

Estimasi Lepas Landas Pesawat N219A Di Perairan Berdasarkan Data Simulasi Float Konfigurasi 1a

Deasy Tresnoningrum, Muhammad Fajar, Kurnia Hidayat, Arifin Rasyadi,
Teuku M. Ichwanul Hakim, Sinung Tirtha Pinindriya

deasy.tresnoningrum@lapan.go.id

ABSTRAK

Pesawat *seaplane* dan pesawat amfibi merupakan pesawat yang lepas dapat landas dan mendarat di perairan. Dalam proses perancangan, salah satu kriteria yang perlu dihitung dan dianalisa adalah prestasi terbang atau *flight performance* dari pesawat pada setiap fase penerbangan. Dalam tulisan ini dilakukan perhitungan estimasi *take-off* pesawat N219A dengan konfigurasi *float* 1A. Dilakukan analisa terhadap waktu dan jarak *take-off* pesawat ini dengan beberapa asumsi yang digunakan. Pesawat N219A ini diharapkan mampu mengangkat badannya saat *float* sudah lepas dari air.

1. PENDAHULUAN

1.1. LATAR BELAKANG

Lepas landas merupakan fase penting dalam menerbangkan pesawat terbang baik pesawat konvensional yang beroperasi di darat maupun *seaplane* dan pesawat amfibi yang beroperasi di perairan. Untuk pesawat *seaplane* dan amfibi yang lepas landas di air, kecepatan rotasi dapat dilakukan pada kecepatan berapapun selama terbukti aman dalam kondisi wajar, termasuk turbulensi dan kegagalan mesin. Kondisi *lift-off* pada pesawat *seaplane* dan amfibi dipengaruhi oleh *float* yang bersentuhan dengan air dan kecepatan dari pesawat tersebut yang mengakibatkan attitude pesawat berubah[1]. Dalam tulisan ini dibahas estimasi lepas landas pesawat N219A dengan konfigurasi 1A.

1.2. MASALAH PENELITIAN

Dari latar belakang penelitian diatas maka ada beberapa rumusan masalah yang akan dibahas pada artikel, yaitu:

1. Bagaimana performa lepas landas pesawat dari perairan dengan metode estimasi?
2. Bagaimana korelasi kecepatan pesawat dengan jarak *lift-off* pesawat dari perairan?
3. Apakah asumsi koefisien kecepatan sudah sesuai dengan hasil estimasi prestasi *take-off*?

1.3. TUJUAN PENELITIAN

Tujuan penelitian dirumuskan sebagai berikut:

1. Mengetahui estimasi dari prestasi terbang pesawat saat lepas landas dari perairan.
2. Mengetahui korelasi kecepatan pesawat dengan jarak *lift-off*.
3. Mengetahui apakah asumsi koefisien kecepatan yang digunakan apakah sudah tepat.

1.4. MANFAAT PENELITIAN

Adapun manfaat dari penelitian yang dilaksanakan, sebagai berikut:

Dengan penelitian ini diharapkan menjadi refrensi untuk kegiatan litbangnya di Pustekbang LAPAN. Khususnya untuk analisa dan perhitungan awal prestasi lepas landas pesawat dari perairan dengan metode estimasi.

2. METODOLOGI

Estimasi jarak lepas landas pada *seaplane* lebih rumit dibandingkan dengan pesawat konvensional yang berada di darat. Hal ini karena sumber gaya hambat (*drag*) yang terjadi pada *seaplane* yang berbeda. Tidak hanya mengalami gaya hambat aerodinamika, tetapi juga gaya hambat karena air (*water resistance*) yang dipengaruhi oleh kecepatan pesawat di dalam air, yang juga bergantung pada sikap pesawat di air (sudut *trim*). Berikut definisi konsep yang digunakan[2] :

$$C_{\Delta} = \frac{F_{buoy}}{\rho_w B^3} = \frac{\Delta}{\rho_w B^3} \quad (II.1)$$

Koefisien gaya apung :

Rentang nilai koefisien ini pada berat kotor biasanya antara 1 dan 2. Saat pesawat menghasilkan gaya angkat aerodinamik selama lepas landas, nilai ini turun secara bertahap menuju 0 pada saat *lift-off*. Hal ini berarti *water resistance* akan bervariasi karena perpindahan *hull* di air. *Water resistance* juga dituliskan dalam bentuk koefisien. Nilai ini bisa ditentukan menggunakan *towing test*.

$$C_R = \frac{R}{\rho_w B^3} \quad (II.2)$$

Koefisien *resistance* :

C_R adalah fungsi dari koefisien berat pesawat juga.

$$C_V = \frac{V}{\sqrt{gB}} \quad (II.3)$$

Koefisien kecepatan :

Dengan ; B = *beam* dari *seaplane* (lebar bagian *hull* yang terbenam paling besar)

R = gaya hambat karena air (*water resistance force*)

V = kecepatan (terhadap air)

Untuk *hull* dengan rasio *length-to-beam* yang berbeda (L/B), koefisien berikut dapat digunakan :

$$C_{\Delta_2} = \frac{F_{buoy}}{\rho_w L^2 B} = C_{\Delta} \left(\frac{B}{L} \right)^2 \quad (II.4)$$

Koefisien gaya apung :

$$C_{R_2} = \frac{R}{\rho_w L^2 B} = C_R \left(\frac{B}{L} \right)^2 \quad (II.5)$$

Koefisien *resistance* :

$$C_{V_2} = \frac{V}{g^{1/2} L^{1/3} B^{1/6}} = C_V \left(\frac{B}{L} \right)^{1/3} \quad (II.6)$$

Koefisien kecepatan :

$$C_{M_2} = \frac{M}{\rho_w (L^2 B)^{4/3}} \quad (\text{II.7})$$

Koefisien momen :

$$C_{DR} = \frac{d}{(L^2 B)^{3/3}} \quad (\text{II.8})$$

Koefisien *draft* :

$$C_{M_R} = \frac{M_R}{\rho_w (L^2 B)^{4/3}} \quad (\text{II.9})$$

Koefisien momen *rolling* :

Dengan ; d = *draft* dalam ft atau m

g = percepatan gravitasi

M = momen *trim* (yang mempengaruhi sudut trim)

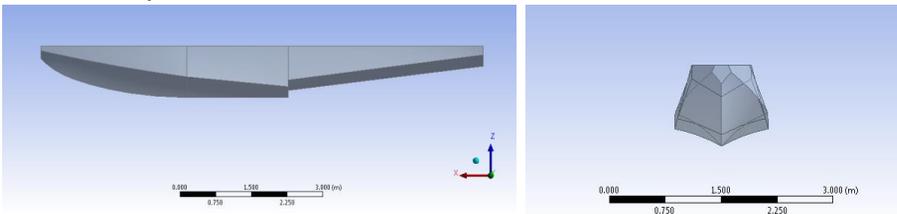
M_R = momen *rolling* (dalam ft.lb atau N.m)

Evaluasi sudut *trim* juga penting karena momen *trim*, M , harus mendekati nol pada kecepatan rendah ketika *elevator* tidak efektif. Kemudian, saat kecepatan udara meningkat, pilot dapat menyesuaikan momen *trim* menggunakan *elevator* untuk mengubah sudut *trim* pesawat untuk hambatan air minimum, R , atau jumlah minimum R dan gaya hambat aerodinamika. Sudut *trim* menunjukkan orientasi pesawat *seaplane* di dalam air selama melakukan lepas landas. Karakteristik ini sangat penting untuk analisis lepas landas, karena secara langsung mempengaruhi sudut serang pesawat.[3] Estimasi lepas landas dalam paper ini menggunakan beberapa asumsi yaitu:

- Pengurangan *resistance* dengan berat pesawat menggunakan persamaan $C_{R\Delta} = C_R (C_{\Delta} / C_{\Delta_0})$ dimana C_{Δ_0} merupakan koefisien berat pesawat saat lepas landas dan seterusnya.
- Pada saat koefisien kecepatan melewati 7,5, nilai R adalah nol.
- Saat pesawat sudah memulai lepas landas, mesin sudah memiliki gaya dorong. Gaya dorong diindikasikan meningkat dengan pelan.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

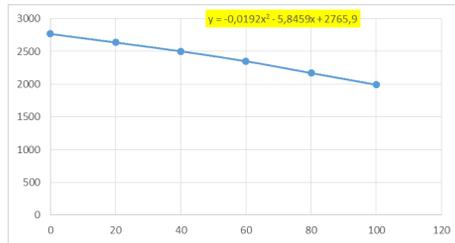
Data yang digunakan untuk estimasi lepas landas adalah berdasarkan konfigurasi float 1A pesawat dasar N219A. Data tersebut merupakan hasil simulasi numerik dari float konfigurasi tersebut dan hasil uji terowongan angin. Gambar 1 berikut merupakan float konfigurasi 1A, dimana konfigurasi ini memiliki satu *flare*.



Gambar 1 Float konfigurasi 1A tampak samping dan tampak depan.

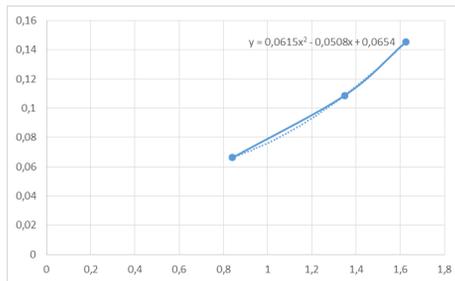
Data gaya dorong terhadap kecepatan berdasarkan pada mesin yang digunakan yaitu mesin turboprop Pratt and Whitney PT-6A-42. Gambar 2 berikut merupakan grafik pendekatan *thrust* terhadap

kecepatan dari mesin yang digunakan. Berdasarkan pendekatan dari grafik tersebut, diperoleh persamaan thrust terhadap kecepatan $-0,0192V^2 - 5,8459V + 2765,9$



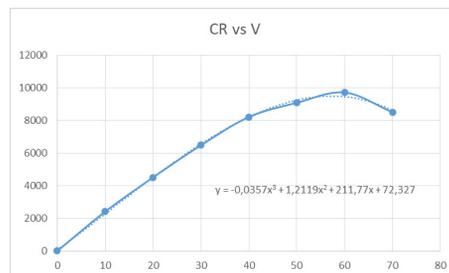
Gambar 2 Thrust vs V

Drag polar diperoleh dari hasil pengujian terowongan angin yang dapat dilihat pada Gambar 3. Nilai koefisien gaya hambat merupakan fungsi dari koefisien gaya angkat, dapat didekati dengan persamaan $0,0615C_L^2 - 0,0508C_L + 0,0654$



Gambar 3 Drag polar

Gaya hambat air yang digunakan dalam estimasi lepas landas ini adalah berdasarkan hasil simulasi numerik berbasis dinamika fluida dari float konfigurasi 1A. Gambar 4 menunjukkan koefisien gaya hambat air terhadap kecepatan berdasarkan hasil simulasi tersebut. Dari grafik tersebut dapat dilakukan pendekatan persamaan $-0,0357C_V^3 + 1,2119C_V^2 + 211,77C_V + 72,327$



Gambar 4 Koefisien water resistance vs V

Adapun data yang digunakan terangkum dalam Tabel 1 berikut ini.

Tabel 1 Data-data pesawat dasar N219A dan *float* konfigurasi 1A

Spesifikasi	Simbol	Nilai
<i>Fuselage beam</i>	B	4,1 ft
<i>Fuselage water length</i>	L	30,76 ft
<i>Wing area</i>	S	41,5 ft
<i>Wing AOI with respect to keel</i>	i_w	4,5 deg
<i>Gross weight</i>	W_0	14330 lb
<i>Engines</i>	N_e	2
<i>Thrust function at max power</i>	T	$-0,0192V^2 - 5,8459V + 2765,9$ dalam lb_f
<i>Drag coefficient</i>	C_D	$0,0615C_L^2 - 0,0508C_L + 0,0654$
<i>Water resistance coefficient</i>	C_R	$-0,0357C_V^2 + 1,2119C_V^2 + 211,77C_V + 72,327$
<i>Trim angle</i>	α_{trim}	$7 + \tanh(3,553C_V - 3,891)$
<i>Density of sea water</i>	ρ_w	62,3 lb/ft^3

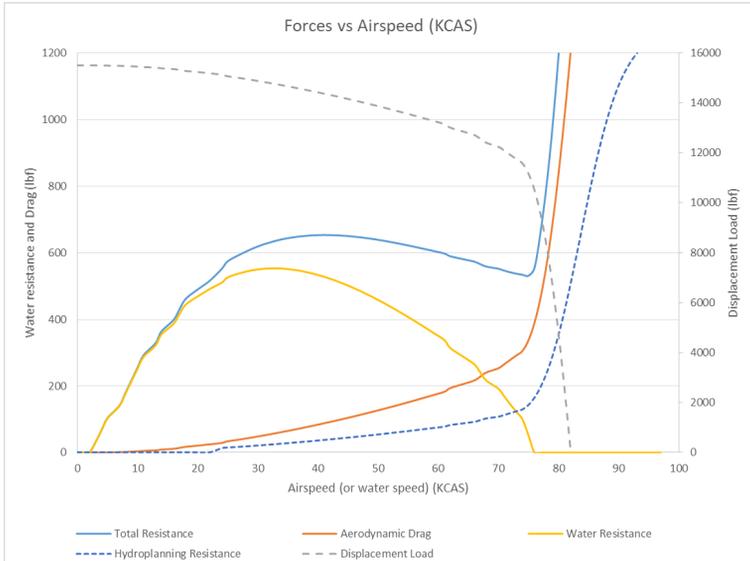
Simulasi dilakukan selama 35 detik dengan time step 0,5 detik. Tidak ada faktor eksternal yang mempengaruhi simulasi, seperti arah dan kecepatan angin serta arah dan kecepatan gelombang.

Hasil simulasi lepas landas yang diperoleh ditunjukkan pada Gambar 5. Profil gaya yang bekerja pada pesawat dalam kondisi lepas landas terhadap kecepatan (air / udara). Sumbu vertikal kiri terdiri dari komponen gaya hambat yang meliputi *water resistance*, *hydroplaning resistance*, *total resistance*, dan *aerodynamic drag*. Sedangkan sumbu vertikal kanan terdiri dari komponen gaya angkat yaitu *displacement load (buoyancy force)*.

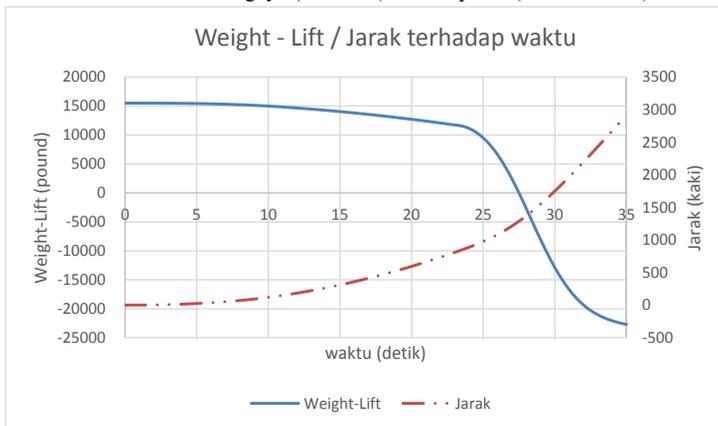
Pada Gambar 5 terlihat bahwa saat saat kecepatan pesawat 76 KCAS, pesawat mulai bergerak *lift-off* dengan jarak 928 kaki atau pada detik ke-24. Ditandai oleh seluruh profil gaya yang berubah drastis. *Water resistance* mulai bernilai 0 dan *total resistance* berada pada titik terendah sebelum kehilangan gaya hambat. Demikian pula dengan *hydroplaning resistance* dan *aerodynamic drag* serta *displacement load*. Perubahan profil saat lepas landas menunjukkan pesawat langsung kehilangan *resistance* dan pengaruh *buoyancy force* akibat gerak pesawat selama berada di air. Sementara itu pada waktu yang sama, gaya angkat dikurangi gaya berat masih berada pada nilai 10.482 pound (Gambar 6). Ini berarti gaya angkat yang dihasilkan sayap belum bisa mengangkat pesawat, sementara pesawat sudah lepas dari air akibat profil dari *float*. Ini bisa terjadi karena asumsi yang digunakan yaitu perhitungan *water resistance* berdasarkan asumsi polinomial orde 3 yang digunakan untuk pendekatan koefisien *resistance* C_R yang hanya valid untuk kondisi $0 < C_R \leq 7,5$. Logika yang digunakan yaitu untuk semua koefisien kecepatan yang bernilai 7,5 akan menyebabkan nilai *water resistance* menjadi 0. Saat koefisien kecepatan melebihi 7,5 maka gaya hambat yang disebabkan oleh air disebut *hydroplaning resistance*. Hal ini pula berdasarkan pengamatan fisik bahwa saat pesawat keluar dari air, satu-satunya gaya yang bersentuhan dengan air adalah melalui *hydroplaning*. *Hydroplaning resistance* dihitung menggunakan persamaan *Froude*. Perhitungan dilakukan setelah

Inovasi Teknologi Penerbangan dari Pustekbang untuk Indonesia

sekitar 8,5 detik atau saat pesawat mulai bergerak menuju step. Total *resistance* adalah penjumlahan dari *water resistance*, *hydroplaning resistance* dan gaya hambat pesawat. Untuk komponen gaya angkat, *displacement load* atau *buoyancy force* adalah berat pesawat (*gross weight*) dikurangi dengan gaya angkat pesawat.



Gambar 5 Semua gaya (dalam lb) vs kecepatan (dalam KCAS)



Gambar 6 Weight - lift dan jarak terhadap waktu

4. PENUTUP

4.1. KESIMPULAN

Kesimpulan dari kegiatan yang sudah dilakukan adalah.

1. Telah dilakukan estimasi lepas landas untuk pesawat N219A dengan konfigurasi float 1A.
2. Jarak *lift-off* akibat float (hidrodinamika) adalah 928 kaki atau pada detik ke-24 dimana pesawat belum mampu mengangkat ke udara karena gaya angkat yang dihasilkan sayap belum cukup.
3. Asumsi yang digunakan untuk koefisien kecepatan perlu diperbaiki.

4.2. SARAN

Perlu adanya iterasi lanjutan dengan penggunaan asumsi yang lebih rinci berdasarkan eksperimen.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terimakasih kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan Kepala Program N219A yang telah memberikan dukungan terhadap kegiatan penelitian dan kerekayasaan di lingkungan Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]Gudmundsson, S. 2013. *Design of Seaplanes*. Butterworth-Heinemann
- [2]Gudmundsson, S. 2014. *General Aviation Aircraft Design : Applied Method and Procedures*. Butterworth-Heinemann
- [3]Roskam, J. 1995. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control Part 1*. DARCorp
- [4]Roskam, J. 1998. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control Part 2*. DARCorp
- [5]Ministry of Transportation, 2014. *CIVIL AVIATION SAFETY REGULATIONS PART 23 Amendment 2*