

FINAL PROJECT TM 145502

# STRUCTURAL ANALYSIS OF MULTI-PLATFORM SKYWALKER AND REAPER UAV

DELLY MAHARDIAN NRP. 2112 030 037

Counselor Lecturer Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.

DIPLOMA III STUDY PROGRAM MECHANICAL ENGINEERING DEPARTEMENT Faculty of Industrial Technology Institute Technology of Sepuluh Nopember Surabaya 2016



TUGAS AKHIR TM 145502

# ANALISA STRUKTUR MULTI-PLATFORM SKYWALKER DAN REAPER UAV

DELLY MAHARDIAN NRP. 2112 030 037

Dosen Pembimbing Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.

PROGRAM STUDI DIPLOMA III JURUSAN TEKNIK MESIN Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya 2016

# ANALISA STRUKTUR MULTI-PLATFORM SKYWALKER DAN REAPER UAV

#### **TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar Ahli Madya Pada Bidang Studi Manufaktur Program Studi Diploma III Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

# Oleh : DELLY MAHARDIAN NRP. 2112 030 037



#### SURABAYA, MARET 2017

# **LEMBAR PENGESAHAN**

# ANALISA STRUKTUR MULTI-PLATFORM SKYWALKER DAN REAPER UAV

# **TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar Ahli Madya Pada Bidang Studi Manufaktur Program Studi D III Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember

> Oleh : DELLY MAHARDIAN NRP. 2112 030 037

Disetujui oleh:
Hendro Nurhadi, DiplIng. Ph.p. Hundro(Pembimbing)
Dr. Atria Pradityana, ST., MT (Penguji 1)
Ir. Budi Luwar Sanyoto, MT(Penguji 2)
Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT. M. (Penguji 3)

SURABAYA Januari, 2017

i

#### STRUCTURAL ANALYSIS OF MULTI-PLATFORM SKYWALKER AND REAPER UAV

Nama Mahasiswa	: Delly Mahardian
NRP	: 2112 030 037
Jurusan	: D3 Teknik Mesin FTI-ITS
Dosen Pembimbing	: Hendro Nurhadi, DiplIng.,
0	Ph.D

#### Abstract

Technology unmanned aircraft (drone) is currently growing rapidly, unmanned aircraft (drone) is widely used in the military as well as commercial purposes. Because it has many advantages that minimize the risk of human error, easy operation, and more effective than piloted aircraft. Drone deliberately made with a lightweight body and aerodynamics.

To determine the aerodynamic forces and stress on the fuselage skywalker and reaper AUV, then used software ANSYS and ANSYS fluent 12.1.2. The purpose of this thesis is to compare between two drones, including, pressure coefficient (Cp), the coefficient of drag (Cd), the coefficient of lift (Cl), as well as the allowable stress ( $\sigma$ ), and deformation in three dimensions of software Ansys Fluent 12.1.2 of the two planes.

From the analysis of the flow passing through the fuselage Skywalker and Reaper, the coefficient of drag (Cd) obtained during the flight simulation Skywalker worth 26.341796 N. while the coefficient of drag (Cd) obtained Reaper aircraft worth 25.028787 N. coefficient of lift (Cl) at Skywalker aircraft worth 79.2349 N. and the coefficient of lift (Cl) on Reaper aircraft worth 54.736767 N.

# Keyword : contour, pressure, pressure coefficient $(C_P)$ , drag coefficient $(C_D)$ , lift coefficient (Cl) separation, allowable stress $(\sigma)$ , deformation.

### ANALISA STRUKTUR MULTI-PLATFORM SKYWALKER DAN REAPER UAV

Nama Mahasiswa	: Delly Mahardian
NRP	: 2112 030 037
Jurusan	: D3 Teknik Mesin FTI-ITS
Dosen Pembimbing	: Hendro Nurhadi, DiplIng.,
0	Ph.D

#### Abstrak

Teknologi Pesawat tanpa awak (*drone*) saat ini berkembang dengan pesat, pesawat tanpa awak (*drone*) banyak digunakan pada dunia militer maupun keperluan komersil. Karena mempunyai banyak kelebihan yaitu memperkecil resiko *human error*, pengoperasian mudah, dan lebih efektif dibandingkan dengan pesawat berpilot. Pesawat tanpa awak sengaja dibuat dengan bodi yang ringan serta aerodinamis.

Untuk mengetahui gaya aerodinamik serta tegangan pada bodi pesawat *skywalker* dan *reaper* auv, maka digunakan *software* ansys fluent 12.1.2 dan ansys. Tujuan dari tugas akhir ini Adalah membandingkan antara Kedua pesawat *drone*, meliputi kontur tekanan, koefisien tekanan (Cp), koefisien drag (Cd), koefisien *lift* (Cl), serta tegangan ijin ( $\sigma$ ), dan deformasi secara 3 dimensi dari *software* Ansys Fluent 12.1.2 dari Kedua pesawat.

Dari hasil analisa aliran yang melintas pada bodi pesawat *Skywalker* dan *Reaper*, koefisien drag (Cd) yang diperoleh selama simulasi pesawat *Skywalker* senilai 26.341796 N. sedangkan koefisien drag (Cd) yang diperoleh pesawat *Reaper* senilai 25.028787 N. koefisien *lift* (Cl) pada pesawat *Skywalker* senilai 79.2349 N. dan koefisien *lift* (Cl) pada pesawat *Reaper* senilai 54.736767 N.

# Kata kunci : kontur, tekanan, pressure coefficient $(C_P)$ , drag coefficient $(C_D)$ , lift coefficient (Cl) separasi, tegangan ijin $(\sigma)$ , deformasi.

# KATA PENGANTAR

Segala puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT yang telah memberikan segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dengan segala keterbatasannya dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Dalam terselesaikannya tugas akhir ini, penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu secara moral maupun materi, yakni:

- 1. **Bapak Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.** selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah banyak memberikan bimbingan dan ilmu mengenai Finite Element Method yang terkait dengan tugas akhir.
- 2. Bapak Ir. Heru Mirmanto, MT., Dr. selaku Ketua Program Studi Diploma III Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.
- 3. **Bapak Ir. Denny ME Soedjono, MT** selaku Koordinator Tugas Akhir Program Studi Diploma III Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.
- 4. **Para Dosen Penguji** selaku dosen yang memberikan kritik, saran, serta masukan yang sangat bermanfaat untuk penyepurnaan tugas akhir ini.
- 5. **Ayah, Ibu,** yang selalu memberikan do'a dan motivasinya. Tanpa do'a dan motivasi penulis tidak bisa menyelesaikan tugas akhir dengan baik.
- 6. **Bobby Setiawan** sebagai kakak yang selalu menjadi motivasi saya untuk terus menyelesaikan tugas akhir ini.
- 7. **Seluruh Dosen** dan **Karyawan** yang telah banyak membimbing penulis dalam menggali ilmu di D3 Teknik Mesin ITS.
- 8. **Ismail Maydiyanto dan Rangga Jayadi** yang telah membimbing dan memberikan pemahaman cara mengaplikasikan *software Fluent dan Gambit*.
- 9. **Tim mobil listrik NOGOGENI** yang berpartisipasi membantu menyelesaikan tugas akhir.
- 10. Seluruh teman-teman angkatan 2012, 2013, dan 2014 yang selalu membantu dan memberikan semangat kepada

penulis. Terimakasih atas segala kritik dan saran serta motivasi yang telah kalian berikan.

11. Semua pihak yang belum disebutkan di atas yang telah memberikan do'a, bantuan, dan dukungannya bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik dan tepat waktu.

Penulis mengharapkan kritik dan saran demi kesempurnaan tugas akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi pengembangan ilmu pengetahuan di masa depan.

Surabaya, Desember 2016

Penulis

# **DAFTAR ISI**

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	iv
KATA PENGANTAR	viii
DAFTAR ISI	X
DAFTAR GAMBAR	xii
DAFTAR TABEL	xvi
BAB I	
PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	2
1.3 Tujuan	2
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Manfaat Penulisan	3
1.6 Sistematika Penulisan	4
BAB II	
DASAR TEORI	5
2.1. Fluida	5
2.2. Sifat-sifat Fluida (udara)	7
2.3. Teori Aliran Eksternal	11
2.3.1. Terbentuknya Boundary Layer	11
2.3.2. Aliran Nonviscous dan Viscous	14
2.3.3. Separasi Aliran Pada Boundary Layer	15
2.4. Prinsip Dasar Aliran Angin pada Kendaraan	22
2.4.1. Pola Aliran di Sekitar Kendaraan	23
2.4.2. Pola Aliran di Bawah Permukaan Bodi	23
2.4.3. Pola Aliran di Ujung Sayap	24
2.5. Gaya Aerodinamika	26
2.5.1. Gaya Drag (Gaya Hambat)	26
2.5.2. Gaya <i>lift</i> (Gaya Hambat)	32
2.6. Pengaruh Bentuk Bodi Pesawat (fuselage)	33
2.7. Penelitian yang Relevan	34
2.7.1. Fluent	35
BAB III	
METODOLOGI PENELITIAN	41

3.1. Diagram Alir Penelitian 4	11
3.2. Diagram Alir Fluent 4	14
3.2.1. Geometri Pesawat Skywalker dan Reaper 4	45
3.2.2. Pemodelan dengan software solidwork 4	16
3.2.3. Meshing	16
3.2.4. Parameter Pemodelan 4	19
3.3. Processing atau Solving 5	51
3.4. Postprocessing	51
3.5. Diagram Alir Ansys	52
BAB IV	
ANALISA DAN PEMBAHASAN 5	57
4.1. Membuat Desain Pesawat dengan software CAD 5	57
4.1.1 Desain Pesawat Tanpa Awak Skywalker 5	57
4.1.2 Desain Pesawat Tanpa Awak Reaper	58
4.2. Meshing's Grid Value	58
4.2.1 Meshing's Grid Value Skywalker	58
4.2.2 Meshing's Grid Value Reaper	59
4.3. Iteration and Running Time 5	59
4.3.1 Iteration and Running Time Skywalker 5	59
4.3.2 Iteration and Running Time Reaper	50
4.4. Analisa Gaya Aerodinamika	51
4.4.1. Perhitungan Gaya Drag	51
4.4.2. Perhitungan Gaya <i>lift</i>	55
4.5. Analisa Pola Aliran Fluida 7	70
4.5.1 Analisa Pola Aliran Fluida Pesawat Skywalker 7	70
4.5.2 Analisa Pola Aliran Fluida Pesawat Reaper 7	75
4.6. Analis Kekuatan Struktur 8	31
4.6.1 Analisa Kekuatan Struktur Pesawat Skywalker 8	31
4.6.2 Analisa Kekuatan Struktur Pesawak Reaper 8	35

# BAB V

PENUTUP	
5.1. Kesimpulan	97
5.2. Saran	98
DAFTAR PUSTAKA	
LAMPIRAN	

# DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1.	Perbedaan sifat benda solid dengan fluida
	karena gaya geser 6
Gambar 2.2.	Boundary layer pada pelat datar 13
Gambar 2.3.	Teori terbentuknya boundary layer 14
Gambar 2.4.	Perbedaan antara fluida ideal dan viscous 15
Gambar 2.5.	Boundary layer flow dengan pressure
	gradient
Gambar 2.6.a	Aliran incompressible melewati bola 18
Gambar 2.6.b	Separasi aliran melewati benda streamline. 18
Gambar 2.7.	Pengukuran tekanan statis 19
Gambar 2.8.	Pengukuran tekanan stagnasi
Gambar 2.9.	Pengukuran tekanan stagnasi dan tekanan
	statis
Gambar 2.10.	Pola aliran udara 22
Gambar 2.11.	Pola aliran udara antara profil udara bebas dan
	permukaan 24
Gambar 2.12.	Pola aliran udara pada ujung sayap 25
Gambar 2.13.	Pola aliran udara pada gaya aerodinamika. 26
Gambar 2.14.	Hambatan udara pada bentuk airfoil 27
Gambar 2.15.	Control volume untuk memperoleh drag pada
	airfoil 2-Dimensi
Gambar 2.16.	Distribusi tekanan penyebab gaya angkat (lift
	force)
Gambar 2.17.	Perbedaan bentuk winglet pada bodi pesawat
Gambar 2.18.	Blok diagram simulasi dengan CFD 35
Gambar 3.1.	Pesawat skywalker 2-D 45
Gambar 3.2.	Pesawat reaper 2-D 45
Gambar 3.3.	Pesawat skywalker 3-D 46
Gambar 3.4.	Pesawat reaper 3-D 46
Gambar 3.5.	Hasil meshing 3-D 47
Gambar 3.6.	Kondisi batas pada ansys fluent 48
Gambar 3.7.	Hasil Interval Meshing pesawat skywalker. 49

Gambar 3.8.	Pemodelan dengan solidwork	53
Gambar 3.9.	Export dari solidwork	53
Gambar 3.10.	Meshing	54
Gambar 3.11.	Boundary condition	54
Gambar 3.12.	Pemberian pembebanan	55
Gambar 4.1.	isometric pesawat skywalker	57
Gambar 4.2.	Isometric pesawat reaper	58
Gambar 4.3.	Interval mesh 50mm skywalker	58
Gambar 4.4.	Interval mesh 50mm reaper	59
Gambar 4.5.	Proses iterasi pesawat skywalker	60
Gambar 4.6.	Proses iterasi pesawat reaper	60
Gambar 4.7.	Surface integrals	61
Gambar 4.8.	Reference values	62
Gambar 4.9.	Force report pada Ansys fluent	63
Gambar 4.10.	Report Force pada pesawt reaper	64
Gambar 4.11.	Force report pada Ansys fluent	66
Gambar 4.12.	Hasil <i>lift force report</i> pada Fluent	67
Gambar 4.13.	Hasli lift force report	68
Gambar 4.14.	Kontur tekanan statis tampak depan	70
Gambar 4.15.	Kontur tekanan statis tampak samping	71
Gambar 4.16.	Kontur tekanan statis tampak isometri	72
Gambar 4.17.	Velocity vector tampak atas	72
Gambar 4.18.	Volocity vector tampak samping	73
Gambar 4.19.	Kontur tekanan statis tampak depan	74
Gambar 4.20.	Kontur tekanan statis tampak samping	74

# DAFTAR TABEL

# BAB I PENDAHULUAN

#### 1.1 Latar Belakang

Perkembangan zaman dan teknologi menuntut manusia untuk selalu dinamis. Pesawat tanpa awak atau Pesawat nirawak, dalam Bahasa inggris UAV atau *Unmanned Aerial Vehicle*. adalah sebuah mesn terbaang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri. Menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan lainnya. Penggunaan terbesar dari pesawat tanpa awak ini adalah dibidang militer.

Pesawat tanpa awak memiliki bentuk, ukuran, konfigurasi, dan karakter yang berfariasi. Perkembangan kontrol otomatis membuat pesawat tanpa awak menjadi kompleks dan rumit. Pada bodi sendiri pesawat tanpa awak lebih ringan dan memiliki gaya aerodinamik yang lebih baik dari pada pesawat ber-pilot.

Ini yang menjadikan tugas akhir kami, dengan menganalisa aliran fluida yang melintasi bodi pesawat *Skywalker* dan *Reaper* dengan tampilan 3D dan kekuatan struktur dari Kedua pesawat. Fokus utama tertuju pada *leading edge* yang mana adalah bagian yang terkena oleh fluida pertama kalinya sehingga bentuk desain leading edge menetukan konfigurasi maupun pola aliran di belakangnya. Diharapkan juga bisa mendapatkan analisa terhadap *gaya drag* dan *lift* serta struktur *wake* sehingga nilai  $C_D, C_L$ , dan  $C_p$ dapat didapatkan dengan optimal. Dengan didapatkannya data yang optimal, sehingga dapat diintegerasikan dengan analisa kekuatan struktur.

#### 1.2 Perumusan Masalah

Dalam analisa aliran fluida dan analisa kekuatan struktur pesawat *skywalker* dan *reaper UAV*, muncul permasalahan yaitu

1. Bagaimana aliran fluida yang melintas pada bodi Kedua pesawat

- 2. Bagaimana deformasi dan tegangan yang terjadi pada Kedua pesawat dengan mengintegerasikan data aliran fluida
- 3. Bagaimana kemampuan Kedua pesawat dari data analisa fluida dan analisa kekuatan struktur dalam hal maneuver, ketahanan, dan kekuatannya..

# 1.3 Tujuan

Tujuan yang Ingin dicapai pada tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

- 1. koefisien  $drag(C_D)$  dan koefisien  $lift(C_L)$  pada kontur bodi bodi pesawat *Skywalker* dan pesawat *Reaper*.
- 2. Untuk mengetahui deformasi total dan tegangan rata-rata bodi pesawat yang terjadi berdasarkan analisa kekuatan struktur.
- 3. Untuk mengetahui kebutuhan pesawat mana yang lebih baik dalam hal kemampuan maneuver, ketahanan, dan kekuatan struktur

# 1.4 Batasan Masalah

Untuk memperkecil ruang lingkup dan untuk memudahkan dalam analisis masalah dibutuhkan adanya pembatasan masalah. Batasan masalah yang dipergunakan dalam penulisan tugas akhir ini antara lain:

- 1. Pemodelan dilakukan tanpa adanya eksperimen.
- 2. Kondisi steady state serta aliran incompressible
- 3. Menggunakan perangkat lunak analisa struktur dan analisa aliran udara.
- 4. Pengujian pada kondisi udara standart dengan menggunakan  $Re_{L=} 2.796837 \times 10^6$
- 5. Analisa 3D menggunakan model turbulenk-*ɛ realizable*, *boundary condition* untuk *inlet* adalah *velocity inlet* dengan kecepatan aliran udara masuk sebesar 25 m/s dan untuk *outlet* adalah *outflow* dan bodi pesawat *wall*.
- 6. Simulasi numerik dilakukan tanpa adanya roda, motor, atau aksesoris lain.

- 7. Pembahasan hanya pada pressure coeficient  $(C_P)$ , drag coefficient  $(C_D)$ , dan lift coefficient  $(C_L)$ .
- 8. Tidak membahas perhitungan elemen mesin
- 9. Tidak membahas validasi perhitungan ansys dengan perhitungan elemen mesin

# 1.5 Manfaat Penulisan

Manfaat yang dapat diambil dari penulisan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- 1. Mengetahui fenomena aliran secara fisis dari analisa aliran 3D disekitar bodi pesawat *Skywalker* dan pesawat *Reaper* melalui visualisasi aliran dengan perangkat lunak Ansys Fluent 12.1.2
- 2. Mampu memberikan sumbangsih nyata pada optimalisasi bodi kendaraan yang nantinya bisa digunakan sebagai rujukan pengembangan bodi pesawat *Skywalker* dan pesawat *Reaper*.
- 3. Untuk mengetahui gaya-gaya yang bekerja dan kekuatan struktur bodi pesawat *Skywalker* dan pesawat *Reaper* berdasarkan analisa ansys.
- 4. Untuk mengetahui deformasi bodi pesawat yang terjadi berdasarkan analisa ansys

# 1.6 Sistematika Penulisan

# BAB I PENDAHULUAN

Bab ini berisi tentang latar belakang penulisan, perumusan masalahyang dipilih, tujuan penulisan, manfaat penulisan, batasan permasalahan dan sistematika penulisan.

# BAB II DASAR TEORI

Bab ini berisi tentang persamaan - persamaan yang mendasari perumusan masalah, teori *external flow*, gaya hambat, gaya angkat, pengaruh bentuk bodi, dan pengenalan *software Ansys Fluent 12.1.2*.

#### BAB III METODE PENELITIAN

Bab ini menjelaskan langkah-langkah pemodelan melalui diagram alir, serta menguraikan pemodelan numerik yang dilakukan, mulai dari pembuatan geometri model uji, diskretisasi daerah analisa (*meshing*), pemodelan *Fluent* 12.1.2, analisa kekuatan struktur menggunakan software Ansys.

#### BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Bab ini menguraikan data yang diperoleh saat simulasi dilakukan yaitu berupa hasil *contour*, tekanan, grafik, *pressure coefficient* ( $C_P$ ), *drag coefficient* ( $C_D$ ), *lift coefficient* ( $C_L$ ), Tegangan ijin ( $\sigma$ ), dan deformasi bodi yang dihasilkan serta pembahasan data yang diperoleh selama percobaan dilakukan.

#### BAB V PENUTUP

Bab ini memaparkan kesimpulan yang diperoleh selama pembuatan tugas akhir ini yang merupakan ringkasan jawaban dari permasalahan yang dipilih. Dan berisikan saran-saran dari penulis.

# BAB II DASAR TEORI

# 2.1 Fluida

Mekanika Fluida adalah cabang ilmu yang mempelajari mengenai zat fluida bergerak atau diam serta gaya akibat yang ditimbulkan oleh fluida tersebut pada batasnya. Sedangkan fluida sendiri merupakan zat yang akan mengalami deformasi secara terus menerus jika diberikan tegangan geser (tangensial) tidak peduli seberapa kecil tegangan geser tersebut. Batas tersebut dapat berupa permukaan padat atau fluida lainnya.

Pembahasan tentang fluida yang bergerak yaitu dengan mengembangkan persamaan-persamaan dasar untuk pengetrapan teori analisis berdasarkan volume atur. Analisis didasarkan pada volume atur, karena: Pertama, fluida sebagai media dapat mengalami distorsi dan deformasi secara terus menerus dan oleh karenanya sangat sulit sekali untuk mengindentifikasikan suatu massa yang sama di setiap saat. Kedua, lebih sering berurusan dengan pengaruh dari gerakan fluida secara menyeluruh terhadap suatu peralatan maupun terhadap bangunan konstruksi tertentu. Ketiga, lebih sering berurusan dengan pengaruh dari gerakan fluida secara menyeluruh terhadap suatu peralatan maupun terhadap bangunan konstruksi tertentu.

Secara umum terdapat perbedaan antara fluida denganbenda solid, dimana benda solid tidak terjadi deformasi secara kontinyu selama gaya (F) yang dikenakan lebih kecil dibanding batas elastisnya. Sedangkan fluida sendiri akan mengalami deformasi secara terus menerus jika di berikan tegangan geser (tangensial) seiring berjalannya waktu, seberapa kecil tegangan geser tersebut tidak akan berpengaruh. Kondisi di lapangan menyatakan bahwa jika fluida berada dalam keseimbangan, fluida tidak dapat menahan gaya tangensial atau gaya geser.Berikut merupakan visualisasi sifat fluida jika dibandingkan dengan benda solid.



Gambar 2.1Perbedaan sifat benda solid dengan fluida karena gaya geser (Fox And McDonald's, 8<sup>th</sup> edition)

Fluida memiliki sifat mengikuti perubahan bentuk wadah serta kemampuannya untuk mengalir menuju suatu tempat. Sifat ini dikarenakan salah satu dari sifat ketidakmampuan fluida melawan tegangan geser (*shear stress*) yang terjadi khususnya dalam kondisi *static equilibrium*.

Berdasarkan pergerakan partikelnya, aliran fluida dibedakan menjadi aliran *laminar* dan *turbulen*. Aliran *laminar* merupakan aliran fluida yang bergerak dengan kondisi lapisan-lapisan (laminalamina) yang membentuk garis-garis alir dan tidak berpotongan satu sama lain. Aliran *turbulen* adalah aliran fluida yang partikelpartikelnya bergerak secara acak dan tidak stabil dengan kecepatan berfluktuasi yang saling interaksi. Akibat dari hal itu maka garis alir antar partikel fluidanya akan saling berpotongan. Untuk menentukan aliran fluida tersebut aliran *laminar* ataupun aliran *turbulen* dapat dilihat dari nilai bilangan *reynold* –nya, pada *externalflow* (aliran tersebut melewati suatu *contourbody* yang berada pada aliran fluida tanpa batas), pada aliran *laminar* bilangan *reynold* – nya  $\leq 5 \times 10^5$ , dan pada aliran turbulen bilangan *reynold* – nya.

Kemudian aliran fluida diklasifikasikan berdasarkan perubahan terhadap waktu yaitu aliran tunak (*steady flow*) dan 6

aliran tak tunak *(unsteady flow)*. Aliran tunak *(steady flow)* terjadi jika kondisi fluida pada titik manapun tidak terjadi perubahan kecepatan terhadap waktu dengan jangka waktu yang tidak terbatas dan dapat dinotasikan dengan  $\frac{\partial v}{\partial t} = 0$ , apabila pada kondisi kecepatan aliran berubah terhadap waktu  $\frac{\partial v}{\partial t} \neq 0$ , maka aliran tersebut digolongkan menjadi aliran tak tunak *(unsteady flow)*.

Udara adalah suatu zat yang memiliki densitas dan viskositas. Densitas tergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Pada umunya kendaraan di jalanmelaju dengan kecepatan dibawah sepertiga kecepatan suara. Pada batas kecepatan tersebut harga variasi tekanan dan temperatur dalam aliran dengan harga *freestream* sangat kecil, oleh karena itu perubahan pada densitas dapat diabaikan. Dengan demikian aliran fluida berupa udara yang mengalir di sekeliling kendaraan dapat dikategorikan sebagai aliran fluida *incompressible*.

Properti lain dari udara adalah viskositas. Properti ini dikarenakan oleh gesekan molekuler antar partkel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum, karena adanya *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Viskositas yang dimiliki fluida ini dapat menyebabkan terjadinya *friction drag* sehingga timbul gradien kecepatan pada dinding.

# 2.2 Sifat-sifat Fluida (udara)

Udara adalah fluida yang memiliki densitas dan viskositas. Densitas ( $\rho$ ) didefinisikan sebagai massa persatuan volume. Properti ini tergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Kendaraan di jalan pada umumnya berjalan dengan kecepatan dibawah sepertiga kecepatan suara. Pada batas kecepatan tersebut harga variasi tekanan dan temperatur dalam aliran dengan harga *freestream* sangat kecil, oleh karena itu perubahan pada densitas dapat diabaikan. Dengan demikian aliran udara yang mengalir di sekeliling kendaraan dapat dikategorikan sebagai aliran fluida *incompressible*. Untuk kondisi standar, P = 1 atm dan T = 288 K, harga densitas atau  $\rho = 1,2250$  kg/m<sup>3</sup>.

Properti lainnya dari udara adalah viskositas. Properti ini disebabkan oleh gesekan molekuler antara partkel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum karena *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Pada kondisi standar viskositas  $\mu = 1,7894 \times 10^{-5}$  Ns/m<sup>2</sup> dan  $\upsilon = 1,4607 \times 10^{-5}$  m<sup>2</sup>/s. Viskositas yang dimiliki fluida ini menyebabkan terjadinya *friction drag* sehingga timbul gradien kecepatan pada dinding.

#### a) Densitas

Densitas ( $\rho$ ) atau kerapatan suatu zat adalah ukuran untuk kosentrasi zat tersebut yang dinyatakan dalam massa persatuan volume pada atmosfer bumi. Properti ini bergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Densitas dinyatakan dalam tiga bentuk, yaitu:

# 1) Densitas Massa

Densitas massa merupakan perbandingan jumlah massa dengan jumlah volume. Densitas massa dapat dirumuskan dalam bentuk persamaan:

Dimana: m = massa (kg)

 $\forall$  = volume (m<sup>3</sup>)

 $\rho$  = massa jenis (kg/m<sup>3</sup>)

Harga standarnya pada tekanan P =  $1,01325 \times 10^5$  N/m<sup>2</sup> dengan temperatur 288,15 K sehingga densitas udara 1,225 kg/m<sup>3</sup> dan untuk air adalah 1000 kg/m<sup>3</sup>.

2) Berat Spesifik

Didefinisikan sebagai gaya gravitasi terhadap massa yang terkandung dalam sebuah satuan volume zat.

Dimana:  $\gamma$  = berat spesifik (N/m<sup>3</sup>)

Untuk (,  $\gamma$   $_{udara}$  = 12,07 N/m³) dan ( $\gamma$   $_{air}$  = 9,81 x 10^3 N/m³).

3) Densitas Relatif (Spesific Grafity)

Densitas relatif disebut juga *spesific grafity* (SG) yaitu perbandingan antara berat spesifik suatu zat dengan berat spesifik air. Karena kerapatan semua zat cair bergantung pada temperatur serta tekanan, maka temperatur zat cair yang dipertanyakan, serta temperatur air dijadikan acuan, harus dinyatakan untuk mendapatkan harga-harga gravitasi yang tepat.

$$SG = \frac{\gamma_{zat}}{\gamma_{air}}$$
.....(2.3)

#### b) Viskositas

Viskositas merupakan pengukuran ketahanan fluida terhadap deformasi, sedangkan viskositas sendiri disebabkan oleh gesekan molekuler antara partkel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum karena *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Viskositas dinyatakan dalam dua bentuk yaitu:

#### *1)* Viskositas Dinamis (μ)

Viskositas dinamis merupakan perbandingan tegangan geser dengan laju perubahannya, besarnya viskositas udara bervariasi dan dipengaruhi temperatur. Pada kondisi standar(temperatur kamar 26,5°C) besar viskositas dinamik adalah

 $\mu_{air} = 8.6 \text{ x } 10^{-4} \text{ Ns/m}^2 \text{ dan } \mu_{udara} = 1.7894 \text{ x } 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$ 

#### 2) Viskositas Kinematik ( $\nu$ )

Merupakan perbandingan viskositas dinamik ( $\mu$ ) terhadap kerapatan ( $\rho$ ) :

Viskositas kinematik muncul dalam banyak terapan, misalnya dalam bilangan *reynold* yang tanpa dimensi.Untuk  $v_{air}$ 

pada temperatur 26,5°C ialah 8,6 x 10<sup>-7</sup> m<sup>2</sup>/s dan  $v_{udara}$ 1,4607x10<sup>-5</sup> m<sup>2</sup>/s

#### **Bilangan** Reynolds **c**)

Kondisi aliran laminar atau turbulen dapat dinyatakan dengan bilangan Reynolds untuk aliran incompressible. Jenis lapis batas pada aliran udara yang mengaliri suatu obyek juga sangat ditentukan oleh bilangan Reynolds (Re). Hal ini dapat dijelaskan bahwa dalam lapis batas, gaya geserdan gaya inersia sangat penting. Sedangkan bilangan Reynolds sendiri mengambarkan perbandingan antara gaya inersia terhadap gaya geser vang mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu.

(2.5)dimana : Gaya Inersia  $= p x A = \rho U_{\infty}^2 L^2$ Gaya Geser  $= \tau x A = \left(\frac{\mu U_{\infty}}{L}\right) L^2$ 

Sehingga,

Untuk aliran eksternal

dimana : ρ

 $U_{\infty}$ : Kecepatan aliran *free stream* fluida

L : Panjang karakteristik yang diukur pada medan aliran, dalam kasus ini digunakan diameter hidrolis, yaitu Dh

: Viskositasdinamis fluida μ

• <u>Untuk aliran internal</u>

Diameter hidrolis (D<sub>h</sub>) digunakan untuk perhitungansaluran yang tidak berbentuk bundar. Diameter hidrolis dapat didefinisikan sebagai

 $D_{h} = \frac{4.A}{P}$ Dimana : A = Luas penampang P = keliling penampang

Sehingga,

# 2.3 Teori Aliran Eksternal

Suatu aliran disebut sebagai aliran eksternal(*external flow*) bila aliran tersebut melewati suatu *contour body* yang berada pada aliran fluida tanpa adanya batas yang mengurung.*Eksternal flow* sendiri adalah aliran fluida yang tidak dibatasi oleh permukaan benda, namun seakan – akan permukaan bendalah yang dibatasi oleh aliran fluida tersebut.

# 2.3.1 Terbentuknya Boundary Layer

Suatu aliran disebut sebagai aliran eksternal(*external flow*) bila aliran tersebut melewati suatu *contourbody* yang berada pada aliran fluida tanpa adanya batas yang mengurung. Sebagai contoh aliran eksternal adalah aliran fluida yang melewati sisi luar dari permukaan lengkung dan pelat datar (*semi-infinite flat plate*).

*Boundary layer* (lapis batas) merupakan lapisan tipis pada solid surface yang terbatas daerah sangat sempit dekat permukaan kontur dengan kecepatan fluida tidak uniform dikarenakan tegangan geser yang muncul akibat viskositas.

Dari penjelasan di atas, aliran melintasi suatu kontur diklasifikasikan menjadi dua daerah yaitu :

- 1. Daerah di dalam lapis batas (dekat permukaan kontur) dengan efek viskositas yang sangat berpengaruh (*viscous flow*).
- 2. Daerah di luar lapis batas dengan efek viskositas diabaikan (*nonviscous flow*).

Saat aliran fluida nyata dari free stream menuju suatu contour body, fluida akan mengalami perubahan kecepatan dari keadaan *uniform*  $(U_{\infty})$  ke kondisi aliran yang mempunyai distribusi kecepatan (velocity distribution). Hal ini terjadi karena pengaruh dari viskositas fluida dan *contourbody* vang dilewatinya. Distribusi kecepatan diawali dari suatu titik di permukaan padat, dimana harga kecepatannya nol (zero velocity). Kemudian menjadi semakin besar ketika menjauhi permukaan kontur bodi. Pengaruh tegangan geser akan hilang pada posisi tertentu sehingga kecepatan fluida mencapai harga kecepatan fluida non viscous ( $u = 0.99 U_{\infty}$ ). Posisi tersebut merupakan batas daerah viscous dengan bagian non viscous. Jarak yang terukur dari permukaan padat arah normal hingga pada posisi tersebut diesbut dengan tebal lapis batas (boundary *layer thickness*,  $\delta$ ). Dimana tebal lapis batas akan meningkat seeiring dengan bertambah jarak lintasan yang dilalui oleh fluida.

Secara umum terjadinya *Boundary Layer* disebabkan oleh *fluida* yang menabrak suatu kontur permukaan padat, karena melewati kontur itulah terjadi perbedaan Cp di setiap titik yang menimbulkan  $C_D$  dan  $C_L$ .

Struktur *boundary layer flow* dapat digambarkan dengan mengamati gerakan partikel fluida. Saat mengalir diluar *boundary layer*, partikel mempertahankan bentuk asalnya sambil bergerak translasi namun tidak berotasi dan efek *viscosity* dapat diabaikan. Kondisi dengan *zero vorticity* ini dinamakan *irrotational*.

Gangguan mulai terjadi saat partikel memasuki boundary layer karena adanya velocity gradient dan efek viscosity. Akibatnya, selama bergerak translasi, partikel fluida juga begerak rotasi. Dengan demikian vorticity-nya tidak sama dengan nol (non zero vorticity). Kondisi ini dinamakan rotational.



Gambar 2.2 *Boundary layer* pada pelat datar (Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Gambar di atas menunjukkan suatu pengembangan boundary layer sepanjang permukaan pelat. Pada daerah ini terjadi dua bentuk aliran. Awalnya aliran adalah laminar sepanjang jarak tertentu dari leading edge, kemudian terjadi suatu transisi aliran yang akhirnya akan berubah menjadi turbulen. Untuk aliran incompressible melewati smooth flate plate(zero pressure gradient), perubahan dari laminar ke turbulen dapat dipengaruhi oleh Reynolds number,

$$\operatorname{Re}_{x} = \frac{\rho U_{\infty} \cdot x}{\mu}$$
(Barnard R.H, 1996) (2.9)

Studi kasus terbentuknya boundary layer akan dijelaskan pada gambar berikut :



Gambar 2.3 Teori terbentuknya boundary layer

Aliran diawali dengan aliran *laminar* yang menghasilkan lapisan batas *laminar* berupa kurva AB dengan distribusi bersifat parabolis. Aliran yang dilanjutkan bersifat turbulen dengan titil perubahan pada titik perubahan pada titik B. Garis BC merupakan lapisan batas turbulen dengan distribusi bersifat logaritmis. *Sub lapisan laminar*akan terbentuk apabila permukaan saluran relatif halus dengan kecepatan rendah. Di dalam sub lapisan ini aliran bersifat *laminar* dan di atasnya merupakan zona peralihan dari sifat *laminar* ke *turbulen*. Lapisan batas *turbulen CD* dengan pola tertentu akan terbentuk apabila aliran seragam sepanjang saluran.

# 2.3.2 Aliran Nonviscous dan Viscous

Pada dasarnya aliran terbagi atas dua jenis yaitu aliran viscous dan aliran non viscous. Aliran non viscous bukan berarti bahwa aliran tidak mempunyai viskositas atau  $\mu = 0$ , tetapidikarenakan setiap fluida pastimempunyai viskositas tertentu. Aliran non viscous adalah aliran yang mempunyai gradien kecepatan mendekati nol atau tegangan gesernya mendekati nol. Sedangkan untuk aliran viscous, efek dari viskositasnya akan mengikutkan tegangan geser antara partikel fluida dengan permukaan padat yang dilaluinya.

Pada aliran fluida ideal, semua partikel akan bergerak pada kecepatan yang sama, tetapi pada aliran *viscous* yang mengikutkan tegangan geser akan menjadikan profil kecepatan fluidanya akan menjadi tidak seragam seperti gambar 2.3 dibawah ini.



Gambar 2.4 Perbedaan antara fluida ideal dan *viscous* (Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Untuk aliran *viscous*, kecepatan fluida tepat berada diatas permukaan padat sama dengan nol. Semakin jauh dari permukaan padat, maka secara bertahap tegangan geser yang terjadi semakin berkurang. Sehingga berangsur-angsur juga kecepatan aliran akan menjadi semakin besar. Dan pada titik tertentu pengaruh tegangan geser terhadap aliran akan hilang, sehingga kecepatan aliran akan mencapai harga yang sama dengan aliran bebasnya.

### 2.3.3 Separasi Aliran Pada Boundary Layer

Dalam *boundary* layer akan ditemukan suatu fenomena yang disebut dengan separasi. Separasi ini mengakibatkan aliran yang terbalik arahnya dari aliran utama. Separasi merupakan peristiwa dimana aliran fluida terpisah dari permukaan benda. Proses separasi diawali dengan adanya aliran fluida yang terus menerus mengalami peerubahan karena adanya gaya gesek. Akibat adanya gaya gesek tersebut, momentum aliran akan berkurang sampai suatu saat momentum alirannya sudah tidak bisa mengatasi hambatan sehingga aliran fluida akan terpisah dari permukaan benda, Padatitik dimana separasi terjadi, *gradient* tekanan pada permukaan bodi adalah nol dan aliran fluida di belakang titik separasi arahnya berlawanan dengan aliran utama.



Gambar 2.5 *Boundary layer flow* dengan *pressure gradient*. (Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Separasi sangat dipengaruhi oleh *gradient* tekanan sepanjang aliran, khususnya oleh *adverse pressure gradient*, yaitu tekanan yang semakin meningkat sejajar dengan arah aliran sepanjang permukaan benda kerja  $\frac{dP}{dx} > 0$ . Pada daerah *adverse pressure gradient*, aliran fluida akan mengalami hambatan selain karena adanya gaya gesek juga karena adanya kenaaikan tekanan pada arah aliran fluida. Pada saat momentum fluida sudah tidak dapat melawan hambatan ini, aliran fluida tidak akan bisa bergerak lebih jauh sepanjang permukaan benda hingga aliran akan mengalami separasi.

### a) Separasi Aliran Dua-Dimensi (2D)

Separasi aliran fluida dua dimensi membawa kerugian pada aliran *laminar* atau aliran yang dalam kondisi paralel. Aliran *laminar* dua dimensi tersebut akan dirusak oleh efek friksi dan adanya *adverse pressure gradient* pada permukaan dari solid. Separasi ini dimulai pada titik dimana perubahan kecepatan ke arah y sama dengan nol. Hal ini dapat dilihat dalam gambar 2.4.

Vorticity yang terjadi pada titik ini sangat besar sehingga momentum yang ada mulai dirusak vorticity tersebut dan terjadilah vortex. Vortex merupakan daerah di belakang daerah separasi. Ada dua daerah yang ada pada daerah separasi ini yaitu daerah laminar yang terseparasi dan daerah resirkulasi. Daerah separasi tersebut semakin ke belakang semakin besar sampai pada suatu titik dimana alirannya sudah kembali ke kondisi pararel (alirannya sudah pararel), dan hal ini dikenal dengan reattachment. Pada titik ini momentum yang terdapat di dalam aliran fluida ini sudah dapat mengatasi adverse pressure gradient yang terjadi sebelumnya atau dengan kata lain momentumnya sudah mendapatkan tambahan kembali dari kondisi freestream-nya. Namun aliran ini sudah berubah menjadi aliran yang turbulen karena penambahan momentum yang ada tersebut melebihi dari kondisi laminar-nya. Pada titik ini momentum yang terdapat di dalam aliran fluida ini sudah dapat mengatasi adverse pressure gradient yang terjadi sebelumnya atau dengan kata lain momentumnya sudah mendapatkan tambahan kembali dari kondisi freestream-nya. Namun aliran ini sudah berubah menjadi aliran yang turbulen karena penambahan momentum yang ada tersebut melebihi dari kondisi laminar-nya Aliran yang turbulen ini baik sekali untuk mengatasi adverse pressure gradient.

Kecepatan yang mengelilingi silinder meningkat sampai suatu titik maksimum D dan kemudian berkurang saat bergerak lebih jauh kebelakang dari titik D. Titik D disebut titik separasi (*separation point*), dimana partikel fluida mndorong objek dan menyebabkan terjadinya *wake*.

Pada suatu aliran *inviscid* peningkatan distribusi kecepatan dihubungkan oleh pengurangan distribusi tekanan pada aliran yang melintasi profil silinder tersebut. Sehingga pada suatu aliran *incompressible inviscid flow* yang melintasi silinder, distribusi tekanan disepanjang permukaan dari silinder berkurang saat berjalan dari A-D dan akan meningkat lagi saat bergerak dari D-E. Pada aliran *viscous steady incompressible* bentuk aliran akan tampak seperti gambar berikut ini :



Gambar 2.6(a.) Aliran *incompressible* melewati bola *(sphere)*(b.) Separasi aliran melewati benda *streamline*(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Pada gambar 2.6b bagaimana bentuk streamline bekerja. Gaya drag pada kebanyakan aerodinamik karena tekanan rendah pada *wake*: jika *wake* dapat dikurangi atau dihapus, drag akan dapat banyak dikurangi. Jika kita membuat bola menyerupai bentuk air mata pada gambar 2.6b streamline terbuka, dan tekanan akan meningkat dengan pelan, seperti memperpanjang aliran sehingga partikel aliran tidak didorong untuk memisahkan dari objek sampai mencapai akhir dari objek. *Wake* yang terjadi lebih kecil, sehingga mengurangi tekanan drag. Hanya satu aspek negatif dari *streamline* ini adalah luas permukaan total dengan gesekan terjadi lebih besar, sehingga drag karena gesekan akan sedikit berkurang.

Namun pada aliran setelah titik B tekanan akan meningkat dalam arah aliran sehingga pada beberapa titik momentum aliran dari fluida didalam *boundary layer* tidak cukup untuk membawa elemen jauh kedalam daerah peningkatan tekanan sehingga aliran fluida yang berdekatan pada permukaan akan mengalami pemecahan ke arah balik dan aliran akan terseparasi dari permukaan. Hasil dari separasi *boundary layer* pada daerah *relative* tekanan rendah dibelakang body yang mana momentum alirannya tidak mencukupi disebut *wake*.

# 2.4 Prinsip Dasar Aliran Angin pada Sayap

Secara umum fenomena aliran pada pesawat dapat dikategorikan dalam 2 aliran yaitu aliran *external* dan aliran *internal*. Aliran *external* adalah aliran udara yang terletak di sekitar *fusalage* dan aliran udara yang masuk ke dalam bagian mesin. Aliran *internal* adalah aliran yang terletak dalam bagian permesinan misalnya proses aliran fluida di dalam mesin



Gambar 2.10 Pola aliran udara (Nugroho, F. 2009)

Pola aliran di sekitar bodi pesawat dapat dilihat pada gambar 2.10. Pada gambar ini menggambarkan terjadinya gaya dan momen aerodinamis pada sayap yang nantinya juga akan berpengaruh terhadap gaya hambat (*drag*) dari pesawat.

# 2.5 Gaya Aerodinamika

Merupakan gaya-gaya yang diterima oleh satu bodi akibat fluida yang mengalir . Dengan adanya fluida ang mengalir maka mendapat gaya tekan dan geser. Akibatnya gaya-gaya teresebut membentuk resultan gaya yang disebut gaya aerodinamika. Untuk resultan yang searah dengan aliran disebut gaya drag, sedangkan gaya yang tegak lurus aliran adalah gaya lift.



Gambar 2.13 Pola aliran udara pada gaya aerodinamika (Nugroho, F. 2009)

# 2.5.1 Gaya Drag (Gaya Hambat)

Gaya hambat (*drag*) adalah gaya yang bekerja dalam arah horizontal (pararel terhadap aliran) dan berlawanan arah dengan arah gerak maju kendaraan. Besarnya gaya hambat (*drag*) untuk setiap bentuk kendaraan berbeda satu dengan yang lainnya, dan ini tergantung pada faktor koefisien *drag* atau C<sub>D</sub>. selain itu juga dipengaruhi oleh luasan frontal dari kendaraan, dan tekanan dinamik.

Adapun perumusan gaya hambat (*drag*) pada pesawat adalah sebagai berikut:

$$F_D = \frac{1}{2} C_d . \rho N_a^2 . A_f \qquad (2.12)$$
  
Dimana: A=Luas frontal  
 $\rho$ =Densitas udara

V=Kecepatan pesawat relative terhadap udara

Hubungan antara koefisien drag (C<sub>D</sub>) dan luas frontal pesawat (A) disebut dengan faktor bentuk atau *shape factor*. Pertimbangan untuk sebuah bodi dua dimensi di dalam suatu aliran, seperti pada gambar 2.14. *control volume* digambarkan di sekeliling sayap yang ditunjukkan dengan garis putus-putus. Control volume dibatasi oleh.

1. *Upper* dan *lower streamline* yang letaknya jauh di atas dan di bawah sayap (ab dan hi secara berturut-turut)

- 2. Garis yang tegak lurus terhadap kecepatan aliran yang letaknya jauh di muka (di depan) dan di belakang bodi (ai dan bh secara berturut-turut)
- 3. Potongan yang mengelilingi dan membungkus permukaan sayap (cdfg).



Gambar 2.15 *Control volum*e untuk memperoleh drag pada *airfoil* 2-Dimensi (Anderson John D. JR, 1988)

Keseluruhan *control volume* adalah garis yang terhubung antara titik *abcdefghia*. Lebar control volume pada *z*-*direction* (tegak lurus terhadap halaman ini) secara kesatuan. *Station* 1 dan 2 adalah *inflow* dan *outflow station* secara berurutan.

Asumsikan kontur *abhi* cukup jauh dari bodi seperti halnya tekanan yang dimana pun besarnya sama dengan yang ada pada *abhi* dan jumlahkan terhadap tekanan *freestream*  $p = p_{\infty}$ . Asumsikan juga bahwa *velocity inflowu*<sub>1</sub> adalah aliran *uniform* yang melewati titik *ai*. *Velocity outflow u*<sub>2</sub> bukan aliran uniform, aliran ini melewati titik *bh*, karena adanya bodi membuat terbentuknya *wake* pada *outflow station*. Bagaimanapun asumsikan bahwa keduanya  $u_1$  dan  $u_2$  berada pada *x-direction*karena itu  $u_1$ = konstan dan  $u_2$ = f(y).

Keseluruhan dari gaya-gaya permukaan pada *control volume*,berasal dari dua kontribusi yaitu:

1. Distribusi tekanan pada permukaan abhi.

$$-\iint_{abhi} p.ds$$

2. Gaya permukaan pada *def* yang muncul karena keberadaan bodi.

Dari kedua pandangan di atas, maka total gaya permukaan yang bekerja pada keseluruhan *control volume* adalah,

surface force = 
$$-\iint_{abhi} p.dS - R'$$
..... (2.13)

Persamaan tangan kanan adalah gaya yang bekerja pada aliran yang bergerak melalui *control volume*. Untuk *control volume* pada gambar 2.15, gaya ini secara sederhana ditunjukkan oleh persamaan (2.13). Oleh karena persamaan tangan kanan diterapkan terhadap persamaan (2.13), sehingga

$$\frac{\partial}{\partial t} \oiint_{V} \rho.V.dV + \oiint_{S} (\rho.V.dS)V = -\iint_{abhi} p.dS - R' \dots (2.14)$$

Asumsikan kondisi steady flow, maka menjadi

$$R' = -\iint_{S} (\rho V.dS) V - \iint_{abhi} p.dS \dots (2.15)$$

Ingat bahwa kecepatan *inflow* dan *outflow*,  $u_1$  dan  $u_2$  berada pada *x*-direction dan komponen x dari R' adalah drag aerodinamik per unit span D'.

$$D' = - \oint_{S} (\rho V.dS) u - \iint_{abhi} (p.dS)_{x} \dots \dots \dots \dots (2.16)$$

Untuk tekanan konstan,

$$\iint_{abhi} (p.dS)u = 0 \dots (2.17)$$

Kemudian substitusikan persamaan (2.16) dan persamaan (2.17),

$$D' = - \oint_{S} (\rho V.dS)u \dots (2.18)$$

Diketahui bahwa ai dan bh berorientasi pada *y*direction. Control volume juga mempunyai kedalaman pada *z*direction. Sehingga dS = dy (1). Persamaan integral pada (2-11) menjadi,

$$\oint_{S} (\rho V.dS) u = -\int_{i}^{a} \rho_{1} u_{1}^{2} dy + \int_{h}^{b} \rho_{2} u_{2}^{2} dy \dots \dots \dots \dots (2.19)$$

Sebelum melangkah lebih jauh lagi, pertimbangkan kembali bentuk persamaan kontinuitas untuk aliran *steady*. Kemudian diterapkan pada *control volume* pada gambar 2.19, sehingga persamaan kontinuitas tersebut menjadi,

$$-\int_{i}^{a} \rho_{1} u_{1} dy + \int_{h}^{b} \rho_{2} u_{2} dy = 0$$
$$\int_{i}^{a} \rho_{1} u_{1} dy = \int_{h}^{b} \rho_{2} u_{2} dy \dots \dots \dots \dots (2.20)$$

Persamaan (2.20) dikalikan dengan  $u_1$ ,

$$\int_{i}^{a} \rho_{1} u_{1}^{2} dy = \int_{h}^{b} \rho_{2} u_{2} u_{1} dy \dots \dots (2.21)$$

Substitusi persamaan (2.21) dengan persamaan (2.19),

$$\oint_{S} (\rho V.dS)u = -\int_{h}^{b} \rho_2 u_2 u_1 dy + \int_{h}^{b} \rho_2 u_2^2 dy$$
Atau 
$$\oint_{S} (\rho V.dS) u = -\int_{h}^{b} \rho_2 u_2(u_1 - u_2) dy \dots (2.22)$$

Substitusi persamaan (2.22) dengan persamaan (2.19),

$$D' = \int_{h}^{b} \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad \dots \quad (2.23)$$

Untuk aliran *incompressible*, diketahui bahwa  $\rho$  = konstan. Maka untuk kasus ini persamaan (2.23) menjadi,

$$D' = \rho \int_{h}^{b} u_2(u_1 - u_2) dy$$
 .....(2.24)

(Barnard R.H. 1996)

Gaya aerodinamik*drag* selain bergantung pada koefisien *drag* dan hubungannya seperti rumusannya di atas, itu masih juga dipengaruhi oleh faktor-faktor seperti sifat turbulensi aliran dan bilangan *reynold*. Ketergantungan pada bilangan *reynold* ini mempunyai arti bahwa koefisien *drag* bervariasi sesuai dengan kecepatan. Tetapi pengaruh ini menjadi tidak signifikan apabila kecepatan pesawat telah melewati kecepatan normal *cruising*. Hanya dalam pengujian model kendaraan yang dilakukan di terowongan angin atau *wind tunne*l, faktor bilangan *reynold* menjadi sangat penting.

Gaya hambat atau *drag force* yang terjadi pada kendaraan menurut **Barnard (1996)** sumbernya berasal dari *surface friction drag, pressure* atau *form drag, trailing vortex drag, extrencencedrag, drag* karena roda, dan *drag* karena sistem pendingin. Namun pada analisa gaya *drag* sudut pandang 2 dimensi *drag* karena roda, dan *drag* karena sistem pendingin diabaikan. Hal ini diakibatkan bentuk model uji yang minim dan tidak adanya peralatan tersebut.

#### a) Surface friction drag

Pengaruh *surface friction drag* terhadap koefisien *drag* relatih kecil. Menurut **Barnard**(1996) yang mengutip dari hasil penelitian **Carr** (1983) bahwa besarnya sekitar 0,04 dari harga  $C_D$  keseluruhan untuk profil yang halus, dan sekitar 0,11 untuk profil yang kasar.

#### b) Pressure atau form drag

Aerodinamik *drag* pada pesawat sebagian besar disebabkan oleh perbedaan tekanan yang terjadi antara permukaan bagian belakang yang rata-rata lebih rendah dari permukaan bagian depan. Distribusi tekanan yang terjadi disekeliling pesawat dipengaruhi oleh interaksi beberapa faktor, yang terutama adalah lapisan batas atau *boundary layer*.

#### c) Trailing vortex drag

Aliran yang mengalir pada suatu pesawat sebenarnya adalah tiga dimensi. Konsekuensinya terjadi tekanan yang rendah pada permukaan bagian atas dibandingkan dengan bagian bawah. Akibatnya timbul gaya angkat atau *lift force*. Selain itu udara cenderung mengalir dari sisi bawah yang bertekanan tinggi ke bagian atas yang bertekanan rendah, sehingga timbul *vortices* pada daerah *wake*. *Vortices* ini disebut dengan *trailing vortices*. Terbentuknya trailing *vortices* menghabiskan momentum aliran yang cukup besar sehingga ini juga merupakan sumber dari *drag*.

Pada proses terjadinya pusaran atau *vortice* ini banyak energi yang terpakai, sehingga hal ini juga merupakan sumber *drag*.

#### d) Extrencence drag

Banyaknya bagian yang menonjol yang terdapat pada permukaan *fuselage* sehingga membentuk celah, seperti kaca dan *landing gear* dapat menyebabkan terjadinya separasi lokal yang akhirnya juga menimbulkan aliran *vortice*. Akibatnya dapat menghasilkan *drag*. Selain itu *drag* dapat juga terjadi karena bagian yang menonjol tersebut dapat mempengaruhi transisi dari lapisan batas, sehingga timbulnya separasi pada aliran utama.

#### 2.5.2 Gaya *Lift* (Gaya Angkat)

Perbedaan bentuk antara permukaan atas dan bagian bawah pesawat menyebabkan aliran udara pada permukaan atas lebih cepat daripada aliran udara pada permukaan bawah, sehingga tekanan pada permukaan atas pesawat lebih rendah daripada tekanan permukaan bawah.

Faktor lain adalah bentuk *airfoil* dan komponen lain yang memperlambat aliran di bawah sehingga memperbesar tekanan aliran permukaan sayap bawah. Karena itu tekanan yang bekerja pada bagian bawah pesawat secara umum lebih besar dari tekanan yang bekerja pada bagian atas pesawat sehingga menimbulkan terbentuknya gaya angkat karena adanya desakan aliran udara dari permukaan bawah ke permukaan atas pesawat.



"Longer Path" or "Equal Transit" Theory



Gaya ini bekerja dalam arah vertikal dan biasanya arah ke atas ditandai sebagai arah positif dan ke bawah sebagai arah negatif. Gaya *lift* secara total dapat dirumuskan sebagai berikut:

Dimana:  $C_L$  = koefisien gaya angkat.

# 2.6 Pengaruh Bentuk Bodi Pesawat (fuselage)

Banyak problema di dalam bidang aerodinamika yang tidak bisa diselesaikan hanya dengan perhitungan analitis dan matematis saja tetapi harus menggunakan berbagai macam eksperimen untuk membantu memecahkan permasalahan dan menunjang teori dasar yang telah ada. Dari hasil eksperimen dapat diambil suatu kesimpulan yang nantinya berguna untuk memecahkan problema aerodinamika.

Pada dasarnya proses perancangan bentuk bodi pesawat dapat dibagi dalam 5 tahap yaitu *basic body*, *basic shape*, *basic model*, *styling model*, dan tahap akhir yaitu *production*.



Gambar 2.17 perbedaan bentuk winglet pada bodi pesawat

Analisa yang dilakukan oleh berbagai ahli aerodinamika terhadap bentuk bodi pesawat dilakukan dengan melakukan riset pengujian terhadap berbagai macam komponen bodi pesawat, berat pesawat, dan pengaruhnya terhadap beban angin.

# 2.7 Dinamika Aliran Fluida secara Komputasi (Computational Fluid Dynamics)

Dengan menggunakan salah satu *softwareCFD* dapat dibuat *virtualprototype* dari sebuah sistem atau alat yang ingin dianalisis dengan menerapkan kondisi nyata di lapangan. *Computational fluid* 

dynamics (CFD) merupakan perangkat analisa system dengan perpindahan melibatkan aliran fluida. panas. momentum. perpindahan energi, dan fenomen aliran lain didasarkan simulasi berbantuan computer. Simulasi menggunakan CFD menghasilkan parameter-parameter penting seperti tekanan, suhu, kecepatan, dan laju alir massa (mass flow rate). Analisa menggunakan CFD diperlukan pemahaman dan pengetahuan dasar bidang mekanika fluida untuk interpretasi hasil-hasil simulasi. Penyederhanaan CFD terdiri dari tiga tahapan proses pengerjaan, yaitu preprocessing (spesifikasi geometri, pemilihan turbulence model, spesifikasi generation) kemudian postprocessing parameter dan grid (visualization dan treatment data). Prosedur CFD melalui tahapan seperti diagram pada gambar 2.18



#### Gambar 2.18 Blok diagram simulasi dengan *CFD* (Tuakia, Firman. 2008)

*SoftwareCFD* akan memberikan data-data, gambar-gambar, atau kurva-kurva yang menunjukkan prediksi dari performansi keandalan sistem yang telah didesain tersebut. Hasil analisis CFD bisa menyajikan prediksi kualitatif dan kuantitatif dari berbagai persoalan dinamika fluida.

#### 2.7.1 FLUENT

*Fluent* adalah satu jenis progam CFD yang menggunakan metode volume hingga (*finite volume*).*Fluent* menyediakan fleksibilitas *mesh* yang lengkap, sehingga dapat menyelesaikan kasus aliran fluida dengan *mesh* (*grid*) yang tidak terstruktur sekalipun dengan cara yang relatif mudah. Jenis *mesh* yang didukung oleh *Fluent* adalah tipe 2D (*two* dimension) triangular-quadrilaterall, 3D (*three-dimension*) *tetrahedral-hexahedral-pyramid-wedge*, dan *mesh* campuran (hybrid). Fluent juga memungkinkan penggunanya untuk memperhalus atau memperbessar mesh yang sudah ada. Beberapa kelebihan Fluent yaitu mudah untuk digunakan, model yang realistik (tersedia berbagai pilihan solver), diskritisasi atau meshing model yang efisien (dalam Gambit), cepat dalam penyajian hasil (bisa dengan paralel komputer), dan visualisasi yang mudah untuk dimengerti. Aplikasi Fluent di dalam dunia industri, sering digunakan untuk desain dari suatu sistem fluida, dan juga untuk mencari sumber atau analisis kegagalan suatu sistem fluida. Software yang digunakan dalam penelitian ini adalah Fluent 12.1.2.

Halaman ini sengaja dikosongkan

#### BAB III METODOLOGI

# 3.1 Diagram Alir Penelitian



Proses dalam menyelesaikan ini melalui beberapa tahapan sesuai dengan diagram alir, yaitu sebagai berikut :

# a. Studi literatur

Studi literatur ini meliputi kegiatan mencari dan mempelajari bahan pustaka yang berkaitan dengan struktur dari pesawat tanpa awak, komponen pesawat tanpa awak serta dimensinya. Studi literature ini diperoleh dari berbagai sumber diantaranya adalah buku / *text book*, publikasi-publikasi ilmiah, tugas akhir dan penelitian yang berkaitan dan media internet. Selain itu dilakukan observasi lapangan di laboratorium Mekatronika D3 Teknik Mesin ITS. Observasi meliputi dimensi pesawat tanpa awak, dan komponen pesawat tanpa awak

#### b. Perumusan Masalah

Setelah dilakukan studi literature, banyak informasi yang didapat. Dengan adanya informasi yang telah didapat, timbul suatu permasalahan. Permasalahan tersebut yaitu bagaimana gaya-gaya yang bekerja pada dua model pesawat tanpa awak yang berbeda dengan mempertimbangkan bahan agar tidak terjadi perubahan dimensi yang diluar toleransi berdasarkan software ansys.

#### c. Pembuatan Model dengan Solidwork

Setelah diketahui dimensi dari komponen-komponen yang kritis, kemudian pada tahap ini dilakukan pemodelan komponen yang kritis menggunakan *software* CAD tiga dimensi yaitu Solidwork

# d. Analisa beban aliran pada software Fluent

Perhitungan desain yang telah diselesaikan digunakan sebagai acuan pembanding kekuatan antar dua pesawat tanpa awak.

#### e. Simulasi Beban Statis dengan ANSYS

Setelah diketahui parameter yang digunakan untuk simulasi , kemudian dilakukan simulasi secara statis menggunakan bantuan *software* ANSYS

# f. Struktur Desain Aman

Desain dikatakan aman apabila pada simulasi dengan ANSYS tegangan yang terjadi tidak melebihi tegangan materialnya, dengan menggunakan *safety factor 2*.

#### g. Pembuatan Laporan

Pada tahap ini hasil dari seluruh penelitian ini akan dianalisa dan nantinya mendapat kesimpulan

#### **3.2 Diagram Alir Fluent**



#### 3.2.1 Pembuatan Geometri Skywalker dan Reaper

Langkah pertama yakni menggambar geometri bodi Skywalker dan Reaper.



Gambar 3.1 Pesawat skywalker 2D



Gambar 3.2 Pesawat reaper 2D

# 3.2.2 Pemodelan dengan software solidwork

Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui karakteristik aliran 3D yang melintasi body yaitu pengujian dengan tidak menyertakan ground clearance.



Gambar 3.4 Pesawat reaper 3D

# 3.2.3 Meshing

Bidang atau volum yang diisi oleh fluida dibagi menjadi sel-sel kecil (meshing) sehingga kondisi batas dan beberapa 36

parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan kedalam elemenelemen kecil tersebut. Untuk pemodelan 3D dipilih *hexagonalmap* dengan menggunakan *interval size*.



Gambar 3.5 Hasil Meshing 3D

1. Pemberian kondisi batas pada Ansys Fluent

Pemberian kondisi batas ini ditujukan agar mempermudah pengambilan data khususnya pemilihan bagian-bagian yang nantinya akan di-*input* nilai *properties* saat dioperasikan pada *softwareFluent 12.1.2*.

Pemberian kondisi batas model ini dibagi menjadi enam kondisi batas yaitu *lowerside* bodi mobil, *upperside* bodi mobil, *inlet* sebagai daerah input *properties* kecepatan awal, *outlet* sebagai batas analisa *control surface* pada model uji, dinding atas dan bawah karena pada analisa model uji ini disimulasikan seolah – olah aliran fluida melewati *contour* bodi pesawat (*fuselage*) di dalam lorong atau terowongan. Pada saat memilih batas *outlet sebagai control* volume yang perlu diperhatikan adalah pemilihan tipe *outflow*, karena pada tipe *outlet* harus disesuaikan pemilihan di daerah *inlet*. pemilihan ini juga akan mempengaruhi arah distribusi kecepatan pada saat di operasikan pada *softwareFluent*.



Gambar 3.6 Kondisi batas pada Ansys Fluent

2. Kualitas Mesh

Cek kualitas *mesh* untuk memeriksa kualitas meshing pada meshing 3 dimensi yang telah dibuat pada *Ansys Fluent. Equisize Skew* yaitu kualitas *mesh* yang tergantung pada ukuran yang dihasilkan pada masingmasing elemen *mesh* sebagai contoh jika ditentukan *interval meshing* 50mm maka elemen yang hasilnya jauh dari 50mm termasuk hasil meshing yang buruk.

# 3.2.4 Parameter Pemodelan

Pada pemodelan karakteristik fluida ini akan menggunakan salah satu *software* analisis komputasi fluida dinamik atau *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. *Gambit 2.2.30* dan *Fluent* merupakan salah satu program dari *CFD*. Langkah pertama dalam pengoperasian *software* ini adalah membuka *software Fluent*. dengan fitur 3D.

Berikut ini merupakan langkah-langkah pemodelan numerik menggunakan *software Fluent* :

#### 1. Grid

Langkah ini dilakukan dengan mengimport *grid* yang telah dibuat pada *software Ansys Fluent*.

#### 2. Models

Sebelum menentukan model viscous, harus ditentukan terlebih dahulu apakah aliran yang disimulasikan termasuk aliran laminar atau turbulen. Dalam kasus ini digunakan model *k-epsilon* dengan *standart* karena diharapkan hasil yang diperoleh akurat dalam memprediksi laju penyebaran fluida.

# 3. Materials

Langkah yang paling penting dalam pemodelan di *Fluent* adalah mendefinisikan sifat fisik material. Pada *form material* terdapat data-data propertis dan material yang harus dimasukkan. Dalam hal ini material yang digunakan adalah udara dengan *density* 1,225 kg/m<sup>3</sup> dan *viscouscity* 1,7894x10<sup>-5</sup> kg/m

# 4. Operating Conditions

Merupakan perkiraan kondisi yang diberikan pada kodisi pengoperasian STP (*Standart, Temperature and Pressure*) berupa tekanan (p) disekitar Skywalker dan Reaper, yaitu sebesar 1 atm = 101325 Pascal dan penambahan gravity dengan memasukkan data gravitasi ke sumbu Y=-9,81.

# 5. Boundary Conditions

Merupakan penentuan kondisi batas melibatkan beberapa hal, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, tekanan maupun pemberian kondisi batas turbulensi pada *inlet, outlet* serta kondisi pada *wall*. Pada kondisi batas *inlet* adalah kecepatan sebesar 25 m/s dan pada kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. Kondisi pada batas dinding atas lorong angin dan batas dinding bawah lorong angin adalah *wall* termasuk juga seluruh *fuselage skywalker* dan *reaper uav*.

#### 6. Solution

Solusi pada pemodelan ini adalah menggunakan *simplec* (karena dapat mempercepat konvergensi untuk kasus yang sederhana) dan diskritisasinya menggunakan *second order, second order upwind.* 

#### 7. Initialize

Proses *iterate* memerlukan *initialize* (tebakan awal) sebelum memulai perhitungan agar memudahkan konvergen.

# 8. Monitor Residual

Menentukan kriteria konvergensi, dalam hal ini iterasi hingga mencapai harga 10<sup>-6</sup>, artinya *convergence criterion* yang diinginkan. *Convergence criterion* ditetapkan sebesar proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga di bawah 10<sup>-6</sup>.

#### 9. Iterasi

Menentukan kriteria konvergensi (tebakan awal dari hasil iterasi) pada *Fluent*.

# 3.3 Processing atau Solving

Dengan bantuan software *fluent 12.1.2*, kondisi-kondisi yang telah ditetapkan pada saat *preprocessing* akan dihitung

(diiterasi). Jika kriteria konvergensi tercapai dengan kriteria konvergensi 10<sup>-6</sup>, maka tahapan dilanjutkan pada *postprocessing* dan jika tidak tercapai tahapan akan mundur kebelakang pada tahapan pembuatan *meshing*.

#### 3.4 Postprocessing

*Postprocessing* merupakan penampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang telah diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa distribusi koefisien tekanan, koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *pathlines* berupa *velocity magnitude*.

# **3.5 Diagram Alir ANSYS**



Diagram alir simulasi dengan ANSYS dapat dijelaskan sebagai berikut :

#### **a.** Pembuatan Model dengan Solidwork Pada tahap ini dilakukan pemodelan rangka menggunaan

*software* yang nantinya akan mendapatkan bentuk komponen untuk di simulasi



Gambar 3.8 Pemodel 3-D dengan Solid Work

# b. Export dari solidwork ke ANSYS

Setelah didapatkan desain komponen , pada tahap ini model tersebut di *export* ke ANSYS untuk nantinya dianalisa.



Gambar 3.9 Export dari Solidwork

#### c. Meshing

Pada tahap ini, *meshing* menentukan pada daerah mana yang ingin di detailkan. Sehingga nantinya pada daerah tersebut diketahui lebih detail pengaruh dari tegangan yang ditimbulkan.



Gambar 3.10 Meshing

**d.** Menentukan Fix Support dan Free Support Pada tahap ini ditentukan *boundary condition* berupa *fix support* dan *freesupport* dari komponen yang disimulasi



Gambar 3.11 Boundary Condition

# e. Pembebanan Statis

Pada tahap ini dilakukan simulasi numerik dengan pembebanan secara statis, yaitu memberikan pembebanan gaya pada daerah tertentu.



Gambar 3.12 Pemberian Load

# f. Running

Setelah dilakukan pembebanan kemudian di running sehingga dapat diketahui distribusi tegangan dan tegangan maksimum yang terjadi pada komponen

# g. Convergensi Tercapai

Desain dikatakan aman apabila komponen mampu menahan beban yang ada tanpa mengalami tegangan berlebih. Dapat diartikan dalam simulasi dengan ANSYS. Halaman ini sengaja dikosongkan

# BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Pada Tugas Akhir ini pengamatan dilakukan pada bagian bodi pesawat (*fuselage*). Bentuk bodi pesawat *Skywalker* dan *Reaper* dilakukan analisa 3 dimensi dengan pengujian menggunakan *software* analisa aliran udara dan analisa struktur, untuk mendapatkan *contour of pressure, velocity vector, pathlines of velocity*, grafik koefisien tekanan (Cp), koefisien *drag* (Cd),koefisien*lift* (Cl), tegangan geser ( $\sigma$ ), dan deformasi total yang terjadi pada Kedua pesawat. Sehingga dapat dilakukan analisa distribusi tekanan, analisa distribusi kecepatan dan analisa gaya *drag* dan *lift*.

#### 4.1 Membuat Desain Pesawat dengan Software CAD

Dalam proses pembuatan desain bodi pesawat mengenai permodelan fisik bodi, kontur, dan struktur mekanik. Pada pembuatan desain ini menggunakan *software* CAD yaitu *solidwork* 2016.

#### 4.1.1 Desain Pesawat Tanpa Awak Skywalker

Dimensi pesawat *skywalker* yaitu lebar *wingspan* 2120mm, panjang *fuselage* 830mm, dan massa pesawat tanpa *accessorise* 3200gr



Gambar 4.1 Isometric Pesawat Skywalker UAV

#### 4.1.2 Desain Pesawat Tanpa Awak *Reaper*

Dimensi pada pesawat *reaper* yaitu dengan lebar *wingspan* 3220mm, panjang *fuselage* 1360mm, dan massa tanpa *accessorizes* 4300gr



Gambar 4.2 Isometric Pesawat Reaper UAV

# 4.2 Meshing's Grid Value

Setelah dilakukan pembuatan desain bodi pesawat dan *windtunnel*, selanjutnya akan dilakukan proses *meshing* 

#### 4.2.1 Meshing's Grid Value Skywalker

Pada simulasi *interval mesh* untuk pesawat dilakukan dengan perbesaran 50mm, dengan hasil seperti pada gambar dibawah.



Gambar 4.3 Interval mesh 50mm

# 4.2.2 Meshing's Grid Value Reaper

Pada simulasi ini digunakan *interval mesh* 50 dikarenakan banyak pertimbangan yaitu kemampuan PC/Hardware dan kualitas *mesh* metode yang digunakan dalam menentukan *interval mesh* pada simulasi ini adalah metode *trial and error* ada beberapa *interval mesh* yang pernah digunakan dan tidak bias digunakan karena keterbatasan kemampuan PC.

Pada *interval mesh* 50mm *meshing* berhasil tidak ada peringatan pada *gambit* seperi gambar berikut



Gambar 4.4 Interval mesh 50mm

#### 4.3 Iteration and Running Time

## 4.3.1 Iteration and Running Time Skywalker

Dengan *interval mesh* 50mm dan kriteria *konvergensi* 10<sup>-6</sup>, untuk mencapai *konvergensi* ada 657 jumlah *iterasi* dan membutuhkan waktu untuk *running* 3 jam sampai dengan 4 jam. Dengan hasil *running* yang ada pada gambar di bawah.



#### **4.3.2** Iteration and Running Time Reaper

Dengan *interval mesh* 50mm dan kriteria *konvergensi* 10<sup>-6</sup>, untuk mencapai *konvergensi* ada 108 jumlah *iterasi* dan membutuhkan waktu untuk *running* 1 jam sampai dengan 2 jam. Dengan hasil *running* yang ditunjukkan pada gambar dibawah.



Gambar 4.6 Proses Iterasi pada pesawat reaper

#### 4.4 Analisa Gaya Aerodinamika

Analisa mengenai data kuantitatif diperlukan untuk menunjang dan sekaligus menyimpulkan argumentasi mengenai fenomena yang terobservasi pada data kualitatif. Konsep perhitungan gayagaya aerodinamika pada model uji seperti gaya hambat (*drag*) dan gaya angkat (*lift*), akan dibahas lebih lanjut baik melalui pemodelan 3D pada daerah *midspan* dan *sidebody center*.

#### 4.4.1 Perhitungan Gaya Drag

Gaya *drag* yang dihasilkan oleh *bodi pesawat Skywalker dan Reaper* dapat diketahui berdasarkan hasil analisis numerik 3D di *software Fluent 12.1.2.* Adapun beberapa cara untuk mendapatkan data harga koefisien *drag* pada pesawat adalah sebagai berikut:

#### 1. Reference Value

Sebelum menentukan gaya drag maupun gaya lift perlu adanya data referensi dalam perhitungan gaya aerodinamika yang terjadi, yaitu dengan cara pengambilan data ulang dari hasil iterasi awal yang telah dilakukan. Setelah proses iterasi *convergence*, kemudian pilih *report* > *surface integrals* seperti pada gambar berikut.



Gambar 4.7 Surface integrals

Kemudian pilih reference values seperti pada gambar berikut.

Reference Values	×
Compute From	
inlet	•
fluida	
lower_surface	
upper_surface	
simetry	
lantai	
samping	
atap	
outlet	
inlet	
default-interior	
Pressure (pascal)	0

Gambar 4.8 *Reference Values* 

# 2. Report Force

Dalam menentukan gaya drag, ada beberapa hal yang harus diperhatikan yaitu perbedaaan tekanan (dalam hal ini berdasarkan *inlet* dan *outlet*) dan gesekan yang ditimbulkan akibat fluida viscous.

# A. Report Force Skywalker

Setelah mencapai harga convergence criterion yang diinginkan. Kemudian hasil convergence history disimpan, lalu melalui report, surface integrals kita mencar average of face values didapat nilai -340,170. kemudian data tersebut dicopy dan di paste pada report, reference values. Kemudian force report pada gambar dibawah ini.

Force Reports	incomplate -	×
Options © Forces © Moments © Center of Pressure Wall Name Pattern	Force Vector X 0 Y 0 Z 1	Wall Zones = = atap lantai lower surface samping upper surface
Print Wri	Match te Close	Help

Gambar 4.9 force report pada Ansys Fluent 12.1.2

Lalu di dapat hasil Cd sebagaiberikut :



Gambar 4.25 hasil drag force report pada Fluent 12.1.2

Gaya *drag* yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi pesawat, luas frontal dan koefisien *drag*. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho . V^2 . A_f}$$

Dimana :

$$F_{\rm D} = \text{Gaya } drag \text{ (kg.m/s}^2)$$
  
 
$$V = \text{Kecepatan aliran udara bebas (m/s)}$$

 $A_f$  = Luas frontal (lebar x tinggi mobil) (m<sup>2</sup>)

$$\rho$$
 = Densitas 1,2250 (kg/m<sup>3</sup>)

ContohPerhitunganC<sub>D:</sub>

$$C_{D} = \frac{26.341796}{\frac{1}{2} \times 1,225 \times 25^{2} \times 1}$$
$$C_{D} = \frac{26.341796}{382.8125}$$
$$C_{D} = 0,0688$$

#### **B.** Report Force Reaper

Setelah mencapai harga *convergence criterion* yang diinginkan. Kemudian hasil *convergence history* disimpan, lalu melalui *report, surface integrals* kita mencar *average* of face values didapat nilai -340,170. kemudian data tersebut dicopy dan di paste pada report, reference values. Kemudian force report pada gambar dibawah ini.



Gambar 4.10 report force pesawat reaper

Gaya *drag* yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi pesawat, luas frontal dan koefisien *drag*. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho . V^2 . A_f}$$

Dimana :

$$F_{D} = Gaya \, drag \, (kg.m/s^2)$$

$$V = Kecepatan aliran udara bebas (m/s)$$

$$A_f = Luas \, frontal \, (lebar x tinggi mobil) \, (m^2)$$

$$\rho = Densitas \, 1,2250 \, (kg/m^3)$$

 $ContohPerhitunganC_{D:}$ 

$$C_{D} = \frac{25.028787}{\frac{1}{2} \times 1,225 \times 25^{2} \times 1}$$
$$C_{D} = \frac{25.028787}{382.8125}$$
$$C_{D} = 0,065306$$

Setiap pesawat diharapkan mempunyai koefisien *drag* yang rendah karena mempengaruhi besar kecilnya gaya *drag* yang diterima oleh kendaraan.

#### 4.4.2 Perhitungan Gaya Lift

Gaya *Lift* yang dihasilkan dari bodi pesawat *Skywalker* dan *Reaper* dapat diketahui berdasarkan hasil analisis numerik 3D di *software Fluent 12.1.2.* Adapun beberapa cara yang digunakan hamper sama dengan cara yang digunakan untuk mendapat Cd adalah sebagai berikut:

# 1. Report Force Skywalke

Dalam menentukan gaya *lift*, ada beberapa hal yang harus diperhatikan yaitu perbedaaan tekanan (dalam hal ini berdasarkan *upper* dan *lower*) dan gesekan yang ditimbulkan akibat fluida viscous.

Setelah mencapai harga *convergence criterion* yang diinginkan. Kemudian hasil *convergence history* disimpan, lalu melalui *report, surface integrals* kita mencari *average of face values* didapat nilai = -38.892 kemudian data tersebut di*copy* dan di *paste* pada *report, reference values*. Kemudian *report force* pada gambar di bawah ini



Gambar 4.11 force report pada Ansys Fluent 12.1.2

Lalu didapat hasil C1 sebagai berikut :



Gaya *lift* yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi pesawat, luas frontal dan koefisien lift. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini:

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2}\rho . V^2 . A_f}$$

Dimana :

 $F_{1} = Gaya lift (kg.m/s^{2})$  V = Kecepatan aliran udara bebas (m/s)  $A_{f} = Luas frontal (lebar x tinggi mobil) (m^{2})$   $\rho = Densitas 1,2250 (kg/m^{3})$ 

Contoh Perhitungan C1:

$$C_{l} = \frac{79.2349}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 25^{2} \times 1}$$
$$C_{l} = \frac{79.2349}{382.8125}$$
$$C_{l} = 0.2069$$

# 2. Report Lift Force Reaper

Setelah mencapai harga convergence criterion yang diinginkan. Kemudian hasil convergence history disimpan, lalu melalui report, surface integrals kita mencari average of face values didapat nilai = -38.892 kemudian data tersebut dicopy dan di paste pada report, reference values. Kemudian report force pada gambar di bawah ini



Gambar 4.13 force report pada Ansys Fluent 12.1.2



Gambar 4.13 Hasil lift force report pada Fluent 12.1.2

Gaya *lift* yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi kendaraan, luas frontal dan koefisien lift. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini:

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2}\rho . V^2 . A_f}$$

Dimana :

$F_1$	= Gaya lift (kg.m/s <sup>2</sup> )
V	= Kecepatan aliran udara bebas (m/s)
$A_{f}$	= Luas frontal (lebar x tinggi mobil) (m <sup>2</sup> )
$\rho$	= Densitas 1,2250 (kg/ $m^3$ )

Contoh Perhitungan C1:

$$C_{l} = \frac{54.736767}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 25^{2} \times 1}$$

$$C_{l} = \frac{54.736767}{382.8125}$$
$$C_{l} = 0.142985$$

Setiap kendaraan diharapkan mempunyai koefisien *lift* yang rendah karena mempengaruhi besar kecilnya gaya *lift* yang diterima oleh setiap pesawat.
## 4.5 Analisa Pola Aliran Fluida 4.5.1 Analisa Pola Aliran Udara Pesawat *Skywal<u>ker</u>*



Gambar 4.14 Kontur tekanan statis tampak depan

Untuk mendukung data kuantitatif di atas, karakteristik aliran disekitar juga dapat dijelaskan secara kualitatif melalui visualisi tekanan pada bodi *skywalker* untuk mengetahui tekanan statis pada keseluruhan bodi.

Dapat dilihat pada gambar 4.14 tekanan stagnasi terjadi pada ujung bodi pesawat *skywalker*\_sebesar 398 Pa yang divisualisasikan dengan warna merah, sedangkan warna biru menampilkan tekanan yang rendah pada bodi.



ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)

Gambar 4.15 Kontur tekanan statis tampak samping

Pada gambar 4.15 visualisasi kontur tekanan tampak samping pada bodi *skywalker*, visualisasi tekanan pada bodi tekanan besar berwarna merah pada ujung bodi pesawat dan tekanan rendah berwarna biru pada permukaan atas dan bawah bodi pesawat.



Contours of Static Pressure (pascal)	Jan 06, 2017 ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)

Gambar 4.16 Kontur tekanan statis tampak isometri

Daerah stagnasi juga terlihat sangat jelas dapat kita lihat pada gambar 4.16 dengan nilai tekanan statis sebesar 398 Pa (gage).

Daerah *wake* tidak dapat diketahui dalam visualisasi ini, untuk mendukung visualisasi di atas maka dicantumkan visualisasi vector kecepatan sebagai berikut.



```
Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)
```

Jan 24, 2017 ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)

#### Gambar 4.17 Velocity vector tampak atas

Pada gambar 4.17 dapat dilihat terjadinya pecepatan pada sayap *skywalker*, dikarenakan perubahan kontur pada *airfoil* maka terjadi kenaikan percepatan pada lapisan atas dan bawah sayap pesawat (*adverse pressure gradient*). Dengan percepatan tertinggi sebesar 35,9 m/s dengan visualisasi warna merah pada permukaan atas sayap, dan warna biru dengan kecepetan rendah atau terjadi stagnasi pada ujung bodi.



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

Jan 15, 2017 ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)



Pada gambar 4.18 aliran sebagian besar terdefleksikan ke arah *sidebody*, tidak hanya tegak lurus terhadap aliran *freestream* tapi juga searah dengan arah aliran *freestream* yang searah sumbu z.

### 4.5.2 Analisa Aliran Fluida Pesawat Reaper

Untuk mendukung data kuantitatif di atas, karakteristik aliran disekitar juga dapat dijelaskan secara kualitatif melalui visualisi tekanan pada bodi *Reaper* untuk mengetahui tekanan statis pada keseluruhan bodi.

Dapat dilihat pada gambar 4.22 tekanan stagnasi terjadi pada ujung bodi pesawat *reaper\_sebesar 120* Pa.



Gambar 4.19 Kontur tekanan statis tampak depan

Pada gambar 4.19 menunjukkan distribusi tekanan pada pesawat *reaper*, visualisasi berupa warna merah menunjukkan tekanan yang besar terjadi pada ujung pesawat, dikarenakan permukaan pertama yang menerima aliran fluida.



```
Contours of Static Pressure (pascal) Jan 06, 2017
ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)
```

Gammbar 4.20 Kontur tekanan statis tampak samping

Pada gambar 4.19 menunjukkan distribusi tekanan pada pesawat *reaper*, visualisasi berupa warna biru pada permukaan atas dan bawah menujukkan distribusi tekanan rendah dengan kecepatan yang tinggi pada permukaan. Hal ini dikarenakan laju aliran fluida yang mengikuti kontur bodi.



Gambr 4.21 Kontur tekanan statis tampak isometri

Daerah stagnasi juga terlihat sangat jelas dapat kita lihat pada gambar 4.21 dengan nilai tekanan statis sebesar 120 Pa (gage) dengan visualisasi warna merah pada ujung bodi pesawat dan berwarna biru pada permukaan sayap atas dan bawah menunjukkan tekanan yang rendah.

Daerah *wake* tidak dapat diketahui dalam visualisasi ini, untuk mendukung visualisasi di atas maka dicantumkan visualisasi vector kecepatan sebagai berikut.

	3.24e+01					ANSYS
	3.13e+01					
	3.03e+01					
2	2.93e+01					
2	2.83e+01					
	2.72e+01					
	2.62e+01			100 C		
	2.52e+01			1 - C		
	2.41e+01			<u>.</u>		
	2.31e+01			3.		
2	2.21e+01		< 11			
	2.10e+01					
	2.00e+01					
	1.90e+01					
	1.79e+01					
	1.69e+01					
	1.59e+01					
	1.48e+01					
	1.38e+01			2 March		
	1.28e+01	Y-X		<b>1</b>		
	1.18e+01	ż				

Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

Jan 06, 2017 ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)

### Gambar 4.22 Vector kecepatan tampak atas

Pada gambar 4.22 dapat dilihat terjadinya pecepatan pada sayap *reaper*, dikarenakan perubahan kontur pada *airfoil* maka terjadi kenaikan percepatan pada lapisan atas dan bawah sayap pesawat (*adverse pressure gradient*). Dengan percepatan tertinggi sebesasr 32,4 m/s dengan visualisasi warna merah pada permukaan atas dan bawah sayap, dan berwarna biru pada ujung dan belakang sayap menunjukkan kecepatan yang rendah karena distribusi aliran mengikuti kontur bodi.



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

Jan 06, 2017 ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, rke)

Gambar 4.23 Vector kecepatan tampak samping

Pada gambar 4.23 aliran sebagian besar terdefleksikan ke arah *sidebody*, tidak hanya tegak lurus terhadap aliran *freestream* tapi juga searah dengan arah aliran *freestream* yang searah sumbu x.

## 4.6 Analisa Kekuatan Struktur

Pada tahap ini dilakukan analisa yang merupakan hasil *running* dari simulasi pengujian permodelan 3 dimensi setiap pesawat. Pada simulasi ini akan didapatkan besar tegangan maksimal dan distribusi tegangan yang terjadi.

Dari hasil analisa menggunakan *software Fluent*, didapatkan data gaya yang terjadi pada bodi pesawat *skywalker* sebesar 26.341796 N untuk gaya *drag*, dan 79.2349 N untuk gaya *lift*. Pada Pesawat *Reaper* didapatkan data sebesar 25.028787 N untuk gaya *drag* dan 54.736767 N untuk gaya *lift*.

### 4.6.1 Analisa Kekuatan Struktur Pesawat Skywalker

Pembebanan pada bodi *Skywalker* yaitu beban fluida yang membentur body pesawat *skywalker* sebesar 26.341796 N untuk gaya *drag*, dan 79.2349 N untuk gaya *lift*, dengan massa pesawat tanpa accessorizes 3200gr

🛱 B : Static Struc			- 6 X
File Edit Viev	units Tools Help 🥝 😏 Salve	• • 🕼 🗟 🙆 • 🕼 Workser 🛛 🗣 🌾 🖞 💱 • 炳 🌆 🖬 • 🕃 🔆 ④ ④ 🔍 ④ 🔍 O 🔘	\$\$ /2 8 □·
Environment G	Inertial + @ Loads + @ Supports +	1	
Outline			ANIONO
Project Proje	(64) onery onery Sate Structures Anatodia Interface Anatodia Interface Anatodia Interface Selection (56) Selection (56	В. Маке Тоннова UMP/19 Тен 19 Окторите 20 Петен 19 Окторите 20 Сопромения 4, 6671+ 608.1.1830 М	UDBAS UDBAS
Details of 'Force'		8,00 450,00 900,00 (mm)	- x
- Scope		225,00 675,00	
Scoping Metho	d Geometry Selection		
Geometry	33 Faces	[Geometry: A Print Preview A Report Preview /	
Definition		Graph 9 Tabular Data	9
Type	Force	Steps Time [s] V Fo	rce (N)
Define By	Vector	10,932	
Magnitude	10,932 N (ramped)	2 1 1, 10,93	
Direction	Click to Change	1,3	
Suppressed	No	3	
		A to as a second s	
Press h1 for Help		W No Messages No Selection Metric (m	a ko N s mV mA) Degrees rad/s Celsius /

Gambar 4.24 *Boundary condition* pada pesawat *Skywalker* 

Pemberian pembebanan dikenakan pada seluruh permukaan bodi pesawat *skywalker* yang terkena aliran fluida secara merata. Dalam hal ini support diberikan pada bagian bawah pesawat yang merupakan landasan pesawat (*base*), seperti pada gambar dibawah :



Gambar 4.25 *Fixed Support* pada *fuselage* pesawat *Skywalker* 



Gambar 4.26 *Equivalent Stress* yang terjadi pada Pesawat *Skywalker* 

Tegangan rata-rata yang terjadi pada pesawat *skywalker* sebesar 0,0176 MPa dan yang terbesar terjadi di bagian *winglet* divisualisasikan dengan warna yang lebih cerah pada gambar 4.26.



Gambar 4.27 Deformasi total yang terjadi pada Pesawat Skywalker

Pada gambar 4.27 perubahan bentuk yang terjadi karena aliran fluida yang melewati bodi pesawat mengakibatkan gaya angkat (*lift*) ke atas, dimensi ujung sayap yang kecil dan tumpuan relative lebih jauh daripada pangkal sayap, maka terjadi defleksi sebesar 0,00021mm.



Gambar 4.28 *Boundary condition* pada sayap dan *spare* pada pesawat *skywalker uav* 

Pada gambar 4.28 pembebanan pada sayap dan *spare* pesawat *skywalker* yang mendapat gaya 26.341796 N untuk gaya *drag*, dan 79.2349 N untuk gaya *lift*, dengan pemberian support pada pangkal sayap yang diasumsikan menempel pada badan pesawat (*fuselage*)



Gambar 4.30 Tegangan geser maksimal pada *winglet* pesawat *skywalker* 

Pada gambar 4.30 tegangan rata-rata yang terjadi pada sayap sebesar 0,0238 MPa dan yang terbesar terjadi pada bagian *winglet* ditunjukkan dengan warna merah dan warna biru pada pangkal dan ujung sayap dengan nilai tegangan yang lebih kecil.



Gambar 4.31 Deformasi total yang terjadi pada *winglet* pesawat *skywalker* 

Pada gambar 4.31 perubahan bentuk (*deformation*) yang terjadi karena aliran fluida yang melewati sayap pesawat mengakibatkan gaya angkat (*lift*) ke atas, dimensi ujung sayap yang kecil dan tumpuan relative lebih jauh daripada pangkal sayap, maka terjadi defleksi sebesar 0,00152mm pada *winglet*. Ditunjukkan dengan warna merah pada ujung sayap pesawat

### 4.6.2 Analisa Struktur pada Pesawat Reaper

Pembebanan pada bodi *Reaper uav* yaitu beban fluida yang membentur body pesawat *Reaper uav* sebesar 25.028787 N untuk gaya *drag*, dan 54.736767N untuk gaya *lift*, dengan massa pesawat tanpa accessorizes 4300gr



Gambar 4.32 Boundary condition pada pesawat reaper uav

Pada gambar 4.32 pemberian pembebanan dikenakan pada seluruh permukaan bodi pesawat *reaper* yang terkena aliran fluida secara merata. Dalam hal ini support diberikan pada bagian bawah ditunjukkan pada gambar 4.33 support pesawat yang merupakan landasan pesawat (*base*), seperti pada gambar dibawah :



Gambar 4.33 Support pada pesawat reaper uav



Gambar 4.34 Equivalent stress pesawat reaper

Pada gambar 4.34 tegangan rata-rata yang terjadi pada pesawat *skywalker* sebesar 0,31385 MPa dan yang terbesar terjadi dan ditunjukkan dengan warna yang lebih cerah pada pangkal sayap pesawat.



Gambar 4.35 Deformasi total yang terjadi pada pesawat reaper

Pada gambar 4.35 perubahan bentuk (*deformation*) yang terjadi karena aliran fluida yang melewati bodi pesawat mengakibatkan gaya angkat (*lift*) ke atas, *wingspan* yang relative lebih panjang dari bentuk sayap *skywalker* menyebabkan *deflect* terjadi pada pangkal sayap sebesar 0,00273mm



Gambar 4.36 *Boundary condition* pada sayap pesawat *reaper* 

Pada gambar 4.36 pembebanan pada sayap dan *spare* pesawat *skywalker* yang mendapat gaya drag sebesar 25.028787 N dan 54.736767 N untuk gaya *lift*, dengan pemberian support pada pangkal sayap yang diasumsikan menempel pada badan pesawat (*fuselage*).



Gambar 4.37 Tegangan geser yang terjadi pada sayap pesawat *reaper* 

Pada gambar 4.37 tegangan rata-rata yang terjadi pada sayap sebesar 0,0246 Mpa dan yang terbesar terjadi pada bagian pangkal sayap pesawat dan ditunjukkan dengan warna yang lebih cerah pada pangkal sayap pesawat.



Gambar 4.38 Deformasi total yang terjadi pada sayap pesawat reaper

Pada gambar 4.38 perubahan bentuk (*deformation*) yang terjadi karena aliran fluida yang melewati sayap pesawat mengakibatkan gaya angkat (*lift*) ke atas, dimensi ujung sayap yang kecil dan tumpuan relative lebih jauh daripada pangkal sayap, maka terjadi defleksi sebesar 0,000687mm pada ujung sayap.

# 4.7 Pengaruh Gaya pada Sayap Pesawat4.7.1 Pengaruh gaya pada sayap *Reaper*



Gambar 4.39 Distribusi gaya pada sayap *reaper* 

Pada gambar 4.39 distribusi gaya pada skywalker dengan sumbu (x) menampilkan arah gaya drag, gaya *lift* dengan arah sumbu (y), dan letak titik berat pada sayap skywalker ditampilkan dengan panah merah.

4.7.2 Pengaruh gaya pada sayap Skywalker



Gambar 4.39 Distribusi gaya pada sayap

Pada gambar 4.39 distribusi gaya pada skywalker dengan sumbu (-z) menampilkan arah gaya drag, gaya *lift* dengan arah sumbu (y), dan letak titik berat pada sayap skywalker ditampilkan dengan panah merah.

NO.	Spesifikasi	Skywalker UAV	Reaper UAV
1	Maneuverability		-
2	Stability	-	
3	Durability	-	
4	Strength		-

Tabel 4.1 Perbandingan hasil data simulasi

- 1. Kemampuan dalam bermanuver pesawat skywalker lebih unggul dikarenakan dimensi pesawat yang lebih kecil dan lebih ringan daripada pesawat *reaper*.
- 2. Kestabilan pesawat pada pesawat *reaper* lebih unggul dikarenakan geometri *wingspan* / bentang sayap lebih lebar daripada pesawat *skywalker*.
- 3. Ketahanan dalam terbang yang dilihat dari data koefisien drag pada *skywalker* lebih besar daripada *reaper*. Maka, pesawat *reaper* lebih efisien dalam durasi terbang dan daya yang dibutuhkan untuk terbang.
- 4. Kekuatan material pada pesawat *skywalker* lebih baik daripada pesawat *reaper*, dilihat dari data deformasi total yang terjadi. Pesawat *skywalker* terjadi defleksi sebesar 0,0015mm pada ujung sayap sedangkan pesawat *reaper* terjadi defleksi sebesar 0.00687mm.

Halaman ini sengaja dikosongkan

## BAB V PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa aliran melintasi bodi Pesawat tanpa awak *Skywalker* dan *Reaper* menggunakan pemodelan numerik *software Fluent 12.1.2*, dan diintegerasikan dengan analisa kekuatan struktur maka dapat disimpulkan sebagai berikut:

- 1. koefisien drag (Cd) yang diperoleh selama simulasi pesawat *Skywalker* senilai 26.341796 N
- 2. koefisien drag (Cd) yang diperoleh selama simulasi pesawat *Reaper* senilai 25.028787 N
- 3. koefisien lift (Cl) pada pesawat Skywalker senilai 79.23 N.
- 4. koefisien *lift* (Cl) pada pesawat *Reaper* senilai 54.73 N.
- 5. Tegangan yang terjadi pada pesawat *skywalker* sebesar 0.0176 MPa, dan pada pesawat *reaper* sebesar 0.3138 MPa
- 6. Berdasarkan dimensi *skywalker* yang lebih kecil daripada *reaper UAV*, dari segi *maneuverability* pesawat *skywalker* lebih baik daripada pesawat *reaper*.
- 7. Berdasarkan data dari aliran fluida, koefisien drag *reaper* lebih kecil daripada skywalker yaitu sebesar 25.0287N. maka, dari segi ketahanan pesawat *reaper* lebih baik daripada pesawat *skywalker*
- 8. Berdasarkan data analisa struktur, pesawat *skywalker* terjadi defleksi sebesar 0.0015mm pada ujung sayap dan *reaper* sebesar 0.00687mm pada ujung sayap. Maka, dari segi kekuatan struktur pesawat *skywalker* lebih baik daripada pesawat *reaper*.

### Saran

Adapun beberapa saran pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Pada analisa model uji 3D dirasa kurang akurat dalam analisa bodi pesawat, karena *interval meshing* kurang rapat. Diharapkan untuk membuat *interval meshing* yang lebih kecil pada penelitian selanjutnya.

2. Pada analisa 3D yang akan datang hendaknya juga mempertimbangkan modifikasi bentuk bodi yang mempengaruhi nilai C<sub>L</sub> pada aliran yang melintasi bodi melalui pendekatan C<sub>P</sub> pada kondisi stagnasi.

### DAFTAR PUSTAKA

- Barnard R.H. 1996. *Aerodynamic design*: An Introduction. England: Longman.
- Nugroho, F. 1 Februari 2009. *www.ilmuterbang.com/teoripenerbangan*. Diambil kembali dari www.ilmuterbang.com: <u>http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-</u> *penerbangan-mainmenu-68/184-bab-3b-vortex-dan-ground-*<u>effect</u>.
- Pritchard, Philip J., Fox and McDonald's. 2011. *Introduction of fluid mechanics: Eight edition*. USA: John Wiley & Sons, Inc.
- Tuakia, Firman. 2008. Dasar-Dasar CFD Menggunakan FLUENT. Bandung: Informatika.

## D3 Teknik Mesin ITS



# Description

Sayap Pesawat Reaper

# Simulation of sayap solid

Date: Selasa, 24 Januari 2017 Designer: Delly Mahardian Study name: Static 1 Analysis type: Static

# **Table of Contents**

Description 1
Assumptions Error! Bookmark not defined.
Model Information2
Study Properties3
Units
Material Properties4
Loads and Fixtures5
Connector DefinitionsError! Bookmark not define
Contact InformationError! Bookmark not defined
Mesh information6
Sensor Details Error! Bookmark not defined.
Resultant Forces7
Beams Error! Bookmark not defined.
Study Results8
Conclusion Error! Bookmark not defined.

# Model Information

Ť	*		
	Model n Current Co	<b>ame:</b> sayap solid <b>nfiguration:</b> Default	
Solid Bodies			
Document Name and Reference	Treated As	Volumetric Properties	Document Path/Date Modified
Stock-Reaper Gambit-1	Solid Body	Mass:0.662174 kg Volume:0.00413885 m^3 Density:159.99 kg/m^3 Weight:6.4893 N	D:\Delly Reaper\sayap solid.SLDPRT Jan 24 01:13:33 2017

# **Study Properties**

Study name	Static 1
Analysis type	Static
Mesh type	Solid Mesh
Thermal Effect:	On
Thermal option	Include temperature loads
Zero strain temperature	298 Kelvin
Include fluid pressure effects from SOLIDWORKS Flow Simulation	Off
Solver type	FFEPlus
Inplane Effect:	Off
Soft Spring:	Off
Inertial Relief:	Off
Incompatible bonding options	Automatic
Large displacement	On
Compute free body forces	On
Friction	Off
Use Adaptive Method:	Off
Result folder	SOLIDWORKS document (D:\Delly Reaper)

# Units

Unit system:	SI (MKS)
Length/Displacement	mm
Temperature	Kelvin
Angular velocity	Rad/sec
Pressure/Stress	N/m^2

# **Material Properties**

Model Reference	Properties		Components
	Name: Model type: Default failure criterion:	Balsa Linear Elastic Isotropic Unknown	SolidBody 1(Stock-Reaper Gambit-1)(sayap solid)
A A A A A A A A A A A A A A A A A A A	Yield strength: Elastic modulus: Poisson's ratio: Mass density: Shear modulus:	2e+007 N/m^2 3e+009 N/m^2 0.29 159.99 kg/m^3 3e+008 N/m^2	
Curve Data:N/A			•

# Loads and Fixtures

Fixture name	Fixture Image			Fixture Details	5
Fixed-2	i i i i i i i i i i i i i i i i i i i			<b>Entities:</b> 1 fa <b>Type:</b> Fixe	ce(s) d Geometry
<b>Resultant Forces</b>	Resultant Forces				
Componer	nts	X	Ŷ	Z	Resultant
Reaction for	ce(N)	-101.846	-100.386	-3.02604	143.035
				•	

Load name	Load Image	Load De	tails
Gravity-1	t.	Reference: Values: Units:	Top Plane 0 0 -9.81 SI
Force-1	ż	Entities: Reference: Type: Values:	4 face(s) Edge< 1 > Apply force ,, 25.0288 N
Force-2	ż	Entities: Type: Value:	2 face(s) Apply normal force 54.7376 N

# Mesh information

Mesh type	Solid Mesh
Mesher Used:	Standard mesh
Automatic Transition:	Off
Include Mesh Auto Loops:	Off
Jacobian points	4 Points
Element Size	14.4527 mm
Tolerance	0.722633 mm
Mesh Quality	High

# Mesh information - Details

Total Nodes	18126
Total Elements	9876
Maximum Aspect Ratio	9.5019
% of elements with Aspect Ratio < 3	94.8
% of elements with Aspect Ratio > 10	0
% of distorted elements(Jacobian)	0
Time to complete mesh(hh;mm;ss):	00:00:02
Computer name:	DELLY-PC

Model name:sayap solid Study name:Static 1(-Default-) Mesh type: Solid Mesh



# **Resultant Forces**

## Reaction forces

Selection set	Units	Sum X	Sum Y	Sum Z	Resultant
Entire Model	Ν	-101.846	-100.386	-3.02604	143.035

# **Study Results**



Name	Туре	Min	Max
Stress1	VON: von Mises Stress	0.00931999 N/mm^2 (MPa) Node: 12034	6.87587 N/mm^2 (MPa) Node: 403
Model name:sayap solid Study name:Static 1(-Default-) Plot type: Static nodal stress Stress1 Deformation scale: 1			
			von Mises (N/mm^2 (MPa))
			6.876e+000
			6.304e+000
			5.731e+000
		Sec.	_ 5.159e+000
			4.587e+000
			4.015e+000
	•>		_ 2.870e+000
			_ 2.298e+000
			_ 1.726e+000
and the second second second second			_ 1.154e+000
			_ 5.815e-001
	T		9.320e-003
	2 <b>3</b> 2-1		→ Yield strength: 2.000e+001
z			
	sayap solid-Static 1-Stre	ss-Stress1	








#### D3 Teknik Mesin ITS



#### **Description** No Data

# Simulation of sayap solid skywalker revisi

Date: Selasa, 24 Januari 2017 Designer: Delly Mahardian Study name: Static 1 Analysis type: Static

## **Table of Contents**

Description1
Assumptions Error! Bookmark not defined.
Model Information2
Study Properties3
Units3
Material Properties4
Loads and Fixtures5
Connector DefinitionsError! Bookmark not defin
Contact InformationError! Bookmark not define
Mesh information6
Sensor Details Error! Bookmark not defined.
Resultant Forces7
Beams Error! Bookmark not defined.
Study Results8
Conclusion Error! Bookmark not defined.

# **Model Information**



# **Study Properties**

Study name	Static 1
Analysis type	Static
Mesh type	Solid Mesh
Thermal Effect:	On
Thermal option	Include temperature loads
Zero strain temperature	298 Kelvin
Include fluid pressure effects from SOLIDWORKS Flow Simulation	Off
Solver type	FFEPlus
Inplane Effect:	Off
Soft Spring:	Off
Inertial Relief:	Off
Incompatible bonding options	Automatic
Large displacement	Off
Compute free body forces	On
Friction	Off
Use Adaptive Method:	Off
Result folder	SOLIDWORKS document (D:\Delly's Skywalker)

# Units

Unit system:	SI (MKS)
Length/Displacement	mm
Temperature	Kelvin
Angular velocity	Rad/sec
Pressure/Stress	N/m^2

# Material Properties

Model Reference	Properties		Components
	Name: Model type: Default failure criterion:	Balsa Linear Elastic Isotropic Unknown	SolidBody 1(Stock-5januari1- 1)(sayap solid skywalker revisi)
t and the second	Yield strength: Elastic modulus: Poisson's ratio: Mass density:	2e+007 N/m^2 3e+009 N/m^2 0.29 159 99 kg/m^3	
	Shear modulus:	3e+008 N/m <sup>2</sup>	
Curve Data:N/A			

# Loads and Fixtures

Fixture name	F	ixture Image	Fixture Details				
Fixed-1	± -		Entities: Type:		1 fac Fixed	face(s) ixed Geometry	
<b>Resultant Forces</b>	Resultant Forces						
Componer	nts	Х	Y	Z		Resultant	
Reaction for	ce(N)	-3.1368	-126.036	261.8		290.576	
						·	

Load name	Load Image	Load De	tails
Force-1		Entities: Reference: Type: Values:	2 face(s) Edge< 1 > Apply force ,, -79.2349 N
Force-2	ż.	Entities: Type: Values:	7 face(s) Apply force ,, -26.3417 N
Gravity-1	±	Values: Units:	0 0-9.81 SI

# Mesh information

Mesh type	Solid Mesh
Mesher Used:	Standard mesh
Automatic Transition:	Off
Include Mesh Auto Loops:	Off
Jacobian points	4 Points
Element Size	15.856 mm
Tolerance	0.7928 mm
Mesh Quality	High

### **Mesh information - Details**

Total Nodes	27418
Total Elements	16044
Maximum Aspect Ratio	40.663
% of elements with Aspect Ratio < 3	85.8
% of elements with Aspect Ratio > 10	1.53
% of distorted elements(Jacobian)	0
Time to complete mesh(hh;mm;ss):	00:00:05
Computer name:	DELLY-PC

Model name:sayap solid skywalker revisi Study name:Static 1(-Default-) Mesh type: Solid Mesh

## **Resultant Forces**

## **Reaction forces**

Selection set	Units	Sum X	Sum Y	Sum Z	Resultant
Entire Model	Ν	-3.1368	-126.036	261.8	290.576

# **Study Results**



Name	Туре	Min	Max
Stress1	VON: von Mises Stress	3406.95 N/m^2	1.58239e+006 N/m^2



Nam	ie	Туре	Min	Max



Name	Туре	Min	Max
Strain1	ESTRN: Equivalent Strain	6.98319e-007 Element: 13568	0.000351475 Element: 10890







#### **BIODATA PENULIS**



Penulis dilahirkan di Gresik, 26 November 1993, merupakan anak kedua dari dua bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu, SDN 2 Pongangan, SMPN 1 Gresik, dan SMAN 1 Gresik. Pada tahun 2012 Penulis diterima di Jurusan D3 Teknik Mesin FTI – ITS dan terdaftar sebagai mahasiswa dengan NRP 2112030037. Manufaktur merupakan bidang studi yang dipilih penulis.

Selama duduk di bangku kuliah penulis aktif mengikuti kegiatan baik di bidang akademik

maupun non akademik. Penulis juga pernah mengikuti berbagai kegiatan dan bergabung dalam organisasi untuk menunjang softskill. Kegiatan yang pernah diikutinya antara lain : Divisi Design & Body Manufacturing Mobil Listrik Nogogeni D3 Teknik Mesin tahun 2013 s/d 2014.

Pelatihan yang pernah diikuti penulis : Pelatihan LKMM Pra TD di Fakultas Teknik Industri ITS (2012). Pelatihan LKMM TD, Pelatihan KTI, Pelatihan Motor Bakar di Jurusan D3 teknik Mesin. Penulis Juga pernah melaksanakan kerja praktek di PT. Dirgantara Indonesia Persero selama dua bulan pada 01 Juli s/d 30 Agustus 2013 di bidang *Bonding & Composite Structure*.