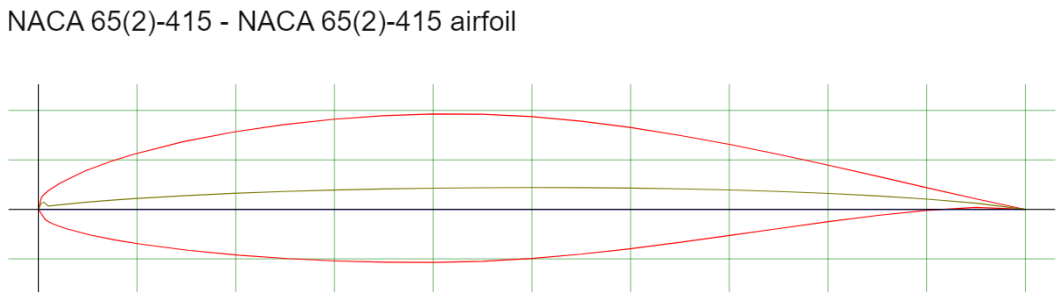
BAB III
METODE PENELITIAN

A. Model dan Karakteristik Benda Uji

Pada penelitian ini sayap Piper PA34-220T Piper Seneca V dengan nomor Airfoil National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 65(2)-415 dijadikan model penelitian. Planform yang dipergunakan sebagai baseline adalah plain wing atau sering disebut sebagai rectangular wing. Pada gambar 3.1. ditunjukkan bentuk airfoil NACA 65(2)-415.



Gambar 3.1. NACA 65(2)-415 (airfoiltools.com)

B. Desain Eksperimen

Peralatan dan benda uji yang digunakan dalam eksperimen ini adalah sebagai berikut:

a. Benda Uji Penelitian Performa Aerodinamika

Model sayap yang digunakan dalam percobaan ini adalah sayap dengan profil *airfoil* penelitian NACA 65(2)-415.

Jenis *Airfoil* dan kondisi ruangan

Jenis *wing airfoil* : airfoil NACA 65(2)-415

Tekanan ruangan : 760 mmHg

Temperatur ruangan : 30^{o}C

Kecepatan aliran : 97 m/s

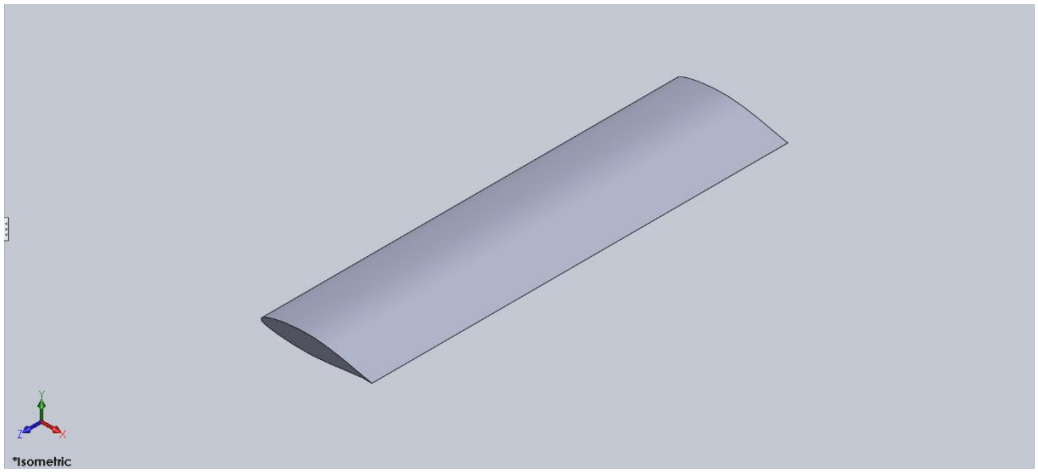
$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} = \frac{1{,}165\,\frac{kg}{m^3}\,x97\,\frac{m}{s}\,x0{,}036m}{1{,}86x10^{-5}\,\frac{kg}{m.s}} = 2{,}19x10^{5}$$

Sudut Serang : 0^o, 2^o, 4^o, 6^o, 8^o, 10^o,12^o, 15^o, 17^o, 19^o dan 20^o

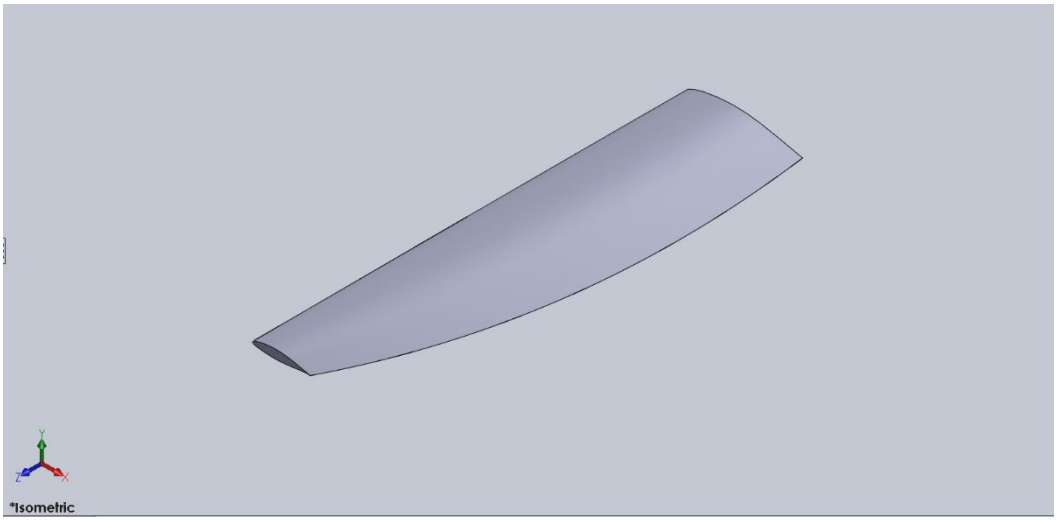
Model benda uji berupa *airfoil* jenis NACA 65(2)-415 dengan beberapa variasi planform wing. Benda uji digambar dengan menggunakan *software* Solidwork 2015 yang selanjutnya diekspor ke *software* Ansys. Dimensi dari benda uji mengacu pada penelitian dari Hariyadi (S. P. S. Hariyadi et al., 2022; S. S. P. Hariyadi et al., 2018; Putro et al., 2019; Setyo Hariyadi, Sutardi, & Widodo, 2018; Setyo Hariyadi, Sutardi, Widodo, et al., 2018) yang dapat dilihat pada tabel 3.1 dan model uji dapat dilihat pada gambar 3.1-3.4.

Tabel 3.1. Spesifikasi model penelitian

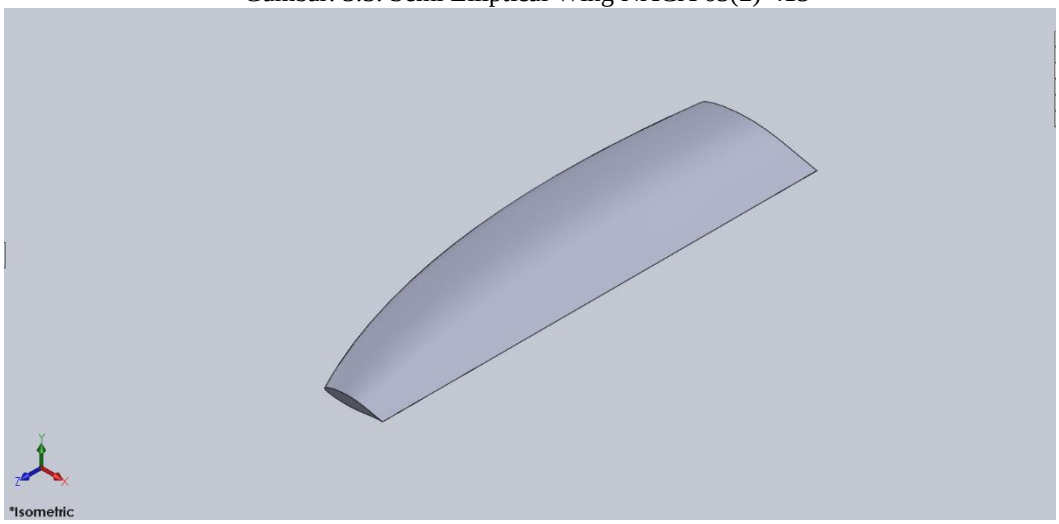
No	Descripsion	Dimension
1	Airfoil Type	NACA 65(2)-415
2	Wing Type	Straight Constant Chord
3	Sweep Angle	0°
4	Wing Span	60 cm
5	Aspect Ratio	4
6	Chord Length	20 cm



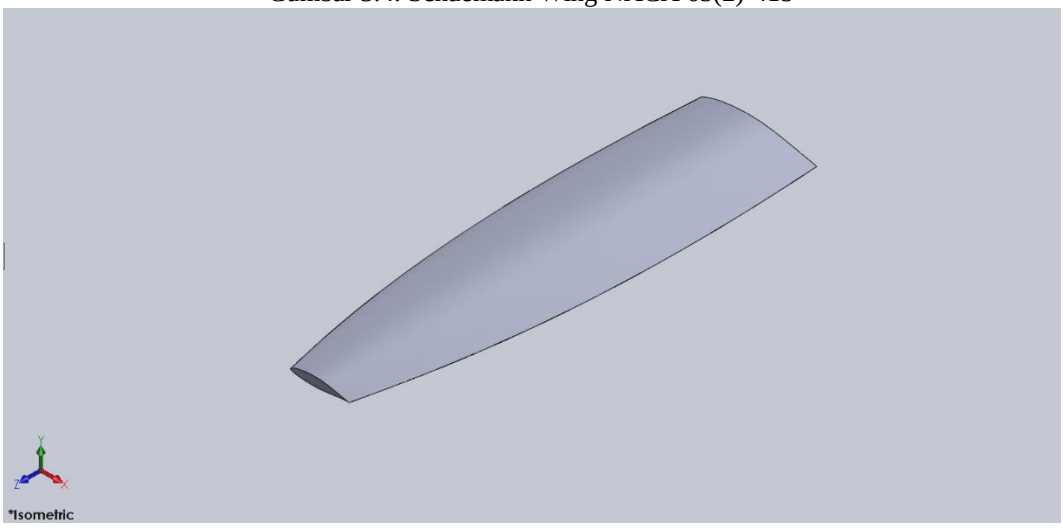
Gambar 3.2. Plain NACA 65(2)-415



Gambar. 3.3. Semi Elliptical Wing NACA 65(2)-415



Gambar 3.4. Schuemann Wing NACA 65(2)-415



Gambar. 3.5. Elliptical Wing NACA 65(2)-415

b. Peralatan Penelitian

a) Terowongan Angin (*Wind Tunnel*)

Penelitian ini menggunakan *wind tunnel* jenis *open circuit* untuk menguji benda dalam skala model, dimana udara yang dialirkan ke dalamnya langsung bebas dilepas ke udara bebas setelah melalui *test section*. Hal ini disebabkan pengukuran sebenarnya cukup sulit dan membutuhkan biaya yang mahal. Oleh karena itu, *wind tunnel* dibuat dengan kondisi yang mendekati kenyataan sehingga hasil yang didapatkan cukup akurat. *Wind tunnel* yang digunakan sebagaimana pada gambar 3.6. ini memiliki spesifikasi sebagai berikut:



Gambar 3.6. *Wind Tunnel Open Circuit Airflow WT-60*

Spesifikasi *Wind Tunnel*

Jenis : *subsonic, open circuit wind tunnel*

Spesifikasi Teknis :

- *Test Section Dimension* : 60cm x 60cm x 100cm
- *Length Overall* : 550 cm
- *Frontal Section Area* : 180 x 180 cm
- *Aluminium Flow Straightener*
- *Air Flow Speed* : 0 – 50 m/s
- *Driven by Axial Fan and 22 kW Electric Motor*
- *Control Panel with Variometer*
- *Electric Power required* 25kW 220/380Vac, 3 Ph
- *Pitot Static Tube, Wake Rake 8 tubes*

- *Balance Table Lift & Drag*
- *Load Sensor* 50N *with Mounting*
- *Digital Display Lift & Drag Forces*
- *Calibration Catrol for Lift & Drag*
- *Digital Airspeed Indicator*
- *Digital Anemometer & Air Temperature*
- *Manometer 36 tubes*
- *Smoke Generator*
- *Digital Manometer*
- *Realtime PC-based Data Acquisition (DAQ) System*

Aliran dianggap incompressible pada inlet *wind tunnel*. *Incompressible flow* (aliran tak termampatkan) adalah aliran dimana volumenya tidak berubah karena perubahan tekanan, misalnya aliran udara.

b) Manometer

Manometer digunakan sebagai alat pengukur tekanan pada benda uji penelitian. Manometer yang digunakan adalah manometer pipe dengan 32 tube yang dihubungkan 32 *channel pressure sensor* untuk mempermudah pembacaan Δh sebagaimana tampak pada gambar 3.7. Spesifikasi manometer yang digunakan adalah sebagai berikut:

Jumlah tabung : 32 tabung pipa
Skala maksimum : 50 cm
Skala minimum : -50 cm
Fluida pengisi manometer : *Red Oil (SG = 0,817)*



Gambar 3.7. Manometer pipe 32 tube.

c) *Pressure Tap*

Pressure tap berbentuk lubang – lubang kecil berdiameter 1 mm yang dipasang sepanjang kontur benda uji yang searah aliran dan tegak lurus permukaan benda uji, *Pressure tap* ini dihubungkan dengan manometer pipa yang berfungsi untuk mengukur tekanan statis di sepanjang permukaan benda uji.

d) *Termometer Digital*

Termometer ini digunakan untuk mengukur temperatur udara di ruangan tempat *wind tunnel* berada. Pengukuran temperatur udara ditujukan untuk mengukur properti udara guna menghitung bilangan *Reynolds* aliran. Selain itu termometer ini dilengkapi dengan pengukur kelembapan udara sebagaimana tampak pada gambar 3.8.



Gambar 3.8. *Termometer Digital*

e) *Pitot Tube*

Alat ini berfungsi untuk mengukur besarnya tekanan statis sekaligus tekanan stagnasi aliran di antara dan di belakang benda uji sebagaimana tampak pada gambar 3.9.



Gambar 3.9. *Pitot Tube*

f) *Transducer* Tekanan dan Data Aquisisi

Transducer tekanan dan data aquisisi yang digunakan dalam percobaan hal ini dapat dilihat pada gambar 3.10. berikut:



Gambar 3.10. *Tranduser* Tekanan dan Data Aquisisi

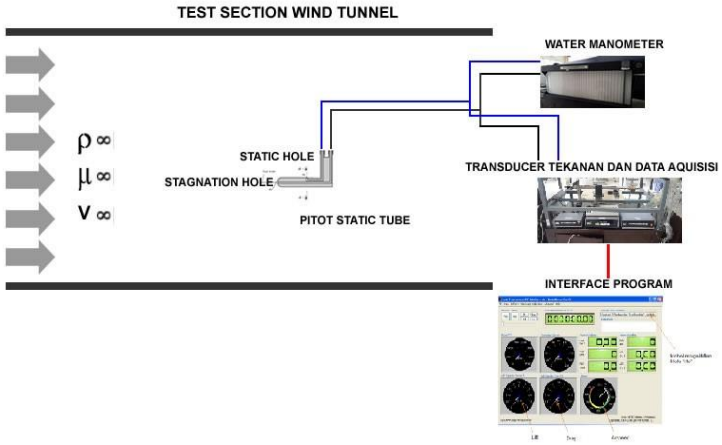
c. Langkah Kerja

a) Proses Kalibrasi Pengukuran Manometer dan *Pressure Tranducer*

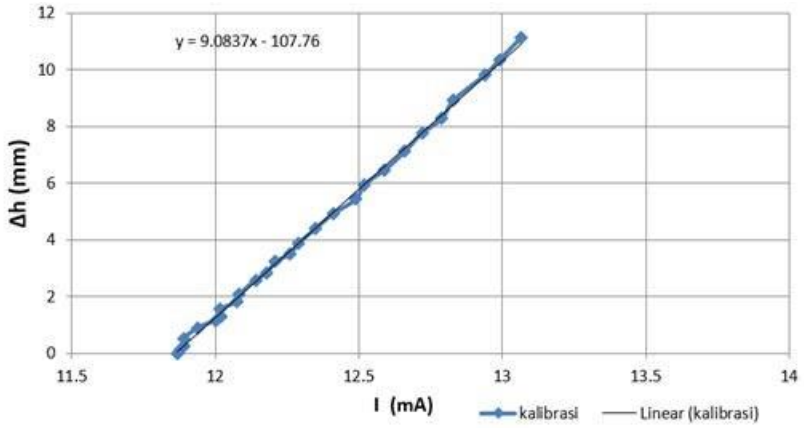
Untuk keakuratan data, maka dilakukan validasi pengukuran antara data hasil pengukuran dengan *Pressure tranducer* dan data hasil pengukuran dengan Manometer.

- Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, *pitot static tube*, *pressure tranducer*, *data logger*, selang bercabang, manometer, dan termometer.
- Memposisikan *pitot static tube* agar terletak tepat di titik tengah *test section Wind Tunnel* dengan arah tegak lurus arah aliran menghadap *inlet wind tunnel*.
- Menyambungkan salah satu ujung masing-masing selang bercabang pada lubang *output* stagnasi dan lubang *output* statis dari *pitot static tube* kemudian masing-masing ujung lainnya ke manometer dan *pressure tranducer*. Selang bercabang inilah yang menghubungkan *pitot static tube* ke manometer dan *pressure tranducer*.
- Mengukur temperatur kerja ruangan dan mencatatnya dalam tabel perhitungan untuk menentukan *properties* udara.
- Membaca nilai awal ketinggian *red oil* manometer dan nilai awal *pressure tranducer.*

- Menghidupkan *fan wind tunnel* dan dinaikkan secara bertahap sampai dengan 5 m/s.
- Membaca Δh yang terukur pada manometer dan mencatatnya dalam tabel perhitungan.
- Membaca *output pressure tranducer* yang sudah diambil nilai rata-rata dari 50 kali pengambilan data pada satu titiknya melalui *data logger*. Data yang terbaca berupa nilai arus dalam satuan *mili-ampere (mA)* yang kemudian dicatat dalam tabel perhitungan.
- Mengubah putaran *fan wind tunnel* dengan kenaikan 1 m/s tanpa mematikan *fan wind tunnel*.
- Mengulangi langkah pada poin 6 sampai 9 sampai kecepatan 10 m/s.
- Mematikan *fan wind tunnel.*
- Data Δh dari manometer diproses dalam perhitungan sampai menghasilkan data tekanan dan kecepatan kemudian diplot dengan data arus listrik dari *data logger* kedalam bentuk grafik untuk mengetahui persamaannya sebagaimana terlihat pada gambar 3.11 dan gambar 3.12.



Gambar 3.11. Skema kalibrasi manometer terhadap nilai keluaran *pressure tranducer* (mA)



Gambar 3.12. Grafik kalibrasi pengukuran *Manometer* dan *pressure tranducer*

b) Proses Kalibrasi Pengukuran Manometer dan *Pressure Tranducer*

Kalibrasi pengukuran *Lift* dan *Drag* dilakukan dengan balast yang dihubungkan dengan skala pengukuran. Pada skala pengukuran, standar balast yang digunakan adalah gram untuk menghasilkan *Weight Force* (Dibuat berlawanan dengan *Lift Force*) sebesar 1 Newton.

Kalibrasi gaya *Lift* dan *Drag* dihubungkan dengan kondisi *wind tunnel* yaitu *wind tunnel fan* dan motor OFF dan *airspeed* 0. Kondisi dari *wind tunnel* dan monitor program adalah sebagai berikut:

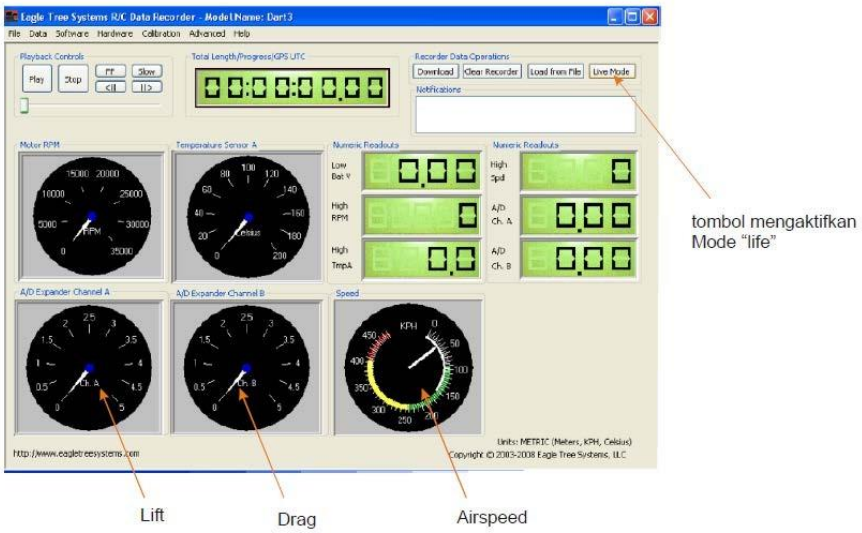
(a) Hidupkan *wind tunnel data acquisitions*

(b) Run *wind tunnel data recorder* pada PC, bersihkan dari test data set sebelumnya

(c) Pada *memory Recorder* dan *Set Data Recorder* set "*Life Mode*".

(d) Cek pembacaan *air speed* (seharusnya 0) dan pembacaan *Lift Force*. (gambar 3.13)

(e) Load sensor tidak tersentuh oleh *balance arm* (gambar 3.14)



Gambar 3.13. *Setting Monitor Program* pada Kalibrasi *Lift Force*

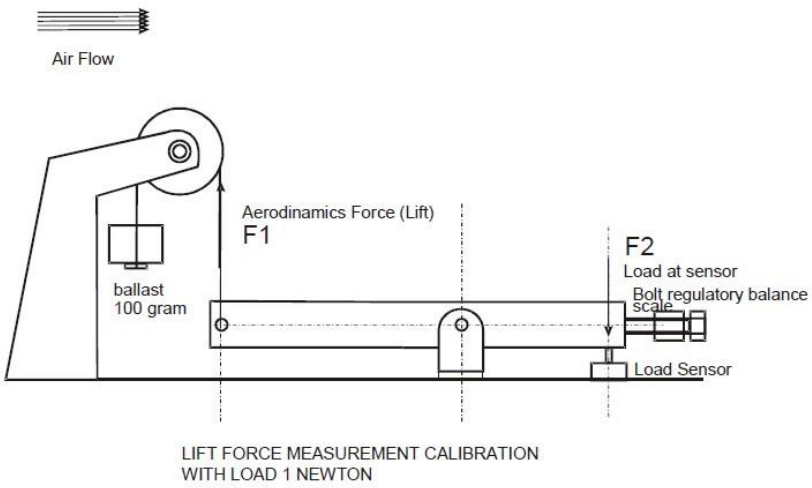


Gambar 3.14. *Load sensor* tidak tersentuh oleh *balance arm*

Setelah *lift drag balance* di-set sebagaimana gambar 3.15 maka pada layar monitor program WT-60 akan terlihat:

(a) Tanpa balast, *Lift Force* = 0

(b) Dengan balast 100 gram, *Lift Force* = 1 Newton



Gambar 3.15. *Lift Force Measurement Calibration*

c) Pengambilan Data

Berikut diuraikan tata cara pengambilan data yang dilakukan:

(a) Pengambilan Data *Lift* dan *Drag*

- Mempersiapkan wing model penelitian *Whitcomb* yang akan diuji pada *wind tunnel*.
- Menempatkan model dengan *angle of attack* tertentu misalnya 0^0 pada *balance holder* di *wind tunnel test section* yang dihubungkan pada skala pengukuran. Pastikan bolts telah dikencangkan dengan aman.
- Lakukan proses kalibrasi
- Hidupkan *wind tunnel* dengan air velocity sekitar 20 km/h menggunakan control panel dan monitor pada PC. Set pada "*Life Mode*".
- Catat nilai *lift force* dan *drag* yang tampak pada layar di kecepatan tersebut.
- Lakukan hal yang sama pada kecepatan yang diinginkan.

(b) Prosedur Pengukuran Distribusi Tekanan

- Mempersiapkan wing model penelitian *Whitcomb* yang akan diuji pada *wind tunnel*.

- Menempatkan model dengan *angle of attack* tertentu misalnya 0^0 pada balance holder di *wind tunnel test section* yang dihubungkan pada skala pengukuran. Pastikan *bolts* telah dikencangkan dengan aman.
- Lakukan proses kalibrasi
- Hubungkan *silicon hoses* dari model *wing* ke *water manometer* dan digital *manometer / pressure data logger*. Hubungkan hose dengan bagian nomor selang model dengan selang *hose water manometer* dan *digital manometer* (*pressure data logger*).
- Run *wind tunnel data recorder* pada PC, bersihkan test data set sebelunya pada memory Recorder and Data Recorder sehingga dapat dilakukan pada "life mode".
- Hidupkan *Pressure Data Logger* dan hubungkan dengan PC. Uji pengukuran dan tekanan pada manometer digital dan yakinkan pada waktu yang sama *wind tunnel airflow* dihentikan (airspeed = 0).
- Lakukan kalibrasi
- Jika diinginkan melakukan pengujian dan kalibrasi pada setiap channel dapat dilakukan menggunakan software *Measurement and Automation Explorer (MAX)*, yang dapat diaktifkan dengan meng-klik *Tools* folder pada *Signal Express software to Pressure Data Logger*.
- Run *Wind Tunnel* dengan *air velocity* sekitar 20 km / h menggunakan *control panel* dan monitor pada PC. Record ketinggian air pada *manometer* atau *photo shoot* pada manometer.
- Hentikan aliran udara pada *wind tunnel*. Lakukan pengujian pada kecepatan yang diinginkan.
- Record distribusi tekanan atau ketinggian manometer untuk setiap level kecepatan.
- Tekan tombol record pada monitor dan pressure data logger kemudian eksport hasilnya ke format Excel dan simpannya hasilnya

pada hard disk. – Mengulangi langkah di atas untuk variasi angle of attack di *airfoil* – Mematikan *fan wind tunnel.*

- Mengolah data yang telah diperoleh.

(c) Hasil Percobaan

Data hasil pengukuran: Distribusi tekanan (Cp) = $f(x/c)$, C_L , C_D dan profil kecepatan di belakang *airfoil*

2. **Visualisasi Aliran**

a) Oil Flow Visualization

Lapisan minyak pada permukaan model memungkinkan pengambilan gambar dari *flow pattern* pada permukaan model yang ditempatkan di *wind tunnel* secara cepat dan mudah (S. Hariyadi, 2019). Campuran khusus dapat disiapkan menggunakan minyak tertentu dan *pigment* yang bagus, misalnya : Al_2O_3; TiO_2, *powder, fluorescent dye, colouring pigments, graphite*. Teknik ini memungkinkan observasi garis-garis separasi dan *reattachment* dari aliran ke *body model*.

Oil flow visualisation pada prinsipnya menampilkan struktur *pathline* dari aliran dekat dinding dimana identik dengan struktur *shear stress lines* yang terletak pada permukaan dinding. Sesuai dengan pemikiran Tobak dan Peak (Tobak & Peake, 1982), fenomena separasi aliran tiga dimensi dapat dijelaskan melalui analisis *shear stress lines*. Teknik visualisasi dilakukan dengan langkah-langkah seperti penelitian Sutrisno (Sutrisno, 2017), sebagai berikut:

- Pembuat campuran *Palm Oil* dan *Titanium Oksida* (TiO_2) *powder* dengan perbandingan volume 5 : 1 kemudian diblender selama 15 menit sampai campuran menyatu sehingga butiran halus TiO_2 tidak tampak
- Pengenceran *Oil Flow Visualisation* menggunakan minyak tanah dengan perbandingan volume 1 : 5
- Pemasangan *wing airfoil* pada wind tunnel sebelum *wind tunnel* dinyalakan
- Pemolesan campuran pada *wing airfoil* hingga merata
- Pengoperasian *wind tunnel* hingga tercapai kecepatan yang diinginkan

- Penghentian *fan* pada *wind tunnel* setelah terlihat jejak aliran minyak pada *wing airfoil*
- Pemotretan pada *wing airfoil*
- Pengulangan semua proses di atas dengan variasi sudut serang

Pada penelitian ini, *oil flow visualisation* digunakan untuk menunjukkan ujung dari lompatan aliran fluida dari *lower surface* menuju *upper surface* dengan menampilkan struktur *pathline* dari aliran di sekitar *wingtip* pada setiap sudut serang yang diamati.

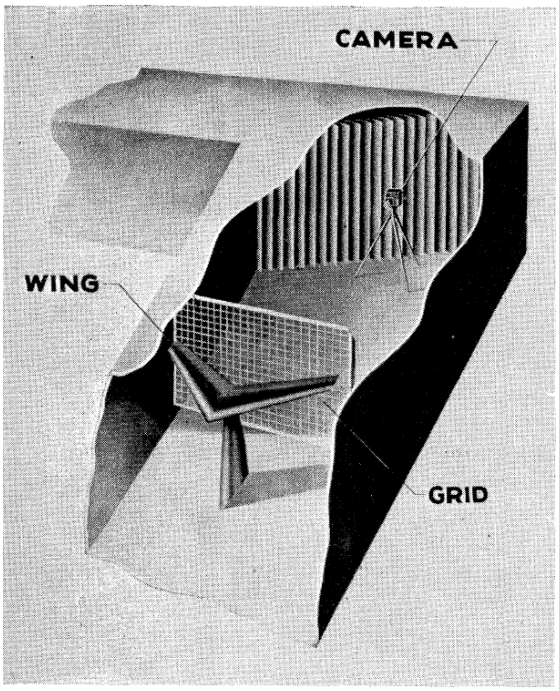
b) Tuft Flow Visualisation

Visualisasi aliran di dekat model pada aliran subsonik dapat menggunakan *tufts*/rumbai-rumbai. Namun demikian, ukuran *tuft*, distribusi *tuft* pada permukaan model dan penempenalan menjadi hal yang penting untuk pengujian aliran turbulen dan visualisasi *boundary layer* dengan kualitas tinggi pada model yang kompleks. Apabila diameter tuft kurang dari 0,1 mm, problem dari perekaman terjadi karena jumlah *tuft* yang memantulkan cahaya terlalu sedikit dan waktu untuk perekaman lebih lama. *Tuft* dapat digunakan untuk menguji keseluruhan medan aliran di *wind tunnel*. Grid yang ditempelkan atau *tuft* yang ditempelkan pada *screen* dapat digunakan untuk memvisualisasikan *vortex shedding* di belakang atau interaksi regime pada medan yang berbeda. Grid seharusnya ditempatkan pada *wind tunnel* pada arah normal terhadap *mean flow direction* dan *tufts pattern* seharusnya diobervasi atau difoto dari arah *downstream*. *Fluorescent tufts* memiliki beberapa keuntungan dibandingkan *silk tuft*. Dengan *fluorescent dyes*, diameter *tuft* meningkat sehingga iluminasi juga meningkat sehingga meningkatkan kualitas perekaman. *Tuft* dengan *fluorescent dyes* dapat ditempelkan dengan lem yang lebih sedikit sehingga mengurangi *boundary layer disturbances*. Gaya sentrifugal yang kuat menginterferensi medan aliran yang beraksi pada tuft yang menempel pada permukaan model dan menentukan orientasi dari tuft. Gaya aerodinamika proporsional dengan diameter *tuft* sedangkan gaya sentrifugal proporsional dengan diameter. Efek visualisasi dapat direkam menggunakan kamera (S. Hariyadi, 2019).

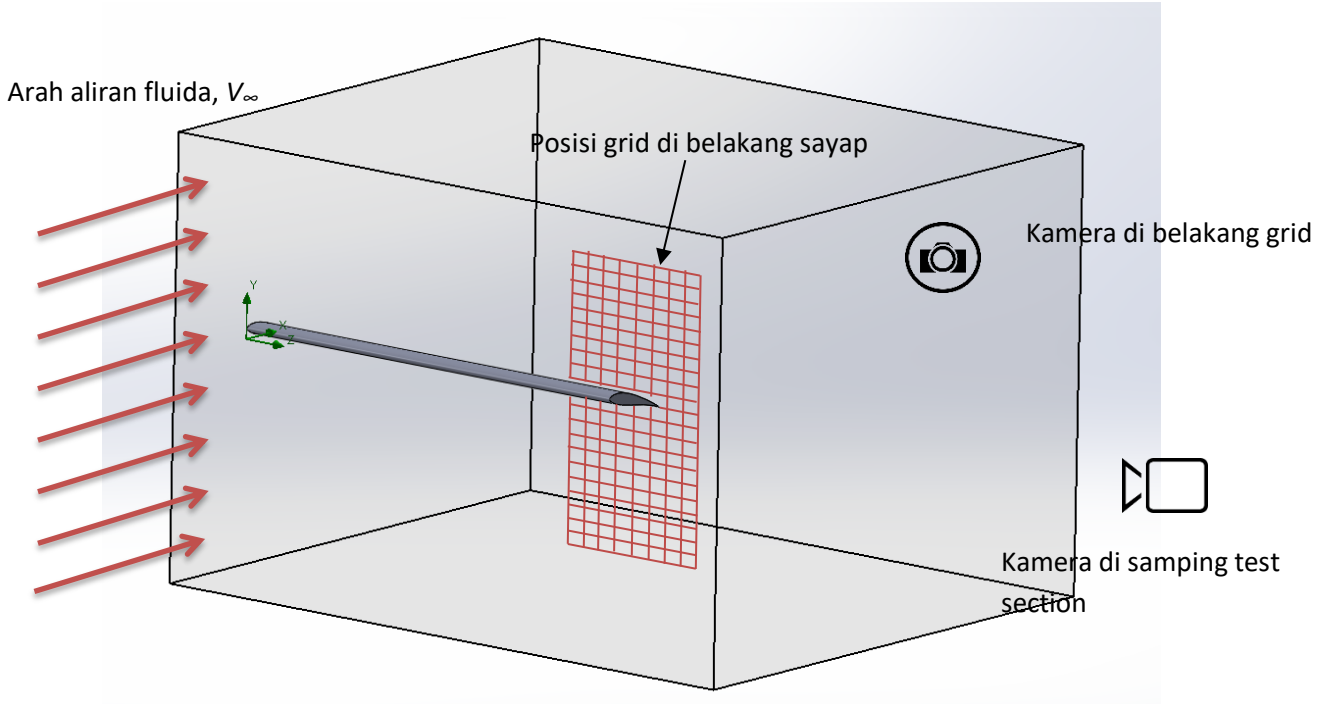
Visualisasi *trailing vortex* dilakukan mengacu pada penelitian Bird (1952) yang meletakkan *tuft grid* di belakang sayap sejauh 0.5 ft (15.24 cm). Panjang woolen tuft 3 in (7.62 cm) diletakkan pada interval 1 in (2.54 cm) di belakang sayap. Pada penelitian Bird (1952), dokumentasi dilakukan menggunakan kamera di belakang sayap. Namun pada penelitian ini, dokumentasi akan dilaksanakan menggunakan teknik pencerminan. Gambaran umum model, *tuft grid* dan kamera sesuai dengan penelitian Bird (1952) diperlihatkan pada gambar 3.16. Sedangkan diagram skema *tuft flow visualisation* pada penelitian ini terlihat pada gambar 3.17.

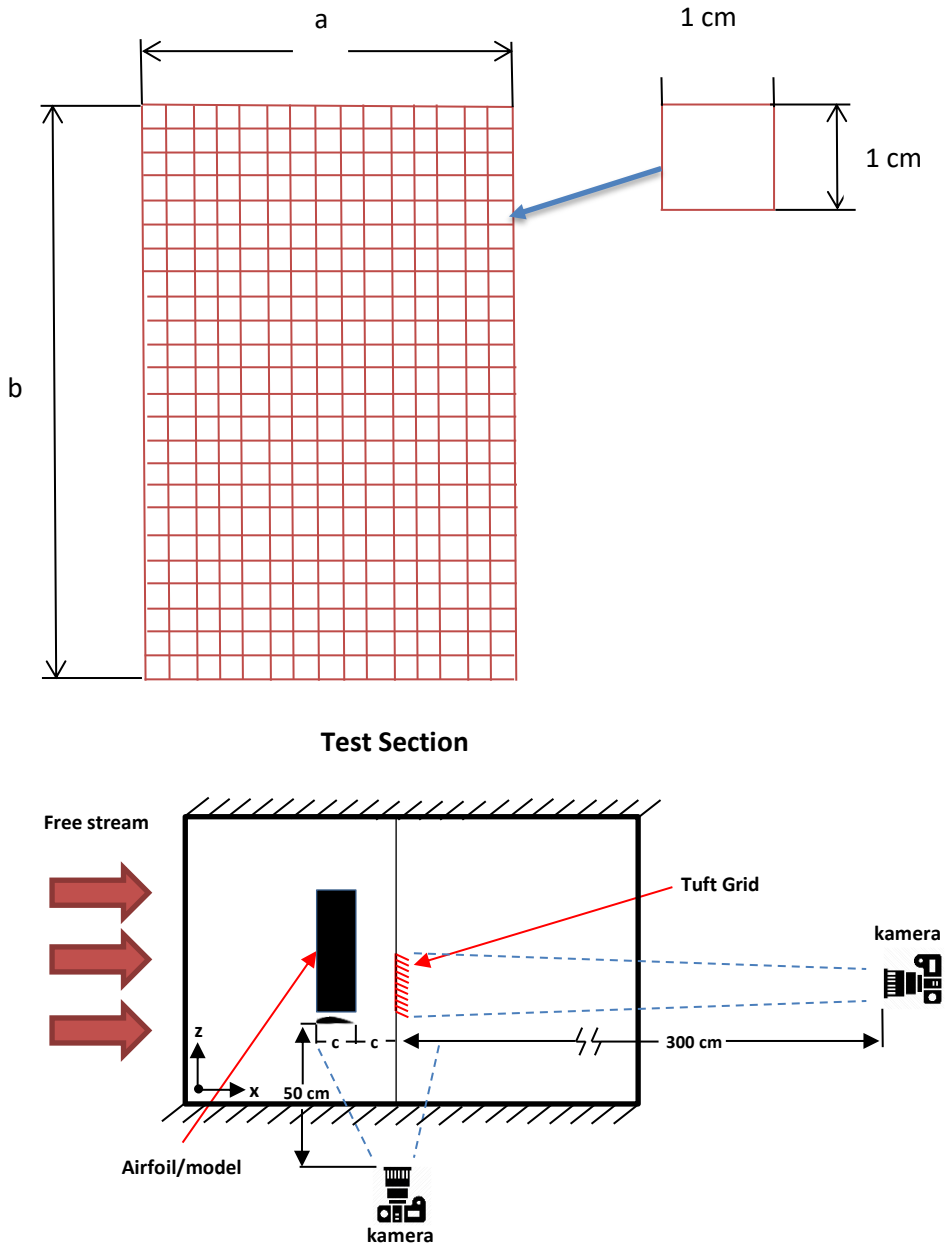
Prosedur pelaksanaan *tuft flow visualisation* adalah sebagai berikut:

- Memasang *plain airfoil NACA 65(2)-415* pada *wind tunnel* dan menyeimbangkan dengan *weight balance*.
- Merangkai *tuft grid* yang dibuat dari rangkaian kawat disusun secara 37ertical37l dan 37ertical sebagai tempat menempelkan *tuft. Grid* ini dipasang pada *frame wind tunnel* dengan *tuft*/rumbai-rumbai sepanjang 3 inch dengan jarak interval 1 cm.
- Jarak *tuft grid* sebesar 1 kali panjang chord (1c) dibelakang *trailing edge wing*.
- Kawat *Grid* yang sudah dilengkapi *tuft* ditempatkan tegak lurus dengan arah aliran udara *wake* / arah normal terhadap *mean flow direction* dan untuk pengambilan gambar dilakukan dari arah *downstream*. Proyeksi *tuft* dari pandangan ini memberikan resultan 37ertic dari komponen velocity pada arah 37ertical dan lateral pada bidang *grid*.
- Pengambilan gambar dan video hasil eksperimen menggunakan kamera dengan jarak 300 cm dibelakang dan 50 cm di samping airfoil.
- Semua percobaan dilakukan pada *Reynolds Number* 2.19 x 10^5 dan variasi sudut serang (α): 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 17° dan 19°.
- Skema metode *tuft visualization* dipaparkan pada gambar 3.18.
- Melakukan pengulangan langkah 1-5 untuk variasi *forward* dan *rearward wingtip fence*.



Gambar 3.16. Gambaran umum dari model, *tuft grid* dan kamera sesuai dengan penelitian Bird (1952)





Gambar 3.17. Skema diagram *tuft flow visualisation*

C. Metode Numerik

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (*CFD*) dengan *software Ansys 19.1.* dan dengan *software Solidworks 2015* untuk membuat model awal dan melakukan diskritisasi (*meshing*) pada model tersebut. Prosedur yang dilakukan pada penelitian numerik adalah sebagai berikut:

a. Tahap pre-processing menggunakan software Solidworks 2015

- Membuat model dan geometri berupa *airfoil dan winglet*
- Simpan dalam format .*STEP*

b. Tahap pre-processing menggunakan Design Geometry Ansys Fluent 19.1.

Simulasi numerik merupakan hal yang paling umum dipergunakan untuk menganalisis aliran fluida terutama pada Reynolds number yang tinggi. Pada aplikasi multi-element airfoil pada pesawat terbang maka simulasi numerik merupakan pilihan utama yang efektif dan efisien. Berikut ini adalah model matematika yang digunakan sebagai dasar pemodelan pada penelitian ini:

Untuk objek tiga dimensi seperti pesawat terbang, representasi gaya dan momen berdasarkan Gudmundsson (Gudmundsson, 2013) adalah

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} \quad (3.1)$$

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (3.2)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (3.3)$$

Berdasarkan Nicolai (Nicolai & Carichner, 2010), untuk total wing subsonic drag coefficient yang merupakan kombinasi bagian dan finite wing effect didefinisikan sebagai berikut:

$$C_D = C_{D0} + C_{DLv} + C_{DLi} \quad (3.4)$$

$$C_{D0} = C_{DPmin} + C_{DF} \quad (3.5)$$

Rumusan yang sama juga disampaikan oleh Bertin (Bertin & Cummings, 2001) dengan penulisan notasi yang berbeda. Berdasarkan pengertian dari masing-masing jenis drag maka Gudmundsson dan Nicolai hanya merupakan perbedaan notasi saja. Misalnya pada C_{Di} dan C_{Dli} merupakan hal yang sama. Pada uncambered aircraft berlaku sebagai berikut

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (3.6)$$

Dimana

$$K = \frac{1}{\pi ARe}$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Berdasarkan Raymer (Raymer, 1992), Untuk Straight Wing

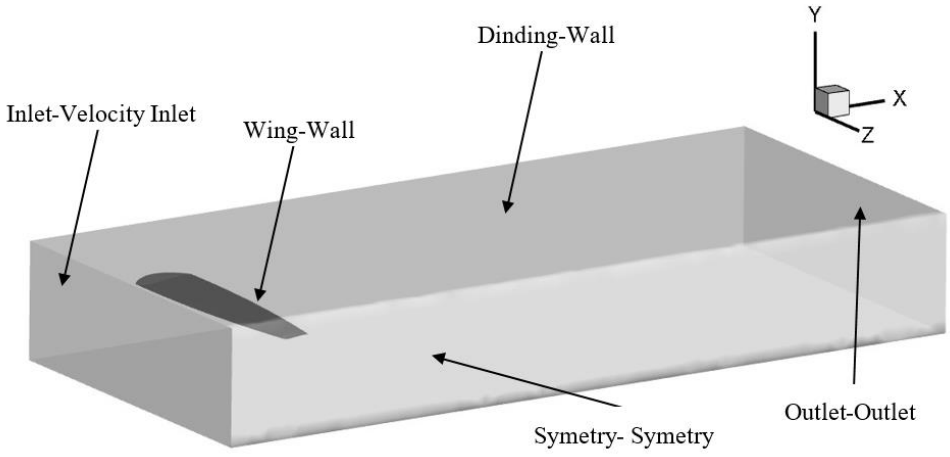
$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64$

Dari perhitungan di atas, didapatkan lift to drag ratio maksimal, yaitu

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{\sqrt{4C_{D0}K}} \quad (3.7)$$

Langkah-langkah pre-processing

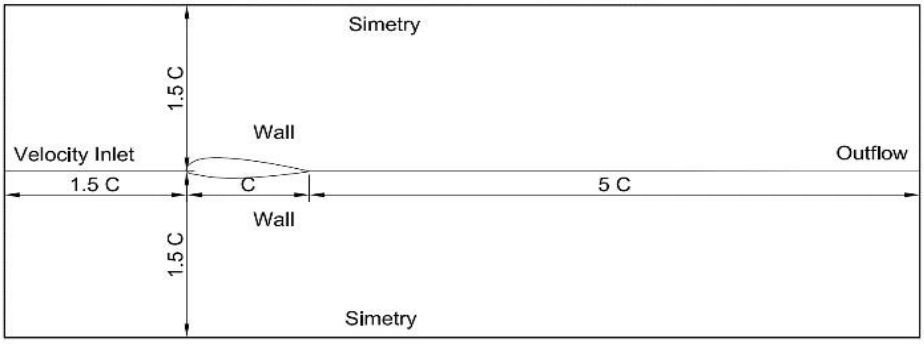
- Membuat model dan geometri berupa *airfoil* NACA 65(2)-415
- Membuat *meshing* volume dengan tipe *inflation layer*. *Meshing* yang digunakan adalah dengan *grading* pada arah vertikal dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada semua dinding, baik *diverging wall* maupun *straight wall*. Hal ini dilakukan sebagai efek adanya *wall function*. Domain yang dihasilkan tampak pada gambar 3.18.



Gambar 3.18. *Domain Pemodelan Airfoil* 3D dengan *inflation layer* pada *Design Geometry*.

- Mendefinisikan kondisi batas yaitu penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. *Upper surface* dan *lower surface* dari *airfoil* adalah *wall*. Dalam penelitian secara numerik salah satu hal terpenting yang harus diperhatikan adalah pembuatan domain dari simulasi. Domain dari

simulasi sangat mempengaruhi hasil yang dikeluarkan oleh hasil simulasi. Domain simulasi harus disesuaikan dengan keadaan dan kondisi dari benda uji dan test section pada wind tunnel. Dalam penelitian ini domain simulasi berupa airfoil NACA 65(2)-415 dan dilengkapi slat, slot, dan flap di dalam sebuah wind tunnel yang dialiri fluida (udara). Domain simulasi dapat dilihat seperti pada Gambar 3.19. Kondisi batas merupakan penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, tekanan serta kondisi batas turbulen pada *inlet* dan *outlet*. Kondisi batas merupakan hal yang berpengaruh sangat signifikan terhadap simulasi yang dilakukan. Kondisi batas harus disesuaikan dengan keadaan sebenarnya dari model benda uji. Dinding saluran dan benda uji didefinisikan sebagai *wall*, sedangkan *outlet* berupa *outflow*.



Gambar 3.19. Boundary Condition

Tahap post-processing menggunakan software Ansys Fluent 19.1.

a) *Grid Independensi*

Langkah awal setelah masuk pada *software Fluent* yaitu *read* untuk data hasil *eksport dari Solidwork 2015*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid*. Setelah itu ditentukan skala. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam mm.

$C_p = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{\Delta p}{q} = \frac{\frac{1}{2}\rho_\infty (V_\infty^2 - V^2)}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{V_\infty^2 - V^2}{V_\infty^2} = 1 - \left[\frac{V}{V_\infty}\right]^2$ Dalam

penggunaan *Ansys Fluent 19.1.* memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post-processing* maupun *pre-processing*-nya. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur

grid terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Untuk mendapatkan informasi yang lebih lengkap pada daerah di sekitar *wall* maka memerlukan perhitungan y^+ pada masing-masing *meshing*. Perhitungan y^+ didasarkan pada perhitungan *flat plate boundary layer theory* (White, 2016).

Selain perhitungan y^+, *inflation layer* diperlukan agar daerah di sekitar *wall* menggunakan jenis *meshing quadriateral* sehingga informasi di sekitar *wall* lebih akurat. Untuk perhitungan jumlah *node* yang lebih sedikit maka daerah yang jauh dari *wall* akan menggunakan jenis *meshing tetrahedrons*. Tabel 3 menampilkan variasi *meshing* dari *grid independense* model uji tiga dimensi pada bilangan *Reynolds* 2,7 x10^5. Langkah awal setelah masuk pada software Ansys adalah menentukan meshing dan pengecekan grid dalam mm. Dalam penggunaan Ansys memerlukan keakuratan data baik pada langkah post processing maupun preprocessingnya. Langkah grid independensi diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur grid terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Tabel 3.2. menampilkan variasi meshing model uji 3 dimensi pada bilangan *Reynolds* 765000. Berdasarkan tabel 3.2 nilai C_D yang cenderung konstan terjadi pada *Meshing* A dan *Meshing* B. Nilai error yang paling kecil dengan hasil penelitian Eastman dan Abbot (Abbot & Doenhoff, 1950) adalah *Meshing* A. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka meshing yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *Meshing* A. Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Solver yang digunakan adalah *unsteady*. *Turbulence model* yang digunakan untuk *Airfoil* ini adalah *model k-Ɛ Realizable* berdasarkan penelitian Mulvany et al (Mulvany et al., 2004).

Table 3.2. Analisis Grid Independensi Model Plain Wing NACA 65(2)-415

Number of *Mesh*	Number of Node	C_D	y+	Skewness Average
Mesh A	952.426	0.09	0.04	0,326
Mesh B	894.019	0.16	0.12	0,324
Mesh C	823.336	0.18	0.135	0,346
Mesh D	704.317	0.206	0.156	0,327
Mesh E	631.784	0.277	0.222	0,315
Mesh F	493.036	0.285	0.233	0,321

Grid Independence, adalah suatu metode untuk menentukan titik optimum dari suatu nilai percobaan. Perlu dipahami bahwa penggunaan jumlah elemen dalam pemodelan numerik mempengaruhi hasil. Semakin banyak elemen maka hasil semakin akurat namun waktu *running* menjadi semakin lama. Titik optimum adalah titik dimana hasil menunjukkan kekuratan dengan jumlah elemen seminimum mungkin. Selain itu, pertimbangan yang lain didasarkan pada Anderson (Anderson Jr, 1995), hasil yang paling optimal didapatkan apabila perbedanaan drag coefficient dengan meshing sebelumnya kurang lebih 2%.

Pada penelitian ini, untuk mendapatkan hasil yang terbaik maka *y+* yang digunakan adalah kurang dari 1 sebagaimana yang dilakukan pada penelitian Kontogiannis (Kontogiannis et al., 2016; Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013). Berdasarkan table 2 nilai C_D yang cenderung lebih kecil terjadi pada *Meshing* C. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka meshing yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *Meshing* D.

Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Solver yang digunakan adalah *unsteady*. *Turbulence model* yang digunakan untuk *airfoil* ini adalah *model k-ε Realizable* sebagaimana disampaikan oleh Mulvany et al (Mulvany et al., 2004).

b) *Materials*

Merupakan penetapan jenis material yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* (ρ) = 1,165 kg/m^3 dan *viskositas* (μ) = 1,86 x 10^{-5} kg/m.s yang sesuai dengan kondisi eksperimen.

c) *Operating Conditions*

Operating Conditions yaitu menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101325 pascal.

d) *Boundary Conditions*

Boundary Conditions yaitu menentukan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen untuk kondisi pada sisi *inlet, V_∞ = 97 m/s.* Sedangkan *outlet* adalah *outflow, wall* merupakan batasan *upper surface* dan *lower surface,* dan tengah merupakan *interior*.

e) *Solution*

Solution pada penelitian ini akan menggunakan *discretization standard* untuk *pressure*, *second-order upwind* untuk *momentum, Pressure Velocity Coupling* adalah *PISO*.

f) *Initialize*

Initialize yaitu merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

g) *Adapt*

Adapt berguna untuk *patch* dan memasukkan batas-batas objek region yang hendak diamati. Pada menu *Adapt* dimasukkan *x min, x max, y min, y max, z min, z max*.

h) *Reference Value*

Reference Value digunakan untuk menentukan referensi penghitungan koefisien *drag dan* koefisien *lift*.

i) *Solve*

Pada solve monitor digunakan untuk menentukan layar tampilan window untuk koefisien *drag*, koefisien *lift* dan koefisien momen. Display yang dipilih adalah *Velocity Magnitude*.

j) *Monitor Residual*

Merupakan tahapan untuk penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Konvergensi adalah analisis kebenaran internal dimana tingkat kesalahan yang dirancang dipenuhi oleh model yang dikembangkan. Banyaknya proses iterasi berpengaruh terhadap tingkat akurasi yang dapat diperoleh. Jumlah iterasi yang dibutuhkan berbanding lurus dengan jumlah total element yang digunakan pada pemodelan. Semakin banyak jumlah grid yang dipakai dalam pemodelan maka semakin banyak pula iterasi yang perlu dilakukan untuk perhitungan model tersebut. Proses iterasi berhenti jika telah mencapai batas convergence yang telah ditentukan. *Convergence criteria* yang digunakan dalam proses iterasi menggunakan *Ansys Fluent 19.1* adalah 10^{-6} untuk *residual energy* yang artinya proses perhitungan atau *running* akan terus beriterasi agar mencapai hasil dengan tingkat error sebesar 10^{-6} untuk *residual energy*. Nilai *convergence criteria* tersebut didasari atas pemakaian *solver* dalam analisis ini. Untuk analisa dengan *pressure-based solver*, angka 10^{-6} mampu mencapai konvergensi yang cukup kualitatif (ANSYS Fluent Theory Guide, 2013).

k) *Iterate*

Merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada *Ansys Fluent 19.1*. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar 10^{-6}. Untuk mendapatkan hasil dengan benar maka diperlukan 20-25 *time step* setiap *cycle*. Pada perhitungan *iterate* ini diperlukan *Strouhal number*. *Strouhal number* merupakan salah satu komponen penting pada kasus analisi aliran

secara *unsteady*. *Strouhal number* didapat dari perhitungan koefisien *lift* (C_L). Perhitungan *Strouhal number* adalah sebagai berikut:

$$Periode = \frac{T_n - T_1}{shedding\ cycle} \quad (3.9)$$

$$f = \frac{1}{\text{Periode}} \quad (3.10)$$

$$St = \frac{fc}{U} \quad (3.11)$$

Keterangan:

T_n = Waktu selesai pengambilan data pada grafik koefisien *lift* (detik)

T_1 = Waktu mulai pengambilan data pada grafik koefisien *lift* (detik)

Shedding cycle = Siklus pelepasan berdasarkan jumlah lembah dan gunung (siklus) pada grafik C_L pada waktu tertentu yang diambil tersebut

f = Frekuensi

St = *Strouhal number*

U = Kecepatan *freestream* (m/s)

Berdasarkan penelitian Yarusevych dan Boutilier (S. Hariyadi, 2019), *Strouhal number* untuk *airfoil* pada sudut 0^o adalah: 0,18

$$S_t = 0{,}18 = \frac{fc}{U} = 0{,}0003f$$

c = *chord length* = 0,02 m

U = 230 m/s

f = 2,07

Cycle Time

$$t = \frac{1}{f} = \frac{1}{2{,}07} = 0.48\ sec$$

Time Step Size

$$\frac{0{,}48}{25} = 0{,}019\ sec$$

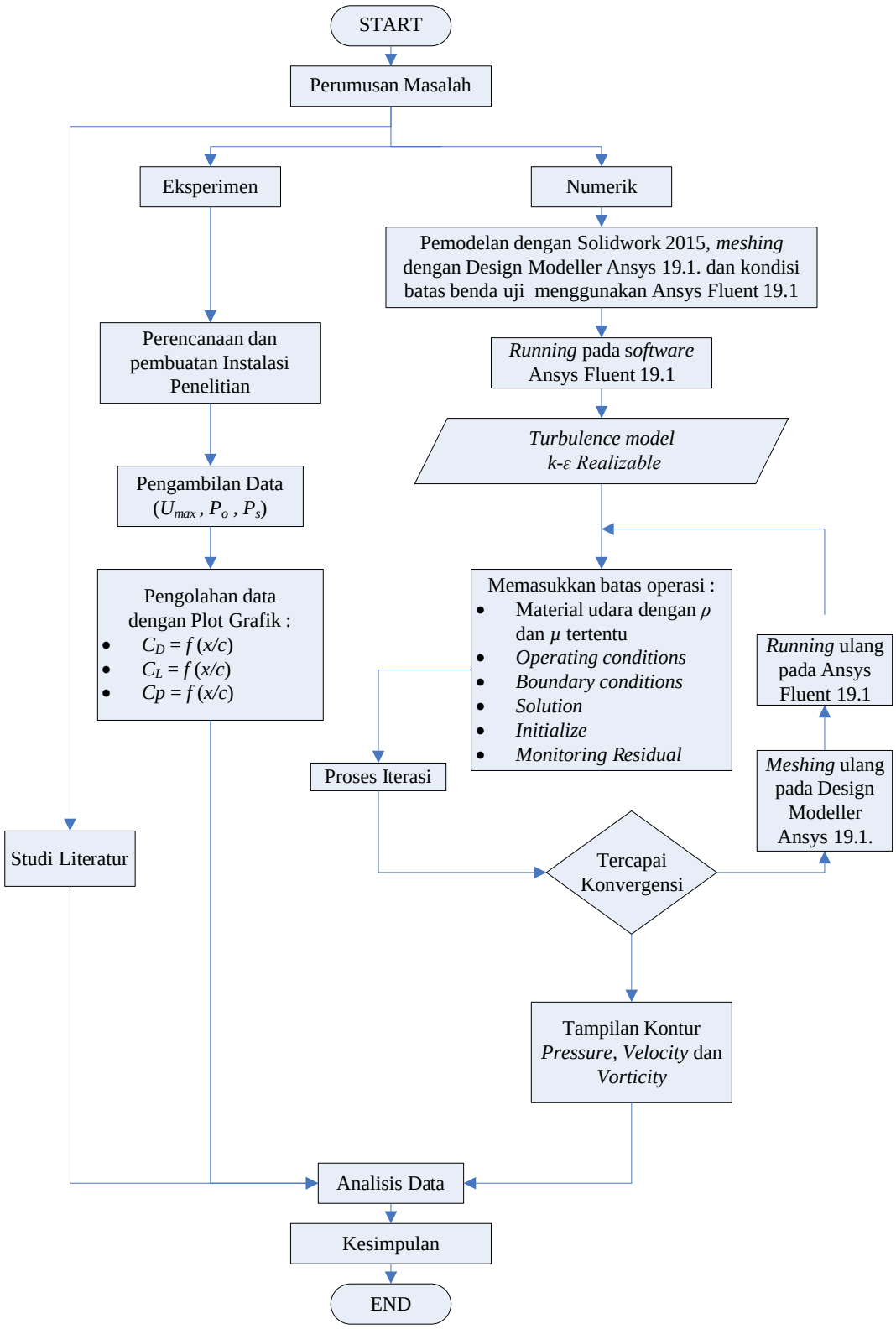
Max iterations per step ditentukan 20

Number Time of Step ditentukan 1000

l) *Post Processing*

Tahap *Post Processing* merupakan penampilan hasil yang telah diperoleh. Dapat divisualisasikan melalui tampilan *grid display*, plot kontur (kecepatan dan lain-lain), plot *vector* dan lain-lain sesuai dengan yang ingin digunakan pada analisis.

Secara singkat prosedur penelitian eksperimen dan penelitian numerik pada *airfoil* ini dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang ditunjukkan pada gambar 3.20:



Gambar 3.20. *Flow chart* penelitian

D. Organisasi Tim

Untuk melaksanakan penelitian ini, dibentuklah tim peneliti sebagaimana disajikan dalam tabel 3.3 berikut:

Tabel 3.3. Susunan Organisasi, Tugas Dan Pembagian Waktu Ketua dan Anggota Tim Peneliti

No	Nama	Jabatan dalam Tim, Alokasi Waktu (jam/minggu) Rincian tugas dalam Penelitian
1.	Sukahir, S.SiT, M.T.	Ketua Tim Peneliti, 6 jam/minggu Koordinator dan penanggung jawab seluruh proses dan kegiatan operasional penelitian, review kajian teori dan pustaka, review instrumen penelitian, penyusunan laporan penelitian dan pengembangan model aerodinamika
2.	Ir. Asep Muhamad Soleh, S.SiT, S.T, M.Pd.	Anggota Tim, 6 jam/minggu Pengembangan desain dan operasionalisasi penelitian, dan reviewer kajian pustaka dan kerangka teori. Analisis hasil studi eksperimen dan numerik.
3.	Dr. Ir. Setyo Hariyadi S.P., S.T., M.T.	Anggota Tim, 6 jam/minggu Pengembangan desain dan operasionalisasi penelitian, dan reviewer kajian pustaka dan kerangka teori. Analisis hasil studi eksperimen dan numerik.

E. Luaran Penelitian

Penelitian direncanakan terselesaikan dalam 6 (enam) bulan di luar persiapan penulisan proposal. Penelitian diproyeksikan melibatkan beberapa Taruna dan diharapkan dari penelitian ini menghasilkan Tugas Akhir. Luaran dari penelitian direncanakan berupa artikel pada Jurnal Internasional Bereputasi (minimal 1 artikel) pada tahun 2024.

BAB IV
JADWAL PELAKSANAAN PENELITIAN

Untuk pelaksanaan pekerjaan yang akan dilakukan ada terdiri dari pembuatan penelitian yang berguna untuk menunjukkan teori dan cara kerja konfigurasi beberapa *planform* wing airfoil NACA 65(2)-415 di Laboratorium Teknik Pesawat Udara Program Studi Teknik Pesawat Udara Politeknik Penerbangan Surabaya dan Politeknik Penerbangan Palembang.

Secara keseluruhan kegiatan dilaksanakan dalam kurun waktu penelitian direncanakan terselesaikan dalam 6 (enam) bulan di luar persiapan penulisan proposal. dan mulai tahap persiapan pengadaan sampai dengan seminar sebagaimana terlihat pada Tabel 4.1.

Tabel 4.1. *Time schedule* penelitian

No	Kegiatan/Capaian	Bulan					
		I	II	III	IV	V	VI
1	Persiapan						
	Studi Pustaka: Studi planform *wing airfoil* NACA 65(2)-415						
	Identifikasi Masalah						
	Teori-teori Pendukung						
	Hipotesis						
2	Penelitian Eksperimen						
	Pembuatan Benda Uji berupa konfigurasi beberapa *planform wing* NACA 65(2)-415						
	Pengujian Model dalam *wind tunnel* dengan variasi konfigurasi beberapa *planform wing* airfoil NACA 65(2)-415 sesuai dengan sudut serang yang telah ditentukan						
	Pengambilan data *Cp*, C_L dan C_D						
	Visualisasi Aliran dengan Oil Flow Visualization dan Tuft Flow Visualization						
	Analisis Data						

No	Kegiatan/Capaian	Bulan					
		I	II	III	IV	V	VI
3	Penelitian Simulasi						
	Pembuatan Model pada *Solidwork 2015*						
	Pemodelan, *Meshing* dengan *Ansys Design Geometry*, dan kondisi batas benda uji pada software *Ansys Fluent 19.1.*						
	Running pada Software *Ansys Fluent 19.1.*						
	Visualisasi Aliran						
3	Publikasi dan Progress Report						
	Publikasi Paper di Jurnal/Seminar Nasional/Internasional						
	Laporan Akhir						

BAB V
ANGGARAN BIAYA PENELITIAN

Anggaran biaya penelitian adalah sebagai berikut.

- Metode Pelaksanaan

  Penelitian difokuskan pada studi eksperimen dan numerik

- Biaya yang Dibutuhkan

  Kebutuhan yang diperlukan dalam penelitian ini secara ringkas dapat dilihat pada tabel 5.1.

Tabel 5.1. Format Ringkasan Anggaran Biaya

NO	URAIAN	VOLUME	SATUAN	HARGA SATUAN	JUMLAH BRUTO
	Peneliti Ilmu Pengetahuan Terapan				
A	**Belanja Barang**				**Rp18.209.000**
	Flash Tape	4	ea	Rp33.000	Rp132.000
	Pitot Static Tube	2	ea	Rp1.000.000	Rp2.000.000
	Handel Pitot Static Tube	1	ea	Rp1.000.000	Rp1.000.000
	Model Plain Wing NACA 65(2)-415	1	ea	Rp2.000.000	Rp2.000.000
	Model Elliptical Wing NACA 65(2)-415	1	ea	Rp2.000.000	Rp2.000.000
	Model Semi Elliptical Wing NACA 65(2)-415	1	ea	Rp2.000.000	Rp2.000.000
	Model Tapered Wing	1	ea	Rp2.000.000	Rp2.000.000
	Pressure Tab	35	ea	Rp100.000	Rp3.500.000
	Test Section Wind Tunnel	1	ea	Rp1.000.000	Rp1.000.000
	Lakban OPP bening	4	buah	Rp25.000	Rp100.000
	Isolasi 1/2 x 36	2	roll	Rp12.000	Rp24.000
	Isolasi kecil 1 x 72	2	roll	Rp10.000	Rp20.000
	Double tape 2"	4	roll	Rp15.000	Rp60.000
	Spidol White board Marker warna Hitam	2	buah	Rp12.000	Rp24.000
	Spidol White board Marker warna Biru	2	buah	Rp12.000	Rp24.000
	Spidol Marker G12 Warna Hitam	2	buah	Rp15.000	Rp30.000
	Spidol Marker G12 Warna Biru	2	buah	Rp15.000	Rp30.000
	Cutter	1	buah	Rp16.000	Rp16.000
	Gunting	1	buah	Rp25.000	Rp25.000
	Palm Oil	25	kg	Rp15.000	Rp375.000
	Titanium Dioksida	5	kg	Rp100.000	Rp500.000
	Minyak Tanah	6	liter	Rp11.900	Rp71.400
	Selang Kapiler	20	m'	Rp13.600	Rp272.000
	Spray Semprotan Air	5	buah	Rp37.000	Rp185.000
	Masker	10	buah	Rp10.000	Rp100.000

NO	URAIAN	VOLUME	SATUAN	HARGA SATUAN	JUMLAH BRUTO
	Kain Majun	5	kg	Rp10.000	Rp50.000
	Kuas 1,5"	2	buah	Rp5.500	Rp11.000
	Kuas 2,5"	2	buah	Rp6.100	Rp12.200
	Kertas HVS	5	rim	Rp42.000	Rp210.000
	Tinta Printer Epson Black Ink	2	buah	Rp80.000	Rp160.000
	Tinta Printer Epson Cyan Ink	1	buah	Rp80.000	Rp80.000
	Tinta Printer Epson Magenta Ink	1	buah	Rp80.000	Rp80.000
	Tinta Printer Epson Yellow Ink	1	buah	Rp80.000	Rp80.000
	Map Buffalo	10	buah	Rp1.500	Rp15.000
	Binder Clips	4	dus	Rp5.600	Rp22.400
B	**Publikasi Ilmiah**				**Rp10.000.000**
	Jurnal Internasional Bereputasi	1	Artikel	Rp10.000.000	Rp10.000.000
					Rp28.209.000