

A-SSC APLIKASI BERBASIS MATLAB UNTUK ANALISIS KESTABILAN STATIK PESAWAT TERBANG BERSAYAP TETAP

Lado Rislya Prakasa, Ahmad Nur Khordian Syah, Lazuardy Rahendra Pinandhita
Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto Yogyakarta
E-mail: ladoprakasa@gmail.com

Abstrak

Analisis kondisi stabil statik pesawat terbang melalui metode *flight test* memerlukan alat dan bahan pengujian yang relatif mahal. Sedangkan melalui metode komputasi, diperlukan operasional *software* yang cukup kompleks. Melalui penelitian ini dikembangkan aplikasi bernama A-SSC yang fungsinya difokuskan untuk analisis *static stability* pesawat terbang dengan sayap tetap berawak ataupun tanpa awak secara cepat, sederhana, dan tepat. Aplikasi A-SSC didesain melalui *software* Matlab GUI (*Graphical User Interface*) yang dapat dioperasikan oleh operator dengan nilai *input* geometri dan kondisi terbang pesawat, sehingga eksekusi dari nilai *input* tersebut akan menghasilkan nilai kestabilan statik pesawat terbang secara otomatis. Hasil kestabilan statik yang didapat melalui aplikasi ini divalidasi menggunakan beberapa hasil analisis kestabilan statik yang telah dilakukan oleh peneliti sebelumnya dan dipaparkan pada beberapa buku teori rujukan, dan dihasilkan perbedaan nilai analisis melalui aplikasi A-SSC dengan buku teori rujukan rata – rata sebesar 0,27%.

Kata Kunci: A-SSC, Matlab GUI, Stabil Statik Pesawat Terbang.

Abstract

Analysis of the static stable condition of the aircraft through the flight test method requires relatively expensive testing tools and materials. Meanwhile, the computational method requires quite complex software operations. Through this research, an application called A-SSC was developed whose function is focused on analyzing the static stability of aircraft with manned or unmanned fixed wings quickly, simply, and precisely. The A-SSC application is designed through Matlab GUI (Graphical User Interface) software which can be operated by the operator with the geometry input value and aircraft flying conditions, so that the execution of the input value will automatically generate the aircraft's static stability value. The results of static stability obtained through this application are validated using several results of static stability analysis that have been carried out by previous researchers and presented in several reference theory books, and the resulting difference in the value of the analysis through the A-SSC application with reference theory books is an average of 0.27 %.

Keywords: A-SSC, Matlab GUI, Static Stable Condition of The Aircraft.

PENDAHULUAN

Salah satu faktor yang harus dipenuhi dalam proses manufaktur pesawat terbang untuk mencapai efektifitas operasional terbang yang baik adalah faktor stabilitas pesawat terbang ketika beroperasi. Terdapat banyak jenis kestabilan pesawat dalam kondisi terbangnya, salah satunya adalah kestabilan statik yang dapat diartikan sebagai kemampuan alami pesawat terbang untuk dapat kembali ke kondisi semula setelah menerima gangguan eksternal dalam kondisi terbangnya. Pesawat dengan kondisi

kestabilan statik yang buruk ketika diberi gangguan berupa hembusan udara dari depan (*headwind*), belakang (*tailwind*) dan samping (*crosswind*) akan terbawa oleh arah angin tersebut dan tidak dapat kembali ke kondisi semula (*straight and level flight position*).

Stabilitas statik yang terjadi dalam kondisi terbang pesawat bersayap tetap terdiri dari tiga matra yaitu *longitudinal*, *directional*, dan *lateral*. Setiap kondisi matra tersebut dipengaruhi oleh masing – masing kontribusi dari struktur geometri pesawat dan nilai propertis udara sekitar. Metode analisis stabilitas pesawat yang ada selama ini menggunakan *flight test* dan metode komputasi. Penerapan metode *flight test* dalam melakukan analisis kestabilan pesawat memerlukan alat dan bahan pengujian secara lengkap, sehingga hal ini menimbulkan pengeluaran biaya riset yang tinggi serta membutuhkan proses waktu yang lama. Sedangkan penerapan metode komputasi dapat dilakukan dengan *software* yang selama ini telah disediakan oleh beberapa perusahaan manufaktur dan analisis kondisi terbang pesawat, tetapi *software* hanya menyediakan analisis stabil statik pesawat terbang sebagai sub fungsi kerja *software*, sehingga membutuhkan proses penggabungan pada setiap sub kerja *software* untuk mendapatkan hasil analisis stabil statik pesawat terbang. Hal ini tentu membutuhkan operasional *software* yang cukup kompleks, dikarenakan hingga saat ini belum tersedia *software* khusus untuk analisis kestabilan statik pesawat terbang.

Kedua metode tersebut menjadi hambatan yang dapat ditinjau dari sisi waktu, tenaga, dan biaya dalam pelaksanaan analisis kestabilan statik pada pesawat terbang. Untuk itu, pada penelitian ini dikembangkan aplikasi bernama A-SSC yang memiliki fungsi khusus sebagai sarana dalam menganalisis nilai kestabilan statik pesawat terbang bersayap tetap berawak ataupun tanpa awak (UAV) secara cepat, sederhana, dan tepat. Aplikasi A-SSC didesain dengan basis *software* Matlab GUI (*Graphical User Interface*) yang dapat dioperasikan oleh operator berdasarkan nilai input yang mencakup pada data aspek geometri seperti luasan *wing*, panjang *tail section*, diameter *fuselage*, dan nilai-nilai serupa lainnya, serta properti lingkungan pada kondisi terbang pesawat seperti nilai kerapatan dan suhu udara pada ketinggian terbang tertentu. Penelitian ini diharapkan dapat menghasilkan metode baru untuk menjadi solusi yang tepat dalam melakukan analisis kestabilan statik pesawat terbang bersayap tetap berawak maupun tanpa awak.

METODE

Terdapat 2 bagian penting dalam perancangan aplikasi A-SSC, yaitu pengumpulan beserta pengolahan data persamaan matematis stabil statik pesawat terbang yang digunakan, dan rancang bangun aplikasi melalui MATLAB GUI dengan persamaan matematis stabil statik pesawat terbang yang telah di telaah.

1. Pengolahan Data Persamaan Matematis Stabil Statik Pesawat Terbang yang Digunakan

Persamaan matematis stabil statik yang digunakan sesuai dengan masing-masing matriks dan kontribusi tiap – tiap struktur dari pesawat didapat melalui buku teori rujukan yang ditampilkan pada daftar pustaka. Setiap persamaan matematis kemudian diinputkan ke program melalui rancang bangun MATLAB GUI. Adapun daftar persamaan matematis beserta arti notasi adalah seperti berikut:

a. *Longitudinal Wing Contribution*

$$C_{m_{cg_w}} = C_{m_{ac_w}} + C_{L_{0_w}} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) + C_{L_{a_w}} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) a_w$$

b. *Longitudinal Tail Contribution*

$$C_{m_{g_t}} = V_H \eta C_{L_{at}} (\epsilon_0 + i_w - i_t) - V_H \eta C_{L_t} \alpha \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)$$

c. *Longitudinal Fuselage contribution*

$$C_{m_{0f}} = \frac{k_2 - k_1}{36.5 S \bar{c}} \int_0^{l_f} w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) dx$$

$$C_{m_{0f}} = \frac{k_2 - k_1}{36.5 S \bar{c}} \int_0^{l_f} w_f^2 \int_0^{l_f} \frac{\delta \epsilon_{iu}}{\delta \alpha} dx (deg^{-1})$$

d. *Directional Tail contribution*

$$C_{n_{\beta_v}} = V_v \eta_v C_{L_{av}} = \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$$

$$\eta_v \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) = 0.724 + 3.06 \frac{S_v/S}{1 + \cos(A_c/4W)} + 0.4 \frac{z_w}{d} + 0.009 AR_w$$

e. *Directional Wing contribution*

$$(C_{n_{\beta}})_w = c_D \frac{\bar{y}}{b} \frac{1}{57.3} \sin 2\Lambda$$

f. *Directional fuselage contribution*

$$C_{n_{\beta_{wf}}} = -k_n - k_{RI} \frac{S_{fs} l_f}{S_w b}$$

g. *Lateral Wing Body Contribution At Subsonic Condition*

$$(C_{l_{\beta}})_{w(B)} = C_L \left[\frac{C_{l_{\beta}}}{C_L} \right]_{Ae/2} K_{MA} K_f + \left(\frac{C_{l_{\beta}}}{C_L} \right)_A + \Gamma \left[\frac{C_{l_{\beta}}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{l_{\beta}}}{\Gamma} \right] + (\Delta C_{l_{\beta}})_{zw}$$

h. *Lateral Wing Body Contribution At Supersonic Condition*

$$(C_{l_{\beta}})_{w(B)} = -0.061 C_N \left(\frac{C_{N\alpha}}{57.3} \right) [1 + \lambda (1 + \Lambda_{LE})] \left(1 + \frac{\Lambda_{LE}}{2} \right) \left(\frac{\tan \Lambda_{LE}}{\beta} \right) \times \left[\frac{M^2 \cos^2 \Lambda_{LE}}{A} + \left(\frac{\tan \Lambda_{LE}}{4} \right)^{4/3} \right]$$

$$+ \Gamma \left(\frac{C_{l_{\beta}}}{\Gamma} + \frac{\Delta C_{l_{\beta}}}{\Gamma} \right) + (\Delta C_{l_{\beta}})_{zw}$$

i. *Lateral Tail Contribution*

$$(C_{l_{\beta}})_v = -K a_v \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \eta_v \left(\frac{S_v}{S} \right) \left(\frac{z_v \cos \alpha l_v \sin \alpha}{b} \right)$$

Arti notasi:

C_{m_0} = Koefisien *pitching moment* pada sudut serang 0°.

$C_{L_{0_w}}$ = Koefisien *lift* dari *wing* pada sudut serang 0°.

$C_{m\ cg\ w}$	= Koefisien <i>momen center of gravity</i> dari <i>wing</i> .
$C_{La\ w}$	= Koefisien <i>lift</i> dari <i>wing</i> pada sudut serang tertentu.
\bar{c}	= <i>The wing mean aerodynamic chord</i> .
X_{cg}	= Jarak <i>center of gravity</i> dengan <i>wing leading edge</i> (m).
X_{ac}	= Jarak <i>aerodynamic center</i> dengan <i>wing leading edge</i> (m)
$C_{m\ cg\ t}$	= Koefisien <i>momen center of gravity</i> dari <i>tail section</i> .
C_{Lat}	= Koefisien <i>lift</i> dari <i>tail</i> pada sudut serang tertentu.
C_{Lt}	= Koefisien <i>lift</i> pada <i>tail section</i> .
i_t	= <i>Tail incidence angle</i> .
i_f	= <i>Fuselage reference line</i> .
η	= Efisiensi.
α	= Besar sudut serang pesawat (<i>angle of attack</i>),.
V_H	= <i>Horizontal tail volume ratio</i> .
ϵ_0	= <i>Downwash</i> pada sudut serang 0° .
$k_2 - k_1$	= <i>The correction factor for the body fineness ratio</i> .
c_D	= Koefisien <i>drag</i> .
ϵ	= Sudut <i>downwash</i> (radian).
$C_{ma\ t}$	= <i>Tail contribution to the static stability of the airplane</i> .
l_f	= <i>The incidence of the fuselage chamber line relative to the fuselage reference line at the center of each fuselage increment</i> .
Λ	= <i>Sweep angle of wing</i> .
Γ	= <i>Dihedral angle</i> .
S	= Luas area <i>wing</i> .
w_f	= Lebar rata-rata bagian <i>fuselage</i> .
α_{0w}	= <i>The wing zero lift angle relative to the fuselage reference line</i> .
β	= <i>Sideslip (angle between the plane of symmetry of the airplane and the direction motion)</i> .
k_{RI}	= <i>Emperical correction factor that is a function of the fuselage reynold number</i> .
k_n	= <i>Emperical wing-body interface factor</i> .
AR_w	= <i>Aspect ratio of the wing</i> .
z_W	= <i>Distance parallel to the z axis from wing root quarter chord point to the fuselage centerline</i> .

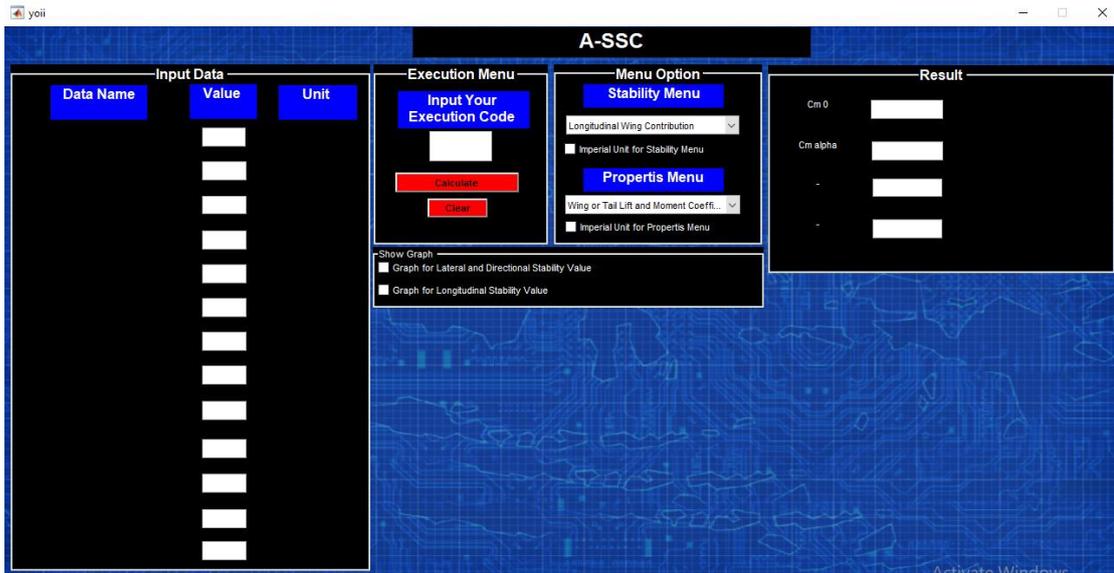
$A_{c/4W}$	= sweep of wing quarter chord.
S_v	= Vertical tail area.
S_{BS}	= Project side area of fuselage (m ²).
lf	= Total length of fuselage (m).
X_m	= Distance from fuselage nose section (m).
h_1	= Height of a quarter the total fuselage length (m).
h_2	= Maximum height of fuselage (m).
Λ_{LE}	= Wing leading edge sweep (rad).
b	= Wing Span (m).
K	= Empirical parameter.
a_v	= Lift curve slope.
$(\Delta C_{l\beta})_{zw}$	= Contribution of zw difference to rolling moment.
$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma}$	= Contribution of wing dihedral difference to rolling moment.
$\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}$	= Contribution of wing dihedral to rolling moment.
K_{MA}	= Compressibility correction factor.
K_f	= Fuselage correction factor.
$K_{M\Gamma}$	= Compressibility correction to wing dihedral effect.

2. Perancangan Aplikasi A-SSC

Aplikasi A-SSC dirancang dengan media MATLAB GUI dengan tahapan inti perancangan sebagai berikut:

- a. Masuk ke layanan GUI pada *command window* MATLAB dan mendesain *layout* aplikasi beserta program yang akan dirancang pada *workbench* MATLAB GUI dengan memanfaatkan fitur-fitur yang tersedia pada layanan MATLAB GUI.
- b. Setelah dilakukan proses desain *layout* aplikasi A-SSC, dilanjutkan dengan melakukan *programming* dengan input perintah-perintah kerja (termasuk persamaan matematis yang digunakan) dan logika komputasi untuk menjalankan program. Proses ini dilakukan dengan cara masuk ke *script* program (*editor* MATLAB) melalui *callbacks* fitur yang akan diprogram.
- c. Setelah melakukan proses desain *layout* dan *programming* dilanjutkan dengan proses konversi program menjadi aplikasi yang dapat berjalan secara mandiri atau aplikasi dapat melakukan komputasi tanpa harus masuk melalui *software* MATLAB. Proses ini dilakukan melalui layanan *complier* pada MATLAB.

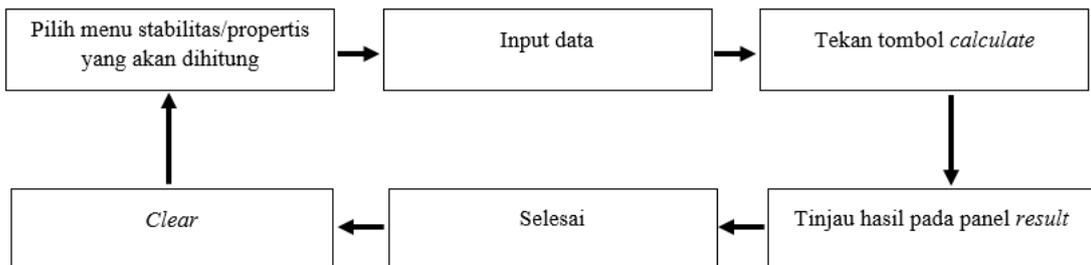
Adapun tampilan *default* aplikasi A-SSC secara keseluruhan setelah dilakukan proses perancangan adalah seperti yang ditampilkan pada gambar 1.



Gambar 1. Tampilan *Default* Aplikasi A-SSC

Operasional Aplikasi A-SSC

Operasional aplikasi A-SSC terbagi menjadi 6 tahapan inti. Adapun tahapan inti tersebut seperti yang ditampilkan pada gambar 2.

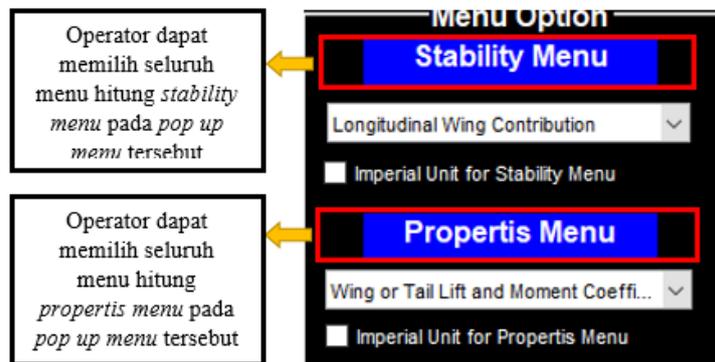


Gambar 2. Tahapan Inti Operasional Aplikasi A-SSC

Adapun penjelasan dari tahapan inti seperti yang ditampilkan pada gambar 2 adalah sebagai berikut:

- Langkah pertama adalah memilih menu stabilitas/propertis yang akan dihitung melalui panel *menu option*. Aplikasi A-SSC menyediakan 2 jenis menu hitung, yaitu *stability menu* dan *propertis menu*. *Stability menu* merupakan menu hitung inti pada aplikasi A-SSC, *stability menu* menyediakan 9 pilihan menu hitung, yaitu *longitudinal wing contribution*, *longitudinal horizontal tail contribution*, *longitudinal fuselage contribution*, *lateral wing body contribution at subsonic flight condition*, *lateral wing body contribution at supersonic flight condition*, *lateral vertical tail contribution*, *directional wing contribution*, *directional vertical tail contribution*, dan *directional fuselage contribution*. Sedangkan *propertis menu* merupakan menu hitung pendukung untuk menghitung beberapa variabel nilai

propertis yang belum diketahui pada 9 jenis matra stabil statik yang ada pada *stability menu*. Propertis menu menyediakan 13 pilihan menu hitung.



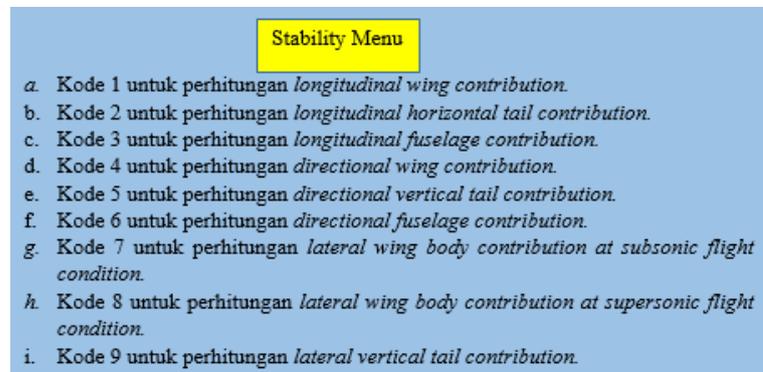
Gambar 3. Panel *Menu Option* Aplikasi A-SSC

- Langkah berikutnya adalah melakukan pengisian nilai yang dibutuhkan pada tiap variabel (*Data Name*) untuk perhitungan melalui panel input data. Pengisian dilakukan pada kolom *value*. Jenis variabel (*Data Name*) nilai yang harus diisikan akan berbeda – beda, tergantung jenis menu yang dipilih oleh operator pada panel *menu option* untuk dilakukan perhitungan. Gambar 4 merupakan contoh panel *input data* untuk perhitungan kestabilan statik matra *longitudinal horizontal tail contribution*.

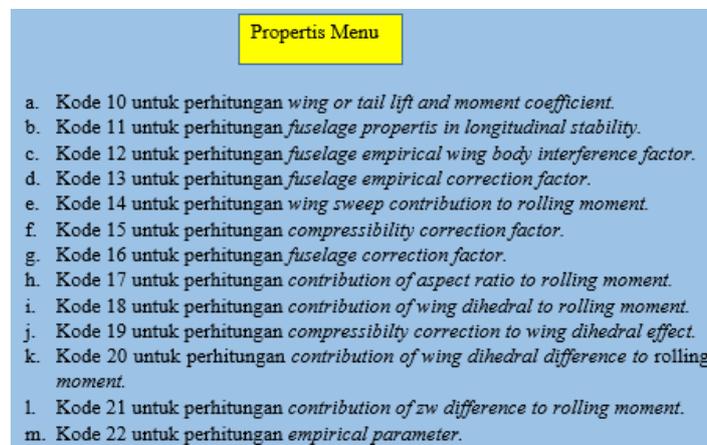


Gambar 4. Panel *Input Data* Aplikasi A-SSC

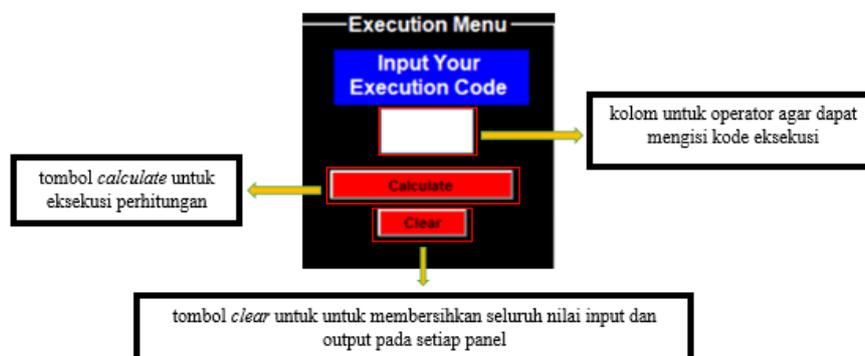
3. Setelah dilakukan pemilihan jenis menu hitung dan input data, langkah selanjutnya adalah tahap eksekusi oleh aplikasi A-SSC melalui tombol *calculate* pada panel *execution menu*. Sebelum melakukan eksekusi, operator diharuskan untuk memberikan input kode eksekusi/perhitungan yang telah disediakan oleh *programmers* terhadap setiap jenis menu hitung yang dipilih. Setelah diberi input kode eksekusi secara tepat, operator dapat menekan tombol *calculate* agar aplikasi dapat melakukan perhitungan dengan tepat.



Gambar 5. Kode Eksekusi Untuk Menu Hitung *Stability* Pada Aplikasi A-SSC

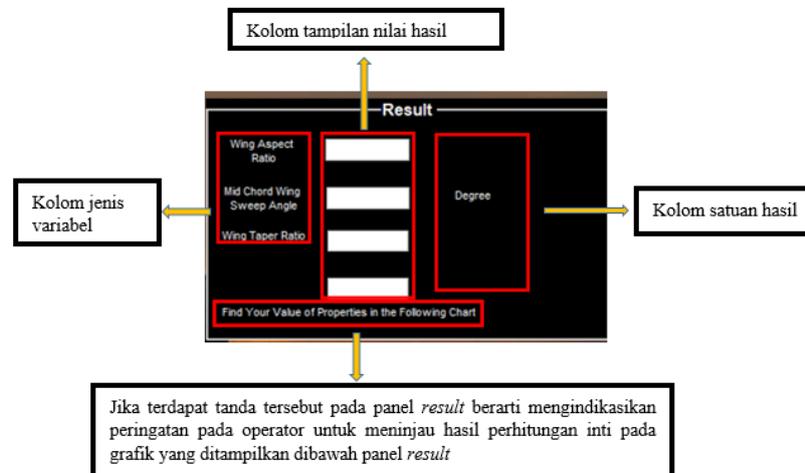


Gambar 6. Kode Eksekusi Untuk Menu Hitung *Propertis* Pada Aplikasi A-SSC



Gambar 7. Panel *Execution Menu* Aplikasi A-SSC

- Setelah dilakukan proses eksekusi, operator dapat meninjau hasil perhitungan melalui panel *result* sesuai dari menu perhitungan yang di pilih pada *menu option*, karena setiap jenis *output* variabel hasil perhitungan akan berbeda – beda, tergantung menu perhitungannya. Gambar 7 merupakan contoh *output* yang ditampilkan pada panel *result* berdasarkan salah satu menu hitung yang dipilih pada panel *menu option*.



Gambar 8. Panel *Result* Aplikasi A-SSC

- Proses operasional aplikasi dengan satu perhitungan menu hitung telah selesai dilaksanakan.
- Setelah operator mengetahui hasil yang telah di hitung, dan operator hendak melakukan perhitungan lain, operator dapat menekan tombol *clear* pada panel *execution menu* untuk membersihkan seluruh nilai *input* dan *output* pada setiap panel.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Untuk menyimpulkan optimasi kerja dari aplikasi A-SSC, dilakukan proses validasi terhadap hasil perhitungan melalui aplikasi A-SSC dengan metode perhitungan manual yang didapat dari referensi buku teori rujukan. Adapun buku teori rujukan yang digunakan untuk keperluan proses validasi adalah buku yang berjudul *performance, stability, dynamics, and control of airplane* ditulis Bandu N Pamadi pada tahun 1998. Buku berikutnya adalah buku yang berjudul *flight stability and automatic control* edisi kedua ditulis oleh Robert C Nelson pada tahun 1998. Proses validasi dilakukan dengan melakukan input data atau nilai yang didapat dari buku teori rujukan pada aplikasi A-SSC, kemudian dilakukan perbandingan hasil antara perhitungan melalui aplikasi A-SSC dengan perhitungan melalui buku teori rujukan. Adapun hasil validasi pada setiap matra stabilitas ditampilkan pada tabel 1.

Tabel 1. Hasil Validasi Perhitungan Pada Setiap Matra Stabilitas Melalui Aplikasi A-SSC Dengan Buku Teori Rujukan

No.	Stability Menu	Hasil Perhitungan Melalui Buku Teori Rujukan	Hasil Perhitungan Melalui Aplikasi A-SSC	Persentase Faktor Kesalahan
1	Longitudinal Wing Contribution	$C_{m_{0w}} = -0.099$	$C_{m_{0w}} = -0.099$	0%
		$C_{m_{aw}} = 0.00373$	$C_{m_{aw}} = 0.00373 / \text{deg}$	0%
2	Longitudinal Horizontal Tail Contribution	$C_{m_{0t}} = 0.20$	$C_{m_{0t}} = 0.19816$	0.92%
		$C_{m_{at}} = -0.0215/\text{deg}$	$C_{m_{at}} = -0.021471/\text{deg}$	0.135%
3	Longitudinal Fuselage Contribution	$C_{m_{0f}} = -0.037$	$C_{m_{0f}} = -0.037$	0%
		$C_{m_{af}} = 0.00209/\text{deg}$	$C_{m_{af}} = 0.00209/\text{deg}$	0%
4	Directional Wing Contribution	$(C_{n\beta.w}) = 0.0042308/\text{deg}$	$(C_{n\beta.w}) = 0.0042308/\text{deg}$	0%
5	Directional Vertical Tail Contribution	$(C_{n\beta.v}) = 0.004230/\text{deg}$	$(C_{n\beta.v}) = 0.0042308/\text{deg}$	0.19%
6	Directional Fuselage Contribution	$(C_{n\beta})^{B(w)} = -0.0025/\text{deg}$	$(C_{n\beta})^{B(w)} = -0.0025/\text{deg}$	0%
7	Lateral Wing Body Contribution at Subsonic Flight Condition	$(C_{l\beta})_{w(B)} = 0.000572/\text{deg}$	$(C_{l\beta})_{w(B)} = 0.000571/\text{deg}$	0.105%
8	Lateral Wing Body Contribution at Supersonic Flight Condition	$(C_{l\beta})_{wb} = -0.002634/\text{deg}$	$(C_{l\beta})_{wb} = -0.002605/\text{deg}$	1.1%
99	Lateral Vertical Tail Contribution	$(\Delta C_{l\beta})_v = -0.0019462/\text{deg}$	$(\Delta C_{l\beta})_v = -0.0019451/\text{deg}$	0.006%

Melalui proses validasi yang ditampilkan pada tabel 1, dapat diketahui bahwa rentang kesalahan perhitungan melalui aplikasi A-SSC dengan buku teori rujukan adalah sebesar 0.006% hingga 1.1%. Adanya beberapa faktor kesalahan tersebut diakibatkan oleh digit angka dibelakang koma yang berbeda. Kemudian dari perhitungan faktor kesalahan di atas juga didapat tingkat keberhasilan perhitungan aplikasi A-SSC adalah sebesar 99.73%. Terdapat 3 aspek tolak ukur kekuatan dari operasional aplikasi A-SSC, yang pertama adalah efisiensi, hanya dengan *input* data/parameter yang dibutuhkan kedalam aplikasi A-SSC, operator dapat menganalisis nilai stabil statik pesawat secara cepat dan tepat. Kedua adalah akurasi, hal ini dapat ditinjau melalui proses validasi dengan tingkat keberhasilan perhitungan di atas 99%. Ketiga adalah fitur yang disediakan, aplikasi A-SSC tidak hanya menyediakan fitur untuk langsung menghitung nilai stabil statik pesawat terbang atau momen yang

terjadi pada dimensi dan kondisi tertentu, namun aplikasi A-SSC juga menyediakan fitur *properties menu* yang digunakan untuk mencari nilai variabel penunjang pada perhitungan nilai di *stability menu*.

PENUTUP

Melalui penelitian ini dihasilkan metode baru untuk melakukan analisis kestabilan statik pesawat terbang bersayap tetap menggunakan aplikasi A-SSC berbasis *software* MATLAB GUI. Operasional aplikasi A-SSC diawali dengan memilih menu stabilitas/propertis yang akan dihitung, kemudian dilanjutkan dengan melakukan input nilai/parameter yang dibutuhkan untuk perhitungan. Selanjutnya aplikasi A-SSC akan melakukan eksekusi perhitungan setelah operator memberikan kode eksekusi, dan operator dapat meninjau hasil pada panel *result* beserta grafik hasil perhitungan melalui panel *show graph*. Untuk keperluan optimasi dan memastikan tingkat keakuratan hasil, dilakukan proses validasi antara perhitungan nilai kestabilan statik pesawat bersayap tetap melalui aplikasi A-SSC dengan perhitungan melalui buku teori rujukan yang dilakukan oleh peneliti terdahulu. Melalui uji validasi operasional aplikasi A-SSC, dapat disimpulkan bahwa aplikasi A-SSC dapat berkontribusi dalam proses perancangan pesawat terbang bersayap tetap, hal ini dapat ditinjau dari tingkat keberhasilan perhitungan operasional yang nilainya sebesar 99,73%.

DAFTAR PUSTAKA

- Pamadi, N, Bandu. 1998. "Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplane". *American Institute of Aeronautical and Astronautics. Virginia*.
- Nelson, C, Robert. 1998. "Flight Stability and Automatic Control". *McGraw-Hill Education, Second edition. Singapore*.
- McCormick, W, Barnes. 1994, "Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics". *John Wiley & Sons, Inc, Second Edition. New Jersey*.
- Gudmundsson, S. 2014. "General Aviation Aircraft Design: Applied Methods And Procedures". *Elsevier. Amsterdam*.
- Yechout, R, Thomas. 2003. "Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control". *AIAA Education Series. Virginia*.
- Caughey, A, David. 2011. "Introduction To Aircraft Stability And Control Course Notes For M&Ae 5070". *Cornell University. New York*.