SKRIPSI ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

Diajukan Sebagai Salah Satu Syarat Untuk Mendapatkan Gelar Sarjana Teknik Mesin Pada Fakultas Teknik Universitas Sriwijaya

> Oleh: KASYFUL WARITS KIAT 03051381821008



PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN JURUSAN TEKNIK MESIN FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS SRIWIJAYA 2019

HALAMAN PENGESAHAN

ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

SKRIPSI

Diajukan Untuk Melengkapi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar sarjana Teknik Mesin Pada Fakultas Teknik Universitas Sriwijaya

Oleh: KASYFUL WARITS KIAT 03051381821008

Mengetahui Ketua Jurusan Teknik Mesin, S.T., M.Eng., Ph.D. Yan **Irsva** NIP. 19711225 199702 1 001

Palembang, Desember 2019

Pembimbing

<u>Dr. Dewi Puspitasari, S.T., M.T.</u> NIP. 19700115 199412 2 001 JURUSAN TEKNIK MESIN FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS SRIWIJAYA

Agenda	
Diterima Tanggal	
Paraf	

SKRIPSI

NAMA		KASYFUL WARITS KIAT
NIM	•	03051381821008
JUDUL		ANALISA PENGARUH SWEPT WING PADA
		AIRFOIL NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA
		SC(2) – 0706, TERHADAP SHOCKWAVE PADA
		MACH NUMBER 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN
		CFD
DIBERIKAN	•	FEBRUARI 2019
SELESAI	•	DESEMBER 2019

v

Mengetahui -Ketua Jurusan Teknik Mesin, Irsyadi Yani, S.T., M.Eng., Ph.D. NIP. 19711225 199702 1 001

Palembang, Desember 2019 Diperiksa dan disetujui oleh Pembimbing Skripsi

Hanneps

Dr. Dewi Puspitasari, S.T., M.T. NIP. 19700115 199412 2 001

HALAMAN PERSETUJUAN

Karya tulis ilmiah berupa Skripsi ini dengan judul "ANALISA PERNGARUH SWEPT WING PADA AIRFOIL NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP SHOCKWAVE PADA MACH NUMBER 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD" telah dipertahankan di hadapan Tim Penguji Karya Tulis Ilmiah Fakultas Teknik Program Studi Teknik Mesin Universitas Sriwijaya pada tanggal 28 Desember 2019.

Palembang

Tim Penguji Karya tulis ilmiah berupa Skripsi Ketua:

1. Ellyanie, S.T, M.T

NIP. 19690501 199412 2 001

Anggota:

2. Ir. Firmansyah Burlian, M.T

NIP. 19810510 200501 1 005

3. Prof. Dr. Ir. H. Kaprawi. DEA

NIP. 19570118 198503 1 004



Dosen Pembimbing

Dr. Dewi Puspitasari S.T., M.T NIP: 19700115 199412 2 001

HALAMAN PERNYATAAN INTEGRITAS

Yang bertanda tangan dibawah ini.

Nama : Kasyful Warits Kiat

NIM : 03051381821008

Judul : ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

Menyatakan bahwa Skripsi saya merupakan hasil karya sendiri didampingi oleh pembimbing dan bukan hasil penjiplakan/*plagiat*. Apabila ditemukan unsur penjiplakan/*plagiat* dalam Skripsi ini, maka saya bersedia menerima sanksi akademik dari Universitas Sriwijaya sesuai aturan yang berlaku.

Demikian pernyataan ini saya buat dalam keadaan sadar dan tanpa ada paksaaan dari siapa pun



Palembang, 3 Desember 2019



Kasyful Warits Kiat NIM. 03051381821008

HALAMAN PERSETUJUAN PUBLIKASI

Yang bertanda tangan dibawah ini.

Nama : Kasyful Warits Kiat

NIM : 03051381821008

Judul : ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

Memberikan izin kepada pembimbing dan Universitas Sriwijaya untuk mempublikasikan hasil penelitian saya untuk kepentingan akademik. Apabila dalam 1 (satu) tahun tidak mempublikasikan karya penelitian saya, dalam kasus ini saya setuju untuk menempatkan pembimbing sebagai penulis korespondensi *(Corresponding author)*.

Demikian pernyataan ini saya buat dalam keadaan sadar dan tanpa ada paksaaan dari siapa pun

Palembang, 31 Desember 2019

Kasyful Warits Kiat NIM. 03051381821008

RINGKASAN

ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

Karya Tulis Ilmiah berupa Skripsi, 31 Desember 2019

Kasyful Warits Kiat, Dibimbing oleh Dr. Dewi Puspitasari, S.T., M.T.

ANALYSIS THE EFFECT OF SWEPT WING WITH NACA 0012, NACA 64 - 206, AND NASA SC (2) – 0706 AIRFOILS ON SHOCKWAVE AT MACH NUMBER 0.85 USING CFD

xxviii + 73 halaman, 4 tabel, 45 gambar, 3 lampiran

RINGKASAN

Airfoil digunakan sebagai bentuk dasar pada sayap pesawat. *Airfoil* pada sayap pesawat digunakan untuk menghasilkan gaya angkat yang akan mengangkat badan pesawat ke udara. Gaya angkat dihasilkan dari perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap pesawat. Pada penerbangan kecepatan tinggi akan terjadi *shockwave* pada bagian tertentu dari sayap yang akan merugikan performa aerodinamis pada sayap tersebut. Peningkatan performa aerodinamis sayap pada kecepatan tinggi dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya dengan memberikan sudut kemiringan pada rentangan sayap yang disebut dengan *swept angle*.

Penelitian ini akan menggunakan metode simulasi CFD 3D dengan menggunakan software Ansys Fluent. *Airfoil* yang digunakan adalah NACA 0012, NACA 64-206, dan NASA SC(2)-0706 dengan *chord length* 1 m, AR = 5, dan λ = 1 dengan variasi *backward swept angle* Λ = 0°, 15°, 30°, dan 45°. Aliran *free stream*

merupakan udara yang mengalir dengan *Mach Number* = 0,85 pada ketinggian permukaan laut dan kondisi *steady*. Berdasarkan hasil simulasi NACA 0012 meminimalisir *shock* pada $\Lambda = 45^{\circ}$ dengan $C_l = 0$ dikarenakan *symmetric airfoil*, sedangkan NACA 64-206 dan NASA SC(2) – 0706 dapat meminimalisir *shock* pada $\Lambda = 30^{\circ}$ dengan nilai C_l/C_d sebesar 17,58 (NACA 64-206) dan 20,86 (NASA SC(2) – 0706), penggunaan $\Lambda = 45^{\circ}$ akan berdampak merugikan karena mengurangi nilai C_l/C_d . Simulasi ini juga memberikan gambaran visual berupa plot kontur dan grafik *Mach Number* dan *Pressure Coefficient* pada rentangan tengah (*Midspan*) dari sayap dengan setiap variasi *swept angle* (Λ) sehingga pengaruh *shockwave* pada aliran dapat dianalisa.

Kata Kunci: Airfoil, Mach Number, Shockwave, Swept angle.

SUMMARY

ANALYSIS THE EFFECT OF SWEPT WING WITH NACA 0012, NACA 64 - 206, AND NASA SC (2) – 0706 AIRFOILS ON SHOCKWAVE AT MACH NUMBER 0.85 USING CFD

Scientific Writing in the form of Thesis, December 2019

ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

xxviii + 73 pages, 4 tables, 45 images, 3 attachments

SUMMARY

Airfoil is used as a basic form on aircraft wings. Airfoil on the wing of the aircraft is used to produce lift that will lift the fuselage into the air. Lifting force results from the difference in pressure between the upper surface and the lower surface of an aircraft wings. In high speed flights shockwave will occur at certain parts of the wing which will adversely affect the aerodynamic performance of the wing. Wing aerodynamic performance at high speeds can be improved in various ways, one of which is by giving a angle to the wing span called a swept angle.

This study will use 3D CFD simulation methods using Ansys Fluent. The airfoil used are NACA 0012, NACA 64-206, and NASA SC (2) -0706 with a chord length of 1 m, AR = 5, and $\lambda = 1$ with a variation of backward swept angle $\Lambda = 0^{\circ}$, 15°, 30°, and 45°. Free stream flow is air flowing with Mach Number = 0,85 at sea level and steady conditions. Based on the simulation results NACA 0012 minimizes shock at $\Lambda = 45^{\circ}$ with Cl = 0 due to symmetric airfoil, while NACA 64-206 and NASA SC (2) - 0706 can minimize shock at $\Lambda = 30^{\circ}$ with a Cl / Cd value of 17.58

(NACA 64-206) and 20.86 (NASA SC (2) - 0706), the use of $\Lambda = 45^{\circ}$ will have a detrimental effect because it reduces the value of Cl / Cd. This simulation also provides a visual representation of contour plots and Mach Number and Pressure Coefficient charts in the middle stretch (Midspan) of the wing with each variation of swept angle (Λ) so that the effect of shockwave on flow can be analyzed.

Keywords: Airfoil, Mach Number, Shockwave, Swept angle.

KATA PENGANTAR

Segala puji syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT karena dengan Rahmat ALLAH Yang Maha Esa, maka skripsi yang berjudul "ANALISA PERNGARUH SWEPT WING PADA AIRFOIL NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP SHOCKWAVE PADA MACH NUMBER 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD" ini dapat diselesaikan.

Skripsi ini disusun untuk memenuhi persyaratan menyelesaikan pendidikan di jurusan Teknik Mesin dan dalam rangka memperoleh status kelulusan.

Penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada Orang tua yang telah memberikan dukungan selama melaksanakan skripsi dan semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu. Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada:

- Bapak Irsyadi Yani, S.T., M.Eng., Ph.D selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Universitas Sriwijaya.
- 2. Ibu Dr. Dewi Puspitasari S.T, M.T selaku dosen pembimbing yang selama ini telah memberi banyak arahan dan bimbangan untuk menyelesaikan skripsi ini.
- 3. Seluruh staff dan pengajar dilingkungan jurusan teknik mesin yang telah memberi banyak ilmu pengetahuan.
- 4. Rekan-rekan mahasiswa jurusan teknik mesin yang selalu memberi dukungan dan semangat kepada penulis.
- 5. Dan pihak-pihak yang belum bisa penulis sebutkan satu persatu.

Palembang,

Penulis

DAFTAR ISI

	Halaman
HALAMAN	N JUDULi
HALAMAN	N PENGESAHANiii
HALAMAN	N PENGESAHAN AGENDAv
HALAMAN	N PERSETUJUAN vii
HALAMAN	N PERNYATAAN INTEGRITASix
HALAMAN	N PERSETUJUAN PUBLIKASIxi
RINGKAS	AN xiii
SUMMAR	Yxv
KATA PEN	JGANTAR xvii
DAFTAR I	SIxix
DAFTAR (GAMBARxxi
DAFTAR T	CABEL xxiii
DAFTAR L	AMPIRANxxv
DAFTAR S	SIMBOL DAN SINGKATAN xxvii
BAB I PEN	DAHULUAN1
1.1	Latar Belakang1
1.2	Rumusan Masalah
1.3	Batasan Masalah2
1.4	Tujuan Penelitian
1.5	Metode Penelitian
BAB II TIN	JAUAN PUSTAKA5
2.1	Jurnal Referensi
2.2	Landasan Teori
	2.2.1 Airfoil

	2.2.2	Aerodinamika Pada Airfoil	16
	2.2.3	Konfigurasi Swept Wing	21
	2.2.4	Mach Number	23
	2.2.5	Aliran Transonic	24
	2.2.6	Computational Fluid Dynamics (CFD)	26
BAB III M	IETODI	E PENELITIAN	31
3.1	Metod	le	31
3.2	Diagra	am Alir Penelitian	31
	3.2.1	Study Literatur	32
	3.2.2	Simulasi	32
	3.2.3	Analisis hasil simulasi	
3.3	Diagra	am Alir Simulasi	39
3.4	Data y	ang diperlukan	40
3.5	Geom	etri	40
BAB IV H	IASIL D	DAN PEMBAHASAN	41
4.1	Hasil I	Meshing	41
4.2	Hasil S	Simulasi CFD	43
	4.2.1	Hasil Simulasi NACA 0012	43
	4.2.2	Hasil Simulasi NACA 64-206	49
	4.2.3	Hasil Simulasi NASA SC(2) - 0706	55
	4.2.4	Pengaruh Swept angle terhadap Mach Number dan	Pressure
		Coefficient	61
	4.2.5	Performa Aerodinamika	61
	4.2.6	Pengaruh Swept angle terhadap Lift dan Drag	64
4.3	Perbar	ndingan hasil simulasi dengan hasil experimental	64
BAB V KI	ESIMPU	JLAN DAN SARAN	67
5.1	Kesim	pulan	67
5.2	Saran		68
DAFTAR	PUSTA	.KA	69
LAMPIRA	AN		71

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Distribusi kecepatan $\alpha = 8^{\circ} \Lambda = 0^{\circ}$ (a), dan <i>tip vortex</i> (b) (Ridha,
2017)5
Gambar 2. 2 Grafik Cl (a), Cd (b), dan Cm (c) terhadap sudut serang (α)
(Yen, 2011)7
Gambar 2. 3 Kontur kecepatan dalam m/s pada (a) NACA 0003, (b)
NACA 0012, (c) NACA 64-206, (d) NACA 64-210
(Abdullah, et al., 2017)9
Gambar 2. 4 Coefficient lift terhadap a (Abdullah, et al., 2017) 10
Gambar 2. 5 Coefficient drag terhadap a (Abdullah, et al., 2017) 10
Gambar 2. 6 Airfoil nomenclature (Olivier Cleynen, 2011) 11
Gambar 2. 7 Tata cara pengukuran ketebalan airfoil (Olivier Cleynen,
2011)
Gambar 2. 8 NACA 0012
Gambar 2. 9 NACA 64 – 206
Gambar 2. 10 NASA SC(2) – 0706
Gambar 2. 11 Distribusi tekanan (pressure) dan gaya geser (shear) pada
airfoil (Wood, 2017) 17
Gambar 2. 12 Lokasi 1/4c dan komponen serta momen gaya aerodinamis
yang dihasilkan (Wood, 2017) 18
Gambar 2. 13 Komponen kecepatan pada (a) straight wing, dan (b) swept
wing (SRM University, 2008)
Gambar 2. 14 Pembentukan shockwave berbanding dengan kenaikan mach
<i>number</i> (Mason, 2006)
Gambar 2. 15 Ilustrasi konservasi massa
Gambar 2. 16 Bentuk-bentuk mesh dalam 2D dan 3D 28
Gambar 3. 1 Interface Fluent 18.2
Gambar 3. 2 Cara <i>import</i> mesh
Gambar 3. 3 Tahap pemeriksaan
Gambar 3. 4 Contoh hasil pemeriksaan mesh
Gambar 3. 5 Penentuan Model Simulasi

Gambar 3. 6 Pengaturan kondisi Inlet	36
Gambar 3. 7 Pengaturan temperature	
Gambar 3. 8 Cara melakukan iterasi	
Gambar 3. 9 Skema pengambilan data	38
Gambar 3. 10 Contoh desain geometri sayap dengan $\Lambda = 0^{\circ}$ (a) dan 30° (b)	40
Gambar 4. 1 Mesh tetrahedron pada domain	41
Gambar 4. 2 Mesh lebih halus di sekitar sayap	41
Gambar 4. 3 kontur Mach Number pada NACA 0012	44
Gambar 4. 4 Grafik M terhadap X/c pada NACA 0012	45
Gambar 4. 5 kontur <i>Cp</i> pada NACA 0012	47
Gambar 4. 6 Grafik C _p terhadap X/c pada NACA 64-206	48
Gambar 4. 7 kontur Mach Number pada NACA 64-206	50
Gambar 4. 8 Grafik <i>M</i> terhadap X/c pada NACA 64-206	51
Gambar 4. 9 kontur C_p pada NACA 64-206	53
Gambar 4. 10 Grafik C_p terhadap X/c pada NACA 64-206	54
Gambar 4. 11 kontur Mach Number pada NASA SC(2)-0706	56
Gambar 4. 12 Grafik <i>M</i> terhadap X/c pada NASA SC(2)-0706	57
Gambar 4. 13 kontur C_p pada NASA SC(2)-0706	59
Gambar 4. 14 Grafik C_p terhadap X/c pada NASA SC(2)-0706	60
Gambar 4. 15 Grafik C_l terhadap variasi Λ untuk setiap <i>airfoil</i>	62
Gambar 4. 16 Grafik C_d terhadap variasi Λ untuk setiap <i>airfoil</i>	63
Gambar 4. 17 Pengaturan experimen terowongan angin	65
Gambar 4. 18 Hasil experimen pada symmetry airfoil	65
Gambar 4. 19 pengaruh ketebalan airfoil terhadap shockwave	66

DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1 Perbandingan Cl dan Cd (Ridha, 2017)	6
Tabel 3. 1 Data yang diperlukan untuk simulasi	40
Tabel 4. 1 Data Mesh	42

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran I.	Rancangan Airfoil	71
Lampiran II.	Rancangan Swept Wing	71
Lampiran III.	Coefficient Lift (C1) dan Coefficient Drag (Cd)	73

DAFTAR SIMBOL DAN SINGKATAN

Daftar Simbol

ρ	: Massa jenis fluida (kg/m3)
α	: Sudut serang
Λ	: Sudut swept
ν	: Kecepatan (m/s)
V_{∞}	: Kecepatan <i>free stream</i> (m/s)
Р	: Tekanan (Pa)
P_s	: Tekanan statik (Pa)
P_d	: Tekanan dinamik (Pa)
а	: Kecepatan suara (m/s)
γ	: Kalor spesifik (udara: 1,4)
R	: Konstanta Gas universal (287,04 J/Kg.K)
Т	: Temperatur (K)
M_{pitch}	: Momen <i>pitch</i> (N.m)
М	: Bilangan Mach
M_{∞}	: Bilangan Mach free stream
L	: Gaya angkat (N)
D	: Gaya hambat (N)
C_p	: Pressure Coefficient
C_l	: Lift Coefficient
C_d	: Drag Coefficient
μ	: Viskositas (kg/m/s)
v	: Viskositas kinematik (m ² /s)

Re	: Bilangan Reynold
AR	: Aspect ratio
λ	: Taper ratio
С	: <i>Chord length</i> (m)
b	: Wing span (m)
S	: Luas permukaan sayap (m ²)

Daftar Singkatan

CFD	: Computational Fluid Dynamics
AOA	: Angle of Attack
CoP	: Center of Pressure

ANALISA PENGARUH *SWEPT WING* PADA *AIRFOIL* NACA 0012, NACA 64 – 206, DAN NASA SC(2) – 0706 TERHADAP *SHOCKWAVE* PADA *MACH NUMBER* 0,85 DENGAN MENGGUNAKAN CFD

Dewi Puspitasari*, Kasyful Warits Kiat

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Sriwijaya, Palembang, Sumatera Selatan, Indonesia

E-mail*: dewiunsri70@yahoo.co.id

Abstrak

Airfoil digunakan sebagai bentuk dasar pada sayap pesawat. Airfoil pada sayap pesawat digunakan untuk menghasilkan gaya angkat yang akan mengangkat badan pesawat ke udara. Gaya angkat dihasilkan dari perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap pesawat. Pada penerbangan kecepatan tinggi akan terjadi shockwave pada bagian tertentu dari sayap yang akan merugikan performa aerodinamis pada sayap tersebut. Peningkatan performa aerodinamis sayap pada kecepatan tinggi dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya dengan memberikan sudut kemiringan pada rentangan sayap yang disebut dengan swept angle. Penelitian ini akan menggunakan metode simulasi CFD 3D dengan menggunakan software Ansys Fluent. Airfoil yang digunakan adalah NACA 0012, NACA 64-206, dan NASA SC(2)-0706 dengan chord length 1 m, AR = 5, dan λ = 1 dengan variasi backward swept angle $\Lambda = 0^{\circ}$, 15°, 30°, dan 45°. Aliran free stream merupakan udara yang mengalir dengan Mach Number = 0,85 pada ketinggian permukaan laut dan kondisi steady. Berdasarkan hasil simulasi NACA 0012 meminimalisir shock pada $\Lambda = 45^{\circ}$ dengan $C_l = 0$ dikarenakan symmetric airfoil, sedangkan NACA 64-206 dan NASA SC(2) - 0706 dapat meminimalisir shock pada $\Lambda = 30^{\circ}$ dengan nilai C_l/C_d sebesar 17,58 (NACA 64-206) dan 20,86 (NASA SC(2) – 0706), penggunaan $\Lambda = 45^{\circ}$ akan berdampak merugikan karena mengurangi nilai C// Cd. Simulasi ini juga memberikan gambaran visual berupa plot kontur dan grafik Mach Number dan Pressure Coefficient pada rentangan tengah (Midspan) dari sayap dengan setiap variasi swept angle (Λ) sehingga pengaruh shockwave pada aliran dapat dianalisa.

Kata kunci: Airfoil, Mach Number, Shockwave, Swept angle.



<u>Irsyadi Yani, S.T., M.Eng., Ph.D.</u> NIP. 19711225 199702 1 001 Diperiksa dan disetujui **Pembimbing**

<u>Dr. Dewi Puspitasari, S.T., M.T.</u> NIP. 19700115 199412 2 001

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pada pesawat udara, sayap berfungsi untuk menyediakan gaya angkat (*lift*) yang dihasilkan akibat perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah dari sayap tersebut dimana perbedaan tekanan dan karakteristik aliran fluida yang mengalir pada sayap tergantung pada profil dari *airfoil* yang digunakan dalam konstruksi sayap.

Airfoil adalah suatu geometri aerodinamis yang umumnya digunakan pada sayap pesawat dan mesin - mesin fluida seperti kompresor, turbin, dan pompa (Ridha, 2017). Perbedaan tekanan yang terjadi antara *upper* dan *lower surface* pada *airfoil* menghasilkan gaya angkat. *Airfoil* terbagi menjadi beberapa jenis tergantung pada kebutuhan penggunaan dan kecepatan fluida kerja. Dari berbagai jenis *airfoil* tersebut dapat dikelompokan menjadi dua jenis utama yaitu *symmetry airfoil* dan *cambered airfoil* dimana perbedaan umum dapat dilihat pada *upper* dan *lower camber* dari *airfoil* yang mempengaruhi aerodinamikanya.

Pada kecepatan terbang *transonic* aliran pada permukaan atas sayap akan membentuk *shockwave* (gelombang kejut). Pembentukan *shockwave* akan mengurangi kecepatan aliran secara signifikan, hal ini mencegah pesawat untuk berakselerasi lebih lanjut untuk mencapai kecepatan *sonic* dan *supersonic*. Penurunan kecepatan aliran juga akan menurunkan perbedaan tekanan antara *upper* dan *lower surface* menjadi jauh lebih kecil, gaya angkat yang dihasilkan juga akan menurun. Fenomena ini sering disebut dengan *wave drag*.

Fenomena *wave drag* ini dapat dikendalikan dengan cara memperlambat pembentukan *shockwave* pada sayap, hal ini dapat dilakukan dengan cara memberikan sudut *swept* (*swept angle*) pada bagian *leading edge* sayap, *swept angle* dapat mengarah kedepan atau kebelakang dan akan memiliki efek yang sama, konfigurasi sayap seperti ini disebut dengan *swept wing*. Konfigurasi *swept wing* sering digunakan pada hampir semua jenis pesawat terbang komersial yang beroperasi pada kecepatan *transonic* seperti BOEING 777, BOEING 737, AIRBUS A320 dan AIRBUS 380 juga pada pesawat militer dengan kecepatan *supersonic* seperti jet tempur F-15 yang menggunakan konfigurasi *backward swept wing* dan NASA AMSTRONG X-29A yang menggunakan konfigurasi *forward swept wing*.

Pada penelitian ini digunakan tiga jenis *airfoil* yaitu NACA 0012, NACA 64 – 206, dan NASA SC (2) – 0706. Pemilihan tiga jenis airfoil tersebut berdasarkan dari konsep penerbangan kecepatan tinggi dimana diperlukan *airfoil* yang tipis, *leading edge* yang lebih tajam, dan kontur khusus agar memiliki performa optimal pada kecepatan tinggi.

1.2 Rumusan Masalah

Aliran fluida kecepatan tinggi yang mengalir melalui sayap akan mnciptakan *shockwave* yang diakibatkan oleh kompresibilitas udara pada kecepatan *sonic*. *Shockwave* ini nantinya dapat menimbulkan fenomena *wave drag* yang merugikan pesawat. Pemberian *swept angle* mampu menurunkan besarnya aliran *chordwise flow* sehingga mampu menaikan performa sayap pada kecepatan tinggi dan mencegah fenomena *wave drag*.

1.3 Batasan Masalah

Penelitian ini terfokuskan untuk menganalisa performa *swept wing* yang dapat digunakan untuk memprediksi pembentukan *shockwave* pada kecepatan terbang *Mach* 0,85 di setiap *swept angle* dan profil *airfoil* yang dianalisis. Oleh karena itu ditentukan beberapa batasan masalah agar tujuan penelitian dapat tercapat, Batasan masalah tersebut antara lain:

- Airfoil yang disimulasikan antara lain *airfoil* NACA 0012, NACA 64

 206, dan NASA SC (2) 0706 dengan konfigurasi sayap berupa *backward swept angle* dengan AR = 5, dan λ = 1
- 2. Variasi swept angle yang digunakan yaitu 15°, 30°, dan 45°

- 3. Fluida mengalir dalam kondisi *steady flow*, dan *viscous*, pada kecepatan aliran *Mach* 0,85, dan sudut serang 0°
- 4. Proses perpindahan panas tidak dianalisa
- 5. Analisa bahan dan material tidak dilakukan

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk menganalisa pengaruh variasi *swept angle* (Λ) terhadap aliran *chordwise flow* yang dapat digunakan untuk memprediksi terbentuknya *shockwave* pada *swept angle* tersebut. Berikut adalah beberapa hasil yang diinginkan pada penelitian ini yaitu:

- 1. Besarnya sudut *swept* yang diperlukan untuk setiap *airfoil* agar *shockwave* di minimalkan
- 2. Performa aerodinamis sayap berupa C_d dan C_l untuk setiap variasi *swept angle*

1.5 Metode Penelitian

Penelitian ini menggunakan metode simulasi dan analisa secara komputasi. Proses simulasi dimulai dengan merancang geometri kemudian *meshing* menggunakan Ansys lalu rancangan akan di input ke *software* CFD FLUENT untuk dilakukan perhitungan secara komputasi. Penelitian ini akan melalui 5 tahap yaitu:

- 1. Studi literatur
- 2. Perancangan geometri dan mesh
- 3. Penentuan kondisi batas
- 4. Iterasi
- 5. Analisis hasil simulasi

DAFTAR PUSTAKA

- Abdullah, A., Sabhi, M. N., Jafri, M. & Zulkafli, M. F., 2017. NUMERICAL STUDY OF MILITARY AIRFOILS DESIGN FOR COMPRESSIBLE FLOW. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences, 12(24), p. 5.
- Anderson, J., 2016. *Fundamentals of Aerodynamics 6th Edition*. s.l.:McGraw-Hill Education.
- Bertin, J. J., 2013. Aerodynamics for Engineers. s.l.:Pearson.

Green, J., 2017. Web Space. [Online] Available at: <u>https://people.clarkson.edu/~pmarzocc/AE429/The%20NACA%20airfo</u> <u>il%20series.pdf</u> [Accessed 27 03 2019].

- Haliday, D. & Resnick, R., n.d. In: Fundamental of Physics 3rd Edition. s.l.:s.n.
- Harris, C., 1990. NASA Supercritical Airfoils: A Matrix of Family-Related Airfoils. *NASA Technical Paper*.
- Hoseini, S. H., 1998. Swept, Diamond, and Delta Wings. s.l.:Sharif University of Technology.
- Houghton, E. L., 2013. Aerodynamics for Engineering Students. s.l.:Butterworth-Heinemann.
- Hurt, H. H., 2012. Aerodynamics for Naval Aviators: NAVWEPS 00-80T-80. s.l.: Skyhorse.
- Mason, W. H., 2006. Configuration Aerodynamics. In: s.l.:s.n.
- Ridha, R., 2017. STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI DI SEKITAR AIRFOIL NACA 0012 DENGAN BACKWARD SWEPT ANGLE 0°, 15°, DAN 30°.
- SRM University, 2008. [Online] Available at: <u>http://www.srmuniv.ac.in/sites/default/files/downloads/class5-2012.pdf</u> [Accessed 20 03 2019].
- Wood, A., 2017. *Aerodynamic Lift, Drag and Moment Coefficients*. [Online] Available at: <u>https://aerotoolbox.net/lift-drag-moment-coefficient/</u> [Accessed 28 03 2019].
- Yen, S.-C., 2011. AERODYNAMIC PERFORMANCE AND SHEDDING CHARACTERISTICS ON A SWEPT-BACK WING. Volume 19.
- Young, D. F., Munson, B. R., Okiishi, T. H. & Huebsch, W. W., 2010. In: A Brief Introduction To Fluid Mechanics, 5th Edition. s.l.:John Wiley & Sons, Inc., p. 95.