

**ANALISIS RESPON DINAMIK SAYAP PESAWAT TRANSPORT
TERHADAP BEBAN *DISCRETE GUST***
***ANALYSYS OF DYNAMIC RESPONSE OF TRANSPORT AIRCRAFT
WINGS TO DISCRETE GUST LOADS***

Ahmad Hasan Fauzi¹, Muhammad Nanda Setiawan², M. Munadi³

¹Garuda Maintenance Facility AeroAsia

²Universitas Surya

³Universitas Diponegoro

¹ahasanfauzi@gmf-aeroasia.co.id

Abstrak

Disajikan analisis respon dinamik sayap pesawat transport terhadap beban *discrete gust* guna mendapatkan respon dinamik struktur sayap. Dewasa ini, Pesawat terbang transport telah menjadi salah satu moda transportasi yang paling penting dan kompetitif. Karena alasan kompetitif inilah, pesawat perlu didesain dengan optimal. Salah satu faktor penting yang perlu diperhitungkan dalam mendesain struktur pesawat adalah beban akibat *gust* atau hembusan angin yang dapat menyebabkan kegagalan struktur karena *gust* yang kuat atau akibat *gust* berulang dengan intensitas lebih kecil yang mengakibatkan kegagalan lelah. Dengan alasan *gust* ini maka perlu dibuat suatu kontrol aktif untuk meredam beban yang diakibatkan oleh *gust* yang biasa disebut *Gust Load Alleviation System (GLAS)*. Tujuan utama penelitian ini adalah untuk menyediakan respon dinamik aeroelastik sayap pesawat terbang ketika terpapar suatu *gust* tertentu yang dapat digunakan mengevaluasi kekuatan struktur sayap dan sebagai referensi untuk mendesain GLAS di masa mendatang. *Gust* akan dimodelkan sebagai hembusan stasioner dan sinusoidal. Analisis dilakukan dengan memodelkan struktur sayap dengan elemen hingga dan beban aerodinamika dengan metode *doublet lattice*. Hasil dari analisis ini adalah respon struktur sayap terhadap hembusan *gust* dalam bentuk perpindahan *wingtip* dan *bending moment* pada pangkal sayap.

Kata Kunci: Element Hingga, Aeroelastik, Dinamik

Abstract

Analysis of dynamic response of transport aircraft wing is presented to obtain dynamic response of wing structure. Nowadays, Transport aircraft has become one of the most important and competitive transportation modes. For this competitiveness reason aircraft need to be designed as optimal as possible. One of important factor in designing aircraft structure is load due to gust that can cause structure failure due to strong gust or repetitive small gusts that lead to structure fatigue. For this gust reason therefore an active control to suppress the load caused by gust or we may call gust load alleviation system or GLAS is needed. The primary purpose of this project is to provide the dynamic aeroelastic response of aircraft wing due to certain discrete gust that will be used as reference in designing gust load alleviation system in the future work. The gust will be modelled as static stationary gust and sinusoidal gust. The analisis is performed by modelling the wing structure using finite element and the aerodynamic loads by doublet lattice method. The results of the analisis are the response of wing due to gust in form of displacement and wingroot bending moment.

Keywords: Gust, Finite Element, Dynamics

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang transport telah menjadi salah satu moda transportasi yang penting dan kompetitif pada jaman ini. Untuk alasan kompetitif ini pesawat terbang perlu didesain seoptimal mungkin. Salah satu faktor penting dalam mendesain pesawat adalah beban pada struktur akibat hembusan *gust*. *Gust* dapat dibedakan menjadi hembusan kuat yang bersifat tiba-tiba yang dapat mengakibatkan kegagalan struktur akibat hembusan tunggal tipe *gust* ini. Jenis *gust* kedua dicirikan dengan hembusan *gust* yang tidak terlalu kuat akan tetapi berulang yang dapat mengakibatkan kerusakan lelah pada struktur.

Dalam perkembangan teknologi penerbangan dewasa ini, Aeroelastisitas sebagai bidang yang membahas interaksi antara gaya-gaya struktur dan aerodinamika semakin memegang peranan penting. Beberapa fenomena aeroelastisitas telah menjadi masalah utama dalam rancang bangun pesawat terbang. Hal ini karena fenomena aeroelastisitas sangat mempengaruhi prestasi atau performa pesawat dan menjadi salah satu faktor penting dalam keselamatan penerbangan. Beberapa bahasan utama aeroelastik dalam dunia penerbangan antara lain adalah *divergence*, *flutter*, dan *gust load response*.

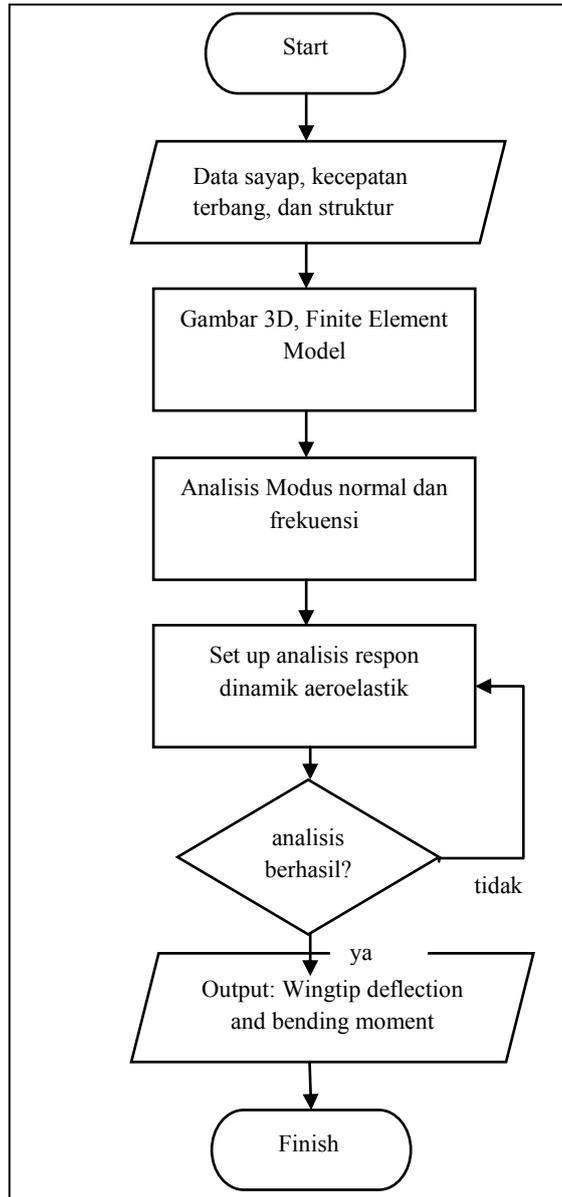
Gust load response merupakan topik yang menarik untuk dibahas karena selain berpengaruh pada kenyamanan penumpang, beban *gust* ini juga berpengaruh terhadap beban dinamik yang dialami oleh struktur. *Gust* dapat dibedakan menjadi hembusan kuat yang bersifat tiba-tiba yang dapat mengakibatkan kegagalan struktur akibat hembusan tunggal tipe *gust* ini. Jenis *gust* kedua dicirikan dengan hembusan *gust* yang tidak terlalu kuat akan tetapi berulang yang dapat mengakibatkan kerusakan lelah pada struktur.

Aeroelastisitas merupakan cabang ilmu penerbangan yang mempelajari tentang interaksi gaya aerodinamika dengan gaya inersia dan elastisitas struktur. Dewasa ini fenomena aeroelastisitas sudah dianggap sebagai aspek yang sangat penting dalam desain pesawat. Fenomena aeroelastik dibagi menjadi dua macam, yaitu aeroelastisitas statik dan aeroelastisitas dinamik (Hodges, 2002).

Aeroelastisitas statik merupakan bagian dari aeroelastik di mana gaya aerodinamika yang bekerja pada struktur merupakan gaya aerodinamika yang steady dan biasanya hanya melibatkan gaya elastisitas struktur. Aeroelastik dinamik melibatkan interaksi gaya-gaya aerodinamika, elastisitas struktur, dan inersia dari struktur. Menurut Hodges terdapat berbagai macam fenomena aeroelastik dinamik, antara lain adalah flutter, dan respon dinamik karena beban *gust*. *Flutter* merupakan fenomena ketidakstabilan dinamik pada struktur akibat interaksi gaya-gaya aerodinamika, elastisitas struktur, dan inersia struktur. Fenomena flutter ditandai dengan getaran berbahaya pada struktur yang bersifat katastropik pada suatu kecepatan terbang tertentu sehingga dapat membahayakan bagi keselamatan penerbangan. Fenomena aeroelastik dinamik yang lain adalah respon dinamik aeroelastik. Dalam analisis desain pesawat respon dinamik struktur pesawat, terutama sayap, terhadap gangguan *gust* perlu dianalisis. *Gust* merupakan gangguan random akibat turbulensi udara pada atmosfer. Gangguan turbulensi ini dapat diakibatkan oleh badai, permukaan bumi yang tidak rata, atau pun gangguan cuaca. Berdasarkan teknik permodelan, *gust* dikelompokkan menjadi dua, yaitu *gust* diskrit dan *gust* kontinu. *Gust* diskrit merupakan *gust* tunggal yang hanya memiliki satu bentuk. Dalam peraturan FAA (*Federal Aviation Administration*) *gust* ini berbentuk satu gelombang tunggal sinusoidal atau lazim disebut "1-cos" *gust*. Jenis model *gust* yang kedua yaitu *gust* kontinu merupakan permodelan *gust* pada sistem aeroelastik yang lebih bersifat komprehensif (Hoblit, F. M., 1988). Pada penelitian kali ini, analisis difokuskan pada *gust* diskrit yang berbentuk *sharp-edged* dan sinusoidal.

2. METODOLOGI

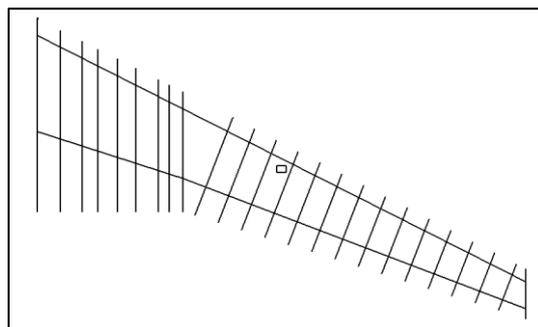
Metodologi dalam penelitian respon dinamik sayap pesawat terbang transport terhadap beban discrete *gust* dijelaskan dengan gambar di bawah ini.



Gambar 2.1 Diagram Alir Penelitian

2.1. Model Sayap

Model sayap yang digunakan dalam penelitian ini memiliki data dimensi yang ditunjukkan oleh Tabel 2.1. Model sayap ini memiliki 24 rib, 2 spar, dan skin. Span sayap ini membentang sepanjang 14,2 m, dengan *wing area* 50m², aspek rasio 9,5 dan *swept back* 25 derajat.



Gambar 2.1 Model Struktur Sayap

Tabel 2.1 Data Struktur Sayap

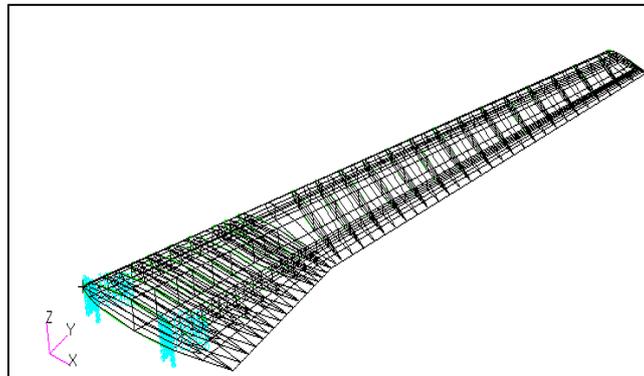
Part	Ketebalan (mm)
Spar	20
Rib	4,5
Skin	2,8

Sayap kemudian dimodelkan dengan menggunakan software finite element komersial dengan menggunakan element shell. Permodelan menggunakan finite element digunakan untuk menghitung bentuk modal perpindahan nodal pada sayap sehingga gerakan sayap dapat ditransfer menjadi gaya aerodinamika tak stasioner. Pada penelitian ini, digunakan material Al 2024 dengan properti yang ditunjukkan oleh Tabel 2.2.

Tabel 2.2 Material Properties

Properti	Aluminium AL 2024
E	70Gpa
Poisson's Ratio	0,33
Density	2700 Kg/m ³

Berikut Gambar 2.3 yang menunjukkan model elemen hingga sayap pesawat:

**Gambar 2.2 Model Finite Element Sayap**

2.2. Persamaan Dinamik Aeroelastisitas

Suatu model struktur kontinu dengan derajat kebebasan tak hingga harus disederhanakan dengan model struktur diskrit yang memiliki derajat kebebasan tertentu. Hal ini karena struktur dengan derajat kebebasan tak hingga akan memiliki waktu perhitungan tak hingga juga untuk diselesaikan. Persamaan gerak sistem aeroelastisitas dapat dituliskan dengan persamaan

$$\left[-M_{hh}\omega^2 + iB_{hh}\omega + (1 + ig)K_{hh} - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{hh}(m, k) \right] \{u_h\} = \{P(\omega)\} \quad (1)$$

suku kiri menunjukkan matriks massa, damping, dan kekakuan, dan gaya aerodinamika aliran, sedangkan suku pada sebelah kanan menunjukkan gaya eksternal pada koordinat modal, yang bisa berupa gaya aerodinamika atau gaya non-aerodinamika dan sebagai fungsi dari analisis frekuensi.

3. DATA HASIL DAN ANALISA

2.3. Model Aerodinamika

Model aerodinamika pada analisis ini di definisikan dengan menggunakan model aerodinamika *Doublet-Lattice Method*. Konsep dari metode ini adalah doublet yang berorientasi digabungkan dengan aliran uniform, kemudian ditambahkan aliran vortex sebagai pembangkit beda tekanan. Pada metode doublet lattice, lifting surface dibagi menjadi panel – panel dengan jumlah tertentu. Vortex dan doublet diletakkan pada masing – masing panel dengan kekuatan yang telah ditentukan. Vorteks berfungsi sebagai pembangkit beban aerodinamika berdasarkan input geometri element. Kemudian beban aerodinamika yang diperoleh dijadikan input untuk mengetahui deformasi elemen struktur. Berikut 3 persamaan matriks yang meringkas hubungan yang dibutuhkan untuk mendefinisikan sejumlah koefisien aerodinamik. Ketiga persamaan tersebut adalah hubungan antara lifting pressure dan kecepatan normal atau vertikal yang disebabkan yang diinduksi oleh inklinasi pada permukaan terhadap aliran atau downwash.

$$\{w_j\} = [A_{jj}] \left\{ \frac{f_j}{q} \right\} \quad (2)$$

$$\{w_j\} = [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2] \{u_k\} + \{w_j^g\} \quad (3)$$

$$\{P_k\} = [S_{kj}] \{f_j\} \quad (4)$$

Di mana

w_j = downwash

$\{w_j^g\}$ = downwash aerodinamik statik; meliputi secara umum incidence terdistribusi statik yang mungkin timbul akibat sudut serang awal, camber, dan twist.

f_j = tekanan pada elemen j

q = tekanan dinamik

k = reduced frekuensi, $k = \omega b / V$ di mana ω merupakan frekuensi angular, b adalah semichord reference, dan V adalah kecepatan freestream.

$[a_{jk}(\omega, k)]$ = matrik koefisien pengaruh aerodinamik, fungsi dari bilangan mach dan reduced frequency (k)

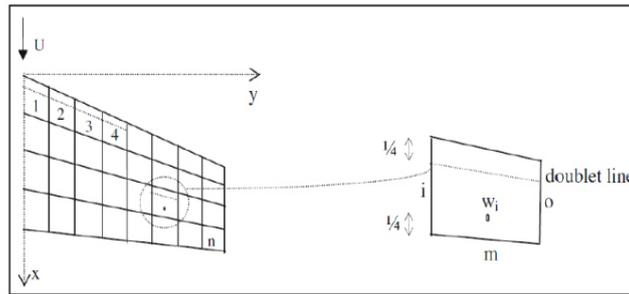
u_k, w_k = displacement dan gaya pada grid point aerodinamik

a_{jk}^1, a_{jk}^2 = bagian real dan imajiner dari matriks differensial substansial, secara berurutan (tak berdimensi)

Kemudian ketiga persamaan tersebut dapat digabungkan untuk memberikan matriks koefisien aerodinamik

$$[a_{jk}] = [a_{jk}^1] [a_{jk}^2]^{-1} [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2] \quad (5)$$

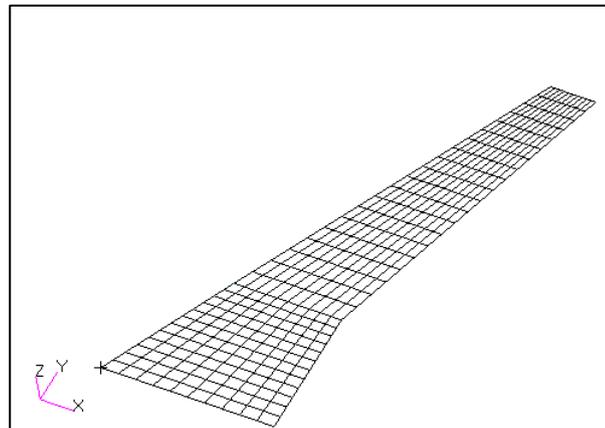
Deformasi struktur yang dihasilkan dapat mengkoreksi ulang letak dan kekuatan doublet pada elemen aerodinamika. Pada metode ini diasumsikan akan adanya suatu titik kendali yang berada pada $\frac{3}{4}$ chord pada elemen aerodinamika seperti tampak pada gambar 3.1 berikut.



Gambar 3.1 Doublet-Lattice Method

sumber: Nastran Aeroelastic User Guide

pada analisis ini, untuk mengakomodir bentuk sayap yang memiliki *kink*, maka panel-panel aerodinamika dibagi menjadi dua, panel dalam dan panel luar seperti yang terlihat di Gambar 3.2.



Gambar 3.2 Panel Aerodinamika

4. DINAMIKA STRUKTUR SAYAP

Analisis dinamika struktur sayap dilakukan untuk menentukan modus mana saja pada struktur sayap yang akan mempengaruhi input pada gaya aerodinamika. 10 modus pertama dianalisis dan kemudian 6 modus disertakan dalam analisis respon dinamik aeroelastik karena *gust*. Hal ini karena pada beberapa modus hanya terjadi defleksi lokal sehingga dianggap tidak mempengaruhi gaya aerodinamika. Berikut adalah modus-modus yang digunakan dalam analisis

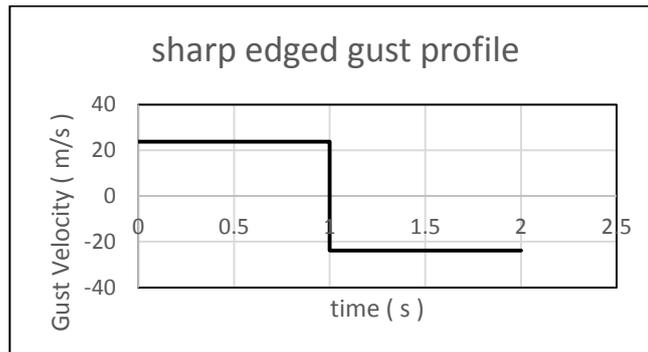
Tabel 3.1 Modus Sayap

Mode-nth	Frequency (Hz)
1	2.41
2	9.46
4	20.67
5	22.43
6	25.79
8	30.01

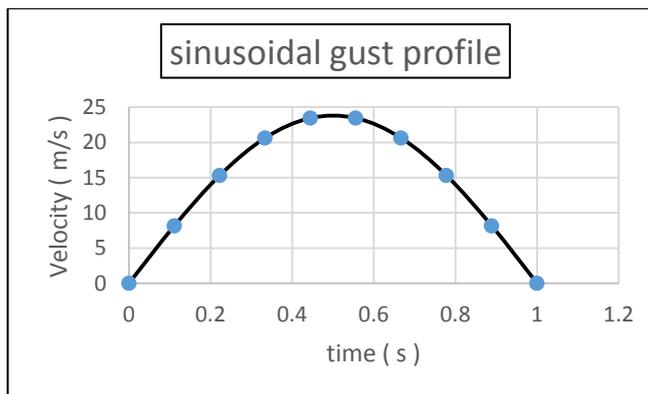
5. PROFIL GUST DAN SKENARIO TERBANG

Sebagaimana telah dijelaskan sebelumnya bahwa pada penelitian ini hanya dilakukan analisis untuk *gust* diskrit saja. *Gust* diskrit akan dimodelkan sebagai "*sharp-edged gust*", yaitu hembusan angin yang secara tiba-tiba dan tajam dan *gust* sinusoidal. Kedua hembusan *gust* tersebut dimodelkan memiliki kecepatan yang sama yaitu 23,8 m/s. Kedua *gust* tersebut akan disimulasikan pada dua kondisi terbang yang berbeda. Kondisi terbang yang pertama adalah terbang dengan kecepatan 238 m/s ($M=0,7$) dan kecepatan 100 m/s ($M=0,3$).

Profil *gust* pertama dapat digambarkan oleh Gambar 3.3 dengan karakteristik hembusan angin tiba-tiba dan tajam dengan durasi 2 detik. Sedangkan profil *gust* kedua ditunjukkan oleh Gambar 3.4 dengan maksimum amplitude kecepatan sebesar 20 m/s pada puncaknya dan memiliki durasi sepanjang 1 detik.



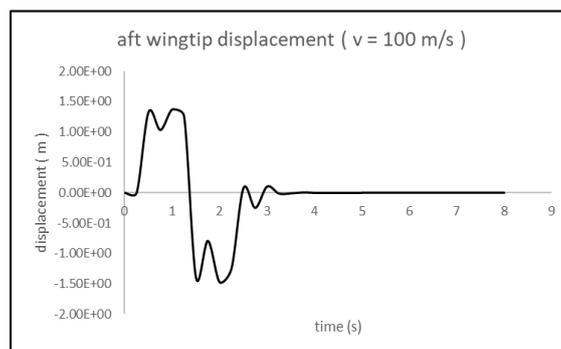
Gambar 3.3 Sharp-Edged Gust



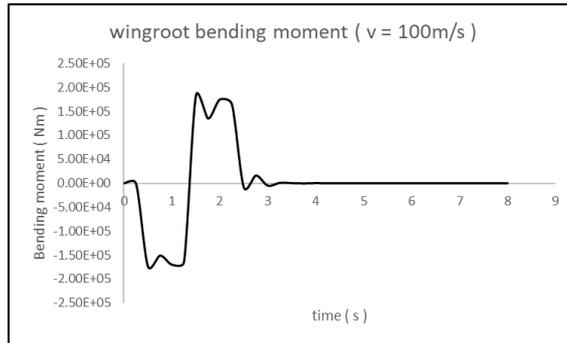
Gambar 3.4 Sinusoidal Gust

6. ANALISA

Pada profile *gust* yang tajam atau *sharp-edged gust*, dengan kecepatan terbang sebesar 100 m/s diperoleh nilai maksimal Bending moment sebesar $1,85 \text{ E}^5 \text{ Nm}$ dan defleksi pada ujung sayap sebesar 1,47-meter seperti ditunjukkan oleh Gambar 3.5 dan Gambar 3.6.

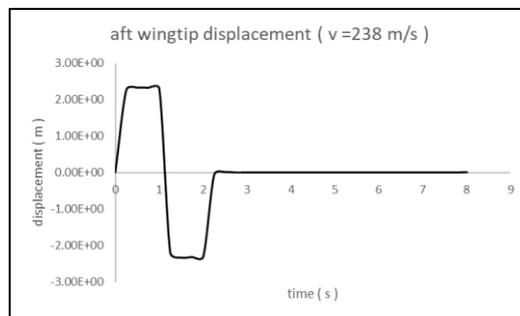


Gambar 3.5 Vertical Displacement Wingtip (*sharp-edged gust*)

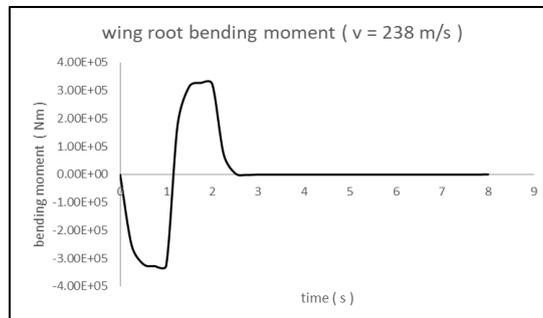


Gambar 3.6 Wingroot Bending Moment (*sharp-edged gust*)

Untuk *sharp-edged* gust pada kecepatan terbang 238m/s diperoleh nilai maksimal bending moment pada pangkal sayap sebesar $3,26 E^5$ Nm dan defleksi maksimal pada ujung sayap sebesar 2,32-meter seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 3.7 dan Gambar 3.8.

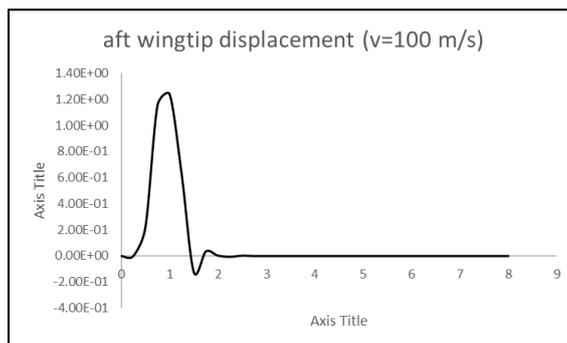


Gambar 3.7 Vertical Displacement of Wingtip (*sharp-edged gust*)

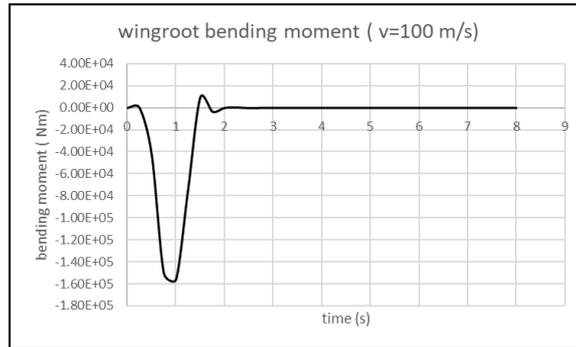


Gambar 3.8 Wingroot Bending Moment (*sharp-edged gust*)

Sedangkan untuk profil *gust sinusoidal*, pada kecepatan 100m/s diperoleh nilai maksimal Bending moment sebesar $1,56 E^5$ Nm pada pangkal sayap dan defleksi maksimal sebesar 1,25-meter pada ujung sayap seperti yang disajikan pada Gambar 3.9 dan Gambar 3.10

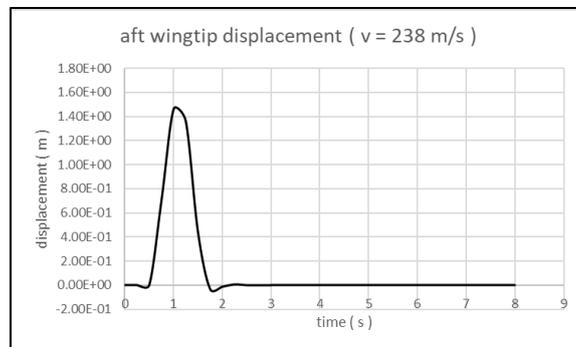


Gambar 3.9 Vertical Displacement of Wingtip (*sinusoidal gust*)

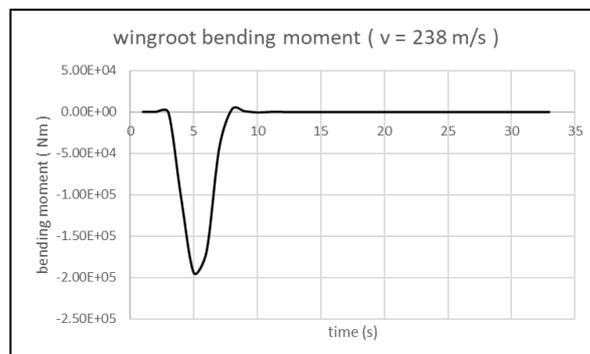


Gambar 3.10 Wingroot Bending Moment (sinusoidal gust)

Pada kondisi terbang dengan kecepatan 238 m/s, skenario *gust* sinusoidal menghasilkan bending moment maksimal pada pangkal sayap sebesar $1,95 E^5$ Nm dan defleksi maksimal pada ujung sayap sebesar 1,46-meter seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 3.11 dan Gambar 3.12.



Gambar 3.11 Vertical Displacement of Wingtip (sinusoidal gust)



Gambar 3.12 Wingroot Bending Moment (sinusoidal gust)

Dari hasil yang diperoleh, terindikasi bahwa semakin besar kecepatan terbang, maka akan semakin cepat pula respon struktur (*bending moment dan displacement*) akan teredam. Hal ini dikarenakan pada kecepatan terbang 238 m/s sistem memiliki damping aerodinamika yang lebih besar daripada kecepatan terbang 100 m/s. Kemudian dapat dilihat juga bahwa *gust* yang bersifat tajam dan tiba-tiba (*sharp-edged*), akan menghasilkan bending momen dan defleksi yang lebih besar dibanding *gust* yang bersifat sinusoidal.

7. KESIMPULAN

Dari analisis respon dinamik sayap pesawat transport terhadap beban discrete *gust* ini dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

- Diperoleh respon dinamik struktur sayap pesawat transport akibat *gust* diskrit dengan variasi kecepatan
- Semakin besar kecepatan terbang, maka akan semakin cepat pula respon struktur (*bending moment dan displacement*) akan teredam
- *gust* yang bersifat tajam dan tiba-tiba (*sharp-edged*), akan menghasilkan bending momen dan defleksi yang lebih besar dibanding *gust* yang bersifat sinusoidal

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih atasan dan rekan-rekan penulis yang sudah memfasilitasi dalam pengerjaan penelitian ini, terutama diskusi dengan beberapa rekan mengenai analisis respon dinamik sayap pesawat transport ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah berjudul ‘Analisis Respon Dinamik Sayap Pesawat Transport Terhadap Beban Discrete *Gust*’ merupakan tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Hoblit, F.M. (1988). *Gust Loads on Aircraft: Concept and Applications*. Ohio: AIAA.
- [2] Chudy, P. *Response of Light Aircraft Under Gust Loads*. Brno: Acta Polytechnica.
- [3] Hodges D. H., Pierce G. A. (2002). *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge Aerospace Series.
- [4] Fung, Y. C. (1969). *An Introduction to The Theory of Aeroelasticity*. New York: Dover Publication.
- [5] MSC.Nastran Corporation. *Aeroelastic Analysis User's Guide*. Santa Ana: MSC Corporation.
- [6] US Departement of Transportation, Advisory Circular of FAR Part 25 Appendix G,2
- [7] Wright, J.R., Books24x7, I., and Cooper, J.E., "*Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*," John Wiley & Sons, Chichester, England; Hoboken, N.J.,.
- [8] Hebert, C., Cowan, D., Peter, A., and Weiseman, C. *Aerodynamic Flutter*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [9] Raymond L. Bisplinghoff. (1962). *Principles of Aeroelasticity*. New York: Dover Publication.
- [10] Karpel M. (1982). *Design for Active Flutter Suppression and Gust Alleviation Using State-Space Aeroelastic Modeling*. New York: AIAA