

TINJAUAN PERMASALAHAN DALAM PENGUJIAN TERBANG PESAWAT MODEL MENGGUNAKAN RADIO CONTROL

Oleh:

Edi Sofyan*

Abstrak

Tulisan ini membahas permasalahan yang timbul dalam mengembangkan sistem instrumentasi untuk sebuah pesawat model yang diterbangkan dengan radio kontrol. Selain itu juga dijelaskan permasalahan dalam pelaksanaan manuver untuk mendapatkan karakteristik dinamik model yang diterbangkan. Adanya interferensi antara sinyal transmitter dan sistem data akuisisi merupakan masalah utama dalam mengembangkan sistem instrumentasi pesawat model. Sedangkan untuk mendapatkan hasil data uji terbang yang dapat digunakan untuk analisa dinamik, model harus diterbangkan di udara tenang (tidak ada turbulen), dimulai dari kondisi trim, posisi engine idle, dan meminimumkan adanya coupling antara gerak longitudinal dan lateral.

1. PENDAHULUAN

Sebuah pesawat model jika dilengkapi dengan instrumentasi dan sensor yang memadai akan bisa dipergunakan sebagai flat-form untuk melakukan beberapa pengujian di udara. Salah satu jenis pengujian yang dilakukan adalah penentuan karakteristik dinamik dari wahana yang diterbangkan. Beberapa institusi di luar negeri telah melakukan pengujian ini dengan menggunakan pesawat model yang diterbangkan dengan radio kontrol. Coleman¹ (1981), Wong⁸ (1989) dan Hamori² (1994) semuanya melaporkan pengalaman mereka dalam pengembangan sistem instrumentasi dan manuver yang dilakukan. Permasalahan yang mereka hadapi cukup beraneka ragam mulai dari instrumentasi yang tidak jalan, hingga kegagalan melaksanakan jenis manuver yang direncanakan. Disini penulis mencoba menguraikan permasalahan yang dihadapi dalam mengembangkan sistem instrumentasi dan pelaksanaan uji terbang yang dialami penulis selama melakukan riset bersama di The Sir Lawrence Wackett Centre for Aircraft Design and Technology, Australia. Beberapa contoh data hasil uji terbang juga disajikan dan dibahas.

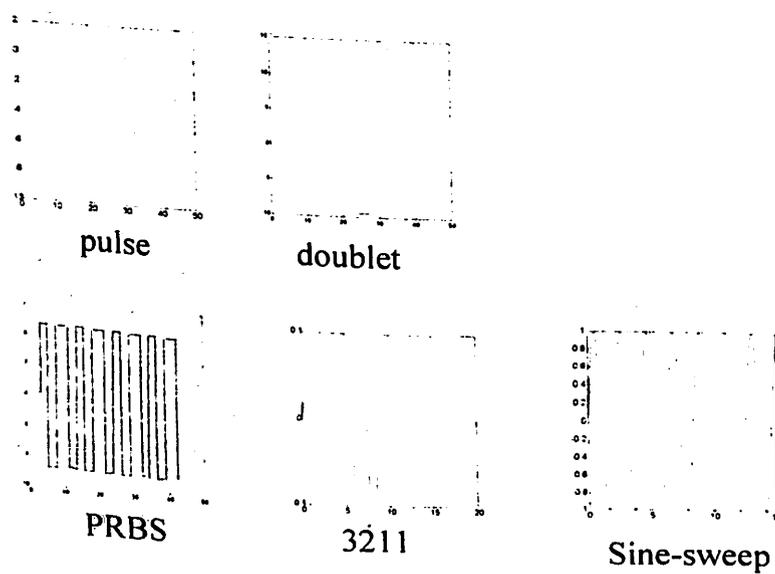
* Staf Bidang Kendali Roket dan Satelit, Lapan

2. TUJUAN PENGUJIAN TERBANG

Pengujian terbang yang dilakukan bertujuan untuk mendapatkan data dinamik dari pesawat model yang diterbangkan. Data yang direkam adalah input yang berupa defleksi elevator, rudder atau aileron. Sedangkan output berupa respon dinamik dari pesawat model itu. Dari data input-output ini, dengan menggunakan metode parameter identifikasi, kita bisa mendapatkan parameter-parameter *Aerodynamic Stability Derivatives*. Parameter-parameter ini nantinya dipergunakan untuk keperluan simulasi dan penentuan strategi kontrol yang diperlukan⁷.

3. DISAIN MANUVER

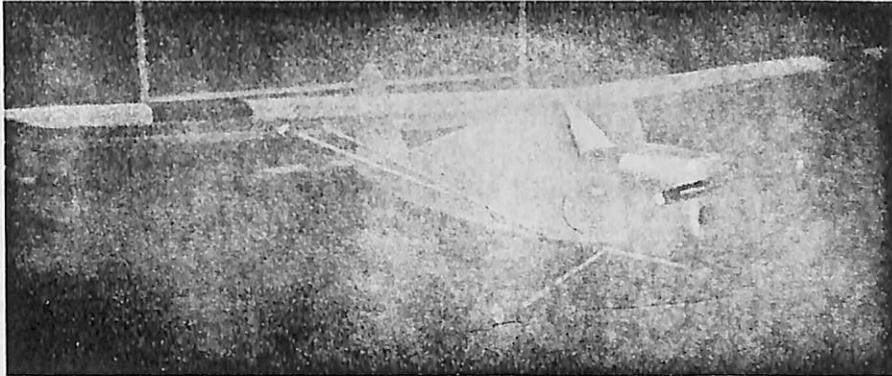
Beberapa jenis kontrol input yang umum digunakan untuk uji terbang dinamik diperlihatkan di gambar 1. Namun jenis manuver pulse atau doublet merupakan input yang sangat umum digunakan.^{3,4,9} Jenis input ini cukup mudah untuk dilakukan dan dapat menghasilkan respon yang mengandung informasi cukup banyak tentang dinamika wahana terbang. Batasan-batasan lainnya dalam penentuan jenis manuver yang dilakukan mencakup keselamatan, envelope coverage, keterbatasan instrumentasi yang terpasang dan pengaruh sistem kontrol yang ada.



Gambar 1: Jenis kontrol input yang dapat digunakan untuk uji terbang dinamik

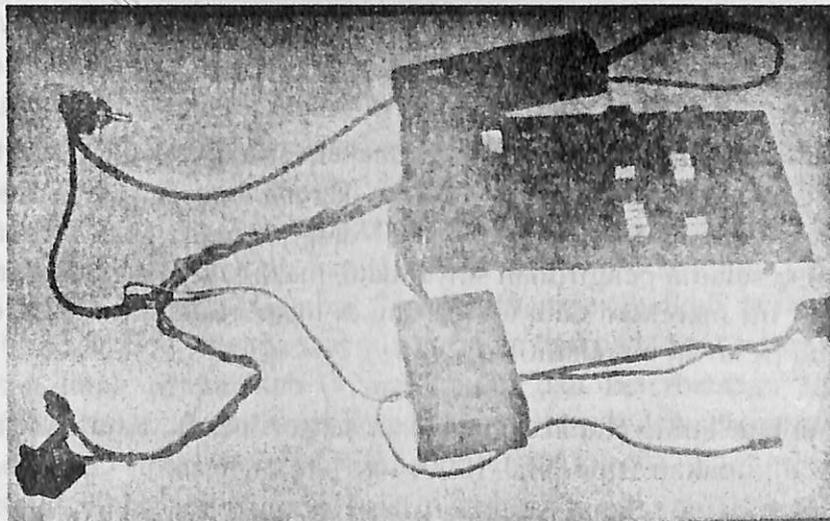
4. MODEL UJI DAN SISTEM INSTRUMENTASI

RPV Telemaster T240 merupakan sebuah wahana terbang yang dipunyai The Sir Lawrence Wackett Centre for Aircraft Design and Technology dalam melakukan penelitian-penelitiannya. Salah satu penelitian yang sedang dilakukan adalah pengujian terbang dinamik RPV⁶.



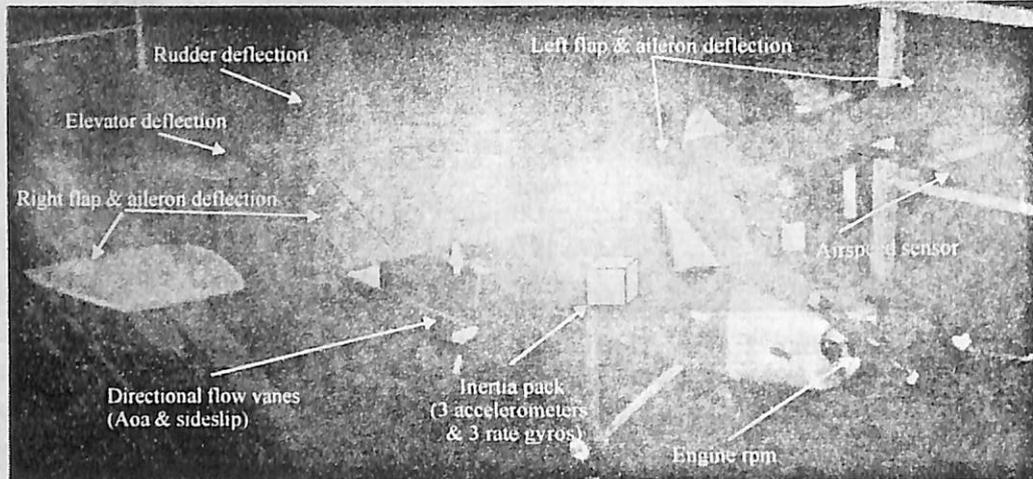
Gambar 2: RPV Telemaster T240 yang diuji terbang

Telemaster T240 merupakan model konvensional dengan rentang sayap 2.26m dan panjang badan 1.55m (Gambar 2). Sebuah mesin glow-plug Irvine-150 (22 cc) digunakan untuk menerbangkan pesawat ini. Dengan sebuah propeller (16"x8"), mesin ini dapat menghasilkan 15N gaya dorong pada kecepatan cruise dengan perputaran mesin 7500rpm. Semua sistem kontrol T240 diatur oleh Futaba RC Max-7 pada frekuensi 36MHz. Sedangkan sistem instrumentasi yang terpasang di RPV dikembangkan secara terpisah oleh Computer System Engineering Department, RMIT (Kneen, 1994). Sistem ini terdiri dari 16 kanal dengan sampling rate 25 Hz dan 8 bit resolusi data (Gambar 3).



Gambar 3: Sistem instrumentasi yang terpasang di RPV

Mikroprosesor Intel 8031 yang beroperasi pada 3.6864 MHz merupakan otak daripada sistem ini. Dua buah batere Nicad 7.2 Volt digunakan untuk menjalankan sistem ini. Ada 14 macam sensor yang terpasang di RPV Telemaster T240. Namun karena terdapat permasalahan dengan sistem penguatan akselerometer, maka hanya 11 macam sensor yang saat ini dapat dipergunakan. Gambar 4 memperlihatkan lokasi dari setiap sensor yang terpasang di T240.



Gambar 4: Lokasi sensor yang terpasang di RPV

Hasil pengukuran dari setiap sensor direkam selama pengujian berlangsung. Kemudian semua data yang terekam dapat di pindahkan ke komputer melalui RS232. setelah pesawat mendarat.

5. PERMASALAHAN DALAM PENGEMBANGAN INSTRUMENTASI

Semula direncanakan untuk menggunakan sistem telemetri dimana data yang diukur langsung dikirim ke ground. Namun karena banyaknya permasalahan dalam mengembangkan sistem ini (lihat referensi 3) dan antisipasi akan terkotorinya data uji terbang oleh noise selama pengiriman sinyal data, maka kita menggantinya dengan sistem on-board. Sistem ini merekam data uji terbang di memori dan kemudian didownload ke komputer setelah pesawat mendarat.

Permasalahan lainnya adalah mengenai sensor inersia, terutama sensor rate gyro. Rate gyro yang digunakan (tipe NEJ-1000) ternyata mengambil cukup banyak arus dari power supply. Sehingga selama kalibrasi, hasil pengukuran selalu tidak konsisten dan menunjukkan driff yang cukup besar. Masalah ini kemudian tertangani dengan menambahkan sebuah batere 7.2V Nicad yang digunakan khusus untuk menjalankan ketiga rate gyro yang terpasang di pesawat model.

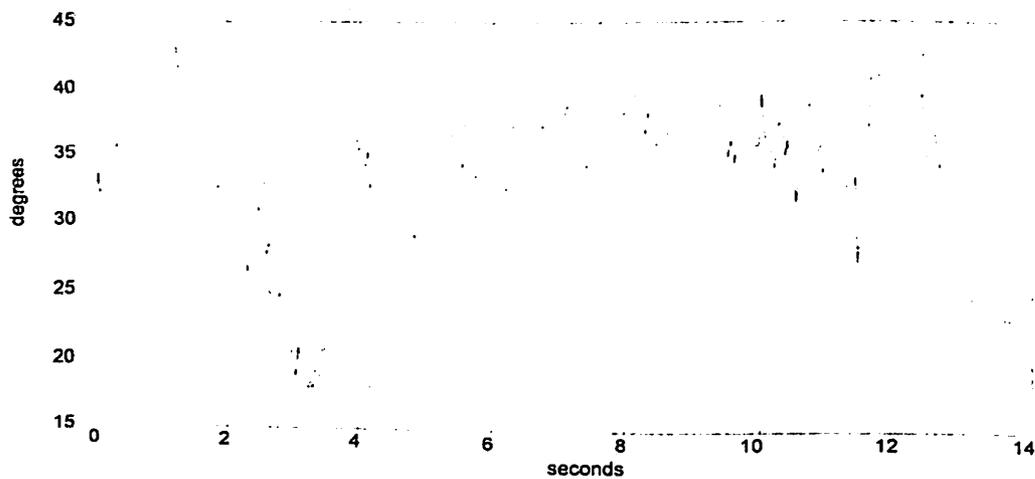
Masalah utama lainnya yang dihadapi selama pengembangan sistem ini adalah adanya interferensi antara sinyal transmitter dengan sistem data akuisisi. Sinyal transmitter hilang untuk beberapa saat selama uji terbang sehingga pesawat model kehilangan kontrol dan jatuh ke tanah. Penanganan terhadap masalah interferensi ini hanya bisa dilakukan dengan trial and error. Beberapa penanganan yang dilakukan antara lain:

- Memasukkan seluruh unit sistem data akuisisi (SDA) dalam sebuah kotak aluminium sehingga mencegah radiasi elektromagnetik dari SDA tersebut.
- Memindahkan unit receiver dan antena ke bagian bawah badan pesawat sehingga letaknya sejauh mungkin dari SDA.
- Menyatukan seluruh port sensor yang ada sehingga menyederhanakan pengkabelan yang memasuki SDA.
- Mengganti seluruh kabel dengan kabel yang dilindungi dari interferensi elektromagnetik.
- Menyimpan seluruh power supply didalam kotak aluminium sehingga tidak ada radiasi.
- Mem-filter semua kabel dengan digital low-pass CD connector. Atenuasi filter sekitar 20 decibel pada frekuensi 40 MHz.
- Menghilangkan semua intermitten ground loops.
- Merubah frekuensi radio transmitter yang digunakan dari sistem PCM 36 MHz ke TF-FM 29.725 MHz. Penggantian frekuensi radio ini berhasil mengurangi interferensi sehingga pesawat bisa di terbangkan lagi. Belakangan diketahui bahwa clock microprosesor SDA adalah 3.6864 yang merupakan nilai harmonik dari frekuensi radio yang dipergunakan sehingga ber-interferensi dengan sinyal dari transmitter.

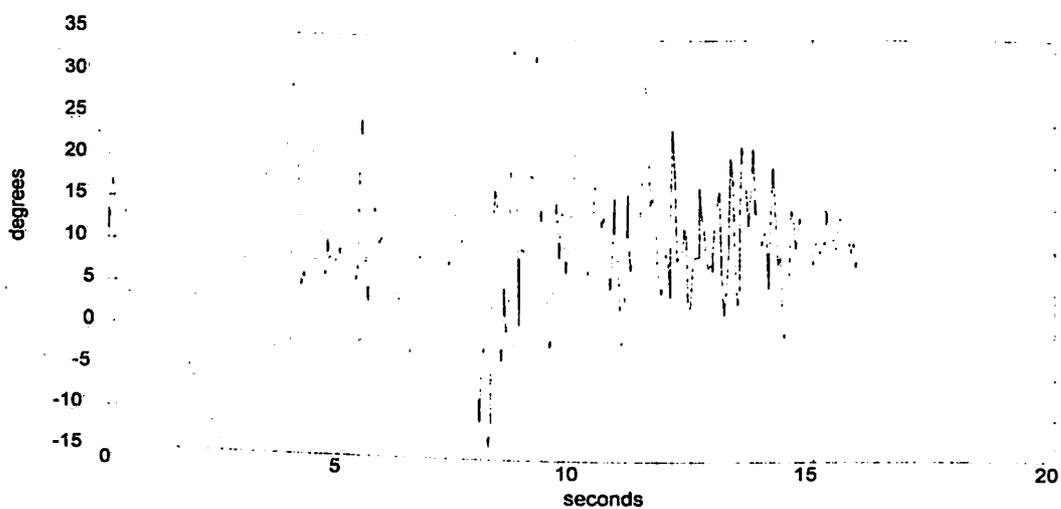
6. PERMASALAHAN DALAM PELAKSANAAN UJI TERBANG

Beberapa permasalahan muncul dalam pelaksanaan manuver untuk mendapatkan data sehingga dapat dianalisa dengan baik. Beberapa permasalahan tersebut diuraikan sebagai berikut:

- Ketergantungan terhadap keadaan cuaca. Pesawat model harus diterbangkan saat udara tenang, sebaiknya di pagi hari. Jika ada turbulen udara maka data yang didapat akan sulit untuk dianalisa. Gambar 5 dan 6 memperlihatkan perbedaan antara data sudut serang yang didapat pada saat ada turbulen dan pada saat udara tenang.
- Keterbatasan jarak penglihatan (visual range) dan keterbatasan informasi tentang kondisi terbang pesawat (misalnya kecepatan, sudut roll dan sebagainya).

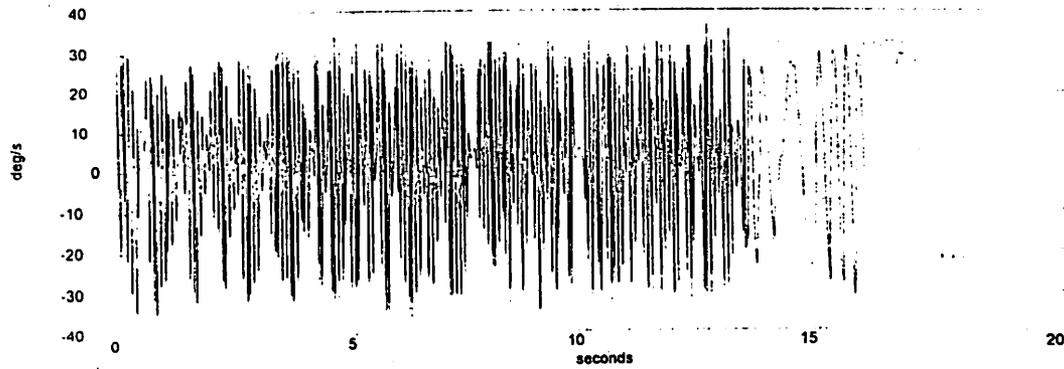


Gambar 5: Pengukuran sensor sudut serang diambil saat tidak ada turbulen

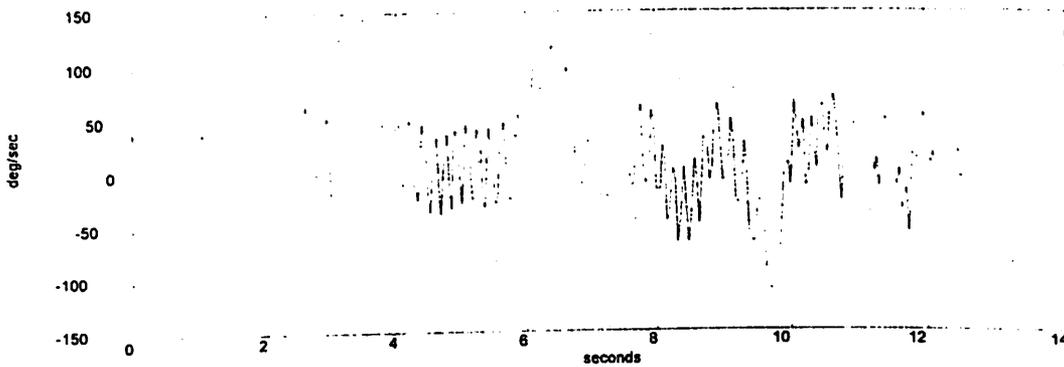


Gambar 6: Pengukuran sensor sudut serang diambil saat ada turbulen

- Pada prinsipnya semua manuver harus dimulai dari kondisi trim. Namun pada prakteknya keadaan kondisi trim awal ini susah untuk dicapai.
- Adanya getaran karena putaran engine menyebabkan terkontaminasinya semua data inersia yang terekam. Gambar 7 dan 8 memperlihatkan perbedaan data roll rate yang didapat dengan keadaan engine menyala dan engine idle. Terlihat bahwa untuk mendapatkan data yang baik, manuver harus dilakukan dengan engine idle.
- Adanya Coupling antara gerakan longitudinal dan lateral selama manuver berlangsung.
- Pada konfigurasi pesawat dengan inherent stabilitas yang tinggi, respon dinamik dari pesawat model yang didapat akan cukup singkat sehingga menyulitkan dalam analisa datanya.



Gambar 7: Data roll rate yang direkam saat engine menyala



Gambar 8: Data roll rate yang direkam saat engine idle

7. KESIMPULAN

Proses persiapan dan pelaksanaan uji terbang sebuah pesawat model dengan menggunakan radio kontrol memerlukan waktu yang cukup banyak dan akan melibatkan berbagai bidang ilmu. Banyak permasalahan-permasalahan yang timbul baik dalam mempersiapkan instrumentasi dan test uji, maupun dalam pelaksanaan uji terbang itu sendiri. Disini telah dibahas beberapa permasalahan yang dialami penulis dalam keterlibatannya di proyek ini. Interferensi antara sinyal transmitter dan sistem data akuisisi merupakan masalah yang cukup rumit dan hanya bisa ditangani dengan *trial and error*. Manuver yang dilakukan untuk mendapatkan data yang bagus haruslah dengan menerbangkan pesawat pada udara tenang, (terutama dipagi hari) bebas dari adanya turbulen. Manuver juga harus dimulai dari kondisi trim dengan engine idle, serta harus diusahakan agar coupling antara gerak longitudinal dan lateral adalah seminimal mungkin.

DAFTAR PUSTAKA

1. Coleman, R; Robins, A.J., Frary, D.J.; Stephenson, R.,1981, **Mini-RPV Research**, The Aeronautical Journal, Feb.1981, p39-47
2. Hamory, P.J., Murray, J.E.,1994, **Flight Experience With Light-Weight, Low Power Miniaturised Instrumentation Systems**, Journal of Aircraft Vol.31, No.5, Sept-Oct.1994, p.1016-1021
3. Howell, S. and Williams, B.,1994, **Stealmouth Telemetry Systems**, RMIT Engineering Conference Journal, ENGenius'94, p.43-46
4. Iliff, K.W., Maine, R.E.; Shafer, M.,1976, **Subsonic Stability And Control Derivatives For An Unpowered, Remotely Piloted 3/8 Scale F-15 Airplane Model Obtained From Flight Test**, NASA TN D-8136
5. Kneen, J.,1994, **Avionics Projects at RMIT**, AOPA (Aircraft Owners and Pilots Association of Australia), Vol.47, No.8, August 1994, p.45-48
6. Sofyan, E., Bil, C., Danaher, R.,1996, **Aircraft Model Flight Test for Parameter Identification**, Proceeding of the 2nd ISASTI (International Symposium on Aeronautical Science and Technology in Indonesia), 27 July 1996, Jakarta, Indonesia, vol.1, page 118-129
7. Valentinis, F., Bil, C., Riseborough, P.,1996, **Development and Trials of an Autonomous Flight Control System for UAVs**, proceeding of the ICAS 1996 in Italy
8. Wong, K.C.; Newman, D.M.,1989, **Exploratory Study Into The Use Of A Remotely Piloted Vehicle (RPV) For Aerodynamic Research**, Proceeding of The Australian Aeronautical Conference 1989, Melbourne, 9-11 Oct.1989, p.27-30
9. Yip, L.P., Ross, H.M., Robelen, D.B.,1992, **Model Flight Test Of A Spin-Resistant Trainer Configuration**, Journal of Aircraft, vol.29, no.5, Sept-Oct