



Penguatan Penerapan *Aircraft Structural Integrity Program* (ASIP) untuk Perawatan Pesawat TNI AU

Strengthening the Implementation of the Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) for the Maintenance of Air Force Aircraft

Ichsan Setya^{1*}, Suryanto²

¹ Program Studi Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Bandung

² Komandan Koharmatau

Email: ichsansetyaputra@itb.ac.id

Abstract—*The Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) refers to the structural condition capable of withstanding operational loads so that it can provide the designed level of structural safety, performance, durability, and supportability. ASIP has been developed by the USAF since 1958 to ensure the reliability and safety of military aircraft structures. Over more than six decades, ASIP has evolved from the safe life philosophy towards damage tolerance and is now applied in digital twin systems on the F-22 and F-35. This paper provides a brief review of the development of ASIP and some of its implementation experiences. In the final section, the paper offers recommendations for the implementation of ASIP in the Indonesian Air Force through collaboration between Koharmatau and ITB in damage tolerance analysis, flight load measurement, and service life extension programs (SLEP) based on Digital ASIP.*

Keywords— *Aircraft Structural Integrity Program, Aircraft Maintenance, Digital Twin*

Abstrak—*Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) adalah kondisi struktur yang dapat menahan beban operasional yang terjadi sehingga mampu memberikan tingkat keselamatan struktur, kinerja, ketahanan (durability), dan kemampuan dukung (supportability) sebagaimana yang dirancang. ASIP dikembangkan oleh USAF sejak 1958 untuk menjamin keandalan dan keselamatan struktur pesawat militer. Selama lebih dari enam dekade, ASIP berevolusi dari filosofi safe life menuju damage tolerance dan kini diterapkan dalam sistem digital twin pada F-22 dan F-35. Makalah ini memberikan tinjauan ringkas perkembangan ASIP, dan beberapa pengalaman implementasinya. Pada bagian akhir makalah ini memberikan rekomendasi implementasi ASIP di TNI AU melalui kolaborasi Koharmatau dengan ITB dalam analisis damage tolerance, flight load measurement, dan service life extension program (SLEP) berbasis Digital ASIP.*

Kata Kunci— *Aircraft Structural Integrity Program, Perawatan Pesawat, Digital Twin*

I. PENDAHULUAN

Struktur pesawat terbang yang dirancang untuk umur desain cukup panjang dapat mengalami retak karena beban berulang, struktur dapat pula mengalami korosi karena interaksinya dengan lingkungan. Terjadinya retak dan korosi ini merupakan degradasi sifat

*Ichsan Setya

E-mail: ichsansetyaputra@itb.ac.id

mekanik bahan. Ketahanan struktur terhadap degradasi karena faktor operasional ini dikenal sebagai durability atau ketahanan struktur. Degradasi sifat-sifat mekanik struktur pesawat merupakan faktor yang sangat penting bagi kesiapan tempur TNI AU. Armada TNI AU seperti F-16, Hawk, dan Sukhoi telah berumur cukup panjang. Untuk memastikan keselamatan dan efisiensi perawatan, dibutuhkan sistem manajemen integritas struktur berbasis data dan analisis teknik.

ASIP merupakan kerangka utama dalam menjamin kelaikterbangan atau airworthiness struktur pesawat. Dalam kerangka ASIP, tenggang cacat atau damage tolerance struktur merupakan metode analisis yang dipakai untuk memprediksi penurunan kekuatan karena adanya retak yang merambat dan memprediksi umur karena beban lelah atau fatigue load yang terjadi pada struktur pesawat. Struktur dirancang untuk tetap mampu menahan beban operasional meskipun telah mengalami retak hingga retak terdeteksi pada program inspeksi inspeksi yang ditetapkan. Untuk mengukur beban lelah struktur, pesawat dilengkapi dengan peralatan pengukur beban berupa akselerometer atau pengukur regangan atau strain gage. Dari data pengukuran ini program inspeksi dan SLEP dapat disesuaikan.

Makalah ini bertujuan:

1. Menelusuri sejarah dan evolusi ASIP;
2. Menjelaskan kaitan ASIP dengan Damage Tolerance Analysis (DTA) dan Service Life Extension Program (SLEP);
3. Menyajikan praktik pelaksanaan ASIP yang dilaksanakan di beberapa Angkatan Udara
4. Menawarkan strategi penguatan ASIP di TNI AU melalui kolaborasi dengan ITB dan institusi lain di Indonesia.

ASIP USAF dimulai tahun 1958 pasca ditemukannya sejumlah retak pada sayap dan badan pesawat pengebom B-17, B-29 dan B-47. Retak lelah ini pada umumnya berasal dari lubang sambungan paku keling dan pada daerah dengan konsentrasi tegangan setelah pesawat mengalami siklus pembebanan yang cukup banyak. Terjadinya retak lelah ini menunjukkan bahwa analisis statik saja tidak mencukupi untuk menjamin struktur pesawat tidak mengalami kegagalan. Versi awal ASIP menekankan perlu dilakukan analisis terhadap kemungkinan kegagalan lelah pada struktur pesawat. Analisis kelelahan menggunakan *Miner's Cumulative Rule* menghasilkan prediksi umur lelah komponen. Hasil prediksi umur lelah ini perlu didukung hasil pengujian skala penuh pada struktur. Umur aman atau *safe-life* komponen adalah umur hasil prediksi yang sudah diverifikasi dengan pengujian dibagi dengan faktor keamanan. Desain struktur untuk memenuhi kriteria tidak terjadinya kegagalan lelah ini dikenal sebagai *safe-life design*. Komponen yang memenuhi kriteria *safe-life* akan diganti dengan komponen baru saat umur *safe-life* komponen tercapai. Pada struktur yang dirancang sebagai *safe-life*, pelaksanaan inspeksi tidak secara spesifik ditujukan untuk mendeteksi retak, sehingga retak dapat terjadi dan tidak terdeteksi sehingga dapat menyebabkan kegagalan. Interval inspeksi struktur tidak ditetapkan dengan melakukan analisis terhadap retak, tapi hanya berdasarkan pengalaman dengan komponen sejenis. Filosofi desain ini juga dirasakan tidak efisien karena komponen dapat saja diganti setelah mencapai umur *safe-life* meskipun belum terjadi retak.

Dengan adanya beberapa kelemahan *safe-life design* dan dipicu terjadinya kegagalan sayap pesawat F-111 (1969) mendorong USAF mengadakan evaluasi terhadap kriteria ASIP untuk dapat menjaga keselamatan pesawat dengan terjadinya retak lelah yang tidak dianalisis perambatannya pada *safe-life design*. Investigasi pada patahan sayap F-111 menunjukkan bahwa retak lelah menginti dari cacat penempaan dengan lebar sekitar 2.5 cm dan kedalaman mendekati 1.0 cm. Dengan cacat dari proses manufaktur yang cukup besar, hanya diperlukan 109 penerbangan dan beban manoeuvre setengah beban manoeuvre maksimum untuk menyebabkan

sayap pesawat mengalami kegagalan. Pelajaran penting lain dari kegagalan struktur pesawat F-111 adalah pemilihan bahan untuk daerah transfer beban dari sayap ke badan yang menggunakan bahan kekuatan tinggi yaitu baja D6AC namun ketahanan retak atau *fracture toughness* yang rendah. Pelajaran terakhir dari kegagalan ini adalah pada daerah sambungan sayap ke badan, struktur tidak dirancang *fail-safe*, terjadinya retak pada komponen tersebut akan menyebabkan kegagalan katastrofik karena tidak ada elemen struktur yang menahan perambatan retak. Adanya cacat awal dari proses manufaktur menjadi dasar penting pada regulasi baru yaitu perlunya asumsi cacat awal pada perhitungan umur struktur. Dari cacat awal ini diprediksi umur perambatan retak menggunakan mekanika retak atau *fracture mechanics*. Prediksi umur struktur ini dijadikan dasar penentuan periode inspeksi yang perlu dilakukan. Perubahan kriteria ini dikenal sebagai *damage tolerance* dan lahirnya **MIL-STD-1530 (1972)**.

Pada 1990-an hingga 2000-an, muncul perhatian pada *Widespread Fatigue Damage (WFD)*, yang dipicu dengan terjadinya retak pada sejumlah paku keling pada badan pesawat Boeing 737 Aloha Airlines yang menyatu menyebabkan kulit atas badan sepanjang 5.5 m terlepas saat pesawat sedang terbang. Terjadinya retak pada sejumlah paku keling dikenal dengan *multiple site damage (MSD)*. Masalah MSD pada umumnya terjadi pada pesawat yang umurnya sudah mendekati umur desain, atau *aging aircrafts*. Kegagalan pada Aloha Airlines ini menyebabkan FAA menerbitkan beberapa peraturan baru yaitu **Advisory Circular (AC) 91-56B (1988)** – *Supplemental Structural Inspection Program (SSIP)* untuk pesawat tua. Terjadinya retak MSD pada pesawat Aloha menyebabkan perubahan regulasi pesawat militer yaitu berupa **Revisi MIL-STD-1530B (1998) dan MIL-STD-1530C (2005) yang memasukkan MSD dan WFD secara eksplisit** sebagai risiko yang harus dianalisis dan dikendalikan.

Untuk pesawat militer revisi berlanjut hingga **MIL-STD-1530C (2005) dan 1530D (2016)** yang menegaskan lima fase ASIP: *Design, Design Analyses and Development Testing, Full-Scale Testing, Certification and Force Management Development, Force Management Execution*. Tiga fase pertama ASIP untuk menjamin keselamatan struktur dilakukan oleh pembuat pesawat terbang berupa desain, analisis dan pengujian. Fase keempat berupa perencanaan perawatan termasuk inspeksi yang dilakukan dilaksanakan dengan diskusi dengan operator. Pada fase kelima dilakukan manajemen armada termasuk pengukuran beban operasional dan revisi pelaksanaan perawatan dan inspeksi.

Pada pesawat di era modern yang diwakili F-22 dan F-35 ASIP mulai mengintegrasikan teknologi baru seperti *digital twin, prognostics & health management (PHM)*, serta *real time load monitoring* dengan pemasangan *strain gage* untuk mengukur beban lelah pada struktur.

II. LANDASAN TEORI

Seperti disampaikan diatas pada MIL-STD-1530D ASIP menetapkan bahwa struktur dirancang memenuhi kriteria *damage tolerance*. Pada struktur yang dirancang memenuhi kriteria *damage tolerance* perlu diasumsikan adanya cacat awal yang berasal dari cacat material atau cacat karena proses manufaktur atau *equivalent initial damage size (EIDS)*. Dari cacat awal ini *Damage Tolerance Analysis (DTA)* memprediksi perambatan retak dan kekuatan sisa menggunakan prinsip *fracture mechanics*. Untuk memprediksi umur desain, beban *fatigue* yang dipakai adalah estimasi berdasarkan rencana pemakaian pesawat oleh operator.

Hasil prediksi umur perambatan retak dengan DTA menjadi dasar penentuan interval dan metode inspeksi serta strategi perawatan. Perlu ditekankan bahwa prediksi umur yang dilakukan menggunakan data beban *fatigue* berupa asumsi bagaimana pesawat akan dioperasikan oleh operator. Pada kenyataannya beban aktual yang terjadi pada struktur pesawat dapat berbeda dari asumsi ini. Apalagi untuk pesawat tempur dan pesawat latih, pilot dapat melakukan berbagai manoeuvre yang berbeda dari asumsi.

Seperti disampaikan pada bagian 3 diatas, interval inspeksi pada komponen yang dapat mengalami kegagalan lelah diperoleh dari asumsi bagaimana pesawat akan digunakan operator yang diturunkan menjadi beban *fatigue* pada komponen. Untuk operator yang menggunakan

pesawat lebih “berat” dari asumsi beban desain, untuk menjamin keselamatan struktur, interval inspeksi seharusnya lebih pendek karena retak yang terjadi merambat lebih cepat. Sedangkan untuk operator yang menggunakan pesawat lebih “ringan”, interval inspeksi dapat dibuat lebih panjang. Pada fase kelima ASIP ini operator melakukan *Flight Load Measurement (FLM)* menggunakan **accelerometer** dan **strain gauge** untuk merekam beban aktual selama operasi. Dari hasil pengukuran ini dapat dibuat spektrum beban sebenarnya pada struktur (*measured load spectrum*). Selanjutnya beban yang diperoleh dari pengukuran ini digunakan dalam *damage tolerance analysis* menggantikan asumsi beban desain, sehingga dapat diperoleh perambatan retak dan kekuatan sisa struktur karena beban actual. Dari hasil perhitungan ini dapat ditetapkan periode inspeksi yang lebih realistis.

Untuk pesawat yang mendekati umur desain hasil pengukuran beban operasi dipakai pula untuk program perpanjangan umur atau *Service Life Extension Program (SLEP)*. Inspeksi menyeluruh struktur menggunakan NDI mungkin menunjukkan adanya *partial damages* sehingga struktur perlu diberi penguatan pada area tertentu agar dapat mencapai umur yang diperpanjang dengan beban aktual hasil pengukuran. Pendekatan ini telah diterapkan oleh USAF, US Navy, dan Canadian Forces.

Venugopal et.al dalam “*Structure Life Extension towards the Structural Integrity of Sukhoi Su-30MKM*” menunjukkan bagaimana konsep *Aircraft Structural Integrity Program* dapat diadaptasi oleh operator non-AS. Dengan keterbatasan anggaran dan ketiadaan dukungan penuh dari OEM Rusia, RMAF mengembangkan pendekatan lokal berbasis *non-destructive testing* (NDT) dan analisis rekayasa numerik untuk memperpanjang umur struktur pesawat. Program *Service Life Extension (SLEP)* ini menggunakan inspeksi NDT seperti *liquid penetrant*, *magnetic particle*, *eddy current*, dan *radiography* untuk memantau lokasi kritis kelelahan (*fatigue-critical locations*) seperti sambungan sayap, penyangga mesin, dan ekor. Hasil pemeriksaan menunjukkan sebagian besar struktur masih dalam batas aman, dengan indikasi retak kecil pada kedudukan mesin akibat getaran operasional. Model 3D CAD hasil *3D scanning* digunakan untuk analisis elemen hingga (FEA), yang memperlihatkan tegangan maksimum 193 MPa masih jauh di bawah kekuatan tarik material VT-20 Ti. Pendekatan ini memungkinkan RMAF memperpanjang masa operasi Su-30MKM melebihi 10 tahun tanpa mengorbankan kelaikudaraan. Meskipun berbasis filosofi *safe-life*, program ASIP-SLEP ini menggabungkan validasi hasil NDT dengan simulasi *crack growth* untuk meningkatkan akurasi prediksi umur struktur. Keberhasilan ini menjadi contoh penting bagi negara-negara berkembang dalam menerapkan prinsip ASIP melalui integrasi kemampuan teknik lokal dan metode NDT modern.

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

Charles Babish dalam Digital Engineering for Improved Aircraft Structural Integrity Program (31st ICAF Symposium – Delft, 2023) memberikan uraian transformasi digital yang dilakukan di USAF dengan mengembangkan kemampuan *Digital Engineering (DE)* yang pada dasarnya bertujuan menggantikan atau mengurangi kegiatan fisik misalnya pengujian yang dilakukan pada pelaksanaan ASIP dengan menggunakan model dan data untuk analisis struktur untuk proses sertifikasi dan pada siklus operasi pesawat. Melalui konsep *Digital Engineering*, seluruh siklus hidup pesawat mulai dari perancangan, pengujian, sertifikasi, hingga pemeliharaan dapat diintegrasikan ke dalam satu lingkungan digital yang dapat ditelusuri. Dalam kerangka *Aircraft Structural Integrity Program (ASIP)*, *Digital Engineering* memberikan kemampuan untuk menghubungkan berbagai data digital seperti model CAD, model FEM, data hasil uji, serta catatan pemeliharaan ke dalam satu sistem terintegrasi yang dikenal sebagai *Digital Thread (DT)*. Perlu ditegaskan bahwa *Digital Thread* merupakan jaringan data yang memungkinkan setiap perubahan atau temuan di lapangan dapat ditelusuri kembali ke persyaratan desain asalnya. Dengan demikian, proses sertifikasi, pemantauan, dan pengambilan keputusan pemeliharaan dapat dilakukan secara lebih cepat, transparan, dan berbasis data. Dalam sistem Digital

Engineering, representasi digital menyeluruh kondisi aktual pesawat diberikan oleh Digital Twin (DT) yang mencakup konfigurasi *as-designed*, *as-built*, *as-flown*, dan *as-maintained*.

Untuk armada USAF yang memiliki data OEM cukup lengkap, *Digital Twin* dapat dibangun secara penuh untuk mendukung prediksi umur struktur dan manajemen risiko kegagalan lelah serta pelaksanaan *Structural Life Extension Program*.

IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

Untuk armada TNI AU, *Digital Twin* dapat dibangun melalui *Surrogate Digital Twin* yang merupakan versi digital yang dibuat TNI AU Bersama mitra lokal misalnya ITB. *Surrogate Digital Twin* dikembangkan melalui proses *reverse engineering*, *3D scanning*, pembuatan FEM lokal, dan integrasi data hasil inspeksi serta data penggunaan pesawat di lapangan, misalnya data akselerometer dan data *strain-gage* yang menguku tegangan pada lokasi kritis struktur pesawat. Dengan data ini TNI AU dapat melakukan analisis umur prambatan retak lelah, memperkirakan sisa umur struktur, serta menentukan interval inspeksi secara mandiri dan berbasis data aktual pembeban yang terjadi .

Pada sistem *Digital Engineering*, semua hasil pemeliharaan dan data temuan di lapangan digunakan untuk memperbarui model digital sehingga model FEM lokal dan hasil prediksi umur struktur akan menjadi semakin akurat seiring waktu. Implementasi *Digital Engineering* dan *Digital Thread* di TNI AU perlu diawali dengan penyusunan *Digital Governance Framework* yang jelas, penetapan sistem *Product Lifecycle Management* sebagai sumber data otoritatif, serta pengembangan kompetensi SDM di bidang analisis struktural, integrasi data, dan pemodelan digital.

Langkah awal yang direkomendasikan adalah melakukan proyek percontohan pada pesawat KT-1 dengan membangun *Surrogate Digital Twin* selanjutnya membangun *Digital Thread* yang menghubungkan data FEM, data strain-gage hasil pengujian, serta catatan pemeliharaan, kemudian melakukan prediksi umur struktur dengan metode *Damage Tolerance*. Analisis data hasil pengukuran beban akselerometer dan strain gage yang saat ini sudah dilakukan pada armada pesawat TNI AU perlu dijadikan sebagai pengembangan *Individual Aircraft Tracking (IAT)* untuk dipakai pada *Fleet Structural Integrity Database*.

Selanjutnya Langkah yang sama dapat dilakukan pada pesawat lain yang dimiliki TNI AU. Dengan penerapan bertahap ini, TNI AU dapat membangun kemandirian teknologi dalam pengelolaan umur struktur pesawat sekaligus mengurangi ketergantungan pada OEM asing. Lebih jauh lagi, *Digital Engineering* dan *Digital Thread* membuka peluang kolaborasi *Triple Helix* antara TNI AU, industri pertahanan nasional seperti PT Dirgantara Indonesia, industri perawatan pesawat seperti GMF dan lembaga penelitian serta universitas seperti ITB. Sinergi ini akan menjadi fondasi bagi terbentuknya ekosistem kedirgantaraan digital nasional yang terintegrasi dan berkelanjutan. Dengan memanfaatkan *Digital Engineering* dan *Digital Thread*, TNI AU dapat bergerak menuju sistem pemeliharaan prediktif yang lebih efisien, peningkatan keselamatan operasional, serta kesiapan tempur yang lebih tinggi di era transformasi digital pertahanan

Kolaborasi ini akan diwujudkan melalui **Joint Structural Integrity Working Group (JSIWG)** antara Koharmatau dan ITB untuk memperkuat kapabilitas nasional dalam analisis umur struktur, inspeksi nondestruktif, dan *SLEP*.

Manfaat kerjasama penerapan *Digital Engineering* bagi Armada TNI AU adalah:

1. *Condition-based maintenance*: jadwal inspeksi berdasarkan kondisi aktual, bukan kalender.
2. Deteksi dini degradasi struktur misalnya terjadinya retak: identifikasi perubahan perilaku struktur sebelum kegagalan.
3. Efisiensi biaya: mengurangi inspeksi tidak perlu dan mengoptimalkan umur komponen.
4. Kemandirian analisis: membangun kemampuan prediktif nasional berbasis data operasional Indonesia.

V. KESIMPULAN

Dari uraian yang disampaikan diatas dapat disimpulkan beberapa hal yaitu:

1. ASIP merupakan kerangka fundamental untuk menjamin keselamatan dan kesiapan pesawat TNI AU.
2. *Damage Tolerance Analysis*, *load monitoring*, dan *life extension* adalah pilar utama ASIP yang perlu diperkuat. Penerapan *Digital Engineerring* pada ASIP yang mengintegrasikan perancangan, pengujian, sertifikasi, hingga pemeliharaan dapat diintegrasikan ke dalam satu lingkungan digital yang dapat ditelusuri sehingga dapat menghemat waktu dan biaya serta peningkatan kesiapan dan keselamatan armada.
3. Implementasi **Digital Engineering pada ASIP** dengan *digital twin framework* akan membawa TNI AU menuju sistem perawatan prediktif yang lebih aman, efisien, dan mandiri.
4. Pengalaman USAF, TUDM, dan industri memperlihatkan pentingnya kolaborasi akademis.

REFERENSI

- [1] C. Babish, "Digital Engineering for Improved Aircraft Structural Integrity Program," in *Proc. 31st ICAF Symp.*, Delft, 2023.
- [2] D. Ball and R. Burt, "Evolution of the USAF Aircraft Structural Integrity Program (an OEM Perspective)," *Lockheed Martin*, 2016.
- [3] Department of Defense, *MIL-STD-1530C (USAF): Aircraft Structural Integrity Program*, 2005.
- [4] Y. Kim, S. Sheehy, and D. Lenhardt, *A Survey of Aircraft Structural-Life Management Programs in the U.S. Navy, the Canadian Forces, and the U.S. Air Force*, RAND Corporation, 2006.
- [5] C. D. Moore, "Aircraft Structural Integrity and the F-22," in *USAF ASIP Conf.*, 2007.
- [6] A. Venugopal *et al.*, "Structure Life Extension towards the Structural Integrity of Sukhoi Su-30MKM," *Materials*, vol. 14, no. 19, p. 5562, 2021.
- [7] H. Setiawan *et al.*, "Probabilistic Analysis Method for Multiple Site Damage in Aging Aircraft Using BEM," *Institut Teknologi Bandung (ITB)*, 2024.