

PEMILIHAN JUMLAH –N PADA *GRAIN PROPELLANT* BINTANG DENGAN METODE *TRIAL AND ERROR*

SELECTION OF N AMOUNT ON STAR GRAIN PROPELLANT BY TRIAL AND ERROR METHOD

Muhammad Farraz Al Farizi ¹, Romie Oktovianus Bura ¹, Soleh Fajar Junjuran ², Bagus H. Jihad ²

¹ Kelompok Keahlian Fisika Terbang Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung, Jl. Ganesha 10 Bandung 40132, Indonesia

² Pusat Teknologi Roket Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Muhammad.farraz93@gmail.com

Abstrak

Desain *grain propellant* merupakan hal yang penting dalam desain motor roket. Besar total impuls dan I_{sp} dari motor roket dipengaruhi oleh desain *grain propellant*. Salah satu cara untuk mendapatkan bentuk *grain propellant* yang menghasilkan nilai total impuls maksimal adalah dengan menggunakan metode *Real Code Genetics Algorithm* (RCGA). Masalah dari RCGA yaitu sulit untuk menghasilkan bilangan bulat. padahal jumlah-N pada *star grain* merupakan bilangan bulat. Konsekuensinya diharuskan menerapkan RCGA pada setiap-N. Hasil eksperimen menunjukkan untuk jumlah N 3 dan 4 optimasi sulit untuk konvergen dan sulit untuk mendapatkan nilai maksimal, sementara untuk N 5,6,7 lebih cepat konvergen dan dapat memenuhi target optimasi dengan batasan *Fitness evaluation* pada *Genetics Algorithm* kurang dari 10000.

Kata kunci: Optimasi *grain propellant*, Propulsi roket, *Genetic algorithm*.

Abstract

Grain propellant design is important in rocket motor design. The total impulse and I_{sp} of the rocket motor is influenced by the grain propellant design. One way to get a grain propellant shape that generates the maximum total impulse value is to use the Real Code Genetic Algorithm (RCGA) method. The problem of RCGA is that it is difficult to generate integers, when the number of N-in star grains is an integer. The consequences are required to apply RCGA to each N. The experimental results show that the number of N3 and 4 optimizations is difficult to converge and it is difficult to achieve maximum value, while for N 5,6,7 converges faster and can meet the optimization target with Genetics Algorithm Fitness evaluation less than 10000.

Keywords: Grain propellant optimization, Rocket Propulsion, Genetic algorithm.

1. PENDAHULUAN

Untuk mendapatkan jarak jangkauan roket yang jauh dibutuhkan total impuls yang besar. Untuk mendapatkan bentuk *grain propellant* yang dapat menghasilkan nilai tersebut diperlukan proses iterasi. Salah satu metode yang dapat digunakan untuk mempercepat proses desain/iterasi adalah metode optimasi algoritma genetika (*Genetic Algorithm*). Algoritma genetika (*Genetic Algorithm*) bekerja berdasarkan pergerakan/perubahan populasi pada alam bebas (seleksi alam) dengan memanfaatkan bilangan random untuk menentukan populasi awal dan seberapa besar pengaruh kromosom pada proses mutasi dan *crossover*. Populasi yang dapat bertahan adalah yang paling sesuai dengan lingkungannya, sementara yang tidak sesuai akan tereliminasi dan digantikan oleh populasi baru.

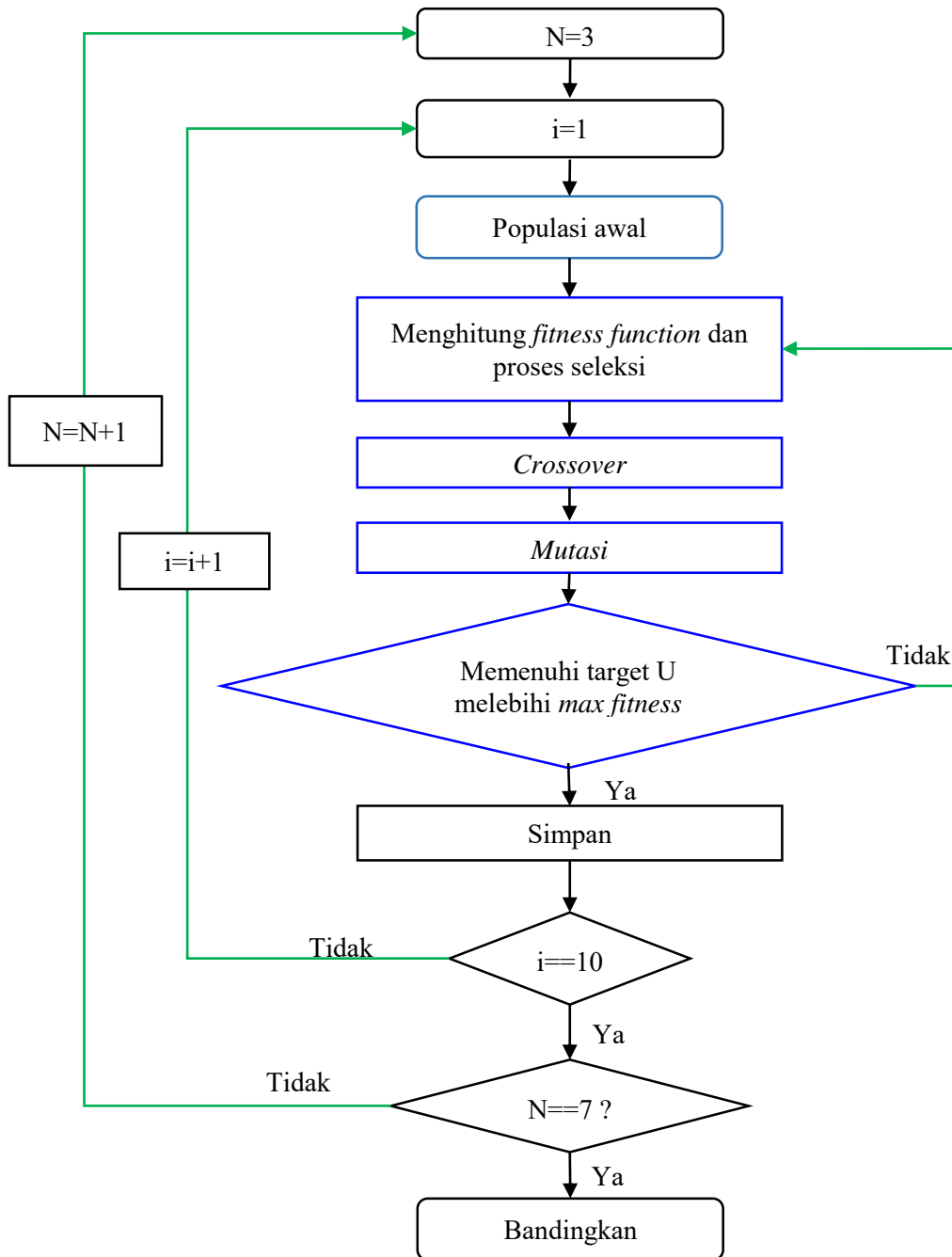
Metode *Genetic algorithm* (GA) dibagi menjadi dua, yaitu menggunakan bilangan biner (*Binary code Genetic algorithm*) dan menggunakan bilangan real (*Real Code Genetic Algorithm*). *Real Code Genetic Algorithm* (RCGA) mulai banyak digunakan karena memiliki keunggulan dari segi waktu komputasi karena tidak ada proses *encoding* dan *decoding* selain itu *Real Code Genetic Algorithm* dapat diaplikasikan pada domain yang besar jika dibandingkan dengan *Binary code Genetic algorithm* (BCGA) karena penggunaan domain yang besar pada *Binary code Genetic algorithm* akan mengurangi kepresisian jika panjang kromosomnya terbatas [4]. Tetapi masalah dari *Real Code Genetic Algorithm*

adalah proses *crossover* dan mutasi tidak menghasilkan bilangan bulat adalah jumlah bintang (N) pada *propellant* bintang merupakan bilangan bulat.

Untuk mengatasi masalah ini dilakukan metode *Genetic algorithm* pada setiap jumlah bintang (N). Pengetahuan tentang karakter hasil optimasi pada setiap jumlah bintang dapat membantu desainer untuk memilih jumlah bintang pada *star grain propellant*.

2. METODOLOGI

Metode yang digunakan dalam penelitian ini yaitu menggunakan metode numerik dengan membuat kode optimasi *Genetic Algorithm* dengan memanfaatkan *software* MATLAB. *Genetic Algorithm* diterapkan 10 kali percobaan pada setiap-N dengan maksimal *Fitness evaluation* sebanyak 10000.



Gambar 1. Flow chart metode

3. MODEL GEOMETRI DAN PREDIKSI INTERNAL BALISTIK

Geometri *Propellant*

Propellant berbentuk bintang dipilih karena *propellant* bintang dapat menghasilkan luas area bakar mula-mula yang besar tanpa mengorbankan *volumetric efficiency* [12], selain itu *star grain* memiliki keunggulan pada efisiensi dan realibiliti [6]. Hal lain yang mendukung pemilihan geometri berbentuk bintang adalah LAPAN sudah berpengalaman dalam pembuatannya. Tapi *star grain* memiliki kekurangan yaitu *star grain* memiliki banyak *sliver* [6] yaitu sekitar 5% [2].

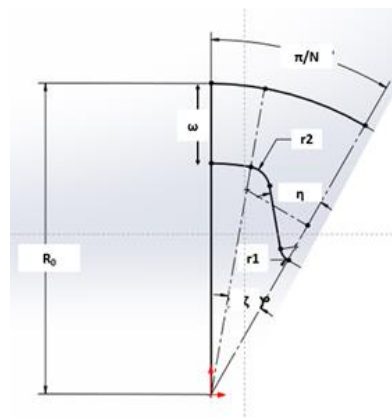
Propellant berbentuk bintang didefinisikan oleh 7 variabel *independent*, yaitu $Dout$, $r1$, $r2$, ω , η , ξ , N . Nilai dari ke 7 variabel tersebut akan mempengaruhi besar dan bentuk dari profil gaya dorong. Selain itu nilai ke 7 variabel tersebut akan berpengaruh terhadap tingkat kesulitan proses manufaktur/pembuatan *propellant*. Dari pengalaman dalam pembuatan *propellant* bintang, semakin kecil jumlah N maka *propellant* akan semakin mudah dibuat dan semakin banyak jumlah N semakin sulit untuk dibuat. Sementara dari segi performa, Kamran dkk (2010), Kiyak (2014), dan Badyrka (2011) mendapatkan jumlah N seperti pada Tabel 1 untuk mendapatkan hasil yang optimal.

Tabel 1. Jumlah N optimal [6,7,8,1]

Penulis	Metode	N optimal	Keterangan
Kamran	Particle Swarm Optimizer	6	maksimal total impuls
Kamran	Genetic Algorithm	6	minimal <i>sliver</i>
		8	maksimal total impuls
		7	maksimal <i>loading fraction</i>
John Kiyak	Ant Colony Optimization	5	Optimal Netral Burn
	Ant Colony Optimization	5	Optimal Regressive-Progressive
	Ant Colony Optimization	7	Optimal Random Burn
	Ant Colony Optimization	8	Optimal Sounding Rocket
	Real Genetic Algorithm	17	Optimal Sounding Rocket
	Binary Genetic Algorithm	11	Optimal Sounding Rocket
Badyrka	Repulsive Particle Swarm	7	Optimal Sounding Rocket

Untuk *propellant* Rx-450 besar dari $Dout$ adalah 216 mm. Untuk proses optimasi digunakan *constraint* sebagai berikut :

1. $A_p/A_t \leq 0.65$
2. $P_{max} \leq 70$ bar
3. $3 \leq N \leq 7$
4. $40 < Web < 180$
5. $0.5 < r2 < 20$
6. $0.5 < r1 < 15$
7. $10 < \zeta < 54$
8. $10 < \eta < 60$



Gambar 2. *Star grain*

Properties *Propellant*

Komposisi dari *propellant* yang digunakan yaitu:

Tabel 2. Komposisi propellant

HTPB	16.3%
X	1.2%
Al	7.5%
AP	37.5%
AP	37.5%

Berdasarkan buku *Rocket Propulsion Element* kondisi standard, di definisikan sebagai keadaan dengan tekanan ruang bakar 68.94 bar dan tekanan atmosfer 1 atm. Pada keadaan standar *propellant* ini memiliki nilai $\gamma=1.18$, c^*_{ideal} sebesar 1553 m/s dan I_{sp} sebesar 254 s.

Optimasi

Optimasi dilakukan untuk mendapatkan nilai total impuls maksimal dari bentuk *grain propellant* dengan batasan yang telah dituliskan pada 1.1, hal ini dapat dituliskan sebagai berikut

$$F(x) = \max(I_T) = \min(-I_T) \quad (1)$$

$$\text{dengan variabel optimasi adalah } X = (r_1, r_2, \omega, \eta, \xi) \quad (2)$$

Penggunaan nilai negatif hanya bertujuan untuk menyamakan dengan target-target optimasi pada buku Rao, dimana beberapa algoritma pada buku Rao bertujuan untuk mencari nilai minimal. Parameter optimasi yang digunakan dalam optimasi yaitu

Tabel 3. Genetic algorithm parameter

Max Fitness evaluation	10000
Populasi	100
Crossover probability	1 (kromosom terbaik melakukan <i>crossover</i> dengan kromosom lainnya)
Mutation probability	1 (25 populasi terburuk selalu mengalami mutasi)
Variabel	5

Persamaan Internal balistik

Untuk menyelesaikan optimasi diperlukan persamaan – persamaan untuk mendapatkan nilai dari total impuls. Total impuls didefiniikan sebagai integral gaya dorong sepanjang *burning time*.

$$F(x) = \min(-\int_0^{t_b} F dt) \quad (3)$$

Dengan memanfaatkan koefisien gaya dorong, C_f , persamaan di atas dapat ditulis menjadi,

$$F(x) = \min(-\int_0^{t_b} P_c A_t C_{factual} dt) \quad (4)$$

$$F(x) = \min(-\int_0^{t_b} P_c A_t \lambda \eta_f C_{fideal} dt) \quad (5)$$

Rx-450 memiliki besar $\lambda \eta_f$ sebesar 0.92, $\varepsilon = 6.89$, dan $R_{throat} = 75$ mm. Nilai C_f dicari dari persamaan berikut,

$$C_{fideal} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} + \left(\frac{P_e - P_{amb}}{P_c}\right) \varepsilon\right)} \quad (6)$$

Persamaan tekanan ruang bakar didapatkan dari penurunan hukum kekekalan masa atau biasa disebut sebagai persamaan zero-dimensional.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{1}{v(t)} \left[RT_c \left(\rho_p A_b(t) a P_c^n - \frac{P_c A_t}{c^*} \right) - \frac{P_c dv}{dt} \right] \quad (7)$$

Perubahan luas area bakar didapatkan dengan metode analitik yang dapat dilihat pada *A Review of Analytical Methods for Solid Rocket Motor Grain Analysis*. Untuk kasus Rx-450, besar c^* adalah 0.96 dari c^*_{ideal}

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dari data di atas, dengan asumsi *sliver* sekitar 2% maka target total impuls adalah sebesar -1561500 Ns. Dengan error akibat tidak sampainya hasil pembakaran pada keadaan standar diizinkan sebesar 2% maka optimasi akan berhenti jika Total impuls telah mencapai nilai -1530000 NS atau ketika sudah terbentuk 1000 nilai *Fitness function* / 50 kali iterasi. Dari hasil eksperimen didapatkan:

Tabel 4. Hasil percobaan N=3

Jumlah N	Percobaan ke-	Total Impuls (Ns)	Fitness evaluation	Memenuhi Target	Perbedaan
3	1	-1490380	10000	TIDAK	2.6%
	2	-1489233	10000	TIDAK	2.7%
	3	-1479799	10000	TIDAK	3.3%
	4	-1475269	10000	TIDAK	3.6%
	5	-1493684	10000	TIDAK	2.4%
	6	-1487665	10000	TIDAK	2.8%
	7	-1506779	10000	TIDAK	1.5%
	8	-1491037	10000	TIDAK	2.5%
	9	-1478022	10000	TIDAK	3.4%
	10	-1510117	10000	TIDAK	1.3%

Tabel 5. Hasil percobaan N=4

Jumlah N	Percobaan ke-	Total Impuls (Ns)	Fitness evaluation	Memenuhi Target	Perbedaan
4	1	-1496314	10000	TIDAK	2.2%
	2	-1499085	10000	TIDAK	2.0%
	3	-1490160	10000	TIDAK	2.6%
	4	-1495972	10000	TIDAK	2.2%
	5	-1484184	10000	TIDAK	3.0%
	6	-1493603	10000	TIDAK	2.4%
	7	-1523990	10000	TIDAK	0.4%
	8	-1516497	10000	TIDAK	0.9%
	9	-1516055	10000	TIDAK	0.9%
	10	-1493353	10000	TIDAK	2.4%

Tabel 6. Hasil percobaan N=5

Jumlah N	Percobaan ke-	Total Impuls (Ns)	Fitness evaluation	Memenuhi Target	Perbedaan
5	1	-1530526	1800	YA	0.0%
	2	-1513341	10000	TIDAK	1.1%
	3	-1516563	10000	TIDAK	0.9%
	4	-1530502	2600	YA	0.0%
	5	-1530592	4200	YA	0.0%
	6	-1519871	10000	TIDAK	0.7%
	7	-1520034	10000	TIDAK	0.7%
	8	-1523939	10000	TIDAK	0.4%
	9	-1531999	3600	YA	0.1%
	10	-1520130	10000	TIDAK	0.6%

Tabel 7. Hasil percobaan N=6

Jumlah N	Percobaan ke-	Total Impuls (Ns)	Fitness evaluation	Memenuhi Target	Perbedaan
6	1	-1547219	1000	YA	1.1%
	2	-1530302	2400	YA	0.0%
	3	-1529727	10000	TIDAK	0.0%
	4	-1537839	1800	YA	0.5%
	5	-1533440	1400	YA	0.2%
	6	-1537862	2000	YA	0.5%
	7	-1526818	10000	TIDAK	0.2%
	8	-1532056	3200	YA	0.1%
	9	-1530450	4000	YA	0.0%
	10	-1531836	2400	YA	0.1%

Tabel 8. Hasil percobaan N=7

Jumlah N	Percobaan ke-	Total Impuls (Ns)	Fitness evaluation	Memenuhi Target	Perbedaan
7	1	-1530223	3800	YA	0.0%
	2	-1530323	4800	YA	0.0%
	3	-1530323	4800	YA	0.0%
	4	-1530223	3800	YA	0.0%
	5	-1533683	1800	YA	0.2%
	6	-1533683	1800	YA	0.2%
	7	-1534375	2000	YA	0.3%
	8	-1531613	1400	YA	0.1%
	9	-1533683	1800	YA	0.2%
	10	-1534375	1800	YA	0.3%

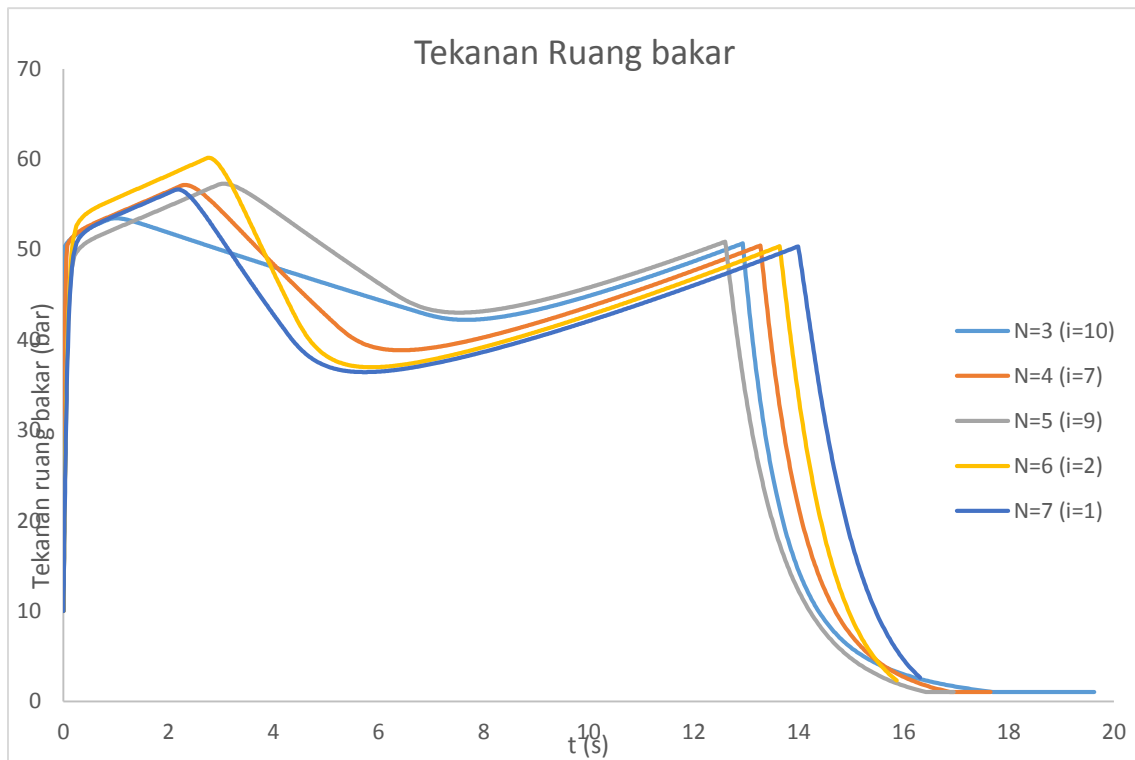
Dari Tabel 4 sampai 8 dapat dilihat bahwa untuk N=3 dan N=4 tidak mencapai nilai dari target total impuls, sementara untuk N=5 sampai N=7 dapat memenuhi target. Selain itu dari hasil percobaan di atas didapat bahwa dengan semakin banyaknya N, maka akan lebih mudah mendapatkan geometri *propellant* yang memenuhi target total impuls.

Konfigurasi *propellant* akan mempengaruhi tekanan ruang bakar dan banyaknya *sliver*, semakin besar tekanan ruang bakar maka akan menghasilkan total impuls yang lebih besar, semakin sedikit *sliver* maka semakin besar total impuls.

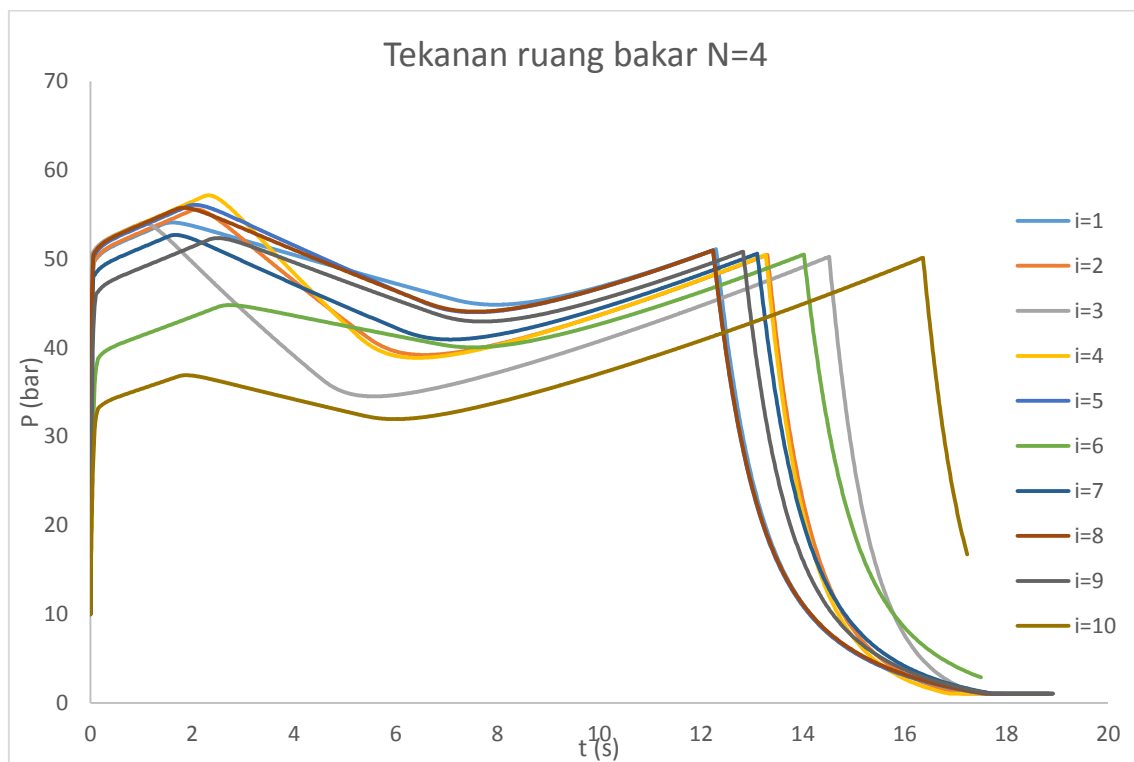
Gambar 3 dan Tabel 9 menjelaskan mengapa N=3 dan 4 sulit mencapai target total impuls. N=3 tidak bisa mencapai target total impuls dikarenakan memiliki *sliver* lebih dari 2% sementara N=5 walaupun memiliki *sliver* lebih dari 2% tetap memenuhi target total impuls karena tekanan ruang bakar tinggi. Untuk N=4 walaupun memiliki *sliver* 1.9% tidak bisa memenuhi target total impuls dikarenakan tekanan ruang bakar rendah. Untuk N=6 dan 7 dapat memenuhi target karena *sliver* sangat rendah dibandingkan N lainnya

Tabel 9. Berat sliver dari salah satu percobaan untuk masing-masing N

N	i	Berat <i>sliver</i> (kg)	Berat <i>Propellant</i>	<i>Sliver</i> (%)
3	10	18.7	737.7	2.5%
4	7	13.9	737.6	1.9%
5	9	18.0	737.2	2.4%
6	2	8.0	736.1	1.1%
7	1	11.5	737.2	1.6%



Gambar 3. Tekanan ruang bakar dari salah satu percobaan untuk masing-masing N



Gambar 4. Tekanan ruang bakar N=4 untuk seluruh percobaan

Gambar 4 dan Tabel 10 menunjukkan keseluruhan percobaan untuk N=4. Dari hasil tersebut disimpulkan bahwa N=4 sulit untuk mendapatkan *sliver* yang sangat sedikit dengan menjaga tekanan ruang bakar yang tinggi. Ketika target *sliver* terpenuhi, ternyata tekanan ruang bakar menjadi rendah seperti pada i=3,4,10. Hal ini yang menyebabkan pada N=4 tidak bisa memenuhi target total impuls, begitu juga dengan N=3.

Tabel 10. Berat *sliver* pada N=4 untuk seluruh percobaan

percobaan ke	<i>sliver</i> (kg)	<i>propellant</i> (kg)	% <i>sliver</i>
1	28.7	737.7	3.9%
2	16.1	737.7	2.2%
3	8.6	737.7	1.2%
4	13.9	737.6	1.9%
5	29.6	737.7	4.0%
6	24.7	737.7	3.3%
7	23.4	737.7	3.2%
8	30.4	737.7	4.1%
9	25.3	737.7	3.4%
10	8.4	737.7	1.1%

5. KESIMPULAN

Total impuls optimum sulit dicapai dengan jumlah bintang (N) 3 dan 4. Target total impuls dapat dicapai dengan N=5, 6, 7. Sehingga untuk *propellant* bintang direkomendasikan memilih N=5, 6, atau 7 untuk mendapatkan total impuls maksimal yang nanti disesuaikan dengan kemampuan manufaktur.

UCAPAN TERIMA KASIH

Kami ucapkan terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Roket yang telah memfasilitasi kami untuk melakukan penelitian.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Badyrka, J.M. (2011). *Aerospace Design Optimization Using A Compound Repulsive Particle Swarm*. Alabama : Auburn University
- [2] Davenas, A. (1993). *Solid Rocket Propulsion Technology*. PERGAMON PRESS.
- [3] Hartfield, R., Jenkins, R., Burkhalter, J., & Foster, W. (2003). A Review of Analytical Methods for Solid Rocket Motor Grain Analysis. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Huntsville: American Institute of aeronautics and Astronautics (AIAA).
- [4] Herrera, F., Lozano, M., & Verdegay, J. (1998). *Tackling real-coded genetic algorithms: Operators and tools for behavioural analysis, Artificial Intelligence Review 12*.
- [5] Junjuran, S. F. *Design And Performance Prediction of Solid Raket Motor For RX450 Ballistic Rocket*.
- [6] Kamran, A., Guozhu, L., Rafique, A. F., Naz, S., & Zeeshan, Q. (2010). *Star grain Optimization using Genetic Algorithm. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamics, and material Conference 18th*. Orlando: American Institute Aeronautics and Astronautics.
- [7] Kamran, A., Guozhu, L., Rafique, A. F., Naz, S., & Zeeshan, Q. (2010). *Particle Swarm Optimizer for Star grain. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 25-28 July 2010*. Nashville: American Institute Aeronautics and Astronautics.
- [8] Kiyak, Z.J. (2014). *Ant Colony Optimization : An Alternative Heuristic for Aerospace Design Application*. Alabama : Auburn University

- [9] NASA. (1972). *Solid propellant grain design and internal ballistics (NASA SP-8076)*. Washington: NASA.
- [10] Rao, S. S. (2009). *Engineering Optimization Theory and Practice*. John Wiley & Sons.
- [11] Raza, M. A., & Liang, W. (2010). Design and Optimization of 3D Wagon Wheel Grain for Dual Thrust Solid Rocket Motor. *Propellant s, Explosives, Pyrotechnics*, 1-8.
- [12] Stein, S. D. (2007). Benefits of the *Star grain* Configuration for a Sounding Rocket. From http://spacegrant.colorado.edu/COSGC_Projects/symposium_archive/2007/papers/S07_14_Star_Grain_Configuration_for_Sounding_Rocket.pdf
- [13] Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 1

DATA UMUM

Nama Lengkap : Muhammad Farraz Al Farizi
Tempat & Tgl. Lahir : Bandung, 16 Desember 1993
Jenis Kelamin : Laki-Laki
Instansi Pekerjaan : Mahasiswa Pascasarjana ITB
NIP. / NIM. : 23615006



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 8 Bandung Tahun: 2008-2011
STRATA 1 (S.1) : Institut Teknologi Bandung Tahun: 2011-2015
STRATA 2 (S.2) : Institut Teknologi Bandung Tahun: 2015-sekarang

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl. Ganesha No.10, Lb. Siliwangi, Coblong, Bandung, Jawa Barat
Email : Muhammad.farraz93@gmail.com

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 2

DATA UMUM

Nama Lengkap : Romie Oktovianus Bura
Tempat & Tgl. Lahir : Surabaya, 6 Oktober 1973
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Institut Teknologi Bandung (ITB)
NIP. / NIM. : 19731006 200604 1 001



DATA PENDIDIKAN

S.1 : University of Manchester Tahun: 1996-1999
PhD : University of Southampton Tahun: 2000-2004

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : FTMD Jl. Ganesha 10 Bandung Labtek II
Email : romiebura@ae.itb.ac.id

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 3

DATA UMUM

Nama Lengkap : Soleh Fajar Junjunan
Tempat & Tgl. Lahir : Bandung, 18 Februari 1987
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : LAPAN
NIP. / NIM. : 198702182014021004



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Negeri 1 Serang Tahun: 2002
STRATA 1 (S.1) : ITB Tahun: 2005
STRATA 2 (S.2) : ITB Tahun: 2009

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jalan raya LAPAN no 2 desa mekarsari kec.rumpin kab.Bogor
Email : soleh.fajar@lapan.go.id

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 4

DATA UMUM

Nama Lengkap : Bagus H. Jihad
Tempat & Tgl. Lahir : Surabaya, 10 Juli 1968
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : LAPAN
NIP. / NIM. : 19680710 199110 1 0001



DATA PENDIDIKAN

STRATA 1 (S.1) : Teknik mesin Unhas Tahun: 1986
STRATA 2 (S.2) : Teknik mesin UI Tahun: 1994
STRATA 3 (S.3) : teknik material dan metalurgi UI Tahun: 2004

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jalan raya LAPAN no 2 desa mekarsari kec.rumpin kab.Bogor
Email : bagus.hayatul@lapan.go.id