

ANALISA PERFORMANSI *FLAP* PESAWAT N-2XX TERHADAP PERUBAHAN *GAP* DAN *OVERLAP* DI PT. DIRGANTARA INDONESIA

Triawan Ramadhan, Ridho Hantoro, dan Bambang Sumantri Dwi K
 Jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
 PT. Dirgantara Indonesia
 Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia
e-mail: triawanramadhan@gmail.com

Abstrak— N-2XX adalah pesawat generasi baru yang dirancang PT Dirgantara Indonesia (Persero) dengan tujuan penerbangan jarak pendek dan dioperasikan pada daerah dengan kondisi alam yang memiliki tingkat kesulitan tinggi seperti landasan tak beraspal di wilayah pegunungan dan kepulauan. *Flap* pada pesawat N-2XX digunakan untuk meningkatkan fase terbang dimana pada *flap* terdapat komponen *gap* dan *overlap*. *Gap* merupakan jarak antara *trailing edge airfoil* utama dengan *leading edge* pada *airfoil flap*. Sedangkan *overlap* adalah jarak horizontal antara *leading edge flap* dengan *trailing edge airfoil* utama. Pada *airfoil* LS1-0417 menggunakan sudut defleksi pada *flap* sebesar 10 derajat ketika *take-off* dan 40 derajat ketika *landing*. Perubahan dilakukan dengan memperlebar jarak *gap* dan *overlap*. Jarak yang digunakan menggunakan koordinat sumbu putar X_c dan Y_c , dimana X_c dan Y_c nantinya akan merepresentasikan besarnya nilai *gap* dan *overlap*. Pada konfigurasi *flap* model VI didapatkan nilai CL sebesar 1.9324 dan model VII sebesar 1.9422 dan model VIII sebesar 1.9399. Dengan ini terlihat pada DF 10° model VII mendapatkan nilai CL tertinggi. Pada DF 40° konfigurasi terbaik terdapat pada model VI yang memiliki koordinat X_c 0.792 dan Y_c -0.190 atau jika dikonversikan pada *gap* dan *overlap* memiliki jarak 1.99%*c* dan 2.61%*c* dari sebelumnya yang hanya berada pada *gap* 1.50%*c* dan *overlap* 6.47%*c*.

Kata Kunci— *Gap*, *Overlap*, *Take-off*, *Landing*.

I. PENDAHULUAN

Kondisi geografis di Indonesia membuat sisi bagian timur menjadi sulit dijangkau karena sebagian besar merupakan daerah terpencil, terluar dan tertinggal. Wilayah tersebut sangat sulit ditembus melalui jalan darat, terutama pegunungan tengah yang berelevasi tinggi yang membentang dari Nabire sampai kabupaten Pegunungan Bintang, maka transportasi udara menjadi tulang punggung di Irian, Papua^[1].

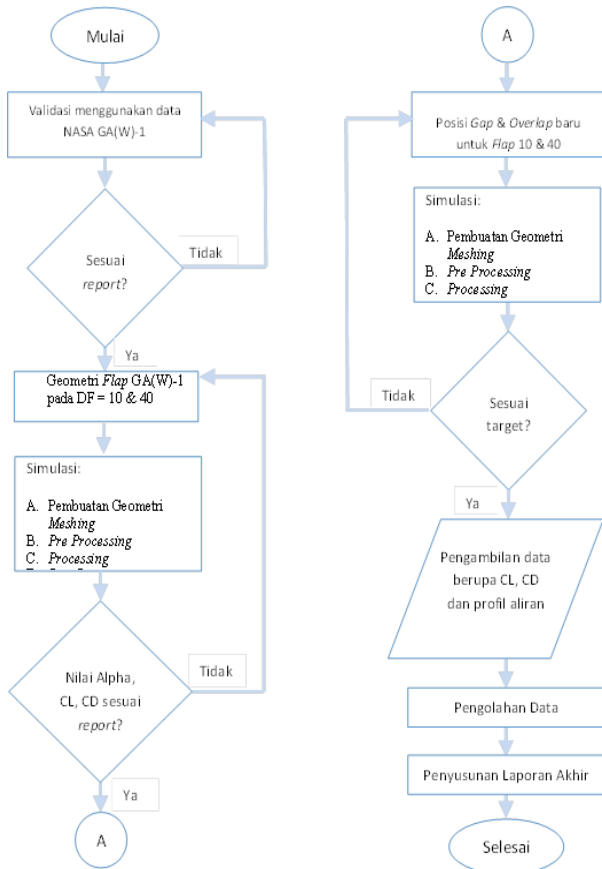
N-2XX adalah pesawat generasi baru yang dirancang PT Dirgantara Indonesia (Persero) dengan tujuan penerbangan jarak pendek dan dioperasikan pada daerah dengan kondisi alam yang memiliki tingkat kesulitan tinggi seperti landasan tak beraspal di wilayah pegunungan dan kepulauan. Pesawat turboprop ini mulai dirancang sejak tahun 2007. Pesawat ini memiliki kemampuan *Short take-off landing* sehingga mudah dioperasikan di daerah terpencil yang memiliki landasan terbang pendek^[2]. Pesawat N2XX memiliki kecepatan terbang 66 knot pada kondisi *take-off* dan *landing* dengan ketinggian

terbang 10.000 ft pada fase *cruise*. Tetapi pesawat ini juga memiliki *Stall speed* 59 knot, cukup rendah tapi pesawat bisa terkontrol dengan baik.

Flap adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada tepi belakang sayap pesawat terbang. Apabila *flap* diturunkan, maka kecepatan *stall* pesawat akan menurun. *Flap* juga dapat ditemukan di tepi depan sayap pada beberapa pesawat terbang terutama pesawat jet berkecepatan tinggi. *Flap* ini disebut juga dengan *slat*. *Flap* digunakan untuk meningkatkan daya angkat pesawat ketika lepas landas (*take-off*) dan mendarat (*landing*) dikarenakan pada kondisi tersebut pesawat berkecepatan rendah. *Flap* terbentang mulai dari pangkal sampai pertengahan sayap. *Flap* bergerak searah, apabila *flap* di sebelah kiri sayap pesawat bergerak turun, maka *flap* di sebelah kanan sayap pesawat juga bergerak turun. Fungsi *flap* adalah untuk mengendalikan laju udara yang mengalir melalui sayap pesawat. Selain itu, *flap* digunakan untuk menambah *lift* saat *take-off* dan menambah *lift* dan *drag* saat *landing*. Sudut defleksi *flap* pada umumnya bervariasi mulai dari 5°, 10°, 15°, 20°, dan 40° bergantung tipe pesawat terbang. Saat *take-off*, jika *flap* rendah, maka akan membutuhkan *runway* yang lebih panjang. Sebaliknya, jika *flap* tinggi, maka akan mengurangi jarak *take-off*, tetapi jika *flap* terlalu tinggi akan berakibat *drag* yang besar sehingga *take-off* menjadi lebih pendek. Jadi ada sudut *flap* tertentu yang baik untuk *take-off*. *Gap* merupakan jarak antara *trailing edge airfoil* utama dengan *leading edge* pada *airfoil flap*. Sedangkan *overlap* adalah jarak horizontal antara *leading edge flap* dengan *trailing edge airfoil* utama. *Gap* ini mengalirkan fluida udara dari *airfoil* utama bertekanan tinggi dan kecepatan rendah kemudian berpindah ke bertekanan rendah dan kecepatan tinggi. Perpindahan fluida dapat membantu *airfoil* mengurangi terjadinya *stall*, maka *gap* tersebut dapat mempengaruhi peningkatan koefisien *lift* untuk membantu pesawat menurunkan kecepatan terbang pada kondisi *take-off* maupun *landing* sehingga jarak tempuh *take-off* maupun *landing* menjadi lebih pendek.

II. METODE PENELITIAN

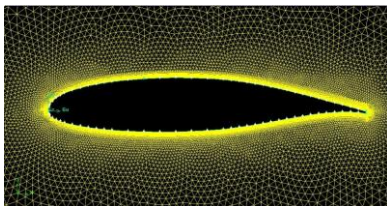
Secara umum tahapan penelitian Tugas Akhir ini dapat digambarkan dalam diagram alir seperti gambar di bawah ini.



Gambar 1. Diagram alir penelitian

A. Pre-processing

Pada tahap *pre-processing* dilakukan tahap pembuatan geometri dan *meshing*. Pembuatan geometri dimulai dengan memasukkan data koordinat *airfoil* GA(W)-1 yang berupa titik-titik membentuk sebuah *airfoil*. Titik tersebut di-import dari file format .DAT yang berisi koordinat dari GA(W)-1. Setelah pembuatan geometri dilakukan pada domain yang sudah di-substract, maka tahap selanjutnya adalah *meshing*. *Meshing* merupakan proses pemotongan bagian domain menjadi bagian yang lebih kecil-kecil. Bagian tersebut dianggap sebagai sebuah persamaan yang akan dilakukan perhitungan konservasi energi, massa, momentum dan persamaan lainnya.



Gambar 2. Geometri dan Mesh Airfoil GA(W)-1

Mesh dibuat secara rapat dan gradual atau sedikit demi sedikit ketika dekat dengan surface *airfoil*. Perubahan luas *mesh* yang bersebelahan dibuat sedikit berbeda dengan posisi *mesh* yang mendekati *leading edge* dibuat menjadi semakin rapat dan mulai renggang ketika berada di bagian punggung dan menjadi rapat kembali ketika berada di *trailing edge*.

B. Processing

Solving merupakan suatu proses perhitungan data input model geometri hingga mencapai batas nilai error yang telah ditentukan. Perhitungan dilakukan dengan didasarkan pada kondisi yang disesuaikan saat *preprocessing*. Pada simulasi ini proses *solving* dianggap selesai atau konvergen ketika nilai yang dihasilkan sudah mencapai 10^{-4} .

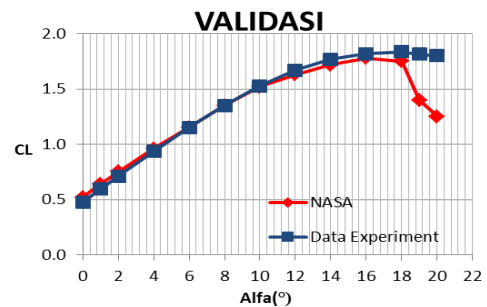
C. Solution dan post-processing

Tahap penentuan kondisi yang terakhir yaitu kondisi solusi yang diharapkan sesuai dengan tujuan yang ingin dicapai. Dan *Post processing* merupakan proses terakhir dalam simulasi. Pada tahap ini dilakukan pengambilan data hasil simulasi. Pengambilan data berupa nilai CL dan CD. Selain itu dilakukan visualisasi hasil simulasi meliputi kontur tekanan dan *streamline*.

III. HASIL DAN DISKUSI

A. Validasi Hasil Simulasi

Validasi merupakan proses penting dari sebuah penelitian yang berbasis simulasi. Dengan melakukan validasi maka dapat diketahui kesesuaian uji coba dengan kondisi acuan yang dituju.

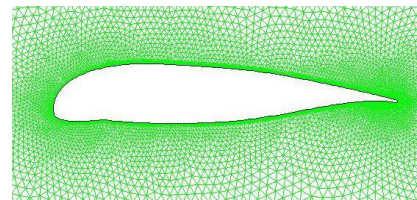


Gambar 3. Validasi hasil simulasi

Pada kondisi *Reynold Number* 4×10^6 dan *Mach Number* 0.15 serta kecepatan yang di deteksi sebesar 52.06 m/s didapatkan *error* rata-rata sebesar 3.2% sehingga dengan demikian kondisi batas dan ukuran *mesh* dapat digunakan untuk melakukan simulasi pada penelitian ini karena dianggap telah sesuai dan mendekati kondisi sebenarnya

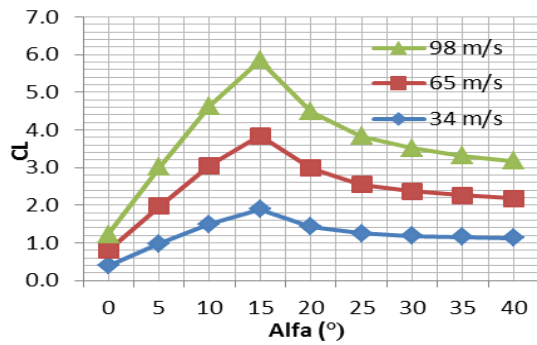
B. Clean Airfoil N-2XX

Pesawat milik PT Dirgantara yang baru saja dirilis di tahun 2015 lalu, memiliki konfigurasi *airfoil* pada sayapnya, dengan menggunakan jenis LS1-0417MOD.



Gambar 4. Basic Airfoil Clean LS1-0417MOD

Airfoil ini memiliki karakteristik pada setiap perbedaan kecepatan dimana perbedaan tersebut menentukan posisi atau fase terbang yang sedang ditempuh.

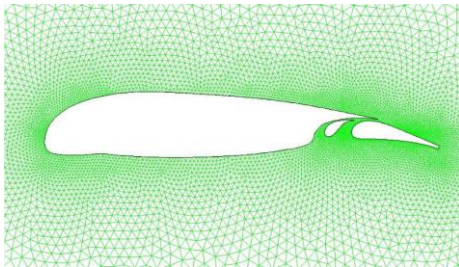


Gambar 5. Grafik karakteristik kecepatan terbang pada alfa terhadap CL

Pada grafik diatas, dibandingkan nilai sudut serang atau alfa dengan koefisien *lift* atau gaya angkat yang terjadi pada sayap pesawat. Hal ini dipengaruhi dari aliran fluida yang melewati *airfoil* semakin cepat pada bagian bawah *airfoil*, sehingga tekanan pada bagian bawah *airfoil* tersebut meningkat dan menyebabkan sebuah gaya angkat. Jika dilihat pada nilai *Reynold Number* nya, pada kecepatan 34 m/s memiliki nilai *Reynolds* sebesar 4×10^6 , lalu pada kecepatan 65 m/s memiliki *Reynold Number* 7.6×10^6 dan pada 98 m/s memiliki *Reynold Number* 9×10^6 sehingga seperti yang dikatakan sebelumnya, semakin tinggi kecepatan maka menghasilkan *Reynold Number* semakin besar.

C. Kondisi Take-off

DF atau Defleksi Flap merupakan sebuah konfigurasi *airfoil* yang berada pada trailing edge yang berfungsi meningkatkan gaya angkat pada sebuah *airfoil*. Pada kondisi *take-off* defleksi *flap* yang digunakan yakni 10° . Berikut *basic flap* pada kondisi *take-off*.



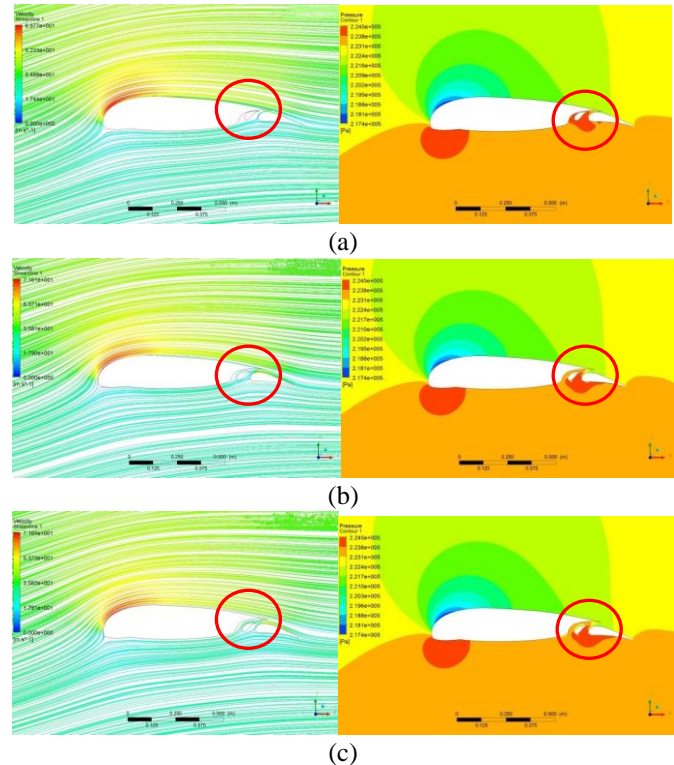
Gambar 6. Basic Airfoil Clean LS1-0417MOD

Komponen yang terdapat pada *trailing edge mainwing* ini yaitu *vane* dan *flap*. Keduanya merupakan sistem *flap* yang sudah banyak digunakan di pesawat komersial. Sistem *flap* ini biasa di dukung dengan 2 jenis penggerak, yakni dengan menggunakan pivot atau dengan menggunakan sistem track yang mana biasa digunakan pesawat Boeing 737. Kedua sistem ini hanya pilihan tergantung dari konfigurasi sayap pada pesawat tersebut. Sayap dari N-2XX ketika fase *landing* memiliki jarak *Gap* 1.50%*c* dan *Overlap* 6.47%*c* dengan koordinat sumbu putar yang sama dengan DF 10. Disebutkan bahwa *gap* dan *overlap* merupakan jarak antara *trailing edge* di *mainwing* dengan *leading edge* pada *vane*. Jarak yang dipakai yakni %*c* yang mana *c* tersebut menjelaskan tentang *chord*. Jika *airfoil* ini memiliki *chord* 1 meter, maka jarak *gap* yang dimiliki *airfoil* ini sebesar 1.5 cm.

Tabel 1 Variasi Percobaan *Take-off*

YC	-0.130	-0.140	-0.150
XC			
0.792	<i>Basic</i>	MOD 1	MOD 2
0.762	MOD 3	MOD 4	MOD 5
0.732	MOD 6	MOD 7	MOD 8
0.702	MOD 9	MOD 10	MOD 11

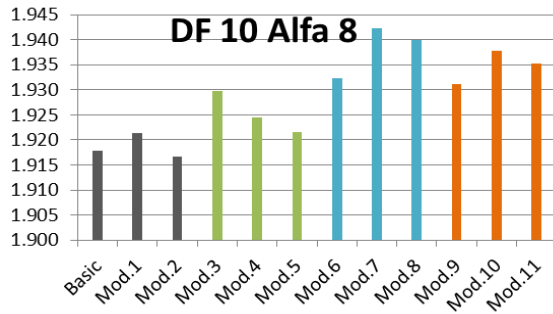
Pada tabel 1 merupakan variasi perubahan yang dilakukan untuk mendapatkan CL terbaik. Variasi dilakukan pada alfa 8° sebagai sudut acuan dan diambil 3 model sebagai analisa terhadap profil kecepatan dan tekanan.



Gambar 7. Profil kecepatan (kiri) dan tekanan (kanan)
(a) model basic (b) model VII (c) model XI

Pada model *basic* terlihat tekanan yang berada pada celah sempit *gap* memiliki kontur yang sangat merah yang berada pada *trailing edge mainwing* namun hanya sampai bagian *leading edge flap*. Dengan profil kecepatan yaitu sedikit sekali aliran yang masuk melewati celah sempit *vane* dan *flap* serta tidak ada aliran udara yang melewati celah antara *trailing edge mainwing* dengan *leading edge vane*. Ketika koordinat Xc dan Yc dirubah menjadi model VII, kontur tekanan bergeser kearah *flap* hingga terkena hampir sebagian *lower surface airfoil* dari *flap*. Model VII menjelaskan kecepatan yang terjadi disekitar *airfoil* menjadi berubah ketika adanya peningkatan sudut serang. Semakin tinggi sudut serang maka semakin rendah profil aliran kecepatan udara terutama yang melewati *lower surface airfoil*. Profil tekanan model XI memiliki sedikit perbedaan kontur di bagian *leading edge vane* dan *lower surface* pada *flap*. Terlihat kontur tekanan yang berwarna merah semakin bergeser kearah *trailing edge* pada *flap*. Namun profil kecepatan model XI menunjukkan tingkat

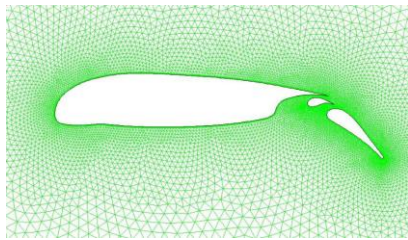
kecepatan aliran udara yang rendah dibagian *lower surface* pada sepanjang *mainwing* hingga *flap*. Untuk dapat dilihat lebih jelas dari semua perubahan yang dilakukan, maka disajikan dalam bentuk grafik dibawah ini.



Gambar 8. Grafik hasil simulasi DF 10° Alfa 8°

D. Kondisi Landing

Salah satu fase terbang terakhir dari sebuah pesawat yaitu mendarat atau biasa disebut *landing*. Umumnya defleksi *flap* yang digunakan yaitu 40° karena menurut beberapa analisa ketika *flap* turun 40° akan terjadi *drag* yang sangat besar artinya *performance* pesawat sangat buruk jika digunakan untuk *take-off*, namun sangat baik jika digunakan saat *approach* atau *landing* karena *speed* atau kecepatan pesawat terbang pada saat itu sangat rendah.



Gambar 9. Basic flap Airfoil DF 10°

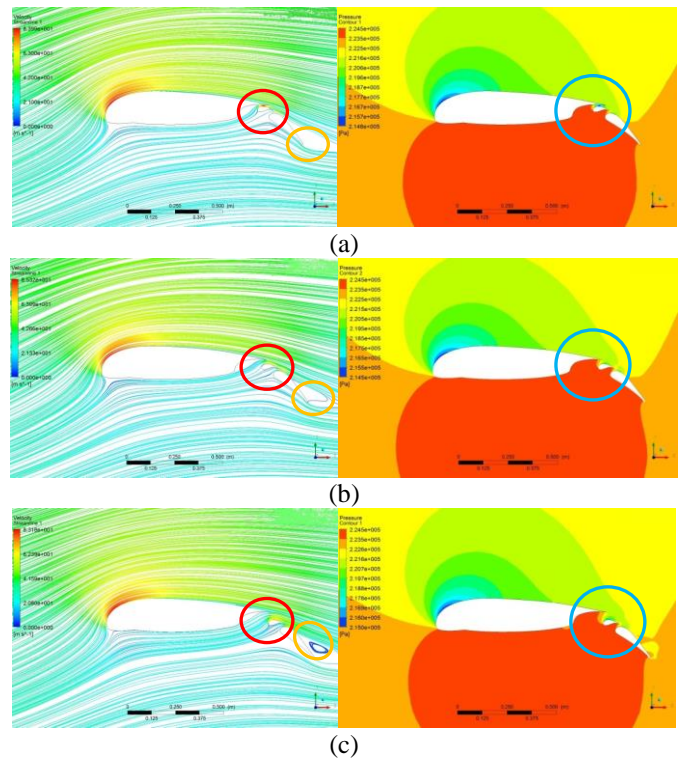
Diketahui bahwa konfigurasi untuk *landing* ini memiliki *gap* 1.50%*c* dan *overlap* 6.47%*c*. Jarak *gap* dan *overlap* ini digunakan sebagai dasar variasi pada koordinat Xc dan Yc. Sedikit berbeda dari variasi model sebelumnya yaitu pada DF atau Defleksi Flap 10°, variasi ini dilakukan tetap berdasarkan *basic* dan juga mengikuti kecenderungan kenaikan nilai CL namun untuk Yc ditambahkan karena tujuan penelitian yang menyatakan untuk mendapatkan performa kerja terbaik dengan mendapat CL maksimum. Pada tabel dibawah ini merupakan mapping perubahan model yang dilakukan.

Tabel 2 Variasi Percobaan Landing

YC	-0.130	-0.160	-0.190	-0.210
XC				
0.792	Basic	Mod 3	Mod 6	Mod 9
0.782	Mod 1	Mod 4	Mod 7	Mod 10
0.772	Mod 2	Mod 5	Mod 8	Mod 12

Pada penelitian ini memiliki kontur tekanan yang diujikan dalam kondisi tekanan yang masuk sebesar 222915 Pa dan Densitas sebesar 1.7894×10^{-5} serta kondisi kecepatan aliran

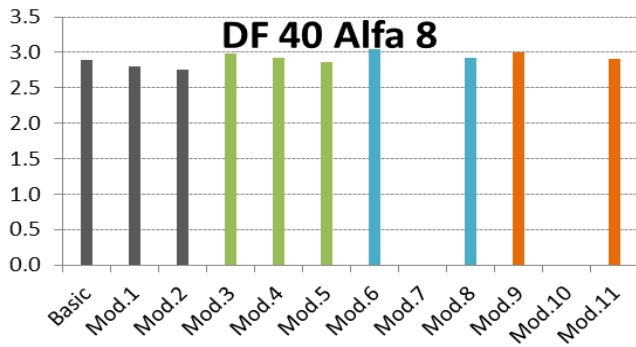
yang masuk sebesar 34 m/s karena kondisi tersebut mendekati dengan kondisi pesawat N-2XX sebenarnya.



Gambar 10. Profil kecepatan (kiri) dan tekanan (kanan) (a) model basic (b) model VI (c) model XI

Pada profil tekanan *basic flap* terlihat warna merah yang begitu lebar menandakan tinggi nya tekanan pada daerah tersebut. Semakin tinggi tekanan di suatu bagian *airfoil*, maka semakin besar nilai CL yang dimiliki oleh *airfoil* tersebut. Pada profil kecepatannya dapat dilihat pada *leading edge mainwing* yang berubah semakin tinggi tingkat kecepatannya. Hal ini membuat kecepatan aliran setelahnya ikut meningkat hingga *trailing edge mainwing* dan seharusnya mengalami sedikit demi sedikit penurunan kecepatan hingga *trailing edge flap*. Yang membedakan dari model VI dengan model *basic* yaitu di bagian *upper surface flap* terlihat tekanan bergeser menjadi semakin tinggi mengarah ke *trailing edge*. Pada profil kecepatan model VI memiliki profil aliran yang rendah dan sangat rapat pada *lower surface mainwing*. Profil aliran tersebut mengakibatkan aliran berpindah menuju ke kecepatan yang lebih tinggi. Hasilnya sebagian aliran berubah arah tidak meneruskan melewati *lower surface flap*, namun berpindah ke celah sempit *gap* dan *overlap*. Celah sempit ini membantu *airfoil* menyesuaikan kecepatan aliran sehingga pada *upper surface vane* menjadi hampir sama tingkat kecepatannya dengan *upper surface* pada *mainwing*. Pada model XI dengan konfigurasi celah paling lebar terjadi *wake* atau ulakan di bagian *trailing edge*. Tekanannya berwarna orange kemudian melingkar menjadi kuning kemudian orange tua dan kuning kembali ke kontur yang sangat lebar. Pada model XI memiliki kondisi sudut serang yang cukup tinggi sehingga profil kecepatan aliran model VI mulai menunjukkan adanya *wake* sebelum terlihat pada konfigurasi yang lebih lebar di model XI dengan *wake* yang lebih besar. Pengaruh

pergeseran konfigurasi terhadap kecepatan yaitu dari jumlah aliran yang masuk melewati celah *gap* dan *overlap*. Hasil simulasi di jelaskan pada grafik dibawah ini.



Gambar 11. Grafik hasil simulasi DF 40° Alfa 8°

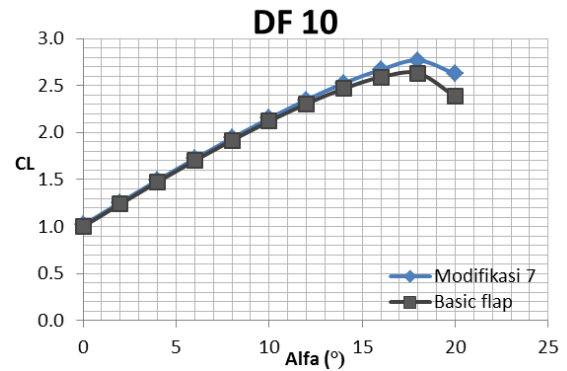
Pada model VII dan model X tidak terdapat grafik karena pada kedua model tersebut terjadi kendala yakni menghasilkan *divergence*. Kondisi konfigurasi tidak sesuai dengan model simulasi yang diberikan, sehingga analisa pada kondisi *landing* tidak menggunakan model VII dan model X.

E. Diskusi

Pada umumnya suatu *airfoil* memiliki permukaan atas yang sedikit melengkung setelah bagian *leading edge* dan membentuk kurva cembung, sedangkan pada permukaan bawah relatif sedikit lebih datar. Jika suatu fluida atau aliran udara mengenai kontur dari *airfoil* ini, maka ada kemungkinan terjadi bahwa udara bagian atas akan memiliki kecepatan lebih tinggi dari bagian bawah. Hal ini disebabkan karena aliran udara pada bagian atas *airfoil* harus melewati jarak yang lebih panjang dibandingkan udara bagian bawah. Prinsip Bernoulli menyatakan bahwa semakin tinggi suatu kecepatan fluida, maka tekanannya akan semakin menurun. Dengan demikian akan terjadi perbedaan tekanan antara udara dibagian bawah dan atas sebuah *airfoil*. Hal inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat atau *lift*.

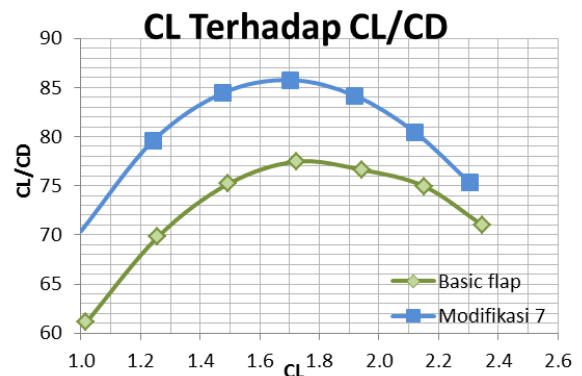
Dari beberapa prinsip diatas dapat dijadikan sebuah acuan analisa terhadap efek yang terjadi pada setiap model ketika terjadi perubahan konfigurasi. Pada beberapa model di DF 10° terlihat kontur tekanan di bagian bawah *airfoil* lebih tinggi dari pada bagian atas *airfoil* dan juga kontur kecepatan pada bagian bawah *airfoil* lebih lambat dari pada bagian atas. Hal ini membuktikan bahwa penelitian ini sesuai dengan beberapa prinsip yang sudah dijelaskan diatas. Semua kontur tekanan dan kecepatan sudah disajikan pada sub-bab sebelumnya. Hasilnya menyatakan bahwa hanya ada satu model konfigurasi yang memiliki nilai CL terbaik atau CL tertinggi. Hanya sedikit perbedaan nilai CL dengan beberapa model lainnya yang diujikan tetapi model VII merupakan yang terbaik karena menghasilkan CL yang lebih tinggi dari pada semua model yang diujikan termasuk *basic flap*. *Basic flap* yang sebelumnya memiliki konfigurasi *gap* 6.23%*c* dan *overlap* 13.77%*c* mengalami perubahan pada model VII yaitu dengan jarak *gap* 6.27%*c* dan *overlap* 13.69%*c*. Terjadi perubahan *gap* sebesar 0.04%*c*. Relatif sangat sedikit tetapi memiliki perubahan nilai CL cukup terlihat pada sudut 18° yang merupakan nilai maksimum koefisien *lift*, dari 2.631 menjadi 2.768. Sehingga model VII merupakan konfigurasi yang memiliki performa

kerja terbaik. Berikut grafik hasil simulasi model VII dengan *basic flap* setelah diambil pada sudut serang 0° hingga terjadi *stall*.



Gambar 12. Perbandingan model VII dengan *basic flap* pada alfa terhadap CL di DF 10°

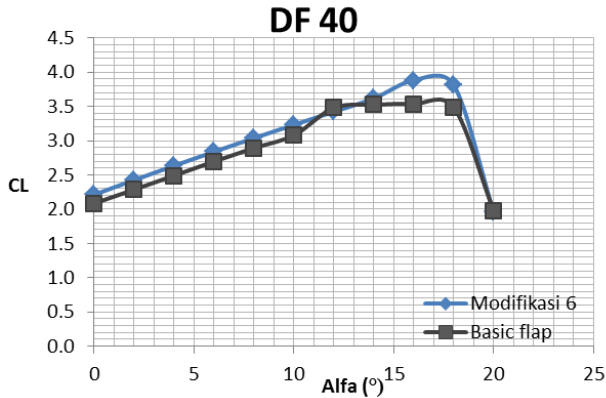
Dari perbandingan grafik diatas terlihat perubahan yang sangat kecil pada alfa 0° hingga 14°. Perbedaannya sangat kecil yaitu pada 0° *basic flap* didapat nilai CL 1.0 sedangkan pada mod VII sebesar 1.017, selisih 0.017 terhadap *basic flap*. Walaupun nilai CL yang dihasilkan mengalami peningkatan yang kecil, tetapi hal ini perlu dikejar untuk kecenderungan CL lebih tinggi. Sehingga pada CL maksimum akan terlihat perbedaan yang cukup jelas antara *basic flap* dengan modifikasi *flap*. Masing masing model memiliki titik CL maksimum yakni pada sudut serang 18°. Dan selanjutnya keduanya mengalami kondisi *Vstall*. Karena model VII memiliki nilai CL maksimum yang lebih tinggi dari *basic flap* maka ketika terjadi *Vstall*, CL model VII masih memiliki nilai CL yang cukup besar dari *basic flap*. Dari kondisi ini didapatkan bahwa perubahan *gap* yang kecil belum mampu mengurangi titik separasi aliran udara yang menyebabkan *Vstall* namun jika jarak *gap* semakin lebar akan menurangi nilai koefisien *lift* yang akan dihasilkan. Untuk mengetahui performa model VII dapat dilihat grafik CL terhadap CL/CD dibawah ini.



Gambar 13. Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada DF 10°

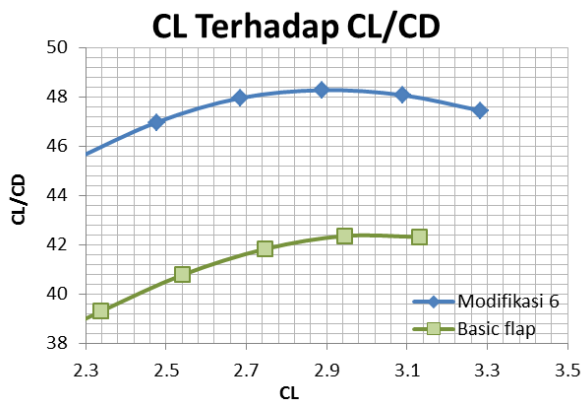
Pada grafik diatas menjelaskan tentang koefisien *lift* terhadap CL/CD sebagai analisa dari performansi sebuah sayap pesawat. Dapat dilihat nilai CL/CD tertinggi berada di nilai CL sekitar 1.7. Artinya pada koefisien lift 1.7 didapatkan performa terbaik untuk kondisi terbang dengan nilai 87 oleh model VII, sedangkan dari model sebelumnya yaitu *basic flap* berada di

nilai 77. Semakin tinggi nilai L/D maka semakin baik performa kerja suatu sayap pesawat. Setelah didapatkan model terbaik pada $DF 10^\circ$ dengan menganalisa tekanan dan kecepatan serta nilai *lift* nya, maka selanjutnya di $DF 40^\circ$ didapatkan data hasil simulasi *basic flap* dengan model terbaiknya. Berikut dapat dilihat pada tabel dibawah ini.



Gambar 14. Perbandingan model VI dengan *basic flap* pada alfa terhadap CL di $DF 40^\circ$

Grafik menunjukkan perubahan nilai koefisien *lift* yang terjadi setelah dilakukan modifikasi konfigurasi *flap* pesawat N-2XX. Pada alfa 0° nilai CL model 6 lebih tinggi sekitar 0.2 dibandingkan dengan CL *basic flap* dan sejajar hingga sudut serang 16° . Maka hal ini dapat dikatakan bahwa $DF 40^\circ$ memiliki nilai CL yang linear dan kecenderungan naik dari 0° hingga 16° , artinya pada range alfa tersebut dapat dikatakan kondisi terbang relatif aman dan dapat dikendalikan. Untuk mengetahui seberapa besar performa kerja sayap pesawat model VI dibandingkan dengan *basic flap*, dapat dilihat dari kurva CL terhadap CL/CD nya seperti gambar dibawah ini.



Gambar 15. Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada $DF 40^\circ$

Pada grafik diatas menunjukkan karakteristik performa dari sebuah sayap pesawat. Perbedaan cukup terlihat pada nilai CL terhadap CL/CD *basic flap* dengan nilai CL terhadap CL/CD model 6. *Basic flap* memiliki nilai CL/CD terendah sebesar 39.3 dan model 6 memiliki nilai terendah sekitar 45. Terlihat perbedaan yang cukup jauh antara performa *basic flap* $DF 40^\circ$ dengan model 6 sebagai variasi. Pada rentang nilai CL 2.3 hingga 2.9 memiliki kenaikan konstan sebesar 1. Hal ini menunjukkan bahwa performa sayap pesawat berada pada

tahap aman dan mudah dikendalikan pada rentang CL 2.3 hingga 2.9.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan simulasi dan analisa data yang telah dilakukan, maka kesimpulan yang dapat diambil dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Karakteristik aerodinamika flap jenis LS1-0417MOD yang dipakai pesawat N-2XX saat ini memiliki nilai CL_{max} sebesar 2.6309 di sudut serang 18° dengan koefisien gaya hambat sebesar 0.5363 untuk kondisi take-off dan nilai CL_{max} sebesar 3.5367 di sudut serang 16° dengan koefisien gaya hambat sebesar 0.10387 untuk kondisi landing.
2. Desain terbaik didapatkan model VII pada konfigurasi gap 6.27% dan overlap 13.69% dari konfigurasi sebelumnya 6.23% gap dan 13.77% overlap dengan nilai CL_{max} mencapai 2.7681 dan nilai CD 0.05565 sehingga mengalami peningkatan CL sebesar 4.95% dan CD 3.62% pada kondisi take-off. Pada model VI didapatkan konfigurasi gap 1.99% dan overlap 2.61% dari konfigurasi sebelumnya 1.50% dan 6.47% dengan nilai CL_{max} mencapai 3.8820 dan nilai CD 0.09740 sehingga mengalami peningkatan CL sebesar 8.89% tetapi mengalami penurunan CD sebesar 6.64% pada kondisi landing.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Laboraturium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan yang telah mendukung kegiatan simulasi pada penelitian ini. Penulis juga mengucapkan terima kasih kepada Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T dan Ir. Bambang Sumantri Dwi K atas bimbingan yang diberikan selama pelaksanaan penelitian.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Profil Perusahaan. Dikutip Agustus 29, 2015, dari Indonesian Aerospace: <http://www.bumn.go.id/ptdi/halaman/134>
- [2] JR, J. A.(1991). Fundamentals of Aerodynamics. McGraw-Hill International Editions.
- [3] Nawawi, M. 2015. Teori Dasar Koefisien Lift.
- [4] Susanto, A. 2015. Sayap Pesawat. Bentuk-bentuk Sayap Pesawat.
- [5] Suyitnadi. 2000. Analisis Kinerja Flap Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat. Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [6] Woodward D.S, Lean D.E. 1993. Where Is High-lift Today?-A Review of Past UK Research Program. AGARD-CP-515
- [7] Alemdaroglu, Nafiz. 1993. Experimental Investigation of Flow around a Multi-element Airfoil. AGARD-CP-515
- [8] Günther, B. 2007. Control of Separation on the Flap of Three-Element High-lift Configuration. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [9] Kita, Dick. 1985. Mechanical High Lift Systems. Grumman Aerodynamics Lecturer Series, Grumman Aerospace Corporation.
- [10] Abbott, H.I dan Doenhoff, V.E.A. (1959). Theory of Wing Sections. Dover Publications, Inc.
- [11] Henne, A.P. (1990). Applied Computational Aerodynamics. Volume 125 Progress in Astronautics and Aeronautics.
- [12] Anderson, John D. 1995. Computational Fluid Dynamics: basics with applications. Singapore: McGraw-Hill Book Companies, Inc.