

Pengaruh Sudut Swept dan Sudut Incidence pada Sayap Pesawat Tanpa Awak dengan Simulasi Komputasi Dinamika Fluida

Muhammad Agung Bramantya^{1,*}, Gesang Nugroho¹, dan Reynaldi Dimas K.¹

¹Departemen Teknik Mesin dan Industri, Fakultas Teknik, Universitas Gadjah Mada - Yogyakarta

*Korespondensi: bramantya@ugm.ac.id

Abstrak. Pesawat tanpa awak (*unmanned aerial vehicle*, UAV) untuk misi pemantauan sangat diperlukan. Aspek aerodinamika dalam perancangan pesawat tanpa awak sangat berpengaruh dalam menentukan kesesuaian misi yang akan dijalani oleh pesawat tanpa awak. Desain pesawat tanpa awak untuk misi pemantauan berbeda dengan desain pesawat tanpa awak yang digunakan untuk operasi militer. Pengaruh aspek aerodinamika dalam dunia penerbangan terkait dengan *lift force* dan *drag force*. Umumnya semakin besar *lift force* yang dihasilkan, akan menghasilkan *drag force* yang besar pula. Maka diperlukan eksperimental desain untuk menentukan nilai *lift to drag ratio* (L/D) yang optimal. Makalah ini menguraikan pengaruh penambahan sudut *swept* dan sudut *incidence* pada sayap pesawat tanpa awak terhadap nilai *lift force* dan *drag force* menggunakan metode simulasi komputasi dinamika fluida. Variasi sudut *swept* pada sayap pesawat tanpa awak adalah 0°, 10°, dan 15°. Sedangkan variasi sudut *incidence* pada sayap pesawat tanpa awak adalah 0°, 1°, dan 2°. *Lift to drag ratio* (L/D) juga dibahas, dimana untuk misi pemantauan diperlukan nilai *lift to drag ratio* (L/D) yang tinggi agar lebih efisien. Hal tersebut tentu sangat membantu saat pesawat melakukan misi pemantauan yang membutuhkan waktu lama saat terbang. Hasil penelitian menunjukkan bahwa semakin besar sudut *swept* pada sayap, maka semakin kecil nilai *lift force* dan *drag force* yang dihasilkan. Sebaliknya, semakin besar sudut *incidence* pada sayap, maka nilai *lift force* dan *drag force* yang dihasilkan akan semakin besar.

Kata kunci: sudut *swept*, sudut *incidence*, *lift to drag ratio*, pesawat tanpa awak

© 2017. BKSTM-Indonesia. All rights reserved

Pendahuluan

Perkembangan teknologi dalam beberapa tahun terakhir meningkat sangat pesat. Salah satu lini yang turut mengalami efek perkembangan yang pesat ini adalah pada lini kedingntaraan. Diawali dari tahun 1782 oleh Joseph Montgolfier dan Etienne Montgolfier yang menciptakan sebuah alat yang dapat terbang di udara dan dikenal dengan nama balon terbang. Kemudian para ilmuwan dan para ahli terus mengembangkan teknologi yang berhubungan dengan kedingntaraan hingga pada tahun 1903 Wright bersaudara berhasil membuat benda terbang dengan mesin yang menjadi cikal bakal pesawat terbang saat ini. Sejak saat itu hingga hari ini, perkembangan teknologi kedingntaraan terjadi sangat pesat sekali. Teknologi dan inovasi terbaru saat ini dalam bidang kedingntaraan adalah teknologi Pesawat Tanpa Awak atau yang lebih sering dikenal dengan sebutan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*).

Kegunaan UAV saat ini paling banyak masih di bidang militer yaitu untuk melakukan misi-misi seperti pengintaian maupun penyerangan yang

diangap terlalu beresiko jika menggunakan manusia. Padahal kegunaan UAV itu sendiri tidak hanya terbatas di bidang militer saja. UAV dapat digunakan sebagai alat pengawas perbatasan suatu negara, alat pemantau ladang perkebunan yang luas, alat pemantau lalu lintas, dan yang sedang banyak dikembangkan juga adalah sebagai alat untuk memantau bencana.

UAV sebagai alat pemantauan sendiri belum banyak yang dikembangkan. Salah satu keuntungan yang akan didapat jika menggunakan UAV sebagai alat pemantauan adalah meminimalisir tenaga manusia yang terjun langsung ke lapangan. Hal tersebut tentu akan sangat terasa manfaatnya saat melakukan misi pemantauan bencana seperti gunung berapi. Resiko tim pemantau menjadi korban jiwa seperti yang sudah sering terjadi akan berkurang karena tim pemantau akan Mengendalikan UAV dari tempat yang aman.

Maka dari itu, penelitian ini berfokus pada pengaruh penambahan sudut *swept* dan sudut *incidence* pada bagian sayap pesawat untuk mendapatkan konfigurasi yang terbaik.

Metode Penelitian

Tahapan perancangan dan simulasi dimulai dengan perhitungan desain. Tahap perhitungan desain dibagi menjadi tiga tahapan yaitu perhitungan berat pesawat, penentuan titik desain atau penentuan *wing loading* dan *power loading*, dan perhitungan geometri pesawat seperti sayap, *fuselage*, dan *empennage*. Untuk mencari nilai *wing loading* dan *power loading* dari pesawat, maka diperlukan perhitungan *wing loading* dan *power loading* dari tiap fase terbang pesawat. Fase terbang yang dicari nilai *wing loading* dan *power loading* adalah *cruise*, *stall speed*, dan *landing*.

Setelah didapatkan geometri pesawat secara umum, maka model 3D pesawat dibuat dengan menggunakan software CAD yaitu Autodesk Inventor Professional 2015. Dalam penelitian ini, simulasi aerodinamika atau simulasi aliran dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Ansys Fluent R15.0. Proses simulasi aliran fluida pada pesawat dimulai dari input data sifat fisik dari *environment*, kemudian penentuan kondisi batas (*boundary condition*), dan dilakukan iterasi sampai hasil menunjukkan grafik yang konvergen.

Hasil dan Pembahasan

Spesifikasi misi UAV yang dirancang dalam penelitian ini secara umum adalah misi pemantauan, detailnya terdapat pada tabel 1 dan perhitungan berat pesawat dapat dilihat pada tabel 2.

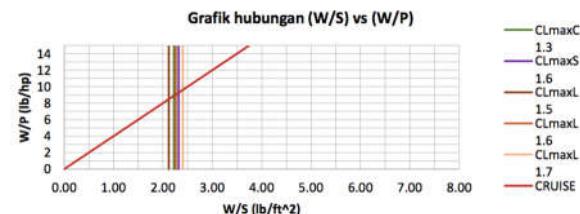
Tabel 1. Design and Requirement Objective

Metode Take-Off	Launcher
Bentang sayap	3 - 3.5 m
Panjang Fuselage	1.5 - 2 m
Jarak Tempuh	200 km
Cruise Speed	100 km/h
Max Speed	140 km/h

Tabel 2. Berat pada pesawat

WTO	10 kg
WE	7.535 kg
WFused	0.7317 kg
WFres	0.1829 kg
WF	0.9146 kg
Wpayload	1.5 kg

Nilai *wing loading* dan *power loading* dan dibuat grafik seperti pada gambar 1.



Gambar 1. Kebutuhan *wing loading* dan *power loading*

Wing loading didapat nilai 2.3 lb/ft² atau 11.23 kg/m² dan nilai *power loading* yang didapat 9.5 lb/hp atau 4.31 kg/hp. Nilai *C_l* dan *C_d* didapat dari simulasi Ansys Fluent yang dapat dilihat pada Tabel 3.

Tabel 3. Nilai *C_l* dan *C_d*

No	Swept	Incidence	Cl		Cd	
			Simulasi 1	Simulasi 2	Simulasi 1	Simulasi 2
1	0	0	0.350700	0.350680	0.020093	0.020094
2	0	1	0.471670	0.471670	0.024348	0.024349
3	0	2	0.501080	0.501040	0.024671	0.024683
4	10	0	0.344700	0.344690	0.019869	0.019869
5	10	1	0.466170	0.466180	0.024150	0.024151
6	10	2	0.490590	0.490590	0.024473	0.024473
7	15	0	0.332380	0.332380	0.019566	0.019564
8	15	1	0.451440	0.451410	0.023972	0.023985
9	15	2	0.471400	0.471420	0.023903	0.023902

Terlihat pada tabel 3, nilai *C_l* dan *C_d* semakin turun pada saat sudut *swept* pada sayap bertambah. Di lain sisi, pada saat sudut *incidence* pada sayap bertambah, nilai *C_l* dan *C_d* juga semakin naik.

Nilai *lift force* dan *drag force* didapatkan dengan memasukan nilai *C_l* dan *C_d* pada rumus yang sudah dijabarkan di atas. Didapat nilai *lift force*, *drag force*, dan juga *C_l/C_d* seperti pada tabel 4.

Tabel 4. Data hasil perhitungan *C_l/C_d*, *lift force*, dan *drag force*.

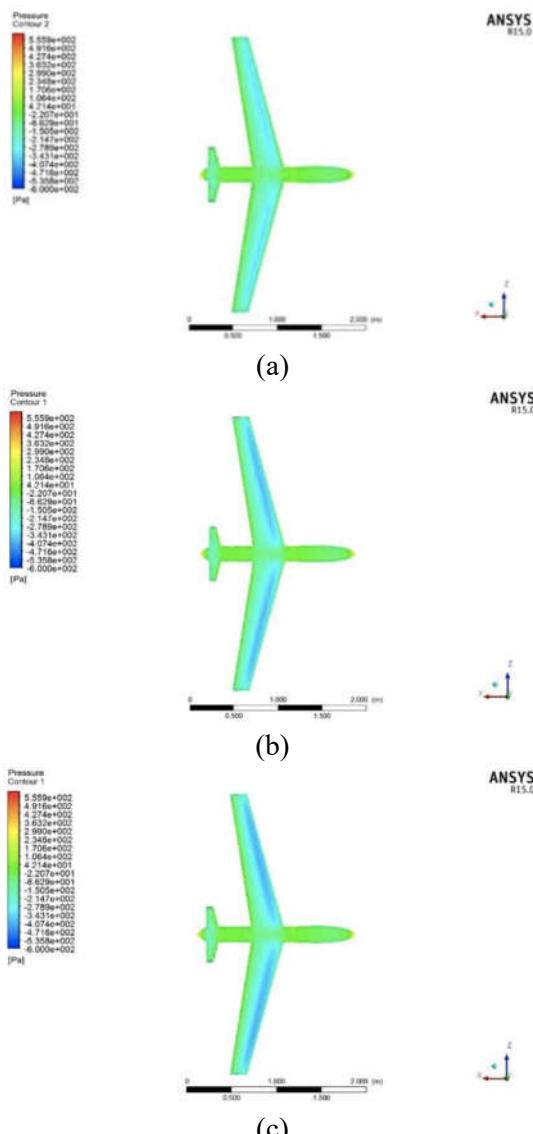
No	Swept	Incidence	Simulasi 1			Simulasi 2		
			Cl/Cd	L	D	Cl/Cd	L	D
1	0	0	17.45	524.61	30.06	17.45	524.58	30.06
2	0	1	19.37	705.57	36.42	19.37	705.57	36.42
3	0	2	20.31	749.57	36.91	20.30	749.51	36.92
4	10	0	17.35	515.64	29.72	17.35	515.62	29.72
5	10	1	19.30	697.34	36.13	19.30	697.36	36.13
6	10	2	20.05	733.87	36.61	20.05	733.87	36.61
7	15	0	16.99	497.21	29.27	16.99	497.21	29.27
8	15	1	18.83	675.31	35.86	18.82	675.26	35.88
9	15	2	19.72	705.17	35.76	19.72	705.20	35.75

Karakter *lift force* dan *drag force* seperti pada data *C_l* dan *C_d*. Ketika sudut *swept* pada sayap bertambah, maka nilai *lift force* dan *drag force* akan semakin turun. Hal ini disebabkan oleh berkurangnya luasan sayap yang terpapar langsung dengan udara pada saat sudut *swept* ditambah. Namun ketika sudut *incidence* pada sayap bertambah, nilai *lift force* dan *drag force* juga akan naik. Nilai *lift force* tertinggi adalah 749.57 N dan yang terendah adalah 497.21 N. Dengan nilai *lift force* terkecilpun sudah dapat mengangkat pesawat dengan berat take-

off (WTO) sebesar 10 kg atau 98.1 N.

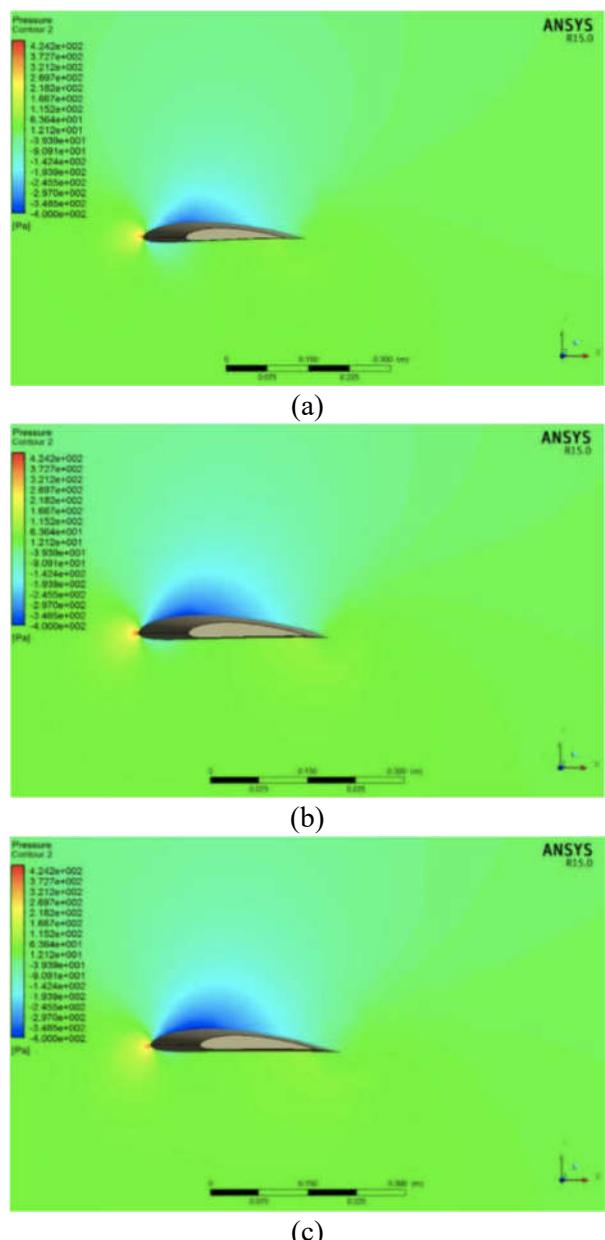
Pada Ansys Fluent, dapat terlihat distribusi tekanan dan juga distribusi kecepatan serta *streamline* aliran pada model yang disimulasikan. Pada penelitian ini hanya diambil distribusi kecepatan pada pesawat dan area sekitarnya, distribusi kecepatan pada area sekitar pesawat, serta *streamline* aliran pada sekitar pesawat. Semua tampilan ditunjukkan dengan presentasi dua dimensi untuk mempermudah analisa.

Gambar 2 adalah distribusi tekanan pada badan pesawat dilihat dari atas untuk variasi sudut swept 15°. Terlihat pada bagian *fuselage* tekanan terdistribusi merata ditunjukkan dengan kesamaan warna hijau di sepanjang *fuselage*. Pada bagian tengah sayap menerima tekanan paling rendah yang ditunjukkan dengan warna biru muda dan biru tua.



Gambar 2. Distribusi tekanan pada pesawat dilihat dari atas dengan variasi swept 15° incidence 0° (a) swept 15° incidence 1° (b), swept 15° incidence 2° (c)

Terlihat pula pada gambar 2, semakin tinggi nilai incidence, maka semakin besar perbedaan tekanan di bagian pinggir sayap dan tengah sayap. Pada saat incidence 0°, tekanan pada bagian sayap lebih merata ditunjukkan dengan gradasi warna yang halus dari warna hijau ke warna biru. Namun ketika sudut *incidence* bertambah, maka gradasi warna menjadi semakin tidak halus dan tekanan pada bagian depan sayap pesawat menjadi sangat rendah dengan warna biru yang sangat pekat.

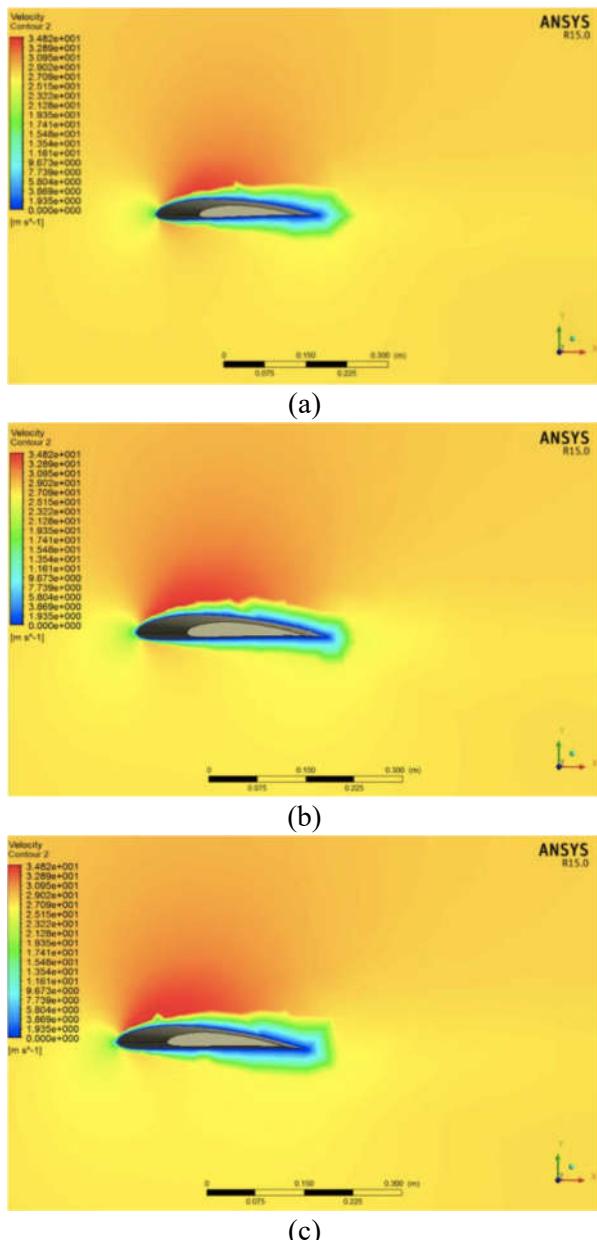


Gambar 3. Distribusi tekanan pada sekitar root chord sayap dengan variasi sweep 0° incidence 0° (a) sweep 0° incidence 1° (b), sweep 0° incidence 2° (c)

Gambar 3 adalah distribusi tekanan di sekitar root chord sayap duntuk sudut swept 0°. Terlihat tekanan di atas sayap yang ditunjukkan dengan warna hijau muda lebih kecil daripada tekanan di bawah

sayap yang ditunjukkan dengan warna hijau kekuningan. Terlihat pada gambar di atas sayap, semakin besar sudut incidence, maka bagian yang berwarna hijau muda semakin meluas.

Hal ini menunjukkan tekanan yang semakin mengecil pada bagian atas sayap seiring dengan bertambahnya sudut *incidence*.



Gambar 4. Distribusi kontur kecepatan pada sekitar root chord sayap pesawat dengan variasi swept 0° incidence 0° (a) swept 0° incidence 1° (b), swept 0° incidence 2° (c)

Dengan semakin kecilnya tekanan pada bagian atas sayap, maka semakin besar pula perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap sehingga menghasilkan *lift force* yang lebih besar.

Gambar 4 adalah distribusi contour kecepatan pada bagian *root chord* dari sayap untuk variasi

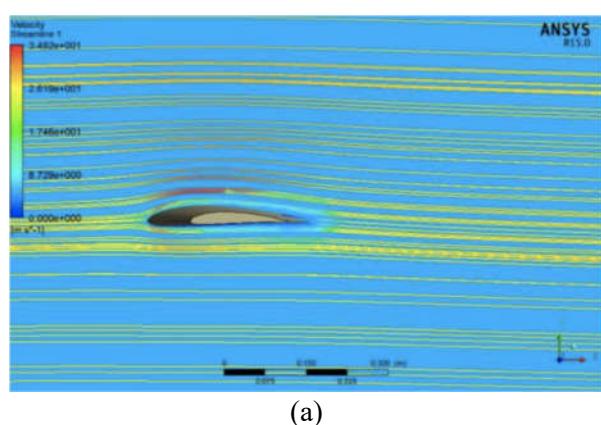
sudut swept 0° . Terlihat di bagian batas antara sayap dan udara, terjadi lapisan kecepatan yang menurun ketika semakin mendekati sayap. Kecepatan yang menurun yang ditunjukkan dengan warna hijau kebiruan hingga warna hijau kekuningan di sekitar area sayap ini disebabkan oleh gesekan antara sayap dan udara. Di bagian atas sayap terlihat distribusi *contour* warna kuning hingga kuning kemerahan yang menunjukkan kecepatan yang sangat tinggi. Sementara di bagian bawah sayap terdapat *contour* warna kuning yang menunjukkan kecepatan lebih rendah daripada bagian atas sayap. Terlihat juga pada gambar 4, semakin tinggi sudut *incidence* pada sayap, maka area berwarna kuning kemerahan di atas sayap semakin meluas. Hal ini menunjukkan bahwa kecepatan di atas sayap semakin tinggi apabila sudut *incidence* ditambah.

Gambar 5 adalah distribusi *streamline* kecepatan pada bagian *root chord* dari sayap untuk variasi sudut *swept* 0° . Terlihat dari Gambar 5, aliran selaras dan menempel pada daerah sayap dan tidak ditemui adanya perubahan arah aliran yang terlalu mendadak. Aliran tersebut dapat terus menempel dan selaran pada daerah sayap karena penggunaan sudut serang 0° .

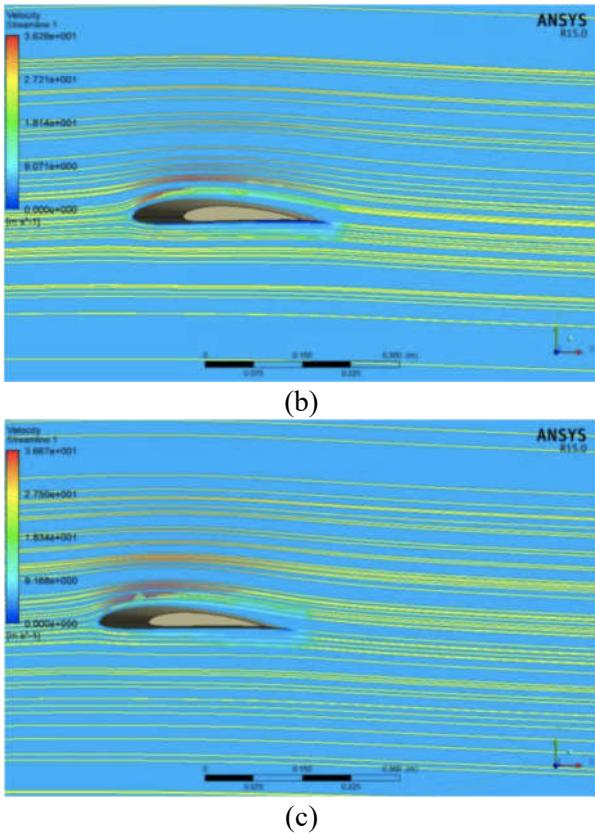
Kesimpulan

Nilai *lift force* tertinggi dihasilkan oleh variasi sudut swept 0° dan sudut *incidence* 2° dengan nilai *lift force* sebesar 749.57 N. Sedangkan nilai *drag force* tertinggi juga dihasilkan oleh variasi sudut swept 0° dan sudut *incidence* 2° dengan nilai *drag force* sebesar 36.91 N.

Perbandingan nilai *lift to drag ratio* atau L/D maksimum dihasilkan oleh variasi sudut swept 0° dan sudut *incidence* 2° dengan nilai L/D sebesar 20.31. Sedangkan nilai L/D minimum dihasilkan oleh variasi sudut swept 15° dan sudut *incidence* 0° dengan nilai L/D sebesar 16.99.



(a)



Gambar 5. Distribusi streamline kecepatan pada root chord sayap pesawat dengan variasi swept 0° incidence 0° (a) swept 0° incidence 1° (b), swept 0° incidence 2° (c)

Desain yang akan digunakan untuk misi *surveillance* atau pemantauan adalah desain yang memiliki nilai L/D paling tinggi. Hal tersebut dikarenakan pada saat misi pemantauan dibutuhkan nilai *lift force* yang besar dan *drag force* yang kecil supaya pesawat dapat terbang dengan lebih efisien. Maka dari itu, desain yang dipilih adalah desain dengan variasi sudut *swept* 0° dan sudut *incidence* 2° .

Referensi

- [1] Raymer, D.P, 1992, Aircraft Design : A Conceptual Approach, 2nd ed, AIAA Education Series, Washington, DC
- [2] Kontogiannis, G.S, Ekterinaris, J.A., 2013, Design, performance evaluation and optimization of a UAV, Elsevier.
- [3] Kroes, M.J. dan Rardon, J.R., 1993, Aircraft Basic Science Seventh Edition, McGraw-Hill.
- [4] Pramudyo, R., 2013, Perancangan Pesawat Tanpa Awak (UAV) Short Range untuk Misi Surveillance, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.
- [5] Roskam, J., 1985, Airplane Design Part I: Preliminary Sizing for Airplanes, Kansas: Roskam Aviation & Engineering Corporation.
- [6] Birk, A. dkk., 2011, Safety, Security, and Rescue Missions with an Unmanned Aerial Vehicle, Journal International Robot System.
- [7] Cengel, Y. dan Cimbala, J., 2006. Fluid Mechanics Fundamental and Application McGraw-Hill.
- [8] Tuakia, F., 2008. Dasar-Dasar CFD menggunakan Fluent, INFORMATIKA, Bandung.
- [9] Sadraey, H. M., 2013, Aircraft Design: A System Engineering Approach, A John Wiley & Sons.
- [10] Bramantya, M. A., 2003, Perencanaan Konseptual Ulang Pesawat Terbang Airbus A330, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.