



Hubungan Kecepatan Stall dan Massa Total Pesawat Aeromodelling Wing Dragon

Muhammad Zuhdi¹⁾, Muh Makhrus²⁾, Wahyudi³⁾

^{1,2,3)}Program Studi Pendidikan Fisika, FKIP, Universitas Mataram, Jl. Majapahit no.62, Mataram, Lombok, Indonesia

*E-mail korespondensi: mzuhdi@unram.ac.id

Info Artikel:

Dikirim:
20 April 2021
Revisi:
05 Sept 2021
Diterima:
31 Desember 2021

Kata Kunci:

*Aeromodelling,
kecepatan stall,*

Abstract

Currently aeromodelling is an activity that is of great interest to people from various circles as a result of advances in technology and information. The working principle of aeromodelling is based on the laws of physics that aeromodelling actors must understand. This study aims to understand the relationship between the model airplane stall speed and the total weight of the aircraft. The measurement results through experiments, the stall speed is then compared with the theoretical value of the stall velocity calculation. The experimental results with the Wing Dragon model aircraft whose wings have been modified show that the calculated experimental results are not much different from the theoretical calculation values with a standard deviation in values of only about 7,4%..

Abstrak

Saat ini *aeromodelling* merupakan kegiatan yang banyak diminati masyarakat dari berbagai kalangan sebagai akibat kemajuan teknologi dan informasi. Prinsip kerja *aeromodelling* adalah berdasarkan pada hukum-hukum fisika yang harus dipahami oleh pelaku *aeromodelling*. Penelitian ini bertujuan untuk memahami hubungan antara kecepatan *stall* pesawat model terhadap massa total pesawat. Hasil pengukuran melalui eksperimen, kecepatan *stall* kemudian dibandingkan dengan nilai perhitungan kecepatan *stall* secara teoritis. Hasil eksperimen dengan pesawat model Wing Dragon yang sayapnya telah dimodifikasi menunjukkan bahwa nilai perhitungan hasil eksperimen tidak berbeda jauh dengan nilai perhitungan teoritis dengan nilai standar deviasi 7,4%.

© 2021 Universitas Islam Negeri Mataram

PENDAHULUAN

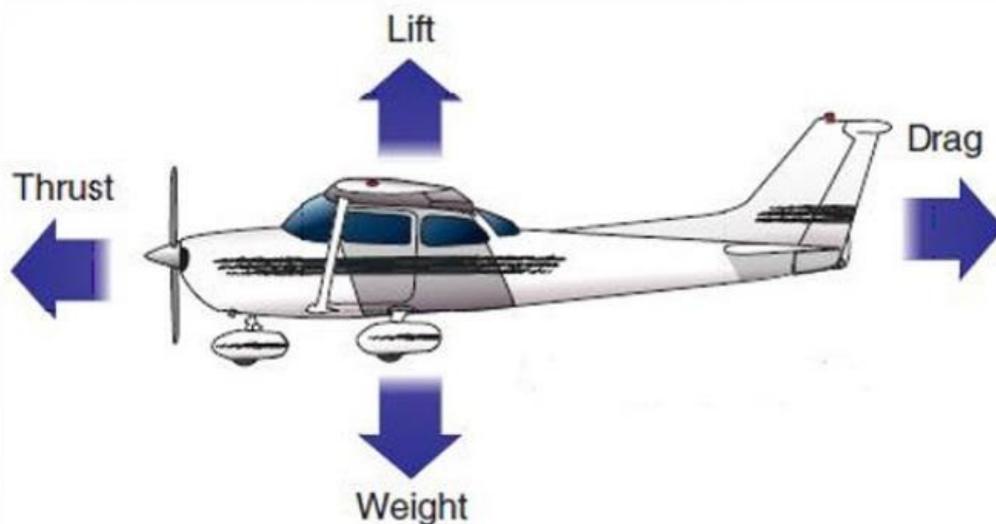
Pada mulanya pemodelan pesawat dalam skala kecil atau sering disebut dengan *air modeling* dimanfaatkan untuk kepentingan dalam perancangan dan pembuatan pesawat yang sebenarnya. Rancangan pesawat yang ukurannya besar kemudian dibuat miniaturnya dalam skala kecil yang disebut dengan pesawat *aeromodelling*. Pesawat ini kemudian diuji coba terbang dengan kapasitas mesin tertentu dan dengan unit pengontrol tertentu untuk mencoba gaya dorong, kemampuan manuver, kelincahan, dan stabilitas pesawat terhadap berbagai macam gangguan pergerakan angin selama penerbangan [1].

Pada saat ini *air modeling* sudah dijadikan sebagai kegiatan dengan tujuan rekreasi (hiburan), edukasi, olahraga maupun bisnis. Kegiatan *Aeromodelling*, kini dapat diikuti oleh hampir semua kalangan karena alat-alat dan bahan yang digunakan harganya sudah cukup terjangkau hampir oleh semua kalangan masyarakat. Kegiatan *aeromodelling* secara alami terbagi menjadi tiga kategori, pertama

mereka yang bermain *aeromodelling* hanya untuk kesenangan atau rekreasi, yang kedua Sebagai sarana untuk menimba ilmu tentang penerbangan dan yang ketiga sebagai sarana mencapai prestasi dalam olahraga kedirgantaraan[2].

Ada tiga jenis pesawat *aeromodelling* yaitu pesawat *free flight*, pesawat *free flight*, pesawat control line dan pesawat remot control [3]. Pesawat *free flight* terbang tanpa menggunakan kontrol kontrol eksternal dari tanah, gerakan pesawat semata mata hanya tergantung pada settingan awal dan arah angin. Yang kedua adalah pesawat control line yang dikontrol dengan tali panjang sehingga terbang pesawat mengelilingi pilot pengendali. Jenis pesawat yang ketiga adalah pesawat radio control yang dikontrol dengan dengan pemancar remot control (transmitter) yang dikendalikan oleh pilot dan penerima (reciever) yang diletakkan di dalam pesawat [4]. Transmisi sinyal kendali pada remot control ini berada pada spektrum frekwensi radio.

Pesawat model dengan ukuran sedang dan menengah untuk keperluan tertentu banyak digunakan oleh masyarakat. Pesawat ini sering disebut dengan PTTA atau pesawat terbang tanpa awak, yang dalam bahasa Inggris disebut dengan UAV atau kau unmanned aerial vehicle. Riset awal pesawat ini pada mulanya diperuntukkan untuk sitenm pertahanan dan keamanan [5]. Dalam perkembangannya penggunaan PTTA secara luas didominasi oleh pemanfaatan kamera untuk seni fotografi dan penggunaan kamera untuk survei kebumian. Pemanfaatan lain yaitu adalah sebagai sarana dan instrumen pembantu dalam pertanian, misalnya penyemprotan hama atau penyemprot pupuk. Hermanto 2018 membuat alat untuk mengukur gaya tarik motor brushless, hasil analisis menunjukkan bahawa gaya tarik tergantung pada jenis motor listrik dan jenis baling baling. Putra dkk 2019 membuat media interaktif untuk pengenalan kegiatan *aeromodelling*. Anggriawan 2014 melakukan penelitian untuk mendeskripsikan relevansi dari materi ekstrakurikuler *Aeromodelling* terhadap standar, dengan metode diskriptif. Nugraha dan Kushartanti 2018, melakukan penelitian efektivitas pelatihan *aeromodelling* [6]. Rokhmana 2013 melakukan pemetaan dengan menggunakan PTTA. Rokhmana 2013 Percepatan Pemetaan Kadaster Memanfaatkan Teknologi Wahana Udara Tanpa Awak. Suryasaputra dkk 2014 menggunakan PTTA untuk keperluan fotografi udara *Aeromodelling* And Payload Telemetry Research Group (APTRG). Miraza dan Isranuri 2012 menganalisis tegangan sayap pesawat model. Majid, dkk 2015 melakukan identifikasi model dari pesawat udara tanpa awak sayap tetap jenis Bixler [7].



Gambar 1. Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat saat terbang

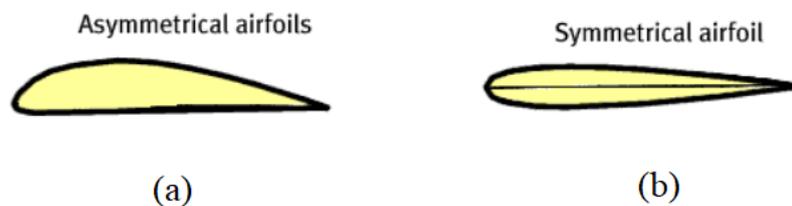
Perancangan dan pembuatan pesawat *aeromodelling* sangat berkaitan erat dengan aplikasi ilmu fisika. Ada empat gaya utama yang bekerja pada pesawat saat mengangkasa. Gaya yang pertama adalah dorongan (thrust force) yang merupakan gaya kedepan yang dihasilkan oleh baling-baling yang

digerakkan oleh mesin maupun mesin jet [8]. Gaya yang kedua adalah gaya hambatan udara (drag force) yang merupakan gaya tahanan udara yang merupakan hasil gesekan antara sayap, badan pesawat, stabilizer dan bagian pesawat yang lain. Gaya ketiga adalah gaya massa (weight), yaitu massa seluruh bagian pesawat terbang, termasuk penumpang, bahan bakar, maupun barang-barang yang lain yang ada di dalam pesawat. Gaya yang ke-4 yaitu gaya angkat atau uplift force yang merupakan hasil dari perbedaan tekanan aerodinamis pada permukaan sayap bagian atas dan sayap bagian bawah [9].

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui hubungan antara kecepatan *stall* dengan massa total unit pesawat baik secara eksperimen maupun perhitungan teoretis. Kecepatan *stall* adalah kecepatan pesawat minimal agar gaya angkat sayap pesawat sama dengan massa total unit pesawat. Massa total pesawat divariasikan dengan tiga nilai yang berbeda untuk mendapatkan kecepatan *stall* tergantung dari massa total tersebut.

METODE PENELITIAN

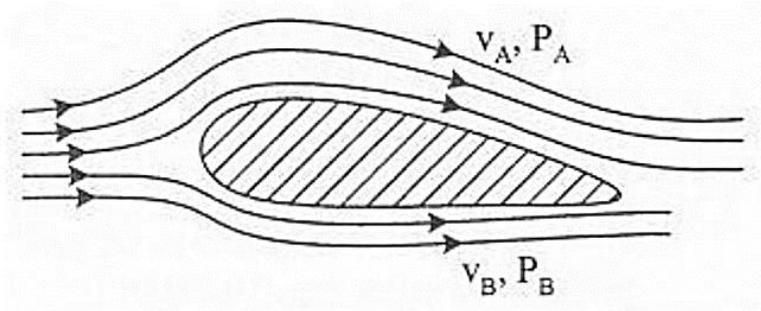
Pesawat dapat mengangkasa atau terbang karena adanya gaya angkat sayap pesawat yang merupakan selisih tekanan antara udara di bawah sayap dengan udara di atas sayap. Selisih tekanan ini timbul karena adanya perbedaan kecepatan aliran udara di atas dan di bawah sayap yang disebabkan oleh bentuk penampang sayap atau lebih dikenal dengan *airfoil* [10]. Semakin tinggi selisih kecepatan di atas sayap dengan di bawah sayap, maka semakin besar gaya angkat sayap pesawat tersebut.



Gambar 2. (a) *Airfoil* Asimetri

(b) *Airfoil* Simetri

Perbedaan kecepatan yang besar ini didapatkan dari *airfoil* yang bentuknya asimetri. *Airfoil* asimetri ini banyak dipakai pada pesawat komersial karena keunggulannya yaitu memiliki gaya angkat yang besar. Adapun kelemahan *airfoil* asimetri ini adalah adanya drag Force yang cukup besar yang menghambat laju pesawat sehingga kecepatan menjadi lebih terbatas. Untuk pesawat aerobatik biasanya digunakan *airfoil* simetri dengan bentuk sayap bagian atas hampir sama dengan bagian bawah sehingga selisih kecepatan tidak terlalu tinggi dan gaya angkat tidak terlalu besar, tetapi keunggulannya adalah drag force yang ditimbulkannya kecil, sehingga kecepatan pesawat menjadi besar. Pesawat aerobatic juga memerlukan gaya dorongan mesin yang jauh lebih besar dibandingkan pesawat komersial [11].



Gambar 3. Aliran udara di atas dan dibawah sayap

Perumusan besarnya gaya angkat sayap dapat diturunkan dari persamaan Bernoulli dengan rumus sebagai berikut [12]:

$$p_a + \rho g h_a + \frac{1}{2} \rho v_a^2 = p_b + \rho g h_b + \frac{1}{2} \rho v_b^2 \quad (1)$$

dengan p_a adalah tekanan udara di atas sayap pesawat, ρ adalah densitas udara, g adalah percepatan gravitasi bumi, h_a adalah ketinggian sayap dari bumi, v_b adalah kecepatan udara di bawah sayap pesawat, p_b adalah tekanan udara di bawah sayap pesawat, h_b adalah ketinggian sayap dari bumi, v_b adalah kecepatan udara di bawah sayap pesawat. Dengan anggapan nilai h_a sama dengan nilai h_b , maka selisih tekanan antara bagian bawah sayap pesawat dan bagian atas sayap dapat dirumuskan dengan:

$$p_b - p_a = \frac{1}{2} \rho (v_a^2 - v_b^2) \quad (2)$$

Dari persamaan 2 tersebut, dengan nilai $k = v_a / v_b$, sedangkan v_b dianggap sama dengan kecepatan pesawat, maka didapatkan hasil akhir gaya angkat pesawat yang merupakan perkalian antara luas sayap (A) dengan selisih tekanan bagian bawah dan atas sayap sebagai berikut:

$$F = \frac{1}{2} \rho (k^2 - 1) v^2 A \quad (3)$$

Dari persamaan tersebut tampak bahwa gaya angkat pesawat tergantung pada luas sayap (A) bentuk *airfoil* yang mempengaruhi nilai k , kecepatan pesawat (v) dan densitas udara yang melalui sayap tersebut.

Kecepatan minimal pesawat agar dapat terbang disebut dengan kecepatan *stall*. Apabila sebuah pesawat terbang bergerak dengan kecepatan di bawah kecepatan *stall*, maka pesawat akan oleng dan tidak stabil dikarenakan gaya massa lebih besar dari gaya angkat [13]. Dari persamaan 3 diatas, dengan mengganti gaya angkat F dengan massa terbang w , kecepatan *stall* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$v = \sqrt{\frac{2w}{\rho (k^2 - 1) A}} \quad (4)$$

Dari persamaan tersebut tampak bahwa kecepatan *stall* tergantung pada luas sayap (A), massa total pesawat (w), koefisien bentuk *airfoil* (k) dan densitas udara ρ . Semakin besar massa beban pesawat maka kecepatan *stall* akan semakin tinggi [12].

Penelitian ini mencoba untuk menggambarkan hubungan antara kecepatan *stall* dengan massa total pesawat. Percobaan dilakukan dengan tiga variasi massa yang berbeda sehingga akan didapatkan 3 kecepatan yang berbeda. Hasil uji secara eksperimen ini kemudian akan dibandingkan dengan perhitungan teoritis kecepatan *stall* pesawat pada massa beban tertentu. Pesawat model yang digunakan adalah jenis Wing Dragon dengan modifikasi sayap yang diperbesar dan tanpa aileron.



Gambar 4. Pesawat Wing Dragon dengan modifikasi sayap

Karakteristik pesawat Wing Dragon ini adalah stabilitasnya saat terbang, karena pesawat ini termasuk dalam pesawat bersayap atas yang pada umumnya memiliki stabilitas terbang yang cukup baik akan tetapi memiliki kelemahan yaitu kemampuan manuver yang terbatas. Pesawat ini cocok untuk pilot pemula maupun keperluan tertentu yang tidak membutuhkan banyak manuver.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Pesawat yang digunakan pada penelitian ini memiliki luas penampang sayap 3500 cm^2 dengan wingspan 1,4 meter, luas horizontal stabilizer 40 cm^2 sedangkan vertikal stabiliser 30 cm^2 dengan luas rudder 8 cm^2 dan luas pitch 10 cm^2 . Pesawat Wing Dragon ini menggunakan motor listrik dengan spesifikasi diameter 22 mm dan tebal 12 mm dengan konstanta kecepatan 2200kv. Konstanta 2200kv memiliki arti bahwa setiap tegangan 1 volt akan menaikkan RPM sebesar 2200 RPM. Electronic Speed Controller atau disingkat dengan ESC yang digunakan pada pesawat model ini memiliki spesifikasi arus maksimum 40 A dan menggunakan baterai Lithium Polymer (LiPo) 2200 mAh. Battery tersebut memiliki tegangan 3 S atau 3 serial, dengan tiap 1 sel LiPo memiliki tegangan 3,7 volt, sehingga total tegangannya adalah 11,1 volt. Baterai yang digunakan adalah jenis Lithium Polymer yang memiliki keunggulan discharge rate yang sangat besar dan hambatan dalam yang kecil, sehingga supply arusnya dapat diandalkan.

Pesawat ini menggunakan 2 buah servo. Servo pertama digunakan untuk menggerakkan pitch pada horizontal stabilizer dan servo kedua untuk menggerakkan rudder pada vertikal stabilizer. Pesawat ini ini dikendalikan dengan remote control dengan frekuensi 2,4 GHz dengan merk Spectrum DX 7. Remote control ini berfungsi sebagai transmitter atau pemancar gelombang radio untuk

memancarkan sinyal perintah dari radio control menuju pesawat. Pada pesawat model digunakan sebuah penerima sinyal (*receiver*) merk Spectrum yang terdiri dari 6 channel. Channel pertama dari receiver ini digunakan untuk menggerakkan servo pitch yang mengatur dongakan (*nose up*) ataupun tundukkan (*nose down*) dari pesawat. Channel ke-tiga digunakan untuk mengatur rudder yang merupakan jalur perintah yang akan tersambung pada ESC untuk mempercepat atau melambatkan laju pesawat melalui naik turunnya kuat arus pada motor listrik.

Baling-baling (*propeller*) yang digunakan terdiri dari 2 bilah pisau (*two blade*) yang terbuat dari bahan plastik. Motor dan baling baling penggerak pada pesawat jenis Wing Dragon ini terletak pada bagian tengah badan pesawat (*fuselag*) tepat di belakang sayap. Massa terbang pesawat (*all unit weight / auw*) diukur menggunakan timbangan kue dengan ketelitian hingga 1 gram, sedangkan kecepatan *stall* diukur dengan cara tak langsung, melalui kamera tak bergerak. Dari hasil percobaan dengan 3 massa yang berbeda didapatkan 3 kecepatan *stall* yang berbeda-beda sebagaimana ditunjukkan pada ada tabel 1.

Tabel 1. Hasil eksperimen antara massa total pesawat dengan kecepatan *stall*

Massa total (gram)	Kecepatan <i>stall</i> (m/s)
808	7.6
1130	7.9
1345	9.9

Dari tabel 1 baris pertama, kita dapat melakukan perhitungan teoritis untuk menentukan koefisien *airfoil* (k). Dari data tersebut perhitungan nilai $(k^2 - 1)$ didapatkan nilai sebesar 4,617. Perlu diingat bawa koefisien tersebut tidak berdimensi.. Perhitungan selanjutnya dilakukan untuk menghitung secara teoritis kecepatan *stall* untuk masing-masing beban pesawat yang berbeda-beda. Dengan nilai $(k^2 - 1)$ sebesar 4,617, didapatkan hasil perhitungan teoritis menggunakan persamaan 4 dengan hasil sebagaimana ditunjukkan pada tabel 2.

Tabel 1. Hasil perhitungan teoritis kecepatan *stall* dari data massa total pesawat

Massa total (gram)	Kecepatan <i>stall</i> (m/s)
808	7.069
1130	8.360
1345	9.120

Hasil eksperimen terhadap perhitungan teoritis kecepatan *stall* versus massa pesawat menunjukkan adanya deviasi standar sebesar 7,4 %. Perbedaan tersebut kemungkinan ditimbulkan karena faktor kecepatan angin yang berubah pada tiap percobaan. Angin yang berlawanan dengan arah gerak pesawat akan memperbesar gaya angkat, sedangkan arah angin yang searah dengan gerak pesawat akan memperkecil gaya angkat. Hal inilah yang mendasari prinsip lepas landas dan pendaratan sebisa mungkin melawan arah angin.

KESIMPULAN

Dari penelitian ini dapat dipahami bahwa kecepatan *stall* tergantung pada luas sayap (A), massa total pesawat (w), koefisien bentuk *airfoil* (k) dan densitas udara ρ . Semakin besar massa beban pesawat maka kecepatan *stall* akan semakin tinggi dan sebaliknya. Hasil tersebut menunjukkan bahwa hasil eksperimen memiliki nilai yang sangat cocok dengan perhitungan teoritis. Perbedaan nilai eksperimen kemungkinan merupakan perubahan arah kecepatan angin pada ketiga percobaan diatas.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Anggriawan, R., Karo-Karo, U., Suhayat, D., Relevansi Materi Ekstrakurikuler *Aeromodelling* Terhadap Standar Materi Mata Pelajaran MDTPU. *Journal of Mechanical Engineering Education*, Vol.1, No.1, Juni 2014.
- [2]. Bekker, J. G., Craig, I. K., & Pistorius, P. C. (1999). Modeling and Simulation of Arc Furnace Process. *ISIJ International*, 39(1)
- [3]. Hermanto, D, Perancangan Pengukur Kekuatan Motor Brushless Berbasis ESP8266, *Jurnal Teknik Informatika dan Sistem Informasi* ISSN 2407-4322, Vol. 5, No. 1, September 2018, Hal. 36-44 E-ISSN 2503-2933 36
- [4]. Majid, A., Sumiharto, R., Wibisono, S.B., Identifikasi Model dari Pesawat Udara Tanpa Awak Sayap Tetap Jenis Bixler, *IJEIS*, Vol.5, No.1, April 2015, pp. 43~54.
- [5]. Miraza, R.S., Isranuri, I., Analisis Tegangan Pada Sayap Horizontal Bagian Ekor *Aeromodelling* Tipe Glider Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic (CFD), *Jurnal e-Dinamis*, Volume I, No.1 Juni 2012.
- [6]. Nugraha, L.O., Kushartanti, W., Evaluation of *Aeromodelling* Coaching System, *Advances in Social Science, Education and Humanities Research*, volume 278, 2nd Yogyakarta International Seminar on Health, Physical Education, and Sport Science (YISHPESS) 2018.
- [7]. Putra, I.P.C.A., Rusli, M., Suniantara, I.K.P., Aplikasi Multimedia Interaktif Pengenalan Olahraga *Aeromodelling*, *Seminar Nasional Sistem Informasi dan Teknik Informatika Sensitif* 2019.
- [8]. Rokhmana, C.A., Percepatan Pemetaan Kadaster Memanfaatkan Teknologi Wahana Udara Tanpa Awak ,*Bhumi* No. 38 Tahun 12, Oktober 2013.
- [9]. Setyasaputra, N., Septian, F., Fernanda, R., Bahri, S., Rahmatio, I.D., Dirgantoro, B., Platform Unmanned Aerial Vehicle Untuk Aerial Photography *Aeromodelling* And Payload Telemetry Research Group (APTRG), *Seminar Nasional Penginderaan Jauh* 2014.
- [10]. Pratama F., 2013, Sistem Referensi Air Data, Attitude, And Heading Reference System Pada Pesawat Terbang Tanpa Awak, Skripsi, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.
- [11]. Tischler, M. B., 2006, Aircraft and Rotorcraft System Identification, *Engineering Methods with Flight Test Examples*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [12]. Smith, M. S. dan Moes, T. R., 2003, Real-time Stability and Control Derivative Extraction from F15 Flight Data. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, AIAA-2003-5701.
- [13]. Oksa, M., 2012. Identifikasi Sistem Pada Perilaku Pesawat Terbang Tanpa Awak, Skripsi, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Universitas Gadjah Mada.