

PERANCANGAN MATERIAL KOMPOSIT UNTUK APLIKASI NOSE CONE RX450

(DESIGN OF COMPOSITE MATERIAL FOR APPLICATION OF RX450 NOSE CONE)

Wiwiek Utami Dewi

Pusat Teknologi Roket - LAPAN

Pos El : wiwiek.utami@lapan.go.id / wiwiekdewi@gmail.com

Abstrak

Roket RX450 diperkirakan akan bergerak dengan kecepatan mendekati 5 mach. Nose cone roket akan mengalami pemanasan aerodinamik selama roket terbang. Suhu nose cone diperkirakan akan mencapai suhu 500°C pada kecepatan 5 mach. Berdasarkan simulasi yang dilakukan oleh tim struktur, suhu 500°C bertahan sekitar 2,3 menit selama roket terbang. Oleh karena hal tersebut, perlu dilakukan perancangan material nose cone sehingga diperoleh material nose cone yang tahan dengan suasana terbang yang akan dilalui. Material perlindungan termal atau thermal barrier yang cocok digunakan pada nose cone adalah material yang tahan panas dengan laju ablasi yang rendah. Nose cone akan menggunakan material komposit karbon epoksi. Epoksi DGEBA (Diglisidil Eter Bisphenol A) dengan hardener aminopoliamida digunakan sebagai matriks polimer. Material nose cone menggunakan dua jenis reinforcement (penguat), yaitu : fiber carbon dan filler keramik. Filler keramik yang digunakan ada empat macam yaitu penolik (P), zirconia (Z), SiO₂ (S), carbon black (C) dan TiO₂ (T). Pengujian dilakukan pada berbagai properti material nose cone antara lain : viskositas dan pot life matriks, kekerasan, densitas, ketahanan termal dan laju ablasi. Hasil penelitian menunjukkan bahwa sampel nose cone C20T20 (fiber carbon-carbon black-titania-epoksi) sangat direkomendasikan sebagai material nose cone RX450.

Kata kunci: RX450, material nose cone , ketahanan termal, laju ablasi

Abstract

RX450 rocket approximately will fly with speed nearly 5 mach. Aerodynamic heating will heat up the nose cone tip during the flight. Nose cone temperature is expected to reach 500°C. According to the simulation held by structure team, the 500°C temperature will last about 2,3 minute during the flight. Heat resistant material with low ablation rate is needed as the thermal protection layer or thermal barrier on the nose cone . The design of the nose cone material has to be done to meet the requirement of the rocket during the flight. Nose cone will use carbon-epoxy composite material. DGEBA (Diglycidyl Ether of Bisphenol A) epoxy and amino polyamide hardener are used as the polymer matrix. Along with fiber carbon, ceramic fillers will be used as the reinforcement for polymer matrix. There are four fillers: penolik (P), zirconia (Z), SiO₂ (S), carbon black (C) and TiO₂ (T). Several test will be carried out on the nose cone sample: viscosity and matrix pot life, hardness, density, thermal resistant test and ablation rate test. The result shows that nose cone sample C20T20 (fiber carbon - carbon black – titania – epoxy) meet the requirement and is highly recommended to be the RX450 nose cone material.

Keywords: RX450, nose cone material, thermal resistant, ablation rate

1. PENDAHULUAN

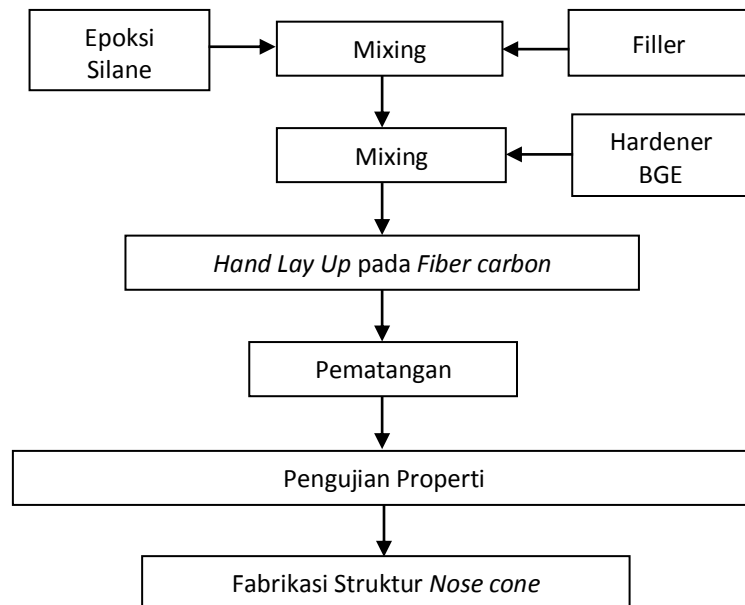
Saat ini klasifikasi material proteksi termal eksternal umumnya dibagi dua sistem yaitu, radiatif atau absorptif, tergantung pada metode yang dipilih untuk mendisipasi energi yang masuk (datang) [1]. Sistem absorptif dibagi menjadi *heat sink*, *film*, *transpirational cooling*, *ablative* dan *convective*. Sistem radiatif dipertimbangkan untuk aplikasi *lifting-body* dengan berbagai pengembangan pada pelapisan permukaan (*surface coating*) dan aditif material.

Sistem *heat sink* sangat mudah untuk dianalisa tetapi hanya dapat digunakan pada aplikasi tertentu. Material ablatif atau biasa disebut *charring-ablator*, sejauh ini merupakan material yang dipakai secara luas pada sistem proteksi termal [1]. Hal ini disebabkan oleh kinerja yang memuaskan, sederhana dan murah. Riset di bidang material ablatif juga sudah dilakukan secara ekstensif. Riset dilakukan untuk mendapatkan material ablatif dengan penggunaan spesifik. Material *nose cone* RX450 direncanakan akan menggunakan material ablatif fiber karbon epoksi seperti halnya material *nose cone* RX320 [2].

Berdasarkan hasil simulasi tim desain struktur, roket RX450 diperkirakan akan mencapai kecepatan maksimum 5 mach. Hal ini akan menyebabkan timbulnya panas akibat *aeroheating* pada daerah ujung *nose cone* hingga suhu 500°C. Suhu 500°C diperkirakan bertahan sekitar 2,3 menit selama roket terbang [3]. Material yang tahan panas dan memiliki laju ablasi yang rendah sangat dibutuhkan sebagai lapisan perlindungan termal atau *thermal barrier* pada *nose cone* [4]. Komposisi material ablatif fiber karbon epoksi akan direkayasa sehingga memenuhi spesifikasi bahan sebagaimana permintaan tim desain struktur yaitu antara lain : material yang tahan panas hingga suhu 500°C selama 2,3 menit, massa jenis rendah (kurang dari 1,5 gr/cm³), viskositas resin dibawah 500 poise (karena proses manufaktur masih manual hand lay-up), pot life lebih dari 1 jam. Riset ini diharapkan dapat memberikan rekomendasi dalam pemilihan material *nose cone* RX450.

2. METODOLOGI

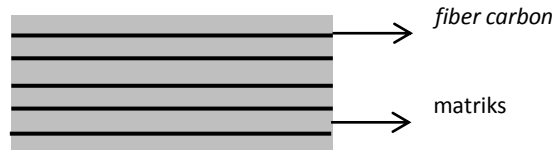
Perekayasaan material *nose cone* akan dilakukan seperti diagram alir berikut ini



Gambar 2-1 Diagram Alir Penelitian Material *Nose cone*

Perekayasaan material matriks *nose cone* dilakukan dengan bervariasi komposisi filler penguat pada matrix epoksi. Penggunaan filler pada matriks epoksi bertujuan untuk meningkatkan kekuatan dan ketahanan material terhadap panas ablasi yang terjadi akibat *aeroheating*. Epoksi yang digunakan berjenis DGEBA (Diglisidil Eter Bisphenol A) dengan hardener berjenis aminopoliamida. *Diluent* dari Butil Glisidil Eter (BGE) dan *bonding agent* (BA) dari Silane (organosilane 3-Aminopropiltriethoksi-silane / A-302). Filler penguat yang digunakan ada empat macam yaitu penolik (P), zirconia (Z), SiO₂ (S), *carbon black* (CB) dan TiO₂ (T). Serat *fiber carbon* (FC) digunakan sebagai *reinforcement* utama pada struktur *nose cone*. Penolik dan zirconia yang digunakan merupakan grade teknis. SiO₂ yang digunakan merupakan jenis *silica fume*. *Carbon black* yang digunakan merupakan jenis N330. Sementara itu TiO₂ yang digunakan merupakan grade p.a. Komposisi matrix (% berat) dibuat tetap yaitu epoksi 33,16%, hardener 33,16%, *diluent* BGE 6,63% dan silane *bonding agent* 0,53%. Fiber carbon yang digunakan pada proses *hand lay-up* adalah 5 lapis. Sampel material yang dibuat diberi kode P20T20, P20Z20, C20T20 dan S20T20. Komposisi filler per komponen pada masing-masing sampel adalah 20 phr atau 13,26%. Komposisi filler pada sampel sesuai dengan kode sampel.

Sample *nose cone* dibuat dengan membentuk lapisan komposit *hand lay-up* berukuran 8 x 8 cm. Matrix dan *fiber carbon* dibuat bertumpuk hingga lima lapis pada sebuah cetakan aluminium berukuran serupa. Bentuk susunan lapisan komposit sample *nose cone* terlihat seperti gambar 2-2.



Gambar 2-2 Penampang Sample *Nose Cone* [5]

Sebelum dikuaskan pada *fiber carbon*, matrix sample *nose cone* terlebih dahulu diukur viskositasnya menggunakan viscometer Rion VT-04. Sample kemudian dibiarkan matang pada suhu kamar hingga 24 jam. Sample *nose cone* kemudian menjalani pengujian kekerasan, densitas, ketahanan termal dan ablasi. Pengujian ketahanan termal (berat hilang) menggunakan alat DTG-TA60. Parameter operasi alat DTG-TA60 adalah sebagai berikut : temperatur operasi 30 - 900°C, atmosfer nitrogen berlaju alir 50 ml/menit, dan laju pemanasan 10°C/menit. Data akuisisi alat DTG-TA menggunakan bantuan software TA-60WS. Software ini memberikan kurva profil perubahan massa dan energi dari material secara *real time*. Data tersebut kemudian diolah dengan software TA60 sehingga menghasilkan nilai persen berat hilang. Sementara itu pengujian laju ablasi dilakukan dengan membakar sample *nose cone* pada nyala api gas asetilen yang bersuhu 1200-1300°C selama 35 detik. Laju ablasi merupakan prosentase berat yang hilang selama waktu pembakaran sampel *nose cone* .

$$\text{Laju Ablasi} = \frac{\left(\frac{\text{berat awal sampel} - \text{berat akhir sampel}}{\text{berat akhir sampel}} \right)}{\text{waktu pembakaran}} \times 100\%$$

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Material ablatif adalah polimer yang memiliki konduktivitas termal rendah yang akan terpirolisis (terdekomposisi melalui pemanasan pada suhu tinggi) secara perlahan lapis per lapis ketika permukaan material dipanaskan secara intens, meninggalkan lapisan material kerak yang tahan panas [6]. Pada penggunaan material ablatif, penelitian harus dilakukan terlebih dahulu karena tidak seperti logam, komposit (material ablatif) rentan untuk kehilangan kekuatan dan kekakuan pada suhu tinggi [4]. Ada tiga persyaratan yang harus dipenuhi sebuah material ablatif sebelum digunakan sebagai proteksi termal pada roket [7-8], yaitu :

- a. Memberikan perlindungan efektif terhadap beban termal. Bagian yang sedang dilindungi protektor termal harus selalu berada dibawah suhu maksimum tertentu yang dipersyaratkan.
- b. Mudah dicetak, mudah diproses secara mekanik dan memiliki kekuatan rekat yang baik pada bagian yang akan dilindungi.
- c. Tahan terhadap *flow deformation*. Flow deformation adalah perubahan / kerusakan yang ditimbulkan oleh aliran gas yang merupakan kombinasi dari gas berkecepatan dan bersuhu tinggi.

Sistem proteksi termal yang saat ini banyak dipakai adalah *charring* ablator [8]. Ablator biasanya terbuat dari resin termosetting homogen seperti penolik, epoksi, dan silikon, atau resin dengan filler organik seperti nilon, atau fiber refraktori seperti glass, karbon, dan grafit. Efektivitas ablator biasanya sebanding dengan densitas. Oleh karena itu penting untuk mengurangi densitas dan konduktivitas termal material ablatif dengan menambahkan mikrobalon (bola tabung kecil) berdiameter 40 micron yang terbuat dari resin penolik atau glass. Namun penambahan mikrobalon harus optimal karena akan menurunkan kekuatan *charr* [1].

Ketika resin organik dipanaskan, suhu meningkat hingga permukaan material mencapai suhu dimana material mulai terdekomposisi (terpirolisis) mengeluarkan produk gas, meninggalkan material berpori, dan residu karbon. Suhu pirolisis adalah fungsi dari tekanan lokal dan laju ablasi, dan umumnya rendah, dari suhu 500 K hingga 800 K [4]. Ketika pemanasan berlanjut, zona pirolisis mulai memasuki material dan dekomposisi terjadi di bawah permukaan. Produk gas berdifusi melalui kerak (*charr*) berpori ke permukaan, menyerap energi dari *charr* ketika *charr* mengalami dekomposisi atau *crack* lebih

lanjut. Produk gas akhirnya keluar dari batas sistem, ketika meraka berlaku sebagai transpirant, dan akan mengalami dekomposisi kimia lanjutan dengan gas pada batas sistem.

Zambaro pada tahun 2014 [7] menggunakan resin epoksi, penolik, poliester, dan lateks yang dicampur berbagai filler seperti TiO_2 , Al_2O_3 , mikrobalon penolik, dan penolik *microsphere*. Zambaro melakukan uji abrasi pada 22 komposisi material ablatif dengan menggunakan paparan panas dari obor butane selama 11,5 detik. Hasil penelitian menunjukkan bahwa campuran penolik *microsphere* memiliki kekuatan ablatif tertinggi namun memiliki densitas rendah.

Hasil pengujian pada sampel material *nose cone* RX450 disajikan pada Tabel 3-1 berikut.

Tabel 3-1 Karakteristik Material *Nose cone* RX450

Nama Sample	Viskositas	<i>Pot life</i>	Kekerasan	Densitas	Berat hilang	Laju Ablasi
	Poise	Menit	Shore A	gr/cm ³	%berat	%berat/detik
P20T20	180	45	95	1.124	88,665	0.627
P20Z20	150	40	95	1.084	89,002	0.922
C20T20	190	45	95	1.165	85,953	0.629
S20T20	400	30	95	1.173	78,697	0.588

Banyak hal yang menjadi pertimbangan pemilihan material *nose cone*. Pengujian viskositas dan waktu *pot life* dilakukan untuk mengetahui kemudahan proses (*processibility*) suatu material. Semakin tinggi viskositas dan makin singkat waktu *pot life* maka proses manufaktur komposit akan semakin sulit [9]. Sementara itu pengujian kekerasan dilakukan untuk mengetahui sifat mekanik material *nose cone*. Seharusnya juga dilakukan pengujian kuat tarik namun karena alat yang tersedia tidak memadai untuk dilakukan proses pengujian komposit karbon maka pengujian sifat mekanik hanya dilakukan dengan pengujian kekerasan. Pengujian ketahanan termal dilakukan untuk mengetahui ketahanan material *nose cone* terhadap panas. Ketahanan termal suatu polimer ditandai dengan, salah satunya, banyaknya berat yang hilang selama proses pemanasan (dekomposisi) [10-11]. Semakin kecil nilai berat hilang suatu polimer pada suhu tertentu maka ketahanan termalnya makin baik [12]. Pada pemilihan material *nose cone*, ketahanan termal dan laju abrasi yang rendah bukan syarat mutlak pemilihan karena kemudahan proses material juga menjadi poin penting.

Pada Tabel 3-1 tersaji karakteristik material *nose cone* hasil rekayasa. Berdasarkan Tabel 3-1, ketahanan termal dan ketahanan abrasi sampel P20Z20 paling rendah dari keempat sampel sedangkan S20T20 merupakan pilihan terbaik. S20T20 memiliki ketahanan termal terbaik dari keempat sampel. Walau memiliki karakteristik termal yang baik, S20T20 memiliki viskositas yang tinggi sehingga sulit diproses pada saat *hand lay-up*. Selain viskositas tinggi, S20T20 juga memiliki waktu *pot life* tersingkat daripada sampel lain. Waktu *pot life* yang terlalu cepat jelas sangat merugikan dalam proses manufaktur. Matriks komposit menjadi cepat mengeras sehingga proses manufaktur harus dilakukan secepat mungkin. Material *nose cone* diharapkan memiliki laju abrasi dibawah 0,36 %berat/detik, viskositas awal resin dibawah 500 poise dan *pot life* lebih dari 1 jam. Viskositas yang tinggi juga akan menyebabkan udara yang terperangkap pada matriks sulit keluar sehingga akan menciptakan gelembung udara pada komposit. Semakin tinggi viskositas resin maka semakin sulit mengalir/bergerak dan semakin sulit dibentuk pada *molding nose cone hand lay-up* sehingga kemungkinan terjadi udara yang terperangkap di dalam resin semakin besar. Mengingat proses *hand lay-up nose cone* belum menggunakan sistem vakum, kemungkinan terbentuknya poros pada matriks cukup besar. Semakin tinggi viskositas awal suatu matriks maka semakin rendah waktu *pot life*-nya. Akan lebih baik jika matriks yang dipilih memiliki viskositas lebih rendah. Terkait persyaratan waktu *pot life* yang dipersyaratkan harus lebih dari 1 jam. Tidak ada satupun dari keempat sampel yang memenuhi syarat

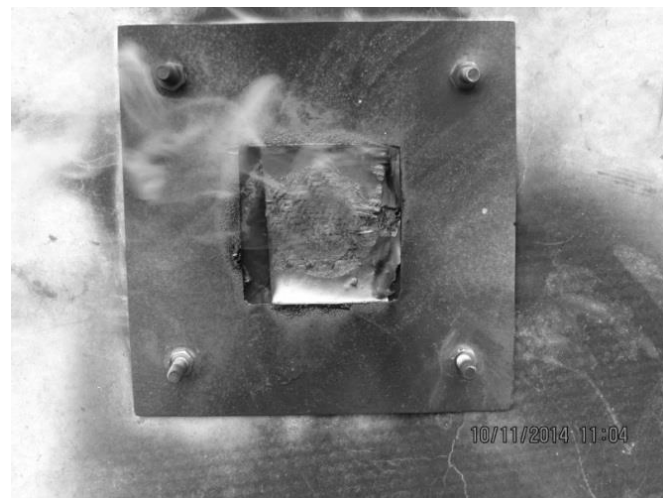
tersebut. *Pot life* terpanjang, 45 menit, terjadi pada material P20T20 dan C20T20. Sementara *pot life* terpendek, 30 menit, terjadi pada material S20T20.

Ukuran partikel silika yang sangat kecil mengakibatkan viskositas resin tinggi dan cepat mengental. SiO_2 hadir dalam berbagai macam produk, salah satunya yang dipakai pada penelitian ini adalah *precipitated silica* atau *white carbon* atau *hydrated silicone dioxide* atau *micro silica powder*. Rumus kimia produk silika ini adalah $\text{SiO}_2 \cdot x(\text{H}_2\text{O})$. Silika jenis ini merupakan agregat amorf dari partikel kecil, berpori, dengan luas permukaan spesifik yang tinggi. Ukuran partikel *micro silica powder* dapat mencapai 10 hingga 30 nm sementara agregatnya mencapai 30 hingga 150 nm [13]. Permukaan dari silika biasanya mengandung gugus silanol ($-\text{Si}-\text{O}-\text{H}$), *siloxane* ($-\text{Si}-\text{C}-\text{Si}-$), *silane* ($-\text{Si}-\text{H}$), silikon organik ($-\text{Si}-\text{O}-\text{R}$ atau $-\text{Si}-\text{C}-\text{R}$) atau dapat berupa anhidrat. *Micro silica powder* terbuat dari silika dengan diameter partikel sekitar $1\mu\text{m}$ dengan luas permukaan sekitar $160\text{-}200\text{ m}^2/\text{g}$. Bandingkan ukuran partikel silika dengan ukuran partikel *carbon black* N330 yang hanya 46 nm (luas permukaan $80\text{ m}^2/\text{g}$) serta TiO_2 dan zirconia yang hanya 0,3-0,5 micron. Ukuran partikelnya yang kecil dan terdapatnya gugus aktif pada struktur molekulnya membuat silika reaktif dan mudah bercampur dengan resin epoksi. Hal ini mengakibatkan waktu *pot life* lebih cepat karena proses pematangan matriks komposit menjadi lebih cepat.

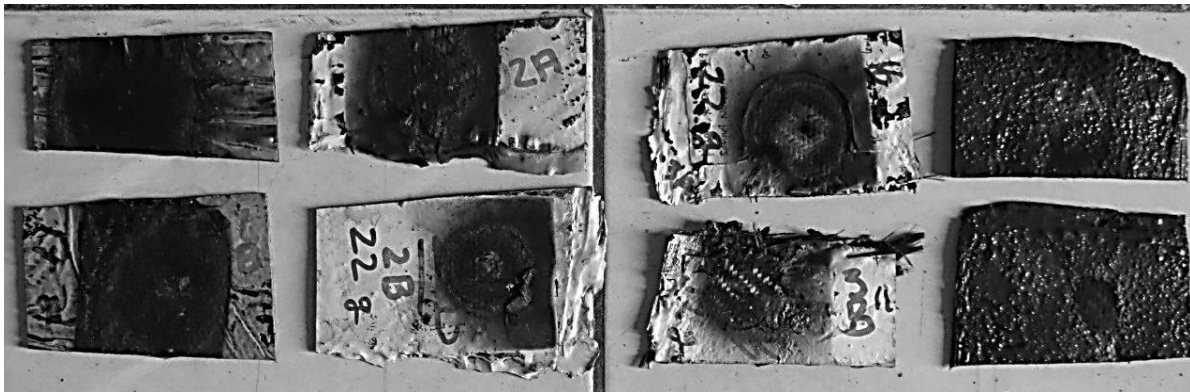
Pada Gambar 3-1 dan 3-2 disajikan proses pelaksanaan uji ablasi pada specimen *nose cone*. Nyala api asetilen diatur konstan pada suhu 500°C dengan memvariasikan bukaan *valve* gas asetilen dan oksigen. Kamera termal digunakan sebagai alat ukur suhu api asetilen. Api asetilen ditembak dengan tegak lurus (sudut 90°) terhadap sampel. Pada Gambar 3-3 disajikan foto beberapa potongan material *nose cone* pasca pengujian ablasi.



Gambar 3-1 Uji Ablasi [9]



Gambar 3-2 Penampakan Sampel Material *Nose cone* Pasca Uji Ablasi [9]



Gambar 3-3 Hasil Uji Ablasi Sampel *Nose cone* (Dari Kiri ke Kanan : [a] P20Z20, [b] P20T20, [c] S20T20 dan [d] C20T20) [9]

Selain data properti, penampakan sampel material *nose cone* pasca uji ablatasi menjadi poin utama proses pemilihan. Pada gambar 3-3 terlihat hasil pembakaran keempat sampel material *nose cone*. Sampel [a] P20Z20 mengalami kerusakan yang terparah dibandingkan ketiga sampel lain. Matriks komposit hilang seluruhnya, hanya menyisakan fiber carbon. Pada titik pusat pembakaran, fiber carbon bahkan berlubang cukup besar karena api asetilen membakar material hingga menembus fiber. Kondisi sample [b] P20T20 tidak separah sampel P20Z20 walau sama-sama berlubang di akhir pembakaran. Masih tersisa matriks pada sampel setelah pembakaran. Sample [c] S20T20 juga berlubang setelah melewati uji ablatasi namun lubang yang terbentuk hanya berada di titik pusat pembakaran. Sementara kondisi fiber carbon dan matriks di titik selain pusat pembakaran tidak mengalami kerusakan separah dua sampel sebelumnya. Berbeda dari sampel yang lain, sampel [d] C20T20 api tidak menimbulkan kerusakan hingga menembus fiber. Matriks C20T20 ketika dilakukan pembakaran membentuk jelaga/kerak/*char* yang tebal yang melindungi permukaan sehingga api tidak dapat menembus hingga ke sisi belakang sampel. Tidak terdapat lubang setelah proses pengujian selesai. Matriks yang sudah terbakar rontok ketika sampel ditarik dari stand pengujian. Bagian belakang sampel tidak mengalami kerusakan parah. Lapisan jelaga dari sisa pembakaran *carbon black* memiliki konduktivitas termal yang sangat rendah [6] mampu menghalangi api asetilen untuk menembus fiber carbon.

Oleh karena tidak ada diantara keempat sampel *nose cone* yang memenuhi persyaratan laju ablatasi kurang dari 0,36 %berat/detik maka pemilihan material *nose cone* ditentukan dari hasil observasi proses pengujian laju ablatasi. Hasil observasi menunjukkan bahwa material C20T20 memberikan hasil terbaik daripada ketiga sampel yang lain.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan karakteristik material hasil pengujian, pilihan material *nose cone* mengerucut menjadi dua opsi antara P20T20 dan C20T20. Kedua material memiliki karakteristik termal yang mirip, namun P20T20 memiliki viskositas matriks dan densitas lebih rendah daripada C20T20. Penampakan hasil uji ablatasi antara P20T20 dan C20T20 sangat berbeda seperti yang telah dipaparkan diatas dan terlihat pada gambar 3-3. Material P20T20 terbakar parah depan belakang (berlubang), sementara material C20T20 memiliki kerusakan yang paling minimal. Setelah mempertimbangkan sifat karakteristik material dan hasil observasi visual terhadap material hasil uji ablatasi P20T20 dan C20T20 maka diputuskan bahwa material C20T20 direkomendasikan sebagai material *nose cone* RX450.

5. SARAN

Keputusan penggunaan komposisi material *nose cone* tersebut selanjutnya akan diserahkan kepada *leader* dan *group leader*. Demi kelanjutan pengembangan riset, ada beberapa hal yang perlu diperhatikan antara lain : (1) Pembuatan sampel maupun fabrikasi *nose cone* tidak lagi menggunakan

hand lay up tapi menggunakan metode *vacuum infusion*, dan (2) Perlu ditambahkan sensor suhu (termokopel) pada bagian belakang sampel *nose cone* pada saat uji ablasi agar perambatan suhu terukur

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih ditujukan kepada Ibu Lilis Mariani (Kepala Bidang Teknologi Struktur dan Fabrikasi) dan Bapak Heru Supriyatno (Kepala Bidang Teknologi Propelan) yang telah memberikan dukungan dan kepercayaan kepada penulis untuk melaksanakan riset material *nose cone*. Terima kasih juga ditujukan kepada rekan perekayasa dan teknisi di Laboratorium Liner-Inhibitor Bidang Teknologi Propelan dan Bengkel Fabrikasi Bidang Teknologi Struktur & Mekanika yang telah membantu di laboratorium.

PERNYATAAN PENULIS

Isi makalah ini sepenuhnya merupakan tanggung jawab penulis

DAFTAR PUSTAKA

- 1) NASA Space Vehicle Design Criteria (Structures), 1968, *Entry Thermal Protection*, NASA SP-8014.
- 2) Dewi, Wiwiek U, 2014, *Perancangan Material Nose cone RX320*, Technical Note Perekayasa, Program Pengembangan Roket RX320.
- 3) Notulensi Rapat Group Leader Perekayasa, Juni 2014. Program Pengembangan Roket RX450.
- 4) Schmidt, L.D, 2009, *Ablation Materials*, Directorate of Material Processes, ASD.
- 5) Dewi, Wiwiek U, 2014, *Rencana Perekayasa Material Nose cone RX450*, Technical Note Perekayasa, Program Pengembangan Roket RX450.
- 6) Dewi, Wiwiek U, 2014, *Ringkasan Hasil Eksplorasi Literature Material Nose cone*, Technical Note Perekayasa, Program Pengembangan Roket RX450.
- 7) Zambaro, V.A., 2014, *Making an Ablative Nose cone for Supersonic Flight*, Peak of Flight Newsletter, USA.
- 8) Engineering Innovations. 2011. *Thermal Protection System of Space Shuttle*, USA, tersedia di www.nasa.gov, diakses bulan januari 2014.
- 9) Dewi, Wiwiek U, 2014, *Perancangan Material Nose cone RX450*, Technical Note Perekayasa, Program Pengembangan Roket RX450.
- 10) Urs Müller, 2007, "Lecture L03 B – Thermal Methods", Proceeding MC-RTN Nanochem Course.
- 11) Dewi, Wiwiek U, 2014, *Pengaruh Penambahan Kombinasi Filler SiO₂, Carbon Black dan TiO₂ Pada Sifat Termal Liner Epoksi Polisulfida Motor Roket Case Bonded*, Buku Hasil Penelitian dan Pemikiran Ilmiah Tentang Teknologi Pesawat Terbang Tanpa Awak, Roket, serta Satelit 2014, Hal 158-180, Rumpin.
- 12) Application Brief SII Nano Technology, 1981, *Heat Resistance of Polymers*, TA-No.13, Tokyo.
- 13) Patnaik, Pradyot, 2003, *Handbook of Inorganic Chemistry*, McGraw-Hill, New York.