

PERHITUNGAN KINERJA PROPELAN DOUBLE BASE

Oleh :
Geni Rosita

Abstrak

Kinerja sebuah motor roket sangat bergantung pada properti bahan pembentuknya. Demikian juga halnya termodinamika dan proses kimia yang terjadi dalam ruang bakar dan nosel. Paper ini membahas mengenai parameter yang mempengaruhi kinerja propelan padat double base dari sebuah motor roket. Parameter yang dihitung adalah: suhu pembakaran adiabatik, gaya dorong, impuls spesifik (pada kondisi vakum dan sea level) dan tekanan keluar nosel. Perhitungan dilakukan dengan kondisi awal sebagai berikut, menggunakan tekanan ruang bakar yang sama, luas kerongkongan nosel sama, tekanan atmosfer 1 atm, dan suhu sekitar 300 K.

Propelan double base yang digunakan dalam penelitian ini adalah komposisi dasar yang dilakukan oleh LAPAN, yaitu nitrogliserin (NG), nitroselulosa (NC), Dibutyl Phthalate dan Ethyl Centralite. Proses pembakaran dianggap adiabatik dan isobarik, demikian juga proses ekspansi melalui nosel diasumsikan isentropik. Perbandingan NG:NC yang dijadikan sebagai bahan kajian adalah 65:30 dan 60:35.

Hasil perhitungan memperlihatkan bahwa, perbandingan NG:NC pada 65:30 menyebabkan temperatur pembakaran yang terjadi lebih besar, hal ini berimplikasi pada lebih besarnya gaya dorong pada DB1 dibandingkan DB2. Demikian juga halnya dengan impuls spesifik yang terjadi, baik untuk kondisi pada sea level maupun pada kondisi vakum.

Kata kunci: propelan, double base, nitrogliserin, nitroselulosa, gaya dorong, impuls spesifik.

Abstract

The performance of a rocket motor depends on its constituent material properties. Similarly, thermodynamic and chemical processes that occur in the combustion chamber and nozzle. This paper discusses the parameters that affect the performance of solid double base propellant of a rocket motor. The parameters calculated are: adiabatic combustion temperature, thrust, specific impulse (under vacuum and the sea level) and the nozzle exit pressure. The calculation is performed with initial conditions as follows, using the same combustion chamber pressure, at the nozzle throat area, atmospheric pressure of 1 atm, and the ambient temperature of 300 K.

Double-base propellants are used in this study is the basic composition performed by LAPAN, ie NG, NC, Dibutyl Phthalate and Ethyl Centralite. The combustion process is considered adiabatic and isobaric, so the expansion process through a nozzle is assumed as isentropic. Double-base propellants are used in this study is the basic composition performed by LAPAN, namely NG, NC, Dibutyl Phthalate and Ethyl Centralite. Combustion process is considered adiabatic and isobaric, so the process is assumed isentropic expansion through the nozzle. Comparison NG:NC is made as study materials are 65:30 and 60:35.

The results of calculations show that, in comparison NG:NC at 65:30 causes the combustion temperature is greater on chamber, this implies a greater thrust on DB1 than DB2. Similarly, the specific impulse, both for conditions at sea level and in vacuum.

Key words: propellants, double base, nitroglycerine, nitrocellulose, thrust, specific impulse.

1. PENDAHULUAN

1.1 LATAR BELAKANG

Indonesia merupakan suatu negara merdeka, berdaulat dengan luas wilayah geografis dari 92° Bujur Timur sampai 141° Bujur Timur dan 7° Lintang Utara sampai 140 Lintang Selatan. Daerah cakupan meliputi lima pulau besar dan kira-kira sebanyak 17.000 pulau kecil tersebar luas dari Sabang (pulau We) di Barat sampai Marauke (papua barat) di Timur dan dari kepulauan Sangir talaud di Utara sampai pulau timur di Selatan dengan luas daratan sekitar 2 juta km² dan teritorial lautan 3.100.100 km² serta ditambah lagi dengan 2.700.000 km² sebagai ZEE (Zona Ekonomi Eksklusif). Oleh karena

* Peneliti Bidang Propelan Pusat Teknologi Roket - LAPAN

itu, Indonesia sangat perlu sekali akan alutsista berupa roket dan senjata untuk mempertahankan wilayahnya.

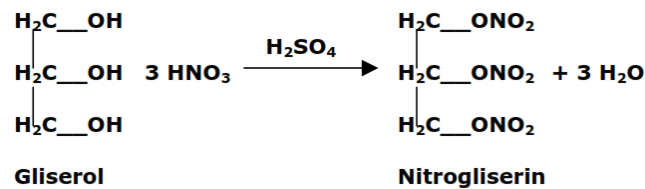
Pengadaan akan roket dan senjata memang cukup sulit dan mahal, alih teknologi dalam bidang roket dan senjata tidak dapat diharapkan atau dimungkinkan walaupun roket-roket buatan Indonesia belum sampai sejauh itu (aturan MTCR/Missile Technology Control Regime) yang merupakan regim multilateral antar Negara dalam proliferasi/ mengendalikan ekspor teknologi misil atau kendaraan tak berawak termasuk bahan baku dan komponennya, bila roket atau misil dipakai untuk beban guna minimum 500 kg dan jarak tembak minimum 300 km) yang terbentuk pada bulan April tahun 1987.

Sebagai pemecahannya, maka perlu sekali dimulai melakukan penelitian di bidang peroketan dan senjata terutama dalam bidang propelan (bahan bakar roket) sebagai komponen pokok dalam rangka upaya kemandirian bangsa di bidang peroketan dan senjata. Tetapi salah satu kendala utamanya adalah mendapatkan bahan baku pembentuknya.

Oleh karena itu, LAPAN yang telah melakukan penelitian bahan baku propelan roket padat jenis komposit dan telah banyak diaplikasikan pada roket roket buatan LAPAN sendiri, diantaranya adalah dari seri RX-100, 150, 250, 420, RX-150-250 bertingkat, RX250-250 bertingkat, RKX-100, dan juga sudah dapat mensubstitusi dengan propelan komposit pada roket senjata FFAR –Folded Fin Aerial Rocket yang berbahan bakar/propelan double base. Karena hasil pembakaran propelan padat komposit mengeluarkan asap yang cukup banyak dan kecepatan pembakaran yang agak lambat sehingga belum memenuhi syarat sebagai roket senjata.

Kebutuhan propelan untuk roket senjata adalah tidak berasap atau sedikit berasap dan kecepatan awal yang tinggi, yang saat ini hanya bisa dipenuhi oleh propelan jenis homogen seperti propelan double base atau sejenisnya. Selain itu pula, bahan baku propelan komposit belum seluruhnya dapat diperoleh/ diproduksi di dalam negeri, sementara bahan baku propelan double base dapat dijumpai di pasaran Indonesia. Oleh karena itu, perlu dilakukan akselerasi penelitian pembuatan bahan baku utama Nitrogliserin dan Nitroselulosa serta propelan padat double base.

Nitrogliserin dapat dibuat dengan mereaksikan gliserin (gliserol) dengan asam nitrat (HNO₃). Reaksi ini merupakan reaksi esterifikasi, yaitu reaksi antara alcohol dan asam, seperti terlihat dalam reaksi dibawah ini (Zaidar, 2003).



Dari penelitian awal yang telah dilakukan dapat dihasilkan metoda, sifat dan pembuatan Nitrogliserin (bahan utama propelan double base) dan gliserin secara laboratorium, bahkan akhirnya dapat diperoleh nitrogliserin, yang siap diproses menjadi propelan double base. Karena nitrogliserin adalah bahan yang tidak stabil dan sangat eksplosif, serta mudah meledak jika terjadi gesekan, guncangan, atau perubahan suhu tinggi, maka setelah jadi harus segera diproses menjadi bahan lain atau disimpan pada tempat dan kondisi tertentu atau membuat propelan supaya stabil. Pada percobaan yang telah dilakukan, dihasilkan kadar nitrogen 11%, dengan demikian masih harus ditingkatkan lagi kadar nitrogennya (12,5% 13,5%) agar dapat dipakai untuk pembuatan propelan double base.

Untuk memperbaiki sifat fisik propelan yang terbentuk, dapat dilakukan dengan menambahkan plastisizer suatu ester dengan berat molekul tinggi seperti dimethyl phtalat, dietil phtalat, dibutil phtalat dan minyak jarak. Nitrogliserin sebenarnya sudah merupakan palstisizer, tetapi tidak seperti phtalat, dimana ia sangat bersifat eksplosif dan membutuhkan non eksplosif plastisizer (Chawari, 2010).

Sedangkan nitroselulosa merupakan senyawa yang tidak stabil terhadap tekanan, suhu lingkungan dan gesekan. Ketidakstabilan nitroselulosa ditunjukkan dengan jika terjadi ledakan, sejumlah besar gas terbentuk dalam waktu sangat cepat, menaikkan tekanan sampai 275.000 atm dengan energy ledakan yang besar. Energi yang dihasilkan menyebabkan gelombang tekanan (shockwave) besar dalam waktu singkat sehingga memunculkan ledakan (Wibowo, 2010). Itulah mengapa penelitian dengan bahan ini sangat berbahaya.

Berdasarkan penelitian awal yang telah dilakukan tersebut, serta pembuatan propelan double base dengan komposisi nitrogliserin, nitroselulosa, dibutyl phthalate dan ethyl centralite. Perbandingan yang pernah dilakukan adalah 65:30:3,4:1,6 dalam skala kecil dengan berat 500 gram, komposisi ini selanjutnya disebut DB1. Sebagai pembanding, adalah komposisi dengan perbandingan 60:35:3,4:1,6, yang selanjutnya disebut DB2. Kedua komposisi ini kemudian akan dibandingkan kinerjanya, berupa parameter impuls spesifik pada kondisi sea level dan kondisi udara vakum.

1.2 TUJUAN

Tujuan penelitian ini adalah untuk mempelajari parameter kinerja propelan padat double base, dengan membandingkan dua buah komposisi propelan double base. Kinerja utama yang dihitung adalah impuls spesifik, dimana dibandingkan pada kondisi udara vakum dan pada kondisi sea level. Demikian juga panas pembakaran yang ditimbulkan oleh gas hasil pembakaran.

1.3 ASUMSI

Guna menentukan parameter kinerja dari sebuah propelan double base ini, digunakan asumsi sebagai berikut:

- Proses pembakaran adiabatik.
- Proses ekspansi gas hasil pembakaran yang melalui nosel, isentropik.

2. METODOLOGI

Pada semua komposisi propelan, parameter kinerjanya tergantung pada proses ekspansi dari gas hasil pembakaran. Beberapa parameter yang digunakan dalam mengukur kinerja sebuah propelan roket adalah sebagai berikut:

2.1 Persamaan Gaya Dorong

Gaya dorong yang dihasilkan oleh sebuah roket, merupakan kontribusi dari dua keadaan:

- Flux momentum yang keluar dari nosel, $\dot{m}Ve$, dimana \dot{m} menyatakan laju alir masa propelan dan Ve , kecepatan aksial rerata dari gas hasil pembakaran yang keluar nosel.
- Flux momentum akibat perbedaan tekanan ($Pe - Pa$), tekanan exit nosel terhadap tekanan atmosfer.

$$F = \dot{m}Ve + (Pe - Pa).Ae \quad (2-1)$$

Pada persamaan ini diasumsikan bahwa semua gas hasil pembakaran propelan mempunyai arah aksial ketika keluar nosel pada kecepatan Ve .

Ekspresi paling kanan dari persamaan di atas (dinyatakan sebagai pressure thrust) hanya akurat selama perbedaan antara tekanan gas keluar nosel dan tekanan atmosfer tidak terlalu besar. Ketika $Pa > Pe$ proses ekspansi prosesnya akan mengalami overekspansi, sedangkan untuk $Pa < Pe$ proses ekspansinya mengalami underekspansi. Sejauh mana rasio Pa/Pe mempengaruhi gaya dorong aktualnya, tidak hanya tergantung pada besarnya rasio ini tetapi juga pada sifat proses ekspansinya [Anderson, 2007].

2.2 Koefisien Gaya Dorong dan Kecepatan karakteristik

Dalam penelitian roket, ada dua parameter empiris yang dinyatakan dalam bentuk besaran terukur yang digunakan untuk mempelajari proses pembakaran dan proses ekspansi. Parameter pertama, digunakan untuk mengukur efektivitas proses pembakaran, yang dinyatakan sebagai kecepatan karakteristik, C^* , dan didefinisikan sebagai [Sutton, 2001],

$$C^* = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}} \quad (2-2)$$

Parameter kedua, digunakan untuk mengukur efektivitas proses ekspansi, disebut koefisien gaya dorong, dan didefinisikan oleh,

$$C = \frac{F}{A_t P_c} \quad (2-3)$$

1.3 Hubungan Gaya Dorong, tekanan dan Suhu

Selain pengujian kinerja dari motor roket, metoda pendekatan (simulasi) juga perlu dilakukan untuk analisis. Analisis yang dilakukan didasarkan pada asumsi sebagai berikut:

- Proses pembakaran mengikuti hukum gas ideal.
- Proses pembakaran adalah adiabatik dan tekanan ruang bakar adalah konstan.
- Proses ekspansi yang terjadi adalah stabil, satu dimensi, dan isentropik.

Parameter kinerja teoritis diturunkan dari hukum dasar konservasi masa dan energi dan asumsi bahwa aliran gas pembakaran melalui nosel adalah isentropik. Berdasarkan persamaan energy diperoleh [Yassin, 1986],

$$h^* = h + \frac{V^2}{2} \quad (2-4)$$

dimana h^* adalah entalpi stagnasi absolut dari satuan massa dari gas pembakaran dan h adalah entalpi static absolut dari satu satuan massa gas pembakaran pada sebuah titik di nosel, dimana kecepatan gas adalah V . Nilai numerik dari entalpi absolut pada substansi apapun merupakan angka yang besar dan tidak praktis maka dapat diganti dengan dengan entalpi pembentukan. Sehingga persamaan energi dapat ditulis sebagai berikut,

$$h_f^* = h_f + \frac{V^2}{2} \quad (2-5)$$

Dengan demikian kecepatan gas pada setiap titik pada ekspansi nosel dinyatakan oleh,

$$V = \sqrt{2(h_f^* - h_f)} \quad (2-6)$$

dimana h_f adalah sama dengan entalpi pembentukan propelan.

Untuk perhitungan memperkirakan kecepatan gas, dapat diasumsikan bahwa gas pembakaran adalah kalor gas ideal untuk kondisi stagnasi yang diketahui. Pada kasus ini persamaan energi untuk aliran adiabatik melalui ekspansi nosel dapat ditulis dalam bentuk berikut

$$C_p \cdot T^* = C_p + \frac{V^2}{2} \quad (2-7)$$

Dengan demikian,

$$V = \sqrt{2C_p(T^* - T)} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot R \cdot T \left(1 - \frac{T}{T^*}\right)} \quad (2-8)$$

Dimana C_p adalah rata-rata panas spesifik dari gas pembakaran pada tekanan konstan ($\gamma = C_p/C_v$). Jika aliran diasumsikan isentropik, rasio suhu T/T^* dapat diganti dengan rasio tekanan isentropik yang sesuai, sehingga

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} R \cdot T^* \left[1 - \left(\frac{P}{P^*}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2-9)$$

Laju alir masa gas pembakaran pada nosel dapat dinyatakan sebagai,

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A = \frac{P_t V_t A_t}{R \cdot T_t} = P \cdot A_t \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma \mathfrak{M}}{Rt}} \quad (2-10)$$

Dengan demikian persamaan gaya dorong dapat dituliskan sebagai,

$$F = \dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\mathfrak{M}(\gamma-1)} R \cdot T^* \left[1 - \left(\frac{P_e}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \left[1 + \frac{1}{\gamma} \left(1 - \frac{P_e}{P} \right) \right]} \quad (2-11)$$

1.4 Impuls Spesifik

Spesifik impuls, I_{sp} adalah gaya dorong per satuan berat propelan. Impuls spesifik adalah parameter penting dari kinerja sebuah roket dan sistem propulsi [Sutton, 2001]. Sebuah roket dengan impuls spesifik yang lebih tinggi berarti lebih baik kinerjanya. Persamaan I_{sp} ini dapat dinyatakan dengan.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} \quad (2-12)$$

2. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dengan menggunakan program simulasi Gas Dynamics Laboratory (GDL), dengan memasukkan masing-masing komposisi, selanjutnya diperoleh komposisi unsur pembentuk C, H, N dan O dan BM gas hasil pembakaran sebagai berikut:

Tabel 3.1. Komposisi unsur pembentuk senyawa propelan double base.

| Propelan | Unsur Pembentuk (500 gr, %) | Jumlah (gram) atom dalam senyawa | | | | BM gas |
|----------|--------------------------------|----------------------------------|----------|---------|----------|--------|
| | | C | H | N | O | |
| DB1 | Nitrogliserin (65) | 9.08096 | 13.25140 | 5.70208 | 18.60603 | 26.942 |
| | Nitroselulosa (30) | | | | | |
| | dibutyl phthalate (3,4) | | | | | |
| | ethyl centralite (1,6) | | | | | |
| DB2 | Nitrogliserin (60) | 9.30137 | 13.39390 | 5.59668 | 18.52387 | 26.196 |
| | Nitroselulosa (35) | | | | | |
| | dibutyl phthalate (3,4) | | | | | |
| | ethyl centralite (1,6) | | | | | |

Dari tabel 3.1, Nampak bahwa unsur pembentuk senyawa karena perbedaan komposisi NG:NC. Kondisi ini juga menyebabkan berat molekul gas hasil pembakaran yang terjadi juga berbeda. Kualitas nitroselulosa di pasar industri ditentukan dengan kadar N dari produk nitroselulosa tersebut. Semakin tinggi kadar N berarti kadar nitrat di dalam nitroselulosa semakin besar sehingga energy yang dilepaskan saat nitroselulosa terurai, saat terdekomposisi karena ledakan cukup besar [Wibowo, 2010].

Dengan mempertahankan agar tekanan dalam ruang bakar sebesar 40 atm, dihasilkan panas pembakaran untuk komposisi DB1 sebesar 3142 K, sedangkan untuk komposisi DB2 sebesar 3097 K (Tabel 3.2). Besarnya temperatur pembakaran propelan pada ruang bakar akan mempengaruhi gaya dorong yang dihasilkan, didasarkan pada persamaan 2-11. Hal mana juga akan mempengaruhi besarnya impuls spesifik yang dihasilkan, sebagaimana persamaan 2-12.

Table 3.2. Hasil simulasi pada ruang bakar.

| | T (K) | P (atm) | Entalpi | Entropi | CP/CV | Gas | RT/V |
|-----|-------|---------|---------|---------|--------|--------|-------|
| DB1 | 3142 | 40 | -236.38 | 1211.7 | 1.2135 | 18.929 | 2.113 |
| DB2 | 3097 | 40 | -241.81 | 1213.8 | 1.2153 | 19.087 | 2.096 |

Pada Tabel 3.3, dengan mempertahankan tekanan gas keluar nosel pada 1 atm, maka distribusi temperature akan menurun, dimulai dari ruang bakar hingga mulut divergen nosel. Table tersebut, harga temperatur ini masih cukup tinggi, yaitu 1781 K dan 1712 K, masing-masing untk DB1 dan DB2. Masih tingginya temperatur ini merupakan bahan kajian yang terus menerus ditelaah agar tidak merusak nosel itu sendiri. Kerusakan pada nosel akibat tingginya temperatur gas pembakaran akan berakibat pada gagalnya sistem motor roket untuk memberikan kinerja yang optimal.

Tabel 3.3. Hasil Simulasi pada bagian exit Nosel.

| | T(K) | P (atm) | Entalpi | Entropi | CP/CV | Gas | RT/V |
|-----|------|---------|---------|---------|--------|--------|-------|
| DB1 | 1781 | 1 | -571.65 | 1211.7 | 1.2264 | 18.559 | 0.054 |
| DB2 | 1712 | 1 | -571.31 | 1213.8 | 1.231 | 18.797 | 0.053 |

Tabel 3.4. Hasil perhitungan parameter untuk menghitung kinerja propelan.

| | Impuls | T* (°C) | P* | C* | Rasio eks optimal | A*M | EX-T |
|-----|--------|---------|-------|--------|-------------------|---------|------|
| DB1 | 235,5 | 2826 | 22.39 | 4983 | 5,74 | 0,26344 | 1599 |
| DB2 | 234,5 | 2782 | 22.37 | 4963,7 | 5,72 | 0,26242 | 1567 |

Tabel 3.5 dan Tabel 3.6, memberikan hasil perhitungan tekanan gas keluar nosel pada beberapa nilai rasio ekspansi nosel. Tekanan keluar nosel pada 1 atm, sebagaimana sudah diuraikan di atas merupakan nilai optimal. Nilai 1 atmosfer pada masing-masing komposisi diperoleh pada rasio ekspansi nosel 5,74 untuk DB1 dan 5,72 untuk DB2 (lihat table 3.4, kolom rasio ekspansi optimal). Untuk besar throat yang sama (agar tekanan pada ruang bakar sama), maka diameter exit untuk nosel pada DB1 harus lebih besar. Tabel ini juga memberikan harga temperatur keluar nosel untuk harga tekanan gas keluar nosel. Temperatur gas keluar nosel untuk DB1 juga lebih besar dibandingkan dengan DB2. Hal ini hanya dipengaruhi oleh temperatur pembakaran, karena perbedaan rasio ekspansi nosel sangat kecil.

Tabel 3.5. Hasil perhitungan parameter propelan DB1.

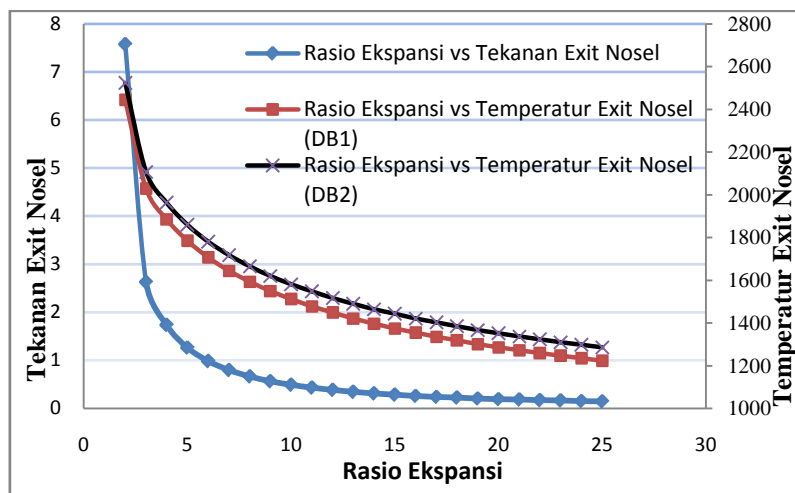
| Rasio Ekspansi | Tekanan Exit Nosel (ATM) | Suhu Keluar Nosel (K) | Impuls Optimum (detik) | Impuls Vakum (detik) | Impuls Sea Level (detik) |
|----------------|--------------------------|-----------------------|------------------------|----------------------|--------------------------|
| 2 | 7.579 | 2444 | 173.7 | 233 | 225.2 |
| 3 | 2.634 | 2029 | 213.4 | 244.4 | 232.6 |
| 4 | 1.737 | 1886 | 225.6 | 252.8 | 237.1 |
| 5 | 1.268 | 1785 | 233.8 | 258.6 | 239 |
| 6 | 0.985 | 1707 | 239.8 | 263 | 239.5 |
| 7 | 0.798 | 1645 | 244.6 | 266.5 | 239.1 |
| 8 | 0.666 | 1594 | 248.5 | 269.3 | 238 |
| 9 | 0.568 | 1550 | 251.7 | 271.7 | 236.5 |
| 10 | 0.493 | 1512 | 254.5 | 273.8 | 234.7 |
| 11 | 0.434 | 1478 | 257 | 275.6 | 232.6 |
| 12 | 0.387 | 1449 | 259.1 | 277.3 | 230.3 |
| 13 | 0.348 | 1422 | 261 | 278.7 | 227.8 |
| 14 | 0.315 | 1398 | 262.7 | 280 | 225.2 |
| 15 | 0.288 | 1375 | 264.3 | 281.2 | 222.5 |
| 16 | 0.264 | 1355 | 265.7 | 282.3 | 219.6 |
| 17 | 0.244 | 1336 | 267 | 283.3 | 216.7 |
| 18 | 0.227 | 1319 | 268.2 | 284.2 | 213.7 |
| 19 | 0.211 | 1302 | 269.4 | 285.1 | 210.7 |
| 20 | 0.197 | 1287 | 270.4 | 285.9 | 207.6 |
| 21 | 0.185 | 1273 | 271.4 | 286.6 | 204.4 |
| 22 | 0.174 | 1259 | 272.3 | 287.3 | 201.2 |
| 23 | 0.165 | 1247 | 273.2 | 288 | 197.9 |

| | | | | | |
|----|-------|------|-------|-------|-------|
| 24 | 0.156 | 1235 | 274 | 288.6 | 194.7 |
| 25 | 0.148 | 1223 | 274.8 | 289.2 | 191.3 |

Tabel 3.6. Hasil perhitungan parameter propelan DB2.

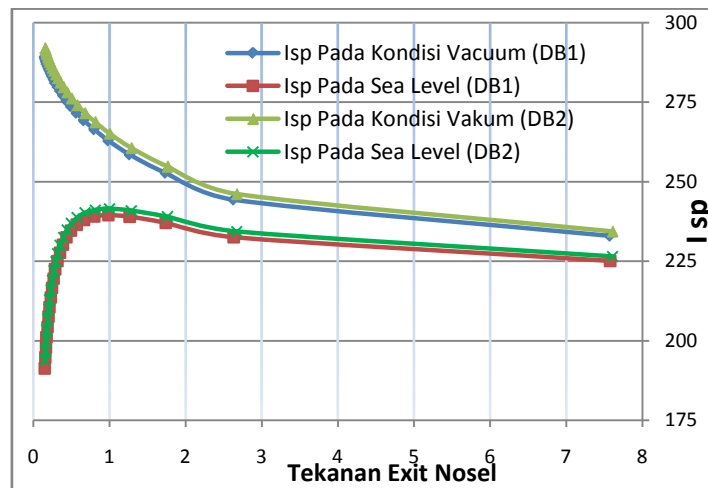
| Rasio Ekspansi | Tekanan Exit Nosel (ATM) | Suhu Keluar Nosel (K) | Impuls Optimum (detik) | Impuls Vakum (detik) | Impuls Sea Level (detik) |
|----------------|--------------------------|-----------------------|------------------------|----------------------|--------------------------|
| 2 | 7.606 | 2524 | 174.5 | 234.4 | 226.6 |
| 3 | 2.671 | 2108 | 214.6 | 246.2 | 234.4 |
| 4 | 1.763 | 1963 | 227 | 254.8 | 239 |
| 5 | 1.289 | 1860 | 235.3 | 260.7 | 241 |
| 6 | 1.002 | 1781 | 241.5 | 265.2 | 241.6 |
| 7 | 0.812 | 1718 | 246.4 | 268.8 | 241.2 |
| 8 | 0.677 | 1665 | 250.4 | 271.7 | 240.2 |
| 9 | 0.578 | 1621 | 253.7 | 274.2 | 238.7 |
| 10 | 0.502 | 1582 | 256.5 | 276.3 | 236.9 |
| 11 | 0.442 | 1548 | 259 | 278.2 | 234.9 |
| 12 | 0.394 | 1517 | 261.2 | 279.8 | 232.6 |
| 13 | 0.355 | 1490 | 263.2 | 281.3 | 230.1 |
| 14 | 0.322 | 1465 | 264.9 | 282.7 | 227.5 |
| 15 | 0.294 | 1443 | 266.5 | 283.9 | 224.8 |
| 16 | 0.27 | 1422 | 268 | 285 | 222 |
| 17 | 0.249 | 1403 | 269.3 | 286 | 219.1 |
| 18 | 0.231 | 1385 | 270.6 | 287 | 216.1 |
| 19 | 0.216 | 1368 | 271.7 | 287.9 | 213 |
| 20 | 0.202 | 1352 | 272.8 | 288.7 | 209.9 |
| 21 | 0.189 | 1338 | 273.8 | 289.4 | 206.8 |
| 22 | 0.178 | 1324 | 274.7 | 290.2 | 203.5 |
| 23 | 0.168 | 1311 | 275.6 | 290.9 | 200.3 |
| 24 | 0.159 | 1298 | 276.5 | 291.5 | 197 |
| 25 | 0.151 | 1287 | 277.3 | 292.1 | 193.7 |

Pada kedua tabel, juga diberikan hasil perhitungan impuls spesifik pada kondisi vakum dan sea level, yang selanjutnya diplot ke dalam grafik pada gambar 3.1 dan gambar 3.2, dibawah ini. Pada gambar 3.1, terlihat hubungan antara rasio ekspansi nosel terhadap tekanan gas keluar nosel. Demikian juga halnya hubungan antara rasio ekspansi nosel terhadap temperatur gas keluar nosel. Jelas terlihat bahwa perbedaan komposisi antara propelan DB1 dan DB2 memberikan hasil yang berbeda, dengan propelan DB2 mempunyai temperatur yang lebih tinggi.



Gambar 3.1. Perbandingan rasio ekspansi nosel terhadap temperature exit nosel.

Karena temperatur juga mempengaruhi impuls spesifik yang dihasilkan oleh propelan (lihat gambar 3.2), dimana Isp untuk propelan DB2 mempunyai nilai yang lebih tinggi. Harga Isp pada kondisi vakum jelas lebih tinggi daripada kondisi sea level, hal ini dapat dijelaskan dengan pernyataan pada persamaan 2-1. Nilai $(P_e - P_a)$ akan bernilai positif, semakain besar perbedaan ini, maka gaya dorong yang dihasilkan juga semakin besar. Pada banyak literature, nilai Isp atau kinerja pada sebuah roket atau propelan selalu dinyatakan dengan $I_{sp_{vakum}}$ (Isp pada kondisi vakum). Hal ini juga menjadi bahan kajian Pusat teknologi Roket untuk mendesain alat yang dapat mengukur gaya dorong atau Isp pada kondisi tekanan dibawah 1 atmosfer.



Gambar 3.2. Perbandingan Isp propelan pada kondisi vakum dan sea level.

4. KESIMPULAN

Dari simulasi dan perhitungan yang telah dilakukan, dapat ditarik beberapa kesimpulan, yaitu:

- Harga perbandingan yang diambil, sebagian merupakan perbandingan NG:NC yang pernah dilakukan pada penelitian double base di Bidang Material Dirgantara, LAPAN, dengan skala lab.
- Bila ukuran impuls spesifik yang dijadikan standar kinerja, maka propelan double base komposisi 2 (DB2) mempunyai kinerja yang lebih baik dari pada komposisi DB1. Lebih besarnya kandungan NG pada DB1 menyebabkan peningkatan temperatur pembakaran pada ruang bakar, yang menyebabkan harga gaya dorong juga lebih besar (dihitung dengan persamaan 2-11). Impuls spesifik optimum untuk komposisi DB1 sebesar 236 s, sedangkan untuk DB2 sebesar 241,4 s.
- Perlu dilakukan simulasi dan perhitungan dengan variasi data yang lebih banyak, hal ini perlu dilakukan untuk meminimalisir waktu penelitian, juga penghematan bahan baku.
- Semua hasil yang ditampilkan pada paper ini merupakan kombinasi antara simulasi dan perhitungan dengan tanpa melakukan pengukuran parameter melalui uji statik. Usaha ini perlu dilakukan untuk melihat perbedaan komposisi yang dapat memberikan nilai yang terbaik. Tentu saja, komposisi optimal yang diperoleh belum tentu dapat diproses. Tetapi setidaknya, langkah ini dapat meminimalisir jumlah percobaan dalam memperoleh komposisi propelan double base.

DAFTAR PUSTAKA

- Chawari, M., *"Kemungkinan Pembuatan propelan Padat Double Base Disamping Propelan Padat Komposit di LAPAN"*, Seminar Nasional Iptek Dirgantara VIII-2004, Jakarta. 2004.
- O'Leary R. A., dan Beck, J. E., *"Nozzle Design"*, Threshold Journal, Rocketdyne's Engineering journal of Power, USA. 1992.

- Sutton, George P. dan Biblarz, Oscar, **“Rocket Propulsion Elements”**, 7th ed., John Wiley and Sons, New York. 2001.
- Wibowo, Heri Budi, **“Pembuatan Nitroselulosa Sebagai Bahan Baku Propelan Double Base”**, Proseding Seminar Nasional XIII “Kimia dalam pembangunan”, Yogyakarta, Juli 2010.
- Wibowo, Heri Budi dan Slamet Riadhi, Handoko, **“Pembuatan Nitroselulosa dan Mekanisme Hasil Reaksi Nitrasi Selulosa”**, Seminar Nasional PPTI 2010, Jakarta 2010.
- Yassin, Jamal Saleh, **“Performance of a Solid Propellant Rocket”**, Thesis, Departemen Teknik Aeronautik dan Astronautik, The Ohio State University, Amerika. 1986.
- Zaidar, Emma, **“Nitrogliserin Dapat Digunakan Sebagai Bahan Peledak”**, Jurusan Kimia FMIPA, USU, USU Digital Library. 2003.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Geni Rosita
Tempat & Tgl. Lahir : Bukittinggi
Jenis Kelamin : Wanita
Instansi Pekerjaan : LAPAN
NIP. / NIM. : 19571014 198903 2 001
Pangkat / Gol. Ruang : IV a
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti
Agama : Islam
Status Perkawinan : NIKAH

DATA PENDIDIKAN

SLTA : Tahun: 1980
STRATA 1 (S.1) : Tahun: 1986

ALAMAT

Alamat Rumah : Vila Dago Pamulang, alam asri 3. Blok j 17 no 3.
Telp. : (021) - 74634206 HP. : 08129727524
Alamat Kantor / Instansi : LAPAN, RUMPIN - Bogor
Telp. : 021-70289767 Fax. : 7590381
E-mail : genirosita@yahoo.co.id