



UNIVERSITAS DIPONEGORO

**ANALISA RESPON DINAMIK AKIBAT *GUST LOAD* PADA MODEL
PESAWAT UDARA SEDERHANA MENGGUNAKAN
PENDEKATAN MASSA TERGUMPAL**

TUGAS AKHIR

**Disusun oleh:
IVAN ANGGASTA WIJAYA
L2E 007 050**

**FAKULTAS TEKNIK
JURUSAN TEKNIK MESIN**

**SEMARANG
2012**

TUGAS SARJANA

Diberikan kepada:

Nama : Ivan Anggasta Wijaya

NIM : L2E 007 050

Pembimbing : Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT

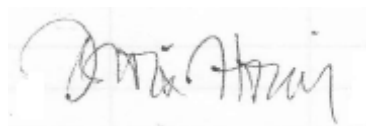
Jangka Waktu : 10 bulan

Judul : Analisa Respon Dinamik Akibat *Gust Load* Pada Model Pesawat Udara Sederhana Menggunakan Pendekatan Massa Tergumpal

Isi Tugas :

1. Melakukan pemodelan struktur dengan menggunakan pendekatan massa tergumpal.
2. Melakukan pemodelan *unsteady aerodynamic*, pemodelan *gust*, dan menentukan *modeshape (assumed modeshape)*.
3. Mencari respon dinamik pesawat udara dan melakukan kaji parameter untuk mengetahui parameter yang berpengaruh.

Dosen Pembimbing,



Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT

NIP. 196605212006041010

HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS

**Skripsi ini adalah hasil karya saya sendiri,
dan semua sumber baik yang dikutip maupun yang dirujuk
telah saya nyatakan dengan benar.**

NAMA : Ivan Anggasta Wijaya

NIM : L2E 007 050

Tanda Tangan : 

Tanggal : 7 Agustus 2012

HALAMAN PENGESAHAN

Skripsi ini diajukan oleh :
NAMA : Ivan Anggasta Wijaya
NIM : L2E 007 050
Jurusan/Program Studi : Teknik Mesin
Judul Skripsi : Analisa Respon Dinamik Akibat *Gust Load* Pada Model Pesawat Udara Sederhana Menggunakan Pendekatan Massa Tergumpal

Telah berhasil dipertahankan di hadapan Tim Penguji dan diterima sebagai bagian persyaratan yang diperlukan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Jurusan/Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro.

TIM PENGUJI

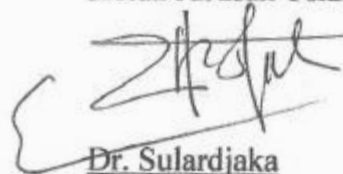
Pembimbing : Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT
Penguji : Ir. Sugiyanto, DEA
Penguji : Dr. Syaiful, ST, MT
Penguji : Ir. Dwi Basuki Wibowo, MS



Handwritten signatures of the examiners: (Ismoyo Haryanto), (Sugiyanto), (Syaiful), and (Dwi Basuki Wibowo).

Semarang, 7 Agustus 2012

Ketua Jurusan Teknik Mesin



Handwritten signature of Dr. Sulardjaka.

Dr. Sulardjaka

NIP. 197104201998021001

**HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI
TUGAS AKHIR UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS**

Sebagai sivitas akademika Universitas Diponegoro, saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Ivan Anggasta Wijaya
NIM : L2E 007 050
Jurusan/Program Studi : Teknik Mesin
Fakultas : Teknik
Jenis Karya : Tugas Akhir

demi pengembangan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan kepada Universitas Diponegoro **Hak Bebas Royalti Noneksklusif** (*None-exclusive Royalty Free Right*) atas karya ilmiah saya yang berjudul :

“ANALISA RESPON DINAMIK AKIBAT *GUST LOAD* PADA MODEL PESAWAT UDARA SEDERHANA MENGGUNAKAN PENDEKATAN MASSA TERGUMPAL”

beserta perangkat yang ada (jika diperlukan). Dengan Hak Bebas Royalti/Noneksklusif ini Universitas Diponegoro berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*database*), merawat dan mempublikasikan tugas akhir saya selama tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis/pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Dibuat di : Semarang
Pada Tanggal : 7 Agustus 2012

Yang menyatakan



Ivan Anggasta Wijaya
NIM. L2E 007 050

ABSTRAK

Pada pengoperasiannya, pesawat udara kadang kala mengalami gangguan dalam bentuk *turbulence*. Gangguan *turbulence* ini mengakibatkan pembebanan pada struktur pesawat yang biasa disebut pembebanan *gust* atau *gust load*. Akibat pembebanan *gust*, pesawat udara akan memberikan respon dinamik yang tidak saja mereduksi kenyamanan tetapi juga bersifat katastropis apabila getarannya tidak teredam.

Tujuan dari penulisan tugas akhir ini adalah untuk menganalisis respon dinamik pada model pesawat udara sederhana ketika dalam keadaan terbang jelajah (*cruise*). Pesawat udara dimodelkan menjadi dua dimensi yang kemudian dilakukan pendekatan massa tergumpal (*lumped mass*). Dengan menggunakan pendekatan massa tergumpal model pesawat udara akan dibagi menjadi elemen – elemen pada komponen *fuselage*, *wing*, dan *tail*. Pada penelitian ini respon dinamik yang dianalisa menggunakan dua masukan *gust* yaitu *gust* diskrit atau *1 – cosine gust* dan *gust* kontinyu atau *stochastic gust*. Untuk *stochastic gust*, analisis didasarkan pada *Power Spectral Density (PSD)*. Sedangkan kuantitas gaya aerodinamika ditentukan menggunakan pemodelan *quasi-steady*. Analisa respon dinamik dilakukan dengan menggunakan kode komputasi yang disusun menggunakan MATLAB. Pada proses analisa dilakukan kaji parameter dengan memvariasikan nilai dari kecepatan pesawat udara.

Dari hasil analisa menunjukkan bahwa untuk beban *gust* diskrit semakin besar nilai kecepatan pesawat udara maka respon yang dihasilkan semakin tidak stabil. Sedangkan pada beban *gust* kontinyu menunjukkan bahwa semakin besar kecepatan pesawat udara maka respon yang diberikan semakin stabil.

Kata Kunci : *Gust Load*, Massa Tergumpal, *Gust* Diskrit, *Gust* Kontinyu, *PSD*, *Power Spectral Density*

ABSTRACT

On its operational state, aircraft sometimes experiencing disorders in the form of turbulence. This turbulence cause loads on the aircraft structure which are commonly called gust loads. Due to Gust loading, aircraft will provide dynamic response which not only reduces comfort but also be catastrophic if the vibrations are not damped.

The purpose of this final project is to analyze the dynamic response of simple aircraft while in cruise flight position. Aircraft is modeled in two dimensions which is then carried out lumped mass approach. By using the approach, the simple model of aircraft will be divided into elements on its major parts which are fuselage, wing, and tail. In this study the dynamic response is analyzed using two gust inputs which are discrete gust or 1 - cosine Gust and stochastic gust. For stochastic gust, the analysis is based on Power Spectral Density (PSD). While the quantity of the aerodynamic force is determined using the quasi-steady modeling. Dynamic response analysis performed using computational code which is developed using MATLAB. In the analysis process, varying a parameter is done to observe what parameter that greatly influence the dynamic response. In this study, aircraft speed is varied in the analysis process.

From the analysis shows that for discrete Gust load the greater the aircraft speed, the response generated is more unstable. While the stochastic gust suggests that the greater the aircraft speed, the response provided is more stable.

Key Word: Gust Load, Lumped Mass, 1 – Cosine Gust, Stochastic Gust, PSD, Power Spectral Density

PERSEMBAHAN

**Kupersembahkan Tugas Akhir ini kepada
keluarga dan teman – teman**

**Terima kasih atas doa dan dukungan yang diberikan,
GOD BLESS**

KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis ucapkan kepada Tuhan Yesus Kristus yang telah memberikan hikmat dan berkat-Nya, karena hanya dengan pertolongan-Nya lah maka penulis dapat melewati masa studi dan menyelesaikan Tugas Akhir yang merupakan tahap akhir dari proses untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik Mesin di Universitas Diponegoro.

Pada dasarnya karya ini tidak akan terselesaikan tanpa bantuan dan dorongan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, pada kesempatan ini perkenankanlah penulis untuk mengucapkan rasa terima kasih yang sebesar-besarnya kepada semua pihak, diantaranya:

1. Bapak Dr. Ing Ir. Ismoyo Haryanto, MT. selaku dosen pembimbing pengarahan-pengarahan dan masukan-masukan kepada penulis untuk menyusun Tugas Akhir ini.
2. Saudara Albert Yanuar Susanto, Yuhanes Dedy Setiawan, David Antonius Irawan dan teman – teman angkatan 2007 yang selalu memberikan wejangan dan dukungannya.
3. Keluarga penulis yang telah memberikan dukungan baik moral maupun material.

Penyusun menyadari bahwa dalam menyusun laporan ini terdapat kekurangan dan keterbatasan, oleh karena itu kritik dan saran yang sifatnya membangun untuk kesempurnaan dan kemajuan penulis dimasa yang akan datang sangat diharapkan. Akhir kata penulis berharap semoga hasil laporan ini dapat bermanfaat bagi seluruh pembaca.

Semarang, 7 Agustus 2012



Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
TUGAS SARJANA	ii
HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS	iii
HALAMAN PENGESAHAN	iv
HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI TUGAS SARJANA UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS	v
ABSTRAK	vi
ABSTRACT	vii
HALAMAN PERSEMBAHAN	viii
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI.....	x
DAFTAR GAMBAR	xii
DAFTAR TABEL.....	xiv
NOMENKLATUR.....	xv
BAB I PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang Masalah.....	1
1.2 Tujuan Penelitian	2
1.3 Batasan Masalah.....	2
1.4 Metodologi Penelitian	2
1.5 Sistematika Penulisan	3
BAB II DASAR TEORI	
2.1 Pengertian <i>Gust</i>	4
2.2 Persamaan Gerak Dinamika Struktur Pesawat Udara.....	6
2.3 Pemodelan Struktur	9
2.4 Pemodelan Gaya Aerodinamik	10

2.5	Pemodelan <i>Gust</i>	
2.5.1	Pemodelan <i>Gust</i> Diskrit.....	11
2.5.2	Pemodelan <i>Gust</i> Kontinyu.....	12
2.6	Respon Dinamik Struktur Pesawat Udara Akibat <i>Gust</i>	13
BAB III	METODE ANALISIS	
3.1	Prosedur Analisis	15
3.2	Modus Bentuk Anggapan.....	16
3.3	Gaya Aerodinamik Rambat.....	16
3.4	Fungsi Transfer	17
3.5	Respon Dinamik	
3.5.1	Respon Dinamik Akibat <i>Gust</i> Diskrit.....	18
3.5.2	Respon Dinamik Akibat <i>Gust</i> Kontinyu.....	19
BAB IV	STUDI KASUS DAN ANALISA HASIL	
4.1	Studi Kasus	21
4.2	Analisa Hasil	
4.2.1	Respon Dinamik Akibat <i>Gust</i> Diskrit.....	27
4.2.2	Respon Dinamik Akibat <i>Gust</i> Kontinyu.....	36
BAB V	KESIMPULAN DAN SARAN	
5.1	Kesimpulan	46
5.2	Saran	46
	DAFTAR PUSTAKA	47
	LAMPIRAN	

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Pesawat udara ketika mengalami turbulensi	5
Gambar 2.2	<i>Gust</i> diskrit.....	5
Gambar 2.3	<i>Gust</i> diskrit dan <i>gust</i> kontinyu	6
Gambar 2.4	Gambar Pemodelan Pesawat.....	7
Gambar 2.5	Pemodelan Struktur Pesawat.....	10
Gambar 4.1	Pemodelan dua dimensi pesawat udara.....	20
Gambar 4.2	Pemodelan struktur pesawat.....	23
Gambar 4.3	Grafik fungsi transfer untuk <i>load factor</i>	24
Gambar 4.4	Grafik fungsi transfer untuk <i>wing root shear force</i>	25
Gambar 4.5	Grafik fungsi transfer untuk <i>wing bending moment</i>	25
Gambar 4.6	Grafik fungsi transfer untuk <i>wing torsion moment</i>	26
Gambar 4.7	Grafik fungsi transfer untuk <i>tail root shear force</i>	26
Gambar 4.8	Grafik <i>Load Factor 1 – cosine gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	27
Gambar 4.9	Grafik <i>Wing Root Shear Force 1 – cosine gust</i> dengan $V=220$ m/s....	28
Gambar 4.10	Grafik <i>Wing Bending Moment 1 – cosine gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	28
Gambar 4.11	Grafik <i>Wing Torsion Moment 1 – cosine gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	29
Gambar 4.12	Grafik <i>Tail Root Shear Force 1 – cosine gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	29
Gambar 4.13	Grafik kecepatan <i>1 – cosine Gust</i>	30
Gambar 4.14	Grafik <i>Load Factor 1 – cosine gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	31
Gambar 4.15	Grafik <i>Wing Root Shear Force 1 – cosine gust</i> dengan $V=260$ m/s....	31
Gambar 4.16	Grafik <i>Wing Bending Moment 1 – cosine gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	32
Gambar 4.17	Grafik <i>Wing Torsion Moment 1 – cosine gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	32
Gambar 4.18	Grafik <i>Tail Root Shear Force 1 – cosine gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	33
Gambar 4.19	Grafik <i>Load Factor 1 – cosine gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	33
Gambar 4.20	Grafik <i>Wing Root Shear Force 1 – cosine gust</i> dengan $V=300$ m/s....	34

Gambar 4.21	Grafik <i>Wing Bending Moment 1 – cosine gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	34
Gambar 4.22	Grafik <i>Wing Torsion Moment 1 – cosine gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	35
Gambar 4.23	Grafik <i>Tail Root Shear Force 1 – cosine gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	35
Gambar 4.24	Grafik <i>Load Factor stochastic gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	36
Gambar 4.25	Grafik <i>Wing Root Shear Force stochastic gust</i> dengan $V=220$ m/s....	37
Gambar 4.26	Grafik <i>Wing Bending Moment stochastic gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	37
Gambar 4.27	Grafik <i>Wing Torsion Moment stochastic gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	38
Gambar 4.28	Grafik <i>Tail Root Shear Force stochastic gust</i> dengan $V=220$ m/s.....	38
Gambar 4.29	Grafik <i>Load Factor stochastic gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	39
Gambar 4.30	Grafik <i>Wing Root Shear Force stochastic gust</i> dengan $V=260$ m/s....	40
Gambar 4.31	Grafik <i>Wing Bending Moment stochastic gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	40
Gambar 4.32	Grafik <i>Wing Torsion Moment stochastic gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	41
Gambar 4.33	Grafik <i>Tail Root Shear Force stochastic gust</i> dengan $V=260$ m/s.....	41
Gambar 4.34	Grafik <i>Load Factor stochastic gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	42
Gambar 4.35	Grafik <i>Wing Root Shear Force stochastic gust</i> dengan $V=300$ m/s....	43
Gambar 4.36	Grafik <i>Wing Bending Moment stochastic gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	43
Gambar 4.37	Grafik <i>Wing Torsion Moment stochastic gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	44
Gambar 4.38	Grafik <i>Tail Root Shear Force stochastic gust</i> dengan $V=300$ m/s.....	44

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Tabel inersia dan kekakuan tiap elemen	24
-----------	--	----

NOMENKLATUR

A	Sistem matriks dalam fungsi frekuensi	
b	Panjang sayap	[m]
bt	Panjang horisontal sayap	[m]
C	Matrik <i>state-space</i> yang menghubungkan output dan koordinat rampat	
\bar{c}	<i>mean aerodynamic chord</i>	[m]
cw	Lebar sayap	[m]
ct	Lebar ekor	[m]
$C_{z\alpha}$	Koefisien gaya aerodinamik arah z untuk sayap dan ekor	
D	Matrik <i>state-space</i> yang menghubungkan input dan matrik kekakuan rampat	[kg/s]
EI	Kekakuan lentur	[Nm ²]
ew	Sumbu elastis dari sayap	
et	Sumbu elastis dari ekor	
\bar{F}	Vektor gaya rampat	[kg/s ²]
	Gaya aerodinamik, momen	[N], [Nm]
GJ	Kekakuan torsional	[Nm ²]
H	Fungsi transfer	
h	<i>Impulse response function</i>	
I_{xl}	Inersia arah sumbu x	[kg m ²]
I_y	Momen inersia pesawat pada sumbu lateral	[kg m ²]
I_{yl}	Inersia arah sumbu y	[kg m ²]
j	$j^2 = -1$	
K	Matriks kekakuan rampat	[kg/s ²]
$[k_b]_k, [k_t]_k$	Matriks kekakuan dari elemen hingga k untuk bending dan torsi	[Nm ³]
l	Jarak antara elemen massa i dan titik pusat koordinat	

L	Gaya angkat	[N]
	Skala turbulensi	[m]
l_t	Jarak antara titik pusat sumbu koordinat dan titik pusat massa	[m]
l_t	Jarak antara <i>wing strip</i> kedua dan ekor	[m]
M	Matrik massa rampat	[kg]
	Momen	[Nm]
m	Massa pesawat udara	[kg]
$[m]_k$	Matrik massa dari elemen hingga k	
m_l	Massa sebuah elemen massa	[kg]
$N(0)$	<i>number of positive zero-level crossings</i>	
n_z	<i>load factor</i>	
Q_r	Matriks aerodinamik rampat untuk pesawat	[kg/s ²]
Q_w	Matriks aerodinamik rampat untuk <i>gust</i>	[kg/s]
q	Kecepatan <i>pitch</i>	[rad/s]
\bar{r}	Vektor lokasi	[m]
T	Energi kinetik	[Nm]
t	Waktu	[s]
U	Energi elastis	[Nm]
V	Kecepatan	[m/s]
	Kecepatan pesawat udara	[m/s]
w	Perpindahan arah z	[m]
\bar{W}	Vektor perpindahan	[m]
w_g	Input <i>gust</i>	[m/s], [m]
x	Sumbu koordinat x	
xt	Jarak antara titik pusat sumbu koordinat dan ekor	[m]
y	Output dari pesawat	
	Sumbu koordinat y	
z	Sumbu koordinat z	

	Perpindahan arah sumbu z dari $\frac{3}{4}$ titik <i>chord</i> dari <i>strip</i>	[m]
α	Sudut serang	[rad]
Δ	<i>Increment</i>	
δ	Dirac function	
ε	<i>Downwash angle</i>	[rad]
θ	Sudut rotasi <i>pitch</i>	[rad]
$\theta_{i_{elastic}}$	Sudut rotasi <i>pitch</i> dari strip akibat deformasi elastis	[rad]
Ψ	Sudut rotasi torsional pada elemen beam	[rad]
Λ	<i>sweepback angle</i>	[rad]
ξ	Koordinat rampat	
ρ	Massa jenis udara	[kg/m ³]
	Koefisien korelasi	
σ	Standar deviasi	
τ	Jeda waktu	[s]
Φ_w^n	<i>Power Spectral Density Von Karman</i> yang ternormalisasi	[s]
ϕ	Modus bentuk perpindahan	
ϕ_{sear}	Fungsi <i>Sears</i>	
ϕ_{theo}	Fungsi <i>Theodorsen</i>	
φ	Sudut fasa	[rad]
ω	Frekuensi radial	[rad/s]
ω_y	Kecepatan rotasi pada sumbu y	[rad/s]