

ANALISIS BAGIAN KRITIS PADA PEMBUATAN SISTEM INSULASI TERMAL MOTOR ROKET LAPAN

Oleh :
Sutrisno*

Abstrak

Pembuatan sistem insulasi termal pada motor roket LAPAN yang disebut dengan proses liner merupakan rangkaian kegiatan mulai dari pembuatan inhibitor, pemotongan propelan, hingga pengecoran liner dan finishing. Beberapa kegagalan motor roket sering diakibatkan oleh kurang sempurnanya sistem penahan panas sehingga proses liner ini perlu dianalisis untuk menentukan bagian-bagian kritis yang berpotensi menyebabkan kegagalan motor roket. Data kegagalan beberapa motor roket yang pernah terjadi akibat proses liner dikumpulkan. Beban mekanik dan termal selama beroperasinya motor roket dibahas untuk mengevaluasi desain lapisan penahan panas yang dibuat. Selanjutnya proses liner ditinjau untuk dianalisis dikaitkan dengan modus kegagalan motor roket yang ada. Berdasarkan tinjauan dan analisis diperoleh bahwa pengecoran liner dan pengaturan posisi inhibitor di dalam tabung motor roket menjadi bagian paling kritis dari proses liner.

Kata kunci: liner, inhibitor, proses liner

Abstract

Liner process is a thermal insulation system manufacturing in LAPAN's rocket motor. It is a series of activities such as inhibitor manufacturing, propellant cutting, liner casting and finishing. Many rocket motors failed due to the failure in its thermal insulation system so it is necessary to analyze the liner process to find out the critical part. The rocket motor failures data caused by thermal insulation system was collected. Thermal insulation system design combined with the thermal and mechanical stress in rocket motor operation was evaluated. The liner process linked with the rocket motor failure modes were analyzed. Based on the analysis it is found that liner casting and inhibitor position setting in the rocket motor tube are the critical parts of the liner process.

Key words: liner, inhibitor, liner process

1. PENDAHULUAN

Temperatur gas yang dihasilkan dari pembakaran propelan pada roket padat dapat mencapai 2000 - 4000 K (Davenas, 1993) sehingga ruang bakarnya perlu dilapisi dengan material penahan panas (*insulating materials*) yang memadai. Guna memproteksi gas panas ini diperlukan material organik melalui suatu mekanisme dekomposisi endotermik yang dinamakan proteksi ablasi. Mekanisme pembakaran polimer padat akan melibatkan empat tahap, yaitu pemanasan polimer, dekomposisi, penyalan (*ignition*) dan pembakaran (*combustion*). Temperatur material proteksi akan meningkat secara konduksi hingga mencapai temperatur dekomposisi oleh proses pirolisis. Hal ini akan mengawali reaksi-reaksi kimia endotermis yang menghasilkan gas dan meninggalkan endapan jelaga (*char*). Setelah pirolisis berakhir, mekanisme penyerapan panas berhenti dan jelaga berpartisipasi sebagai material proteksi melalui konduksi dan radiasi. Material penahan panas memiliki konduktivitas termal (k) yang rendah dimana jika dikaitkan dengan waktu pembakaran propelan yang relatif singkat akan mampu menghambat pemanasan terhadap bagian-bagian yang diproteksi dengan cara konduksi.

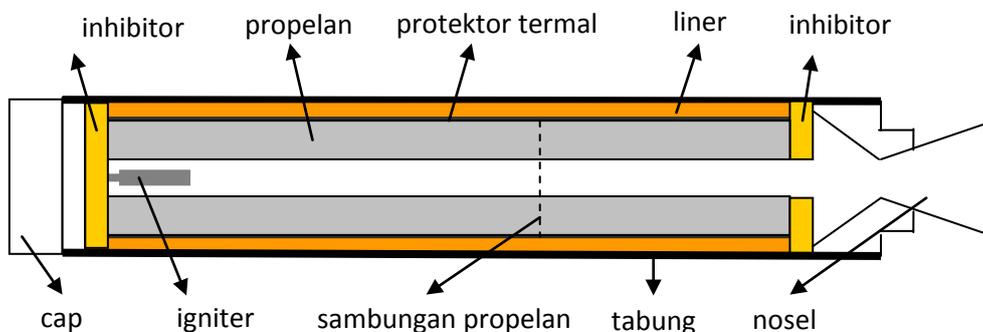
Material liner, insulator dan inhibitor pada roket padat harus memiliki beberapa persyaratan seperti (Sutton, 2001): secara kimia kompatibel dengan propelan, mampu merekatkan propelan dengan insulator maupun dinding tabung motor roket dengan baik, temperatur kerusakan tinggi dan densitas yang rendah. Adapun material insulator yang digunakan harus memenuhi persyaratan tahan erosi, tahan panas dan mempunyai konduktivitas termal rendah. Material insulator termal juga harus mampu menjaga agar temperatur bagian dalam dinding tabung motor roket tetap rendah yaitu 160⁰C hingga 350⁰C (untuk material non metal) dan 550⁰C hingga 950⁰C (untuk material baja). Selain itu material ini harus memiliki regangan (*strain*) yang cukup agar mampu menyesuaikan terhadap defleksi grain propelan akibat beban tekanan dan temperatur yang berulang. Inhibitor digunakan untuk

* Peneliti Bidang Propelan, Pusat Teknologi Roket, LAPAN

menutupi permukaan propelan yang tidak dikehendaki terjadinya pembakaran. Material ini dibuat dari material yang mirip dengan insulator termal. Metode penerapan material liner / insulator termal 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. Adapun proses pembuatan system insulasi termal di LAPAN dilakukan dengan melapisi propelan dengan protektor termal, memasukkan propelan ke dalam tabung motor roket, menutup bagian propelan dengan inhibitor dan akhirnya mengisi celah antara propelan dan dinding tabung dengan material liner.

Rancang bangun roket terdiri dari serangkaian proses kegiatan yang panjang. Kegiatan ini dimulai dari penentuan misi, perhitungan gaya dorong yang dibutuhkan, perancangan dan fabrikasi komponen motor roket dan muatan serta integrasi hingga pengoperasian roket. Motor roket yang merupakan komponen utama dari sistem penggerak roket terdiri dari tabung motor roket, propelan, cap, nosel, system insulasi termal (liner/inhibitor) dan igniter. Kegagalan motor roket sering terjadi dalam suatu misi pengoperasian roket. Terdapat tiga jenis kegagalan motor roket yaitu : motor roket tidak menyala, kerusakan di bagian struktur dan meledak. Pada jenis kegagalan yang pertama diakibatkan oleh gagalnya sistem igniter atau sistem firing. Kasus kegagalan yang kedua dapat diakibatkan oleh lemahnya bagian struktur motor roket terutama material yang digunakan dan perancangan maupun sistem penggabungan (*joint*) antar komponennya. Adapun penyebab kegagalan yang ketiga dimana roket meledak terjadi karena adanya cacat pada propelan yang berupa keropos atau retak serta cacat motor roket yang diakibatkan oleh proses perakitan yang kurang akurat. Terdapatnya keropos atau retak ini akan mengakibatkan luasan permukaan pembakaran propelan menjadi melebihi yang direncanakan. Makin luas permukaan propelan yang terbakar akan makin banyak gas yang dihasilkan selama pembakaran sehingga dalam waktu yang singkat tekanan ruang bakar menjadi sangat tinggi dimana roket dapat meledak.

Pembuatan motor roket dimulai dari fabrikasi komponen-komponennya seperti tabung motor roket, nosel, cap, propelan dan igniter. Tahap selanjutnya adalah pembuatan insulasi termal. Tahap terakhir pembuatan motor roket adalah perakitan (*assembling*) yang berupa penggabungan cap dan nosel dengan tabung motor roket yang telah berisi propelan dan lapisan penahan panas serta diakhiri dengan tahap pemasangan igniter. Sistem insulasi termal terdiri dari tiga jenis yaitu liner (terletak antara permukaan luar propelan dan bagian dalam tabung motor roket) , inhibitor (yang terletak antara ujung propelan dengan cap atau nosel) dan protektor termal. Proses pemasukan propelan dan pembuatan liner, pelapisan protektor termal maupun pemasangan inhibitor ke dalam tabung motor roket di LAPAN dinamakan dengan proses liner. Pada proses ini propelan dengan panjang tertentu dimasukkan ke dalam tabung motor roket pada posisi yang tertentu pula. Propelan padat yang difabrikasi umumnya mempunyai ukuran panjang yang terbatas sehingga untuk motor roket yang panjang perlu dilakukan penyambungan propelan. Posisi propelan dan inhibitor di dalam tabung motor roket juga harus tepat sesuai dengan dimensi bagian nosel atau cap yang masuk ke dalam tabung motor roket. Antara permukaan bagian dalam tabung dan permukaan bagian luar propelan diisi dengan material tahan panas yang berupa liner dengan cara pengecoran. Komponen motor roket LAPAN seperti diperlihatkan pada Gambar 1.1.



Gambar 1.1. Komponen Motor Roket LAPAN

Pekerjaan pemotongan dan penyambungan propelan, penempatan propelan di dalam tabung motor roket serta pengecoran liner merupakan kegiatan dari proses liner pada motor roket padat LAPAN. Proses liner merupakan kegiatan yang memerlukan ketelitian yang tinggi dan sangat berpotensi sebagai penyebab kegagalan pada pembuatan motor roket. Oleh karena itu perlu dilakukan peninjauan dan analisis bagian-bagian kritis pada proses liner ini agar dapat menjadikan perhatian pada proses pembuatan motor roket. Pada akhirnya diharapkan agar kemungkinan terjadinya kegagalan motor roket yang diakibatkan oleh kurang sempurnanya pembuatan sistem insulasi termal dapat dihindari.

Tulisan ini bertujuan untuk menganalisis proses liner pada roket LAPAN sehingga dapat mengetahui bagian-bagian kritis pada proses tersebut yang berpotensi menyebabkan kegagalan pada motor roket serta penanganannya. Selanjutnya dengan penanganan yang akurat dan hati-hati terhadap kegiatan pada bagian kritis tersebut diharapkan dapat menghindari kemungkinan terjadinya kegagalan motor roket yang diakibatkan oleh proses liner.

2. METODOLOGI

Guna mengetahui bagian-bagian kritis proses liner yang berpotensi sebagai penyebab terjadinya kegagalan motor roket LAPAN maka prinsip sistem insulasi termal pada motor roket perlu dipahami. Sistem insulasi termal yang terdiri dari liner, inhibitor dan protektor termal berfungsi melindungi permukaan bagian dalam dinding ruang bakar motor roket. Proses liner yang terdiri dari pengukuran dimensi komponen motor roket, pemotongan dan penyambungan propelan, pelapisan protektor termal, pemasukan propelan serta pengecoran liner ditinjau untuk dikaji.

Data tentang kegagalan beberapa motor roket yang pernah terjadi akibat proses liner dikumpulkan dan dibahas untuk dilakukan analisis penyebab terjadinya kegagalan tersebut. Beban mekanik dan termal selama beroperasinya motor roket dibahas untuk mengevaluasi disain sistem insulasi termal yang dibuat. Pada analisis ini tidak mempertimbangkan adanya cacat komponen motor seperti retak atau keropos karena sudah lolos uji radiografi (X Ray). Bagian-bagian kritis dari proses liner dicari dengan meninjau dan mengkaitkan antara disain yang dibuat dengan tahap-tahap proses liner yang dilakukan. Selanjutnya tahap proses pada bagian-bagian kritis tersebut disempurnakan untuk mengatasi kemungkinan kegagalan pada proses liner.

3. DATA DAN ANALISIS PROSES LINER

3.1. Proses Liner

Proses liner adalah proses pembuatan sistem insulasi termal yang melindungi permukaan bagian dalam ruang bakar motor roket. Bagian liner dan inhibitor pada motor roket LAPAN diperlihatkan pada Gambar 1.1. Pada dasarnya proses liner terdiri dari tujuh tahap kegiatan yaitu: persiapan, pembuatan inhibitor, pemotongan propelan, penyambungan propelan, pelapisan propelan dengan protektor termal, pemasukan propelan dan pengecoran liner, serta pengeringan dan finishing.

a. Persiapan

Persiapan pada proses liner adalah membersihkan tabung dari segala macam kotoran (*degreasing*) yang meliputi: pengamplasan, pencucian dengan larutan sabun, pembilasan dengan air bersih dan pengeringan. Selanjutnya dilakukan pengukuran terhadap dimensi tabung, meliputi: panjang, diameter dalam dan diameter luar serta penimbangan. Selain itu juga dilakukan pengukuran panjang bagian cap atau nosel yang masuk ke dalam tabung. Gambar 3.1 memperlihatkan pengukuran dimensi komponen motor roket .



Gambar 3.1. Pengukuran dimensi komponen motor roket.

b. Pembuatan inhibitor

Inhibitor dibuat dengan cetakan yang mempunyai diameter dalam sesuai dengan tabung motor roket yang digunakan. Inhibitor dibuat dari campuran epoxy, hardener dan LP3 dengan komposisi tertentu dan diaduk selama 5 menit. Ketebalan inhibitor diatur dengan cara menuangkan *slurry* inhibitor hingga batas ketinggian tertentu, selanjutnya didiamkan selama 24 jam hingga mengeras. Cetakan inhibitor dengan berbagai diameter dan inhibitor yang dihasilkan diperlihatkan pada Gambar 3.2.



Gambar 3.2. Inhibitor dengan berbagai ukuran dan cetaknya

c. Pemotongan propelan

Panjang propelan yang digunakan pada motor roket disesuaikan dengan mempertimbangkan panjang tabung, bagian nosel dan cap yang masuk tabung serta tebal inhibitor. Adapun panjang propelan tersebut dibuat dengan ketentuan sebagai berikut:

$$l_p = l_{tb} - (l_n + l_c) - (t_{icap} + t_{inosel})$$

dimana:

- l_p : panjang propelan
- l_{tb} : panjang tabung motor roket
- l_n : panjang bagian nosel yang masuk ke dalam tabung
- l_c : panjang bagian cap yang masuk ke dalam tabung
- t_{icap} : tebal inhibitor pada cap
- t_{inosel} : tebal inhibitor pada nosel

Pemotongan propelan dilakukan pada posisi horisontal dengan terlebih dahulu membuat garis potong menggunakan alat pemandu garis potong lingkaran. Gambar 3.3a memperlihatkan pengukuran dimensi propelan dan pembuatan garis potong lingkaran.

d. Penyambungan propelan

Pada motor-motor roket besar (diameter 150 mm atau lebih) yang menggunakan propelan lebih panjang maka harus dilakukan proses penyambungan propelan. Penyambungan ini dilakukan dengan merekatkan ujung kedua propelan yang akan disambung menggunakan adesif dari campuran epoxy dan sealant dengan komposisi tertentu dan diaduk selama 3 menit. Penggabungan propelan yang akan disambung dilakukan secara vertikal yang dipandu dengan mandril penyambung propelan dan menggunakan hoise. Kelurusan sambungan diperiksa menggunakan alat bantu *water level*. Sambungan dikeringkan selama 16 jam pada temperatur ruang. Gambar 3.3b memperlihatkan proses penyambungan dan pelapisan propelan.



Gambar 3.3: a. Pengukuran dimensi dan pembuatan garis potong lingkaran b. Penyambungan (kiri) dan pelapisan propelan (kanan)

e. Pelapisan propelan.

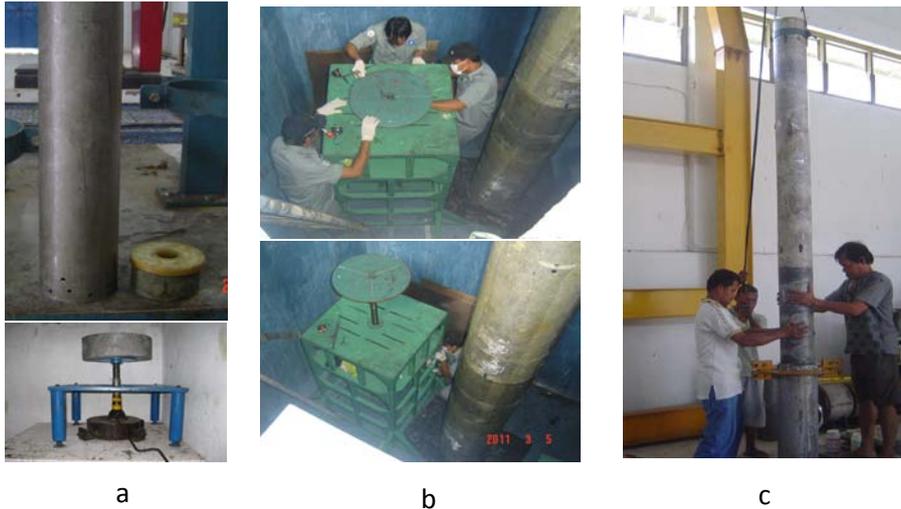
Permukaan bagian luar propelan dilapisi dengan material protektor termal yang berupa fiber glass cloth atau fiber carbon. Propelan yang telah dipotong dan disambung dilapisi dengan fiber cloth sebanyak 1 hingga 3 lapis dengan posisi vertikal. Pelapisan ini dilakukan dengan menggunakan adesif dari campuran epoxy dan hardener dengan komposisi tertentu. Banyaknya fiber cloth maupun adesif yang digunakan dicatat melalui penimbangan. Bagian luar propelan yang telah dilapisi fiber cloth ini dipasang *spacer liner* menggunakan adesif yang sama dengan pelapisan propelan selanjutnya didiamkan hingga 24 jam. *Spacer liner* dibuat dari material inhibitor yang dipotong dengan ukuran panjang: 2,5 cm lebar: 1 cm dengan ketebalan menyesuaikan diameter tabung motor roket. Adanya *spacer liner* ini diharapkan akan diperoleh ketebalan liner yang seragam di sepanjang tabung motor roket. Proses pelapisan propelan dapat dilihat pada Gambar 3.3b.

f. Pemasukan Propelan dan Pengecoran liner

Tabung motor roket ditempatkan pada posisi vertikal dengan bagian posisi cap di bawah. Posisi propelan dan inhibitor di dalam tabung motor roket diatur dengan menggunakan alat penyangga. Untuk roket berdiameter kecil (kurang dari 420 mm) pengaturan posisi tersebut dilakukan dengan membuat potongan propelan dengan ketinggian tertentu yang ditempatkan di atas penopang hidrolis. Adapun untuk roket berdiameter besar (420 mm ke atas) digunakan piringan baja yang dapat diatur posisinya secara ulir yang digerakkan menggunakan motor listrik. Pengatur posisi propelan dan inhibitor untuk roket kecil maupun besar ini diperlihatkan pada Gambar 3.4a dan 3.4b. Propelan yang telah dilapisi dengan protektor termal dan dipasang *spacer liner* diangkat ke atas menggunakan hoise. Permukaan ujung propelan bagian bawah dan permukaan inhibitor diolesi dengan adesif epoxy agar saling merekat dan tak ada celah selanjutnya propelan dimasukkan ke dalam tabung motor roket. Gambar 3.4c memperlihatkan cara pemasukan propelan ke dalam tabung motor roket. Selanjutnya celah antara bagian dalam tabung motor roket dengan propelan diisi material liner. Material liner ini dibuat dengan cara menuangkan campuran matriks liner epoxy dengan komposisi tertentu. Penuangan matriks liner dilakukan hingga batas posisi inhibitor bagian nosel. Bagian inhibitor dicor dengan material menggunakan komposisi inhibitor.

g. Pengeringan serta finishing

Setelah pengecoran liner dan pengecoran inhibitor bagian nosel selanjutnya dibiarkan pada temperature kamar selama 24 jam agar liner dan inhibitor nosel mengeras. Selanjutnya motor roket diangkat dan dibersihkan dari semua kotoran agar siap untuk dirakit dengan cap atau nosel.



Gambar 3.4: a. Pengatur posisi inhibitor roket kecil b. Pengatur posisi inhibitor roket besar c. Pemasukan propelan ke dalam tabung motor roket

3.2. Kegagalan Motor Roket Pada Sistem Insulasi Termal

Pada perkembangan penelitian roket di LAPAN telah terjadi beberapa kali kegagalan motor roket. Beberapa motor roket yang gagal ada yang diakibatkan oleh tidak berfungsinya sistem insulasi termal diantaranya adalah sebagai berikut:

a. Tabung motor robek di bagian cap atau nosel

Motor roket RX 1512.01 merupakan motor roket kelas diameter 150 mm disain pertama yang menggunakan material tabung tipis dengan kekuatan tinggi namun lemah jika terkena panas. Motor roket ini mengalami kegagalan pada saat uji statik pada 15 juli 2003 dimana tabung di bagian nosel robek. Roket RX 1512.02 merupakan roket dengan disain kedua yang menggunakan material yang sama dengan RX 1512.01. Motor roket ini juga mengalami kegagalan saat uji statik pada 29 Juli 2004 dimana tabung dibagian cap mengalami robek saat pengujian. Gambar 3.5. memperlihatkan robeknya motor roket di bagian nosel maupun cap.



Gambar 3.5 Kegagalan Motor Roket RX 1512.01 dan RX 1512.02

b. Tabung motor robek di bagian tengah.

Roket RX 1512.02.01 untuk pertama kali diuji terbang pada tanggal 6 September 2003. Setelah roket terbang dan pembakaran berlansung 3 detik roket tersebut meledak. Berdasarkan pengamatan terlihat adanya bagian tabung yang leleh yang mengindikasikan sebagai sumber kerusakan. Selanjutnya terdapat informasi adanya kekosongan liner yang dilaporkan setelah roket diterbangkan. Berdasarkan analisis terhadap data roket dan proses linernya dipastikan bahwa kekosongan tersebut sebagai penyebab kegagalan motor roket (Sutrisno, 2003). Gambar 3.6 memperlihatkan pecahnya tabung motor roket RX 1512.02.01.



Gambar 3.6. Roket RX 1512.02.01 robek di bagian tabung

c. Tabung motor roket pecah di bagian propelan wagon wheel pada motor roket dengan propelan konfigurasi ganda wagon wheel-silinder.

Motor roket RX 2428.01 telah diuji statik pada tanggal 30 Desember 2003. Motor roket ini menggunakan propelan konfigurasi ganda dimana di bagian dekat cap menggunakan propelan berkonfigurasi *wagon wheel* sedangkan dibagian lain silinder. Pada awalnya motor roket menyala dengan baik tetapi pada kurang lebih detik ke tujuh terjadi ledakan dimana ujung motor roket dekat bagian cap pecah. Setelah meledak propelan terus terbakar selama kurang lebih 20 detik. Liner dan protektor termal di bagian *wagon wheel* habis sedangkan di bagian silinder masih tersisa (lihat Gambar 3.7 a). Setelah mengalami perbaikan disain menjadi RX 2428.02, roket tersebut juga masih meledak saat diuji statik namun kegagalan ini diakibatkan oleh kesalahan *handling* roket seperti diperlihatkan pada Gambar 3.7b (Sutrisno, 2005).



Gambar 3.7 Motor roket meledak saat diuji statik: a) RX 2428.01 dan b) RX 2428.02

d. Roket meledak akibat kebocoran gas dari ruang bakar.

Pada tanggal 19 September 2006 roket RX 1515.01.01 diuji terbang di Pameungpeuk. Pada awalnya roket melesat keangkasa dengan mulus sesuai arah yang direncanakan. Namun pada detik ketiga setelah penyalaan, motor roket meledak diangkasa. Setelah terjadi ledakan roket dengan propelan yang masih terbakar terpental dan berputar-putar di udara. Berdasarkan analisis hasil rekaman video menggunakan *high speed camera* terlihat adanya kebocoran gas dari ruang bakar di bagian dekat cap sejak dari awal motor roket menyala seperti ditunjukkan pada Gambar 3.8 (Sutrisno, 2007)



Gambar 3.8. Roket RX 1515.01.01 mengalami kebocoran gas dari ruang bakar saat uji terbang.

3.3. Analisis Bagian Kritis Proses Liner

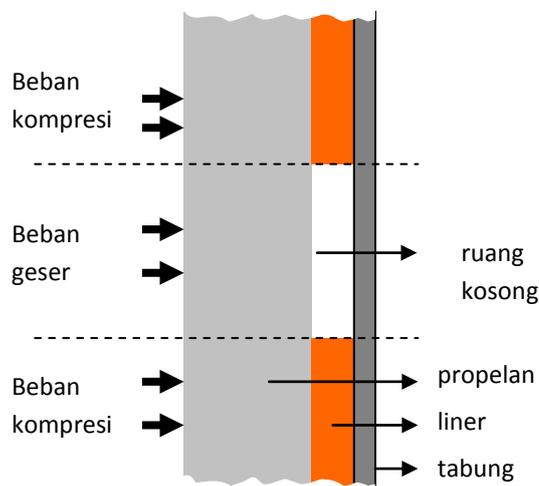
Sistem insulasi termal pada motor roket yang berupa liner, protektor termal dan inhibitor pada dasarnya dimaksudkan untuk melindungi struktur motor roket agar tidak mengalami kerusakan akibat panas pembakaran propelan. Pada pengoperasian motor roket material liner dan protektor termal akan terkena panas lebih dahulu sebelum mengenai struktur tabung. Energi panas ini akan diserap oleh material protektor termal maupun liner hingga mengalami kerusakan. Selanjutnya panas pembakaran yang masih tersisa diteruskan secara ke struktur tabung motor roket. Sisa panas pembakaran ini sudah jauh berkurang sehingga tidak merusakkan struktur motor roket tersebut. Adapun material inhibitor akan terkena panas dan dapat terbakar tetapi mempunyai laju pembakaran yang jauh lebih lambat dari pada propelan. Material ini digunakan untuk menutupi bagian permukaan propelan agar pembakarannya terjadi pada permukaan yang dikehendaki. Oleh karena itu pembuatan sistem insulasi termal pada motor roket harus menutupi seluruh permukaan bagian dalam ruang bakar motor roket dengan sempurna.

Berdasarkan data kegagalan motor roket yang diakibatkan oleh tidak sempurnanya sistem insulasi termal maka kegagalan tersebut dapat dikelompokkan menjadi tiga jenis yaitu terdapatnya celah antara inhibitor dengan cap atau nosel, kekosongan liner dan salah disain. Hasil pembakaran propelan menghasilkan fluida panas dengan temperatur 2000 - 4000⁰K dan tekanan ruang bakar 40-100 bar. Beban termal dan tekanan ini akan mengenai struktur motor roket ke segala arah termasuk tabung motor roket. Terdapatnya celah antara inhibitor dengan cap atau nosel ini dapat mengakibatkan gas panas tersebut menembus material tabung motor roket sehingga tidak mampu menahan beban. Pada motor roket yang menggunakan tabung dari material 17-7PH beban ini sangat kritis karena kekuatan tabung akan jauh berkurang pada kenaikan temperatur 500⁰C (Parker, 1967). Berdasarkan proses liner yang dilakukan terdapatnya celah bisa dimungkinkan.

Motor roket disusun oleh tabung yang didalamnya terdapat propelan, inhibitor, dan bagian cap atau nosel yang masuk ke dalam tabung tersebut. Motor roket disusun oleh tabung yang didalamnya terdapat propelan, inhibitor, dan bagian cap atau nosel yang masuk ke dalam tabung tersebut. Pada sepanjang motor roket terdapat propelan, inhibitor, cap dan nosel yang saling bersatu dengan tanpa adanya celah di antaranya (lihat Gambar 1.1). Kondisi ini dapat dipenuhi jika posisi propelan dan inhibitor tepat dan sesuai dengan ukurannya. Pada proses liner, posisi inhibitor di bagian cap diatur menggunakan penyangga seperti terlihat pada Gambar 3.4. Adapun tebal inhibitor di bagian nosel diatur melalui pengecoran *slurry* inhibitor yang belum mengeras hingga batas yang sudah ditentukan dan selanjutnya dikeringkan bersamaan dengan hasil pengecoran liner. Pembuatan inhibitor di bagian nosel ini dilakukan seperti pengecoran liner hanya komposisi inhibitor berbeda dengan liner. Guna membuat posisi inhibitor di bagian cap tepat dan tidak menimbulkan celah jika disatukan dengan cap sangat tergantung pada pengaturan posisi penyangga inhibitor yang digunakan. Pada roket-roket kecil

pengatur posisi inhibitor ini dilakukan dengan menggunakan propelan yang dipotong sesuai ukuran sedangkan pada roket besar menggunakan piring baja dengan posisi yang dapat diatur lewat ulir. Kedua pekerjaan ini sama-sama beresiko jika tidak dilakukan dengan sangat teliti karena berpotensi untuk terjadinya celah antara inhibitor dengan cap. Hal yang sama juga dapat terjadi pada inhibitor dengan nosel dimana ketebalan pengecoran material inhibitor menjadi faktor yang sangat penting untuk jadi perhatian. Gambar 3.5 dan 3.8 menunjukkan jenis kegagalan akibat terjadinya celah tersebut. Untuk menjamin tidak adanya celah maka tebal inhibitor dibuat lebih kearah bagian cap atau nosel. Selain itu inhibitor dikehendaki mempunyai kekerasan tidak melebihi 50 Shore A agar bersifat fleksibel dan lunak sehingga dapat dimampatkan. Kekerasan tersebut dipengaruhi oleh komposisi kimianya. Selanjutnya cap dan nosel dipasang pada posisinya sehingga inhibitor akan dapat termampatkan. Oleh karena itu inhibitor baik di cap atau nosel harus dipastikan agar terdapat kelebihan tebal yang dapat dimampatkan oleh cap atau nosel. Kelebihan tebal ini dapat berkisar antara 0,5 hingga 1 mm.

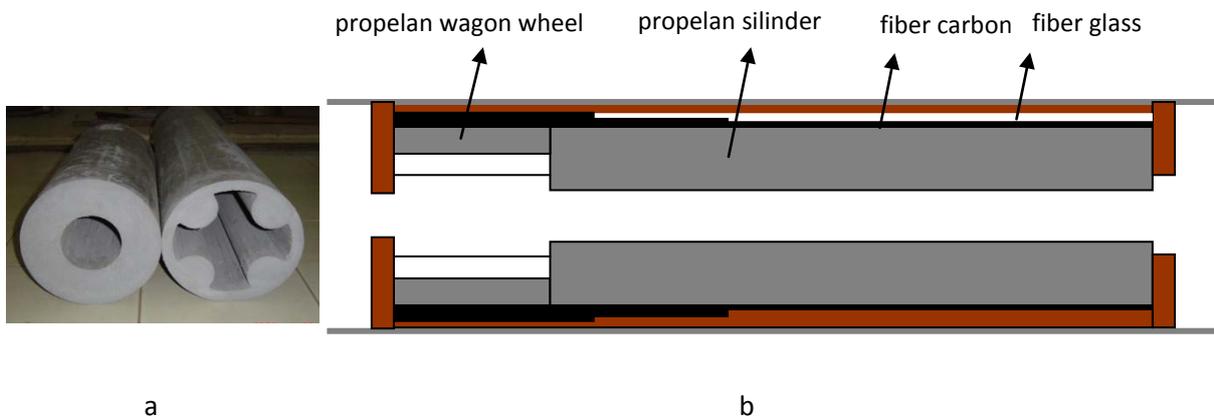
Proses pembuatan motor roket umumnya dilakukan secara *case bonded* dimana propelan langsung dicetak ke dalam tabung motor roket yang sudah dilapisi liner. Proses pembuatan liner untuk motor roket *case bonded* ini cukup sulit dan belum dikuasai oleh LAPAN sehingga pembuatan propelan dilakukan secara *free standing* sedangkan proses liner dilakukan seperti yang dipaparkan di atas. Pada proses tersebut liner dibuat dengan cara pengecoran *slurry* liner dengan komposisi dan viskositas kurang lebih 300 poise. Setelah didiamkan hingga 24 jam pada temperatur kamar material ini akan mengeras sekaligus merekatkan propelan dengan dinding tabung motor roket. Seluruh celah antara propelan dengan dinding tabung harus diisi dengan liner secara penuh. Cara pembuatan liner semacam ini sulit dilakukan jika celah tersebut terlalu sempit dan viskositas liner cukup tinggi.. Hal ini bisa mengakibatkan terjadinya kekosongan liner. Terdapatnya kekosongan liner akan berakibat fatal dimana bagian yang kosong tersebut akan memunculkan tegangan geser pada propelan akibat tekanan pembakaran dimana propelan dapat patah/robek oleh tegangan geser seperti ditunjukkan pada Gambar 3.9. Kondisi ini pernah terjadi pada kasus motor roket RX 1512.02.01 seperti ditunjukkan pada Gambar 3.6. Saat ini untuk menghindari kekosongan liner dilakukan dengan cara menambahkan pengencer (*diluents*) pada komposisi liner terutama untuk celah sempit. Dengan adanya diluent ini viskositas *slurry* liner bisa menurun dari kurang lebih 300 poise menjadi hanya 200 poise.



Gambar 3.9. Timbulnya tegangan geser akibat kekosongan liner

Pada motor roket yang menggunakan propelan berkonfigurasi ganda menggunakan dua macam propelan yang mempunyai tebal web berbeda sehingga diperlukan perancangan sistem protektor termal yang memadai. Protektor termal pada roket LAPAN adalah lapisan tahan panas yang berupa fiber glass cloth atau fiber carbon cloth. Protektor termal pada roket-roket LAPAN periode sebelumnya (yang hanya menggunakan propelan berkonfigurasi tunggal) dilapiskan disepanjang permukaan luar propelan sebanyak satu hingga dua lapis dan dapat berfungsi dengan baik. Namun penerapan disain protektor termal semacam ini tidak dapat diterapkan untuk motor roket yang menggunakan propelan dengan konfigurasi ganda. Sebagai contoh pada kasus motor roket RX

2428.01 dimana propelan yang digunakan berkonfigurasi *wagon wheel* dan silinder seperti ditunjukkan pada Gambar 3.10a. Motor roket ini gagal pada saat diuji statik dimana tabung pecah di bagian propelan berkonfigurasi *wagon wheel* dan lapisan penahan panas di bagian ini habis seperti ditunjukkan pada Gambar 3.7. Hal ini dapat dijelaskan bahwa pembakaran propelan akan bergerak kearah radial menuju dinding tabung motor roket dengan laju yang sama. Propelan dengan tebal web yang lebih tipis akan memerlukan waktu yang lebih singkat untuk habis terbakar. Pada motor roket RX 2428.01 propelan *wagon wheel* ditempatkan di bagian dekat cap sedang silinder di bagian dekat nosel. Rancangan motor roket semacam ini memerlukan protektor termal yang berbeda dibandingkan dengan motor roket yang berpropelan konfigurasi tunggal. Mestinya tabung di bagian propelan *wagon wheel* harus mendapat perlindungan panas yang lebih baik dari pada propelan silinder. Hal ini dapat diatasi dengan penggunaan lapisan fiber carbon dan jumlah lapisan yang lebih banyak (2 hingga 3 lapis). Disain ini ternyata telah terbukti dari hasil uji statik motor roket RX 2428.02 pada Desember 2004 dan RX 2428.03 pada 3 Maret 2005 (Tim Uji terbang, 2005). Disain lapisan penahan panas motor roket ini ditunjukkan pada Gambar 3.10b.



Gambar 3.10: a. Propelan berkonfigurasi silinder dan wagon wheel
b. Lapisan penahan panas RX 2428.03

4. KESIMPULAN

Berdasarkan analisis di atas dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Sistem insulasi termal yang pernah menyebabkan kegagalan motor roket LAPAN adalah adanya celah antara inhibitor dengan cap atau nosel, kekosongan liner dan salah disain.
- Proses liner pada motor roket terdiri dari tujuh tahap kegiatan berupa persiapan, pembuatan inhibitor, pemotongan propelan, penyambungan propelan, pelapisan propelan dengan protektor termal, pemasukan propelan dan pengecoran liner serta pengeringan dan finishing.
- Pengecoran liner dan pengaturan posisi inhibitor menjadi bagian paling kritis dari proses liner.
- Pada motor roket dengan ketebalan liner yang tipis perlu ditambahkan diluents pada komposisi liner hingga viskositasnya 200 poise agar mudah dalam pengecoran serta menghindari kekosongan liner.
- Inhibitor yang dibuat harus memiliki kekerasan tidak melebihi 50 Shore A dan dipastikan memiliki kelebihan tebal kearah cap atau nosel agar dapat dimampatkan pada saat perakitan motor roket.

DAFTAR PUSTAKA

- Davenas, Alain, *“Solid Rocket Propulsion Technology”*, 1st edition, Pergamon Press, Oxford, 1993.
- Parker, Earl R, *Materials Data Book for Engineers and Scientists*, Mc Graw-Hill Book Company, New York. 1967.
- Rogowski, et al, *“Insulating Liner for Solid Rocket Motor Containing Vulcanizable elastomer and Bond Promotor which ia a novolac Epoxy or Resole Treated Celluloce”*, <http://www.patentstorm.us/patents/4956397/description.html> , 1990. Download, 5 Desember 2010
- Sutton, P George and Biblarz, Oscar, *“Rocket Propulsion Elements”*, 7th edition, John Wiley & Son, New York. 2001.
- Sutrisno, *“Analisis Kemungkinan Kegagalan Liner Pada Roket RX 1512.01 Saat Uji Terbang”*, Prosiding Siptekgan VII , ISBN 979-8554-70-1, Serpong. 2003.
- Sutrisno, *“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. 2005.
- Sutrisno, *“Analisis Kegagalan Motor Roket Pada Uji terbang Roket RX 1515.01.01”*, Energi, Wahana dan muatan Antariksa, Massma Sikumbang PT, 2007, ISSN: 1829-9032. 2007.
- Tim Uji Terbang, *“Evaluasi Hasil Uji Terbang Roket”* , Pusat Teknologi Wahana Dirgantara-LAPAN. 2005.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Drs Sutrisno, MSi
Tempat & Tgl. Lahir : Boyolali, 26 Mei 1963
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Pustek Roket- LAPAN
NIP. / NIM. : 19630526 1990 01 1 001
Pangkat / Gol. Ruang : Pembina Tk I / IVb
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti Madya
Agama : Islam
Status Perkawinan : Kawin / 2 anak

DATA PENDIDIKAN

SLTA : Boyolali I Tahun: 1982
STRATA 1 (S.1) : Kimia -UGM Tahun: 1988
STRATA 2 (S.2) : Materials Science-UI Tahun: 1997

ALAMAT

Alamat Rumah : Komplek LAPAN RT 06 RW 04 Blok C.18 Rumpin- Bogor
HP. : 08121991863
Alamat Kantor / Instansi :
Telp. :
Email: strn.tyb@gmail.com

RIWAYAT PEKERJAAN:

- Staf Bidang Propelan – Pusat Propulsi dan Energetik –LAPAN (1990-1993)
- Peneliti Muda Bidang Komposisi Dasar Propelan dan Liner/Inhibitor (1994-2006)
- Kepala Bidang Propelan, Pusat Teknologi Wahana Dirgantara –LAPAN (2007-2011)
- Koordinator Program Roket Konversi LAPAN (2010- sekarang)
- Peneliti Madya Bidang Propelan, Pyroteknik dan Material Penahan Panas (2007- sekarang)

HASIL DISKUSI DALAM PELAKSANAAN SEMINAR

Pertanyaan:

Bpk. Setiadi (Pustekroket – LAPAN)

1. Pembuatan insulasi termal (proses liner) yang diceritakan hanya berlaku untuk motor roket LAPAN. Sebenarnya bagaimana pembuatan insulasi termal untuk motor roket pada umumnya?

Jawaban:

1. Umumnya pembuatan insulasi termal dilakukan berdasarkan proses pengisian propelan ke dalam motor roket. Ada dua macam metode pengisian propelan ke dalam motor roket yaitu *cartridge loaded (free standing)* dan *case bonded*. Pada metode *free standing*, propelan dibuat secara terpisah dari motor roket selanjutnya propelan tersebut diberi lapisan insulasi termal terlebih dahulu dan baru dimasukkan ke dalam tabung motor roket ketika roket akan digunakan bahkan dapat dilepas kembali jika tidak jadi digunakan. Pada metode *case bonded*, tabung motor roket diberi lapisan insulasi termal lebih dahulu baru propelan dicetak langsung ke dalam tabung motor roket tersebut secara permanen dan tidak bisa dilepas kembali. Adapun pengisian propelan ke dalam motor roket LAPAN dilakukan sebagai perpaduan dari kedua metode tersebut dimana propelan dibuat secara terpisah dari tabung motor roket. Propelan tersebut dilapisi dengan material protektor termal dan dimasukkan ke dalam tabung motor roket. Selanjutnya celah antara propelan dengan dinding tabung diisi dengan material liner sehingga propelan terikat secara permanen di dalam motor roket. Metode *free standing* biasanya digunakan untuk roket-roket berukuran kecil sedangkan untuk roket yang relatif besar digunakan metode *case bonded*. Metode yang terakhir ini belum diterapkan oleh LAPAN karena baru tahap penelitian.