

PERANCANGAN PROSEDUR UJI TERBANG UAV UNTUK VALIDASI KECEPATAN *STALL* PUNA BPPT

DESIGN OF FLIGHT TEST SEQUENCE FOR BPPT UAV *STALL* SPEED VALIDATION

Jemie Muliadi

Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT)
jemie.muliadi@bppt.go.id; jemiemuliadi@hotmail.com

Abstrak

Makalah ini berisi metode perancangan prosedur uji terbang Pesawat Udara Nir Awak, khususnya pada uji *stall* (*stall test*). Metode ini diterapkan pada penyelenggaraan uji *stall* PUNA dengan berat lepas landas 120 kg. Uji *stall* merupakan jenis uji penting dalam validasi kecepatan *stall* PUNA. Kecepatan *stall* pada PUNA merupakan salah satu faktor yang menentukan akurasi perkiraan jarak jangkauan maksimum dan ketahanan terbang PUNA. Perancangan prosedur uji *stall* PUNA adalah hal yang penting untuk meminimalisasi resiko di lapangan. Uji *stall* sendiri merupakan hal yang beresiko tinggi, ketika PUNA dibuat kehilangan gaya angkat untuk kemudian dipulihkan kembali supaya tidak mengalami kecelakaan terbang. Sedemikian tinggi resiko ini, sehingga perlu diatur dengan skenario yang memungkinkan segala antisipasi pada kelakuan terbang PUNA ketika *stall* maupun setelah mengalami *stall*. Dengan metode ini, telah dihasilkan prosedur uji *stall* yang aman, efisien dan efektif untuk menentukan kecepatan *stall* PUNA.

Kata kunci: Uji terbang drone, uji *stall*, PUNA BPPT.

Abstract

This paper proposes a stall speed measurement procedure for 120 kg class of UAV. It was applied in the flight test of Indonesian UAV, PUNA. The stall test itself is an important item among the flight test list since it determines the estimation's accuracy for the maximum range and maximum endurance of PUNA. The PUNA stall test procedure must be designed with care to minimize the risk in the test field. The stall test is a high-risk activity since PUNA will be brought to lose its lift, then restored back into a normal flight, thus avoid any potential of incident. To overcome this elevated risk, a proper scenario must be carefully arranged to anticipate the flight behavior of PUNA when entering stall or post-stall. Application of this method will increase the safety, efficiency and effectiveness level of the PUNA stall speed by the procedure resulted.

Keywords: UAV Flight Test, Stall Test, PUNA BPPT.

1. PENDAHULUAN

Uji *stall* merupakan salah satu butir uji terbang yang penting bagi pesawat udara tak berawak. Meskipun uji ini berbahaya dan beresiko tinggi, kecepatan *stall* pesawat udara tetap perlu divalidasi agar jangkauan dan ketahanan terbang pesawat dapat dihitung dengan akurat. Untuk mengurangi resiko tersebut, maka dirancanglah prosedur uji *stall* untuk pesawat udara tak berawak yang dipaparkan dalam naskah ini. Sebagai pendahuluan dari penyusunan prosedur ini akan dipaparkan permasalahan, latar belakang dan tujuan dari prosedur uji *stall*.

Pesawat Udara Nir Awak (PUNA) telah berkembang pesat untuk berbagai aplikasi, tersebar mulai dari kepentingan militer hingga sipil, aplikasi pertanian hingga transportasi [1], bahkan pada mitigasi bencana hingga keperluan SAR [2, 3]. Untuk memenuhi berbagai tujuan tersebut, PUNA diproduksi dalam berbagai kelas ukuran. Dengan semakin maraknya penerapan PUNA, maka Pemerintah telah mengatur pengembangan dan pengoperasian PUNA ini melalui peraturan Menteri Perhubungan [4, 5].

Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) telah mengembangkan PUNA sejak tahun 1999 [6] dan menghasilkan beberapa purwarupa pada kelas jarak-menengah (*medium range*), jarak pendek (*short-range*) dan jarak dekat (*close-range*). Salah satu PUNA tersebut adalah BPPT-02A "Pelatuk" yang dikembangkan untuk jarak menengah, dan dilengkapi juga dengan kemampuan

membawa peralatan pengindra seberat 20 kg sehingga berat lepas landasnya (TOW) menjadi 120 kg [6]. Dengan dimensi yang demikian besar, maka sistem pengendali mandiri (*autopilot*) dan sistem penentu terbang mandiri (*autonomous*) pesawat perlu mendapatkan parameter-parameter terbang yang akurat untuk mengendalikan PUNA dalam misi terbangnya. Salah satu parameter penting bagi perangkat lunak *autopilot* dan *autonomous flight controller* PUNA adalah kecepatan *stall*-nya [7, 8].

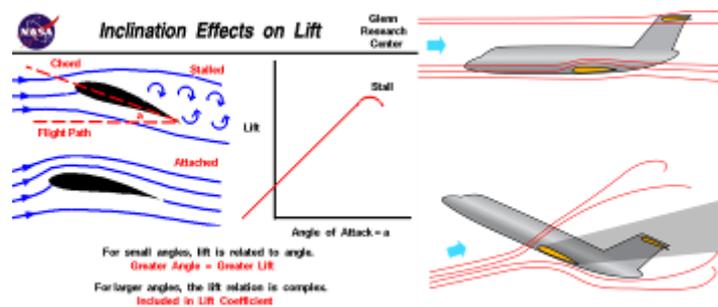


Gambar 1. PUNA BPPT-02A “Pelatuk”

2. VERIFIKASI KECEPATAN STALL DENGAN UJI TERBANG

Penentuan prosedur kecepatan *stall* PUNA akan dilakukan dengan memodifikasi prosedur uji *stall* pada pesawat udara berawak. Untuk menggambarkan prosedur uji *stall* tersebut, maka pada bab ini akan dibahas signifikansi dan tujuan pengukuran kecepatan *stall* beserta resiko yang dihadapi dalam uji tersebut. Sehingga, munculah serangkaian prosedur pengukuran kecepatan *stall* yang akan di adopsi dan dimodifikasi untuk mengukur kecepatan *stall* PUNA. Pada bab ini, akan dijelaskan teori dan konsep dalam uji *stall* sebagai dasar untuk menyelesaikan persoalan yang diteliti. Persoalan dalam penelitian ini adalah merancang prosedur pengukuran kecepatan *stall* PUNA BPPT dan metodologi penyelesaiannya dimulai dengan perumusan masalah, studi literatur, dan optimalisasi rancangan.

2.1. Kecepatan *Stall* Pesawat Udara dan Signifikansinya



Gambar 2. Ilustrasi *Stall*
(Sumber gambar: www.nasa.gov)

Fenomena *stall* adalah peristiwa rusaknya keteraturan aliran udara di permukaan sayap pesawat udara yang mengakibatkan hilangnya gaya angkat secara tiba-tiba [9]. Gambar 2 mengilustrasikan terjadinya *stall* pada pesawat udara akibat sudut serang sayap yang terlalu besar. Kondisi kritis tersebut membuat pengukuran kecepatan *stall* menjadi penting untuk mengkaji dinamika terbang pesawat udara. Selain itu, validasi kecepatan *stall* menjadi penting karena nilai tersebut diperlukan untuk menentukan nilai ambang bagi pergerakan pesawat udara antara lain pada fase lepas-landas, mendarat, dan berbelok. Perkalian dengan kecepatan *stall* menjadi kriteria dalam pergerakan penerbangan pesawat udara, sehingga kecepatan *stall* biasanya paling awal dicari dalam suatu program uji terbang [10]. Uji *stall* ini beresiko tinggi bagi kru dan pesawat, namun, justru karena itulah maka penyelidikan karakteristik *stall*

pesawat udara perlu dilakukan untuk membuatnya lebih aman ketika dioperasikan [9], dan penting pula dalam proses sertifikasinya [10].

Meski demikian, uji stall tidak selalu mudah untuk dilakukan, selain karena risikonya yang tinggi, kehadiran vibrasi sebelum *stall* atau *buffeting effect*, mempersulit pilot uji menentukan status pesawat telah *stall* atau belum mengalami *stall* [11]. Uji terbang yang memaksa pesawat mengalami *stall*, secara alami adalah berbahaya. Sejak 1970, telah banyak riset mengenai hal ini, didorong oleh kecelakaan-kecelakaan ketika pesawat udara uji kehilangan keterkendaliannya setelah *stall* [9]. Setelah *stall*, pesawat udara dapat bergerak tak terarah dan kehilangan orientasi terbangnya [12], atau menghujam bumi, dan berakhir dengan kecelakaan, sehingga resiko-resiko ini perlu dikaji dengan baik [13, 14]. Dengan demikian, pelaksanaan uji *stall* memerlukan persiapan yang matang, terencana baik dan personel yang kompeten.

2.2. Prosedur Pengukuran Kecepatan Stall Pesawat Udara

Pada subbab ini akan disajikan sebagian bahasan-bahasan yang menjadi acuan penyelenggaraan uji *stall* pesawat udara. Pembahasan tersebut dibatasi pada variabel pada uji *stall*, persyaratan penyelenggaraan pengukuran *stall*, dan prosedur pengukuran kecepatan *stall* pada pesawat udara berawak. Ketiga topik tersebut adalah bahasan yang sangat relevan dalam penentuan prosedur pengukuran kecepatan stall untuk PUNA pada bab selanjutnya.

Dalam uji *stall* pesawat udara berawak, variabel-variabel yang terlibat meliputi [9]: Konfigurasi (*configuration*); Berat Kotor (*gross weight*); Pusat Massa (*center of gravity*); Status sistem penambah kestabilan dan pengendalian (*stability & control augmentation*); Pembebanan akibat ruang simpan eksternal (*external store loadings*); Kecepatan *stall* dan *departure*, ketinggian (*altitude*), sikap (*attitude*); Efek pendorong (*thrust*) dan Efek giroskopik (*gyroscopic*).

Persyaratan penyelenggaraan pengukuran *stalling speed* (V_{S0}) ditentukan dengan kondisi [15]: Mesin dalam kondisi *idle* dan tuas *throttle* dalam kondisi ditutup; Baling-baling (*propeller*) dalam kondisi siap lepas landas (*take-off*); Roda pendarat (*landing gear*) terdorong di luar badan pesawat (*extended*); *Flap* pada sayap (*wing flaps*) dalam posisi pendaratan (*landing position*); Posisi pusat massa paling depan (*most forward c.g*); Berat ketika pesawat udara diukur kecepatan *stall*-nya akan menjadi faktor penentu (*factor to determine*) dan sesuai standar yang berlaku.

Prosedur pengukuran *stalling speed* adalah sebagai berikut [15]:

- Pesawat udara harus dalam kondisi setimbang (*trim*), dengan pendorong pada pengaturan yang paling lemah (*power off*) dan bergerak dapat pada satu setengah kali kecepatan *stall* yang diantisipasi dalam perhitungan sebelum uji, atau pada kecepatan minimum. Pilihan dijatuhkan pada nilai kecepatan yang paling besar.
- Selanjutnya pesawat udara dibuat semakin perlahan hingga mencapai 10 knots sebelum *stall*. Kemudian pesawat udara lebih diperlambat lagi hingga terjadi pengurangan kecepatan sebesar satu knot per detik atau lebih lambat lagi hingga terjadi *stall* atau pengendali longitudinal berhenti bekerja.
- Walaupun pesawat udara menerapkan sistem pengukur *airspeed* uji terbang terkalibrasi (*calibrated flight test airspeed system*) dengan menggunakan *stalling calibrated airspeed* dan *indicated airspeed* secara bersamaan, hasil pengukuran dengan instrumen *airspeed* sistem yang terpasang di pesawat tetap harus dicatat.
- Untuk memperoleh nilai eksak (*exact determination*) kecepatan *stall*, maka sejumlah manuver *stall* harus dilakukan dengan laju perlambatan kecepatan menuju *stall* (*entry rate*) dibuat satu knot per detik. Resultan kecepatan-kecepatan ini diplot terhadap semua *entry rate* itu untuk menentukan nilai-nilai di kondisi laju perlambatan satu knot per detik.
- Hasil-hasil pengukuran terhadap waktu (*time history*) dari semua uji terbang *stall* harus direkam sehingga berat aktual pesawat saat diuji dapat ditentukan.
- Ketika *aerodynamic stall* telah terjadi, maka kecepatan *stall* pada kondisi berat pesawat dalam uji tersebut dapat dikoreksi ke nilai kecepatan *stall* untuk berat maksimum lepas landas (MTOW, *maximum take-off weight*) dengan rumusan berikut, dengan V_S adalah kecepatan stall terkoreksi (*corrected stall speed*, CAS); V_{ST} adalah kecepatan *stall* pada saat uji terbang dalam CAS; W_S adalah berat maksimum lepas landas dan W_T adalah berat pesawat pada saat uji *stall* dilakukan:

$$V_S = V_{ST} * \sqrt{\frac{W_S}{W_T}} \quad (3)$$

Setelah mempelajari prosedur uji *stall* pada pesawat berawak, maka prosedur pengukuran kecepatan *stall* PUNA akan dilakukan. Dengan anatomi struktur yang serupa dengan pesawat udara berawak, yaitu *fuselage, rectangular wing, aileron, vertical tail, rudder, horizontal tail* dan *elevator*, maka PUNA BPPT akan memasuki kondisi *stall* dengan kemiripan seperti pada pesawat udara berawak. Kemiripan ini akan digunakan untuk mempermudah desain prosedur pengukuran kecepatan *stall* PUNA BPPT sebagai turunan dari prosedur uji *stall* pesawat udara berawak.

3. PROSEDUR UJI STALL UNTUK PESAWAT UDARA NIR AWAK

Kemiripan karakter terbang PUNA BPPT dengan pesawat udara berawak akan memudahkan perancangan prosedur pengukuran kecepatan *stall*-nya. Dengan mengaplikasikan prinsip-prinsip uji terbang, dan memodifikasi tekniknya, maka prosedur pengukuran kecepatan *stall* PUNA BPPT akan diturunkan dari pembahasan prosedur uji *stall* di bab sebelumnya.

Kecepatan *stall* menjadi salah satu parameter penting bagi perangkat lunak pengendali terbang (*flight controller*) PUNA. Nilai kecepatan *stall* ini menjadi penting karena diperlukan untuk mencegah terjadinya *stall* dalam pengoperasian wahana, untuk mengawasi sudut guling (*bank angle*), membatasi *minimum airspeed*, penentuan kecepatan lepas landas (*take-off speed*), membatasi kecepatan belok terendah (*minimum bank turn speeds*), menentukan nilai kecepatan *accelerated stall speed* dan juga nilai kecepatan mendarat (*landing speed*) [7, 8]. Untuk itulah, maka pada bab ini akan disusun prosedur-prosedur yang diperlukan untuk menentukan kecepatan *stall* PUNA BPPT.

3.1. Variabel dan Persyaratan Penyelenggaraan Uji Stall PUNA BPPT

Dalam uji *stall* PUNA BPPT, variabel-variabel yang terlibat meliputi:

- a) Konfigurasi (*configuration*);
- b) Berat Kotor (*gross weight*);
- c) Pusat Massa (*center of gravity*);
- d) Kecepatan *stall* dan *departure*, ketinggian (*altitude*), sikap (*attitude*);
- e) Efek pendorong (*thrust*) dan
- f) Efek giroskopik (*gyroscopic*).

Keenam variabel tersebut adalah variabel-variabel yang relevan dengan kondisi PUNA BPPT. Penghapusan variabel *stability & control augmentation* dilakukan karena uji *stall* PUNA BPPT akan dilakukan oleh pilot uji dengan pengalaman yang cukup lama menangani pesawat aeromodeling. Pengalaman tersebut membuat pilot antisipatif terhadap respon PUNA BPPT setelah pada saat *stall* dan setelahnya. Uji *stall* PUNA BPPT tidak dilakukan dengan bantuan alat pengendali elektronis berbasis komputer mengingat pilot uji di darat masih berada dalam jarak pandang yang cukup jelas untuk melakukan manuver pemulihan (*recovery*) PUNA BPPT dari kondisi *stall* menjadi terbang normal. Sedangkan penghapusan variabel *external store loadings* dilakukan karena PUNA BPPT tidak dilengkapi dengan fitur tersebut.

Persyaratan penyelenggaraan pengukuran *stalling speed* PUNA BPPT ditentukan dengan kondisi:

- a) Mesin dalam kondisi *idle* dan tuas *throttle* dalam kondisi ditutup.
- b) Posisi pusat massa paling depan (*most forward c.g.*).
- c) Berat ketika pesawat udara diukur kecepatan *stall*-nya akan menjadi faktor penentu (*factor to determine*) dan sesuai standar yang berlaku.

Ketiga kondisi persiapan ini adalah kondisi-kondisi yang sesuai dengan pengoperasian PUNA BPPT. PUNA BPPT dilengkapi dengan baling-baling bersudut dongak tetap (*fixed-pitch propeller*) sehingga tidak terdapat perbedaan baling-baling ketika lepas landas maupun mendarat. Roda pendarat PUNA BPPT terpasang secara tetap, dengan penyangga menjulur menopang kedua roda utama dan sebuah roda depan, sehingga berat keseluruhan roda pendarat bisa dibuat minimum karena tidak menyertakan sistem retraksi (sistem penarik dan penyimpanan roda pendarat). PUNA BPPT tidak dilengkapi dengan *flap* untuk menyederhanakan mekanisme pengendalian dari darat. Hal-hal tersebut

membuat kondisi persiapan pada baling-baling, roda pendarat, dan *flap* dapat dihapuskan untuk persiapan uji *stall* PUNA BPPT.

3.2. Prosedur Pengukuran Kecepatan *Stall* PUNA BPPT

Dengan berbagai penyederhanaan, maka prosedur pengukuran *stalling speed* PUNA BPPT adalah sebagai berikut:

- PUNA dalam kondisi setimbang (*trim*), dengan pendorong paling lemah (*power off*) dan bergerak dapat pada satu setengah kali kecepatan *stall* yang diantisipasi dalam perhitungan sebelum uji, atau pada kecepatan minimum. Pilihan dijatuhkan pada nilai kecepatan yang paling besar.
- Selanjutnya PUNA dibuat terbang semakin perlahan hingga mencapai 10 knots sebelum *stall*.
- Kemudian PUNA lebih diperlambat lagi hingga terjadi *stall* atau pengendali longitudinal berhenti bekerja.
- Untuk memperoleh nilai eksak (*exact determination*) kecepatan *stall*, maka sejumlah manuver *stall* dilakukan.
- Hasil-hasil pengukuran terhadap waktu (*time history*) dari semua uji terbang *stall* direkam sehingga berat aktual PUNA saat diuji *stall* dapat ditentukan.
- Ketika *aerodynamic stall* telah terjadi, maka kecepatan *stall* pada kondisi berat PUNA dalam uji tersebut dapat dikoreksi ke nilai kecepatan *stall* untuk berat maksimum lepas landas (MTOW, *maximum take-off weight*) dengan rumusan pada Persamaan ((3).

Dalam uji *stall* pada PUNA BPPT, pengendalian pesawat dilakukan oleh pilot uji dari darat dengan pengamatan visual terhadap kelakuan terbang pesawat. Mengingat kritisnya kelakuan terbang pesawat setelah mengalami *stall*, maka pilot tidak diperkenankan melakukan pengendalian dari dalam stasiun kendali darat (*ground control station*, GCS), tetapi harus melihat langsung ke PUNA BPPT yang mengalami *stall* untuk mengantisipasi dan memulihkan gerak terbangnya. Dengan demikian, *pilot console* atau antarmuka pengendali yang digunakan adalah *controller aeromodelling* yang tidak memberikan *display* kecepatan terbang, sehingga pilot akan kesulitan memperlambat PUNA dengan target 1 knot per detik. Sebagai kompensasi dari keterbatasan ini, maka kecepatan *stall*, akan lebih akurat ditentukan secara *off-line*, dengan mengamati plot kecepatan terhadap waktu, serta ketinggian dan sikap PUNA terhadap waktu, di sekitar terjadinya *stall*.

Sistem *telemetri* PUNA BPPT akan mengirim data ke GCS untuk direkam dan diplot segera setelah manuver *stall* dieksekusi. Maka, pilot uji dapat berkonsentrasi memulihkan pesawat pasca *stall* karena tidak perlu memperhatikan perubahan kecepatan terbang PUNA di sekitar terjadinya *stall*.

3.3. Prosedur Pemulihan Pasca *Stall* PUNA BPPT

Walau dengan dimensi yang lebih kecil daripada pesawat udara berawak, tidak berarti uji *stall* PUNA BPPT menjadi tidak berbahaya. Dengan massa 120 kg, dan ketinggian terbang sekitar 200-300 meter dari permukaan tanah, PUNA memiliki potensi energi tumbukan yang cukup besar apabila tidak berhasil dipulihkan dari *stall*. Apabila pemulihan dari *stall* tidak dapat dilakukan dengan baik, maka pesawat dapat mengalami *full stall* dan menjalar menjadi *spin* [16]. Dengan demikian, penting bagi pilot untuk mampu mengenali tanda-tanda awal dari *stall* atau *spin*, dan juga mampu memulihkan pesawat pada terbang normalnya. Beberapa potensi permasalahan dapat teramati dari *wing drop* atau *roll-off*, *deep stall lock-in* atau *pitch up* [10].

Prosedur pemulihan dari beberapa jenis *stall*, meliputi *the low-speed stall*, *the deep stall*, *the accelerated stall* dan *the power on stall* sebagai berikut [17]:

a) *Low-speed stall*,

Pada kasus *low-speed stall*, pilot harus segera memberikan gaya dorong penuh (*full thrust*), lalu tuas kendali didorong penuh ke depan dalam posisi *nose-down* atau *roll-neutral*. Sudut belok yang terjadi segera dikoreksi dengan defleksi *rudder*, namun tidak boleh mendadak. Tuas kendali dapat diangkat ketika hidung PUNA mengarah ke bawah dan nilai *airspeed* meningkat hingga mencapai nilai jelajah normalnya. Apabila terjadi *wing drop*, koreksi lateral harus ditunda sampai sayap pulih dari *stall* (*unstalled*).

- b) *Deep stall*,
Pada kasus *deep stall*, gaya dorong diberikan penuh apabila: *elevator* mulai merespon perintah dari tuas kendali pada posisi *neutral roll*, dan tuas kendali didorong ke depan untuk mengarahkan hidung PUNA semakin ke bawah. Hidung pesawat harus diarahkan ke bawah untuk memulai prosedur pemulihan secara normal, namun tuas kendali tidak boleh ditarik terlalu mendadak.
- c) *Accelerated stall*,
Pada kasus *accelerated stall*, pilot perlu melonggarkan tekanan dari belakang tuas kendali secara perlahan, dan menggunakan kendali lateral dengan defleksi kecil untuk meneruskan manuver pesawat.
- d) *Power on stall*;
Pada kasus *power on stall*, pilot harus sesegera mungkin memberikan gaya dorong penuh (*full thrust*) dan secara bersamaan merendahkan posisi hidung pesawat. Selanjutnya, proses pemulihan akan seperti pada *low speed stall*, yaitu mengarahkan hidung ke bawah dalam kondisi *roll-neutral*, dan menggunakan *rudder* untuk koreksi sudut belok. Tuas kendali baru boleh digunakan untuk menaikkan hidung pesawat bila hidung pesawat telah mengarah ke bawah dan *airspeed* telah meningkat ke nilai jelajah atau nilai pendakian yang normal.

Dengan demikian, telah dihasilkan rancangan prosedur pengukuran kecepatan *stall* PUNA BPPT beserta dengan prosedur pemulihan pasca *stall* PUNA BPPT. Sebelum uji *stall* dilakukan, telah didefinisikan pula variabel-variabel dan persyaratan penyelenggaraan uji *stall* PUNA BPPT. Oleh karena itu permasalahan yang diteliti dalam makalah ini telah diformulasikan solusinya dengan metode studi literatur.

4. KESIMPULAN

Setelah menganalisa uji *stall* pada pesawat udara berawak, maka di dalam makalah ini telah dihasilkan prosedur pengukuran kecepatan *stall* pada PUNA BPPT. Sebelum melaksanakan prosedur tersebut, pelaksana uji *stall* PUNA BPPT perlu memahami terlebih dahulu variabel-variabel pada uji *stall* dan persyaratan penyelenggaraan pengukuran *stall*. Variabel-variabel tersebut meliputi: Konfigurasi; Berat Kotor; Pusat Massa; Kecepatan *stall* dan menuju *stall*, ketinggian, sikap; Efek pendorong (*thrust*) dan Efek giroskopik (*gyroscopic*). Sedangkan persyaratan penyelenggaraan pengukuran *stall* untuk PUNA meliputi: mesin dalam kondisi *idle* dan tuas *throttle* dalam kondisi ditutup; Posisi pusat massa paling depan; Berat ketika pesawat udara diukur kecepatan *stall*-nya akan menjadi faktor penentu (*factor to determine*) dan sesuai standar yang berlaku.

Prosedur pelaksanaan uji *stall* telah dirangkum pada subbab 3.2 yang merangkum persiapan menuju *stall*, memasuki keadaan *stall* dan menentukan besarnya kecepatan *stall* PUNA BPPT. Prosedur pemulihan setelah *stall* juga telah dijabarkan pada subbab 3.3 meliputi pemulihan pada: *the low-speed stall*, *the deep stall*, *the accelerated stall* dan *the power on stall*. Prosedur-prosedur ini dirancang untuk diterapkan pada PUNA BPPT ataupun *drone* bersayap tetap dengan MTOW 120 kg.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih disampaikan kepada PTIPK-BPPT atas fasilitas dan dukungan yang diberikan kepada penulis selama menjadi Flight Test Engineer PUNA BPPT, sehingga dapat melakukan penelitian ini.

PERNYATAAN PENULIS

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

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Y. Du, C. Zhao, F. Li, and X. Yang, "An Open Data Platform for Traffic Parameters Measurement via Multicopter Unmanned Aerial Vehicles Video," *Journal of Advanced Transportation*, vol. 2017, pp. 12, 2017.
- [2] T. Prucksakorn, K. Wachirattanakornkul, and I. Nilkhamhang, "Unmanned aerial vehicle for observing landslide with iterative feedback tuning," in The 10th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology, 2013, pp. 1-5.
- [3] "Drone tested by Albany sea rescuers at Salmon Holes set to help in emergencies," *ABC News*, A. Sargent, ed., 2017.
- [4] *Peraturan Menteri Perhubungan RI No. PM 47 Tahun 2016 tentang Perubahan atas Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 180 tahun 2015 tentang Pengendalian Pengoperasian Sistem Pesawat Udara Tanpa Awak di Ruang yang Dilayani Indonesia* K. P. RI Standard PM 47/2016, 2016.
- [5] *Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 180 tahun 2015 tentang Pengendalian Pengoperasian Sistem Pesawat Udara Tanpa Awak di Ruang yang Dilayani Indonesia* K. P. RI Standard PM 180/2015, 2015.
- [6] J. Muliadi, "Development of BPPT's UAS in T-Tail, V-Tail and Inverted V-Tail Configurations," in UAS China 2008, Beijing, 2008.
- [7] A. D. Team; "Stall Prevention," May 14, 2017; <http://ardupilot.org/plane/docs/stall-prevention.html>.
- [8] F. N. Henderson, "Stall Speed measurement and use," http://www.inertial-solutions.us/pdf_files/Stall%20Speed.pdf, [May 13, 2017, 2014].
- [9] D. T. Ward, T. W. Strganac, and R. Niewoehner, "Introduction to Flight Test Engineering," Hunt Publishing Co., Dubuque, Iowa, 2001.
- [10] R. D. Kimberlin, *Flight testing of fixed wing aircraft*: AIAA, 2003.
- [11] B. G. Powers, and N. W. Matheny, "Flight Evaluation of Three Techniques of Demonstrating the Minimum Flying Speed of a Delta-Wing Airplane," National Aeronautics and Space Administration, 1964.
- [12] S. PEKMEZOVIĆ, M. JOVANOVIĆ, and Z. ILIĆ, "Flight Testing Methodology and Procedure of Spin Characteristic on Basic Training Aircraft," in The 4th International Scientific Conference on Defensive Technologies (OTEH), Belgrade, Serbia, 2011, pp. 128-132.
- [13] M. Thurber, "Post-maintenance stall tests raise safety concerns," *Business Aviation*, <http://www.ainonline.com/aviation-news/aviation-international-news/2006-09-13/post-maintenance-stall-tests-raise-safety-concerns>, 2006].
- [14] IATA, *Loss of Control In-flight (LOC-I) Prevention: Beyond the Control of Pilots*, 1 ed., Montreal, Quebec, CANADA: International Air Transport Association, 2015.
- [15] "Flight Test Guide for Assessment of Amateur-Built Aircraft Accepted under an ABAA," A. C. A. S. Authority, ed., 2005.
- [16] F. A. Administration, "Glider Flying Handbook," U. S. D. o. Transportation, ed., 2013.
- [17] P. J. Swatton, *Principles of flight for pilots*: John Wiley & Sons, 2011.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Jemie Muliadi
Tempat & Tgl. Lahir : Jakarta, 17 Juli 1979
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : BPPT
NIP. / NIM. : 197907172006041004



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 13 Jakarta Utara Tahun: 1998
STRATA 1 (S.1) : ITB Teknik Penerbangan Tahun: 2005
STRATA 2 (S.2) : UI Teknik Elektro Tahun: 2014

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Gd. 256, Lt. 2, PTIPK-BPPT, Kompleks Puspiptek, Serpong
Telp. : 021-4353086
Email : jemie.muliadi@bppt.go.id; jemiemuliadi@gmail.com