

DESAIN DAN PEMBUATAN NOSEL DENGAN *BLAST TUBE* DENGAN METODE *SHRINK-FIT*

Robertus Heru Triharjanto, Lilis Mariani
Peneliti Bidang Struktur Mekanika, LAPAN

ABSTRACT

This paper presents the structural design, fabrication and testing of a rocket motor nozzle containing blast tube. A blast tube placed at the rocket motor nozzle is designed to provide safe space for tail-control electronics. Due to its geometric complexity, the structural components of the nozzle are segmented for the ease of fabrication. Graphite is chosen as the ablative material for the blast tube and nozzle. To incorporate the graphite into the outer housing structures, shrink-fit method is utilized. Fiber Glass cloth is used as outer thermal protector for blast tube and nozzle, since the outer casing is predicted to be too hot for some electronic components, whose casing made of plastic. Hydrostatic pressure test is conducted to get the maximum burst pressures for the blast tube. Static firing test is performed to validate the propulsion design and to test the structural integrity of the nozzle. The result shows that the blast tube able to withstand the pressure and temperature. Minor modification on the nozzle divergent part, however, needs to be done to avoid detachment of graphite, which happens during the static test.

Keywords: *Rocket, Design, Structure, Thermal*

ABSTRAK

Malakah ini membahas tentang desain struktur, pembuatan dan pengujian nosel roket yang menggunakan blast tube. *Blast tube* ditempatkan pada nosel motor roket untuk memberikan ruang yang aman bagi komponen elektronik kendali yang berada di ekor roket. Karena geometrinya kompleks, komponen-komponen struktur dari nosel dibagi menjadi beberapa bagian. Grafit dipilih sebagai bahan ablatif untuk *blast tube* dan nosel. Metode *shrink-fit* digunakan untuk menyatukan grafit dengan struktur logamnya. Anyaman serat kaca digunakan untuk bahan insulasi pada bagian luar *blast tube* dan nosel, karena diperkirakan suhunya masih terlalu panas untuk komponen elektronik sistem kendali yang terbuat dari plastik. Uji tekanan hidrostatis dilakukan untuk melihat tekanan maksimum yang bisa ditahan *blast tube*. Uji penyalaan statik dilakukan untuk memvalidasi desain propulsi dan melihat apakah struktur nosel dapat bertahan seperti prediksi. Hasil test menunjukkan bahwa *blast tube* dapat menahan tekanan dan suhu selama penyalaan. Namun, modifikasi perlu dilakukan di bagian divergen untuk menghindari terlepasnya grafit, seperti yang terjadi saat uji statik.

Kata kunci: *Roket, Desain, Struktur, Termal*

1 PENDAHULUAN

LAPAN telah mengembangkan roket kendali berdiameter 100 mm dengan menggunakan sistem kendali *canard*. Salah satu keuntungan penggunaan sistem kendali ini adalah peralatan elektronik sistem kendali yang terletak di bagian depan roket sehingga

pengaturan komponen motor roket (tabung motor dan nosel) konvensional bisa digunakan. Walaupun demikian sistem kendali *canard* mempunyai kekurangan dengan kemungkinan terganggunya aliran udara pada sirip akibat aliran buangan (*vorteks*) *canard* pada sudut serang yang besar sehingga

dapat menurunkan kinerja kendali guling (*roll control*) dan menginduksi momen guling yang besar. Juga karena letak *canard* berada di depan titik pusat gravitasi roket, *kanard* dapat menyebabkan ketidakstabilan. Dimana, untuk mengatasi hal tersebut diperlukan sirip yang lebih besar untuk menstabilkan roket.

Oleh karena itu akan dikembangkan oleh LAPAN roket dengan sistem kendali sirip (*tail control*) sebagai sistem kendali alternatif, sebagaimana yang banyak dipakai pada rudal-rudal komersil saat ini. Sistem kendali sirip mempunyai kelebihan-kelebihan seperti rendahnya torsi aktuator, induksi momen guling yang rendah, tetap efektif pada sudut serang yang besar.

Pada sistem kendali sirip untuk memudahkan jalannya perintah kendali roket sebaiknya instrumentasi sistem kendali diletakkan di belakang dekat sirip roket. Tetapi hal demikian akan menyebabkan perpindahan titik pusat gravitasi berat ke belakang sehingga dekat dengan titik pusat tekanan aerodinamik, terlebih saat propelan motor roket habis terbakar. Hal ini harus diwaspadai karena dapat mengganggu kestabilan roket saat terbang akibat berkurangnya statik margin roket. Selain itu ruangan yang tersedia di sekitar nosel roket biasanya sangat sempit.

Untuk mengatasi kedua masalah tersebut di atas dibutuhkan suatu pipa penyambung yang mengalirkan gas panas bertekanan hasil pembakaran propelan dari tabung motor ke bagian *throat* dan divergen nosel. Pipa tersebut didesain berukuran kecil untuk memberikan cukup ruangan bagi sistem kendali serta dapat menjaga pergerakan letak titik pusat gravitasi roket saat terbang. Pipa penyambung tersebut dikenal sebagai *blast tube*.

Struktur *blast tube* biasanya terdiri dari tiga bagian yaitu lapisan pelindung panas luar, tabung yang terbuat dari logam atau bahan komposit dan lapisan pelindung panas dalam.

Struktur *blast tube* diharapkan mempunyai sifat antara lain tidak terlalu besar, ringan namun kuat terhadap beban mekanik, termal dan abrasi.

Karena di dalam *blast tube* akan dialirkan gas panas hasil pembakaran propelan motor roket dengan suhu 3000°C dan bertekanan sekitar 65 kg/cm^2 maka diperlukan struktur *blast tube* yang terbuat dari material yang mempunyai karakteristik mekanik dan termal yang baik. Lapisan pelindung panas dalam *blast tube* juga harus tahan abrasi dari gas panas tersebut.

Material ablatif yang sering digunakan untuk motor roket di antaranya adalah silica-phenolic, asbestos, grafit dan serat karbon. Struktur luar *blast tube* sebaiknya juga diberi lapisan pelindung panas untuk menjaga agar suhu dalam ruangan instrumentasi sistem kendali tidak melebihi 50°C yang merupakan batas suhu maksimum operasional alat-alat elektronik pada umumnya. Lapisan pelindung luar yang terbuat dari material elastomer atau komposit juga dapat berfungsi sebagai peredam rambatan getaran akibat penyalaan motor roket sehingga dapat melindungi rangkaian elektronik sistem kendali yang ada.



Gambar 1-1: *Blast tube* nosel dan motor dari roket SAM Rapier

Perhitungan sistem propulsi untuk menentukan kontur dalam *blast tube* dan geometri nosel pertama-tama ditentukan oleh konstrain volume instrumentasi kendali yang dibutuhkan. Berdasarkan beban propulsi yang bekerja ditentukan jenis material dan dimensi struktur *blast tube* dan nosel beserta insulator dalam dan luarnya. Selanjutnya dilakukan analisis dan pengujian mekanik dan *thermal blast tube*.

2 TEORI BLAST TUBE METODE SHRINK-FIT

Dalam fabrikasi *blast tube* khususnya lapisan pelindung panas bagian dalam digunakan metode *shrink fit* karena dinilai unggul dalam hal biaya, tingkat kesulitan dalam proses fabrikasi, waktu pengerjaan dan kinerja. Tujuan dari pembuatan *blast tube* dengan metode *shrink fit* yaitu melapisi bagian dalam pipa logam dengan material grafit tipis yang bersifat getas, berkakuan tinggi namun tahan suhu tinggi dan berkoefisien hantar panas yang rendah. Adapun konsep fabrikasi *blast tube* dan insulator bagian dalam dengan metode ini sebagai berikut:

- Diameter dalam pipa logam dibuat sedikit lebih kecil dari diameter luar grafit. Kemudian, pipa logam dipanaskan hingga diameter dalamnya membesar melebihi diameter luar grafit.
- Bagian luar grafit dilapisi tipis dengan epoksi, lalu dimasukkan ke dalam pipa logam.
- Saat suhu pipa logam turun ke suhu ruangan, diameter pipa akan mengecil sehingga akan mencengkam grafit (*shrink fit*).
- Jika diperlukan, diameter grafit dapat diperbesar dengan dibubut dalam.

Beban yang bekerja pada pipa logam adalah beban tarik (*hoop stress*) akibat tekanan dari gas dari dalam dan beban sisa (*residual stress*) karena saat kembali ke suhu ruangan, pipa logam tidak dapat menyusut (meregang) karena keberadaan grafit (diameter dalam pipa logam menjadi sama dengan diameter luar grafit). Untuk itu, formulasi matematis dilakukan untuk mendapatkan diameter dan tebal dinding dari pipa logam, dan suhu yang diperlukan untuk memanaskannya, dengan input diameter luar grafit.

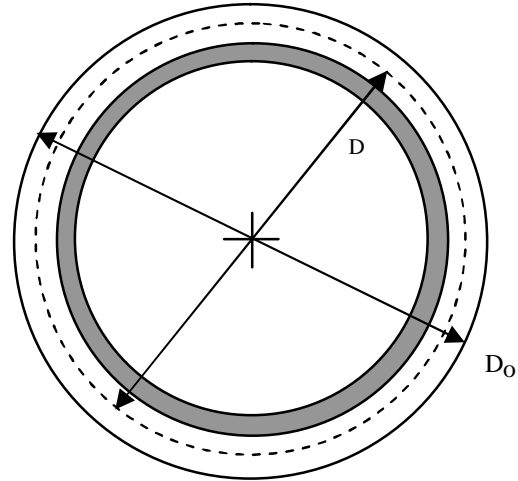
Formulasi tersebut menggunakan asumsi kekakuan grafit 7 kali aluminium dan ketebalan pipa tidak berubah selama peregangan/pemanasan.

Tegangan karena regangan adalah:

$$\sigma = E\varepsilon \quad (2-1)$$

Dan definisi regangan adalah:

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (2-2)$$



Gambar 2-1: Penampang *blast tube* (warna gelap = lapisan grafit)

Dimana L adalah panjang benda. Untuk kasus silinder, digunakan karakteristik panjang, berupa diameter tengah, sehingga:

$$\Delta L = \pi(D^2 - D^1) = \alpha L \Delta T \quad (2-3)$$

Dimana:

$$D^1 = \frac{D_o^1 + D_i^1}{2} = D_i^1 + \frac{t}{2} \quad (2-4)$$

$$D^2 = \frac{D_o^2 + D_i^2}{2} = D_{gr} + \frac{t}{2}$$

Dimana t adalah ketebalan pipa dan D_{gr} adalah diameter luar grafit yang akan menjadi input persamaan. Sementara, tegangan dari tekanan dalam pipa adalah:

$$\sigma = \frac{PD^2}{2t} \quad (2-5)$$

Sehingga menggabungkan persamaan (1), (2), (4) dan (5) didapat:

$$\sigma = \frac{P(D_{gr} + 0,5t)}{2t} + E \frac{D_{gr} - D_i^1}{D_i^1 + 0,5t} \quad (2-6)$$

Mengaplikasikan persamaan (2-6) untuk pipa Aluminium, dimana $\alpha = 23 \times 10^{-6}/K$; $E = 70 \text{ GPa}$; dan $\sigma_y = 124 \text{ MPa}$ (untuk yakin bahwa peregangan

berada dalam batas elastis, dipakai tegangan maksimum 67% yield stress atau 82,7 MPa), serta memasukkan pertimbangan kemampuan proses manufaktur, maka didapat ukuran sebagai berikut:

Tabel 2-1: UKURAN PIPA DAN GRAFIT, SERTA SUHU PEMANASAN YANG DIPERLUKAN

Diameter luar grafit	100 mm	150 mm
Diameter dalam pipa di suhu ruangan	99,9 mm	149,9 mm
Tebal pipa	5,5 mm	8 mm
Kenaikan suhu yang diperlukan	30 C	30 C

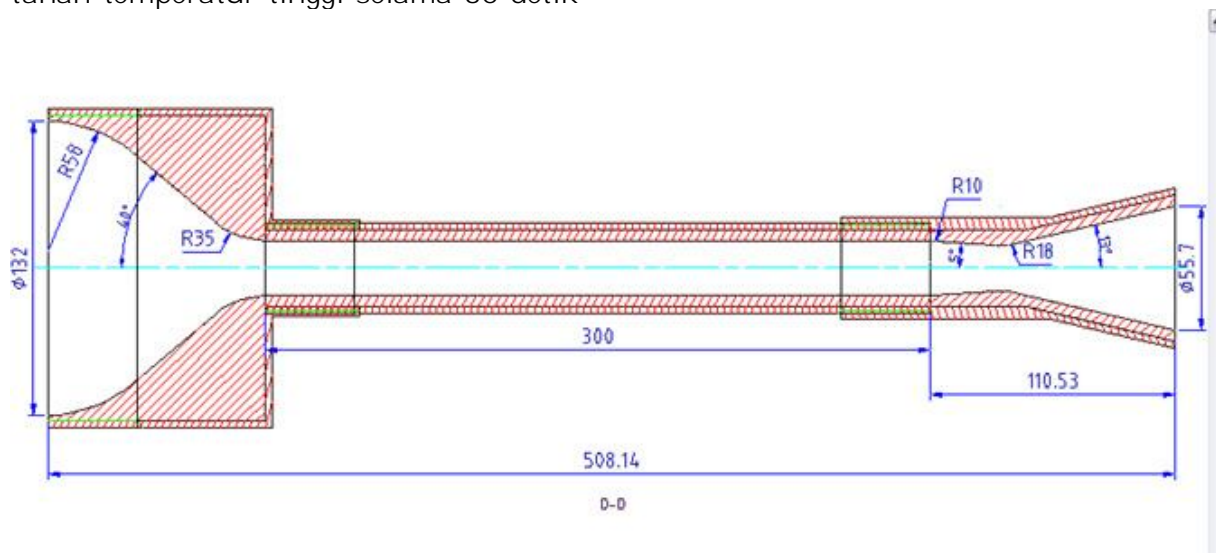
3 PEREKAYASAAN

Rancang bangun *blast tube* nosel sedianya dilakukan untuk bisa membuat nosel motor yang ringan dan kuat serta tahan temperatur tinggi selama 30 detik

atau lebih. Namun, karena pada saat penelitian ini dilakukan motor dengan moda pembakaran *end burning* belum tersedia di LAPAN, maka penelitian dilakukan dengan menggunakan motor *booster* dengan diameter 150 mm dan panjang 50 cm (150-50). Motor ini diprediksi untuk bisa memberikan gaya dorong 300 kgf, waktu bakar 6,5 detik.

Perancangan sistem propulsi dilakukan dengan metode analitis, yang dibahas pada makalah tersendiri. Perancangan tersebut menghasilkan geometri internal *blast tube* nosel.

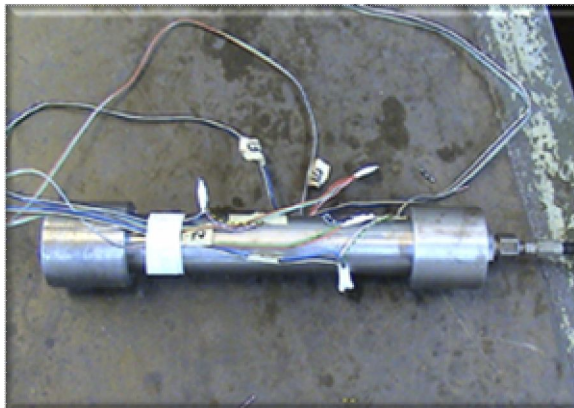
Untuk kemudahan manufaktur, struktur nosel dibagi menjadi 3 bagian : *inlet nosel*, *blast tube*, dan *throat + divergen*, dimana ketiga bagian tersebut masing-masing mempunyai lapisan grafit dan logam. Ketiga bagian tersebut disambung dengan ulir pada bagian logamnya. Adaptasi juga dilakukan karena material yang terpilih untuk bahan *blast tube* adalah ST45.



Gambar 3-1: Rancangan *blast tube* nosel untuk motor 150-50

4 ANALISA HASIL PENGUJIAN

Model uji *blast tube* dengan metode fabrikasi shrink-fit dibuat sebanyak 4 buah. Dua (2) buah *blast tube* diuji tekanan hidrostatik di Lab Uji Konstruksi (LUK), BPPT pada awal Desember 2007. Hasil uji menunjukkan bahwa *blast tube* dapat menahan tekanan dalam sebesar 500 Atm.



Gambar 4-1:Spesimen uji tekan *blast tube*

Pengujian thermal dan ablasi dilakukan uji statik motor roket kendali yang diluncurkan pada bulan Januari 2008. Untuk model pengujian ini buah *blast tube* dilapisi serat glass pada bagian luarnya. Pelapisan ini dilakukan untuk meredam konveksi panas dari baja *blast tube* ke lokasi yang diperuntukkan bagi kompartemen instrumen kendali. Hal ini dikarenakan perhitungan menunjukkan bahwa pada bagian terluar logam *blast tube* suhu sekitar 100°C, yang belum kondusif bagi

perangkat elektronik yang umumnya mempunyai suhu operasi maksimum 50°C.



Gambar 4-2:Model uji motor 150-50 dengan *blast tube* nosel

Dari hasil pengujian statik diperoleh gaya dorong sebesar 250 kgf dengan tekanan ruang bakar sebesar 60 atm. Pada detik ke 3 bagian grafit di throat-expansi nosel terlepas, sehingga diameter throat naik 25%. Hal ini membuat gaya dorong turun menjadi sekitar 50 kgf, namun waktu pembakaran naik yang seharusnya selama 3.5 detik menjadi 7 detik.

Pada detik-detik terakhir pengujian, bagian luar ekspansi nosel yang dilapisi dengan *fiberglass epoxy* mulai terbakar karena terkena pemanasan dari gas buang motor (*jet plume*). Api kemudian menjalar ke *fiberglass epoxy* yang berada pada *blast tube*, dan membakar kabel sensor suhu yang ada.



Gambar 4-3: Pengujian statik motor dengan *blast tube* nosel



Gambar 4-4:Kondisi luar *blast tube* setelah uji statik

Kecuali pada lapisan terluar *fiberglass epoxy* yang terbakar dan grafit di bagian ekspansi yang terlepas, kondisi *blast tube nosel* pasca uji statik sangat baik. Tidak ada kebocoran yang terjadi pada sambungan komponen *blast tube nosel*.

Terlepasnya grafit pada bagian epoxy terjadi karena perancangan yang kurang cermat sehingga penguncian ujung grafit (seperti yang biasa dilakukan pada *nosel full-graphite*) tidak dilakukan. Hal ini akan diperbaiki di masa depan.

5 KESIMPULAN

Hasil pengujian menunjukkan bahwa desain struktur *blast tube* nosel telah dilakukan dengan baik dengan catatan perbaikan:

- Membuat pengunci grafit pada bagian ujung bagian ekspansi,
- Tidak melakukan pelapisan *fiberglass epoxy* hingga ke bagian ekspansi. Hal ini membuat daerah yang bisa tersentuh peralatan elektronik hanya pada *blast tube*.

Sehingga dapat disimpulkan bahwa *blast tube* dengan metode *shrink fit* layak untuk digunakan dalam pengembangan motor roket kendali LAPAN.

DAFTAR RUJUKAN

- Bell, Mathew S.; Tam, William F.S., 1992. *ASRM Case Insulation Design and Development*, NASA CR-191947.
- Harvey, Albert R.; Ellertson John W., 2006. "Fiber Reinforced Rocket Motor Insulations", United States Patent 7070704-B2.
- Marshall Space Flight Center, 2003. *Application of Ablative Composites to Nozzles for Reusable Solid Rocket Motors*, NASA.
- Martin, Jon W.; Griese, Richard A., 1990. *Carbon and Silicone Ablative Liner Material*, United States Patent 5212944.
- Smith, P. L.; Rush, R.F., 1972. *Advanced Solid Propellant Motor Insulation: Final Report*, NASA CR-114513.
- Thimosenko, Gere, 1980. *Mechanics of Materials*, Springer Publication.