

## Perbandingan Hasil Simulasi Performa Energetik Propelen Antara GDL ProPEP dan GUIPEP

Bagus H. Jihad\*, Geni Rosita\*\*

\*Bidang Propulsi; \*\*Bidang Material Dirgantara  
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)  
Jl. Raya LAPAN, Rumpin, Bogor.  
E-mail : baguserek@yahoo.com

### Abstrak

Besaran yang dibutuhkan guna memprediksi gaya dorong roket dihasilkan dari uji laboratorium dan beberapa simulasi sesuai dengan tujuan yang ingin dicapai. Untuk kepentingan tersebut LAPAN (dalam hal ini Bidang Propulsi) telah mengembangkan beberapa software aplikasi. Tentu, software yang dikembangkan harus diuji validitasnya, baik oleh software lain (komersial atau tidak) dan melalui pengujian skala penuh. Dalam hal membandingkan dengan software lain, maka software pembanding tersebut harus dipilih. Pilihan tersebut didasarkan antara lain oleh: akurasi hasil, kemudahan pakai (user friendly), batasan (constrain) dan harga.

Software aplikasi yang dikembangkan membutuhkan masukan (dalam hal ini untuk mereduksi waktu dan biaya) berupa; rasio panas jenis, temperature pembakaran, berat molekul gas hasil pembakaran. Dimana besaran tersebut dihasilkan dari simulasi menggunakan software GDL ProPEP atau GuiPEP. Berdasarkan hasil simulasi dan uji statik, dapat disimpulkan bahwa besaran yang diperoleh dari simulasi kedua software tersebut dapat digunakan sebagai masukan pada software GRAIN yang dikembangkan LAPAN.

Kata kunci : simulasi, GDL ProPEP, GuiPEP, Propulsi, Gaya dorong.

## PENDAHULUAN

Pada tulisan ini dilakukan perbandingan hasil simulasi antara software GDL ProPEP (Gas Dynamics Lab, Ver. 1.2 oleh James E. Lanier) dan software GUIPEP/MPEP (oleh Arthur J. Leksutis, Traxel Lab, Inc.), mengenai performa energetik propelan LAPAN. Kedua software ini dasarnya adalah software PEP (Propellant Evaluation Program) yang ditulis oleh D. R. Cruise pada NWC yang didiskripsikan dalam NWC TP 6037 dengan judul "Theoretical Computations of Equilibrium Compositions, Thermodynamic Properties, and Performance Characteristics of Propellant Systems".

PEP adalah sebuah "chemical equilibrium solver", yang menyeimbangkan persamaan kimia yang berhubungan dengan reaktan dan produk propelan dengan metoda yang dikenal dengan "minimization of Gibbs free Energy", lebih lanjut diuraikan oleh Gordon dan McBride<sup>[5, 7]</sup>. Reaktan yang membentuk propelan ditransformasikan secara adiabatik dan *irreversible* terhadap reaksi unsur pokok produk dalam jumlah yang tetap menggunakan relasi equilibrium, tekanan ruang bakar, dan keseimbangan masa pada sebuah temperatur reaksi. Formula untuk perhitungan equilibrium dapat dilihat pada NASA SP-273<sup>[5]</sup>, NASA TM 86885<sup>[6]</sup>, NASA RP-1311<sup>[7, 8]</sup>.

Perhitungan performa energetik teoritis dibutuhkan guna mengkarakterisasi performa dari sebuah propelan. Tiap analisis akan memberikan nilai teoritis mengenai; berat molekul, temperatur pembakaran, rasio kapasitas panas dari hasil pembakaran dan kecepatan karakteristik. Parameter ini merupakan fungsi dari komposisi propelan dan konfigurasi nosel. Performa ini berguna untuk mengevaluasi dan membandingkan performa dari beberapa jenis roket, memprediksi performa sebuah roket dan menentukan beberapa desain parameter yang dibutuhkan, seperti bentuk dan ukuran nosel, untuk sebuah kebutuhan.

Perhitungan parameter performa ideal didasarkan pada asumsi; kecepatan pada ruang bakar adalah nol, pembakaran terjadi secara sempurna, pembakaran adalah adiabatik dan ekspansi secara isentropik pada nosel, campuran adalah homogen, mematuhi Hk. gas ideal, aliran adalah satu dimensi (persamaan kontinuitas, energi dan momentum)<sup>[1-4]</sup>. Filipovic (2001), membuat sebuah model dengan asumsi tambahan; untuk performa equilibrium, komposisi diasumsikan tetap mempertahankan equilibrium tersebut selama proses ekspansi, sedangkan untuk performa 'frozen', komposisi diasumsikan tetap selama proses pembakaran<sup>[1]</sup>.

Kedua program ini merupakan software termokimia yang sangat berguna untuk mengevaluasi performa teoritis dari sebuah propelan padat. Software ini juga dapat digunakan untuk mengecek kemungkinan komposisi propelan, yang juga dapat digunakan menentukan dengan cepat rasio efektif kandungan untuk mencapai performa yang diinginkan. Hasil perbandingan merupakan "decision tool" untuk menetapkan software yang lebih tepat digunakan untuk memprediksi performa energetik propelan produksi LAPAN.

## PERBANDINGAN GDL Vs GUIPEP

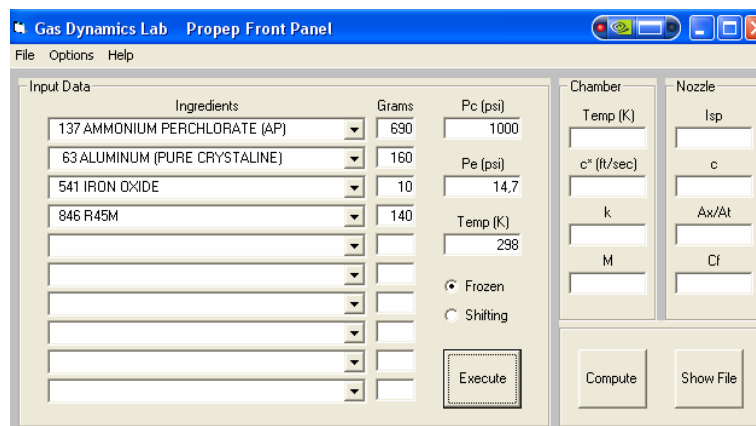
### Input

Kedua software ini relatif mudah digunakan. Sebagai masukan dapat dipilih hingga 10 kandungan propelan. Total masa yang ditambahkan tidak boleh lebih dari 100 gram, atau dapat dianggap sebagai persentase masing-masing unsur pembentuk. Berikutnya adalah menentukan berapa tekanan ruang bakar yang diinginkan, tekanan sekitar (ambient) dan temperatur awal propelan.

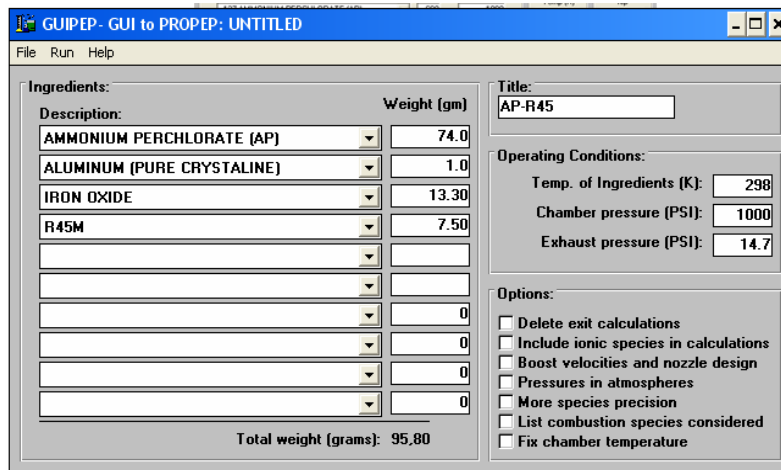
Pada GDL diberikan dua opsi equilibrium, yaitu *frozen* dan *shifting*. Kestimbangan *frozen* adalah kondisi komposisi kimia keluaran yang tidak berubah ketika melalui nosel (komposisi produk terbentuk dalam ruang bakar). Kestimbangan *shifting* mengasumsikan bahwa kestimbangan kimia terjadi seketika pada saat gas terekspansi melalui nosel<sup>[1, 2]</sup>. Sedangkan pada GUIPEP opsi ini tidak tersedia. Digantikan oleh 7 pilihan output yang diharapkan. Untuk GDL opsi ini terletak pada menu *option* yang jumlahnya hanya 6, tanpa opsi *fix chamber temperature*.

Yang lebih menonjol pada GUIPEP adalah opsi *run*, dimana user dapat memilih *single run* atau *multiple run*. Single run menjalankan simulasi hanya sekali saja, sedangkan multiple run, program dapat diperintah untuk mengerjakan simulasi dalam beberapa kali sesuai range yang diberikan. Range tersebut dapat berupa kandungan komposisi atau tekanan chamber dan tekanan keluar. Dengan data ini user tidak perlu melakukan eksekusi berkali-kali bila menginginkan perubahan pada data tersebut.

Perbedaan tampilan antarmuka software ini adalah sebagai berikut:



Gambar 1. Tampilan antar muka GDL ProPEP.



Gambar 2. Tampilan antar muka GUIPEP.

## Output

Output kedua program sama-sama berupa MS Notepad, dimana hasil simulasi dicantumkan. Data yang telah dimasukkan, akan ditampilkan kembali dengan tambahan berupa; kode pada pepcoded.dat, nama unsur, persentase berat, delta enthalpy dalam kalori/gram, densitas unsur (lb/in<sup>3</sup>) dan rumus kimia. Keluaran yang dihasilkan serupa, seperti pada gambar 3 sampai dengan gambar 10:

```
File Edit Format View Help
# Run using June 1988 Version of PEP,
Case 1 of 1 10 Jul 2006 at 7:10:21.40 pm

CODE      WEIGHT  D-H  DENS  COMPOSITION
143 AMMONIUM PERCHLORATE (AP)  690.000  -602  0.07040  1CL 4H 1N 40
69 ALUMINIUM (PURE CRYSTALLINE)  160.000  0  0.09760  1AL
605 IRON OXIDE  10.000  -1230  0.18400  30 2FE
924 R45M  140.000  -30  0.04330  667C 999H 50

THE PROPELLANT DENSITY IS 0.06790 LB/CU-IN OR 1.8794 GM/CC
THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 1000.0000 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS
38.862015 H  10.263423 C  5.872490 N  23.754751 O
5.930319 AL  5.872490 CL  0.125235 FE
```

Gambar 3. Output GDL ProPEP berupa MS Notepad.

```
File Edit Format View Help
# AP-R45 Run using June 1988 Version of PEP,
Case 1 of 1 8 Aug 2006 at 8:44: 5.88 pm

CODE      WEIGHT  D-H  DENS  COMPOSITION
143 AMMONIUM PERCHLORATE (AP)  690.000  -602  0.07040  1CL 4H 1N 40
69 ALUMINIUM (PURE CRYSTALLINE)  160.000  0  0.09760  1AL
605 IRON OXIDE  10.000  -1230  0.18400  30 2FE
924 R45M  140.000  -30  0.04330  667C 999H 50

THE PROPELLANT DENSITY IS 0.06790 LB/CU-IN OR 1.8794 GM/CC
THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 1000.0000 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS
38.862015 H  10.263423 C  5.872490 N  23.754751 O
5.930319 AL  5.872490 CL  0.125235 FE
```

Gambar 4. Output GUIPEP berupa MS Notepad.

Densitas ideal propelan diberikan sebagai keluaran berdasarkan persamaan berikut:

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_a}{\rho_a} + \frac{f_b}{\rho_b} + \frac{f_c}{\rho_c}} \quad (1)$$

Jumlah gram atom tiap-tiap elemen dalam campuran juga ditampilkan, ini mengindikasikan berapa banyak atom relatif tiap elemen membentuk produk pembakaran.

Bagian berikutnya dari tampilan output adalah kondisi pada ruang bakar, dengan baris pertama adalah temperatur pembakaran, tekanan ruang bakar yang diinginkan, enthalpi total campuran, entropi total, rasio panas jenis  $C_p/C_v$  ( $\gamma$ ), jumlah mol gas dalam campuran dan  $RT/V$ .

```
*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(P(SI) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
3314. 5507. 68.02 1000.00 -43.19 228.69 1.1788 3.641 18.685
SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL= 9.493 12.158
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED= 3.6406 0.2828
1.19957 H2 0.98092 CO 0.51037 HCl 0.43146 H2O
0.29305 N2 0.28279 Al2O3* 0.09613 H 0.04513 CO2
0.02729 Cl 0.01465 HO 0.01459 AlCl 0.00866 FeCl2
5.43E-03 AlCl2 3.64E-03 AlOCl 3.18E-03 Fe 1.13E-03 AlHO2
1.04E-03 AlHO 9.20E-04 NO 8.37E-04 AlCl3 6.88E-04 O
4.00E-04 FeCl 3.06E-04 AlO 2.20E-04 Al 1.48E-04 FeO
1.08E-04 FeH2O2 1.00E-04 CHO 9.77E-05 O2 7.85E-05 Al2O
7.81E-05 NH3 5.72E-05 Cl2 5.32E-05 CNH 5.11E-05 AlH
3.91E-05 COCl 2.22E-05 NH2 1.37E-05 HOC1 1.23E-05 CH2O
1.09E-05 N 9.44E-06 OCl 7.68E-06 NH 7.16E-06 FeCl3
6.58E-06 Al2O2 3.24E-06 CNHO 2.06E-06 NHO 1.90E-06 AlO2
1.43E-06 HO2
THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 25.488
```

Gambar 5. Output untuk kondisi ruang bakar (GDL).

```
*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(P(SI) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
3114. 5507. 68.02 1000.00 -431.88 2286.95 1.1788 36.406 1.868
SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL= 9.493 12.158
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED= 36.4060 2.8283
11.99570 H2 9.80925 CO 5.10377 HCl 4.31460 H2O
2.93054 N2 2.82795 Al2O3* 0.96127 H 0.45132 CO2
0.72727 Cl 0.14655 HO 0.14592 AlCl 0.00865 FeCl2
0.05432 AlCl2 0.03639 AlOCl 0.03180 Fe 0.01129 AlHO2
0.01039 AlHO 0.00920 NO 0.00836 AlCl3 0.00688 O
4.00E-03 FeCl 3.06E-03 AlO 2.20E-03 Al 1.48E-03 FeO
1.08E-03 FeH2O2 1.00E-03 CHO 9.77E-04 O2 7.85E-04 Al2O
7.81E-04 NH3 5.72E-04 Cl2 5.32E-04 CNH 5.11E-04 AlH
3.91E-04 COCl 2.22E-04 NH2 1.37E-04 HOC1 1.23E-04 CH2O
1.09E-04 N 9.44E-05 OCl 7.68E-05 NH 7.16E-05 FeCl3
6.58E-05 Al2O2 3.24E-05 CNHO 2.06E-05 NHO 1.90E-05 AlO2
1.43E-05 HO2
THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 25.488
```

Gambar 6. Output untuk kondisi ruang bakar (GUIPEP).

Parameter penting dari keluaran ini adalah:

- Temperatur pembakaran, dianggap sebagai temperatur nyala adiabatik. Secara umum, temperatur pembakaran yang lebih tinggi akan menghasilkan impuls spesifik yang juga lebih tinggi. Temperatur ruang bakar ini merupakan temperatur stagnasi, dimana desain nosel harus mempertimbangkan nilai ini.
- $C_p/C_v$ , rasio panas spesifik ( $\gamma$ ), untuk campuran pada kondisi ruang bakar. Besaran ini digunakan untuk menghitung kecepatan karakteristik ( $c^*$ ) dan tekanan ruang bakar. Nilai  $C_p/C_v$  dihitung berdasarkan persamaan:

$$\gamma = \frac{C_{p,mix}}{C_{p,mix} - R'} \quad (2)$$

Dimana,

$$C_{p,mix} = \frac{1}{n} \sum_i (n_i C_{p,i} + n_s C_s) \quad (3)$$

- GAS, jumlah mol gas produk pembakaran. Nilainya digunakan untuk menghitung berat molekul efektif campuran produk. Di mana harganya diperoleh dengan membagi jumlah masa dengan jumlah mol gas, untuk contoh ini,  $M = 100/3.641 = 27.46$  g/mol. Ini merupakan berat molekul yang tepat untuk digunakan dalam persamaan gas dinamik.

Berikutnya disajikan jumlah mol dari masing-masing unsur produk pembakaran. Nama produk yang diikuti dengan \* menunjukkan fase liquid dan & menunjukkan fase solid; selain itu semuanya adalah gas. Data ini berguna untuk menghitung rasio fraksi masa terhadap fase kondensasinya. Bagian akhir dari data di atas adalah berat molekul campuran, yang diperoleh dengan menjumlahkan fraksi mol tiap unsur pendukung dikalikan dengan berat molekulnya,

$$M_{mix} = \sum_i f_{mi} M_i \quad (4)$$

Bagian lain output program adalah kondisi keluaran nosel, seperti pada gambar berikut ini :

```
*****EXHAUST RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(P(SI) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
1985. 3114. 0.95 14.00 -122.39 228.69 1.2046 3.559 0.268
SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL= 8.978 10.801
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED= 3.5588 0.2965
1.26740 H2 0.96014 CO 0.56115 HCl 0.39342 H2O
0.29648 Al2O3& 0.29360 N2 0.06612 CO2 0.01244 FeCl2
3.21E-03 H 1.06E-03 Cl 9.89E-05 HO 4.62E-05 Fe
1.56E-05 AlCl3 6.74E-06 AlCl2 5.85E-06 AlCl 4.43E-06 FeCl
4.36E-06 NH3 3.86E-06 FeH2O2 2.63E-06 AlOCl 1.96E-06 FeCl3
1.62E-06 NO
THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 25.938
```

Gambar 7. Output untuk kondisi keluar nosel (GDL).

```
*****EXHAUST RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(P(SI) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
2001. 3143. 1.00 14.70 -1217.00 2286.95 1.2043 35.590 0.028
SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL= 8.988 10.812
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED= 35.5902 2.9652
12.66654 H2 9.60793 CO 5.61065 HCl 3.94063 H2O
2.96481 Al2O3& 2.93596 N2 0.65467 CO2 0.12434 FeCl2
0.03493 H 0.01148 Cl 0.00111 HO 0.00052 Fe
1.70E-04 AlCl3 7.93E-05 AlCl2 7.16E-05 AlCl 4.97E-05 FeCl
4.43E-05 NH3 4.15E-05 FeH2O2 3.41E-05 AlOCl 2.00E-05 FeCl3
1.86E-05 NO
THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 25.937
```

Gambar 8. Output untuk kondisi keluar nosel (GUIPEP).

Beberapa poin penting adalah [Jihad, 2006]:

- Temperatur hasil pembakaran turun secara signifikan sebagai akibat perubahan energi thermal menjadi energi kinetik. Temperatur exit dapat dihitung dengan persamaan:

$$T_e = \frac{T_o}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2} \quad (5)$$

di mana,

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{P_o}{P_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (6)$$

Dengan  $T_o$  = temperatur ruang bakar,  $P_o/P_e$  adalah rasio tekanan ruang bakar/tekanan exit,  $M_e$  adalah bilangan Mach, dan  $\gamma$  adalah  $C_p/C_v$  untuk kondisi keluar nosel.

- Tekanan ruang bakar turun menjadi satu atmosfer sesuai dengan kondisi desain.
- Baik  $C_p/C_v$  maupun jumlah mol gas mengalami sedikit perubahan, hal ini disebabkan oleh perubahan komposisi dan temperatur keluar melalui nosel.
- Demikian juga halnya dengan panas spesifik dan jumlah mol kondensasi mengalami perubahan dari kondisi ruang bakar.

Bagian akhir output program adalah performa motor roket seperti pada gambar berikut,

```
*****PERFORMANCE: FROZEN ON FIRST LINE, SHIFTING ON SECOND LINE*****
IMPULSE  IS EX    T*      P*      C*      ISP*    OPT-EX  D-ISP    A*M    EX-T
 255.3   1.1858  3033.   38.59  5079.5  198.2   9.47   479.9   0.15791 1698.
 262.6   1.1300  3123.   39.35  5236.9  198.2   10.21  493.4   0.16280 1985.
```

Gambar 9. Output untuk performa motor roket (GDL ProPEP).

```
*****PERFORMANCE: FROZEN ON FIRST LINE, SHIFTING ON SECOND LINE*****
IMPULSE  IS EX    T*      P*      C*      ISP*    OPT-EX  D-ISP    A*M    EX-T
 254.3   1.1857  3033.   38.59  5079.9  197.3   9.13   477.9   0.15792 1711.
 261.4   1.1550  3089.   39.00  5128.8  197.3   10.05  491.3   0.15944 2001.
```

Gambar 10. Output untuk performa motor roket (GUIPEP).

Beberapa poin penting dari output tersebut adalah:

- Impuls spesifik ideal merupakan kunci ukuran performa motor roket, yang dapat ditentukan dari persamaan,

$$I_{SP} = \frac{1}{g} \sqrt{2T_o \left( \frac{R'}{M} \right) \left( \frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (7)$$

Dengan nilai  $\gamma$  merupakan rata-rata dari kondisi ruang bakar dan kondisi keluar dan  $M$  adalah berat molekul efektif rata-rata kondisi ruang bakar dan kondisi keluar.

- Eksponen isentropik adalah sama dengan  $\gamma$  untuk gas ideal ( $PV^\gamma = \text{konstan}$ ). Karena gas tidak sempurna, maka nilai IS EX tidak sama dengan  $C_p/C_v$ .

- $T^*$  dan  $P^*$  disebut sebagai nilai kritis dari tekanan dan temperatur aliran di mana kecepatan aliran adalah satu Mach, yaitu pada throat. Nilainya dapat dihitung menggunakan persamaan berikut ini, dengan satuan Kelvin dan atmosfer.

$$T^* = \frac{T_o}{1 + \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (8)$$

dan

$$P^* = \frac{P_o}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (9)$$

- $C^*$  adalah kecepatan karakteristik dengan satuan ft/s. parameter ini digunakan sebagai gambaran termokimia untuk propelan tertentu, yang dapat dihitung dengan persamaan,

$$C^* = \sqrt{\frac{\left(\frac{R'}{M}\right) T_o}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}} \quad (10)$$

- OPT-EX adalah rasio ekspansi optimum ( $A_e/A_t$ ) yang merupakan parameter penting dalam desain nosel. Nilai ini digunakan untuk mendapatkan diameter exit, di mana  $D_e = D_t \sqrt{A_e/A_t}$ . Rasio ini dapat diperoleh menggunakan persamaan,

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{\left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\left(\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right]}} \quad (11)$$

di mana  $\gamma$  adalah nilai  $C_p/C_v$  untuk kondisi keluar.

- D-ISP, adalah Impuls spesifik densitas, yang didefinisikan sebagai hasil dari impuls spesifik dikali spesifik gravity propelan ( $I_D = I_{SP} \cdot \delta_p$ ), spesifik gravity secara numerik sama dengan densitas, dalam gr/cc. Nilai D-ISP yang besar penting untuk mendapatkan desain motor yang kompak.
- EX-T adalah temperatur keluar bidang nosel (Kelvin) dan dapat diperoleh menggunakan persamaan (5).

## HASIL SIMULASI DAN DISKUSI

Propelan yang dihasilkan oleh LAPAN merupakan propelan komposit HTPB dengan beberapa komposisi. Komposisi yang diambil sebagai input pada perbandingan software ini adalah AP/AL/Binder dengan persentase (70/10/20). Sebagai masukan selain kandungan dan komposisinya, temperatur awal propelan diberikan sebesar 300 K dan sebagai referensi tekanan ruang bakar diberikan sebesar 1000 Psi (68,5 atm atau 70,31 Kg/cm<sup>2</sup>) dan tekanan sekitar 14.7 Psi (1 atm atau 1.034 Kg/cm<sup>2</sup>), Jihad, 2006. Nilai ini merupakan nilai yang umum digunakan di USA, yaitu dengan rasio 68. Sebagai perbandingan di Perancis digunakan nilai perbandingan 70 (Davenas, 1993, hal 23)<sup>[3]</sup>. Hasil simulasinya disajikan pada Tabel I, II, dan III.

Dari kedua tabel di atas, diperoleh berat jenis propelan yang sama sebesar  $1,6325 \text{ gr/cm}^3$ , karena dihitung berdasarkan fraksi berat campuran. Sedangkan hasil penelitian LAPAN adalah 1.58 yang menyebabkan campuran tidak homogen 100%. Selain itu simulasi ini mengasumsikan bahwa loading  $\text{gr/cm}^3$ , sehingga ada perbedaan sebesar  $\pm 2,987\%$ . Perbedaan dibawah 5% cukup memadai dan dapat diterima. Perbedaan ini dapat disebabkan oleh beberapa hal; simulasi ini adalah perhitungan teoritis ideal, tetapi dalam prakteknya, pencampuran mungkin tidak terjadi secara sempurna, kemungkinan terdapat gelembung udara, atau adanya porositas, atau mungkin metoda pengukurannya yang kurang tepat.

Untuk temperatur pembakaran pada dua tingkat tekanan yang dihitung, tidak tampak perbedaan yang menyolok pada ruang bakar, demikian halnya untuk temperatur keluar nosel. Demikian juga halnya pada temperatur pada throat nosel tidak memberikan perbedaan berarti. Perbedaan pada performanya sekitar  $11^\circ$  dengan software GUIPEP menghasilkan nilai yang lebih tinggi. Tetapi tidak demikian halnya untuk tekanan, terjadi perbedaan yang ada cukup signifikan yaitu sebesar  $\pm 0.65 \text{ Kg/cm}^2$ , untuk asumsi shifting pada  $50 \text{ Kg/cm}^2$ . Berat Molekul dengan tekanan yang lebih besar memberikan hasil yang lebih besar pula walaupun pada temperatur ruang bakar yang sama. Sesuai dengan persamaan 7, untuk tekanan ruang bakar yang lebih besar memberikan impulse spesifik yang lebih besar.

Untuk beberapa tingkat, akurasi hasil tergantung pada file JANNAF.DAT yang berisikan formasi data reaksi panas spesies yang digunakan oleh solver. Spesies yang ada dalam daftar jumlahnya terbatas, dan untuk kombinasi propelan yang tidak umum, hasil reaksi aktualnya tidak akan tersedia. Selain hal itu laju bakar (burn rate) propelan tidak digunakan baik oleh GDL ProPEP maupun GUIPEP, sehingga campuran propelan yang diberikan berupa *self-combusting*. Walaupun jelas bahwa hasil ini merupakan taksiran singkat, kenyataan ini harus tetap dijadikan pertimbangan dalam mengevaluasi sebuah propelan.

Sebagai contoh, penambahan unsur logam semisal aluminium akan meningkatkan performa yang cukup signifikan untuk beberapa jenis propelan, sesuai hasil simulasi GDL ProPEP/GUIPEP. Hal ini tidak selamanya benar, karena banyak logam yang tetap tak terbakar kecuali kecuali reaksi propelan terjadi pada temperatur yang sangat tinggi dan ukuran partikel logamnya halus. Batasan yang lain adalah mengenai prediksi performa propelan dengan persentase kondensasi partikel yang signifikan (two-phase flow). Nilai  $C_p/C_v$  dan eksponen isentropik yang digunakan oleh solver GDL ProPEP/GUIPEP untuk menentukan semua performa propelan dihitung untuk campuran gas-partikel.

Satu hal yang perlu dicermati adalah beberapa perbedaan yang muncul pada gambar 5 dan gambar 6. Terdapat perbedaan hasil tampilan antara GDL dan GUIPEP, yang disajikan pada tabel I. Hal yang sama juga tampak pada gambar 7 dan gambar 8. Bila hasil akhir yang diharapkan, maka hal ini tidak mengganggu, karena hasil akhir keduanya identik. Tetapi bila besaran per item yang digunakan, maka disarankan untuk memilih data yang ditampilkan oleh GDL.

Tabel I. Perbedaan hasil antara GDL dan GUIPEP

Software/item	Entropi	Gas	RT/V	Jml mol gas	kondensat
GDL	228,69	3,641	18,685	3,6406	0,2828
GUIPEP	2286,95	36,406	1,868	36,4060	2,8283

## KESIMPULAN

Dari hasil simulasi untuk kondisi propelan yang sama dan dengan kondisi tekanan dan temperatur awal yang sama, maka kedua software dapat memberikan hasil yang sama. Memang terjadi perbedaan, tetapi nilainya tidak cukup signifikan. Sehingga dapat disimpulkan bahwa kedua software tersebut dapat digunakan untuk mensimulasikan pembakaran propelan dengan segala batasan yang

ada. Tetapi kelebihan yang dimiliki oleh GUIPEP, yang tidak dimiliki oleh GDL adalah kemampuan untuk melakukan multiple run. Multiple run adalah pilihan eksekusi yang membuat program dapat mensimulasikan hasil pada beberapa keadaan, pilihan yang diberikan berupa tekanan atau komposisi propelan yang digunakan, dengan memberikan nilai minimal dan maksimal.

Hal lain adalah adanya beberapa perbedaan hasil besaran seperti yang diuraikan di atas. Dengan demikian, pengguna dapat memilih sesuai dengan kekurangan dan kelebihan masing-masing software tersebut.

Menggunakan besaran yang dihasilkan oleh kedua software tersebut, dilakukan simulasi lanjutan untuk mendapatkan karakteristik gaya dorong motor roket, menggunakan software GRAIN yang dikembangkan oleh LAPAN. Data yang diperoleh selanjutnya dibandingkan dengan hasil uji statik. Hasil yang diperoleh menunjukkan adanya perbedaan, hal ini disadari karena software grain yang dikembangkan belum memasukan nilai rugi-rugi yang terjadi (Jihad, 2006<sup>[8,9]</sup>).

## DAFTAR PUSTAKA

1. Filipovic, Milos dan Kilibarda, Nikola, 2001, *The Calculation of Theoretical Energetic Performances of Composite Rocket Propellants*, J. Ser. Chem. Soc. 66(2) 2001, pp. 107-117.
2. Sutton, George P., 2001, *Rocket Propulsion Elements*, 7<sup>th</sup> ed., John Wiley and Sons, USA.
3. Davenas, Alain, 1993, *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press Ltd. England.
4. Gordon, Sanford dan McBride, Bonnie J., 1976, *Computer Program for Calculating of complex Chemical Equilibrium Composition, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations*, NASA SP-273, NASA Lewis Research Center, Washington.
5. Gordon, Sanford dan McBride, Bonnie J., 1984, *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications Supplement I-Transport Properties*, NASA TM 86885, NASA Lewis Research Center, Cleveland Ohio.
6. Gordon, Sanford dan McBride, Bonnie J., 1994, *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications – I. Analysis*, NASA Reference Publication 1311, NASA Lewis Research Center, Cleveland Ohio.
7. Gordon, Sanford dan McBride, Bonnie J., 1996, *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications – II. Users Manual and Program Description*, NASA Reference Publication 1311, NASA Lewis Research Center, Cleveland Ohio.
8. Jihad, Bagus H., Rosita Geni, 2006, *Simulasi Performa Teoritis Energetik Propelan*, Prosiding Seminar Teknologi Simulasi II, Yogyakarta, 21 September 2006, Jurusan Teknik Mesin dan Industri, Universitas Gajah Mada, hal VIII-1 s/d VIII-7.
9. Jihad, Bagus H, Saeri, Soemardi, Tresna P., 2006, *Perhitungan Impuls Spesifik (Isp) Teoritis Propelan*, Prosiding Seminar Teknologi Simulasi II, Yogyakarta, 21 September 2006, Jurusan Teknik Mesin dan Industri, Universitas Gajah Mada, hal VIII-8 s/d VIII-17.

Tabel II. Hasil Simulasi dengan GDL ProPEP ( $P_c = 70.31 \text{ Kg/cm}^2$ ;  $P_a = 1.034 \text{ Kg/cm}^2$ ).

Kondisi	T (K)	P (atm)	Enthalpy	Entropy	$C_p/C_v$ ( $\gamma$ )	Gas	RT/V	BM	$\rho$ (gr/cm <sup>3</sup> )
Chamber	2576	68.02	-52.45	238.35	1.2159	4.234	16.031	22.538	1.6325
Exit	1201	1	-118.96	238.35	1.2635	4.236	0.225	22.617	-

### Performa :

Equi	Isp <sub>id</sub>	Is Ex	T*	P*	C*	$\epsilon_{opt}$	D-Isp	T <sub>e</sub>
Frozen	236.7	1.2329	2307	37.97	4751.0	8.63	386.3	1150
Shifting	240.6	1.2048	2336	38.29	4821.3	8.72	392.8	1201



Tabel III. Hasil Simulasi dengan GUIPEP ( $P_c = 70.31 \text{ Kg/cm}^2$ ;  $P_a = 1.034 \text{ Kg/cm}^2$ ).

Kondisi	T (K)	P (atm)	Enthalpy	Entropy	$C_p/C_v$ ( $\gamma$ )	Gas	RT/V	BM	$\rho$ (gr/cm <sup>3</sup> )
<b>Chamber</b>	2574	68.02	-52.52	238.35	1.2159	4.244	16.028	22.582	1.6325
<b>Exit</b>	1212	1.00	-118.50	238.35	1.2631	4.237	0.236	22.615	-

**Performa :**

Equi	Isp <sub>id</sub>	Is Ex	T*	P*	C*	$\epsilon_{opt}$	D-Isp	T <sub>e</sub>
<b>Frozen</b>	235.7	1.2326	2306	37.97	4750.9	8.33	384.8	1161
<b>Shifting</b>	239.6	1.2088	2334	38.28	4820.4	8.41	391.2	1212