas (MTOW), knots

β_k = Sudut kemiringan lunas (*angle of dead rise at keel*).

P = Tekanan air

C_4 = 0.078 C_1

C_1 = faktor empiris operasional seaplane = 0.012

V_{s0} = Kecepatan *stall* pada konfigurasi *flap* dan berat pesawat maksimum untuk mendarat (MLW), knots

β = Sudut kemiringan lunas (*angle of dead rise at keel*).

Berdasarkan kriteria pembebanan tersebut beberapa designer pesawat terbang, antara lain *Boeing*, memperkirakan pembebanan tekanan air pada kondisi *ditching* untuk perhitungan kekuatan strukturnya. Yaitu dengan mengambil faktor kesamaan bentuk potongan melintang pesawat biasa sebagai bentuk potongan melintang pesawat amfibi dengan sudut kemiringan lunas 37.5° .

Analisa pemenuhan kondisi *ditching* tidak terbatas pada pemenuhan kekuatan struktur semata, karena regulasi menitikberatkan pada pengetahuan olah gerak / kelakuan pesawat pada setiap fase *ditching*. Untuk itu sertifikasi *ditching* paling baik dilakukan dengan pengujian model. karena dengan model ini dapat dipakai untuk menentukan karakteristik yang mendasar dari berbagai variasi *ditching*, misalnya *attitude*, berat dan kondisi perairan. Dengan menggunakan model, percepatan dan tekanan air dapat diukur di berbagai lokasi pada berbagai kondisi.

Pada saat sekarang ini, **PT. IPTN** telah melaksanakan pengujian model untuk *ditching* di *Westland Aerospace* yang berbasis di *Isle of Wight*. Hasil pengujian tersebut telah dipresentasikan dalam bentuk laporan teknis (*technical report*) yaitu ***Ditching Test Report***.

Pembahasan hasil pengujian ditching pesawat N250-100 akan dibahas di bab berikutnya.



BAB III
DASAR TEORI

BAB III

DASAR TEORI

III.1. LAPORAN HASIL PENGUJIAN DITCHING

Pada bab sebelumnya telah digambarkan bagaimana pemenuhan sertifikasi *ditching* yang merekomendasikan untuk melaksanakan pengujian *ditching* dengan pesawat model.

Di dalam melakukan pengujian *ditching* dengan pesawat, telah dilakukan langkah-langkah / prediksi awal untuk menentukan kondisi-kondisi selama pengujian *ditching*, yaitu memprediksi :

- Berat
- *Centre of Gravity* (CG) dan Momen Inersia
- Kecepatan Mendarat
- Kecepatan Penurunan (*Rate of Descent*)
- Ukuran Gelombang

III.1.1. PENGUJIAN – PENGUJIAN PADA AIR TENANG

Pengaruh pendaratan pada air tenang juga dipengaruhi oleh kecepatan penurunan, setelah diujikan hasilnya adalah :

a. *Rate of Descent* (ROD) pada kecepatan 3.05 m/s dihasilkan :

Beberapa pendaratan yang dilakukan pada saat kecepatannya 3.05 m/s pada pengujian menunjukkan bahwa benturan yang terjadi lebih

besar dari pada ROD 1.52 m/s tetapi tidak ada perbedaan yang pokok pada sikap-sikap pesawat dengan maksimum *pitch* yang terekam adalah +38 derajat.

Meskipun tidak ada kegagalan pada kekuatan yang ada di daerah *tailplane* dan juga pada daerah *Forward Maintenance Hatch*, dapat terlihat adanya tanda-tanda dari material pada daerah tersebut mengalami peregangan.

b. ROD = 0.91 m/s

Pendaratan dengan kecepatan penurunan 0.91 m/s mempunyai pengaruh dalam pendaratan dengan adanya peningkatan kecepatan penurunan sebesar 3.05 m/s dengan beban *impact* dapat lebih kecil, dan terlihat terjadi peningkatan dari harga *pitch* maksimumnya menjadi 40 derajat.

c. Pengaruh Pendaratan dengan Pesawat dalam Kondisi *Roll*.

Beberapa pendaratan yang dilakukan saat membawa pesawat model dan dalam kondisi pesawat *roll* dengan arah menuju ke sebelah kanan dari pesawat (*starboard*), dengan sudut didapatkan 10 derajat pada kecepatan *touch down*. Pada beberapa kasus, pesawat dengan sudut *pitch* pada 40 derajat, lalu kemudian sudut *pitch* turun lagi ketika pesawat *touch down*.

Sikap dari sudut *pitch*, waktu percepatan dan pengambilan foto pada saat pengujian pendaratan berlangsung dapat terekam pada alat yang diatur pada pesawat model dan dalam pengujian dilakukan

4. Sudut *flap* 40° digunakan untuk mengurangi kecepatan pendaratan sampai batas minimum.
5. Pendaratan dapat diterima apabila sudut *rolling* atau *yawing* tidak boleh lebih dari 10° .
6. Derajat kegagalan struktur, seperti ekor pesawat pada pendaratan dengan kondisi *rolling*, akan membahayakan pesawat.
7. Mendarat dengan posisi sejajar dengan gelombang (*beam seas*) akan mungkin dapat diterima, namun, pendaratan pada bagian belakang gelombang akan dapat menghasilkan *impact load* yang dapat dikurangi.
8. Mendarat dengan posisi tegak lurus terhadap gelombang (*head seas*) akan jelek, dengan percepatan vertikal yang sangat tinggi dan perlambatan *longitudinal* yang tinggi, dimana dapat menyebabkan kerusakan *fuselage*.

III.2. ANALISA PEMBEBANAN PADA KONDISI DITCHING

III.2.1. PEMBEBANAN STRUKTUR SELAMA DITCHING

Pembebanan struktur yang terjadi pada pesawat N250-100 selama *ditching* dapat dikategorikan menjadi 3 macam pembebanan struktur yaitu :

- Pembebanan Hidrodinamik
- Pembebanan Aerodinamik
- Pembebanan Inersia

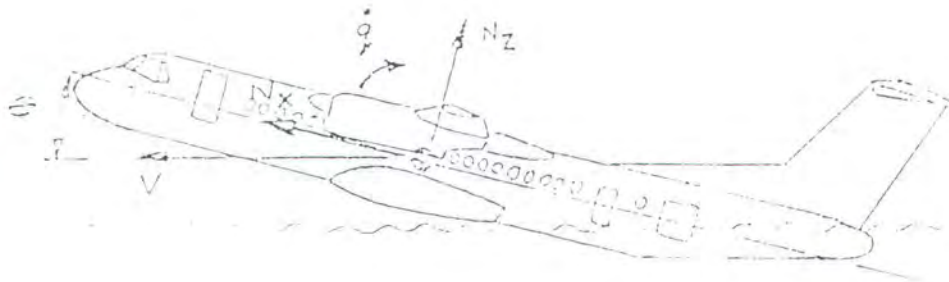
- *Pitch Condition* : 8° nose up

Ini adalah kondisi yang sesuai dengan prosedur dari Rekomendasi *Ditching*. Pendaratan yang dilakukan kita asumsikan *gear door* akan terlepas pada saat pesawat menyentuh air dan hal ini tidak mempengaruhi pada bagian dinamik.

III.2.1.2. RESPONSE DINAMIK

Pengaruh gaya yang terjadi pada saat pesawat meluncur dapat kita lihat pada gambar di bawah ini :

Weight = 21743 Kg ; 8 deg Pitch Attitude ; Wings Level
Rate of Descent = 1.52 m/sec; Calm Water



Gambar III.1. Aircraft Trajectory and Accelerations in Ditching Event

Kecepatan yang terjadi pada saat peluncuran adalah perkiraan yang kita peroleh dari pengintegralan terhadap waktu dengan komponen percepatan dari pesawat dalam arah horizontal.

Pesawat mulai menyentuh air terjadi pada saat $t = 0.2$ detik dan pada saat itu gaya normal dan momen *pitching* akan cepat pertambahannya dalam waktu yang singkat, dan pada $t = 0.8$ detik terjadi beban *impact* terbesar yang pertama, dengan besar gaya sebagai berikut :

- Gaya Normal, N_z : 460 kN
- Gaya Longitudinal, N_x : -340 kN
- CG Pitching Moment : 400 kNm

Pada saat ini pesawat mulai terangkat (*pitch up*) dengan pitch attitude 15° dan kecepatan peluncuran 75 knots. Besar beban saat pertama menyentuh air secara cepat akan berkurang, tetapi pesawat akan terangkat secara cepat, mencapai sudut *nose up* maksimum lebih dari 30° pada saat $t = 1.8$ detik. dan selanjutnya hidung pesawat akan turun secara cepat dan pada waktu yang lain terjadi beban terbesar kedua pada saat $t = 3.3$ detik, pada saat inilah terjadi beban *impact* terbesar kedua.

Kondisi pada saat ini serupa dengan kondisi pada saat beban *impact* yang pertama dengan sikap pesawat yang terangkat dengan sudut 10° dan hanya pada daerah di dekat *fuselage* yang terbenam, meskipun kecepatan pada saat kondisi ini akan berkurang sampai mencapai 30 knots. Besarnya gaya pada kondisi *impact* yang kedua ini adalah :

- Gaya Normal, N_z : 530 kN
- Gaya Longitudinal, N_x : -140 kN

- CG Pitching Moment : 650 kNm

III.2.1.3. MASALAH BEBAN IMPACT YANG PERTAMA

Pendistribusian dari gaya yang bekerja pada air merupakan penghasil beban yang besar dan simultan pada *nose up* dan *pitching moment*. Bagian pesawat yang bersentuhan dengan air terbatas pada daerah *fuselage* bagian bawah, hal ini dapat dicapai dengan adanya tekanan positif yang besar pada bagian depan dari daerah pesawat yang tercelup, dan akan timbul pengisapan (*suction*) pada bagian belakang dari daerah pesawat yang tercelup.

Pada garis air yang lebih rendah tidak terjadi pengaruh pengisapan dan ketika pesawat pada posisi 11° yang berpatokan dari daerah *fuselage* bagian bawah garis dek yang hampir sejajar dengan permukaan air. Peralatan perekam tekanan yang terjadi dan dipasang di sana tidak mampu mengindikasikan bila terjadi pengisapan yang besar.

Pengisapan yang terjadi ini membuat kemungkinan pada daerah bagian bawah dan gaya yang bekerja pada bagian belakang akan menghasilkan *nose up* dan *pitching moment*. Gaya yang terjadi disebabkan oleh tekanan positif yang bekerja pada permukaan di bagian bawah pada daerah depan pada *station* 18973. Alat pengukur tekanan yang mengindikasikan adanya tekanan puncak pada saat menyentuh air yaitu dari 50 sampai dengan 100 psi pada *station* antara 13249 dan 18973. Tekanan ini akan dikurangi dan harga yang terjadi akan

digabungkan dengan alat peningkat impuls yang disebut “*piston effect*” dari harga yang terjadi sesungguhnya. Dalam hal ini kita juga menggunakan tingkat tekanan steady pada saat $t = 0.8$ detik dimana pada saat itu mencapai maksimum dan tekanan puncak yang terjadi pada saat itu adalah 30 psi di bawah *centerline*. Pengujian data yang ada pada kondisi yang tetap dan stabil dengan periode 0.5 detik, tanpa variasi dari sumbu aksial yang kuat dan dari sini dapat diambil sebagai petunjuk dari semua tahapan yang terjadi pada semua kondisi tekanan selama dalam kejadian yang sesungguhnya pada daerah *fuselage* bagian bawah. Daerah *fuselage* bagian bawah ini kurang dalam saat tercelup dibanding dengan bagian di dekatnya yang lebih dalam tercelupnya dan diharapkan tekanan puncak akan dengan cepat menurun pada daerah sisi *fuselage* di dekat garis air.

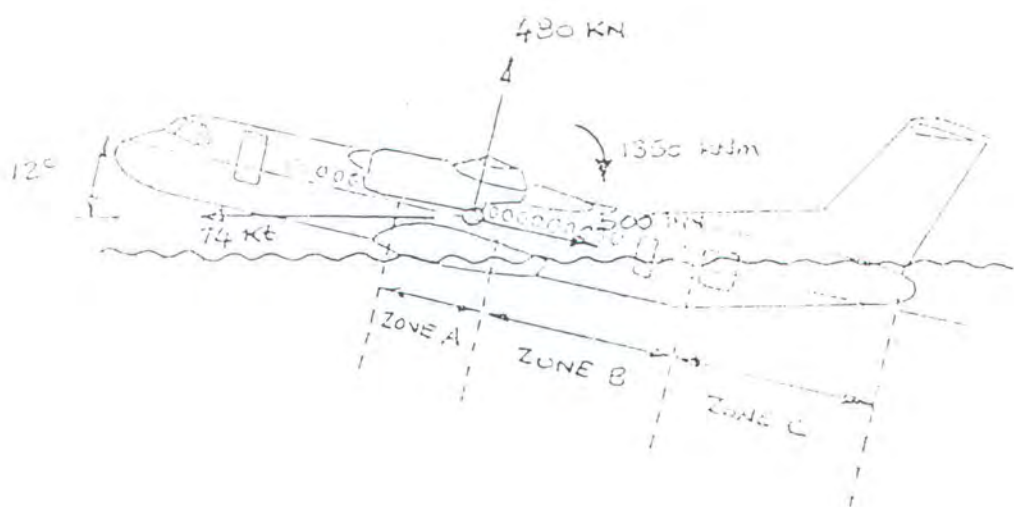
Beban *drag* timbul sangat besar pada saat kondisi impact yang pertama, beban-beban tersebut merupakan hasil yang diakibatkan oleh adanya sebuah *nose down pitching moment* (dimana harus digabung dengan gaya yang lain) dan perlambatan yang timbul sangat cepat hingga mencapai 2g. Beberapa data dari perlambatan dapat dihitung untuk mendapatkan gaya hisapan yang terjadi pada daerah *fuselage* di bagian belakang pada daerah *boat tail*. Penambahan drag akan digabungkan dengan gesekan yang terjadi pada kulit pesawat yang ada dalam daerah yang tercelup dan dalam hal ini gaya yang bekerja pada sumbu dikurangi gaya yang bekerja pada 0.3 psi (asumsi yang kita

ambil), dari perhitungan tersebut akan menjadi dasar perhitungan dalam koefisien *drag* yang ada pada gesekan kulit adalah 0.0025.

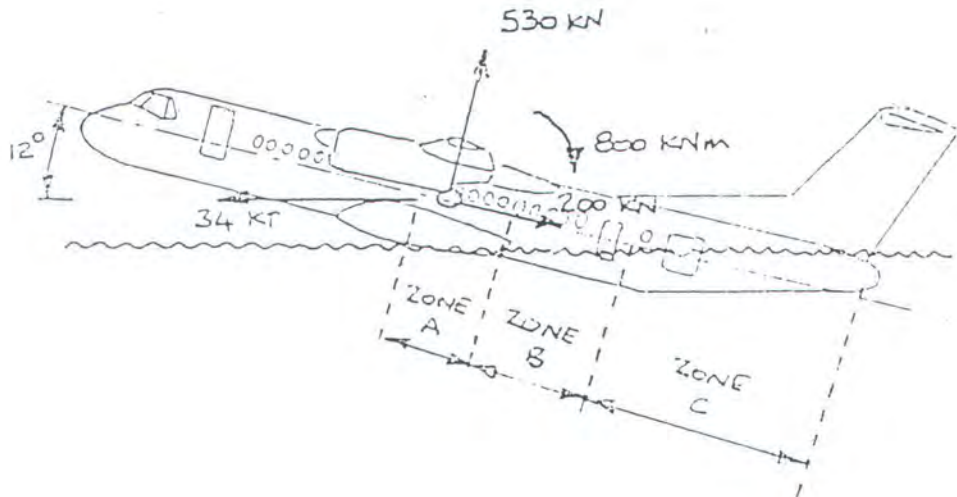
Bentuk dari pesawat dan perlambatan yang terjadi akibat pergesekan kulit bersama penambahan sekitar 50% dari *drag* diambil untuk dapat dihitung perlambatan yang terjadi. Sisanya 50% adalah merupakan asumsi dari tekanan *drag* dengan aliran lokal yang mengalir secara tetap ke arah depan dari daerah tonjolan dan dengan adanya daerah pembukaan pada *landing gear*.

III.2.1.4. KONDISI PEMBEBANAN PADA IMPACT YANG KEDUA

Kondisi *impact* yang kedua sangat mirip adanya dengan kondisi *impact* yang pertama. Gaya normal pada kondisi ini akan sedikit lebih besar, tetapi pada *drag* dan *pitching moment* keduanya lebih kecil. Kondisi tersebut diatas dapat dilihat pada gambar di bawah ini.



Gambar III.2 : Initial Impact (CASE A)



Gambar III.3. : Second Impact (CASE B)

III.2.2. KONDISI PEMBEBANAN SECTION 46 SELAMA DITCHING

Telah dijelaskan di sub bab sebelumnya bahwa pesawat mengalami beban *impact* terbesar dua kali yaitu beban *impact* terbesar pertama pada saat $t = 0.8$ detik dan *impact* terbesar kedua pada saat $t = 3.3$ detik.

Di dalam analisa berikutnya kita hanya melihat kondisi pembebanan pada *fuselage section 46*. Karena struktur *fuselage* pada *section 46* ini sangat berperan dalam pembebanan struktur secara keseluruhan dalam kasus *ditching* tersebut. Berbagai pengalaman menunjukkan bahwa pada umumnya *section 46* mengalami pembebanan yang sangat kritis pada kondisi *ditching*. Pertimbangan tersebut dimaksudkan karena di daerah *section 46* merupakan daerah penumpang (*passenger area*) dan pintu-pintu seperti : *emergency door*, *cargo door*, dan *service door*. Keselamatan penumpang sangat diutamakan terutama pada saat evakuasi penumpang melalui *emergency door* dan pintu-pintu lainnya.

Besarnya beban tekanan (*pressure load*) yang bekerja pada *section 46* yang tercelup di dalam air untuk masing-masing kondisi pembebanan diambil dari grafik "*Pressure Recording*" (dapat dilihat pada lampiran), hasil pengujian model ditching yang disesuaikan dengan rekomendasi dari Laporan Pengujian Ditching (*Ditching Test Report*).

Pada tabel di bawah ini adalah distribusi tekanan pada *section 46* untuk masing-masing kondisi pembebanan.

a. **Beban Impact Terbesar yang pertama (*Initial Impact*)**

FSTA	BL	Pressure Load (psi)	daN / mm ²
13249	BL 0	18.750	0.0129277
14878	BL 0	14.236	0.0098157
15386	BL 0	12.829	0.0088452
15535	BL 0	12.416	0.0085605
15894	BL 0	16.860	0.0116245
16402	BL 0	23.148	0.0159601
16840	BL 0	28.570	0.0196983
16910	BL 0	28.235	0.0194674
17418	BL 0	25.804	0.0177914
17926	BL 0	23.373	0.0161154
18073	BL 0	22.670	0.0156304
18434	BL 0	2.494	0.0017196
18799	BL 0	-17.905	-0.0123453
18973	BL 0	-27.630	-0.0190502
19164	BL 0	-24.369	-0.0168015
19651	BL 0	-16.053	-0.011068
19873	BL 0	-12.262	-0.0084544
20138	BL 0	-11.078	-0.0076382
20625	BL 0	-8.903	-0.0061384
20773	BL 0	-8.242	-0.0056827
21187.5	BL 0	-6.391	-0.0044061
21750	BL 0	-3.878	-0.0026738
22290	BL 0	-1.466	-0.0010108
22830	BL 0	0.946	0.0006522
23370	BL 0	3.358	0.0023152
23860	BL 0	5.547	0.0038242

Pada kondisi beban *impact* pertama, sikap pesawat (*pitch attitude*) mempunyai sudut 15 derajat terhadap permukaan air dengan posisi *flap* 40 derajat, yang selanjutnya dinamakan Case A.

b. Beban Impact Terbesar yang kedua (*Second Impact*)

FSTA	BL	Pressure Load (psi)	daN / mm ²
13249	BL 0	4.094	0.0028227
14878	BL 0	10.527	0.0072583
15386	BL 0	12.534	0.0086416
15535	BL 0	13.122	0.0090473
15894	BL 0	12.807	0.0088299
16402	BL 0	12.361	0.0085224
16840	BL 0	11.976	0.0082572
16910	BL 0	12.265	0.0084564
17418	BL 0	14.362	0.009902
17926	BL 0	16.458	0.0113476
18073	BL 0	17.065	0.0117659
18434	BL 0	14.170	0.00977
18799	BL 0	11.243	0.007752
18973	BL 0	9.848	0.00679
19164	BL 0	7.301	0.0050338
19651	BL 0	0.806	0.0005561
19873	BL 0	-2.154	-0.0014851
20138	BL 0	-2.279	-0.001571
20625	BL 0	-2.507	-0.0017288
20773	BL 0	-2.577	-0.0017768
21187.5	BL 0	-2.772	-0.0019111
21750	BL 0	-3.036	-0.0020934
22290	BL 0	-3.290	-0.0022684
22830	BL 0	-3.544	-0.0024434
23370	BL 0	-3.798	-0.0026183
23860	BL 0	-4.028	-0.0027771

Pada beban *impact* kedua terlihat tekanan yang bekerja pada *section* #6 mulai mengecil dibandingkan dengan yang pertama. Hal ini disebabkan oleh sikap pesawat (*pitch attitude*) menurun menjadi 10 derajat terhadap permukaan air.



Dari distribusi tekanan secara memanjang pesawat pada kedua kondisi tersebut diatas terjadi fenomena hisapan (*suction*) pada daerah pintu. Hal ini telah dijelaskan pada sub bab sebelumnya. Data *pressure* diatas telah disesuaikan dengan beban total (*Total Loads*) yang bekerja pada pesawat untuk masing-masing kondisi. Penyesuaian *pressure load* tersebut dilakukan dengan cara iterasi pada masing-masing *frame* di *section 46*. Data *pressure* dari ***Ditching Test Report*** merupakan harga awal (*first value*) untuk melakukan iterasi selanjutnya, sehingga bisa mendapatkan distribusi *pressure load* yang sesuai dengan *Total Loads*.

Analisa pembebanan selanjutnya adalah kita mengasumsikan *pressure load* tersebut didistribusikan merata secara melintang pesawat. Asumsi ini diambil dimaksudkan untuk memudahkan kita di dalam analisa tegangan struktur, dan juga kita tidak tahu bentuk sesungguhnya dari distribusi *pressure load* tersebut. Hal ini memang perlu dikaji tersendiri yang lebih mendalam untuk mendapatkan bentuk distribusi beban sesuai dengan kenyataannya. Asumsi lainnya yang sangat penting adalah beban-beban yang bekerja pada *section 46* hanya beban tekanan (*pressure load*) eksternal akibat *ditching* tanpa mempertimbangkan adanya beban internal seperti *cabin pressure* (tekanan kabin).

III.3. ANALISA TEGANGAN PADA STRUKTUR

Pada bab II telah dijelaskan pembagian beban secara umum. Beban dapat dikategorikan juga menurut bagaimana mereka bekerja pada

struktur. **Surface force** adalah gaya-gaya yang bekerja pada permukaan struktur, seperti : *aerodynamic* atau *hydrodynamic pressure*, *aerostatic* atau *hydrostatic pressure*, atau *contact pressure* dari anggota lainnya. **Body force** adalah gaya-gaya yang bekerja di sekeliling volume dari struktur tersebut, seperti : *gravitational* dan *inertial force*.

Kriteria umum untuk beban yang diijinkan (*allowable loads*) pada struktur pesawat adalah sebagai berikut :

- a. Beban yang menyebabkan struktur tersebut “*collapse*” (gagal).
- b. Beban yang menyebabkan deformasi tetap dalam struktur setelah pemindahan beban.
- c. Beban yang menyebabkan deformasi total dari struktur yang terbebani.

Kriteria pertama disyaratkan bahwa tegangan (*stress*) yang ditentukan oleh beban *ultimate* (*ultimate load*) tidak boleh menghasilkan suatu kegagalan struktur (*structure failure*), karena kegagalan bisa menyebabkan material itu rusak atau mengalami instabilitas *buckling* (*buckling instability*) suatu struktur.

Kriteria kedua biasanya diinterpretasikan sebagai tegangan yang ditentukan oleh beban limit (*limit load*).

Kriteria ketiga mensyaratkan defleksi pada beban limit tidak boleh berlebihan. Defleksi yang berlebihan akan menyebabkan efek aeroelastis atau gerakan dinamis.

Beban yang diijinkan sangat erat kaitannya dengan *mechanical properties* suatu material, yang ditentukan oleh pengujian terhadap material tersebut.

Dari kondisi-kondisi tersebut diatas, maka perlu membandingkan antara beban yang terjadi dengan beban yang diijinkan untuk menentukan apakah struktur tersebut dirancang dengan efisien (*efficiently designed*). Perbandingan tersebut dinamakan **Margin of Safety** (MS), yang didefinisikan sebagai :

$$MS = \frac{\text{allowable load}}{\text{applied load}} - 1 \quad \dots\dots\dots(III.3.1)$$

Untuk kondisi beban limit, formula diatas menjadi :

$$MS = \frac{\text{yield load}}{\text{applied limit load}} - 1 \quad \dots\dots\dots(III.3.2)$$

dan untuk kondisi beban ultimate :

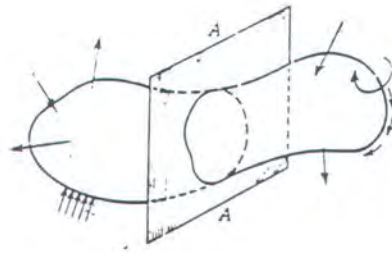
$$MS = \frac{\text{collapse load}}{\text{applied ultimate load}} - 1 \quad \dots\dots\dots(III.3.3)$$

Persamaan diatas juga sesuai untuk perbandingan tegangan (*stress*) sehingga kata "*load*" dapat digantikan dengan kata "*stress*". Ini dapat dilihat pada persamaan (III.3.1) bahwa suatu struktur yang dirancang secara efisien akan mempunyai harga MS positif yang sangat kecil.

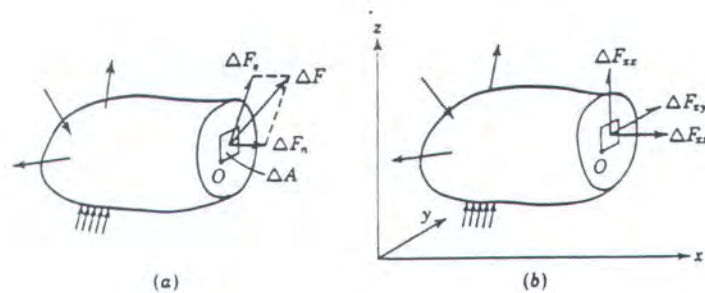
III.3.1. DEFINISI TEGANGAN DAN NOTASI

Anggaphlah benda dengan permukaan yang berubah-ubah seperti pada gambar di bawah ini, dimana pada benda tersebut bekerja suatu

gaya-gaya permukaan dalam kondisi seimbang. Apabila benda tersebut bersifat lentur, maka gaya akan dipindahkan ke semua bagian dari isinya, dan gaya-gaya internal akan timbul diantara partikel-partikel yang membentuk benda itu.



Gambar III.4. : Deformable Load with Applied Loads



Gambar III.5.: Internal force components at O . (a) Resultant normal and shear component; (b) components parallel to x,y,z axes

Untuk menentukan gaya-gaya internal ini, maka kita bayangkan benda itu dibagi dalam dua bagian. Gaya ΔF bekerja pada luasan ΔA yang kecil pada potongan tersebut seperti pada gambar diatas. Tegangan pada titik O didefinisikan sebagai intensitas dari gaya internal pada titik dan diberikan persamaan sebagai berikut :

$$\text{Stress} = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F}{\Delta A} \dots\dots\dots(\text{III.3.4})$$

Pada umumnya, gaya ΔF tidak tegak lurus terhadap bidang AA tetapi merupakan resultan dari ΔF_n (tegak lurus bidang) dan ΔF_s yang sejajar dengan bidang. Kedua komponen gaya tersebut menyebabkan deformasi linier yang sejajar dengan arah gerakannya dan deformasi sudut (*angular*). Sehingga dikenal 2 jenis tegangan, yaitu tegangan normal (*Normal Stress*), yaitu :

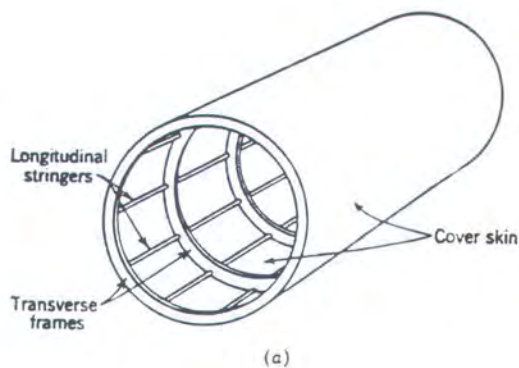
$$\sigma_n = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F_n}{\Delta A} \dots\dots\dots(\text{III.3.5})$$

dan tegangan geser (*Shear Stress*) :

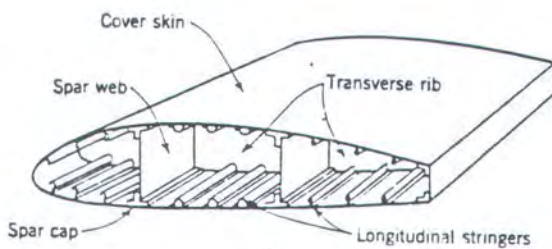
$$\sigma_s = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F_s}{\Delta A} \dots\dots\dots(\text{III.3.6})$$

III.3.2. IDEALISASI STRUKTUR KONSTRUKSI PESAWAT

Struktur pesawat terbang yang pada dasarnya adalah berguna untuk menahan beban yang dialami selama operasi serta untuk melindungi barang dan penumpang didalamnya, maka struktur pesawat biasanya merupakan jenis struktur kulit rangka (*semimonocoque*), yaitu struktur yang terdiri dari panel plat yang mempunyai penegar-penegar, seperti terlihat pada gambar di bawah berikut ini :

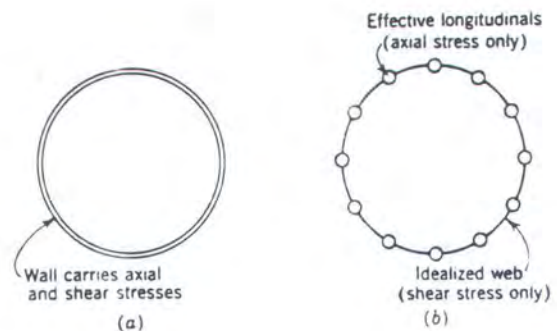


(a)



(b)

Gambar III.6 : Typical semimonocoque construction



(a)

(b)

Gambar III.7 : Idealization of a monoque shell

Struktur kulit rangka yang berupa panel plat cangkang mempunyai fungsi sebagai :

- Meneruskan gaya-gaya aerodinamik yang bekerja pada cangkang dan sekat menuju ke penguat-penguat memanjang dan melintang.
- Menahan tegangan geser yang merupakan reaksi dari momen torsi.
- Menahan beban aksial dan momen tekuk (*bending moment*) yang bekerja pada seluruh badan pesawat dengan unsur-unsur penegar yang memanjang.
- Menahan beban radial, seperti bila pesawat mengalami penambahan tekanan udara (*pressurization*).

III.3.3. BUCKLING PADA KOLOM

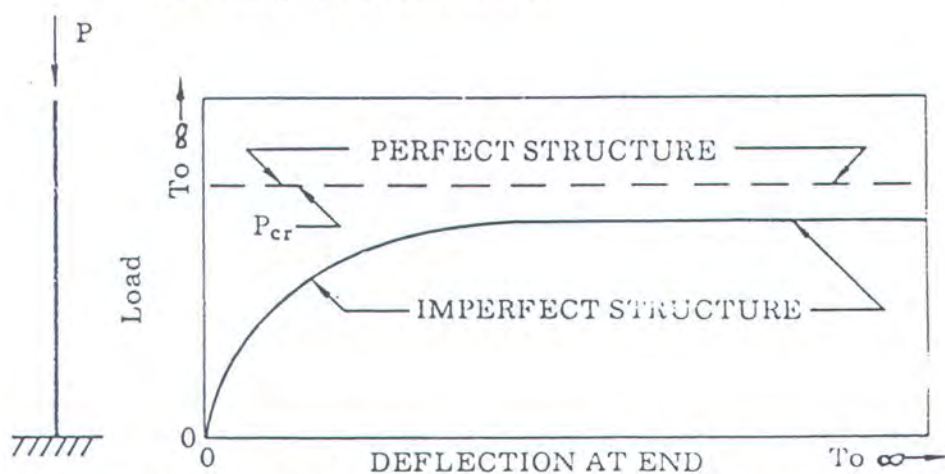
III.3.3.1. KOLOM (COLUMN)

Balok adalah bagian dari suatu struktur yang menerima tegangan tekan uniaksial (*uniaxial compressive stress*). Moda kegagalan (*failure mode*) yang normal ini adalah beberapa bentuk dari instabilitas (*instability*).

a. Kegagalan kolom utama (*primary column failure*) didefinisikan sebagai semua jenis kegagalan dimana penampang melintangnya (*cross section*) mengalami :

- Translasi
- Rotasi
- Atau Translasi dan Rotasi dalam bidangnya sendiri

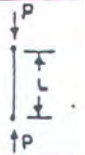

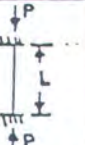




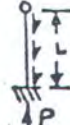
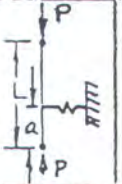

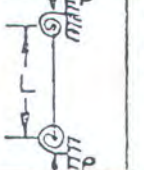


b. Kegagalan sekunder (*secondary failure*) meliputi distorsi lokal (*local distortion*) di dalam bidang penampang melintang dari kolom tersebut.



Gambar III.8. : Perfect vs Imperfect Structures of An Column

Suatu kolom dapat gagal pada setiap moda kegagalan berikut ini dan kekuatan kolom tersebut adalah paling rendah yang dihubungkan dengan setiap keempat moda kegagalan. Setiap analisa kekuatan yang lengkap harus mempertimbangkan semua keempat kondisi berikut ini :

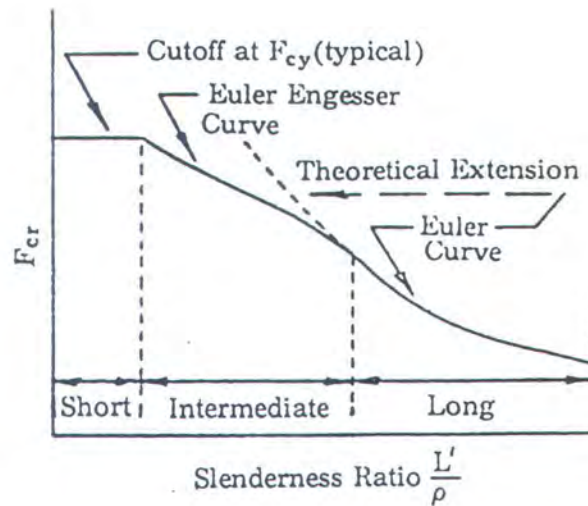
1. **Instabilitas Kelenturan** (*Flexural Instability*) : moda kegagalan ini mengenai buckling yang umum dari suatu kolom dan tergantung pada “*end fixity*”, penampang melintang, dan material.
2. **Crippling Stress** : *crippling* atau buckling lokal dari bentuk penampang melintang, terjadi terutama pada “*extrusions*”, “*formed sheet metal shape*”, dan tabung berdinding tipis (*thin walled tubes*). Ini tergantung pada material, geometri penampang melintang, dan ukurannya.
3. **Interaksi antara Crippling Lokal dan Instabilitas Kelenturan** : pada saat tegangan buckling kritis (*critical buckling stress*) mencapai harga setengah dari tegangan *crippling* lokal (*local crippling stress*), beberapa interaksi antara instabilitas kelenturan dan *crippling* dapat terjadi.
4. **Instabilitas Torsional** : kegagalan *torsional* relatif jarang pada kolom dan hanya diharapkan pada penampang-penampang berikut ini :
 - Penampang I yang pendek dan *web* atau *flange* yang sangat lebar.

COLUMN SHAPE AND END CONDITIONS		END FIXITY COEFFICIENT	COLUMN SHAPE AND END CONDITIONS		END FIXITY COEFFICIENT
	Uniform column, axially loaded, pinned ends.	$c = 1$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 1$		Uniform column, distributed axial load, one end fixed, one end free.	$c = .794$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 1.12$
	Uniform column, axially loaded, fixed ends	$c = 4$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = .5$		Uniform column, distributed axial load, pinned ends.	$c = 1.87$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = .732$
	Uniform column, axially loaded, one end fixed, one end pinned.	$c = 2.05$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = .70$		Uniform column, distributed axial load, fixed ends.	$c = 7.5$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = .365$
	Uniform column, axially loaded, one end fixed, one end free	$c = 0.25$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 2$		Uniform column, distributed axial load, one end fixed, one end pinned.	$\frac{c = 6.08}{(\text{approx})}$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 0.406$
	Uniform Column Axially Loaded, Pinned ends, one intermediate spring support	See Fig. 10.3.3		Uniform column, axially loaded, pinned ends, two intermediate spring supports	See Fig. 10.3.4
	Uniform Column, axially loaded, elastically restrained ends	See Fig. 10.3.5		Stepped column axially loaded pinned ends	See Fig. 10.5.1
	Stepped Column axially loaded pinned ends	See Fig. 10.5.2			

Gambar III.9. : Column End Fixity Coefficient

III.3.3.4. RASIO KELANGSINGAN (SLENDERNESS RATIO)

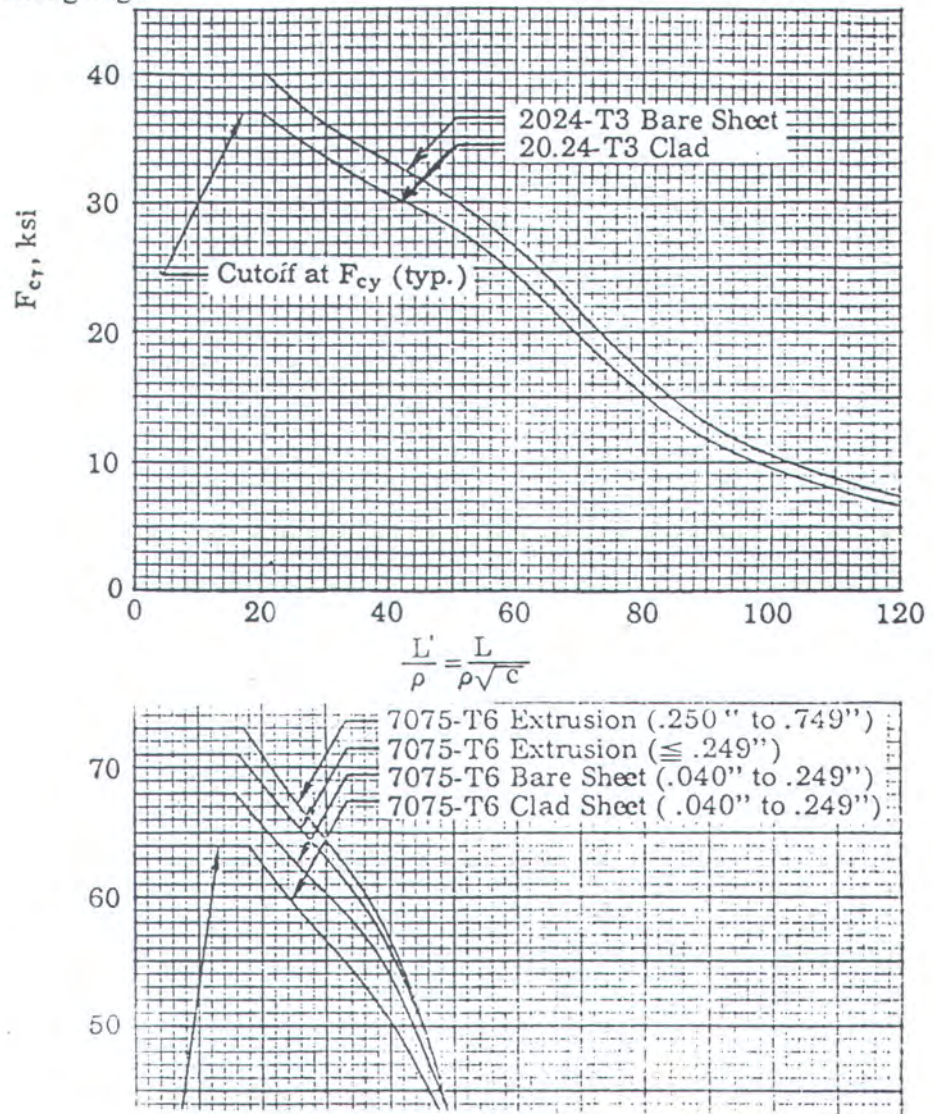
Gambar di bawah ini menunjukkan plot antara tegangan *buckling* kritis F_{cr} dengan L'/ρ untuk *typical alloy*.



Gambar III.10. : Slenderness Ratio vs F_{cr}

Ada tiga jenis kegagalan kolom utama untuk kolom yang stabil (*stable column*). Untuk rentang kolom yang pendek, digambarkan dengan rasio kelangsingan yang rendah, kegagalan disebabkan “*block compression*” dari material pada “*compressive yield point*”. Kolom dengan rentang panjang sedang gagal menurut persamaan Euler – Engesser dan sedangkan kolom yang panjang, digambarkan oleh tingginya rasio kelangsingan, menunjukkan kegagalan menurut persamaan Euler klasik.

Di bawah ini merupakan grafik untuk jenis material Al Clad 2024-T3 dan 7075-T6 yang menunjukkan antara F_{cr} dan rasio kelangsingan.



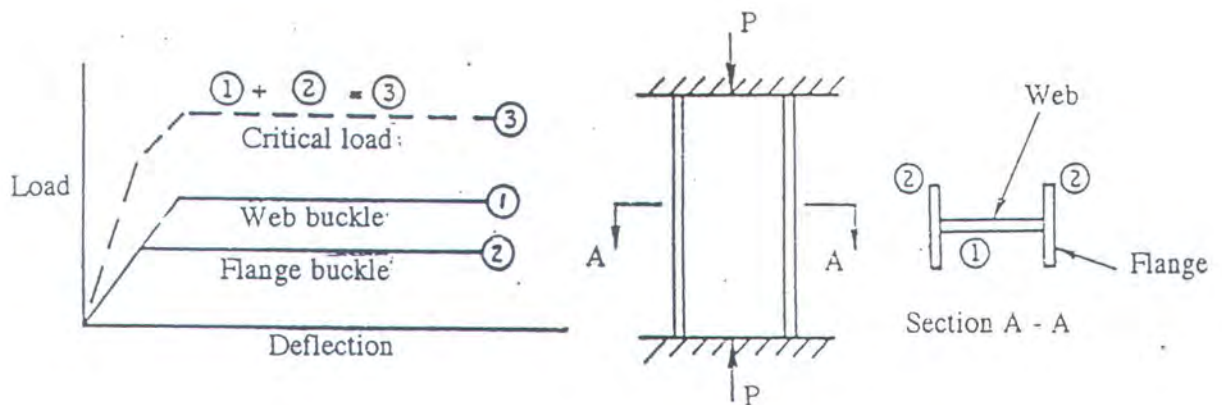
Gambar III.11. : Allowable Column Stresses 2024-T3 & 7075-T6

III.3.4. TEGANGAN CRIPPLING (CRIPPLING STRESS)

Kompresi dalam bagian struktur pesawat dapat dipertimbangkan sebagai masalah instabilitas dan dapat diklasifikasikan sebagai :

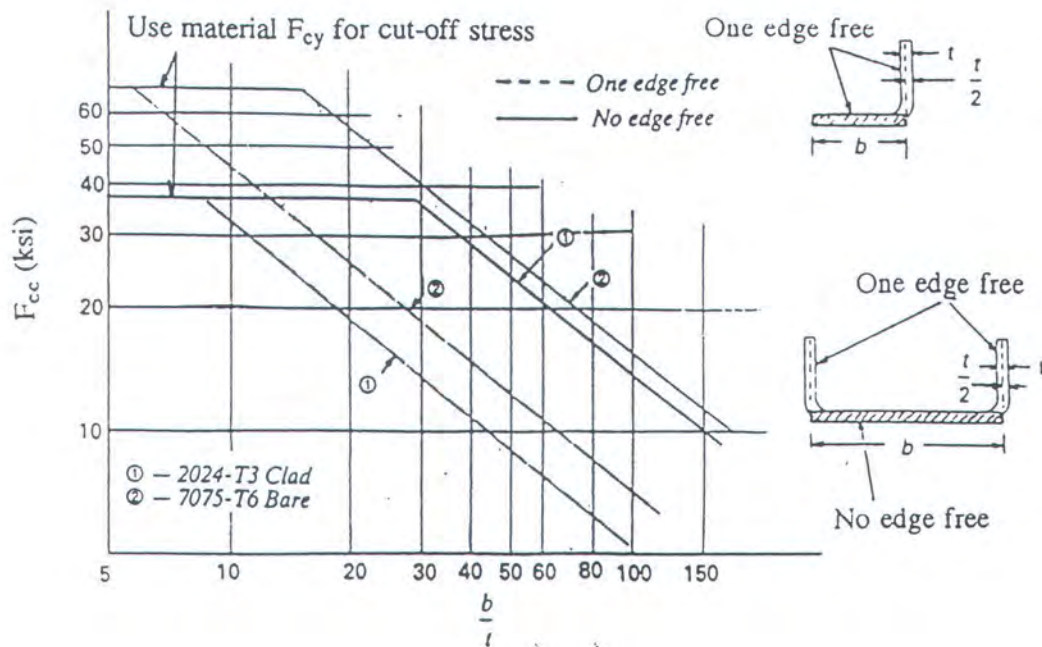
- Kegagalan Kolom
- Kegagalan instabilitas lokal (biasanya mengacu pada *crippling*)

Suatu kolom yang sempurna adalah bagian yang awalnya lurus dan mempunyai defleksi nol sampai pada beban kritis P_{cr} dimana bagian tersebut menjadi tidak stabil, seperti pada gambar III.12. di bawah ini. Dalam suatu struktur pesawat bagian-bagian struktur sangat jarang awalnya lurus.



Gambar III.12. : Deflection vs Load

Pada saat kegagalan *crippling*, seperti pada gambar III.13. , terjadi pada “*formed section*” yang timbul sebagai distorsi lokal.



Gambar III.15. : Crippling Stress of Formed Sections

III.3.5. INTERAKSI ANTARA KOLOM DAN TEGANGAN CRIPPLING

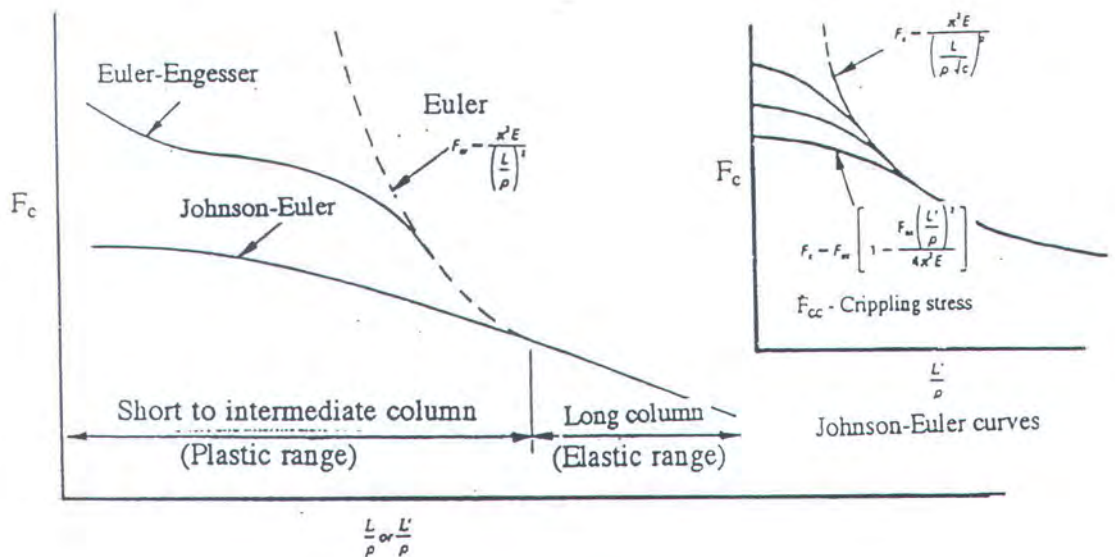
Ada dua jenis kegagalan kolom utama untuk kolom stabil dan keduanya dipengaruhi oleh rasio kelangsingan seperti pada gambar berikut ini. Jenis kegagalan ini adalah :

- Kolom panjang, digambarkan oleh tingginya rasio kelangsingan, menunjukkan kegagalan menurut persamaan Euler klasik.
- Kolom yang pendek dan sedang, digambarkan oleh rendahnya rasio kelangsingan, kegagalan diakibatkan baik *crippling*

lokal maupun *block compression* dari material pada *compressive yield point*.

Untuk kolom yang mengalami *crippling* lokal, tegangan kritis pada kolom diprediksikan akan gagal pada tegangan yang lebih rendah. Ini diakibatkan interaksi antara moda kegagalan instabilitas kelenturan utama dan moda *crippling* lokal. Untuk menentukan efek tersebut, kurva kolom empiris, direkomendasikan untuk *intermediate range* L'/ρ . Formula kolom Johnson adalah :

$$F_c = F_{cc} - \frac{(F_{cc})^2 (L'/\rho)^2}{4\pi^2 E} \dots\dots\dots(III.3.12)$$



Gambar III.16. : Johnson – Euler Column Curves

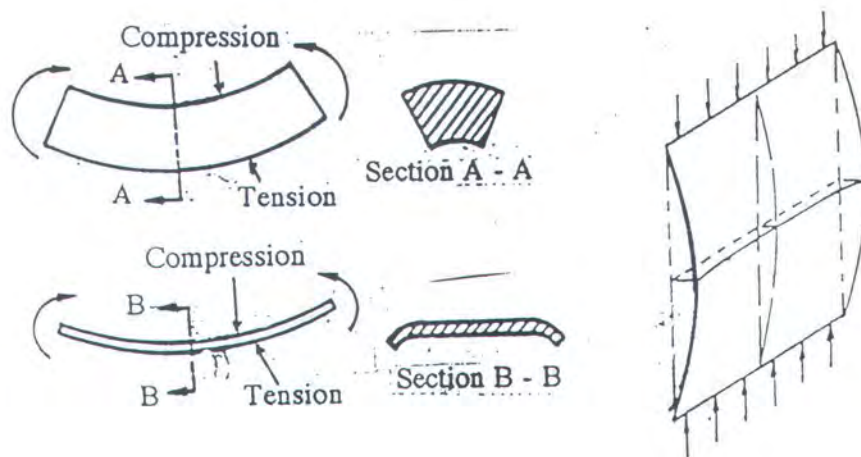
III.3.6. BUCKLING PADA PLAT TIPIS (THIN SHEET)

Persamaan dasar untuk *buckling* plat diturunkan dari persamaan kolom Euler yaitu :

$$F_{cr} = \frac{\pi^2 E}{(L'/\rho)^2}$$

Atau :

$$F_{cr} = \frac{c\pi^2 EI}{AL^2} \dots\dots\dots(III.3.13)$$

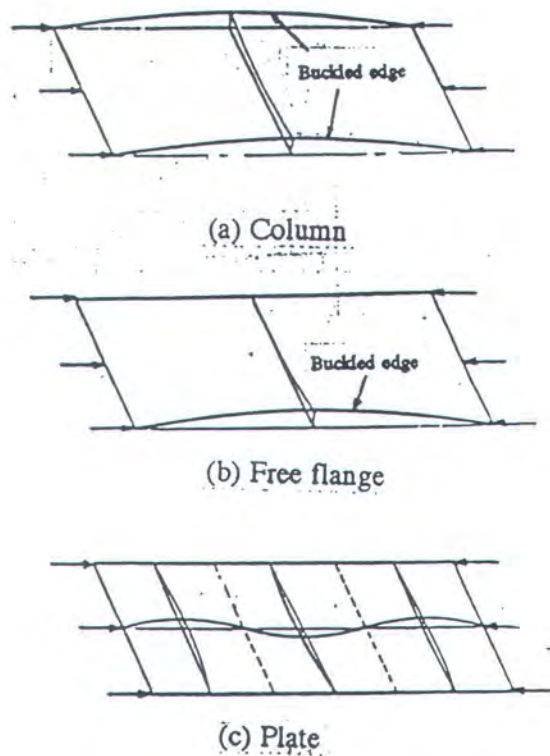


Gambar III.17. Efek Rasio Poisson pada Plat Datar

Apabila *in-plane loads* diberikan pada ujung plat datar, akan melengkung (*buckle*) pada beberapa beban kritis yang tergantung pada *aspect ratio* plat, tebal plat, dan kondisi ujung, seperti pada gambar berikut ini :

- Gambar III.18.a menunjukkan kedua sisi yang tidak terbebani bebas dan plat bertindak sebagai kolom.

- Gambar III.18.b menunjukkan salah satu sisi yang tidak terbebani bebas dan sisi yang lain ditahan, ini mengacu sebagai “free flange”.
- Gambar III.18.c menunjukkan kedua sisi yang tidak terbebani ditahan dan ini mengacu sebagai plat.



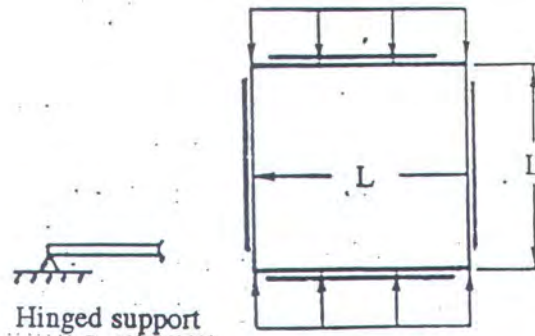
Gambar III.18. : Plates with Various Edge Supports

III.3.6.1. FORMULA BUCKLING UMUM

Persamaan *buckling* untuk plat segiempat dengan “*hinged supports*” di keempat ujung-ujungnya adalah :



$$F_{cr} = 3.62 E \left(\frac{t}{L} \right)^2 \quad \dots\dots\dots(III.3.14)$$



Gambar III.19. : Square Plate with Hinged Supported on Four Edges

Gambar III.20. di bawah ini menunjukkan plat yang mengalami pembebanan kompresi melengkung menjadi 3 gelombang.

Gambar III.20. : Long Rectangular Plate with Four Hinged Support Edges

III.3.6.2. PLAT DATAR (FLAT PLATES)

A. BEBAN TEKAN (COMPRESSION LOAD)

Tegangan *buckling* awal (*initial buckling stress*) untuk plat datar akibat beban tekan adalah :

$$F_{c,cr} = \frac{k_c \eta_c \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \dots\dots\dots(III.3.15)$$

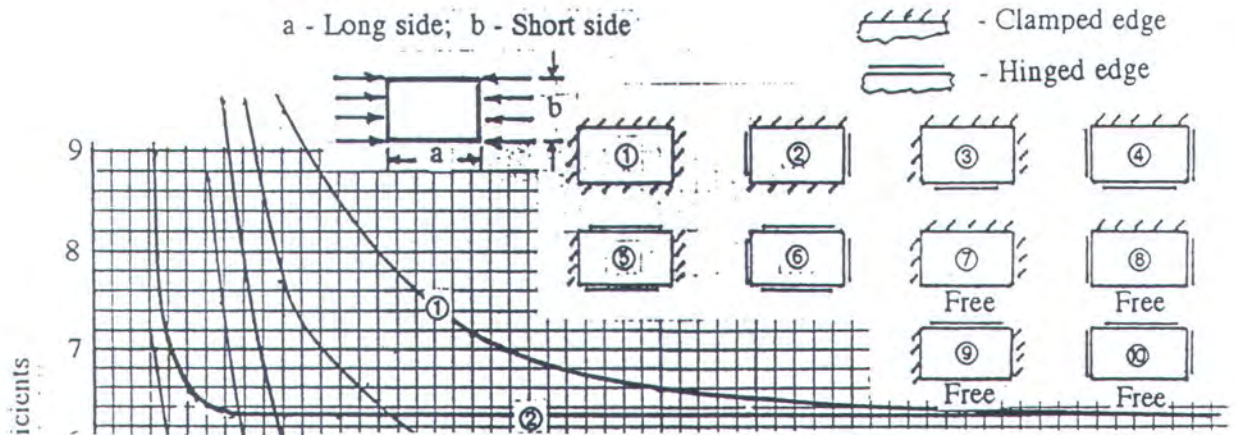
Atau :

$$F_{c,cr} = K_c \eta_c E \left(\frac{t}{b}\right)^2 \dots\dots\dots(III.3.16)$$

Dimana :

η_c = faktor reduksi plastisitas pada beban tekan

Gambar III.21. menunjukkan koefisien *buckling* plat datar (K_c) untuk beban tekan.



Gambar III.21. : K_c Coefficient (Compression)

B. BEBAN GESER (SHEAR LOAD)

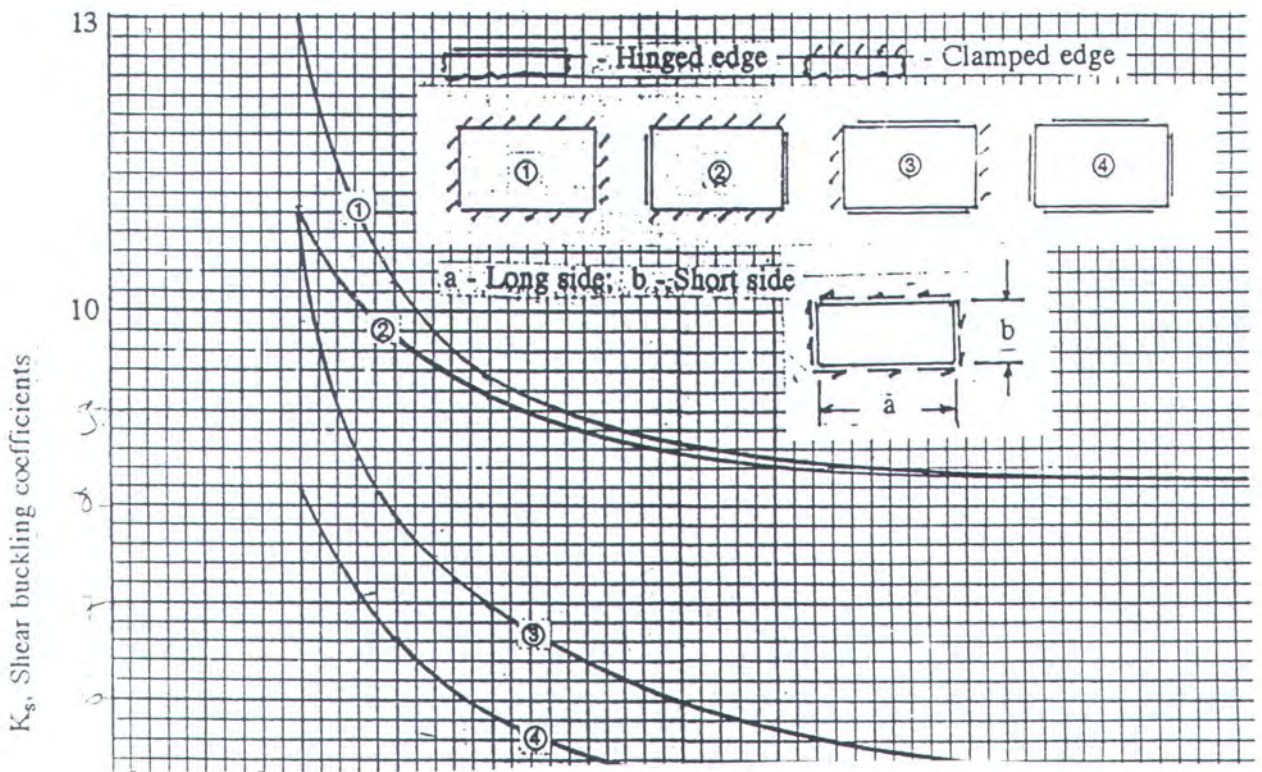
Tegangan buckling awal untuk plat datar akibat beban geser adalah:

$$F_{s,cr} = \frac{k_s \eta_s \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \dots\dots\dots(III.3.17)$$

Atau :

$$F_{s,cr} = K_s \eta_s E \left(\frac{t}{b}\right)^2 \dots\dots\dots(III.3.18)$$

Gambar III.22. di bawah ini menunjukkan koefisien *buckling* plat datar (K_s) untuk beban geser.



Gambar III.22. : K_s Coefficients (Shear)

C. BEBAN TEKUK (BENDING LOAD)

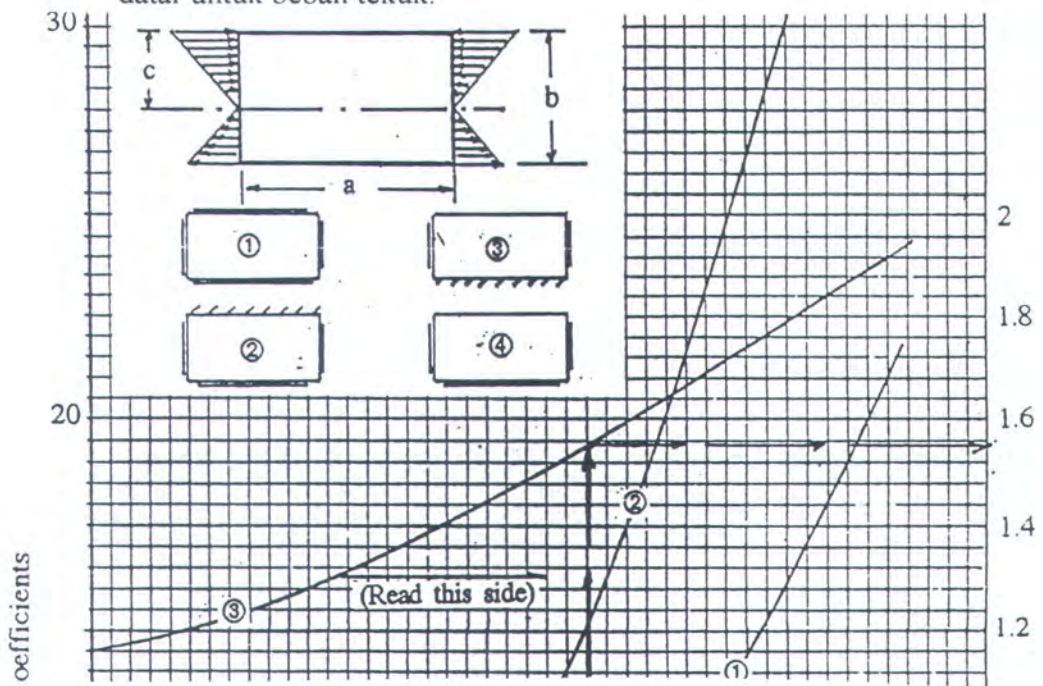
Tegangan *buckling* awal untuk plat datar akibat beban tekuk adalah:

$$F_{b,cr} = \frac{K_b \eta_b \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \dots\dots\dots(III.3.19)$$

Atau :

$$F_{b,cr} = K_b \eta_b E \left(\frac{t}{b}\right)^2 \dots\dots\dots(III.3.20)$$

Gambar III.23. di bawah ini menunjukkan koefisien *buckling* plat datar untuk beban tekuk.



Gambar III.23. : K_b Coefficients (Bending) - $a/b > 1.0$

III.3.6.3. PLAT LENGKUNG (CURVED PLATES)

Tegangan *buckling* awal untuk plat lengkung sama dengan plat datar, persamaan yang sama (lihat pers. III.3.15 dan III.3.17) dapat digunakan untuk plat lengkung kecuali koefisien *buckling* untuk plat lengkung, k_c' dan k_s' digunakan untuk menggantikan k_c dan k_s .

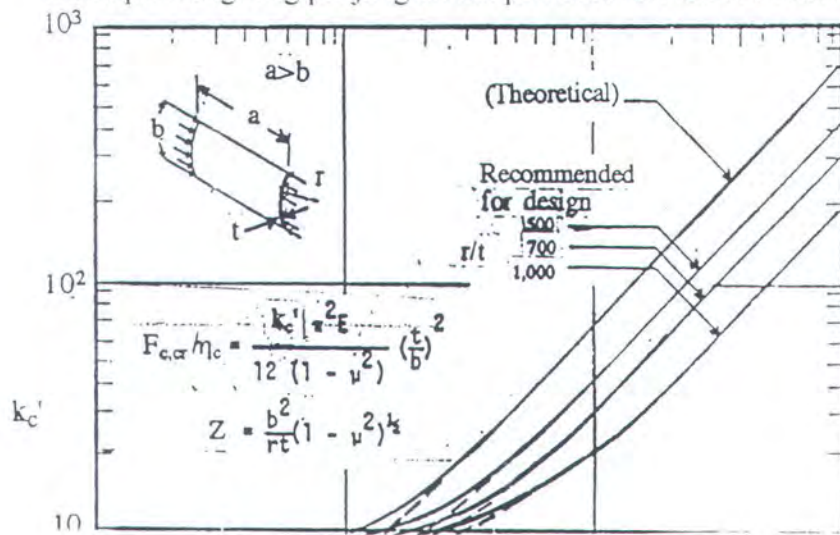
$$F_{c,cr} = \frac{k_c \eta_c \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (\text{compression}) \quad \dots\dots\dots(III.3.21)$$

$$F_{s,cr} = \frac{k_s \eta_s \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (\text{shear}) \quad \dots\dots\dots(III.3.22)$$

Koefisien *buckling* k_c' dan k_s' tergantung pada jari-jari lengkung pada *thickness ratio* dan kondisi tumpuan ujung.

A. COMPRESSION

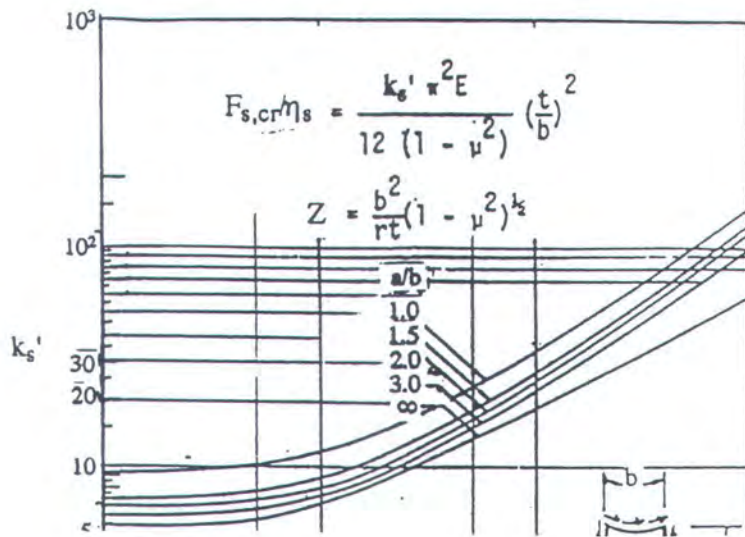
Gambar III.24. di bawah ini memberikan koefisien *buckling* k_c' untuk plat lengkung panjang akibat pembebanan tekan aksial.



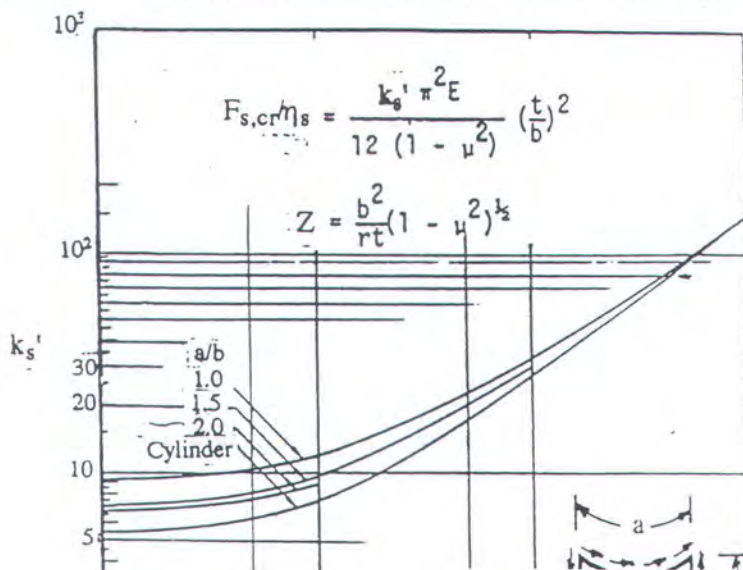
Gambar III.24. : Curved Plate Coefficient k_c' (Compression)

B. SHEAR

Gambar III.25. di bawah ini menunjukkan koefisien *buckling* k_s' untuk plat lengkung panjang dan lebar akibat pembebanan geser.



Gambar III.25. : Long Curved Plate Coefficient k_s' (Shear) – Four Edges are Hinged



Gambar III.26. : Wide Curved Plate Coefficient k_s' (Shear) – Four Edges are Hinged



III.3.6.4. PEMBEBANAN KOMBINASI (COMBINED LOADINGS)

Kurva interaksi untuk kondisi *buckling* dapat disusun berdasarkan pada *stress ratio* R , dimana rasio antara *actual stress* (f) dan *allowable stress*

(F_{cr}) :

$$R_c = f_c / F_{c,cr} \text{ (compression stress ratio)}$$

$$R_s = f_s / F_{s,cr} \text{ (shear stress ratio)}$$

$$R_b = f_b / F_{b,cr} \text{ (bending stress ratio)}$$

Gambar III.27. : Interaction Curve for Square and Long plates in Biaxial Compression Loadings.

Margin of Safety untuk kombinasi dari bermacam tegangan *buckling*

dapat ditentukan dengan menggunakan suatu kurva interaksi :

$$MS = \frac{1}{R_x + R_y} - 1 \quad \dots\dots\dots(III.3.23)$$

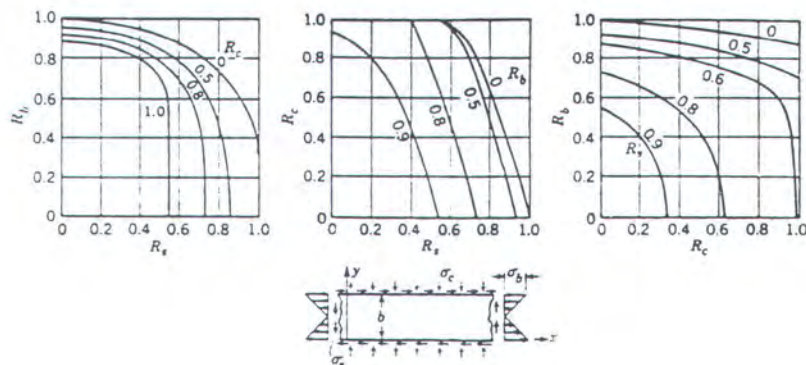
Kita menggunakan persamaan interaksi berikut ini :

Type of loading	Interaction equation	Buckling margin of safety
1. Biaxial compression†	$R_x + R_y = 1$	$\frac{1}{R_x + R_y} - 1$
2. Longitudinal compression and shear‡	$R_c + R_s^2 = 1$	$\frac{2}{R_c + (R_c^2 + 4R_s^2)^{1/2}} - 1$
3. Bending and shear§	$R_b^2 + R_s^2 = 1$	$\frac{1}{(R_b^2 + R_s^2)^{1/2}} - 1$

† Square or long simply supported plates.

‡ Simply supported plates with $a/b \geq 1$ and long plates with elastically restrained edges.

§ Applicable for all a/b .

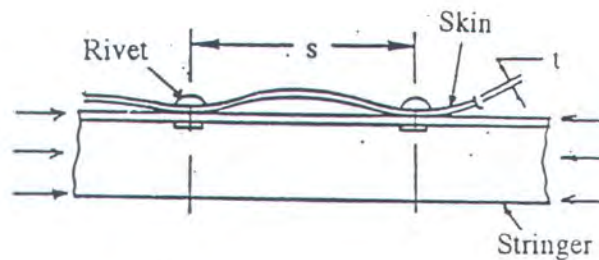


Gambar III.28. : Interaction Curves for Long Simply Supported Plates under Combinations of Transverse Compression, Shear, and Bending

III.3.7. INTER – RIVET BUCKLING

Inter-rivet buckling adalah bagian kompresi (*compression members*) dengan kulit yang dipasang oleh *rivet*, seperti pada gambar berikut ini. Kulit pada *compression panel* dimana mempunyai *stringer*

(atau *stiffener*) yang dipasang oleh beberapa rivet untuk kegagalan lokal oleh *buckling* di sebelah luar dari kulit di antara *rivet*. Tegangan kulit (*skin stress*) dimana fenomena ini terjadi disebut *inter-rivet buckling stress* (F_{ir}).



Gambar III.29. : Inter – rivet Buckling

Teori *inter-rivet buckling* adalah sama dengan *buckling* dari plat datar yang dianggap sebagai kolom yang dua ujung tetap di setiap ujungnya (pada *rivet*). Persamaan *inter-rivet buckling* untuk kulit datar dengan ujung bebas tak terbebani adalah :

$$F_{ir} = 0.9 c E \left(\frac{t}{s} \right)^2 \quad \dots\dots\dots(III.3.24)$$

Dimana :

t = tebal kulit

s = jarak antar *rivet* (ekuivalen dengan panjang kolom)

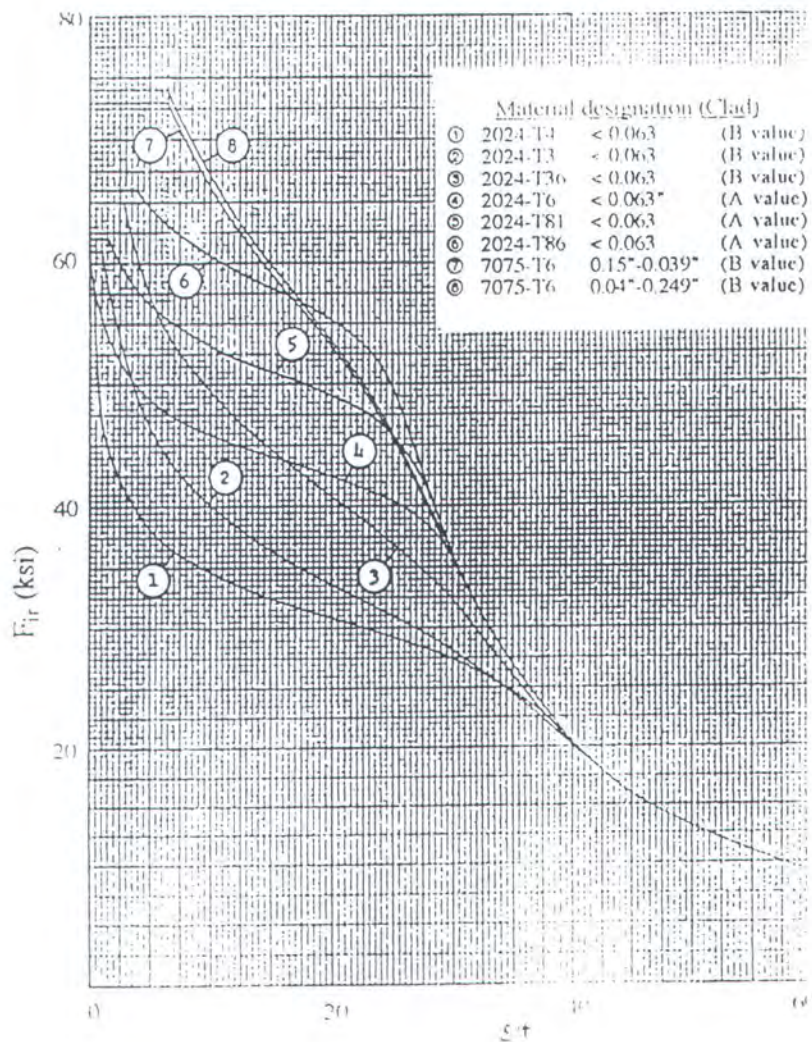
c = *end fixity coefficient*

Pers (III.3.24) diatas telah diplotkan pada gambar III.30. untuk *universal head* (c = 4.0) aluminium rivet. Perlu adanya koreksi apabila

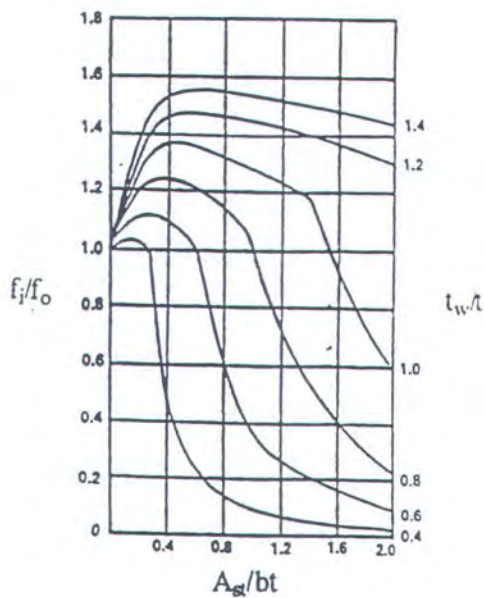
menggunakan selain *universal head rivets*. Koreksi tersebut adalah sebagai berikut :

- $c = 4.0$ untuk *universal heads*
- $c = 3.0$ untuk *brazier heads*
- $c = 1.0$ untuk *countersunk rivet*

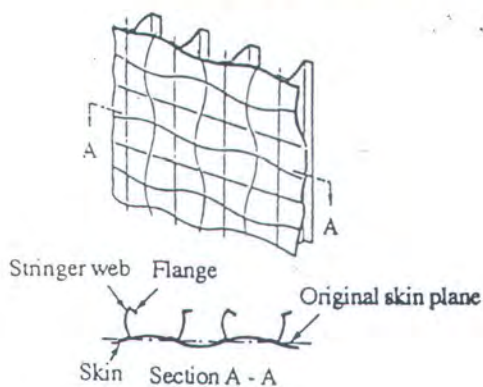
Secara normal *skin - stringer panel* dirancang sedemikian rupa sehingga jarak antar *rivet* diperoleh dari tegangan *cripling stringer* ($F_{ir} = F_{cc}$).



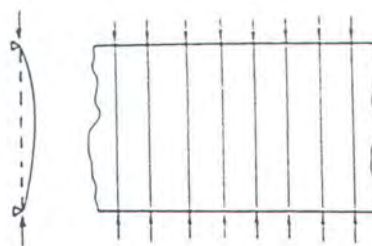
Gambar III.30 : Inter-rivet Buckling Stress for Clad Aluminium Alloy Skin ($c = 4.0$)



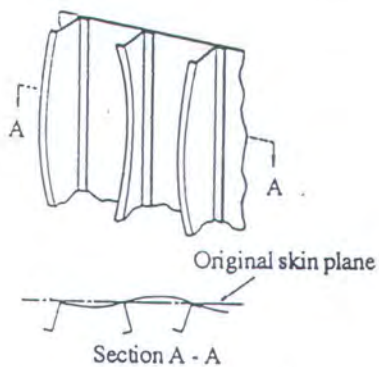
Gambar III.31. : Initial Buckling Stress of a Skin-Stringer Panel



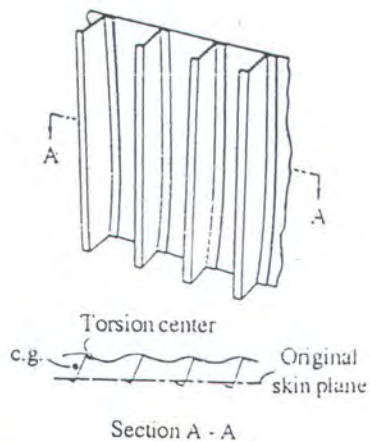
(a) Initial Buckling (Skin Buckling)



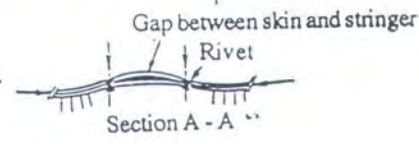
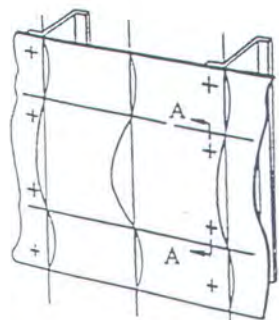
(b) Flexural Instability (Euler Mode)



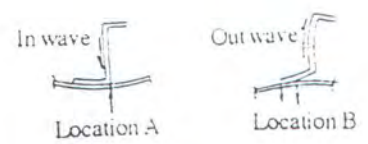
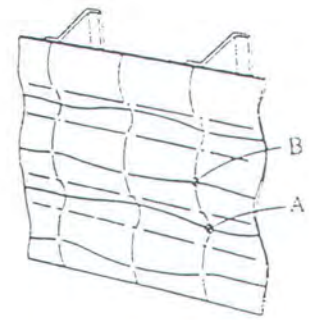
(c) Torsional Instability



(d) Flexural and Torsional Instability

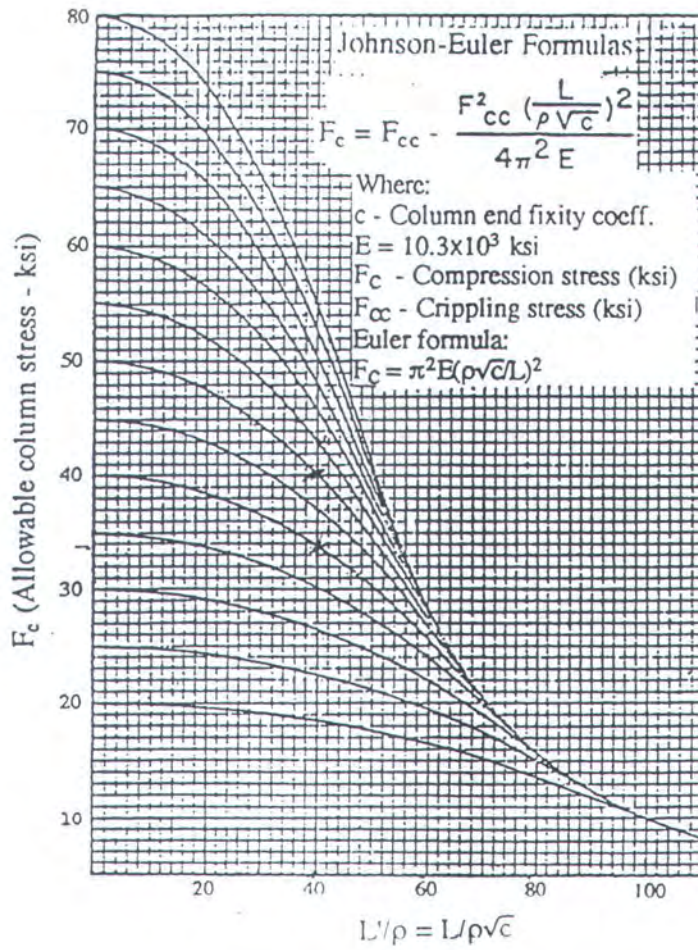


(e) Inter-Rivet Buckling



(f) Skin Wrinkling

Gambar III.32. : Failure Modes of a Skin-Stringer Panel



Gambar III.33 : Column Failures vs Slenderness Ratio



III.4. MODEL ELEMEN HINGGA STRUKTUR BADAN PESAWAT

Pada dasarnya bentuk model elemen yang dipilih untuk mengidealisasikan struktur badan pesawat N250-100 *section 46* adalah bentuk elemen-elemen 2 (dua) dimensi berupa elemen garis dan elemen bidang, yaitu :

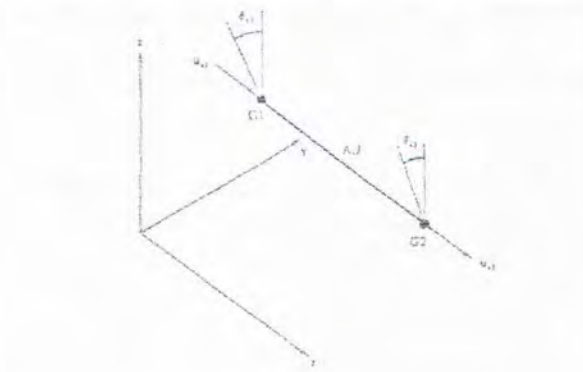
a. Elemen BAR (gambar III.35.)

Elemen BAR adalah elemen garis dengan variabel sifat terdistribusi secara menerus sepanjang segmen garis yang menghubungkan 2 buah titik simpul (*grid point*). Elemen ini mempunyai sifat dapat menahan perpindahan pada titik simpul untuk keenam arah derajat kebebasan. Elemen BAR memiliki luas penampang melintang dan sifat material yang konstan sepanjang elemen dan dispesifikasikan pada sistem koordinat lokal elemen tersebut.

Program NASTRAN membatasi elemen BAR ini dengan keadaan sebagai berikut :

1. Elemen ini dapat menahan beban tekukan pada 2 sumbu yang tegak lurus sebagai tambahan sifat mampu menahan gerak aksial dan puntiran.
2. Sumbu netral elemen dapat diletakkan tidak tepat pada titik simpul.
3. Pusat geser (*shear center*) terletak pada sumbu netral.
4. Fleksibilitas geseran melintang dapat diikutsertakan.
5. Hubungan yang dipasak adalah konstan.
6. Luas penampang melintang konstan.

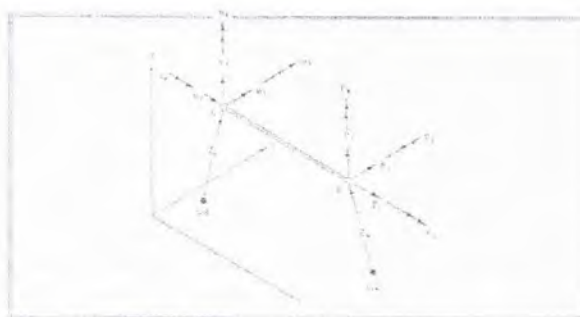
7. Sumbu utama kelembaman tidak harus sama dengan sumbu lokal.
8. Tegangan yang dapat diterapkan pada setiap permukaan dari penampang melintang di setiap ujungnya maksimum 4 buah.



Gambar III.34. : Elemen ROD

b. Elemen ROD (gambar III.34.)

Elemen ROD adalah elemen garis dengan variabel sifat terdistribusi secara menerus sepanjang segmen garis yang menghubungkan 2 buah titik simpul dan memiliki sifat dapat menahan perpindahan aksial dan puntiran. Elemen ini memiliki luas penampang melintang A dan konstanta puntiran J yang merata (*uniform*). Pada umumnya elemen ROD yang terdapat pada model struktur badan pesawat tidak memiliki kekakuan puntir.



Gambar III.35. : Elemen BAR

c. Elemen TRIA3 dan QUAD4 (gambar III.36.)

Elemen TRIA3 dan QUAD4 adalah elemen bidang isoparametris masing-masing dengan 3 dan 4 simpul penghubung, dan memiliki kelebihan sebagai berikut :

1. Ketebalan dapat berbeda secara isoparametris pada seluruh permukaan elemen.
2. Formulasi elemen memungkinkan untuk menggabungkan matriks massa, tetapi matriks ini tidak termasuk kelembaman (*inertia*) yang akan didefinisikan tersendiri. Sehingga elemen ini dapat digunakan untuk memodelisasi material komposit yang tidak balans atau pelat yang tidak tepat pada titik simpul.

Elemen bidang ini dihubungkan pada titik simpul dan memiliki 5 derajat kebebasan, dimana rotasi pada arah normal elemen dihilangkan. Sehingga untuk keadaan dimana arah rotasi tersebut tidak terkekang harus digunakan kekangan tunggal pada titik simpul tersebut. Jadi pada dasarnya elemen pelat ini mampu menahan beban bidang, beban tekuk dan beban geser melintang.

Gambar III.36. : Elemen TRIA3 dan QUAD4

d. Elemen SHEAR (gambar III.37.)

Elemen SHEAR adalah elemen bidang dengan empat titik simpul dan hanya mampu menahan beban geser dari panel yang dimodelkannya. Untuk itu sifat yang utama adalah ketebalannya. Elemen ini biasa digabungkan dengan elemen ROD untuk menjadi model sebuah struktur yang tidak menerima beban geser murni, sehingga beban aksial dan transversal yang ada akan diterima elemen ROD tersebut, seperti terlihat pada gambar III.37. , dimana pembebanan untuk panel shear terdiri tegangan simpul F , tegangan *kick* k , dan *shear flow* q .



Gambar III.37. : Elemen SHEAR

Sebagai tambahan dari elemen-elemen yang menghubungkan titik-titik simpul tersebut diatas, juga diterapkan model yang menggambarkan kekakuan struktur secara lebih luas diantara beberapa elemen pembentuknya. Model tersebut adalah :

- Struktur benda kaku (*rigid bodies*)

Struktur ini untuk diterapkan pada 4 titik simpul di setiap jarak antara frame dari batang lateral, mekanisme penguncian kait pintu, dan pada struktur hubungan bagian ekor pesawat.

- Kekangan titik jamak (*Multi Point Constraints*)

Diterapkan pada struktur hubungan ekor pesawat vertikal guna meneruskan gaya-gaya yang diterima ke struktur badan pesawat.

Berdasarkan jenis-jenis model struktur seperti tertera diatas, tidak termasuk model-model struktur lainnya yang dapat digunakan dalam program NASTRAN, maka model struktur yang dibuat untuk beberapa bagian badan pesawat N250-100 *section 46* dapat dijelaskan secara umum sebagai berikut :

A. Struktur Frame.

Terdiri dari dua jenis yaitu jenis normal dan jenis sekat. Untuk jenis normal diidealisasikan dengan menggunakan elemen BAR sebagai pembentuk bagian atas dan struktur *shear beam* untuk bagian bawah, yang terdiri dari elemen ROD untuk *flange*, elemen SHEAR untuk *web* dan elemen ROD untuk penegar. Jenis sekat diidealisasikan dengan elemen bidang QUAD4 dan TRIA3 sebagaimana dibutuhkan, sedangkan untuk sekat penahan tekanan (*pressure bulkhead*) menggunakan elemen ROD untuk penegar radial, BAR untuk penegar vertikal dan horisontal yang terdapat di luar frame, serta QUAD4 dan TRIA3 untuk elemen bidimensional.

B. Struktur Kulit.

Diidealisasikan dengan elemen QUAD4 dan TRIA3 sebagaimana dibutuhkan.

C. Struktur penegar memanjang.

Diidealisasikan sebagai elemen ROD dengan kekakuan aksial yang terutama dimilikinya.

Idealisasi struktur ini kemudian dilengkapi gambaran tentang derajat kebebasan (*degree of freedom*) yang ditentukan dengan menerapkan kekangan pada titik-titik simpul serta definisi sifat-sifat material yang berhubungan langsung dengan tahapan analisa struktur.

Model-model elemen *section 46* yang lebih detail dapat dilihat pada lampiran **Model Elemen Hingga Section 46**.



BAB IV
ANALISA KEKUATAN STRUKTUR

BAB IV

ANALISA KEKUATAN STRUKTUR

Titik berat analisa kekuatan struktur pada *section 46* dalam kondisi *ditching* adalah dilakukannya analisa pada struktur pesawat yang sudah ada atau jadi, sehingga semua data dapat segera dipergunakan untuk melakukan analisa. Hal ini dilakukan mengingat tahap perencanaan awal dari struktur pesawat ini sudah selesai, dan sekarang ada dalam tahap sertifikasi dan pengembangan. Sehingga analisa yang dilakukan dengan menggunakan data-data struktur yang sudah ada.

Beberapa hal khusus yang perlu diperhatikan dalam tahapan analisa ini adalah dengan tersedianya data pesawat yang dapat digunakan serta kecenderungan untuk melakukan analisa. Data tersebut adalah sebagai berikut :

- Data geometri pesawat secara mendetail dengan mengambil sumbu referensi badan pesawat.
- Data distribusi *pressure load* yang telah terbagi dalam model-model elemen struktur *section 46* sesuai dengan kondisi *ditching*.
- Analisa struktur diarahkan pada penggunaan program NASTRAN baik secara umum maupun untuk setiap bagian struktur, sehingga akan dapat dilakukan pemeriksaan pada setiap elemen struktur dimana terjadi efek pembebanan yang paling kritis.

- Data model elemen *section 46* untuk kasus pembebanan ini menggunakan data model elemen yang sudah ada.

IV.1. SAJIAN DATA

Proses diawali dengan pengumpulan data untuk digunakan dalam proses tersebut. Untuk pekerjaan ini dikumpulkan data-data yang perlu sebagai berikut :

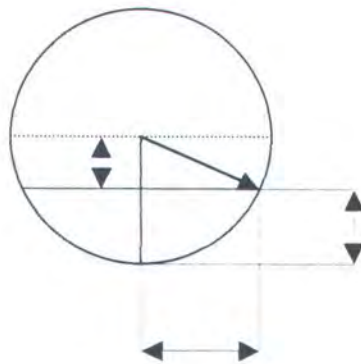
- Data geometri N250-100 *section 46* untuk perhitungan Luas Permukaan Basah (*Wetted Surface Area WSA*) yang tercelup di dalam air.
- Data distribusi *pressure load* untuk masing-masing kasus pembebanan (*loadcase*) yang dipilih untuk dianalisa, yaitu :
 1. Kasus pembebanan *impact* yang pertama : **CASE A**
 2. Kasus pembebanan *impact* yang kedua : **CASE B**
- Data *finite element model* (model elemen hingga) untuk N250-100 *section 46*.

IV.2. TAHAPAN ANALISA

Pesawat yang mengalami pendaratan darurat di laut (*ditching*) akan mengalami kondisi pembebanan akibat beban kejut (*impact load*) pada badan pesawat yang pada akhirnya akan muncul fenomena tekanan positif dan hisapan (*suction*). Jadi tahapan analisa kekuatan struktur dimulai dari perhitungan besarnya pembebanan yang dialami struktur, dilanjutkan dengan pemeriksaan kebenaran asumsi yang diambil dan akhirnya perhitungan besarnya tegangan yang terjadi di dalam struktur tersebut.

IV.2.1. MENENTUKAN LUAS PERMUKAAN BASAH N250-100

Sesuai dengan kasus pembebanan yang terjadi, maka luas permukaan basah (WSA) dapat didekati dengan analisa berikut ini :



dimana :

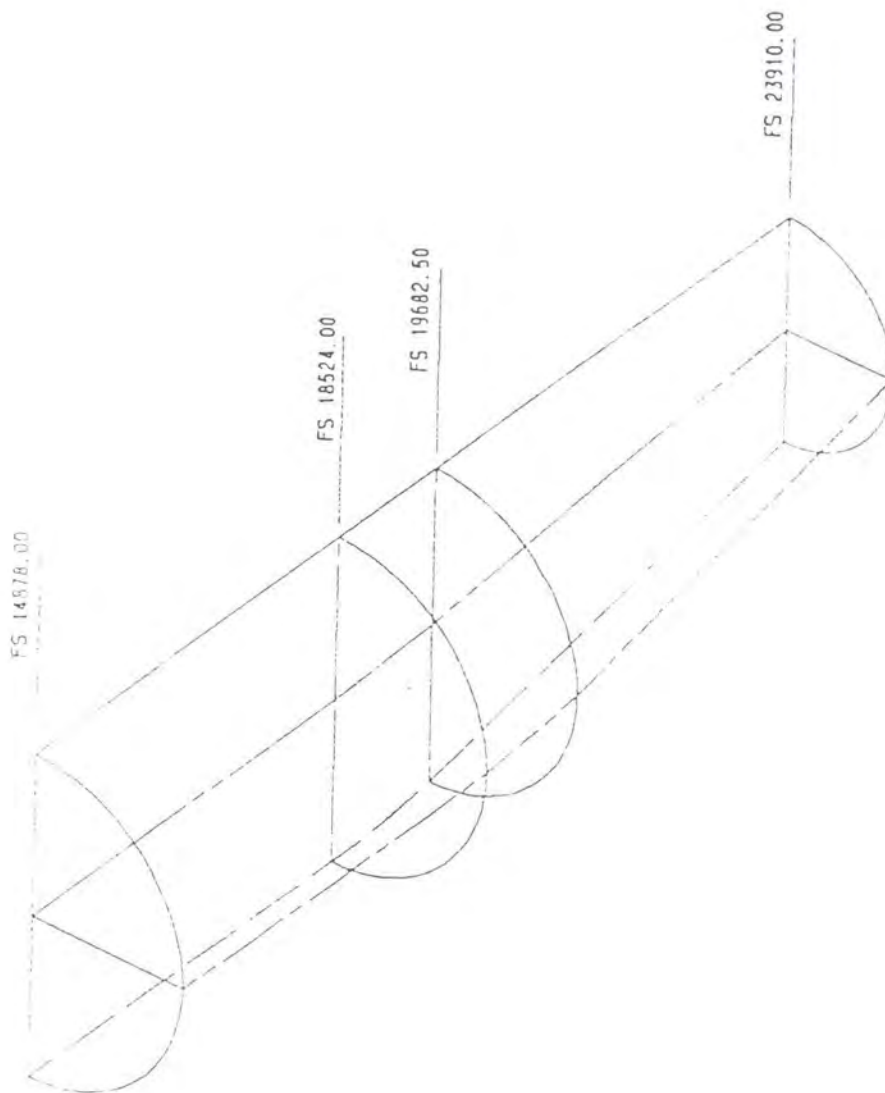
$$Z = R - T$$

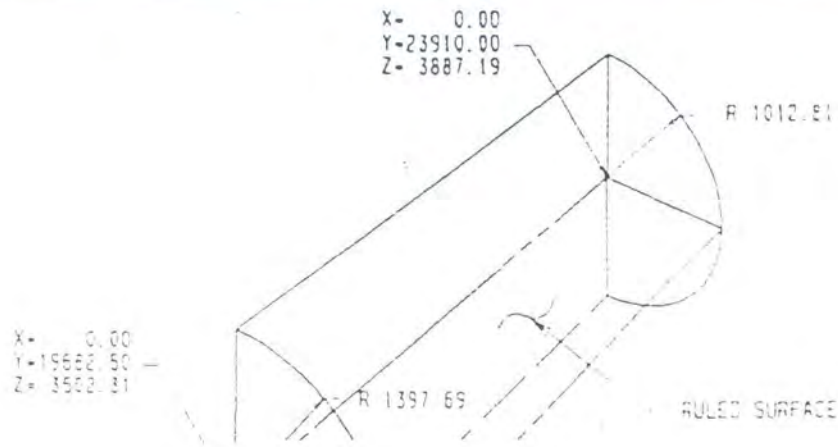
$$Y_a = \sqrt{R^2 - Z^2}$$

$$Y_a = \sqrt{R^2 - (R - T)^2}$$

$$Y_a = \sqrt{[T(2R-T)]}$$

Hasil perhitungan untuk dua kasus pembebanan (*loadcase*) ditching pada pesawat N250-100 *section 46* disajikan dalam bentuk tabel pada halaman berikutnya, beserta tabel yang merepresentasikan posisi garis air di masing-masing *frame section 46* pada arah sumbu z (sesuai dengan sumbu referensi badan pesawat N250-100). Di bawah ini adalah gambar *section 46* yang terbagi dalam 3 bagian bentuk permukaan.

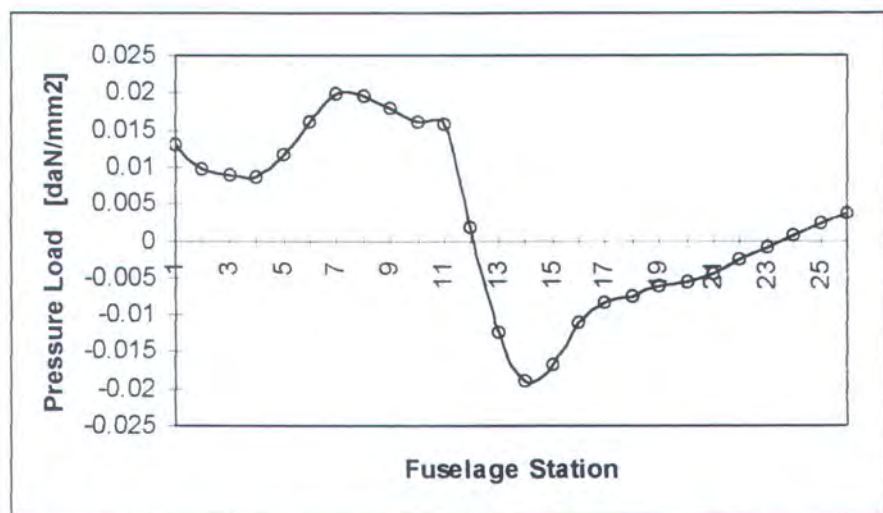




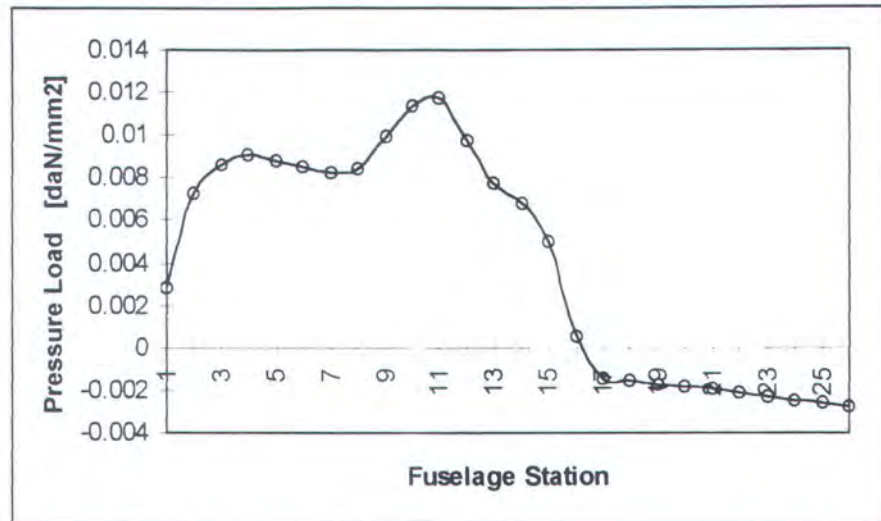
Gambar IV.1. : Geometri Section 46

IV.2.2. MENENTUKAN DISTRIBUSI PRESSURE LOAD SECTION 46

Pada bab III sebelumnya telah disajikan tabel distribusi *pressure load* yang disesuaikan dengan *total load* yang bekerja pada pesawat N250-100 dalam kondisi *ditching*. Kurva di bawah ini adalah kurva distribusi *pressure load* pada *section 46* yang merepresentasikan hasil penyesuaian data *pressure* hasil pengujian dengan *total load*.



Gambar IV.2 : Grafik Distribusi *Pressure Load section 46* untuk CASE A



Gambar IV.2 : Grafik Distribusi *Pressure Load* section 46 untuk CASE B

Dari kedua grafik di atas kita dapat melihat bahwa *pressure load* pada CASE A lebih besar daripada CASE B terutama fenomena hisapan (*suction*) terjadi pada daerah *Passenger Area* dan *Cargo Area* untuk CASE A, sehingga kita hanya menganalisa pada CASE A saja.

Dari kedua grafik di atas kita dapat melakukan pemeriksaan *Total Load* dengan cara mengintegrasikan distribusi *pressure load* tersebut dengan Luas Permukaan Basah section 46 sehingga sesuai dengan data hasil pengujian.

IV.2.3. MENENTUKAN MODEL ELEMEN STRUKTUR

Model Elemen Hingga (*Finite Element Model*) struktur telah banyak digunakan oleh PT. IPTN termasuk pesawat N250-100 untuk analisa tegangan struktur. Kita dapat menentukan model pembebanan struktur section 46 yang sudah ada sesuai dengan posisi garis air. Tabel pada

halaman berikutnya adalah model-model elemen ID yang mengalami *pressure load* sesuai dengan *loadcase*.

Untuk menentukan gaya-gaya internal pada masing-masing elemen serta tegangan yang terjadi maka kita menggunakan program **NASTRAN MSC version 7.0**. Hasil dari NASTRAN ini berupa gaya-gaya internal yang bekerja pada masing-masing elemen sesuai dengan jenis dan karakteristik elemen yang telah disajikan pada bab sebelumnya. Hasil *output* NASTRAN disajikan dalam lampiran. Sangatlah penting untuk diperhatikan terhadap hasil *output* tersebut karena tahapan analisa tegangan (*stress analysis*) sangat tergantung pada hasil *output* NASTRAN.

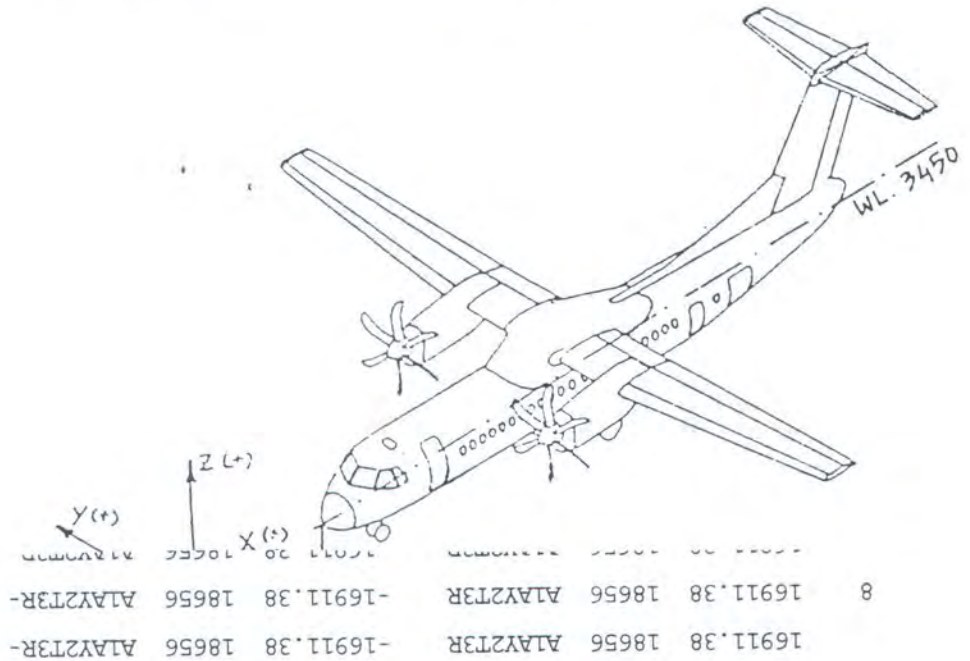
IV.3. ANALISA TEGANGAN STRUKTUR PADA SECTION 46

Tahapan analisa selanjutnya adalah analisa tegangan struktur (*structural stress analysis*) pada *section 46*. Beberapa aspek yang perlu diperhatikan dalam analisa tegangan ini adalah sebagai berikut :

- a. Semua pintu (*emergency, service, dan cargo door*) dan jendela (*window*) dianggap kulit yang menerus, artinya pintu-pintu tersebut dianggap tidak ada dan diganti dengan plat biasa yang mempunyai karakteristik elemen yang sama dengan plat kulit lainnya.
- b. Analisa tegangan struktur ini dilakukan pada panel kulit (*skin panel*) yang terdiri dari skin + stringer serta frame, di luar pintu

- (*door*) beserta surround (*surround structures*) dan jendela (*window*).
- c. Pintu dan *Surround* tersebut tidak diikutkan dalam analisa karena dianggap kuat untuk menahan pembebanan yang terjadi terutama pembebanan yang lebih besar seperti *Crash Landing* di darat.
 - d. Sumbu referensi yang digunakan adalah seperti pada gambar IV.4.
 - e. Analisa tegangan struktur ini dilakukan sesuai dengan aturan-aturan yang dikeluarkan dan distandarkan oleh pihak PT. IPTN, yaitu : *NUSANTARA DESIGN MANUAL (NDM)*, *NUSANTARA DESIGN STANDARD (NDS)*, *MILITARY HANDBOOK*, dan juga **CASR 25**, **FAR 25** serta **JAR 25**.
 - f. Analisa tegangan struktur dilakukan untuk masing-masing bagian yang terbagi dalam :
 - Passenger Area** : *skin panel* FSTA 14878 – 17926, *frame* FSTA 15386 – 17926.
 - Passenger Area** : *upper & lower skin panel* FSTA 17926 – 20138.
 - g. Satuan yang digunakan di dalam analisa ini adalah daN dan mm sesuai dari hasil *output* NASTRAN.
 - h. Cakupan analisa tegangan struktur ini hanya tegangan *ultimate* statis sesuai dengan FEM data.

- i. Analisa tegangan struktur ini hanya dilakukan pada kasus pembebanan CASE A : INITIAL IMPACT, karena pada kasus tersebut lebih kritis dibandingkan dengan CASE B sehingga cukup mewakili dalam analisa tegangan.



Gambar IV.4. : Sumbu Referensi PESAWAT N250-100

Dari hasil output NASTRAN yaitu **Grid Point Force Balance (GPF)** dan **Element Force** akan lebih memudahkan analisa tegangan (*stress analysis*) struktur tersebut. Tabel pada lampiran adalah representasi dari *skin panel end load* yang diambil dari GPF untuk kasus pembebanan *ditching* **CASE A : INITIAL IMPACT**.

IV.3.1. ANALISA TEGANGAN DI PASSENGER AREA FSTA 14878-17926

Analisa berikut ini mengenai panel kulit (*skin panel*) dan penegar (*stringer*) di bagian depan *section 46* yang berlokasi di antara FSTA 14878



dan FSTA 17926. Kulit dan penegar adalah simetris sesuai dengan BL 0.00 (kecuali *stringer* 7, 8, 9). Jendela berlokasi antara *stringer* 10 dan 11 yang tidak ikut dianalisa. Untuk memudahkan analisa, kita harus menentukan beban-beban maksimum (baik beban tarik dan beban tekan) pada masing-masing jenis *stringer*. Lokasi yang akan dianalisa seperti pada gambar di bawah ini :

Gambar IV.5. : Bentuk Penampang Masing-Masing Stringer

A. SKIN + STRINGER UNTUK KONDISI BEBAN TARIK.

Tabel di bawah ini menunjukkan beban maksimum untuk kondisi beban tarik pada masing-masing tipe stringer.

Maximum Tension Load for Skin & Stringer RHS

FSTA	STRINGER TYPE			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
14878 - 15386	-	1955.147	2315.804	2504.534
15386 - 15894	-	2750.745	4395.284	3261.872
15894 - 16402	-	3465.383	3320.433	3742.849
16402 - 16910	-	3231.873	3448.906	3733.815

16910 - 17418	-	3772.559	3611.99	-
17418 - 17926	-	2865.474	3873.919	-
Maximum Load	-	3772.559	4395.284	3742.849
Stringer No.	-	22	24	26

Maximum Tension Load for Skin & Stringer LHS

FSTA	STRINGER TYPE			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
14878 - 15386	-	1943.684	2424.93	2459.073
15386 - 15894	-	2375.956	2806.913	3246.446
15894 - 16402	-	3037.173	3280.430	3761.229
16402 - 16910	-	2971.444	3406.696	-
16910 - 17418	-	4211.832	-	-
17418 - 17926	4287.782	2787.725	4348.209	-
Maximum Load	4287.782	4211.832	4348.209	3761.229
Stringer No.	3	21	24	26

Dari tabel tersebut diatas, kita ambil salah satu untuk dianalisa yaitu *stringer 3* LHS FSTA 17418-17926. *Stringer 3* adalah *stringer* dengan tipe I seperti pada gambar di bawah ini :

Gambar IV.6. : Bentuk Penampang Stringer Tipe I

$$\text{Area} = A = 59.3 + (22 \times 1.4) + [(102.5 \times 2) - 22] = 236.5 \text{ mm}^2$$

$$\text{Net Area} = A_{\text{NET}} = 236.5 - [(1 + 1.4) \times 5.135] = 224.18 \text{ mm}^2$$

24236102		24237102
<u>21236102</u>		<u>21237102</u>
24236103		24237103

Dari tabel *skin panel end load* pada lampiran didapat beban tarik yang terjadi pada *stringer* 3 LHS : $P = 4287.782 \text{ daN}$, sehingga tegangan maksimum yang terjadi pada *inner flange* dari *stringer* tersebut adalah sebagai berikut :

$$\sigma_{\text{IF}} = \frac{P}{A}$$

dimana :

$$F_x = P = 4287.782 \text{ daN}$$

$$A = 236.5 \text{ mm}^2$$

sehingga :

$$\sigma_{\text{IF}} = \frac{4287.782}{236.5}$$

$$\sigma_{\text{IF}} = 18.13 \text{ daN} / \text{mm}^2$$

Harga Margin of Safety adalah :

$$MS = \frac{F_{tu \text{ Stringer}}}{\text{Actual Stress}} - 1$$

dimana :

$F_{tu \text{ Stringer}}$ = tegangan yang diijinkan pada stringer untuk jenis material

Al Clad 2024-T3 = 55.85 daN / mm²

Sehingga :

$$MS = \frac{55.85}{18.13} - 1 = 2.08$$

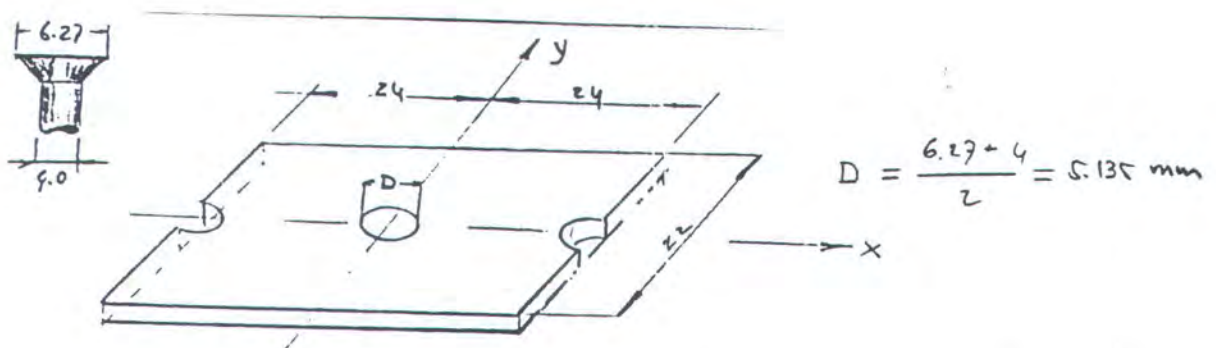
Dari **Element Force**, hasil *output* NASTRAN, didapat beban tarik ke arah sumbu y (F_y) dan beban geser (F_{xy}) untuk :

Gambar IV.7 : Beban-Beban Yang Bekerja Pada Skin Panel

	F_y (daN/mm)	F_{xy} (daN/mm)
Element ID: 24236102	-2.817	-0.956
Element ID: 24236103	-1.407	-1.159

Untuk beban tarik arah sb. y dan beban geser diambil harga terbesar untuk melakukan analisa berikutnya.

Untuk penambahan tebal kulit (*pad up*) 1.4 mm dengan lubang rivet (*rivet hole*), dengan menggunakan metode *Mises - Hencky*, maka *Equivalent Direct Stress* adalah :



Gambar IV.8. : Rivet Hole

$$\text{Net Area arah sb. } x = (22 - 5.135) \times 1.4 = 23.61 \text{ mm}^2$$

$$\text{Net Area arah sb. } y = (24 - 5.135) \times 1.4 = 26.41 \text{ mm}^2$$

$$f_{x_{\text{net}}} = \frac{18.13 \times 22 \times 1.4}{23.61} = 23.651 \text{ daN / mm}^2$$

$$f_{y_{\text{net}}} = \frac{-2.817 \times 24}{26.41} = -2.56 \text{ daN / mm}^2$$

$$f_{xy_{\text{net}}} = \frac{-1.159 \times 24}{26.41} = -1.053 \text{ daN / mm}^2$$

Dengan menggunakan metode *Mises - Hencky*, maka :

$$f_c = [f_x^2 - f_x f_y + f_y^2 + 3 q^2]^{1/2}$$

$$f_e = \left[23.651^2 - (23.651x - 2.56) + (-2.56)^2 + 3(-1.053)^2 \right]^{1/2}$$

$$f_e = 25.096 \text{ daN / mm}^2$$

Dengan demikian kita mendapatkan *Margin of Safety* sebagai berikut :

$$MS = \frac{0.9 \times F_{tu \text{ Skin}}}{\text{Actual Stress}(f_e)} - 1$$

dimana :

$F_{tu \text{ Skin}}$ = tegangan yang diijinkan untuk jenis material 7150-T77511 =

$$41.37 \text{ daN / mm}^2$$

0.9 = *Stress Concentration Factor* (SCF)

Sehingga :

$$MS = \frac{0.9 \times 41.37}{25.096} - 1$$

$$MS = 0.48$$

Di bawah ini adalah analisa beban tarik maksimum untuk masing-masing

jenis stringer dengan cara yang sama seperti di atas.

Stringer No.	Stringer Area (mm ²)	Upper		Lower		Pad Up		Skin Area (mm ²)
		We (mm)	t (mm)	We (mm)	t (mm)	b (mm)	t (mm)	
3	59.3	102.50	0.8	102.50	0.8	22.0	1.4	177.20
21	68.8	80.00	0.8	81.25	0.8	22.0	1.4	142.20
22	68.8	81.25	0.8	81.25	1.1	22.0	1.4	164.28
24	89.9	80.00	1.1	67.50	1.1	22.0	1.4	168.85
26	115.3	67.50	1.1	77.50	1.4	22.0	1.4	186.05

$$P \text{ Allowable} = F_{t \text{ ustr}} \cdot A_{\text{str}} + F_{t \text{ skin}} \cdot A_{\text{skin}}$$

$$\text{Stress Allowable} = P \text{ Allowable} / \text{Gross Area}$$

$$F_{tu \text{ Stringer}} (7150 - T77511) = 55.85 \text{ daN / mm}^2$$

$$F_{tu \text{ Skin}} (Al \text{ Clad } 2024 - T3) = 41.37 \text{ daN / mm}^2$$

Stringer No.	COMBINATION SKIN AND STRINGER				
	Gross Area (mm ²)	Net Area (mm ²)	Net Area	P Allow. (daN)	Stress All. (daN/mm ²)
			Gross Area		
3	236.50	224.18	0.95	10642.67	45.00
21	211.00	198.68	0.94	9725.29	46.09
22	233.08	220.75	0.95	10638.54	45.64
24	258.75	245.91	0.95	12006.24	46.40
26	301.35	286.46	0.95	14136.39	46.91

Critical Tension Condition

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)				FSTA
		Applied Load (daN)	Actual Stress (daN / mm ²)	MS Inner Flange of Stringer	Location	
II	22	3772.559	16.186	2.45	RHS	16910 - 17418
III	24	4395.284	16.987	2.29	RHS	15386 - 15894
IV	26	3742.849	12.420	3.50	RHS	15894 - 16402

Critical Tension Condition

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)				FSTA
		Applied Load (daN)	Actual Stress (daN / mm ²)	MS Inner Flange of Stringer	Location	
I	3	4287.782	18.130	2.08	LHS	17418 - 17926
II	21	4211.832	19.961	1.80	LHS	16910 - 17418
III	24	4348.209	16.805	2.32	LHS	17418 - 17926
IV	26	3761.229	12.481	3.47	LHS	15894 - 16402

Critical Tension Condition at RHS

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)								MS of Skin	Location
		Applied Load (daN)	Fy (daN/mm)	Fxy (daN/mm)	Fx (Net) (daN/mm ²)	Fy (Net) (daN/mm ²)	Fxy (Net) (daN/mm ²)	fe (daN/mm ²)			
II	22	3772.559	-23.883	2.919	21.115	-21.704	2.653	37.367	0.00	RHS	
III	24	4395.284	-13.443	-3.619	22.160	-12.216	-3.289	30.715	0.21	RHS	
IV	26	3742.849	-15.448	-0.577	16.203	-14.038	-0.524	26.228	0.42	RHS	

Critical Tension Condition at LHS

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)								MS of Skin	Location
		Applied Load (daN)	Fy (daN/mm)	Fxy (daN/mm)	Fx (Net) (daN/mm ²)	Fy (Net) (daN/mm ²)	Fxy (Net) (daN/mm ²)	fe (daN/mm ²)			
I	3	4287.782	-2.817	-1.159	23.651	-2.560	-1.053	25.096	0.48	LHS	
II	21	4211.832	-23.449	3.598	26.040	-21.309	3.270	41.462	-0.10	LHS	
III	24	4348.209	-22.180	3.609	21.922	-20.156	3.280	36.891	0.01	LHS	
IV	26	3761.229	-15.453	-1.383	16.282	-14.043	-1.257	26.376	0.41	LHS	

Pesawat N250-100 menggunakan jenis *stringer* dengan ukuran-ukuran sebagai berikut :

Gambar IV.8. : Bentuk Umum Penampang Stringer

Stringer Type	t ₁ (mm)	t ₂ (mm)	t ₃ (mm)	b ₁ (mm)	b ₂ (mm)	h (mm)	y (mm)	Area (mm ²)	I _{xx} (mm ⁴)
I	1.5	1.0	1.0	10.0	18.0	25.0	11.7	59.3	5980
II	2.0	1.0	1.0	12.5	18.0	25.0	13.4	68.8	7130
III	2.8	1.1	1.1	15.0	19.0	25.0	14.7	89.9	9000
IV	2.8	1.5	1.5	18.0	20.0	25.0	14.1	115.3	11582

B. SKIN + STRINGER UNTUK BEBAN TEKAN

Di bawah ini adalah beban maksimum untuk kondisi beban tekan yang disajikan dalam bentuk tabel berikut ini.

Maximum Compression Load for Skin & Stringer RHS

FSTA	STRINGER TYPE			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
14878 - 15386	-1164.812	-3307.014	-2524.817	-
15386 - 15894	-1481.258	-3465.384	-3052.674	-
15894 - 16402	-1895.855	-2328.196	-3461.031	-
16402 - 16910	-2248.054	-2733.766	-3718.339	-
16910 - 17418	-2444.98	-3004.196	-3448.906	-3733.816
17418 - 17926	-2941.001	-	-3682.522	-3354.939
Maximum Load	-2941.001	-3465.384	-3718.339	-3733.816
Stringer No.	5	12	9	26

Maximum Compression Load for Skin & Stringer LHS

FSTA	STRINGER TYPE			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
14878 - 15386	-960.914	-2818.114	-	-
15386 - 15894	-1086.462	-3037.174	-	-
15894 - 16402	-1605.420	-2770.391	-	-
16402 - 16910	-3039.484	-3204.706	-	-3761.228
16910 - 17418	-2266.782	-3426.373	-3429.674	-3710.208
17418 - 17926	-2285.827	-2626.771	-3085.100	-3344.217
Maximum Load	-3039.484	-3426.373	-3429.674	-3761.228
Stringer No.	3	9	25	26

Untuk melakukan analisa beban tekan (*compression load*) pada *skin* dan *stringer* kita harus melakukan langkah-langkah sebagai berikut :

Compression Skin Effective Width :

Perhitungan lebar efektif kulit (*skin effective width*) mengacu pada *Nusantara Design Manual* (NDM) 6530. Dari tabel *skin panel end load* (lampiran) didapat beban tekan maksimum pada masing-masing jenis *stringer*. Untuk memperjelas langkah-langkah analisa beban tekan tersebut maka kita mengambil salah satu jenis *stringer* yaitu jenis *stringer* I, *stringer* no. 5 RHS FSTA 17418 - 17926.

Untuk menentukan lebar efektif kulit kita harus mengasumsikan lebar efektif tersebut. Apabila asumsi tersebut belum terpenuhi maka dilakukan proses iterasi sampai asumsinya terpenuhi.

Asumsi lebar efektif :

$$W_{e \text{ lower}} = 14.928 \text{ mm} \quad ; \quad t_{e \text{ lower}} = 0.80 \text{ mm}$$

$$W_{e \text{ upper}} = 14.928 \text{ mm} \quad ; \quad t_{e \text{ upper}} = 0.80 \text{ mm}$$

$$t_{\text{pad up}} = 1.40 \text{ mm}$$

Dari hasil *ouput* NASTRAN berupa **Element Force**, kita mendapatkan beban geser :

$$\text{Element ID 14236105, } F_{xy} = -3.638 \text{ daN/mm}$$

Combine Section :

	A	y_0	A · y	$y_0 - y$	A · ($y_0 - y$) ²	I_0
Stringer	59.30	13.10	776.83	4.79	1360.90	5980.00
Skin (pad up)	30.80	0.70	21.56	-7.61	1783.43	5.03
Skin (1.1 mm)	6.28	0.40	2.51	-7.91	393.17	0.34
SUM	96.38		800.90		3537.51	5985.37

Dari tabel diatas kita mendapatkan :

$$y = \frac{800.90}{96.38} = 8.31 \text{ mm}$$

$$A = 96.38 \text{ mm}^2$$

$$I = I_0 + A \cdot (y_0 - y)^2$$

$$I = 5985.37 + 3537.51 = 9522.872 \text{ mm}^4$$

$$\rho = \sqrt{\frac{I}{A}} = \sqrt{\frac{9522.872}{96.38}} = 9.94 \text{ mm}$$

$$E_{\text{str}} = 7515 \text{ daN/mm}^2$$

$$E_{\text{skin}} = 6688 \text{ daN/mm}^2$$

$$t_{eq} = \frac{A_{skin}}{(W_{e lower} + W_{e upper})}$$

$$t_{eq} = \frac{6.28}{14.928 + 14.928} = 1.24 \text{ mm}$$

$$E_{avg} = \frac{[(A_{str} \times E_{str}) + (A_{skin} \times E_{skin})]}{[A_{str} + A_{skin}]}$$

$$E_{avg} = 7196.805 \text{ daN/mm}^2$$

Stringer Column Allowable Stress :

Untuk menghitung *Stringer Column Allowable Stress*, kita menggunakan metode *Johnson Euler* (NDM 6003) sebagai berikut :

$$\sigma_{all} = \sigma_{co} \left[1 - \frac{\sigma_{co}}{4\pi^2 E} \left(\frac{L'}{\rho} \right)^2 \right]$$

dimana :

$$\sigma_{co} = \text{column yield stress} = \phi \left[1 - \sqrt{1 - 2 \left(\frac{\sigma_{cc}}{\phi} \right)} \right]$$

$$\phi = 2E \left(\frac{\pi}{12.5} \right)^2$$

$$\phi = 908.258 \text{ daN/mm}^2$$

$$L' = \text{effective column length} = \frac{L}{\sqrt{c}} \quad (\text{mengacu pada NDM 6232})$$

$$c = \text{end fixity coefficient} = 1$$

$$L = \text{jarak yang ditumpu} = 508 \text{ mm}$$

$$L' = 508 \text{ mm}$$

$$\sigma_{cc} = 39.20 \text{ daN/mm}^2 \text{ (dari NDM 6220)}$$

$$\sigma_{co} = 40.085 \text{ daN/mm}^2$$

maka kita mendapatkan :

$$\sigma_{all} = 25.298 \text{ daN/mm}^2$$

Inter Rivet Buckling Stress :

Dengan menggunakan formula untuk *countersunk head rivet*

(mengacu pada NDM 6535 dan NDM 6530) :

$$\frac{\sigma_{ir}}{E_t} = \frac{1.9}{(s/t)^2}$$

dimana :

$$s = \text{rivet pitch} = 24.00 \text{ mm}$$

$$t = \text{skin thickness} = 1.40 \text{ mm}$$

maka :

$$\frac{\sigma_{ir}}{E_t} = 0.006465$$

Rivet type		Protruding				Countersink			
t mm	s mm	A / (st) ²	σ_{ir}/E_t	σ_{ir} ksi	σ_{ir} daN/mm ²	A / (st) ²	σ_{ir}/E_t	σ_{ir} ksi	σ_{ir} daN/mm ²
0.8	16	0.0073	0.0073	32.35	22.31				
0.8	20	0.0046	0.0046	30.30	20.90			N. A.	
0.8	24	0.0032	0.0032	27.40	18.90				
1.1	16	0.0137	0.0137	34.42	23.74				
1.1	20	0.0088	0.0088	33.00	22.76			N. A.	
1.1	24	0.0061	0.0061	31.60	21.79				
1.2	16	0.0163	0.0163	34.93	24.09	0.0107	0.0107	33.65	23.21
1.2	20	0.0104	0.0104	33.55	23.14	0.0068	0.0068	32.06	22.11
1.2	24	0.0073	0.0073	32.35	22.31	0.0048	0.0048	30.50	21.04
1.4	16	0.0222	0.0222	35.82	24.71	0.0145	0.0145	34.50	23.86
1.4	20	0.0142	0.0142	34.52	23.81	0.0093	0.0093	33.20	22.90
1.4	24	0.0099	0.0099	33.40	23.04	0.0065	0.0065	31.90	22.09

Dari tabel diatas, kita mendapatkan :

$$\sigma_{ir} = 22.00 \text{ daN/mm}^2$$

Dengan langkah-langkah seperti diatas, kita mendapatkan lebar efektif kulit yang sebenarnya dari yang kita asumsikan, yaitu :

$$t_{eq \text{ upper}} = \frac{0.8 \times \left(14.928 - \frac{22}{2} \right) + \frac{22}{2} \times 1.4}{14.928} = 1.242 \text{ mm}$$

$$t_{eq \text{ lower}} = 1.242 \text{ mm}$$

dan :

$$W_c = 0.85 \times t_{eq} \times \frac{\sigma_{ir}}{\sigma_{all}} \times \left(\frac{E_{skin}}{\sigma_{all}} \right)^2$$

sehingga kita mendapatkan :

$$W_{c \text{ upper}} = 0.85 \times 1.242 \times \frac{22}{25.298} \times \left(\frac{6688}{25.298} \right)^2 = 14.928 \text{ mm}$$

dengan cara yang sama kita juga mendapatkan :

$$W_{c \text{ lower}} = 14.928 \text{ mm}$$

Asumsi yang kita tentukan pada langkah awal telah **memenuhi** dan mengalami proses iterasi sebanyak 7 kali.

Karena $\sigma_{all} > \sigma_{ir}$, maka kita menggunakan *Column Allowable Stress Average* sebagai berikut :

$$\sigma_{all \text{ avg}} = \frac{[(\sigma_{all} \times A_{str}) + (\sigma_{ir} \times A_{skin})]}{[A_{str} + A_{skin}]}$$

$$\sigma_{all \text{ avg}} = 24.029 \text{ daN/mm}^2$$

Applied Primary Compressive Stress :

Dari gambar diatas kita dapat menentukan *compressive load* pada *stringer* no. 5 yaitu :

$$\text{Bagian depan (Forward)} = 2941.001 \text{ daN}$$

$$\text{Bagian belakang (After)} = 2941.001 \text{ daN}$$

$$\text{Applied load} = 2941.001 \text{ daN}$$

$$\sigma = \frac{\text{Applied Load}}{(A_{str} + A_{skin})} = \frac{2941.001}{(59.3 + 37.08)}$$

$$\sigma = 30.513 \text{ daN/mm}^2$$

dengan demikian *Stringer Primary Compressive Stress Ratio* adalah :

$$R_2 = \left(\frac{\sigma}{\sigma_{all\ avg}} \right)^{1.25} = \left(\frac{30.513}{24.029} \right)^{1.25} \quad (\text{NDM 6003})$$

$$R_2 = 1.35$$

Untuk Skin Panel Antara Stringer 5 – 6 RHS :

Applied Gross Area Shear Stress :

$$\tau = \frac{F_{xy}}{t} = \frac{-3.638}{0.80}$$

$$\tau = -4.548 \text{ daN/mm}^2$$

Applied Compressive Stress :

a. Pada stringer 5 (tipe I)

dimana :

$$A_{str} = 59.30 \text{ mm}^2$$

$$W_{e\ lw} = 102.50 \text{ mm} \quad ; \quad t_{e\ lw} = 0.80 \text{ mm}$$

$$W_{e\ up} = 102.50 \text{ mm} \quad ; \quad t_{e\ up} = 0.80 \text{ mm}$$

maka :

$$A = 59.3 + [2 \times (102.5 - 11)] + (22 \times 1.4)$$

$$A = 236.50 \text{ mm}^2$$

$$P = 2941.001 \text{ daN}$$

b. Pada stringer 6 (tipe II) :

dimana :

$$A_{str} = 68.80 \text{ mm}^2$$

$$W_{e\ lw} = 102.50 \text{ mm} \quad ; \quad t_{e\ lw} = 0.80 \text{ mm}$$

$$W_{e\ up} = 79.50 \text{ mm} \quad ; \quad t_{e\ up} = 0.80 \text{ mm}$$

maka :

$$A = 59.3 + [(102.5-11) + (79.5-11)] + (22 \times 1.4)$$

$$A = 227.60 \text{ mm}^2$$

$$P = 2865.474 \text{ daN}$$

$$\sigma_3 = 0.5 \times \left(\frac{2941.001}{236.5} + \frac{2865.474}{227.6} \right)$$

$$\sigma_3 = 12.513 \text{ daN/mm}^2$$

Setelah itu kita menentukan *Initial Shear Buckling Stress* dengan formula sebagai berikut :

$$\tau_{cr} = \tau_{1 \text{ all}} + \tau_{2 \text{ all}} \quad (\text{NDM 6003})$$

$$\tau_{1 \text{ all}} = \frac{\pi}{4} \times \left(\frac{R \times t}{L^2} \right)^{0.25} \times \left(\frac{E \times t}{R} \right)$$

dimana :

$$R = \text{radius penampang melintang fuselage} = 1450 \text{ mm}$$

$$t = \text{skin thickness} = 0.80 \text{ mm}$$

$$L = \text{jarak yang ditumpu} = 508 \text{ mm}$$

$$E = \text{modulus untuk stringer} = 7515 \text{ daN/mm}^2$$

sehingga :

$$\tau_{1 \text{ all}} = 0.843 \text{ daN/mm}^2$$

dan :

$$\tau_{2 \text{ all}} = 5.25 \times E \times \left(\frac{t}{b} \right)^2$$

dengan :

$$b = 182 \text{ mm}$$



maka :

$$\tau_{2 \text{ all}} = 0.762 \text{ daN/mm}^2$$

sehingga :

$$\tau_{cr} = 0.843 + 0.762 = 1.605 \text{ daN/mm}^2$$

Faktor reduksi (*reduction factor*) pada *Initial Shear Buckling Stress*

akibat beban tekan :

$$\gamma = \left(\frac{1}{1 + \frac{\sigma_3}{\tau}} \right)^{0.25} \quad (\text{NDM 6003})$$

$$\gamma = 0.719$$

γ = *arbitrary factor* yang mencerminkan reduksi pada *initial shear buckling stress* akibat beban tekan

lalu :

$$\gamma \tau_{1 \text{ all}} = 0.606 \text{ daN/mm}^2$$

$$\gamma \tau_{cr} = 1.153 \text{ daN/mm}^2$$

Kita menentukan *Secondary Compressive Stress* :

Karena $\tau > \gamma \tau_{cr}$, maka :

$$\sigma_1 = \frac{v(\tau - \gamma \tau_{cr}) b_s t}{A_{st}} \quad (\text{NDM 6003})$$

$$v = 1 + \frac{L}{R} \left[\left(\frac{I_{st}}{J_{st}} \right) \left(\frac{t}{b_s} \right) \right]^{0.25}$$

dimana :

σ_1 = *effective compressive stress due to diagonal tension*

v = empirical factor reflecting the required stiffener strength to sustain the effects of diagonal tension

$$I_{st} = \text{momen inersia dari stringer} = 5980 \text{ mm}^4$$

J_{st} = konstanta torsi stringer (stiffener torsion constant)

$$J_{st} = \frac{A_{st} t_{st}^2}{3} \quad \text{untuk open section}$$

$$t_{st} = \text{ketebalan dari stringer} = 1.25 \text{ mm}$$

maka :

$$J_{st} = 30.89 \text{ mm}^4$$

sehingga kita mendapatkan :

$$v = 1.337$$

$$\sigma_1 = 11.138 \text{ daN/mm}^2$$

dan juga karena $\tau \geq \gamma\tau_{cr}$, maka :

$$\sigma_2 = \left(\frac{\gamma\tau_{2,all} Lt}{A_{st}} \right) \left(\frac{0.053b_s}{L} \right)^{0.333} \quad (\text{NDM 6003})$$

dimana :

σ_2 = compressive stress for required stiffener bending stiffness

sehingga kita dapatkan :

$$\sigma_2 = 1.003 \text{ daN/mm}^2$$

Setelah itu kita menentukan *Stringer Column Allowable Stress* hanya pada stringer saja :

$$\rho = \sqrt{\frac{I_{st}}{A_{st}}} = \sqrt{\frac{5980}{59.3}} = 10.042 \text{ mm}$$

$$\frac{L'}{\rho} = 35.771$$

$$\phi = 2E \left(\frac{\pi}{12.5} \right)^2 = 948.415 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{co} = \phi \left[1 - \sqrt{1 - 2 \left(\frac{\sigma_{cc}}{\phi} \right)} \right] = 40.045 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{st\ all} = \sigma_{co} \left[1 - \frac{\sigma_{co}}{4\pi^2 E} \left(\frac{L'}{\rho} \right)^2 \right] = 33.122 \text{ daN/mm}^2$$

lalu *Stringer Secondary Compressive Ratio* :

$$R_1 = \left[\frac{(\sigma_1 + \sigma_2)}{\sigma_{st\ all}} \right]^{1.25} = 0.285$$

$$R_2 = \left(\frac{\sigma}{\sigma_{all}} \right)^{1.25} = 1.264$$

Margin of Safety (MS) untuk kegagalan *stringer* akibat *combined action* dari *shear* dan beban tekan langsung (mengacu pada NDM 6003), sehingga :

$$MS = \left[\frac{1}{(R_1 + R_2)} \right]^{0.8} - 1 = \left[\frac{1}{(0.285 + 1.264)} \right]^{0.8} - 1$$

$$MS = -0.30$$

Skin Panel

Setelah mencari *Margin of Safety* dari *stringer* yang bersangkutan, maka kita mencari MS untuk kulit yang berkenaan dengan *stringer* tersebut.

Untuk *skin panel* antara *stringer* no. 5 – 6 RHS pada FSTA 17418-17926 :

Compression Load pada str. 5 :

$$P_{\text{fwd}} = 2941.001 \text{ daN}$$

$$P_{\text{aft}} = 2941.001 \text{ daN}$$

Compression Load pada str. 6 :

$$P_{\text{fwd}} = 2865.474 \text{ daN}$$

$$P_{\text{aft}} = 2865.474 \text{ daN}$$

Dengan demikian *compressive stress* pada *skin panel* str. 5 – 6 :

$$\sigma_3 = 0.5 \times \left(\frac{2941.001}{236.5} + \frac{2865.474}{227.6} \right)$$

$$\sigma_3 = 12.513 \text{ daN/mm}^2$$

Shear Stress :

$$\tau = \frac{F_{xy}}{t} = \frac{-3.638}{0.80}$$

$$\tau = -4.548 \text{ daN/mm}^2$$

Initial Shear Buckling Stress :

$$\tau_{\text{cr}} = \tau_{1 \text{ all}} + \tau_{2 \text{ all}} \quad (\text{NDM 6003})$$

$$\tau_{1 \text{ all}} = \frac{\pi}{4} \times \left(\frac{R \times t}{L^2} \right)^{0.25} \times \left(\frac{E \times t}{R} \right)$$

dimana :

R = radius penampang melintang *fuselage* = 1450 mm

t = *skin thickness* = 0.80 mm

L = jarak yang ditumpu = 508 mm

E = modulus untuk kulit = 6688 daN/mm²

sehingga :

$$\tau_{1 \text{ all}} = 0.750 \text{ daN/mm}^2$$

dan :

$$\tau_{2 \text{ all}} = 5.25 \times E \times \left(\frac{t}{b} \right)^2$$

dengan :

b = 182 mm

maka :

$$\tau_{2 \text{ all}} = 0.678 \text{ daN/mm}^2$$

sehingga :

$$\tau_{cr} = 0.750 + 0.678 = 1.428 \text{ daN/mm}^2$$

Faktor reduksi (*reduction factor*) pada *Initial Shear Buckling Stress*

akibat beban tekan :

$$\gamma = \left(\frac{1}{1 + \frac{\sigma_3}{\tau}} \right)^{0.25} \quad (\text{NDM 6003})$$

$$\gamma = 0.719$$

sehingga :

$$\gamma\tau_{cr} = 1.026 \text{ daN/mm}^2$$

Langkah selanjutnya adalah menentukan *Ultimate Allowable Skin Shear Stress* dengan iterasi awal sebagai berikut :

$$\text{Asumsi awal } \tau = 11.10 \text{ daN/mm}^2$$

Dari Fig. 35 NDM 6003, kita mendapatkan :

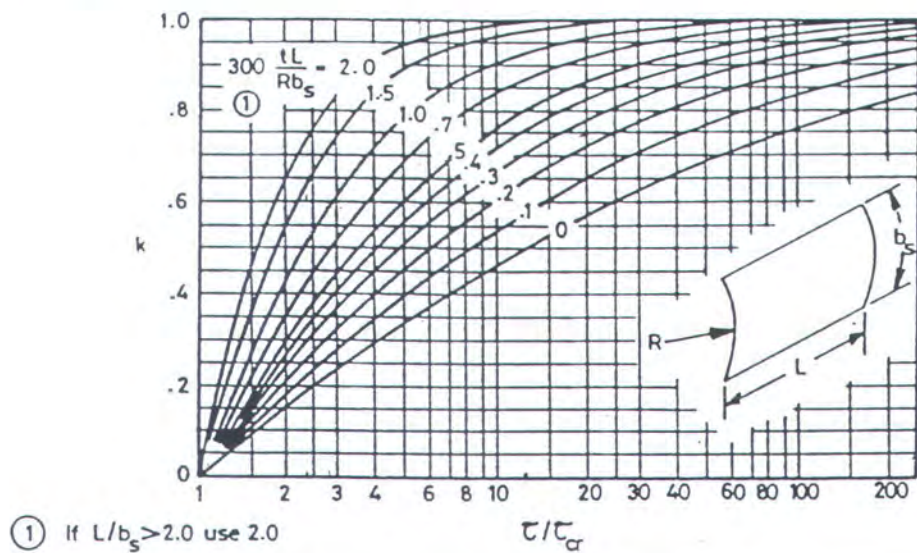
$$\tau / \gamma\tau_{cr} = 10.815$$

$$L / b_s = 2.791$$

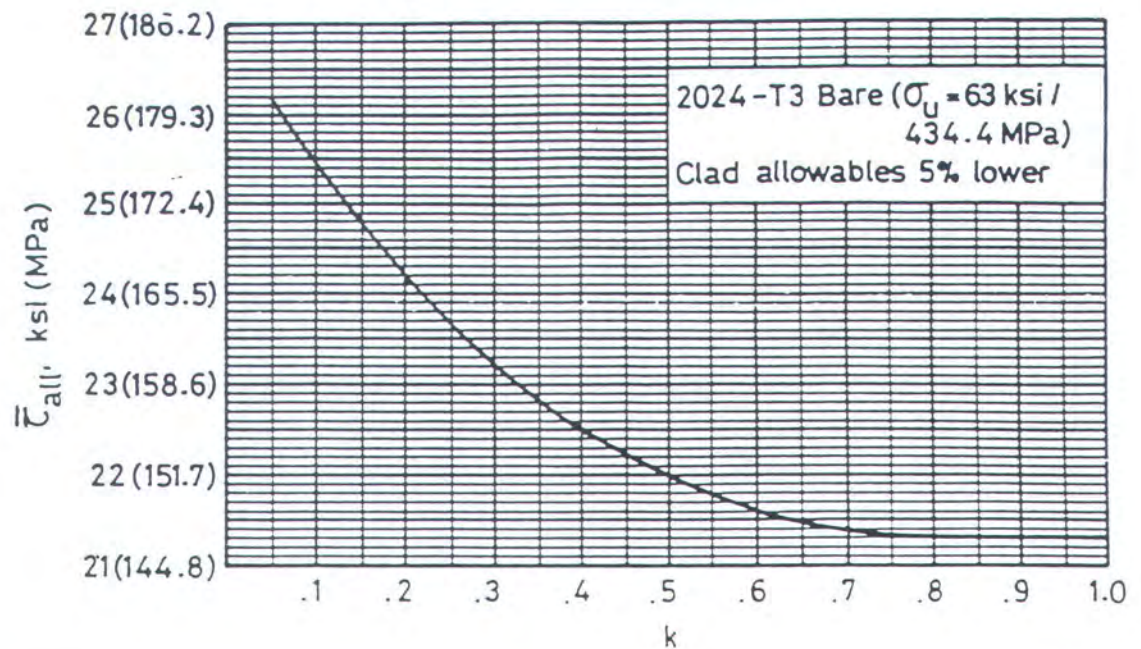
$$\frac{300t}{R} \times \frac{L}{b_s} = 0.46$$

dari grafik Fig. 35 NDM 6003 seperti di bawah ini kita mendapatkan :

$$k = 0.77$$



Gambar IV.9. : Grafik Diagonal Tension Factor k



Gambar IV.10. : Correction For Allowable Ultimate Skin Shear Stress in Curved Stiffened Panels

Setelah itu dari Fig. 34 NDM 6003, kita mendapatkan $\tau_{all} = 21.31$ ksi.

Untuk *Clad Material*, tegangan geser yang diijinkan dapat dikurangi

5% menjadi : $\tau_{all} = 20.245$ ksi.

Dengan luas kulit (*skin area*) $A_{skin} = 158.8 \text{ mm}^2$ dan $A_{str} = 59.3 \text{ mm}^2$

$$\frac{A_{st}}{b.t} = 0.407 \quad \text{dan} \quad \frac{A_{skin}}{L.t} = 0.391$$

dari grafik Fig. 36 NDM 6003, kita mendapatkan :

$$\Delta = 0.145$$

Dengan demikian *Ultimate Allowable Skin Shear Stress* adalah :

$$\tau_{all} = \tau_{all} (0.65 + \Delta)$$

$$\tau_{all} = 16.094 \text{ ksi}$$

$$\tau_{all} = 11.10 \text{ daN/mm}^2$$

Asumsi yang kita tentukan pada iterasi awal telah **memenuhi** sehingga proses iterasi selesai.

Maka kita dapat menentukan *Margin of Safety* (MS) untuk kulit (*skin*) yang mengacu pada NDM 6003 sebagai berikut :

$$MS = \frac{\tau_{all}}{|\tau|} - 1 = \frac{11.10}{4.548} - 1$$

$$MS = 1.44$$

Selanjutnya untuk masing-masing tipe stringer lainnya, dengan langkah yang sama dengan diatas, akan disajikan dalam bentuk

Summary Table of Margin of Safety berikut ini :

Stringer No.	Position	Stringer Type	FSTA	Applied Load (daN)	MS for Stringer	MS for Skin
3	LHS	I	16402 - 16910	3039.484	-0.21	8.33
5	RHS	I	17418 - 17926	2941.001	-0.30	1.44
9	LHS	II	16910 - 17418	3426.373	-0.26	1.17
9	RHS	III	16402 - 16910	3718.339	-0.21	0.28
12	RHS	II	15386 - 15894	3465.384	-0.68	-0.18
26	RHS	IV	16910 - 17418	3733.816	0.23	9.97
26	LHS	IV	16402 - 16910	3761.228	0.22	39.83

C. LAP SPLICE (SAMBUNGAN)

Di dalam menganalisa tegangan pada *Lap Splice* akan dibagi dalam 2 (dua) kondisi yaitu Kondisi Beban Tarik (*Tension Condition*) dan Kondisi Beban Tekan (*Compression Condition*). Analisa berikut ini merupakan analisa tegangan pada kondisi kritis (*critical condition*) sama dengan analisa diatas sebelumnya.

Dalam lokasi antara FSTA 14878 dan FSTA 17926 ada 5 sambungan (*splice*), dua pada *stringer* no. 4 RHS dan LHS, dua pada *stringer* no. 14 RHS dan LHS, serta satu pada *stringer* no. 25 LHS.

Penampang melintang dari sambungan tersebut disajikan di bawah ini yaitu :

Di bawah ini adalah beban maksimum untuk *Lap Splice* yang disajikan dalam bentuk tabel berikut ini :

Maximum Load for Lap Splice RHS

FSTA	STRINGER TYPE			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
14878 - 15386	-1217.549	-2187.927	-	-
15386 - 15894	-1520.265	2187.928	-	-
15894 - 16402	-2007.963	1716.547	-	-
16402 - 16910	-2445.953	1507.111	-	-
16910 - 17418	-2921.509	656.409	-	-
17418 - 17926	-3159.947	343.007	-	-
Maximum Load	-3159.947	2187.928		
Stringer No.	4	14		
Condition	Compress.	Tension		

Maximum Load for Lap Splice LHS

FSTA	STRINGER TYPE			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
14878 - 15386	-1481.973	-1804.429	2281.979	-
15386 - 15894	-1056.595	1804.430	3161.034	-
15894 - 16402	-1684.941	1335.542	3366.302	-
16402 - 16910	-2178.932	1163.222	3429.674	-
16910 - 17418	-2504.778	352.719	-3429.674	-
17418 - 17926	2504.778	236.481	-3085.100	-
Max. Comp. Load	-2504.778	-1804.429	-3429.674	
Stringer No.	4	14	25	
Max. Tension Load	2504.778	1804.430	3429.674	
Stringer No.	4	14	25	

Luas penampang seperti pada gambar diatas disajikan dalam bentuk tabel seperti di bawah ini :

Stringer No.	Position	Area of Skin + Stringer (mm ²)		
		Type I	Type II	Type III
4	LHS / RHS	284.30	-	-
14	LHS / RHS	-	314.85	-
25	LHS	-	-	235.55

a. Lap Splice pada Kondisi Beban Tarik (Tension Condition)

Analisa berikut ini menunjukkan bahwa *Lap Splice* pada *stringer* no. 25 LHS antara FSTA 16910 – 17418 mempunyai kondisi yang paling kritis untuk kondisi beban tarik.

Loadcase : **CASE A (INITIAL IMPACT)**

Dari **Element Force**, hasil output NASTRAN, kita mendapatkan harga terbesar di antara dua elemen di bawah ini :

Element	Fy	Fxy
24234126	-20.804	-0.390
24234127	-19.027	-0.266
Highest	-20.804	-0.390

Untuk jarak antar rivet (*rivet spacing*) :

$$s = 24.00 \text{ mm}$$

$$t = 1.40 \text{ mm}$$

maka :

$$\text{Net Area} = [24 - (6.27 + 4 / 2)] \times 1.4 = 26.41 \text{ mm}^2$$

$$F_{y \text{ net}} = [(-20.804 \times 24)] / 26.41 = -18.905 \text{ daN/mm}^2$$

$$F_{xy \text{ net}} = [(-0.390 \times 24)] / 26.41 = -0.354 \text{ daN/mm}^2$$

Setelah itu kita menentukan :

$$R_t = \frac{F_{y \text{ net}}}{0.9 F_{t \text{ ustr}}} = \frac{-18.905}{0.9 \times 41.37} = -0.507$$

$$R_s = \frac{F_{xy \text{ net}}}{26} = \frac{-0.354}{26} = -0.014$$

Sehingga *Margin of safety* menjadi :

$$MS = \frac{1}{\sqrt{R_t^2 + R_s^2}} - 1$$

$$MS = \frac{1}{\sqrt{-0.507^2 + -0.014^2}} - 1 = 0.97$$



Beban dibawa oleh satu *fastener* (dua baris)

$$\text{oleh Axial Load} = \frac{-20.804 \times 24}{2} = -249.648 \text{ daN}$$



$$\text{oleh Shear Load} = \frac{-0.390 \times 24}{2} = -4.680 \text{ daN}$$

sehingga *Resultant Fast Load* (R_{FL}) :

$$R_{FL} = \sqrt{-249.648^2 + -4.680^2} = 249.692 \text{ daN / rivet}$$

Setelah itu kita dapat menentukan *Margin of Safety* yaitu :

$$MS_{Fast} = \frac{336}{R_{FL}} - 1 = 0.35 \quad (\text{NDM 4290})$$

$$MS_{Bru} = \frac{84.8 \times 5.135 \times t}{R_{FL}} - 1 = 1.44 \quad (\text{MIL - HNB 5F})$$

Mempertimbangkan beban kombinasi (*combination load*) yang disebabkan oleh beban arah sb. x, maka analisa tegangan untuk kulit (*skin analysis*) sebagai berikut :

Dari **Grid Point Force (GPF)** kita mendapatkan :

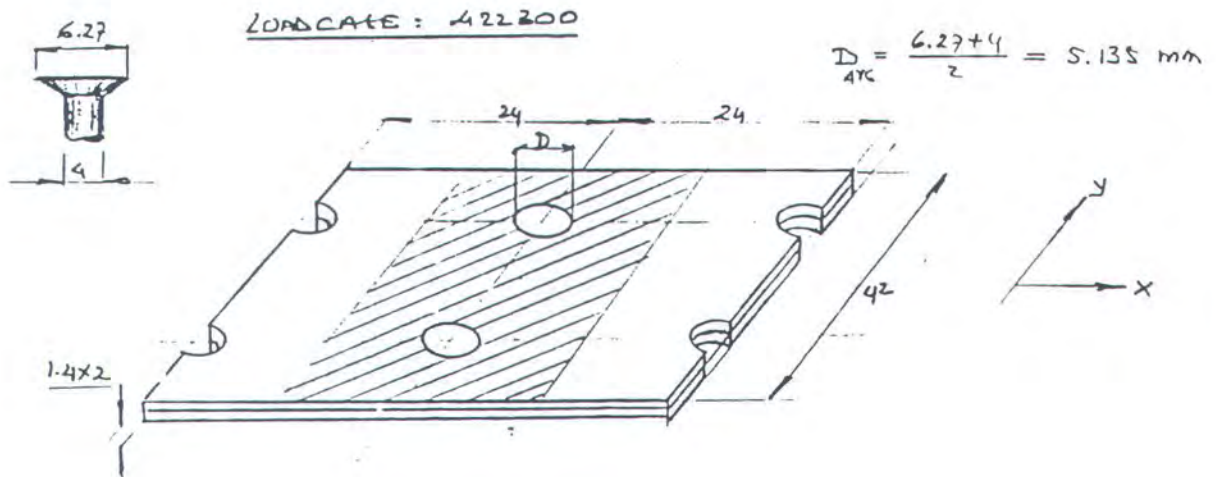
Skin + Stringer end load FSTA 16402 (*Forward*) = 3429.674 daN

Skin + Stringer end load FSTA 16910 (*After*) = 3429.674 daN

dan dari data diatas :

$$F_y = -20.804 \text{ daN / mm}$$

$$F_{xy} = -0.390 \text{ daN / mm}$$



Beban yang melalui luasan yang diarsir adalah :

$$P_y = -20.804 \times 24 = -499.296 \text{ daN}$$

$$\text{Net Area} = (24 - 5.135) \times 1.4 = 26.41 \text{ mm}^2$$

$$\sigma_{y \text{ net}} = \frac{P_y}{\text{Net Area}} = -18.905 \text{ daN/mm}^2$$

Untuk arah sb. x :

$$P_x = \frac{3429.674}{235.55} \times 42 \times 1.4 \times 2 = 1712.289 \text{ daN}$$

$$\text{Net Area} = [42 - (2 \times 5.135)] \times 1.4 \times 2 = 88.844 \text{ mm}^2$$

Maka :

$$\sigma_{x \text{ net}} = \frac{P_x}{\text{Net Area}} = 19.273 \text{ daN/mm}^2$$

$$\tau_{xy \text{ net}} = \frac{F_{xy} \times 24}{26.41} = -0.354 \text{ daN/mm}^2$$

Dengan menggunakan metode *Mises Hencky*, kita mendapatkan:

$$f_c = [f_x^2 - f_x f_y + f_y^2 + 3 q^2]^{1/2}$$

$$f_c = 33.069 \text{ daN/mm}^2$$

dengan demikian kita dapat menentukan *Margin of Safety* dari kulit (*skin*) :

$$MS = \frac{0.9 \times F_{tu \text{ Skin}}}{\text{Actual Stress}(f_e)} - 1$$

dimana :

$F_{tu \text{ Skin}}$ = tegangan yang diijinkan untuk jenis material 7150-T77511 = 41.37 daN / mm²

0.9 = *Stress Concentration Factor* (SCF), mengacu pada FAR 25 karena ada *fastener* yang perlu diperhitungkan.

Sehingga :

$$MS = 0.13$$

Selanjutnya di bawah ini adalah **Summary Table Margin of Safety** untuk *Lap Splice Tension Condition*.

Stringer No.	Position	Stringer Type	FSTA	Applied Load (daN)	MS for Skin Only		MS for Skin + Stringer
					MS fast.	MS bru	
4	LHS	I	17418 - 17926	2504.778	14.36	26.87	1.98
14	LHS	II	15386 - 15894	1804.430	0.65	2.00	0.36
14	RHS	II	15386 - 15894	2187.928	0.69	2.07	0.36
25	LHS	III	16402 - 16910	3429.674	0.35	1.44	0.13

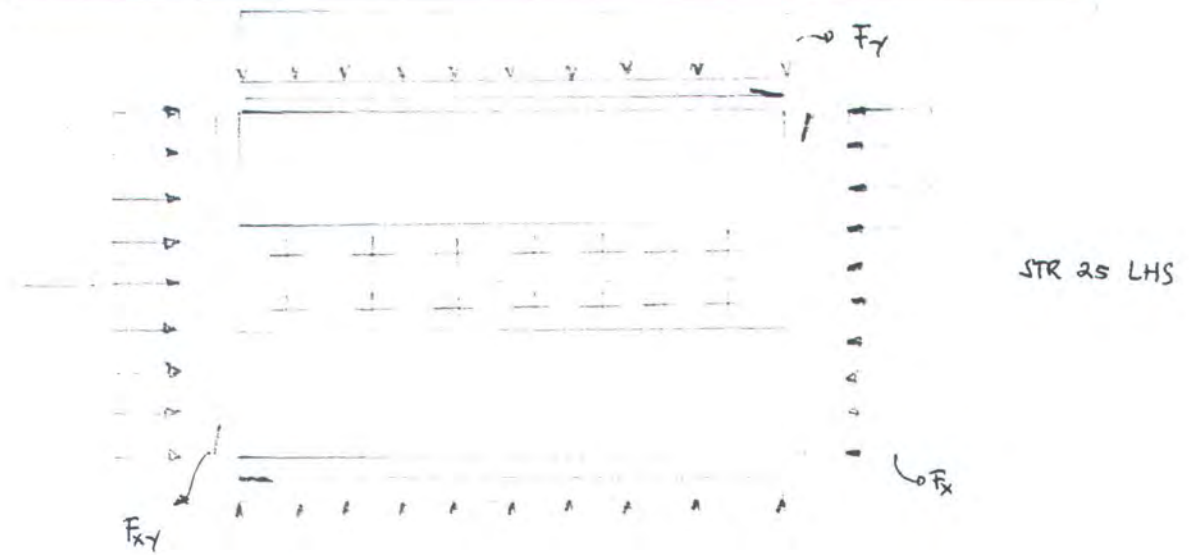
b . Lap Splice pada Kondisi Beban Tekan

Analisa berikut ini menunjukkan bahwa *Lap Splice* pada *stringer* no. 25 LHS antara FSTA 16910 – 17418 mempunyai kondisi yang paling kritis untuk kondisi beban tekan. Langkah-langkah dalam analisa ini sama dengan diatas kecuali faktor 0.9 (*Stress Concentration Factor*) dalam perhitungan *Margin of safety* tidak diikutkan.

Loadcase : **CASE A (INITIAL IMPACT)**

Dari **Element Force**, hasil *output* NASTRAN, kita mendapatkan harga terbesar di antara dua elemen di bawah ini :

Element	Fy	Fxy
24235126	-23.421	1.012
24235127	-23.417	0.334
Highest	-23.421	1.012



Untuk jarak antar rivet (*rivet spacing*) :

$$s = 24.00 \text{ mm}$$

$$t = 1.40 \text{ mm}$$

maka :

$$\text{Net Area} = [24 - (6.27 + 4 / 2)] \times 1.4 = 26.41 \text{ mm}^2$$

$$F_{y \text{ net}} = [(-23.421 \times 24)] / 26.41 = -21.283 \text{ daN/mm}^2$$

$$F_{xy \text{ net}} = [(1.012 \times 24)] / 26.41 = 0.920 \text{ daN/mm}^2$$

Setelah itu kita menentukan :

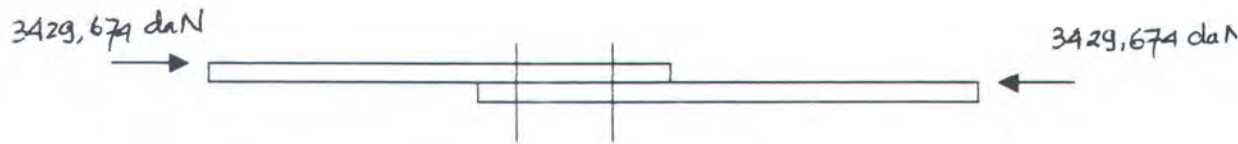
$$R_t = \frac{F_{y \text{ net}}}{0.9 F_{tu \text{ str}}} = \frac{-21.283}{0.9 \times 41.37} = -0.514$$

$$R_s = \frac{F_{xy \text{ net}}}{26} = \frac{0.920}{26} = 0.035$$

Sehingga *Margin of safety* menjadi :

$$MS = \frac{1}{\sqrt{R_t^2 + R_s^2}} - 1$$

$$MS = \frac{1}{\sqrt{-0.514^2 + 0.035^2}} - 1 = 0.94$$



Beban dibawa oleh satu *fastener* (dua baris)

$$\text{oleh Axial Load} = \frac{-23.421 \times 24}{2} = -281.052 \text{ daN}$$

$$\text{oleh Shear Load} = \frac{1.012 \times 24}{2} = 12.144 \text{ daN}$$

sehingga *Resultant Fast Load* (R_{FL}):

$$R_{FL} = \sqrt{-281.052^2 + 12.144^2} = 281.314 \text{ daN rivet}$$

Setelah itu kita dapat menentukan *Margin of Safety* yaitu :

$$MS_{Fast} = \frac{336}{R_{FL}} - 1 = 0.19 \quad (\text{NDM 4290})$$

$$MS_{Btu} = \frac{84.8 \times 5.135 \times t}{R_{FL}} - 1 = 1.17 \quad (\text{MIL -HNB 5F})$$

Mempertimbangkan beban kombinasi (*combination load*) yang disebabkan oleh beban arah sb. x, maka analisa tegangan untuk kulit (*skin analysis*) sebagai berikut :

Dari **Grid Point Force (GPF)** kita mendapatkan :

Skin + Stringer end load FSTA 16910 (*Forward*) = 3429.674 daN

Skin + Stringer end load FSTA 17418 (*After*) = 3429.674 daN

dan dari data diatas :

$$F_y = -23.421 \text{ daN / mm}$$

$$F_{xy} = 1.012 \text{ daN / mm}$$

Beban yang melalui luasan yang diarsir adalah :

$$P_y = -23.421 \times 24 = -562.104 \text{ daN}$$

$$\text{Net Area} = (24 - 5.135) \times 1.4 = 26.41 \text{ mm}^2$$

$$\sigma_{y \text{ net}} = \frac{P_y}{\text{Net Area}} = -21.283 \text{ daN/mm}^2$$

Untuk arah sb. x :

$$P_x = \frac{3429.674}{235.55} \times 42 \times 1.4 \times 2 = 1712.289 \text{ daN}$$

$$\text{Net Area} = [42 - (2 \times 5.135)] \times 1.4 \times 2 = 88.844 \text{ mm}^2$$

Maka :

$$\sigma_{x \text{ net}} = \frac{P_x}{\text{Net Area}} = 19.273 \text{ daN/mm}^2$$

$$\tau_{xy \text{ net}} = \frac{F_{xy} \times 24}{26.41} = 0.920 \text{ daN/mm}^2$$

Dengan menggunakan metode *Mises Hencky*, kita mendapatkan:

$$f_e = [f_x^2 - f_x f_y + f_y^2 + 3 q^2]^{1/2}$$

$$f_e = 35.173 \text{ daN/mm}^2$$

dengan demikian kita dapat menentukan *Margin of Safety* dari kulit (*skin*) :

$$MS = \frac{F_{tu \text{ Skin}}}{\text{Actual Stress}(f_e)} - 1$$

dimana :

$F_{tu \text{ Skin}}$ = tegangan yang diijinkan untuk jenis material 7150-

$$T77511 = 41.37 \text{ daN / mm}^2$$

Sehingga :

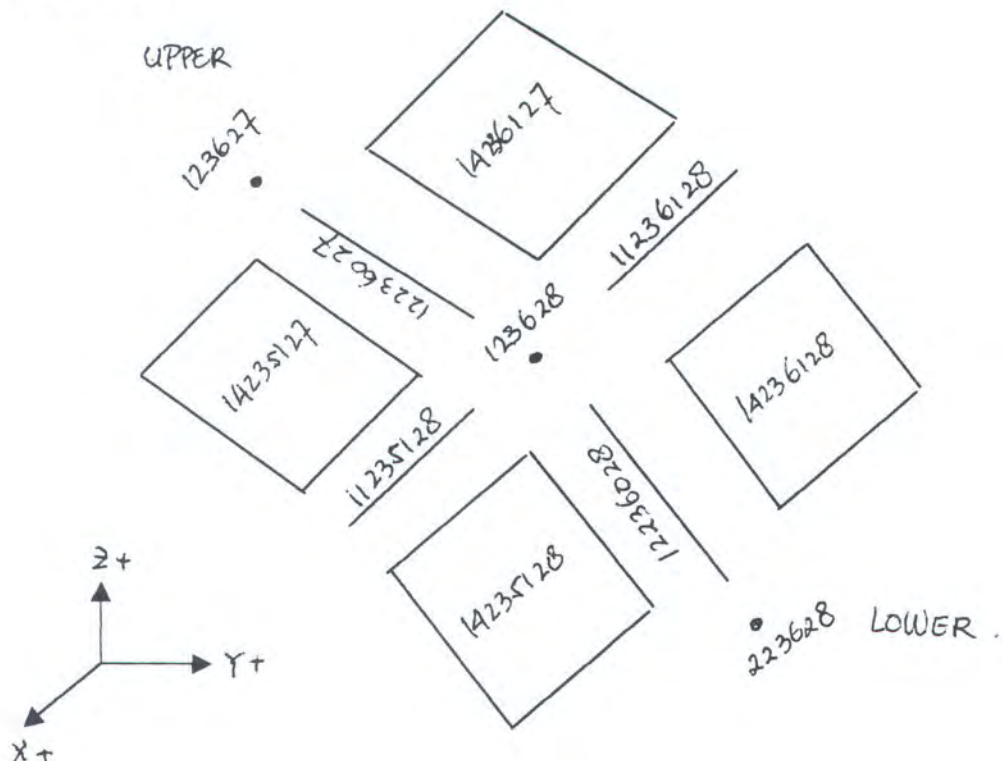
$$MS = 0.18$$



Selanjutnya di bawah ini adalah **Summary Table Margin of Safety** untuk *Lap Splice Compression Condition*.

Stringer No.	Position	Stringer Type	FSTA	Applied Load (daN)	MS for Skin Only		MS for Skin + Stringer
					MS fast.	MS bru.	
4	LHS	I	16910 - 17418	2504.778	9.12	17.36	2.18
4	RHS	I	17418 - 17926	3159.947	8.87	16.91	1.91
14	LHS	II	14878 - 15386	1804.430	0.38	1.51	0.26
14	RHS	II	14878 - 15386	2187.928	0.41	1.56	0.27
25	LHS	III	16910 - 17418	3429.674	0.19	1.17	0.18

D. FRAME



Dari tabel beban pada masing-masing *frame* (lampiran) yang diambil dari **Grid Point Force (GPF)** didapatkan beban maksimum yang terjadi pada *stringer* 26 RHS / Grid Point 123628 pada *Frame* 17418.

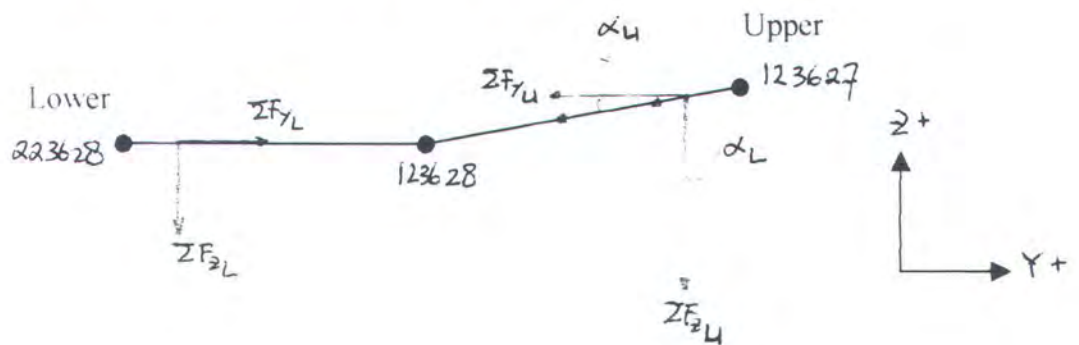
Koordinat dari Grid Point 123228 disajikan dalam bentuk tabel sebagai berikut :

GRID	y (mm)	z (mm)
123627	-208.104	-2020.893
123628	-76.86	-2007.893
223628	76.86	2007.893

Tabel koordinat diatas diambil dari Bulk Data FEM *section 46* seperti pada lampiran. Beban maksimum yang terjadi adalah sebagai berikut :

UPPER SIDE				LOWER SIDE			
Element ID	Fy (daN)	Fz (daN)	Mx(daNmm)	Element ID	Fy (daN)	Fz (daN)	Mx (daNmm)
14235127	-5923.585	-586.507	0.000	14235128	6005.584	0.000	0.000
14236127	-5715.867	-565.936	0.000	14236128	5741.586	0.000	0.000
12236027	-2877.129	-190.966	183285.800	12236028	2830.984	-7.692	-183285.800
SUM	-14516.581	-1343.409	183285.800	SUM	14578.154	-7.692	-183285.800

Body Diagram untuk beban diatas adalah :



Dari *body diagram* diatas kita dapat menentukan :

Sudut Alpha (α) :

$$\alpha_{upper} = \text{Arc Tg} \left(\frac{\Delta z_{upper}}{\Delta y_{upper}} \right) = \text{Arc Tg} \left(\frac{2020.893}{208.104} \right)$$

$$\alpha_{upper} = 5.736^\circ$$

dan :

$$\alpha_{\text{lower}} = \text{Arc Tg} \left(\frac{\Delta z_{\text{lower}}}{\Delta y_{\text{lower}}} \right) = \text{Arc Tg} \left(\frac{2007.893}{76.86} \right)$$

$$\alpha_{\text{lower}} = 5.866^{\circ}$$

Beban Aksial yang bekerja pada penampang *frame* adalah :

$$P = \Sigma F_y \cos \alpha + \Sigma F_z \sin \alpha$$



dengan demikian kita mendapatkan :

$$P_{\text{upper}} = [-14516.581 \times \cos 5.736^{\circ}] + [-1343.409 \times \sin 5.736^{\circ}]$$

$$P_{\text{upper}} = -14578.169 \text{ daN}$$

dan :

$$P_{\text{lower}} = [14578.154 \times \cos 5.866^\circ] + [-7.692 \times \sin 5.866^\circ]$$

$$P_{\text{lower}} = 14501.101 \text{ daN}$$

Dari bentuk penampang *frame* seperti diatas kita menentukan :

Frame Section :

Bagian	b	t	A	y	A · y	y - y _{na}	A (y - y _{na}) ²	I _o
1	6.5	1.2	7.80	80.15	625.17	62.71	30675.22	27.46
2	24.0	1.2	28.80	82.80	2384.64	65.36	123036.86	3.46
3	49.0	1.2	58.80	57.70	3392.76	40.26	95313.66	11764.90
4	17.5	1.2	21.00	34.00	714.00	16.56	5759.88	2.52
5	81.0	1.2	97.20	41.90	4072.68	24.46	58160.62	53144.10
6	17.5	1.2	21.00	2.00	42.00	-15.44	5005.36	2.52
Skin Pad Up	22.0	1.4	30.80	0.70	21.56	-16.74	8629.56	5.03
Skin (0.8mm)	486.0	0.8	388.80	0.40	155.52	-17.04	112874.00	20.74
			654.20		11408.33		439455.14	64970.73

$$y_{na} = \frac{11408.33}{654.20} = 17.44 \text{ mm}$$

$$A = 654.20 \text{ mm}^2$$

$$I_{xx} = I_o + A (y - y_{na})^2$$

$$I_{xx} = 64970.73 + 439455.14 = 504425.87 \text{ mm}^4$$

Sehingga kita mendapatkan :

Upper Side :

$$P_{\text{upper}} = -14578.169 \text{ daN}$$

$$M_{na} = M_{x \text{ upper}} + (P_{\text{upper}} \times y_{na})$$

$$M_{na} = 183285.8 + (-14578.169 \times 15.5) = -42732.815 \text{ daN mm}$$

$$\sigma_{\text{skin}} = \frac{M_{na} y}{I_{xx}} + \frac{P_{\text{upper}}}{A_f}$$

$$\sigma_{\text{skin}} = \frac{-42732.815 \times (15.5 + 1.4)}{438305.29} + \frac{-14578.169}{615.10}$$

$$\sigma_{\text{skin}} = -25.349 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{chord}} = \frac{-42732.815 \times 16.5}{438305.29} + \frac{-14578.169}{615.10} = -22.092 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{IF}} = \frac{-42732.815 \times 66.5}{438305.29} + \frac{-14578.169}{615.10} = -17.217 \text{ daN/mm}^2$$

sedangkan *Lower Side* :

$$P_{\text{lower}} = 14501.101 \text{ daN}$$

$$M_{\text{na}} = 183285.8 + (14501.101 \times 15.50) = 408109.565 \text{ daN mm}$$

$$\sigma_{\text{skin}} = \frac{M_{\text{na}} y}{I_{xx}} + \frac{P_{\text{lower}}}{A_f}$$

$$\sigma_{\text{skin}} = \frac{408109.565 \times (15.5 + 1.4)}{438305.29} + \frac{14501.101}{615.10}$$

$$\sigma_{\text{skin}} = 39.315 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{chord}} = \frac{408109.565 \times -16.5}{438305.29} + \frac{14501.101}{615.10} = 8.212 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{IF}} = \frac{408109.565 \times -66.5}{438305.29} + \frac{14501.101}{615.10} = -38.343 \text{ daN/mm}^2$$

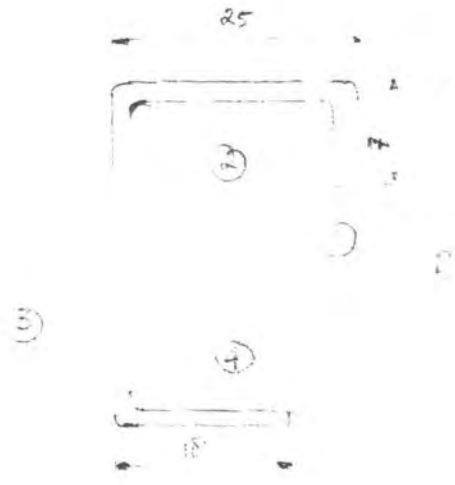
Sehingga Tegangan Rata-Rata (*Average Stress*) adalah sebagai berikut:

$$\sigma_{\text{skin}} = 0.5 \times [-25.349 + 39.315] = 6.399 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{chord}} = 0.5 \times [-22.092 + 8.212] = -6.940 \text{ daN/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{IF}} = 0.5 \times [-17.217 - 38.343] = -27.780 \text{ daN/mm}^2$$

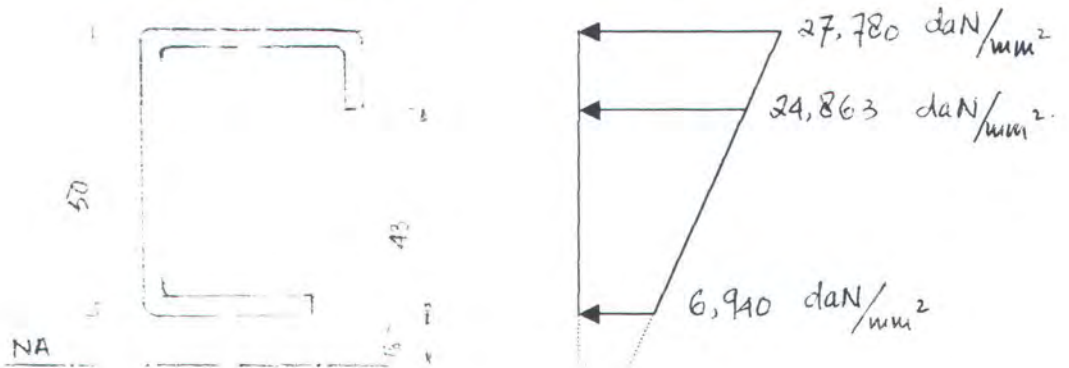
Selanjutnya kita menentukan *Frame Crippling Allowable* sebagai berikut :



Bagian	b	t	A	b/t	σ_{cc}	$\sigma_{cc} \times A$
1	6.50	1.00	6.50	6.50	43.40	282.10
2	24.00	1.00	24.00	24.00	32.50	780.00
3	49.00	1.00	49.00	49.00	18.50	906.50
4	17.50	1.00	17.50	17.50	19.00	332.50
SUM =			97.00		SUM =	2301.10

$$\sigma_{cc} = 23.723 \text{ daN/mm}^2$$

Analisa Unconservative untuk kasus ini adalah :



Distribusi tegangan pada penampang *frame* "C" diatas berbentuk linier sehingga tegangan pada *chord* dengan cara interpolasi didapatkan :

$$\sigma_{\text{chord}} = -24.863 \text{ daN/mm}^2$$

Sehingga *Margin of Safety* adalah :

$$MS = \frac{\text{Frame Crippling Allowable}}{|\text{Actual Stress}|} - 1 = \frac{23.723}{24.863} - 1$$

$$MS = -0.05$$

Selanjutnya, dengan langkah yang sama dengan diatas, di bawah ini adalah *Summary Table Margin of Safety* antara FSTA 14878 – 17926 sebagai berikut :

Load Case : CASE A (INITIAL IMPACT)			
FRAME	σ_{ch} (daN/mm ²)	Frame Crippling Allowable (daN/mm ²)	MS
15386	-21.520	23.723	0.10
16402	-25.830	23.723	-0.08
16910	-28.227	23.723	-0.16
17418	-24.863	23.723	-0.05

IV.3.2. ANALISA TEGANGAN DI PASSENGER AREA FSTA 18434-20138

Analisa tegangan pada *passenger area* FSTA 18434-20138 hanya menganalisa pada daerah **Upper Skin Panel** (*stringer* no. 4 RHS – *stringer* no. 4 LHS) dan **Lower Skin Panel** (*stringer* no. 20 RHS – *stringer* no. 20 LHS). *Service Door*, *Emergency Door*, dan *Cargo Door* beserta *Surround Structures* tidak dianalisa sesuai dengan batasan-batasan analisa yang disebutkan pada sub bab sebelumnya.



Seperti pada daerah FSTA 14878-17926, akan disajikan Tabel dari **Grid Point Force (GPF)** pada lampiran. Langkah-langkah analisa tegangan pada daerah ini **sama dengan** analisa pada daerah FSTA 14878-17926 sehingga penyajiannya hanya berupa *Summary Table Margin of Safety* saja.

A. SKIN + STRINGER UNTUK BEBAN TARIK

FSTA	Stringer No.	Max. Tension Force		Stringer No.	Max. Tension Force		
		Type I	Type II		Type I	Type II	Type III
18434 - 18799	5	3680.385	-	5	1949.149	-	-
18799 - 19164	1	1847.766	-	1	1837.348	1421.710	1271.048
19164 - 19651	1	1596.130	-	1	1663.596	728.488	392.275
19651 - 20138	12B	1796.795	-	5	1279.641	2440.334	203.938
20138 - 20625	10D	1244.728	-	1	385.100	255.280	-
20625 - 21187.5	11B	1268.918	-	1	715.704	404.761	-
21187.5 - 21750	10	825.523	-	1	816.063	435.89	-
21750 - 22290	10	700.470	-	-	-	-	-
22290 - 22830	10	234.722	-	8	224.380	244.911	-
22830 - 23370	10	275.890	-	11C	263.714	355.031	-

Stringer No.	Stringer Area (mm ²)	Upper		Lower		Pad Up		Skin Area (mm ²)
		We (mm)	t (mm)	We (mm)	t (mm)	b (mm)	t (mm)	
5	59.3	63.75	1.2	63.75	0.8	22.0	1.4	136.30
5	59.3	63.75	0.8	63.75	0.8	22.0	1.4	115.20
11	68.8	38.75	0.8	38.75	0.8	22.0	1.4	75.20
8	89.9	63.75	0.8	63.75	0.8	22.0	1.4	115.20

$$P \text{ Allowable} = Ft_{\text{str}} \cdot A_{\text{str}} + Ft_{\text{skin}} \cdot A_{\text{skin}}$$

$$\text{Stress Allowable} = P \text{ Allowable} / \text{Gross Area}$$

$$Ft_{\text{u Stringer}} (7150 - T77511) = 55.85 \text{ daN} / \text{mm}^2$$

$$Ft_{\text{u Skin}} (Al Clad 2024 - T3) = 41.37 \text{ daN} / \text{mm}^2$$

Stringer No.	COMBINATION SKIN AND STRINGER				
	Gross Area (mm ²)	Net Area (mm ²)	Net Area / Gross Area	P Allowable (daN)	Stress All (daN/mm ²)
	5	195.60	183.28	0.94	8950.64
5	174.50	162.18	0.93	8077.73	46.29
11	144.00	131.68	0.91	6953.50	48.29
8	205.10	192.26	0.94	9786.74	47.72

Critical Tension Condition

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)				FSTA
		Applied Load (daN)	Actual Stress (daN / mm ²)	MS Inner Flange of Stringer	Location	
I	5	3680.385	18.816	1.97	RHS	18434 - 18799

Critical Tension Condition

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)				FSTA
		Applied Load (daN)	Actual Stress (daN / mm ²)	MS Inner Flange of Stringer	Location	
I	5	1949.149	11.170	4.00	LHS	18434 - 18799
II	11	2440.334	16.947	2.30	LHS	19651 - 20138
III	8	1271.048	6.197	8.01	LHS	18799 - 19164

Critical Tension Condition at RHS

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)							MS of Skin	Location
		Applied Load (daN)	Fy (daN / mm)	Fxy (daN / mm)	Fx (Net) (daN / mm ²)	Fy (Net) (daN / mm ²)	Fxy (Net) (daN / mm ²)	fe (daN / mm ²)		
I	5	3680.385	4.546	11.392	24.546	4.131	10.352	28.977	0.28	RHS

Critical Tension Condition at LHS

Stringer Type	Stringer No.	LOADCASE: CASE A (INITIAL IMPACT)							MS of Skin	Location
		Applied Load (daN)	Fy (daN / mm)	Fxy (daN / mm)	Fx (Net) (daN / mm ²)	Fy (Net) (daN / mm ²)	Fxy (Net) (daN / mm ²)	fe (daN / mm ²)		
I	5	1949.149	1.796	3.296	14.6	1.632	2.995	14.769	1.52	LHS
II	11	2440.334	10.031	7.152	22.108	9.116	6.499	22.294	0.67	LHS
III	8	1271.048	2.586	12.564	8.084	2.350	11.417	21.047	0.77	LHS

B. SKIN + STRINGER UNTUK BEBAN TEKAN

FSTA	Max. Compress. Force		Max. Compression Force		
	Type I	Type II	Type I	Type II	Type III
18434 - 18799	-1847.766	-1923.306	-1837.348	-1583.996	-1271.048
18799 - 19164	-	-1340.021	-	-1176.881	-
19164 - 19651	-371.202	-995.150	-	-821.580	-
19651 - 20138	-1304.563	-954.704	-1226.580	-937.018	-
20138 - 20625	-1329.711	-988.505	-332.211	-	-
20625 - 21187.5	-588.723	-508.448	-289.507	-	-
21187.5 - 21750	-713.171	-580.237	-161.375	-	-
21750 - 22290	-851.039	-450.691	-816.061	-435.891	-
22290 - 22830	-426.739	-176.581	-456.859	-307.732	-
22830 - 23370	-527.283	-316.338	-520.583	-302.190	-

STRESS ANALYSIS**PASSENGER AREA - SKIN PANELS 17926 - 20138****Skin / Stringer - Compression Load Condition**

Stringer No.	Position	Stringer Type	FSTA	Applied Load (daN)	MS for Stringer	MS for Skin
1	LHS	I	18434 - 18799	1837.348	0.55	3.93
1	RHS	I	18434 - 18799	1847.766	0.60	3.94
26	RHS	II	18434 - 18799	1923.306	0.77	24.85
8	LHS	III	18434 - 18799	1271.048	0.76	0.22

C. LAP SPLICE (SAMBUNGAN)**Maksimum Force at Lap Splice**

FSTA	Position	Max. Tension Force		Max. Compress. Force	
		Type I	Type II	Type I	Type II
18434 - 18799	RHS	3015.360	-	-	-1257.015
	LHS	1936.748	-	-	-1178.020
18799 - 19164	RHS	1544.597	-	-	-504.432
	LHS	1648.787	-	-	-732.080
19164 - 19651	RHS	-	236.368	-470.823	-
	LHS	1062.63	-	-	-
19651 - 20138	RHS	470.822	599.307	-	-
	LHS	346.908	181.120	-	-

Skin / Stringer - Lap Splice Tension Condition

Stringer No.	Position	Stringer Type	FSTA	Applied Load (daN)	MS at Rivet		MS for Skin Out of rivet	MS for Skin due to Px
					MS fast.	MS bru		
14	RHS	II	19651-20138	599.307	3.01	6.28	3.96	3.63
4	RHS	I	18434-18799	3015.36	3.66	7.46	3.97	1.37

Skin / Stringer - Lap Splice Compression Condition

Stringer No.	Position	Stringer Type	FSTA	Applied Load (daN)	MS at Rivet		MS for Skin Out of rivet	MS for Skin due to Px
					MS fast.	MS bru		
14	LHS	I	19164-19651	470.823	8.85	16.88	9.85	7.37
25	LHS	II	18434-18799	1257.015	1.42	3.40	1.53	1.19



BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

V.I. KESIMPULAN

Dari hasil analisa pada bab IV kita menyimpulkan bahwa :

1. Beban *ditching* merupakan beban yang bekerja pada pesawat N250-100 dalam suatu kondisi khusus yaitu pendaratan darurat di laut, sehingga beban *ditching* tersebut bukan merupakan beban perancangan struktur awal.
2. Struktur pesawat N250-100 *section 46* pada daerah *Cargo Area* (FSTA 20138 – FSTA 23910) dan *Passenger Area* (FSTA 17926 – 20138) masih mampu menerima beban *ditching*.
3. Struktur pesawat N250-100 *section 46* pada daerah *passenger area* FSTA 14878 – 17926 mengalami beban yang paling kritis terutama pada kondisi beban tarik dan beban tekan dibandingkan daerah lainnya.
4. Beberapa struktur *skin panel (skin + stringer)* dan *frame* pada daerah FSTA 14878 – 17926 mengalami kegagalan struktur, antara lain :
 - a. Untuk kasus *compression load*, pada FSTA 15386 – 15894 *stringer* no. 12 RHS beserta kulitnya mengalami kegagalan struktur yaitu *buckling* dan *crippling* sehingga *stringer* dan kulit tersebut mengalami deformasi plastis dengan prosentase kegagalan 68% dan 18% dari tegangan yang diijinkan.

- b. Pada *stringer* no. 21 LHS kulit yang mengikutinya mengalami beban tarik (*tension load*) paling kritis dengan $MS = -0.10$ dari tegangan yang diijinkan. Hal ini masih dapat ditoleransi karena struktur tersebut tidak berdiri sendiri melainkan merupakan gabungan dari struktur-struktur lainnya sehingga beban kritis tersebut diterima oleh struktur lainnya.
- c. Pada frame 16910 mengalami *crippling* pada daerah *chord* dengan $MS = -0.16$ atau 16% dari tegangan *crippling* yang diijinkan.
- d. Untuk *Lap Splice* pada daerah 14878 – 17926 masih mampu menerima beban akibat *ditching* baik beban tarik maupun beban tekan.

V.2. SARAN ATAU REKOMENDASI

Dari kesimpulan di atas maka perlu adanya saran atau rekomendasi sebagai berikut :

1. Pada kesimpulan no. 4a di atas perlu diganti jenis *stringer* dari jenis *stringer* II menjadi jenis *stringer* IV dan tebal kulit diganti menjadi 1.4 mm sesuai dengan batasan-batasan pada perancangan *section 46*.
2. Karena *frame* 16910 mengalami *crippling* pada daerah *chord* maka perlu ditambah luas penampang dari *frame* tersebut dengan menambah *doubler* atau *reinforcement* seperti pada lampiran.



DAFTAR PUSTAKA

DAFTAR PUSTAKA

- Rivello, Robert. M ; **“Theory Analysis of Flight Structures”** ; McGraw-Hill, Inc ; USA ; 1969
- Niu, Michael C.Y. ; **“Airframe Structural Design”** ; Hongkong Conmilit Press Ltd ; Fourth Edition ; Hongkong ; 1990
- Niu, Michael C.Y. ; **“Airframe Stress Analysis and Sizing”** ; Hongkong Conmilit Press Ltd ; First Edition ; Hongkong ; 1997
- Doc. D016NA12004 ; **“MDDP of Aft Ward Fuselage, sect. 46”** ; 1995
- Doc. D016NA12003 ; **“MDDP of Center Fuselage, sect. 42 & 44”** ; 1995
- Doc. D100NA72193 ; **“Ditching Test Result”** ; 1995
- Doc. D100NA32305 ; **“N250-100 Structural Load Design Criteria”** ; 1996
- Doc. D017NA02003 ; **“Configuration Control Document N250-100”** ; 1995
- Doc. D016NA12001 ; **“MDDP of N250-100, General Information”** ; 1995
- Westland Aerospace Ltd ; **“An Investigation into The Ditching Characteristics of The IPTN N250-100 Aircraft”** ; Inggris ; 1995
- Doc. D140NA32074 ; **“N250-100 Fuselage Finite Element Model Volume IV sect. 46”** ; 1998
- Doc. D000NA12070 ; **“Technical Specification Document N250-100”** ; 1994
- Drawing No. 146NA3101 ; **“Skin Panel STA 14878-17926 Upper A&I”**
- Drawing No. 146NA6140 ; **“Skin Panel STA 14878-17926 Side Assy.”**
- Drawing No. 146NA3160 ; **“Skin Panel STA 14878-17926 Lower Assy.”**
- PT. IPTN ; **“Sertifikasi Pesawat N250 dalam Kondisi Pendaratan Darurat di Laut.”** ; 1994