

MODIFIKASI AIRFOIL SAYAP PESAWAT CONCEPTUAL TRANSPORT RM-001

Awal Saputra¹, H Eddy Priyono², Isa Hidayat³, Lenny Iryani⁴, Devi M. Gunara⁵
Program Study Teknik Penerbangan Fakultas Teknik
Universitas Nurtanio Bandung

ABSTRAKSI

Pesawat transport turboprop RM-001 adalah salah satu jenis pesawat transport yang di desain agar dapat menjangkau daerah-daerah terpencil yang ada di Indonesia yang memiliki runway yang relatif pendek. Pesawat *transport* RM-001 diharapkan dapat *take off* dengan *runway* yang relatif pendek agar dapat menjangkau daerah terpencil yang memiliki *runway* yang pendek, salah satu faktor yang mempengaruhi pesawat RM-001 ini dapat *take off* dengan *runway* yang relatif pendek adalah desain *airfoilnya*.

Proses modifikasi dan analisis *airfoil* pesawat transport *conceptual* RM-001 telah dilakukan pada studi ini. Karakteristik aerodinamika *airfoil* awal menggunakan seri 63-2015 telah di evaluasi.

Prediksi karakteristik aerodinamika dilakukan dengan menggunakan *software JavaFoil* v2.23©2010-2015© Martin Happerle. Dengan memasukkan *input* yang diperlukan seperti *geometri* dan properti aliran, maka *output* berupa karakteristik aerodinamika *airfoil* didapat secara numerik maupun grafik.

Dalam proses modifikasi dibuat 6 model menggunakan *software JavaFoil*, setiap model *airfoil* yang dimodifikasi memiliki karakteristik aerodinamika yang berbeda-beda, setelah itu dipilih 3 model modifikasi yang memiliki karakteristik yang terbaik yang selanjutnya akan diuji pada *wind tunnel* hal ini dilakukan untuk membandingkan hasil analisis menggunakan *software javafoil* dan *wind tunnel* pada *airfoil* yang telah dimodifikasi. Setelah melakukan modifikasi dan analisis maka dipilihlah *airfoil* MOD 1 yang memiliki karakteristik yang baik dengan CL maksimum 3,001.

Modifikasi pada *airfoil* MOD 1 ini mendapatkan hasil karakteristik aerodinamika yang lebih baik dibandingkan dengan *airfoil* yang dipakai pesawat RM-001. Dengan menggunakan *airfoil* MOD 1 pesawat RM-001 dapat *takeoff* dengan jarak 1098 meter. Sedangkan jarak *takeoff* menggunakan *airfoil* 63-2015 yaitu 1300 meter. Oleh karena itu modifikasi *airfoil* ini direkomendasikan untuk digunakan pada pesawat RM-001 karena memiliki karakteristik aerodinamika yang lebih baik.

LATAR BELAKANG MASALAH

Indonesia merupakan negara kepulauan yang terbesar di dunia, dengan kondisi geografis seperti ini maka dapat disimpulkan bahwa pesawat terbang merupakan alat transportasi yang paling cocok digunakan. Hal ini terbukti dengan banyaknya maskapai yang menambah jumlah armada pesawatnya seperti

Garuda Indonesia dan *Lion Air* untuk beroperasi ke lebih banyak daerah di tanah air.

Akan tetapi pada saat ini operasional pesawat transport tersebut hanya melingkupi kota-kota besar saja. Sedangkan kota-kota kecil masih belum terjangkau karena fasilitas bandara di daerah tersebut mempunyai sarana dan prasarana yang belum memadai.

Diantaranya adalah panjang landasan pacu (*runway*) yang terbatas.

Hal tersebut diatas merupakan hambatan bagi program pemerintah dalam upaya pemerataan pembangunan. Mengingat transportasi merupakan salah satu faktor penting dalam mendukung peningkatan perekonomian di Indonesia, maka penulis menyimpulkan bahwa Indonesia membutuhkan pesawat-pesawat transpor yang dapat menjangkau daerah- daerah tersebut. Terutama daerah yang sulit dijangkau dengan transportasi darat maupun laut.

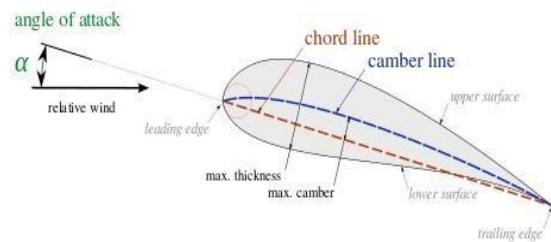
Pesawat transport RM-001 adalah salah satu jenis pesawat transport yang di desain agar dapat menjangkau daerah- daerah terpencil yang ada di Indonesia yang memiliki *runway* yang relatif pendek. Pesawat transport RM-001 diharapkan dapat *takeoff* dengan *runway* yang pendek, salah satu faktor yang mempengaruhi pesawat RM-001 ini dapat *takeoff* dengan *runway* yang relatif pendek adalah desain *airfoilnya*.

Sejalan dengan pemikiran tersebut dan dalam rangka mengembangkan pesawat transport turboprop RM-001 penulis sangat tertarik meningkatkan performa pesawat dengan memodifikasi *airfoil* pesawat RM-001. Pada kesempatan ini penulis bermaksud mengajukan

skripsi dengan judul “Modifikasi *AirFoil* Sayap Pesawat *Conceptual Transport* RM-00

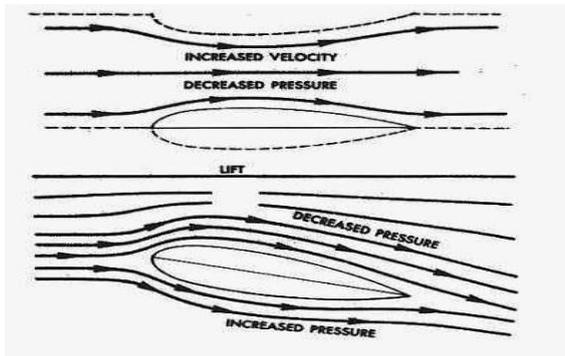
TEORI DASAR

Airfoil adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran *fluida* akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Pada *airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut:



Gambar 1 Bagian-bagian *airfoil*

“Persamaan Bernoulli” Setengah abad setelah Sir Newton memaparkan Hukumnya yaitu, Daniel Bernaulli, seorang ahli matematika dari swiss, menerapkan bagaimana tekanan dari sebuah fluida yang bergerak (cairan ataupun gas) berubah sesuai dengan kecepatan dari gerakan. Jarak yang ditempuh pada *upper surface* lebih jauh dibandingkan jarak *lower surface*, dengan kecepatan di *upper surface* lebih cepat dibandingkan *lower surface* dengan demikian akan menyebabkan tekanan diatas lebih kecil dibandingkan dibawah akibatnya timbul gaya angkat di *airfoil* tersebut



Gambar 2 Prinsip Bernoulli pada airfoil

Secara matematik untuk fluida tak termampatkan persamaan Bernoulli dapat dinyatakan sebagai berikut:

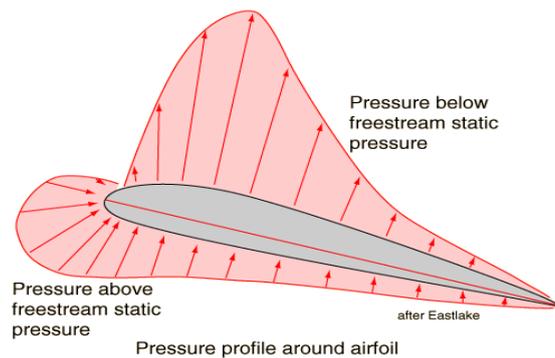
$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 + \rho g h_2$$

Atau secara umum adalah

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 + \rho g h = \text{konstan}$$

Dimana:

- P = tekanan udara (N/m²)
- p = kerapatan udara (kg/m³)
- V = kecepatan aliran udara (m/s)
- h = ketinggian (m)
- g = percepatan gravitasi (m/s²)



Gambar 3 Distribusi tekanan disekitar airfoil.

Gaya angkat (*lift*) adalah komponen R (resultan gaya) yang tegak lurus aliran udara. Koefisien gaya angkat sangat dipengaruhi oleh sudut serang, bentuk sayap atau *airfoil* dan geometri sayap, secara matematika gaya angkat dapat ditulis dengan persamaan matematika sebagai berikut:

$$L = C_l \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Dimana:

- C_l = koefisien gaya angkat
- p = massa jenis udara (kg/m³)
- V = Kecepatan aliran udara (m/s) S = luas area referensi (m²)
- L = Gaya angkat (N)

Gaya tahan adalah komponen R yang sejajar dengan aliran udara. Gaya tahan ini bersifat melawan gerak benda. Gaya tahan dapat ditulis dengan persamaan matematika sebagai berikut:

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Dimana:

C_D = Koefisien gaya tahan

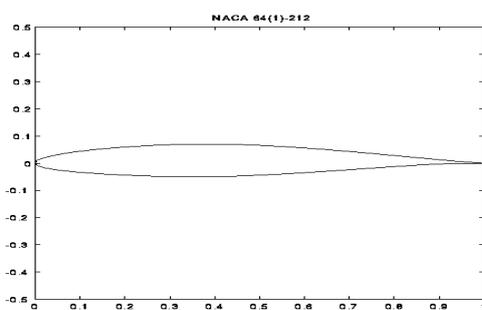
ρ = massa jenis udara (kg/m^3)

V = kecepatan aliran udara (m/s)

S = luas referensi (m^2)

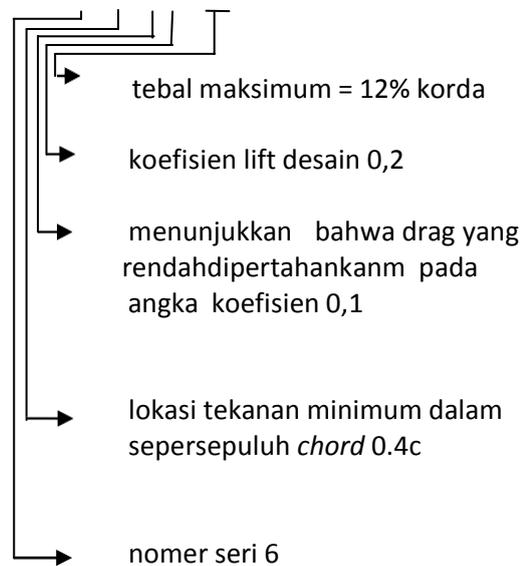
D = gaya tahan (N)

Airfoil NACA seri 6 didesain untuk mendapatkan kombinasi *drag*, kompresibilitas, dan performa C_L maksimum yang sesuai keinginan. Beberapa persyaratan ini saling konrdiktif satu dan lainnya, sehingga tujuan utama desain *airfoil* ini adalah mendapatkan *drag* sekecil mungkin.



Gambar 4 *Airfoil* seri 6 digit

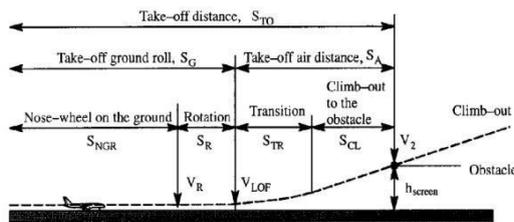
NACA 6 4 1 2 12



“Jarak *Takeoff*” Ada beberapa perbedaan nilai referensi jarak *takeoff*. “*Ground roll*” merupakan jarak sebenarnya yang dilalui sebelum roda meninggalkan tanah. Jarak aman dari rintangan adalah jarak yang dibutuhkan pada saat *break release* sampai pesawat mencapai ketinggian tertentu. Berdasarkan FAR untuk pesawat militer atau pesawat sipil kecil sekitar 50ft dan untuk pesawat komersil berkisar 35ft. *Takeoff* parameter (TOP) *takeoff wing loading* dibagi dengan perbandingan kerapatan udara, koefisien *takeoff lift* dan perbandingan *takeoff thrust-to-weight*.

$$S_G = 4,9 (Top\ 23) + 0,009 (Top\ 23)^2$$

$$Top\ 23 = \frac{(W/S)_{To} \times (W/P)_{To}}{\sigma(C_{Lmax})}$$

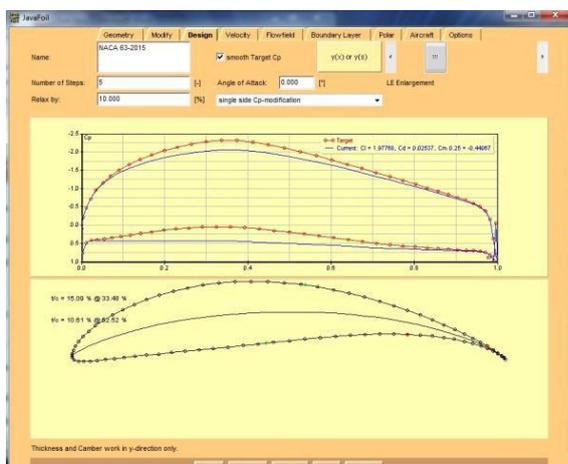


Gambar 5 *Geometry of take-off distance*

PELAKSANAAN ANALISIS DENGAN MENGUBAH DISTRIBUSI TEKANAN

Langkah-langkah merubah distribusi tekanan *airfoil* dengan *software* ini sebagai berikut:

- a. Klik *tab Desain* pada lembar kerja.
- b. Klik tombol *Setup* untuk menampilkan kondisi awal distribusi tekanan.
- c. Lakukan perubahan dengan menggeser distribusi tekanan sesuai yang diinginkan (gambar 6)



Gambar 6 *Worksheet JavaFoil* saat melakukan perubahan distribusi tekanan pada *airfoil*.

- d. Setelah merubah distribusi tekanan selanjutnya klik tombol *design it!*. Maka *software* melakukan pendekatan sesuai dengan distribusi tekanan yang kita inginkan.
- e. Lakukan langkah d) beberapa kali sampai distribusi yang diinginkan tercapai.
- f. Klik tombol *setup* kembali untuk mengunci hasil ini.

Langkah-langkah percobaan terowongan angin.

1. Memasang model dengan benar dalam terowongan angin.
2. Memeriksa dinding terowongan angin untuk memastikan tidak ada kebocoran udara.
3. Menentukan kondisi atmosfer dengan membaca data atmosfer ruang pengujian, seperti tekanan atmosfer, temperatur dan kelembaban. Pembacaan data atmosfer ruang pengujian dilakukan sebelum dan sesudah pengujian dilakukan.
4. Menyalakan terowongan angin agar terjadi aliran udara didalam terowongan angin. Kecepatan aliran udara dapat diatur menggunakan pengaturan RPM. Pada awal menyalakan pengaturan RPM harus di set pada RPM 0.
5. Untuk mengukur kecepatan angin bisa dilihat pada tabung pengukuran yang berisi air, ada dua tabung yang kiri

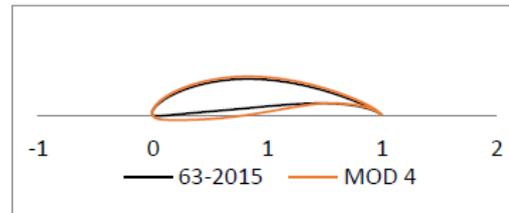
6. normal dan yang kanan berubah-ubah sesuai kecepatan angin sehingga bisa diketahui hasil dari kecepatan angin.
7. Melakukan pengambilan data sesuai dengan teknik pengukuran yang digunakan.
8. Setiap selesai pengukuran, sebaiknya hasil pengukuran diperiksa dengan membandingkan data hasil pengukuran menggunakan *software javafoil*.
9. Setelah semua data diambil matikan motor terowongan angin.



Gambar 7 Airfoil pada saat di terowongan angin.

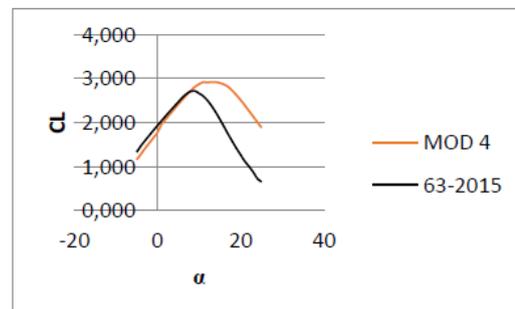
HASIL

Gambar di bawah ini menunjukkan contoh hasil perbandingan antara *airfoil* awal 63-2015 dan *airfoil* modifikasi.



Gambar 8 Perbandingan bentuk *airfoil* 63-2015 dengan *airfoil* 63-2015 mod 4 pada sudut serang 0o

Dari perubahan bentuk *airfoil* tersebut, maka di peroleh bentuk *airfoil* yang baru. *Airfoil* yang terbentuk lebih tebal dibandingkan dengan *airfoil* 63-2015. Ketebalan awal 15,09% berubah menjadi 20,06%. Posisi *chamber* maksimum lebih kecil dari sebelumnya yaitu 10,18% C pada posisi 60,05% C



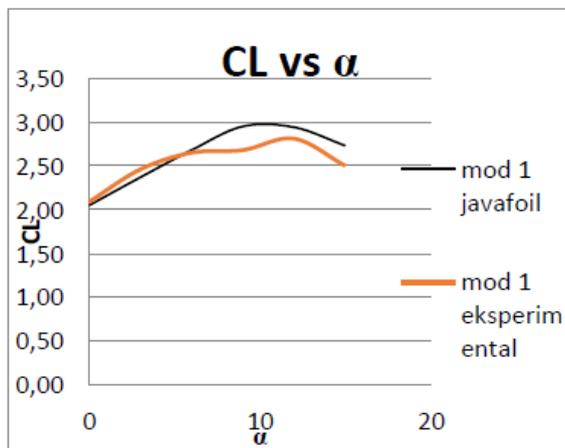
Gambar 9 Grafik perbandingan CL vs α *airfoil* 63-2015 dengan *airfoil*63-2015 mod 4

Dari gambar 5.8 terlihat bahwa hasil dari perubahan distribusi tekanan gaya angkat maksimum sebelum modifikasi memiliki CL yaitu 2,716 pada sudut serang 9o dan setelah modifikasi menjadi 2,922 pada sudut serang 13o. Dengan modifikasi ini koefisien gaya angkat maksimum terjadi kenaikan sebesar 7,58 %. Setelah melakukan modifikasi terlihat bahwa hasil CL pada *airfoil* modifikasi lebih baik dibandingkan *airfoil* awal.

Perbandingan dibawah ini menunjukkan contoh hasil perbandingan antara hasil analisis dengan *software javafoil* dan percobaan terowongan angin.

Tabel 1 Perbandingan hasil analisis CL menggunakan *javafoil* dan ekperimental pada terowongan angin

α	Cl Mod 1 javafoil	Cl Mod 1 eksperiment	Selisih (%)
0	2,05	2,09	0,9
3	2,37	2,46	1,9
6	2,68	2,65	0,5
9	2,92	2,68	4,3
12	2,94	2,81	2,3
15	2,73	2,5	4,4



Gambar 10 Grafik perbandingan CL vs α *airfoil* 63-2015 dengan *airfoil* hasil modifikasi dan eksperimental.

Dari hasil yang didapat pada tabel dan grafik menunjukkan bahwa CL maksimum berada pada sudut serang 12° , dengan *airfoil* 63-2015 mod 1 yang dianalisis menggunakan *software javafoil*.

“Jarak *takeoff*” Setelah melakukan

modifikasi dan analisis *airfoil* selanjutnya dilakukan perhitungan manual untuk mengetahui berapa jarak *takeoff* pesawat RM-001 jika menggunakan *airfoil* MOD 1.

$$S_G = 4,9 (Top\ 23) + 0,009 (Top\ 23)^2$$

$$Top\ 23 = \frac{(W/S)_{To} \times (W/P)_{To}}{\sigma(C_{L,max})}$$

$$= \frac{(168,989) \times (4,2118)}{0,56991 \times 3,001}$$

$$= \frac{711,747802}{1,7102991}$$

$$= 416,153\ f_t$$

$$S_G = 4,9 (416,153) + 0,009 (416,153)^2$$

$$= 2039,1497 + 1558,64$$

$$= 3597,7897\ f_t$$

$$= 1096\ meter$$

Dengan melihat analisis karakteristik aerodinamika secara keseluruhannya yaitu analisis menggunakan *software JavaFoil* dan eksperimental didapatkan hasil perbandingan karakteristik yang berbeda dimana analisis menggunakan *software javafoil* menunjukkan hasil karakteristik yang lebih besar dibandingkan analisis eksperimental, walaupun hasil analisis menggunakan *software javafoil* dan eksperimental ada perbedaan tetapi kedua analisis menunjukkan kalau hasil MOD 1 memiliki karakteristik yang paling baik diantara hasil MOD yang lainnya. Dari rumusan masalah pada bab 1 diketahui bahwa pesawat RM-001 ini harus dapat *take off* dengan runway yang relatif pendek dengan demikian *airfoil* yang akan dipakai

haruslah memiliki koefisien gaya angkat yang tinggi. Dengan ini maka *airfoil* terbaik yang akan digunakan pada sayap pesawat RM-001 ini adalah *airfoil* 63-2015 MOD 1 yang memiliki koefisien gaya angkat maksimum 3,001 dengan jarak *takeoff* 1096 meter.

KESIMPULAN DAN SARAN

Dengan menggunakan perangkat lunak dalam melakukan modifikasi dan analisis khususnya *JavaFoil* v 2.26 akan mempermudah dan menghemat waktu dalam memprediksi karakteristik aerodinamika *airfoil*. Selanjutnya melakukan pengujian menggunakan terowongan angin yang ada di Universitas Nurtanio Bandung, hal ini dilakukan untuk melihat karakteristik *airfoil* yang telah di modifikasi secara nyata. Berdasarkan penelitian yang penulis susun maka dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut.

1. Hasil analisis menunjukkan peningkatan *lift airfoil* dapat dicapai dengan merubah distribusi tekanan diseluruh atau sebagian permukaan *airfoil*.
2. Koefisien gaya angkat maksimum tertinggi diperoleh pada *airfoil* 63-2015 mod 1 sebesar 3,001 lebih besar 10,49% dari *airfoil* awal 63-2015

dengan koefisien gaya angkat maksimum sebesar 2,716.

3. Hasil analisis perbandingan hasil dari *JavaFoil* terlihat penurunan prestasi *airfoil* pada hasil eksperimen di terowongan angin, meskipun demikian pengujian pada terowongan angin telah membuktikan *airfoil* MOD 1 memiliki katakteristik *airfoil* yang paling baik di bandingkan *airfoil* lain yang dimodifikasi.
4. Setelah melakukan modifikasi dan analisis *airfoil* MOD 1 merupakan rekomendasi yang akan dipilih untuk diterapkan dipesawat RM-001 guna meningkatkan performa pesawat.
5. Dengan menggunakan *airfoil* MOD 1 pesawat RM-001 dapat *takeoff* dengan jarak yang relatif pendek yaitu 1096 meter. Lebih pendek dibandingkan menggunakan tipe sebelumnya *airfoil* 63-2015 dengan jarak *takeoff* 1300 meter.

REFERENSI

Roskam, "Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics",