

# Analisis Performa *Takeoff* Pada Pesawat ATR 72 Dalam Pengaruh *Tailwind*

Dwiki Fahreza Andreanto\*, Mufti Arifin, Freddy Franciscus, Evi Endarti

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknik Kedirgantaraan,  
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma  
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia  
\*Corresponding Author : dwiki.fahrezaa@gmail.com

**Abstract**– Information on weather conditions is needed to support flight safety, especially in the process take-off. One of the required weather information is wind data, wind direction and wind speed. One of the wind components is the tailwind (wind from behind). In the small airports it can only be visited by aircraft such as ATR72 and its kind, due to the limited availability of runways and currently many of these airports are still using landing and take-off in the direction of the wind. This can result in a lack of lift during take-off during the tailwind conditions. To prevent this from happening, there is a reduction in the capacity of the aircraft. The purpose of this study was to analyze the performance of the ATR72 aircraft during take-off with tailwind conditions. By calculating the takeoff under normal conditions on the ATR72 aircraft then varying the tailwind speed. The results obtained are the value of the ground roll distance ( $S_g$ ) and the reduction in aircraft weight ( $w$ ) at the time of tailwind. a speed tailwind of 0 or normal, obtained a distance of ground roll 849 m, take-off weight of 20948 kg, reduction in aircraft weight of 0. Speed tailwind of 5 kts, distance of ground roll 773 m, take-off weight of 20333 kg, reduction in aircraft weight of 615 kg, while speed of tailwind 10 kts obtained distance of ground roll 697 m, take-off weight of 19308 kg, reduction in aircraft weight of 1640 kg, and speed tailwind of 15 kts, distance of ground roll 621 m, take-off weight of 18225 kg, was obtained. reduction in aircraft weight by 2723 kg.

**Keywords:** ATR72, ground roll, reduction aircraft weight, tailwind, take-off.

## I. Pendahuluan

Pesawat terbang adalah salah satu moda transportasi yang paling banyak digunakan saat ini. Perkembangan teknologi (*high end technology*), faktor keselamatan dan waktu tempuh yang relatif singkat menjadi faktor banyaknya pengguna pesawat. Sesuai dengan perkembangan zaman yang semakin modern menjadikan penambahan penumpang transportasi udara yang terus meningkat. Persaingan pesawat pada masing – masing kelasnya pun semakin ketat. Hal tersebut juga mempengaruhi kenaikan kebutuhan pesawat regional. Seperti halnya pada pesawat ATR, pesawat yang ditenagai engine turboprop dengan kapasitas 68 – 78 penumpang harus bersaing dengan pesawat bermesin *turboprop* lainnya seperti *Dash 8 series 400*, *Fokker 50* dan pembeding pesawat jet regional lainnya seperti *Embraer 195*, *CRJ 1000*, *Sukhoi Superjet 100* dan lainnya.

Jika melihat keadaan geografis negara Indonesia yang berupa kepulauan, pesawat dengan tipe *engine turboprop* sangatlah tepat, dikarenakan lebih hemat bahan bakar dan tidak memerlukan landasan pacu yang panjang. Umumnya pesawat *take-off* dan *landing* berlawanan dengan arah angin karena menguntungkan bagi pesawat. Namun melihat Indonesia adalah negara kepulauan di bandara – bandara perintis masih banyak pesawat yang *take-off* dan *landing* searah dengan arah angin. Dengan pengoperasian *take-off* dan *landing* searah dengan arah angin terdapat angin buritan yang bekerja, sehingga saat pesawat *take-off* dapat menyebabkan kurangnya gaya angkat dan terjadi gagal *take-off*, begitu juga dengan *landing* dapat menyebabkan *overshoot landing*. Dari hal tersebut

karena adanya angin buritan pada pesawat yang mungkin dapat mengganggu pesawat saat *take-off* dan *landing*, maka perlu dilakukan perhitungan berat saat *take-off* dan *lift* pada pesawat dengan kondisi *take-off* yang dipengaruhi oleh angin buritan tersebut. Akibat dari kondisi tersebut terjadi adanya pengurangan kapasitas di pesawat untuk bisa *take-off* di landasan pacu yang terbatas dan dipengaruhi angin buritan (*tailwind*). Pengurangan kapasitas juga berpengaruh terhadap *take-off performance*.

Oleh sebab itu untuk mempelajari dan memahami bagaimana performa saat *take-off* pesawat ATR 72 dengan pengaruh angin buritan (*tailwind*).

## II. METODOLOGI PENELITIAN

### 2.1 Efisiensi Gaya dorong

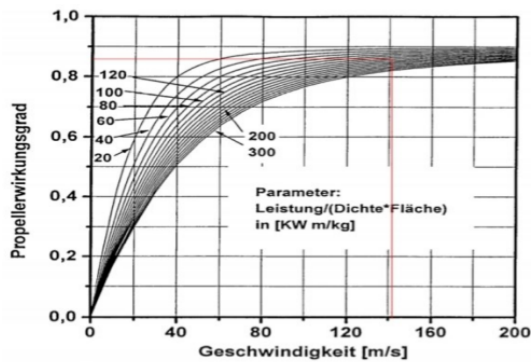
Propeller pesawat terdiri dari dua bilah atau lebih, di setiap bilahnya berbentuk airfoil. Bilah pada propeller mengubah shaft power menjadi thrust dengan mendorong udara kebelakang, dimana thrust diberikan laju waktu perubahan momentum udara yang melewati propeller. Kinerja yang dilakukan oleh gaya dorong per satuan waktu adalah power available  $P_a$ , dan rasio  $P_a$  ke shaft power  $P_s$  adalah efisiensi propulsi pada propeller<sup>[1]</sup>.

$$\eta_p = \frac{P_a}{P_s} = \frac{TV_0}{P_s} \quad (2.1)$$

$$T = \eta_p \frac{P_s}{V_0} \quad (2.2)$$

Dari penjelasan diatas diketahui bahwa meskipun ketinggian tertentu dan pengaturan kontrol mesin, merupakan perkiraan yang baik untuk mengasumsikan bahwa daya dorong tidak bergantung pada kecepatan. Jika mengasumsikan bahwa  $\eta_p$  memiliki nilai konstan, gaya dorong diprediksi dengan

persamaan 2.2 akan sangat berkurang saat udara meningkat.



**Gambar 2.1** Diagram *Propeller Efficiency* [2]

**Tabel 2.1** Propeller Efficiency untuk fase fase penerbangan [2]

Flight Phase	Velocity	Propeller Efficiency
Take-off	$\bar{v} = 44,1 \text{ m/s}$	
Second Segment	$V_2 = 62,37 \text{ m/s}$	
Missed Approach	$V_2 = 62,37 \text{ m/s}$	
Cruise	$V_{CR} = 141,94 \text{ m/s}$	

Dalam alur penelitian ini dimulai dengan pengumpulan data spesifikasi pesawat ATR72-600 dan data bandara D.C Saudale. Kemudian dilakukan perhitungan performa *takeoff* dalam kondisi normal dan kondisi *tailwind* secara analitik lalu meninjau kebutuhan panjang *runway* yang dibutuhkan lebih dari pada *runway* yang tersedia.

Dalam penelitian juga dilakukan perhitungan performa *take-off* pesawat dengan variasi kecepatan *tailwind* 5 knot, 10 knot, dan 15 knot. Kemudian dilakukan analisis performa pesawat terhadap variasi kecepatan *tailwind* serta pengaruhnya.

### III. HASIL DAN PEMBAHASAN

Perhitungan performa *take-off* pesawat ATR72-600 dilakukan berdasarkan variasi kecepatan *tailwind* yang berada di bandara D.C Saudale pulau Rote. Kecepatan *tailwind* adalah kecepatan angin yang berhembus dari belakang ketika pesawat hendak *take-off*, dengan limitasi yang tertera sesuai peraturan yang ada. Perhitungan ini dilakukan pada ketinggian elevasi landasan nol atau sejajar dengan ketinggian air laut (*sealevel runway elevation*).

#### 3.1 Data Variasi Kecepatan *Tailwind*

Berikut data variasi kecepatan *tailwind*:

**Tabel 3.1** Data variasi kecepatan *Tailwind*

Kecepatan <i>Tailwind</i>	
Knot	m/s
5	2,572
10	5,144
15	7,716

Berdasarkan data-data diatas kecepatan lift off ( $V_{LOF}$ ) harus tidak kurang dari 1.1 ( $V_{stall}$ ) dapat diketahui kecepatan stall menggunakan persamaan:

$$\begin{aligned}
 v_{stall}^{[5]} &= \sqrt{\frac{2 \times W \times 1}{\rho_{\infty} \times s \times CL_{max}}} \\
 &= \sqrt{\frac{2 \times 205.429}{1,225 \times 61 \times 1,9}} \\
 &= 53,7 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

Nilai  $\eta_p$  didapat *propeller efficiency* [2] sebesar 0,64545 dan dibulatkan menjadi 0,65. Untuk mencari *Thrust* (T) [1] dibutuhkan persamaan sebagai  $T^{[1]} = \eta_p$

### 3.2 Perhitungan Performa *Take-off* Dengan Kondisi Normal

**Tabel 3.2** data sesuai dengan ketinggian elevasi landasan

Density Sea Level ( $\rho$ )	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Wing area (S)	61 m <sup>2</sup>
$W_{To}$	20948 kg
Max. power ( $P_{br}$ )	1846 kW

Menentukan harga maximum coefficient lift pada saat takeoff

$$\begin{aligned} C_{LMAX,TO} &= 0,8 \times C_{LMAX,L} \\ &= 0,8 \times 2,44 \\ &= 1,9 \end{aligned}$$

Berdasarkan data-data diatas dapat diketahui kecepatan stall menggunakan persamaan 2.14 maka:

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{LMAX}}}$$

$$\begin{aligned} v_{stall} &= \sqrt{\frac{2 \times 205429}{1,225 \times 61 \times 1,9}} \\ &= 53,7 \text{ m/s} \end{aligned}$$

$\eta_p$  didapat dari tabel 2.1 sebesar 0,65.

$$\begin{aligned} T &= \eta_p \frac{P_s}{V_0} \\ &= 0,65 \frac{1846000 \times 2}{53,7} = 44689 \text{ N} \end{aligned}$$

Sehingga didapat *thrust loading*:

$$\frac{T}{W} = \frac{44689}{205429} = 0,21$$

Dan *wing loading* dapat ditentukan :

$$\frac{W}{S} = \frac{205429}{61} = 3367,6 \text{ N/m}^2$$

Sehingga jarak *ground roll* saat *take-off* dalam kondisi normal :

$$\begin{aligned} S_g &= \frac{1,21 \times \frac{W}{S}}{g \rho C_{LMAX} \frac{T}{W}} \\ &= \frac{1,21 \times 3367,6}{9,81 \times 1,225 \times 1,9 \times 0,21} = 849 \text{ m} \end{aligned}$$

Dengan menganggap bahwa  $v_{lof}$  adalah kecepatan terakhir pada saat *ground roll*.

$$\begin{aligned} vt &= 1,1 \times v_{stall} \\ &= 1,1 \times 53,7 = 59 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Maka kita bisa mencari nilai percepatan

$$\begin{aligned} a &= \frac{vt^2 - v_0^2}{2S_g} \\ &= \frac{(59^2 - 0)}{2 \times 849} \\ &= 2 \text{ m/s}^2 \end{aligned}$$

Maka waktu untuk kecepatan nol hingga mencapai  $v_{lof}$ .

$$t = \frac{vt}{a} = \frac{59}{2} = 29,5 \text{ s}$$

### 3.3 Perhitungan Performa *Take-off* Dengan Kondisi *Tailwind*

#### 3.3.1 Kecepatan *Tailwind* 5 knot

Berikut ini adalah tahapan dalam perhitungan *take-off* dengan kondisi *tailwind* dengan kecepatan angin sebesar 5 knot (2,572 m/s) pada ketinggian elevasi landasan nol (*sea level*), sebagai berikut:

**Tabel 3.3** data perhitungan performa *takeoff* dengan kondisi *tailwind* 5 knot

$S_g$	849 m
$v_{Stall}$	53,7 m/s
Thrust – (T)	44.689 N
Takeoff Weight – (w)	20.948 kg
Kecepatan Akhir – (vt)	59 m/s
Percepatan – (a)	2 m/s <sup>2</sup>
Waktu mencapai $v_{LOF}$ – (t)	29,5 s

Jika terjadi *tailwind* sepanjang proses *take-off* maka:  $(t_g)_w = t$

a. Karena  $S_{g0}$  adalah jarak dari  $v = 0$  ke  $v = v_w$  maka nilai  $S_{g0}$  adalah nol karena diasumsikan ketika *takeoff* sudah mengetahui adanya *tailwind*. Sehingga didapat jarak *ground roll* yang dipengaruhi oleh angin dengan menggunakan persamaan:

$$\begin{aligned} (S_g)_w &= S_g + S_{g0} + (v_w \times (t_g)_w)^{[1]} \\ &= 849 + 0 + (2,572 \times 29,5) \\ &= 849 + 75,8 \\ &= 924,8 \text{ m} \end{aligned}$$

b. Karena nilai  $(S_g)_w$  lebih besar daripada  $S_g$ , maka diperlukan pengurangan terhadap  $S_g$  dengan persamaan  $S_g^`$  maka:

$$\begin{aligned} S_g^` &= S_g - (v_w \times (t_g)_w) \\ S_g^` &= 849 - (2,572 \times 29,5) \\ &= 773 \text{ m} \end{aligned}$$

c. Untuk mencari  $w$  dapat menggunakan persamaan  $S_g$  dengan cara mensubstitusikan  $S_g^`$ , berikut adalah berat pesawat jika terpengaruh oleh *tailwind* sebesar 5 kts:

$$\begin{aligned} w^{[5]} &= \sqrt{\frac{T \times S \times g \times \rho \times C_{LMAX} \times S_g^`}{1,21}} \\ &= \sqrt{\frac{44.689 \times 61 \times 9,81 \times 1,225 \times 1,9 \times 773}{1,21}} \\ &= 199.407 \text{ N atau } 20.333 \text{ kg} \end{aligned}$$

Sehingga adanya pengurangan sebesar:

$$20.948 - 20.333 = 615 \text{ kg}$$

### 3.3.2 Kecepatan Tailwind 10 Knot

Berikut ini adalah tahapan dalam perhitungan *take-off* dengan kondisi *tailwind* dengan kecepatan angin sebesar 10 knot (5,144 m/s) pada ketinggian elevasi landasan nol (*sea level*), sebagai berikut:

a. Karena  $S_{g0}$  adalah jarak dari  $v = 0$  ke  $v = v_w$  maka nilai  $S_{g0}$  adalah nol karena diasumsikan ketika *takeoff* sudah mengetahui adanya *tailwind*. Sehingga didapat jarak *ground roll* yang dipengaruhi oleh angin  $((S_g)_w)$  dengan menggunakan persamaan:

$$\begin{aligned} (S_g)_w^{[1]} &= S_g + S_{g0} + (v_w \times (t_g)_w) \\ &= 849 + 0 + 5,144 \times 29,5 \\ &= 849 + 151,7 \\ &= 1.000,7 \text{ m} \end{aligned}$$

b. Karena nilai  $(S_g)_w$  lebih besar daripada  $S_g$ , maka diperlukan pengurangan terhadap  $S_g$  dengan persamaan  $S_g^`$  maka:

$$\begin{aligned} S_g^` &= S_g - (v_w \times (t_g)_w) \\ S_g^` &= 849 - (5,144 \times 29,5) \\ &= 697 \text{ m} \end{aligned}$$

c. Untuk mencari  $w$  dapat menggunakan persamaan  $S_g$  dengan cara mensubstitusikan  $S_g^`$ , berikut adalah berat pesawat jika terpengaruh oleh *tailwind* sebesar 10 kts

$$w^{[5]} = \sqrt{\frac{T \times S \times g \times \rho \times C_{LMAX} \times S_g^`}{1,21}}$$

$$= \sqrt{\frac{44689 \times 61 \times 9,81 \times 1,225 \times 1,9 \times 697}{1,21}}$$

$$= 189.351 \text{ N atau } 19.308 \text{ kg}$$

Sehingga adanya pengurangan sebesar:

$$20948 - 19.308 = 1.640 \text{ kg}$$

### 3.3.3 Kecepatan Tailwind 15 Knot

Berikut ini adalah tahapan dalam perhitungan *take-off* dengan kondisi *tailwind* dengan kecepatan angin sebesar 15 knot (7,716 m/s) pada ketinggian elevasi landasan nol (*sea level*), sebagai berikut:

a. Karena  $S_{g0}$  adalah jarak dari  $v = 0$  ke  $v = v_w$  maka nilai  $S_{g0}$  adalah nol karena mengetahui adanya *tailwind*. Sehingga didapat jarak *ground roll* yang dipengaruhi oleh angin ( $(S_g)_w$ ) dengan menggunakan persamaan:

$$\begin{aligned} (S_g)_w^{[1]} &= S_g + S_{g0} + (v_w \times (t_g)_w) \\ &= 849 + 0 + 7,716 \times 29,5 \\ &= 849 + 227,6 \\ &= 1.076,6 \text{ m} \end{aligned}$$

b. Karena nilai  $(S_g)_w$  lebih besar daripada  $S_g$ , maka diperlukan pengurangan terhadap  $S_g$  dengan persamaan  $S_g^{\`}$  maka:

$$\begin{aligned} S_g^{\`} &= S_g - (v_w \times (t_g)_w) \\ S_g^{\`} &= 849 - (7,716 \times 29,5) \\ &= 1.076,6 \text{ m} \end{aligned}$$

c. Untuk mencari  $w$  dapat menggunakan persamaan  $S_g$  dengan cara mensubstitusikan  $S_g^{\`}$ , berikut adalah beban pesawat jika terpengaruh oleh *tailwind* sebesar 15 kts

$$\begin{aligned} w^{[5]} &= \sqrt{\frac{T \times S \times g \times \rho \times C_{LMAX} \times S_g^{\`}}{1,21}} \\ &= \sqrt{\frac{44689 \times 61 \times 9,81 \times 1,225 \times 1,9 \times 621}{1,21}} \\ &= 178.730 \text{ N atau } 18.225 \text{ kg} \end{aligned}$$

Sehingga adanya pengurangan dari berat normal sebesar:

$$20.948 - 18.225 = 2.723 \text{ kg}$$

**Tabel 3.4** performa *takeoff* dalam kondisi normal dan *tailwind*

No	Knot	0	5	10	15
1	$(S_g)_w$	849 m	773 m	697 m	621 m
2	w	20.948 kg	20.333 kg	19.308 kg	18.225 kg
3	Pengurangan Berat	0	615 kg	1.640 kg	2.723 kg

Kecepatan *tailwind* sebesar 0 diperoleh jarak *ground roll* 849 m, berat *take-off* 20.948 kg, pengurangan berat pesawat sebesar 0 (karena kondisi 5 normal tidak terpengaruh angin), pada kecepatan *tailwind* sebesar 5 kts diperoleh jarak *ground roll* 773 m, berat *take-off* 20.333 kg, pengurangan berat pesawat sebesar 615 kg, sedangkan kecepatan *tailwind* 10 kts diperoleh jarak *ground roll* 697 m, berat saat *take-off* 19.308 kg, pengurangan berat pesawat sebesar 1.640 kg, dan kecepatan *tailwind* sebesar 15 kts diperoleh jarak *ground roll* 621 m, berat *take-off* 18.225 kg, pengurangan berat pesawat sebesar 2.723 kg. Yang mengalami perubahan berbeda-beda saat *take-off* antara lain:  $(S_g)_w$ ,  $w$ , dan pengurangan berat pesawat.

### 3.4 Perbandingan dan Analisis

Berdasarkan hasil perhitungan performa *takeoff* terhadap variasi kecepatan *tailwind* pada anak sub bab sebelumnya, maka diperoleh data perbandingan berbentuk grafik seperti dibawah ini.



[3] *Federal Aviation Administration*, 2016, *Weight and Balance Handbook US: Department of Transportation*

[4] Fadholi, Akhmad, 2013, *Analisis Komponen Angin Landas Pacu (Runway) Bandara Depati Amir Pangkal pinang*, Jurnal Stasiun Meteorologi Pangkal pinang, No. 2, Vol. 13, 45 – 53

[5] Anderson, J.D. 1998, *Aircraft Performance and Design*, Mcgraw-Hill Education

[6] Roskam, Jan, 1985, *Airplane Design Part 1: Preliminary Sizing of Airplanes*, Ackers Distinguished Professor of Aerospace Engineering, USA: The University of Kansas

[7] Kristanto, Philip, 2020, *Fisika Dasar – Teori, Soal, dan Penyelesaian*, Yogyakarta: ANDI

[8] ATR CM Marketing, 2015 <https://skybrary.aero/bookshelf/books/3696.pdf> diakses pada tanggal 16 Desember 2020

[9] Departemen Perhubungan, 2019, <http://hubud.dephub.go.id/website/BandaraDetail.php?id=109> diakses pada tanggal 16 Desember 2020

