



**Data Mining Pada Data Quick Access Recorder untuk Peningkatan Keselamatan Penerbangan**

***The Data Mining on Quick Access Recorder for Flight Safety Improvement***

**Mahardi Sadono<sup>1)</sup> dan Javensius Sembiring<sup>2)</sup>**

Laboratorium System Transportasi Udara, Fakultas Teknik Mesin dan DirgantaraITB

email: mahar65@yahoo.com

**INFO ARTIKEL**

**Histori Artikel:**

Diterima: 12 Juli 2017

Direvisi: 31 Juli 2017

Disetujui: 31 Juli 2017

Dipublish: 31 Juli 2017

**Keywords:**

*write down three to five keywords or phrases in alphabetical order, separated by commas*

**Kata kunci:**

*data mining, identifikasi sistem, quick access recorder, keselamatan penerbangan, flight data monitoring*

**ABSTRACT / ABSTRAK**

*Vertical wind and runway surface roughness are the most concerned parameters when the aircraft initiating the procedures of approach-to-landing and take-off at an airport, due to they will affect the safety of the aircraft in those phases. In the meantime, there is no equipment that can be used to assess the chance of vertical wind emergence as well as the decline of runway surface friction. This paper describes Quick Access Recorder data processing technique for estimating those parameters; the speed of vertical wind in the approach-to-landing phase and runway friction coefficient in the landing phase. Due to those parameters does not recorded in Quick Access Recorder then system identification technique is utilized in order to obtain both of parameters. Validation process is sequenced to increase the confidence level. The described data processing technique involving the aircraft's motion dynamics and the estimator. In case all the airline provide their flight data, the tendency of vertical wind and the difference of runway friction can be calculated promptly so that the airline and the airport can take anticipation action for maintaining the safety level of the flight.*

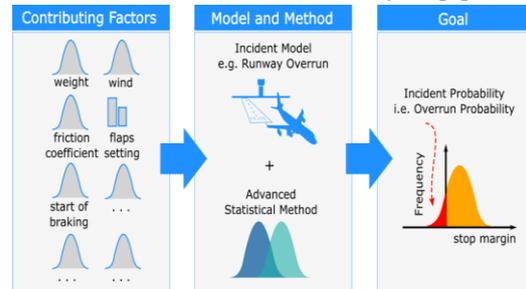
Keberadaan angin vertikal dan kekasaran permukaan landasan merupakan parameter yang perlu diperhatikan terutama saat fase pendekatan (approach) hingga mendarat (landing) dan saat lepas landas (take-off) di bandar udara, karena kedua parameter di atas mempengaruhi keselamatan pesawat udara saat fase tersebut. Sementara itu, sampai saat ini belum ada peralatan yang dapat dipergunakan untuk melihat kecenderungan adanya angin vertikal maupun rendahnya koefisien gesek landasan. Makalah ini memaparkan teknik pengolahan data *Quick Access Recorder* untuk mengestimasi parameter tersebut, kecepatan angin arah vertikal pada fase pendekatan sampai fase *landing* dan koefisien friksi *runway* pada fase *landing*. Oleh karena kedua parameter di atas tidak direkam pada *Quick Access Recorder* maka diperlukan cara lain untuk mendapatkan parameter tersebut yaitu dengan teknik identifikasi sistem. Proses validasi dalam rangka meningkatkan keyakinan terhadap parameter yang diperoleh juga akan dilakukan. Teknik pengolahan data yang dipaparkan melibatkan dinamika gerak pesawat udara dan *estimator*. Bila semua airline memberikan data penerbangannya, tendensi keadanya angin vertikal dan penurunan koefisien friksi landasan akan segera didapatkan sehingga baik airline maupun bandar udara dapat melakukan antisipasi untuk keselamatan penerbangan.

## PENDAHULUAN

*How safe is your airline and how do you measure it?* Sekilas pertanyaan ini sederhana dan mudah dicerna namun relatif sulit untuk dijawab. Apabila dikaji lebih dalam, jawaban atas kedua pertanyaan ini merupakan kesimpulan atas segala usaha yang dilakukan dalam rangka perbaikan dan peningkatan keselamatan dalam dunia penerbangan. Jawaban kuantitatif yang merepresentasikan tingkat keselamatan suatu maskapai penerbangan “mungkin” menjadi jawaban yang paling tepat karena dengan pendekatan ini, suatu maskapai penerbangan dapat mengukur tingkat keselamatan yang dimilikinya relatif terhadap referensi tertentu maupun maskapai penerbangan yang lain. Namun untuk menerjemahkan tingkat keselamatan (safety level) dalam representasi kuantitatif bukanlah pekerjaan yang mudah karena melibatkan banyak aspek yang berkaitan satu dengan yang lain. ICAO dalam dokumen *Safety Management Manual (SMM) DOC 9589*, edisi 3 tahun 2013 memberikan rekomendasi agar maskapai penerbangan menentukan tingkat keselamatan (Acceptable Level of Safety Performance-ALoSP)-nya masing-masing [22]. Rekomendasi ini secara implisit menegaskan agar maskapai penerbangan mendefinisikan nilai ALoSP dalam representasi kuantitatif. Namun DOC 9589 tidak memberikan penjelasan lebih jauh mengenai bagaimana perhitungan ALoSP ini dapat dilakukan [22][1]. Definisi ALoSP dapat juga ditemukan pada dokumen *European Commission Flightpath 2050*. Pada dokumen ini definisi ALoSP dijabarkan secara eksplisit dalam *Europe’s vision for aviation in 2050* yaitu “laju kecelakaan pesawat udara yang tidak lebih dari satu kecelakaan dalam setiap 10 juta penerbangan”. Angka ini setara dengan probabilitas kecelakaan sebesar  $10^{-7}$  per penerbangan [21]. Nilai probabilitas kecelakaan ini dapat digunakan oleh maskapai penerbangan sebagai dasar dalam menentukan ALoSP-nya masing-masing.

Metode Prediktif sehingga mampu memberikan gambaran tingkat keselamatan suatu maskapai penerbangan pada masa yang

akan datang [1]. Metode yang diterapkan juga mampu mengkuantifikasi seberapa besar kontribusi suatu parameter terhadap terjadinya kecelakaan. Secara ringkas, metode ditampilkan pada gambar 1. Penjelasan lebih detail dapat dilihat pada IATA *Safety Report* tahun 2013 Bab 9 *Predictive Analysis* [1].



**Gambar 1.** Struktur Metode *Predictive Analysis* untuk Suatu *Model Incident –Runway Overrun* (Diadaptasi dari [1])

Karakteristik faktor-faktor yang berkontribusi terhadap terjadinya suatu kecelakaan seperti yang ditampilkan pada bagian sebelah kiri Gambar 1 di atas dapat diperoleh melalui perhitungan pada data QAR dengan menggunakan program *Flight Data Monitoring (FDM)*. Program FDM pada umumnya sudah menjadi bagian *Safety Management System (SMS)* suatu maskapai penerbangan dalam menganalisis data QAR. Namun tidak semua parameter tersebut direkam sehingga dibutuhkan metode khusus untuk mengestimasi besaran parameter tersebut.

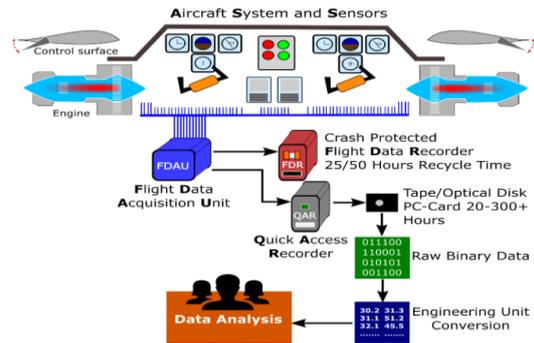
## TINJAUAN PUSTAKA

### *Flight Data Monitoring dan Data Quick Access Recorder*

*Flight Data Monitoring* merupakan aktivitas yang berkaitan dengan identifikasi, pengukuran dan penanganan risiko operasional dalam suatu maskapai penerbangan [11]. Dalam terminologi yang lain, *Flight Data Monitoring* disebut juga dengan istilah *Flight Operational Data Analysis (FODA)* atau *Flight Operations Quality Assurance (FOQA)*. Aktivitas ini bersifat proaktif yang dilakukan secara periodik dengan memanfaatkan data yang berasal dari sensor pesawat udara. Secara internasional, ICAO Annex 6 Part 1 merekomendasikan agar

kegiatan ini dilakukan oleh setiap maskapai penerbangan yang mengoperasikan pesawat udara komersil dengan maksimum berat lepas landas sebesar 27 ton sebagai bagian dari *Safety Management System* (SMS) pada maskapai penerbangan tersebut [18]. Secara Nasional, Pemerintah juga mengeluarkan peraturan mengenai keselamatan penerbangan melalui keputusan Menteri Perhubungan. Salah satunya adalah Peraturan Menteri Perhubungan Nomor 28 Tahun 2013 Tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 121 secara khusus pada ayat 65 butir a yang mengharuskan penyedia angkutan udara untuk mengembangkan dan menjaga secara terus-menerus program keselamatan penerbangan yang sesuai dengan cakupan dan ukuran operasinya dan memiliki

kemampuan tinggi untuk mendeteksi, menganalisis dan mencegah risiko yang dapat menimbulkan bahaya pada keselamatan operasi penyedia angkutan udara tersebut [19]. Berdasarkan peraturan di atas, maskapai penerbangan saat ini telah menerapkan FDM sebagai bagian dari *Safety Management System* yang secara kontinu dapat menganalisis dan mendeteksi risiko yang dapat mengakibatkan terjadinya kecelakaan.

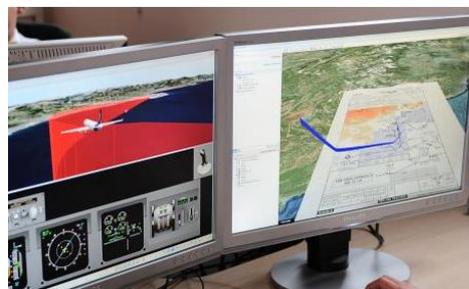


**Gambar 2.** Data Penerbangan dan Tahapan *Flight Data Monitoring* (Diadaptasi dari [9])

*Proses Flight Data Monitoring* pada umumnya sudah dapat dilakukan dengan menggunakan program yang tersedia secara komersil. Program ini memiliki kapabilitas dalam proses *decoding binary data* ke *engineering unit*, visualisasi penerbangan, deteksi event dan beberapa kemampuan lainnya. Pada beberapa program FDM, proses pengunduhan data dari pesawat sudah dapat juga dilakukan melalui jaringan internet/*wireless* sehingga proses pengunduhan data dapat dilakukan setiap kali pesawat mendarat di suatu bandara tertentu [14]. Berdasarkan hasil analisis program FDM terhadap suatu data penerbangan, seorang analis dapat mengambil kesimpulan dan rekomendasi baik ke pilot, bagian perawatan, dan pihak-pihak yang terkait dalam rangka mencegah terjadinya kecelakaan. Adapun beberapa contoh program FDM yang secara umum digunakan maskapai penerbangan adalah AGS Sagem [16], *Aerobytes* [17], *Teledyne Air FASE* [13], *Flight Data Service* [15], dan sebagainya.



a. Tampilan FDM *Aerobytes* [17]



b. Tampilan FDM AGS Sagem [16]

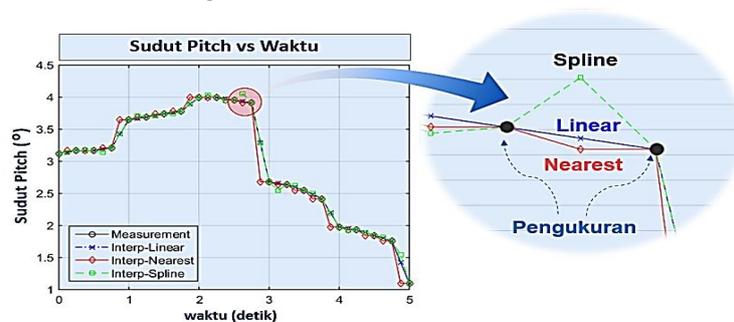
**Gambar 3.** Contoh Program FDM untuk Analisis Data Penerbangan

### Gagasan Makalah

Pada umumnya, program FDM hanya menganalisis parameter yang direkam pada QAR dan parameter yang dapat dihitung tanpa melibatkan dinamika gerak pesawat udara. Sebagai contoh, kecepatan angin arah vertikal tidak direkam pada QAR namun untuk kebutuhan analisis suatu *event* secara khusus *event* yang terjadi pada fase mendarat (landing), parameter ini dibutuhkan. Begitu juga *incident* seperti *runway overrun*, parameter koefisien friksi sangat dibutuhkan agar analisis terhadap penyebab *incident* dapat dilakukan secara komprehensif. Namun parameter ini tidak direkam pada QAR sehingga program FDM tidak dapat memasukkan parameter ini sebagai faktor

yang berkontribusi terjadinya *runway overrun*.

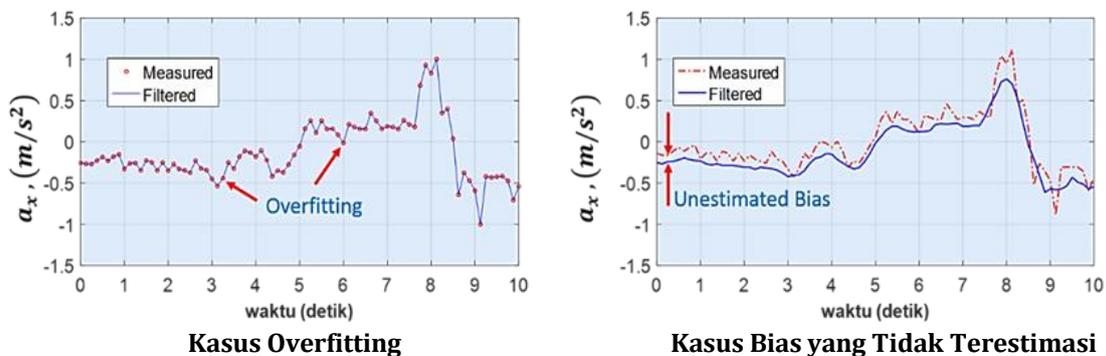
Parameter pada QAR direkam pada *sampling rate* yang berbeda-beda dengan kisaran 0,125-8 Hz. Proses analisis pada umumnya membutuhkan parameter dalam *sampling rate* yang homogen. Untuk mengatasi masalah ini, program FDM melakukan interpolasi agar parameter memiliki *sampling rate* yang sama. Proses interpolasi ini secara langsung mengabaikan karakteristik dinamika sistem serta dependensi antar parameter sehingga implementasi suatu metode interpolasi dapat menghasilkan solusi dan interpretasi yang berbeda-beda. Lihat Gambar 4 di bawah ini



Gambar 4. Implementasi Tiga Metode Interpolasi pada Data QAR Menghasilkan Interpretasi yang Berbeda[12]

Parameter yang direkam pada QAR memiliki *noise*, baik yang berasal dari lingkungan maupun dari sensor. Selain *noise*, setiap pengukuran juga mengandung *error* yang bersifat konstan atau dalam istilah lain disebut dengan bias (deterministic error). Program FDM pada umumnya melakukan proses *filtering* terhadap *noise/error* tanpa melibatkan dinamika sistem (independen

terhadap dinamika sistem). Proses *filtering* ini dapat bersifat *overfitting* maupun *underfitting* yang mengakibatkan data tidak lagi merepresentasikan keadaan sebenarnya. Selain itu, proses *filtering* ini tidak dapat mengestimasi bias yang kemungkinan terdapat di dalam data. Kedua masalah ini ditampilkan pada gambar 5.



Gambar 5. Masalah yang Timbul pada Proses *Filtering* yang tidak Melibatkan Model Dinamika Sistem [12]

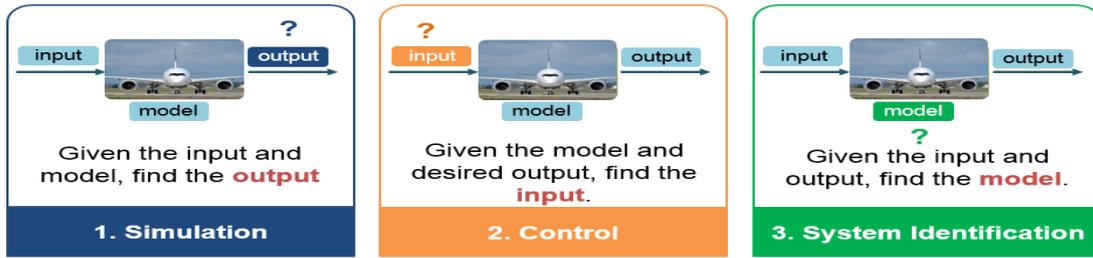
Keterbatasan program FDM yang dijabarkan di atas dapat diatasi dengan menerapkan pengolahan data yang mengkombinasikan model dinamika sistem dan estimator. Kombinasi antara model dinamika dan estimator ini dalam dunia dirgantara secara khusus dibahas dalam keilmuan Identifikasi Sistem Pesawat Udara (Flight Vehicle System Identification) [8][9]. Penjelasan singkat mengenai Identifikasi Sistem Pesawat Udara akan dibahas pada pasal 2. Melalui metode ini, parameter-parameter yang tidak direkam pada QAR namun dibutuhkan dalam analisis suatu kecelakaan dapat diestimasi. *Noise* yang terdapat dalam pengukuran suatu variabel juga dapat diminimalisasi tanpa mengabaikan dinamika sistem yang ditinjau sehingga *overfitting* maupun *underfitting* pada variabel pengukuran dapat dihindari. Variabel yang diukur dengan *sampling rate* yang berbeda juga dapat diseragamkan dengan melibatkan dinamika sistem sehingga dependensi antar satu variabel dan variabel lainnya tetap terjaga. Selain estimasi, gagasan lain yang merupakan tujuan akhir makalah ini adalah pemetaan distribusi parameter yang diestimasi untuk suatu bandara dan tipe pesawat tertentu. Hal ini dapat dilakukan apabila teknik pengolahan data ini diterapkan pada banyak data penerbangan. Namun pada makalah ini, implementasi Identifikasi Sistem hanya akan dilakukan untuk mengestimasi parameter koefisien *runway* suatu bandara dan kecepatan angin arah vertikal. Studi kasus akan dilakukan untuk satu penerbangan dengan menggunakan QAR suatu maskapai penerbangan. Pemetaan distribusi parameter yang diestimasi tidak akan dilakukan pada makalah ini karena membutuhkan banyak data penerbangan. Kerjasama antar lembaga terkait seperti institusi pendidikan dan maskapai penerbangan merupakan syarat utama terealisasinya gagasan utama yang dipaparkan pada makalah ini. Dengan

demikian, teknik pengolahan data serta hasil yang dipaparkan pada makalah ini diharapkan dapat memberikan kontribusi terhadap peningkatan keselamatan transportasi udara nasional maupun global.

## METODOLOGI

### Identifikasi Sistem Pesawat Udara

Identifikasi Sistem Pesawat Udara merupakan salah satu cabang keilmuan Dirgantara yang secara khusus membahas mengenai pemodelan dan estimasi parameter pesawat udara. Pada tahap pengembangan suatu pesawat udara, Identifikasi Sistem memegang peranan penting dalam pengembangan model dinamika gerak pesawat udara beserta parameter yang terkait dengan model tersebut. Model dinamika dan parameter yang akurat sangat dibutuhkan dalam pengembangan simulator dan perancangan sistem kendali pesawat udara. Oleh sebab itu, keilmuan ini mejadi bagian yang tak terpisahkan pada tahapan rancang - bangun suatu pesawat udara. Berdasarkan sumbernya, Identifikasi Sistem Pesawat Udara merupakan gabungan dari dua bidang keilmuan yaitu Teori Estimasi yang merupakan cabang dari ilmu Statistika dan Mekanika Terbang yang berasal dari keilmuan Dirgantara. Pada Teori Sistem, terdapat tiga variabel utama yang membentuk suatu sistem yaitu input, model dan *output*. Berdasarkan tiga variabel ini, Teori Estimasi mendefinisikan 3 kategori bidang yaitu Simulasi (Simulation), Kendali (Control) dan Identifikasi Sistem (System Identification) [7]. Apabila dikaitkan dengan teori ini, Identifikasi Sistem berkaitan dengan proses identifikasi model dan estimasi parameter dimana variabel input dan *output* diketahui. gambar 6 di bawah ini menjelaskan perbedaan ketiga kegiatan di atas dalam kaitannya dengan Sistem Teori.



Gambar 6. Identifikasi Sistem dalam Sistem Teori (Diadaptasi dari [7])

Apabila dikaitkan dengan *Data Mining* – istilah pengolahan data yang cukup populer saat ini, Identifikasi Sistem merupakan salah satu kegiatan yang dilakukan pada *Data Mining*. Oleh sebab itu penggunaan istilah *Data Mining* yang merujuk ke kegiatan Identifikasi Sistem dapat digunakan.

### Model Dinamika Gerak Pesawat Udara

Persamaan gerak pesawat udara merupakan representasi dinamika gerak pesawat udara dalam model matematika. Model ini terdiri dari 12 persamaan *nonlinear differensial orde* pertama yang dibagi menjadi 4 kelompok yaitu model yang mewakili gaya-gaya yang bekerja pada pesawat udara – Persamaan (1), model yang mewakili momen – Persamaan (2), model yang mewakili orientasi sikap pesawat udara – Persamaan (3) dan yang terakhir adalah model yang mewakili posisi pesawat udara relatif terhadap acuan tertentu – Persamaan (4) [7].

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw + \frac{\bar{q}S}{m} C_X - g \sin \theta + \frac{T}{m} \\ \dot{v} &= pw - ru + \frac{\bar{q}S}{m} C_Y + g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} &= qu - pv + \frac{\bar{q}S}{m} C_Z + g \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} &= \frac{\bar{q}Sb}{I_x} C_l - \frac{(I_z - I_y)}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} qp \\ \dot{q} &= \frac{\bar{q}S\bar{c}}{I_y} C_m - \frac{(I_x - I_z)}{I_y} pr - \frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) + \frac{I_p}{I_y} \Omega_p r \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} &= \frac{\bar{q}Sb}{I_z} C_n - \frac{(I_y - I_x)}{I_z} pq - \frac{I_{xz}}{I_z} qr - \frac{I_p}{I_z} \Omega_p q \\ \dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) \\ &\quad + w (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \\ \dot{y} &= u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) \\ &\quad + w (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \\ \dot{h} &= u \sin \theta - v \cos \theta \sin \phi - w \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (4)$$

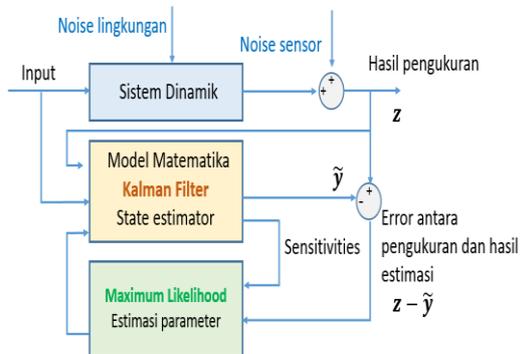
Dalam dunia Dirgantara, keduabelas model di atas sudah secara umum diterima dan diaplikasikan pada Simulator pesawat udara yang digunakan untuk pelatihan para pilot maupun model yang digunakan pada perancangan sistem kendali pesawat udara. Fokus kajian Identifikasi Sistem Pesawat udara adalah mencari parameter aerodinamika yang membentuk model di atas ( $C_X, C_Y, C_Z, C_l, C_m, C_n$ ).

Model aerodinamika ini sangat bergantung kepada konfigurasi dan kondisi terbang suatu pesawat udara. Selain untuk mengestimasi parameter aerodinamika, Identifikasi Sistem dapat dikembangkan lebih lanjut untuk mengestimasi parameter yang lain seperti kecepatan angin, koefisien friksi suatu runway dan parameter terkait lainnya. Makalah ini hanya akan membahas parameter yang terkait dengan peningkatan keselamatan pesawat udara.

### Metode Pada Identifikasi Sistem

Metode pada Identifikasi Sistem Pesawat Udara dapat dibedakan menjadi beberapa kategori yaitu berdasarkan tipe *noise*, domain, dan implementasinya. Tipe *noise* dalam Identifikasi Sistem dibedakan menjadi *noise* yang berasal dari lingkungan (*process noise*) dan *noise* yang berasal dari pengukuran (*measurement noise*). Berdasarkan domainnya, Identifikasi Sistem Pesawat Udara dibedakan menjadi domain frekuensi dan waktu. Pada umumnya, untuk pesawat *rotary-wing* teknik domain frekuensi sangat

umum digunakan sedangkan *domain* waktu digunakan untuk tipe *fixed-wing*. Berdasarkan implementasinya, metode pada Identifikasi Sistem dibagi menjadi metode implementasi *online* dan *offline*. Pada makalah ini akan diimplementasikan metode *Filter Error Method* (FEM). Metode ini akan diimplementasikan dalam domain waktu pada data yang telah direkam sebelumnya (*offline*). *Filter Error Method* sendiri dapat digunakan untuk data yang mengandung noise baik noise yang berasal dari lingkungan maupun noise yang berasal dari sensor. *Filter Error Method* diturunkan dari prinsip *Maximum Likelihood* dan *Kalman Filter*. *Maximum Likelihood* digunakan untuk mengestimasi parameter yang diasumsikan konstan dalam rentang waktu tertentu. Parameter ini dipengaruhi oleh noise yang berasal dari pengukuran. *Kalman Filter* digunakan untuk mengestimasi variabel yang berubah terhadap waktu (*state variable*) yang dipengaruhi oleh noise yang berasal dari lingkungan. Kombinasi *Maximum Likelihood* dan *Kalman Filter* yang menjadi dasar *Filter Error Method* ditampilkan pada gambar 7.



**Gambar 7.** *Filter Error Method* – Kombinasi *Maximum Likelihood* dan *Kalman Filter* [6]

Kedua prinsip pada *Filter Error Method* di atas akan dijelaskan pada bagian 1 dan 2 berikut.

### 1. *Maximum Likelihood*

Teori ini pertama kali diperkenalkan oleh R.A Fisher [4]. Berdasarkan prinsipnya, *Maximum Likelihood* mencari parameter dalam batasan tertentu yang memberikan nilai probabilitas *likelihood* suatu pengukuran mencapai nilai maksimum. Prinsip ini dapat dijabarkan sebagai berikut

$$p(z|\theta, M) = p(z_1|\theta, M) \cdot p(z_2|\theta, M) \cdots p(z_N|\theta, M) = \prod_{k=1}^N p(z_k|\theta, M)$$

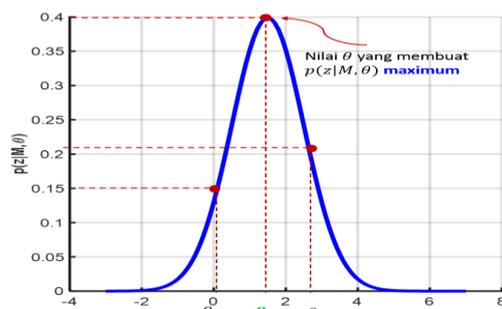
dimana,

- p = probabilitas
- z = pengukuran
- $\theta$  = parameter yang akan diestimasi
- M = model matematika yang merepresentasikan dinamika sistem

Persamaan (5) di atas kembali dituliskan sebagai berikut.

$$\theta_{ML} = \arg \left\{ \max_{\theta} p(z|\theta, M) \right\}$$

Persamaan (6) meringkaskan prinsip *Maximum Likelihood* dimana  $\theta_{ML}$  adalah parameter yang membuat nilai  $p(z|\theta, M)$  mencapai nilai maksimum. Prinsip kerja *Maximum Likelihood* ini ditampilkan pada gambar 8. Sebagai catatan, parameter  $\theta$  tidak memiliki distribusi probabilitas tertentu dan hanya berupa bilangan acak dalam batasan nilai tertentu. Oleh sebab itu, dalam konteks *Maximum Likelihood*, suatu parameter tidak memiliki probabilitas yang lebih besar atau lebih kecil dibanding parameter yang lain [8]. *Maximum Likelihood* ini akan digunakan untuk mengestimasi parameter pada pengukuran data yang mengandung noise dari sensor. Sedangkan variabel *state* yang terganggu oleh noise lingkungan terlebih dahulu di-filter dengan menggunakan *Kalman Filter*.

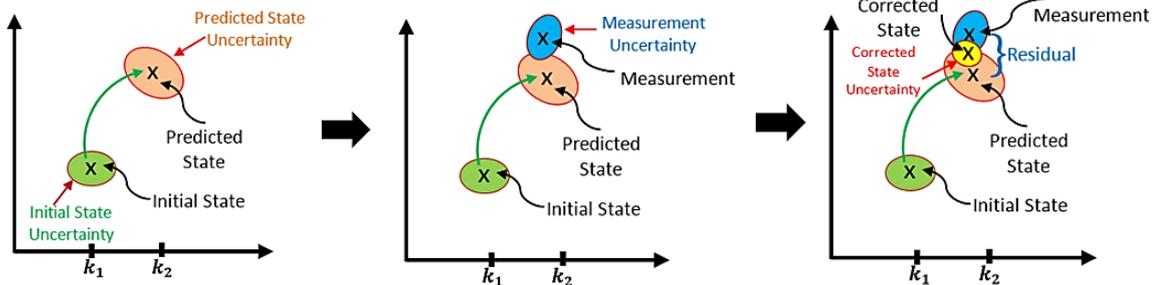


### 2. *Kalman Filter*

Berdasarkan prinsipnya *Kalman Filter* merupakan estimator yang memanfaatkan kombinasi model dinamika suatu sistem dengan pengukuran variabel suatu sistem untuk mendapatkan state yang memiliki *error minimum*. Dalam aplikasinya, *Kalman Filter* pertama kali digunakan pada Program Apollo NASA di era tahun 1960-1970-an sebagai filter pada sistem navigasi dan panduan terbang Apollo [2]. Sinyal yang masuk ke *Kalman Filter* diproses melalui dua tahapan yaitu '*prediction/propagation*' dan

'correction/updating'. Pada tahap *prediction*, sinyal diprediksi dengan menggunakan model matematika yang mewakili dinamika gerak sistem. Sinyal ini kemudian di-update/correction dengan menggunakan hasil pengukuran yang diperoleh dari sensor.

Kombinasi *prediction* dan *correction* ini menghasilkan *state* yang optimum yaitu *state/sinyal* yang menghasilkan *error minimum*. Gambar 9 di bawah ini meringkaskan tahapan kerja *Kalman Filter*.



**Propagation:** Pada tahap ini state di prediksi dengan menggunakan model dinamika sistem

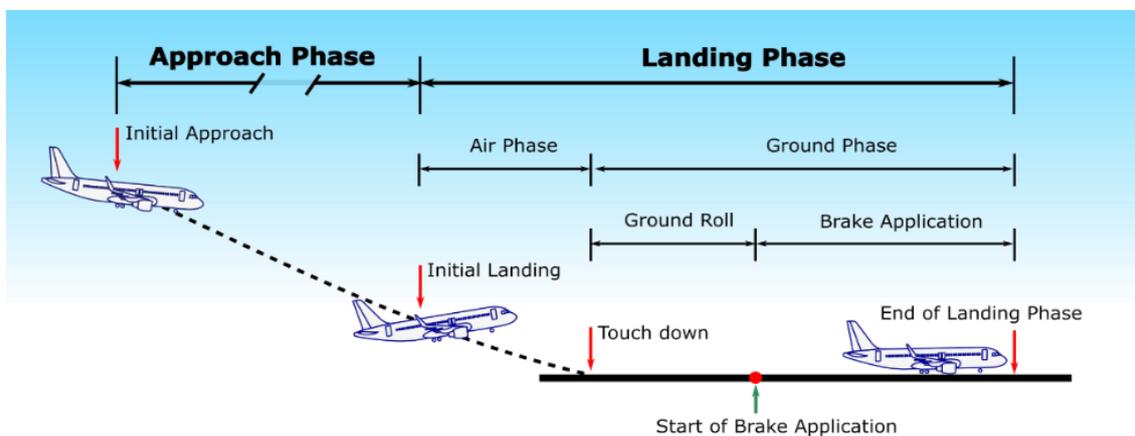
**Measurement:** Selain model dinamika sistem, Kalman Filter juga mengakomodasi faktor dari pengukuran

**Updating:** State yang diprediksi selanjutnya diupdate/dikoreksi dengan menggunakan data dari pengukuran

## HASIL DAN PEMBAHASAN Implementasi

Berdasarkan data statistik kecelakaan yang dikeluarkan oleh Boeing maupun Airbus, kecelakaan paling banyak terjadi pada fase terbang *approach-landing* dibandingkan fase terbang lainnya. Boeing dan Airbus mencatat lebih dari 55% kecelakaan terjadi pada kedua fase terbang ini [23][24]. Hal ini mengindikasikan fase terbang ini merupakan fase paling kritis. Oleh karena itu, tindakan pencegahan keselamatan penerbangan

memberikan porsi perhatian yang lebih banyak pada fase terbang ini dibanding fase terbang yang lain. Makalah ini juga akan memfokuskan pada data QAR yang direkam pada fase *approach-landing*. Ada beberapa parameter yang terkait dengan kedua fase ini namun hanya dua parameter yang akan diestimasi, yaitu kecepatan angin arah vertikal selama fase *approach* sampai *landing* dan koefisien friksi pada fase *landing-sub* fase *aircraft on ground*. Gambar 10 di bawah ini meringkaskan fase terbang *approach* dan *landing*.



Gambar 10. Fase *Approach* dan *Landing*

Pada fase *landing*, analisis difokuskan pada *ground phase*. Sub fase ini dibagi lagi menjadi dua bagian yaitu fase sebelum pilot melakukan pengereman (*ground roll*) dan fase setelah pilot melakukan pengereman. Kedua fase ini memiliki koefisien friksi yang berbeda dimana koefisien friksi pada sub *phase brake application* memiliki nilai lebih besar karena melibatkan friksi *runway* dan sistem pengereman pesawat udara.

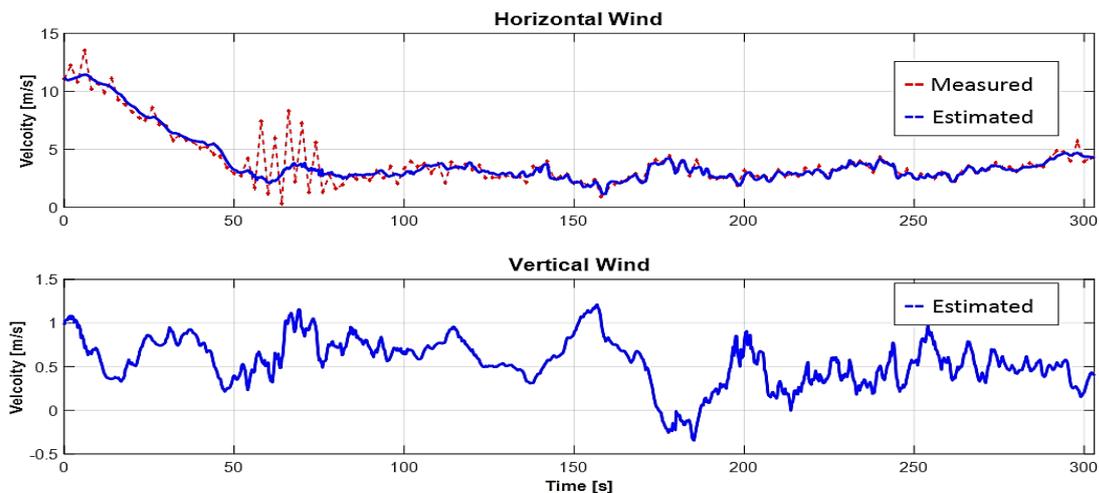
### Estimasi Profil Kecepatan Angin

Estimasi profil kecepatan angin dilakukan dengan menggunakan persamaan (1), (3), dan (4). Persamaan (1) dan (4) diubah dengan cara memasukkan kecepatan angin sebagai variabel yang tidak diketahui. Dengan demikian estimator akan mengestimasi besaran variabel ini pada tiga sumbu tata acuan koordinat yang dipilih. Perubahan terhadap persamaan (1) dan (4) didasari kepada fakta bahwa kecepatan angin dapat dihitung dengan menggunakan variabel kecepatan kinematik dan kecepatan aerodinamik. Persamaan ini dapat

dirumuskan sebagai

$$\bar{V}_w = \bar{V}_k - \bar{V}_a$$

Kecepatan kinematik pesawat udara ( $V_k$ ) berasal dari pengukuran sensor *Global Positioning System* (GPS) atau dapat juga dihitung dengan menggunakan percepatan yang berasal dari pengukuran *Inertial Measurement Unit* (IMU). Kecepatan aerodinamik ( $V_a$ ) dapat dihitung dari pengukuran sensor *pitot tube*. Estimasi kecepatan angin membutuhkan variabel-variabel seperti kecepatan hasil pengukuran GPS, kecepatan vertikal, percepatan pada ketiga sumbu benda, *true airspeed* (TAS), sudut serang, sudut slip samping, dan sudut sikap pesawat udara. Pada umumnya variabel-variabel di atas telah direkam pada QAR. Apabila variabel yang disebutkan di atas tidak direkam, maka variabel tersebut harus dihitung dengan menggunakan hubungan kinematik dengan variabel yang lain. Gambar 11 berikut menampilkan hasil estimasi profil kecepatan angin.



**Gambar 11.** Estimasi dan Validasi Profil Kecepatan Angin

Proses validasi terhadap hasil estimasi dilakukan dengan cara membandingkan dengan hasil pengukuran. Kecepatan angin arah horizontal direkam pada QAR sehingga variabel pengukuran ini dapat digunakan untuk memvalidasi hasil estimasi. Namun untuk kecepatan angin arah vertikal proses validasi dilakukan dengan menggunakan variabel yang lain yaitu kecepatan vertikal pesawat udara yang diukur dibandingkan dengan yang diestimasi. Melalui proses

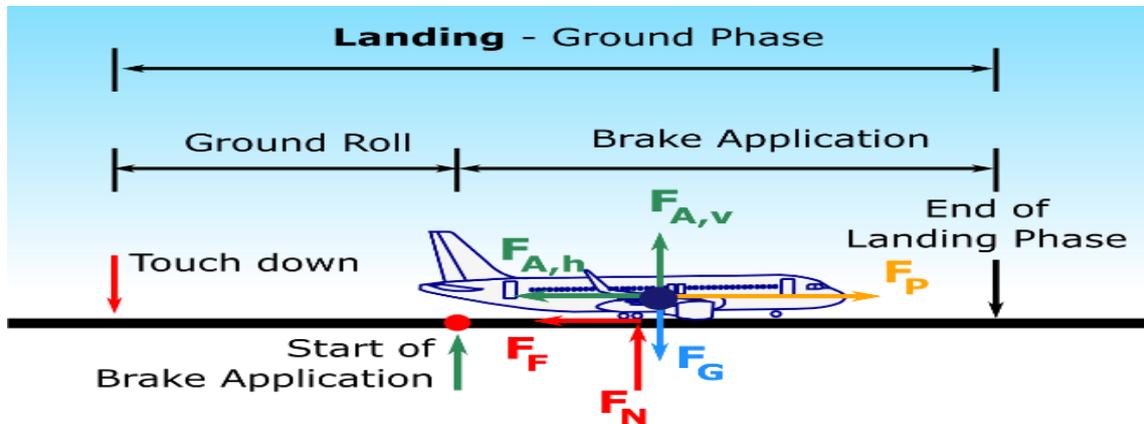
validasi ini diperoleh bahwa estimator menghasilkan data yang 'bebas' *noise*. Teknik validasi lain seperti pendekatan dari sisi statistik (standard deviation, residual analysis, coefficient of determination, dsb.) juga telah dilakukan. Namun karena keterbatasan tempat, hasil validasi ini tidak ditampilkan.

### Estimasi Koefisien Friksi

Estimasi koefisien friksi dilakukan pada fase *landing* – sub fase *on ground*. Pada sub

fase ini pemodelan koefisien friksi dibagi menjadi dua yaitu *ground roll* dan koefisien dimana pilot melakukan pengereman (brake application). Model dinamika gerak pesawat udara disederhanakan untuk mengakomodasi

kontribusi gaya friksi baik dari *runway* maupun dari *brake pressure*. Diagram gaya-gaya yang bekerja selama pesawat udara melakukan *ground roll* ditampilkan pada gambar 12 berikut,



Gambar 12. Diagram Gaya pada Pesawat Udara Selama Fase Landing

Dimana,

- $F_{A,v}$  = Gaya aerodinamika arah vertikal
- $F_{A,h}$  = Gaya aerodinamika arah horizontal
- $F_P$  = Gaya propulsi
- $F_G$  = Gaya gravitasi
- $F_F$  = Gaya friksi
- $F_N$  = Gaya normal

Gaya friksi ( $F_F$ ) dipengaruhi oleh dua jenis koefisien friksi dan dimodelkan sebagai

$$F_F = (\mu_{roll} + \mu_{brk}) \cdot F_N$$

Koefisien friksi  $\mu_{brk}$  secara langsung dipengaruhi oleh besarnya *pressure* pengereman yang diberikan pada roda pendarat. Oleh sebab itu, koefisien ini dalam pemodelannya melibatkan parameter *brake pressure*, lihat Persamaan (9). Parameter ini dapat secara langsung diperoleh dari data QAR.

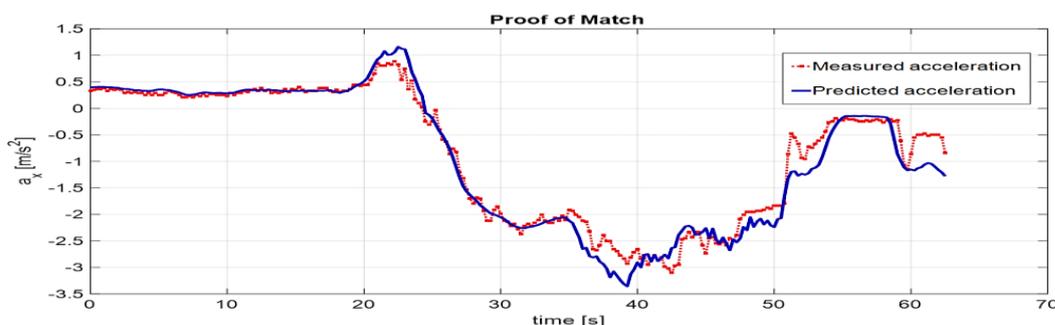
$$\mu_{brk} = \mu_{brk} \cdot \frac{p_{brk}}{p_{brk,max}}$$

Proses estimasi parameter koefisien friksi membutuhkan data pengukuran percepatan arah sumbu horizontal dan vertikal, *brake pressure*, *sudut pitch*, *ground speed*, dan defleksi *spoiler*. Semua parameter ini dapat diperoleh melalui data QAR. Hasil estimasi kedua parameter friksi beserta dengan deviasi standar ditampilkan pada Tabel 1.

Tabel 1. Hasil Estimasi Koefisien Friksi dan Deviasi Standar

$\mu_{roll}$	$\mu_{brk}$
0,0144 (0,0012)	0,3692 (0,002)

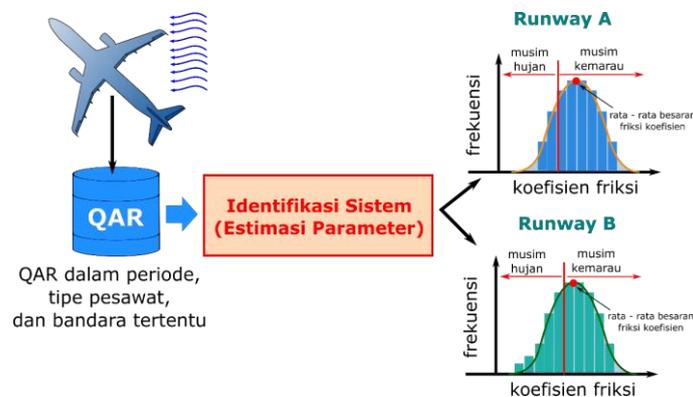
Validasi kedua parameter di atas dilakukan dengan membandingkan percepatan arah sumbu horizontal antara pengukuran dan hasil estimasi.



Gambar 13. Proof of Match Percepatan Arah Horizontal

Teknik pengolahan data yang dijabarkan pada makalah ini telah diimplementasikan pada beberapa data QAR. Hasil estimasi yang diperoleh dapat digunakan untuk analisis event maupun kecelakaan khusus untuk satu penerbangan tertentu. Selain itu, teknik ini juga dapat diintegrasikan dengan program FDM sehingga tim analis dalam suatu maskapai penerbangan mendapatkan gambaran yang lebih komprehensif terhadap data QAR yang dianalisis. Dalam skala yang lebih luas, Identifikasi Sistem dapat diterapkan pada banyak data QAR. Sehingga hasil estimasi bukan hanya satu nilai

melainkan berupa distribusi yang secara langsung dapat menggambarkan karakteristik suatu sistem. Sebagai contoh, distribusi parameter koefisien friksi yang diperoleh dari data penerbangan dalam periode satu tahun dapat menggambarkan karakteristik *runway* tersebut seperti nilai maksimum, nilai minimum, besaran rata-rata pada musim hujan/kemarau, serta karakteristik pengereman yang dilakukan oleh pilot. Rencana pengembangan ini diilustrasikan pada Gambar 14 berikut.



**Gambar 14.** Ilustrasi Rencana Pengembangan – Implementasi pada Banyak QAR untuk Mendapatkan Distribusi Parameter

Hasil yang ditampilkan pada Gambar 14 di atas membutuhkan banyak data yang direkam untuk suatu periode, bandara dan tipe pesawat tertentu. Oleh sebab itu, kerjasama antar kelembagaan terutama institusi pendidikan, maskapai penerbangan dan pemerintah merupakan syarat mutlak untuk merealisasikan tujuan yang ingin dicapai pada makalah ini.

## KESIMPULAN

Metode yang dijabarkan memungkinkan seorang analis untuk memperoleh estimasi parameter yang tidak direkam pada QAR. Kombinasi antara model dinamika gerak pesawat udara dan estimator dalam proses estimasi mampu meningkatkan keakuratan parameter yang diestimasi. Selain itu, dependensi antar satu variabel gerak dengan variabel gerak lainnya tetap terjaga. Teknik

pengolahan data yang dipaparkan ini dapat digunakan sebagai tambahan fungsionalitas program FDM yang digunakan oleh maskapai penerbangan. Metoda yang telah diuraikan dalam makalah ini dalam skala kecil, dapat digunakan untuk analisis penyebab kecelakaan dan untuk skala besar dapat dipergunakan untuk dapat dipergunakan untuk identifikasi sistem pada banyak data penerbangan untuk memberikan pemetaan karakteristik kondisi lingkungan operasi penerbangan pada suatu bandar udara. Untuk merealisasikan tujuan ini diperlukan kerjasama antara pihak terkait seperti akademisi, Direktorat Jenderal Perhubungan Udara, pengelola bandar udara dan maskapai penerbangan. Dengan dicapainya tujuan yang dipaparkan pada makalah ini diharapkan dapat memberi kontribusi terhadap perbaikan maupun peningkatan keselamatan penerbangan.

## DAFTAR PUSTAKA

- Drees., Ludwig, Sembiring., Javensius, Holzapfel., Florian, et.al., IATA Safety Report 2013 Section 9 Predictive Analysis, April 2014
- Sembiring., Javensius, Holzapfel., Florian, Extracting of Unmeasured Parameters Based on Quick Access Recorder Data Using Parameter Estimation Method, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Boston, USA, Agustus 2013.
- Sembiring., Javensius, Holzapfel., Florian, Bayesian Approach Implementation on Quick Access Recorder Data for Estimating Parameters and Model Validation, Probabilistic Safety Assessment and Management Conference, Hawaii, USA, Juni 2014.
- D'Souza., Christopher, Fundamental of Kalman Filtering and Estimation in Aerospace Engineering, Bahan Kuliah Online, NASA, 2013.
- Gelb., Arthur, Applied Optimal Estimation, The MIT Press, 2011.
- Aldrich., John, R.A. Fisher and the Making of Maximum Likelihood 1912 -1922, Statistical Science, Institute of Mathematical Statistics, Agustus 1997.
- [https://en.wikipedia.org/wiki/Kalman\\_filter](https://en.wikipedia.org/wiki/Kalman_filter) [Diakses pada 5 Mei 2016].
- Jategaonkar., R.V., Flight Vehicle System Identification, A Time Domain Approach, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, 2006
- Klein., V., and Morelli., E., Aircraft System Identification: Theory and Practice, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, 2006.
- U.K Civil Aviation Authority, CAP 739 Flight Data Monitoring, 2013.
- Hongkong Civil Aviation Department, CAP 739 Flight Data Monitoring, A Guide to Implementation, Februari 2009.
- Sembiring., Javensius, RTS Smoother Implementation on Quick Access Recorder Data, Presentasi video konferensi antara Flight Safety Research Group – Institute of Flight System Dynamics TUM dan AGS Sagem, Jerman, 1 Juni 2015
- <http://www.teledynecontrols.com/products/olution/airfase/overview.asp> (Diakses pada 5 Mei 2016).
- <http://www.teledynecontrols.com/products/olution/wirelessgroundlink/groundlink.asp> (Diakses pada 5 Mei 2016)
- <https://www.flightdataservices.com/>(Diakses pada 5 Mei 2016)
- <http://www.sagem.com/aerospace/commercial-aircraft/information-system/analysis-ground-station-ags> (Diakses pada 5 Mei 2016)
- <http://www.aerobytes.co.uk/> (Diakses pada 5 Mei 2016)
- ICAO, Annex 6 Part 1 Operation of Aircraft, Juli 2010
- Menteri Perhubungan Republik Indonesia, Peraturan Menteri Perhubungan Nomor: PM 28 Tahun 2013 Tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 121, Maret 2013
- EUROCAE, EUROCAE ED 112 Minimum Operational Performance Specification for Crash Protected Airborne Recorder Systems - Revision A, September 2013.
- European Commision, Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation, 2011
- ICAO, DOC 9859 Safety Management Manual, Edisi 3, 2013
- Boeing, Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operation 1959 – 2014, Agustus 2015
- Airbus, Commerical Aviation Accidents 1958-2014- A Statistical Analysis, Mei