

Analisis *Buckling Upper Surface Skin* UAV LSU-05 Menggunakan Software Patran/Nastran dengan perbandingan Material Komposit *Woven Carbon Fibre* dan *Unidirectional Carbon Fibre*

Moch Dady Ma'mun¹, Lies Banowati², Dimas Mahardika³,

^{1,2,3}Fakultas Teknik Universitas Nurtanio Bandung

¹dadymamun@gmail.com, ²banowati2004@yahoo.com

Abstract. Studi mengenai analisa *buckling* pada pesawat tanpa awak LSU 05 yaitu pesawat LAPAN *Surveillance* UAV generasi kelima sudah dilakukan analisa dengan metode elemen hinggian (FEM) menggunakan *software* Patran/Nastran. Pada studi ini penentuan *aircraft load* dari pesawat UAV LSU-05 didapat dari perkalian MTOW pesawat dengan *Load Factor* sebesar 3.8 dan didistribusikan pada tiap-tiap *nodal lower surface* menggunakan metode *Schrenk*. Metode *Schrenk* ini adalah sebuah metode perhitungan pendekatan (aproksimasi) yang digunakan untuk menghitung distribusi *lift* sepanjang *span*, selanjutnya distribusi lift tersebut digunakan untuk menghitung analisa *buckling* yang dilakukan untuk mengetahui kekuatan *skin* struktur sayap pesawat UAV LSU-05 dengan parameter *buckling factor*. Material yang digunakan material komposit *woven carbon fibre* dan *unidirectional carbon fibre* dengan ketebalan 8 *layer*. Pembebanan yang digunakan adalah beban gaya angkat dengan metode *schrenk* dan kondisi batas *fix* pada bagian sambungan *wing root*. Hasil perhitungan Patran/Nastran menunjukkan bahwa analisa arah serat $0^\circ/90^\circ$ ketebalan 14 *layer* material *unidirectional carbon fibre* mempunyai nilai *buckling factor* terbesar. Sedangkan arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ ketebalan 8 *layer* memiliki nilai *buckling* terkecil.

Keywords : UAV, komposit, *Buckling factor* dan *Metode Schrenk*.

1. Pendahuluan

Sejak pesawat terbang mulai dibuat pertama kali sampai pada saat ini, bentuk pesawat maupun ukurannya terus berevolusi mengikuti perkembangan zaman dan teknologi. Pesawat terbang dianggap moda transportasi berteknologi tinggi yang paling efektif dan efisien dalam menjangkau jarak yang jauh dengan waktu yang relatif singkat jika dibandingkan dengan moda transportasi lainnya seperti kendaraan laut dan kendaraan darat. Di Indonesia, pesawat tanpa awak semakin banyak diminati, baik oleh instansi pemerintah, militer, maupun sipil. Hal ini disebabkan pesawat tanpa awak dapat meminimalisir terjadinya kecelakaan terhadap manusia dan juga mempunyai banyak fungsi seperti untuk pengamatan udara, foto udara, pemantauan bencana alam, patroli, pengawasan perbatasan, pengintaian udara, pemantauan arus lalu lintas, dan masih banyak fungsi lain dari pesawat tanpa awak [1].

Pesawat tanpa awak dengan nama LSU 05 yaitu LAPAN *Surveillance* UAV generasi kelima, dimana perancangan pesawat yang akan dikembangkan disesuaikan dengan kebutuhan dari beberapa misi yang sering digunakan oleh pesawat. Sebuah platform ringan tanpa awak yang mempunyai misi untuk

melakukan kegiatan penelitian, observasi, patroli, pengawasan perbatasan wilayah dan juga investigasi bencana alam (banjir, gunung meletus, kebakaran). Pesawat LSU 05 ini sendiri dirancang untuk dapat menempuh jarak terbang dengan maksimal payload yaitu 30 kg untuk terbang nonstop 200 km dengan endurance minimal 5 jam, dengan kecepatan kondisi jelajah 30 m/s pada ketinggian terbang operational 3000-9000 feet² [1].

Sebagian besar material utama LSU-05 adalah material komposit dan hanya sebagian kecil saja yang menggunakan metal. Komposit adalah suatu material yang terbentuk dari kombinasi dua atau lebih material sehingga dihasilkan material komposit yang mempunyai sifat mekanik dan karakteristik yang berbeda dari material pembentuknya. Komposit memiliki sifat mekanik yang lebih bagus dari logam, Seperti kekakuan jenis, *modulus Young*, *density* dan kekuatan jenisnya lebih tinggi dari logam. [2].

Untuk mendapatkan beban gaya angkat pesawat UAV LSU-05 didapat dari perkalian MTOW UAV dengan *load factor*, dimana *load factor* mengadopsi pada FAR part 23 yang terdiri dari 3 kategori yaitu : *normal and commuter category*, *category airplane* dan *acrobatic* [3]. Dimana masing-masing kategori memiliki nilai load faktor yang berbeda. *Load factor* digunakan untuk mendapatkan pembebanan gaya angkat pada struktur sayap UAV LSU-05. Pada analisa ini digunakan *load factor* sebesar 3.8 dengan kategori *normal and commuter category*. Selanjutnya pembebanan gaya angkat pada struktur sayap UAV LSU-05 didistribusikan pada tiap-tiap *nodal lower surface* menggunakan metode *Schrenk*. Metode *Schrenk* ini adalah sebuah metode perhitungan pendekatan (aproksimasi) yang digunakan untuk menghitung distribusi *lift* sepanjang *span*. Metode tersebut telah digunakan untuk mengestimasi besarnya beban aerodinamika pada sayap. Metode *Schrenk* umum digunakan untuk estimasi cepat perhitungan besar distribusi gaya angkat di sepanjang sayap [4].

Komponen utama dari UAV LSU-05 sama halnya dengan pesawat konvensional. Aplikasi komposit pada UAV LSU-05 ini terutama pada bagian *wing*. Pada bagian Konstruksi sayap mempunyai fungsi masing-masing dalam menahan beban yang diterima struktur sayap. Pada saat sayap mengalami *up bending*, *skin panel* bagian atas akan mengalami beban tekan (*compression load*) dan *skin panel* bagian bawah akan mengalami beban tarik (*tension load*). Apabila sayap mengalami *down bending*, *skin panel* bagian atas akan mengalami beban tarik (*tension load*) dan *skin panel* bagian bawah akan mengalami beban tekan (*compression load*). Bagian struktur *spar* berfungsi untuk menahan beban geser (*shear*) yang terjadi pada sayap pesawat terbang. *Ribs* juga berfungsi untuk mempertahankan bentuk *airfoil* dan memperpendek segmen struktur kulit sayap (*skin*), sehingga struktur kulit sayap (*skin*) menjadi lebih kuat terhadap beban tekuk (*buckling*) [5]. Sebagian besar struktur yang memiliki dimensi tipis dan mengalami tegangan tekan akan mengalami masalah instabilitas tekuk atau *buckling*. *Buckling* merupakan suatu proses dimana suatu struktur tidak mampu mempertahankan bentuk aslinya, sedemikian rupa berubah bentuk dalam rangka menemukan keseimbangan baru. Eigenvalue (λ) disebut juga dengan buckling factor, adalah analisis yang memprediksikan besarnya buckling strength secara teoritis dari suatu struktur sebagai struktur elastis yang ideal. Salah satu struktur kuat dalam menahan buckling adalah memiliki nilai buckling factor ≥ 1 . Sehingga untuk mendapatkan nilai beban kritis nilai *eigen* tersebut harus dimasukkan ke dalam Persamaan (1) [6]:

$$P_{cr} = Load\ applied \times Eigenvalue \quad (1)$$

Dimana:

P_{cr} = Beban kritis (N)

Load applied = Beban yang digunakan (N)

Eigenvalue = Buckling faktor

Adapun untuk mendapatkan nilai *critical buckling load* melalui Persamaan (2) [7] :

$$D = \frac{Ebh^3}{12(1-\nu^2)} \quad (2)$$

D = Bending rigidity (N.m)

E = Modulus elastisitas (N/m²)

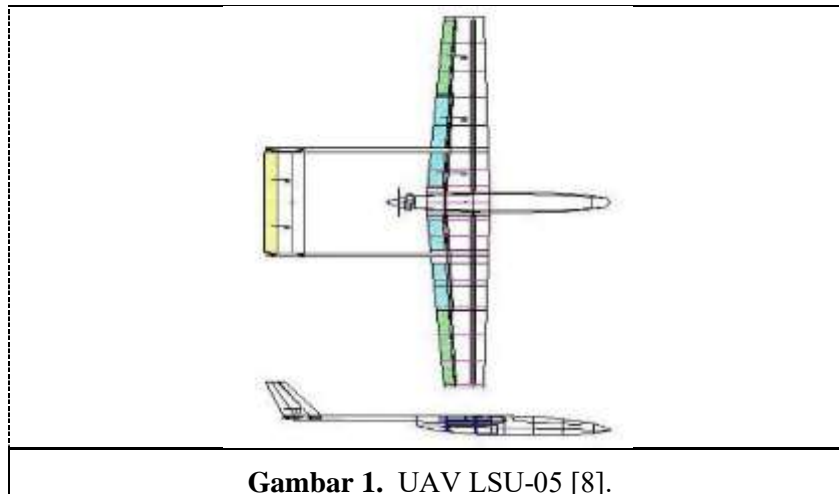
b = lebarpelat(m)
 ν = *Poisson ratio*
 h = tebalpelat(m)

Selanjutnyanalai critical buckling load (P_{cr}) menggunakanPersamaan(3)[7]:

$$(N_x)_{cr} = k \frac{\pi^2 D}{b^2} \quad (3)$$

2. Metode Penelitian

Pada penelitian ini pesawat tanpa awak dinamakan dengan LSU 05 yaitu LAPAN*Surveillance* UAV generasi kelima. Pesawat LSU 05 ini sendiri dirancang untuk dapat menempuh jarak terbang dengan maksimal *payload* yaitu 30 kg untuk terbang nonstop 200 km dengan *endurance* minimal 5 jam, dengan kecepatan kondisi jelajah 30 m/s pada ketinggian terbang operational 3000-9000 feet²[1]. Pada Gambar 1 ditunjukkan UAV LSU-05 dalam bentuk gambar 3 dimensi.



Gambar 1. UAV LSU-05 [8].

Berdasarkan latar belakang tersebut, tugas akhir ini akan dibahas tentang analisis *bucklingupper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan perbandingan material *woven carbon fibre* (yaitu bentuk *laminat* dengan tiap lapisan mempunyai dua arah serat, kekuatan *laminat woven* sama jika diberi gaya dari arah manapun)dan *unidirectional carbon fibre* (yaitu bentuk *laminat* dengan tiap lapisan mempunyai satu arah serat yang sama, kekuatan terbesar dari komposit lapisan ini adalah searah seratnya). Material yang digunakan adalah komposit *woven carbonfiber* dan *unidirectional carbon fibre* dengan ketebalan 8 *layer*.Pada penelitian ini dilakukan variasi arah serat dengan arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan *quasiisotropic* (lapisan ini mempunyai susunan serat yang saling silang tegak lurus satu sama lain disetiap lapisan).

Beban yang digunakan berupa gaya *up bending* yang dihasilkan dari gaya angkat hasil perhitungan menggunakan metode *Schrenk*. Analisis juga dilakukan pada bagian *ribs* dikarenakan pengaruh beban tekan pada *upper surface skin* struktur sayap UAV LSU 05. Analisis dilakukan menggunakan perangkat lunak metode elemen hingga yaitu Patran/Nastran dan hasil yang diperoleh pada penelitian ini adalah *buckling factor*, *critical buckling load* dan *defleksi*.

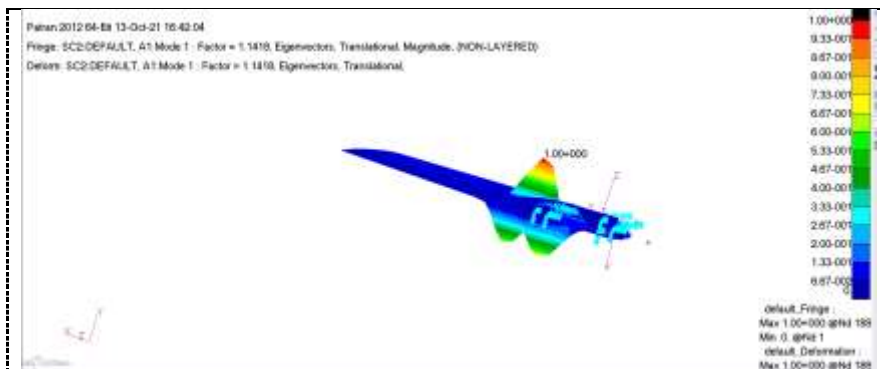
3. Hasil dan Pembahasan

Hasil perhitungan *buckling* pada *upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 menggunakan material *woven carbon fibre* ketebalan 8 dan 10 layer arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan *quasi-isotropic* disajikan dalam bentuk tabel ditunjukkan Pada Tabel 1.

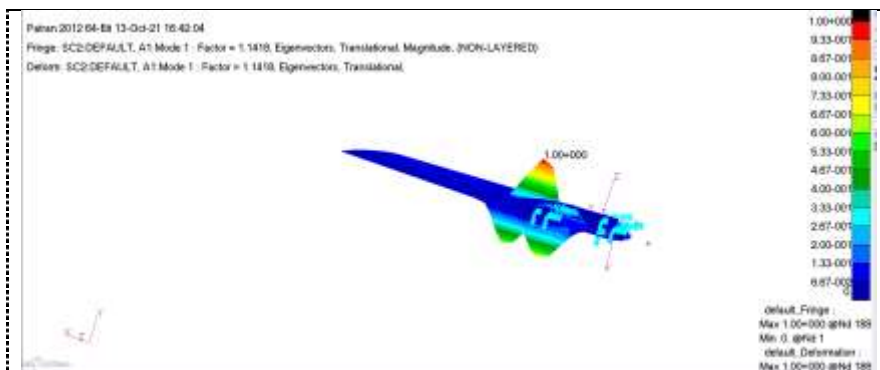
Tabel 1 Hasil perhitungan *buckling upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 menggunakan material *woven carbon fibre* dengan arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan *quasi-isotropic* ketebalan 8 layer

NO	Arah serat	<i>Buckling factor</i>	<i>Critical buckling load</i> (N)	Defleksi maksimum (mm)
1	$0^\circ/90^\circ$ (8 layer)	1.141	1506.509	35.1
2	$0^\circ/\pm 45^\circ$ (8 layer)	0.795	1051.509	49.4
3	<i>Quasi-isotropic</i> (8 layer)	0.795	1051.509	49.4

Pada Perhitungan *buckling uppersurface skin* struktur UAV LSU-05 ketebalan 8 layer arah serat $0^\circ/90^\circ$ menggunakan material *woven carbon fibre*, diperoleh *buckling factor* sebesar 1.141 dan defleksi maksimum 35.1 mm, seperti ditunjukkan Pada Gambar 2 dan 3.

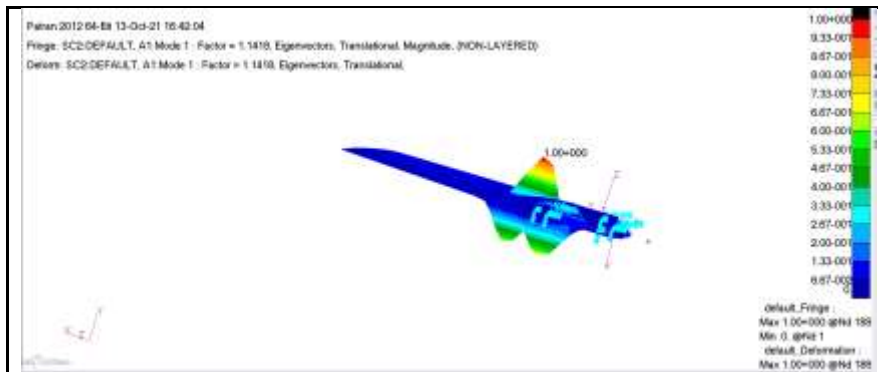


Gambar 2. *Buckling factor upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan ketebalan 8 layer arah serat $0^\circ/90^\circ$ menggunakan material *woven carbon fibre*

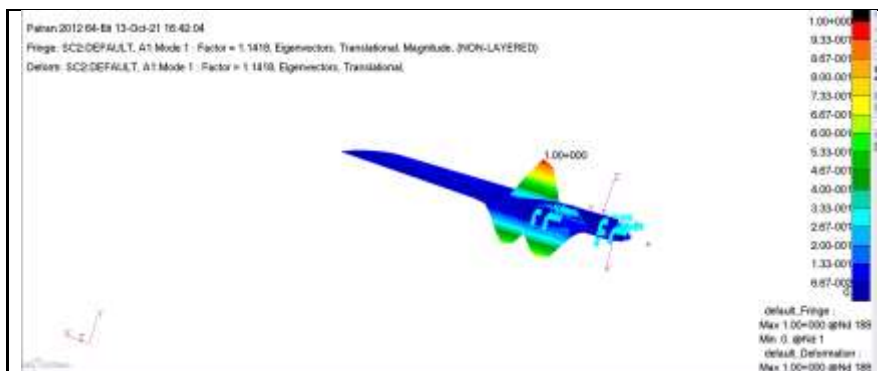


Gambar 3. Defleksi maksimum *upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan ketebalan 8 layer arah serat $0^\circ/90^\circ$ menggunakan material *woven carbon fibre*

Perhitungan buckling *upper surface skin* struktur UAV LSU-05 ketebalan 8 *layer* arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ menggunakan material *woven carbon fibre*, diperoleh *buckling factor* sebesar 0.795 dan defleksi maksimum 49.4 mm seperti ditunjukkan Pada Gambar 4 dan 5.

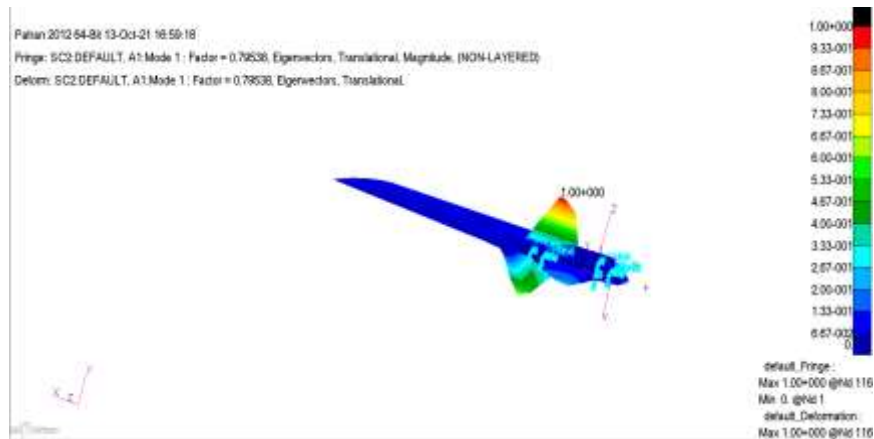


Gambar 4. *Buckling factor upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan ketebalan 8 *layer* arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ menggunakan material *woven carbon fibre*

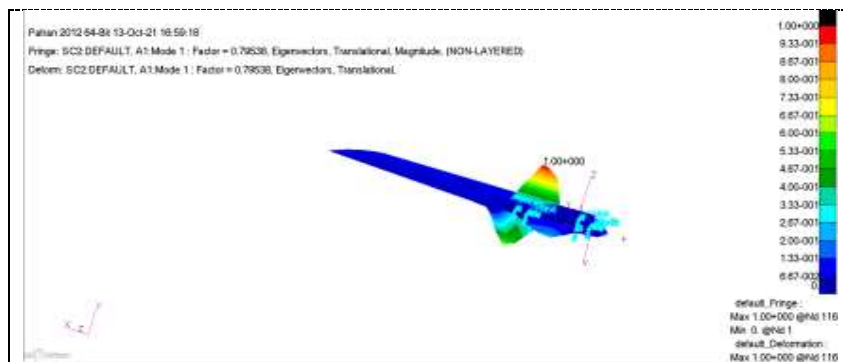


Gambar 5. Defleksi maksimum *upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan ketebalan 8 *layer* arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ menggunakan material *woven carbon fibre*

Perhitungan buckling *upper surface skin* struktur UAV LSU-05 ketebalan 8 *layer* arah serat *quasi-isotropic* menggunakan material *woven carbon fibre*, diperoleh *buckling factor* sebesar 0.795 dan defleksi maksimum 49.4 mm seperti ditunjukkan Pada Gambar 6 dan 7.



Gambar 6. *Buckling factor upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan ketebalan 8 layer arah serat *quasi-isotropic* menggunakan material *woven carbon fibre*



Gambar 7. Defleksi maksimum *upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 dengan ketebalan 8 layer arah serat *quasi-isotropic* menggunakan material *woven carbon fibre*

Hasil perhitungan *buckling* pada *upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 menggunakan material *unidirectional carbon fibre* ketebalan 8 layer arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan *quasi-isotropic* disajikan dalam bentuk tabel ditunjukkan Pada Tabel 2.

Tabel 2 Hasil perhitungan *buckling upper surface skin* struktur sayap UAV LSU-05 menggunakan material *unidirectional carbon fibre* dengan arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan *quasi-isotropic* ketebalan 8 layer.

NO	Arah serat	<i>Buckling factor</i>	<i>Critical buckling load (N)</i>	Defleksi maksimum (mm)
1	$0^\circ/90^\circ$ (8 layer)	0.3	11.893	125
2	$0^\circ/\pm 45^\circ$ (8 layer)	0.135	30.395	262
3	<i>Quasi-isotropic</i> (8 layer)	0.240	23.787	125

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa menunjukkan bahwa arah serat $0^\circ/90^\circ$ ketebalan 10 layer material *woven carbon fibre* mempunyai nilai *buckling factor* sebesar 1.222. Pada arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan *quasi isotropic* ketebalan 8 layer belum mampu menahan beban *buckling* dikarenakan mempunyai nilai *buckling factor* sebesar 0.408. Dimana arah serat $0^\circ/90^\circ$ ketebalan 14 layer material *unidirectional carbon fibre* mempunyai nilai *buckling factor* sebesar 1.334, merupakan hasil nilai *buckling* terbesar. Sedangkan arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ ketebalan 8 layer belum mampu menahan beban *buckling* dikarenakan mempunyai nilai *buckling factor* sebesar 0.134, merupakan hasil dengan nilai *buckling* terkecil.

Daftar Pustaka

- [1] Megantara. 2016. Analisis Perhitungan Prestasi Terbang Pesawat Lapan Surveillance UAV 03. Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta .
- [2] Hadi, B.K. 2012. *PN 336 Mekanika Struktur komposit*. ITB, Bandung.
- [3] Federal Aviation Regulation. 2003. Airworthiness Standards: Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, p 217. Federal Aviation Administration.
- [4] Arifin Rasyadi Soemaryanto, Nurhayyan Halim Rosid. 2017. Verification Of Schrenk Method For Wing Loading Analysis Of Small Unmanned Aircraft Using Navierstokes Based CFD Simulation. Jurnal Teknologi Dirgantara. Vol. 15 No. 2. DOI: <http://dx.doi.org/10.30536/j.tjd.2017.v15.a2747>.
- [5] Pandie, A.R. & Azhary, T. 2016. Analisis Tegangan Dan Kekuatan Struktur
- [6] Himawan, A. (2008). Analisa Kekuatan Statis dan Buckling Rear Tipper Vessel TV35 Menggunakan MSC Nastran 4. Institute Teknologi Bandung.
- [7] Sun C. T. 1998. Mechanics of Aircraft Structures. Canada: John Wiley & Sons, Inc.
- [8] Fajar Ari Wandono. 2015. Pengaturan Ulang Arah Serat Spar Depan Lapan Surveillance UAV- 05 Menggunakan Finite Element Method. Bunga Rampai Hasil Litbangyasa: Teknologi Pada Pesawat Terbang, Roket, dan Satelit. Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Bogor.