

SUMBER DAYA NUKLIR PADA WAHANA ANTARIKSA

Oleh
Harijono Djojodihardjo *

RINGKASAN.

Masalah penggunaan sumber daya nuklir pada wahana antariksa akhir-akhir ini telah menarik perhatian banyak negara di dunia, terutama berkaitan dengan keprihatinan terhadap bahaya kejatuhan pecahan satelit yang bersifat radio-aktif. Dalam usaha memahami lingkup bahaya yang mungkin timbul akibat penggunaan sumber daya nuklir pada wahana antariksa yang mungkin jatuh kebumi dengan membawa bagian yang radio-aktif, akan dibahas beberapa aspek penggunaan sumber daya nuklir pada wahana antariksa.

1. PENDAHULUAN.

Masalah penggunaan sumber daya nuklir pada wahana antariksa akhir-akhir ini telah menarik perhatian banyak negara di dunia, terutama berkaitan dengan keprihatinan terhadap bahaya kejatuhan pecahan satelit yang bersifat radio-aktif, seperti yang terjadi di Canada dengan jatuhnya satelit yang bertenaga nuklir Cosmos 954 Uni Sovjet pada awal tahun 1978.

Dalam usaha memahami lingkup bahaya yang mungkin timbul akibat penggunaan sumber daya nuklir pada wahana antariksa yang mungkin jatuh ke bumi dengan membawa bagian yang radio-aktif, berikut ini akan dibahas beberapa aspek penggunaan sumber daya nuklir pada wahana antariksa, yaitu antara lain :

- a. mengapa sumber daya nuklir dipergunakan pada wahana antariksa
- b. karena bahaya timbul bila satelit/wahana antariksa yang menggunakan sumber daya nuklir jatuh ke bumi dengan membawa bagian yang radio aktif :
 - (i) lintasan satelit yang memungkinkan jatuhnya satelit pada permukaan bumi,
 - (ii) cara penggunaan untuk menghindari bahaya radio-aktif pada permukaan bumi akibat jatuhnya satelit/wahana antariksa ber-sumber daya nuklir.

Subsistem Satelit/Wahana Antariksa

Walaupun konfigurasi dan komponen satelit/wahana antariksa berbeda-beda sesuai dengan fungsinya, pada umumnya wahana antariksa/satelit dapat dikenali terdiri atas berbagai subsistem berikut :

- a. Subsistem konstruksi struktur wahana, yang berfungsi sebagai wadah/tempat bertumpu berbagai subsistem/komponen lainnya serta melindungi ber-

bagai peralatan tersebut dari beban mekanik, hujan meteorit, radiasi dan efek lingkungan lainnya.

- b. Subsistem propulsi, untuk mengatur kedudukan orbital dan sikap wahana.

- c. Subsistem stabilisasi, untuk menjaga agar sikap wahana tetap pada kedudukan yang dirancang, misalnya agar antena satelit tetap menunjuk arah yang benar dengan cukup teliti.

- d. Subsistem komando/pengendalian dan telemetri, agar satelit dapat memancarkan data tentang satelit dan menerima perintah dari stasiun pengendalian di bumi; subsistem ini terdiri atas :

- d.1. subsistem antena untuk memancarkan dan menerima isyarat
- d.2. subsistem pengendali dan telemetri.

- e. Subsistem fungsional, untuk melaksanakan misi khusus yang ditugaskan. Untuk satelit komunikasi, subsistem ini merupakan subsistem komunikasi, yang selanjutnya terdiri atas :

- e.1. subsistem antena untuk menerima dan memancarkan isyarat
- e.2. transponder yang berisi perlengkapan elektronika untuk menerima isyarat, melakukan amplifikasi, mengubah frekuensi, dan memancarkan kembali isyarat yang sudah diproses tadi.

Untuk satelit pengindera jauh, subsistem ini terdiri atas :

- e.3. subsistem antena, untuk memancarkan isyarat dari peralatan fungsional
- e.4. berbagai perlengkapan pengindera optik, termal ataupun sensor gelombang mikro aktif, seperti MSS, RBV, TIR, SLR dsb.

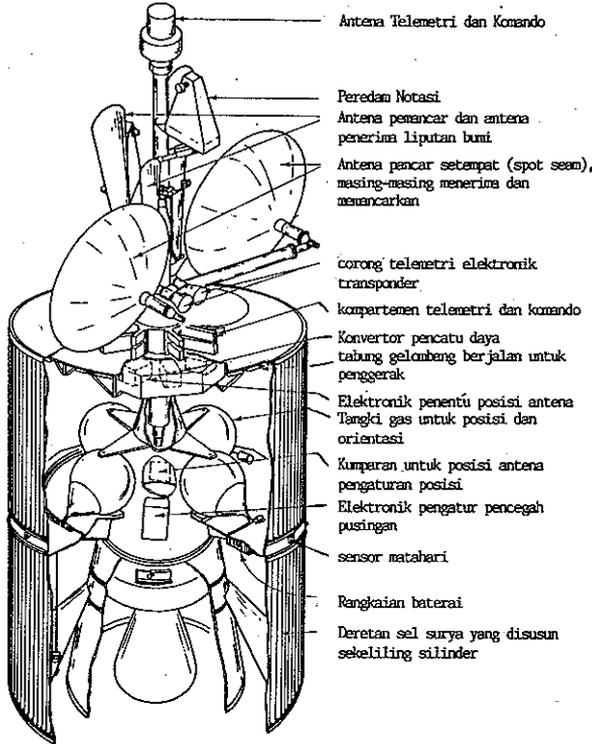
- f. Subsistem pembangkit daya, yang diperlukan untuk membangkitkan daya yang diperlukan untuk berbagai subsistem di atas.

- g. Subsistem pengkondisian dan distribusi daya,

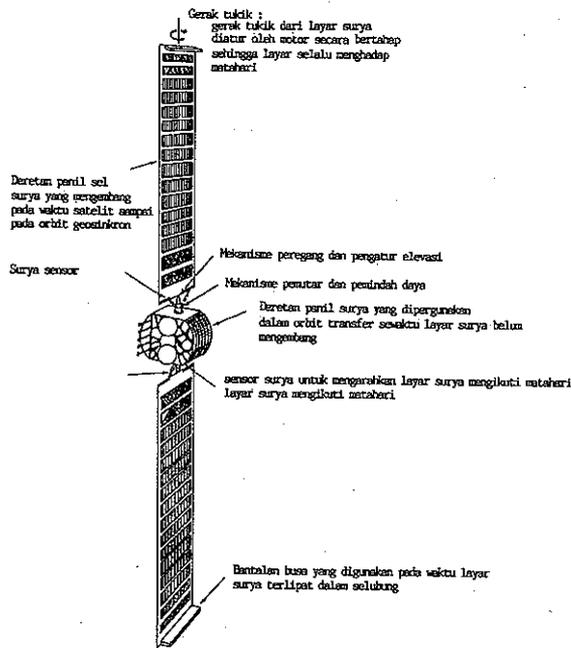
* Lektor Kepala, Institut Teknologi Bandung; Staf Akhli LAPAN.

agar daya yang dibangkitkan oleh pembangkit daya diubah dalam bentuk yang diperlukan oleh berbagai peralatan elektronik dan mengatur penyaluran daya.

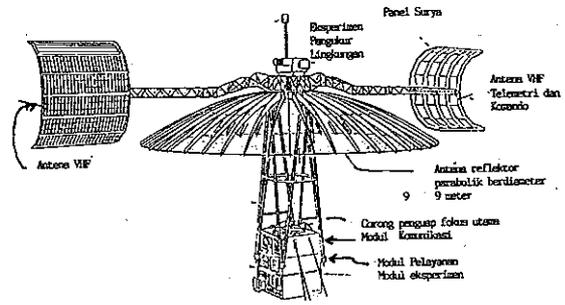
GAMBAR 1 sampai 4 menunjukkan komponen dan struktur berbagai satelit, seperti Satelit Komunikasi, INTELSAT IV dan ATS-6, satelit pengindera jauh, dsb, yang mencerminkan adanya berbagai subsistem di atas.



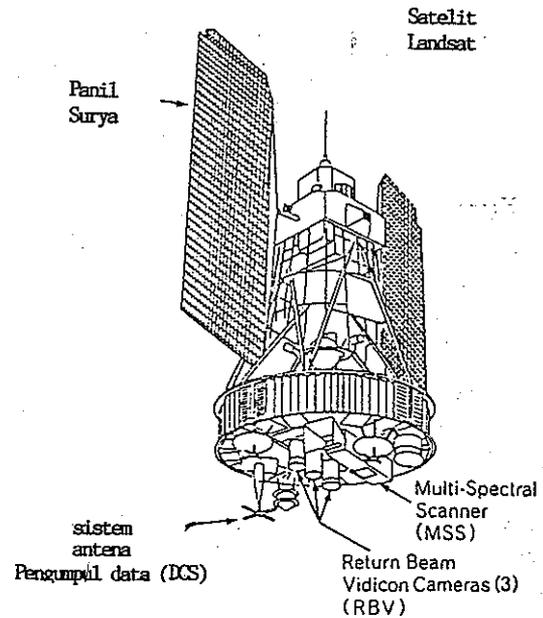
Gambar 1. Struktur Intelsat IV.



Gambar 2. Struktur Intelsat IV A.



Gambar 3. Struktur Satelit NASA ATS-6

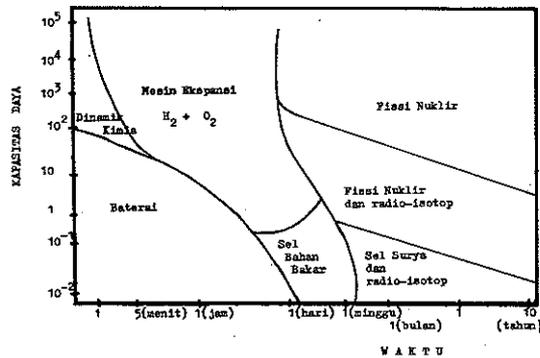


Gambar 4. Konfigurasi Satelit Penginderaan Jauh (Landsat C)

2. PEMBANGKIT DAYA

Yang merupakan pokok selanjutnya adalah subsistem pembangkit daya; untuk berbagai misi wahana antariksa, terutama yang dikenal sebagai 'deep space probe', penggunaan sumber daya nuklir merupakan pilihan yang terbaik, apalagi bilamana lintasan yang dilalui cukup jauh dari matahari. Untuk berbagai misi yang berorientasikan ke bumi dan berorbit mengelilingi bumi, penggunaan sel surya sebagai pembangkit daya merupakan pilihan yang optimum, kecuali untuk berbagai misi tertentu. Tabel 1 menunjukkan besarnya flux energi radiasi matahari pada berbagai orbit mengitari berbagai planet dalam tata surya kita. Untuk orbit mengelilingi bumi, besarnya flux energi ini adalah sekitar 1.3 kw/m^2 , sedangkan pada permukaan bumi sekitar 300 watt/m^2 .

GAMBAR 5 menunjukkan daerah kerja berbagai sumber daya, ditinjau baik dari besarnya daya yang dihasilkan (terhadap berat dan kerumitan kerekayasannya) dan waktu operasinya. Satu kesimpulan yang dapat ditarik adalah bahwa untuk



Gambar 5. Daerah kerja berbagai sumber daya

jumlah daya yang besar (orde 10 kw keatas) dan waktu operasi yang lama (orde 1 minggu sampai 1 tahun keatas), sumber daya nuklir merupakan pilihan yang menonjol.

3. PEMBANGKIT DAYA DENGAN SEL SURYA

Daya untuk berbagai satelit yang beroperasi dewasa ini berasal dari energi radiasi matahari dan relatif mahal. Energi radiasi matahari tersebut diubah oleh sel surya menjadi energi listrik. Dalam proses konversi energi ini (yang dikenal sebagai konversi energi langsung), efisiensinya hanya sekitar 15%, jadi hanya 85% dari energi matahari tersebut yang dapat diubah menjadi energi listrik yang dipergunakan untuk memenuhi keperluan berbagai perlengkapan elektronika dalam satelit. Harga daya listrik tersebut berkisar sekitar \$ 400/watt pada tahun 1978.

Sel surya ini disusun pada panel surya. Sebagai ilustrasi, untuk menghasilkan 100 watt, diperlukan lebih dari 2000 sel surya, yang memenuhi panel seluas satu meter persegi dan beratnya sekitar 2½ kg, atau daya spesifiknya berkisar sekitar 0.04 kW/kg. (pada orbit dekat bumi).

TABEL 1 : DAYA RADIASI MATAHARI PER METER PERSEGI DEKAT ORBIT PLANET

Planet	Jarak dari Matahari 10 ⁶ km	Daya Penyinaran Matahari kW/m ²
Merkurius	58.4	8.6
Venus	108.0	2.5
Bumi	149.6	1.3
Mars	227.5	0.56
Jupiter	778	4.8 x 10 ⁻²
Saturnus	1430	1.4 x 10 ⁻²
Uranus	2870	3.5 x 10 ⁻³
Neptunus	4500	1.4 x 10 ⁻⁴
Pluto	5900	8.2 x 10 ⁻⁴

Pada beberapa satelit komunikasi, sel surya tersebut dipasang sekeliling permukaan silinder satelit, seperti pada Palapa A2, Palapa B2 dan Intelsat IV. Penyusunan semacam ini tidak efisien, karena setiap saat hanya setengah jumlah sel surya yang terkena sinar matahari, dan sebagian besar sel surya kejatuhan sinar matahari secara miring, hanya $\frac{1}{2\pi}$ dari cahaya matahari yang dapat diubah menjadi energi listrik.

Cara yang lebih efisien adalah menyusun sel surya pada panel datar ('layar surya') yang selalu dihadapkan ke matahari. Teknik demikian dipergunakan pada satelit CTS dari Kanada, Intelsat V dan TDRSS. CTS memiliki panel surya seluas 16 m² dan menghasilkan 1260 watts. Intelsat IV memiliki sel surya pada permukaan silinder seluas 15 m², dan hanya menghasilkan 400 watt.

Penggunaan panel surya datar mengakibatkan perlunya konfigurasi yang lebih rumit. Panel tersebut harus selalu menghadap matahari. Untuk itu perlu dipergunakan sensor matahari. Karena antena harus mengarah ke bumi dan panel surya ke matahari, satelitnya memerlukan stabilisasi tiga sumbu, yang dapat diperoleh dengan menggunakan cakra momentum. Untuk panel silinder, hanya diperlukan stabilisasi pusingan dengan poros sumbu silinder. Selain itu, panel datar yang selalu menghadap matahari mengalami pemanasan yang konstan dan lebih panas dari panel silinder yang berputar, sehingga memerlukan usaha lebih banyak untuk mengatasinya. Karena prestasi sel surya makin lama makin turun, sel surya merupakan salah satu faktor penting dalam umur berfungsinya satelit.

Setiap satelit juga memerlukan baterai untuk menyimpan energi listrik yang diperlukan pada waktu satelit terkena gerhana matahari (akibat bayangan bumi).

4. REAKTOR NUKLIR SEBAGAI SUMBER DAYA UTAMA

Manfaat reaktor nuklir sebagai sumber daya utama pada wahana antariksa, terutama yang memerlukan guna keperluan propulsi, sangat menonjol. Kepadatan dayanya yang tinggi (berkisar sekitar orde 5 - 100 Megawatt/m³), atau daya spesifik yang cukup tinggi (berkisar sekitar orde 0.2 kW/kg keatas), konstruksi yang ringkas (compact), umur-operasi yang panjang dan kemudahan pengaturan menjadikannya pilihan yang menonjol. Kelemahannya adalah radioaktivitasnya yang tinggi. Akan tetapi, reaktor nuklir ini dapat dilengkapi dengan perisai terhadap radiasi gamma dan neutron dengan batas berat yang memenuhi persyaratan mekanika terbang. Karena wahana antariksa ber-

operasi dalam hampa udara yang tidak memungkinkan pemancaran radiasi (radiation scattering), terhadap bahaya radiasi tersebut, cukup digunakan 'shadow shielding'.

Persyaratan sumber daya yang harus dipenuhi oleh wahana antariksa yang tidak perlu dipenuhi pada sistem yang bekerja dipermukaan bumi, adalah daya spesifik, yaitu daya persatuan berat sistem, yang harus cukup tinggi. TABEL 2 memperlihatkan daya satelit bertenaga nuklir dibandingkan terhadap satelit komunikasi. TABEL 3 memperlihatkan beberapa jenis sumber daya nuklir listrik untuk wahana antariksa yang pernah dikembangkan di Amerika Serikat.

Untuk memperoleh gambaran yang lebih jelas mengenai sumber daya nuklir, akan diuraikan berbagai karakteristik unit daya nuklir tak berawak yang pertama (dengan sumber daya SNAP 10-A) dan diluncurkan pada tahun 1965.

Konsep SNAP (System Nuclear Auxilliary Power)

Berbagai persyaratan yang harus dipenuhi oleh sumber daya antariksa antara lain adalah :

- a. berat dan ukuran, yang harus kecil
- b. sistem konversi daya harus dapat membuang panas pada temperatur tinggi, agar ukuran radiator tidak terlalu besar, tetapi juga tidak terlalu tinggi, sehingga mempersulit persyaratan bahan dan memperpendek umur satelit.

Batas atas temperatur pada SNAP berkisar sekitar 1200°F yang ditetapkan berdasarkan teknologi zirkonium-hidrida. Berdasarkan persyaratan temperatur operasi yang tinggi dan tekanan uap yang rendah, dipergunakan fluida sekunder merkuri untuk pembangkit listrik.

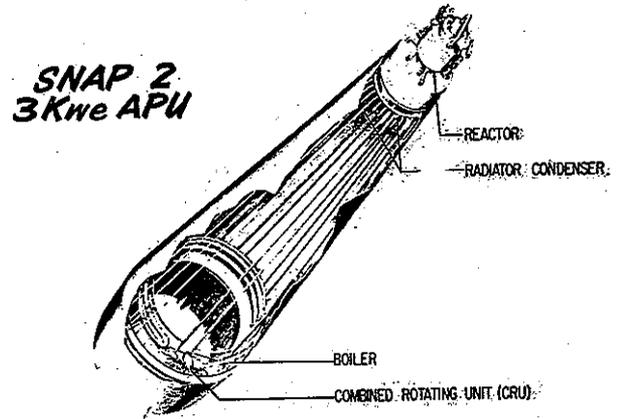
Batas temperatur dapat diturunkan menjadi 1150°F, dan temperatur masuk turbin dan kondensasi terjadi pada 600°F.

Agar ukuran reaktor dapat cukup kecil dan untuk menghindari tekanan yang tinggi berkenaan dengan penggunaan hidrogen, dipergunakan zirkonium hidrida sebagai bahan moderator. Pada suhu 1200°F, zirkonium hidrida mengandung hidrogen sebanyak air pada temperatur kamar.

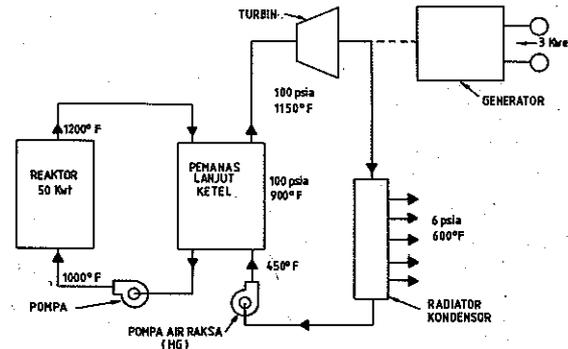
Prinsip kerja sumber daya ini adalah sebagai berikut. Energi dihasilkan oleh reaktor nuklir dengan fisi/penguraian U-235. Paduan metal cair NaK-78 sebagai medium primer dipergunakan sebagai medium untuk memindahkan energi tersebut dalam bentuk energi panas dari reaktor ke ketel merkuri, yang membentuk siklus sekunder.

Uap merkuri dipergunakan untuk menggerakkan turbin yang bekerja mengikuti siklus Rankine,

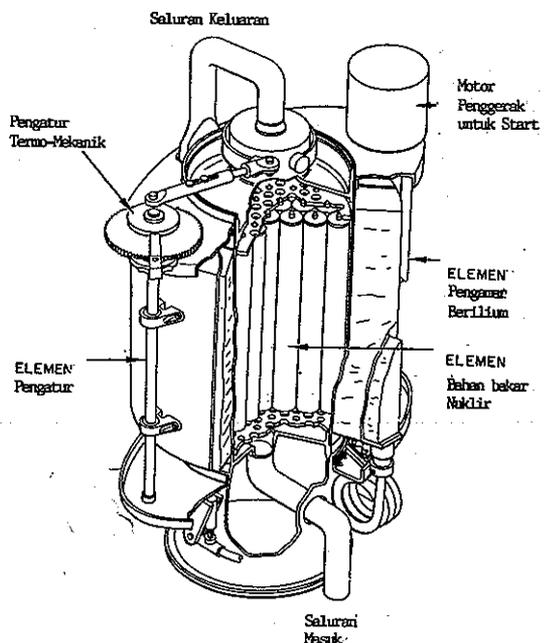
dan yang selanjutnya memutar alternator pembangkit listrik. Uap merkuri yang keluar dari turbin dicairkan kembali pada temperatur 600°F melalui radiator kondensor yang merupakan bagian dinding luar wahana antariksa, dan selanjutnya cairan merkuri tersebut dialirkan ke ketel pemanas lanjut. Reaktor SNAP diperlihatkan pada GAMBAR 6.



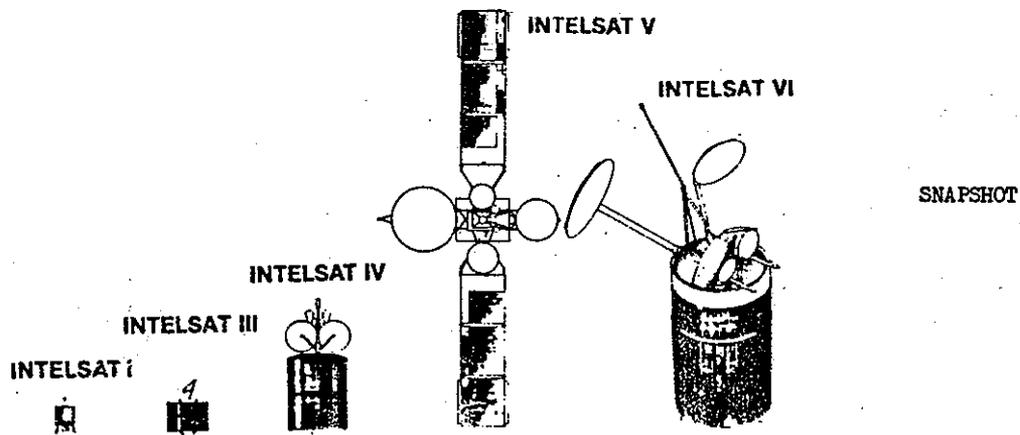
Gambar 6. Unit Tenaga Pembantu SNAP-2.



Gambar 7. Skema SNAP - 2



Gambar 8. Reaktor SNAP - 2



TABEL 2 : SPISIFIKASI BERBAGAI SATELIT

Nama Satelit	Intelsat I	Intelsat III	Intelsat IV	Intelsat V	Intelsat VI	SNAP-10A
Tahun peluncuran pertama	1965	1968	1971	1980	1986	1965
Kontraktor Utama	HUGHES	TRW	HUGHES	FOR AEROSPACE	HUGHES	
Dimensi						
Diameter (M)	0.72	1.42	2.38	2.0	3.0	0.45
Tinggi (M)	0.60	1.04	5.28	15.7	11.8	3.48
Masa dalam Orbit (kg)	38	152	700	967	1780	2000 kg/440 kg *
Wahana Luncur	DELTA	DELTA	CENTAUR	CENTAUR ARIANE OR SHUTTLE	ARIANE OR SHUTTLE	ATLAS AGENA D
Daya Utama (Watts)	40	120	400	1200	2000	500/30000 **
Total Bandwidth (MHz)	50	500	500	2150	2640	
Capasitas (Telephone Circuits)	240	1200	4000	12000	33000	
Umur (Tahun)	1.5	5	7	7	10	
Tinggi Orbit	35777/35815	35772/35805	35749/35828	35143/35707		1282/1313 km
* Beban guna						
** Daya termal						

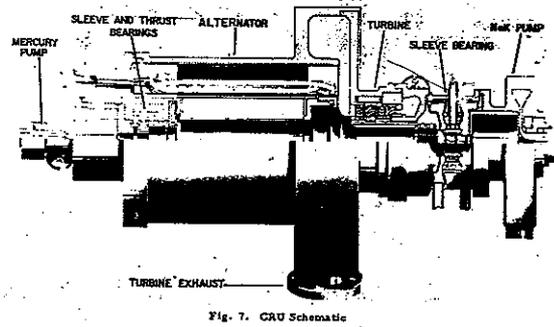
TABEL 3 : KARAKTERISTIK BEBERAPA JENIS SUMBER DAYA NUKLIR ANTARIKSA YANG TELAH DAN SEDANG DIKEMBANGKAN.

	SNAP-10A Termoelektrik	SNAP-2 Rankine	SNAP-8 Rankine	SPUR Rankine	ZrH Brayton	ZrH Rankine	ZrH
Daya, kW listrik	0.5	3	30	300	50	50	50
Reaktor Termal	30	50	300	2000	255	439	189
Efisiensi Sistem, %	2	6	10	15	19.6	11.4	26.5
CRU					22.4	13.0	34.0
Temperatur, °K							
Outlet Reaktor	750	920	980	1190	977	700	977
Inlet Turbin	700	810	870	1080	961	644	977
Radiator	590	590	640	830	413	447	475
Luas Radiator, m	7.0	12	45	110	186	232	68.7
Masa sistem, kg	240	340	680	?	1709	2037	1179
Ukuran sistem, m							
Tinggi (peluncuran)					4.6	4.7	4.7
Tinggi (terentang)					24.7	30.5	13.2
Diameter					3.2	3.7	2.2
Ukuran Reaktor, m	0.16 x 0.14	0.16 x 0.14	0.19 x 0.15				
Pendingin Reaktor	NaK	NaK	Li				

Semua komponen yang berputar dari sistem konversi daya dipasang pada satu poros tunggal yang disebut CRU (Combined Rotarity Unit)/jadi komponen dari CRU ini termasuk (lihat GAMBAR 9) :

- a. Pompa magnet permanen untuk mengalirkan cairan paduan logam NaK
- b. Turbin merkuri yang merupakan mesin implus aliran aksial dua tingkat.
- c. Alternator yang merupakan mesin magnet permanen dengan stater yang tertutup rapat.
- d. Pompa merkuri yang berupa pompa sentrifugal

Seluruh rakitan mesin yang berputar ini terletak dalam rumah yang tertutup rapat (hermetic) untuk mencegah kebocoran fluida kerja (merkuri). Bantalan poros dengan demikian dilumasi dengan merkuri.



Gambar 9. Unit Berputar Kombinasi (CRU)

TABEL 4 : KOMPOSISI BERAT PADA BEBERAPA SISTEM DAYA NUKLIR ANTARIKSA

SNAP-2 dan beberapa sistem lain yang sedang diteliti mempunyai komposisi berat seperti diperlihatkan pada TABEL 4.

	SNAP-2	ZrH Brayton	ZrH Rankine	ZrH Stirling
Reaktor (kg)	90	267	309	255
Perisai (kg)	135(270)	75	74	79
Campuran logam cair		185	279	114
PCU (Unit Konversi Daya)		412	213	399
CRU	22.5	-	-	-
Komponen Pendingin		109	181	71
Struktur Radiator	67.5	623	937	236
Sistem listrik	-	41	44	23
Pengatur	9			
Struktur	22.5			
Pipa	13.5			
Ketel	45			
Jumlah	405(540)	1712	2037	1177

(untuk beban guna konvensional dengan elektronik transistor)

Pada wahana antariksa dengan sumber daya nuklir, reaktor diletakkan pada ujung (hidung) pesawat, dan di bawahnya dilengkapi dengan perisai radiasi. Reaktor dan perisai terletak sebaris dengan garis gaya dorong. Seluruh bagian wahana lainnya berikut kompleks beban guna terletak dalam bayangan dari perisai radiasi ini. Berat perisai ini untuk beban guna konvensional berkisar sekitar 250 - 300 lbs. Dengan menempatkan reaktor pada hidung

pesawat, pada waktu re-entry (memasuki atmosfer bumi) reaktor tersebut akan mudah terbakar habis. Beban guna yang sensitif terhadap radiasi (mis. film) harus dilengkapi dengan perisai khusus tambahan.

6. KEAMANAN

Dalam pertimbangan penggunaan sistem daya-bantu nuklir di antariksa, bahaya radiasi yang mungkin timbul perlu diperhatikan dengan seksama. Dengan cara penanganan, persyaratan operasi, kriteria perancangan dsb yang tepat, sumber daya nuklir dapat dipergunakan pada wahana antariksa tanpa bahaya radiasi.

Dalam pengembangan SNAP, dipergunakan kriteria keamanan pada perancangan sistem reaktor SNAP berikut :

- a. Kemudahan dan keamanan pada waktu menangani sistem. Sistem reaktor harus direncanakan sedemikian sehingga personil dapat menangani, memasang dan memperbaiki sistem sebelum peluncuran dengan mudah dan aman.
- b. Pencegahan terhadap kecelakaan pencapaian tahap kritis. Sistem reaktor dirancang untuk menghindari tercapainya tahap kritis reaktor dalam segala kondisi di luar kondisi operasi terkendali.
- c. Pemutusan bawaan (Inherent Shutdown). Sistem reaktor memiliki karakteristik pemutusan bawaan (mis. koefisien temperatur negatif dan mekanisme pemutusan yang aman terhadap kegagalan) (Fail-safe Shutdown Mechanism) untuk mencegah reaktor beroperasi atau setelah waktu pelaksanaan misi.
- d. Penyalaan dalam orbit operasi dengan daya penuh dari sistem reaktor baru mulai setelah wahana antariksa mencapai orbit yang aman.
- e. Pemutusan dalam orbit setelah misi dilaksanakan dan sebelum memasuki atmosfer bumi (re-entry).

f. Satelit terbakar habis sewaktu memasuki atmosfer bumi (re-entry burn up); Perancangan sistem reaktor dan komponennya yang tepat akan menjamin terbakarnya satelit pada ketinggian yang cukup tinggi sewaktu re-entry (gerak memasuki atmosfer bumi).

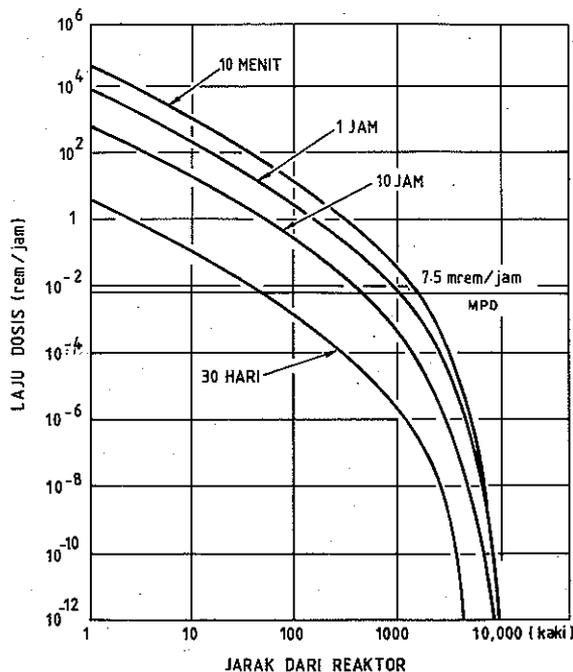
7. PERIODE INTEGRASI

Reflektor berilium dari reaktor diambil pada waktu sistem reaktor dipindah-pindahkan dan mengalami integrasi, dan digantikan dengan selubung aluminium yang tebal untuk menghindari terjadinya kecelakaan akibat tercapainya kondisi kritis secara tidak terencana.

8. PERIODE PELUNCURAN KE ORBIT

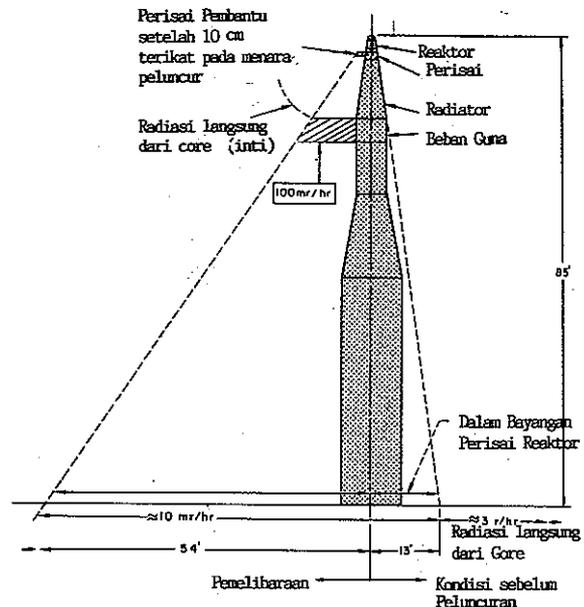
Masalah yang mungkin timbul adalah terjadinya ledakan kimia yang disertai dengan beroperasinya reaktor secara tak terkendali sewaktu peluncuran.

GAMBAR 10 menunjukkan bahwa dosis radiasi pada jarak yang aman sesuai prosedur dan di dalam 'block house', masih di bawah persyaratan standard, 7.5 mrem/J. Bila diperlukan agar operator mendekati beban guna, seperti diperlihatkan pada GAMBAR 11, dipergunakan perisai tambahan pada menara peluncuran.



Gambar 10. Laju dosis radiasi sinar gamma dari Snap-2 50 kW setelah beroperasi 30 menit.

Bila terjadi ledakan kimia, analisa menunjukkan bahwa bahaya yang terjadi diluar radius pengamanan cukup kecil. Bila terjadi kegagalan peluncuran, masalah yang timbul dapat diatasi dengan prosedur dan perlengkapan yang sesuai.



Gambar 11. Dosis radiasi setelah operasi uji berlangsung 30 menit dan mengalami peluruhan 1 jam.

9. PERIODE RE-ENTRY

Masalah yang timbul pada waktu re-entry terjadi karena lokasi re-entry yang tidak dapat diramalkan sebelumnya dan radiasi yang terjadi tidak dapat dikenali oleh masyarakat awam. Hal ini berbeda dengan masalah yang timbul pada periode integrasi dan peluncuran yang lebih terkendali.

Oleh karena itu, dalam pengembangan SNAP, diusahakan terjadinya burn up pada ketinggian yang cukup besar dan pemencaran pecahan akibat pemanasan sewaktu re-entry. Perhitungan dan percobaan awal menunjukkan bahwa sasaran ini dapat dicapai.

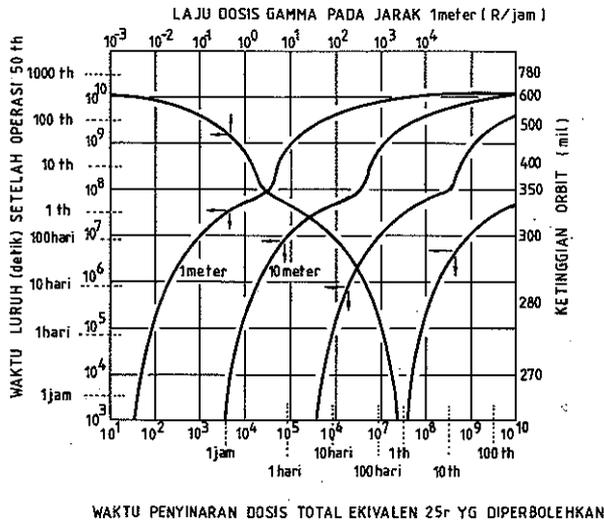
Selain itu, bila sewaktu re-entry sistem reaktor tetap utuh, tidak akan terjadi bahaya bila tingkat peluruhan radio-aktif cukup rendah beberapa saat tertentu setelah satelit 'shutdown'.

Hal ini dimungkinkan bila SNAP dipergunakan pada ketinggian orbit tertentu yang memungkinkan re-entry setelah shutdown cukup besar di atas waktu peluruhan yang aman.

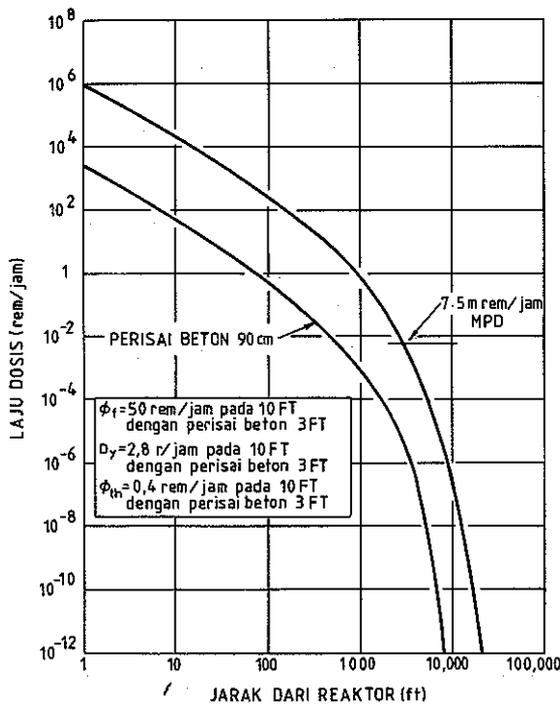
GAMBAR 12 menunjukkan hubungan antara laju dosis radiasi, waktu untuk mencapai dosis total 25r, waktu luruh (decay) dan ketinggian orbit sebagai fungsi jarak dari reaktor SNAP-2 yang utuh (intact).

Dapat dilihat bahwa umur pengorbitan satelit di atas 300 tahun atau ketinggian orbit di atas 960 km untuk wahana yang relatif besar merupakan orbit yang aman terhadap bahaya radiasi bila terjadi re-entry satelit dengan reaktor yang utuh.

GAMBAR 13 menunjukkan karakteristik radiasi yang mungkin timbul sehubungan dengan operasi SNAP-2-50 kW dan akibat proyeksi penggunaannya.



Gambar 12. Waktu dan jarak penyinaran yang diperbolehkan untuk Snap-2 yang utuh diwaktu re-entry terhadap waktu decay dalam orbit dan ketinggian orbit.



Gambar 13. Laju dosis radiasi total sebagai fungsi jarak di udara dari Snap-2 50 kW yang beroperasi.

10. PENUTUP

Uraian di atas merupakan suatu kaji pustaka terhadap status sumber daya nuklir yang telah dikembangkan dewasa ini, walaupun informasi mutakhir masih belum terungkap. Walaupun demikian, melihat kemajuan perkembangan teknologi nuklir untuk antariksa yang relatif lambat terhadap kemajuan bidang lain akibat langkah yang sangat berhati-hati, apa yang diuraikan dapat memberikan gambaran awal tentang dasar pemikiran dan konfigurasi umum sumber daya nuklir antariksa.

11. DAFTAR PUSTAKA

1. F.D. Anderson, D.J. Cocheran, H.M. Dieckamp & J.R. Watch, Nuclear Space Power-SNAP II, Ballistic Missile and Space Technology, Ed. D.P. K Galley, Academic Press, 1960.
2. E. Stuhlinger, Ion Propulsion for Space Flight, McGraw Hill Co, 1964.
3. R.W. Bussard & R.D. Delauer, Fundamentals of Nuclear Flight, McGraw Hill Co, 1965.
4. T.H. Van Osdol, W.B. Thomson & O.S. Merrill, Uranium Zirconium Hydride Reactor Space Power Systems, A New Era in Space Transportation, ed, L.G. Napolitano, Pergamon Press, 1977.
5. Aerospace Highlights 1983, Aerospace Power Systems, Aeronautics & Astronautics, December 1983.
6. Reginald Turnill, The Observer's Spaceflight Directory, Frederick Warne, 1978
7. James E. Martin, Communications Satellite Systems, Prentice Hall Inc, 1978.
8. D.G. King Hele et.al, The R.A.E. Table of Earth Satellites 1957 - 1980, Macmillan Reference Books, 1981.

* * *