

OPTIMISASI DESAIN SAYAP PESAWAT TERBANG TANPA AWAK UNTUK MAKSIMISASI PERFORMA DENGAN METODE ORTHOGONAL STEEPEST DESCENT

Ardian Rizaldi¹, Yusuf Giri Wijaya², Novita Atmasari³, Prasetyo Ardi Probo Suseno⁴, Fuad
Surastyo Pranoto⁵, dan Angga Septiyana⁶

Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Jl. Raya LAPAN-Rumpin, Kab. Bogor,
VI. 16350, Rasio

E-mail : ardian.rizaldi@lapan.go.id¹, yusuf.giri@lapan.go.id², novita.atmasari@lapan.go.id³,
prasetyo.ardi@lapan.go.id⁴, fuad.pranoto@lapan.go.id⁵, angga.septiyana@lapan.go.id⁶

Abstrak— Sayap pesawat udara merupakan bagian terpenting pada pesawat udara yang berperan untuk menghasilkan gaya angkat. Oleh karena itu, sayap harus dirancang dengan optimal supaya pesawat udara dapat terbang dengan performa yang diinginkan. Penelitian ini membahas tentang pengembangan model optimisasi desain sayap pesawat udara tanpa awak. Kriteria optimisasi yang digunakan adalah nilai rasio koefisien gaya angkat dan gaya hambat untuk maksimisasi range dan endurance dengan dua variabel keputusan, yaitu aspect rasio dan taper rasio. Model optimisasi ini diimplementasikan pada desain sayap pesawat udara tanpa awak dengan massa lepas landas maksimum sebesar 85 kg. Hasil optimisasi menunjukkan bahwa solusi optimal untuk permasalahan ini adalah sayap dengan bentuk *taper* dan dengan *aspect ratio* yang tinggi.

Kata Kunci : optimisasi, desain, orthogonal steepest descent, sayap, pesawat udara

I. PENDAHULUAN

Sayap merupakan bagian terpenting dari pesawat udara [1]. Sayap memiliki peran utama, yaitu untuk menghasilkan gaya angkat sehingga dapat mengangkat pesawat udara untuk terbang di ketinggian tertentu [2], [3]. Maka dari itu, sayap mendapatkan perhatian khusus dalam perancangan awal pesawat. Dimensi sayap, seperti bentang sayap (*wing span*), *chord*, sudut *swept*, dan *airfoil* yang digunakan harus ditentukan dengan mempertimbangkan performa yang diharapkan dari pesawat udara yang dirancang karena seluruh parameter ini mempengaruhi gaya dan momen aerodinamika pesawat udara.

Beberapa literatur dan penelitian menunjukkan efek dimensi sayap terhadap performa pesawat udara. Dengan naiknya *aspect ratio*, kemiringan grafik koefisien gaya angkat terhadap sudut serang akan menjadi lebih curam. Selain itu, semakin besar *aspect ratio* akan secara signifikan meningkatkan koefisien gaya angkat dan mengakibatkan penurunan kecil pada koefisien gaya hambat [4]–[7]. *Taper ratio* sayap berpengaruh pada *induced drag* yang dihasilkan [3], [4], [7]–[9]. Husnayati dan Moelyadi (2013) melakukan analisis pengaruh parameter sayap, yaitu *aspect ratio* dan *taper ratio*. Penelitian ini menyimpulkan bahwa dengan bertambahnya *aspect ratio*, koefisien gaya angkat akan bertambah pada sudut serang yang sama, sedangkan pertambahan *taper ratio* akan meningkatkan gaya angkat pada sudut serang yang sama dan meningkatkan gaya hambat akibat dari penambahan *induced drag* [4].

Penentuan dimensi pesawat udara biasanya dilakukan dengan mempertimbangkan dimensi pesawat

pembanding yang memiliki spesifikasi yang serupa dengan pesawat udara yang dirancang. Semakin canggihnya teknologi informasi yang memungkinkan perhitungan cepat membuat semakin banyak penelitian yang membahas tentang optimisasi sayap. Raymer (2002) melakukan penelitian terhadap optimisasi desain konseptual pesawat terbang berakwak yang melibatkan parameter-parameter sayap seperti *aspect ratio*, *taper ratio*, sudut *swept*, dan rasio *thickness* dan *chord* pada *wing section* dengan menggunakan banyak algoritma penyelesaian seperti *Orthogonal Steepest Descent* (OSD), *Genetic Algorithm* (GA) [10]. Penelitian serupa dilakukan oleh Hoburg (2013). Namun, Hoburg menjadikan koefisien-koefisien aerodinamika dan variabel turunan lainnya sebagai variabel keputusan [11]. Secara khusus optimisasi terhadap sayap juga diteliti oleh [12]–[14]. Namun, masalah optimisasi ini lebih secara spesifik membahas tentang perancangan pesawat udara transport. Selain itu, belum ada penelitian yang secara khusus menggunakan OSD sebagai algoritma penyelesaian selain Raymer.

Penelitian ini membahas tentang model optimisasi pesawat udara tanpa awak untuk memaksimalkan performa pesawat udara tersebut. Masalah optimisasi ini akan diselesaikan dengan algoritma OSD didukung dengan perangkat lunak DATCOM sebagai *solver* untuk melakukan analisis aerodinamika.

Paper ini terdiri dari 4 bagian, yaitu pendahuluan yang menjelaskan latar belakang masalah dan penelitian-penelitian terkait. Bagian selanjutnya adalah metodologi penelitian yang berisi deskripsi masalah, model matematis, dan metode penyelesaian. Selanjutnya, metode ini diimplementasikan ke dalam

suatu kasus dan dianalisis hasilnya. Paper ini ditutup dengan kesimpulan.

II. METODOLOGI PENELITIAN

2.1 Identifikasi dan Deskripsi Masalah

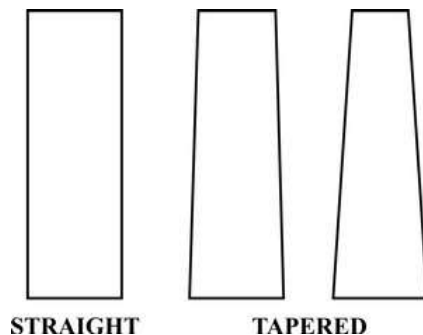
Kasus yang digunakan untuk implementasi model optimisasi ini adalah pesawat udara tanpa awak LSU-05 NG yang menjadi obyek pada penelitian Jayanti (2019) dan Atmasari (2019) [15], [16]. Data-data awal yang diperlukan adalah data luas sayap. Luas sayap ini diestimasi dari nilai *wing loading* dan estimasi berat awal pesawat. Berikut ini data-data awal yang digunakan pada penelitian ini:

$$S = 3,22m^2 \quad (1)$$

$$m_0 = 85kg \quad (2)$$

Data-data di atas digunakan untuk melakukan estimasi terhadap parameter-parameter desain sayap. Parameter desain ini sangat berpengaruh terhadap performa pesawat terbang. Salah satu acuan performa terbang pesawat udara adalah nilai-nilai koefisien aerodinamika, terutama nilai L/D , atau efisiensi aerodinamika.

Sayap pesawat terbang ini dirancang memiliki bentuk sayap lurus (*straight*) atau *tapered*. Bentuk *tapered* (*semispan*) hanya terbatas pada trapesium sama kaki (Gambar). Dengan demikian, ada tiga parameter yang perlu ditentukan, yaitu bentang sayap (b), *root chord* (c_r), dan *tip chord* (c_t).



Gambar 1. Batasan jenis sayap yang digunakan

2.2 Komponen Model

Berdasarkan identifikasi dan deskripsi masalah, komponen-komponen model dapat disusun, yang terdiri dari formulasi masalah, variabel keputusan, kriteria performansi, batasan, dan parameter.

Formulasi Masalah

Masalah yang dibahas pada penelitian ini adalah bagaimana menentukan dimensi sayap pesawat udara tanpa awak untuk memaksimalkan efisiensi aerodinamika (C_L/C_D).

Variabel Keputusan

Terdapat dua variabel keputusan yang dilibatkan pada model optimisasi ini, yaitu *aspect ratio* dan *taper ratio*. *Aspect ratio* (AR) merupakan rasio antara

kuadrat bentang sayap (b) dengan luas sayap (S) yang dapat dinyatakan dengan Persamaan (3).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3)$$

Sementara itu, *taper ratio* adalah rasio antara panjang *tip chord* (c_t) dan *root chord* (c_r). *Taper ratio* (λ) dapat dinyatakan dengan Persamaan (4).

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (4)$$

Kriteria Performansi

Kriteria performansi pada model ini adalah memaksimalkan *range* dan *endurance*. *Range* dan *endurance* pesawat udara dapat diestimasi dengan menggunakan persamaan Breguet [17]–[19]. Untuk kecepatan dan koefisien gaya aerodinamika konstan, *range* dan *endurance* untuk pesawat yang menggunakan propeller masing-masing dirumuskan dengan Persamaan (5) dan (6) [18].

$$R = \frac{V}{c} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (5)$$

$$E = \frac{1}{c} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (6)$$

Dari persamaan di atas terlihat bahwa *range* dan *endurance* dipengaruhi oleh faktor-faktor berikut ini:

1. Kecepatan (V) – berlaku untuk perhitungan *range*,
2. *Specific Fuel Consumption* (c),
3. Efisiensi aerodinamika (C_L/C_D), dan
4. Berat pesawat pada saat lepas landas (W_0) dan berat pesawat pada saat mendarat (W_1).

Dari keempat faktor tersebut, efisiensi aerodinamika adalah faktor yang dipengaruhi oleh dimensi sayap pesawat udara. Oleh karena itu, kriteria performansi pada model ini adalah besarnya efisiensi aerodinamika (C_L/C_D).

Batasan

Model ini memiliki batasan-batasan, antara lain:

1. Model hanya berlaku untuk jenis sayap lurus (*straight*) dan *tapered* dengan ketentuan sudut *swept* pada $c_{0.5}$ (setengah *chord*) sama dengan 0 derajat,
2. Luas sayap konstan, yaitu $3,22 m^2$,
3. Batasan sudut serang untuk kondisi *stall* harus lebih dari 14 derajat,
4. Sudut serang optimal tidak boleh lebih dari 5 derajat.
5. Nilai *taper ratio* (λ) berkisar antara 0 – 1,
6. Panjang *root chord* (c_r) tidak boleh melebihi panjang bentang sayap (b), dan
7. Airfoil yang digunakan adalah NACA 4415.
8. Pesawat terbang tanpa awak ini akan dioperasikan pada ketinggian 300 m di atas permukaan laut.
9. Koefisien gaya angkat optimum harus dapat mengangkat berat pesawat seluruhnya (W_0). Berat pesawat didefinisikan sebagai:

$$W_0 = m_0 g \quad (7)$$

dengan m_0 adalah massa pesawat udara dan g adalah percepatan gravitasi bumi.

Parameter

Parameter-parameter yang digunakan pada model ini dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1. Parameter model

| Simbol | Parameter | Nilai | Satuan |
|--------|----------------------------|---------|----------|
| S | Luas sayap | 3,22 | m^2 |
| m_0 | Massa lepas landas pesawat | 85 | kg |
| g | Percepatan gravitasi | 9,80665 | m/s^2 |
| V | Kecepatan pesawat | 30 | m/s |
| ρ | Kerapatan udara | 1,190 | kg/m^3 |

2.3 Model Matematis

Model matematis disusun berdasarkan komponen model yang telah disusun sebelumnya pada 0. Berikut ini adalah fungsi tujuan dari optimisasi desain sayap pesawat terbang tanpa awak.

$$\max \frac{c_L}{c_D} \tag{8}$$

dengan memperhatikan pembatas sebagai berikut:

$$\alpha_{stall} \geq 14 \tag{9}$$

$$\alpha_{opt} \leq 5 \tag{10}$$

$$0 \leq \lambda \leq 1 \tag{11}$$

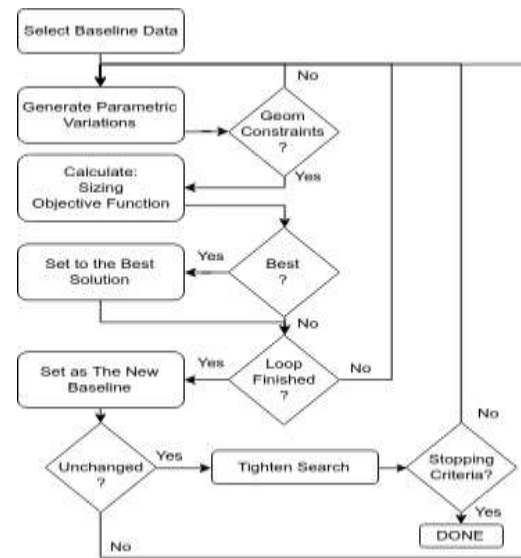
$$b > c_r \tag{12}$$

$$C_{L,opt} \geq \frac{m_0 g}{0.5 \rho V^2 S} \tag{13}$$

Persamaan (9) adalah model matematis pembatas dari batasan ke-3, Persamaan (10) adalah pembatas dari batasan ke-4, Persamaan (11) adalah pembatas dari batasan ke-5, dan Persamaan (12) adalah pembatas dari batasan ke-6. Persamaan (13) merupakan pembatas yang memastikan bahwa koefisien gaya angkat optimum lebih besar dari beban yang harus diangkat oleh pesawat udara. Persamaan ini adalah implementasi dari batasan ke-9.

2.4 Model Optimisasi

Model optimisasi ini menggunakan algoritma *Orthogonal Steepest Descent* (OSD) sebagai algoritma utama untuk penyelesaian masalah. Algoritma ini juga dikenal dengan istilah *Non-Gradient Stepping Search*. OSD telah banyak digunakan pada berbagai penelitian diantaranya oleh Raymer[10] dan Raymer & Burnside Clapp [20]. Logika dasar penggunaan algoritma OSD ini terlihat pada Gambar 2

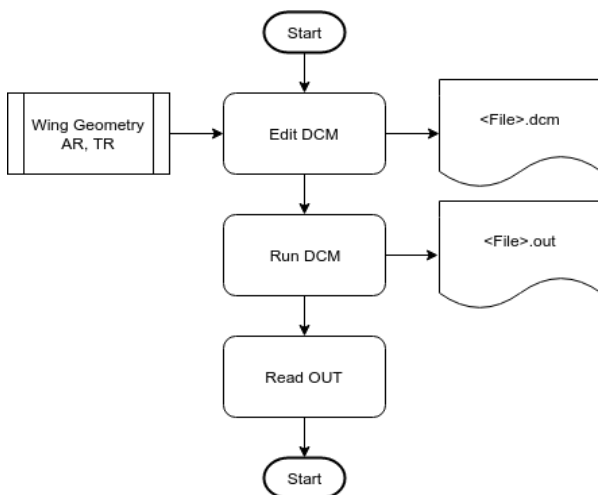


Gambar 2. Logika dasar algoritma OSD [10].

OSD adalah algoritma yang menggunakan metode *step searching*. Berbeda dengan algoritma dengan metode serupa, OSD tidak memerlukan turunan fungsi untuk menentukan arah *step* selanjutnya. Seperti yang ditunjukkan pada Gambar, OSD dimulai dengan menentukan titik *baseline*. Dari titik *baseline* ditentukan beberapa kemungkinan solusi berupa variasi parametrik 3ⁿ. Setelah itu, kemungkinan solusi tersebut dicek menurut pembatas yang ada dan dihitung serta dianalisis performanya. Jika solusi tersebut merupakan solusi terbaik, solusi tersebut menjadi *baseline* yang baru. Proses ini berlanjut hingga memenuhi *stopping criteria*.

Untuk memecahkan masalah optimisasi desain sayap pesawat ini, algoritma OSD digunakan sebagai algoritma utama. Pada blok perhitungan fungsi objektif digunakan perangkat lunak DATCOM untuk melakukan estimasi nilai koefisien aerodinamika. *Stopping criteria* yang digunakan adalah saat nilai pengali (r) sudah mencapai nilai batas, yaitu 0.

Untuk melakukan estimasi koefisien aerodinamika, perangkat lunak perlu dihubungkan dengan algoritma OSD. Diagram alir penggunaan DATCOM ditunjukkan pada Gambar. DATCOM mendapatkan input berupa geometri sayap pesawat udara, yaitu *aspect ratio* dan *taper ratio*. Input ini diproses terlebih dahulu menjadi geometri pesawat, yaitu bentang sayap (b), *root chord* (c_r), dan *tip chord* (c_t). Geometri sayap ini diinputkan ke file .dcm DATCOM. Kemudian, file .dcm ini dijalankan hingga menghasilkan file .OUT. Koefisien aerodinamika dapat diekstraksi dari file .OUT.



Gambar 3. Diagram alir penggunaan DATCOM

III. HASIL

Proses optimisasi diimplementasikan pada perangkat lunak Octave 5.2.0 yang berjalan pada komputer berprosesor Intel(R) Core(TM) i7-8700 CPU @ 3,20Ghz 3.19 GHz.

3.1 Penentuan Parameter

Setting *parameter* diawali dengan melakukan identifikasi terhadap faktor yang berpengaruh terhadap jalannya algoritma OSD. Terdapat 4 faktor yang berpengaruh pada algoritma OSD, yaitu:

1. Panjang *step* untuk *aspect ratio* (δ_{AR}),
2. Panjang *step* untuk *taper ratio* (δ_{TR}),
3. Rasio pengali untuk *aspect ratio* (r_{AR}), dan
4. Rasio pengali untuk *taper ratio* (r_{TR}).

Dari keempat faktor di atas, rasio pengali dapat dihilangkan salah satu karena nilai antar rasio pengali saling berkaitan. Maka dari itu, dipilih tiga faktor saja untuk menjadi parameter acuan dalam algoritma ini, antara lain δ_{AR} , δ_{TR} , dan r_{AR} . Nilai r_{TR} dapat diestimasi dari nilai r_{AR} .

Tabel 2. Nilai 3-level masing-masing faktor

| Faktor | Low | Standard | High |
|---------------|-----|----------|------|
| δ_{AR} | 20 | 40 | 80 |
| δ_{TR} | 0,5 | 0,75 | 1 |
| r_{AR} | 0,5 | 0,7 | 0,9 |

Penentuan parameter untuk algoritma OSD ini dilakukan dengan menggunakan metode *3-level full factorial*. Dari setiap faktor yang terpilih, akan ditentukan tiga level, yaitu *high*, *standard*, dan *low* [21]. Penentuan level dari ketiga faktor dapat dilihat pada Tabel 2.

Nilai 3-level ini akan membentuk kombinasi 3^n , dengan n merupakan jumlah faktor sehingga $n = 3$ dan total kombinasi berjumlah 27. Semua kombinasi ini dijalankan pada algoritma OSD. Hasilnya terlihat pada Tabel 3. Tabel ini tersusun berurutan dari L/D terbesar ke terkecil dan waktu simulasi t tercepat ke terlambat.

Tabel 3. Hasil *running* 3^n kombinasi

| No | δ_{AR} | δ_{TR} | r_{AR} | L/D | t |
|----|---------------|---------------|----------|-----------|---------|
| 1 | 20 | 0,50 | 0,70 | 34,451340 | 243,87 |
| 2 | 40 | 0,50 | 0,70 | 34,451340 | 421,42 |
| 3 | 40 | 0,75 | 0,70 | 34,451340 | 851,95 |
| 4 | 80 | 0,75 | 0,90 | 34,451340 | 2812,00 |
| 5 | 80 | 0,50 | 0,70 | 34,451336 | 722,68 |
| 6 | 40 | 0,50 | 0,90 | 34,451336 | 932,46 |
| 7 | 20 | 0,50 | 0,50 | 34,394742 | 305,76 |
| 8 | 20 | 0,50 | 0,90 | 34,394740 | 769,50 |
| 9 | 20 | 0,75 | 0,90 | 34,394740 | 1183,00 |
| 10 | 40 | 0,75 | 0,90 | 34,394740 | 1435,30 |
| 11 | 40 | 1,00 | 0,90 | 34,394740 | 3021,70 |
| 12 | 80 | 0,50 | 0,50 | 34,359944 | 269,79 |
| 13 | 20 | 1,00 | 0,90 | 34,359944 | 1534,60 |
| 14 | 40 | 1,00 | 0,70 | 34,359940 | 932,04 |
| 15 | 20 | 0,75 | 0,70 | 34,312450 | 308,92 |
| 16 | 80 | 0,75 | 0,70 | 34,312448 | 363,43 |
| 17 | 40 | 0,50 | 0,50 | 34,312448 | 521,27 |
| 18 | 80 | 1,00 | 0,70 | 34,312280 | 611,74 |
| 19 | 20 | 1,00 | 0,50 | 34,312270 | 370,72 |
| 20 | 20 | 1,00 | 0,70 | 34,312270 | 739,97 |
| 21 | 80 | 0,50 | 0,90 | 34,312270 | 791,81 |
| 22 | 80 | 1,00 | 0,90 | 34,312270 | 1034,50 |
| 23 | 20 | 0,75 | 0,50 | 34,215400 | 176,68 |
| 24 | 80 | 0,75 | 0,50 | 32,800000 | 256,94 |
| 25 | 40 | 1,00 | 0,50 | 32,750150 | 269,54 |
| 26 | 40 | 0,75 | 0,50 | 32,610690 | 417,46 |
| 27 | 80 | 1,00 | 0,50 | 32,610690 | 446,48 |

Dari Tabel 3 terlihat bahwa panjang *step aspect ratio* yang terpilih sebesar 20, panjang *step taper ratio* sebesar 0,5, dan rasio pengali untuk *aspect ratio* sebesar 0,7.

3.2 Verifikasi Model

Proses validasi dilakukan dengan cara membandingkan hasil optimisasi dengan titik lain yang dijalankan dengan perangkat lunak DATCOM. Titik pembanding dipilih berdasarkan titik-titik kritis untuk mengecek pembatas dan hasil algoritma. Hasil komparasi terlihat pada Tabel 4.

Tabel 4. Tabel komparasi untuk verifikasi

| No | AR | λ | L/D | α_{opt} | $C_{L,opt}$ | α_{stall} | $C_{L,max}$ |
|-----------|--------------|-------------|--------------|----------------|-------------|------------------|-------------|
| 1 | 40 | 0.5 | 39,03 | 6,8 | 1,01 | 14,8 | 1,48 |
| 2 | 30 | 0,23 | 35,67 | 6,5 | 0,97 | 14,7 | 1,47 |
| 3* | 29,01 | 0,23 | 34,45 | 4,2 | 0,74 | 14,7 | 1,47 |
| 4 | 29,01 | 0 | 18,88 | 1,7 | 0,50 | 14,7 | 1,47 |
| 5 | 15 | 0,35 | 28,14 | 4,8 | 0,77 | 15,6 | 1,47 |
| 6 | 10 | 0,23 | 22,9 | 2,2 | 0,50 | 16 | 1,46 |

*Nilai optimal

Tabel 4 memperlihatkan bahwa titik optimal (titik 3) benar-benar merupakan solusi yang paling optimal dan *feasible*. Titik 1 merupakan titik dengan L/D terbesar. Namun, nilai α_{opt} melewati batas yang diperbolehkan, yaitu 5 derajat. Begitu juga dengan titik 2. Titik 4, 5, dan 6 memiliki nilai L/D lebih kecil dibandingkan dengan titik 3. Dari komparasi ini dapat disimpulkan bahwa model optimisasi yang dikembangkan telah diverifikasi.

3.3 Analisis Hasil

Algoritma penyelesaian telah dijalankan dan menghasilkan solusi sebagai berikut:

$$AR = 29,01 \tag{14}$$

$$\lambda = 0,23 \tag{15}$$

Nilai solusi di atas akan menghasilkan geometri sayap yang ditunjukkan Gambar4, Persamaan (16), Persamaan (17).

$$b = 9,66 \tag{16}$$

$$c_r = 0,54 \tag{17}$$

$$c_t = 0,12 \tag{18}$$



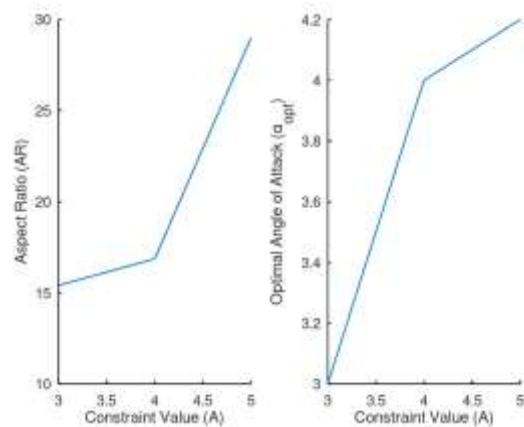
Gambar 4. Desain sayap optimal

Selanjutnya, studi perubahan pembatas dilakukan, yaitu dengan variasi pembatas performa terbang kondisi optimal (Persamaan(19) dan pembatas kondisi *stall* (Persamaan (20)

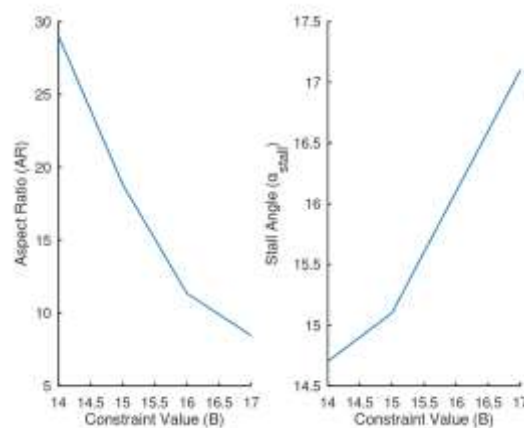
$$\alpha_{opt} \leq A \tag{19}$$

$$\alpha_{stall} \geq B \tag{20}$$

Persamaan (19) ditujukan untuk memperkecil pembatas dari nilai awal 5. Nilai A terdiri dari 3, 4, dan 5. Hal ini dilakukan untuk melihat pengaruh perubahan pembatas performa terbang kondisi optimal saat *cruise* terhadap geometri sayap pesawat udara. Sementara itu, Persamaan (20) berfungsi untuk memperbesar batasan dari nilai 14. Pada dasarnya semakin besar sudut *stall* pesawat, semakin baik performa pesawat udara karena jangkauan sudut serang pesawat udara akan semakin lebar. Nilai B terdiri dari 14, 15, 16, dan 17. Hasil optimisasi terlihat pada Gambar5 dan Gambar6.



Gambar 5. Hasil variasi pembatas sudut optimal



Gambar 6. Hasil variasi pembatas sudut *stall*

Gambar 5 menunjukkan bahwa dengan berkurangnya nilai konstanta pembatas sudut optimal, nilai AR dari solusi optimal akan semakin turun. Hasil ini memberi kesimpulan bahwa bertambahnya AR akan memperkecil nilai sudut optimal, yaitu sudut saat L/D maksimal. Gambar memperlihatkan hasil variasi pembatas sudut *stall*. Semakin tingginya konstanta pembatas sudut *stall*, semakin rendah nilai AR dari solusi optimal. Dengan demikian, bertambahnya nilai AR akan menurunkan nilai sudut *stall*.

IV. KESIMPULAN

Telah dikembangkan model matematis masalah optimisasi desain awal pesawat terbang tanpa awak dengan menggunakan *Orthogonal Steepest Descent* (OSD). Masalah optimisasi ini telah menyertakan pembatas geometri dan performa terbang pesawat udara. Algoritma OSD ini telah disambungkan dengan perangkat lunak DATCOM sebagai perangkat lunak untuk melakukan estimasi koefisien aerodinamika. Algoritma penyelesaian ini menghasilkan solusi dengan *aspect ratio* sebesar 29,01, *taper ratio* sebesar 0,23, dan nilai fungsi obyektif sebesar 34,45.

Nilai *aspect ratio* yang dihasilkan tergolong cukup tinggi. Hal ini disebabkan karena belum adanya pembatas dari disiplin keilmuan aerostuktur untuk membatasi bentang sayap. Hal ini juga dapat dijadikan fungsi obyektif kedua membentuk masalah optimisasi multiobyektif.

Dari segi performa algoritma penyelesaian, OSD memiliki kelebihan, yaitu pencarian solusi dalam waktu yang relatif singkat. Namun, dalam proses perhitungan seringkali OSD terjebak ke dalam *local optima* dan sulit keluar ke daerah solusi lainnya. Untuk riset berikutnya, penggunaan algoritma metaheuristik sangat disarankan untuk performa pencarian solusi yang lebih baik.

V. DAFTAR PUSTAKA

- [1] Raymer, D. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* Second Edi. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [2] Abbott, I. H. dan von Doenhoff, A. E. (1959). *Theory of Wing Sections*. Toronto: General Publishing Company.
- [3] Badis, A. (2017). "Subsonic Aircraft Wing Conceptual Design Synthesis and Analysis." *International Journal of Sciences: Basic and Applied Research (IJSBAR)*. vol. 00, no. 1. hal. 0–00.
- [4] Husnayati, N. dan Moelyadi, M. A. (2013). "Analisis Aerodinamika dan Studi Parameter Sayap CN-235 Kondisi Terbang Jelajah." *Jurnal Teknologi Dirgantara*. vol. 10, no. 2. hal. 127–136.
- [5] Aşkan, A. dan Tangöz, S. (2018). "The Impact of Aspect Ratio on Aerodynamic Performance and Flow Separation Behavior of a Model Wing Composed from Different Profiles." *Journal of Energy Systems*. vol. 2, no. 4. hal. 224–237.
- [6] Mizoguchi, M., Kajikawa, Y., dan Itoh, H. (2016). "Aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings with various aspect ratios in low Reynolds number flows." *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. vol. 59, no. 2. hal. 56–63.
- [7] Anderson, Jr., J. D. (2001) *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill, Inc.
- [8] Güzelbey, İ. H., Eraslan, Y., dan Doğru, M. H. (2019). "Effects of Taper Ratio on Aircraft Wing Aerodynamic Parameters: A Comparative Study." *European Mechanical Science*. vol. 3, no. 1. hal. 18–23.
- [9] Zhang, P. F., Wang, J. J., Liu, Y., dan Wu, Z. (2009). "Effect of Taper Ratio on Aerodynamic Performance of Cropped Nonslender Delta Wings." *Journal of Aircraft*. vol. 46, no. 1. hal. 320–325.
- [10] Raymer, D. P. (2002) *Enhancing Aircraft Conceptual Design Using Multidisciplinary Optimization*.
- [11] Hoburg, W. W. (2013). "Aircraft Design Optimization as a Geometric Program." University of California.
- [12] Zang, T. A. (2010). "Airfoil/Wing Optimization." *Encyclopedia of Aerospace Engineering*. hal. 1–11.
- [13] Mariens, J. (2012). "Wing Shape Multidisciplinary Design Optimization."
- [14] Cayiroglu, I. dan Kilic, R. (2017). "Wing aerodynamic optimization by using genetic algorithm and Ansys." *Acta Physica Polonica A*. vol. 132, no. 3. hal. 981–985.
- [15] Jayanti, E. B. *et al.* (2019). "Optimasi Performa Terbang dengan Variasi Sudut Serang pada Pesawat LSU-05 NG." hal. 80–92.
- [16] Atmasari, N. *et al.* (2019). "Analisis Penentuan Power Loading Pada Desain Awal Pesawat Terbang Tanpa Awak Lsu-05 Ng." *Jurnal Teknologi Dirgantara*. vol. 17, no. 2. hal. 109.
- [17] Nygren, K. P. dan Schulz, R. R. 1996, "Breguet's Formulas for Aircraft Range & Endurance an Application of Integral Calculus."
- [18] Kyaw Kyaw, Y. N. (2014). "Range and Endurance Modeling of a Multi-engine Aircraft with One Engine Inoperative (OEI)." University of New South Wales.
- [19] Bovet, L. 2019, "How to Correct the Bréguet Range Equation Taking into Account the Fuel Flow Rate of the Aircraft?,"
- [20] Raymer, D. P. dan Clapp, M. B. (2002). "Pioneer rocketplane conceptual design study." *Journal of Aircraft*. vol. 39, no. 3. hal. 507–511.
- [21] Antony, J. (2003) *Design of Experiments for Engineers and Scientists*. Burlington: Elsevier.