

ANALISA PERFORMA PROPULSI ROKET EKSPERIMENTAL DENGAN MENGGUNAKAN *SOLID PROPELLANT* UNTUK PELUNCUR PESAWAT UAV (*UNMANNED AERIAL VEHICLE*)

Haryadi Deswara¹, FX. Djamari²
Program Studi Teknik Penerbangan Fakultas Teknik
Universitas Nurtanio Bandung

ABSTRAKSI

Roket bermula untuk penggunaan militer dan rekreasi pada abad ke-13 masehi. Penggunaan roket secara intensif untuk militer, industri dan ilmu pengetahuan dimulai pada awal abad ke-20, dimana teknologi peroketan mampu mengantarkan umat manusia menuju Era ruang angkasa, termasuk mengantarkan manusia menginjakkan kakinya ke bulan.

Dengan perkembangan ilmu pengetahuan yang sangat pesat, saat ini penggunaan roket telah banyak digunakan untuk pendorong suatu wahana yang dapat terbang, salah satunya adalah sebagai pendorong *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). UAV digolongkan menjadi dua yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. Untuk *rotary-wing* (UAV) tidak membutuhkan landasan pacu yang panjang karena UAV jenis ini terbang secara *Vertical Take-Off Landing* (VTOL) sedangkan UAV jenis *fixed-wing* membutuhkan landasan pacu, terlebih jika ukuran UAV tersebut cukup besar, untuk mensiasati hal tersebut biasanya UAV membutuhkan alat bantu untuk peluncurannya. Beberapa alat bantu peluncuran UAV adalah dengan menggunakan *catapult launcher* dan menggunakan *Rocket-Assisted Take Off* (RATO).

Dalam skripsi ini penulis mencoba membuat roket eksperimental untuk peluncur pesawat UAV Skywalker X8 yang memiliki berat 3,5 Kg (34,34 N). Dari hasil penelitian yang telah dilaksanakan, roket tersebut mempunyai *thrust* rata-rata sebesar 96 N. Dan demikian dapat disimpulkan bahwa roket tersebut mampu meluncurkan pesawat UAV Skywalker X8.

Pendahuluan

Seiring dengan kemajuan teknologi dalam bidang ilmu penerbangan, perkembangan pesawat UAV semakin pesat. Jenis-jenis UAV digolongkan menjadi dua yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. *Fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) memiliki banyak keunggulan bila dibandingkan dengan pesawat berawak, tetapi apabila UAV tersebut terlalu besar maka untuk melakukan lepas landas tidak bisa dilakukan dengan

tangan (*launched by hand*) tetapi harus membutuhkan landasan pacu yang panjang. Sedangkan *rotary-wing Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) tidak membutuhkan landasan pacu yang panjang karena UAV jenis ini terbang secara *Vertical Take-Off Landing* (VTOL).

Untuk mensiasati agar *Fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle* dapat lepas landas secara sempurna maka proses peluncurannya menggunakan alat bantu *take off, catapult*

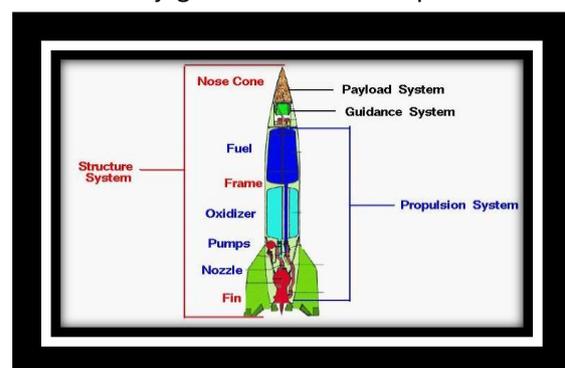
atau *Rocket-Assisted Take Off* (RATO). Roket merupakan sebuah sistem propulsi penghasil tenaga (*combustion engine*) yang menghasilkan dorongan melalui reaksi pembakaran dari *propellant*. UAV ini diluncurkan dari sebuah tempat peluncuran menggunakan roket sebagai tenaga pendorongnya. RATO berguna pada daerah di mana ruang terbuka sangat terbatas atau peluncuran yang dilakukan dari kapal laut. Sedangkan untuk proses mendaratnya, UAV ini dapat *landing* menggunakan parasut atau jaring.

Perancangan *propellant* pada roket bertujuan mensimulasikan roket agar dapat memberikan tekanan pendorong, sehingga tekanan yang dikeluarkan serta *thrust* dari pembakaran *propellant* mencapai sasaran yang diinginkan. Maka dari itu pembuatan *propellant* itu sendiri terbuat dari bahan dasar KNO_3 dan $\text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$ yang memiliki nilai pembakaran yang baik dan cepat rambat reaksi pembakarannya cukup lama. Sehingga energi yang ditimbulkan dari *propellant* serta dibantu dengan dimensi atau ukuran *nozzle* juga menentukan terhadap gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan. Untuk itu perlu adanya perhitungan yang tepat dalam membuat *propellant*, sehingga mampu memberikan gaya dorong yang optimal bagi roket.

Bagian - Bagian Pada Roket

Seperti yang terdapat pada Gambar 1 komponen utama wahana roket yang terdiri dari empat bagian utama, yaitu: rangka (*structure system*), beban (*payload system*), sistem pemandu (*guidance system*) dan sedangkan roketnya sendiri sebagai *propulsion system* terdiri dari : *fuel*, *oxidizer*, *pumps*, *combustion chamber* dan *nozzle*.

Rangka atau badan roket terbuat dari bahan yang ringan dan kuat seperti titanium dan aluminium, karena rangka berfungsi sebagai pelindung. Badan roket ini juga dilapisi dengan lapisan khusus untuk melindunginya dari panas yang berlebihan saat menembus atmosfer bumi dan juga untuk melindungi dari dingin yang berlebihan. Sirip di pasang pada bagian bawah roket, bagian hidung roket dan ditengah-tengah roket tergantung dari perancangan roket tersebut untuk menjaga stabilitas selama peluncuran.



Gambar 1 Bagian-bagian roket

Dasar Teori

Sebuah roket berbahan bakar padat atau roket padat adalah roket dengan motor roket yang menggunakan *propellant* padat

(bahan bakar dan oksidator). Roket padat masih digunakan hingga saat ini dalam model roket dan aplikasi yang lebih besar untuk kecanggihan dan kehandalan. Roket dengan *propellant* padat dapat disimpan untuk waktu yang lama, dan kemudian dapat diandalkan untuk diluncurkan dalam waktu singkat sehingga motor roket padat ini sering digunakan dalam aplikasi militer seperti rudal. Roket dengan *propellant* padat tidak digunakan sebagai wahana peluncur satelit atau pesawat antariksa karena kemampuan pembakaran motor roket padat lebih cepat habis terbakar dan tidak dapat dihentikan secara manual kalau bahan bakarnya telah terbakar, sedangkan motor roket dengan *propellant* cair pembakarannya dapat berlangsung lama dan dapat dihentikan jika telah terjadi pembakaran, tetapi roket dengan *propellant* padat ini sering digunakan sebagai *strap-on* untuk meningkatkan kapasitas muatan atau sebagai *spin-stabilized* ketika suatu pesawat membutuhkan kecepatan yang lebih tinggi dari normalnya. Sebuah motor roket padat yang sederhana terdiri dari *casing*, *nozzle*, *grain propellant* dan *igniter*. *Grain propellant* memiliki perilaku seperti massa yang *solid*, dapat terbakar secara diprediksi dan memproduksi gas buang. Setelah dinyalakan, motor roket dengan *propellant* padat tidak bisa dimatikan lagi karena mengandung semua bahan yang diperlukan untuk pembakaran di dalam ruang di mana mereka dibakar.

Di dalam ruang bakar terjadi perubahan energi potensial *propellant* menjadi energi potensial gas. Perubahan dari pembakaran *propellant* yang keluar melalui *exit area nozzle* dan menjadi gas. Dengan adanya *nozzle* di belakang ruang bakar maka energi potensial gas tersebut diubah menjadi energi kinetik gas yang dimanifestasikan dalam bentuk gaya dorong. Motor roket menghasilkan gaya dorong sesuai dengan rumus fisika yaitu massa kali percepatan, dimana massa mendefinisikan berat gas panas yang meninggalkan motor dan akselerasi mendefinisikan perubahan kecepatan gas panas dari bagian dalam motor ke lingkungan luar. Salah satu syarat agar gaya dorong yang dihasilkan optimal adalah tekanan statik aliran keluar *nozzle* sama dengan tekanan atmosfer. Merupakan salah satu syarat agar gaya dorong optimal. Dalam hal ini tekanan atmosfer dipilih sebesar 1 bar.

Cara Kerja Roket Eksperimental

Dorongan roket merupakan penerapan dari hukum Newton ke III dan Kekekalan momentum. Roket memiliki bahan bakar padat berupa *propellant*, *propellant* tersebut dibakar dalam ruang pembakaran sehingga menghasilkan gas lalu dibuang melalui *nozzle* yang terletak dibelakang roket. Akibatnya terjadi perubahan momentum pada gas selama selang waktu tertentu. Berdasarkan hukum Newton ke II, perubahan momentum persatuan waktu tertentu sama

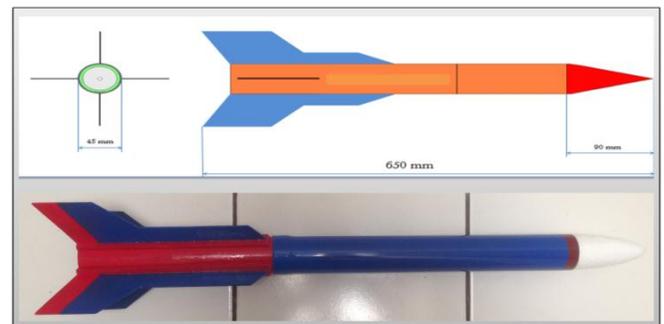
dengan gaya total. Jadi bisa dikatakan bahwa terdapat gaya total pada gas yang disemburkan roket ke belakang. Gaya total tersebut merupakan gaya aksi yang diberikan oleh roket kepada gas, di mana arahnya ke bawah. Sebagai tanggapan, gas memberikan gaya reaksi kepada roket, di mana besar gaya reaksi sama dengan gaya aksi, hanya arahnya berlawanan. Gaya reaksi yang diberikan oleh gas tersebut yang mendorong roket ke atas.

Roket Eksperimental dirancang dengan menggunakan bahan baku ringan seperti kayu balsa dan plastik. Sirip roket terpaku dengan tubuh tabung guna menciptakan stabilitas. Pemegang motor roket juga merupakan bagian dari roket yang berfungsi menjaga dan menahan motor di tempatnya selama roket menghasilkan gaya dorong.

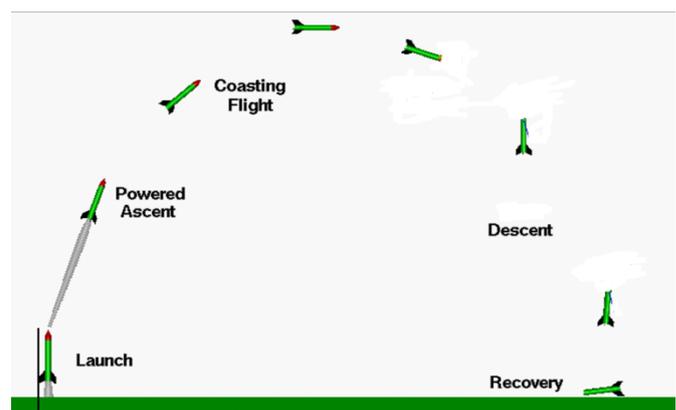
Roket Eksperimental menggunakan *propellant* sebagai tenaga pendorong ke udara yang terlebih dahulu harus dinyalakan menggunakan listrik guna membakar *propellant* roket tersebut. Setelah akselerasi maka roket akan terus terbang ke atas dengan memancarkan asap yang keluar dari *exhaust*.

Jika dilihat pada Gambar 3 jalur penerbangan roket ditunjukkan sebagai busur yang mengarah ke langit. Idealnya, jalur penerbangan akan lurus ke atas dan ke bawah sehingga dapat memberikan ketinggian maksimum yang dapat dicapai oleh roket. Tetapi model roket sering berubah searah

dengan mata angin selama penerbangan karena efek yang disebut *weather cocking*. Efeknya adalah hasil dari gaya aerodinamika pada roket dapat menyebabkan ketinggian maksimum akan sedikit kurang optimal.



Gambar 2 Roket Model



Gambar 3 Flight Sequence Rocket

Sistem Propulsi Motor Roket

Kemampuan penguasaan perancangan dan simulasi komputer sistem propulsi motor roket merupakan salah satu tolak ukur adanya kemampuan penguasaan teknologi sistem propulsi roket. Fenomena fisika yang terjadi pada sistem propulsi motor roket dibuat model-model matematik, yang selanjutnya dibuat simulasi komputer untuk mendapatkan suatu sistem propulsi yang optimum. Parameter masukan untuk

keperluan simulasi komputer berasal dari karakteristik *propellant*, konfigurasi *grain propellant*, dan dimensi motor.

Bila misi penelitian telah ditetapkan, perancangan dan simulasi komputer diarahkan untuk merealisasikan misi tersebut, sehingga diperoleh suatu sistem propulsi yang optimum. Selanjutnya diimplementasikan pada penelitian komposisi dan proses pembuatan *propellant*, igniter, konstruksi motor roket, dan pengujian statik.

Prototipe

Pada umumnya, roket terdiri dari tiga bagian. Bagian *payload*, kendali, dan motor roket. Bagian pembawa muatan berfungsi untuk mengangkut barang. Bagian pengendali merupakan bagian di mana terdapat piranti untuk mengendalikan roket. Dan bagian motor merupakan bagian di mana terdapat motor serta bahan bakar roket.

Model roket eksperimental ini memiliki panjang 650 mm dan diameter *body* 45 mm serta berat keseluruhan roket 500 gram. Untuk bagian stabilitasnya menggunakan *fin* dengan panjang 200 mm dan tinggi 40 mm. Letak CG dari roket eksperimental ini 310 mm dibelakang *nose* roket.

Sedangkan motor roket memiliki panjang 145 mm, diameter motor roket 33 mm dan panjang *propellant* di motor roket 105 mm. Panjang dari *cap* sampai *propellant* 25 mm. Kemudian untuk bagian *nozzle* memiliki panjang 15 mm dan diameter *throat* 6 mm.

Prototipe dari motor roket ditunjukkan pada Gambar 4 berikut ini



Gambar 4 Prototipe roket

Penghitungan Thrust Roket

Metode ini menggunakan perhitungan manual untuk memprediksi gaya dorong roket pada saat meluncur ke udara. Berikut ini adalah langkah-langkah dari metode iterasi dengan perhitungan manual.

$$P_0 = \frac{A_b}{A_t} \frac{\rho_b r}{\sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}$$

Dimana : ρ_b = Tekanan di ruang bakar (N/m²)

A_b = Burning area (mm²)

A_t = Throat area (mm²)

ρ_b =Densitas *propellant* (Kg/m³)

r = Laju pembakaran (m/s)

γ = *Specific heat rasio*

R = Konstanta gas per satuan berat (J/kg. K)

t_0 = Temperatur pada ruang bakar roket (°K)

$$F = A_t p_0 \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

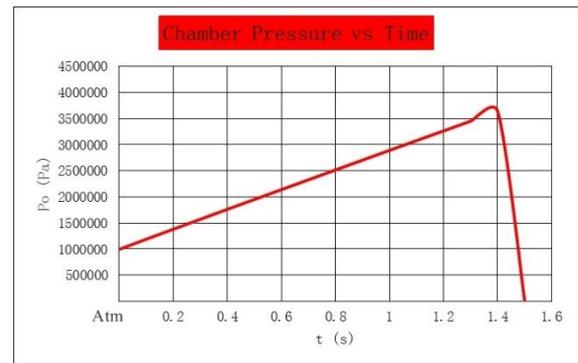
Dimana : F = Gaya dorong (Newton)
 p_o = Tekanan di ruang bakar (N/m²)
 γ = Specific heat ratio
 p_e = Tekanan exit (N/m²)
 A_t = throat area

Tabel 1 Properti dan Variabel

PROPERTIES & VARIABLES		
d throat	6	mm
A _t	2,82743E-05	m ²
P _b	1767	kg/m ³
γ	1,136	
T ₀	1552	K
a ₁	7,852	
n ₁	-0,013	
a ₂	3,9	
n ₂	0,535	
R	208,4	J/kg-K
Pe	101325	Pa
lp ₁	90	mm
Ab initial	2262,003	mm ²

Chamber Pressure VS Time

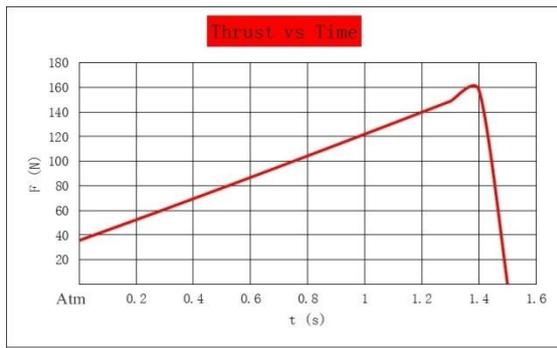
Pada keadaan tekanan chamber yang terjadi dengan menggunakan data hasil properties dan variable untuk roket eksperimental titik puncak tekanan adalah 3700000 Pa atau sekitar 3,7 bar dengan memerlukan waktu sebanyak 1,5 detik.



Gambar 5 Chamber Pressure vs Time

Thrust VS Time

Dari data yang diperoleh dengan menggunakan metode karakteristik kemudian diolah menjadi plot distribusi antara thrust dan waktu mendapatkan hasil nilai dengan mula-mula jumlah gaya sekitaran 35,67 Newton kemudian titik puncak jumlah gaya pada nozzle di exit area sebesar 157,76 Newton. Pada tabel 5.2 terlampir bahwa karakteristik nozzle disetiap titik memiliki nilai yang berbeda karena pengaruh kuas dari nozzle roket.



Gambar 6 Thrust vs Time

Tabel 2 Gaya Dorong

t (s)	d grain (mm)	arc (mm)	Ab (mm ²)	Abt (mm ²)	po (Pa)	r (mm/s)	F (N)
0	8	25.132741	2261.94671	2261.94671	992980	7.852885	35.67554317
0.1	9.570576989	30.066854	2706.01689	2706.01689	1187894.4	7.834609	44.09646672
0.2	11.13749887	34.989485	3149.05362	3149.05362	1379162.7	7.819419	52.50308529
0.3	12.70138258	39.90257	3591.23132	3591.23132	1569769.6	7.80627	60.99867102
0.4	14.26263667	44.807395	4032.66551	4032.66551	1759761.8	7.794685	69.56737229
0.5	15.82157364	49.70494	4473.44456	4473.44456	1949210.3	7.784331	78.19878721
0.6	17.37843985	54.595979	4913.63811	4913.63811	2138171.6	7.774973	86.88483701
0.7	18.93343452	59.481139	5353.30249	5353.30249	2326691.4	7.766438	95.61910372
0.8	20.48672203	64.360935	5792.48419	5792.48419	2514807.8	7.758592	104.3963808
0.9	22.03844038	69.235802	6231.22221	6231.22221	2702553	7.751333	113.2123705
1	23.58870698	74.106109	6669.54977	6669.54977	2889954.5	7.74458	122.0634725
1.1	25.13762301	78.972172	7107.49546	7107.49546	3077035.8	7.738267	130.9466327
1.2	26.68527651	83.834269	7545.08418	7545.08418	3263817.8	7.732341	139.8592318
1.3	28.2317448	88.692642	7982.33779	7982.33779	3450318.7	7.726758	148.799002
1.4	29.77709633	93.547507	8419.27564	8419.27564	3636554.5	7.721479	157.763963
1.5	-	-	-	-	0	-	0
			P0 ave		2322578.9	F ave	96.03899465

- Keterangan :
- t = Waktu (s)
 - d grain = Diameter *propellant* yang terbakar (mm)
 - arc = keliling *propellant* yang terbakar (mm)
 - Ab = *Burning area* (mm²)
 - Abt = *Burning area total* (mm²)
 - po = Tekanan di ruang bakar (N/m²)
 - r = Laju pembakaran (mm/s)
 - F = *Thrust* (N)

Gaya dorong yang tercantum pada Tabel 2 diperoleh dari perhitungan yang sudah dilakukan pada bab sebelumnya. Berdasarkan hasil perhitungan diketahui bahwa gaya rata-rata yang dihasilkan sekitar 96 N.

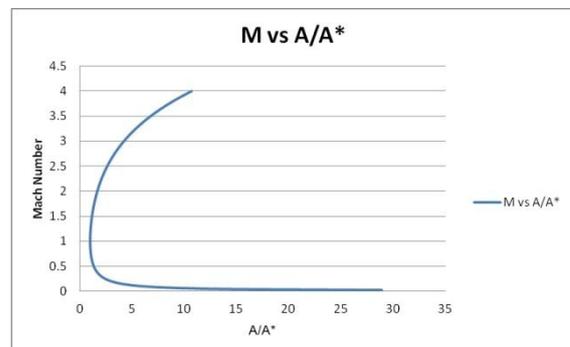
Kondisi Pada Combustion Chamber

Pada bagian di *combustion chamber* tekanan yang terjadi pada setiap titik memiliki nilai yang berbeda karena adanya pengaruh suhu, nilai kerapatan udara dan nilai kerapatan *propellant* roket. Untuk lebih jelasnya kondisi nilai pada *combustion chamber* terlampir di dalam lampiran dalam skripsi ini di bagian karakteristik pada *combustion chamber*. Pada tabel 5.3 terdapat *properties* yang digunakan untuk kondisi *combustion chamber* dan pada gambar 5.3 adalah distribusi *mach number* pada setiap luas *combustion chamber*.

Kondisi Combustion Chamber

p_o	2322578,9	Pa	F ave	96,03899465
	22,921	atm		
t_o	1552	K		
d throat	6	mm		
At(A*)	2.82743E-05	m ²		
?	1,136			
R	208,4	J/(kg.K)		
p_e	101325	Pa		
t	1,4	s		
Ab	8419,27564	mm ²		

Tabel 3 Kondisi pada Combustion Chamber



Gambar 7 Perbandingan M vs A/A*

Kesimpulan

Berdasarkan perancangan propulsi roket eksperimental maka penulis dapat menarik kesimpulan sebagai berikut:

1. Berdasarkan perhitungan diperoleh gaya dorong maksimal sebesar 157 N (16,009 Kg) pada detik ke 1,5.
2. Mendapatkan *grain* konfigurasi untuk pendorong UAV.
3. Pesawat dapat *take-off* tanpa landasan karena dibantu dengan roket yang gaya dorongnya lebih besar dari berat pesawat.

Saran

Perancangan awal propulsi roket eksperimental perlu diverifikasi kebenarannya pada tahap perancangan yang lebih lanjut yaitu:

Parameter propulsi perlu divalidasi menggunakan perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics* supaya aliran gas yang keluar dari roket dapat di lihat dengan animasi warna.

Daftrar Pustaka

1. Gas Turbine Technology Evolution: A Designer's Perspective" Bernard L.Koff Journal of Propulsion and Power Vol20 No4 July–August 2004 Fig.34/41.

2. Sutton, P, George (1956). ROCKET PROPULSION ELEMENT, New York. Penerbit : JOHN WILEY & SONS, INC. Edition 7.
3. M. D. Black, *The Evolution of ROCKET TECHNOLOGY*, 3rd Ed., 2012, payloadz.com/ebook/History.
4. Browne, Michael E. (July 1999). *Schaum's outline of theory and problems of physics for engineering and science* (SERIES: SCHAUM'S OUTLINE SERIES). McGraw-Hill Companies. p. 58. [ISBN 978-0-07-008498-8](https://doi.org/10.1002/9780070084988).
5. Ahmad Jamaludin Fitroh, Analisis Nosel Motor Roket RX-122 Lapan Setelah Dilakukan Pemoangan Panjangg dan Diameter, Peneliti Peneliti Pusat Teknologi Terapan, LAPAN.
6. <http://www.rocketryforum.com/showthread.php?37184-Rocket-Foamie-SkyFun> pada tanggal 14 Mei jam 16.30 WIB.
7. S, S, Chin (1961). *Missile Configuration Design*. New York, Toronto, London. Penerbit : MC Graw-Hill Book Company, NC.