

# Analisis Statik Lug Fitting Bulkhead Main Landing Gear Pesawat Amphibi Berkapasitas Maksimum 19 Penumpang

Fajar Ari Wandono, Abian Nurrohmad, Dony Hidayat

Email: fajar.ari@lapan.go.id, abian.nurrohmad@lapan.go.id, dony.hidayat@lapan.go.id

(29 Desember 2020)

---

## ABSTRAK

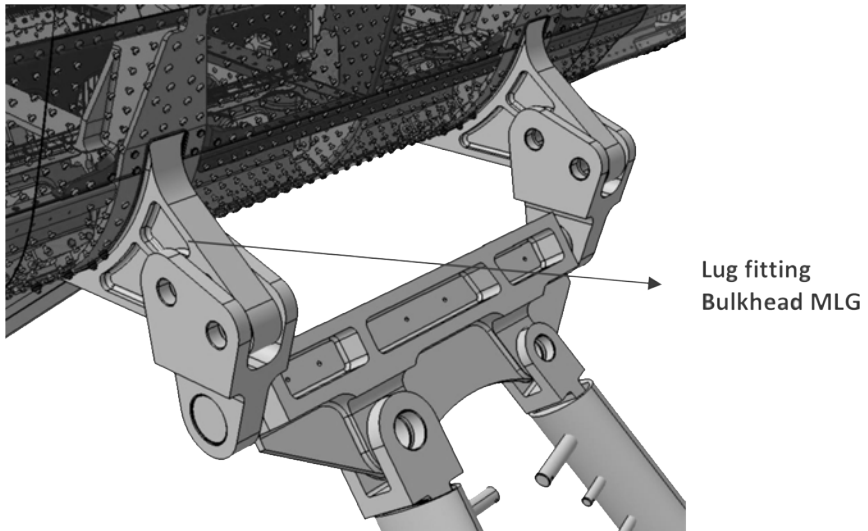
Salah satu program nasional dalam dunia kedirgantaraan Indonesia adalah pengembangan pesawat amfibi berkapasitas maksimum 19 penumpang. Pesawat ini dikembangkan dengan mengkonversi dari pesawat komuter dengan kemampuan lepas landas dan mendarat di landasan yang pendek menjadi berkemampuan untuk lepas landas dan mendarat di perairan. Tentunya dalam konversi pesawat ini membutuhkan beberapa penyesuaian supaya performa pesawat lebih optimum. Komponen yang perlu dilakukan penyesuaian di antaranya adalah roda pendaratan yang dikonversi menjadi *floater* untuk membantu dalam operasi pesawat di perairan. Sambungan antara *floater* ke badan pesawat berupa *lug fitting* yang menyambungkan dengan sambungan pin. Sambungan tipe ini lebih baik karena meniadakan beban *bending* sehingga struktur lebih efisien. Analisis awal *lug fitting* dilakukan dengan metode elemen hingga untuk melihat distribusi dan tegangan maksimum di komponen tersebut. Hasil analisis menunjukkan nilai tegangan maksimum *Von Mises* sebesar 101 daN/mm<sup>2</sup>. Nilai ini cukup besar dibandingkan dengan kekuatan material logam komponen tersebut sehingga dikhawatirkan akan gagal. Oleh karena itu perlu dilakukan proses kerekayasa untuk memperkuat dan mengoptimisasi komponen tersebut agar lebih kuat dan lebih efisien dalam menahan beban yang terjadi.

**Kata kunci:** *Landing gear*, pesawat amfibi, *lug fitting*

## 1. Pendahuluan

Pada desain pesawat pesawat amfibi berkapasitas maksimum 19 penumpang, *lug fitting* merupakan bagian dari *bulkhead main landing gear* yang merupakan satu kesatuan utuh tanpa adanya sambungan seperti baut atau rivet. *Lug fitting* adalah sebuah komponen yang berada pada ujung *bulkhead main landing gear* yang terhubung dengan *strut* dari *float*. *Lug fitting* bertujuan untuk menyambungkan batang *strut* dari *float* ke *bulkhead*. Beban yang didapat ketika *landing*, diteruskan ke *lug fitting* kemudian ke *bulkhead*. Analisis statik ini digunakan untuk mengetahui stress dan *displacement* yang terjadi pada *lug fitting bulkhead main landing gear* ketika diberikan pembebanan. Pembebanan tersebut berasal dari gaya reaksi pada *lug fitting* ketika pesawat melakukan landing di perairan. Pembebanan menggunakan sebuah *loadcase* maksimal pada kondisi landing di perairan. Analisis statik *lug fitting bulkhead main landing gear* pesawat amfibi berkapasitas maksimum 19 penumpang akan menggunakan model elemen 3D.

Berikut adalah posisi dari *lug fitting bulkhead main landing gear* pada pesawat amfibi berkapasitas maksimum 19 penumpang.



**Gambar 1.** *Lug Fitting Bulkhead Main Landing Gear* Pesawat amfibi berkapasitas maksimum 19 penumpang

Penelitian terkait analisis pada *lug fitting* pesawat komuter telah banyak dilakukan. Mahalik (2020) telah melakukan optimisasi dan verifikasi tenggang cacat struktur pada komponen fitting landing gear bagian bawah. Penelitian ini menghasilkan desain yang optimum dan masih aman dari adanya cacat retak di area lubang. Sebelumnya Purnomo (2015) dan Wijaya (2014) telah melakukan penelitian tentang analisis statik kekuatan struktur fitting pada landing gear. Metode optimisasi ditulis oleh Klarbring, dkk. (2009) dan Tidman (2010). Sedangkan untuk desain dan perhitungan analitik ditulis oleh Zhu (2018) dan Murakami (2017).

## 1.1. Masalah Penelitian

Masalah penelitian dirumuskan sebagai berikut:

1. Berapa nilai tegangan maksimum pada komponen MLG *lug fitting* dan bagaimana distribusinya ?
2. Berapa nilai defleksi maksimum pada komponen MLG *lug fitting* ?

## 1.2. Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian dirumuskan sebagai berikut:

1. Untuk mengetahui nilai tegangan dan defleksi maksimum pada komponen MLG *lug fitting*
2. Untuk mengetahui apakah komponen tersebut akan gagal

## 1.3. Manfaat Penelitian

Makalah ini memiliki manfaat sebagai berikut:

1. Bagi pembicara, memberikan panduan penulisan kolokium Pustekbang.
2. Bagi pemerintah, meningkatkan kualitas SDM dan mensukseskan program pengembangan pesawat terbang nasional
3. Mendukung program pengembangan pesawat terbang nasional

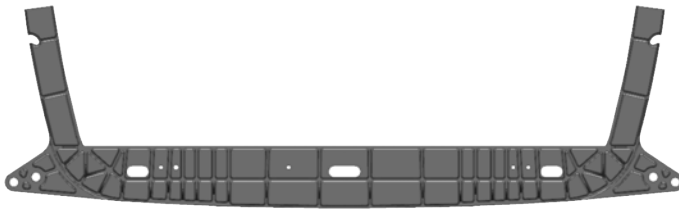
## 2. Metodologi

Metodologi atau metode penelitian mencakup uraian dan penjelasan sebagai berikut:

Untuk melakukan analisis statik *lug fitting bulkhead main landing gear*, *lug fitting* dimodelkan sebagai komponen tunggal tanpa adanya komponen lain. Cara lain yang dapat dilakukan adalah dengan memodelkan keseluruhan

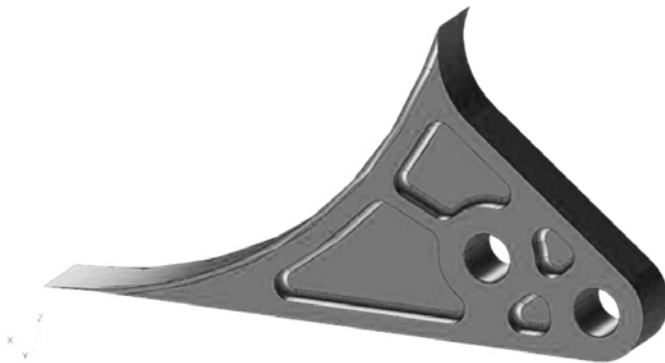
bagian yang berdekatan dengan *lug fitting*, seperti *bulkhead main landing gear*, *lower frame*, *back up structure*, *stringer*, *floor structure*, dan *skin*. Cara pertama akan mendapatkan hasil yang lebih konservatif dibandingkan cara ke dua.

Pemodelan *lug fitting bulkhead main landing gear* diawali dengan mengimpor gambar tersebut ke dalam *software* Patran dalam bentuk solid yang berasal dari *software* CAD.



**Gambar 2.** Komponen *Bulkhead Main Landing Gear* Pesawat amfibi berkapasitas maksimum 19 penumpang

Bagian selain *lug fitting* pada *bulkhead main landing gear* kemudian dipotong dan dihilangkan dengan menggunakan perintah “*break*”. Hasil dari perintah tersebut didapatkan gambar sebagai berikut.



**Gambar 3.** Model komponen *lug fitting*

### 3. Hasil dan Pembahasan

Dengan menggunakan elemen bentuk CQUAD dan CTRIA pada salah satu penampang pada *lug fitting* yang di-*sweep* ke arah penampang lain maka akan dihasilkan bentuk *meshing* seperti berikut.



**Gambar 4.** Model elemen hingga *lug fitting*

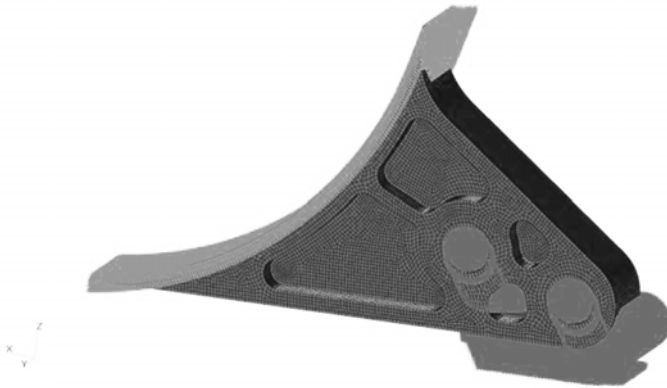
Elemen yang dihasilkan pada model pada Gambar di atas adalah elemen CHEXA dan CPENTA. Elemen CHEXA memiliki 8 nodal pada setiap elemen sedangkan CPENTA memiliki 6 nodal pada setiap elemen. Pemodelan radius pada pocket seperti yang terlihat pada Gambar 3 tidak diikutsertakan untuk mempermudah proses pemodelan.

*Boundary condition* yang digunakan adalah berbentuk pin dimana pada nodal yang dipilih tidak boleh bertranslasi ke arah x, y dan z tetapi masih dapat berotasi pada arah tersebut. Sedangkan pembebanan berasal dari gaya reaksi pada lug fitting ketika pesawat melakukan *landing* di perairan. Untuk pembebanan kali ini hanya menggunakan sebuah *loadcase* yang merupakan *loadcase* maksimal pada kondisi *landing* di perairan.

**Tabel 1.** Pembebanan menggunakan *Local Pressure* (daN)

<i>Entity ID</i>	<i>X Component</i>	<i>Y Component</i>	<i>Z Component</i>
290503	2067.547119	-5525.230957	-9025.621094
290504	-2389.207031	30708.894531	51707.082031

Berikut adalah *boundary condition* dan pembebanan yang digunakan pada model *lug fitting bulkhead main landing gear*.



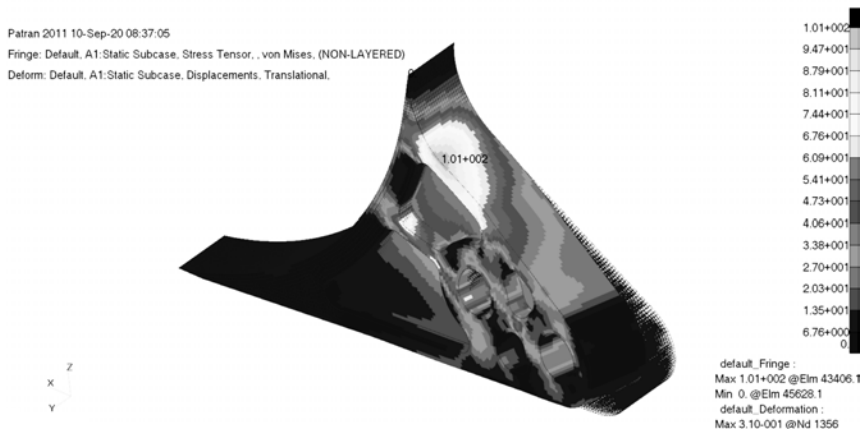
**Gambar 5.** *Boundary Condition* dan pembebanan

Material yang digunakan pada komponen *lug fitting* adalah aluminium alloy 7050-T7-451 dengan properties material sebagai berikut.

Property Name	Value
Elastic Modulus =	71700. <b>MPa</b>
Poisson Ratio =	0.33000001
Shear Modulus =	
Density =	2.8300001E-006 <b>kg/mm<sup>3</sup></b>

**Gambar 6.** Material aluminium alloy 7050-T7-451

Hasil dari pemodelan *lug fitting bulkhead main landing gear* dengan material aluminium alloy 7050-T7-451 dan menggunakan pembebanan serta *boundary condition* tersebut didapatkan hasil seperti berikut.



**Gambar 7.** Tegangan *Von Mises* (daN/mm<sup>2</sup>)

Gambar 7 di atas adalah gambar tentang distribusi tegangan *Von mises* dan keterangan mengenai maksimum *displacement* yang terjadi pada *lug fitting bulkhead main landing gear*. Dari gambar di atas diketahui bahwa nilai tegangan *Von mises* maksimal adalah 101 daN/mm<sup>2</sup> dengan nilai maksimum *displacement* sebesar 0.31 mm pada nodal 1356. Nilai maksimal tegangan von mises terjadi pada bagian pangkal atas *lug fitting* bagian depan. Daerah tempat nilai maksimal tegangan von mises dan arah *displacement* pada gambar tersebut sudah dapat diterima karena arah pemberian beban seperti pada Tabel 1 di atas. Yang menjadi perhatian adalah nilai tegangan *Von mises* yang masih terlalu besar dibandingkan nilai kekuatan luluh material yang yang hanya sekitar 47 daN/mm<sup>2</sup>. Dari hasil tersebut dapat dikatakan bahwa *lug fitting main landing gear* tersebut akan gagal.



## 4. Penutup

### 4.1. Kesimpulan

Hasil analisis menggunakan metode elemen hingga didapat nilai tegangan maksimum *Von Mises* sebesar 101 daN/mm<sup>2</sup>. Angka ini relatif terlalu besar jika dibandingkan nilai tegangan maksimum material sebesar 47 daN/mm<sup>2</sup>. Nilai maksimum *displacement* sebesar 0.31 mm pada nodal 1356.

### 4.2. Saran

Perlu dilakukan optimisasi dan *reinforcement* untuk memperkuat komponen *lug fitting* sehingga mampu menahan beban yang diterima. Diperlukan proses dan metode optimisasi untuk mengurangi berat komponen ini.

## Ucapan Terima Kasih

Peneliti mengucapkan terimakasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo sebagai Kapustekbang LAPAN, Bapak Agus Aribowo sebagai Group Leader Program N219 Amphibi dan semua pihak yang telah membantu penulis dalam proses penulisan makalah ini.

## Daftar Pustaka

- M R Mahalik A Jusuf T Dirgantara and L Gunawan, 2020. "Topology and Damage Tolerance Optimisation of an Island-Hopping Aircraft MLG Fitting Using Generative Design" Oxford
- Military Handbook, 2003, Metallic Materials And Element For Aerospace Vehicle Structures. US Government Printing Office.
- M J Purnomo, 2015. "Analisis Statik Kekuatan Struktur Fitting Pada Landing Gear Pada Pesawat N-219". Jurnal Angkasa vol VII no 2 pp 105-114
- Wijaya, Ayu. Analisa Kekuatan Main Landing Gear Back up Structure pada Pesawat menggunakan MSC Patran/Nastran. Perpustakaan Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto. Yogyakarta. 2014.
- A. Klarbring and W. Christensen, An Introduction to Structural Optimization. Solid Mechanics and its Applications, Springer Science + Business Media B.V., 2009.
- A. O. D. Tidman, "Methodology for Topology and Shape Optimization in the Design Process," Calmers University of Technology, Göteborg, 2010.
- Zhu, L., Li, N., & Childs, P. (2018). Light-weighting in aerospace component and system design. *Propulsion and Power Research*, 103-119. doi:10.1016/j.jprr.2018.04.001
- Murakami, Y. (2017). *Theory of Elasticity and Stress Concentration*. Chichester: West Sussex, United Kingdom