

ANALISIS TEMPERATUR DAN ENERGI YANG DISERAP PADA SISTEM THERMAL CUBESAT

Ahmad Fauzi^{*)}, dan Poki Agung Budiantoro

Pusat Teknologi Satelit - LAPAN
Jl. Cagak Satelit KM.04 Rancabungur, Bogor 16310, Jawa Barat, Indonesia

^{*)} E-mail: fauzi7557@gmail.com

Abstrak

Sistem termal pada satelit merupakan bagian yang sangat penting karena salah satu kunci dari keberhasilan dari desain satelit adalah sistem kendali termal yang dapat melindungi sistem internal satelit dari bahaya radiasi lingkungan antariksa yang ekstrim. Salah satu kegagalan dari misi satelit adalah adanya kerusakan material yang berkenaan dengan analisis termal material yang digunakan. Pada kajian ini, telah dilakukan analisis sistem termal yang terkait dengan material yang digunakan sebagai pertimbangan dan referensi dalam mendesain sebuah satelit CubeSat. Analisis dilakukan dengan beberapa pertimbangan penggunaan material yang banyak dipakai pada panel struktur satelit. Analisis kajian awal sistem termal dilakukan pada satelit CubeSat yang mengorbit pada orbit rendah bumi (Low Earth Orbit) dengan kisaran ketinggian orbit antara 300 km dan 800 km. Kajian sistem thermal satelit CubeSat pada makalah ini dilakukan analisis pada penggunaan material *thermo optical properties* dari tiga satelit yang sudah terbang. Hasil kajian awal termal yang dilakukan dari tiga kasus tersebut, menunjukkan material dengan menggunakan *thermo optical properties* (Emisivitas infra merah (ϵ_{IR}) sebesar 0.89 dan Absorptivitas matahari (α_s) sebesar 0.67), pada kasus B adalah yang terbaik digunakan pada satelit CubeSat.

Kata kunci: thermal, cubesat, material, optical properties

Abstract

Thermal systems on satellites are a very important part because one of the keys to the success of satellite design is a thermal control system that can protect the satellite's internal systems from the dangers of extreme space environment radiation. One of the failures of the satellite mission is that there is damage to the material relating to thermal analysis of the material used. In this study, thermal system analysis related to the material used as a consideration and reference has been carried out in designing a CubeSat. The analysis is carried out with several considerations for the use of materials that are widely used in satellite structure panels. Analysis of the initial thermal system study was carried out on the CubeSat which orbits in a low earth orbit (Low Earth Orbit) with a range of orbit altitude between 300 km and 800 km. The study of the CubeSat thermal system in this paper was analyzed on the use of thermo optical properties of three satellites that have flown. The results of the initial thermal studies carried out from the three cases showed material using thermo optical properties (IR Emissivity (ϵ_{IR}) of 0.89 and Solar Absorptivity (α_s) of 0.67), in case B, it was best used on the CubeSat.

Keywords: thermal, CubeSat, material, optical properties

1. Pendahuluan

Salah satu tahap awal dari program desain satelit adalah analisis sistem thermal untuk memprediksi batasan besaran suhu yang diinginkan sesuai dengan misinya. Batasan suhu yang diijinkan disesuaikan dengan desain satelit yang akan dirancang bangun dengan pendekatan batasan suhu *uncertainty* yaitu suhu panas maksimum dan dingin minimum dengan pendekatan analytical ditambah batasan suhu satelit komersial antara 5°C sampai 10°C [1]. Satelit CubeSat merupakan satelit kecil yang bergerak dan mengorbit pada Bumi dan memiliki dimensi dasar berukuran kubus 10 cm x 10 cm x 10 cm atau dikenal juga

sebagai satelit 1U-CubeSat dengan berat pada umumnya sekitar 1.33 kg [2],[3] dan merupakan satelit kecil (*smallsat*) kelas nano seperti pada Tabel 1 [4],[5]. CubeSat pada umumnya memiliki orbit rendah (*Low Earth Orbit*) dengan kisaran tinggi orbit antara 300 km dan 800 km dari permukaan Bumi. Pada ketinggian orbit rendah Bumi tersebut terdapat lapisan atmosfer dan berada dibawah radiasi Van Vallen [6], van vallen merupakan lapisan yang terbentuk karena adanya medan magnet bumi yang melindungi bumi dari radiasi ruang antariksa dan dapat mengancam bumi. Sumber eksternal panas yang terjadi pada satelit dipengaruhi oleh tiga faktor, yaitu radiasi sinar

matahari langsung, radiasi albedo bumi, dan radiasi inframerah bumi (*Earth IR*).

Tabel 1. Klasifikasi Bobot Satelit Kecil [4], [5]

Klasifikasi	Massa (kg)
Satelit Femto	0.001 - 0.1
Satelit Pico	0.1 - 1
Satelit Nano	1 - 10
Satelit Mikro	10 - 100
Satelit Mini	100 - 1000

Matahari sebagai sumber energi terbesar di lingkungan ruang antariksa adalah sumber penghasil energi bagi daya satelit dan juga sebagai ancaman terbesar dari keberlangsungan masa hidup satelit, karena dapat merusak sistem kerja operasional satelit jika tidak dilakukan analisis distribusi panas yang terjadi pada sistem satelit. Pentingnya studi ini dilakukan untuk mengetahui berapa besarnya beban panas yang masih dapat diterima oleh satelit, sehingga distribusi panas yang terjadi tidak merusak dan masih dalam rentang suhu yang diijinkan. Penggunaan material atau komponen pada satelit CubeSat yang berteknologi *space* biasanya mempertimbangkan basis COTS (*commercial-off-the-shelf*) karena mempunyai beberapa keuntungan diantaranya, keandalan, konsumsi daya yang rendah, toleransi yang rendah pada radiasi, vibrasi dan stres akibat panas [7], mudah dan harga yang terjangkau dipasaran, berbasis industri, dan dapat mereduksi biaya beberapa pengujian seperti yang telah dilakukan oleh [3],[8],[9].

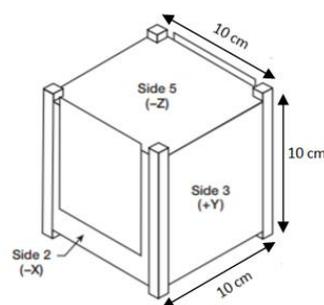
Lingkungan ruang antariksa yang ekstrim dapat mengakibatkan kerusakan pada sistem satelit, kerusakan yang terjadi dapat bermacam-macam, mulai dari kerusakan pada panel struktur satelit, kerusakan solar panel, kerusakan *on board electronic*, dan kerusakan lainnya, yang menyebabkan ketidakstabilan kendali satelit maupun kerusakan pada sub sistem satelit lainnya. Untuk mengatasi tersebut, maka perlu dilakukan analisis guna mengantisipasi kerusakan. Salah satu sub sistem yang menangani terkait besaran batasan suhu operasional dalam mendesain satelit adalah sub sistem thermal. Dalam makalah ini dibahas analisis dari penggunaan beberapa thermal optical properties pada material panel struktur satelit. Hal ini dilakukan untuk mencari dan mengetahui seberapa besar energi yang diserap dan besarnya temperatur pada suatu bidang material permukaan panel struktur satelit agar desain satelit yang dibuat dapat bertahan diorbit sesuai dengan misinya. Pada kajian awal thermal ini dilakukan analisis dengan menggunakan material Aluminium Alloy 7075-T6 sebagai panel struktur utama satelit pada kajian thermal panel struktur satelit.

2. Metode

2.1. Material pada Struktur CubeSat

Pada umumnya CubeSat berorbit rendah menggunakan sistem kendali termal pasif. Temperatur pada kajian sistem

thermal CubeSat dikendalikan oleh pemilihan material *thermo optical properties* (emisivitas dan absorptivitasnya) agar batasan temperatur sesuai dengan batasan operasi komponen yang diijinkan. Sedangkan panel struktur CubeSat menggunakan material Aluminium paduan 7075-T6 dengan sifat bahan material seperti yang diberikan pada Tabel 2 [10]. Adapun bentuk struktur dan dimensi CubeSat pada kajian ini seperti pada Gambar 1. Sedangkan pemilihan bahan material jenis Aluminium paduan 7075-T6 berdasarkan karakteristiknya yang memiliki bobot yang ringan, dan tingkat kekakuan yang tinggi serta tahan terhadap beban berlebih [11]. Sebagai analisis awal bahan *surface finishing* satelit menggunakan Paint. *Surface finishing* merupakan metode penggunaan bahan pelindung yang melindungi satelit dari ancaman pancaran radiasi eksternal lingkungan antariksa. Tipe *finishing* ini merupakan sistem kontrol termal pasif yang biasanya digunakan pada panel struktur dan solar panel satelit. *Surface finishing* terdiri dari *paint*, *coating*, dan MLI (*Multilayer Insulation*).



Gambar 1. Contoh bentuk dan dimensi CubeSat

2.2. Nilai Optical Properties Material

Pada kajian desain sistem termal ini, sifat material yang digunakan oleh setiap sisi permukaan struktur satelit perlu diketahui, karena pada bagian ini terdapat dua jenis material yang digunakan. Sebagai contoh, bagian sisi dari struktur yang menghadap arah sinar matahari dimana struktur utama adalah aluminium paduan 7075-T6 dan solar sel. Karena kondisi tersebut, maka asumsi persentase dari solar sel adalah lebih besar daripada persentase Aluminium paduan 7075-T6. Nilai *optical properties* dari material yang digunakan juga sangat menentukan dalam analisis temperatur termal yang dilakukan. Berikut data *thermo-optical properties* yang digunakan pada kajian ini, seperti yang diberikan pada Tabel 2.

Lingkungan antariksa terhadap orbit satelit dapat mempengaruhi kinerja operasi satelit. Salah satu faktor terbesarnya adalah sinar matahari yang merupakan sumber energi bagi satelit, yang diolah melalui proses penyimpanan energi oleh solar panel satelit, dan juga menjadi ancaman terbesar bagi umur satelit jika tidak dilakukan maintenance operasi satelit dengan baik. Pada kajian desain sistem thermal CubeSat ini dilakukan analisis pada seberapa besar

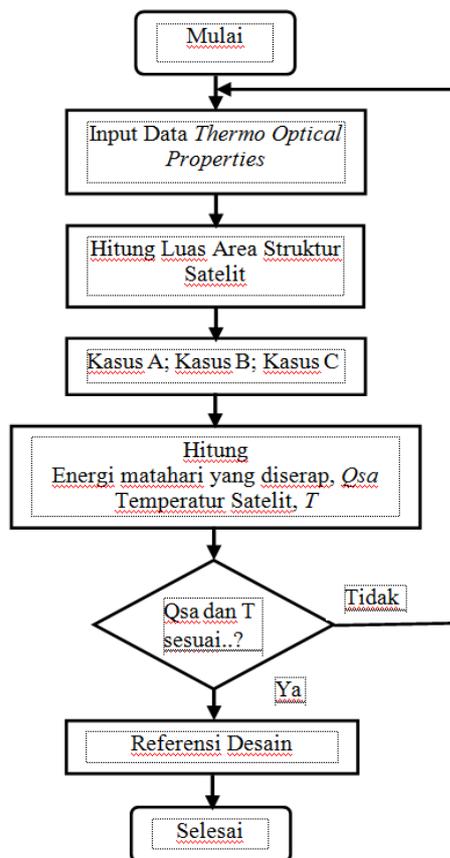
energi yang diserap dan besarnya temperatur yang terjadi pada sisi panel struktur satelit yang menghadap matahari.

Tabel 2. Sifat Mekanikal dan thermo-optical properties

Parameter	Nilai [10]	Thermo-Optical properties	Keterangan
Density (kg/m ³)	2.810	-	-
Thermal Conductivity (W/m-K)	130	-	-
Specific Heat (J/kg-K)	960	-	-
IR Emisivitas (ϵ_{IR})		0.90	Paint Nextel-Velvet Coating 2010, 3M
Solar Absorptivity (α_s)		0.97	Comp (Black Paint was used in Compass-1)
IR Emissivity (ϵ_{IR})		0.89	Black Paint was used
Solar Absorptivity (α_s)		0.67	in DIWATA-1
IR Emissivity (ϵ_{IR})		0.88	Black Paint was used
Solar Absorptivity (α_s)		0.96	in SACI-1

Tabel 3. Sumber Panas Eksternal Lingkungan Antariksa

Parameter Solar Constant dan Albedo		
Case	Solar Constant, G _s (W/m ²) [12]	Albedo, a [16]
Hot (winter solstice)	1419	0.56
Average	1368	0.37
Cold (summer solstice)	1317	0.18



Gambar 2. Diagram Alir Perhitungan Temperatur dan Energi yang diserap oleh Permukaan Struktur CubeSat

Adapun metode yang digunakan untuk menghitung besarnya temperatur yang diserap oleh permukaan struktur satelit cukup sederhana, dengan terlebih dahulu menghitung luas area satelit, yaitu luas permukaan atas dan bawah serta luas total seluruh area struktur satelit, dan dengan didukung oleh data konstanta seperti radius bumi, Stefan Boltzmann dan data pada Tabel.3. Sedangkan untuk menghitung besarnya energi yang diserap oleh permukaan struktur CubeSat dengan cara yang sama kecuali beberapa data ketetapan konstanta. Berikut bagan alir untuk menghitung besarnya temperatur dan energi yang diserap oleh permukaan struktur CubeSat seperti yang diperlihatkan pada Gambar 2.

3. Hasil dan Analisis

Desain sistem thermal pada satelit CubeSat pada umumnya menggunakan sistem termal pasif, dengan pendekatan konsumsi daya internal komponen satelit yang rendah, dan ini merupakan pencegahan beban daya yang berlebih sehingga dapat mengurangi reduksi beban panas internal satelit karena dapat mempengaruhi degradasi panas yang tinggi sehingga suhu yang terjadi pada satelit juga akan meningkat. Untuk mengatasi hal tersebut, penggunaan tipe material dan lapisan pelindung satelit (*surface finishing*) diperlukan untuk mencegah beban panas internal yang berlebih dan juga beban panas eksternal yang diserap agar tidak terlalu besar dan panas yang dibuang ke antariksa (*deep space*), yaitu radiasi sinar matahari dan radiasi albedo. Sinar matahari sebagai sumber panas eksternal merupakan ancaman besar terhadap keberlangsungan hidup satelit dalam mencapai misinya. *Surface finishing* sebagai sistem termal pasif pada kajian kali ini lebih terfokus pada pemakaian lapisan pelindung jenis *Paint*.

Lapisan pelindung jenis *paint* dapat digunakan pada bagian-bagian eksternal maupun internal satelit yang sangat rentang terhadap bahaya radiasi antariksa, terutama radiasi matahari dengan suhu bisa mencapai hingga +120°C, dengan nilai rata-rata intensitas pada jarak antara matahari dan bumi sekitar 1368 W/m² (Konstanta Matahari). Pada satelit orbit rendah bumi, intensitas radiasi panas yang tinggi bisa mencapai sekitar 1419 W/m² selama *winter solstice* karena bumi mendekati ke arah matahari, dan intensitas panas yang rendah sekitar 1317 W/m² selama *summer solstice* karena bumi menjauh dari arah matahari [12]. Sebagai pembandingan, *paint* yang dianalisis pada kajian sistem termal CubeSat ini menggunakan jenis *paint* yang sudah pernah digunakan oleh beberapa satelit kecil [13],[14],[15], seperti yang diberikan pada Tabel 2.

Satelit beroperasi pada lingkungan antariksa yang ekstrim, dimana satu sisi yang menghadap matahari akan mengalami peningkatan serap panas berlebih sehingga dibutuhkan kontrol termal agar besarnya energi yang diserap tidak sampai merusak panel struktur dan komponen satelit, sedangkan pada posisi yang lain, panas yang diserap akan dibuang dan mengalami kondisi dingin dengan suhu

bisa mencapai -269°C , maka untuk menjaga kesetimbangan panas yang terjadi pada internal CubeSat harus diperhatikan, dimana setiap sub sistem harus dijaga batasan operasinya untuk menghindari kerusakan kinerja sistem dan komponen satelit. Ketika bagian sisi CubeSat menghadap matahari atau sisi lainnya berada pada bayang bumi, efek yang ditimbulkan adalah panas yang diserap pada CubeSat dan radiasi panas matahari terhadap bidang struktur panel satelit akan mengalami panas, dan untuk mencegah hal tersebut maka pada panel struktur satelit dilapisi dengan bahan *coating* (pelindung) yang dalam kajian ini menggunakan *paint*. Besarnya panas yang diserap dan panas yang dibuang dapat diketahui dengan menggunakan hukum kesetimbangan energi, dimana kesetimbangan energi pada satelit CubeSat dikontrol oleh rasio antara energi yang diserap dan energi yang dibuang, seperti yang diberikan pada persamaan 1.

$$Q_{solar-absorber} + Q_{internal} = Q_{emitted}$$

$$\alpha_s \cdot A_p \cdot G_s + Q_w = \varepsilon \cdot A_{total} \cdot \sigma \cdot T^4 \tag{1}$$

Dimana α_s adalah nilai *solar absorptivity paint*; A_p adalah luas permukaan bagian atas dan bawah panel struktur satelit CubeSat; G_s adalah nilai konstanta matahari; ε adalah nilai emisivitas *paint*; σ adalah konstanta Stefan-Boltzmann ($5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$); A_{total} adalah luas total dari permukaan satelit CubeSat; Q_w adalah panas internal satelit; dan T adalah temperatur satelit. Sehingga suhu dari energi matahari yang diserap dan yang terjadi pada permukaan panel struktur satelit CubeSat yaitu pada permukaan yang terkena radiasi panas matahari dapat dihitung dengan menggunakan persamaan 2.

$$T = 4 \sqrt{\frac{\alpha_s \cdot A_p \cdot G_s + Q_w}{\varepsilon \cdot A_{total} \cdot \sigma}} \tag{2}$$

Sehingga dengan menggunakan persamaan 1 dan 2, serta dengan didukung data yang diberikan oleh Tabel 2 dan Tabel 3, maka besarnya energi yang diserap oleh bidang permukaan panel struktur satelit CubeSat dapat dihitung. Dengan asumsi panas internal satelit CubeSat sebesar 1 Watt, besarnya suhu yang terjadi dapat dihitung seperti yang diberikan pada Tabel 4.

Dari Tabel.4 dapat dilihat bahwa pada Kasus A dan Kasus C (satelit Compass-1 dan SACI-1) dengan menggunakan emisivitas yang kecil dan absorptivitas yang besar, akan menghasilkan energi yang diserap dan temperatur yang terjadi adalah cukup besar antara 50 Watt hingga 56 Watt dan 80°C hingga 96°C , sedangkan pada Kasus B (satelit DIWATA-1) dengan menggunakan emisivitas yang besar dan absorptivitas yang kecil, akan menghasilkan energi yang diserap dan dan temperatur yang terjadi adalah kecil antara 30 Watt hingga 40 Watt dan 50°C hingga 65°C , artinya dengan menggunakan bahan material *black anodized* dan nilai optical properties tersebut pada Kasus B dapat digunakan sebagai referensi dalam kajian desain sistem termal CubeSat, karena dengan memperhatikan hal tersebut diharapkan dapat mencegah kerusakan pada sistem satelit dari keadaan ekstrim lingkungan termal antariksa agar satelit beroperasi dengan baik dan sesuai dengan *lifetime* dan misi yang diharapkan.

Tabel 4. Hasil Perhitungan Energi Matahari yang diserap Q_{sa} dan Temperatur T CubeSat

Studi Kasus	Parameter IR Emissivity (ε_{IR}); Solar Absorptivity (α_s)	Hot (winter solstice) Gs (1419W/m ²); a (0.56)		Average Gs (1368W/m ²); a (0.37)		Cold (summer solstice) Gs (1317W/m ²); a (0.18)	
		Qsa (Watt)	T (°C)	Qsa (Watt)	T (°C)	Qsa (Watt)	T (°C)
Kasus A	(ε_{IR}) 0.90 (α_s) 0.97	56.06	94.70	54.08	91.41	52.10	88.03
Kasus B	(ε_{IR}) 0.89 (α_s) 0.67	39.03	63.81	37.66	60.82	36.30	57.75
Kasus C	(ε_{IR}) 0.88 (α_s) 0.96	55.49	95.83	53.53	92.53	51.57	89.14

4. Kesimpulan

Sistem satelit terdiri dari berbagai macam subsistem yang satu sama lain saling terhubung. Subsistem termal adalah subsistem yang bertugas mengatur distribusi suhu dan/atau panas yang terjadi pada satelit. Pada kajian awal sistem termal satelit CubeSat yang dilakukan, kajian ditujukan pada pemilihan penggunaan material *coating* berupa *paint* serta nilai *optical properties* yang digunakan dari tiga kasus yang pernah digunakan oleh satelit. Dari ketiga kasus penggunaan jenis *paint* pada panel struktur satelit yang dijadikan bahan karian, hasil analisis pada kasus B dengan

menggunakan *black paint* dan *thermal optical properties* dengan nilai emisivitas 0.89 dan nilai absorptivitas 0.67 mempunyai daya serap energi matahari yang kecil atau sekitar 20-30%. Material dengan rasio ($\alpha_s/\varepsilon_{IR}$) yang kecil dapat meredam panas eksternal, yang berarti dapat melindungi dan memperkecil kemungkinan kerusakan sistem panel struktur dan komponen satelit CubeSat. Hasil kajian awal sistem termal ini dapat menjadi referensi dalam kajian desain sistem termal satelit selanjutnya.

Referensi

- [1]. J. W Welch, The Aerospace Corporation, El Segundo, California. Chapter 19. Thermal Testing. Contributing Authors. David G. Gilmore Editor. Spacecraft Thermal Control Handbook Vol. I Fundamental Technologies.
- [2]. Shinde, P., Quintero, A., Tansel, I., Tosunoghu, S. *CubeSat Thermal Analysis*. 30th Florida Conference on Recent Advances in Robotics, Florida Atlantic University, Boca Raton, Florida. 2017.
- [3]. Villela, T., Costa, C.A., Brandao, A.M., Bueno, F.T., and Leonardi, R. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview. *International Journal of Aerospace Engineering*. Volume 2019, Article ID 5063145, 13 pages. <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>.
- [4]. Bowmeester, J. and Guo, J. 2010. Survey of Worldwide Pico-and-Nanosatellite Missions, Distributions and Subsystem Technology. *Acta Astronautica*, 67(7), pp.854-862.
- [5]. Tony Azzarelli. International Regulations for Nano/Pico Satellites. PPT Presentation at ITU Workshop on the Efficient Use of the Spectrum/Orbit Resource, Limassol, Cyprus, April 2014.
- [6]. H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Burlington, MA: Butterworth-Heinemann, 2009.
- [7]. Yuen, B/, and Sima, M. Low Cost Radiation Hardened Software and Hardware Implementation for CubeSats. *The Arbutus Review*. 2018. 9(1). <https://doi.org/10.18357/tar91201818386>
- [8]. Anwar Ali, Muhammad Rizwan Mughal, Haider Ali, and Leonardo Reyneri. Innovative power management, attitude determination and control tile for CubeSat standard NanoSatellites. March 2014-*Acta Astronautica* 96(1): 116-127. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.11.013
- [9]. Stephan Busch. Robust Flexible and Efficient Design for Miniature Satellite Systems. Disertasi. Universitat Wurzburg; 2016.
- [10]. 7075-T651 Aluminum. Thermal Properties. ASM Aerospace Specification Metals Inc. 800 398-4345.
- [11]. Hamid Khan and Aisf Israr. Design, Modeling and Analysis of Low Earth Orbit Satellite. *The Second TSME International Conference on Mechanical Engineering*. AMM39. October 2011.
- [12]. W. K. Tobiska, The Space Environment, in *Space Mission Engineering: The New SMAD*, J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, Eds. Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2011, pp-127-148.
- [13]. Czernik, S. Design of the Thermal Control System for Compass-1. Diploma Thesis. University of Applied Sciences Aachen; 2004.
- [14]. Mitchao, D.P., Totani, T., Wakita, M., Nagata, H., and Sakamoto, Y. (2017). Thermal Design and on-Orbit Validation of the First Philippine Micro-Satellite: DIWATA-1. 47th *International Conference on Environmental Systems*. ICES-2017-130.
- [15]. Issamu Muraoka. Thermal Design of SACI-1 Satellite. INPE. 1758-Sao Jose dos Campos-SP-Brazil
- [16]. R.D. Karam, *Satellite Thermal Control for Systems Engineers*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1998.