

UPAYA MENGATASI KEGAGALAN LAPISAN PENAHAN PANAS PADA MOTOR ROKET RX 1512

Sutrisno
Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN

ABSTRACT

RX 1512 has been developed in LAPAN using a thin and light tube with a low temperature resistance. Hence the role of inhibitor and liner becomes very critical. Rocket motor failures during static and flight test indicated some problems in the design and manufacture of the liner and inhibitor. Analysis to these failures were conducted to improve its performance. These improvements include changes in material composition, its dimension and the method of assembling. The result of these improvements have been successfully applied to the RX 1512 motor rocket through static and flight test.

ABSTRAK

Roket RX 1512 telah dikembangkan LAPAN dan merupakan roket yang menggunakan material tabung tipis dan ringan tetapi mempunyai ketahanan temperatur yang rendah, sehingga lapisan penahan panas (liner/inhibitor) berperan sangat penting. Kegagalan motor roket pada uji statik dan uji terbang yang terjadi mengindikasikan akibat kegagalan liner/inhibitor. Penyebab kegagalan motor roket dianalisis untuk dicari perbaikannya. Perbaikan liner/inhibitor dilakukan baik berupa perubahan komposisi material, dimensi dan metode perakitan. Hasil Perbaikan liner/inhibitor telah dapat diaplikasikan pada motor roket RX1512 melalui uji statik maupun uji terbang dengan hasil yang meyakinkan.

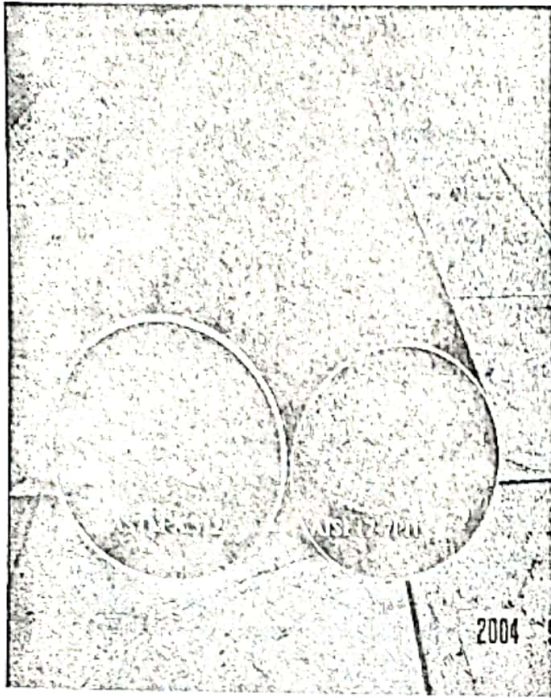
1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

RX 1512 adalah roket berdiameter 150 mm, generasi terbaru menggunakan motor roket paling ringan yang dikembangkan LAPAN saat ini. Dalam rangka meningkatkan kinerja motor roket maka telah digunakan tabung motor roket yang tipis tetapi kuat. Motor roket ini menggunakan tabung stainless steel jenis AISI 17-7PH. Ketebalan tabung motor roket ini hanya 1,27 mm sehingga jauh lebih ringan dibandingkan dengan tabung motor roket sekelas dari generasi sebelumnya yang mempunyai ketebalan 3 mm dari jenis ASTM A.312. Kedua

jenis tabung motor roket ini dapat dilihat pada Gambar 1-1. Sebenarnya material AISI 17-7 PH mempunyai kuat mekanik yang lebih tinggi (2,3 kali) dibandingkan dengan ASTM A.312 tetapi tidak tahan terhadap temperatur di atas 500°C (Parker, 1967). Berdasarkan hal ini lapisan penahan panas (liner/inhibitor) berperan sangat penting selama pembakaran motor roket.

Motor roket RX 1512 adalah motor roket berbahan bakar padat polibutadien-HTPB. Motor roket ini memiliki 7 (tujuh) komponen utama yang berupa tabung motor roket, cap, nosel, liner, inhibitor, propelan dan igniter seperti ditunjukkan pada Gambar 1-2.



Gambar 1-1: Dua jenis material tabung motor roket kelas diameter 150 mm

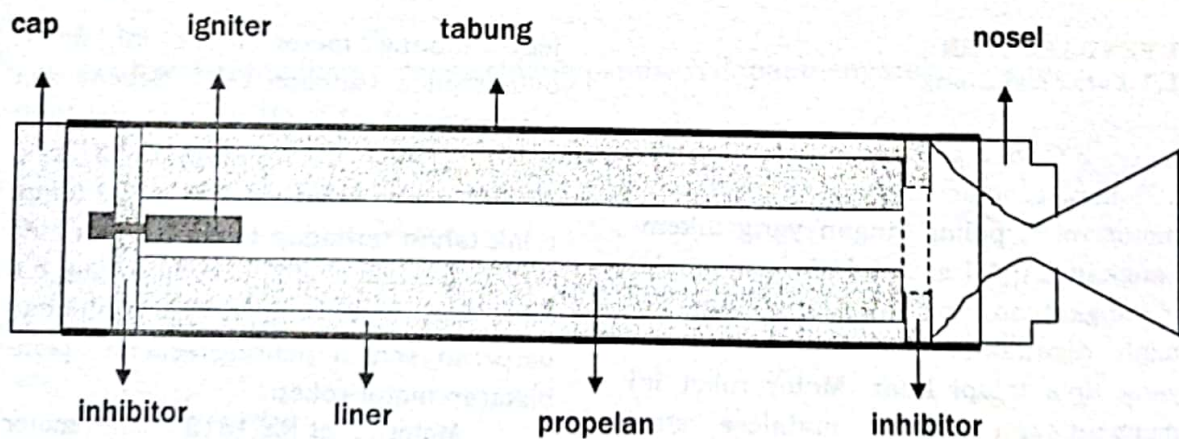
Beberapa kegagalan motor roket RX 1512 adalah pecahnya tabung motor roket dengan menunjukkan adanya bagian yang leleh akibat tertembus oleh panas pembakaran. Tiga kegagalan motor roket pada saat pengujian statik berupa robeknya tabung pada bagian pertemuan antara inhibitor dengan cap (1 kali) dan pada bagian pertemuan inhibitor dengan

nosel (2 kali). Adapun pada uji terbang motor roket gagal berupa pecahnya tabung di dekat cap. Analisis selanjutnya menunjukkan bahwa pecahnya tabung motor roket saat uji terbang diakibatkan oleh adanya bagian kosong yang tak terisi liner (Sutrisno, 2003). Jenis kegagalan motor roket yang terjadi tersebut dapat dilihat pada Gambar 1-3. Bagian yang rusak menunjukkan lapisan penahan panas tidak dapat berfungsi dengan baik dalam mengantisipasi panas yang ditimbulkan dari pembakaran propelan yang terjadi.

Berdasarkan kegagalan yang terjadi pada motor roket RX 1512, maka liner/inhibitor sebagai lapisan penahan panas ruang bakar perlu dilakukan penyempurnaan baik dari segi disain, komposisi, maupun metode perakitan.

1.2 Tujuan

Tulisan ini memaparkan upaya yang dilakukan untuk mengatasi kegagalan motor roket RX 1512 khususnya sistem lapisan penahan panas (liner/inhibitor). Upaya tersebut berupa perubahan komposisi material, disain dan metode perakitan liner/inhibitor pada motor roket.



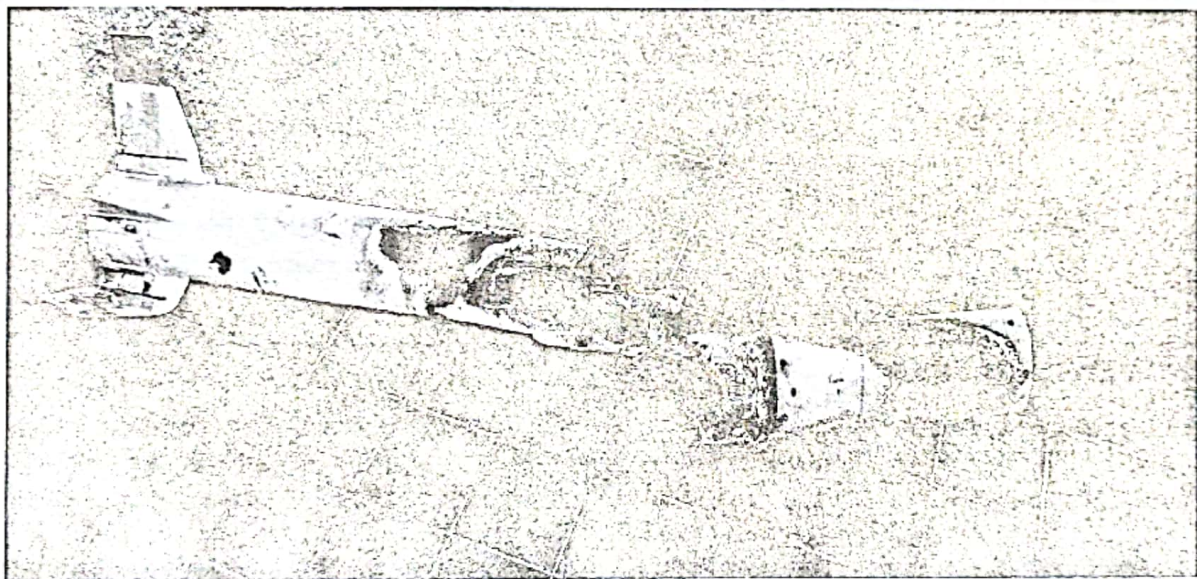
Gambar 1-2: Penampang motor roket RX 1512



(a)



(b)



(c)

Gambar 1-3: Kegagalan motor roket RX 1512

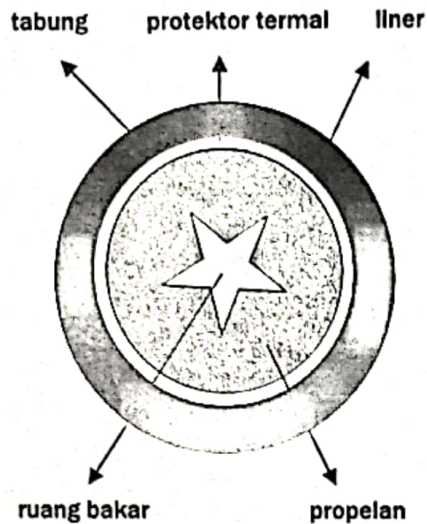
Keterangan:

- a : tabung motor roket robek di bagian cap pada uji statik
- b : tabung motor roket robek di bagian nosel pada uji statik
- c : tabung motor roket robek dekat bagian cap pada uji terbang

2 TEORI

RX 1512 adalah motor roket berbahan bakar padat polibutadien-HTPB. Motor roket ini menggunakan tipe *radial burning* di mana pembakaran propelan berawal dari permukaan dalam ruang bakar merambat menuju ke arah dinding tabung motor roket. Pembakaran propelan dalam motor roket akan menghasilkan sejumlah gas panas (2000–3500°C) (Davenas 1993) yang segera

diekspansikan dan dipercepat keluar melalui nosel untuk menimbulkan gaya dorong roket. Pada motor roket tipe *radial burning* panas pembakaran akan mengenai dinding ruang bakar setelah melewati lapisan propelan dan liner/inhibitor. Guna menambah kemampuan untuk mengantisipasi panas pembakaran lapisan liner ditambah material protektor termal berupa *fiber cloth*. Penampang pembakaran motor roket tipe *radial burning* ditunjukkan pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Penampang ruang bakar *radial burning*

Panas pembakaran propelan harus diproteksi dengan material liner/inhibitor dan protektor termal melalui mekanisme dekomposisi endotermis atau proteksi ablasi (Davenas, 1993). Panas pembakaran dimulai dari dalam permukaan ruang bakar sambil membakar propelan sampai habis. Selanjutnya sisa panas yang terjadi akan merambat keluar berturut-turut menembus dan terserap oleh protektor termal, liner dan akhirnya mengenai dinding tabung motor roket. Konduktivitas termal dari propelan, liner/inhibitor dan protektor termal berturut-turut sebesar $0,8517 \text{ W/m}^{\circ\text{C}}$, $0,2140 \text{ W/m}^{\circ\text{C}}$ dan $0,1186 \text{ W/m}^{\circ\text{C}}$ (diukur dengan alat *Quick Thermal Conductivity Meter QTM-500*) (Sutrisno, 2000). Material liner/inhibitor dan protektor termal tersebut tergolong sebagai isolator termal yang baik karena mempunyai konduktivitas termal yang kurang dari $0,74 \text{ W/m}^{\circ\text{C}}$ (Holman, 1986) bahkan material propelan juga masih tergolong sebagai isolator. Berdasarkan hal itu, dinding tabung motor roket cukup aman bekerja, apabila pembakaran propelan tipe radial berjalan sesuai dengan yang direncanakan.

3 METODOLOGI

Guna mengatasi kegagalan lapisan penahan panas yang terjadi pada motor roket RX 1512 dilakukan dengan cara seperti diuraikan berikut ini. Motor roket

yang mengalami kegagalan baik pada uji statik maupun uji terbang diamati. Pengamatan secara detail dilakukan untuk mengidentifikasi jenis dan posisi rusaknya bagian motor roket yang terjadi. Penyebab kegagalan lapisan penahan panas dianalisis untuk dicari perbaikannya. Posisi robeknya tabung, disain dan fabrikasi liner/inhibitor serta waktu terjadinya kegagalan saat penyalaan motor roket sangat penting digunakan untuk menganalisis kinerjanya. Data penelitian yang pernah dilakukan digunakan sebagai bahan tinjauan terhadap kinerja liner/inhibitor. Pendekatan analisis juga ditinjau dari mekanisme merambatnya panas yang dihasilkan oleh pembakaran propelan menuju dinding tabung ruang bakar. Penyempurnaan liner/inhibitor dilakukan baik berupa perubahan komposisi material, dimensi, dan metode perakitan. Hasil penyempurnaan liner/inhibitor pada motor roket RX 1512 yang telah dilakukan diuji kinerjanya baik melalui uji statik maupun uji terbang.

4 PERBAIKAN YANG DILAKUKAN DAN PEMBAHASAN

Secara umum berdasarkan pengamatan dan analisis terdapat dua jenis kegagalan liner/inhibitor yang terjadi pada motor roket RX 1512. Jenis kegagalan yang pertama diakibatkan oleh adanya celah antara inhibitor dengan cap atau nosel sehingga dapat ditembus oleh gas panas sebelum propelan habis terbakar (Gambar 1-3 a dan b). Jenis kegagalan kedua terjadi akibat adanya ruang kosong antara permukaan luar propelan dengan dinding tabung bagian dalam yang tak terisi liner (Sutrisno, 2003). Berdasarkan bentuk dan posisi robeknya tabung (3 cm dari posisi cap hingga 35 cm dari nosel seperti terlihat pada Gambar 1-3) menunjukkan bahwa lapisan penahan panas (liner) tidak berfungsi dengan baik. Terdapat bagian tabung yang mengalami leleh, sedangkan bagian lain robek akibat tekanan pembakaran. Dari data proses liner pada motor roket sebelum mengalami penyem-

Tabel 4-1: DATA PROSES LINER MOTOR ROKET RX 1512.01

| NO. | JENIS DATA | RX 1512.01 UJI STATIK I | RX 1512.01 UJI STATIK II | RX 1512.01 UJI TERBANG |
|-----|--|--|--|--|
| 1. | Propelan <ul style="list-style-type: none"> • Jenis • Konfigurasi grain • Diameter luar • Panjang • Berat • Kuat tarik • Regangan • Laju Pembakaran | <ul style="list-style-type: none"> • HTPB • Bintang tujuh • 140 mm • 1185 mm • 23,898 kg • 6,48 kg/cm² • 8,58 % • 0,7 cm/dt (pd 40 bar) | <ul style="list-style-type: none"> • HTPB • Bintang tujuh • 140 mm • 1190 mm • 24,400 kg • 6,48 kg/cm² • 8,58 % • 0,7 cm/dt (pd 40 bar) | <ul style="list-style-type: none"> • HTPB • Bintang tujuh • 140 mm • 1195 mm • 24,450 kg • 6,48 kg/cm² • 8,58 % • 0,7 cm/dt (pd 40 bar) |
| 2. | Liner/inhibitor <ul style="list-style-type: none"> • Jumlah lapisan fiber cloth • Tebal inhibitor nosel • Tebal inhibitor cap • Berat inhibitor cap • Berat matriks liner • Tebal liner total | <ul style="list-style-type: none"> • 2 lapis • 15 mm • 15 mm • 0,304 kg • 1,450 kg • 3 mm | <ul style="list-style-type: none"> • 1 lapis • 15 mm • 15 mm • 0,304 kg • 1,550 kg • 3 mm | <ul style="list-style-type: none"> • 1 lapis • 15 mm • 15 mm • 0,304 kg • 1,350 kg • 3 mm |

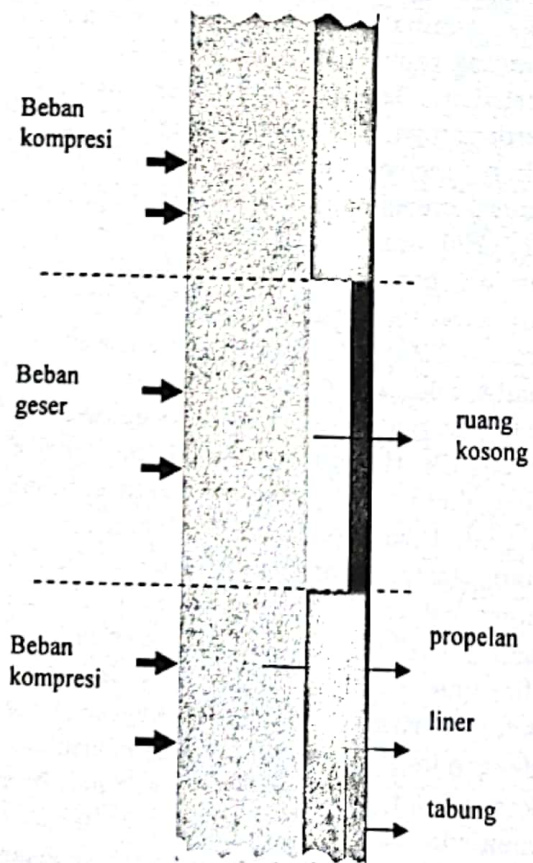
purnaan (RX 1512.01) yang digunakan untuk uji terbang diketahui pernah terjadi kesulitan proses karena ada gejala kekosongan liner. Hal ini lebih diyakinkan dengan laporan dari tim integrasi roket saat uji terbang yang mengetahui adanya kekosongan liner pada roket tersebut. Kekosongan ini diketahui dengan terdapatnya perbedaan suara jika permukaan luar tabung tempat terdapatnya propelan diketuk. Kejadian ini baru dilaporkan setelah uji terbang dilaksanakan. Berdasarkan data proses liner pada Tabel 4-1 terlihat bahwa jumlah matriks liner pada motor roket yang digunakan untuk uji terbang ini sedikit lebih kecil dari yang lain. Hal ini menambah keyakinan terhadap kemungkinan terjadinya kekosongan liner.

Pembakaran propelan yang dirancang adalah tipe *radial burning* di mana arah pembakaran dimulai dari permukaan bagian dalam propelan (ruang bakar) menuju dinding tabung setelah melewati beberapa lapisan seperti terlihat pada Gambar 2-1. Ledakan motor roket terjadi pada kurang lebih 3 detik setelah penyalaan propelan. Hal ini berarti panas

gas pembakaran propelan mengenai dinding tabung sebelum propelan habis terbakar. Sementara itu kemungkinan terdapatnya bagian liner yang kosong ini akan menyebabkan terjadinya retak (*crack*) propelan selama proses pembakaran. Hal ini dapat dijelaskan dengan uraian berikut ini. Tebal bagian web propelan pada motor roket RX 1512.01 adalah 3,2 cm. Laju pembakaran propelan pada tekanan 40 bar (sesuai dengan tekanan pada saat uji statik) adalah 0,7 cm/detik. Hal ini berarti selama 3 detik penyalaan tebal propelan masih sebesar 1,1 cm. Bagian propelan, protektor termal, dan liner akan memperoleh beban kompresi selama proses pembakaran propelan, di mana beban ini masih mampu diterima oleh bagian-bagian tersebut. Adanya ruang kosong di bagian liner dengan ketebalan ± 3 mm akan menyebabkan beban kompresi tersebut berubah menjadi beban geser seperti terlihat pada Gambar 4-1. Beban geser sebesar 40 bar yang berasal dari tekanan gas pembakaran tidak mampu ditahan oleh propelan setebal 1,1 cm yang memiliki kuat tarik sebesar 6,48 kg/cm² dan

elongasi yang hanya sebesar 8,58 %. Data besarnya regangan geser dari propelan belum diperoleh. Jika beban yang bekerja pada propelan tersebut berupa beban tarik maka propelan hanya mampu meregang (elongasi) sebesar $0,0858 \times 1,1 \text{ cm} = 0,09 \text{ cm} = 0,9 \text{ mm}$. Jadi adanya ruang kosong setebal $\pm 3 \text{ mm}$ beban tersebut akan menyebabkan patahnya propelan. Adapun untuk beban geser patahnya propelan tersebut akan lebih mudah terjadi. Adanya propelan yang patah akan mengakibatkan panas pembakaran dapat melewati celah patahan tersebut sehingga memperbesar tekanan gas pembakaran. Gas pembakaran propelan dengan tekanan dan temperatur tinggi ini mengakibatkan pecahnya tabung motor roket.

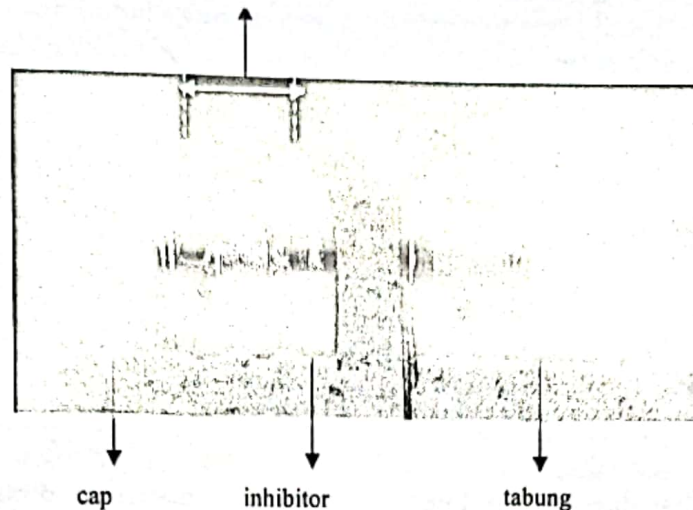
Pada bagian liner yang kosong ini tabung motor roket pecah karena beban tekanan pada temperatur tinggi (Gambar 1-3 c).



Gambar 4-1: Jenis beban yang bekerja pada propelan akibat kekosongan liner

Pada prinsipnya ruang pembakaran pada motor roket tidak diperbolehkan adanya celah yang dapat dilalui oleh gas pembakaran, kecuali nosel. Komponen propelan, inhibitor, cap, dan nosel ditemukan di dalam tabung motor roket, seperti, ditunjukkan pada Gambar 1-2 dan Gambar 4-2. Setiap pertemuan antara komponen-komponen tersebut tidak boleh ada celah sehingga harus mempunyai dimensi yang tepat. Celah antara inhibitor dengan cap atau nosel dapat terjadi jika pengukuran dimensi komponen-komponen motor roket tersebut tidak teliti. Cara penentuan dimensi seperti ini telah lama digunakan pada roket-roket generasi sebelumnya dan jarang menimbulkan masalah. Hal ini mungkin diakibatkan karena material tabung motor roket yang digunakan tidak terlalu kritis terhadap panas seperti pada RX 1512. Adapun untuk material tabung stainless steel AISI 17-7PH yang digunakan pada motor roket RX 1512 mempunyai sifat mekanik yang sangat rentan terhadap temperatur tinggi, sehingga memerlukan perlindungan panas yang sempurna. Guna memastikan tidak terdapatnya celah maka dimensi inhibitor pada motor roket RX 1512 dipertebal 2 mm. Selanjutnya kelebihan tebal inhibitor tersebut dimampatkan oleh cap maupun nosel dengan penekanan secara hidrolis hingga ketebalan inhibitor seperti dimensi semula. Pertemuan antara inhibitor dengan cap maupun nosel melalui cara penekanan hidrolis ini akan menjamin tidak terdapatnya celah pada pertemuan tersebut. Inhibitor yang digunakan selama ini mempunyai sifat yang agak rapuh, yaitu dapat pecah jika ditekuk atau ditekan. Agar dapat dimampatkan tanpa mengalami kerusakan (pecah) saat ditekan, maka inhibitor harus mempunyai sifat kenyal (tidak rapuh). Dalam hal ini telah dibuat inhibitor dengan komposisi baru. Tingkat kerapuhan inhibitor dapat diketahui dari uji kuat mekanik. Komposisi material inhibitor baru yang dibuat seperti disajikan pada Tabel 4-2.

Bagian cap yang masuk ke dalam tabung



Gambar 4-2: Susunan cap, inhibitor dan tabung motor roket

Tabel 4-2: MATERIAL INHIBITOR DENGAN KOMPOSISI BARU

| JENIS INHIBITOR | KOMPOSISI (BAG.BERAT) (EP:HARD:LP3) | SIFAT MEKANIK | | |
|-----------------|-------------------------------------|----------------------------------|--------------|---------------------|
| | | Kuat tarik (kg/cm ²) | Elongasi (%) | Kekerasan (Shore A) |
| Inhibitor lama | 1 : 1,5 : 1 | 11,4 | 40,0 | 58,0 |
| Inhibitor baru | 1 : 2 : 0,5 | 17,2 | 58,8 | 50,4 |

Dilihat dari sifat mekanik yang dimiliki terlihat bahwa inhibitor dengan komposisi baru lebih unggul, yaitu lebih kuat dan ulet karena memiliki kuat tarik dan elongasi yang lebih tinggi dan kekerasan yang lebih rendah yang berarti tidak rapuh. Secara visual inhibitor dengan komposisi baru ini tidak mudah retak/pecah jika ditekan atau ditekuk. Inhibitor dengan komposisi baru ini selanjutnya diaplikasikan pada motor roket RX 1512.02 untuk diketahui kinerjanya melalui pengujian motor roket.

Pada kegagalan liner yang kedua, adanya ruang kosong, diakibatkan karena dimensi ketebalan liner yang digunakan terlalu sempit. Tebal liner pada motor roket RX 1512.01 yang mengalami kegagalan ini hanya 3 mm sedangkan pada motor roket sekelas generasi sebelumnya mempunyai kisaran antara 6 mm hingga 8 mm. Metode

proses pembuatan liner dilakukan dengan cara memasukkan propelan ke dalam tabung motor roket terlebih dahulu. Selanjutnya bubur (*slurry*) liner yang masih encer dimasukkan dengan cara menuangkannya ke dalam ruang antara permukaan luar propelan dengan dinding tabung motor roket dengan gaya gravitasi. Akhirnya *slurry* liner yang sudah berada di dalam tabung motor roket tersebut dikeringkan selama 24 jam hingga akhirnya matang (memadat). Sempitnya ruang liner pada motor roket RX 1512.01 ini agak menyulitkan masuk-nya *slurry* tersebut. Pekerjaan yang kurang teliti dapat mengakibatkan terdapatnya ruang kosong yang belum terisi oleh liner. Keadaan ini diantisipasi dengan menambah ketebalan liner dari 3 mm menjadi 6,25 mm pada motor roket RX 1512.02. Perubahan dimensi liner ini dilakukan dengan cara mengurangi diameter luar propelan. Dengan dimensi

liner yang terakhir ini penuangan *slurry* liner ke dalam tabung motor roket menjadi lebih mudah.

Pada akhirnya penyempurnaan liner/inhibitor ini diaplikasikan ke dalam motor roket RX 1512.02 untuk mengetahui kinerjanya. Hingga saat ini motor roket RX 1512 telah sepuluh kali mengalami pengujian, yaitu 7 kali uji statik dan 3 kali uji terbang. Pada pengujian statik 3 kali mengalami kegagalan dan 4 kali berhasil, sedangkan pada uji terbang 1 kali gagal dan 2 kali berhasil. Sebagai penyebab dominan pada kegagalan motor roket yang terjadi menunjukkan akibat dari kinerja liner/inhibitor yang kurang baik. Prestasi motor roket RX 1512 dapat dilihat pada Tabel 4-3.

Dari Tabel 4-3 dapat diketahui bahwa perbaikan sistem lapisan penahan panas langsung dapat mengatasi terjadinya kegagalan. Meskipun telah diperbaiki, pada pengujian statik ke empat, motor roket masih mengalami kegagalan berupa robeknya tabung motor di dekat cap. Berdasarkan pengamatan

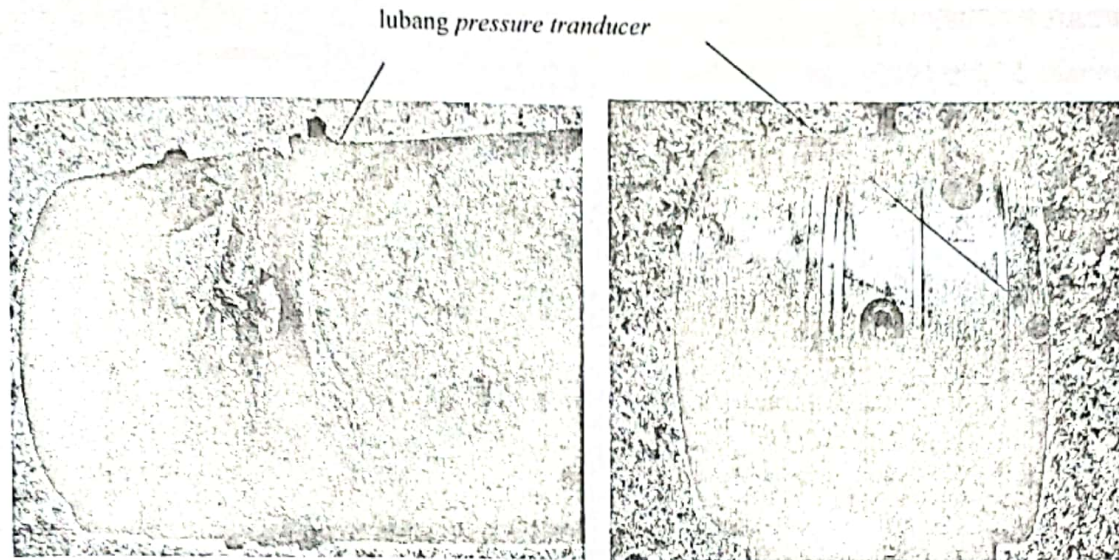
rusaknya motor roket ternyata kegagalan tersebut terjadi akibat adanya api yang menembus dinding motor roket melewati lubang *pressure transducer*. Selanjutnya robeknya motor roket menunjukkan pola yang simetris terhadap posisi lubang *pressure transducer*. Hal ini makin menguatkan dugaan bahwa api yang menembus dinding motor roket bersumber dari lubang *pressure transducer* tersebut. Lubang *pressure transducer* dibuat untuk menempatkan sensor tekanan agar dapat diketahui besarnya tekanan ruang pembakaran pada saat uji statik motor roket. Posisi lubang tersebut biasanya dibuat pada posisi tepat di tengah dinding cap bagian dalam, tetapi pada motor roket yang gagal tersebut posisi lubang terlalu mepet ke dinding (Gambar 4-3). Keadaan ini akan memungkinkan gas panas pembakaran yang meskipun sudah tidak dapat menembus celah antara cap dengan inhibitor tetapi mampu merobek dinding cap bagian dalam yang amat tipis.

Tabel 4-3: PRESTASI MOTOR ROKET RX 1512

| NO. | JENIS MOTOR ROKET* | JENIS PENGUJIAN | TANGGAL PENGUJIAN | KETERANGAN |
|-----|--------------------|---------------------|-------------------|-------------------------------|
| 1 | RX 1512.01 | Uji statik pertama | 15-7-2003 | Robek di bag. Inhibitor-nosel |
| 2 | RX 1512.01 | Uji statik kedua | 05-8-2003 | Berhasil |
| 3 | RX 1512.01 | Uji terbang pertama | 06-9-2003 | Tabung motor roket pecah |
| 4 | RX 1512.02 | Uji statik ketiga | 21-6-2004 | Berhasil |
| 5 | RX 1512.02 | Uji statik keempat | 29-7-2004 | Robek di bag. Inhibitor-cap |
| 6 | RX 1512.02 | Uji statik kelima | 12-8-2004 | Robek di bag.inhibitor-nosel |
| 7 | RX 1512.02 | Uji statik keenam | 09-9-2004 | Berhasil |
| 8 | RX 1512.02 | Uji terbang kedua | 30-9-2004 | Berhasil |
| 9 | RX 1512.02 | Uji statik ketujuh | 02-2-2005 | Berhasil |
| 10 | RX 1512.02 | Uji terbang ketiga | 02-6-2005 | Berhasil |

Keterangan:

* RX 1512.01 adalah motor roket yang belum mengalami perbaikan lapisan penahan panas
RX 1512.02 adalah motor roket yang telah mengalami perbaikan lapisan penahan panas



Gambar 4-3: Posisi lubang *pressure transducer* dan rusaknya motor roket pada uji statik keempat

Uji statik yang kelima kembali dilakukan dan ternyata masih mengalami kegagalan. Namun mirip dengan kejadian pada uji statik keempat yang juga akibat dari kurang telitinya fabrikasi. Kali ini fabrikasi nosel juga mengalami masalah di mana bagian ujung divergen nosel yang memang dirancang tipis tidak tertutup oleh lapisan grafit secara penuh. Hal ini mengakibatkan bagian ujung nosel yang bertemu dengan inhibitor tersebut terbakar dan akhirnya pada saat pembakaran motor roket berlangsung api menembus dinding tabung hingga robek. Selanjutnya uji statik keenam dilakukan dengan mengupayakan agar kejadian seperti pada uji statik keempat dan kelima tidak terjadi lagi. Hasilnya motor roket berjalan mulus sesuai rencana. Atas dasar ini motor roket RX-1512.02 berhasil diuji terbang yang kedua dan memberikan hasil yang memuaskan. Untuk menambah keyakinan kinerja motor roket RX 1512.02, maka dilakukan uji statik yang ketujuh dengan memberikan hasil yang cukup meyakinkan. Akhirnya kinerja motor roket RX 1512.02 semakin terbukti dengan berhasilnya uji terbang yang ketiga.

5 KESIMPULAN

Berdasarkan uraian di atas dapat disimpulkan hal-hal sebagai berikut.

- Ada dua jenis kegagalan liner/inhibitor pada motor roket RX 1512. Pertama berupa terjadinya celah antara inhibitor dengan cap atau nosel yang dapat ditembus oleh gas panas pembakaran motor roket, sedangkan jenis kedua akibat terjadinya kekosongan liner.
- Terjadinya celah antara inhibitor dengan cap maupun nosel dapat diatasi dengan tiga cara, yaitu perubahan komposisi material inhibitor, menambah ketebalan inhibitor sebesar 2 mm dan penyempurnaan metode perakitan motor roket dengan menggunakan tekanan secara hidrolis.
- Kegagalan akibat adanya kekosongan liner telah dapat di atasi dengan menambah ketebalan liner dari 3 mm menjadi 6,25 mm sehingga memudahkan proses liner.
- Motor roket RX 1512.01 telah mengalami perbaikan sistem lapisan penahan panas (liner/inhibitor) menjadi RX-1512.02 dan berhasil diuji statik dan uji terbang.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih penulis sampaikan kepada Tim Rekayasa Roket-Pusat Teknologi Wahana Dirgantara-LAPAN Tahun Dinas 2004-2005 yang telah memberi tanggapan dan masukannya sehingga karya ini terselesaikan.

DAFTAR RUJUKAN

- Davenas, Alain, 1993. *Solid Rocket Propulsion Technology*, 1st edition, Pergamon Press, Oxford.
- Holman, J. P., 1986. *Heat Transfer*, sixth edition, Mc Graw-Hill, New York.
- Landrock, Arthur H., 1983. *Handbook of Flammability and Combustion Toxicology*, Noyes Publications, New Jersey.
- Nakka, Richard, 2003. *Propellant Inhibitor Experiment*, Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site.
- Parker, Earl R., 1967. *Materials Data Book for Engineers and Scientists*, Mc Graw-Hill Book Company, New York.
- Sutrisno, 2003. *Analisis Kegagalan Liner Pada Roket RX 1512.01 Saat Uji Terbang*, Prosiding Siptekgan VII-2003, LAPAN, Jakarta.
- Sutrisno, 2000. *Penggunaan dan karakterisasi bahan lapisan penahan panas pada Roket padat*, Jurnal Antariksa Nasional, Jan Nas, Vol 1, Maret 2000, LAPAN, Jakarta.
- Sutton, George P and Ross, Donald M, 1976. *Rocket Propulsion Elements, An Introduction to The Engineering of Rockets*, 4th ed, John Wiley and Sons, New York.
- Turi, Edith A, 1981. *Thermal Characterization of Polymeric Materials*, United Kingdom Edition, Academic Press, Inc, London.