



ISSN 2338-0322

JURNAL TEKNIK PERKAPALAN

Jurnal Hasil Karya Ilmiah Lulusan S1 Teknik Perkapalan Universitas Diponegoro

Analisa Kekuatan Struktur *Helideck* Pada Kapal *Landing Ship Tank* (Lst) KRI.Teluk Bintuni 7000 DWT Dengan Menggunakan Metode Elemen Hingga

Alief Hidayatulloh¹⁾, Iman Pujo Mulyatno¹⁾, Berlian Arswendo A¹⁾

¹⁾Departemen Teknik Perkapalan, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Email: aliefhidayatulloh@gmail.com, pujomulyatno2@gmail.com, berlianarswendokapal@gmail.com

Abstrak

Helideck merupakan sebuah fasilitas di atas kapal yang berfungsi sebagai area landasan pendaratan untuk helikopter yang dibuat secara permanen menyatu dengan *deck* pada kapal. Karena fungsinya tersebut maka ketahanan struktur pendukungnya harus benar-benar kuat dan harus mampu menahan beban yang didapat ketika terjadi beban *impact*. Pada tugas akhir ini dilakukan analisa yang terjadi pada konstruksi *helideck* kapal *landing ship tank* (LST) KRI Teluk Bintuni. Hasil analisa yang didapat yaitu bertujuan untuk mengetahui kekuatan pada konstruksi *helideck* setelah mengalami beberapa macam kondisi pembebanan. Serta letak tegangan terbesar dari struktur konstruksinya. Dalam proses analisa menggunakan software Msc. Nastran Patran, didapatkan hasil tegangan maksimum untuk *helideck* nilai tegangan terbesar adalah pada helikopter Airbus H255M dengan *landing condition* sebesar 130 N/mm^2 dan deformasi 8,75 mm pada daerah yang terkena dampak langsung pembebanan helikopter di TLOF. Dari hasil analisa kekuatan dinyatakan bahwa struktur *helideck* pada kapal LST Teluk Bintuni tersebut masih memenuhi safety factor LR.

Kata Kunci: Helicopter Deck, Helideck, Deformasi, Landing ship tank, Finite Element

1. PENDAHULUAN

Secara global perencanaan konstruksi *helicopter deck* adalah membuat suatu konstruksi yang mempunyai tingkat tegangan pada batas yang diijinkan dan bisa diterima oleh konstruksi tersebut. Perencanaan konstruksi *helicopter deck* harus dapat menjamin suatu struktur tingkat tegangannya tidak pernah lebih, yang akan menjaga struktur di bawah daerah *elastic* ini adalah persyaratan kekuatan.

Konstruksi *helideck* harus dirancang menghindari *elastic deformation* yang berlebihan yang dapat mengakibatkan perubahan bentuk geometri akibat dari beban yang diterima. Bagian-bagian tersebut haruslah diukur dengan tepat untuk dapat gaya-gaya yang sesungguhnya atau yang dibebankan kepadanya^[5].

Untuk memastikan *helideck* dapat digunakan

dengan aman dan berfungsi sebagaimana mestinya, maka perlu diadakan penelitian sebagai upaya mengidentifikasi segala bahaya yang mungkin mengancam, tujuan utamanya adalah untuk memverifikasi kekuatan struktur *helideck*, ketika dikenakan beban dengan kondisi helikopter diam di landasan maupun dalam kondisi mendarat (*landing*)

Tujuan dari penelitian ini yaitu menghitung nilai pembebanan maksimum, tegangan maksimum, lendutan. Menghitung tingkat keamanan pada konstruksi *helideck* KRI Teluk Bintuni, menghitung tingkat keamanan (*safety factor*) pada konstruksi *helideck* serta mengetahui komponen yang paling kritis dan perlu mendapatkan perhatian lebih

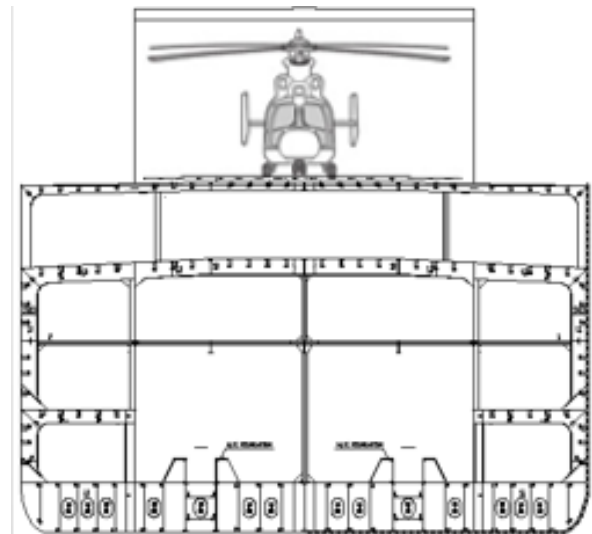
2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Kapal *Landing ship tank* (LST)

Landing ship tank adalah kapal angkatan laut yang dirancang khusus untuk mengangkut dan menyebarkan pasukan, kendaraan, dan perlengkapan ke pantai asing untuk melakukan operasi militer. Di lingkungan armada TNI AL, tipe kapal LST masuk dalam naungan satuan kapal amfibi (SATFIB), yang terbagi dalam armada RI kawasan timur. LST punya andil sebagai tulang punggung transportasi bagi TNI AL, khususnya dalam tugas-tugas serbuan amfibi. TNI AL sudah sejak dahulu dinobatkan sebagai operator LST terbanyak di kawasan asia tenggara.



Gambar 2.1 Kapal LST KRI.Teluk Bintuni



Gambar 2.3 gambar konstruksi KRI Teluk Bintuni pada frame 26

Komponen struktur	Ukuran (mm)
Main Deck	
Plat deck	12
Deck Long	240 x 46 BP
Deck transverse	600 x 11 / 200 x 15 FB (T)
Center Girder	600 x 12 / 250 x 15 FB (T)
Side Girder	600 x 12 / 150 x 15 FB (T)
Side Shell	
Plat Shell	11
Main Frame	160 x 27 BP
Web Frame	350x 80 / 100 x 10 FB (T)
Helideck	
Plat Helideck	8
Deck Longitudina	160 x 7 BP
Center Girder	300 x 8 / 150 x 10 FB (T)
Deck Transverse	350 x 8 / 100 x 10 FB(T)
Sekat Ruang Muat	
Pelat	7
Frame	120 x 6

Tabel 2.2 Scantling pada komponen profil

2.2 Konstruksi Helicopter Deck

Helicopter Deck atau disingkat *Helideck* adalah geladak kapal atau struktur lepas pantai yang dibangun bertujuan untuk pendaratan atau lepas landas helikopter



Gambar 2.2 Helideck KRI.Teluk Bintuni

Konstruksi *Helideck* merupakan konfigurasi struktur berupa susunan panel berpenegar yang terdiri dari deck, sekat memanjang, sekat melintang,.

Pada konstruksi tank deck ini di gunakan sistem konstruksi campuran, dimana beban yang di terima oleh rangka sistem konstruksi memanjang kemudian di distribusikan pada hubungan kaku melintang kapal dengan bantuan balok memanjang. Berikut adalah unsur-unsur struktur pada ring konstruksi tank deck:

2.3 Metode Elemen Hingga.

Metode elemen hingga adalah suatu metode pemaparan bagaimana perjalanan aksi hingga timbul reaksi dalam materi, atau metode untuk memperkirakan besar reaksi dan reaksi apa yang timbul dari materi tersebut. Penyelesaian Metode Elemen Hingga menghasilkan persamaan dari masalah yang dianalisa dalam sistem persamaan serentak yang harus diselesaikan. Dalam metode elemen hingga persamaan dari seluruh sistem dibentuk dari penggabungan persamaan elemen-

elemennya. Untuk masalah struktur: penyelesaian yang didapat adalah deformasi (*displacement*) pada setiap titik (*nodes*) yang selanjutnya digunakan untuk mendapatkan besaran-besaran regangan (*strain*) dan tegangan (*stress*).

BENTUK	Cs
Beams	1,5
Sides of Building	1,5
Cylindrical Section	0,5
Overall Platform Projected Area	1

2.4 Distribusi Pembebanan Pada Deck

Beban-beban yang bekerja pada *helideck* pada dasarnya dipengaruhi oleh dua jenis, yaitu beban statis dan beban dinamis. Untuk tujuan desain, desain beban statis sama dengan helikopter ketika dalam kondisi diam sehingga keseluruhan *landing wheel* menempel dengan *Helideck* sehingga nilai berat helikopter dinyatakan dengan MTOW (*maximum take off weight*).

2.5 Landing Impact

Pada kondisi dinamis yaitu pembebanan yang terjadi ketika terjadi pendaratan yang keras dari helikopter sehingga terjadi *landing impact*

$$U = W(H+D) = \frac{1}{2} k.D^2$$

Dimana,

U = Total energy yang dihasilkan

W = Berat objek yang akan dihasilkan

H = Jarak jatuh tidak termasuk deformasi

D = Deformasi yang dihasilkan

k = Konstanta pegas untuk objek disain

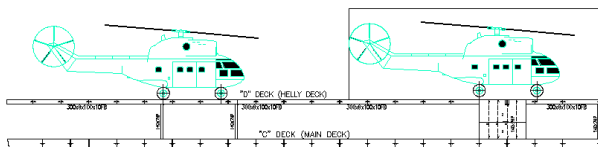
$$U = WH = \frac{1}{2} k.D^2$$

Sehingga didapatkan nilai deformasi ketika terjadi *impact*

$$D = \sqrt{2WH/k}$$

Untuk mendapatkan nilai force menggunakan *hooks law*

$$F = k.D$$



Gambar 2.4 Permodelan Pembebanan *Helideck*

2.6 Beban Angin

Hubungan antara kecepatan angin dan kekuatan dimana *drag force* angin dari sebuah obyek dihitung dengan persamaan

$$F = 0,5 \rho.C.A.V$$

F = Kekuatan Angin

ρ = Massa jenis udara

C = Koefisien bentuk benda

Tabel 2.3 Koefisien bentuk benda

Unuk mencari kecepatan angin

$$V_z = V_{10} [Y/10]^X$$

V_z = Kecepatan angin yang diinginkan (m/s)

V_{10} = Kecepatan angin pada ketinggian 10 meter

Y = Ketinggian yang diinginkan (m)

10 = Ketinggian refrensi

Rekomendasi dari API RP 2A

X = 1/13 untuk angin yang berhembus keras

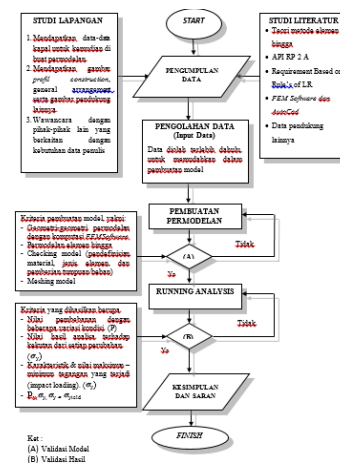
X = 1/8 untuk angin yang berhembus terus menerus^[3]

2.7 Faktor Keamanan (Safety Factor)

Faktor keamanan adalah factor yang menunjukkan tingkat kemampuan suatu bahan teknik dari beban luar, yaitu beban tekan maupun tarik. Acuan yang digunakan oleh *Lloyd's Register class* part 3, chapter 4, section 5.6.1 untuk tegangan ijin yaitu sebesar 175 N/mm² [4]

3. METODELOGI PENELITIAN

Flow chart Metodologi Penelitian

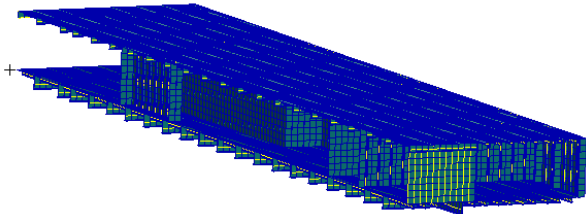


4. ANALISIS DAN PEMBAHASAN

4.1 Proses Pembuatan Model

Permodelan dibuat dari depan sekat Troop Lavatory yang tepat berada di bawah hanggar hingga bagian buritan pada kapal. Dengan pertimbangan

bagian yang paling rawan pada kapal adalah pada konstruksi dibawah TLOF (*Touch Down and Lift off Area*)

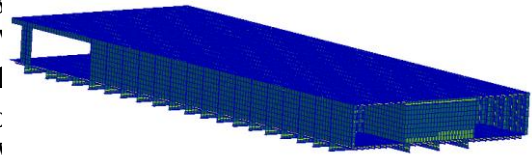


Gambar 4.1 Permodelan dengan Msc Patran

4.2 Perhitungan Pembebanan

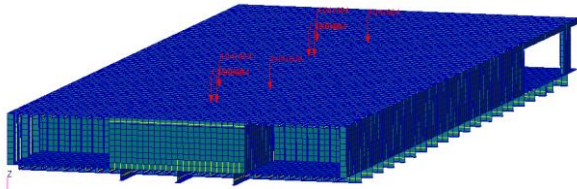
- a. Tekanan oleh angin pada pelat sisi
 - Kecepatan Angin
 - Pada *helideck* (ketinggian 7,454 m)
 $V_z = 4,96 \text{ m/s}$
 - Pada *maindeck* (ketinggian 4,805 m)
 $V_z = 4,69 \text{ m/s}$
 - Wind Force
 - Pada *helideck* (ketinggian 7,454 m)
 $P = 22,13 \text{ Pa}$
 - Pada *Maindeck* (ketinggian 4,805 m)
 $P = 22,034 \text{ Pa}$
- b. Perhitungan dengan kondisi Pembebanan statis
 - Berat 1 buah Helicopter Airbus H225M = 11.000 kg
 - Nose wheel
 $P = 13.475 \text{ Pa}$
 - Main wheel
 $P = 40.425 \text{ Pa}$
 - Helicopter Airbus 565MBE
 - Berat 1buah helicopter Airbus 565 MBE = 4.500 kg
 - Nose Wheel
 $P = 5.512,5 \text{ Pa}$
 - Main Wheel
 $P = 16.537,5 \text{ Pa}$
- c. Perhitungan *Landing condition*
 - Helicopter Airbus H225M Percepatan 1 x g
 - Nose Wheel
 $P = 308302,356 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)

- Helicopter Airbus H225M Percepatan 2 x g
 - Nose Wheel (25%)
 $P = 436040,7600 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)
 $P = 1308121,0800 \text{ Pa}$
- Helicopter Airbus H225M Percepatan 4 x g
 - Nose Wheel (25%)
 $P = 1744163,0400 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)
 $P = 5232489,1200 \text{ Pa}$
- Helicopter Airbus 565 MBE Percepatan 1 x g
 - Nose Wheel (25%)
 $P = 188523,5222 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)
 $P = 565570,5668 \text{ Pa}$
- Helicopter Airbus 565 MBE Percepatan 2 x g
 - Nose Wheel (25%)
 $P = 266612,5219 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)
 $P = 799837,5656 \text{ Pa}$
- Helicopter Airbus 565 MBE Percepatan 3 x g
 - Nose Wheel (25%)
 $P = 326851,0425 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)
 $P = 980553,1275 \text{ Pa}$
- Helicopter Airbus 565 MBE Percepatan 4 x g
 - Nose Wheel (25%)
 $P = 377047,0444 \text{ Pa}$
 - Main Wheel (75%)
 $P = 1131141,133 \text{ Pa}$

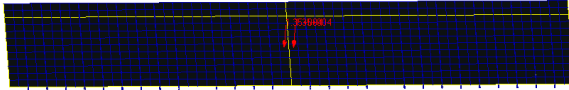


4.3 Skenario Pembebanan

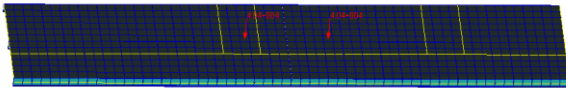
Skenario pembebanan yang digunakan dalam perhitungan pembebanan pada masing-masing *landing gear* mengacu pada pedoman U.S Departement of Transportation. September 30 ,2004. For Heliport Design. Chapter 8. Pemberian beban pada masing masing *landing gear* yaitu *nosewheel* 25% dan *mainwheel* 75% dengan beban yang diterima



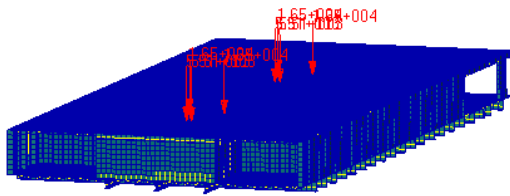
Gambar 4.2 Skenario pembebanan global respond untuk Airbus H225M



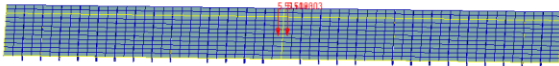
Gambar 4.3 Contact area depan Airbus H225M



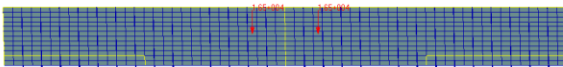
Gambar 4.4 Contact area belakang Airbus H225M



Gambar 4.5 Skenario pembebanan global respond untuk Airbus 565MBE



Gambar 4.6 Contact area depan Airbus 565 MBE



Gambar 4.7 Contact area belakang Airbus 565 MBE

4.4 Analisa Kekuatan Linear Statis

- Proses Pendefinisian Jenis Analisa. jenis analisis yang dipakai adalah *structural*
Penentuan *Material Propertie*. jenis material yang digunakan dalam model ini adalah baja *grade A*. Dimana kriteria bahan baja tersebut adalah
 $Modulus\ Elasticity = 2.1 \times 10^{11} N/m^2$
 $Shear\ Modulus = 0,8 \times 10^{11} N/m^2$
 $Poisson's\ Rati0 = 0.3$
 $Density = 7.85\ ton/m^3$
- Proses *Meshing*
 $Size\ Element\ edge\ length$ 0,3, dengan parameter semakin kecil $Size$ maka *meshing* akan semakin detail
- Penentuan Kondisi Batas

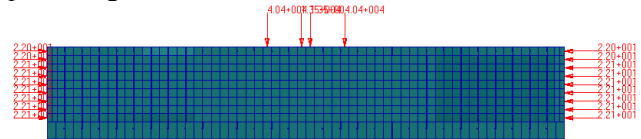
Boundary Condition digunakan untuk menentukan bentuk tumpuan dari objek .Penentuan *Boundary Condition* dilakukan sesuai tabel berikut:

Tabel 4.1 Tabel Batas Kondisi

lokasi titik independen	translasi		
	sumbu x	sumbu y	sumbu z
titik independen pada ujung belakang	-	-	-
titik independen pada ujung depan	fix	fix	fix

lokasi titik independen	rotasi		
	sumbu x	sumbu y	sumbu z
titik independen pada ujung belakang	-	-	-
titik independen pada ujung depan	fix	fix	fix

- Penentuan *Inertial Loads*
Input Inertial Loads bertujuan untuk memberikan gaya tekan ke bawah sebesar gaya gravitasi bumi.
- Penentuan *pressure*
Pressure diberikan berdasarkan pada perencanaan asumsi pembebanan dan dimasukkan sesuai dengan perhitungan tekanan.

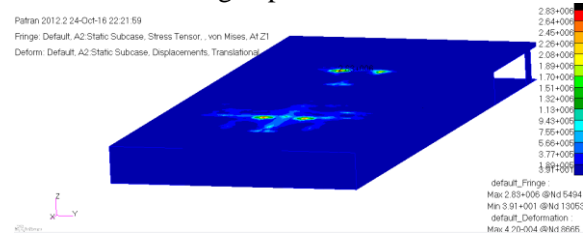


Gambar 4.8 Hasil *input pressure*

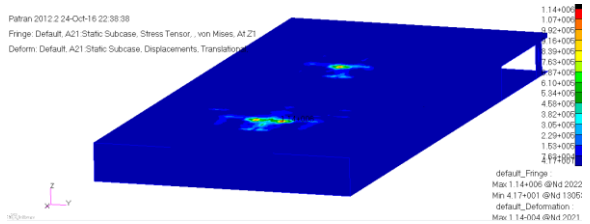
Bagian model yang menerima *pressure* Dari angin adalah pelat sisi dan pelat pada sekat ruangan bagian belakang. Bagian model yang terkena *pressure* muatan adalah pada bagian *helideck*.
 Penentuan *Solution Type*
 Pada tugas akhir ini penulis menggunakan *solution type*, yaitu *Linear Static*.

4.5 Analisis pada software.

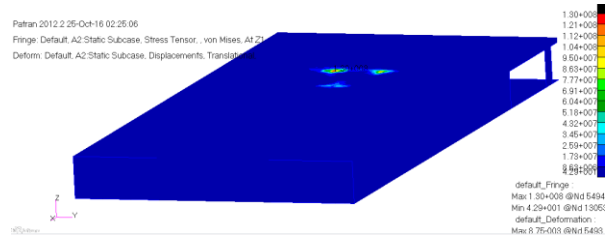
Global respond pada *helideck*
Load condition dengan pembebanan statis



Gambar 4.9 Global respond von misses *helideck* pada pembebanan statis helikopter Airbus H225M

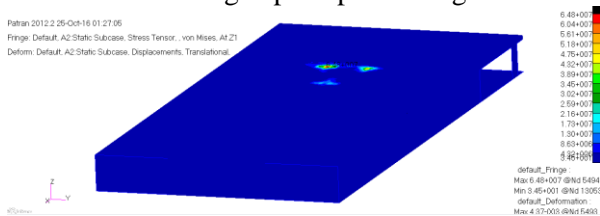


Gambar 4.10 Global respond von misses *helideck* pada pembebanan statis helikopter Airbus 565 MBE

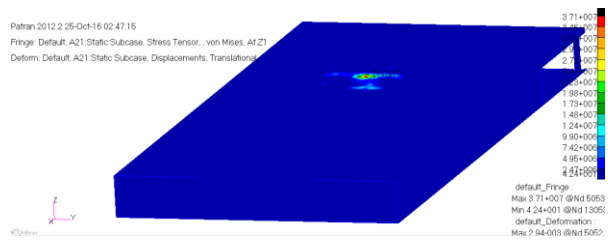


Gambar 4.14 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 4 x gravitasi

- *Load condition* pada saat helikopter melakukan *landing*
- ❖ Airbus H225M dengan percepatan 1 x g

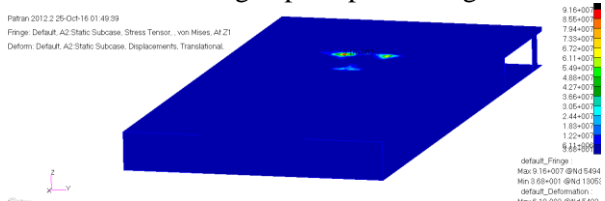


Gambar 4.11 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 1 x gravitasi



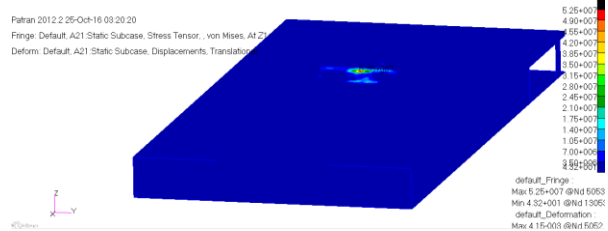
Gambar 4.15 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 1 x gravitasi

- ❖ Airbus H225M dengan percepatan 2 x g



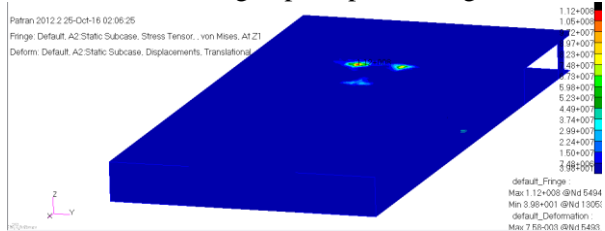
Gambar 4.12 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 2 x gravitasi

- ❖ Airbus 565 MBE dengan percepatan 2 x g



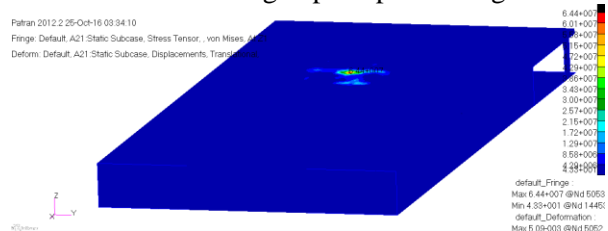
Gambar 4.16 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 2 x gravitasi

- ❖ Airbus H225M dengan percepatan 3 x g



Gambar 4.13 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 3 x gravitasi

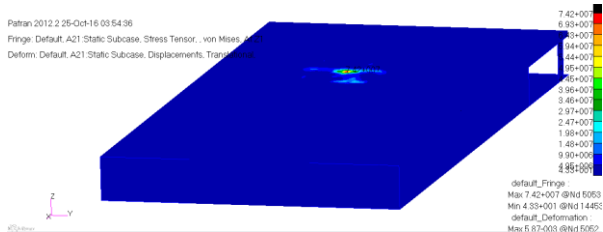
- ❖ Airbus 565 MBE dengan percepatan 3 x g



Gambar 4.17 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 3 x gravitasi

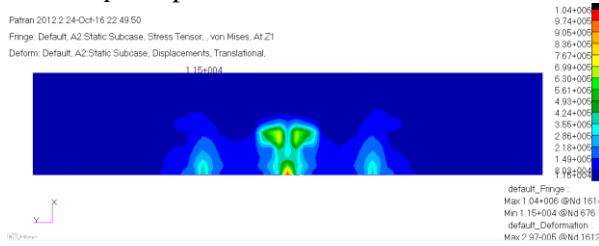
- ❖ Airbus H225M dengan percepatan 4 x g

- ❖ Airbus 565 MBE dengan percepatan 4 x g

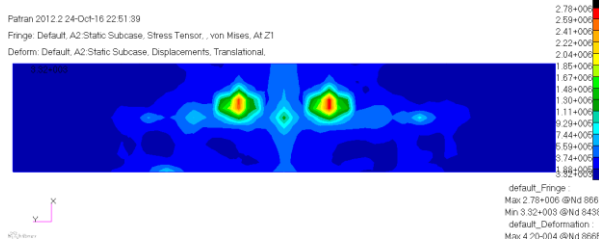


Gambar 4.18 Stress Tensor *Helideck* pada kondisi pembebanan *landing* helikopter H225M dengan percepatan 4 x gravitasi

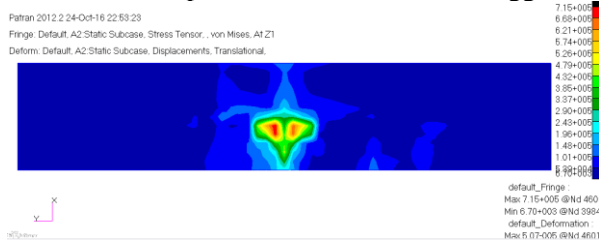
2. Local respond pada helideck



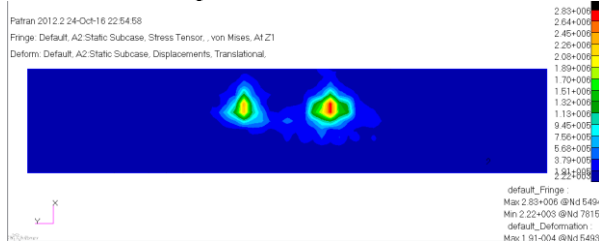
Gambar 4.19 Stress tensor pada contact area *Nosewheel* pada Airbus H225M di hanggar



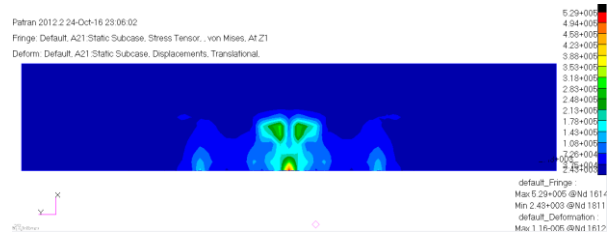
Gambar 4.20 Stress tensor pada contact area *Mainwheel* pada Airbus H225M di hanggar



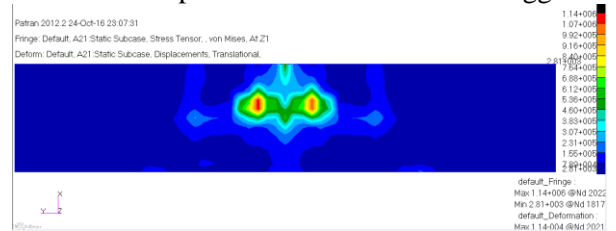
Gambar 4.21 Stress tensor pada contact area *Nosewheel* pada Airbus H225M di TLOF



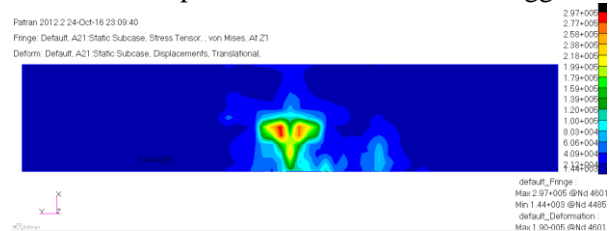
Gambar 4.22 Stress tensor pada contact area *Mainwheel* pada Airbus H225M di TLOF



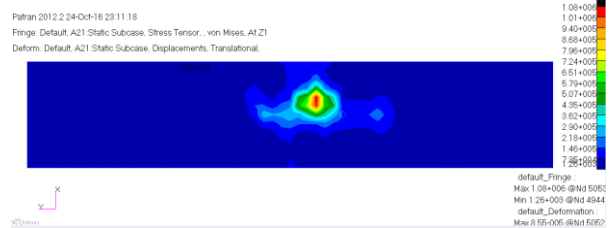
Gambar 4.23 Stress tensor pada contact area *Nosewheel* pada Airbus 565 MBE di hanggar



Gambar 4.24 Stress tensor pada contact area *Mainwheel* pada Airbus 565 MBE di hanggar



Gambar 4.25 Stress tensor pada contact area *Nosewheel* pada Airbus 565 MBE di TLOF



Gambar 4.26 Stress tensor pada contact area *Mainwheel* pada Airbus 565 MBE di TLOF

4.6 Rekap hasil analisis

Rekap hasil analisis pada keseluruhan struktur
Tabel 4.2 Perhitungan Rekap hasil analisis pada *global respond*

Helicopter	σ Max (N/m ²)	E Max (mm)
Static Condition		
Airbus H225M	2,83	0,420
Airbus 565 MBE	1,14	0,114
Landing Condition		
Airbus H225M	130	8.75
Airbus 565 MBE	74,2	5,87

Tabel 4.2 Perhitungan Rekap hasil analisis pada *local respond*

Helicopter	σ Max (N/m ²)	E Max (mm)
Static Condition		
Hanggar Nosewheel		
Airbus H225M	1,04	0,0297
Airbus 565 MBE	0,529	0,0116
TLOF Nosewheel		
Airbus H225M	0,715	0,0597
Airbus 565 MBE	0,297	0,0190
Hanggar Mainwheel		
Airbus H225M	2,78	0,42
Airbus 565MBE	1,14	0,114
TLOF Mainwheel		
Airbus H225M	2,83	0,191
Airbus 565MBE	1,08	0,0855
Landing Condition		
TLOF Nosewheel 1 x g		
Airbus H225M	16,5	1,18
Airbus 565 MBE	10,2	0,651
TLOF Nosewheel 2 x g		
Airbus H225M	23,3	1,67
Airbus 565 MBE	14,4	0,921
TLOF Nosewheel 3 x g		
Airbus H225 M	28,6	2,04
Airbus 565 MBE	17,7	1,13
TLOF Nosewheel 4 x g		
Airbus H225 M	33,0	2,36
Airbus 565 MBE	20,4	1,30
TLOF Mainwheel 1 x g		
Airbus H225M	64,8	4,37
Airbus 565 MBE	37,1	2,94
TLOF Mainwheel 2 x g		
Airbus H225M	91,6	6,19
Airbus 565 MBE	52,5	4,15
TLOF Mainwheel 3 x g		
Airbus H225 M	112	7,58
Airbus 565 MBE	64,4	6,09
TLOF Mainwheel 4 x g		
Airbus H225 M	130	8,75
Airbus 565 MBE	74,2	5,87

4.7 Perhitungan Safety Factor dan Tegangan Izin

- a. Perhitungan *safety factor* dan tegangan izin disesuaikan menurut rules masing-masing, yakni LR Part 3, Chapter 4, Section 5.6.1

Tabel 4.3 Perhitungan *safety factor loading condition* menurut tegangan izin pada *global respond*

Helicopter	σ Max (N/m ²)	σ Ijin (N/m ²)	Safety Factor	Ket
Static Condition				
Airbus H225M	2,83	175	61,84	Ok
Airbus 565 MBE	1,14	175	153,51	Ok
Landing Condition 1 x g				
Airbus H225M	64,8	175	2,7	Ok
Airbus 565 MBE	37,1	175	4,72	Ok
Landing Condition 2 x g				
Airbus H225M	91,6	175	1,91	Ok
Airbus 565 MBE	52,5	175	3,33	Ok
Landing Condition 3 x g				
Airbus H225M	112	175	1,56	Ok
Airbus 565 MBE	64,4	175	2,72	Ok
Landing Condition 4 x g				
Airbus H225M	130	175	1,35	Ok
Airbus 565 MBE	74,2	175	2,36	Ok

Tabel 4.3 Perhitungan *safety factor loading condition* menurut tegangan izin pada *local respond*

Helicopter	σ Max (N/m ²)	σ Ijin (N/m ²)	Safety Factor	Ket
Static Condition				
Hanggar Nosewheel				
Airbus H225M	1,04	175	168,27	Ok
Airbus 565 MBE	0,529	175	330,81	Ok
TLOF Nosewheel				
Airbus H225M	0,715	175	244,76	Ok
Airbus 565 MBE	0,297	175	589,23	Ok
Hanggar Mainwheel				
Airbus H225M	2,78	175	62,95	Ok

Airbus 565 MBE	1,14	175	153,51	Ok
TLOF Mainwheel				
Airbus H225M	2,83	175	61,84	Ok
Airbus 565 MBE	1,08	175	162,04	Ok
Landing Condition				
TLOF Nosewheel 1 x g				
Airbus H225M	16,5	175	10,61	Ok
Airbus 565 MBE	10,2	175	17,16	Ok
TLOF Nosewheel 2 x g				
Airbus H225M	23,3	175	7,51	Ok
Airbus 565 MBE	14,4	175	12,15	Ok
TLOF Nosewheel 3 x g				
Airbus H225M	28,6	175	6,12	Ok
Airbus 565 MBE	17,7	175	9,89	Ok
TLOF Nosewheel 4 x g				
Airbus H225M	33,0	175	5,30	Ok
Airbus 565 MBE	20,4	175	8,58	Ok
TLOF Mainwheel 1 x g				
Airbus H225M	64,8	175	2,70	Ok
Airbus 565 MBE	37,1	175	4,72	Ok
TLOF Mainwheel 2 x g				
Airbus H225M	91,6	175	1,91	ok
Airbus 565 MBE	52,5	175	3,33	Ok
TLOF Mainwheel 3 x g				
Airbus H225M	112	175	1,56	Ok
Airbus 565 MBE	64,4	175	2,72	Ok
TLOF Mainwheel 4 x g				
Airbus H225M	130	175	1,35	ok
Airbus 565 MBE	74,2	175	2,36	Ok

	(N/m ²)	(N/m ²)		
TLOF Mainwheel Condition				
Hanggar Nosewheel				
Airbus H225M	1,04	235	225,96	Ok
Airbus 565 MBE	0,52	235	444,23	Ok
Landing Condition				
TLOF Nosewheel 1 x g				
Airbus H225M	0,71	235	328,67	Ok
Airbus 565 MBE	0,29	235	791,25	Ok
Hanggar Mainwheel				
Airbus H225M	2,78	235	84,53	Ok
Airbus 565 MBE	1,14	235	206,14	Ok
TLOF Mainwheel				
Airbus H225M	2,83	235	83,03	Ok
Airbus 565 MBE	1,08	235	217,59	Ok
Landing Condition				
TLOF Nosewheel 1 x g				
Airbus H225M	16,5	235	14,24	Ok
Airbus 565 MBE	10,2	235	23,04	Ok
TLOF Nosewheel 2 x g				
Airbus H225M	23,3	235	10,09	Ok
Airbus 565 MBE	14,4	235	16,32	Ok
TLOF Nosewheel 3 x g				
Airbus H225M	28,6	235	8,22	Ok
Airbus 565 MBE	17,7	235	13,28	Ok
TLOF Nosewheel 4 x g				
Airbus H225M	33	235	7,12	Ok
Airbus 565 MBE	20,4	235	11,52	Ok
TLOF Mainwheel 1 x g				
Airbus H225M	64,8	235	3,63	Ok
Airbus 565 MBE	37,1	235	6,33	Ok
TLOF Mainwheel 2 x g				
Airbus H225M	91,6	235	2,57	Ok
Airbus 565 MBE	52,5	235	4,48	Ok
TLOF Mainwheel 3 x g				
Airbus H225M	112	235	2,10	Ok
Airbus 565 MBE	64,4	235	3,65	Ok
TLOF Mainwheel 4 x g				

- b. Perhitungan *safety factor* menurut kriteria bahan menurut rules masing-masing, yakni LR Part 3, Capter 2, Section 1.2
Tabel 4.4 Perhitungan *safety factor loading condition* menurut kreteria bahan pada keseluruhan struktur.

Helicopter	σ Max	σ yield	Safety Factor	Ket
------------	--------------	----------------	---------------	-----

Airbus H225M	130	235	1,81	Ok
Airbus 565 MBE	74,2	235	3,17	Ok

5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Dari analisa struktur konstruksi *helideck* kapal LST KRI.Teluk Bintuni dengan menggunakan program Msc Patran dan Nastran dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Pada saat helikopter Airbus H225M melakukan *landing* dengan percepatan 1, 2, 3 dan 4 gravitasi dinilai aman karena belum melebihi tegangan ijin sebesar 175 N/mm yang telah dianjurkan oleh LR. Sedangkan pada Airbus 565 MBE dengan kondisi *landing* dengan percepatan 1, 2, 3, 4 gravitasi secara keseluruhan dinilai aman karena masih dibawah tegangan ijin yang dianjurkan oleh LR sebesar 175 N/mm².
2. Karakteristik tegangan maksimal pada *helideck* kapal LST KRI.Teluk Bintuni dalam beberapa variasi kondisi adalah sebagai berikut
 - a. *Static Loading Condition* berisi 2 Airbus H225 M sebesar 2,83 N/mm² Dengan nilai deformasi sebesar 0,42 mm pada pembebanan Hanggar
 - b. *Landing loading condition* helikopter H225M pada kondisi pendaratan dengan percepatan 4 x gravitasi sebesar 130 N/mm² dan deformasi sebesar 8,75 mm pada TLOF
 - c. *Static loading condition* berisi 2 Airbus 565MBE sebesar 1,14 N/mm² pada frame 14. Dengan nilai deformasi sebesar 0,114 mm pada hanggar
 - d. *Landing loading condition* helikopter 565 MBE pada kondisi pendaratan dengan percepatan 4 x gravitasi sebesar 74,2 N/mm² dan deformasi sebesar 5,87 mm pada TLOF
3. Tegangan von Mises terbesar pada keseluruhan konstruksi *helideck* terjadi pada *landing condition* pada helikopter H225M dengan percepatan 4 x gravitasi, yaitu 130 N/mm². Hal ini dikatakan aman karena belum melewati *safety factor* yang ditentukan LR. Pada helikopter Airbus 565 MBE maupun Airbus H225M dengan kondisi *static condition* titik kritis berada di pelat *helideck* yang terkena dampak langsung oleh pembebanan *landing gear* khususnya pada *mainwheel* di hanggar. Sedangkan pada *landing condition* selalu berada pada pelat *helideck* yang terkena dampak langsung oleh pembebanan *landing gear* khususnya pada *mainwheel* di TLOF

5.2 Saran

1. Dengan tidak adanya *scantling* pada konstruksi hanggar maka analisa pembebanan pada *helideck* kurang lengkap, semoga lebih dilengkapi gambar konstruksinya.
2. Perlu dilakukan analisa *fatigue* akibat terjadinya *landing* yang berulang – ulang pada *helideck*
3. Sedapat mungkin permodelan dilakukan seperti kondisi sesungguhnya, sehingga pemberian *load* sesuai pada tempatnya. Dengan demikian hasil yang akan didapat mendekati kondisi sesungguhnya.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Direktur Jendral Perhubungan Udara. 1997. *Persyaratan Standard Teknis Operasional Helideck*. Departemen perhubungan, Jakarta.
- [2] US. Departement of Transportation, 2004. *Heliport Design* . USA
- [3] American Petroleum Institute, 2000. *Recommended Practice for Planning, Designing and Constructing Fixed Offshore Platforms-Working Stress Design*. Washington, D.C :USA
- [4] Lloyd's Register Group, 2016. *Rules and Regulations for the Classification of Ship, Part 3: Ship Structures*. United Kingdom : Lloyd's Register Group Limited Registered Office.
- [5] Arfan, Sahid. 2013. *Analisa Kekuatan Konstruksi Helideck Pada Konversi Kapal Tanker MT. GEUDONDONG Pertamina (PERSERO) Menjadi FPSO*. Universitas Diponegoro, Semarang.
- [6] PDHonline Course S164. 2012. *Introduction to Structural Impact*. Meadow Estates Drive, USA