

# **ANALISIS PENGARUH LIFT DAN DRAG PADA DESAIN SOLAR-POWERED PLANE UAV TERHADAP KECEPATAN TAKE OFF MINIMUM MENGUNAKAN ANSYS FLUENT 18.0**

*(Analysis Of Lift And Drag On UAV Solar Powered Plane And Their Influence To  
Minimum Take Off Velocity Using ANSYS Fluent 18.0)*

Adi Susatyo Prabowo<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Yogyakarta  
Jalan Brawijaya, Tamantirto, Kasihan, Bantul, Di Yogyakarta, 55183, Indonesia  
e-mail: adisupra207@gmail.com<sup>a</sup>

---

## Abstrak

Kelangkaan bahan bakar fosil telah mendorong pengembangan pesawat bertena surya. Pengembangan tersebut membutuhkan penelitian terhadap aerodinamika pesawat sedangkan secara konvensional metode ini kompleks dan tidak praktis. Hal inilah yang mendorong penulis melakukan analisis terhadap desain *solar powered plane UAV* menggunakan Ansys 18.0. Penelitian ini bertujuan mendapatkan kecepatan *take off* desain awal dan atau modifikasi jika diperlukan. Analisis dilakukan terhadap desain *solar powered plane UAV* yang sudah dibuat menggunakan *software* untuk menggambar teknik yang dalam penelitian ini digunakan Solidworks 2015. Desain tersebut pada langkah selanjutnya dilakukan simulasi numerik terhadap aerodinamikanya menggunakan ANSYS Fluent 18.0. Hasil yang didapatkan dan dianalisis dari simulasi adalah *lift*, *drag*, tekanan, kecepatan udara, dan turbulensi di sekitar pesawat. Hasil penelitian ini yaitu nilai *lift* dan *drag* pesawat pada desain awal dan desain modifikasi. Nilai tersebut mempengaruhi kecepatan take off minimum pada desain awal dan pada desain modifikasi. Desain pesawat awal dengan asumsi berat awal 1,4 kg membutuhkan kecepatan 16-17 m/s untuk dapat mengudara sedangkan desain modifikasi dimana *wingspan* pesawat diperpanjang 19 cm tiap sisi membutuhkan kecepatan 13-14 m/s untuk dapat mengudara.

**Kata kunci** : *solar powered plane UAV*, ANSYS Fluent 18.0, *lift*, *drag*

## ABSTRACT

*The scarcity of fossil fuels has led to the development of solar-powered aircraft. The development requires a study of the aerodynamics of the aircraft while conventionally this method is complex and impractical. This is what prompts the author to analyze the design of the UAV solar powered plane using Ansys 18.0. This study aims to get the take-off speed of the initial design and / or modification if needed. The analysis was carried out on the design of the UAV solar powered plane that had been made previously using 3D drawing software which in this study used Solidworks 2015. Numerical simulation of aerodynamics was carried out using ANSYS Fluent 18.0 to the design. The results obtained and analyzed from the simulation are lifts, drag, pressure, air velocity, and turbulence around the aircraft. The results of this study are the value of lifts and drag on the initial design and the modified design of the aircraft. This value affects the minimum take-off speed in the initial design and the modified design. The initial aircraft design assuming an initial weight of 1.4 kg requires a speed of 16-17 m/s to be able to fly while the modified design where the aircraft wingspan is extended by 19 cm each side requires a speed of 13-14 m / s to be able to air.*

**Keywords** : *solar powered plane UAV*, ANSYS Fluent 18.0, *lift*, *drag*

## 1. PENDAHULUAN

Kemajuan teknologi selama beberapa dekade terakhir telah memberikan perubahan yang besar terhadap dunia aviasi. Tingkatan teknologi yang diaplikasikan saat ini telah membuat industri aviasi semakin aman, efisien, dan ramah lingkungan. Akan tetapi dengan meningkatnya kapasitas industri aviasi, munculah kebutuhan untuk meningkatkan kemampuan pesawat terbang mengudara. kemampuan pesawat terbang untuk terbang dalam periode waktu yang lama telah menjadi isu utama dan target penelitian, baik dalam domain penerbangan sipil dan kendaraan udara tak berawak [1].

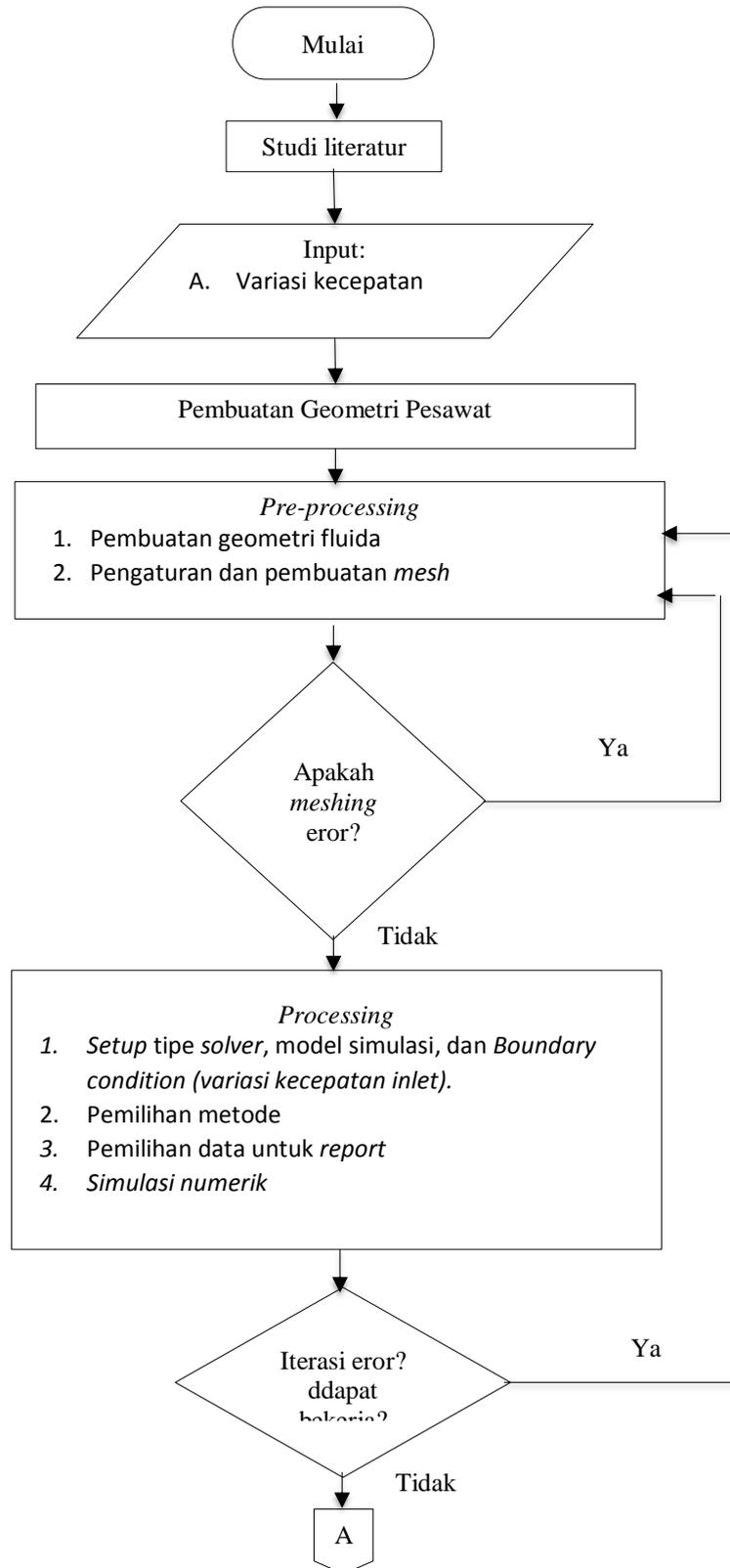
Kemampuan sebuah pesawat terbang untuk mengudara dalam periode yang lama sangat dipengaruhi oleh sumber energi yang digunakannya. Penggunaan bahan bakar kimia seperti bahan bakar fosil atau biofuel dibatasi oleh jumlah yang dapat diangkut, ketersediaannya yang terbatas dan membutuhkan pengisian langsung secara fisik. Hal lain yang perlu dipertimbangkan adalah meningkatnya masalah lalu lintas udara di dunia dan di negara kita, jadi dibutuhkan pesawat tenaga surya kecil yang dapat digunakan untuk mengangkut barang atau bahan antar tempat di jarak dekat [2]. Selain itu penggunaan untuk misi yang membutuhkan waktu penerbangan lama seperti misi SAR, pemetaan, atau eksplorasi lainnya akan tidak efisien dan praktikal menggunakan pesawat bahan bakar kimia berawak. Penggunaan tenaga surya akan memaksimalkan penggunaan UAV karena dengan menghilangkan elemen manusia sebagai pilotnya dan tenaga surya sebagai sumber energinya maka akan dicapai *flight time* maksimal untuk pesawat tersebut.

Pengujian aerodinamika pesawat panel surya sangat berpengaruh untuk dapat membuat pesawat panel surya dengan kemampuan terbang yang maksimal. Pengujian aerodinamika pesawat pada dasarnya ada dua jenis yaitu simulasi langsung menggunakan model fisik atau simulasi menggunakan model software [3]. Pengujian secara model fisik ini memakan biaya dan kurang praktis [4]. Pengujian menggunakan simulasi CFD merupakan alternatif yang semakin populer dengan kemajuan teknologi komputasi yang terjadi [5]. Hal inilah yang mendorong penulis melakukan analisis terhadap desain *solar powered plane* UAV menggunakan Ansys 18.0.

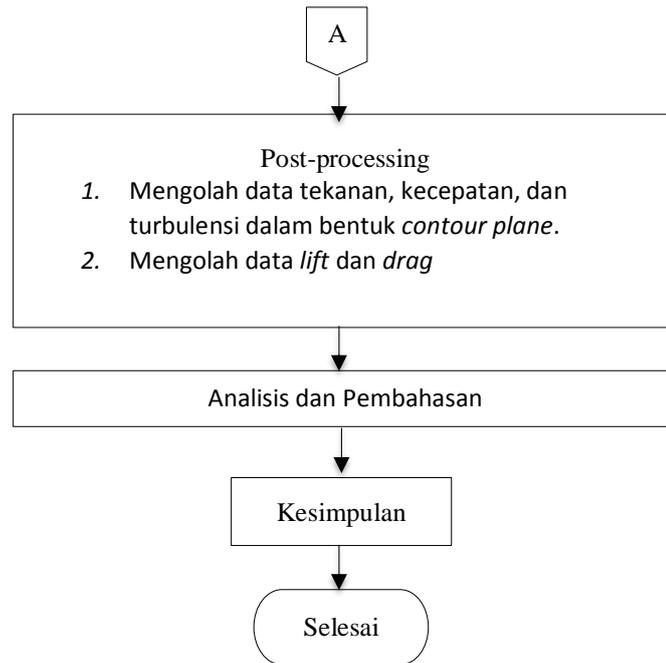
## 2. METODE

Pesawat bertenaga surya memiliki toleransi berat yang lebih ketat dibandingkan pesawat biasa. Hal ini dikarenakan tingkat densitas energi dan penyerapan energy yang berbeda dengan pesawat jenis lain. Hal ini berarti terdapat pengaruh yang sangat besar dari aerodinamika keseluruhan badan [6], akan tetapi pengujian konvensional untuk aerodinamika pesawat merupakan hal yang kompleks dan tidak praktis. Oleh karena itu, diperlukan simulasi untuk pengujian aerodinamika tersebut menggunakan suatu software simulasi seperti CFD.

Analisis dilakukan menggunakan ANSYS fluent 18.0 sebagai software-nya dan menggunakan Personal Computer (PC) sebagai hardware komputasinya. Desain yang digunakan sendiri akan menggunakan desain yang sudah dilakukan pada penelitian sebelumnya. Penelitian ini secara garis besar akan dibagi menjadi 3 tahap yaitu *pre-processing*, *procssing*, *post-processing*. Secara sederhana, tahapan ini dapat dilihat dalam diagram pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Diagram alir penelitian



Gambar 2.1 Diagram alir penelitian (lanjutan)

*Pre-processing* merupakan tahap awal dalam memulai simulasi. *Geometry* atau desain dari *solar powered UAV* diimport kedalam *software* ANSYS pada langkah ini. Desain *solar powered UAV* sendiri pada kasus ini sudah dibuat menggunakan *software* Solidworks 2015. Pembuatan *enclosure* pada tahap dilakukan secara manual pada Solidworks. Hal ini dilakukan untuk dapat mengoptimalkan hasil *mesh* di langkah selanjutnya. Penggunaan operasi *boolean* pada *geometry* unruk membuat *geometry* fluidanya. Bagian-bagian *geometry* diberi nama menggunakan tool *name selection* untuk menunjukkan bagian-bagian aliran fluida seperti inlet dan outletnya.

Langkah kedua adalah pembuatan *mesh*. Hasil simulasi akan semakin akurat jika ukuran elemen semakin kecil tetapi hal ini juga akan memberi beban *processing* lebih pada komputer. Pada penelitian ini, digunakan *size funtion* bertipe *proximity and curvature* dengan *relevance center* berupa *fine*. Optimalisasi yang dilakukan untuk *meshing* adalah penambahan *enclosure* berbentuk oval dekat dengan pesawat. *Enclosure* tambahan ini digunakan sebagai *body of influence* terhadap *enclosure* utama. Penambahan yang dilakukan tersebut bertujuan untuk mengoptimalkan ukuran *mesh* dekat dengan pesawat sehingga akan didapatkan hasil simulasi yang lebih teliti dan detail disekitar pesawat tanpa perlu dengan menggunakan jumlah elemen *mesh* yang relatif lebih sedikit [7].

*Processing* merupakan tahap utama dalam penelitian ini. Penentuan kondisi batas dan *setup* yang lain dilakukan pada tahap ini. *Setup general* untuk simulasi ini digunakan penyelesaian bertipe *pressure-based* dan secara *steady* [8]. Penelitian ini hanya menganalisa aliran fluida sehingga untuk model simulasinya hanya digunakan *setup viscous* berupa *k-epsilon* karena tidak memperhitungkan energi, kalor, atau perubahan fasa. Material fluida berupa udara dengan *properties* yang sudah menjadi *default*. *Boundary condition* pada *inlet* divariasikan pada kecepatannya sebesar 10, 15, dan 25 m/s. Metodenya menggunakan *simple* dan *second order*. Report yang akan ditampilkan yaitu untuk gaya *lift* dan *drag*. Jumlah iterasi awal di-*setup* sebesar 500 dan akan ditambahkan jika belum mencapai *convergence*

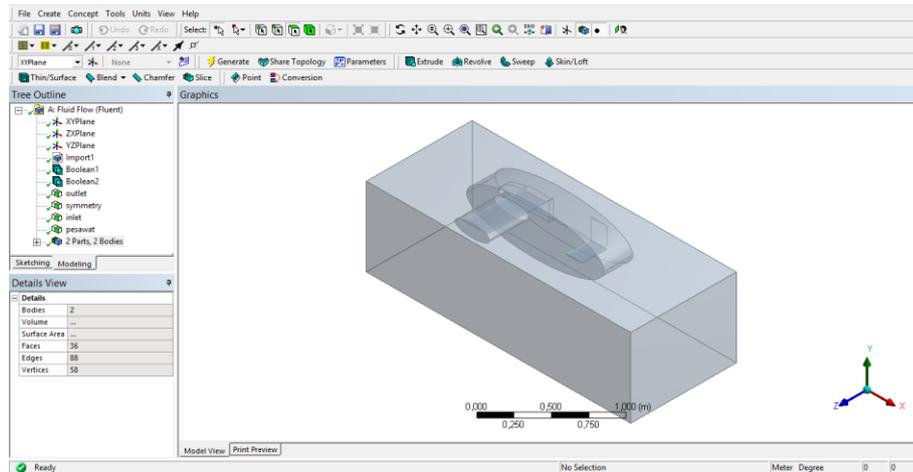
*Post-processing* merupakan tahap terakhir dari penelitian ini. pada tahap ini akan dilakukan pengolahan data, pembuatan *data report*, dan analisa dari data yang dihasilkan dari kalkulasi. Hasil dari kalkulasi dapat ditampilkan pada tahap ini. Hasil dari simulasi ditampilkan pada CFD *post* dan diberi *contour* yang akan akan memperlihatkan nilai tekanan, kecepatan serta turbulensi disekitar pesawat. Secara sederhana proses penelitian ini dapat dilihat pada gambar 2.2

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1 Hasil

##### 3.1.1. Geometri fluida

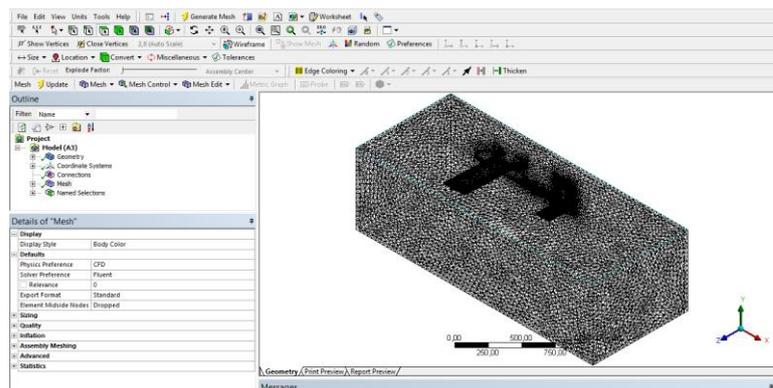
Geometri akhir terlihat pada Gambar 3.1 dan dipakai untuk semua variasi kecepatan *inlet* optimalisasi geometri fluida dihasilkan dua geometri fluida dimana salah satunya merupakan geometri fluida untuk udara sebagai udara sekitar dan menjadi bagian utama aliran fluida sedangkan geometri yang mengelilingi pesawat merupakan geometri untuk optimalisasi *mesh* yang bertujuan untuk meningkatkan ketelitian aliran udara disekitar pesawat.



Gambar 3.1 Geometri fluida

##### 3.1.1. Meshing

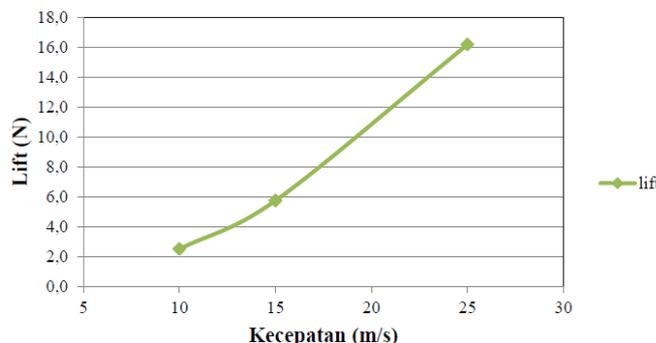
Hasil *meshing* dapat terlihat pada Gambar 4.2 dan dipakai untuk semua variasi kecepatan *inlet*. Hasil *meshing* didapatkan dari penggunaan *function proximity and curvature* dengan *relevance center*-nya *fine*. Hasil *mesh* sukses menghasilkan 3.149.255 elemen dengan minimum size-nya 0,4 mm, max face size 40,8 mm, max tet size 81,6 mm. Nilai tersebut dicapai berdasarkan ukuran *default* dari fungsi *meshing proximity and curvature* dengan *relevance center*-nya *fine*.



Gambar 3.2 Hasil *meshing*

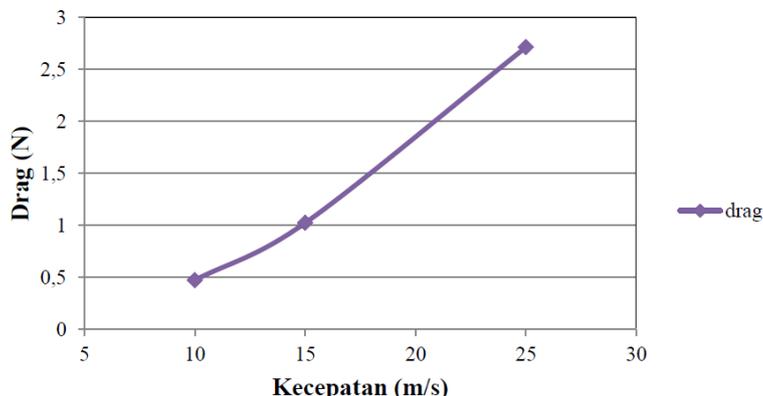
##### 3.1.3 Hasil simulasi

Simulasi numerik dilakukan menggunakan model *viscous* k-epsilon standar, *pressure-based* dan *steady*, fluida udara, kecepatan *inlet* dengan variasi 10, 15, 25 m/s, dan metode perhitungan SIMPLE dengan semua *spatial discretization second order*. Konvergensi digunakan default ANSYS yaitu  $1 \times 10^{-3}$ . Hasil untuk lift dan drag dari tiap variasi dapat dilihat pada Gambar 3.3, Gambar 3.4



Gambar 3.3 Lift untuk setengah desain pesawat

Pada variasi kecepatan 10 m/s dihasilkan *lift* seperti pada Gambar 4.3 sebesar 2,516 N. Nilai tersebut jika diberikan untuk pesawat yang utuh berarti akan dihasilkan 5,032 N. Pada variasi kecepatan 15 m/s dihasilkan *lift* sebesar 5,7 N. Nilai tersebut jika diberikan untuk pesawat yang utuh berarti akan dihasilkan c. Pada variasi kecepatan 25 m/s dihasilkan *lift* sebesar 16,17 N. Nilai tersebut jika diberikan untuk pesawat yang utuh berarti akan dihasilkan 32,34 N. Berdasarkan hasil lift tersebut, untuk dapat dapat menghasilkan lift minimal supaya pesawat dengan massa 1,4 kg mengudara dibutuhkan kecepatan sekitar 16-18 m/s. Hal ini berarti kecepatan *take off* pesawat minimal dibutuhkan 16-18 m/s.



Gambar 3.4 Drag untuk setengah desain pesawat

Pada variasi kecepatan 25 m/s dihasilkan *drag* sebesar 2,71 N. Nilai tersebut jika diberikan untuk pesawat yang utuh berarti akan dihasilkan 5,42 N. Pada variasi kecepatan 10 m/s dihasilkan *drag* sebesar 0,47 N. Nilai tersebut jika diberikan untuk pesawat yang utuh berarti akan dihasilkan 0,94 N. Pada variasi kecepatan 15 m/s dihasilkan *drag* seperti pada Gambar 4.8 sebesar 1,02 N. Nilai tersebut jika diberikan untuk pesawat yang utuh berarti akan dihasilkan 2,04 N. Hasil-hasil tersebut dapat dilihat pada Gambar 4.4. Berdasarkan hasil *drag* tersebut, nilai drag masih dapat teratasi oleh *thrust* yang dihasilkan motor pendorong dengan nilai *thrust* maksimum motor 1,3 kg

### 3.2 Analisis Hasil Simulasi

Berdasarkan hasil dari simulasi didapatkan bahwa dengan desain awal pesawat maka dibutuhkan kecepatan minimal sekitar 16 - 17 m/s supaya pesawat dapat mengudara. Validasi yang dilakukan untuk menguji hasil ini dilakukan dalam pengujian terbang pesawat, akan tetapi hasil pengujian pesawat menunjukkan pesawat masih memiliki kesulitan untuk *take off*.

Analisis tentang penyebab fenomena ini menghasilkan dua hal yaitu pelaksanaan *take off* yang masih menggunakan *hand launched* dan beban pesawat yang ternyata melebihi desai awal. Pelaksanaan *take off* yang masih menggunakan *hand launched* berarti kecepatan awal pesawat tergantung kecepatan gerak orang yang melakukan *hand launched* tersebut, jika digunakan kecepatan rata-rata manusia berlari maka kecepatannya baru sekitar 5 m/s. Pengujian sebelumnya menggunakan sayap full styrofoam tanpa sel surya didapatkan rekaman pengujian dengan kecepatan *take off* hampir 10 m/s. Hasil ini sudah ditambah kecepatan dari *thrust* yang dihasilkan motor dan *take off* pada ketinggian sekitar 30 cm diatas kepala dimana ketinggian tersebut memberikan waktu bagi motor untuk menambah *thrust* sebelum pesawat menyentuh tanah.

Setelah hasil pengujian pertama didapatkan, kami melakukan perbaikan desain. Asumsi kami adalah pesawat membutuhkan lebih banyak *lift* untuk dapat mengudara akibat berat yang tidak sesuai desain awal sehingga diputuskan untuk menambah *wingspan*. Penambahan *wingspan* dilakukan menggunakan bahan styrofoam sehingga diharapkan tidak menambah berat secara signifikan akan tetapi ada penambahan *lift* yang signifikan. Simulasi lebih lanjut dengan penambahan *wingspan* sebesar 19 cm tiap sisi menunjukkan bahwa dengan beban aktual pesawat masih bisa dicapai *lift* yang dibutuhkan pada kecepatan *take off* dibawah 15 m/s yaitu sekitar 14 m/s.

Hasil simulasi baru didapatkan nilai *lift* sebesar 17,8 N. Pesawat aktual memiliki berat 1,6 kg sehingga kecepatan untuk menghasilkan *lift* yang cukup sekitar 14 m/s. Hasil simulasi modifikasi ini divalidasi pada pengujian kedua dan terbukti bahwa pesawat dapat melakukan *take off* dengan modifikasi sayap tersebut. Pengujian kedua juga menghasilkan beberapa informasi lain seperti *center of gravity* pesawat yang sepertinya sedikit mundur kebelakang dibandingkan desain awal. Hal ini terlihat dari gerakan *take off* pesawat yang terlihat ada sedikit gerakan stall walaupun masih bisa diatasi oleh otopilot setelah diaktifkan otopilot. Hal lain yang ditemukan adalah performa modul GPS yang kurang memuaskan akibat akurasi yang kurang membuat pesawat tidak dapat terbang sesuai *flight plan* dari otopilot. Hal tersebut diharapkan dapat diperbaiki lebih lanjut dalam penelitian selanjutnya.

#### 4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil dan analisis yang telah dilakukan pada penelolitian ini maka dapat diambil kesimpulan berupa

- a) Desain awal dibutuhkan kecepatan 16-17 m/s untuk menerbangkan pesawat dengan berat 1,4 kg. Berat aktualnya adalah 1,6 kg.
- b) Modifikasi dilakukan terhadap desain berdasarkan hasil analisis simulasi. Modifikasi yang dilakukan adalah penambahan *wingspan* sebesar 38 cm atau 19 tiap sisi sayap.
- c) Hasil akhir simulasi menunjukkan bahwa kecepatan *take off* sebesar 14 m/s cukup untuk melakukaa *take off* pada pesawat dengan berat 1,6 kg setelah dilakukan modifikasi. Penelitian yang telah dilakukan menunjukkan bahwa penggunaan program simulasi numerik dapat menghasilkan data yang dapat digunakan untuk pembuatan *Solar-Powered Plane UAV*.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Noth, A.. Design of Solar Powered Airplanes for continous Flight. *DISS. ETH NO. 18010*. Zürich: ETH Zurich; 2008.
- [2] Mehta, A., Joshi, C., Solanki, K., & Yadav, S. Design and Fabrication of Solar R/C Model Aircraft. *International Journal of Modern Engineering Research*, 2013; 3(2): pp. 752-758.
- [3] Manohar, K. *Low Cost Laboratory Built Wind Tunnel*. *International Journal of Engineering Trends and Technology*. 2015; 30(4):176-179
- [4] Lammers, K. *Aerodynamic CFD analysis on experimental airplane*. University of Twente & RMIT University. (2015)

- [5] Hamid, F.. *Investigation of the flow around an aircraft wing of section NACA 2412 utilising ANSYS Fluent.* (2017)
- [6] Duncan, J.. *pilot's handbook of aeronautical knowledge.* Oklahoma: United States Department of Transportation. (2016)
- [7] ANSYS, Inc. *ANSYS Meshing Advanced Techniques.* (2017) pp. 25-27
- [8] ANSYS, Inc. *ANSYS Fluent Tutorial Guide.* Canonsburg, PA (2015). pp. 25-27