



## Persyaratan Kendali Terbang untuk Pesawat Terbang tak Berawak Sayap Tetap

### *Flight Control Requirements for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle*

Prasetyo Ardi Probo Suseno<sup>1)</sup>, Ardian Rizaldi<sup>2)</sup>, Angga Septiyana<sup>3)</sup>, Yusuf Giri Wijaya<sup>4)</sup>, Fuad Surastyo Pranoto<sup>5)</sup>

Pusat Riset Teknologi Penerbangan (Pustekbang) – Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN), Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Kab. Bogor, Jawa Barat, Indonesia  
Email: susenoprasetyo@yahoo.com<sup>1)</sup>

#### INFO ARTIKEL

##### Histori Artikel:

Diterima: 7 September 2022  
Direvisi: 9 November 2022  
Disetujui: 19 November 2022  
Dipublikasi Online: Desember 2022

##### Keywords:

DO-178C, Flight control, MIL-F-8785, Flight requirement, UAV

##### Kata kunci:

DO-178C, Kendali terbang, MIL-F-8785, Persyaratan terbang, UAV

##### Permalink/DOI:

<https://dx.doi.org/10.25104/wa.v48i2.470>

©2022 Puslitbang Transportasi Udara, Badanlitbang Perhubungan-Kementerian Perhubungan RI. This is an open access article under the CC BY-NCSA license

<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/>

#### ABSTRACT / ABSTRAK

*When designing a flight control system, special criteria that are unique to each aircraft are needed to meet the given mission specifications and to meet the needs of stakeholders. Similar to aircraft design requirements, in general, the control system design requirements are derived from the mission of the aircraft. These requirements must also meet the contracts, standards, specifications, and other formal documents imposed by the stakeholders. Any such flight control design requirements must be provable to meet certification. In general, there is no regulation in Indonesia that specifically requires special criteria regarding flight control to be met on unmanned aircraft, however, there are several regulations and standard documents for manned aircraft as a guide for developing the flight control system. This paper summarizes these documents and provides guidance in developing requirements for fixed-wing unmanned aircraft flight control systems. The studies that have been carried out reveals that the flight control requirements of an aircraft are greatly influenced by the shape of the geometry and the inertia. Because the flight control system is a software-based system, standards for software-based aircraft systems must also be applied. This paper also provides a verification method for the designed system against the developed requirements. This paper is expected to be used as a reference for drone developers to construct the requirements for the designed flight control system.*

Dalam perancangan sistem kendali terbang dibutuhkan kriteria-kriteria khusus yang unik dari setiap pesawat untuk memenuhi spesifikasi misi yang diberikan dan untuk memenuhi kebutuhan *stakeholder*. Seperti halnya persyaratan perancangan pesawat, secara umum persyaratan desain sistem kendali diturunkan dari misi pesawat tersebut. Persyaratan tersebut juga harus memenuhi kontrak, standar, spesifikasi dan dokumen formal lainnya yang dikenakan dari para *stakeholder*. Setiap persyaratan desain kendali terbang tersebut harus dapat dibuktikan untuk memenuhi sertifikasi. Secara umum di Indonesia belum ada regulasi yang secara spesifik mewajibkan kriteria khusus tentang kendali terbang untuk dipenuhi pada pesawat terbang tak berawak, akan tetapi terdapat beberapa regulasi dan dokumen-dokumen standar untuk pesawat berawak sebagai panduan untuk menyusun kriteria - kriteria sistem kendali terbang. Makalah ini merangkum dokumen tersebut dan memberikan panduan dalam menyusun persyaratan untuk sistem kendali

terbang pesawat udara tak berawak sayap tetap. Berdasarkan kajian yang telah dilakukan, persyaratan kendali terbang pada suatu pesawat sangat dipengaruhi oleh bentuk geometri dan inersia. Oleh karena sistem kendali terbang merupakan sistem berbasis *software* maka standar untuk sistem pesawat berbasis perangkat lunak juga harus diterapkan. Makalah ini juga memberikan metode verifikasi untuk sistem yang dirancang terhadap persyaratan yang telah disusun. Diharapkan makalah ini dapat dijadikan acuan bagi para desainer pesawat tak berawak untuk menyusun persyaratan untuk sistem kendali terbang yang dirancang.

## PENDAHULUAN

Teknologi pesawat tak berawak (UAV) adalah teknologi yang telah berkembang luas di era saat ini. Teknologi tersebut juga telah mendapatkan perhatian dari masyarakat Indonesia dan telah dimanfaatkan dalam berbagai bidang seperti pemetaan wilayah (Arrofiqoh dkk., 2022), pemantauan dan mitigasi bencana (Mantong, 2021), serta pemantauan pertumbuhan tanaman (Andika & Suntari, 2021). UAV juga berpotensi dimanfaatkan untuk pemantauan wilayah maritim (Suseno & Wardana, 2021), dan pencarian dan penyelamatan (Shi dkk., 2021). Pengembangan UAV pun telah dicoba dilakukan oleh berbagai pihak. Tentunya untuk mendapatkan sertifikasi kelaikan udara, pengembangan UAV maupun sistem avioniknya harus dapat dipertanggungjawabkan.

Secara umum di Indonesia belum ada regulasi yang secara spesifik mewajibkan kriteria khusus untuk sistem kendali terbang pada UAV. Akan tetapi terdapat beberapa regulasi dan dokumen-dokumen standar untuk pesawat berawak sebagai panduan untuk menyusun kriteria-kriteria sistem kendali terbang. Oleh karena itu, dalam makalah ini penulis mencoba untuk merangkum standar-standar tersebut sebagai panduan untuk menyusun persyaratan sistem kendali terbang untuk UAV.

## TINJAUAN PUSTAKA

Beberapa referensi telah menyebutkan pertimbangan-pertimbangan dalam menyusun persyaratan kendali terbang. Xiyu Li (Li dkk., 2018) memberikan pertimbangan untuk persyaratan kendali terbang dalam kondisi semua *engine* gagal. Yani Zhang (Zhang dkk., 2014) membahas persyaratan dan verifikasi untuk kelaikan udara berbasis

standar kelaikan udara FAR25. Wenhao Bi (Bi dkk., 2021) membuat *template* persyaratan kendali terbang untuk pesawat berawak dalam bahasa DXL dan memuatnya kedalam DOORS.

## METODE

Penelitian ini terbagi menjadi dua bagian utama. Bagian pertama adalah pembahasan tentang pertimbangan persyaratan perangkat lunak untuk sistem pesawat udara berdasarkan standar yang telah diakui dunia internasional. Bagian kedua adalah bagaimana langkah-langkah menyusun persyaratan kendali terbang. Lebih lanjut, pembahasan persyaratan kendali terbang terbagi lagi menjadi kualitas terbang, kualitas *handling* dan perlindungan *flight envelope*.

Penyusunan makalah ini menggunakan metode studi literatur, observasi lapangan dan analisis data uji terbang. Observasi lapangan dilakukan untuk melihat urgensi persyaratan yang disusun terhadap kondisi sebenarnya di lapangan. Dalam hal ini opini pilot dan data uji terbang menjadi salah satu hal penting untuk menilai apakah pesawat dapat dinyatakan terbang dengan baik atau tidak.

## PERTIMBANGAN PERSYARATAN PERANGKAT LUNAK PADA SISTEM PESAWAT UDARA

### DO-178C

Salah satu acuan dalam sertifikasi sistem dan perlengkapan pesawat berbasis perangkat lunak (*software*) adalah dokumen DO-178C (RTCA, 2011). Dokumen ini dirilis pada tahun 2012 dan merupakan hasil kerjasama organisasi RTCA (USA) dan EUROCAE (Eropa). DO-178C merupakan pembaharuan dari DO-178B (RTCA, 1992)

yang terbit pada tahun 1992 dimana dokumen yang baru ini menjadi lebih relevan untuk UAV dibandingkan dengan versi sebelumnya yang lebih difokuskan pada pesawat berawak. Revisi ini dilakukan untuk menjawab perkembangan dalam teknologi *software*, pemrograman dan sebagainya serta perkembangan dari aplikasi *software-software* tersebut. DO-178B juga dinilai kurang mendefinisikan persyaratan level tinggi dan level rendah secara jelas. Persyaratan level tinggi biasanya mengatur persyaratan sistem atau produk secara umum, sedangkan persyaratan level rendah biasanya sudah sangat detail dan mengatur hal-hal yang rinci. Pada pesawat udara urutan level tinggi ke level rendah biasanya didefinisikan sebagai berikut: Pesawat>>Sistem>>Komponen.

DO-178C memiliki pokok bahasan sebagai berikut:

- Konsentrasi pada *software* dengan menentukan antarmuka dalam hal aspek sistem dan *hardware*
- Konsentrasi pada konsep level kritikalitas *software*, yang diakibatkan dari kondisi kegagalan yang terkait
- Konsentrasi pada deskripsi dari proses daur hidup *software* dan penentuan persyaratan kualitas pada tiap proses, yang didirikan pada spesifik level *software*
- Fokus pada definisi dokumen yang diperlukan untuk tiap level *software*, menentukan suatu kerangka kerja konten inklusif
- Konsentrasi pada objektif, aplikabilitas level *software*, dan hasil yang diperlukan untuk memenuhi kualitas tujuan

DO-178C membahas tentang implementasi parameter atau algoritma kendali yang dibangun ke dalam *hardware*, sehingga harus diketahui karakteristik sistem yang diimplementasikan dan karakteristik sistem yang dibutuhkan. Maka dari itu, perlu dilakukan analisis kesenjangan antara persyaratan pada DO-178C dengan kondisi UAV. Selain itu untuk pengembangan *hardware* elektronik perlu untuk mempertimbangkan DO-254 (standar untuk perangkat elektronik aviasi).

### **Software Level**

DO-178C membagi *software* dalam beberapa kategori sebagai berikut:

- *Catastrophic* – kegagalan dapat menimbulkan korban jiwa, biasanya dengan kehilangan pesawat
- *Hazardous* – kegagalan memiliki dampak negatif yang besar pada keamanan atau performa, atau mengurangi kemampuan kru untuk mengoperasikan pesawat akibat kesulitan fisik atau beban kerja yang lebih besar, atau menimbulkan luka serius atau fatal pada penumpang
- *Major* – kegagalan mengurangi margin keamanan secara signifikan atau beban kerja kru secara signifikan. Dapat menyebabkan ketidaknyamanan pada penumpang (atau bahkan luka ringan)
- *Minor* – kegagalan sedikit mengurangi margin keamanan atau sedikit menambah beban kerja kru. Termasuk di dalamnya dapat menyebabkan ketidaknyamanan penumpang atau perubahan rencana terbang rutin.
- *No Effect* – kegagalan tidak berimpak pada keamanan, operasi pesawat, atau beban kerja kru

Sistem kendali terbang berada dalam kategori katastrofik sehingga keamanan harus sangat diperhatikan. Untuk mencapai sertifikasi kategori ini biasanya diperlukan sistem redundan

## **HASIL DAN PEMBAHASAN**

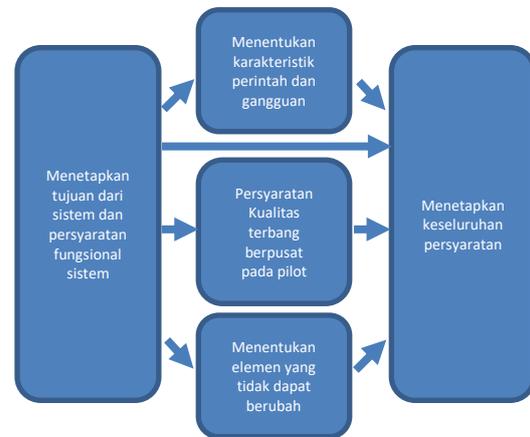
### **Penyusunan Persyaratan untuk Sistem Kendali Terbang**

Dalam menyusun persyaratan desain sistem kendali terbang, yang pertama kali dilakukan adalah mendefinisikan misi dan profil terbang. Dari profil terbang ini kemudian didefinisikan manuver yang harus dilakukan, kualitas terbang seperti apa yang harus dipenuhi dalam manuver tersebut, apa saja gangguan-gangguan yang mungkin terjadi, dan hal-hal lain yang harus dilakukan dalam satu siklus terbang tersebut. Kualitas terbang hendaknya juga mempertimbangkan opini pilot. Berikutnya adalah menentukan bagian dari pesawat yang tidak dapat diubah

(*unalterable element*). Dari semua pertimbangan tersebut barulah disusun persyaratan kendali secara keseluruhan. Untuk lebih jelasnya proses penyusunan persyaratan sistem kendali terbang dapat dilihat pada Gambar 1.

Semua persyaratan desain harus dapat diverifikasi. Metode verifikasi dapat berupa tes, analisis, demonstrasi, inspeksi, maupun desain review. Beberapa persyaratan, secara struktur tidak dapat diverifikasi. Termasuk di dalamnya persyaratan yang menyebutkan bahwa sistem harus tidak pernah atau selalu menunjukkan properti tertentu. Pengujian yang layak untuk persyaratan tersebut akan membutuhkan siklus uji yang tidak terbatas. Persyaratan semacam itu harus ditulis ulang agar dapat diverifikasi. Persyaratan non-fungsional, yang tidak dapat diverifikasi pada

level *software* harus dijaga untuk dokumentasi.



**Gambar 1.** Praktik yang baik dalam menyusun persyaratan sistem kendali terbang.

Secara umum karakteristik persyaratan yang baik (Davis, 1993; IEEE Computer Society, 1998) ditampilkan pada Tabel 1.

**Tabel 1.** Karakteristik persyaratan yang baik

Karakteristik	Deskripsi
Kesatuan(kohesif) Lengkap	Persyaratan hanya membahas 1 hal Persyaratan dituliskan secara lengkap dalam satu tempat tanpa kehilangan informasi
Konsisten	Persyaratan tidak kontradiksi dengan persyaratan yang lain dan konsisten secara penuh dengan seluruh dokumentasi eksternal otoritatif
Tidak terkonjugasi(atomik) Dapat ditelusuri	Persyaratan bersifat atomik dan tidak mengandung konjugasi Persyaratan memenuhi semua atau sebagian dari kebutuhan seperti yang dinyatakan oleh pemangku kepentingan dan didokumentasikan secara otoritatif
Aktual Tidak ambigu	Persyaratan tidak usang seiring berjalannya waktu Persyaratan disebutkan secara ringkas tanpa menyebutkan jargon teknis, akronim (kecuali didefinisikan dalam dokumen persyaratan), atau kata-kata esoteris yang lain. Mengekspresikan fakta objektif, bukan opini subjektif. Hanya menginterpretasikan satu hal. Menghindari subjek yang samar, kata sifat, preposisi, kata kerja dan frasa subjektif. Menghindari pernyataan negatif dan pernyataan ganda.
Menspesifikasi kepentingan Dapat diverifikasi	Persyaratan harus menspesifikasi tingkat kepentingan Implementasi dari persyaratan dapat ditentukan dari metode dasar yang mungkin: inspeksi, demonstrasi, tes (instrumentasi), dan analisis (validasi model dan simulasi).

**Ketertelusuran**

Ketertelusuran (*traceability*) merupakan masalah umum yang dihadapi *developer* dalam berbagai bidang. Pada umumnya ketertelusuran berhubungan dengan kebiasaan kita mencatat semua proses dalam pengembangan suatu sistem atau produk. Masalah ketertelusuran antara lain adalah dokumen manajemen, penanggalan dokumen

dan *version control* dimana dalam proses pengembangan sistem atau produk terjadi banyak revisi. Dalam pendefinisian persyaratan, ketertelusuran menjelaskan transformasi persyaratan level tinggi menjadi persyaratan level rendah.

Di sepanjang daur hidup pengembangan produk perlu dilakukan penelusuran terhadap pemenuhan persyaratannya. Hal ini

dilakukan dengan membuat hubungan antar dokumen yang menyediakan visibilitas terhadap seluruh aktivitas desain, pengembangan, pengujian dan kegiatan pendukung lain dalam rangka memenuhi persyaratan yang ditetapkan. Ketertelusuran membantu para developer komponen yang berbeda untuk saling berkomunikasi sehingga meminimalisir kesalahan ketika komponen tersebut diintegrasikan. Ketertelusuran juga membantu developer untuk mendapatkan umpan balik, melakukan perbaikan dan lain-lain.

### Desain berbasis Model

Metode verifikasi persyaratan dapat dilakukan menggunakan sistem riil atau desain berbasis model (MBD). MBD adalah metode penyelesaian secara matematis dan visual terkait dengan desain kendali yang kompleks, pemrosesan sinyal (Reedy & Lunzman, 2010) dan sistem komunikasi (Ahmadian, 2005). MBD telah digunakan dalam berbagai bidang rekayasa yang kompleks, seperti desain pesawat,

pengembangan sistem persenjataan dan pengembangan sistem *embedded* (Anwar dkk., 2017, 2019, 2020; Madni & Sievers, 2018; Ramos dkk., 2012). Verifikasi desain berbasis model dapat dilihat pada Tabel 2.

Salah satu pengujian MBD level rendah yang sering dipakai dalam pembuatan desain kendali adalah metode *Model in the Loop* (MIL). MIL berupa model numerik dimana *developer* menentukan parameter dan algoritma sistem yang dirancang. Pada level *Software in the Loop* (SIL) algoritma diterjemahkan dalam bahasa pemrograman. Pada level *Processor in the Loop* (PIL) algoritma tersebut sudah dalam bentuk *executable*. Apabila simulasi tidak dijalankan pada *processor* namun dijalankan pada FPGA maka disebut sebagai *FPGA in the Loop* (FIL). Pada level *HILS source code* algoritma sistem sudah di-*deploy* dalam bentuk *executable* dan diimplementasikan ke *hardware*. Untuk persyaratan dan verifikasi sistem riil dapat digunakan pedoman ARP 4754 (SAE International, 2010) dari SAE International (USA).

**Tabel 2.** Verifikasi desain berbasis model.

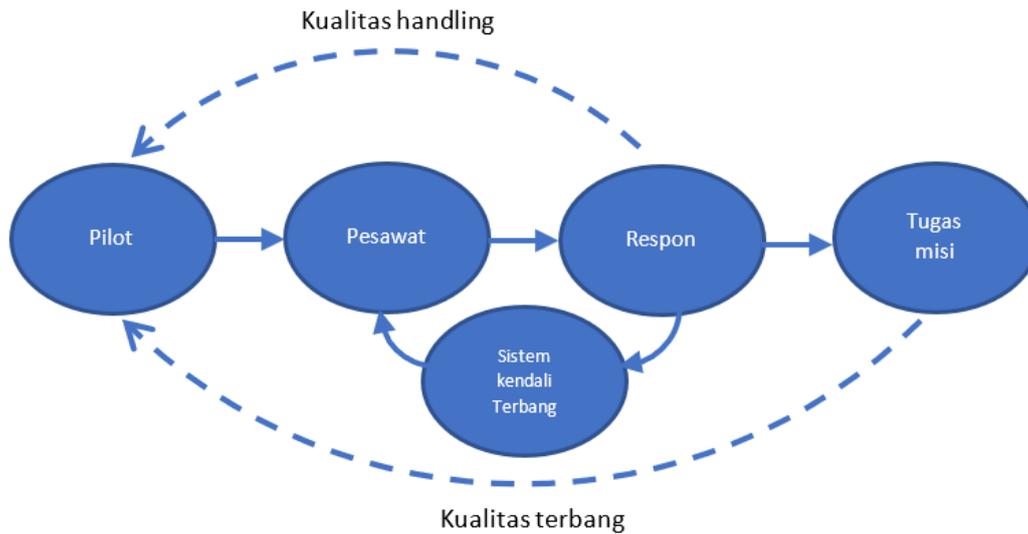
Tes	Perangkat dalam pengujian	Platform eksekusi perangkat	Fokus
MIL	Desain model	Simulink	Verifikasi desain
SIL	<i>Source code</i>	Komputer <i>host</i>	Verifikasi <i>source code</i>
PIL	<i>Executable code</i>	Processor <i>embedded</i> atau set simulator instruksi	Verifikasi <i>object code</i>
FIL	Implementasi <i>hardware</i>	FPGA atau simulator HDL	Verifikasi implementasi <i>hardware</i>
HIL	Sistem <i>embedded</i>	Sistem <i>embedded</i> terkoneksi dengan simulator <i>real-time</i>	Verifikasi sistem

### PERSYARATAN KUALITAS TERBANG DAN KUALITAS HANDLING UAV

Inti dari persyaratan kendali terbang adalah spesifikasi yang menunjukkan kualitas terbang dan kualitas *handling* dari wahana tersebut. Spesifikasi ini ditujukan untuk memastikan bahwa wahana tersebut memiliki kualitas terbang yang memberikan performa dalam menjalankan misi dan keselamatan penerbangan yang memadai terlepas dari implementasi desain atau mekanisasi kendali terbang. Persyaratan ini juga memastikan bahwa mode-mode gerak

dari pesawat berperilaku baik sehingga memungkinkan pilot untuk mengendalikan pesawat.

Pada kualitas terbang dilihat kemampuan pesawat dalam menjalankan keseluruhan misi, sedangkan kualitas *handling* lebih mengarah pada bagaimana pilot mengantisipasi dinamika pesawat. Hubungan antara keduanya ditunjukkan pada Gambar 2. Kualitas terbang dan kualitas *handling* dipengaruhi oleh stabilitas (statik & dinamik) dan kendali pesawat. Stabilitas dan kendali mencerminkan sifat dinamik dari pesawat itu sendiri.



Gambar 2. Hubungan kualitas terbang dan kualitas *handling*

### MIL-F-8785

MIL-F-8785 adalah dokumen spesifikasi militer tentang kualitas terbang pesawat berawak yang dikeluarkan oleh angkatan udara US. MIL-F-8785 digunakan untuk menyusun persyaratan pada level yang lebih tinggi (pesawat). Meskipun MIL-F-8785 ditujukan untuk pesawat militer, standar yang terkandung dapat dimanfaatkan untuk menyusun persyaratan desain pada pesawat sipil. MIL-F-8785 mendefinisikan level kualitas terbang seperti yang ditunjukkan pada Tabel 3. Beberapa persyaratan yang membentuk karakteristik kualitas *handling* yang baik juga dapat diambil dari regulasi yang berhubungan dengan modus gerak pesawat.

Tabel 3. Definisi level kualitas terbang

Level	Definisi
1	Kualitas terbang secara jelas cukup untuk fasa terbang misi
2	Kualitas terbang cukup untuk menyelesaikan fasa terbang misi namun ada beberapa penambahan pada beban kerja pilot atau degradasi pada efektifitas misi
3	Kualitas terbang sedemikian sehingga pesawat dapat dikendalikan dengan aman, namun beban kerja pilot berlebihan atau efektifitas misi tidak memadai atau keduanya. Fasa terbang kategori A dapat dihentikan dengan aman dan fasa kategori B dan C dapat diselesaikan

Level yang dibutuhkan oleh kualitas terbang berhubungan dengan probabilitas kegagalan sistem tertentu. Idealnya persyaratan level kualitas terbang adalah sebagai berikut:

- Setidaknya level 1 untuk kondisi normal
- Setidaknya level 2 setelah kegagalan yang terjadi kurang dari 1 kali per 100 penerbangan
- Setidaknya level 3 setelah kegagalan yang terjadi kurang dari 1 kali per 10000 penerbangan
- Dibawah level 3 tidak diperbolehkan, kecuali dalam kondisi tertentu

MIL-F-8785 banyak menggunakan istilah-istilah karakteristik sistem linear. Dokumen ini juga mengatur persyaratan untuk level kestabilan pesawat. Parameter yang diatur antara lain rasio redaman, frekuensi alami dari mode gerak, dan frekuensi teredam. Parameter tersebut ditentukan untuk setiap modus gerak pesawat pada matra longitudinal maupun lateral-direksional dan pada setiap fase terbang. Definisi fase terbang dapat dilihat pada Tabel 4.

Nilai parameter kestabilan juga ditentukan berdasarkan kelas pesawat. MIL-F-8785 mengklasifikasikan pesawat menjadi 4 kategori berdasarkan bentuk geometri dan inersianya. Untuk UAV, karena ukurannya yang relatif kecil dan berbobot ringan, biasanya dapat dikategorikan pada kelas I yaitu pesawat ringan berukuran kecil. Klasifikasi pesawat secara lengkap

ditunjukkan pada Tabel 5.

Pesawat memiliki filosofi desain dan profil misinya sendiri sehingga sangatlah penting untuk menyadari tipe pesawat, tipe manuver

yang dapat diharapkan dari pesawat, dan kondisi kegagalan yang mungkin terjadi dari pesawat.

**Tabel 4.** Definisi fasa terbang

Kategori	Deskripsi	Contoh
A	Fasa terbang non-terminal membutuhkan manuver cepat, pelacakan presisi, kendali lintas terbang presisi	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Pertempuran udara-udara</li> <li>- Serangan darat</li> <li>- Peluncuran senjata</li> <li>- Pemulihan udara</li> <li>- Pelacakan presisi</li> <li>- Kendali lintas terbang presisi</li> </ul>
B	Fasa terbang non-terminal hanya membutuhkan manuver gradual tanpa pelacakan presisi namun kendali lintas terbang yang akurat mungkin masih dibutuhkan	<ul style="list-style-type: none"> <li>- <i>Climb</i></li> <li>- <i>Cruise</i></li> <li>- <i>Loiter</i></li> <li>- <i>Refueling (tanker)</i></li> <li>- <i>Descent</i></li> <li>- Pengiriman udara</li> <li>- <i>Emergency descent</i></li> </ul>
C	Fasa terbang terminal hanya membutuhkan manuver gradual dan kendali lintas terbang yang akurat	<ul style="list-style-type: none"> <li>- <i>Take off</i></li> <li>- <i>Catapult take off</i></li> <li>- <i>Approach</i></li> <li>- <i>Landing</i></li> </ul>

**Tabel 5.** Tabel klasifikasi pesawat udara

Kelas	Deskripsi	Contoh
I	Pesawat ringan berukuran kecil	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Pesawat utilitas ringan</li> <li>- Pesawat latihan utama</li> <li>- Pesawat observasi ringan</li> </ul>
II	Pesawat berbobot menengah dengan manuverabilitas rendah ke medium	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Pesawat utilitas berat/pencarian &amp; penyelamatan</li> <li>- Pesawat transportasi/kargo/tanker ringan atau menengah</li> <li>- Anti kapal selam</li> <li>- Pesawat transportasi penyerang</li> <li>- Pesawat mata-mata</li> <li>- Bomber taktis</li> <li>- Pesawat penyerang berat</li> </ul>
III	Pesawat besar, berat, dengan manuverabilitas rendah ke menengah	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Pesawat latihan untuk kelas II</li> <li>- Pesawat transportasi/kargo/tanker berat</li> <li>- Bomber berat</li> </ul>
IV	Pesawat dengan manuverabilitas tinggi	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Pesawat latihan untuk kelas III</li> <li>- Pesawat tempur</li> <li>- Pesawat penyerang</li> <li>- Pesawat mata-mata taktis</li> <li>- Pesawat observasi</li> <li>- Pesawat latihan untuk kelas IV</li> </ul>

## PERSYARATAN KUALITAS TERBANG MATRA LONGITUDINAL

### Persyaratan Kestabilan Statik

Kestabilan statik longitudinal menentukan perpindahan untuk kendali *pitch* dan gaya untuk trim. Untuk menjaga kendali pesawat tetap efektif pada semua kondisi terbang, maka margin statik kendali tetap dan kendali bebas tidak boleh terlalu besar atau terlalu

kecil. Variasi untuk posisi kendali *pitch* dan gaya terhadap kecepatan harus *smooth* dan gradien kedua variabel tersebut di sekitar kecepatan trim harus stabil atau setidaknya stabil netral. Dengan kata lain margin statik harus lebih besar atau sama dengan nol.

### Persyaratan Osilasi Periode Pendek

Gerak osilasi pesawat pada matra longitudinal dapat dibedakan menjadi dua

modus. Modus gerak yang memiliki periode pendek disebut modus periode pendek. Batas kestabilan yang diperbolehkan pada modus ini dikuantifikasi dalam bentuk nilai rasio redaman maksimum ( $\zeta_{s,max}$ ) dan minimum ( $\zeta_{s,min}$ ) sebagai fungsi dari kategori fase

terbang dan level kualitas terbang. Batas kestabilan periode pendek ditampilkan pada Tabel 6. Nilai maksimum rasio redaman untuk modus periode pendek secara jelas menyiratkan bahwa modus non-osilasi yang stabil dapat diterima.

**Tabel 6.** Batas rasio redaman modus periode pendek

Kategori Fasa terbang	Level 1		Level 2		Level 3
	$\zeta_{s,min}$	$\zeta_{s,max}$	$\zeta_{s,min}$	$\zeta_{s,max}$	$\zeta_{s,min}$
A	0,35	1,30	0,25	2,00	0,10
B	0,30	2,00	0,20	2,00	0,10
C	0,50	1,30	0,35	2,00	0,25

### Persyaratan Phugoid

*Phugoid* adalah modus gerak osilasi matra longitudinal yang memiliki periode yang lebih panjang. Nilai batas atas dan batas bawah untuk frekuensi *phugoid* tidak dikuantifikasi. Akan tetapi direkomendasikan agar frekuensi modus *phugoid* dan periode pendek dipisahkan dengan baik. Pesawat dapat mengalami kesulitan dalam *handling* ketika rasio frekuensi modus *phugoid* ( $\omega_p$ ) dan periode pendek ( $\omega_s$ )  $\omega_p/\omega_s \leq 0.1$ . Secara umum dinamika *phugoid* dapat diterima apabila modusnya stabil dengan batas rasio redaman sesuai dengan yang ditunjukkan pada Tabel 7.

**Tabel 7.** Rasio redaman *phugoid*

Level kualitas terbang	$\zeta_p$ minimum
1	0,04
2	0
3	Tidak stabil, periode $T_p > 55$ s

## PERSYARATAN KUALITAS TERBANG MATRA LATERAL DIREKSIONAL

### Persyaratan Modus Roll Subsidence

Modus roll subsidence menggambarkan dinamika lateral pesawat dalam jangka pendek sehingga sangat penting dalam menentukan kualitas *handling* lateral. Nilai batas waktu konstan yang diterima

ditampilkan pada Tabel 8. Belum ada ketentuan mengenai nilai maksimum waktu konstan untuk kualitas terbang level 3. *Defence Standard* (DEF-STAN) 00-970 (UK) menyarankan nilai dalam rentang  $6\text{ s} < T_p < 8\text{ s}$ , sementara MIL-F-8785C mengutip nilai 10 s.

### Persyaratan Modus Spiral

Modus spiral yang stabil dapat diterima terlepas dari konstanta waktunya. Akan tetapi, karena konstanta waktunya bergantung pada kestabilan statik lateral (efek *dihedral*), level maksimal kestabilan ditentukan dari gaya kendali *roll* yang diterima. Modus ini menimbulkan perilaku dinamik yang sangat lambat, sehingga menjadi tidak terlalu kritis dalam masalah *handling*, kecuali apabila modusnya sangat tidak stabil. Pengaruh dari kombinasi modus spiral, karakteristik sistem kendali terbang dan momen *roll* pada sudut bank  $20^\circ$  tidak boleh menyebabkan waktu yang diperlukan pesawat untuk menambah sudut bank menjadi dua kali lipat ( $T_2$ ) melebihi batas yang ditampilkan pada Tabel 9.

Untuk pekerjaan analitik, terkadang lebih nyaman untuk mengekspresikan persyaratan modus spiral dalam bentuk time konstan  $T_s$ . Apabila diasumsikan karakteristik modus tidak stabil menimbulkan roll yang murni divergen eksponensial, maka hubungan  $T_s$  dan  $T_2$  dapat dinyatakan dengan rumusan berikut

$$T_s = \frac{T_2}{\log_e 2} \quad (1)$$

Alternatifnya, persyaratan dapat dikuantifikasi seperti yang ditunjukkan pada Tabel 10.

### Persyaratan Modus Dutch Roll

Karena modus *dutch roll* merupakan modus berperiode pendek, modus ini memiliki pengaruh yang penting pada *handling* lateral-direksional. Modus ini ekuivalen dengan modus periode pendek pada matra longitudinal dan memiliki frekuensi dengan orde yang sama karena inersia *pitch* dan *yaw* biasanya memiliki besar nilai yang serupa. Akan tetapi redaman *yaw* sering kali bernilai kecil sebagai akibat dari konflik desain dengan kebutuhan untuk membatasi ketidakstabilan modus spiral dengan *dihedral*. Meskipun modus periode pendek longitudinal dan modus *dutch roll* memiliki *bandwidth* yang mirip, *dutch roll* tidak terlalu kritis dalam *handling*. Nilai rasio redaman, frekuensi alami tak teredam dan rasio redaman-frekuensi dispesifikasi untuk berbagai kombinasi dari kelas pesawat dan kategori fase terbang seperti yang ditunjukkan pada Tabel 11.

**Tabel 11.** Frekuensi dan redaman *dutch roll*

Kelas pesawat	Kategori Fasa terbang	Nilai minimum							
		Level 1			Level 2			Level 3	
		$\zeta_d$	$\zeta_d \omega_d$	$\omega_d$	$\zeta_d$	$\zeta_d \omega_d$	$\omega_d$	$\zeta_d$	$\omega_d$
I, IV	A	0,19	0,35	1,0	0,02	0,05	0,5	0	0,4
II, III	A	0,19	0,35	0,5	0,02	0,05	0,5	0	0,4
Semua	B	0,08	0,15	0,5	0,02	0,05	0,5	0	0,4
I, IV	C	0,08	0,15	1,0	0,02	0,05	0,5	0	0,4
II, III	C	0,08	0,10	0,5	0,02	0,05	0,5	0	0,4

### PERSYARATAN PERLINDUNGAN FLIGHT ENVELOPE

*Flight envelope* mengacu pada kemampuan desain pesawat udara dalam hal kecepatan udara dan faktor beban atau kerapatan atmosfer (sering disederhanakan menjadi ketinggian terbang). Perlindungan *flight envelope* dibuat untuk mencegah pilot

**Tabel 8.** Konstanta waktu modus roll subsidence

Kelas pesawat	Kategori Fasa terbang	Nilai maksimum $T_r$ (s)		
		Level 1	Level 2	Level 3
I, IV	A, C	1,0	1,4	-
II, III	A, C	1,4	3,0	-
I, II, III, IV	B	1,4	3,0	-

**Tabel 9.** Waktu untuk sudut bank menjadi 2 kali lipat pada modus spiral

Kategori fasa terbang	Batas nilai $T_2$ (s)		
	Level 1	Level 2	Level 3
A, C	12	8	5
B	20	8	5

**Tabel 10.** Konstanta waktu modus spiral

Kategori fasa terbang	Batas nilai $T_2$ (s)		
	Level 1	Level 2	Level 3
A, C	17,3	11,5	7,2
B	28,9	11,5	7,2

membuat perintah kendali yang akan memaksa pesawat untuk melewati batas operasi struktural dan aerodinamikanya.

### Persyaratan Perlindungan Sudut Serang Tinggi

Persyaratan ini dibuat untuk melindungi pesawat dari *stall* dan efek *windshear*. Perlindungan ini memiliki prioritas tertinggi

dari perlindungan yang lain. Perlindungan ini aktif ketika sudut serang berada di antara  $\alpha$ -Prot dan  $\alpha$ -Max dan membatasi perintah sudut serang pada  $\alpha$ -Max meskipun stik didefleksikan penuh. Jika autopilot aktif, secara otomatis akan dihentikan.

### **Persyaratan Perlindungan Kecepatan Tinggi**

Perlindungan ini aktif untuk mengembalikan kecepatan pesawat yang berlebihan secara otomatis. Aktivasi perlindungan kecepatan tinggi menyebabkan pengurangan stabilitas statik spiral positif pesawat dari nilai normal  $33^\circ$  menjadi  $0^\circ$  yang berarti apabila pilot melepaskan stik pesawat akan melakukan roll ke sikap sayap datar. Hal ini juga menyebabkan perintah *nose-up* permanen untuk membantu mengurangi kecepatan dan mengembalikan pesawat ke penerbangan normal. Aktivasi perlindungan kecepatan tinggi akan menyebabkan autopilot dinonaktifkan secara otomatis.

### **Persyaratan Perlindungan Sudut Bank**

Perlindungan ini membatasi sudut bank pesawat. Pada penerbangan normal dalam *flight envelope*, apabila stik dilepas ketika sudut bank diatas  $33^\circ$ , sudut bank akan secara otomatis dikurangi sampai kembali ke  $33^\circ$ . Dengan defleksi stik penuh, sudut bank maksimum yang dapat dicapai adalah  $67^\circ$ . Apabila salah satu perlindungan sudut serang atau kecepatan tinggi aktif, defleksi stik penuh akan menyebabkan sudut bank maksimum  $45^\circ$ . Dengan perlindungan kecepatan tinggi aktif, pelepasan stik akan menyebabkan pesawat kembali ke sikap sayap datar (bank  $0^\circ$ ).

### **KESIMPULAN**

Dalam makalah ini telah dirangkum standar-standar untuk sistem kendali terbang pesawat udara. Makalah ini dapat membantu developer dalam menyusun persyaratan sistem kendali terbang untuk UAV sayap tetap.

Dalam menyusun persyaratan gerak untuk UAV, perlu diketahui tipe, kelas dan

kategori UAV. Hal ini akan menentukan tingkat performa yang harus dicapai pesawat. Karena massa dan inersianya yang relatif kecil, biasanya UAV dapat dikategorikan sebagai kelas I.

Modus gerak pesawat dapat dibagi menjadi 2 macam yaitu modus gerak longitudinal dan lateral-direksional. Pada gerak longitudinal perlu ditentukan persyaratan untuk mengatur gerak *short period* dan *phugoid*. Pada gerak lateral direksional perlu ditentukan persyaratan untuk mengatur gerak *roll subsidence*, *dutch roll* dan spiral.

### **SARAN**

Batasan kualitas *handling* yang diberikan dalam makalah ini memiliki rentang yang cukup luas untuk memberikan suatu derajat kebebasan bagi pendesain untuk merancang sistem kendali terbang, namun sistem yang dirancang harus dapat memenuhi spesifikasi desain untuk UAV tersebut yang berbeda dari UAV yang lain. Penulis menyarankan pada para perancang UAV dan sistem kendali agar dalam penyusunan persyaratan kendali terbang dilakukan kajian lebih lanjut dengan mempertimbangkan kemampuan pesawat dan faktor keselamatan dari UAV tersebut.

### **DAFTAR PUSTAKA**

- Ahmadian, M. (2005). Model based design and SDR. *2nd IEE/EURASIP Conference on DSPEnabledRadio*, 19–19. <https://doi.org/10.1049/ic:20050389>
- Davis, Alan Michael. (1993). *Software requirements: objects, functions, and states* (2nd ed.). Prentice Hall. New Jersey.
- Andika, R., & Suntari, R. (2021). Estimasi Kandungan Fosfor Pada Tanaman Nanas Menggunakan Unmanned Aerial Vehicle (Uav) Di Pt. Great Giant Pineapple, LAMPUNG. *Jurnal Tanah Dan Sumberdaya Lahan*, 8(2), 427–435. <https://doi.org/10.21776/ub.jtsl.2021.008.2.14>
- Anwar, M. W., Rashid, M., Azam, F., & Kashif, M. (2017). Model-based design verification for embedded systems through SVOCL: an OCL extension for SystemVerilog.

- Design Automation for Embedded Systems*, 21(1), 1–36. <https://doi.org/10.1007/s10617-017-9182-z>
- Anwar, M. W., Rashid, M., Azam, F., Kashif, M., & Butt, W. H. (2019). A model-driven framework for design and verification of embedded systems through SystemVerilog. *Design Automation for Embedded Systems*, 23(3–4), 179–223. <https://doi.org/10.1007/s10617-019-09229-y>
- Anwar, M. W., Rashid, M., Azam, F., Naeem, A., Kashif, M., & Butt, W. H. (2020). A Unified Model-Based Framework for the Simplified Execution of Static and Dynamic Assertion-Based Verification. *IEEE Access*, 8, 104407–104431. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.2999544>
- Arrofiqoh, E. N., Muryamto, R., Afiyanti, D., Azizah, S. C., Kresnawan, D. S., & Fabiola, A. N. (2022). Pemanfaatan UAV dengan Sensor Kamera dan Lidar untuk Pemetaan Situs Cagar Budaya Kawasan Candi Prambanan. *Geoid*, 17(2), 176. <https://doi.org/10.12962/j24423998.v17i2.9766>
- Bi, W., Wang, W., Zhang, A., & Wang, Y. (2021). Extending Model-Based Systems Engineering into Integrated Platform Designed for Civil Aircraft Develop. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 13. <https://doi.org/10.1590/jatm.v13.1218.2021>
- IEEE Computer Society. (1998). *IEEE Recommended Practice for Software Requirements Specifications*. Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc. New York.
- Li, X., Xu, S., & Bai, Z. (2018). Consideration and validation of flight control requirements under all engine failure conditions for MEA. *The Journal of Engineering*, 2018(13), 392–398. <https://doi.org/10.1049/joe.2018.0062>
- Madni, A. M., & Sievers, M. (2018). Model-based systems engineering: Motivation, current status, and research opportunities. *Systems Engineering*, 21(3), 172–190. <https://doi.org/10.1002/sys.21438>
- Mantong, H. I. (2021). Pemanfaatan Dtm Hasil Fotogrametri Uav Untuk Estimasi Ketinggian Genangan Air Banjir Hasil Deteksi Citra Sar. *Jurnal Sumber Daya Air*, 17(1), 39–48. <https://doi.org/10.32679/jsda.v17i1.711>
- Ramos, A. L., Ferreira, J. v., & Barcelo, J. (2012). Model-Based Systems Engineering: An Emerging Approach for Modern Systems. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews)*, 42(1), 101–111. <https://doi.org/10.1109/TSMCC.2011.2106495>
- Reedy, J., & Lunzman, S. (2010, October 5). *Model Based Design Accelerates the Development of Mechanical Locomotive Controls*. <https://doi.org/10.4271/2010-01-1999>
- RTCA. (1992). *DO-178B Software Consideration in Airborne Systems and Equipment Certification*. Washington, D.C.
- RTCA. (2011). *DO-178C Software Consideration in Airborne Systems and Equipment Certification*. Washington, D.C.
- SAE International. (2010). *ARP4754A. Guidelines For Development Of Civil Aircraft and Systems*. Pennsylvania.
- Shi, Z., Wang, Z., Li, L., Yu, J., & Xie, W. (2021). Design of Quadrotor Intelligent Rescue UAV Based on UAV Vision. *2021 IEEE 4th International Conference on Automation, Electronics and Electrical Engineering (AUTEEE)*, 549–552. <https://doi.org/10.1109/AUTEEE52864.2021.9668780>
- Suseno, P. A. P., & Wardana, T. K. (2021). Unmanned air vehicle path planning for maritime surveillance using cluster-base method. *Aviation*, 25(3). <https://doi.org/10.3846/aviation.2021.14216>
- Zhang, Y., Li, Y., Su, D., & Jin, L. (2014). Advanced Flight Control System Failure States Airworthiness Requirements and Verification. *Procedia Engineering*, 80, 431–436. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.09.101>