

LENDUTAN STRUKTUR TWIN BOOM PESAWAT TERBANG NIR AWAK LSU-05 PADA SAAT MENERIMA BEBAN TERBANG (DEFLECTION OF LSU-05 UAV TWIN BOOM STRUCTURE ON RECEIVING THE FLIGHT LOAD)

Atik Bintoro

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

e-mail: atik.bintoro@lapan.go.id

Diterima 23 Juli 2016; Direvisi 8 Desember 2016; Disetujui 9 Desember 2016

ABSTRACT

The twin-boom structure is a component of LSU-5 unmanned aerial vehicle (UAV) construction which was produced by Aeronautic Technology Center of LAPAN. This structure serves as a stabilizer UAV movements. In operations, the structure will receive flight load which could result as the structure deflection. Through analytical methods involving the mission, dimensions and configuration of the structure of the twin-boom LSU 05 UAV, has done research to determine the extent of the ability of the structure in the flight load, so the resulting deflection. From this research it was known that at flight during 130 minutes, starting from take off the beginning of the flight until cruising with maximum velocity in 130 km/h, the maximum deflection that occurred in the structure only reaches 5.593×10^{-6} m, with a safety factor of 1.3, it means that the structure was relatively safe. While at the landing on a relatively safe was velocity below 14 km/h. If landing at the velocity exceeding 20 km/h can be believed that the twin-boom structure suffered severe damage, because the stress occurs already exceeded from 650 MPa as the yield strength of e-glass composite materials.

Keyword: UAV, LSU-05, Flight load, Deflection, Twin-boom, Structure, E-glass

ABSTRAK

Struktur *twin boom* merupakan salah satu komponen konstruksi pesawat terbang nir awak LSU-05 hasil karya Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN. Struktur ini berfungsi sebagai penyetabil gerakan pesawat. Dalam operasionalnya, struktur menerima beban terbang yang dapat mengakibatkan timbulnya lendutan. Melalui metode analitis yang melibatkan misi, dimensi dan konfigurasi struktur *twin boom* pesawat LSU-05, telah dilakukan penelitian untuk mengetahui sejauh mana kemampuan struktur dalam menerima beban terbang, sehingga mengakibatkan lendutan tersebut. Dari penelitian ini diketahui bahwa pada saat penerbangan, selama 130 menit mulai dari tinggal landas di awal penerbangan sampai dengan terbang jelajah pada kecepatan maksimal 130 km/jam, lendutan maksimal yang terjadi pada struktur hanya mencapai $5,593 \times 10^{-6}$ m, dengan faktor keamanan sebesar 1,3 berarti struktur relatif aman. Sedangkan untuk pendaratan, kecepatan yang relatif aman dapat dilakukan di bawah 14 km/jam. Jika mendarat pada kecepatan melebihi 20 km/jam, struktur *twin boom* tersebut mengalami kerusakan parah, karena tegangan yang terjadi sudah melebihi 650 MPa sebagai tegangan ijin bahan struktur yakni komposit *e-glass*.

Kata kunci: Pesawat terbang nir awak, LSU-05, Beban terbang, Lendutan, Twin-boom, Struktur, E-glass

1 PENDAHULUAN

Struktur *twin boom* merupakan salah satu komponen penting pada konstruksi pesawat terbang nir awak. Pada umumnya struktur ini berfungsi untuk menjaga stabilitas terbang, terutama pada saat bergerak ke arah depan, baik pada saat terbang di udara maupun saat tinggal landas (Jeffrey L. Ellwood, 1990). Ketika tinggal landas, struktur *twin boom* tidak boleh menyentuh landasan udara, karena bisa menyebabkan penerbangan pesawat tidak stabil atau bahkan bisa mengakibatkan gagal terbang. Sehingga dalam perancangan dimensi dan bentuk *twin boom* perlu memperhatikan besar sudut tinggal landas, agar penerbangan tetap stabil, mulai dari ketika awal tinggal landas sampai pendaratan. Demikian juga untuk struktur *twin boom* yang dimiliki oleh pesawat terbang nir awak LSU-05, mestinya juga mampu berfungsi sebagai penyetabil pada saat terbang. Disamping itu juga mempunyai kekuatan yang andal untuk menerima beban penerbangan. Kekuatan yang dimaksud misalnya dalam menerima beban terbang pada saat berjalan horizontal di permukaan landasan, saat lepas landas, saat terbang di udara

maupun ketika menerima hentakan di awal pendaratan. Kemampuan struktur *twin boom* pesawat terbang LSU-05 hasil rancang bangun Pustekbang - LAPAN, telah diketahui relatif andal dalam menerima beban statik selama penerbangan (Kosim Abdurrohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014). Sedangkan untuk beban dinamik terutama pada saat pendaratan, kemampuan struktur tersebut belum diketahui. Kemampuan struktur ini tentunya juga berkaitan dengan beban dinamik yang diterima, dan kemampuan bahan struktur yang digunakan sebagai struktur *twin boom*. Sebagian besar struktur pesawat LSU-05 terbuat dari komposit serat *e-glass* dan serat karbon, serta resin *epoxy*, dan beberapa bagian struktur lain digunakan *core* kayu balsa sebagai penambah kekakuan (Fajar Ari Wandono, Riki Ardiansyah, Dony Hidayat, 2015). Dalam hal beban dinamik, salah satu cara untuk mengetahui kekuatan struktur, dapat diketahui melalui ketahanan struktur dalam mengalami lendutan ketika menerima beban, apakah terjadi lendutan yang menyebabkan kerusakan struktur atau tidak. Oleh karena itu untuk mengetahui seberapa besar

lendutan yang terjadi, dan bagaimana kondisi struktur setelah menerima beban tersebut, dirasa perlu dilakukan penelitian tentang perilaku beban dinamik penerbangan dalam menghasilkan lendutan struktur *twin boom* yang digunakan oleh pesawat terbang nir awak LSU-05, terutama untuk mendapatkan kecepatan pendaratan yang tidak menyebabkan kerusakan struktur tersebut.

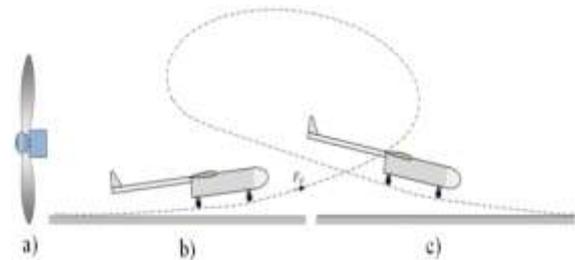
2 FAKTOR KEAMANAN STRUKTUR TWIN BOOM

Pada kurun waktu terakhir ini, penggunaan pesawat terbang nir awak mengalami perkembangan yang sangat luas, baik untuk sektor sipil maupun militer. Salah satu persyaratan yang paling banyak diminati untuk dipenuhi adalah sebagai pesawat pengintai yang mampu beroperasi dalam jangka waktu lama, sebagai akibatnya diperlukan ketahanan struktur yang maksimal (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012). Disamping itu tentunya berat struktur juga perlu dibuat optimal. Rancang bangun struktur *twin boom* sebagai bagian dari konstruksi pesawat terbang nir awak, dibuat agar dapat memenuhi persyaratan sebagai struktur yang aman, yakni mempunyai ketahanan maksimal dan tidak terlalu berat. Sehingga struktur ini mempunyai nilai faktor keamanan lebih dari satu. Faktor keamanan ini merupakan angka rasio antara tegangan ijin bahan dan tegangan akibat beban penerbangan. Untuk mengetahui hal ini perlu diketahui lebih dahulu beberapa faktor yang mempengaruhi besar kecilnya beban struktur pada operasional penerbangan, salah satunya adalah gaya dorong dan gaya angkat pesawat terbang nir awak untuk mendorong bergerak ke depan dan sekaligus mengangkat berat pesawat. Gaya dorong dihasilkan oleh mesin propulsi, sedangkan gaya angkat dihasilkan oleh sayap. Beban keduanya akan diterima oleh struktur *twin boom*, struktur

yang berfungsi sebagai penyetabil penerbangan pesawat. Sebagai reaksi dari beban penerbangan tersebut, terutama pada saat pendaratan, kemungkinan akan menimbulkan lendutan yang berbahaya bagi struktur. Untuk mengetahui seberapa besar kemampuan struktur *twin boom* LSU-05 dalam menerima lendutan yang terjadi, bisa dilakukan melalui analisis beban yang terjadi selama penerbangan, terutama beban dinamik saat pendaratan.

2.2 Gaya Dorong Pesawat Terbang Nir Awak

Gaya dorong pesawat terbang nir awak berasal dari mesin propulsi yang memiliki daya keluaran dan mampu menghasilkan torsi untuk memutar propeler. Putaran propeler ini menghasilkan gaya dorong untuk bergerak maju dan mengangkat pesawat melalui gaya angkat sayap, ilustrasinya seperti pada Gambar 2-1.



Keterangan gambar : a). Propeler, b). Pesawat tinggal landas c). Pesawat mendarat

Gambar 2-1: Ilustrasi Penerbangan Pesawat Terbang Nir awak

Gaya dorong untuk tinggal landas

Pesawat terbang nir awak bermassa m seperti pada Gambar 2-1 mulai bergerak pada kecepatan awal sampai dengan kecepatan C_0 dalam waktu t detik, koefisien aerodinamika C_i , berat jenis udara ρ_{ud} , luas permukaan sayap L_s , dan diperoleh Gaya tinggal landas sebesar F_d . Agar pesawat bisa terdorong terbang, maka gaya dorong yang dihasilkan oleh mesin propulsi melalui putaran propeler harus lebih besar dari harga Gaya F_d , untuk jarak tempuh tinggal

landas sebesar S (Wiranto Arismunandar, 2002, Atik Bintoro, 2014), seperti pada persamaan (2-1), (2-2) dan (2-3).

$$F_d = m \frac{dC_o}{dt} \quad (2-1)$$

Atau

$$F_d = 0.5C_l C_o^2 \rho_{ud} L_s \quad (2-2)$$

$$S = \frac{m C_o^2}{2F_d} \quad (2-3)$$

Jika nilai F_d , Jari-jari propeler J_p , jumlah putaran propeler n_p diketahui maka Torsi yang dihasilkan oleh propeler T_p juga bisa diketahui, demikian juga daya keluaran Propeler N_p dan Daya yang diperlukan oleh mesin propulsi N_m juga bisa diketahui. Hubungan masing-masing parameter tersebut tertulis di persamaan di bawah ini.

$$T_p = F_d J_p \quad (2-4)$$

$$N_p = T_p n_p \quad (2-5)$$

Jika nilai efisiensi motor propulsi η_m , maka daya motor propulsi N_m yang diperlukan sebesar:

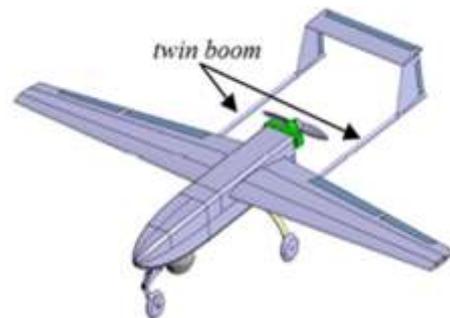
$$N_m = \frac{N_p}{\eta_p} \quad (2-6)$$

Pesawat terbang nir awak LSU-05 mempunyai gaya dorong yang berasal dari motor bakar piston yang memiliki Daya keluaran sebesar 14 HP/6400 rpm atau 11 HP/6000 rpm, Torsi 15 Nm dan Putaran 6100 rpm, Propeler berdiameter 40 cm, mampu mengangkat berat pesawat 70 kg. Untuk Torsi 12,7 Nm, Putaran mesin 5600 rpm, diperlukan Propeler berdiameter 34 cm (Atik Bintoro, Dede Rahmat, 2013). Sedangkan koefisien aerodinamikanya, berdasarkan hasil pengujian di Terowongan angin LAPAN, telah diketahui bahwa nilai koefisien *lift*

maksimal (CL_{max}) sebesar 1,245 pada sudut serang 12° , koefisien *drag* pada sudut serang 0° (CD_0) sebesar 0,030 dan koefisien momen (CM) cenderung negatif, berarti pesawat terbang LSU-05 masih dalam kondisi stabil (Sinung Tirtha Pinindriya, Jefri Abner Hamonangan, 2015).

2.3 Beban Dinamik pada Struktur Twinboom

Struktur *twin boom* pada umumnya berupa sepasang struktur batang panjang yang terdapat di belakang badan pesawat, salah satu contohnya terdapat pada Gambar 2-2.



a) Gambar teknik



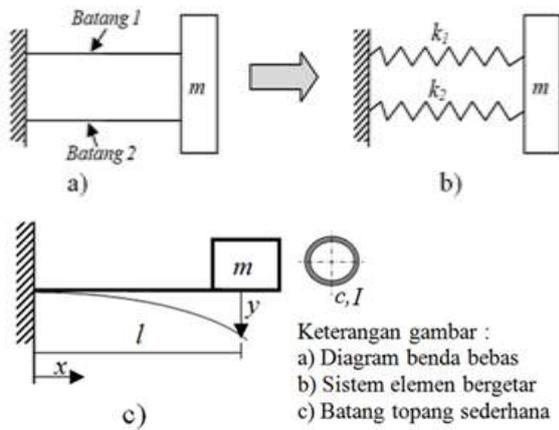
b) Pesawat terbang nir awak

Gambar 2-2: Posisi struktur *twin boom* pada Pesawat terbang nir awak (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012)

Struktur *twin boom* seperti pada Gambar 2-2, terbuat dari bahan komposit yang mampu menyajikan struktur tangguh dalam hal kekuatan, kekakuan dan tantangan untuk memenuhi berat struktur yang optimal (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012).

Seperti yang telah diketahui bahwa ketangguhan struktur terhadap beban dinamik selama penerbangan

salah satunya dapat diketahui melalui ketahanan struktur ketika mengalami lendutan akibat beban tersebut. Lendutan ini dapat diperiksa sejak awal terjadinya lendutan statik sampai dengan lendutan berikutnya akibat beban dinamik. Besarnya tergantung pada kemampuan bahan struktur, dalam hal ini tegangan ijin bahan, kekakuan struktur dan massa yang menimpa struktur. Untuk mengetahui besarnya lendutan, struktur *twin boom* dimodelkan sebagai benda yang terkena beban dinamik untuk massa pegas satu derajat kebebasan, berupa elemen bergetar yang terdiri dari dua penopang berjajar paralel dengan satu massa, seperti pada Gambar 2-3.



Gambar 2-3 :Sistem massa pegas dengan dua buah kekakuan

Sistem massa pegas dengan elemen getar seperti pada Gambar 2-3, akan terjadi hubungan antara kekakuan ekuivalen k_{ek} , frekuensi alami ω_n , massa m , gravitasi g , lendutan statik y_o , kecepatan awal benda bergerak v_o , dan lendutan dinamik y_t , resonansi benda bergetar A , adalah sebagai berikut (S. Graham Kelly, 1993, Atik Bintoro, 2013):

$$k_{ek} = k_1 + k_2 \quad (2-7)$$

dengan

$$k_1 = k_2 = \frac{3EI}{l^3} \quad (2-8)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_{ek}}{m}} \quad (2-9)$$

$$y_o = \frac{mg}{k_{ek}} \quad (2-10)$$

$$A = \sqrt{y_o^2 + \left(\frac{v_o}{\omega_n}\right)^2} \quad (2-11)$$

$$y_t = A \sin(\omega_n t + \phi) \quad (2-12)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\omega_n y_o}{\dot{y}} \right) \quad (2-13)$$

Percepatan getar maksimal akibat beban dinamik adalah

$$\ddot{y}_{maks} = \omega_n^2 A \quad (2-14)$$

Momen maksimal yang terjadi adalah:

$$|M_{maks}| = mgl + m\ddot{y}_{maks}l \quad (2-15)$$

Untuk inersia bentuk penampang I , jarak terluar penampang (jari-jari) c maka Tegangan lentur strukturnya adalah

$$\sigma_l = \frac{M_{aks}c}{I} \quad (2-16)$$

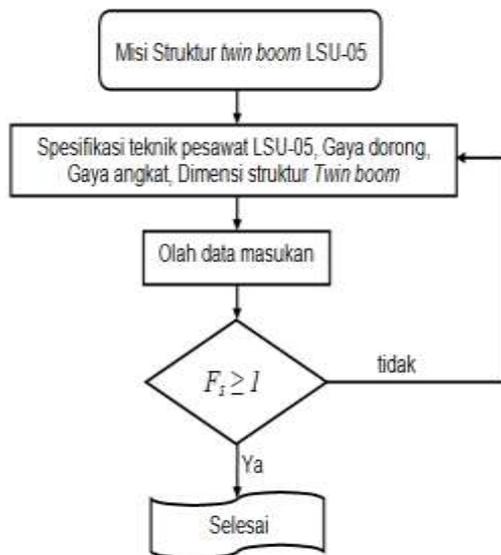
Sehingga diperoleh Faktor keamanan struktur F_s untuk tegangan ijin bahan σ_y adalah:

$$F_s = \frac{\sigma_y}{\sigma_l} \quad (2-17)$$

3 METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan metode analitis yang meliputi pertimbangan misi struktur *twin boom*, pemodelan beban dinamik sebagai

beban getar pada elemen getar satu derajat kebebasan dengan kekakuan ekuivalen dua batang topang, serta prosedur analisis seperti pada Gambar 3-1.



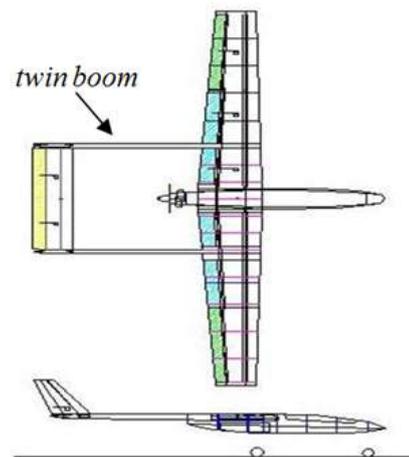
Gambar 3-1: Prosedur Analisis

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

3.2 Lendutan Dinamik pada Struktur Twin Boom LSU-05

Pesawat terbang nir awak LSU-05 diterbangkan pada kecepatan 100 km/jam sampai dengan 160 km/jam dengan berat total 70 kg. Komposisi beban penerbangan pada umumnya adalah mayoritas gaya angkat ada di sayap, sedangkan gaya angkat total struktur pesawat biasanya 80% didistribusikan sebagai total gaya pada sayap dan sisanya 20% sebagai total gaya pada badan pesawat (Shabeer KP, Murtaza M A., 2013). Oleh karena struktur *twin boom* sebagai penyetabil gerak terbang bisa jadi juga menerima seluruh gaya angkat dan sekaligus juga gaya dorong. Besarnya beban ini pada struktur *twin boom* disesuaikan dengan ketentuan *design requirement and development (DR&O)* LSU-05. Oleh karena itu beban tersebut akan diperiksa pengaruhnya terhadap kinerja struktur *twin boom*, pada saat operasional penerbangan berlangsung. Adapun posisi struktur *twin*

boom pada pesawat terbang nir awak LSU-05 seperti pada Gambar 4-1.



a. Gambar Teknik LSU-05 [2]

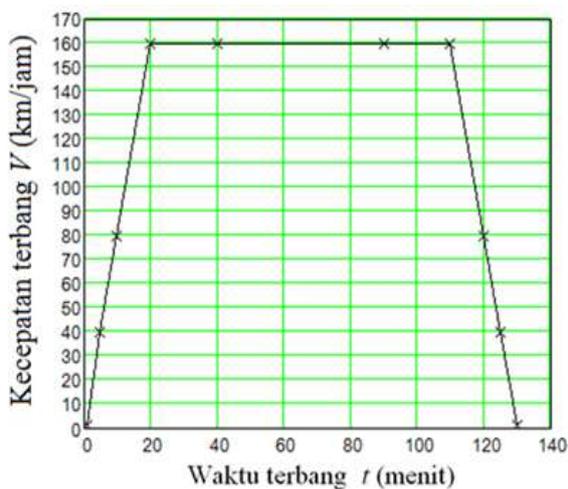


b. Persiapan Uji Terbang Pesawat LSU-05

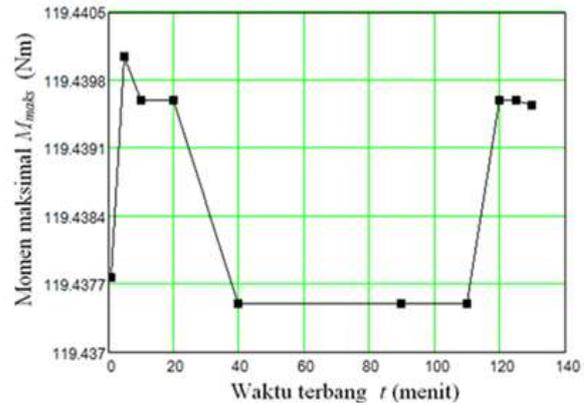
Gambar 4-1: Pesawat Terbang Nir awak LSU-05

Pernyataan misi dari struktur *twin boom* pesawat terbang nir awak LSU-05 seperti pada Gambar 4-1, adalah: diameter luar 16 mm, diameter dalam 14,6 mm, momen inersia penampang sebesar 15777 mm⁴, panjang 1950 mm, beban *twin boom* berdasarkan DR&O sebesar 250 N (Kosim Abdurohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014), terbuat dari bahan komposit *e-glass* yang mempunyai tegangan ijin bahan sebesar 650 MPa, bersifat ringan, tangguh, dan mudah digunakan. Seperti yang diketahui bahwa pesawat terbang nir awak ini bisa digunakan untuk berbagai keperluan baik sipil maupun militer, misalnya untuk kebutuhan survei, kegiatan pertanian (Rajesh A1, Harish G2, M.S. Ganesha Prasad, 2015), maupun untuk pemetaan garis pantai. Perkembangan disain struktur juga menjurus pada peningkatan kinerja

struktur dan aerodinamika, bekerjasama untuk menjangkau ketinggian dan ketahanan penerbangan dalam waktu yang lama (Pascual Marqués 1, Azouz Bachouche 2 and Angelo Maligno, 2013). Untuk itu bagi pesawat terbang nir awak LSU-05, yang akan diperuntukkan bagi misi damai sebagai pesawat pembawa peralatan kamera foto, video, maupun sensor telemetri (Farohaji Kurniawan, Yanuar Prabowo, 2013), sifat ringan dan tangguh pada struktur perlu mendapatkan perhatian, termasuk struktur *twin boom*, sehingga diperoleh beban muatan yang optimal, dalam arti berat strukturnya tidak terlalu besar. Sifat ringan, tangguh dan mudah digunakan dapat dipenuhi melalui pemilihan bahan struktur yang terbuat dari bahan komposit *e-glass*, disamping itu juga dapat diketahui melalui penyelidikan terhadap kemampuan lendutan struktur pada saat operasional penerbangan. Seberapa besar kemampuan yang dimaksud, dapat dianalisis melalui data pernyataan misi, konfigurasi LSU-05 seperti pada Gambar 4-1a. Gambar teknik, kecepatan dan lama terbang. Data tersebut kemudian diolah dengan dimasukkan dalam persamaan 2-1 s/d 2-17 dengan prosedur analisis seperti pada Gambar 3-1. Hasil olah data tersebut dituangkan pada grafik di Gambar 4-2 s/d 4-7.



Gambar 4-2: Lintasan terbang LSU-05

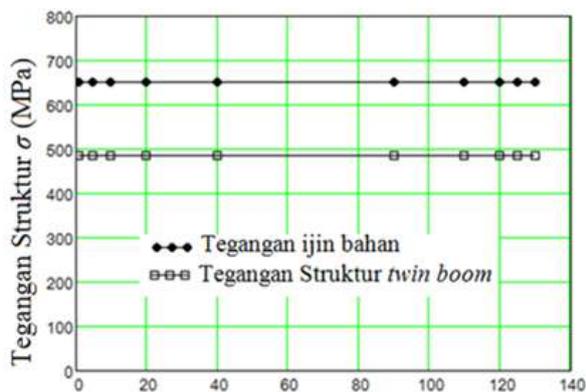


Gambar 4-3: Momen maksimal struktur

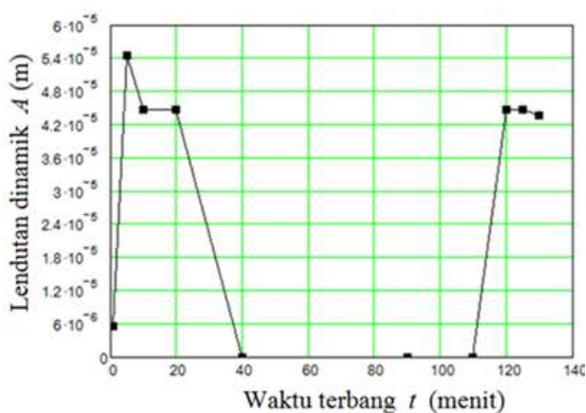
Gambar 4-2 menunjukkan lintasan terbang pesawat terbang nir awak LSU-05, terlihat bahwa pesawat beroperasi sampai dengan kecepatan 160 km/jam, selama 130 menit. Selama operasional ini, struktur *twin boom* mengalami momen maksimal seperti pada Gambar 4-3. Perubahan harga momen struktur *twin boom* tergantung pada beban dinamik yang ditimbulkan oleh percepatan terbang pesawat dan massa yang bekerja pada struktur. Pada saat awal penerbangan sampai dengan kecepatan terbang untuk mencapai terbang jelajah, diperlukan beda kecepatan yang besar antara kecepatan awal penerbangan dan kecepatan jelajah pada setiap waktu, dibandingkan pada saat terbang jelajah yang hampir mempunyai percepatan sama, atau bahkan kecepataannya hampir konstan berarti beban dinamikanya juga sangat kecil dan tidak perlu diperhitungkan, karena pengaruhnya ke struktur sangat kecil yaitu menghasilkan tegangan juga sangat kecil. Hal ini menunjukkan bahwa memang terjadi hubungan berbanding lurus antara percepatan, beban dan tegangan yang timbul (Atik Bintoro, 2013, S. Graham Kelly, 1993), demikian juga terjadi pada struktur *twin boom* LSU-05. Untuk percepatan yang sama selama terbang jelajah, bisa mengakibatkan timbul beban dinamik yang sama, yang pada gilirannya juga menimbulkan momen pada struktur *twin boom*. Hal ini bisa

dilihat pada saat terbang jelajah di menit ke 40 sampai dengan menit ke 110, pada saat ini struktur menerima momen struktur maksimal sebesar 119,438 Nm, sedangkan pada saat awal penerbangan harga momen sebesar 119,44 Nm, dan pada saat pesawat mulai turun kemudian mendarat di permukaan lapangan udara, momennya sebesar 119,43 Nm.

Momen maksimal yang ditimbulkan oleh beban dinamik penerbangan yang bekerja pada penampang lintang struktur sebagai komponen inersia, dan panjang struktur *twin boom* sebesar 1950 mm (Kosim Abdurohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014), tentu akan menyebabkan terjadinya tegangan pada struktur *twin boom*. Tegangan ini akan berpengaruh pada keamanan struktur *twin boom*. Seberapa besar pengaruhnya dapat dipelajari melalui Gambar 4-4 dan 4-5.



Gambar 4-4: Tegangan struktur *twin boom*

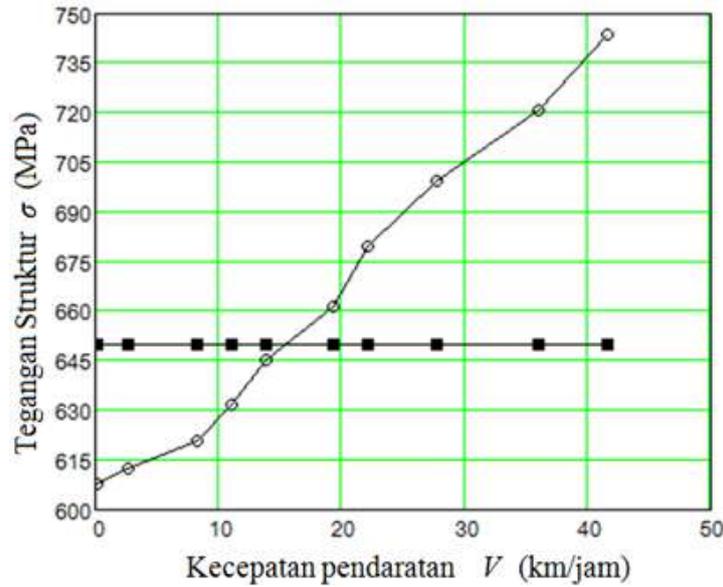


Gambar 4-5: Lendutan karena beban terbang

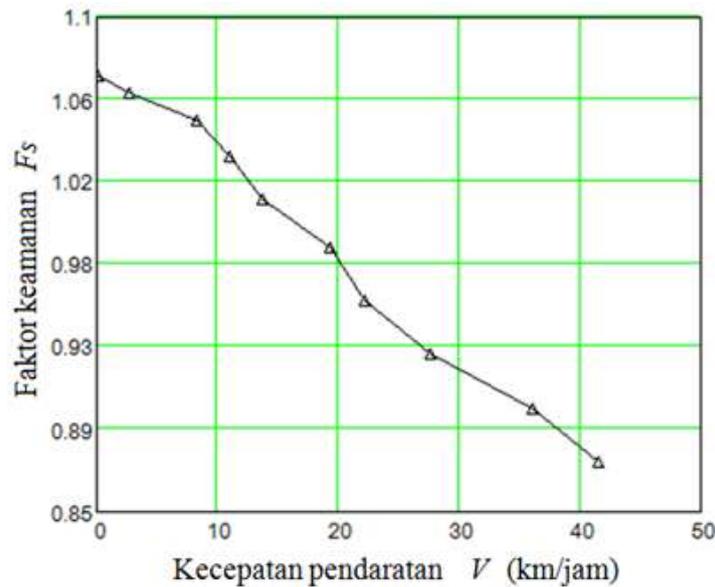
Gambar 4-4 menunjukkan bahwa tegangan yang terjadi pada struktur *twin boom* selama 130 menit penerbangan LSU-05, mulai dari awal penerbangan sampai dengan turun menuju pendaratan, besarnya tidak berubah, yaitu sebesar 482 MPa. Tegangan struktur ini, mengisyaratkan bahwa kemampuan struktur *twin boom* yang terbuat dari komposit *e-glass*, relatif aman dan tidak mengalami kerusakan. Hal ini sejalan dengan lendutan yang ditimbulkan pada struktur *twin boom* seperti tercantum di Gambar 4-5, sebagai akibat beban dinamik selama penerbangan, nilainya sangat rendah, yakni senilai $5,593 \times 10^{-6}$ m. Tegangan struktur yang terjadi tersebut apabila dibandingkan dengan nilai tegangan ijin bahan akan didapatkan angka faktor keamanan sebesar 1,32. Angka ini menunjukkan bahwa lendutan struktur *twin boom* relatif aman untuk kecepatan terbang sampai dengan maksimal 160 km/jam dengan rentang waktu penerbangan total selama 130 menit. Sedangkan untuk operasional pendaratan, terutama ketika awal menyentuh permukaan lapangan udara, bisa menimbulkan benturan jika kecepatan pendaratan berlebihan. Oleh karena itu perlu diketahui kemampuan struktur tersebut pada saat pendaratan.

3.3 Keamanan Pendaratan bagi Struktur *Twin Boom*

Kondisi kritis pendaratan yang melebihi kecepatan pendaratan, bisa memungkinkan struktur *twin boom* akan mengalami kerusakan sebagai akibat benturan yang terlalu keras dengan permukaan lapangan udara, sehingga menimbulkan reaksi momen berlebih, dan berujung terjadi tegangan berlebih pada struktur *twin boom*. Seberapa besar operasional kecepatan pendaratan dan bagaimana pengaruhnya pada lendutan struktur dapat dilihat di Gambar 4-6 dan 4-7.



Gambar 4-6: Tegangan struktur saat pendaratan



Gambar 4-6: Faktor keamanan saat pendaratan

Dari Gambar 4-6 dapat dipelajari bahwa, struktur *twin boom* akan mengalami tegangan pada saat pesawat terbang nir awak LSU-05 mendarat dengan kecepatan tertentu, misalnya untuk kecepatan pendaratan sampai dengan 14 km/jam struktur masih relatif bertahan, dalam arti tegangan yang terjadi hampir menyamai tegangan ijin bahan struktur, namun jika pesawat LSU didaratkan pada kecepatan di atas 20 km/jam dapat dikatakan struktur akan rusak, karena tegangan yang terjadi telah melampaui kemampuan tegangan

ijin bahan. Salah satunya sebagai akibat dari terjadinya lendutan struktur yang berlebihan (S. Graham Kelly, 1993, Atik Bintoro, 2013), serta angka faktor keamanan sudah di bawah angka satu. Agar struktur *twin boom* LSU-05 dapat bertahan tetap tangguh, pada saat pendaratan pesawat terbang nir awak, perlu dipertahankan pada kecepatan maksimal 3 km/jam dan kemudian diturunkan kecepatannya sampai pesawat benar benar berhenti. Pada kecepatan ini kondisinya relatif aman, dengan faktor keamanan 1,07 seperti pada

Gambar 4-7. Sebenarnya faktor keamanan sebesar ini masih rawan kerusakan, karena belum mempertimbangkan pengaruh gangguan lain, semisal kondisi permukaan landasan udara yang tidak rata, maupun tidak halus. Oleh karena itu struktur *twin boom* pesawat LSU-05 perlu diperbaiki jika diperlukan pendaratan di atas 3 km/jam, perbaikan ini bisa meliputi pemilihan ulang material maupun mendesain kembali tebal optimal struktur, atau jika strukturnya tidak dirubah, maka kecepatan pendaratan dibuat sepelan mungkin, jika memungkinkan mendarat pada kecepatan di bawah 3 km/jam. Hal ini untuk menghindari beban dinamik berlebih akibat benturan struktur dengan permukaan landasan udara terutama pada saat awal pendaratan, sehingga bisa mencegah kerusakan struktur *twin boom*.

3.4 Alternatif Perbaikan Struktur *Twin Boom* Pesawat LSU-05

Sebagaimana yang telah diketahui sebelumnya bahwa struktur *twin boom* Pesawat terbang nir awak LSU-05 dalam kondisi aman untuk kecepatan terbang di udara maksimal 160 km/jam. Tentu untuk kecepatan terbang di bawah kecepatan maksimal, semisal rata-rata hanya 30% kecepatan maksimal yaitu 40 km/jam setiap jam operasional, dapat dipastikan bahwa struktur tersebut dalam kondisi aman dalam arti Tegangan struktur akibat lendutan yang terjadi, masih di bawah nilai Tegangan ijin bahan seperti yang diinformasikan pada Gambar 4-2 dan Gambar 4-4. Tetapi untuk kecepatan pendaratan di lapangan udara, struktur mengalami kerusakan jika mendarat pada kecepatan pendaratan di atas 20 km/jam. Dengan asumsi bahwa kecepatan 20 km/jam ini atau kecepatan di atasnya akan pernah dilakukan pada suatu saat, akibat kecelakaan maupun kondisi darurat yang menyebabkan harus mendarat pada kecepatan 20 km/jam atau di atasnya, meskipun diduga hanya

sekali saja sebagai kecepatan pendaratan selama operasional Pesawat terbang nir awak LSU-05, terutama kecepatan pada saat awal tepat menyentuh permukaan lapangan udara, maka sudah selayaknya perlu perbaikan struktur *twin boom* tersebut, agar terhindar dari kerusakan struktur. Perbaikan ini, bisa menyangkut perubahan geometri yaitu tebal dan atau diameter struktur maupun bahan struktur. Namun demikian, karena struktur *twin boom* ini dalam operasionalnya tidak bisa terlepas dari peran beban penerbangan yang diterima, semisal gaya-gaya yang ditimbulkan oleh faktor aerodinamika pesawat, maka penelitian tentang hal ini juga perlu dilakukan, agar hasilnya dapat dijadikan sebagai bahan pertimbangan. Perbaikan struktur *twin boom* yang menyangkut perubahan geometri tidak bisa berdiri sendiri, yakni hanya sebatas pertimbangan dari sisi kepentingan struktur saja. Tetapi juga perlu masukan data aerodinamika (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012). Sehingga untuk perubahan perbaikan struktur *twin boom* pesawat LSU-05 masih diperlukan data hasil penelitian karena pengaruh faktor aerodinamika, yang bisa jadi faktor ini juga akan berubah.

Salah satu langkah kompromi untuk mengoperasikan pesawat LSU-05 agar struktur *twin boom* tetap aman, sebagaimana yang telah dijelaskan, bahwa kondisi aman akan tercapai apabila pesawat diterbangkan sesuai dengan kondisi operasional yang diijinkan sampai dengan kecepatan 160 km/jam, dan mendarat pada kecepatan pendaratan maksimal mencapai 3 km/jam. Oleh karena itu sambil menunggu hasil penelitian yang berhubungan dengan gaya-gaya aerodinamika sebagai masukan untuk melakukan perbaikan struktur *twin boom* pada kesempatan penelitian selanjutnya, pesawat LSU-05 hasil litbangyasa pun masih bisa diterbangkan pada kecepatan terbang maksimal 160

km/jam, dan mendarat pada kecepatan pendaratan maksimal mencapai 3 km/jam.

4 KESIMPULAN

Lendutan struktur *twin boom* pesawat terbang nir awak LSU-05 memegang peranan yang penting pada saat pesawat beroperasi, baik pada saat tinggal landas di awal penerbangan, terbang jelajah maupun pada saat pendaratan awal ketika menyentuh permukaan lapangan udara. Lendutan yang diakibatkan oleh beban dinamik penerbangan ini bisa berlebih, dan akan menyebabkan tegangan struktur melampaui kemampuan tegangan ijin bahan, sehingga struktur mengalami kerusakan. Untuk menghindari kerusakan struktur, kecepatan pendaratan perlu dilakukan maksimal pada 14 km/jam atau kalau memungkinkan ketika awal menyentuh permukaan lapangan udara, kecepatan mendaratnya di bawah 10 km/jam. Pendaratan pada 14 km/jam merupakan pendaratan kritis yang memungkinkan terjadinya kerusakan struktur, sedangkan yang melebihi kecepatan 20 km/jam dapat diyakinkan bahwa kecepatan tersebut akan menyebabkan lendutan berlebih dan struktur *twin boom* mengalami kerusakan parah. Pendaratan yang relatif aman dapat dilakukan pada kecepatan maksimal mencapai 3 km/jam. Lendutan struktur *twin boom* pesawat LSU-05 pada saat awal penerbangan dan terbang jelajah, besar lendutan maksimal mencapai $5,593 \times 10^{-6}$ m. Berarti struktur ini pada dasarnya relatif tangguh, kecuali untuk pendaratan di atas 20 km/jam, struktur akan mengalami kerusakan.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu terwujudnya tulisan ini, terutama kepada : Bp. Gunawan S Prabowo - Kepala Pusat Teknologi

Penerbangan-LAPAN, Bp. Agus Aribowo-Kepala Bidang Program dan Fasilitas, Bp. Agus Bayu Utama-Kepala Bidang Diseminasi, Tim Aerostruktur, Tim Propulsi, Tim Dokumentasi, dan Tim Litbangyasa LSU-05 Pustekbang LAPAN.

DAFTAR RUJUKAN

- Atik Bintoro, 2013, *Analisis Beban Hentak Struktur Penyangga Landing Gear Pesawat Nir awak LSU03*, Jurnal Teknologi Dirgantara, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Jakarta, Indonesia.
- Atik Bintoro, 2014, *Penentuan Spesifikasi Propeler Berdasarkan Kinerja Mesin Propulsi Pesawat Terbang Nir Awak LSU-05*, Buku Bunga rampai Hasil Penelitian dan Pemikiran ilmiah tentang Teknologi Pesawat terbang tanpa awak, Roket serta Satelit '2014, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Atik Bintoro, Dede Rahmat, 2013, *Penentuan Karakteristik EFI Untuk Pesawat Nir Awak Jenis LSU-05*, Buku Bunga Rampai Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Fajar Ari Wandono, Riki Ardiansyah, Dony Hidayat, 2015, *Evaluasi Kriteria Kegagalan Tsai-Hill Pada Struktur Rangka Main Landing Gear LSU-05*, Buku Bunga Rampai Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Farohaji Kurniawan, Yanuar Prabowo, 2013, *Analysis of Real Time Experiment for LSU Application*, Proceeding of International Seminar on Aerospace Science and Technology, ISAST-2013.
- Jeffrey L., Ellwood, 1990, *Design and Construction of a Composite Airframe for UAV Research*, Master Of Science in Aeronautical Engineering Thesis, Naval Postgraduate School Monterey, California.

- Kosim Abdurohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014, *Stress Analysis of LSU 05Twin Boom Using Finite Element Method*, Proceedings of International Seminar of Aerospace Space Science and Technology, ISAST II-2014, Development of Aeronautics and Space Technology to Support Maritime Application, National Institute of Aeronautics and Space, LAPAN, Jakarta.
- Pascual Marqués 1, Azouz Bachouche 2 and Angelo Maligno, 2013, *Aerodynamic Evaluation of the Djebel Laassa UAV*, International Journal of Unmanned Systems Engineering (IJUSEng), Vol. 1, No. 1, 9-15.
- Rajesh A1, Harish G2, M.S. Ganesha Prasad, 2015, *Design and Optimization of SUAV Empennage*, International Journal of Engineering Research, Volume No.4, Issue No.6, 309-314, ISSN:2319-6890 (online),2347-5013 (print).
- S., Graham Kelly, 1993, *Fundamental of Mechanical Vibrations*, McGraw-Hill International Edition, New York.
- Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012, *On the Design and Aero elastic Stability Analysis of Twin Wing-Tail Boom Configuration Unmanned Air Vehicle*, Proceeding of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, BR,19th, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado.
- Shabeer KP, Murtaza M A., 2013, *Optimization Of Aircraft Wing With Composite Material*, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 2, Issue 6, June 2013, Ahmedabad Gujarat, India.
- Sinung Tirtha Pinindriya, Jefri Abner Hamonangan, 2015, *Penentuan Karakteristik Aerodinamika Model LSU-05 Melalui Pengujian di Terowongan Angin Subsonik LAPAN*, Buku Bunga Rampai Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Tim Dokumentasi Pustekbang, 2015, *Kumpulan Foto Uji Terbang LSU-05*, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor.
- Wiranto Arismunandar, 2002, *Pengantar Turbin Gas dan Motor Propulsi*, Penerbit ITB, Bandung.