

ANALISIS BEBAN TEKUK KRITIS STRUKTUR SANDWICH BAHAN KOMPOSIT PADA SIRIP ROKET RX LAPAN

Ronald Gunawan Putra
Peneliti Bidang Struktur Mekanika Pustekwagan. LAPAN

ABSTRACT

The using of sandwich structure on the tail of RX LAPAN Rocket offers several advantages compared to conventional structure, such as lightweight, high stiffness and good fatigue property. But, one of the problems is its weakness under compressive loads, especially when there is a delaminated area. Buckling modes that often occur in sandwich structure due to compressive loads is overall buckling. This paper will analyze the influence of delamination over critical buckling load with finite element method using 2-D modeling.

ABSTRAK

Penggunaan struktur sandwich bahan komposit pada ship roket RX LAPAN menawarkan keunggulan dibandingkan dengan struktur konvensional seperti beratnya yang ringan, memiliki kekakuan yang tinggi dan sifat lelah (fatigue) yang baik. Namun permasalahannya adalah struktur sandwich sangat rentan terhadap beban kompresi, terutama bila terdapat daerah yang terdelaminasi. Modus ketidakstabilan struktur yang sering terjadi pada struktur sandwich akibat beban kompresi adalah tekuk (*overall budding*). Paper ini akan meneliti penurunan kekuatan struktur sandwich, dalam hal ini harga beban tekuk kritis akibat adanya delaminasi dengan menggunakan metode elemen hingga. Pemodelan yang dilakukan adalah pemodelan kolom sandwich dua dimensi.

1 PENDAHULUAN

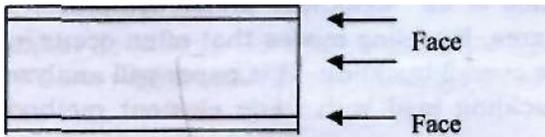
Struktur *sandwich* pada bahan komposit telah banyak digunakan dalam dunia kedirgantaraan selama hampir 40 tahun terakhir. Struktur *sandwich* ini memiliki keunggulan dibandingkan dengan struktur konvensional lainnya seperti beratnya yang ringan, kekakuan yang tinggi serta sifat lelah yang baik. Struktur *sandwich* terdiri dari dua bagian yaitu lapisan kulit muka (*face*) dan lapisan inti (*core*) seperti terlihat pada Gambar 1-1. Lapisan *face* dibuat dari material yang memiliki kekuatan dan kekakuan bahan yang tinggi. Sedangkan lapisan *core* dibuat dari material yang memiliki kekuatan, kekakuan dan kerapatan bahan yang rendah. Kombinasi dari keduanya akan memberikan rasio kekuatan dan kekakuan terhadap berat yang sangat efisien, yang merupakan

persyaratan utama struktur ringan seperti yang digunakan pada dunia kedirgantaraan.

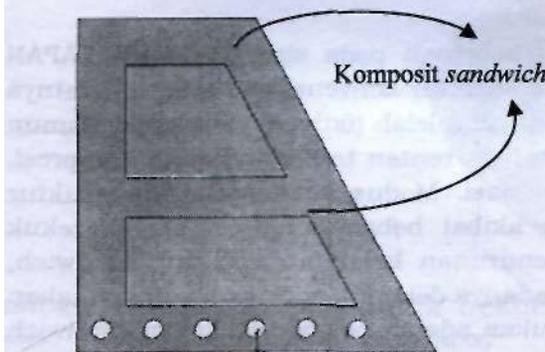
Satu hal yang menjadi masalah utama adalah struktur *sandwich* sangat rentan terhadap beban kompresi yang akan mengakibatkan modus ketidakstabilan struktur berupa modus *buckling*. Parameter yang digunakan untuk mengukur kekuatan struktur terhadap beban tekuk adalah beban tekuk kritis, yaitu besarnya beban yang dapat ditahan struktur sebelum mengalami kegagalan. Harga beban tekuk kritis dari modus ini bervariasi tergantung dari geometri dan kekakuan lapisan *face* dan *core*. Dengan adanya delaminasi, maka harga beban tekuk kritis yang terjadi juga akan semakin kecil. Delaminasi adalah cacat akibat tidak menempelnya lapisan *face* dengan *core* maupun lapisan *core* dengan *core* (*crack*). Gambar 1-3 menunjukkan

adanya delaminasi yang terjadi pada struktur *sandwich*. Delaminasi terjadi karena beban impak yang terjadi maupun ketidaksempurnaan pembuatan struktur *sandwich*.

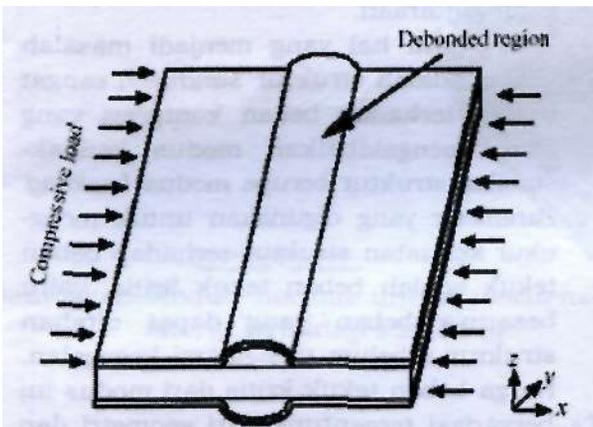
Tulisan ini akan membahas pengaruh delaminasi terhadap penurunan harga beban tekuk kritis serta membandingkan harga beban tekuk kritis tanpa delaminasi dengan analisis teoritik.



Gambar 1-1: Struktur *sandwich*

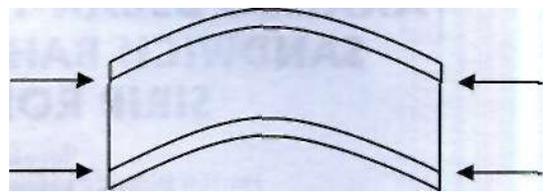


Gambar 1-2: Sirip dengan komposit *sandwich*



Gambar 1-3: Delaminasi pada struktur *sandwich*

Seperti halnya struktur konvensional, struktur *sandwich* juga dapat mengalami fenomena tekuk yang berupa modus *overall buckling*, bila diberi beban kompresi. Modus ini memiliki panjang setengah gelombang sebesar panjang elemen, seperti terlihat pada Gambar 1-4 di bawah ini:



Gambar 1-4: Modus *overall buckling*

Dibandingkan struktur konvensional, struktur *sandwich* memiliki beberapa keunggulan diantaranya adalah:

- Dapat mengurangi berat komponen sampai 30 %.
- Ketahanan deformasi lokal yang tinggi sehingga meningkatkan efisiensi aerodinamika.
- Memiliki sifat lelah (*fatigue*) yang baik.
- Isolator panas dan akustik yang baik.
- Rasio kekuatan dan kekakuan terhadap berat yang efisien.

Namun demikian struktur *sandwich* juga memiliki kekurangan dibandingkan dengan struktur konvensional, diantaranya adalah:

- *Quality control* lebih sulit dilakukan.
- Sambungan dan *cut out* lebih sulit didesain dari pada struktur pelat tipis.

Paper ini, akan meneliti pengaruh delaminasi terhadap penurunan harga beban tekuk kritis kolom *sandwich* komposit. Karena sifatnya yang simetri, maka kolom *sandwich* dapat dimodelkan menjadi pemodelan setengah kolom dua dimensi.

Perhitungan harga beban tekuk kritis dengan metode elemen hingga berhubungan dengan harga *eigenvalue* λ dimana analisis yang dilakukan telah disederhanakan menjadi

$$|[K] + \lambda[K_G]| = 0 \dots\dots\dots (1-1)$$

Keterangan:

- [K] = matriks kekakuan elastis
- [K_g] = matriks kekakuan geometri
- λ = *eigenvalue*

Harga *eigenvalue* terendah menunjukkan harga beban tekuk kritis yang terjadi. Dalam penelitian ini, harga beban tekuk kritis adalah

$$P_{cr} = \lambda \times P_{total} \times \frac{1}{b} \dots\dots\dots (1-2)$$

2 METODE PENELITIAN

Metode penelitian yang dilakukan adalah dengan menggunakan analisis metode elemen hingga dengan bantuan *software NASTRAN* dan memodelkan struktur *sandwich* sebagai kolom. Kolom *sandwich* yang akan dianalisis terdiri dari lapisan *face* yang terbuat dari material komposit *CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic)* dengan *lay-up* ($\pm 45^\circ/0^\circ$)_{2i} dan lapisan *core* yang terbuat dari *Polyurethane*. Dimensi dan data-data material struktur *sandwich* dapat dilihat pada Tabel 2-1 dan Gambar 2-2. Panjang delaminasi yang akan diteliti adalah dari 0 % sampai dengan 100 % panjang kolom. Letak delaminasi pada kolom adalah antara lapisan *face* dan *core* serta pada garis tengah lapisan *core*. Penentuan tebal lapisan *core* didasarkan pada penentuan modulus *buckling* yang terjadi. Semakin tebal lapisan *core* tidak meningkatkan harga beban tekuk kritis secara drastis, melainkan akan merubah modulus *buckling* yang akan terjadi. Karena model yang akan digunakan adalah model setengah kolom, raaka pemodelan yang dilakukan adalah pemodelan setengah kolom dengan kondisi tumpuan *simply supported* yang telah disesuaikan dengan kondisi pembebanan.

2.1 Metode Elemen Hingga

Metode elemen hingga adalah salah satu metode dalam menganalisis struktur. Metode ini memprediksi defleksi dan tegangan pada suatu struktur. Metode elemen hingga menyelesaikan masalah kontinum, dimana didiskritisasi menjadi sejumlah elemen-elemen kecil, yang dinamakan elemen hingga. Tiap-tiap elemen dihubungkan dengan titik-titik ampul (nodal) dan membentuk rangkaian dan secara keseluruhan merupakan model dari kontinum semula. Di setiap titik simpul bekerja gaya-gaya simpul (gaya nodal) dan titik simpul tersebut

juga akan mengalami perpindahan (*displacement*) dalam suatu nilai derajat kebebasan (*degree of freedom*).

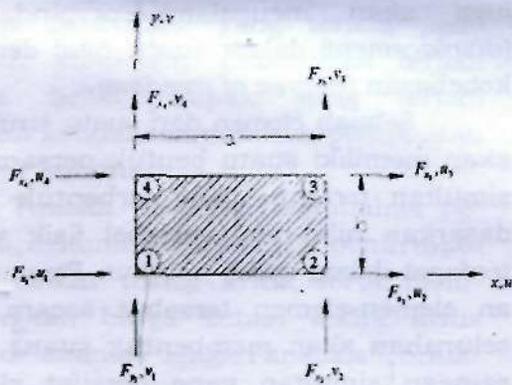
Sebuah elemen dari suatu struktur akan memiliki suatu bentuk persamaan simultan tertentu yang terbentuk berdasarkan nilai-nilai variabel fisik yang terdapat dalam nodal tersebut. Penyusunan elemen-elemen tersebut secara keseluruhan akan membentuk suatu persamaan simultan yang bersifat global dan dapat diselesaikan secara numerik oleh komputer. Dengan mensubstitusikan kondisi pembebanan dan kondisi batas dari struktur yang dianalisis, persamaan simultan global tersebut dapat diselesaikan sehingga harga tegangan atau regangan dapat ditentukan. Dengan mensubstitusikan kembali harga-harga tersebut ke persamaan awal, akan didapatkan distribusi tegangan dan perpindahan pada setiap elemen.

Langkah-langkah penyelesaian metode elemen hingga sebagai berikut:

- Diskritisasi kontinum (membagi struktur menjadi beberapa bagian elemen).
- Mendefinisikan matriks kekakuan lokal.
- Menggabungkan matriks kekakuan lokal menjadi matriks kekakuan global.
- Mendefinisikan beban dan kondisi batas.
- Penyelesaian persamaan.
- Menghitung tegangan dan regangan.

Dalam aplikasinya di perangkat lunak, program metode elemen hingga membagi struktur menjadi *grid-grid* elemen yang membentuk struktur nyatanya. Masing-masing elemen mempunyai bentuk yang sederhana sehingga program elemen hingga mempunyai informasi untuk menentukan persamaan dalam bentuk matriks kekakuan.

Secara garis besar, langkah-langkah untuk menentukan nilai tegangan dengan menggunakan metode elemen hingga untuk elemen segiempat delapan derajat kebebasan seperti pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Elemen segiempat 8 DOF

Jadi secara umum untuk mendapatkan tegangan dengan menggunakan metode elemen hingga adalah dengan mendefinisikan :

a. Fungsi perpindahan

$$u(x,y) = f_1(x,y)u_1 + f_2(x,y)u_2 + f_3(x,y)u_3 + f_4(x,y)u_4 \dots (2-1)$$

$$v(x,y) = f_1(x,y)v_1 + f_2(x,y)v_2 + f_3(x,y)v_3 + f_4(x,y)v_4$$

dengan

$$f_1(x,y) = \left(1 - \frac{x}{a}\right)\left(1 - \frac{y}{b}\right) \dots (2-2)$$

$$f_2(x,y) = \frac{x}{a}\left(1 - \frac{y}{b}\right)$$

$$f_3(x,y) = \frac{xy}{ab}$$

$$f_4(x,y) = \left(1 - \frac{x}{a}\right)\frac{y}{b}$$

b. Hubungan regangan-perpindahan

$$\{\epsilon\} = [A]\{q\} \dots (2-3)$$

c. Hubungan tegangan-regangan

$$\{\sigma\} = [C]\{\epsilon\}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \dots (2-4)$$

d. Persamaan matriks kekakuan

$$[k] = \begin{bmatrix} k_{uu} & k_{uv} \\ k_{vu} & k_{vv} \end{bmatrix} \dots (2-5)$$

Secara umum analisis elemen hingga pada perangkat lunak mempunyai tiga tahap, yaitu :

a. Pre-Processing

Meliputi pembuatan geometri model elemen hingga secara keseluruhan,

penentuan sifat-sifat fisik dan material, penentuan kondisi batas, penentuan beban serta pemeriksaan model.

b. Analysis

Meliputi jenis analisis yang akan dilakukan terhadap model yang telah dibuat, dalam tugas akhir ini adalah analisis *buckling*.

c. Post-Processing

Meliputi hasil analisis seperti tegangan, regangan maupun beban pada model, penyajian hasil analisis. Dalam tugas akhir ini, hasil yang diperoleh adalah nilai *eigenvalue* yang akan dikonversikan kedalam harga beban kritis.

2.2 Pemodelan Kolom Sandwich

Pada tugas akhir ini, model kolom sandwich dengan face CFRP yang digunakan adalah model kolom 2 dimensi dengan dimensi model sebagai berikut:

Tabel 2-1: DIMENSI KOLOM SANDWICH

Dimensi	Model Overall Buckling
Panjang kolom (a)	200 mm
Lebar kolom (b)	50 mm
Tebal Face	1.2 mm
Tebal Core (h)	45 mm

Tabel 2-2: DATA MATERIAL LAPISAN FACE DAN CORE

Face CFRP	Core Polyurethane
$\pm 45/Ob.$	
Ei = 148750 Mpa	E = 7.896 Mpa
E2 = 3720 Mpa	G = 3.037 Mpa
G12 = 1860 Mpa	$\nu = 0.3$
$\nu 12 = 0.25$	
$l_{piv} = 0.1$ mm	

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Harga beban tekuk kritis untuk model *overall buckling* tanpa delaminasi adalah 148,26 N/mm. Sedangkan untuk model *wrinkling* tanpa delaminasi diperoleh harga 196,25 N/mm. Hasil perhitungan beban tekuk kritis dengan metode elemen hingga ini mendekati harga beban tekuk kritis dengan analisis teoritik menggunakan metode *Rayleigh-Ritz* dan eksperimen yang telah dilakukan

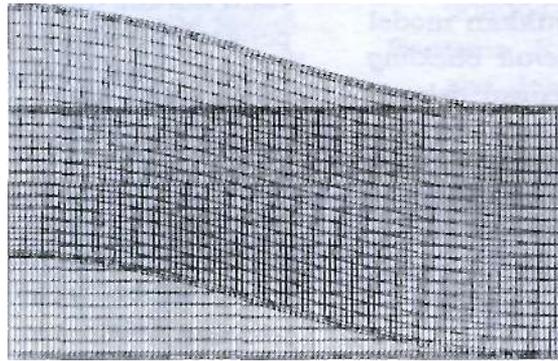
oleh Adi Aseno (Ref. 1) untuk kolom sandwich tanpa delaminasi. Tabel 3-1 menunjukkan perbandingan hasil per-

hitungan beban tekuk kritis secara teoritik, pengujian dan elemen hingga.

Tabel 3-1: PERBANDINGAN HARGA BEBAN TEKUK KRITIS

H (MM)	TEORITIK	PENGUJIAN	ELEMEN HINGGA		
	Overall	No. Spesimen	Beban Kritis	Beban Rusak	Beban Kritis
45	147.8	1	160	176.5	148.26
		2	160	176.5	
		3	165	227.5	
75	231.2	1	225	258.9	196.25
		2	175	196.1	
		3	225	270.7	

Ket : Pcr dalam N/mm



Gambar 3-1: Model setengah kolom modulus overall buckling tanpa delaminasi

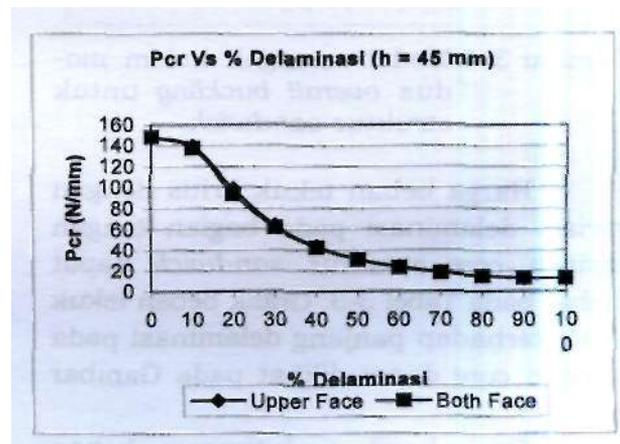
Gambar 3-1 menunjukkan model setengah kolom modulus overall buckling untuk struktur sandwich tanpa delaminasi.

Sedangkan untuk harga beban kritik dengan variasi delaminasi pada satu permukaan maupun pada dua permukaan face pada struktur sandwich dapat dilihat pada Tabel 3-2 dan Tabel 3-3.

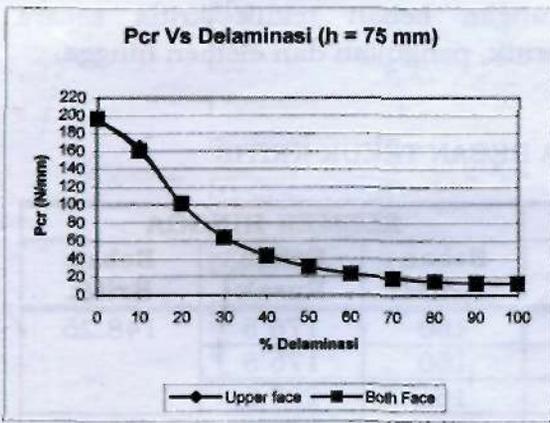
50	31,13	30,38	2,47
60	23,73	23,16	2,46
70	18,55	18,08	2,60
80	14,96	14,59	2,54
90	12,96	12,95	0,08
100	12,63	12,62	0,08

Tabel 3-2: PCR VS % DELAMINASI MODUS OVERALL BUCKLING

Modus Overall Buckling (h = 45 mm)			
% Delaminasi	Per (N/mm)	Per (N/mm)	% selisih
	Upper	Both	
0	148,26	148,26	0,00
10	139,48	137,61	1,36
20	98,28	93,53	5,08
30	63,87	61,57	3,74
40	43,67	42,44	2,90

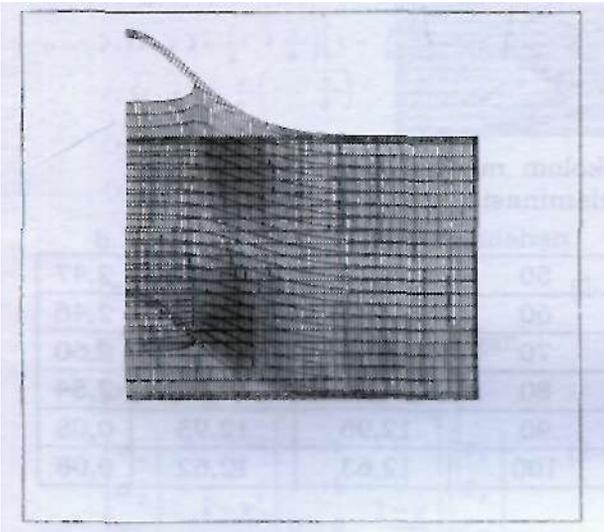


Gambar 3-2: Grafik Per Vs % delaminasi pada lapisan face modulus overall buckling



Gambar 3-3: Grafik Pcr Vs % delaminasi pada lapisan face modus wrinkling

Gambar 3-4 menunjukkan model setengah kolom modus overall buckling untuk struktur sandwich dengan delaminasi pada kedua lapisan face dengan panjang delaminasi sebesar 20 % dari panjang total.



Gambar 3-4: Model setengah kolom modus overall buckling untuk struktur sandwich

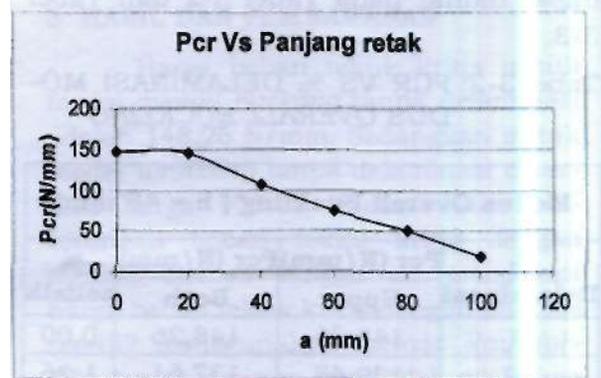
Harga beban tekuk kritis dengan variasi delaminasi pada bagian tengah lapisan core struktur sandwich dapat dilihat pada Tabel 3-3. Grafik beban tekuk kritis terhadap panjang delaminasi pada lapisan core dapat dilihat pada Gambar 3-5.

Dari hasil perhitungan beban tekuk kritis, diperoleh hasil bahwa dengan bertambahnya panjang delaminasi, maka harga beban tekuk kritis juga

akan mengalami penurunan. Penurunan yang sangat drastis terjadi pada daerah panjang delaminasi 10 % - 40 %. Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya delaminasi sedikit saja pada struktur sandwich, langsung menurunkan kekuatannya secara signifikan. Baik itu untuk delaminasi satu lapisan maupun dua lapisan face. Sedangkan setelah 40 %, penurunan beban tekuk kritis tidak terlalu signifikan, mengingat panjang delaminasi yang terjadi telah bertambah. Namun perbandingan harga beban tekuk kritis untuk kasus delaminasi satu lapisan dan dua lapisan face sangat kecil, yaitu kurang dari 3 %. Ini menunjukkan, pengaruh delaminasi antara satu lapisan dengan dua lapisan face tidak berpengaruh terhadap penurunan harga beban tekuk kritis yang terjadi. Untuk kasus delaminasi pada bagian core, penurunan harga beban kritis tidak begitu signifikan jika panjang delaminasi tidak begitu besar, akan tetapi ketika panjang delaminasi mencapai lebih dari 60%, pengaruh delaminasi tersebut cukup besar.

Tabel 3-3: PCR VS % DELAMINASI PADA LAPISAN CORE

% Delaminasi	Overall Buckling
	Pcr(N/mm)
0	148,32
20	146,2
40	106,13
60	74,633
80	49,67
100	18,59



Gambar 3-5: Grafik Per Vs % delaminasi pada core modus overall buckling

4 KESIMPULAN

Dari analisis diatas, dapat diambil kesimpulan bahwa hasil analisis perhitungan beban kritis dengan menggunakan metode elemen hingga ini menunjukkan kedekatan hasil dengan analisis teoritik dan eksperimen yang telah dilakukan. Selain itu,* delaminasi akan sangat mempengaruhi harga beban kritis yang terjadi, Penurunan kekuatan akan semakin besar dengan meluasnya delaminasi pada struktur *sandwich*. Dan yang harus diperhatikan untuk kasus delaminasi pada lapisan *face*, bahwa terjadi penurunan kekuatan yang cukup signifikan pada panjang delaminasi antara 10 % - 40 % dari panjang kolom. Pengaruh retak pada core tidak begitu besar jika panjang retak tidak terlalu besar. Hal ini karena pada panjang retak yang kecil bagian *core* yang tersisa masih cukup kuat untuk menjaga agar kedua bagian *face* tetap terhubung tegak lurus satu sama lain.

DAFTAR RUJUKAN

Aseno, Adi. 1998. *Analisis Beban Tekuk Kritis Kolom Sandwich Komposit Orthotropic*, Departemen Teknik Penerbangan Institut Teknologi Bandung.

- Benson, A.S and Meyers, J., 1967. *General Instability and Face Wrinkling of Sandwich Plates-Unified Theory and Applications*. AIAA Journal Vol. 5, No. 4.
- Hadi, B.K. 2000. *Diktat Kuliah PN-336 Mekanika Struktur Komposit*, Penerbit ITB, Bandung.
- Hadi, B.K and Matthews, F.L, 2000. *Development of Benson-Mayers Theory on the Wrinkling of Anisotropic Sandwich Panels*. Journal of Composite Structure, Vol.49, No. 4.
- Ley, R.P., Lin, W.and Mbanefo, U. 1999. *Facesheet Wrinkling in Sandwich Structure*, NASA Report CR-1999-208994.
- Hantema, F.J. 1966- *Sandwich Construction*, John Wiley & Sons, California.
- Sleight, D.W and Wang, J.T. 1995. *Buckling Analysis of Debonded Sandwich Panel under Compression*, NASATM-4701.
- Subagja, Agus. 2001. *Beban Tekuk dan Kerut Kolom-Panel Sandwich Komposit*, Tesis Magister, Departemen Teknik Penerbangan Institut Teknologi Bandung.