

PERANCANGAN SISTEM PROPULSI MOTOR ROKET UNTUK GAYA DORONG 1 TON

Munzir Qadri¹
flash_mq@yahoo.com
Jurusan Teknik Mesin
Universitas Muhammadiyah Jakarta

Indra Setiawan²
Indraset2008@yahoo.com
Jurusan Teknik Mesin
Universitas Muhammadiyah Jakarta

Achmad Teguh
Achmad.teguh@yahoo.com
Jurusan Teknik Mesin
Universitas Muhammadiyah Jakarta

ABSTRAK

Penelitian dan pengembangan roket di Indonesia masih terbilang sangat lamban. Dalam upaya untuk mewujudkan keinginan agar Indonesia mampu meluncurkan satelit sendiri dengan roket buatan sendiri, setidaknya kita harus mempunyai roket yang baik pula. Sebuah roket yang baik harus memiliki sistem propulsi yang baik agar mampu mengangkat beban muatan dan juga bobot roket itu sendiri. Pada perancangan sistem propulsi motor roket ini, konfigurasi grain propelan yang digunakan yaitu grain star-8 dan grain hollow, yang nanti akan dipilih satu yang terbaik. Jenis Propelan yang digunakan yaitu Propelan Komposit Padat dengan komposisi HTPB (Hydroxy Terminated Poly Butadiene) sebagai fuel-binder, dan AP (Ammonium Perchlorat – NH_4ClO_4) sebagai oksidator. Dalam Penelitian ini, perhitungan analitik yang akan dilakukan meliputi luas permukaan bakar propelan (A_b), kecepatan karakteristik gas (c^), tekanan pembakaran (p_c), laju bakar propelan (r_p), koefisien gaya dorong (C_F), gaya dorong (F), jejari exit nosel (r_e) dan bilangan Mach (M). Dimana gaya dorong (F) yang direncanakan adalah 1 ton.*

kata kunci : sistem propulsi, konfigurasi grain, tekanan pembakaran, gaya dorong, bilangan Mach.

1. Pendahuluan

Penelitian dan pengembangan roket di Indonesia masih terbilang sangat lamban. Hal ini dikarenakan kurangnya sumber daya manusia di Indonesia yang benar-benar menguasai teknologi roket secara lebih mendalam. Selain itu, kita masih sangat sulit memperoleh informasi spesifik. Beban muatan roket yang cukup berat, mengharuskan roket memiliki motor yang mampu menghasilkan gaya dorong yang lebih besar dari bobot struktur roket secara keseluruhan. Gaya dorong yang besar dihasilkan dari desain *grain* yang mempunyai luas permukaan bakar yang besar pula. Berdasarkan semua uraian

tersebut maka peneliti berencana untuk merancang sebuah sistem propulsi motor roket yang mampu menghasilkan gaya dorong 1 ton. Rancangan ini juga diharapkan dapat dijadikan dasar untuk penelitian dan pengembangan tentang sistem propulsi motor roket selanjutnya.

2. Metode Penelitian

a. Teori Propulsi Roket

Tekanan dan temperatur gas yang tinggi pada roket dihasilkan dari pembakaran propelan didalam ruang bakar, sebagai hasil dari reaksi kimia antara bahan bakar dan oksidator pembentuk propelan. Oleh karena tekanan pembakaran yang sangat

tinggi dan tekanan udara luar yang rendah, maka gas akan berekspansi melalui daerah konvergen-divergen pada nosel.

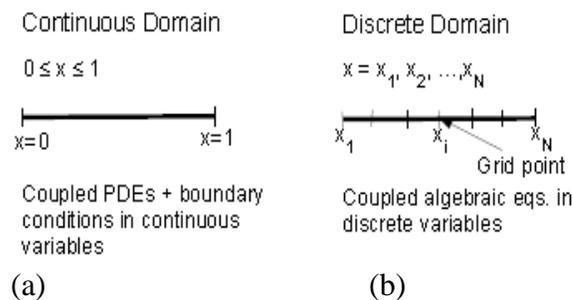
Beberapa parameter utama yang menjadi dasar dalam sistem propulsi roket adalah tekanan pembakaran, p_c ; laju aliran massa, \dot{m} ; kecepatan *exit* nosel, v_e ; gaya dorong (*thrust*), F dan impuls spesifik, I_{sp} . Besar rasio tekanan, p_c/p_e dan rasio luas penampang nosel, A_e/A_t sangat berpengaruh terhadap besaran nilai parameter tersebut.

b. Teori CFD (*Computational Fluid Dynamics*)

Dinamika fluida merupakan ilmu yang mempelajari tentang fenomena-fenomena fisik aliran. Dasar perhitungan yang digunakan pada dinamika fluida adalah persamaan *Navier-Stokes*. Persamaan tersebut merupakan persamaan atur dinamika fluida yang menggambarkan seluruh fenomena fisik fluida. Persamaan *Navier-Stokes* terdiri dari : 1 persamaan konservasi massa, 3 persamaan konservasi momentum dan 1 persamaan konservasi energi. Ada 4 variabel bebas yaitu : koordinat sumbu x , y dan z dari beberapa domain, dan waktu, t . Sedangkan, 6 variabel dependen-nya yaitu : tekanan, p , massa jenis, ρ dan temperatur, T (yang terkandung dalam persamaan energi melalui energi total, E_t) dan 3 komponen vektor kecepatan yaitu : komponen u dalam arah- x , komponen v dalam arah- y dan komponen w dalam arah- z . Semua variabel dependen (p , ρ , T , u , v dan w) adalah fungsi dari keempat variabel bebas tersebut (x , y , z dan t). Akan tetapi, dalam prakteknya persamaan tersebut terlalu sulit untuk dipecahkan secara analitik. Di masa lalu, para insinyur membuat perkiraan dan penyederhanaan lebih lanjut pada persamaan tersebut sampai terbentuk sekelompok persamaan yang bisa dipecahkan. Baru-baru ini, komputer

kecepatan tinggi telah digunakan untuk memecahkan perkiraan persamaan tersebut dengan menggunakan berbagai teknik atau metode komputasi seperti beda hingga, volume hingga, elemen hingga dan metode spektral. Daerah studi ini disebut *Computational Fluid Dynamics* atau CFD. Strategi CFD adalah dengan menggantikan problem domain kontinyu menjadi domain diskrit menggunakan sebuah grid. Pada domain kontinyu, masing-masing variabel aliran didefinisikan pada setiap titik dalam domain. Sebagai contoh, tekanan, p pada domain kontinyu 1-D sebagaimana diperlihatkan pada gambar 2.4 (a) yaitu, $p = p(x)$ dimana $0 < x < 1$.

Sedangkan pada domain diskrit, masing-masing variabel aliran didefinisikan hanya pada titik-titik grid yang ditentukan. Jadi pada domain diskrit seperti pada gambar 2.4 (b), tekanan akan didefinisikan hanya pada N titik grid yaitu, $p_i = p(x_i)$ dimana $i = 1, 2, \dots, N$



Gambar 1. Beda domain kontinyu (a) dan domain diskrit (b).

Solusi CFD dapat secara langsung menyelesaikan variabel-variabel aliran yang relevan pada titik-titik grid yang dikehendaki. Nilai pada grid yang lain ditentukan dengan interpolasi dari nilai pada titik-titik grid tersebut.

3. Hasil dan Pembahasan

A. Analitik Gaya Dorong :

- Menghitung Luas Permukaan Bakar $3.662,908 \text{ cm}^2$
- Menghitung Kecepatan Karakteristik Gas $1.540,156235 \text{ m/s}$
- Menghitung Tekanan Pembakaran $35,06558575 \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2}$
- Menghitung Laju Bakar Propelan $0,718 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$
- Menghitung Koefisien Gaya Dorong $1,497377328$
- Menghitung Gaya Dorong $989,72257 \text{ kg}$
- Menghitung Jejari *Exit* Nosel $5,8571 \text{ cm} = 58,571 \text{ mm}$

B. Validasi Desain

Setelah proses perhitungan analitik gaya dorong selesai dan didapatkan geometri nosel yang akan diaplikasikan pada motor roket. Terlebih dahulu dilakukan proses validasi desain dengan menggunakan metode dan analisa CFD (*Computational Fluid Dynamics*).

Gambar nosel hasil perancangan mempunyai variasi sudut divergensi 11° , 13° dan 15° seperti ditunjukkan pada Tabel 4.4 berikut. Gambar nosel tersebut merupakan gambar potongan *axy-symmetri*.

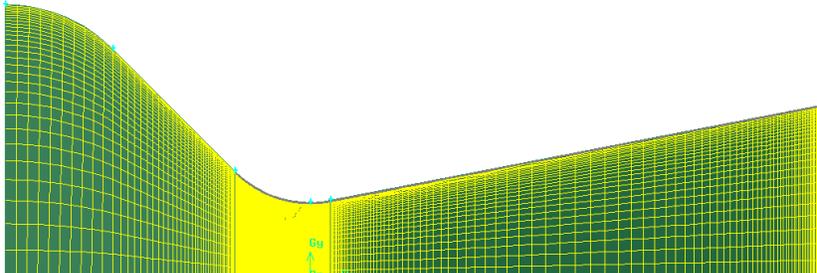
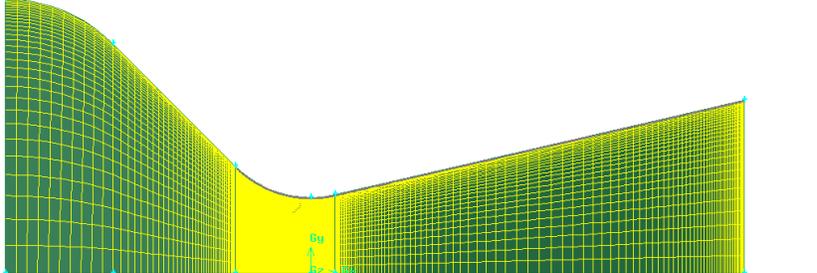
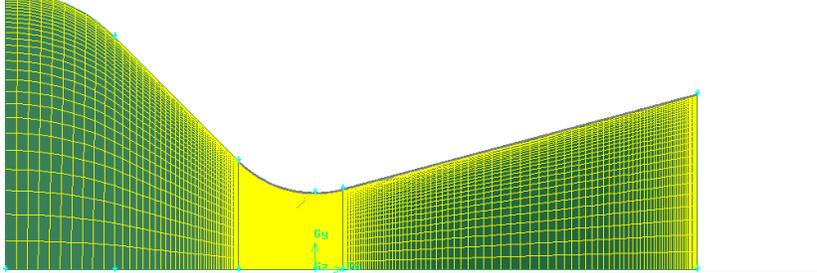
Tabel 1. Desain nosel untuk gaya dorong 1 ton dengan beberapa variasi sudut divergen untuk konfigurasi *grain star-8*.

Sudut Divergen	Desain Nosel
11 derajat	
13 derajat	
15 derajat	

Setelah gambar potongan *axy-symmetri* nosel dibuat, selanjutnya adalah membagi objek nosel tersebut menjadi bagian-bagian yang kecil atau *meshing* dengan menggunakan piranti lunak GAMBIT 2.4.6. Ukuran *mesh* pada objek berpengaruh pada ketelitian analisis CFD. Semakin kecil ukuran *mesh*, maka hasil yang didapatkan akan semakin teliti, tetapi membutuhkan daya komputasi dan waktu yang lebih lama.

Elemen *mesh* bidang yang digunakan adalah elemen persegi panjang (*Quad*), tipe *mesh* yaitu Map, sebagaimana ditunjukkan pada Tabel 2 di bawah ini.

Tabel 2. *Mesh* pada nosel gaya dorong 1 ton.

Sudut Divergen	Desain Nosel
11 derajat	
13 derajat	
15 derajat	

4.1. Kesimpulan

Berdasarkan hasil perhitungan analitik gaya dorong yang telah dibuat untuk kedua jenis konfigurasi *grain* seperti ditunjukkan pada Lampiran B1 s/d Lampiran B6. Serta proses validasi desain nosel yang juga telah dilakukan, dapat ditarik beberapa kesimpulan mengenai hasil desain sistem propulsi ini, yaitu antara lain :

1. Konfigurasi *grain* propelan yang optimal adalah *grain star-8*, dengan panjang propelan, $l = 850$ mm dapat menghasilkan tekanan pembakaran rata-rata, p_c rata2 sebesar $36,809 \text{ kg/cm}^2$. Sedangkan untuk *grain hollow*, dengan panjang propelan, $l = 1000$ mm, p_c rata2 yang dihasilkan hanya $36,573 \text{ kg/cm}^2$.
2. Gaya dorong rata-rata, F_{rata2} yang dihasilkan oleh *grain star-8* dengan panjang propelan, $l = 850$ mm yaitu

- 1.047,069 kg atau 1,0471 ton. Sedangkan, gaya dorong rata-rata, F_{rata2} yang dihasilkan oleh *grain hollow* yang memerlukan panjang propelan, $l = 1000$ mm yaitu 1.046,778 kg atau 1,0468 ton. Sehingga, konfigurasi *grain star-8* lebih optimal dibandingkan *grain hollow*. Hasil gaya dorong dari kedua konfigurasi *grain* tersebut sudah sesuai dengan target perancangan sebesar 1 ton.
3. Rasio luas area *exit* nosel terhadap luas area *throat* nosel, A_e/A_t untuk konfigurasi *grain star-8* dengan panjang propelan, $l = 850$ mm yaitu sebesar 5,4889 dengan bilangan Mach yang sedikit lebih tinggi yaitu 2,822308 Mach. Sedangkan, konfigurasi *grain hollow* dengan panjang propelan, $l = 1000$ mm mempunyai nilai A_e/A_t sebesar 5,4631 dan menghasilkan bilangan Mach sebesar 2,820445 Mach. Sehingga, konfigurasi *grain star-8* lebih optimal dibandingkan *grain hollow*.
 4. Geometri nosel yang sesuai dengan rancangan sistem propulsi agar diperoleh gaya dorong 1 ton adalah sebagai berikut
 - a. Jejari *throat* nosel, $r_t = 25$ mm
 - b. Jejari *exit* nosel, $r_t = 58,571$ mm
 5. Berdasarkan hasil simulasi CFD, desain nosel yang optimal adalah nosel dengan sudut divergensi 13° dengan bilangan Mach pada exit nosel yang sedikit lebih besar dibandingkan dengan nosel dengan sudut divergensi 11° dan 15° yaitu 2,79 Mach (13°) dan 2,78 Mach (11° dan 15°).

4.2. Saran

Perancangan sistem propulsi motor roket yang dilakukan merupakan landasan awal dalam upaya penguasaan teknologi roket. Tahap selanjutnya yaitu mengembangkan kemampuan merancang motor roket secara keseluruhan. Untuk hasil yang lebih baik lagi, ada beberapa saran yang mungkin

dapat dijadikan sebagai bahan referensi untuk instansi maupun kampus, diantaranya yaitu:

1. Perlu dilakukan pembuatan gambar teknik untuk desain motor roket secara keseluruhan agar motor roket dapat dilakukan proses pabrikasi.
2. Selain itu juga, perlu dilakukan pengujian statis pada motor roket untuk mengetahui dan membandingkan data yang diperoleh dari hasil pengujian statis motor roket dengan data hasil perhitungan analitik dan data hasil simulasi CFD.

DAFTAR PUSTAKA

1. Barrere, M., Jaumotte, A., Fraeijs de Veubeke, B., and Vandenkerckhove, J., 1960, *Rocket Propulsion with Preface by Maurice Roy and Introduction by Theodore von Kármán*, Elsevier Publishing Company, Amsterdam, London, New York.
2. Yahya, S.M., 2006, *Fundamentals of Compressible Flow with Aircraft and Rocket Propulsion SI Units*, New Age International Publishers, New Delhi.
3. Sutton, George, P., and Ross, Donald, M., 1976, *Rocket Propulsion Elements An Introduction to the Engineering of Rockets 4th edition*, John Wiley & Sons, Inc., New York, London, Sydney, Toronto.
4. Fleeman, Eugene L., Przemienicki J.S., 2001, *Tactical Missile Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., United States of America.
5. Liepmann, H.W., and Roshko, A., 1957, *Elements of Gas Dynamics*, John Wiley & Sons, Inc., United States of America.
6. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, *Solid Rocket*

- Motor Theory - Chamber Pressure*, http://www.nakka-rocketry.net/th_pres.html, 2007.
7. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, *Solid Rocket Motor Theory - Thrust*, http://www.nakka-rocketry.net/th_thrst.html, 2001.
 8. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, *Solid Rocket Motor Theory – Impulse and C-star*, http://www.nakka-rocketry.net/th_imp.html, 2001.
 9. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, *Burn Rate Determination from a Pressure-time Trace*, <http://www.nakka-rocketry.net/ptburn.html>, 2001.
 10. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, *Solid Rocket Motor Theory – Nozzle Theory*, http://www.nakka-rocketry.net/th_nozz.html, 2006.
 11. Kamran Ali, Guozhu Liang, Rafique Farhan Amer, Naz Saima, Zeeshan Qasim, 2010, *Star Grain Optimization using Genetic Algorithm*, AIAA 2010-3084, Orlando, Florida, United States of America.
 12. Chan Yefri, Mechanical Blog : Bahan kuliah Sistem Propulsi, <http://yefrichan.wordpress.com/2011/10/01/bahan-kuliah-sistem-propulsi/>, 2013.
 13. Wikipedia, Rocket, <http://en.wikipedia.org/wiki/Rocket>, 2014.
 14. Rocket & Space Technology, *Rocket Propulsion*, <http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>, 2000.
 15. Kementerian Sekretariat Negara RI, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, <http://www.indonesia.go.id/in/lpnk/lembaga-penerbangan-dan-antariksa-nasional/2439-profile/383-lembaga-penerbangan-dan-antariksa-nasional->, 2010.