

PEMBUATAN DAN ANALISIS KINERJA SISTEM *THERMAL INSULATION* PADA MOTOR ROKET YANG MENGGUNAKAN PROPELAN *CASE-BONDED*

Sutrisno

Peneliti Pusat Teknologi Roket, LAPAN

e-mail: strn.tyb@gmail.com

Diterima 9 Agustus 2011; Disetujui 29 November 2011

ABSTRACT

Liner material of case-bonded propellant rocket motor have been made by adding some filler to the liner material composition used in free standing rocket motor. The liner was manufactured by spinning method to the rocket motor tube. The case-bonded liner performance in radial burning rocket motor was analyzed using material characteristic test result combined with rocket motor burning mechanism and free standing rocket motor static test result. The case-bonded liner materials are superior to the free standing liner because it is lighter (18,94%) and have higher heat resistance (6,75%). The application of case-bonded liner for radial burning rocket motor using single configuration propellant will be safe because the heat of propellant combustion passed through the isolator materials before the rocket motor tube. Based on the analysis it is found that the case-bonded liner can be recommended to the radial burning rocket motor using single configuration propellant.

Keywords: *Liner, Free standing, Case-bonded*

ABSTRAK

Material *liner* yang akan digunakan pada motor roket dengan propelan *case-bonded* telah berhasil dibuat dengan menambahkan *filler* ke dalam komposisi *liner free standing*. Proses pembuatan *liner* dilakukan dengan metode *spinning* pada tabung motor roket. Kinerja *liner* pada motor roket *radial burning* yang menggunakan propelan *case-bonded* dikaji dan dianalisis. Analisis dilakukan berdasarkan data hasil uji karakteristik material, mekanisme pembakaran motor roket dan data hasil pengujian motor roket free standing yang pernah dilakukan. Material *liner case-bonded* yang dibuat lebih unggul dari pada *liner free standing* karena lebih ringan sebesar 18,94 % dan lebih tahan panas sebesar 6,75 %. Penggunaan material *liner case-bonded* pada motor roket yang menggunakan propelan berkonfigurasi tunggal dengan tipe *radial burning* akan aman karena panas pembakaran propelan melewati material isolator sebelum mengenai tabung motor roket. Berdasarkan analisis diperoleh bahwa *liner case-bonded* dapat direkomendasikan untuk digunakan pada motor roket radial burning dengan propelan berkonfigurasi tunggal.

Kata kunci: *Liner, Free standing, Case-bonded*

1 PENDAHULUAN

Dilihat dari cara pengisian propelannya, pada dasarnya roket yang menggunakan propelan padat terdiri dari dua tipe yaitu *cartridge-loaded* dan *case-bonded*. Pada tipe yang pertama, propelan dicetak secara terpisah meng-

gunakan cetakan propelan. Propelan yang dihasilkan diberi lapisan *thermal insulation* dan baru dimasukkan ke dalam tabung motor roket jika roket akan digunakan. Metode ini dikenal juga dengan motor roket *free-standing*. Tipe yang kedua (*case-bonded*), propelan

langsung dicetak ke dalam tabung motor roket yang sebelumnya telah diberi *thermal insulation* terlebih dahulu sehingga propelan tersebut terikat secara permanen didalamnya. Adapun metode yang digunakan oleh LAPAN selama ini merupakan perpaduan dari kedua tipe tersebut dimana propelan dicetak secara terpisah menggunakan tabung cetakan. Propelan yang dihasilkan dilapisi dengan *fiber cloth* sebagai *thermal protector* dan dimasukkan ke dalam tabung motor roket. Selanjutnya celah antara propelan dengan dinding tabung diisi dengan material *liner* membentuk sistem *thermal insulation* dan propelan terpasang secara permanen. Selanjutnya pada tulisan ini berdasarkan metode pembuatan propelannya yang terpisah maka motor roket yang dirancang bangun oleh LAPAN selama ini diistilahkan sebagai motor roket *free standing*.

Pada umumnya motor roket padat banyak yang dibuat menggunakan propelan *case-bonded* terutama untuk memproduksi roket secara masal atau yang berukuran besar. Dengan metode *case-bonded* pembuatan motor roket akan lebih efisien dan efektif. Teknologi ini belum dikuasai oleh LAPAN sehingga perlu dilakukan penelitian untuk menguasai teknologi ini. Salah satu tahap penting dalam pembuatan propelan dengan teknologi ini adalah pembuatan *thermal insulation* pada tabung motor roket. Secara umum sistem *thermal insulation* pada motor roket padat terdiri dari tiga bagian yaitu *liner*, *thermal protector* dan *inhibitor*. *Liner* berfungsi sebagai material yang merekatkan propelan dengan dinding tabung motor roket. *Thermal protector* berfungsi untuk menahan panas dari pembakaran propelan agar tidak merusak tabung motor roket. Adapun *inhibitor* berfungsi untuk menutupi bagian permukaan propelan yang tidak boleh terbakar sehingga berjalannya pembakaran propelan sesuai dengan yang direncanakan.

Material *liner*, *thermal protector* dan *inhibitor* pada roket padat harus memiliki

beberapa persyaratan yaitu secara kimia kompatibel dengan propelan, mampu merekatkan propelan dengan insulator maupun dinding tabung motor roket dengan baik, temperatur kerusakan tinggi dan densitas yang rendah serta konduktivitas termal yang rendah (Sutton, 2001). Epoksi telah digunakan sebagai *insulating material* pada liner dengan menambahkan beberapa *filler* seperti bubuk silika, karbon, titanium dioksida dan besi oksida yang disebut dengan nama *insuliner* pada roket *case-bonded* (Rogowski, et al., 1990). Dalam rangka meningkatkan daya rekat dan ketahanan panasnya, beberapa material *liner* berbasis HTPB dan CTPB telah diteliti dengan berbagai *filler* yang berisi oksalat dan karbonat (*coolant*), posfat dan kalogenat (*flame retardant*), zirconium oksida, titanium dioksida, dan aluminium oksida (*refractory*) (Rodic, 2007). Pengaruh aditif *carbon black* dan Sb_2O_3 sebagai *filler* pada sifat-sifat *liner* HTPB untuk propelan komposit *case-bonded* juga telah dipelajari dimana jumlah *filler* hingga 24% memberikan sifat-sifat *liner* yang menguntungkan (Navale, et al, 2004). Sementara itu beberapa *filler* oksida logam yang ditambahkan ke dalam material *liner* berbasis elastomer dapat berfungsi sebagai *activator* maupun *accelerator* sehingga mempercepat waktu *curing* (Harvey, et al, 2004). Adapun metode pembuatan *liner* pada motor roket padat dapat dilakukan dengan beberapa cara yaitu: pengecatan (*painting*), pelapisan (*coating*), penyemprotan (*spraying*), pencelupan (*dipping*) atau dengan penempelan lembaran (*gluing*) kepada propelan atau tabung motor roket (Giants, 1991).

Saat ini LAPAN sedang melakukan penelitian dan pengembangan pada pembuatan propelan dengan teknologi *case-bonded*. Sistem *thermal insulation* pada tabung motor roket yang menggunakan propelan *case-bonded* dibuat dari material *liner* yang sama seperti yang digunakan pada propelan *free standing* tetapi dimodifikasi dengan beberapa *filler* untuk meningkatkan

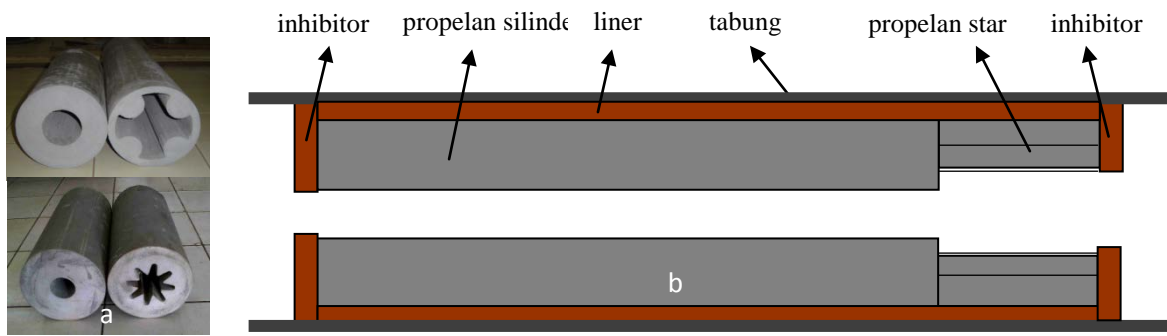
ketahanan panasnya. *Liner (insuliner)* pada motor roket dengan propelan *case-bonded* ini telah diperoleh dengan cara menambahkan *filler* pada komposisi *liner* yang berupa bubuk SiO_2 , ZnO dan Al_2O_3 . Metode pembuatan *liner* pada tabung motor roket dilakukan dengan cara memutar (*spinning*) tabung motor roket yang telah berisi komposisi *liner* selama 4 jam hingga memadat. Ketebalan *liner* diperoleh dengan mengatur jumlah material yang dimasukkan ke dalam tabung motor roket. Gambar 1-1a memperlihatkan mesin *spinning* pada pembuatan *liner case bonded* sedangkan *liner* yang dihasilkan ditunjukkan pada Gambar 1-1b.

Berdasarkan tipe pembakaran propelannya motor roket hasil rancang bangun LAPAN terdiri dari dua jenis yaitu pembakaran dari dalam (*radial burning*) dan pembakaran ujung (*cigarette burning*). Pembakaran propelan pada motor roket *radial burning* dimulai dari sepanjang permukaan bagian dalam menuju dinding tabung motor roket. Adapun pembakaran propelan *cigarette burning* dimulai dari bagian ujung propelan dekat nosel berjalan ke arah depan menuju bagian *cap*. *Liner* motor roket tipe *cigarette burning* memerlukan ketahanan panas yang jauh lebih baik

daripada tipe *radial burning* karena akan terpapar panas lebih lama. Oleh karena itu sebagai tahap awal penelitian *liner* untuk propelan *case bonded* ini hanya akan diterapkan pada motor roket tipe *radial burning*. Dalam rangka meningkatkan kinerja motor roket LAPAN juga sering menggunakan propelan yang berkonfigurasi ganda dimana ketebalan propelan untuk masing-masing konfigurasi sering tidak sama seperti ditunjukkan pada Gambar 1-2. Dalam hal ini bagian propelan yang mempunyai ketebalan lebih tipis akan lebih cepat habis sehingga lapisan *liner* di bagian ini akan tersentuh panas lebih awal dibandingkan dengan bagian propelan yang lebih tebal. Oleh karena itu perlu diperoleh gambaran terhadap kemampuan *liner case bonded* yang telah dihasilkan untuk motor roket tipe *radial burning* ini baik yang menggunakan propelan dengan konfigurasi tunggal maupun konfigurasi ganda. Tulisan ini membahas pembuatan dan pengujian karakteristik material *liner* serta analisis kinerjanya jika digunakan pada motor roket yang menggunakan propelan *case-bonded* dengan tipe pembakaran radial.



Gambar 1-1: a. Mesin *spinning* pembuatan *liner case bonded*, b. Hasil *liner case-bonded*



Gambar 1-2: a. Dua Propelan dengan konfigurasi ganda, b. Motor roket dengan propelan berkonfigurasi ganda

2 METODOLOGI

Penelitian ini dilakukan dengan metode sebagai berikut:

- Komposisi *liner* propelan *case-bonded* dibuat dengan menambahkan *filler* pada komposisi *liner* yang digunakan pada metode propelan *free standing* yang berbasis epoksi,
- *Filler* yang ditambahkan adalah beberapa senyawa untuk meningkatkan ketahanan panas dan mempercepat reaksi pematangan (*curing reaction*) yaitu berupa *carbon black*, silikon dioksida (SiO_2), seng oksida (ZnO) dan aluminium oksida (Al_2O_3),
- Jumlah *filler* yang ditambahkan didasarkan dari hasil percobaan yaitu komposisi yang memberikan viskositas campuran tidak lebih dari 300 *poise* dan menghasilkan kekerasan tidak lebih dari 50 *Shore A* (mengacu pada viskositas dan kekerasan *liner* propelan *free standing*) dan memberikan waktu *curing* paling cepat,
- Karakteristik material *liner* diuji untuk dibandingkan antara *liner* pada propelan *case-bonded* maupun *free standing* yang meliputi kekerasan, *densitas* dan ketahanan panas,
- Pembuatan material *liner case bonded* pada tabung motor roket dilakukan dengan metode *spinning* dimana tabung motor roket yang telah diberi campuran material *liner* diputar 1000 *rpm* selama 4 jam seperti tampak pada Gambar 1-1.
- Kinerja *liner* yang menggunakan motor roket *case-bonded* dengan propelan berkonfigurasi tunggal maupun ganda dikaji dan dianalisis dengan cara sebagai berikut:
 - Analisis kinerja *liner* dilakukan berdasarkan data karakteristik material *liner* yang dibuat, panas pembakaran propelan di ruang bakar dan mekanisme perambatan panas pada motor roket,
 - Tipe pembakaran propelan pada motor roket yang dianalisis adalah *radial burning* dimana pembakaran propelan berjalan serempak di sepanjang permukaan propelan bagian dalam menuju ke arah dinding tabung motor roket,
 - Laju bakar dari kedua jenis propelan pada motor roket yang menggunakan propelan berkonfigurasi ganda dianggap sama,
 - Data hasil uji statik beberapa motor roket yang menggunakan propelan *free standing* digunakan untuk melengkapi analisis.

3 DATA PERCOBAAN DAN ANALISIS KINERJA LINER CASE-BONDED

3.1 Pembuatan Material Liner

Dua jenis material *liner* dibuat dengan mencampurkan senyawa epoksi, *hardener* dan polisulfid (LP3) dengan perbandingan 1:2:1 (bagian berat) baik yang tanpa *filler* maupun yang menggunakan *filler*. *Filler* yang digunakan berupa bubuk yang terdiri dari *carbon*

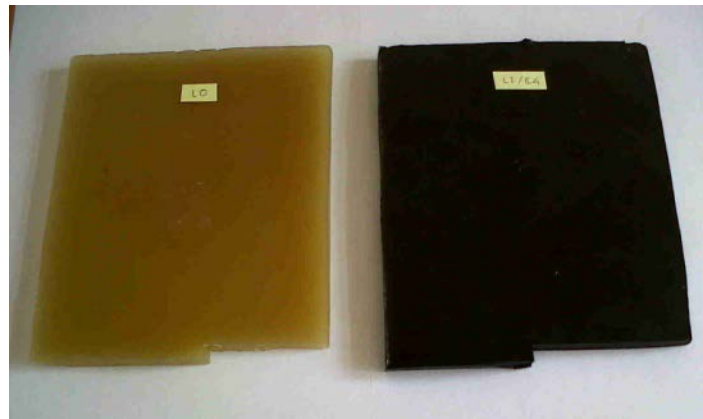
black, silikon dioksida (SiO_2), seng oksida (ZnO) dan aluminium oksida (Al_2O_3). Bubuk tersebut dihasilkan dari penggerusan dan pengayakan *filler* sehingga diperoleh hasil akhir dengan ukuran 170 *mesh*. Campuran diaduk menggunakan *mixer* dengan kecepatan pengadukan 60 *rpm* selama 5 menit. Hasil *slurry liner* dituang ke dalam cetakan aluminium berbentuk *slab* dengan ukuran kurang lebih 15 mm x 10 mm x 15 mm kemudian dibiarkan hingga memadat. Komposisi material *liner* yang dibuat seperti ditunjukkan dalam Tabel 3-1 sedangkan hasil akhir sampel *liner* yang dibuat diperlihatkan pada Gambar 3-1.

3.3 Uji Karakteristik *Liner*

Hasil material *liner* yang telah memadat dikeluarkan dari cetakan untuk diuji karakteristiknya. Karakteristik yang diuji adalah kekerasan yang diukur menggunakan Hardness Tester Tecklock Type GS-709N, densitas diukur menggunakan Densitometer AD-1653 dan ketahanan panas diuji dengan metode *loss weight* menggunakan DTG-60 (Simultaneous DTA-TG) Shimadzu pada pemanasan hingga 500°C dengan laju pemanasan $10^\circ\text{C}/\text{menit}$. Data hasil pengujian ditunjukkan pada Tabel 3-2. Kurva diagram hasil uji DTG material *liner* diperlihatkan pada Gambar 3-2.

Tabel 3-1: KOMPOSISI MATERIAL *LINER*

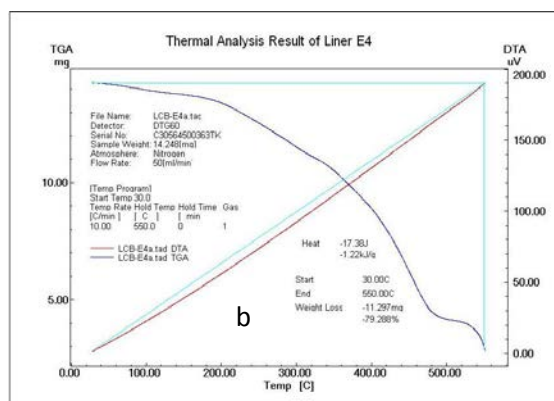
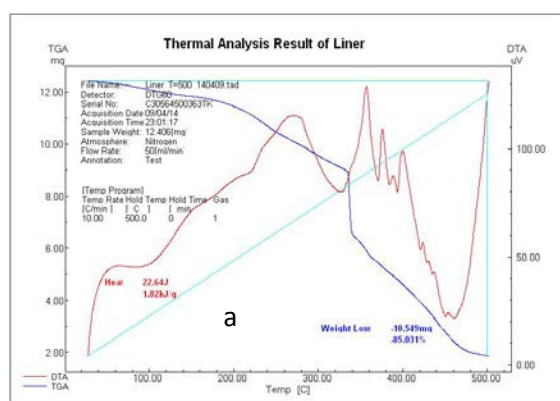
Sampel <i>Liner</i>	Jumlah <i>Filler</i> (phr)					Keterangan
	<i>Carbon black</i>	SiO_2	ZnO	Al_2O_3	Waktu <i>curing</i>	
<i>Liner</i> tanpa <i>filler</i> (L0)	-	-	-	-	16 jam	<i>Liner</i> untuk propelan <i>free standing</i>
<i>Liner</i> dengan <i>filler</i> (L1)	400	220	250	150	4 jam	<i>Liner</i> untuk propelan <i>case-bonded (insuliner)</i>



Gambar 3-1: Hasil akhir sampel *liner* L0 dan L1

Tabel 3-2: HASIL UJI KARAKTERISTIK MATERIAL *LINER*

Sampel <i>Liner</i>	Hasil Uji Karakteristik		
	Kekerasan (Shore A)	Densitas (gram / cc)	Loss weight (%)
<i>Liner</i> tanpa <i>filler</i> (L0)	30	1,156	85,031
<i>Liner</i> dengan <i>filler</i> (L1)(<i>Insuliner</i>)	50	0,937	79,288



Gambar 3-2:a.Kurva DTG Material *liner* L0, b. Kurva DTG Material *Liner* L1

3.3 Analisis Kinerja *Liner Case-Bonded*

Hasil uji karakteristik material *liner* memperlihatkan beberapa keunggulan bagi material *liner* untuk propelan *case-bonded*. Berdasarkan Tabel 3-2 material *liner* L1 mempunyai *densitas* yang lebih kecil dari pada material *liner* L0 dimana terjadi pengurangan berat sebesar 18,94 %. Hal ini menguntungkan karena suatu motor roket diharapkan mempunyai *loading density* sebesar-besarnya dengan kata lain selain propelan diupayakan agar mempunyai massa sekecil mungkin sehingga lebih efisien. Hasil uji ketahanan panas menggunakan DTG juga memperlihatkan keunggulan pada L1 karena memiliki *loss weight* yang lebih kecil yang berarti lebih tahan terhadap panas. Berdasarkan kurva DTG pada Gambar 3-2 terlihat bahwa material *liner* L0 menunjukkan ketahanan panas yang lebih rendah dimana terjadi penurunan berat yang drastis pada temperatur kurang lebih 340°C pada pemanasan tidak seperti material *liner* L1 dimana penurunan beratnya lebih kecil dan tidak drastis. Terlihat bahwa ketahanan panas material *liner case-bonded* lebih tinggi sebesar 6,75% dibanding material *liner free standing*. Ketahanan panas merupakan persyaratan penting pada sistem *thermal insulation* motor roket. Suatu *liner* diharapkan agar memiliki sifat yang lentur dan tidak mudah retak selama beban operasi roket. Kelenturan/kekenyalan material *liner* dapat diuji berdasarkan besarnya kuat tarik dan regangan putus. Makin besar kuat tarik

dan regangan putus berarti material tersebut semakin tangguh dan tidak mudah retak atau pecah. Penambahan *filler* pada suatu material akan meningkatkan kuat tarik tetapi menurunkan regangannya. Penurunan regangan pada material yang diuji tarik sejalan dengan peningkatan kekerasannya. Oleh karena itu untuk menjaga agar material tetap tangguh penambahan *filler* harus dibatasi. Kekerasan material *liner* diharapkan tidak melebihi 50 Shore A agar masih bersifat kenyal, ulet dan tidak mudah retak. *Liner* L1 mempunyai kekerasan yang lebih tinggi daripada L0 namun masih dalam batas toleransi. Berdasarkan hasil uji karakteristik tersebut dapat dikatakan bahwa secara umum material L1 (*insuliner*) lebih unggul dari pada L0 sehingga dapat dipertimbangkan sebagai material *liner* pada motor roket yang menggunakan propelan *case-bonded*.

Salah satu fungsi dari *liner* adalah untuk melindungi tabung motor roket agar tidak terkena panas melebihi temperatur yang diijinkan dimana untuk kebanyakan tabung baja adalah sekitar 550°C dan untuk material komposit sekitar 160°C (Sutton, 2001). Untuk motor roket yang menggunakan propelan tipe radial kondisi temperatur tabung tersebut masih bisa dipenuhi. Panas pembakaran propelan di dalam motor roket tipe *radial burning* akan merambat menuju dinding tabung melalui lapisan-lapisan material seperti ditunjukkan pada Gambar 3-3. Material propelan, *liner* dan *thermal protector fiber glass cloth* memiliki konduktivitas termal berturut-turut sebesar

0,8517 W/m°C, 0,2140 W/m°C dan 0,1186 W/m°C (diukur dengan alat Quick Thermal Conductivity Meter QTM-500) (Sutrisno, 2000). Material isolator yang baik adalah material yang mempunyai konduktivitas termal kurang dari 0,74 W/m°C (Holman, 1986). Hal ini berarti bahwa panas pembakaran propelan akan merambat menuju dinding tabung setelah melewati material isolator sehingga temperatur dinding tabung masih tetap terjaga dari kerusakan hingga propelan habis terbakar. Setelah propelan habis terbakar maka gas panas hasil pembakaran propelan sudah tidak menimbulkan tekanan di ruang bakar. Selanjutnya sisa panas tersebut akan diserap dan digunakan untuk merusak lapisan *liner* hingga akhirnya mengenai tabung tanpa menimbulkan kerusakan. Oleh karena itu penggunaan *liner case-bonded* bisa diharapkan dapat berfungsi dengan baik jika diterapkan pada motor roket *radial burning*. Pada motor roket yang menggunakan propelan *free standing* fungsi *thermal insulation*nya akan makin baik karena adanya *thermal protector* yang selain mempunyai konduktivitas termal rendah juga mempunyai ketahanan panas yang tinggi.

Pada motor roket yang menggunakan propelan berkonfigurasi ganda fungsi *liner case-bonded* ini menjadi kurang meyakinkan terutama ditinjau dari ketahanan termalnya. Pada motor roket ini panas pembakaran yang akan mengenai dinding tabung tidak secara bersamaan di sepanjang propelan karena tebal propelannya tidak sama seperti ditunjukkan pada Gambar 1-2. Bagian

propelan yang lebih tipis akan lebih dahulu habis terbakar sementara propelan yang lain masih berlangsung pembakaran dan masih menimbulkan panas serta tekanan ruang bakar yang tinggi. Selain itu berdasarkan data kegagalan pada pengujian motor roket *free standing* yang menggunakan propelan konfigurasi ganda terlihat bahwa lapisan *thermal protector* dan *liner* di bagian propelan yang mempunyai ketebalan lebih tipis telah habis terbakar sedangkan di bagian lain relatif lebih baik seperti diperlihatkan pada Gambar 3-4. Gambar ini menampilkan kegagalan motor roket RX 2428.01 yang gagal akibat disain sistem insulasi termal sebelum perbaikan (Gambar 3-4a) dan RX 2428.02 setelah perbaikan (Gambar 3-4b). Dari data tersebut terlihat bahwa material *liner* yang terpapar panas pembakaran propelan lebih awal habis terbakar sedangkannya setelah mengalami perbaikan *thermal protector* relatif utuh. Sementara itu pada bagian propelan yang lebih tebal, material *liner* relatif utuh dan tidak mengalami kerusakan yang berarti karena baru terpapar panas tinggi setelah propelan habis terbakar (Sutrisno, 2005). Berdasarkan hal ini *liner case-bonded* yang dibuat dari material dengan komposisi L1 dapat digunakan pada motor roket yang menggunakan propelan berkonfigurasi tunggal karena akan terpapar panas setelah propelan habis terbakar dan belum dapat diterapkan untuk motor roket yang menggunakan propelan dengan konfigurasi ganda terutama jika ketebalan kedua propelan berbeda jauh.



Gambar 3-3:Lapisan material pada motor roket *free standing* (a), dan *case-bonded* (b)



Gambar 3-4:Kegagalan Motor Roket saat diuji statik: RX 2428.01(a), dan RX 2428.02 (b)

4 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian dan pembahasan di atas dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Material *liner case-bonded (insuliner)* telah dapat dibuat menggunakan material dasar yang sama dengan *liner free standing* dengan menambahkan *filler* carbon black, SiO_2 , ZnO dan Al_2O_3 ,
- Berdasarkan karakteristik material yang diuji *liner case-bonded* lebih unggul dari pada *liner free standing*. Material *liner case-bonded* mempunyai densitas sebesar 0,937 gram/cc (lebih ringan sebesar 18,94 %) dan *loss weight* sebesar 79,288 % (lebih tahan panas sebesar 6,75%),
- Material *liner case-bonded* yang dibuat dapat digunakan untuk motor roket tipe *radial burning* yang menggunakan propelan berkonfigurasi tunggal karena lebih tahan panas dari pada *liner free standing* dan baru terpapar panas tinggi setelah propelan habis terbakar,
- *Liner case-bonded* yang dibuat dapat direkomendasikan untuk digunakan pada motor roket tipe *radial burning* yang menggunakan propelan berkonfigurasi tunggal sedangkan untuk propelan berkonfigurasi ganda dengan tebal propelan yang berbeda perlu dilakukan disain dan penelitian lebih lanjut.

UCAPAN TERIMAKASIH

Terimakasih kami sampaikan kepada Program Riset Insentif PKPP 2011 yang telah membiayai kegiatan penelitian ini. Selain itu juga kami sampaikan terimakasih kepada ibu Wiwiek Utami Dewi dan bapak Fathur Rahman yang tergabung dalam kegiatan penelitian untuk menguasai teknologi motor roket *case bonded* dan selalu berdiskusi secara intensif.

DAFTAR RUJUKAN

- Giants, T.W., 1991. "Case-bonded Liner Systems for Solid Rocket Motors", The Aerospace Corporation, El Segundo, California, USA, Corporation Report No. TR 0090 (5935-020).
- Harvey, et al., 2004. "Fiber - Reinforced Rocket Motor Insulation", US Patent, 6,691,502 B2.
- Holman, J.P., 1986. "Heat Transfer", sixth edition, Mc Graw-Hill, New York.
- Navale, et al., 2004, "Effect of Additives on Liner Properties of Case-Bonded Composite Propellants", High Energy Materials Research Laboratory, Pune-411 021, Defence Science Journal, Vol. 54, No. 3. DESIDOC.
- Rodic, Vesna, 2007. "Case-Bonded System for Composite Propellant", Scientific Technical Review, Vol.LVII, No.3-4.

- Rogowski, et al., 1990. *“Insulating Liner for Solid Rocket Motor Containing Vulcanizable elastomer and Bond Promotor which is a novolac Epoxy or Resole Treated Cellulose”*, <http://www.patentstorm.us/patents/4956397/description.html>, Download, 5 Desember 2010.
- Sutrisno, 2000. *“Penggunaan dan Karakterisasi Bahan Lapisan Penahan Panas pada Roket Padat”*, Jurnal Antariksa Nasional, Jan Nas, Vol. 1, Maret 200, LAPAN, Jakarta.
- Sutrisno, 2005. *“Analisis Kinerja Lapisan Penahan Panas pada Motor Roket RX 2428.02 Dengan Propelan Konfigurasi Ganda”*, Prosiding SIPTEKGAN IX, Vol. 1, ISBN 979-8554-90-6, Serpong, Jakarta.
- Sutton, P. George and Biblarz, Oscar, 2001. *“Rocket Propulsion Elements”*, 7th edition, John Wiley & Son, New York.