

ANALISIS BEBAN DINAMIK AKIBAT LANDING IMPACT PADA PESAWAT WIG (*WING IN GROUND EFFECT*) 2 SEATER

Dedi Irawan, ST

Mahasiswa Program Studi Teknik Penerbangan Fakultas Tekni
Universitas Nurtanio Bandung

ABSTRAK

Wing in Surface Effect (WISE) atau *Wing in Ground Effect (WIGE)* adalah salah satu jenis kapal bersayap di mana pada bagian lambung samping kanan dan kirinya diberikan sayap untuk dapat bergerak lepas dari permukaan air, selanjutnya terbang dan mendarat kembali di air dengan baik. Dalam hal ini *wing* (sayap) sebagai komponen utama yang memikul berat badan pesawat harus mempunyai kekuatan dan design yang bagus dan tahan terhadap berbagai kondisi baik di udara, air, ataupun di darat. Karena pada struktur sayap terjadi pembebanan, baik itu beban dinamik ataupun beban statik. Pembebanan tersebut timbul akibat tekanan udara pada saat terbang dan hentakan pada saat pesawat landing (*touch down*).

Analisis pada model struktur wing ini menggunakan *Software Nastran Patran 2011*. Analisis ini bermaksud untuk mengetahui kekuatan struktur untuk menerima beban dinamik akibat *landing impact*. Dari hasil analisis, besaran stress yang diambil adalah dengan representasi Von Mises, dapat disimpulkan bahwa perilaku pada beban dinamik terhadap waktu dan pembebanan yang telah ditetapkan untuk mendapatkan hasil *maximum stress* dari 0.2s sampai 1s memiliki nilai *output maximum stress* yang sama yaitu sebesar 1.38 MPa pada Node 1511, ini berarti design model wing box aman dari kerusakan.

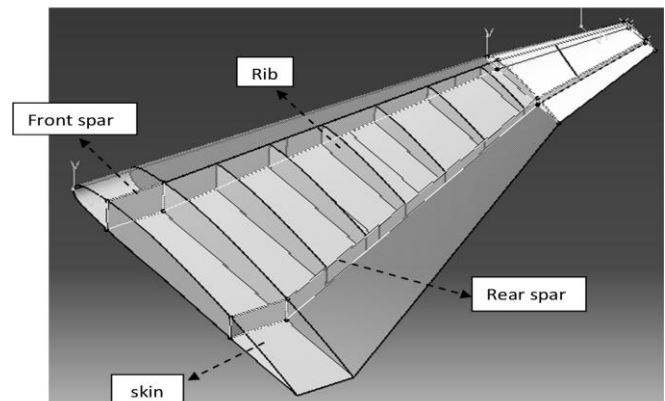
Pendahuluan

Kebutuhan transportasi saat ini semakin diperlukan seiring dengan kemajuan jaman, baik itu transportasi jarak dekat ataupun transportasi jarak jauh yang meliputi transportasi darat, laut, ataupun udara. Berkaitan dengan hal tersebut, dapat dilihat berdasarkan jumlah produk yang dihasilkan dari tahun ke tahun semakin meningkat dan bervariasi. Seperti halnya dalam pembuatan kapal bersayap (*WIGE*), salah satu jenis kapal bersayap yang pada lima dekade tahun terakhir ini banyak diminati pengembangannya oleh negara-negara maju adalah kapal bersayap yang mampu terbang dengan teknologi *Wing in Surface Effect (WISE)* atau *Wing in Ground Effect (WIGE)*. Di mana pada bagian lambung samping kanan dan kirinya diberikan sayap untuk dapat bergerak lepas dari permukaan air, selanjutnya terbang dan melandas kembali di air dengan baik.

Dalam hal ini wing (sayap) sebagai komponen utama yang memikul berat badan pesawat harus mempunyai kekuatan dan design yang bagus dan tahan terhadap berbagai kondisi baik di udara, air, ataupun di darat.

Komponen penyusun dari struktur utama sayap adalah *upper skin*, *lower skin*, *spar* dan *rib*. Masing-masing komponen tersebut memegang peran penting dalam menahan tegangan–tegangan yang terjadi pada struktur

sayap tersebut. Komponen-komponen tersebut membentuk suatu kesatuan struktur yang dinamakan *wing box*. Kekuatan struktur sayap terletak pada struktur *wing box*.



Gambar 1 Struktur sayap WIG-2 seater

Pada struktur sayap terjadi pembebanan, baik itu beban dinamik ataupun beban statik. Pembebanan tersebut timbul akibat tekanan udara pada saat terbang dan hentakan pada saat pesawat landing (*touch down*).

Maksud dan Tujuan

Mengetahui distribusi beban dinamik yang terjadi pada struktur *wing* (sayap) pada saat landing.

1. Mengetahui langkah-langkah dalam memodelkan *wing* (sayap) pesawat WIG 2-seater.
2. Mengetahui langkah-langkah dalam melakukan pengujian model *wing* tersebut terhadap pembebanan dinamik dengan menggunakan *software nastran patran*.

Data Geometri Struktur Sayap Pesawat WIG

Data geometri struktur sayap pesawat WIG adalah ukuran-ukuran geometri dari sayap pesawat yang dibutuhkan dalam mendesain struktur sayap pesawat WIG. Geometri sayap pesawat WIG terdiri dari panjang *chord line*, *taper ratio*, *span*, luas sayap efektif, sudut *swept* (lihat gambar 2.14 dan gambar 2).

a. *Chord line*

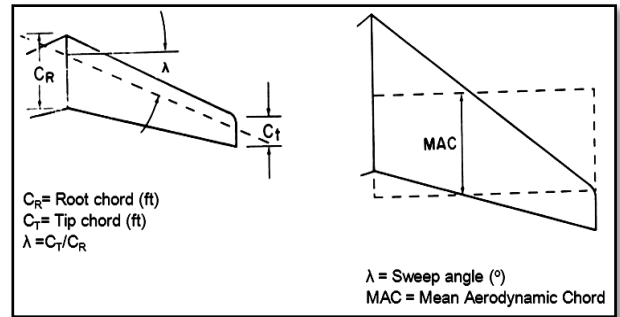
Chord line menunjukkan jarak horizontal dari depan *airfoil* hingga belakang *airfoil*. Disetiap letak *airfoil* sepanjang *span* sayap pesawat WIG memiliki perbedaan panjang *chord* terkecuali pada tipe *wing* konstan yang memiliki panjang *chord* yang tetap.



Gambar 2 *Chord line* dari *Airfoil WIG-2 seater*

b. *Sweep angle*

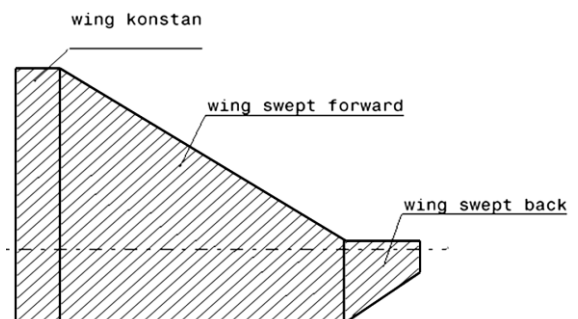
Sweep angle adalah sudut *swept* dari sayap yang dihitung dari garis horizontal. Sudut *sweep* dapat dicari dengan perbandingan antara *chord tip* terhadap *chord root*, untuk desain struktur dari sayap dipilih referensi sudut *swept* adalah antara garis horizontal terhadap garis *mean aerodynamic chord* (*sweep angle* dapat ditunjukkan pada gambar 3).



Gambar 3 *Sweep Angle*

c. *Luas efektif sayap*

Luas efektif sayap adalah luas dari permukaan sayap yang efektif menghasilkan *lift*. Luas efektif sayap WIG-2 seater merupakan gabungan antara luas *wing let* ditambah luas *wing swept forward* dan ditambah lagi dengan luas sayap konstan. Gambar 4 menunjukkan luas efektif sayap WIG 2 seater.



Gambar 4 *Luas efektif sayap WIG -2 seater*

d. *Aspek rasio*

Aspek rasio adalah hasil pembagian antara *span* kuadrat dengan area. Nilai dari aspek ratio suatu sayap dapat menunjukkan sayap tersebut ramping dan panjang atau gendut dan pendek (lihat gambar 5 yang menentukan nilai aspek

rasio). Persamaan aspek rasio adalah sebagai berikut :

$$A.R = \frac{b^2}{A}$$

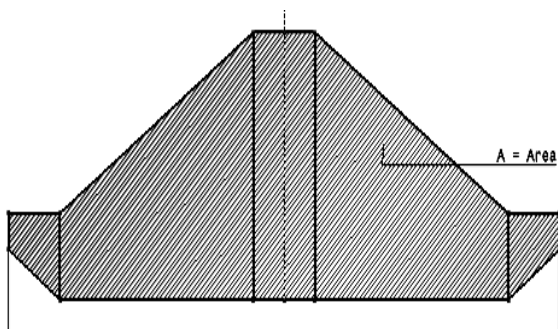
(1-1)

Dimana,

A.R = aspek rasio

b = panjang *span*

A = luas area sayap

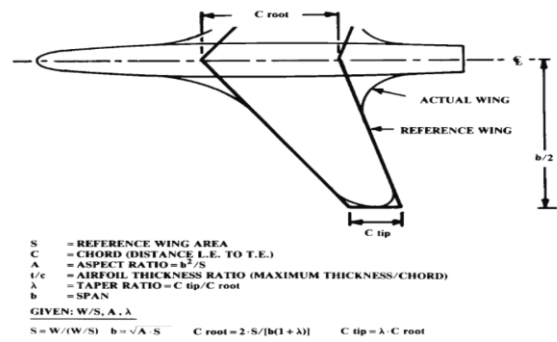


Gambar 5 Lokasi *span* dan luas area sayap

e. Taper Rasio (λ)

Taper rasio adalah nilai dari perbandingan panjang antara *chord root* dibagi dengan panjang *chord tip*. Nilai *taper ratio* menunjukkan seberapa taper sayap pesawat tersebut (lihat Gambar 6 yang menunjukkan nilai dari taper rasio).

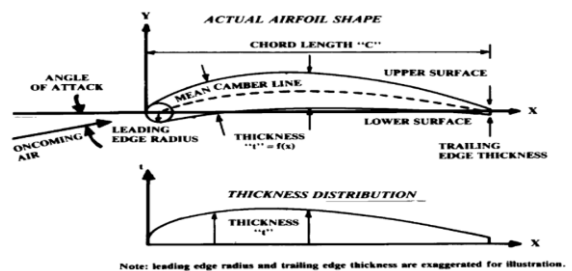
$$Taper\ Rasio\ (\lambda) = \frac{C_{tip}}{C_{root}}$$



Gambar 6 Posisi taper rasio pada geometri sayap

f. Thickness ratio

Thickness ratio menunjukkan ketebalan dari sayap pesawat. Semakin besar nilai *thickness ratio* menunjukkan semakin gendut sayap tersebut. *Thickness ratio* adalah perbandingan antara tebal maksimum *airfoil* terhadap panjang *chord* (lihat gambar 2.20 yang menunjukkan posisi *thickness ratio* pada geometri sayap)

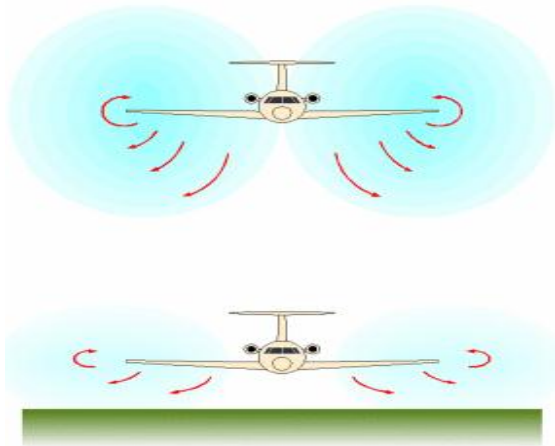


Gambar 7 posisi *thickness ratio* pada geometri sayap

Pengaruh surface effect

Fenomena aerodinamika yang sering menjadi salah pengertian adalah masalah *ground effect*. Ketika sebuah pesawat yang terbang beberapa kaki tingginya dari

permukaan tanah/air, maka sebuah perbedaan terjadi dalam bentuk 3 dimensi di sekitar pesawat karena komponen vertikal dari aliran udara di sekeliling sayap tertahan oleh permukaan tanah/air. Hal ini mengubah arah semburan udara dari sayap yang ke atas (*upwash*), ke bawah (*downwash*) dan *vortex* dari wingtip.



Gambar 8 Ground Effect Mengubah Aliran Udara

Efek ini yang terjadi karena adanya permukaan tanah/air disebut “ground effect”. “Ground effect” terjadi karena gangguan dari permukaan tanah atau air terhadap pola aliran udara di sekitar pesawat yang terbang.

Ground effect juga akan mengubah thrust yang dibutuhkan sesuai dengan kecepatan. Karena induced drag mendominasi di kecepatan rendah, pengurangan induced drag karena *ground effect* akan menyebabkan perubahan thrust yang dibutuhkan secara berarti (*parasite + induced drag*) pada kecepatan rendah. Maka dari itu sayap hanya

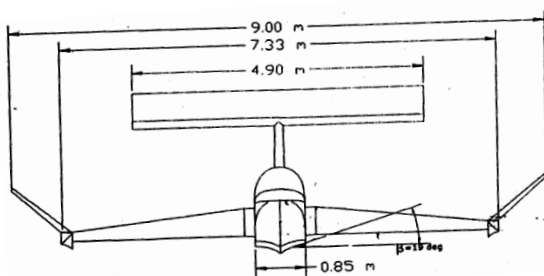
membutuhkan *angle of attack* yang lebih kecil dalam *ground effect* untuk menghasilkan koefisien gaya angkat/lift yang sama atau jika *angle of attack* yang sama dipertahankan maka koefisien lift akan bertambah.

Pada fase pendaratan, efek dari dekatnya permukaan ini juga harus dimengerti dan diwaspadai. Jika pesawat dibawa ke permukaan tanah dengan *angle of attack* yang konstan, pesawat akan mengalami penambahan koefisien lift dan pengurangan thrust dibutuhkan. Kemudian, efek mengapung/“floating” mungkin terjadi. Karena pengurangan drag dan perlambatan dengan “power off” dalam ground effect, kelebihan kecepatan pada waktu melakukan “flare” akan menjadi tambahan jarak karena “float”. Pada waktu pesawat mendekati titik pendaratan/ “touch down”, ground effect akan terasa pada waktu ketinggian pesawat kurang dari panjang sayap. Pada fase final dari “approach” ketika pesawat dekat dengan permukaan, diperlukan pengurangan setting power atau pengurangan thrust untuk membuat pesawat naik di atas glide path yang diinginkan.

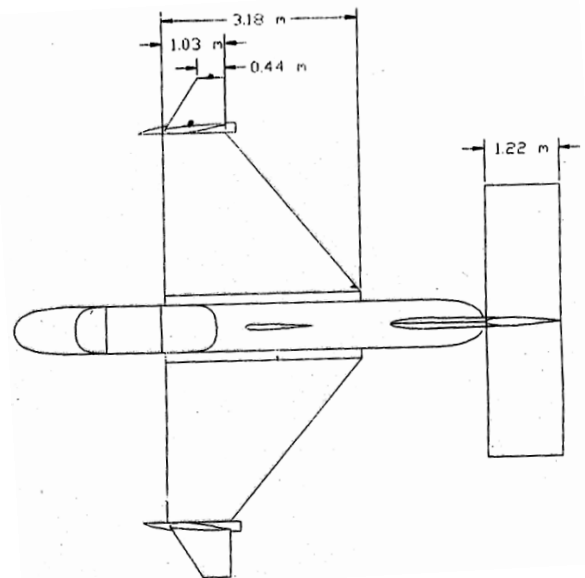


Gambar 9 Pesawat WIG-2 Seater

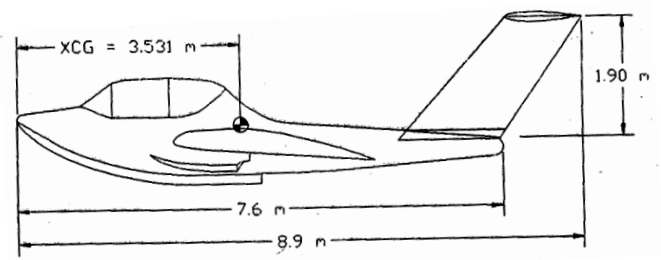
Dalam melakukan analisis desain suatu struktur, perlu adanya gambaran yang jelas mengenai perilaku dan besar beban yang bekerja pada struktur tersebut. Hal penting yang mendasar adalah diperhitungkannya beban statis dan dinamis. Data yang digunakan untuk perhitungan optimasi structure *wing* pada pesawat WIG-2 *seater* ini terbagi menjadi dua yaitu data geometri sayap dan data struktur sayap. Data geometri sayap terdiri dari *chord root*, *chord tip*, *taper rasio*, *span* (b), luas sayap efektif (S_{eff}), dan sudut *swept* ($\tan \Lambda$). Data struktur sayap terdiri dari *load factor* (n), koefisien momen (C_m), koefisien *lift* (C_l), posisi *front spar*, posisi *rear spar*, posisi MAC, taper rasio. Sayap pesawat WIG-2 *seater* terbagi menjadi tiga segmen yaitu bagian *wing let* (berorientasi *swept back*), *tapered section* (berorientasi *swept forward*), *constant section* (berorientasi *unswept*). Data geometri pada setiap segmen sayap memiliki nilai yang berbeda-beda, sehingga data geometri di pisahkan pada setiap segmen sayapnya.



Gambar 10 Pandangan Depan Pesawat WIG-2 Seater



Gambar 11 Pandangan Atas Pesawat WIG-2 Seater



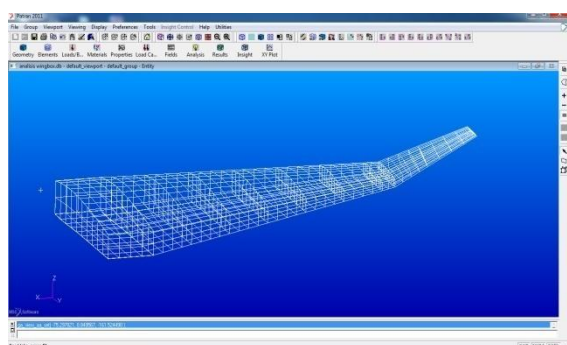
Gambar 12 Pandangan Samping Pesawat WIG-2 Seater

Pemodelan FEM dan Propertis Bahan yang Digunakan

Finite element method (FEM) adalah metode yang dapat digunakan untuk menganalisis distribusi tegangan pada sebuah struktur yang diberikan beban statis maupun dinamis. Langkah awal yang dilakukan sebelum analisis distribusi tegangan dengan FEM adalah memodelkan bentuk dari struktur *wing box* yang akan di analisis. Model yang telah digambarkan tersebut dapat langsung diberikan jenis material yang disesuaikan

dengan jenis material pada perhitungan optimasi tebal skin yang telah dihitung sebelumnya dan langsung dapat diberikan beban sesuai dengan jenis beban dan besarnya kuantitas beban yang diinginkan dan kemudian divisualisasikan nilai distribusi tegangan tersebut dalam bentuk distribusi warna dan angka. Disamping itu, dalam pemodelan terdapat beberapa asumsi yang digunakan untuk mempermudah dalam menganalisis beban dinamik. Asumsi dalam pemodelan struktur wing box yang akan dianalisis adalah pemodelan struktur wing box menggunakan bahan yang homegen isotropic dan karakteristik dinamik struktur tidak berubah terhadap waktu (*Time invariant*).

Berikut ini adalah gambar dari hasil pemodelan *wing box* dengan ketebalan dan ukuran yang sesuai dengan perhitungan optimasi yang telah dilakukan. (untuk melihat langkah-langkah dalam analisis beban dinamik pada model *wing box* dapat dilihat pada lampiran)



Gambar 13 Model Wing Box

Setelah melakukan pemodelan struktur wing box seperti yang telah digambarkan di atas, maka langkah selanjutnya adalah memberikan material pada model tersebut. Material yang diberikan adalah material komposit *E-Glass* dengan massa jenis 1900 Kg/m^3 dan *ultimate strength* nya adalah $40 \times 10^6 \text{ N/m}^2$.

Hasil distribusi tegangan ditampilkan dalam bentuk distribusi warna oleh Patran. Analisis mula-mula dilakukan secara kualitatif yaitu dengan menfokuskan pada distribusi warna di model struktur *wingbox* tersebut, setelah itu berdasarkan warna yang mewakili stress tertinggi, dilakukan analisis kuantitatif dengan mengambil nilai stressnya.

Jenis Pembebanan, Arah Pembebanan dan Besarnya Pembebanan Pada Model *Wing Box*.

Pembebanan yang digunakan pada model dalam skripsi ini adalah pembebanan *transient* (*pembebanan sesaat*), dimana struktur wing hanya mendapatkan beban impact yang durasinya hanya dalam hitungan detik. Dalam melakukan analisis *wing box* pesawat *WIG-2 Seater* pada skripsi ini dimana beban diberikan pada titik yang telah ditentukan pada model *wing box*, dimana titik ini mensimulasikan sebagai pertemuan *wing* dengan *fuselage* (*wing fuselage junction*). Asumsinya, ketika landing *fuselage* adalah bagian pesawat yang pertama kali menyentuh permukaan air dan

mendapatkan beban yang diakibatkan dari landing tersebut yang dinamakan impact. Sedangkan arah pembebanan yang diberikan pada analisis model *wing box* pesawat *WIG-2 Seater* diberikan pada sumbu Z yaitu tegak lurus dengan struktur wing, besarnya pembebanan yang diberi adalah $3.924E+11$ N, yang di dapat dari perkalian massa dummy yang sebesar 10^7 dan acceleration sebesar 4g seperti perhitungan di bawah ini :

$$\begin{aligned}
 F &= m \times a \\
 &= 10^7 \times 4 \times 9810 \\
 &= 3.924E+11 \text{ N}
 \end{aligned}$$

Dimana : F = force

m = massa

a = acceleration

Massa dummy adalah suatu massa buatan yang diterapkan pada wing root yang mensimulasikan syarat batas dari wing, metoda ini di dalam *reference nastran* disebut *enforced motion*. Sedangkan angka dari acceleration 4g ditetapkan dari hasil design.

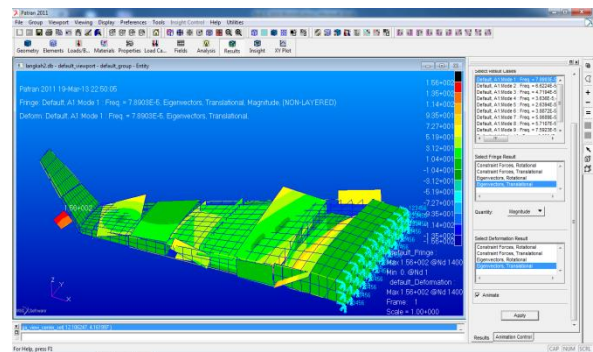
Hubungan Normal Mode Dengan Hasil

Analisis Beban *Dinamik* Pada Model *Wing Box* Pesawat *WIG-2 Seater*.

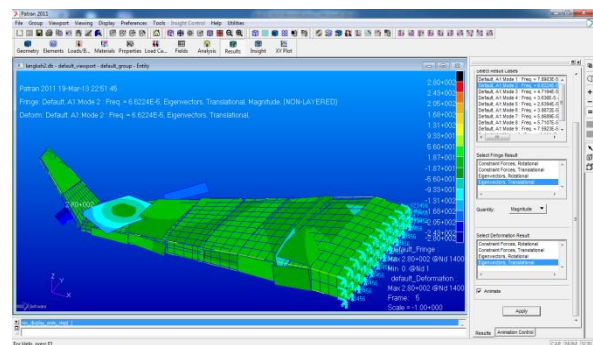
Normal mode bertujuan untuk memeriksa apakah model design sudah sempurna dan siap untuk melakukan analisis dinamik ataukah belum. Misalnya apakah masih ada *Node* yang belum terhubung atau *Element* yang belum mendapatkan properties, *Force*, *Field*, dan lain sebagainya.

Normal mode secara fisik tidak lain adalah cara struktur bergetar pada natural frekuensinya (frekuensi alami). Dari hasil analisis normal mode yang telah berhasil dan siap untuk diteruskan menganalisis beban dinamik.

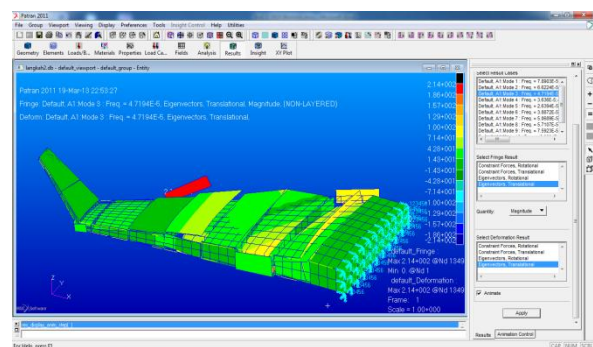
berikut ini adalah gambar normal mode yang tidak berhasil dan tidak bisa dilanjutkan untuk dilakukan analisis beban dinamik.



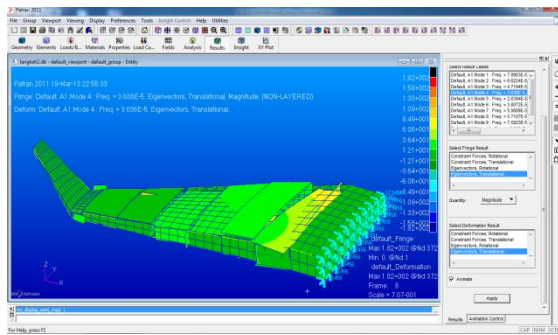
Gambar 14 Normal Mode 1 Freq 7.8903E-5



Gambar 15 Normal Mode 2 Freq 6.6224E-5



Gambar 16 Normal Mode 3 Freq 4.7194E-5



Gambar 17 Normal Mode 4 Freq 3.636E-5

Kegagalan normal mode yang ditunjukkan pada gambar di atas disebabkan oleh beberapa daerah yang belum diequivalence (equivalence merupakan penyatuan antara Node yang satu dengan Node yang lainnya) bila model dari struktur sayap tersebut tidak diequivalence, maka saat analisis normal mode. Model dari struktur sayap akan hancur seperti pada gambar di atas dan analisis beban dinamik tidak akan bisa dilanjutkan. Kegagalan bisa juga terjadi karena beberapa daerah yang belum mendapatkan material ataupun material yang diberikan pada struktur terlalu tipis (kurang tebal).

Dari hasil analisis, besaran stress yang diambil adalah dengan representasi Von Misses, dapat disimpulkan bahwa perilaku pada beban dinamik terhadap waktu dan pembebanan yang telah ditetapkan untuk mendapatkan hasil *maximum stress* dari 0.2s sampai 1s memiliki nilai *output maximum stress* yang sama yaitu sebesar 1.38 MPa pada Node 1511, namun yang berbeda hanya perlakuan dinamikanya saja yang nantinya

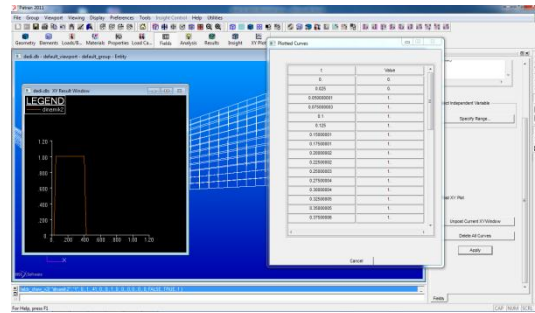
akan berpengaruh terhadap analisis *fatigue* dan *damage tolerance*. Di bawah ini adalah tabel hasil analisis beban dinamik yang outputnya menunjukkan untuk nilai maximum stress tertinggi pada waktu pembebanan yang berbeda terdapat pada Node 1511. Untuk lebih jelas dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1 Nilai maximum stress tertinggi terhadap waktu pembebanan yang berbeda terdapat pada Node 1511

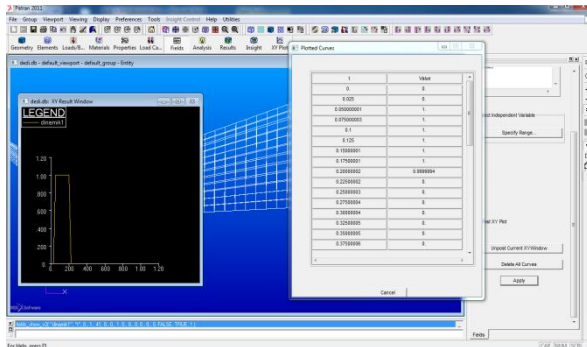
Δt (second)	Maximal Stress pada Node 1511 (MPa)
0.2	1.38
0.4	1.38
0.6	1.38
0.8	1.38
1.0	1.38

Berdasarkan dari tabel diatas, dapat disimpulkan bahwa dari waktu yang berbeda dengan pembebanan yang sama menghasilkan nilai *maximum stress* yang sama sebesar 1.38 MPa. Namun yang berbeda dari hasil analisis ini adalah bentuk grafik redaman dari tiap waktu pembebanannya saja, yang nantinya akan sangat berpengaruh terhadap umur *fatigue* dan analisis *fatigue* dan *damage tolerance*. Di bawah ini adalah gambar dari analisis beban dinamik dengan menggunakan *Software Nastran Patran 2011*, dimana setiap gambar menunjukkan

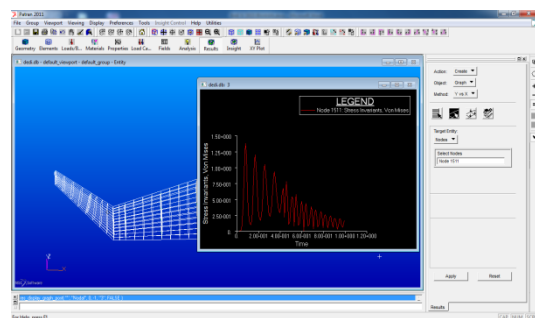
perbedaan redaman untuk grafik *stress invariants*, *von mises* terhadap waktu (time) dan bentuk grafik pembebanan terhadap waktu yang berbeda. Namun untuk gambar maximal stress menunjukkan angka yang sama pada waktu yang berbeda dengan besar pembebanan yang sama.



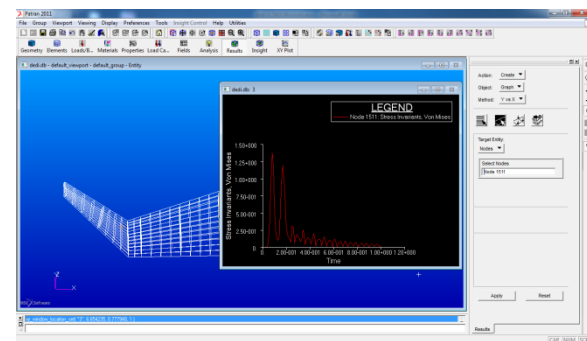
Gambar 21 Grafik Pembebanan Terhadap Waktu 0.4s



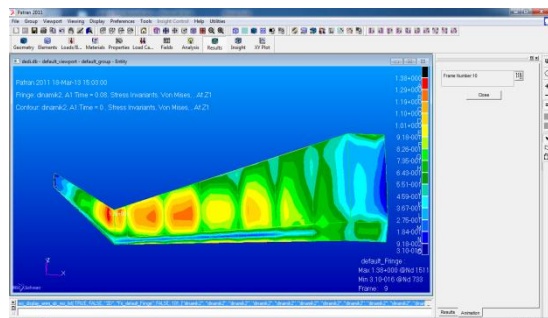
Gambar 18 Grafik Pembebanan Terhadap Waktu 0.2s



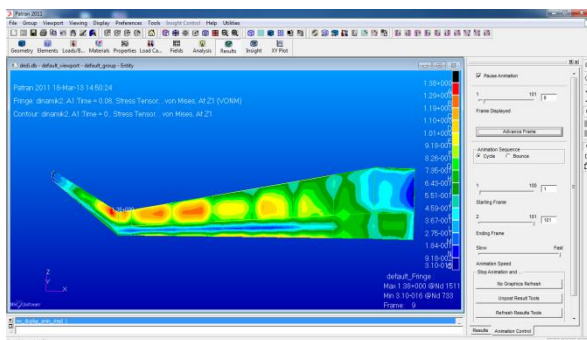
Gambar 22 Grafik Stress Invariants Von Mises Terhadap Waktu (Time)



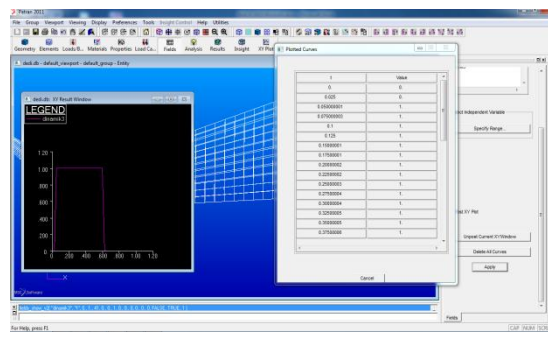
Gambar 19 Grafik Stress Invariants Von Mises Terhadap Waktu (Time)



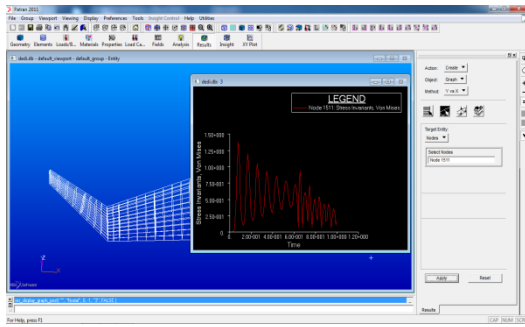
Gambar 23 Maximal Stress Pada Waktu 0.4s



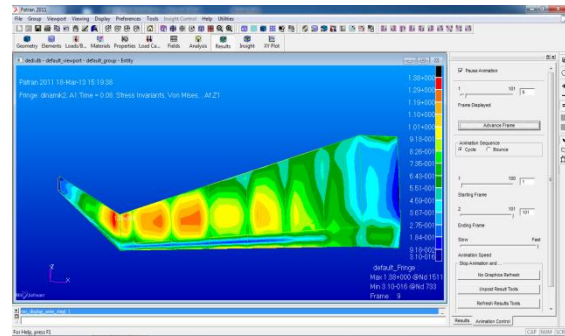
Gambar 20 Maximal Stress Pada Waktu 0.2s



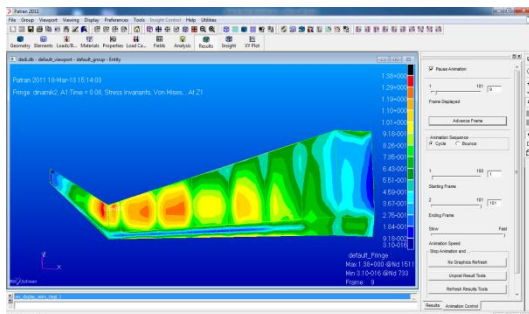
Gambar 24 Grafik Pembebanan Terhadap Waktu 0.6s



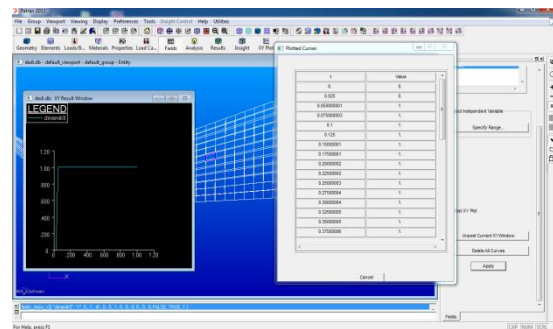
Gambar 25 Grafik Stress Invariants Von Mises Terhadap Waktu (Time)



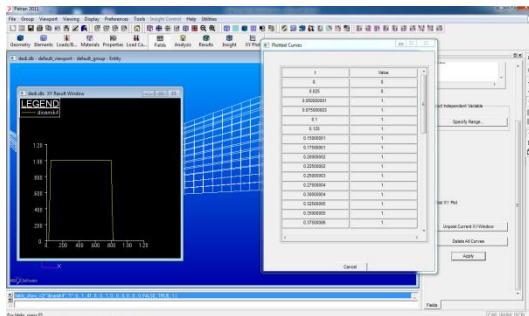
Gambar 29 Maximal Stress Pada Waktu 0.8s



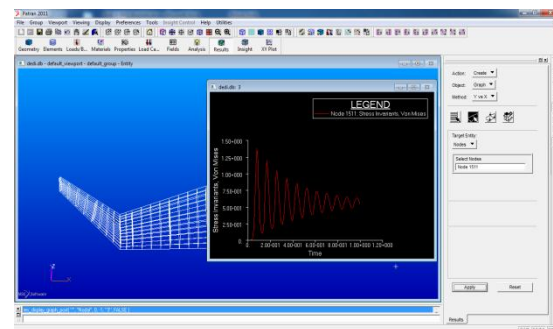
Gambar 26 Maximal Stress Pada Waktu 0.6s



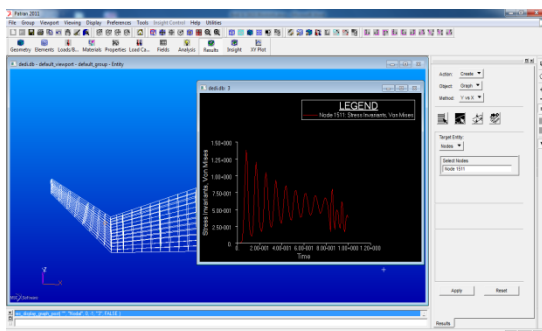
Gambar 30 Grafik Pembebanan Terhadap Waktu 1s



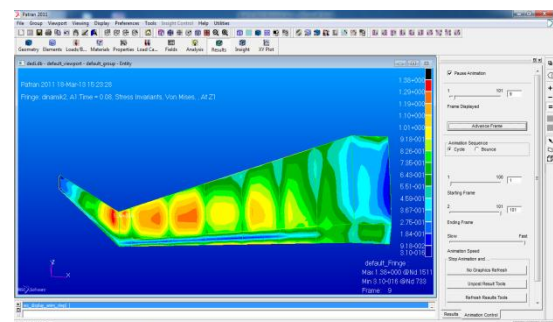
Gambar 27 Grafik Pembebanan Terhadap Waktu 0.8s



Gambar 31 Grafik Stress Invariants Von Mises Terhadap Waktu (Time)



Gambar 28 Grafik Stress Invariants Von Mises Terhadap Waktu (Time)



Gambar 32 Maximal Stress Pada Waktu 1s

Lima kasus pembebanan di atas yang berubah hanyalah waktu pada saat pesawat melakukan pendaratan yang kemudian terjadinya impact. Dari analisis di atas untuk nilai maximal stress menunjukkan nilai yang sama untuk 5 kasus pembebanan, yaitu sebesar 1.38 MPa dan ini ternyata jauh di bawah ultimate stress yang sebesar 40 MPa, yang berarti hasil dari design berhasil menerima beban dinamik dengan pembebanan *landing impact* dan kemudian akan di lanjutkan dengan pengujian analisis *fatigue* dan *damage tolerance*.

Kesimpulan

Hasil analisis beban dinamik akibat landing impact dari model *wing box* pesawat WIG-2 Seater dengan menggunakan *Software Nastran Patran* 2011 dapat disimpulkan beberapa kesimpulan diantaranya adalah sebagai berikut :

1. Hasil analisis beban dinamik dengan menggunakan *Software Nastran Patran* dari model *wing box* pesawat WIG-2 Seater dengan ultimate material E-glass adalah $40 \times 10^6 \text{ N/m}^2$, sedangkan analisis mendapatkan hasil di bawah ultimate dengan angka $1.38 \times 10^6 \text{ N/m}^2$. Dengan angka *margin of safety* untuk tegangan dan *strength* maksimumnya adalah 27,98. Berarti hasil *design wing box* cukup kuat untuk menahan beban *landing impact*.
2. Dari hasil analisis, dapat disimpulkan bahwasannya perilaku beban dinamik

terhadap waktu dan pembebanan yang telah di tetapkan mendapatkan hasil untuk *maximum stressnya* dari 0.2s sampai 1s nilai *maximum stressnya* sama saja, namu yang berbeda hanya perilaku dinamikanya saja yang nantinya akan berpengaruh terhadap analisis *fatigue* dan *damage tolerance*.

3. Data dari hasil analisis beban dinamik bisa digunakan untuk analisis *fatigue* dan *damage tolerance*.

Daftar Pustaka

1. <http://www.scribd.com/doc/13307589/Pengertian-Getaran> [22 Januari 2013]
2. <http://rahmat88aceh.wordpress.com/2009/11/19/beban-dinamis-dinamika-struktur/> [25 Januari 2013]
3. <http://www.scribd.com/doc/13307589/Pengertian-Getaran> [22 Januari 2013]
4. <http://www.scribd.com/doc/21981466/Penentuan-Frekuensi-Alamiah-Sayap> [21 Januari 2013]
5. Daniel P. Raymer, Aircraft Design A Conceptual Approach, hlm 48
6. Daniel P. Raymer, Aircraft Design A Conceptual Approach, hlm 50
7. <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-penerbangan-mainmenu-68/26-private-pilot/184-bab-3b-vortex-dan-ground-effect?start=2> [21 Januari 2013]
8. Zhaahir Basyarewan. ST, Analisis Optimasi Tebal Skin Sayap Pesawat *Wing In Ground Effect-2 Seater* Dengan Menggunakan *Finite Element Method*, Bandung, 13 Oktober 2012.
9. Buku Nastran : Basic Dynamic CHAPTER 7 Enforced Motion