

Evaluasi Numerik untuk *Delaminasi Layer Sub-Bagian Turbin Angin dengan Model Cohesive Zone*

Fikan Mubarak Rohimsyah, Mas Irfan P.Hidayat, dan Lukman Noerochim
 Jurusan Teknik Material dan Metalurgi, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh
 Nopember (ITS)
 Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia
e-mail: irfan@material.its.ac.id

Abstrak—Area dimana terjadi ketidaksempurnaan ikatan atau tidak terdapatnya ikatan permukaan antara *layer* pada material komposit didefinisikan sebagai *delaminasi*. *Delaminasi* dapat terjadi pada material sederhana hingga material kompleks seperti turbin angin. Oleh sebab itu, penulis mengulas beberapa pengaruh ukuran *initial crack*, lokasi dan konfigurasi *lay-up* terhadap respon *delaminasi layer* sub-bagian turbin angin yaitu *spar cap* pada turbin angin berukuran 25 m. Sub-bagian turbin angin menggunakan material *E-glass/Epoxy prepeg*. Simulasi dilakukan menggunakan ANSYS dengan menggunakan metode *Cohesive Zone*. *Delaminasi* terjadi antara *layer* dan dimodelkan dengan *interface element*. Didapatkan bahwa *Initial crack* dengan panjang $a = 400$ mm, memiliki nilai *reaction force* yang lebih kecil nilainya dibandingkan dengan *initial crack* dengan $a = 200$ mm. Letak *initial crack* berhubungan dengan ketebalan (t) dimana pada saat a berada pada $1/2 t$ memiliki ketahanan lebih baik terhadap *delaminasi*, sementara saat a berada pada $3/5 t$, *peak reaction force* menurun. Sementara arah serat dengan konfigurasi *unsymetric* memiliki *reaction force* yang lebih kecil dibandingkan dengan material *symetric (unidirectional)*.

Kata Kunci—Analisa Numerik, *Cohesive*, *Delaminasi*, *Interface Element*, Komposit, Turbin Angin

I. PENDAHULUAN

AREA dimana terjadi ketidaksempurnaan ikatan atau tidak terdapatnya ikatan permukaan antara *layer* pada material komposit didefinisikan sebagai *delaminasi*. *Delaminasi* ini biasanya terbentuk karena kecacatan manufaktur, area dimana terdapat konsentrasi tegangan pada daerah diskontinu seperti lubang, takik, sambungan, kerusakan akibat dampak, dan pada saat pengiriman material. Fenomena *delaminasi* sering kita jumpai dalam kehidupan sehari-hari, contoh *delaminasi* sederhana yang sering kita jumpai adalah *delaminasi* pada cat, *coating*, hingga *delaminasi* kompleks seperti pada bilah komposit turbin angin. *Delaminasi* menjadi fenomena yang paling umum dan berbahaya yang sering dijumpai pada komposit. Mengingat penggunaan material komposit yang semakin luas, analisa kegagalan akibat *delaminasi* merupakan hal penting yang saat ini sering menjadi fokus bahan penelitian.

Komposit *laminat* adalah komposit yang terdiri dari kumpulan lamina yang sifat mekaniknya berbeda tergantung

pada orientasi, ketebalan, dan jumlah tumpukan *layernya* [1]. Aplikasi dari komposit ini banyak sekali seperti komponen mobil, rompi anti peluru, komponen mesin, pesawat luar angkasa, hingga pengganti atau alternatif lain dari logam karena sifat material komposit yang sulit didapatkan dari logam. Aplikasi dari komposit *laminat* salah satunya adalah pada *rotor blade* turbin angin. Dengan berkembangnya penggunaan energi angin beberapa tahun terakhir, ukuran dari turbin angin menjadi bertambah besar dengan tujuan menangkap lebih banyak energi angin dengan biaya yang lebih rendah [2]. Ketika ukuran turbin angin menjadi semakin besar, tipe kegagalan berubah dan pembebanan menjadi penting [3]. Dalam kondisi operasionalnya, turbin angin mengalami beban aerodinamis yang tinggi yang menyebabkan turbin angin mengalami *bending*. Beban yang dialami tersebut ditahan dengan kekuatan dan kekakuan yang terdapat pada bagian *main spar* dan *shear webs*. *Delaminasi* biasanya ditemukan pada daerah *main spar*.

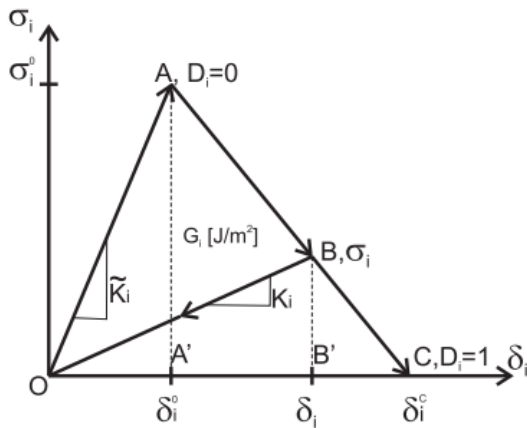
Berbagai macam metode komputasi dan eksperimen telah dilakukan untuk mengetahui efek *delaminasi* pada turbin angin. Salah satunya adalah Hasselbach, P.U., Bitsche, dan R.D. Branner, pada tahun 2015, telah melakukan penelitian tentang efek *delaminasi* terhadap *local buckling* pada *blade* turbin angina [4]. Serta Chen, Xiao., Zhao, Wei., Lu, Xiao., dan Zhong Xu, Jian pada tahun 2014 melakukan penelitian pada kegagalan dan simulasi *finite element blade* turbin angin dalam kondisi pembebanan statis [5].

Oleh karena itu, dilakukan simulasi kembali menggunakan *finite elemen modeling*, fenomena *delaminasi* pada turbin angin namun dengan variasi yang berbeda.

II. TINJAUAN PUSTAKA

A. *Cohesive Zone Model*

Pada penelitian kali ini penulis menggunakan analisis *delaminasi* menggunakan hukum *delaminasi bilinear interface element* [6] dimana hukum tersebut mendefinisikan *delaminasi* sebagai fenomena *traction-displacement jump* dan menentukan kasus sebagai deformasi *single mode* pada *interface* dari *laminated material*. Untuk terjadinya *delaminasi*, *reaction force* harus mencapai *peak*. Tahap terjadinya *delaminasi* adalah



Gambar. 1. Stress transfer model pada metode Cohesive Zone Model

sebagai berikut:

- $D = 0$, sampai *damage onset* (garis OA, gambar 1) *interface* material belum mengalami *damage*, masih mempertahankan kekakuan awal.
- $0 < D < 1$, secara bertahap material kehilangan kekakuannya (garis OA-OC, gambar 1).
- $D = 1$ pada saat titik *fracture* (titik C, gambar 1) dimana tidak ada lagi kekakuan yang berarti tidak adanya *stress* yang terdapat pada *interface*.

Cohesive element didesain untuk merepresentasikan *delaminasi* saat ketebalan *interface*-nya 0 (*zero thickness*) diantara *layer* dari elemen 3 dimensi.

III. METODE PENELITIAN

A. Spesifikasi Material

Material komposit yang digunakan adalah *E-glass/Epoxy prepreg*. Berikut sifat mekanik *E-glass/Epoxy prepreg*:

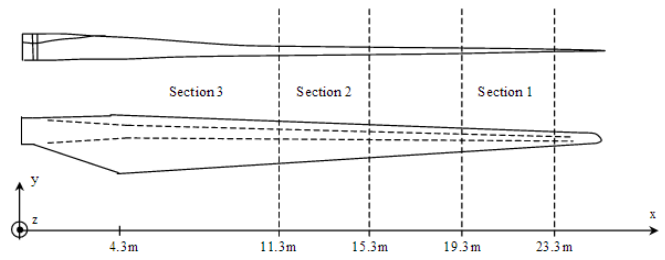
Tabel 1.
Sifat Mekanik Komposit

Modulus <i>Young</i> arah x (GPa) E_1	41,63
Modulus <i>Young</i> arah y (GPa) E_2	14,93
Modulus <i>Young</i> arah z (GPa) E_3	13,43
<i>Poisson ratio</i> arah xy	0,2675
<i>Poisson ratio</i> arah xz	0,2675
<i>Poisson ratio</i> arah yz	0,3301
Modulus geser arah xy (GPa)	5,047
Modulus geser arah xz (GPa)	5,047
Modulus geser arah yz (GPa)	5,047

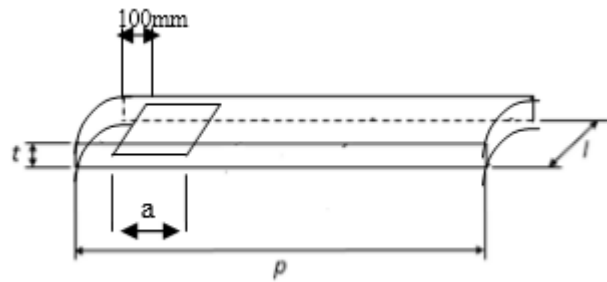
Tabel 2.
Cohesive zone properties

G_{Ic} (J/m ²)	41,63
G_{IIc} (J/m ²)	14,93
G_{IIIc} (J/m ²)	13,43

Turbin angin menggunakan acuan ukuran 25 meter dengan fokus penelitian *delaminasi* terdapat pada bagian yang menerima beban struktural yaitu pada bagian *main spar*.



Gambar. 2. Desain blade turbin angin 25 m

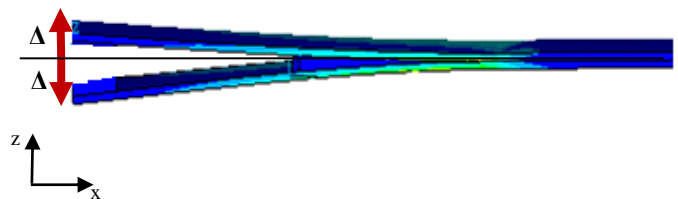


Gambar. 3. Peletakan initial crack pada model

Dengan masif dan kompleksnya geometri dari turbin angin penelitian terhadap *delaminasi* disimplifikasi terhadap daerah dimana terjadinya *delaminasi* sangat penting berpengaruh terhadap kekuatan struktural dari turbin angin sehingga diambil bagian *main spar/caps*. *Section* yang diambil berada pada panjang (p) 9.5m-13,2m dari *root* yaitu sebesar 3700 mm dengan tebal (t) 29 mm dan memiliki beberapa *layer* (n_{layer}) yaitu 8 dan 16 *layer*. Lebar bagian di dekat *root* sebesar 640 mm dan lebar pada ujung lain sebesar 540 mm.

B. Pemodelan

Pemodelan pada penelitian ini menggunakan perangkat lunak *Ansys Mechanical APDL Release 17.0*. Sementara elemen yang digunakan adalah *8-node solid element* (SOLID185) sebagai material komposit dan *cohesive 8 node 205* (INTER205) sebagai elemen *cohesive*.



Gambar. 4. Hasil Pemodelan

Gambar 4 menunjukkan pemberian beban *displacement* (panah warna merah) diujung material komposit, *initial crack* diletakan pada jarak 100 mm dari beban *displacement* diujung pembebanan

C. Parameter uji

Untuk mengetahui pengaruh panjang *initial crack*, letak *initial crack*, konfigurasi *lay-up*, dan distribusi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada komposit, maka ada beberapa parameter yang digunakan dalam penelitian kali ini yaitu:

Tabel 3.
Parameter uji dan konfigurasi

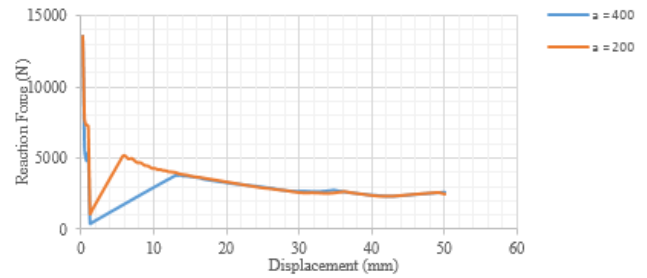
Case	Lay-up	Letak	Initial Crack (a) mm	Displacement (Δ) mm
1	[0 ₄ /0 ₄]	100 mm dari tepi	400	20
		pembebanan		50
		100 mm dari tepi	200	20
		pembebanan		50
2	[(±45) ₂ /0/-45//+45/0/(±45) ₂]	100 mm dari tepi	400	20
		pembebanan		50
		100 mm dari tepi	200	20
		pembebanan		50
3	[(±45) ₂ /0/(±45) ₂ /0/(±45) ₂]	100 mm dari tepi	400	20
		pembebanan		50
		100 mm dari tepi	200	20
		pembebanan		50
4	[0 ₈ /0 ₈]	100 mm dari tepi	400	20
		pembebanan		50
		100 mm dari tepi	200	20
		pembebanan		50
5	[(±45) ₂ /0 ₄ /(±45) ₂ //(±45) ₂ /0 ₄ /(±45) ₂]	100 mm dari tepi	400	20
		pembebanan		50
		100 mm dari tepi	200	20
		pembebanan		50
6	[(±45) ₂ /0 ₄ /(±45) ₂ /(±45) ₂ /0 ₄ /(±45) ₂]	100 mm dari tepi	400	20
		pembebanan		50
		100 mm dari tepi	200	20
		pembebanan		50

Pada tabel 3 tanda 0_n, 0 menunjukkan bahwa orientasi arah serat adalah 0°, dan n menunjukkan jumlah lamina, sementara tanda (/) menunjukkan adanya delaminasi. Pada penelitian ini digunakan 2 jumlah layer yaitu 8 layer dan 16 layer dengan konfigurasi arah serat 0° dan kombinasi layer ±45° dengan 0° seperti dalam tabel 3.

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Pengaruh panjang Initial Crack

Untuk mengetahui pengaruh panjang *initial crack*, maka dibandingkan hasil saat panjang *initial crack* a = 400 mm dengan *initial crack* a = 200 mm. Pada gambar 3, case 1 dengan a = 400 mm ditunjukkan oleh garis warna biru, dan a = 200 mm ditunjukkan oleh garis berwarna merah. a = 400 mm memiliki *peak reaction force* sebesar 3757,473 N, dan a = 200 mm dengan *initial crack* yang lebih pendek memiliki nilai *peak reaction force* sebesar 5194.675 N.

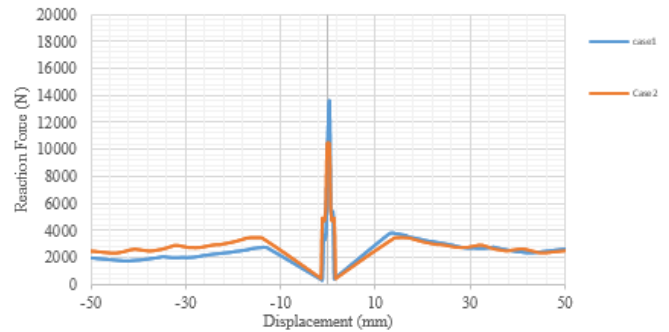


Gambar. 5. Kurva Reaction Force-Displacement case 1 (a= 400 mm) dan (a= 200 mm)

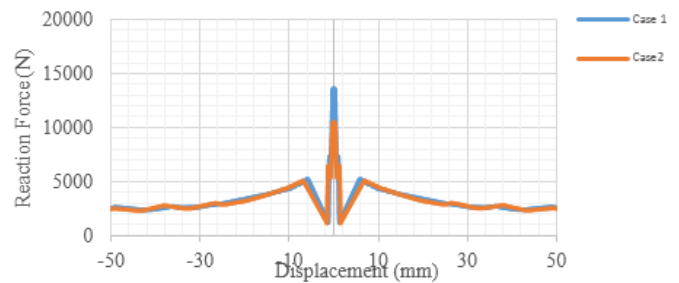
Berdasarkan teori English dalam buku [7] disebutkan bahwa semakin kecil *initial crack* maka energi yang dibutuhkan akan semakin besar. Sehingga hasil penelitian pada case ini sesuai dengan literatur. Pada case 4 juga mengalami respon yang sama. Namun untuk *peak reaction* pada masing-masing perbedaan *initial crack* dan pembebanan *displacement* memiliki *peak reaction* sedikit lebih rendah dari case 1.

B. Pengaruh Konfigurasi Lay-up Saat a Terletak pada 1/2 t

Untuk mengetahui pengaruh konfigurasi *lay-up*, maka dibandingkan hasil pada case 1 dengan case 2 pada saat a terletak pada 1/2 t.



Gambar. 6. Kurva Reaction Force-Displacement case 1 (biru) dan case 2 (merah) dengan (a= 400 mm)



Gambar 7. Kurva Reaction Force-Displacement case 1 (biru) dan case 2 (merah) dengan (a= 200 mm)

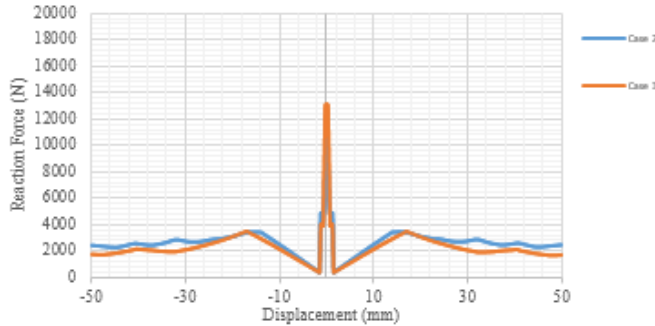
Pada *initial crack* 400 mm *Peak reaction force* case 1 untuk adalah 3757.473 N pada bagian atas dan 2701.288 N pada bagian bawah. Sementara pada dan case 2 adalah 3438,15 N dan 3421,337 N pada bagian bawah. Untuk *initial crack* 200 mm. *Peak reaction force* case 1 adalah 5194,675 N dengan dan 5194,092 N pada bagian bawah. Sementara pada dan case 2 adalah 5016,294 dan 5013,501 N pada bagian bawah.

Seperti pada *initial crack* 400, hal yang sama didapati pada *initial crack* 200 mm dimana distribusi tegangan *unsymmetric*

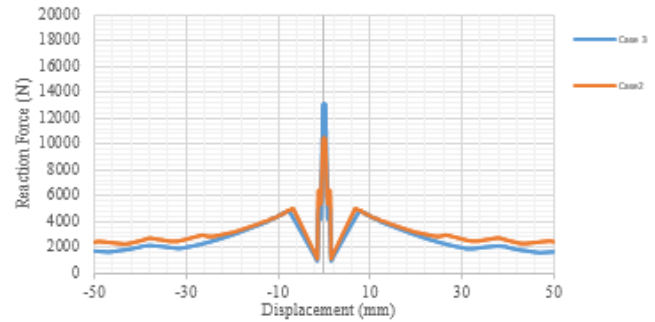
berbeda dengan *symetric (unidirectional)* dengan nilai *peak reaction force* untuk *case 1* dengan konfigurasi arah serat *unidirectional* memiliki *reaction force* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *peak reaction force* saat arah seratnya *unsymetric*. Sedangkan pada *case 4* dan *case 5* juga mengalami respon yang sama. Namun untuk *peak reaction* pada masing-masing perbedaan *initial crack* dan pembebanan *displacement* memiliki *peak reaction* sedikit lebih rendah.

C. Pengaruh Konfigurasi Lay-up Saat a Terletak pada 3/5 t

Untuk mengetahui pengaruh lokasi *initial crack*, maka dibandingkan hasil pada *case 2* dengan *case 3* pada saat a terletak pada 3/5 t.

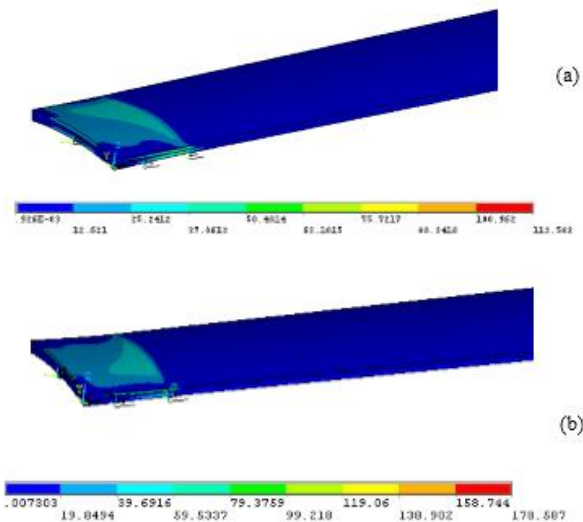


Gambar. 8. Kurva *Reaction Force-Displacement case 2* (biru) dan *case 3* (merah) dengan (a= 400 mm)



Gambar. 9. Kurva *Reaction Force-Displacement case 2* (biru) dan *case 3* (merah) dengan (a= 200 mm)

Untuk *initial crack* 400 mm nilai *peak reaction force case 3* dibagian atas yang lebih tipis adalah 3434,039 N dan dibagian bawah 3449,765 N. Sementara pada *case 2* nilai *reaction force* dibagian atas 3438.15 N adalah dan dibagian bawah 3421,337 N. Sedangkan pada Untuk *initial crack* 200 mm nilai *peak reaction force case 3* dibagian atas yang lebih tipis adalah 4749,133 N dan dibagian bawah 4756,2007 N. Sementara pada *case 2* nilai *reaction force* dibagian atas 5016,294 N dan dibagian bawah 5013,501 N. Sama seperti pembahasan sebelumnya, setelah terjadinya *peak reaction force*, nilai dari *reaction force* turun karena telah berhasil membuka *interface element*. Begitu pula pada *case 5* dan *case 6* respon yang sama dengan *peak reaction* pada masing-masing perbedaan *initial crack* dan pembebanan *displacement* memiliki *peak reaction* sedikit lebih rendah.



Gambar 10. Distribusi tegangan *Reaction Force-Displacement case 2* (biru) dan *case 3* (merah) dengan (a= 200 mm)

Dari seluruh pembahasan, didapatkan bahwa variabel-variabel berpengaruh terhadap respon *delaminasi* pada sub-bagian turbin angin (*main spar*), namun hal terpenting untuk diperhatikan dalam menghadapi fenomena *delaminasi* pada turbin angin adalah konfigurasi dari arah serat. Pemilihan konfigurasi arah serat menjadi penting karena berpengaruh terhadap *peak reaction force*, arah serat yang berbeda menyebabkan *force* untuk membuka *interface* elemen berbeda pula. Pada penelitian ini material *unidirectional* memiliki *load carrying* tertinggi namun demikian penggunaan material *unidirectional* perlu dikaji lebih dalam lagi untuk menjadi material terbaik pada sub-bagian turbin angin dalam hal ini *main spar/ spar cap*.

V. KESIMPULAN

Setelah dilakukan penelitian mengenai proses *delaminasi* yang terjadi pada *layer* sub-bagian turbin angin dengan metode numerik atau simulasi pemodelan. Dari hasil tersebut, dapat disimpulkan bahwa *Initial crack* dengan panjang a = 400 mm, memiliki nilai *reaction force* sebesar 3757,473 N yang lebih kecil nilainya dibandingkan dengan *initial crack* dengan a = 200 mm dengan nilai *peak reaction* sebesar 5194,675 N selanjutnya, letak *initial crack* berhubungan dengan ketebalan (t), pada saat a berada pada 1/2 t memiliki ketahanan lebih baik terhadap *delaminasi*, sementara saat a berada pada 3/5 t, *peak reaction force* menurun serta arah serat dengan konfigurasi *unsymetric* memiliki *reaction force* yang lebih kecil dibandingkan dengan *symetric unidirectional*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada kedua orang tua dan kakak yang telah memberikan dukungan finansial dan motivasi sehingga penelitian ini selesai tepat pada waktunya. Penulis juga mengucapkan terima kasih kepada berbagai pihak yang telah memberikan bantuan baik moril maupun materi sehingga penelitian ini bisa terselesaikan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Sulistijono.(2012) Mekanika Material Komposit, ITS PRESS
- [2] Griffith, D.T. Technology Trends 2012. Presented at the 5th Sandia Wind Turbine *Blade* Workshop,Albuquerque, NM, USA, 30 May–1 June 2012.
- [3] Jensen, F.M.,Falzon.B.G.,Ankersen,J(2006) Structural testing and numerical simulation of a 34 m composite wind turbine *blade*,Composite Structure,76,52-61
- [4] Chen, Xiao., Zhao,Wei., Lu, Xiao., and Zhong Xu,Jian (2014) Failure Test and Finite *Element* Simulation of a Large Wind Turbine Composite *Blade* under Static Loading, Energies , 7, 2274-2297
- [5] Haselbach, P.U.,Bitsche, R.D, Branner, K.(2015) The effect of *delaminations* on local buckling in wind turbine *blades*, Renewable Energy, 85,295-305
- [6] Barbero, E.J. 2008. Finite *Element* and Analysis of Composite Materials. C.R.C. Press. Page: 273
- [7] Fisher, Antony. Introduction to Contact Mechanics : Second Edition. © 2007 Springer Science+Business Media, LLC. USA.