

ANALISIS AERODINAMIKA MODEL PESAWAT NIRAWAK LSU-05 DENGAN PENGUJIAN TEROWONGAN ANGIN

(AERODYNAMIC ANALYSIS OF UNMANNED AIRCRAFT MODEL LSU-05 USING WIND
TUNNEL TEST)

Dana Herdiana, Arifin Rasyadi Soemaryanto
Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN
Jl. Raya lapan – rumpin, Rumpin, Bogor 16350
Pos-El : dana.herdiana@lapan.go.id, a.rasyadi@gmail.com

Abstrak

Pada proses perancangan pesawat nirawak, analisis aerodinamika dilakukan untuk mengetahui prestasi dari konfigurasi pesawat dan berguna untuk memenuhi persyaratan & sasaran (DR&O) rancangan. Pada penelitian ini, analisis aerodinamika berupa perhitungan secara teori dan estimasi empirik serta pengujian di terowongan angin subsonik di Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk memverifikasi hasil estimasi dan teori dengan hasil uji terowongan angin. Perhitungan teori dilakukan dengan pendekatan Raymer sedangkan estimasi karakteristik aerodinamika secara semi-empirik menggunakan perangkat lunak Digital Datcom. Hasil analisis menunjukkan bahwa diperoleh trend yang sama pada grafik koefisien gaya angkat antara hasil Digital Datcom dengan hasil uji terowongan angin, meskipun adanya error yang cukup besar yaitu sekitar 10% pada sudut serang 16°. Dengan hasil tersebut, hasil pesimislah yang akan dijadikan acuan untuk perhitungan prestasi terbang dari pesawat LSU-05.

Kata kunci : Aerodinamika, Terowongan Angin, Digital Datcom.

Abstract

On the development of unmanned aircraft, aerodynamics analysis is conducted to obtain the aerodynamics performance of chosen aircraft configuration which comply the design requirements & objectives (DR&O). On this study, the aerodynamic analysis is conducted using analytical and wind tunnel test method at subsonic wind tunnel of Aeronautic Tech Center LAPAN. The aim of study is to verify the result of analytical analysis with wind tunnel test result. Analytical method using Raymer approach and Digital Datcom software. The results show that the same trend was obtained on the lift coefficient chart between Digital Datcom and wind tunnel test method, despite the sizable error is about 10% at 16 angle of attack case. It can be concluded and decided the pessimistic result which will be used as a reference for the calculation of the airplane performances of LSU-05 aircraft.

Key words : aerodynamics, wind tunnel test, Digital Datcom

1. PENDAHULUAN

LAPAN sebagai lembaga penelitian dan pengembangan saat ini mencoba untuk mengembangkan pesawat jenis UAV (unmanned Aerial Vehicle) dengan konfigurasi yang sederhana. Pesawat ini dinamakan LSU-05 (LAPAN Surveillance UAV) yang ditujukan untuk memetakan suatu wilayah dan misi *surveillance*. Maka untuk memperoleh desain konfigurasi yang optimal dilakukanlah penelitian pada masing – masing bidang, khususnya bidang aerodinamika yang melakukan perhitungan mengenai konfigurasi dari pesawat tersebut. Untuk itu perlu dilakukan analisis aerodinamika untuk menentukan karakteristik aerodinamika pesawat tersebut yang akan digunakan untuk perhitungan prestasi terbangnya. Kebutuhan dari pesawat itu sendiri adalah mampu membawa *payload* minimum 30 kg, jarak tempuh minimum 200 km, dan *endurance* sekitar 3 jam [1].

Dalam penelitian ini dilakukan analisis dengan membandingkan hasil dari estimasi dan teori dengan hasil uji terowongan angin. Untuk metode pengujian dilakukan pengujian terowongan angin model uji pesawat nirawak LSU-05 pada terowongan angin subsonik Lab Aerodinamika LAPAN. Terowongan angin ini dipergunakan untuk keperluan pengujian-pengujian berkecepatan rendah (dengan kecepatan maksimum < 0,14 Mach). Seksi uji nya memiliki luas penampang (1,75 x 2,25) m² dengan panjang hingga 10 m. Fasilitas ini dipergunakan untuk pengujian model aeronautika seperti model pesawat udara dan roket. Pengujian aerodinamika dari desain pesawat di terowongan angin subsonik bertujuan untuk mendapatkan nilai karakteristik aerodinamika berupa gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), dan gaya momen (*pitch*) serta sebagai masukan kepada desainer aerodinamika pesawat. Sensor *External balance* akan mengukur gaya dan momen aerodinamika dari model ketika diuji dengan parameter-parameter yang telah ditetapkan seperti kecepatan angin, dan sudut serang [2].

Pengujian terowongan angin pada model uji LSU-05 dilaksanakan pada terowongan angin subsonik Lab Aerodinamika Pustekbang, LAPAN. Pengujian dilaksanakan pada tahun 2014, yang terdiri atas 60 polar pengujian. Pengujian dilakukan dengan mengikuti test plan yang telah dibuat untuk memudahkan langkah-langkah dalam melakukan pengujian. Pengujian *strut support* dilakukan pertama kali sebelum melakukan pengujian model untuk mengurangi pengaruh dari strut terhadap pembacaan gaya di *external balance*. Hasil pengujian model akan dikurangi dengan pengujian *strut support* untuk mendapatkan nilai dari besaran *drag force*, *lift force*, dan *pitching moment* sebenarnya pada model uji terowongan angin. Kondisi yang dibandingkan adalah dengan memvariasikan kecepatan untuk uji terowongan angin yaitu 20 m/s, 25 m/s, dan 30 m/s sedangkan untuk estimasi dan teori pada kecepatan 25 m/s dan dengan perubahan sudut serang mulai dari -6° , -4° , 0° , 4° , 8° , 10° , 12° , 14° , 16° , dan 17° . Maka dari itu hasil dari estimasi dan teori akan di verifikasi dengan hasil dari uji terowongan angin.

2. TUJUAN

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk memverifikasi hasil estimasi dan teori dengan hasil uji terowongan angin dan di analisis.

3. METODOLOGI

Penelitian ini dilakukan dengan menganalisis hasil perbandingan antara teori, estimasi dan uji terowongan angin. Metode yang digunakan adalah metode analisis yaitu menganalisis hasil perhitungan secara numeric dan teori serta pengujian dari terowongan angin. Estimasi karakteristik aerodinamika secara semi-empirik menggunakan perangkat lunak Digital Datcom dan teori menggunakan pendekatan raymer sedangkan untuk pengujian dilakukan di terowongan angin subsonik LAPAN. Metode untuk perhitungan secara teori digunakan pendekatan raymer dengan memasukkan inputan parameter ke dalam persamaan berikut [3,4]

$$W = L = q * S * CL$$

$$D = q * S * CD$$

$$q = 0.5 * \rho * V^2$$

$$CL = \frac{L}{0.5 * \rho * V^2 S}$$

$$CD = \frac{D}{0.5 * \rho * V^2 S}$$

Dimana,

L = gaya angkat (N),

W = berat pesawat (N),

D = gaya hambat (N),

CL = koefisien gaya angkat,

CD = koefisien gaya hambat,

q = tekanan dinamik,

ρ = densitas (Kg/m^3),

V = kecepatan pesawat (m/s),

S = luas sayap (m^2).

Untuk perhitungan numerik digunakan perangkat lunak Digital Datcom dengan cara menginputkan parameter ke dalam bentuk *file notepad* yang bernama for005 dan dieksekusi dengan file solvernya Digital Datcom sehingga akan muncul *file* dengan nama for006 [5].

Untuk pengujian di terowongan angin, model yang diuji adalah model *full* konfigurasi dengan skala 1 : 2.85. Pengujian dilakukan dengan dua model *full* konfigurasi yaitu konfigurasi *clean* dan konfigurasi *control surface*. Yang dibandingkan adalah antara konfigurasi *clean* dengan konfigurasi *control surface*. Berikut adalah model yang akan dibandingkan



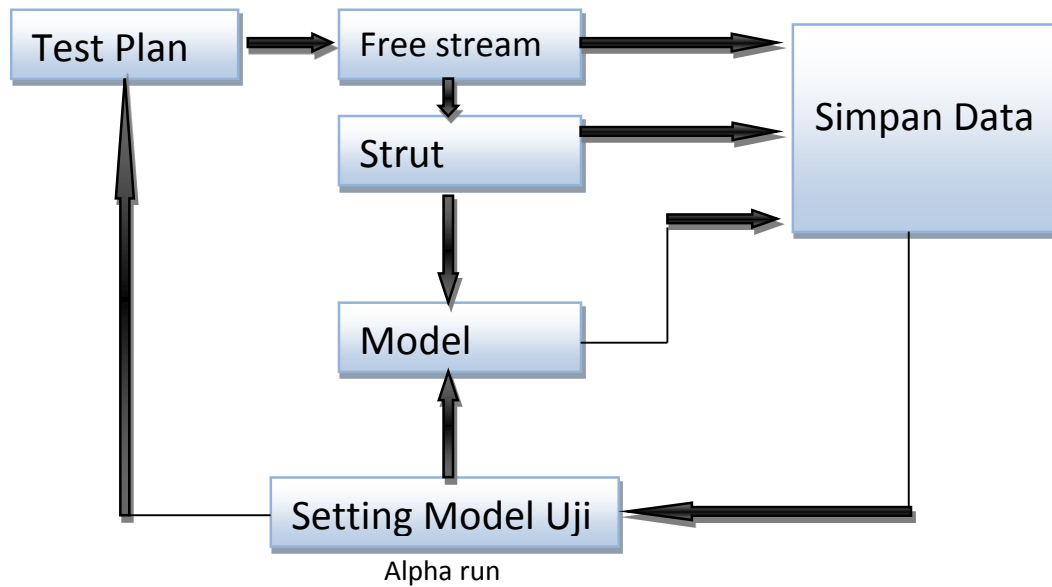
konfigurasi *Clean*



konfigurasi *Control surface*

Gambar 3-1 Model terowongan angin yang akan dibandingkan.

Berikut adalah skema untuk proses pengujian di terowongan angin subsonik :

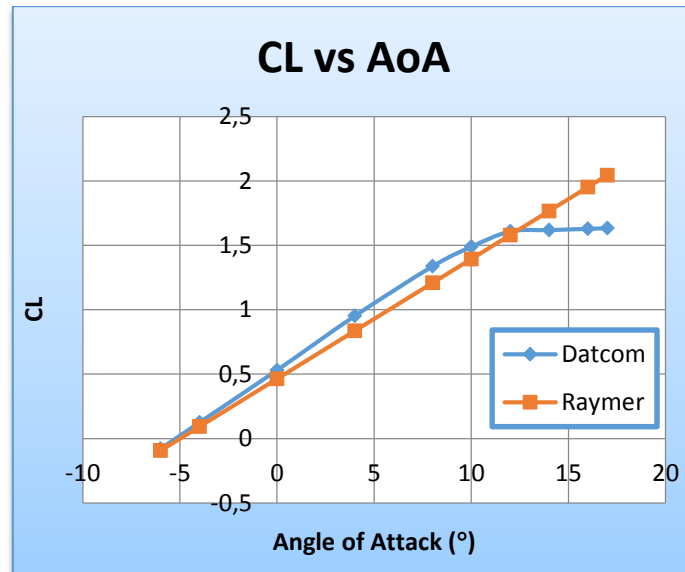


4. HASIL

4.1. Hasil Teori dan Estimasi

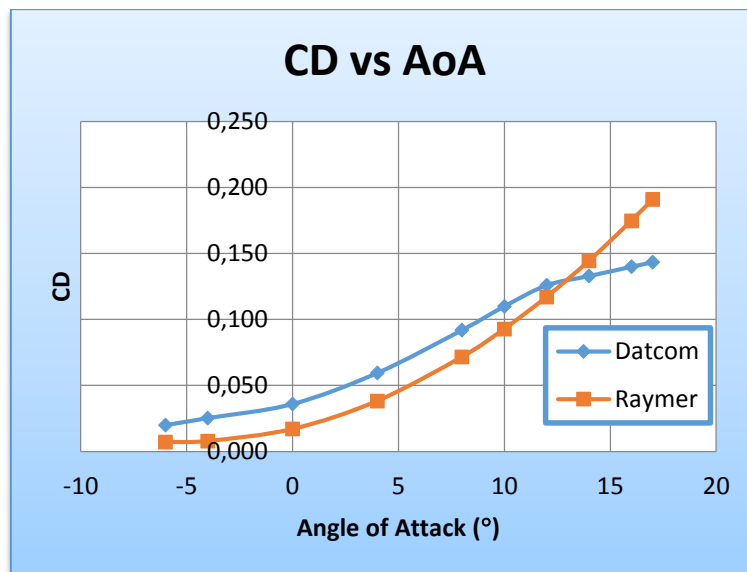
Dengan mengasumsi kecepatan terbang 25 m/s, luas sayap 3.22 m², kerapatan udara atau densitas 1.225 (sea level) gravitasi 9.81 m/s² dan gaya angkat sama dengan berat total pesawat sekitar 60 kg maka dengan memasukkan parameter di atas akan diperoleh nilai koefisien gaya angkat. Begitu juga untuk memperoleh nilai koefisien gaya hambat dengan mengasumsi bahwa gaya hambatnya adalah sekitar 2.1 kg.

Berikut adalah hasil perhitungan secara numeric dan teori



Gambar 4-1 Perbandingan perhitungan CL vs Angle of attack.

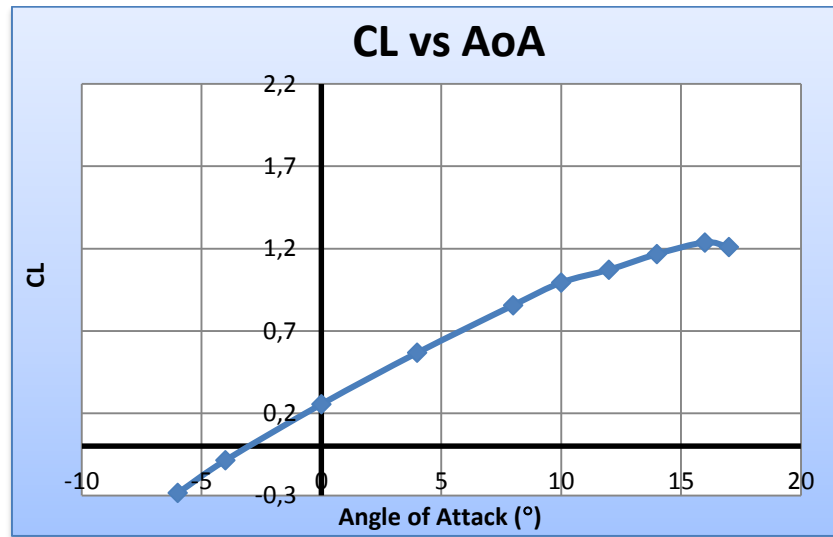
Gambar 4-1 menunjukkan perbandingan nilai CL antara hasil Digital Datcom dengan raymer dimana pada hasil Digital Datcom nilai CL pada sudut di atas sudut serang 12° hampir sama tetapi untuk hasil raymer naik terus dan untuk memperoleh nilai CLmax pada saat terjadi *stall* harus dihitung dengan dibatasi pada sudut serang yang dihitung. Pada sudut serang di -6 sampai 12 nilai CL untuk Digital Datcom dan raymer hampir sama dan cenderung *linier*. Nilai CL max hasil Digital Datcom sebesar 1.609 dan hasil raymer 1.580 pada sudut serang 12° .



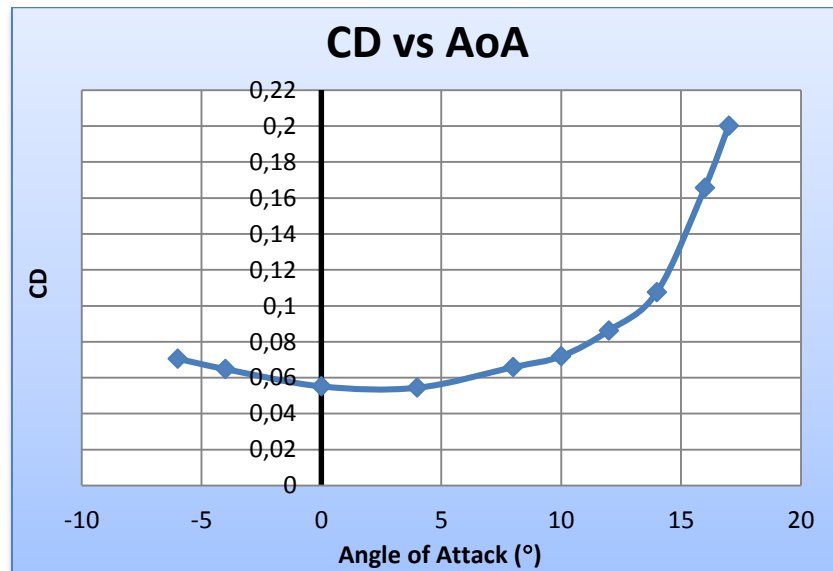
Gambar 4-2 Perbandingan perhitungan CD vs Angle of attack.

Gambar 4-2 menunjukkan perbandingan nilai CD antara hasil Digital Datcom dengan raymer dimana keduanya mempunyai nilai yang berbeda tetapi memiliki *trend* yang hampir sama. Dengan bertambahnya sudut serang yang ditentukan maka bertambah pula nilai CD-nya.

4.2. Hasil Uji Terowongan Angin



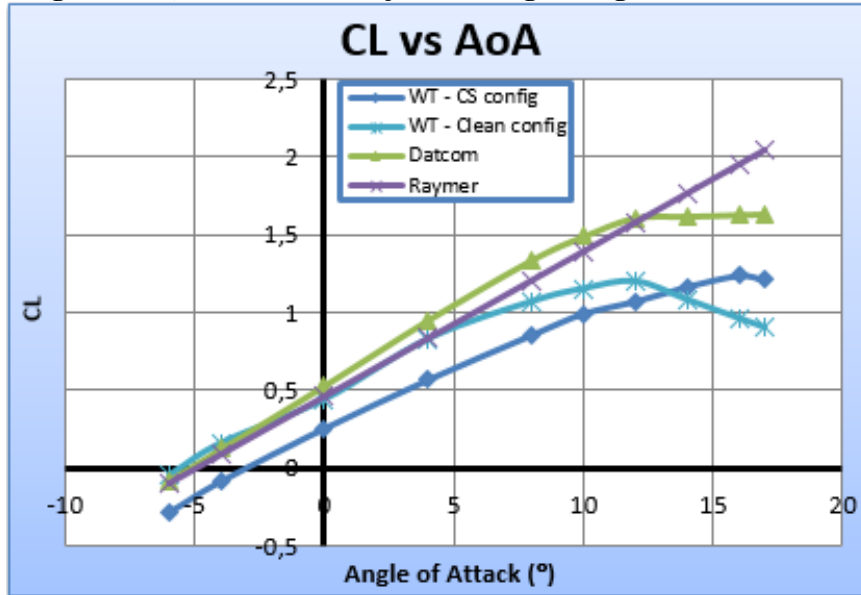
Gambar 4-3 Distribusi CL vs *Angle of attack* hasil uji terowongan angin.



Gambar 4-4 Distribusi CD vs *Angle of attack* hasil uji terowongan angin.

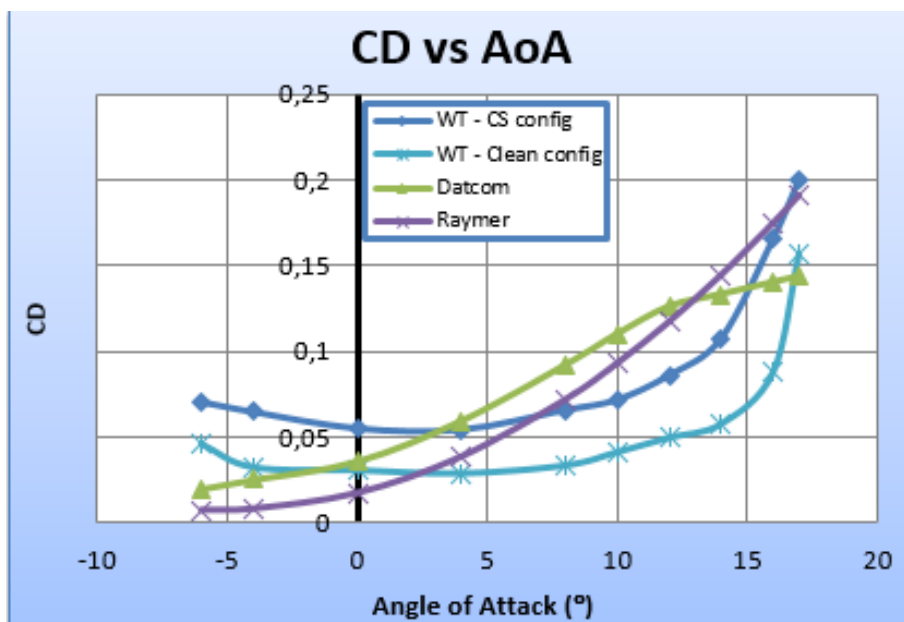
Gambar 4-4 menunjukkan nilai CD hasil uji terowongan angin yang menghasilkan *trend* yang diharapkan yaitu dengan bertambahnya sudut serang yang ditentukan maka bertambah pula nilai CD-nya.

4.3. Perbandingan Teori, Estimasi dan Uji Terowongan Angin



Gambar 4-5 Perbandingan hasil estimasi dan teori dengan uji terowongan angin.

Dari gambar di atas (gambar 4-5) dapat dilihat bahwa *trend* untuk nilai CL dengan perbandingan antara estimasi dan teori dengan uji terowongan angin menunjukkan *trend* yang sama meskipun terjadi selisih antara hasil estimasi dan teori dengan uji terowongan angin konfigurasi *control surface* (CS). Hal itu kemungkinan terjadi karena model yang kurang presisi dimana pada sambungan *control surface* ada lubang udara yang mengakibatkan separasi awal dan hal tersebut akan mengurangi nilai CL. Itu terbukti dengan hasil uji terowongan angin model konfigurasi *clean* dimana nilai CL mempunyai nilai yang sama pada sudut rendah tetapi pada sudut di atas 4 mengalami penurunan, itu disebabkan karena pada saat pengujian, sayap mengalami deformasi (perubahan sudut dihedral) yang cukup besar sehingga mengakibatkan kehilangan gaya angkat jadi nilai CL akan turun. Adapun selisih antara konfigurasi *control surface* dengan hasil Digital Datcom jika dirata-ratakan sekitar 0.387. harga tersebut bisa dijadikan nilai kehilangan gaya angkat dengan model konfigurasi *control surface*.



Gambar 4-6 Perbandingan hasil estimasi dan teori dengan uji terowongan angin.

Dari gambar 4-6 menunjukkan hasil koefisien gaya hambat antara Digital Datcom, raymer dan uji terowongan angin, dimana *trend* menunjukkan hasil yang diharapkan yaitu dengan bertambahnya

sudut serang maka koefisien gaya hambat yang dihasilkan semakin besar sampai sudut serang yang ditentukan.

Berikut adalah hasil selisih nilai CL antara Digital Datcom dengan hasil uji terowongan angin.

Tabel 4-1 Data *error* hasil Digital Datcom dengan hasil uji terowongan angin.

alpha	Cl		Error (%)
	Digital Datcom	WTT	
-6	-0.078	-0.2850	5
-4	0.125	-0.0854	5
0	0.532	0.2550	7
4	0.953	0.5672	10
8	1.338	0.8553	12
10	1.49	0.9929	13
12	1.609	1.0711	14
14	1.619	1.1659	12
16	1.629	1.2368	10
17	1.634	1.2093	11

5. KESIMPULAN

Dari verifikasi antara hasil estimasi dengan terowongan angin dapat disimpulkan bahwa :

- Trend hasil teori dan estimasi sesuai dengan hasil WTT.
- Hasil estimasi Digital Datcom untuk CL memiliki *error* 5-14% terhadap hasil WTT.
- Dari grafik perbandingan, hasil terowongan angin lebih kecil dibanding dengan hasil yang lain, maka hasil terowongan angin yang akan dijadikan acuan dalam perhitungan prestasi terbang karena hasil dari estimasi empirik Digital Datcom dan uji terowongan angin telah terverifikasi tetapi keduanya belum divalidasi dengan hasil uji terbang.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih kepada Agus Aribowo atas dukungan dalam proses penelitian dan teman-teman khususnya di bidang teknologi aerodinamika dan umumnya di Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN atas bantuannya.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- 1) Herdiana, D. *Analisis Aerodinamik Pemilihan Airfoil Untuk Sayap Pesawat LSU-05 dengan Metode Numeric*. Proseding SIPTEKGAN 2013.
- 2) Pope, A., Harper, J.J. *Low Speed Wind Tunnel Testing*. New York, NY: John Wiley & Sons, Inc. 1966.
- 3) Anderson, J. D. Jr. *Fundamentals of Aerodynamics* . Fifth Edition. McGraw-Hill. New York. 2010.
- 4) Raymer, D. P. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. Second Edition. Washington DC. 1992.
- 5) Digital Datcom, Software Package, Ver. 2.6, 2010.
- 6) Abbot, Ira H., and Von Doenhoff, Albert E. *Theory of Wing Sections*. Dover. New York. 1959.
- 7) D.G. Romano, P.H. Alfredsson, A. Hanifi, R. Örlü, N. Tillmark, V.I. Borodulin, A.V. Ivanov, Y.S. Kachanov, M. Minervino. *Design and Tests of Wind-Tunnel Sidewalls for Receptivity Experiments on a Swept Wing*. Applied Mechanics and Materials, Vol 390, Aug. 2013: 96-102.
- 8) Masayuki Anyoji, Tianshu Liu, Taku Nonomura, Akira Oyama, and Kozo Fujii. *Effect of Wing Planform on Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Numbers using a Low Density Wind Tunnel*. 43rd Fluid Dynamics Conference, June 2013.

- 9) Robert Britt, Daniel Ortega, John Mc Tigue, and Matthew Scott. *Wind Tunnel Test of a Very Flexible Aircraft Wing*. 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 2012.
- 10) Russell, J. S. *Wind Tunnel Tests on a High Wing Monoplane with Running Propeller*. Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 3, No. 3, 1936: 73-78.