

Analisa Prestasi Terbang Dan Kestabilan Pesawat Udara Nir-Awak (PUNA-BPPT) Prototipe Sriti Menggunakan CFD

Oleh :
Fadilah Hasim*
Ahmad Farid Widodo*
Sariman*

Abstrak

Dalam riset ini analisis prestasi terbang dan kestabilan Pesawat Udara Nir-Awak (PUNA)-Sriti dilakukan untuk mendukung program rancang bangun PUNA-Sriti BPPT. Gaya dan momen aerodinamika yang diperlukan untuk analisis prestasi terbang dan kestabilan pesawat diperoleh dengan cara komputasi menggunakan Dinamika Fluida Komputasional (CFD). Komputasi dilakukan untuk konfigurasi dasar dan beberapa variasi. Dari analisis prestasi terbang dan kestabilan tersebut evaluasi dan pengembangan protitpe akan dilakukan dengan mengeksplorasi efek-efek perubahan konfigurasi untuk mendapatkan karakteristik terbang yang lebih baik.

Kata Kunci : prestasi terbang, kestabilan, PUNA, gaya, momen, CFD, konfigurai

Abstract

This research is conducted to analyze the flight performance and stability of PUNA-Sriti a prototype of UAV developed by BPPT, to support its further development. Aerodynamic forces and moments required for analysis of flight performance and stability are obtained using Computational Fluid Dynamics (CFD). Computations are performed for basic configuration several configuration changes. Analysis results will be used for evaluation and further prototyping of PUNA-Sriti by exploring effects of various configuration changes on flight performance and stability to find a better flight characteristics of PUNA-Sriti.

Keywords : flight performance, stability, PUNA, force, moment, CFD, configuration

1. PENDAHULUAN

1.1 Latar belakang

Salah satu program Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) adalah rancang bangun wahana pesawat udara nir-awak (PUNA) yang berada di bawah koordinasi Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan (PTIPK) (Dahsyat *et al.*, 2010). Salah satu prototipe PUNA yang dikembangkan adalah konfigurasi *flying wing* yaitu konfigurasi pesawat yang terdiri dari badan (*fuselage*) dan sayap saja tanpa melibatkan adanya ekor, baik horizontal maupun vertical seperti diperlihatkan Gambar 1.1 berikut ini.



Gambar 1.1 PUNA prototype Sriti rancang bangun BPPT

* UPT-LAGG BPPT

Konfigurasi ini merupakan konfigurasi tidak konvensional dalam konfigurasi pesawat udara di mana secara umum pesawat udara memiliki ekor horizontal dan vertikal yang mempunyai peranan penting untuk kestabilan terbang pesawat udara.

Salah satu kegiatan yang perlu dilakukan dalam rancang bangun sebuah pesawat udara khususnya PUNA-Sriti adalah melakukan analisis prestasi terbang dan kestabilan pesawat udara. Kegiatan ini bertujuan untuk mengetahui sejauh mana hasil perancangan konfigurasi pesawat udara sesuai dengan tujuan dan sasaran perancangan (*Design Objective and Requirement, DRO*) (Dahsyat, 2010).

Analisis prestasi terbang PUNA-Sriti yang dilakukan dalam kegiatan ini meliputi prestasi terbang jelajah (*cruise*), prestasi tinggal landas (*take-off*), prestasi mendarat (*landing*), dan prestasi melayang (*gliding*, terbang tanpa ada gaya dorong). Sedangkan analisis kestabilan meliputi kestabilan longitudinal dan kestabilan lateral-direksional. Untuk melakukan analisis prestasi terbang dan kestabilan PUNA-Sriti diperlukan perhitungan koefisien gaya-gaya dan momen-momen aerodinamika yang bekerja pada pesawat PUNA-Sriti. Gaya-gaya dan momen-momen aerodinamika tersebut diperoleh dengan cara komputasi menggunakan Dinamika Fluida Komputasional yang lebih dikenal dengan sebutan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Komputasi ini akan menggunakan perangkat keras dan lunak CFD yang dimiliki oleh UPT-LAGG yaitu Fluent (*licensed Commercial software*), XFLR5 dan Vortex Lattice Method (keduanya merupakan *open source softwares*).

Dari hasil analisis prestasi terbang dan kestabilan pesawat PUNA-Sriti untuk konfigurasi dasar, evaluasi dan pengembangan konfigurasi kemudian dilakukan untuk mendapatkan karakteristik terbang yang lebih baik. Pengembangan konfigurasi dilakukan dengan menguji variasi-variasi dari konfigurasi awal menggunakan perangkat CFD kembali. Hasil pengujian secara komputasi terhadap variasi-variasi konfigurasi tersebut diharapkan dapat memberikan suatu konfigurasi yang lebih baik untuk karakteristik terbang PUNA-Sriti.

2. PERUMUSAN MASALAH

Riset ini mencoba mencari solusi untuk rumusan masalah sebagai berikut:

- Bagaimana karakteristik terbang PUNA-Sriti secara teoretikal analisis.
- Bagaimana pengaruh perubahan atau variasi konfigurasi terhadap karakteristik aerodinamikanya seperti pengaruh perubahan aspek ratio, pengaruh perubahan airfoil atau pengaruh perubahan bentuk *winglet/wingtip*
- Bagaimana mendapatkan konfigurasi yang optimum untuk PUNA protitipe Sriti, parameter apa yang perlu dimodifikasi dari konfigurasi dasarnya.

3. METODOLOGI

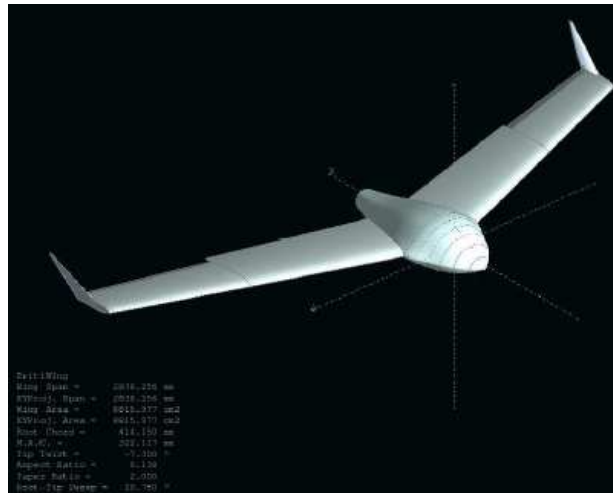
Analisis prestasi terbang dan kestabilan dilakukan dengan merumuskan persamaan yang memodelkan dinamika gerak pesawat PUNA-Sriti. Persamaan-persamaan tersebut dapat diperoleh secara langsung maupun harus dirumuskan kembali dari berbagai pustaka mengenai prestasi terbang dan dinamika terbang pesawat udara *flying wing*.

Analisis prestasi terbang dan kestabilan tersebut memerlukan data gaya-gaya dan momen-momen aerodinamika. Data gaya dan momen ini dapat diperoleh melalui pengujian terowongan angin atau komputasi numerik menggunakan CFD. Fasilitas untuk melakukan kedua metode tersebut (pengujian terowongan angin dan CFD) dimiliki oleh BPPT yaitu di UPT-LAGG (Laboratorium AeroGas dan Getaran). Metode CFD akan dilakukan dalam riset ini karena pengujian terowongan angin memerlukan biaya yang cukup mahal.

Adapun spesifikasi dasar sayap PUNA-Sriti adalah

- Bentang Sayap = 2838.256 mm,
- Luasan sayap = 8815.977 cm²,
- Aspek rasio sayap = 9.138

Sedangkan model dasar PUNA-Sriti untuk komputasi diperlihatkan pada Gambar 2.1 berikut ini.



Gambar 2.1 Model komputasi PUNA-Sriti

Riset ini dilakukan menggunakan pendekatan komputasi dan analisis numerik. Data yang diperlukan untuk analisis dikumpulkan melalui serangkaian komputasi menggunakan perangkat lunak CFD yang dimiliki UPT LAGG BPPT baik yang berlisensi seperti FLUENT maupun yang opensource seperti VLM dan XFLR5.

Komputasi dan analisis aerodinamika PUNA ini dilakukan dengan:

- **Komputasi** akan dilakukan secara numerik menggunakan dua perangkat lunak tersebut di bawah ini:

1. **Public Licensed Software XFLR5** atau **TORNADO** dengan karakteristik sebagai berikut:

- ▲ Menggunakan metoda VLM dan 3D Panel untuk daerah linear dan LLT untuk non-linear
- ▲ Memodelkan aliran potensial subsonik rendah, kecepatan rendah dan sudut serang kecil.
- ▲ Dapat digunakan untuk menghitung karakteristik aerodinamika bidang angkat (sayap, ekor beserta bidang kontrol).
- ▲ Besaran-besaran yang dapat dihitung adalah C_L (gaya angkat), C_D induced (gaya hambat terinduksi), C_m (momen angguk), C_l (momen guling), C_n (momen toleh) dan variasinya terhadap α , β dan defleksi *bidang kontrol*.
- ▲ Keterbatasan:
 - tidak bisa memodelkan fuselage, tidak bisa menghitung drag total (yang dimodelkan hanya drag karena induksi gaya angkat),
 - tidak bisa memodelkan efek-efek non-linear kuat seperti aliran separasi, sehingga kurang akurat untuk menghitung CL_{max} .

2. **Commercial Software FLUENT** dengan karakteristik sebagai berikut:

- ▲ Menggunakan metoda Finite Volume Method (FVM)
- ▲ Memodelkan semua fenomena aliran (potensial, laminar dan pemodelan turbulensi).
- ▲ Mampu memodelkan konfigurasi lengkap pesawat (fuselage+wing+tail)
- ▲ Waktu pembentukan grid dan komputasi sangat lama serta memiliki tingkat kesulitan yang tinggi.
- ▲ Dapat menghitung semua besaran aerodinamika.
- ▲ Dapat memperlihatkan visualisasi aliran di sekitar model.
- ▲ Keterbatasan:
 - Sangat sukar menghitung besaran aerodinamik dan kestabilan yang melibatkan defleksi *control surface*, karena memerlukan upaya yang besar dalam tahap pembentukan grid.

- **Analisis** akan dilakukan terhadap

1. Koefisien aerodinamik hasil komputasi seperti C_L (gaya angkat), C_D induced (gaya hambat terinduksi), C_m (momen angguk), C_l (momen guling), C_n (momen toleh) dengan variasi α dan β dan defleksi *control surface*, serta turunan kestabilan.

2. Prestasi terbang (*Flight Performance*) meliputi jelajah (*cruising*), tinggal landas (*take-off*), mendarat (*landing*), dan melayang (*gliding*).
3. Karakteristik terbang (*flight characteristic*) meliputi *longitudinal static dan lateral directional*.

Untuk mencapai tujuan yang sama, riset dapat juga dilakukan dengan pendekatan eksperimen baik pengujian terowongan angin atau uji terbang (*flight test*) langsung. Namun untuk mempercepat dan menghemat biaya perancangan/pengembangan pesawat udara, rancangan riset melalui pendekatan komputasi numerikal lebih *favorable*.

Komputasi dilakukan terhadap berbagai konfigurasi dengan variasi, sudut serang (α), sudut slip (β) defleksi flap (elevon) dan letak pusat gravitasi (cg). Komputasi numerik kemudian dilakukan untuk PUNA-Sriti (3D) dengan variasi sudut serang (α), massa pesawat dan posisi titik berat (c.g.). Komputasi dilakukan juga terhadap variasi sudut *sweep* (lipat) sayap, sudut *twist* (pelintir) dan modifikasi airfoil pada *trailing edge*.

Kecepatan terbang jelajah pada kondisi trim dan gaya dorong yang diperlukan merupakan parameter penting dalam analisis prestasi terbang. Penelitian ini juga melakukan prediksi kecepatan terbang jelajah pada kondisi trim dan gaya dorong yang diperlukan. Prediksi dilakukan terhadap variasi berat maksimum pesawat pada saat tinggal landas (MTOW), yaitu antara 7.5-10 kg sesuai dengan DR&O PUNA-Sriti.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Analisis Massa Pesawat (MTOW)

Pada Tabel 3.1 di bawah ini ditunjukkan hasil prediksi kecepatan terbang jelajah pada kondisi trim dan gaya dorong yang diperlukan.

Tabel 3.1 Hubungan antara kecepatan, gaya dorong dan letak pusat gravitasi

Berat = 7.5 kg

| x c.g | α trim | CL _{trim} | CD _{trim} | CL/CD _{trim} | V _{trim} [m/s] | Trust Required (Newton) |
|-------|---------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|
| 200 | -0.704225352 | 0.014633803 | 0.008338219 | 1.75502733 | 100.5122318 | 41.8796897 |
| 300 | -0.634615385 | 0.019019231 | 0.008375089 | 2.270928882 | 88.1659805 | 32.36561064 |
| 350 | -0.581395349 | 0.022372093 | 0.008404838 | 2.661811326 | 81.29132595 | 27.61277604 |
| 450 | -0.333333333 | 0.038 | 0.008561349 | 4.438553097 | 62.37430468 | 16.55945043 |
| 500 | 0.028409454 | 0.059 | 0.00881794 | 6.690905132 | 50.05777131 | 10.98506085 |
| 525 | 0.333333333 | 0.08 | 0.008887418 | 9.001489603 | 42.98852283 | 8.165315214 |
| 550 | 1.5 | 0.1535 | 0.010629284 | 14.44123568 | 31.03439802 | 5.089592169 |
| 570 | 6 | 0.437 | 0.022510856 | 19.41285617 | 18.39317899 | 3.786150753 |

Berat = 8 kg

| x c.g | α trim | CL _{trim} | CD _{trim} | CL/CD _{trim} | V _{trim} [m/s] | Trust Required (Newton) |
|-------|---------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|
| 200 | -0.704225352 | 0.014633803 | 0.008338219 | 1.75502733 | 103.8085866 | 44.67166901 |
| 300 | -0.634615385 | 0.019019231 | 0.008375089 | 2.270928882 | 91.05743311 | 34.52331802 |
| 350 | -0.581395349 | 0.022372093 | 0.008404838 | 2.661811326 | 83.95732043 | 29.45362778 |
| 450 | -0.333333333 | 0.038 | 0.008561349 | 4.438553097 | 64.41990487 | 17.66341379 |
| 500 | 0.028409454 | 0.059 | 0.00881794 | 6.690905132 | 51.6994439 | 11.71739824 |
| 525 | 0.333333333 | 0.08 | 0.008887418 | 9.001489603 | 44.39835547 | 8.709669562 |
| 550 | 1.5 | 0.1535 | 0.010629284 | 14.44123568 | 32.05218845 | 5.428898313 |
| 570 | 6 | 0.437 | 0.022510856 | 19.41285617 | 18.99639358 | 4.038560804 |

Berat = 8.5 kg

| x c.g | α trim | CL _{trim} | CD _{trim} | CL/CD _{trim} | V _{trim} [m/s] | Trust Required (Newton) |
|-------|---------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|
| 200 | -0.704225352 | 0.014633803 | 0.008338219 | 1.75502733 | 107.0034419 | 47.46364833 |
| 300 | -0.634615385 | 0.019019231 | 0.008375089 | 2.270928882 | 93.85985368 | 36.68102539 |
| 350 | -0.581395349 | 0.022372093 | 0.008404838 | 2.661811326 | 86.54122504 | 31.29447951 |
| 450 | -0.333333333 | 0.038 | 0.008561349 | 4.438553097 | 66.40251804 | 18.76737716 |
| 500 | 0.028409454 | 0.059 | 0.00881794 | 6.690905132 | 53.29056699 | 12.44973563 |
| 525 | 0.333333333 | 0.08 | 0.008887418 | 9.001489603 | 45.7647773 | 9.254023909 |
| 550 | 1.5 | 0.1535 | 0.010629284 | 14.44123568 | 33.03863963 | 5.768204458 |
| 570 | 6 | 0.437 | 0.022510856 | 19.41285617 | 19.58103431 | 4.290970854 |

Berat = 9 kg

| x c.g | α trim | CL _{trim} | CD _{trim} | CL/CD _{trim} | V _{trim} [m/s] | Trust Required (Newton) |
|-------|---------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|
| 200 | -0.704225352 | 0.014633803 | 0.008338219 | 1.75502733 | 110.1056333 | 50.25562764 |
| 300 | -0.634615385 | 0.019019231 | 0.008375089 | 2.270928882 | 96.58099265 | 38.83873277 |
| 350 | -0.581395349 | 0.022372093 | 0.008404838 | 2.661811326 | 89.05018591 | 33.13533125 |
| 450 | -0.333333333 | 0.038 | 0.008561349 | 4.438553097 | 68.32762737 | 19.87134052 |
| 500 | 0.028409454 | 0.059 | 0.00881794 | 6.690905132 | 54.83554104 | 13.18207302 |
| 525 | 0.333333333 | 0.08 | 0.008887418 | 9.001489603 | 47.09156734 | 9.798378257 |
| 550 | 1.5 | 0.1535 | 0.010629284 | 14.44123568 | 33.99647971 | 6.107510602 |
| 570 | 6 | 0.437 | 0.022510856 | 19.41285617 | 20.14871808 | 4.543380904 |

Berat = 9.5 kg

| x c.g | α trim | CL _{trim} | CD _{trim} | CL/CD _{trim} | V _{trim} [m/s] | Trust Required (Newton) |
|-------|---------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|
| 200 | -0.704225352 | 0.014633803 | 0.008338219 | 1.75502733 | 113.1227846 | 53.04760695 |
| 300 | -0.634615385 | 0.019019231 | 0.008375089 | 2.270928882 | 99.22753725 | 40.99644015 |
| 350 | -0.581395349 | 0.022372093 | 0.008404838 | 2.661811326 | 91.49036883 | 34.97618298 |
| 450 | -0.333333333 | 0.038 | 0.008561349 | 4.438553097 | 70.19996382 | 20.97530388 |
| 500 | 0.028409454 | 0.059 | 0.00881794 | 6.690905132 | 56.33816285 | 13.91441041 |
| 525 | 0.333333333 | 0.08 | 0.008887418 | 9.001489603 | 48.38198619 | 10.3427326 |
| 550 | 1.5 | 0.1535 | 0.010629284 | 14.44123568 | 34.9280626 | 6.446816747 |
| 570 | 6 | 0.437 | 0.022510856 | 19.41285617 | 20.70083998 | 4.795790954 |

Berat = 10 kg

| x c.g | α trim | CL _{trim} | CD _{trim} | CL/CD _{trim} | V _{trim} [m/s] | Trust Required (Newton) |
|-------|---------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|
| 200 | -0.704225352 | 0.014633803 | 0.008338219 | 1.75502733 | 113.1227846 | 53.04760695 |
| 300 | -0.634615385 | 0.019019231 | 0.008375089 | 2.270928882 | 99.22753725 | 40.99644015 |
| 350 | -0.581395349 | 0.022372093 | 0.008404838 | 2.661811326 | 91.49036883 | 34.97618298 |
| 450 | -0.333333333 | 0.038 | 0.008561349 | 4.438553097 | 70.19996382 | 20.97530388 |
| 500 | 0.028409454 | 0.059 | 0.00881794 | 6.690905132 | 56.33816285 | 13.91441041 |
| 525 | 0.333333333 | 0.08 | 0.008887418 | 9.001489603 | 48.38198619 | 10.3427326 |
| 550 | 1.5 | 0.1535 | 0.010629284 | 14.44123568 | 34.9280626 | 6.446816747 |
| 570 | 6 | 0.437 | 0.022510856 | 19.41285617 | 20.70083998 | 4.795790954 |

Parameter kestabilan statik longitudinal pesawat udara adalah batas paling belakang dimana pesawat masih stabil. Parameter ini dapat ditentukan pada kurva Cm- α yaitu batas belakang adalah letak dimana Cm- α mendekati nol yaitu pada x = 570 mm dari nose. Parameter lain adalah turunan kestabilan Cm- α yang bervariasi terhadap c.g yang didapatkan dari kurva Cm- α . Dari kurva tersebut, parameter turunan kestabilan Cm- α sebagai fungsi c.g. disajikan pada tabel 3.2 sebagai berikut :

Tabel 3.2: Hubungan antara koefisien momen anguk pada kondisi trim dan titik pusat gravitasi

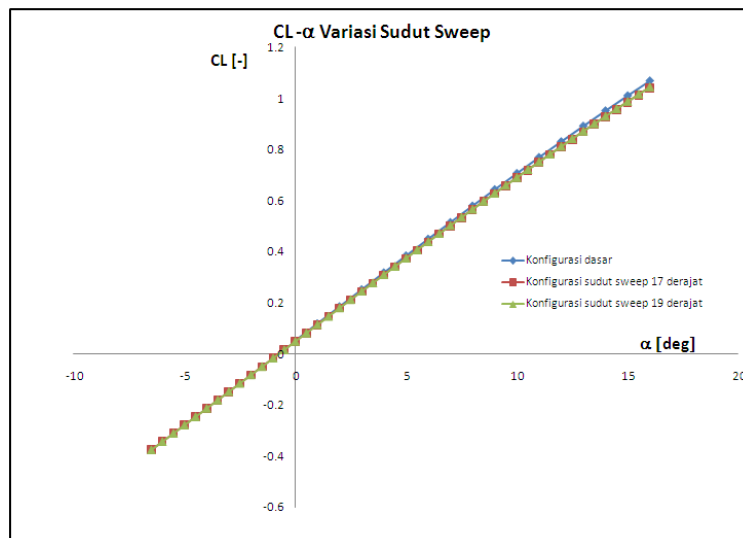
| x c.g | $C_{m_{\alpha \text{ trim}}}$ |
|-------|-------------------------------|
| 200 | -0.0710 |
| 300 | -0.0520 |
| 350 | -0.0430 |
| 450 | -0.0240 |
| 500 | -0.0156 |
| 525 | -0.0090 |
| 550 | -0.0060 |
| 570 | -0.0020 |

Parameter-parameter di atas dapat digunakan untuk data untuk mensimulasikan dinamika gerak pesawat PUNA-Sriti dan merancang system kendali otomatis untuk matra longitudinal

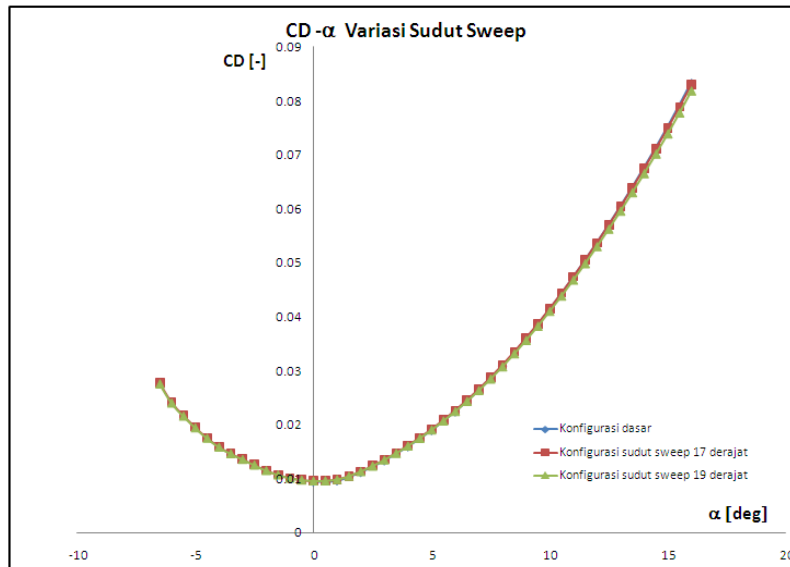
Dari tabel prestasi terbang terlihat bahwa pesawat terbang pada efisiensi optimum yang ditunjukkan oleh CL/CD paling besar pada sudut serang 6 derajat, namun pada sudut tersebut pesawat sangat dekat dengan titik netralnya. Kecepatan terbang yang diharapkan adalah berkisar antara 40-50 knot, atau 20.6 – 25.7 m/s . Kecepatan terbang tersebut pada tabel prestasi terbang dipenuhi pada c.g. yang dekat dengan titik netral atau batas kestabilan yaitu 570 mm dan jika merujuk pada tuntutan perancangan yang menyebutkan kecepatan terbang pada kisaran 20.6 m/s -25.7 m/s maka peletakan titik berat tidak memiliki fleksibilitas yang memadai. Kondisi tersebut menyebabkan pesawat pada kondisi tanpa defleksi bidang kendali tidak dapat memenuhi tuntutan kecepatan terbang namun harus dengan defleksi bidang kendali atau meningkatkan kecepatan terbangnya.

Pengaruh perubahan Sudut Sweep

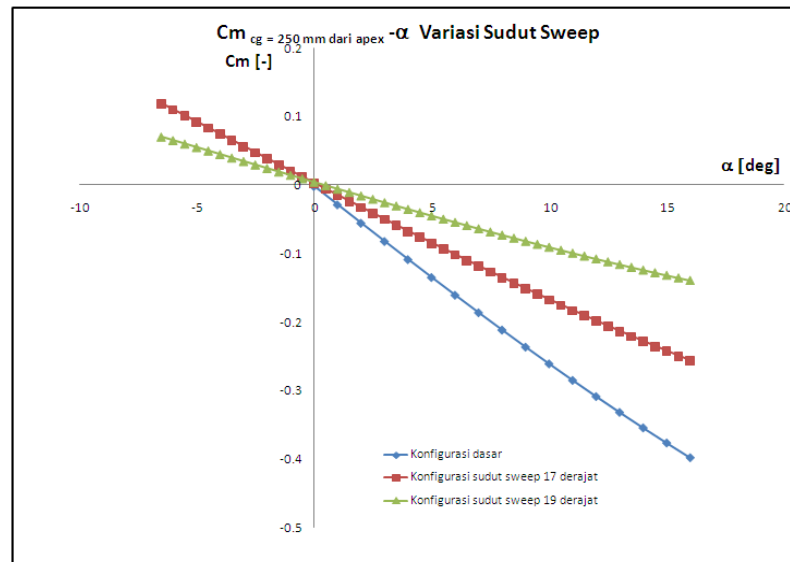
Gambar-gambar di bawah ini adalah hasil komputasi untuk distribusi gaya dan momen aerodinamika terhadap sudut serang dengan variasi sudut sweep. Hasil komputasi memperlihatkan bahwa sudut sweep tidak berpengaruh terhadap CL, CD namun memberikan pengaruh yang signifikan pada karakteristik momen dimana sudut sweep yang lebih besar menyebabkan C_m lebih kecil atau mengurangi kestabilan longitudinal.



Gambar 3.1: Koefisien gaya angkat dan variasi sudut sweep.



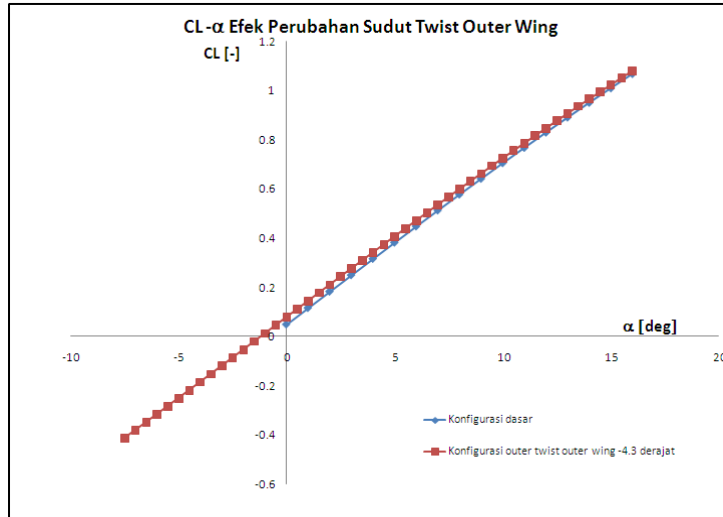
Gambar 1.2 Gaya hambat dan variasi sudut sweep.



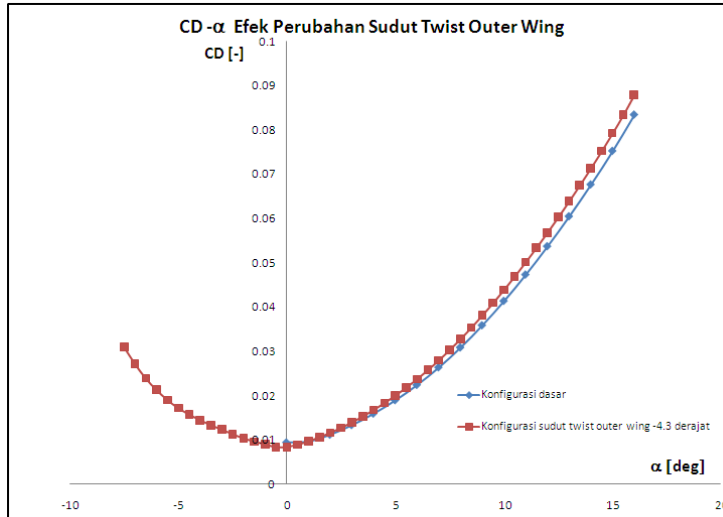
Gambar 3.3: Momen guling dan variasi sudut sweep.

Pengaruh Perubahan Sudut Twist

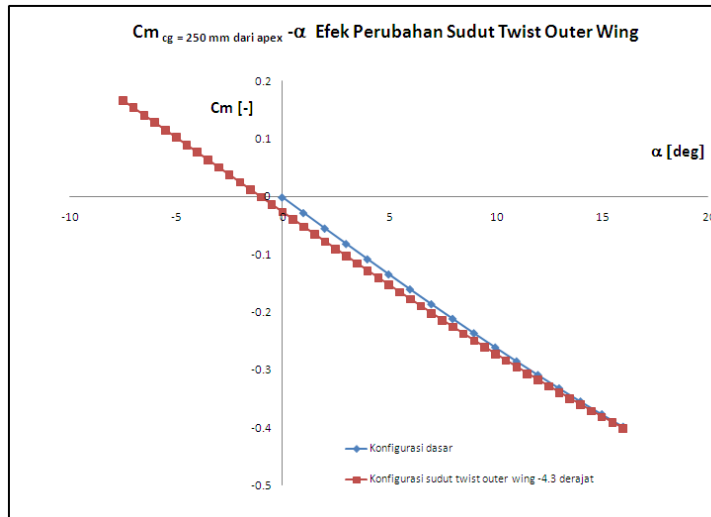
Hasil komputasi untuk pengaruh perubahan sudut twist sayap pada gaya dan momen aerodinamika diperlihatkan dalam Gambar-gambar di bawah ini. Hasil komputasi menunjukkan bahwa pengaruh perubahan sudut twist tidak berpengaruh terhadap CL (gaya angkat) dan CD (gaya hambat), hanya sedikit mempengaruhi Cm dimana konfigurasi yang dimodifikasi twistnya mengalami pergeseran Cm sedikit lebih negative dengan slope yang hampir sama tidak berpengaruh terhadap CL (gaya angkat) dan CD (gaya hambat), hanya sedikit mempengaruhi Cm dimana konfigurasi yang dimodifikasi twistnya mengalami pergeseran Cm sedikit lebih negative dengan slope yang hampir sama



Gambar 3.4: Pengaruh perubahan sudut twist pada gaya angkat.



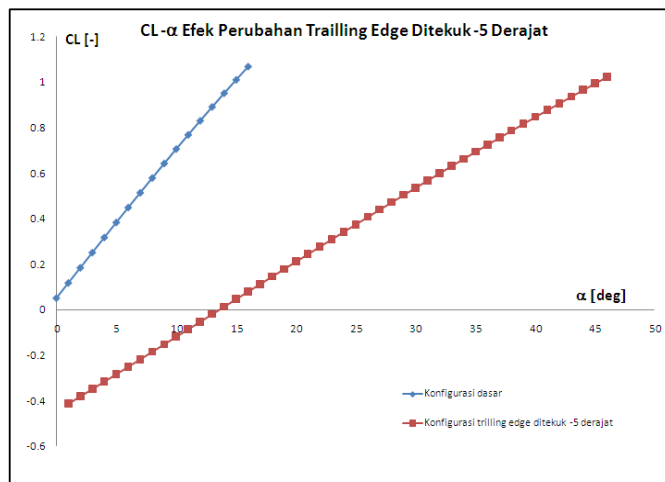
Gambar 3.5: Pengaruh perubahan sudut twist pada gaya hambat.



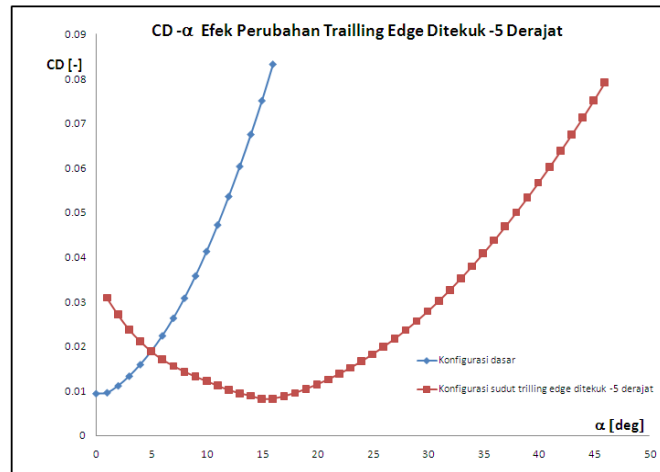
Gambar 3.6: Perubahan sudut twist pada momen anguk.

Pengaruh Perubahan Trailing Edge

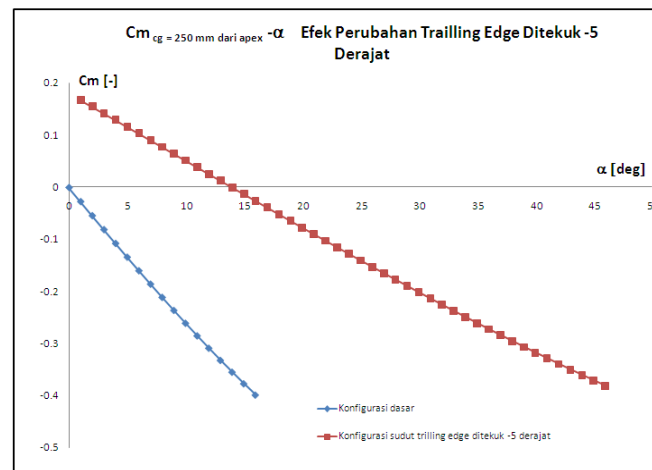
Hasil komputasi untuk Pengaruh perubahan sudut trailing edge diperlihatkan dalam gambar-gambar di bawah ini. Perubahan sudut trailing edge memberikan pengaruh yang sangat significant dimana konfigurasi dengan trailing edge ditekuk menjadi -5 derajat menyebabkan pengurangan CL secara signifikan, menggeser drag polar ke arah kanan dan menggeser kurva Cm jauh lebih positif.



Gambar 3.7: Pengaruh perubahan sudut trailing edge terhadap gaya angkat.



Gambar 3.8: Pengaruh perubahan sudut trailing edge terhadap gaya hambat.



Gambar 3.9: Pengaruh perubahan sudut trailing edge terhadap momen anguk.

5. KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Komputasi dan analisis terhadap pesawat udara nir-Awak telah dilakukan beberapa kesimpulan dapat ditarik sebagai berikut:

- ✧ Dari penelitian ini diperoleh data-data aerodinamika dalam matra longitudinal dan analisa karakteristik dan kestabilan terbang pesawat PUNA-Sriti. Dari analisa karakteristik terbang tersebut diperlukan perbaikan untuk mendapatkan peletakan titik berat pesawat yang lebih fleksibel sehingga dapat terbang dengan tuntutan terbang sesuai dengan kriteria perancangan. Hasil komputasi dan analisis merekomendasikan letak c.g. dalam rentang 300-500 mm dari *nose* pesawat.
- ✧ Perubahan sudut sweep tidak banyak memberikan pengaruh pada gaya angkat dan gaya hambat. Namun memberikan pengaruh yang significant pada momen anguk, menyebabkan Cm_{\square} lebih kecil atau mengurangi kestabilan longitudinal.
- ✧ Perubahan sudut twist tidak berpengaruh terhadap gaya angkat dan gaya hambat, mempengaruhi momen anguk sedikit lebih negative dengan *slope* hampir sama.
- ✧ Perubahan sudut trailing edge sebesar -5 derajat memberikan pengaruh yang signifikan terhadap gaya dan momen aerodinamika. Walaupun gaya angkat berkurang, perubahan sudut trailing edge ini dapat meningkatkan sudut stall pesawat --meningkatkan kemampuan manuver pesawat. Selain itu perubahan ini juga menggeser kurva gaya hambat ke arah kanan dan menggeser kurva momen anguk menjadi lebih positif atau lebih stabil.

5.2 Saran

Komputasi dan analisis terhadap pesawat udara nir-Awak telah dilakukan beberapa tindak lanjut dapat disarankan sebagai berikut:

- ▲ Pengumpulan data base untuk berbagai konfigurasi dan perubahan bidang kendali.
- ▲ Komputasi dan analisis dengan fluida dua fase (udara dan air) untuk mengantisipasi kemudi atau kelola sriti dari perairan.

DAFTAR PUSTAKA

1. Dahsyat, M., Rivai, A. and Meiriyadi, D. **PROGRAM MANUAL RANCANG BANGUN PESAWAT UDARA NIR-AWAK (PUNA) – BPPT 2010**, PTIPK BPPT, Jakarta, 2010.
2. Dahsyat, M, **DESIGN REQUIREMENT AND OBJECTIVE – PUNA-SRITI BPPT 03A-100**, PTIPK-BPPT, Jakarta, 2010.
3. Russel, J.B, **Performance and Stability of Aircraft**, Butterworth-Heinemann, Oxford, 1996.
4. Kroo, I, **Aircraft Design: Synthesis and Analysis**, Desktop Aeronautics, Stanford, 2001.
5. Torenbeek, E, **Synthesis of Subsonic Airplane Design**, Delf Univ. Press, Rotterdam, 1976.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Fadilah Hasim
Tempat & Tgl. Lahir : Bandung, 23 Juli 1970
Jenis Kelamin : Pria
Instansi Pekerjaan : BPPT
NIP. / NIM. : 19700723 198911 1 001
Pangkat / Gol. Ruang : Penata Tk. 1 / III-d
Jabatan Dalam Pekerjaan : Ketua Kelompok
Agama : Islam
Status Perkawinan : Menikah

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Negeri 3 Bandung Tahun: 1989
STRATA 1 (S.1) : Material Sci. Eng., Toyama University Tahun: 1995
STRATA 2 (S.2) : Material Sci. Eng., Toyama University Tahun: 1999
STRATA 3 (S.3) : Energy Sci. Eng., Toyama University Tahun: 2004

ALAMAT

Alamat Rumah : Blok V-A-10, Perumahan Puspipstek, Setu, Tangerang Selatan 15314
HP. : 081387416870
Alamat Kantor / Instansi : Gd. 240, UPT LAGG BPPT, Kawasan Puspipstek, Setu,
Tangerang Selatan, 15314
Telp. : 021 756 0902
Email: f.hasim@gmail.com