

KALIBRASI *PITOT STATIC STANDBY INSTRUMENT* DENGAN MENGGUNAKAN SISTEM *BASIC* DAN *AIRCRAFT FLIGHT MANUAL* PADA PESAWAT NC-212i

Frendi Agustian Pradana, Mitra Khasyofi
Flight Test Center Division, PT Dirgantara Indonesia
frendi@indonesian-aerospace.com

Abstrak

Pitot static merupakan instrument utama pada pesawat yang berfungsi untuk mengukur kecepatan dan ketinggian terbang. Kalibrasi *pitot static* merupakan hal sangat penting karena menentukan keakuratan instrumen utama pada *cockpit* serta berkaitan langsung dengan keselamatan penerbangan. Ada beberapa metode yang lazim digunakan untuk mengkalibrasi *pitot static* diantaranya dengan metode *tower fly by*, metode INS, GPS, *ground course*, *once boom*, *trailing cone* atau dengan menggunakan *pacer aircraft* sebagai referensi. Paper ini menjelaskan kalibrasi *pitot static* yang dilakukan pada *stand by instrument* dengan memanfaatkan sistem *basic* atau *pitot static* yang telah terpasang sebelumnya (sudah terkalibrasi sebelumnya) di pesawat. Sistem *basic* (indikator dari pilot dan copilot) digunakan sebagai referensi dan sudah tercantum di dalam *Aircraft Flight Manual* (AFM). Kalibrasi ini dilakukan pada 2 kondisi terbang yaitu pada saat terbang lurus, *take off* dan *landing*. Kalibrasi pada saat terbang lurus dilakukan untuk mencari *position error* (error posisi) dari *static pressure* saat terbang normal dengan berbagai kondisi *flap* (*out of ground effect*) sedangkan kalibrasi pada saat *take off* dan *landing* bertujuan menentukan kesalahan posisi ketinggian dan kecepatan akibat pengaruh dari permukaan tanah (*in ground effect calibration*).

Kata Kunci : Kalibrasi, NC212i, *pitot static*, uji terbang

Abstract

Pitot static is the main instrument in aircraft to measure airspeed and altitude. Pitot static calibration is important in order to determined accuracy of aircraft cockpit instrument and related to safety. There are several methods to calibrate pitot static such as tower fly by, INS method, GPS method, ground course, nose boom, trailing cone or using pacer aircraft as reference. This paper explained pitot static calibration for standby instrument by using basic system as references. Basic systems used as references or as a calibrator because they had been already calibrated and existed at Aircraft Flight Manual (AFM). Pitot static calibration were performed during straight power level flight condition and during take off and landing. Calibration during straight power level flight were done for normal flight condition with several flaps setting. Calibration during take off and landing it would be to see pitot static calibration in ground run attitude due to influence of the ground effect on the pitot static probe.

Keywords: calibration, NC212i, pitot static, flight test

1. PENDAHULUAN

Pitot static merupakan salah satu perangkat utama pada pesawat untuk mendapatkan informasi tentang kecepatan dan ketinggian pesawat tersebut. Sistem ini terdiri dari *static port* untuk mengukur tekanan statik dan tabung pitot atau *pitot tube* untuk mengukur tekanan total yang kemudian keduanya dikonversi menjadi ketinggian dan kecepatan terbang. Dalam menentukan kecepatan dan ketinggian pesawat, pemasangan pitot dan *static port* sangat berpengaruh terhadap keakuratan pengukuran. Ketidakakuratan atau error disebabkan oleh aliran udara yang terdapat pada sekitar badan pesawat terganggu akibat bentuk dari pesawat terutama di depan atau di sekitar *pitot probe* tersebut sehingga tekanan dan kecepatan yang diukur berbeda dengan kondisi udara luar (*free stream*). Pemasangan *pitot static* pada badan pesawat menyebabkan perbedaan atau error yang disebut *position error*. Untuk setiap pesawat, *position error* ditentukan dengan metode uji terbang. Selain *position error*, terdapat juga *instrument error*, yaitu kesalahan akibat pemasangan instrument itu sendiri. *Instrument error* dapat diperoleh dengan melakukan kalibrasi di darat sebelum uji terbang dilakukan.

Pada pesawat baru atau pesawat yang memasuki tahap sertifikasi, kalibrasi *pitot static* merupakan hal yang wajib dilakukan untuk memenuhi standard regulasi. Hasil dari pengujian berupa tabel atau kurva kalibrasi biasanya dimasukkan dalam *Aircraft Flight Manual (AFM)* sebagai referensi untuk pilot selama mengoperasikan pesawat tersebut. Pemasangan sistem baru (dalam hal ini *standby system*) pada pesawat NC212i mengharuskan sistem baru yang terpasang diuji terlebih dahulu. Dalam pengujian, sistem yang dipakai sebagai referensi (kalibrator) adalah system yang telah terpasang sebelumnya pada pesawat (*basic system*). Hal ini untuk melihat seberapa jauh perbedaan antara sistem yang baru dengan sistem *basic*. Dengan memanfaatkan data kalibrasi sistem *basic* pada aircraft manual, maka dapat ditentukan kesalahan posisi untuk ketinggian dan kecepatan (*altitude and airspeed position error correction*) dari system *standby* berdasarkan regulasi yang berlaku.

2. METODOLOGI

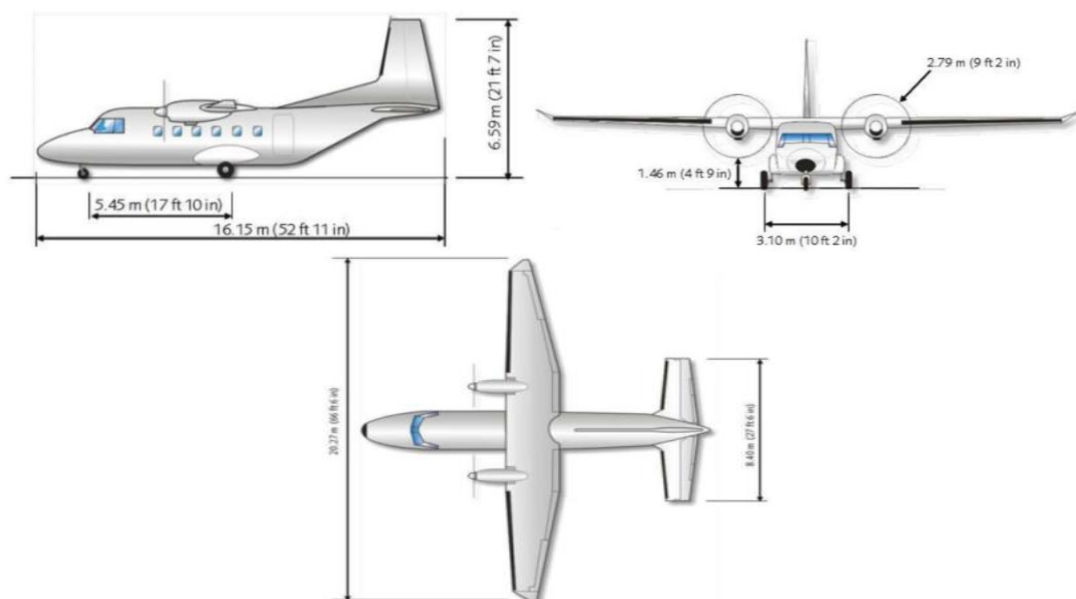
Metodologi yang digunakan dalam kalibrasi ini dengan mengambil data dari hasil uji terbang (*flight test*) dengan proses sebagai berikut:

- Permintaan pengujian dalam bentuk (*test requirement*) dari desainer atau *engineer* terkait sistem yang akan diuji
- Penyusunan rencana pengujian (*flight test plan*) serta pemilihan metode pengujian yang akan digunakan
- Persiapan pesawat, infrastruktur penunjang dan *crew* yang akan melakukan pengujian
- Eksekusi pengujian
- Pengambilan dan pengolahan data serta evaluasi hasil pengujian
- Pembuatan laporan

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Spesifikasi dan Dimensi Pesawat NC-212i

NC-212i adalah pesawat berukuran sedang dengan dua (2) mesin turboprop. Propeler terdiri dari dengan empat (4) bilah rotor hidrolis, dengan kecepatan baling-baling konstan dan *reversibel pitch* serta perangkat *feathering*. NC-212i merupakan pengembangan dari pesawat NC-212-400 dengan modifikasi beberapa sistem pada cockpit. NC212 dirancang untuk *take off* dan *landing* pada landasan pendek dengan *flap* bertipe slot tunggal yang memiliki tiga pengaturan: 0, 10, dan 40 derajat, yang terkait dengan *cruise, take off or approach, landing*.



Gambar 1. Tampak 3 pandangan NC212i

Tabel 1. Geometri pesawat NC212i

Overall Span	20.275 m
Overall Length	16.154 m
Overall Height	6.595 m
Gross Wing Area	40.000 m ²
Horizontal Stabilizer Span	8.400 m

Tabel 2. Limitasi berat pesawat NC212i

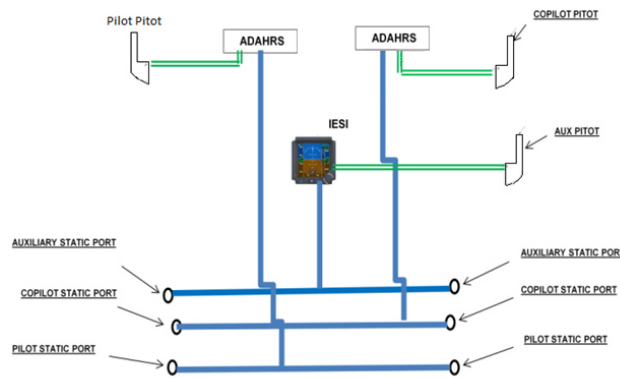
Maximum Taxi Weight	8,150 Kg
Maximum Take Off Weight	8,100 Kg
Maximum Landing Weight	8,100 Kg
Maximum Zero Fuel Weight	7,100 Kg
Maximum Fuel Capacity	1,629 Kg

3.2 Pitot Static Basic System dan Standby Instrument

a. Pitot Static System

Pesawat NC212i dilengkapi dengan 3 tabung pitot dan 6 static vane. Satu tabung pitot dan dua static vent untuk instrumen pilot, satu tabung pitot dan dua static vent untuk instrumen kopilot serta satu tabung pitot dan dua static vent auxiliary. Pitot Auxiliary terdiri dari:

- Pitot pressure, untuk pengukuran kecepatan udara.
- Static pressure, digunakan untuk mengukur tekanan udara statis untuk digunakan dalam pengukuran ketinggian (altimeter)



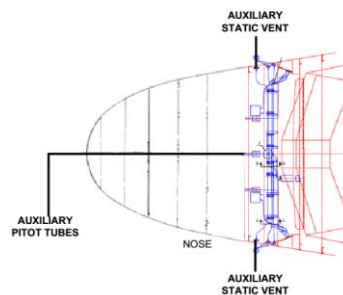
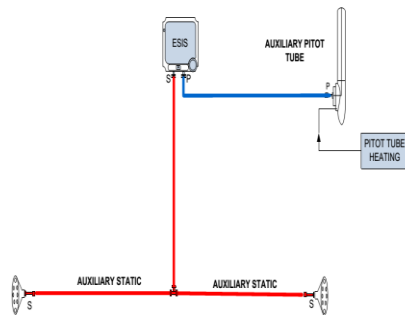
Gambar 2. Skema pitot static dan static vent system NC212i

Fungsi dari pitot head adalah untuk mengukur tekanan total dari udara pada saat pesawat sedang terbang. Fungsi pitot static port untuk mengukur tekanan udara luar pada saat pesawat sedang terbang. Semua pitot head dan static vents memiliki pemanas untuk mencegah kondisi icing selama operasi. Pada beberapa pesawat, sensor pitot dan static port digabung menjadi satu atau pitot static.

Desain pitot dan statik sistem meliputi pemilihan lokasi yang optimal pada badan pesawat untuk mendapatkan tekanan yang sama dengan tekanan udara luar yang tidak terganggu (freestream condition). Dalam hal manufaktur, static port dikembangkan dan dikendalikan dengan sangat hati-hati, hal ini dimaksudkan agar statik sistem dapat memberikan hasil yang akurat.

b. Stand By Instrument

Stand by instrument atau Integrated Electronic Standby Instrument (IESI) merupakan sistem baru yang ditambahkan untuk perangkat auxiliary pitot dan statik sistem. Sistem ini berfungsi sebagai sistem cadangan (back up) jika terjadi kegagalan pada sistem pilot atau kopilot serta untuk memenuhi regulasi CASR.



Gambar 3. Auxiliary pitot dan static system

Gambar 4. Lokasi pemasangan pitot static dan static vent

Tabung *pitot auxiliary* dipasang di sisi bagian atas hidung pesawat dan dua *vents static* terletak di setiap sisi hidung pesawat. Sistem IESI meliputi tampilan indikator dan modul konfigurasi. IESI merupakan perangkat 3-ATI, perangkat tunggal yang memberikan informasi cadangan tentang sikap, ketinggian, dan kecepatan di udara. Perangkat ini terdiri dari LCD *active matrix* berwarna, tombol *soft key*, dan satu *rotary pushbutton* *baro adjustment knob*.



Gambar 5. Layar IESI pada kokpit NC212i

3.3 Teknik Kalibrasi

Kalibrasi *pitot static* yang dilakukan untuk *stand by instrument*, dengan memanfaatkan sistem basic atau *pitot static* yang telah terpasang sebelumnya di pesawat. Sistem basic (pilot dan copilot) digunakan sebagai referensi karena telah dilakukan kalibrasi pada saat pengembangan dan sertifikasi basic pesawat tersebut dan hasilnya tercantum dalam *Aircraft Flight Manual* (AFM). Teknik kalibrasi ini mirip dengan metode pacer atau memanfaatkan sistem pada pesawat lain yang sudah terkalibrasi sebagai referensi.

Kalibrasi ini dilakukan pada 2 kondisi yaitu pada saat terbang lurus dan *take off-landing*. Kalibrasi pada saat terbang lurus dilakukan untuk mencari *error* posisi dari ketinggian dan kecepatan pada saat pesawat terbang normal dengan berbagai kondisi *flaps* sedangkan kalibrasi pada saat *take off* dan landing bertujuan untuk menentukan kesalahan posisi dari ketinggian dan kecepatan akibat pengaruh dari permukaan tanah terhadap *pitot probe* (*in ground effect calibration*). Hasil dari pengujian kemudian dibandingkan dengan *system basic* yang telah dikoreksi dari data *Aircraft Flight Manual*. Jika perbedaan penunjukkan pada sistem yang baru tidak terlalu jauh dengan *system basic*, sistem yang terpasang dapat dikatakan memenuhi standard regulasi yang berlaku (FAR 25.1323 dan FAR 25.1325) karena sistem pada basic telah tersertifikasi sebelumnya.

3.4 Rencana dan Eksekusi Pengujian

a. Prosedur Pengujian

Pengujian dilakukan pertama-tama dengan terbang lurus, tentunya setelah konfigurasi pesawat (*flap, landing gear, c.g*) sudah di set sebelumnya. Kemudian dengan mengatur *power engine* di *power level flight* (PLF), pilot menjaga kecepatan dan ketinggian supaya kondisi pesawat tidak berubah atau konstan. Jika kondisi pengujian telah tercapai dan pesawat dalam keadaan stabil, *flight test engineer* akan memulai mengambil data dengan mencatat ketinggian dan kecepatan udara dari tampilan instrument Pilot (CM-1), *Stand By* (IESI), dan *Co Pilot* (CM2). Kemudian hal yang sama akan diulangi untuk kecepatan udara yang berbeda dengan kenaikan sekitar 20 knot pada ketinggian yang sama serta dengan konfigurasi *flap* yang berbeda. Setelah semua tes untuk berbagai kecepatan telah selesai dilakukan dan ternyata ada perbedaan yang signifikan, maka pengambilan data akan diulangi untuk ketinggian lain dengan kecepatan yang sama. Sebaliknya jika tidak ada perbedaan yang signifikan, maka hal itu tidak diperlukan. Sedangkan untuk melakukan *in ground effect calibration* supaya keakuratan pengambilan data bertambah, maka dilakukan pemasangan kamera untuk merekam tampilan *Co Pilot* (CM2) dan *Stand By* (IESI), hal ini dilakukan untuk mengurangi beban pilot (pilot *workload*) khususnya untuk faktor keselamatan (*safety reason*). Tentu saja karena pada saat melakukan *take off-landing* diperlukan konsentrasi penuh.

Rencana pengujian digambarkan dalam *test matrix*. *Test matrix* menggambarkan kondisi dan konfigurasi pesawat pada saat test mulai dari CG (*center gravity*) pada saat test, defleksi *flaps, setting engine*, ketinggian terbang, kecepatan terbang hingga jumlah test yang diperlukan. Tabel 3 menunjukkan test yang dilakukan untuk kalibrasi *pitot static* NC-212i

Tabel 3. Menunjukkan rencana kalibrasi *pitot static* dalam bentuk test matrix

No.	Test subject	W/CG (Kg/%)	δF (Deg)	Engine				Alt (Feet)	Speed (KIAS)	Run
				LH		RH				
				PWR	RPM	PWR	RPM			
1	Stabilized Flight	HVY/Opt	0	PLF	100%	PLF	100%	10K	$1.2V_S - V_{hmax}$	4X
		HVY/Opt	10	PLF	100%	PLF	100%		$1.2V_S - V_{FE}$	3X
		HVY/Opt	40	PLF	100%	PLF	100%		$1.2V_S - V_{FE}$	3X
2	Take-off	HVY/Opt	10	TO	100%	TO	100%	FE	$V_r - V_2$	1x
3	Landing	HVY/Opt	40	FI	100%	FI	100%	FE	$V_2 - V_d$	1x

b. Eksekusi pengujian

Eksekusi pengujian dilakukan dengan total 4 kali uji terbang, 1 kali uji terbang untuk mengambil data pada kondisi terbang lurus dan 3 kali uji terbang untuk pengambilan data pada kondisi *take-off* dan *landing*. Meskipun demikian, tidak semua pengujian menghasilkan data yang baik untuk diolah atau dianalisis. Dari 4 kali pengujian hanya 2 kali uji terbang yang dapat dilakukan pengambilan data dengan berbagai alasan teknis. Tabel di bawah menunjukkan waktu pelaksanaan pengujian, konfigurasi pesawat dan personel yang melakukan pengujian.

Tabel 4. Menunjukkan pelaksanaan dan konfigurasi pesawat saat test serta crew yang terlibat

No	Ops/FN	Date	TOW [Kg]	CG [%]	Flap/LG	Test Crew	Remarks
1.	FN03	December 26th 2015	6371	23.8	F0 FTO/FAPP FLDG	EGS ERV ADR MUL	
2.	FN08	February 4th 2016	6222	19.2	FTO FLDG	EGS TYN MUL FIR	Take-off and Landing In Ground Effect

Pengujian kalibrasi *pitot static* dilakukan pada saat terbang ke-3 (FN03) dan ke-8 (FN08) atau pada tanggal 26 Desember 2015 dan 4 Februari 2016 dengan pilot Capt Ester G. Setiap kali pengujian dibutuhkan 4 orang personel crew yang terdiri dari 1 Pilot, 1 Copilot dan 2 Flight test engineer.

Keterangan :

EGS : Esther G Saleh (Pilot) , TYN : Tatang Yanuar R (Kopilot) , ERV : Ahmad Ervan G (Kopilot)
FIR : Firmansyah Cahya (FTE) ADR : Adriwiyanto O.K (FTE) MUL : Mula Fridus B.B (FTE)

3.5 Hasil Pengujian dan Pengolahan Data

Data hasil Pengujian pada saat terbang lurus ditunjukkan pada tabel di bawah ini

Tabel 5. Menunjukkan uji terbang kalibrasi *pitot static* untuk kondisi *cruise*

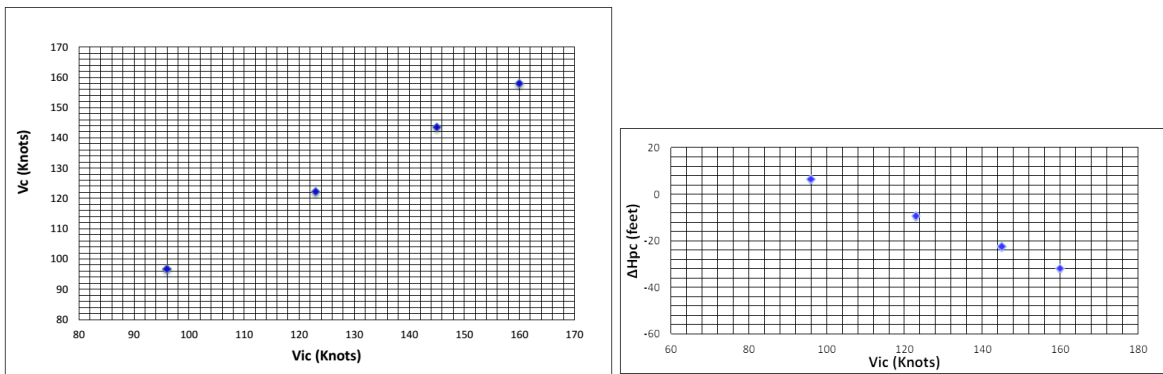
Flap	Trim Speed	Vi-Pilot	Vi-Copilot	Vi- Standby	Hi-Pilot	Hi-Copilot	Hi- Standby	Fuel Quantity
	(Kts)	(Kts)	(Kts)	(Kts)	(ft)	(ft)	(ft)	(lb)
0 Cruise	165	160	161	160	10600	10600	10580	1040/1130
	145	145	145.5	145	10580	10580	10560	1010/1120
	120	122	123	123	10460	10460	10440	1000/1110
	95	95	96	96	10440	10440	10420	990/1110
10 TO/ APP	85	86	87	86	10280	10280	10280	980/1100
	100	103	104	103	10400	10400	10400	980/1090
	120	120	121	120	10460	10460	10440	970/1080
	135	135	136	135	10520	10530	10520	960/1070
40 LDG	115	113	114	113	10750	10760	10750	950/1050
	105	105	106	105	10770	10800	10780	930/1040
	95	97	98	97	10720	10730	10700	930/1030
	78	80	81	80	10610	10620	10600	920/1020

Perbedaan kecepatan (*airspeed*) yang ditunjukkan *standby* sistem atau *auxiliary* sistem sebesar maksimum 1 knots sedangkan perbedaan ketinggian (*altitude*) berkisar 10-20 feet. Sedangkan saat *in ground effect calibration*, hasil kalibrasi *pitot static* ditunjukkan pada tabel di bawah ini:

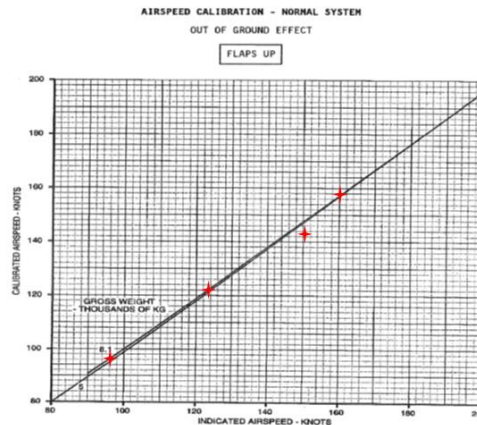
Tabel 6. Menunjukkan uji terbang kalibrasi *pitot static* untuk kondisi *take off* dan *landing*

Flap	Vi-Copilot	Vi- <i>Standby</i>	Hi-Copilot	Hi- <i>Standby</i>	Fuel Quantity
	(Kts)	(Kts)	(ft)	(ft)	(lb)
10 TO/ APP	42	42	2420	2420	1480/1480
	53	52	2420	2420	1480/1480
	64	63	2420	2420	1480/1480
	74	74	2440	2440	1480/1480
	83.5	83	2440	2440	1480/1480
	93	91	2440	2450	1480/1480
40 LDG	98	98	2720	2720	1140/1140
	97	97	2700	2700	1140/1140
	86	86	2480	2480	1140/1140
	78	79	2440	2440	1140/1140
	73	73	2440	2440	1140/1140
	61	62	2440	2440	1140/1140
	54	55	2440	2440	1140/1140
46	47	2440	2440	1140/1140	

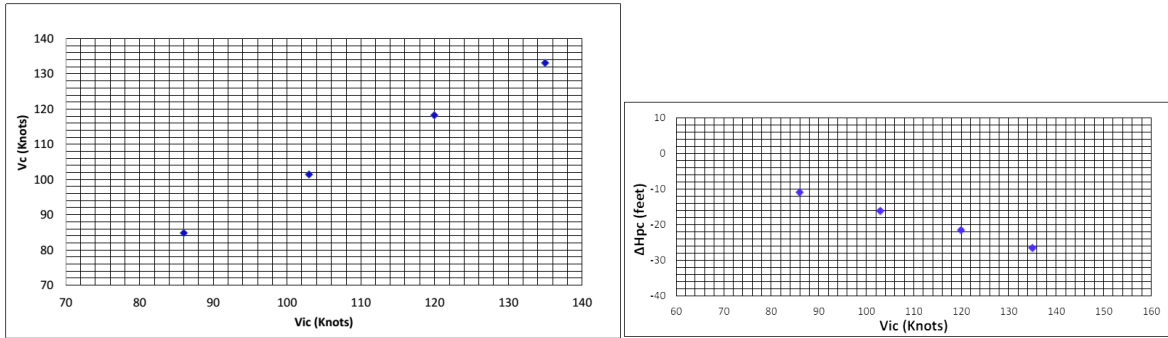
Hasil pengolahan data dan perbandingan dengan *Aircraft Flight Manual* (AFM) didapatkan beberapa grafik koreksi ketinggian dan kecepatan terhadap kecepatan terbang *Vic* (*indicated airspeed*) seperti di bawah ini:



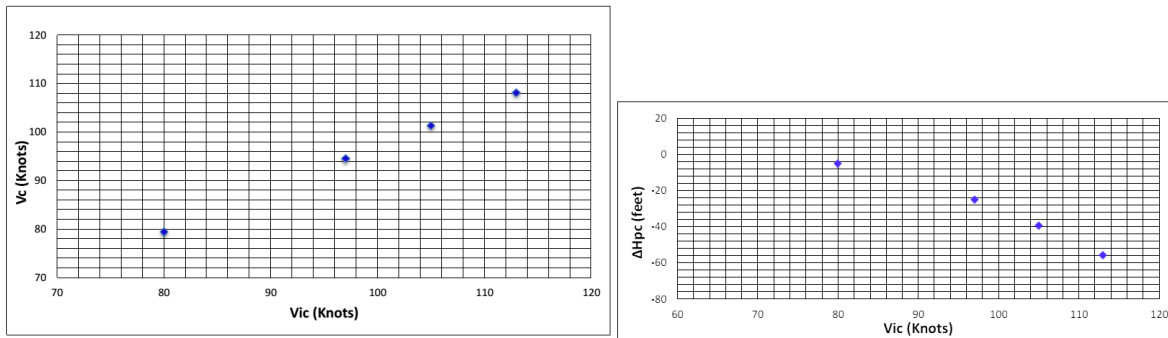
Gambar 6. Grafik koreksi *airspeed* dan *altitude position error* terhadap kecepatan untuk kondisi terbang lurus (*straight flight*)



Gambar 7. Grafik perbandingan *airspeed position error* untuk *system standby* terhadap *afm* dengan kondisi *out ground effect*

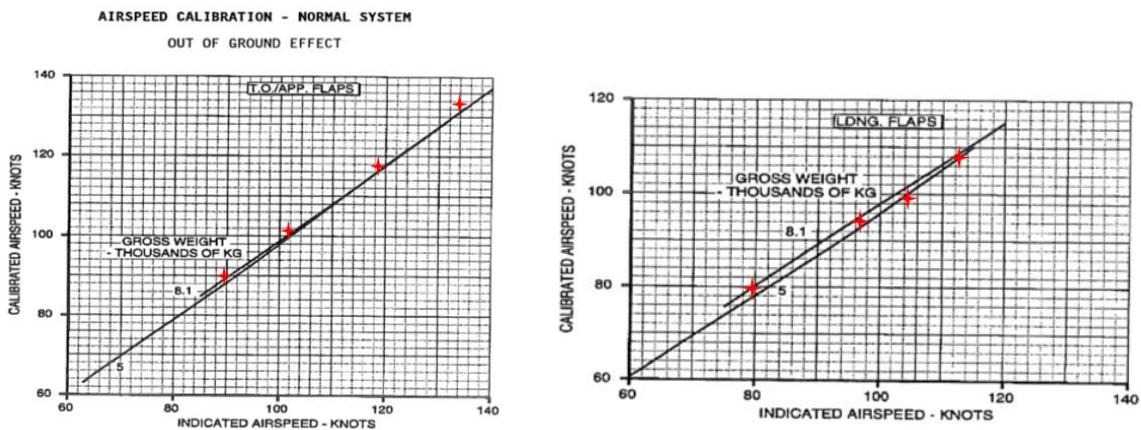


Gambar 8. Grafik koreksi *airspeed* dan *altitude position error* terhadap kecepatan untuk kondisi terbang *take off/approach (out of ground effect)*



Gambar 9. Grafik koreksi *airspeed* dan *altitude position error* terhadap kecepatan untuk kondisi terbang *landing (out of ground effect)*

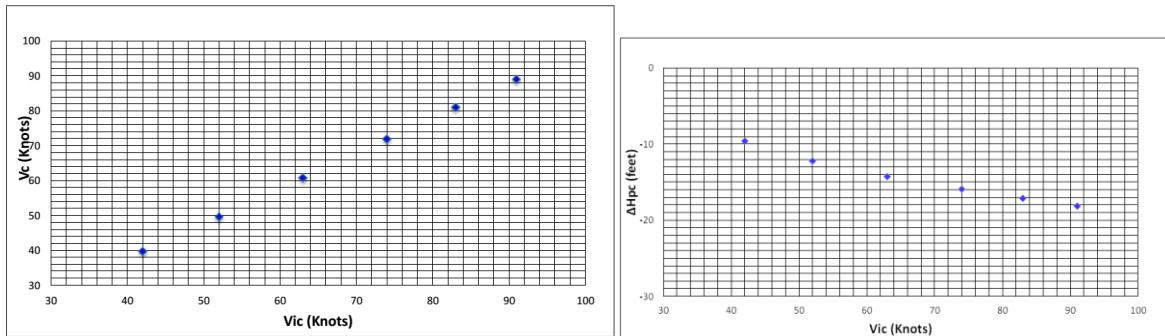
Pada kondisi terbang lurus di 10.00 feet (*out of ground effect*), baik konfigurasi *cruise*, *take off* dan *landing*, *airspeed* serta *altitude position error* untuk *stand by* instrumen hampir sama dengan *system basic* pilot pada *Aircraft Flight Manual (AFM)* Gambar 7 dan 10. Titik berwarna merah pada Gambar 7 dan 10 menunjukkan hasil pengujian *auxiliary pitot static* atau *standby system* yang telah diolah serta dibandingkan dengan *basic system* pada AFM. Perbandingan *position error* untuk kecepatan terbang (*airspeed*) hampir sama dengan *position error* pada *basic system* atau *normal system*. Dari gambar ini terlihat *position error auxiliary pitot* tidak memiliki perbedaan yang signifikan dengan *position error basic system*.



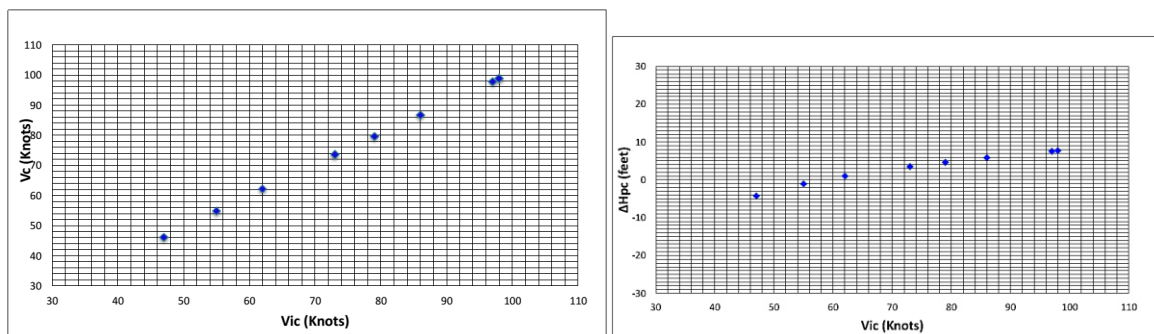
Gambar 10. Grafik koreksi *airspeed position error* untuk kondisi terbang *approach dan landing (out of ground effect)*

Pada saat pengujian *in ground effect* calibration dengan *setting flaps take off/landing*, *airspeed* dan *altitude position error standby system*, tidak mengalami perbedaan dengan *basic systems*. Gambar 13 menunjukkan perbandingan hasil pengujian dengan data kalibrasi kesalahan posisi pada *aircraft flight*

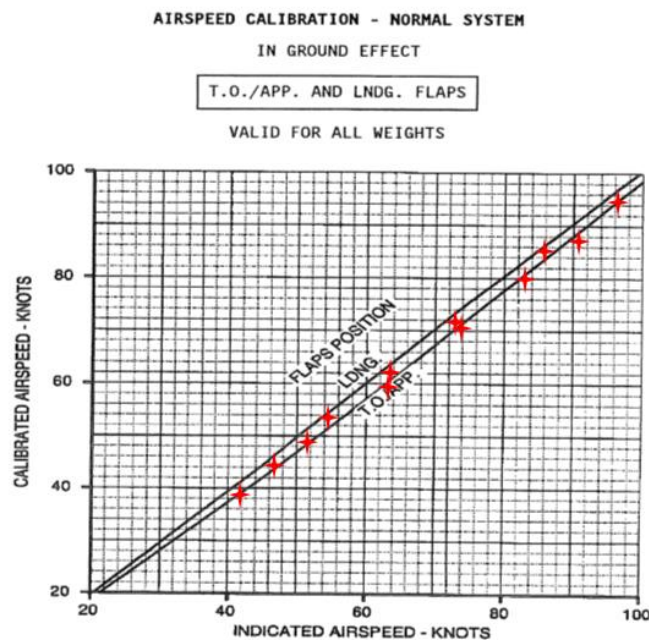
manual (AFM) untuk *basic system*. Dapat dilihat titik hasil pengujian warna merah berada pada garis hasil kesalahan posisi kalibrasi normal sistem



Gambar 11. Grafik koreksi kesalahan posisi *airspeed* dan *altitude* terhadap kecepatan terbang pada kondisi *take off* (in ground effect position error correction)



Gambar 12. Grafik koreksi kesalahan posisi *airspeed* dan *altitude* terhadap kecepatan pada saat *landing* (in ground effect position error correction)



Gambar 13. Grafik perbandingan kalibrasi kesalahan posisi untuk *airspeed system standby* terhadap afm saat *take-off* dan *landing* (in ground effect position error correction)

4. KESIMPULAN

Hasil dari pengujian, jika dibandingkan secara langsung seperti pada Tabel 5 dan 6, terdapat perbedaan kecepatan terbang (*airspeed*) sebesar maksimum 1 knots dan 10-20 feet untuk ketinggian antara *standby instrument* (IESI) dan *basic system*. Perbandingan secara langsung kemudian dikoreksi dengan membandingkan hasil kalibrasi *basic system* pada *aircraft flight manual* (AFM).

Data hasil pengujian dalam bentuk titik (*test point*) menunjukkan *position error auxiliary pitot static* atau *standby instrument* tidak memiliki perbedaan yang signifikan dengan *basic system*. Dari Gambar 7,10 dan 13 titik hasil kalibrasi masih berada pada kurva kalibrasi *basic (normal system)* pada *aircraft flight manual* (AFM) baik untuk *out of ground* maupun *in ground effect calibration*. Perbedaan ini tidak terlalu signifikan karena posisi dari *pitot static* tambahan berada pada lokasi yang tepat dan dekat dengan *pitot static system basic (normal/emergency)*. Lokasi *auxiliary pitot* yang terletak diantara *basic pitot static* pada Gambar 4 membuat pengukuran tekanan udara pada *auxiliary pitot static* hampir sama dengan *pitot basic system*. Hasil kalibrasi *pitot static* untuk *Standby System* baik itu *out of ground* maupun *in ground effect calibration* tidak signifikan dibanding dengan *Normal System*.

Saran untuk proses kalibrasi selanjutnya apabila ada pengembangan dapat menggunakan metode kalibrasi yang lain, yang dapat memberikan akurasi tinggi dengan proses dan biaya yang lebih efisien seperti penggunaan perangkat GPS.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ditujukan kepada kepala pusat dan kepala bidang/ atasan dari penulis atas fasilitas dan dukungan dalam melakukan kegiatan penelitian.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Pradana, Frendi Agustian dan Khasyofi, Mitra. *NC212i Position Error Correction of IESI Flight Test Report*. Engineering Data Management PT DI Document No12-NC212IPCC79016001, Februari 2016.
- [2] Hayer, Tommy Marwan.; Hendratno, Firmansyah Cahya.;Kaunang, Adriwiyanto O.*NC212i Development and Certification Flight Test Plan*. Engineering Data Management PT DI Document No 12M.0046.025, September 2015.
- [3] *Airplane Flight Manual Model C-212-EE, D.T. 96-2002/appendix No.1*. Casa, Spain.
- [4] *NC-212i Technical Description of Design Modification, Revision B*, Engineering Data Management PT DI Document No 12M.0001.034,Maret2015.
- [5] Derajat, 2014, *Pitot Static Systems In Flight Calibration*. Bahan Training Internal FEO-FOS-FTC PT Dirgantara Indonesia (Persero), Bandung
- [6] Ramadhan, Aulia dkk. *Technical Description And Design Analysis of Avionic System Modification*. Engineering Data Management PT DI Document No 12M.3402.025, May 2015.
- [7] Prihanto, Agust; dan Kuswardana, Yustinus. *Flight Operation Manual*. Flight Test Center PTDI D045-40002 Rev B, January 2014.
- [8] Pusat Uji Terbang PT DI, 2012, *Introduction Flight Test*. Bahan Training IMAA, PT Dirgantara Indonesia (Persero), Bandung.

- [9] Roberts, Sean C, 1982 , *Light Aircraft Performance For Test Pilots and Flight Test Engineers*, Flight Reseach Inc, California.
- [10] Haering, Edward A. Jr., 1995, *Airdata Measurement and Calibration*, NASA Dryden Flight Research Center Edwards, California.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Freni Agustian Pradana
Tempat & Tgl. Lahir : Sidoarjo, 15 Agustus 1990
Jenis Kelamin : Laki-Laki
Instansi Pekerjaan : PT. Dirgantara Indonesia (Persero)
NIP. / NIM. : 160240



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 4 Sidoarjo Tahun : 2005
STRATA 1 (S.1) : Universitas Brawijaya Tahun : 2008

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl. Pajajaran No.154 Bandung (Gedung Pusat Teknologi Lt.7)
Telp. : 022 – 6054913
Email : freni@indonesian-aerospace.com