

Sementara baling-baling dapat diuji di terowongan angin , kinerjanya dalam penerbangan bebas mungkin berbeda. Di Langley Memorial Aeronautical Laboratory , EP Leslie menggunakan Vought VE-7s dengan mesin Wright E-4 untuk data penerbangan gratis, sementara Durand menggunakan ukuran yang diperkecil, dengan bentuk yang serupa, untuk data terowongan angin. Hasilnya diterbitkan pada tahun 1926 sebagai laporan NACA # 220.

b. Types of Propellers

Ada berbagai jenis atau kelas propeller, yang paling sederhana adalah bilah tetap dan baling-baling yang dapat disesuaikan ke tanah. Kompleksitas sistem baling-baling meningkat dari bentuk-bentuk yang lebih sederhana ke pitch yang dapat dikendalikan dan sistem kecepatan konstan konstants (sistem otomatis). Berbagai karakteristik dari beberapa jenis baling-baling dibahas dalam paragraf berikut, tetapi tidak ada upaya yang dilakukan untuk mencakup semua jenis baling-baling.

1. Fixed-Pitch Propeller

Fixed-Pitch Propeller memiliki pitch blade, atau sudut blade, yang dibangun ke dalam baling-baling. Sudut bilah tidak dapat diubah setelah baling-baling dibuat. Umumnya, baling-baling jenis ini terbuat dari kayu atau aluminium alloy.

Baling-baling dengan pitch tetap dirancang untuk efisiensi terbaik pada satu putaran dan kecepatan maju. Fixed-Pitch Propeller dirancang agar sesuai dengan serangkaian kondisi baik dari kecepatan pesawat juga engine dan setiap perubahan dalam kondisi ini mengurangi efisiensi baik baling-baling maupun mesin. Fixed-Pitch Propeller digunakan pada pesawat terbang dengan daya, kecepatan, jangkauan, atau ketinggian rendah. Banyak pesawat bermesin tunggal menggunakan Fixed-Pitch Propeller dan keuntungannya adalah lebih sedikit biaya dan pengoperasian sederhana. Baling-baling jenis ini tidak memerlukan input kontrol apa pun dari pilot dalam penerbangan.

2. Ground-Adjustable Propeller

Ground-Adjustable Propeller beroperasi sebagai baling-baling dengan pitch tetap. Pitch, atau sudut bilah, hanya dapat diubah bila baling-baling tidak berputar. Ini dilakukan dengan melonggarkan mekanisme penjepit yang menahan bilah di tempatnya. Setelah mekanisme penjepit dikencangkan, pitch sudu tidak dapat diubah dalam penerbangan untuk memenuhi persyaratan penerbangan

variabel. Baling-baling yang dapat disetel di darat tidak sering digunakan pada pesawat terbang masa kini.

3. Controllable-Pitch Propeller

Controllable-Pitch Propeller memungkinkan perubahan pitch blade, atau sudut, saat baling-baling berputar. Ini memungkinkan baling-baling untuk mengasumsikan sudut bilah yang memberikan kinerja terbaik untuk kondisi penerbangan tertentu. Jumlah posisi pitch dapat dibatasi, seperti dengan baling-baling yang dapat dikontrol dua posisi, atau pitch dapat disesuaikan dengan sudut antara pengaturan pitch minimum dan maksimum dari propeller yang diberikan. Penggunaan Controllable-Pitch Propeller juga memungkinkan untuk mencapai rpm engine yang diinginkan untuk kondisi penerbangan tertentu.

Baling-baling jenis ini jangan disamakan dengan baling-baling constant speed. Dengan tipe Controllable-Pitch Propeller, sudut blade dapat diubah dalam penerbangan, tetapi pilot harus mengubah sudut blade propeller secara langsung. Sudut bilah tidak akan berubah lagi sampai pilot mengubahnya.

4. Constant-Speed Propellers

Baling-baling memiliki kecenderungan alami untuk melambat saat pesawat climb dan menjadi lebih cepat saat pesawat descent karena beban pada mesin bervariasi. Untuk memberikan baling-baling yang efisien, kecepatan dijaga agar tetap konstan. Dengan menggunakan governor baling-baling untuk menambah atau mengurangi baling-baling, kecepatan engine dipertahankan konstan. Saat pesawat climb, sudut baling-baling berkurang cukup untuk mencegah kecepatan engine menurun. Mesin dapat mempertahankan output dayanya jika pengaturan throttle tidak berubah. Saat pesawat descent, sudut bilah meningkat cukup untuk mencegah kecepatan berlebih dan, dengan pengaturan throttle yang sama, output daya tetap tidak berubah. Jika pengaturan throttle diubah alih-alih mengubah kecepatan pesawat dengan climb atau descent, sudut blade bertambah atau berkurang sesuai kebutuhan untuk mempertahankan putaran engine yang konstan. Output daya (bukan rpm) berubah sesuai dengan perubahan dalam pengaturan throttle. Baling-baling yang dikontrol oleh gubernur,

kecepatan konstan mengubah sudut blade secara otomatis, menjaga rpm engine konstan.

Salah satu jenis mekanisme penggantian pitch dioperasikan oleh tekanan oli (secara hidrolik) dan menggunakan pengaturan piston-dan-silinder. Piston dapat bergerak di dalam silinder, atau silinder dapat bergerak di atas piston yang diam. Gerakan linear piston diubah oleh beberapa jenis hubungan mekanis yang berbeda menjadi gerakan putar yang diperlukan untuk mengubah sudut blade. Sambungan mekanis melalui roda gigi, mekanisme perubahan pitch yang mengubah root setiap blade. Setiap blade dipasang dengan bearing yang memungkinkan blade berputar untuk mengubah pitch.

5. Feathering Propellers

Feathering Propellers harus digunakan pada pesawat untuk mengurangi hambatan baling-baling ke minimum dalam satu atau lebih kondisi kegagalan engine. Feathering Propellers adalah baling-baling kecepatan konstan yang memiliki mekanisme untuk mengubah nada ke sudut sekitar 90° . Propeller biasanya Feathering ketika mesin gagal mengembangkan tenaga untuk memutar baling-baling.

Hampir semua Feathering Propellers menggunakan tekanan oli untuk membawa baling-baling ke counter pitch dan blade rendah, pegas, dan udara tekan untuk membawa bilah ke pitch tinggi. Karena bilah akan menuju ke Feathering selama shutdown, kait mengunci baling-baling di posisi pitch rendah ketika baling-baling melambat saat shutdown.

6. Reverse-Pitch Propellers

Baling-baling reversepitch adalah baling-baling yang dapat dikontrol di mana sudut blade dapat diubah ke nilai negatif selama operasi. Tujuan dari fitur pitch yang dapat dibalik adalah untuk menghasilkan sudut blade negatif yang menghasilkan gaya dorong yang berlawanan dengan arah maju normal.

4. Gaya Dorong (Thrust)

Menurut Staples, Gabriel. (2017) gaya dorong (thrust) berkaitan dengan gaya newton . Hukum ke-2 Newton menyatakan bahwa "gaya sama dengan percepatan kali massa:" $F = ma$. Pada kasus thrust tidak sesuai dengan yang dikatakan oleh hukumnya. Sebaliknya, ini hanya kasus yang sangat khusus dari Hukum ke-2 Newton. Hukum ke-2 Newton benar-benar menyatakan bahwa "gaya sama dengan laju waktu perubahan momentum," atau $F = d(mv) / dt$, di mana momentum adalah kecepatan

kali massa , atau mv . Dalam banyak kasus, massa konstan, sehingga dapat dihapus dari turunannya, dan dapat dituliskan ke dalam persamaan 1 sebagai berikut:

$$F = \frac{d(mv)}{dt} = \frac{mdv}{dt} = ma \dots\dots\dots 1$$

Persamaan 1: Hukum ke-2 Newton, di mana massa dipegang konstan.

Dimana: F = gaya (N)

dt = waktu (s)

$d(mv)$ = momentum (kg m/s)

m = massa (kg)

α = percepatan (m/ s^2)

Setelah menggunakan persamaan Newton 2 maka harus mengemukakan Hukum ke-3 Newton di sini, yang menyatakan bahwa "untuk setiap tindakan, ada reaksi yang sama dan berlawanan." Baling-baling menghasilkan gaya dorong dengan mempercepat molekul udara. Jika dapat mengukur percepatan setiap molekul udara dengan baling-baling, dan juga mengetahui massa masing-masing molekul yang dipercepat, maka daya dorong yang dihasilkan oleh masing-masing molekul udara adalah massa molekul dikalikan dengan percepatan molekul. Dorongan total baling-baling akan menjadi jumlah dari semua dorongan individu yang dihasilkan oleh semua molekul udara yang

dipercepat pada saat tertentu. Jika untuk mendapatkan $F = ma$ di atas, harus mengasumsikan bahwa massa setiap molekul adalah konstan. Maka hal ini menggunakan pendekatan kedua. Pendekatan kedua adalah mempertimbangkan laju aliran massa, atau \dot{m} . \dot{m} adalah turunan dari variabel sehubungan dengan waktu (wrt). Jadi, $\dot{m} = dm / dt$. Satuannya adalah kg / detik. Jika mengambil Hukum ke-2 Newton dan mempertahankan kecepatan setiap molekul konstan, sehingga mendapatkan persamaan 2 sebagai berikut:

$$F = \frac{d(mv)}{dt} = \left(\frac{dm}{dt}\right) v = \dot{m} v \dots\dots\dots 2$$

Persamaan 2: Hukum ke-2 Newton, di mana kecepatan dipertahankan konstan.

Dimana : $F =$ gaya (N)

$v =$ kecepatan (m/s)

$\dot{m} =$ laju aliran massa (kg/s)

Sekarang, pertimbangkan molekul udara untuk memiliki laju aliran massa melalui baling-baling, dengan kecepatan konstan. Ini adalah titik awal yang sangat umum untuk insinyur propulsi jet dan ilmuwan roket, karena persamaan ini sangat umum di kedua bidang tersebut. Ketika pesawat statis atau diam, kecepatan molekul udara yang melewati baling-baling berkontribusi pada gaya dorong karena molekul udara mulai diam, dan dipercepat dengan kecepatan ini. Oleh karena itu, propeller thrust

(F), untuk pesawat statis adalah:

$$F = \dot{m}v_e \dots \dots \dots \text{persamaan 3}$$

Persamaan 3: Gaya dorong (statis teoretis).

Dimana: F = gaya (N)

\dot{m} = laju aliran massa (kg/s)

V_e = kecepatan aliran udara yang disebabkan propeller
(m/s)

Ketika pesawat yang bergerak, bagaimanapun, hanya kecepatan udara yang disebabkan oleh udara yang dipercepat oleh baling-baling yang berkontribusi terhadap daya dorong. Sehingga, hanya perubahan kecepatan yang penting, dapat dituliskan dalam persamaan 4 sebagai berikut:

$$F = \dot{m}\Delta V = \dot{m}(V_e - V_{ac}) \dots \dots \dots 4$$

Persamaan 4: Gaya dorong (dinamis teoretis).

Dimana: F = gaya (N)

\dot{m} = laju aliran massa (kg/s)

V_e = kecepatan aliran udara yang disebabkan propeller
(m/s)

V_{ac} = aircraft airspeed (bukan kecepatan pada saat di
ground) (m/s)

Berdasarkan persamaan ini, karena kecepatan pesawat, V_{ac} , meningkat, dorong berkurang. Hal ini disebabkan oleh fakta bahwa kecepatan keluar baling-baling (atau kecepatan yang diinduksi) mendekati konstan, dan oleh karena itu hasil $(V_e - V_{ac})$ mendekati nol ketika kecepatan tertinggi pesawat tercapai. Karena \dot{m} sama dengan densitas udara dikalikan dengan luas penampang yang dilalui udara mengalir, dikalikan kecepatan udara, maka didapatkan persamaan 5:

$$\dot{m} = \rho A V_e, \rightarrow F = \rho A V_e (V_e - V_{ac}) = \rho A V_e^2 - \rho A V_e V_{ac} \dots\dots\dots 5$$

Persamaan 5: \dot{m} & gaya dorong.

- Dimana:
- \dot{m} = laju aliran massa (kg/s)
 - ρ = density udara (kg/m³)
 - A = luas penampang (m²)
 - V_e = kecepatan aliran udara yang disebabkan propeller (m/s)
 - V_{ac} = aircraft airspeed (bukan kecepatan pada saat di ground) (m/s)

A adalah area penampang, atau area disc rotor ditutupi oleh baling-baling berputar. Karena itu A adalah area lingkaran, maka dapat dituliskan dalam persamaan 6:

$$A = \frac{\pi d^2}{4} \dots\dots\dots 6$$

Persamaan 6: Luas lingkaran.

Dimana: d = diameter (m)

r = jari-jari (m)

A = luas penampang (m^2)

di mana r adalah jari-jari baling-baling, dan d adalah diameter baling-baling, dalam satuan meter. Mengganti dalam A di atas, maka didapatkan persamaan 7 untuk persamaan gaya dorong dinamis baling-baling teoritis:

$$F = \rho \frac{\pi d^2}{4} V_e^2 - \rho \frac{\pi d^2}{4} V_e V_{ac} \dots\dots\dots 7$$

Persamaan 7: Persamaan gaya dorong dinamis baling-baling teoritis dengan area yang disubstitusi dalam.

Dimana: F = gaya (N)

ρ = density udara (kg/m^3)

d = diameter (m)

V_e = kecepatan aliran udara yang disebabkan propeller (m/s)

V_{ac} = aircraft airspeed (bukan kecepatan pada saat di ground)
(m/s)

Menyederhanakan, dengan memfaktorkan jangka waktu area yang kita dapatkan, maka dapat dituliskan ke dalam persamaan 8:

$F = \rho \frac{\pi d^2}{4} (V_e^2 - V_e V_{ac})$ 8
---	---------

Persamaan 8: Perhitungan dorong dinamis baling-baling teoritis.

Dimana; F = gaya (N)

ρ = density udara (kg/m^3)

d = diameter (m)

V_e = kecepatan aliran udara yang disebabkan propeller (m/s)

V_{ac} = aircraft airspeed (bukan kecepatan pada saat di ground)
(m/s)

V_e adalah kecepatan keluar udara, atau kecepatan udara yang diinduksi oleh baling-baling, melalui baling-baling, dan V_{ac} adalah kecepatan pesawat (atau, lebih spesifik dan akurat, kecepatan freestream). F adalah dorong, ρ adalah kepadatan udara, dan d adalah diameter baling-baling.

V_e diasumsikan kira-kira sama dengan kecepatan pitch propeller. Pitch dari baling-baling RC adalah unit, biasanya dalam inci, dan mewakili jarak teoritis ke depan di mana baling-baling akan bergerak, berdasarkan sudut pitch, jika diputar tepat satu revolusi di udara. Kecepatan pitch semata-mata tergantung pada RPM baling-baling dan pitch, dituliskan pada persamaan 9 sebagai berikut:

$$V_{pitch}(mph) = RPM_{prop} \cdot Pitch_{prop}(in) \cdot \frac{1 ft}{12 in} \cdot \frac{1 mile}{5280 ft} \cdot \frac{60 min}{1 hr} \dots\dots\dots 9$$

Persamaan 9: Kecepatan pitch baling-baling.

Dimana: V_{pitch} = velocity pitch

RPM_{prop} = rotasi propeller per menit (rpm)

$pitch_{prop}$ = jarak perpindahan yang ditimbulkan satu rotasi propeller (inch)

Sekarang, bisa pasang kecepatan pitch (Persamaan. 9) ke Persamaan. 8, sebagai pengganti V_e , untuk mendapatkan estimasi awal untuk dorongan baling-baling. Jadi, inilah bagian yang sulit, tetapi pertama-tama, mengetahui tentang istilah kepadatan udara. Untuk mendapatkan kerapatan udara, ρ , bisa menggunakan hukum gas yang ideal, $P = \rho RT$. Dengan menggunakan persamaan ini, dapat menyelesaikan kerapatan, rho, lalu pasang P, R, dan T. sehingga mendapatkan P dan T, masing-masing, dengan mengukur tekanan udara statis dan suhu udara tempat baling-baling diuji. Jika tidak memiliki transduser tekanan absolut, atau barometer bisa mendapatkan data tekanan udara statis dari stasiun cuaca lokal, menggunakan persamaan 10:

$$P_{actual\ static\ at\ the\ w.s\ altitude} = P_{read\ from\ local\ w,s} \left(\frac{P_{std\ atmosphere\ at\ the\ w.s\ altitude}}{P_{std\ atmosphere\ at\ sea\ level}} \right) \dots\dots\dots 10$$

Dimana w_s = "stasiun cuaca.". Pastikan suhu di Kelvin, dan tekanan di Pascal. R adalah konstanta gas spesifik udara, atau 287 J / (kg * K). Persamaan ini sangat penting karena semua stasiun cuaca hanya menyediakan tekanan statis yang dikoreksi untuk ketinggian,

yang bertentangan dengan tekanan statis mentah yang sebenarnya. Karena letak wilayah pengujian terletak pada 8 m diatas permukaan laut maka kepadatan udara, $\rho = 1,225 \text{ kg / m}^3$.

Sekarang, atur V_{ac} ke nol, untuk perhitungan dorong statis, dengan semua bagian terpasang, dan diameter propeller, d , dan pitch, berada dalam satuan inci, dan gaya dorong (F), keluar dalam satuan dari newton (N). 0,0254 adalah faktor konversi untuk mengkonversi inci menjadi meter, karena ada 0,0254m / in, jadi dapat dituliskan dalam persamaan 11:

$$F = 1,225 \frac{\pi(0,0254 \cdot d)^2}{4} \left(RPM_{prop} \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ sec}} \right)^2 \dots\dots\dots 11$$

Persamaan 11: Final perhitungan dorong statis teoritis.

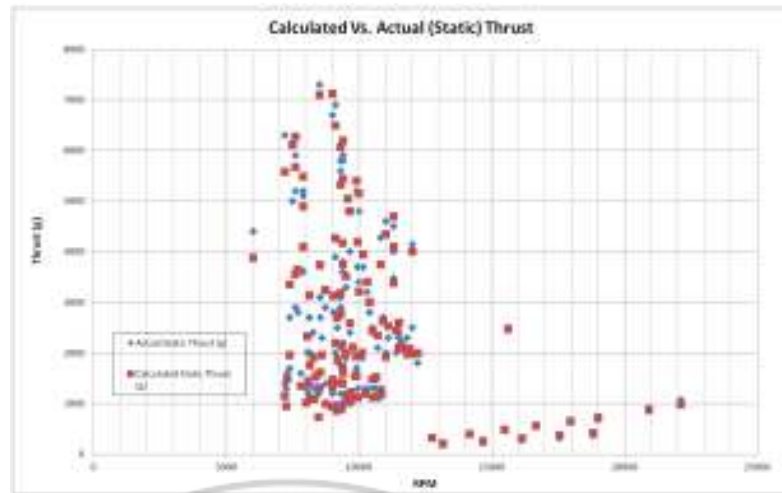
Dimana: F = gaya (N)

d = diameter (m)

RPM_{prop} = rotasi propeller per menit (rpm)

$pitch_{prop}$ = jarak perpindahan yang ditimbulkan oleh satu rotasi propeller (inch)

Apabila telah mendapatkan persamaan gaya dorong statis teoritis, pada titik ini siap menemukan empiris, atau berdasarkan data eksperimen, faktor koreksi untuk membuat persamaan gaya dorong akurat. Dilakukan beberapa eksperimen untuk mendapatkan gaya dorong yang akurat. Didapatkan 149 titik seperti pada gambar 2.1



Gambar 2.4 149 Poin data dari dorongan statis aktual vs terhitung.

Sumber : Gabriel Staples (2017)

Hasil eksperimen menyatakan bahwa nilai aktual dan nilai yang menggunakan persamaan 11 memiliki selisih, untuk memperbaiki persamaan 11 maka dapat dihipotesiskan bahwa daya dorong, dan juga efisiensi, dari suatu prop harus terkait dengan diameternya terhadap rasio pitch, karena diameter propeller secara langsung mempengaruhi kecepatan insiden (tangensial) (dan karenanya juga tekanan dinamis dan bilangan Reynold) dari udara yang menyerang blade pada lokasi tertentu dari jarak radial, r , dari hub. Karenanya, alat peraga berdiameter lebih besar tidak hanya akan meningkatkan daya dorong, tetapi juga meningkatkan efisiensi di atas propeller dengan pitch yang sama tetapi dengan diameter yang lebih kecil, karena Re akan lebih tinggi (dan aliran tetap lebih melekat) saat meningkatkan r . Namun, pitch juga harus memengaruhi tidak hanya gaya dorong tetapi juga efisiensi. Setiap dua

propeller dengan tipe dan diameter yang sama, tetapi pitch yang berbeda, propeller dengan pitch yang lebih rendah akan memiliki angle of attack yang lebih rendah daripada propeller dari pitch yang lebih tinggi.

Sudut serang insiden yang lebih rendah berarti attachment aliran yang lebih baik, pemisahan yang lebih sedikit, drag yang diinduksi lebih sedikit, dan juga drag profil / tekanan drag yang lebih sedikit. Oleh karena itu, baling-baling dengan diameter dan pitch yang lebih tinggi harus lebih efisien, untuk kaitan diameter dan pitch rasionya adalah konstan kemudian gunakan "goal seek" di Excel pada konstanta ini, untuk mencari tahu berapa nilai konstanta itu untuk memberi deviasi terendah dari gaya dorong statis terhitung dari daya dorong statis aktual. Pada titik ini, persamaannya terlihat seperti ini, di mana mencari tujuan untuk menemukan nilai optimal untuk konstanta empiris yang tidak diketahui, sehingga dapat dituliskan ke dalam persamaan 12:

$$F = 1,225 \frac{\pi(0,0254 \cdot d)^2}{4} \left(RPM_{prop} \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ sec}} \right)^2 \cdot k \left(\frac{d}{pitch} \right)$$

..... 12

Persamaan 12: Upaya pertama untuk menemukan faktor koreksi empiris, k * (d / pitch), dalam hal ini, menggunakan "goal-seek" di Excel untuk mengoptimalkan k

Dimana: F = gaya (N)

d = diameter (m)

RPM_{prop} = rotasi propeller per menit (rpm)

$pitch_{prop}$ = jarak perpindahan yang ditimbulkan oleh satu

rotasi propeller (inch)

k = konstanta

Setelah dilakukan percobaan, hubungan d / pitch dengan gaya dorong statis adalah nonlinier, jadi ditambahkan konstanta kedua untuk meningkatkan rasio diameter ke pitch terhadap daya, seperti yang ditunjukkan pada persamaan 13:

$$F = 1.225 \frac{\pi(0.0254 \cdot d)^2}{4} \left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ sec}} \right)^2 \cdot \left(k_1 \frac{d}{pitch} \right)^{k_2} \dots\dots\dots 13$$

Persamaan 13: Upaya empiris kedua, kali ini dengan dua konstanta empiris yang tidak diketahui, k1 dan k2

Dimana: F = gaya (N)

d = diameter (m)

RPM_{prop} = rotasi propeller per menit (rpm)

$pitch_{prop}$ = jarak perpindahan yang ditimbulkan oleh satu rotasi propeller (inch)

k_1 = koefisien konstanta

k_2 = konstanta daya

k_1 adalah "koefisien konstan", dan k_2 adalah "konstanta daya" untuk menentukan kedua konstanta dilakukan beberapa percobaan sehingga menghasilkan $k_1 = 1.5$ dan $k_2 = \frac{1}{3.29546}$ untuk meminimalkan kesalahan rata-rata antara nilai gaya dorong persamaan ini dan aktual pada 149 titik data. Sehingga dapat dituliskan dalam persamaan 14 sebagai berikut:

$$F = 1,225 \frac{\pi(0,0254 \cdot d)^2}{4} \left(RPM_{prop} \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ sec}} \right)^2 \cdot \left(\frac{d}{3,29546 \cdot pitch} \right)^{1.5} \dots\dots\dots 14$$

Persamaan 14: Persamaan dorong statis akhir, dengan faktor koreksi empiris

Dimana: F = gaya (N)

d = diameter (m)

RPM_{prop} = rotasi propeller per menit (rpm)

$pitch_{prop}$ = jarak perpindahan yang ditimbulkan oleh satu rotasi propeller (inch)

Setelah mengetahui persamaan gaya dorong statis akhir, maka untuk menentukan gaya dorong dinamis akhir dengan menambahkan V_{ac} (merujuk pada persamaan 8) V_{ac} pada persamaan ini diganti dengan V_0 , maka bisa dituliskan ke dalam persamaan 15 sebagai berikut :

$$F = 1,225 \frac{\pi(0,0254 \cdot d)^2}{4} \left\{ \left(RPM_{prop} \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ sec}} \right)^2 - \left(RPM_{prop} \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ sec}} \right) \cdot V_0 \right\} \cdot \left(\frac{d}{3,29546 \cdot pitch} \right)^{1.5} \dots\dots\dots 15$$

Persamaan 15 : persamaan final empiris gaya dorong dinamis

Dimana: F = gaya (N)

d = diameter (m)

RPM_{prop} = rotasi propeller per menit (rpm)

$pitch_{prop}$ = jarak perpindahan yang ditimbulkan oleh satu rotasi propeller (inch)

V_0 = aircraft airspeed (bukan V pada saat di ground) (m/s)