

ANALISIS LOADS MODEL PESAWAT TEMPUR IFX

ANALYSIS OF LOADS MODEL OF IFX FIGHTER AIRCRAFT

Heriana
 Puslitbang Alpalhan Balitbang Kemhan
 Jl. Jati No. 1, Pondok Labu Jakarta
 hery_kemhan@yahoo.co.id

ABSTRAK

Dalam penelitian ini, analisis loads model dilakukan untuk mengetahui beban-beban desain kritis komponen demi mendapatkan kasus-kasus beban setimbang pada total pesawat IFX yang tengah dalam pengembangan. Analisis beban pesawat dilakukan untuk menentukan kebutuhan tingkat kekuatan struktur pesawat IFX. Hasil dari penelitian dan pengembangan pesawat tempur IFX sejauh ini menunjukkan bahwa loads model pesawat IFX perlu segera dilengkapi dengan studi CFD dan pengujian terowongan angin.

Kata Kunci: Loads Model; Pesawat Tempur IFX

ABSTRACT

In this research, analysis of loads model was taken to determine critical design loads of components of the aircraft in order to find out the balance loads of the total body of still developing IFX fighter aircraft. Analysis of aircraft's loads was taken to determine the required strength of the IFX structure. The result of research and development of IFX fighter aircraft so far shows that its loads model needs to be complemented by CFD study and wind tunnel test.

Keywords: Loads Model; IFX Fighter Aircraft

PENDAHULUAN

Sebagai sebuah pesawat jet tempur generasi 4 plus, konfigurasi pesawat IFX akan dirancang dengan teknologi *fly-by-wire* dan sistem kendali aktif, disertai fitur manuver *carefree handling*. Pada pesawat yang dikendalikan secara konvensional, beban desain struktur didefinisikan oleh regulasi melalui parameter beban manuver berdasarkan defleksi bidang kendali pesawat dalam interval waktu tertentu. Berbeda halnya pada pesawat tempur IFX. Pada pesawat tempur kelas ini, parameter beban desain ditentukan oleh perubahan kendali di kokpit. Kemampuan manuver *carefree* pesawat yang dilengkapi prosedur pengurangan beban otomatis membebaskan pilot untuk melakukan superposisi kombinasi *input* kendali dalam *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Dengan demikian, akan begitu banyak manuver operasional yang berbeda yang harus dipertimbangkan dalam menentukan beban desain kritis. Artinya, spesifikasi dan regulasi klasik dalam menentukan beban desain sudah

tidak memadai lagi untuk menjamin keutuhan struktur pesawat IFX yang dirancang dengan teknologi sistem kendali, konsep struktur, dan taktik tempur terkini. Salah satu metode yang menjanjikan untuk menentukan beban desain pesawat tempur ini adalah penggunaan *Flight Parameter Envelopes Approach*. Pendekatan ini merupakan sebuah pendekatan baru yang sudah diterapkan pada pesawat-pesawat tempur di Eropa (*European Fighter Aircraft/EFA*). Oleh karena itu, pemodelan beban pesawat tempur IFX berbasis *Flight Parameter Envelopes Approach* layak untuk dikembangkan.

TINJAUAN PUSTAKA

Penelitian mengenai pemodelan beban desain pesawat tempur sudah banyak dilakukan di beberapa negara berkembang. G. Schmidinger Sensburg, misalnya, sudah memaparkan pengaruh elastisitas struktur pada beban desain dalam tulisannya, "Static Aeroelastic Effects on High Performance Aircraft" (1986), yang diterbitkan

Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD). H. Struck dan C. Perron mengembangkan pemodelan beban terbang yang diturunkan dari manuver operasional. Dalam *NASA Technical Memorandum 4526*, Stephen V. Thornton meneliti pengurangan beban struktur menggunakan kendali beban manuver pada *Advanced Fighter Technology Integration (AFTI)/F-111 Mission Adaptive Wing*. Jia Xu dan Ilan Kroo (2014) dari Stanford University mengembangkan perancangan pesawat yang dilengkapi *Active Load Alleviation* dan *Natural Laminar Flow*. Wolfgang G. Luber dan Konrad Füllhas memaparkan metode *Flight Parameter Envelopes Approach* sebagai sebuah pendekatan baru dalam memodelkan beban desain pesawat tempur.

METODE PENELITIAN

Beban desain pesawat adalah gaya dan momen atau pembebanan yang diterapkan pada komponen-komponen pesawat—sayap (*wing*), badan pesawat (*fuselage*), dan ekor (*tails*)—untuk menentukan tingkat kebutuhan kekuatan struktur pesawat. Pembebanan tersebut dapat disebabkan oleh tekanan aerodinamika, gaya inersia, beban hentak, maupun reaksi di landasan saat lepas landas (*take-off*) dan mendarat (*landing*). Proses penentuan pembebanan melibatkan seluruh kondisi aerodinamika dan inersia pesawat.

Dalam proses sertifikasi, harus dapat dibuktikan bahwa struktur pesawat IFX mampu bertahan menerima beban maksimum tanpa mengalami kerusakan. Secara umum, analisis beban pesawat dilakukan pada dua macam kondisi, yaitu kondisi terbang (*flight condition*) dan kondisi di landasan (*ground condition*) berdasarkan regulasi yang dipilih dan kebutuhan desain/customer.

Tahap pertama dalam melakukan analisis beban adalah menentukan *loads envelope* yang menjadi batasan berbagai kombinasi kritis ketinggian terbang, bilangan Mach (*Mach number*), konfigurasi massa, manuver, hembusan angin keras (*gust*), dan pendaratan (*landing*). Kemudian, data-data *input* yang dibutuhkan meliputi *finite element model* (metode elemen hingga) pesawat yang memuat kekakuan dan data massa pada tiap konfigurasi, *database* aerodinamika pesawat, termasuk karakteristik

aerodinamika *steady/unsteady* pada tiap bilangan Mach, serta model *flight dynamics* yang memuat persamaan gerak *non-linear 6-DoF* pesawat, baik dengan pemodelan struktur kaku maupun elastik, untuk menghitung kesetimbangan pesawat pada setiap kasus yang ditentukan. Terakhir, melalui berbagai proses koreksi dan iterasi, diperoleh harga-harga gaya dan momen kritis di lokasi-lokasi yang diinginkan. Seluruh tahapan perhitungan beban pesawat dilakukan dalam sebuah sistem *loads model*.

1. Loads Model

Perhitungan beban desain pesawat IFX harus dilakukan dengan sebuah program komputer yang memungkinkan perhitungan secara menyeluruh dengan mempertimbangkan berbagai macam aspek, seperti:

- a. Seluruh data berat total pesawat atau komponen (massa, lokasi, momen inersia, distribusi massa).
- b. Berbagai karakteristik aerodinamika, meliputi:
 - 1) distribusi tekanan aerodinamika pesawat pada tiap kondisi (α , β , defleksi kendali, p , q , r , dll.) di berbagai bilangan Mach;
 - 2) koefisien-koefisien aerodinamika total pesawat dan turunannya;
 - 3) koefisien-koefisien aerodinamika komponen pesawat dan turunannya.
- c. Koreksi statis/aeroelastik untuk distribusi tekanan aerodinamika:
 - 1) di tiap kondisi α , β , defleksi kendali, p , q , r , dll.;
 - 2) akibat pengaruh inersia dan aeroelastik;
 - 3) koefisien-koefisien beserta turunannya akibat n_z , n_y , \dot{p}_{dot} , \dot{q}_{dot} , \dot{r}_{dot} .

Loads Model bertujuan untuk menghitung beban-beban desain kritis komponen demi mendapatkan kasus-kasus beban setimbang pada total pesawat. Dengan demikian, jumlah total gaya dan momen seluruh komponen pesawat adalah nol pada tiap kasus.

$$\sum F_{x,y,z} = 0 \qquad \sum M_{x,y,z} = 0$$

Untuk mendapatkan kasus-kasus beban setimbang, maka jumlah total beban aerodinamika total pesawat dan masing-

masing komponen diintegrasikan dalam *Loads Model*. Hasilnya harus memenuhi kondisi sebagai berikut:

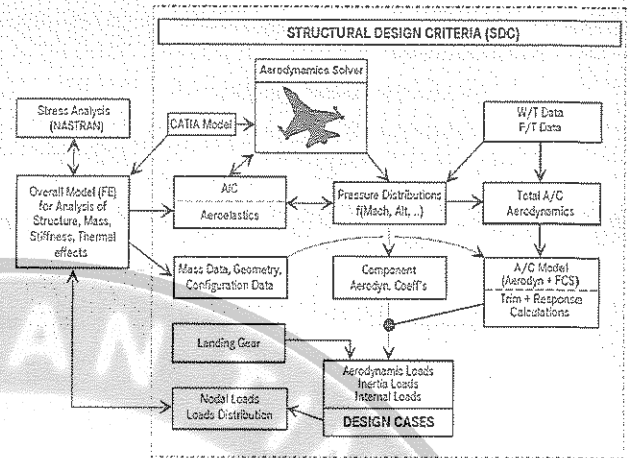
penjumlahan beban aerodinamika komponen = beban aerodinamika pesawat

Kasus-kasus beban setimbang ini akan menjadi dasar perhitungan beban *nodal* komponen di *Finite Element Model* dan analisis tegangan pesawat secara keseluruhan. *Loads Model* mencakup kombinasi *file* data *input* dan *output* yang besar serta sejumlah program komputer yang rumit dan saling terintegrasi.

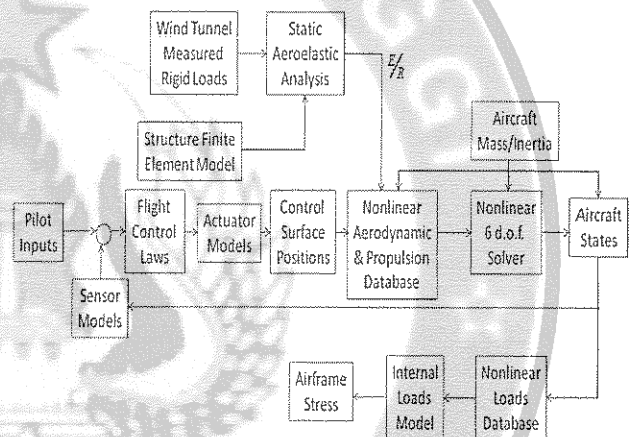
Kelompok data *input* mengandung segala macam informasi yang dibutuhkan dalam perhitungan beban. Adapun kelompok data *output* mengandung hasil-hasil perhitungan beban, mencakup kondisi kasus beban, gaya, momen, dan lain-lain. Program-program utama dalam *Loads Model* meliputi:

- Program teori aerodinamika untuk menghitung karakteristik aerodinamika model kaku pesawat.
- Program yang ter Korelasi dan terintegrasi untuk membandingkan dan mengoreksi hasil program teori aerodinamika dengan hasil uji terowongan angin, yang kemudian mengoreksi distribusi tekanan dan koefisien-koefisien aerodinamika beserta turunannya, untuk total pesawat dan masing-masing komponen.
- Program statis-aeroelastik untuk menghitung kenaikan distribusi tekanan aeroelastik sebagai koreksi distribusi tekanan model kaku, juga koreksi koefisien aerodinamika beserta turunannya untuk total pesawat dan komponen.
- Program *Flight Dynamics* yang memuat persamaan gerak *non-linear 6-DoF* pesawat, baik dengan pemodelan struktur kaku maupun elastik, untuk menghitung kesetimbangan pesawat pada setiap kasus yang ditentukan.

Berikut ini contoh skema *Loads Model* klasik dan generasi terbaru.



Gambar 1. *Loads Model* Klasik.



Gambar 2. *Loads Model* Generasi Baru.

Untuk menggunakan *Loads Model* secara efisien, maka harus didefinisikan kriteria-kriteria desain struktur terlebih dahulu, termasuk kebutuhan manuver-manuver pesawat. Hal ini dilakukan dalam kriteria desain struktur (*structural design criteria*).

2. *Structural Design Criteria*

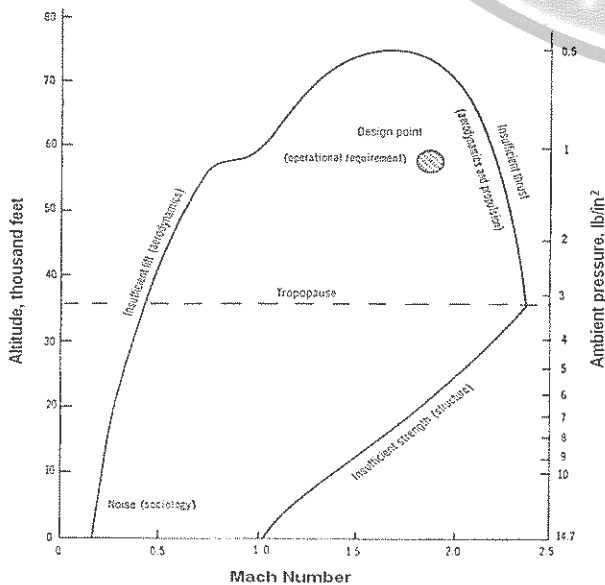
Dengan semakin tinggalnya regulasi *Military Specifications* (contoh: MIL-A-08861A untuk USAF dan DEF-STAN 00-970 untuk UK) sebagai acuan dalam rancang bangun pesawat tempur generasi 4 plus, maka mendefinisikan kaidah-kaidah baru dalam kriteria desain struktur (*structural design criteria*) menjadi prioritas. Kondisi-kondisi yang harus terdefiniskan dalam kriteria desain struktur meliputi:

- Desain *flight envelope-Mach/altitude*.
- Load factors* ($n_{z_{max/min}}$) vs *Mach*.
- Konfigurasi kritis pesawat dengan dan

tanpa store-key configurations.

- d. Desain massa pesawat:
 - 1) basic flight design mass;
 - 2) maximum design mass;
 - 3) minimum flying mass;
 - 4) landing design mass, dll.
- e. Kondisi-kondisi gust:
 - 1) kecepatan-kecepatan desain gust dikombinasikan dengan kecepatan pesawat;
 - 2) ukuran gust.
- f. Temperatur:
 - 1) maximum recovery temperature;
 - 2) maximum stagnation temperature.
- g. Kriteria beban ground:
 - 1) sink rate;
 - 2) crosswind;
 - 3) arresting;
 - 4) repaired runway, dll.
- h. Departure dan spin.
- i. Kondisi-kondisi hammershock.
- j. Kondisi-kondisi bird strike.
- k. Kebutuhan-kebutuhan statis-aeroelastik.
- l. Kebutuhan-kebutuhan flutter/divergensi.
- m. Kondisi-kondisi fatigue:
 - 1) safe life/fail save philosophy;
 - 2) g-spectrum, scatter factor, aircraft service life.
- n. Berbagai jenis manuver terbang.

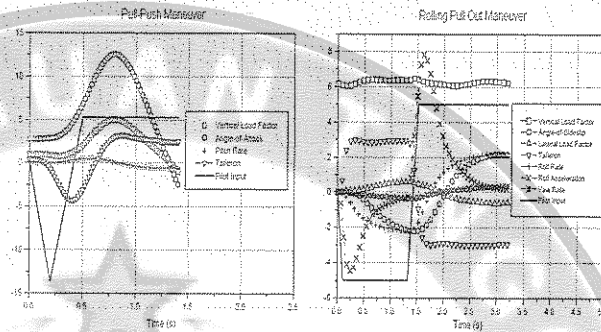
Berikut ini contoh flight envelope pesawat tempur supersonik.



Gambar 3. Flight Envelope Altitude vs Mach

3. Flight Parameter Envelopes

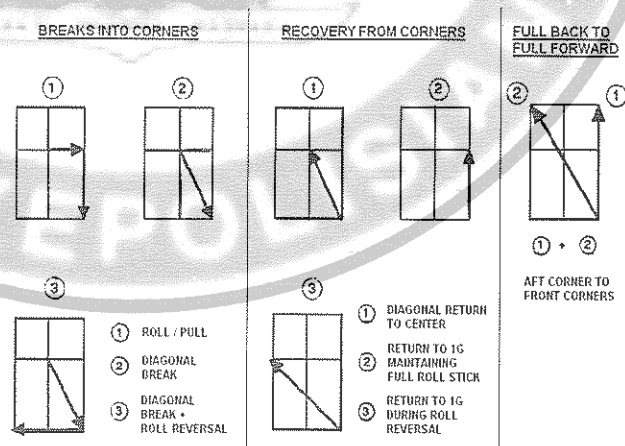
Seperti yang sudah disinggung sebelumnya, penerapan manuver-manuver sumbu tunggal pitch, roll, atau yaw dalam regulasi MIL-A-08861A sudah tidak lagi memenuhi beban desain pesawat tempur IFX modern.



Gambar 4. Manuver-Manuver Sumbu Tunggal.

Desain pesawat tempur generasi 4 plus IFX memungkinkan superposisi kombinasi input kendali pilot dalam roll, pitch, dan yaw dengan berbagai perbedaan manuver operasional yang harus diambil untuk mendapatkan beban desain kritis.

Beberapa contoh input tongkat kendali pilot dapat dilihat pada gambar berikut:



Gambar 5. Typical Pilot Stick Input.

Parameter-parameter terbang yang harus dipertimbangkan dalam Flight Parameter Envelopes Approach adalah sebagai berikut:

- a. $n_z = f(q_{dot})$
- b. $n_y = f(r_{dot})$
- c. $n_z = f(p, p_{dot}, r, r_{dot}, n_y, \beta * q_{dyn})$
- d. p, r vs p_{dot}, r_{dot}

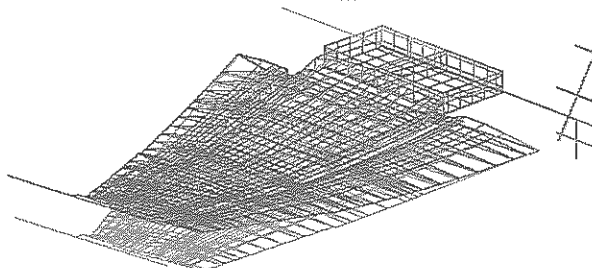
4. Zonair

Salah satu tantangan terbesar dalam pengembangan pesawat tempur generasi 4 plus IFX adalah karakteristiknya yang berbeda secara ekstrem dibandingkan dengan semua tipe pesawat yang pernah dikembangkan Indonesia sebelumnya, baik dari segi konfigurasi, kecepatan terbang, maupun manuver.

Dari segi konfigurasi, hingga saat ini Indonesia masih menggunakan konfigurasi konvensional. Pada konfigurasi ini sambungan antara badan pesawat (*fuselage*) dan sayap (*wing*) terlihat jelas. Adapun pesawat tempur IFX menggunakan konfigurasi paduan sayap–badan (*wing–body blended*) dan mesin internal (*internal engine*). Dari segi kecepatan, pengalaman kita masih dalam zona kecepatan subsonik rendah hingga subsonik tinggi, sedangkan IFX berada dalam zona kecepatan subsonik, transonik, hingga supersonik. Dari segi manuver, IFX tentu saja memiliki manuver–manuver khusus, seperti manuver tempur (*combat*) dan manuver melarikan diri (*evasive*), yang berbeda dengan pengalaman kita hingga saat ini. Perbedaan karakteristik tersebut memerlukan perubahan dalam proses analisis struktur pesawat, khususnya terkait pengaruh signifikan aeroelastik, kompresibilitas, dan aerothermal.

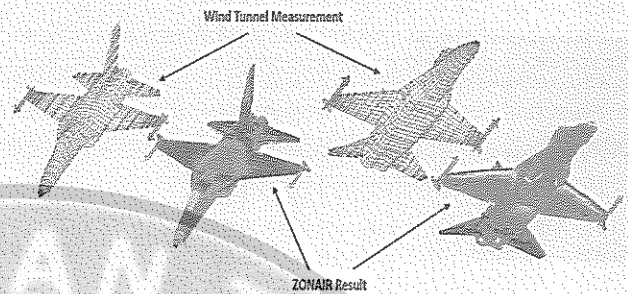
Zonair adalah sebuah perangkat lunak berbasis panel metode orde tinggi untuk menghitung beban aerodinamika pesawat yang sudah mempertimbangkan pengaruh aeroelastik, kompresibilitas, dan aerothermal. Zonair memiliki beberapa kelengkapan program yang membantu proses analisis beban pesawat, di antaranya:

- Model panel Zonair kompatibel dengan model *Finite Element*.
- Koreksi statis/aeroelastik untuk distribusi tekanan aerodinamika.

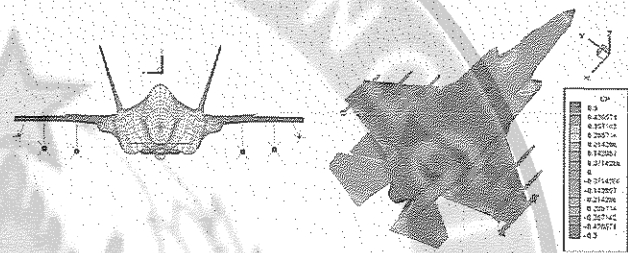


Gambar 6. *Wing Flexible Model*.

- Koreksi hasil CFD berbasis Navier-Stokes atau hasil uji terowongan angin.



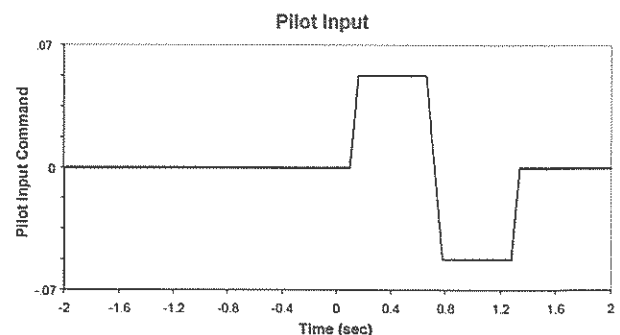
Gambar 7. Koreksi Terowongan Angin (*Wind Tunnel*).



Gambar 8. Model Aerodinamika *Underwing Stores* di Zonair.

Salah satu kekurangan program Zonair dalam proses analisis beban pesawat adalah program tersebut tidak dilengkapi dengan analisis beban *transient maneuver*, yaitu jenis manuver di mana pilot memberikan *input* defleksi bidang kendali dalam fungsi waktu. Zaero adalah sebuah perangkat lunak dalam menganalisis desain beban aeroelastik pesawat tempur yang dilengkapi modul analisis beban *transient maneuver*.

Salah satu contoh *input* pilot dalam *transient maneuver* dapat dilihat pada gambar berikut:



Gambar 9. *Input Pilot Fungsi Waktu*.

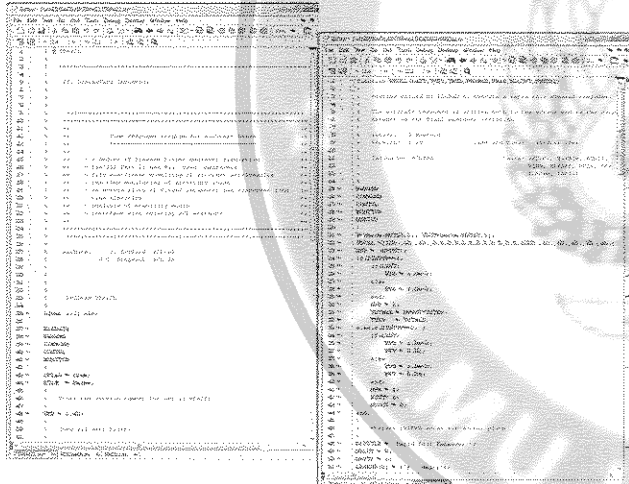
HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada tahap ini, sedang dilakukan dua pekerjaan:

1. Pengembangan program perhitungan *Flight & Ground Load Conditions* IFX berbasis *Matlab*, yaitu *Time Response Program for Aircraft Loads* (TRPACL).
2. Pemodelan Zonair pesawat IFX.

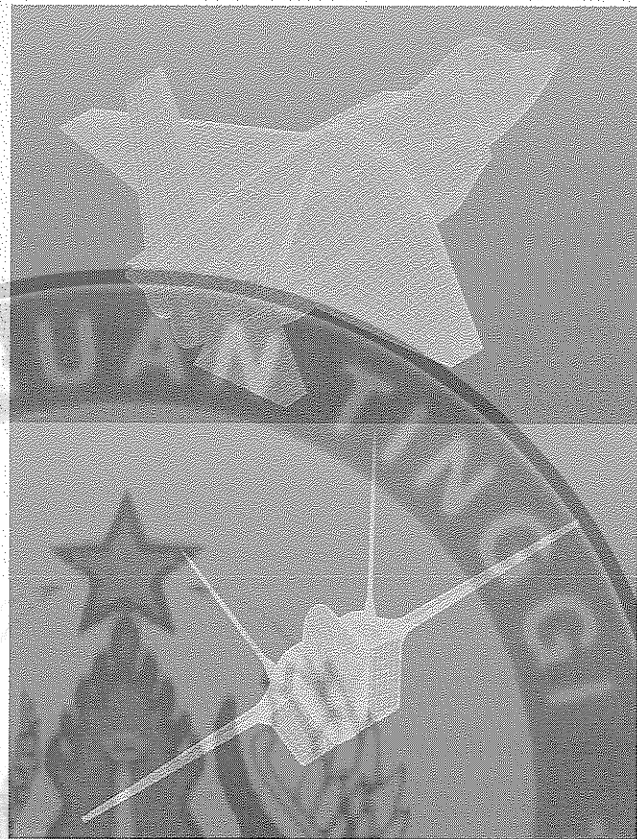
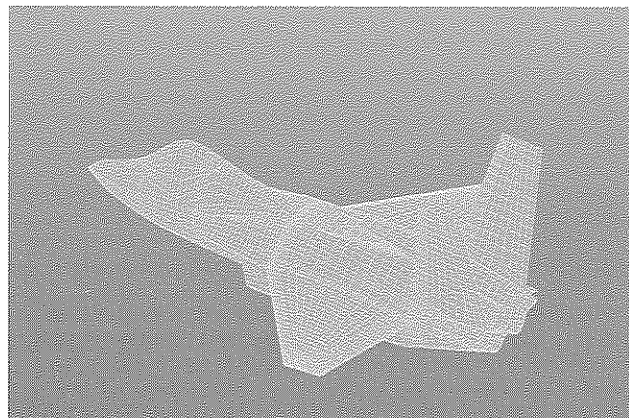
Program TRPACL adalah program simulasi *flight maneuver* pesawat berbasis regulasi *Military Specifications*. TRPACL yang digunakan merupakan modifikasi dari program TRPACL untuk pesawat sipil N250 berbasis bahasa FORTTRAN. Program ini terdiri dari 161 *file Matlab* yang meliputi modul-modul (1) *roll, yaw, pitch, gust*, dan (2) *landing, dynamic landing*.

Hasil *output* program TRPACL adalah kesetimbangan gaya dan momen di masing-masing komponen pesawat.



Gambar 10. Modul Program TRPACL

Pada tahap ini juga sedang dikembangkan model Zonair berbasis *finite element* untuk pesawat IFX. Tipe elemen yang digunakan adalah elemen CQUAD, CTRIA, dan CBEAM.



Gambar 11. Model Zonair Pesawat IFX

KESIMPULAN

Dibutuhkan studi lebih lanjut mengenai pemodelan *flight maneuvers* pesawat kelas *fighter* IFX agar program TRPACL menjadi lebih akurat. Pemodelan Zonair pesawat IFX harus dilanjutkan lebih detail. Studi koreksi CFD dan pengujian terowongan angin harus segera dilibatkan untuk melengkapi *Loads Model* pesawat IFX.

DAFTAR PUSTAKA

1. North Atlantic Treaty Organisation (NATO). (2002). "*Design Loads for Future Aircraft*."
2. Schneider, G., dan H. Zimmermann. (1986). "*Static Aeroelastic Effects on High-Performance Aircraft*." Munich: Messerschmitt-Boelkow-Blohm GmbH.
3. Xu, Jia, dan Ilan Kroo. (2014). "*Aircraft Design with Active Load Alleviation and Natural Laminar Flow*." *Journal of Aircraft* 51 (5): 1532–1545.