

PENILAIAN KESELAMATAN SISTEM HIDROLIK PESAWAT TERBANG H-8

C. Sukoco. B

Program Studi Aeronautika
Sekolah Tinggi Teknologi adisutjipto
Email: cyrillus_skc@yahoo.co.id

Abstract

A hydraulic system is one of the secondary power used to drive the flight control surfaces, retract and extend landing gears, and to provide power to wheel brakes when the aircraft is on the ground. The failure of the hydraulic system results in aircraft lost of control which can lead to aircraft accident and passenger deaths. This journals discusses the safety assessment of the hydraulic system to be used in H-8 aircraft which includes the safety assessment process, regulations of the aircraft hydraulic system, the hydraulic system loads, and the aircraft hydraulic systems performance. The safety assessment begins with identification and classification of the functions, failure conditions, the effects of failure, and classify the failure conditions of the hydraulic system.

Key word : System Safety Assessment (SSA), hydraulic system, Fault Tree Analysis (FTA), Markov Analysis (MA), Fancional Hazard Aessment (FHA).

Abstrak

Sistem hidrolik termasuk *secondary power* yang digunakan untuk menggerakkan bidang atur kendali terbang, mengeluarkan dan melipat roda pendarat, dan memberikan tenaga pengereman ketika pesawat di darat. Kegagalan sistem hidrolik dapat menyebabkan pesawat hilang kendali sehingga memungkinkan pesawat mengalami kecelakaan dan jatuhnya korban jiwa. Penelitian ini membahas tentang penilaian keselamatan sistem hidrolik pesawat terbang H-8 yang mencakup proses penilaian keselamatan, regulasi mengenai sistem hidrolik pesawat terbang, beban-beban yang harus ditanggung oleh sistem hidrolik, dan prestasi sistem hidrolik pesawat H-8. Penilaian keselamatan dimulai dari melakukan identifikasi fungsi, kondisi kegagalan, efek kegagalan, dan mengklasifikasikan kondisi kegagalan dari sistem hidrolik tersebut.

Kata kunci : *System Safety Assessment (SSA)*, sistem hidrolik, *Fault Tree Analysis (FTA)*, *Markov Analysis (MA)*, *Fancional Hazard Aessment (FHA)*.

1. Pendahuluan

Sistem hidrolik memasok daya hidrolik menuju sistem-sistem pengguna. Sistem hidrolik termasuk *secondary power* yang biasanya digunakan untuk menggerakkan bidang atur kendali terbang, mengeluarkan dan melipat roda pendarat, dan memberikan tenaga pengereman ketika pesawat di darat. Sistem hidrolik harus mampu memasok daya hidrolik sesuai dengan kebutuhan dari sistem pengguna. Kebutuhan pasokan daya hidrolik oleh pengguna dapat ditentukan dari besarnya beban yang harus ditanggung oleh sistem pengguna tersebut. Pasokan daya hidrolik yang dihasilkan harus sesuai dengan seluruh kebutuhan daya hidrolik dari sistem pengguna.

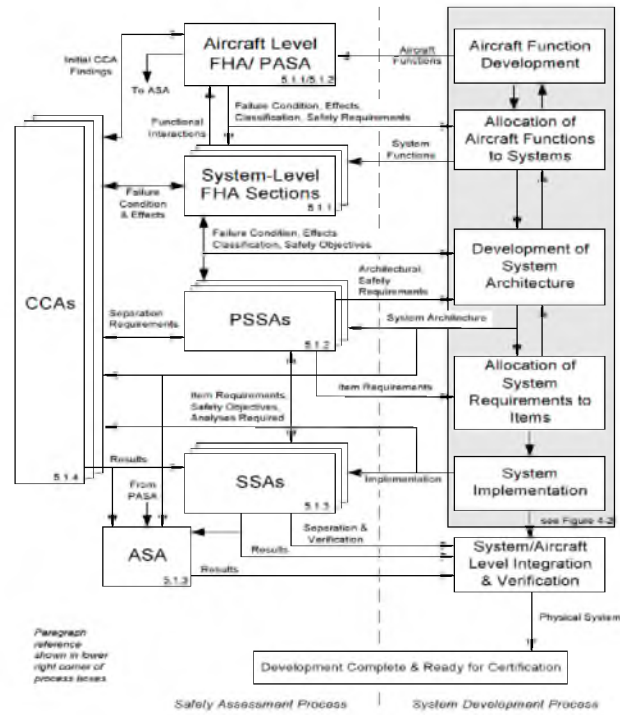
Penilaian keselamatan dilakukan pada tahap awal pengembangan pesawat terbang. Langkah-langkah dalam melakukan penilaian keselamatan dapat mengikuti dokumen yang telah memenuhi regulasi penerbangan yaitu SAE *Aerospace Recommended Practice* (ARP) 4761 tentang “*Guidelines and Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne System And Equipment*”, dan SAE ARP 4754A tentang “*Certification consideration for highly-integrated or complex aircraft system*”.

2. Prosedur Penilaian Keselamatan

Penilaian keselamatan dilakukan mulai dari tahap perancangan konseptual pada pengembangan pesawat terbang (SAE ARP 4761, 1996). Tahap awal penilaian keselamatan berupa identifikasi fungsi-fungsi pesawat yang didapat dari konsep pesawat yang akan dikembangkan. Gambar 1 menunjukkan tahapan-tahapan proses penilaian keselamatan dan pengembangan sistem. Penilaian keselamatan dimulai dari *Functional Hazard Assessment* (FHA) tingkat pesawat dan diteruskan FHA tingkat sistem. FHA merupakan suatu pemeriksaan secara sistematis dan menyeluruh dengan mengidentifikasi dan mengklasifikasi kondisi kegagalan yang berhubungan dengan fungsi-fungsi pesawat beserta sistemnya (SAE ARP 4761, 1996).

FHA dilakukan pada dua tingkat yaitu pada tingkat pesawat dan pada tingkat sistem. FHA pada tingkat pesawat merupakan penilaian kualitatif terhadap fungsi-fungsi dasar pesawat yang telah didefinisikan pada awal proses pengembangan pesawat. Sedangkan FHA pada tingkat sistem merupakan penilaian kualitatif yang dilakukan dengan mempertimbangkan kegagalan sistem yang dapat mempengaruhi fungsi pesawat. Proses setelah FHA disebut *Preliminary System Safety Assessment* (PSSA). PSSA adalah proses pengujian sistematis dari arsitektur sistem yang diusulkan untuk menentukan kegagalan apa saja yang dapat menyebabkan terjadinya kegagalan fungsi. Proses PSSA merupakan pendekatan *top down* yang dilakukan untuk melengkapi daftar kondisi kegagalan dan persyaratan keselamatan untuk tingkat pesawat dan tingkat sistem. PSSA membutuhkan masukan yang merupakan hasil dari FHA.

PSSA menggunakan metode analisis kualitatif dan kuantitatif dengan tujuan untuk menetapkan persyaratan keamanan (*safety requirements*) sistem serta untuk menentukan arsitektur desain yang direncanakan telah memenuhi persyaratan dan tujuan keselamatan. Proses terakhir dari penilaian keselamatan adalah *System Safety Assessment* (SSA). SSA merupakan pemeriksaan sistematis dari sistem untuk menunjukkan bahwa *system* tersebut telah memenuhi persyaratan keselamatan. SSA merangkum semua kondisi kegagalan dan efeknya terhadap pesawat.



Gambar1. Tahapan penilaian keselamatan (ARP4754A, 2010)

3. Konfigurasi Pesawat H-8

Pesawat terbang H-8 merupakan kategori pesawat transport yang mampu mengangkut 80 penumpang. Konstruksi utama pesawat ini berupa logam, mempunyai konfigurasi sayap *high wing* dan ekor model *T tail*. Pesawat ini dilengkapi dengan dua engine turbo propeller yang terpasang di sayap.

Kendali terbang pesawat H-8 menggunakan sistem *fly by wire* dimana sistem elektrik dan hidrolik dibutuhkan untuk pengoperasiannya. Pesawat dirancang mampu terbang pada ketinggian maksimal 25.000 ft dengan kecepatan maksimal 611 km/jam. Pesawat mempunyai *Maximum Takeoff Weight* (MTOW) seberat 27.500 kg dan *Takeoff Field Length* (TOFL) sejauh 1.370 meter. Berikut ini hasil pelaksanaan proses FHA tingkat pesawat.

Sistem hidrolik pesawat H-8 memasok daya hidrolik menuju sistem-sistem pengguna yang berupa sistem kendali terbang dan sistem roda pendarat. Pada sistem kendali terbang, daya hidrolik digunakan untuk menggerakkan *aileron*, *elevator*, *rudder*, *flap*, dan *spoiler*. Sedangkan pada sistem roda pendarat, daya hidrolik digunakan untuk menggerakkan mekanisme *retraksi* roda pendarat, pengereman, dan sistem kemudi.

4. Hasil FHA Tingkat Pesawat

Kondisi kegagalan berupa kehilangan total pasokan daya hidrolik dikategorikan katastrofik dengan probabilitas kegagalan yang disyaratkan kurang dari 1×10^{-9} , sedangkan kehilangan sebagian pasokan daya hidrolik dikategorikan major dengan probabilitas kegagalan yang disyaratkan sebesar 1×10^{-5} .

5. Proses FHA Tingkat Sistem

5.1. Identifikasi Fungsi sistem Hidrolik

Identifikasi fungsi sistem hidrolik diturunkan dari fungsi pesawat yang telah diidentifikasi. Adapun fungsi pesawat yang berkaitan dengan sistem hidrolik berupa “Tersedia sumber daya hidrolik”. Identifikasi fungsi sistem hidrolik terdiri dari dua tingkat yaitu tingkat pertama yang disebut *top level* dan tingkat kedua yang disebut *low level*. Fungsi *top level* sistem hidrolik adalah “Sistem hidrolik mampu memasok daya hidrolik”. Fungsi *low level* sistem hidrolik terdiri dari beberapa fungsi yaitu:

- a) mampu menghasilkan daya hidrolik
- b) mampu mendistribusikan daya hidrolik
- c) mampu memproteksi daya hidrolik.

5.2. Identifikasi Kondisi Kegagalan Sistem Hidrolik

Identifikasi kondisi kegagalan dilakukan berdasarkan pada fungsi sistem hidrolik. Berikut ini identifikasi kondisi kegagalan dari fungsi-fungsi *low level*:

- a) Mampu menghasilkan daya hidrolik.
 - i. Kehilangan total kemampuan *generate* daya hidrolik.
 - ii. Kehilangan sebagian kemampuan *generate* daya hidrolik.
- b) Mampu mendistribusikan daya hidrolik.
 - i. Kehilangan total kemampuan mendistribusikan daya hidrolik.
 - ii. Kehilangan sebagian kemampuan mendistribusikan daya hidrolik
- c) Mampu memproteksi daya hidrolik.
 - i. Kehilangan total kemampuan memproteksi daya hidrolik.
 - ii. Kehilangan sebagian kemampuan memproteksi daya hidrolik.

5.3 Hasil FHA Tingkat Sistem

Hasil FHA sistem hidrolik dapat diuraikan sebagai berikut :

- a. Kondisi kegagalan yang berupa “Kehilangan total kemampuan menghasilkan daya hidrolik” dikategorikan *hazardous*, sehingga probabilitas kegagalannya kurang dari 1×10^{-7} per jam terbang.
- b. Kondisi kegagalan berupa “sebagian kemampuan menghasilkan daya hidrolik” dikategorikan minor, sehingga probabilitas kegagalannya kurang dari 1×10^{-5} per jam terbang.
- c. Kondisi kegagalan berupa “Kehilangan total kemampuan mendistribusikan daya hidrolik” dikategorikan *hazardous*, sehingga probabilitas kegagalannya kurang dari 1×10^{-7} per jam terbang.
- d. Kondisi kegagalan berupa “Kehilangan sebagian kemampuan mendistribusikan daya hidrolik” dikategorikan minor, sehingga probabilitas kegagalannya kurang dari 1×10^{-3} per jam terbang.
- e. Kondisi kegagalan berupa “Kehilangan total kemampuan memproteksi daya hidrolik” dikategorikan *hazardous*, sehingga probabilitas kegagalannya kurang dari 1×10^{-7} per jam terbang.

- f. Kondisi kegagalan berupa "Kehilangan sebagian kemampuan memproteksi daya hidrolik" dikategorikan minor, sehingga probabilitas kegagalannya kurang dari 1×10^{-3} per jam terbang

6. Perancangan Konfigurasi Sistem Hidrolik Pesawat H-8

Perancangan sistem hidrolik pesawat H-8 mempertimbangkan hasil dari FHA tingkat pesawat dan sistem. Perancangan mempertimbangkan kategori kegagalan yang terjadi karena kegagalan sistem hidrolik. Berikut ini pertimbangan dan keputusan rancangan sistem hidrolik pesawat H-8 yang disampaikan dalam Tabel 2 :

Tabel 2. Tabel keputusan rancangan

No	Kondisi Kegagalan	Kategori Kegagalan	Keputusan Rancangan
1	Kehilangan total kemampuan menghasilkan daya hidrolik	<i>Catastrophic</i>	1. Sistem hidrolik terdiri dari dua sistem yang <i>independent</i> dan EHA di setiap bidang atur kendali terbang. 2. Masing-masing sistem dilengkapi oleh dua buah pompa yang digerakkan oleh sumber yang berbeda 3. Sistem pengguna yang memiliki kategori kegagalan katastrofik, suplai <i>hydraulic power</i> diberikan dua jalur distribusi menuju sistem pengguna tersebut 4. Setiap sistem hidrolik dilengkapi komponen yang mengatur daya hidrolik.
2	Kehilangan total kemampuan mendistribusikan daya hidrolik	<i>Catastrophic</i>	
3	Kehilangan total kemampuan memproteksi daya hidrolik.	<i>Catastrophic</i>	

7. Perhitungan Beban Sistem Hidrolik

Beban sistem hidrolik merupakan jumlah total beban yang harus ditanggung oleh seluruh aktuator. Sedangkan besarnya beban yang harus ditanggung oleh aktuator tergantung dari besarnya beban dari sistem pengguna. Perhitungan beban sistem pengguna membahas tentang beban yang terjadi pada sistem kendali terbang, mekanisme retraksi roda pendarat, dan wheel brake. Beban sistem kendali terbang ditentukan berdasarkan pada perhitungan *hinge moment* yang terjadi pada setiap bidang atur kendali terbang, sedangkan pada *wheel brake* beban dihitung berdasarkan pada energi kinetik. Untuk mekanisme *retraction* roda pendarat, penentuan beban mempertimbangkan berat dari landing gear pesawat H-8. Hasil perhitungan beban pada sistem pengguna pesawat H-8 dapat dilihat pada tabel 3 :

Tabel 3. Beban sistem hidrolik tiap fase penerbangan

No	Phase	Pengguna	Daya (KW)	Keterangan
1	<i>Parked</i>	<i>Wheel brake</i>	-	
2	<i>Push back</i>	-		
3	<i>Taxi</i>	<i>Wheel brake</i>	0,34	Daya yang dibutuhkan 5,28 KW, sistem steering tidak diperhitungkan.
		<i>Steering</i>	-	
4	<i>Takeoff</i>	<i>Elevator</i>	13,5	Daya yang dibutuhkan 35,1 KW

No	Phase	Pengguna	Daya (KW)	Keterangan
		<i>Wheel brake</i>	0,34	Jika pilot membatalkan takeoff
		<i>Flap</i>	2,55	
5	<i>Initial Climb</i>	<i>Elevator</i>	13,5	Daya yang dibutuhkan 48,2 KW
		<i>Aileron</i>	6	
		<i>Rudder</i>	6,3	
		<i>Mek. retraksi</i>	0,5	
		<i>Flap</i>	2,55	
6	<i>Climbing</i>	<i>Elevator</i>	13,5	Daya yang dibutuhkan 45 KW
		<i>Aileron</i>	6	
		<i>Rudder</i>	6,3	
7	<i>Cruise</i>	<i>Elevator</i>	13,5	Daya yang dibutuhkan 46,05 KW
		<i>Aileron</i>	6	
		<i>Rudder</i>	6,3	
		<i>Spoiler</i>	0,525	
8	<i>Descent</i>	<i>Elevator</i>	13,5	Daya yang dibutuhkan 46,05 KW
		<i>Aileron</i>	6	
		<i>Rudder</i>	6,3	
		<i>Spoiler</i>	1,05	
9	<i>Approach</i>	<i>Elevator</i>	26,7	Daya yang dibutuhkan 50,6 KW
		<i>Aileron</i>	12	
		<i>Rudder</i>	6,3	
		<i>Mek. retraksi</i>	0,5	
		<i>Flap</i>	5,1	
10	<i>Touchdown</i>	-		
11	<i>Landing rollout</i>	<i>Wheel brake</i>	5,7	Daya yang dibutuhkan 13,05 KW
		<i>Spoiler</i>	1,05	
		<i>Rudder</i>	6,3	
12	<i>Post flight Taxi</i>	<i>Wheel brake</i>	-	Tidak diperhitungkan

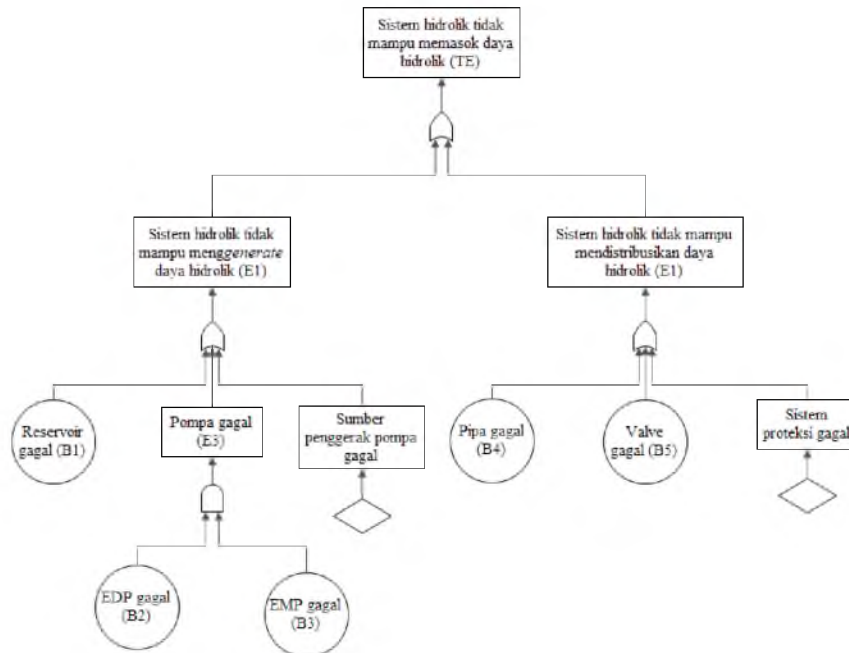
8. Analisis Prestasi Sistem Hidrolik

Analisis prestasi sistem hidrolik berupa analisis keandalan, dan analisis daya sistem hidrolik pesawat H-8. Analisis Markov dan *Fault Tree Analysis* (FTA) digunakan untuk menganalisis keandalan sistem hidrolik. Analisis keandalan sistem merupakan suatu proses perhitungan keandalan sistem yang di antisipasi berdasarkan pada laju kegagalan komponen (Pasaribu, 2008). Analisis ini memberikan ukuran kuantitatif tentang seberapa dekat rancangan sistem memenuhi persyaratan perancangan. Analisis dilakukan untuk memberikan indikasi awal tentang potensi sistem memenuhi persyaratan keandalan dan sebagai suatu persyaratan dalam laporan keselamatan.

Kedua sistem hidrolik pesawat H-8 bersifat identik sehingga laju kegagalan kedua sistem tersebut dianggap sama besar. Perhitungan Analisis keandalan dimulai dari penentuan *top event* yang berupa "Kehilangan total kemampuan memasok daya hidrolik". Gambar 1. menunjukkan FTA dari kegagalan sistem hidrolik. Gambar tersebut sebagai dasar untuk menentukan *minimum cut set* (MCS).

Kejadian dasar yang berupa sumber penggerak pompa gagal tidak diperhitungkan probabilitas kegagalannya. Probabilitas kegagalan dapat dihitung berdasarkan laju kegagalan, adapun laju kegagalan dapat dilihat pada tabel 4. Hal ini dikarenakan kegagalan tersebut berkaitan dengan sistem lainnya yang tidak dibahas pada penelitian ini. Kegagalan sumber

penggerak pompa ini dikaitkan dengan gerbang OR, maka probabilitas kegagalan sumber penggerak pompa dapat ditentukan tidak lebih besar dari kegagalan komponen lain seperti *reservoir* atau pompa.



Gambar 1. FTA sistem hidrolik tidak mampumemasok daya hidrolik

Tabel 4. Laju kegagalan masing-masing komponen

No	Komponen	Laju kegagalan (□)
1	Pompa	
	EDP	0,000146
	EMP	0,000121
2	Valve	0,00000092
3	Reservoir	0,00000337
4	Pipeline	0,000000224

Analisis Markov diperlukan untuk menganalisis keandalan dari sistem hidrolik. Proses perhitungan dalam analisis ini sama dengan yang telah dilakukan pada bab sebelumnya. Berikut ini hasil perhitungan probabilitas tiap tingkat keadaan dimana laju kegagalan setiap sistem hidrolik sebesar $4,53 \times 10^{-6}$. Perhitungan dilakukan dengan bantuan *software* Matlab yang hasilnya ditunjukkan pada tabel 5.

Tabel 5. Hasil perhitungan probabilitas tiap tingkat keadaan

t	P1(t)	P2(t)	P3(t)	P4(t)	P5(t)	P6(t)	TE
0	1	0	0	0	0	0	0
1	0,999991	4,53E-06	4,53E-06	1,03E-11	1,03E-11	2,05E-11	4,1E-11
2	0,999982	9,06E-06	9,06E-06	4,1E-11	4,1E-11	4,1E-11	1,23E-10
3	0,999973	1,36E-05	1,36E-05	9,23E-11	9,23E-11	6,16E-11	2,46E-10
4	0,999964	1,81E-05	1,81E-05	1,64E-10	1,64E-10	8,21E-11	4,1E-10
5	0,999955	2,26E-05	2,26E-05	2,57E-10	2,57E-10	1,03E-10	6,16E-10

Dari tabel 5 maka probabilitas salah satu sistem mengalami kegagalan tiap jam terbang sebesar $(P2(t)+P3(t))$ sebesar $9,06 \times 10^{-6}$. Sedangkan probabilitas kegagalan seluruh sistem hidrolik sebesar $4,1 \times 10^{-11}$. Nilai probabilitas kegagalan tersebut telah memenuhi dari probabilitas kegagalan yang disyaratkan pada FHA tingkat sistem.

Analisis sistem pengguna daya hidrolik membahas tentang kemampuan sistem hidrolik untuk menanggung beban dari sistem-sistem pengguna. Analisis mencakup tentang sumber daya yang menggerakkan bidang atur kendali dan kemampuan setiap sistem hidrolik untuk memasok daya hidrolik menuju sistem pengguna. Hasil analisis kemampuan sistem hidrolik dan dibandingkan dengan kebutuhan daya hidrolik dapat dilihat pada tabel 6.

Tabel 6. Kebutuhan dan pasokan daya hidrolik

No	Sistem pengguna	Daya hidrolik (KW)	
		Kebutuhan	Pasokan
1	Aileron	6	31,21
2	Elevator	13,5	20,54
3	Rudder	6,3	20,54
4	Spoiler	0,525	1,9
5	Flap	2,55	5,7
6	Mekanisme retraksi	0,5	1,9
7	Rem roda	0,34	1,9

9. Kesimpulan

Sistem hidrolik pesawat H-8 telah memenuhi persyaratan yang telah ditentukan. Dari FHA telah ditunjukkan probabilitas kegagalan sistem hidrolik memenuhi (kurang dari) probabilitas yang ditentukan. Daya hidrolik mampu memasok pada seluruh sistem pengguna.

10. Daftar pustaka

- Barua, P. (2013). *Empennage Statistics and Sizing Methods for Dorsal Fins*. Hamburg: Hamburg University of Applied Sciences.
- Crane, D. (2000). *Aviation Mechanic Handbook*. Washington: Aviation Supplies & Academics, Inc.

P.Raymer, D. (2006). *Aircraft Design : A Conceptual Approach Fourth Edition*. Virginia: AIAA.

SAAB2000. (1998). Hydraulic System. Dalam *Aircraft Operation Manual*.

Sadraey, M. *Wing Design*. Daniel Webster College.

Sadray, M. (2012). *Aircraft Design : A System Engineering Approach*. Wiley Publication

W.L.Green. (1985). *Aircraft Hydraulic Systems*. Great Britain.

