



**Metoda *Short Takeoff Landing* (Studi Kasus Prestasi Terbang *Takeoff-Landing* Pesawat Udara Turbo Prop CN235)**

***The Short Takeoff Landing Method (CN235 Turbo Prop Field Performance Test Case Study)***

**Sayuti Syamsuar**

Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT)  
email: sayuti.syamsuar@bppt.go.id

**INFO ARTIKEL**

**Histori Artikel:**

Diterima: 7 Mei 2015  
Direvisi: 30 Mei 2015  
Disetujui: 10 Juni 2015

**Keywords:**

*short take-off landing, height, distance, performance, engine, pilot, flap*

**Kata kunci:**

*short takeoff landing, tinggi, jarak, performance, engine, pilot, flap*

**ABSTRACT / ABSTRAK**

*The aircraft category of Short Take-Off Landing, in general, including lightweight aircrafts with take-off weight between 20.000 lb (9.072 kg) and 50.000 lb (22.680 kg) and capable in exceeding 50 ft (15 m) obstacle height with only 1.500 ft (450 m) of take-off and landing distance. There are, at least, three general requirements that have to be considered in order to develop this category of aircraft; high aerodynamic performance, powerful engine, qualified skill of pilot, and also the strength of aircraft structure that can sustain heavy load. As for the study case, the author used the flight performance data of CN235-100 (serial N-16) Short Field Landing with 23<sup>o</sup> flap that was tested in Indonesian Aerospace Industry in 1996 for its trade-off performance. There was also rejected take-off or accelerate stop distance test with 10<sup>o</sup> flap and full throttle where one of the engine, then suddenly, shut down in order to achieve critical condition and later the power of the another engine being reduced by the pilot so that the aircraft can stop at the end of the runway. Several pilot recommendations are given in the conclusion chapter.*

Pesawat dengan kategori *Short Take-Off Landing* pada umumnya adalah pesawat ringan yang mempunyai berat *take-off* antara 20.000 lb (9.072 kg) hingga 50.000 lb (22.680 kg) dengan kemampuan melewati rintangan setinggi 50 ft (15 m) untuk jarak *take-off* dan *landing* sejauh 1.500 ft (450 m). Pengembangan pesawat dengan kategori tersebut perlu memperhatikan tiga persyaratan umum yaitu kemampuan aerodinamika yang tinggi, tenaga mesin yang besar, dan teknik pilot yang baik yang disertai dengan kekuatan struktur yang mampu menahan beban berat. Pada studi kasus ini, penulis menggunakan data prestasi terbang *Short Field Landing* pesawat CN235-100 (serial N-16) dengan menggunakan flap 23<sup>o</sup> pada saat pengujian *performance trade-off* di PT Dirgantara Indonesia pada tahun 1996. Pengujian tersebut juga termasuk uji *rejected take-off* atau *accelerate stop distance* dengan menggunakan flap 10<sup>o</sup> pada tenaga penuh dimana kemudian salah satu mesin dimatikan untuk mencapai kondisi kritis dan pilot mengurangi daya propulsi mesin lainnya untuk dapat berhenti di ujung landasan. Beberapa rekomendasi pilot diberikan pada bagian kesimpulan.

## PENDAHULUAN

Pada awalnya PT. Industri Pesawat Terbang Nusantara, Bandung telah melakukan kerjasama dalam pembuatan pesawat udara angkut penumpang dan barang dengan pihak CASA, Spanyol, sehingga menghasilkan pesawat udara CN235 pada tahun 1983. Setelah 12 tahun kemudian, asosiasi perusahaan penerbangan ini mengembangkan kemampuan prestasi terbang pesawat udara CN235 menjadi pesawat udara CN235-100, dimana dengan ada penambahan daya mesin dan penggunaan sayap dengan karakteristik *high lift* akan meningkatkan kemampuan *takeoff* dan *landing* pada jarak yang lebih pendek dari kondisi sebelumnya. Metoda dan teknik uji terbang untuk mendapatkan jarak *takeoff* dan *landing* yang lebih pendek disebut dengan singkatan *STOL* (*Short Takeoff and Landing*).

**Tujuan** dari penelitian ini adalah membahas prestasi terbang *takeoff* dan *landing* pesawat udara CN235-100 untuk menghasilkan kinerja terbang yang lebih baik dan mendapatkan jarak *takeoff* dan *landing* yang lebih pendek, sehingga pesawat udara versi militer atau kargo ini dapat mendarat dan mengudara di landasan pacu yang lebih pendek, seperti bandara Perintis di Tanah Air.

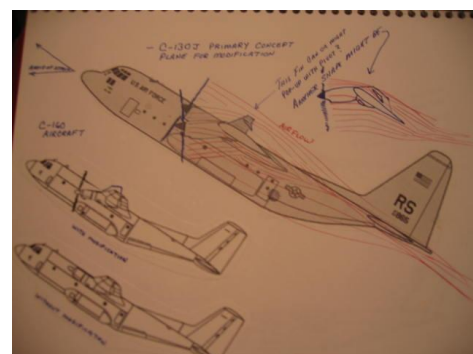
Metoda yang dikembangkan untuk keperluan tersebut diatas dapat menggunakan beberapa cara, misalnya dengan penggunaan *flap* dan *slot* yang berlapis-lapis, peralatan *high lift devices* dan penggunaan sayap yang lebar. Atau, penggunaan *power* yang lebih besar sehingga, memperbesar akselerasi dan kemudian Pilot membentuk sudut tanjakan ( $\gamma = \text{climb gradient}$ ) yang lebih besar saat mulai mengudara dan sering menghasilkan *drag* yang lebih besar saat terbang mendarat. Pada penelitian ini, digunakan teknik uji terbang dari Pilot serta menggunakan *setting power* dan *brake*.

Latar belakang penelitian ini, adalah pengembangan kemampuan analisis khususnya dalam bidang prestasi terbang pesawat udara *turbo prop* dalam kebutuhan *payload* dan jumlah penumpang terhadap perkembangan teknologi baru, dalam kasus ini pesawat udara CN235-100. Persoalan persoalan teknis di lapangan, seperti keberadaan landasan pacu yang pendek di daerah terpencil, membuat para perancang berpikir keras agar memenuhi

standar regulasi keselamatan penerbangan. Pada daerah Asia dan Afrika, sangat diminati pesawat udara jenis C212 dan dalam waktu dekat, adalah kemunculan pesawat N-219. Pada dekade 1995, diperkenalkan pesawat udara baru dengan versi militer, yaitu pesawat udara CN235-100 dengan kemampuan *STOL* yang lebih baik. Pesawat ini telah dipesan untuk mengangkut pasukan militer oleh TNI-AU Republik Indonesia dan pasukan militer Diraja Malaysia. Beberapa skenario pengujian yang terdapat dalam *mission profile* adalah adanya beberapa pengujian terbang *Short Field Landing* dan *Rejected Takeoff* pada fase pengembangan prestasi terbang yang dilakukan 19 tahun yang lalu di Divisi *Flight Test Center*, PT. Industri Pesawat Terbang Nusantara, Bandung.

## TINJAUAN PUSTAKA

Pada bagian ini dibahas beberapa metoda analisis dan praktek uji terbang di lapangan berdasarkan konsep Aerodinamika, Struktur dan Propulsi sebagai tinjauan pustaka. Sesuai dengan kebutuhan operasional, para perancang akhirnya mengembangkan kemampuan pesawat menggunakan konsep *STOL*. Sebagai referensi dalam penelitian ini, dipilih beberapa pesawat berukuran besar dan bermesin *turbo prop*, seperti pesawat udara *C-130J Hercules* dan *C-160*, yang di sketsa seperti Gambar 1.



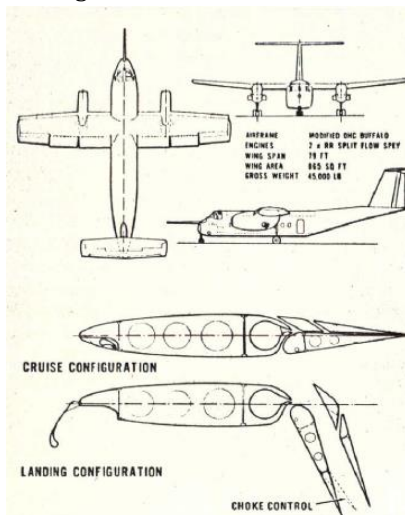
**Gambar 1** Pesawat udara *C 130 Hercules*.

(Sumber: *Pilot Guide to Takeoff Safety*)

Pesawat ini terkenal sebagai pesawat angkut barang (*cargo*) dengan prestasi terbang yang luar biasa di lapangan. Akibat perubahan sudut sumbu x mesin mengakibatkan aliran udara ke belakang berubah drastis dan menghantam sayap belakang dan memberikan efek *downwash* yang tidak diinginkan. Efek

aliran udara dari sayap utama ke sayap belakang atau *downwash* dapat mengganggu kestabilan pesawat udara pada matra longitudinal. Konsep ini masih terus dikembangkan tanpa batas waktu, dan ditujukan hanya untuk pesawat *turbo-propeller*. Metoda yang sama dilakukan juga untuk pesawat *jet cargo* dan *military airlift*.

Contoh yang lain, adalah penggunaan *augmentor wing* pada pesawat udara “*Buffalo*” seperti terlihat pada Gambar 2, dimana konfigurasi *landing* menggunakan berlapis-lapis *slot* pada *flap*. Sehingga, saat *landing* mempunyai *high lift* dan kecepatan menjadi lebih rendah untuk mempersingkat jarak *landing*.



**Gambar 2** Pesawat udara “*Buffalo*” dengan *augmentor wing*.  
(Sumber: *Pilot Guide to Takeoff Safety*)

Pada contoh lain, adalah pembuatan bentuk struktur yang kompleks yang dilengkapi dengan *nozzle* untuk meniup udara menuju pada pusat *channel* di *flap*, sehingga mempengaruhi gaya angkat aerodinamika (tidak diperlihatkan dalam tulisan ini).

Pada Gambar 3, diperlihatkan aplikasi semburan *jet* pada bagian pangkal sayap (*inner wing*) pada pesawat udara *C-130J Hercules*.



**Gambar 3** Pesawat *C 130 Hercules* dengan semburan *jet*.

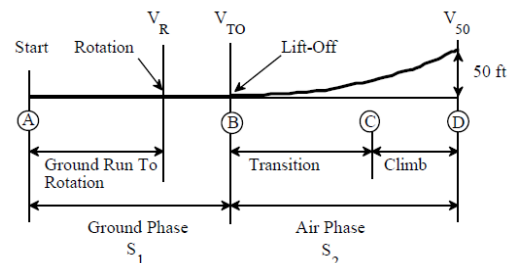
(Sumber: [http://www.E\\_STOL and V\\_STOL](http://www.E_STOL and V_STOL))

### Normal Takeoff

Data evaluasi prestasi terbang pesawat udara fase *takeoff* dijelaskan melalui 2 (dua) fase, yaitu di darat dan di udara. Fase di darat dimulai saat *brake release* (rem dilepaskan) dan tenaga penuh (*full power*) diikuti gerak rotasi dan kemudian ada indikasi bahwa pesawat udara mulai mengudara (*airborne*).

Fase *takeoff* di udara, yaitu mulai saat pesawat udara meninggalkan landasan pacu (*liftoff*) sampai mencapai ketinggian terbang 50.0 *feet*, dimana pesawat udara dalam keadaan stabil dan sudut penanjakan yang konstan. Fase mengudara ditandai dengan keadaan transisi dan keadaan *steady* menanjak sampai ke ketinggian 50.0 *feet*.

Pada Gambar 4 diperlihatkan fase *takeoff* dengan beberapa lintasan terbang dari suatu pesawat udara. Mulai dari diam, melakukan gerak rotasi, *liftoff* dan kemudian mengudara serta terbang menanjak dengan tenaga penuh.



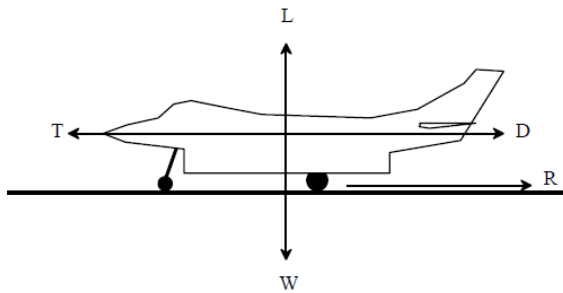
**Gambar 4** Lintasan fase *takeoff* pesawat udara.

(Sumber: Gerald G. G, et al (1992), *Fixed Wing Performance*)

dimana,

- S<sub>1</sub> : jarak fase di tanah [m]
- S<sub>2</sub> : jarak fase di udara [m]
- V<sub>R</sub> : kecepatan rotasi [KIAS]
- V<sub>TO</sub> : kecepatan takeoff [KIAS]
- V<sub>50</sub> : kecepatan pada ketinggian 50 feet [KIAS]

Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat udara saat melakukan *takeoff* pada Gambar 5 dibawah ini.



**Gambar 5** Gaya yang bekerja saat *takeoff*. (Sumber: Gerald G. G, et al (1992), *Fixed Wing Performance*)

dimana,

- T : gaya *Thrust* (propulsi) [Newton]
- W : gaya Berat [Newton]
- L : gaya angkat Aerodinamika [Newton]
- D : gaya hambat sayap terhadap udara [N]
- R : gaya hambat roda terhadap tanah [N]

Pada Gambar 5 diatas, terlihat gaya-gaya seperti gaya angkat (L), gaya propulsi (T), gaya hambat oleh udara (D) dan gaya Gesek antara roda dengan landasan pacu.

Persamaan untuk menghitung gaya Gesek :

$$R = \mu(W - L) \quad (1)$$

dimana,

- $\mu$  : koefisien gaya gesek

**Persamaan untuk menghitung jarak *takeoff* di darat**

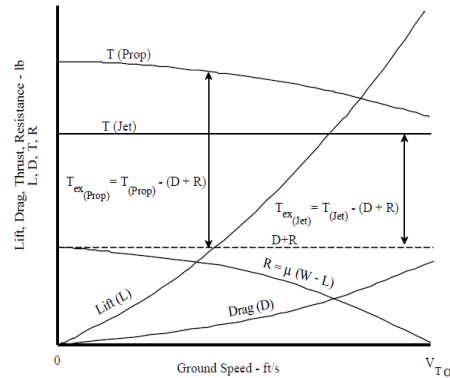
Persamaan menggunakan keseimbangan gaya pada Hukum *Newton* ke dua:

$$S_1 = \frac{WV_{TO}^2}{2g[T - D - \mu(W - L)]_{avg}} \quad (2)$$

dimana,

- g : gaya gravitasi [m det<sup>-1</sup>]
- S<sub>1</sub> : jarak *takeoff* di darat [meter]

Penggambaran persamaan matematika fase *takeoff* diperlihatkan oleh Gambar 6.



**Gambar 6** Gaya *Lift, Drag, Thrust* versus kecepatan pesawat saat *takeoff*. (Sumber: Gerald G. G, et al, (1992), *Fixed Wing Performance*)

Kurva variasi dari gaya-gaya seperti gaya Propulsi, gaya angkat aerodinamika, gaya hambat aerodinamika, gaya Gesek di landasan pacu yang bekerja pada Tata Acuan Koordinat (TAK) sumbu benda pesawat udara saat *takeoff* versus kecepatan di permukaan tanah.

**Persamaan untuk menghitung jarak *takeoff* di udara**

Persamaan yang diperoleh dari keseimbangan gaya pada Hukum *Newton* kedua, adalah:

$$S_2 = \frac{W(\frac{V_{50}^2 - V_{TO}^2}{2g} + 50)}{(T - D)_{avg}} \quad (3)$$

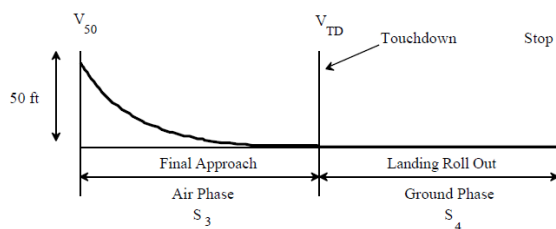
dimana,

- S<sub>2</sub> : jarak *takeoff* di udara

**Normal Landing**

Evaluasi data untuk uji prestasi terbang *landing*, juga mempunyai 2 (dua) fase yaitu fase saat di udara yang dimulai dari ketinggian 50.0 feet sampai pesawat udara touchdown di landasan pacu sebagai final *approach* dan fase di darat yaitu saat *touchdown* di landasan pacu sampai dengan berhenti penuh di ujung landasan pacu

sebagai *Landing Roll Out*. Fenomena ini diperlihatkan oleh Gambar 7.



**Gambar 7** Fase *landing* dari pesawat udara. (Sumber: Gerald G. G, et al, (1992), *Fixed Wing Performance*)

dimana,

- S<sub>3</sub> : jarak fase *landing* di udara [meter]
- S<sub>4</sub> : jarak fase *landing* di darat [meter]
- V<sub>TD</sub> : kecepatan saat *touchdown* [KIAS]
- Stop : berhenti

**Persamaan untuk menghitung jarak di udara saat Normal Landing**

Persamaan yang diperoleh untuk menghitung jarak *landing* di udara, S<sub>3</sub> adalah:

$$S_3 = \frac{W \left( \frac{V_{TD}^2 - V_{50}^2}{2g} - 50 \right)}{(T - D)_{avg.}} \quad (4)$$

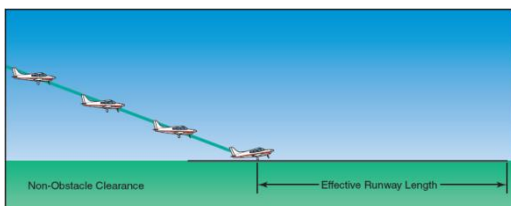
**Persamaan untuk menghitung jarak di darat saat Normal Landing**

Persamaan yang diperoleh untuk menghitung jarak *landing* di darat, S<sub>4</sub> adalah:

$$S_4 = \frac{-WV_{TD}^2}{2g[T - D - \mu(W - L)]_{avg.}} \quad (5)$$

**Short Field Landing**

Metoda perhitungan uji **Short Field Landing** sama dengan **normal Landing**. Perhatikan Gambar 8 tentang pendaratan di lapangan pendek dengan pengereman penuh.

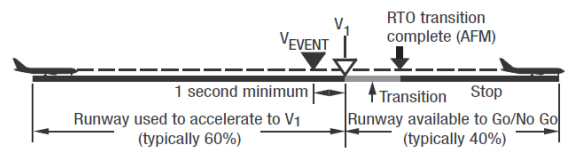


**Gambar 8** Mendarat pada lapangan pendek. (Sumber: *Short Field Approach and Landing*)

Pendekatan stabilisasi sudah dimulai pada ketinggian 500 feet AGL (*Above Ground Level*). Kecepatan yang disarankan menggunakan 1.3 V<sub>stall</sub>. Usahakan tidak ada pengaruh turbulensi. Perhatikan dari layar kaca Pilot sebagai pengambilan titik referensi, kemudian pesawat *touchdown* dengan kecepatan minimum.

**Rejected Takeoff (RTO)**

Metoda perhitungan uji *Rejected Takeoff* adalah kegagalan normal *Takeoff*. Perhatikan Gambar 9 tentang kegagalan fase *takeoff*.



**Gambar 9** RTO pada AFM Amendment 25-92. (Sumber: *Pilot Guide to Takeoff Safety*)

**Accelerate-Stop Distance** atau **Rejected Takeoff**,

adalah jarak yang diperlukan untuk mengakselerasi semua mesin yang beroperasi dan saat salah satu mesin tiba-tiba mati, dimana V<sub>EVENT</sub> adalah satu detik sebelum saat V<sub>1</sub> terjadi, menghasilkan konfigurasi pengereman untuk membuat pesawat udara berhenti dengan menggunakan *maximum wheel braking*. Keadaan yang terjadi saat itu, pesawat mengalami penurunan kecepatan secara drastis.

*Reverse thrust* tidak digunakan ketika mendefinisikan *FAR accelerate-stop distance* (seperti terlihat pada Gambar 9 di atas), kecuali ketika landasan pacu basah, untuk sertifikasi dibawah *FAR Amendment 25-92*.

**METODOLOGI**

Waktu pelaksanaan program *tradeoff performance study* uji terbang *field performance test* oleh Divisi *Flight Test Center*, PT. Industri Pesawat Terbang Nusantara, Bandung yang telah berhasil dilaksanakan adalah pada bulan Maret, April dan Mei tahun 1996, di Bandar Udara Husein Satra Negara, Bandung dan Bandar Udara Soekarno-Hatta, Cengkareng. Pada saat uji terbang perdana pesawat prototip CN235-100 N-16 pada tahun 1995, maka Pilot melakukan uji *taxiing* terlebih dahulu, dan kemudian, mengikuti prosedur standar sebagai berikut:

- Pilot menginspeksi keadaan pesawat udara

terlebih dahulu, dan kemudian memeriksa peralatan radio komunikasi. Mesin, rem dan roda pendarat dalam keadaan baik, cuaca baik dan tidak ada *cross wind* (angin menyamping) serta tidak ada lalu lintas penerbangan lain saat pengujian berlangsung. Pengujian berlangsung di pagi hari dan biasanya dimulai dibawah jam 10:00 wib, dimana angin dan cuaca saat itu tenang. Kemiringan landasan pacu sebesar nol derajat membuat gaya angkat aerodinamika pesawat tidak bertambah atau berkurang, seperti keadaan di Bandar udara Soekarno-Hatta, Cengkareng, sedangkan landasan pacu membentuk sudut di Bandar udara Husein Sastra Negara, Bandung.

- Lakukan uji *taxiing* dengan penambahan kecepatan sebesar 5.0 *knots*, mulai dari kecepatan 30.0 *knots* dan berakhir pada kecepatan 50.0 *knots*. Pastikan bahwa *aileron*, *rudder* dan *elevator* dalam keadaan berfungsi baik pada saat itu dan semua data pada indicator di kokpit juga menunjukkan harga yang benar. Demikian juga, jika pesawat udara ini dilengkapi *on board data acquisition* dan *telemetry*, semua data yang dikirim ke *Mission Control* dapat diterima dengan baik dan nilai yang benar. Pastikan bahwa dengan radio komunikasi antara *Tower* dan *Observer* juga sudah terhubung dengan baik saat pelaksanaan uji terbang. Data pendukung dari *Specialist* berasal dari hasil perhitungan teoritis *drag polar* dan hasil uji terowongan angin terhadap model tiga dimensi pesawat udara.
- *Test Pilot* sudah mempunyai data perhitungan awal dalam catatan *Flight Test Card* yang selalu dibawanya saat uji terbang. Pelaksanaan uji terbang selalu diawali dengan *briefing* terlebih dahulu. Apabila semua data seperti posisi titik pusat gravitasi dan berat maksimum pesawat udara sudah terpenuhi, maka dilakukan pengujian *runway hopping*, dimana pada kecepatan (45.0 – 65.0) *knots* membuat hidung pesawat udara mulai mengalami rotasi.
- Pilot kemudian mengurangi *power*, sehingga kecepatan menjadi berkurang dan akhirnya hidung pesawat turun lagi dan kecepatan terus berkurang dan kemudian roda pesawat udara menyentuh dan berhenti di ujung landasan pacu. Pada tulisan ini penulis

melakukan analisa data uji terbang *Short Field Landing* pesawat udara CN235-100 untuk keperluan *Unpaved runway* di bandara Astra Kestra, Lampung, dan uji terbang *Rejected Takeoff* di Bandar udara Hussein Sastranegara, Bandung, serta beberapa uji lainnya.

- Semua data uji terbang direkam dalam pita rekaman dan ditampilkan dalam bentuk kurva *time histories* (t) secara *quick look* dan kemudian dilakukan perhitungan berdasarkan model matematika persamaan gerak Hukum *Newton* kedua untuk menghasilkan jarak total *takeoff* dan *landing*. Beberapa konfigurasi berat, posisi titik pusat gravitasi, *c.g* dan elevasi dari landasan pacu diujikan untuk memenuhi syarat sertifikasi berdasarkan *Federal Aviation Regulation (FAR)*, part 25. Beberapa pengujian tentang *Rejected Takeoff* sebagai keadaan gagal melakukan *takeoff* dan *Short Field Landing* sebagai penggunaan *maximum brake* dan *reverse thrust* untuk pengereman sehingga menghasilkan jarak mendarat yang lebih pendek di landasan pacu Perintis.
- *Short Landing Field* dan *Rejected Takeoff* ini diperlukan untuk memenuhi standar Internasional *Federal Aviation Airworthiness (FAA)* dimana berguna untuk keperluan *STOL* pada landasan pacu Perintis di daerah-daerah terpencil. Terdapat beberapa metoda perhitungan jarak *takeoff* dan *landing* seperti penggunaan metoda *grid*, yaitu dengan memasang *runway marker* dipinggir landasan pacu disertai pemotretan dan perekaman video, sehingga diperoleh jarak *takeoff* dan *landing* secara geometri *grid*.
- Metoda analisis yang digunakan dalam tulisan ini, adalah rumusan matematika berdasarkan data yang terukur oleh sistem sensor, instrumentasi dan peralatan data akuisisi seperti komputer, dengan error sekecil mungkin; dan kemudian digunakan pada analisis data untuk menghitung jarak *takeoff* dan *landing* yang terjadi sesuai regulasi.
- Jarak *takeoff* atau *landing* di darat ditambah jarak *takeoff* atau *landing* di udara merupakan jarak total *takeoff* atau jarak *landing*. Biasanya metoda perhitungan ini digunakan orang untuk fase pengembangan, bukan untuk proses sertifikasi. Pada fase

Sertifikasi, para ahli masih menggunakan metoda *grid*. Semakin pendek jarak *takeoff* dan *landing*, maka semakin baik prestasi terbang pesawat udara tersebut dan banyak diminati oleh *airliner*. Landasan pacu yang digunakan semakin pendek, sehingga, pesawat udara tersebut mempunyai daya saing tinggi. Pengujian dilakukan beberapa *run*, sehingga data ini membantu dalam pembuatan *Airplane Flight Manual (AFM)* sebagai pegangan Pilot, apabila pesawat sudah laik terbang. Faktor yang paling menentukan dalam memperpendek jarak *takeoff* atau *landing* adalah teknik uji terbang dari *Test Pilot* yang tidak diuraikan disini, karena menyangkut kemahiran dari Pilot tersebut dalam menerbangkan pesawat sebagai proses uji terbang di lapangan. Program uji terbang adalah untuk menentukan sudut *flap* optimum saat *takeoff* pada uji *Rejected Takeoff* dan saat *landing* pada uji *Short Field Landing* yang menghasilkan jarak terpendek.

Pada Gambar 10 terlihat pesawat udara CN235-100 sedang bersiap-siap untuk melakukan *takeoff*. Pesawat ini telah melakukan banyak uji terbang sehubungan dengan *STOL* di Indonesia.



**Gambar 10** Pesawat udara CN235-100 sedang melakukan *takeoff*.  
(Sumber: S. Syamsuar, 2013)

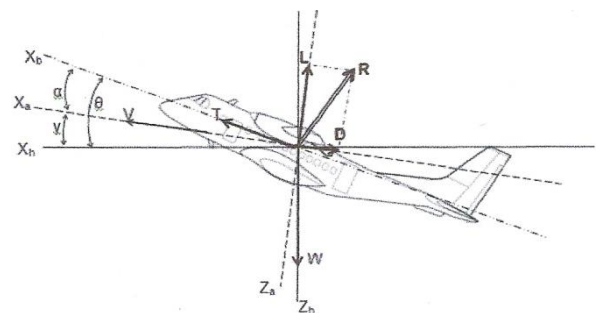
Pada Gambar 11 adalah pesawat udara C295 buatan Spanyol berkapasitas angkut 95 orang mempunyai teknik *STOL* seperti yang dimiliki oleh pesawat udara CN235-100.



**Gambar 11** Pesawat udara C295 saat belok.  
(Sumber: S. Syamsuar, 2013)

## HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada saat melakukan *takeoff*, tenaga pesawat udara CN235-100 menggunakan *power takeoff*, dimana teknik uji terbang Pilot dalam menerbangkan pesawat udara menggunakan sudut *best climb gradient* ( $\gamma$ ) saat pesawat udara mulai mengudara dan menanjak, kemudian terbang mendatar. Gaya gaya dan momen momen yang bekerja pada pesawat udara saat terbang menanjak di Tata Acuan Koordinat di sumbu stabilitas pesawat udara CN235-100, seperti terlihat pada Gambar 12.



**Gambar 12** Sistem TAK stabilitas pesawat udara CN235.  
(Sumber: S. Syamsuar, 2013)

Hasil analisis data berdasarkan uji terbang pesawat udara CN235-100 untuk *Field Performance test* pada *tradeoff study* menggunakan data hasil pengukuran sensor di *OBDAS*. Data analisis yang disampaikan dalam tulisan ini, adalah *Short Field Landing* dan *Rejected Takeoff*, seperti pada Tabel 1 untuk hasil uji terbang *Short Field Landing* dan Tabel 2 untuk hasil uji terbang *Rejected Takeoff* dari pesawat udara CN235-100 versi militer.

**Tabel 1 Short Field Landing (All Engine Operative)**

pada  $flap = 23^0$

Weight kg	CG % MAC	$V_{REF}$ KIAS	$V_{TD}$ KIAS	$V_{BRAKE}$ KIAS	$S_{AT}$ m	$S_{GT}$ m
14375	16	100.8	91.6	71.6	498	579
14160	16	97.6	90.8	75.2	410	756
14008	16	97.8	87.8	76.2	480	640
13121	16	92.8	84.6	75.4	477	936
12992	16	86.5	82.5	65.7	331	807

(Sumber: S. Syamsuar, et al. 1996)

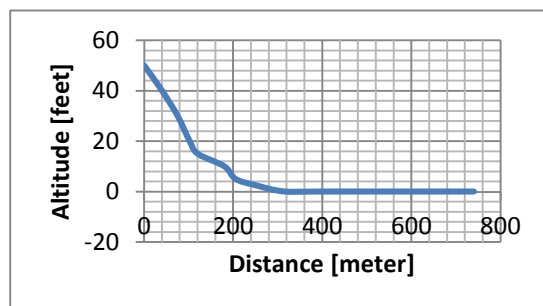
dimana,

$S_{AT}$  : jarak Landing di udara

$S_{GT}$  : jarak Landing di darat

$V_{REF}$  : kecepatan Refusal

Pada Gambar 13 diperlihatkan contoh kurva kejadian (t) dari hasil uji terbang *Short Field Landing* pesawat udara CN235-100 dengan  $MTOW = 12.801$  kg dan titik pusat gravitasi,  $C.G = 16$  %.



**Gambar 13** Kurva kejadian (t) *Short Field Landing*.

(Sumber: S. Syamsuar, 2013)

**Tabel 2 Rejected Takeoff pada  $flap = 10^0$**

Weight kg	CG % MAC	$V_{EFT}$ KIAS	$V_1$ KIAS S	$V_{BRAKE}$ KIAS	$S_1$ m	$S_T$ m
14951	20	89.3	98.9	93.8	503	1087
14828	20	83.3	88.5	88.5	381	881
14774	20	85.7	90.4	90.4	431	855

(Sumber: S. Syamsuar, et al. 1996)

dimana,

$V_1$  : kecepatan saat satu mesin mati

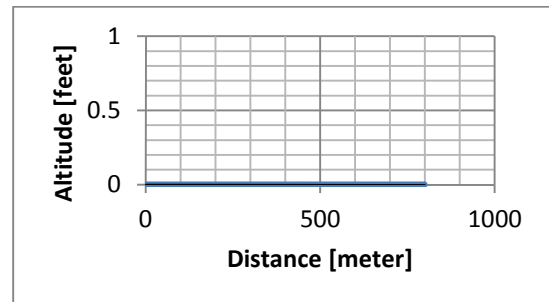
$V_{BRAKE}$  : kecepatan saat pengereman

$S_1$  : jarak sampai dengan salah satu

mesin mati

$S_T$  : jarak total

Pada Gambar 14 diperlihatkan contoh kurva kejadian (t) dari hasil uji terbang *Rejected Takeoff* pesawat udara CN235-100 dengan  $MTOW = 14.041$  kg dan titik pusat gravitasi,  $C.G = 20$  %.



**Gambar 14** Kurva kejadian (t) *Rejected Takeoff*.

(Sumber: S. Syamsuar, 2013)

Beberapa komentar dari Pilot penguji, pada program uji terbang *STOL* untuk pesawat udara CN235-100, adalah:

- Pengujian pada fase *Short Field Landing*:
  - Respons *roll control* selama *approach* dirasakan sangat baik oleh Pilot dan tenaga untuk *pitch control* juga sangat ringan selama *minimum flare*.
  - Penggunaan sudut *climb gradient*,  $\gamma = 3^0$  *approach landing* pada berat minimum, mengalami kesulitan dalam perlambatan pesawat, sehingga diperlukan *airspeed control*, walaupun dengan hasil yang kurang memuaskan.
  - Disarankan menggunakan posisi *flap landing* sebesar  $30^0$ .
- Pengujian pada fase *Rejected Takeoff*:
  - Observasi data *RTO* mendekati hasil perhitungan teoretikal, apabila tidak ada angin.
  - Pada *flap*  $15^0$  dengan berat,  $MTOW$  12.500 kg dan *headwind* 7.5 knots pada elevasi 2.430 feet menghasilkan jarak 725 meter dengan *full reverse* dan *maximum braking*.

## KESIMPULAN

Bedasarkan hasil uji terbang *Field Performance test* dari pesawat udara CN235-100 seri N16, diperoleh sudut *Flap* =  $10^0$  yang baik untuk fase *takeoff* dan sudut *Flap* =  $23^0$



yang baik untuk fase *landing*. Fenomena ini mewakili atas kebutuhan pesawat berkategori *STOL*.

Perkembangan pesawat udara CN235 telah mencapai kemajuan yang cukup berarti saat ini, dimana pesawat udara CN235-330 telah mencapai berat maksimum, *MTOW* sebesar 16.400 kg mempunyai kemampuan daya angkut lebih besar, seperti yang dimiliki oleh pesawat Patroli Maritim milik Spanyol.

Berdasarkan teknik uji terbang yang dikembangkan oleh Pilot, maka diperoleh jarak *takeoff* dan *landing* yang lebih pendek.

Perhitungan dari model matematika persamaan *takeoff* dan *landing* berdasarkan masukan data yang diukur oleh sensor dan diteruskan ke *On-Board Data Acquisition System (OBDAS)* dan komputer secara *off-line*.

Berat *Maximum Takeoff Weight, MTOW* saat pengujian, berkisar antara 13.800 kg sampai dengan 14.900 kg, dimana titik pusat gravitasi, *c.g* 16 % dan 20 % *MAC*. Hal ini sesuai dengan persyaratan pesawat kategori *STOL*.

Penggunaan *reverse thrust* pada mesin pesawat udara merupakan salah satu teknik pengereman dengan menggunakan tenaga mesin untuk mengurangi kecepatan pesawat udara, khususnya untuk mesin *turbo propeller*.

Pesawat udara CN235-100 dan CN235-330 telah menggunakan teknik uji terbang *Short Takeoff Landing* dan *Rejected Takeoff* sesuai dengan Regulasi *FAR part 25*.

#### SARAN

1. PT. Dirgantara Indonesia perlu melakukan integrasi pada program CN235-330 dan pesawat N219 pengganti *Twin Otter* dengan industri penerbangan Nasional.
2. Pengembangan pesawat N245 perlu untuk menunjang transportasi udara di daerah daerah propinsi di Indonesia.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terimakasih disampaikan kepada Ir. Hindawan Hariowibowo, M. Sc. dan rekan-rekan kerja di Divisi *Flight Test Center*, PT. Dirgantara Indonesia atas kerjasama yang diberikan selama kurun waktu 14 tahun (1986 – 2000), dimana Penulis adalah sebagai tenaga perbantuan dari Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi.

#### DAFTAR PUSTAKA

- David L. Kohlman, 1989, *Flight Test Principles and Practices*, The University of Kansas, Canada
- Short Field Approach and Landing, Private and Commercial Pilot Flight Training Pilot Guide to Takeoff Safety, Section 2*
- Gerald G. G, et al, 1992, *Fixed Wing Performance*, US Naval Test Pilot School, Flight Test Manual, USA
- J. Peraire, S, Widnal, *Lecture L29-3D Rigid Body Dynamics*
- Laurent Dala, UWE, *Flight Vehicle Terminology*
- R. J Ceresuela, 1973, Aerodynamics problem of *STOL* aircraft, *NASA Technical Translation, NASA TT F15 182, pp. 43-56*
- S. Syamsuar, 2013, Analisis Data Uji Prestasi Terbang Field Performance pada pesawat udara CN235, *Warta Penelitian Perhubungan*, Volume 25, Nomor 5, p.p 337-343, Jakarta, Indonesia
- S. Syamsuar, et al., 1996, CN-235-100M/P2 Performance Trade Off Military Version, *Flight Test Report*, Flight Test Center Division, PT IPTN, Bandung, Indonesia
- [http://www.E\\_STOL](http://www.E_STOL) and *V\_STOL Combat Talon III Airborne in\_Airborne out!\_files*

