

レーザー推進軌道変換輸送機用 地上設置小型 FBR 調査検討

2000 年 9 月

核燃料サイクル開発機構

敦 賀 本 部

国際技術センター

本資料の全部または一部を複写・複製・転載する場合は、下記にお問い合わせください。

〒319-1184 茨城県那珂郡東海村大字村松4番地49

核燃料サイクル開発機構

技術展開部 技術協力課

Inquiries about copyright and reproduction should be addressed to:

Technical Cooperation Section,

Technology Management Division,

Japan Nuclear Cycle Development Institute

4-49 Muramatsu, Tokai-mura, Naka-gun, Ibaraki 319-1184

Japan.

© 核燃料サイクル開発機構 (Japan Nuclear Cycle Development Institute)

2000

2000年9月

レーザー推進軌道変換輸送機用

地上設置小型 FBR 調査検討

大坪 章*

要 旨

現在宇宙専門家の間では、大量の荷物(Load)を宇宙空間に打ち上げるために、まずこの荷物を地球に最も近い低軌道にレーザー推進軌道変換輸送機(LOTV; Laser Orbital Transfer Vehicle)なるものに搭載した状態で打ち上げ、次に低軌道から高軌道への輸送は、LOTVが行うという方法が検討されている。

この LOTV へのエネルギー供給は、火力発電機を搭載して定常的に高度 1 万 m を飛行する大型の飛行機から、レーザー光を LOTV に向けて照射して行おうということである。

筆者はこの方法より、地球上の高地に高速炉を設置した方が有利でないかと考えた。この場合この高速炉は、都会にいる運転員が制御室から人工衛星を使用して、遠隔操作で運転することになる。

本報告書では、このアイデアが妥当なものであることを示すために、システム概念の検討を行うと共に、宇宙・地上・深海高速炉ガスタービン発電システム定常解析コード STEDFAST を使用した熱効率解析を行なった。

* 敦賀本部国際技術センター

Sep. 2000.

Study on Small Terrestrial FBR for Laser Orbital Transfer Vehicle

Akira OTSUBO*

ABSTRACT

Some specialists on the space are studying the method to carry many loads into the space that the loads on a laser orbital transfer vehicle (LOTV) should be launched to a low orbit for the first time and that the LOTV should finally carry them to a high orbit from the low one.

Energy used by the LOTV is supplied by laser irradiation from a plane flying at the height of 10,000 m, which has an electric power generator using oil.

The author of this report considers that a small FBR on a high land is better than the plane with the generator. An operator in a large city remotely controls the FBR using a satellite.

In this report, conceptual study was performed on the system using the FBR and thermal efficiency was calculated on the system in order to show that the idea of the system was reasonable. The stationary analysis program code of STEDFAST for space, terrestrial and deep sea fast reactor- gas turbine power generation system was used in the calculation.

* International Cooperation and Technology Development Center.

目 次

1	はじめに	1
2	レーザ推進軌道変換輸送機(LOTV)	3
2.1	スラスタ	3
2.2	現電源案	3
2.3	高速炉電源案	4
3	小型 FBR 概念	5
3.1	炉概念	5
3.2	設置場所	6
4	熱効率計算	8
4.1	基本条件	8
4.2	STEDFAST コードによる計算	8
4.2.1	入力値	8
4.2.2	計算結果	9
5	おわりに	11
	謝辞	12
	参考文献	13

表 リ ス ト

表 2. 1	搭載航空機	14
表 4. 1	STEDFAST コード入力値	25
表 4. 2	STEDFAST コード計算結果	26
表 4. 3	コンプレッサ入口温度と熱効率	27

図 リ ス ト

図 2. 1	LOTV 用集光器概念図	15
図 2. 2	LOTV 用集光器の光路図	16
図 2. 3	スラスタ概念図	17
図 2. 4	航空機搭載レーザ運用想像図	18
図 3. 1	LUBER 炉炉容器縦断面	19
図 3. 2	LUBER 炉系統図	20
図 3. 3	LUBER 炉機器配置	21
図 3. 4	LUBER 炉内部構造	22
図 3. 5	LUBER 炉平面及び立面	23
図 3. 6	炉系統図	24
図 4. 1	STEDFAST コード炉系統図	28

1 はじめに

現在の宇宙開発の進展は正しく日進月歩の感がある。大規模な将来の宇宙開発においては、大量の荷物(Load)を宇宙空間に打ち上げる必要が生じる。しかしこのような大量の荷物をロケットで宇宙空間に打ち上げるには、極めて多額の予算が必要となる。この予算を節約する方法として、レーザ推進軌道変換輸送機(LOTV; Laser Orbital Transfer Vehicle)なる概念が考え出されている。

これは、宇宙空間への荷物の打ち上げの際にはまず、この荷物を地球に最も近い低軌道に LOTV なるものに搭載した状態で打ち上げる。次にこの荷物の低軌道から最終目的地である高軌道への輸送は、LOTV が行うというものである。

この LOTV には打ち上げの際には、上記低軌道から高軌道への輸送用の燃料は搭載していない。必要な燃料即ちエネルギーは、別途地球からこの LOTV にレーザ光の形で供給する。このようにすれば、大量の燃料を地上から宇宙空間に打ち上げる必要がなくなるので、打ち上げの際のロケットの重量は軽くなり、予算の著しい軽減が可能となるということである。

現在宇宙専門家の間では、上記 LOTV へのエネルギー供給は、火力発電機を大型の飛行機に搭載して定常的に高度 1 万 m を飛行させ、この火力発電機で発電された電力でレーザ光を発生させて、それを LOTV に向けて照射しようという考え方である¹⁾。この場合時間的に連続して LOTV へのレーザ光照射を可能とするため、常時地球を取り囲むように、4 機の大型飛行機を飛行させることになる¹⁾。

これに対して本報告書の著者は、大型飛行機に重量約 100 トンの火力発電機を搭載するよりは、地球上の高地に、それも可能ならば地球を取り囲むように 4 箇所の高地に、高速炉を設置した方が有利でないかと考えた。この場合この高速炉は、都会にいる運転員が制御室から人工衛星を使用して、遠隔操作で運転することになる。このアイデアは宇宙専門家にも受け入れられ、航空宇宙技術研究所の報告書に記載された¹⁾。

上記アイデアは現在迄の著者の経験に基づいて作成したものである。その後このアイデアが妥当なものであることを示すため、解析コード STEDFAST を使用した計算による熱効率解析を行なったが、今回その結果を加えてある程度の検討をして報告書としたものである。

2 レーザ推進軌道変換輸送機 (LOTV)

2.1 スラスタ

宇宙空間の低軌道から高軌道に輸送する荷物を外部に、スラスタを内部に搭載した LOTV の外観を図 2. 1 に示す。地球上の光源から発射されたレーザ光は、本図の中央右側の集光光学系で集められる。集められたレーザ光は図 2. 2 に示す光路を経て LOTV 本体内に導入される。

内部に導入されたレーザ光は、図 2. 3 のスラスタ概念図に示すように、噴射器から出てくる水（推葉）をガス化させ宇宙空間に噴出させる。このガス化した水、即ち水蒸気の宇宙空間中への噴出により、LOTV は作用と反作用の関係で、軌道間を移動するための推進力を得ることになる。

用いられる地球上のレーザ光源としては、本報告書では詳細な説明はしないが、近年急速に高出力化が進んでいる半導体レーザ励起固体レーザ(DPSSL: Diode Pumped Solid State Laser)が有望視されている。本レーザの電気-光変換効率は 10%以上が達成されている。

2.2 現電源案

レーザ光源から照射されるレーザのエネルギーは 500kWe が想定されている。電気-光変換効率を 10%とすると、レーザ光源へ電力を供給する電力源としては、5MWe が必要となる。このような電力源について現在の宇宙専門家の案では、レーザ照射時の空気によるレーザ光吸収割合を小さくするため、高度 1 万 m という上空を飛行する航空機に、火力発電機を搭載するということになっている。即ち、飛行する航空機上のレーザ光源から宇宙空間上の LOTV に向けて、レーザが発射されるということである。搭載航空機としては、最大搭載重量が 100 トン以上のものが候補となっている。表 2. 1 に現在候補となっている搭載航空機の機種を示す。

図 2. 4 には表 2. 1 の航空機のうち、ウクライナ共和国アントノフ社製の An-225 (ムリヤ) 輸送機を使用した場合の、航空機搭載レーザの運用状況想像図を示す。

2. 3 高速炉電源案

前節の宇宙専門家の現状案に対して著者は、第1章で述べたように、地球上の高地にレーザ光源およびそれに電力を供給する高速炉を設置する案を提出した。

高速炉がこのような用途に向いているのは、原子炉であるので火力発電等の他の発電のように絶えず燃料を補給する必要のないこと、および軽水炉と違って水処理の必要が無く、従って運転員が近くに常駐する必要が無く、人工衛星を使用して遠く離れた都会から、遠隔制御が可能であることがあげられる。

サイクル機構では既に月面上で使用する小型高速炉として、1次冷却材にリチウム（炉容器出口温度約 1,000℃）を使用し、2次冷却材としてカリウムを用いてカリウム蒸気タービンで発電を行う熱出力約 20Wt の LUBAR 炉の概念検討を行った^{2),3)}。

本報告書では、この小型高速炉を地上に設置する場合は、月面上と違って大気が存在し、炉の廃熱が容易であるので、宇宙空間への熱放射で廃熱を行う月面設置の場合のような高温条件が必要でなくなるのを考慮して、1次冷却材にナック（炉容器出口温度 650℃）を使用し、2次系には空気を冷却材として使用する開放型ガスタービン発電機を使用する、高速炉システムを提案することとする。このシステムの系統図については、後に図3. 6に示す。

3 小型 FBR

3.1 炉概念

本章では地上高地に設置する小型高速炉につき検討する。電気/光変換効率を 10.0%とすると、500kWe のレーザー光を発生させるために小型高速炉に必要な発電出力は 5MWe となる。

まず前章で少し述べた LUBAR 炉について説明する。LUBAR 炉の炉容器縦断面図を図 3. 1 に、系統図を図 3. 2 に示す。また LUBAR 炉の月面設置の際の機器配置図を図 3. 3 に、内部構造を図 3. 4 に示す³⁾。

LUBAR 炉は 1 次冷却材にはリチウム（炉容器出口温度約 1,000℃）を使用し、2 次冷却材としてカリウムを用いてカリウム蒸気タービンで発電を行う熱出力約 20MWt の炉である。廃熱は図 3. 5 に示されている放熱板を用いて、宇宙空間に熱放射により放熱する。地球からのロケットによる打ち上げを容易にするため、全重量を軽くする目的で、燃料には高濃縮のウラン窒化物を使用して、炉心の大きさを出来るだけ小さくしている。

LUBAR 炉の重量は、原子炉が 20 トン、1 次系（配管、カリウムボイラ等）が 5 トン、2 次系（配管、放熱板、凝縮器等）が 11 トン、タービンおよび発電機が 7 トン、電子機器が 5 トン、構造材（建物）が 10 トン、その他（遮蔽体等）が 12 トンで合計 70 トンである。

今回必要となる炉は、この LUBAR 炉と同じ熱出力の炉である。月面上と違って地上では放熱が容易なので、1 次冷却材をリチウムからナック（NaK）にする。このように 1 次冷却材を同じ液体金属に取り替えても炉容器の形状の変化はあまり無い。従って、LUBAR 炉の縦断面図図 3. 1 は今回の炉に関してもそのまま使えるものである。炉容器出口温度は炉容器構造材に SUS が使用可能な 650℃とする。

2 次系では冷却材をカリウムからガス（空気）に変換し、開放ループとし、ガスタービン発電で発電を行うようにする。図 3. 6 に

今回の炉の系統図を示す。1次および2次系は各2ループである。ガスタービン発電の熱効率を25%と見込み、本小型高速炉の熱出力を20MWtとする。この熱効率については次章で計算する。

LUBAR 炉の燃料としては高濃縮のウラン窒化物を使用しているが、今回の炉は地球上で用いるので、安全上の理由から前述のように中濃縮のウラン酸化物或いは窒化物にしたほうが良いと思われる。

重量に関しては次のようになる。今回の炉の場合、原子炉は20トンとし、1次系（配管、中間熱交換器等）もLUBAR 炉のまま5トンとする。主な変更点である2次系は空気使用の開放ループとする。今回2次系（配管等）はタービンおよび発電機と合計で48トンとする。この数値は出力2.4MWeの川崎重工社のガスタービンPU-3000の重量24トンを2倍したものである⁴⁾。電子機器は5トン、構造材（建物）は10トン、その他（遮蔽体等）は12トンと上記と同じとする。このように見積もると、総重量は100トンとなる。

本小型高速炉は次の特徴を有する。

- 1) 燃料補給無しで5-10年の連続運転が可能。
- 2) 遠隔操作による運転が可能。（人工衛星を使用して都市の制御室から運転する。）
- 3) 可搬型。（部分的に分割してヘリコプターで運搬することが可能）

3.2 設置場所

この小型高速炉を設置する場所としては、レーザーの通過する距離が出来るだけ小さくなるように、標高約5,000m以上の高地を考える。以下に候補地をあげる。これらの候補地としては、LOTVが静止軌道上に位置する場合を想定して、なるべく赤道に近い山地を選んだ。

- 1) ヒマラヤ高地（ブータン）
平均高度4,800m 北緯27-28度 東経90度
- 2) ケニヤ山（ケニヤ）
高度5,200m 北緯0度 東経37度

- | | | | |
|----|-----------------|---------|---------|
| 3) | キリマンジャロ (タンザニア) | | |
| | 高度 5,895m | 南緯 3 度 | 東経 38 度 |
| 4) | ボリバル山 (ベネズエラ) | | |
| | 高度 5,007m | 北緯 10 度 | 西経 79 度 |
| 5) | チンボラソ山 (エクアドル) | | |
| | 高度 6,310m | 南緯 2 度 | 西経 79 度 |

4 熱効率計算

4.1 基本条件

前章で述べたように本小型 FBR は、標高約 5,000m から 6,000m の高地に設置される。このような高地での大気の温度 t (K)、絶対圧力 p (MPa) および密度 ρ (kg/m^3) は、北半球の中緯度地方では、標高 z (m) の関数として、標高 0(m) でのそれぞれの値 t_0 、 p_0 、 ρ_0 を用いて次のように表される。このような仮想の大気を標準大気と言い、JIS W 0201-1979 で次式のように定められている⁵⁾。

$$\begin{aligned}t &= t_0 - 0.0065z, \\ p/p_0 &= (1 - 0.000022557z)^{5.2561}, \\ \rho/\rho_0 &= (1 - 0.000022557z)^{4.2561}.\end{aligned}$$

上式を用いて計算すると、標高 5,000m および標高 6,000m では次のようになる。

$$\begin{aligned}\text{標高 5,000m} \quad t &= t_0 - 32.5, \quad p/p_0 = 0.5331, \quad \rho/\rho_0 = 0.6009. \\ \text{標高 6,000m} \quad t &= t_0 - 42.25, \quad p/p_0 = 0.4656, \quad \rho/\rho_0 = 0.5385.\end{aligned}$$

ここで、 $t_0 = 288\text{K}(15^\circ\text{C})$ 、 $p_0 = 0.101325\text{MPa}(=760\text{mmHg}, 1\text{気圧})$ 、 $\rho_0 = 1.2250\text{kg}/\text{m}^3$ である。

赤道近くの海拔 0m の気温を 288~313K (15~40°C) とすると、標高 5,000m では t は 255.5~280.5K (-17.5~7.5°C) となる。

4.2 STEDFAST コードによる計算

4.2.1 入力値

コンプレッサ入口のガスの状態を、前小節で記した標高 5,000m の圧力及び温度にして、STEDFAST コードを用いて、二次系が開放状態の場合のブレイトンサイクルの熱効率を計算した⁶⁾。図 4.1 には STEDFAST コードが計算対象としている、炉の系統図を示す。本コードでは、2 次系は開放ループでなく閉ループとなっている。

従って、本コードによる計算では、ラジエータ（高速深海炉の場合は、耐圧殻に取り付けられた冷却器）までの部分が、開放ループの場合の作動ガスの状態と等しくなるように配慮した。

表 4.1 に入力値を示す。発電機効率等のブレイトンサイクルの効率は、本計算では参考文献 7) の計算ケースのうち、ベースケース B の値を用いた。原子炉出口温度は原子炉容器に用いた SUS の最高使用温度である 650℃とした。

コンプレッサ入口温度は高度 5,000m での大気温度を考慮して、0℃から 20℃まで変化させた。表 4.1 には一応最低温度の 0℃を代表的に記載した。前節の検討では大気温度が負になる場合もあるが、STEDFAST コードの入力値の制限条件から、最低温度は 0℃とした。

高度 5,000m での大気圧力は約 0.5 気圧であるが、本システムではコンプレッサ入口圧力がこの値に該当する。STEDFAST コードでは、コンプレッサ入口圧力を入力値として与えることは出来ない。よって表 4.1 の入力値では、タービン入口圧力およびコンプレッサ圧縮比の値を、コンプレッサ入口圧力が約 0.5 気圧になるように、各 1.0 kg/cm² および 2.0 と定めた。

ガスの成分その他は、参考文献 7) の計算ケースと同じ値とした。STEDFAST コードでは使用するガスは、ゼノン(Xe)とヘリウム(He)の混合ガスのみが組み込まれており、空気に変えるわけにいかないため、そのまま用いることとした。

4.2.2 計算結果

表 4.2 に計算結果を示す。システム全体の熱効率は 28.1%となり、3.1 節での当初見込みの 25%より大きな値が得られた。よって第 3 章の構想のような小型 FBR がシステム効率の点で、可能なことが確認された。

更にコンプレッサ入口圧力が約 0.5 気圧になる、タービン入口圧力およびコンプレッサ圧縮比の組み合わせを 3 種類選び、計算を行った。表 4.3 には各のケースについての、コンプレッサ入口温度を 0℃から 20℃まで変化させた場合の、サイクル熱効率およびシステム熱効率の計算結果を示す。

タービン入口圧力については 1 から 1.5 へ増大した場合に約 2%、1.5 から 2.0 へ増大した場合に約 4%の、サイクル熱効率およびシス

テム熱効率の減少がみられた。

また各のケースについて、コンプレッサ入口温度を 0℃から 20℃まで変化させた場合、サイクル熱効率およびシステム熱効率の約 2 - 3 %の減少がみられた。

結果として最初のタービン入口圧力およびコンプレッサ圧縮比の値が、各 1.0 kg/cm² および 2.0 のケースが、最もサイクル熱効率およびシステム熱効率の大きな値がえられた。

4.1 節で求めた標高 5,000m での温度領域(-17.5~7.5℃)では、表 4.3 の上 2 ケースにおいて、システム熱効率が 25%以上となった。

5 おわりに

宇宙研究では、宇宙空間で使用するエネルギーの確保が常に重要な問題になっている。勿論高速炉を宇宙空間にロケットで打ち上げれば問題ない訳である。事実かつての旧ソ連においては、宇宙船で使用する電源として、30基以上の高速炉が打ち上げられた実績が有る。しかし最近では、ロケットでの打ち上げ失敗確率が約10%という現実があるため、世界の趨勢ではこの方法を採用しないようになってきている。

以上のような宇宙空間でのエネルギー事情を解決するため、宇宙専門家が考え出したのが、図2.4のような大型航空機を用いる方法である。本報告書の著者としては、航空機を常時飛ばすというこの方法は、技術的および経済的にかなり難しかろうと、直感的に判断した。いくら高速炉の製作費が高かろうと、航空機を用いる方法よりは、実現性があるように思えた。このような観点から本報告書を作成したものである。

本報告書の著者に、今後どのように進めるべきか特別現時点で考えが有るわけでは無いが、もし宇宙の専門家がより具体的に且つ大規模に、航空機を用いる方法を検討し始めるのであれば、比較の意味からも本報告書の高速炉を用いる方法を、より深く検討する必要があると考える。

謝 辞

宇宙空間における電気エネルギー利用に関しては、羽賀一男氏に御教示頂いたので、ここに謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所報告書、「ハイパワーレーザーの宇宙利用（レーザー OTV システム）の調査・検討」、平成 12 年 3 月。
- 2) K.Haga, M.Kambe, H.Kataoka, N.Ohtani, A.Otsubo, “Application Study of Transportable Reactor to Lunar Base Power System, ” Acta Astronautica, Vol.26, No.5, pp.349~357(1992).
- 3) 動燃報告書 PNC N9410 93-154、「月面原子動力プラントの検討」、1993 年 8 月、野村紀男、羽賀一男、片岡 一、清野 裕、大坪 章。
- 4) カタログ、ガスタービン発電設備 カワサキ PU シリーズ、川崎重工株式会社。
- 5) 「機械工学便覧 基礎編 応用編」、日本機械学会編、B5 編 p.226(1987)。
- 6) 動燃報告書 PNC N9520 95-002、「宇宙・地上・深海高速炉ガスタービン発電システム定常解析コード“STEDFAST”」、1995 年 2 月、大坪 章、関口 信忠。
- 7) 動燃報告書 PNC TN9410 98-059、「可搬型炉特性パラメータ計算」、1993 年 6 月、大坪 章、小綿 泰樹。

表 2. 1 搭載航空機¹⁾

機種名	最大搭載重量 (トン)	高度 (m)	巡航速度 (マッハ)	航続距離 (km)
ボーイング 747-400F	113	10,000	0.85	8,000
ロッキードマーチン C5B (ギャラクシー)	118	10,900	0.87	55,520
アントノフ An-124 ルスラン	150	10,000	(800~850km/h)	4,500
アントノフ An-225 ムリヤ	250	10,000	(800~850km/h)	4,500

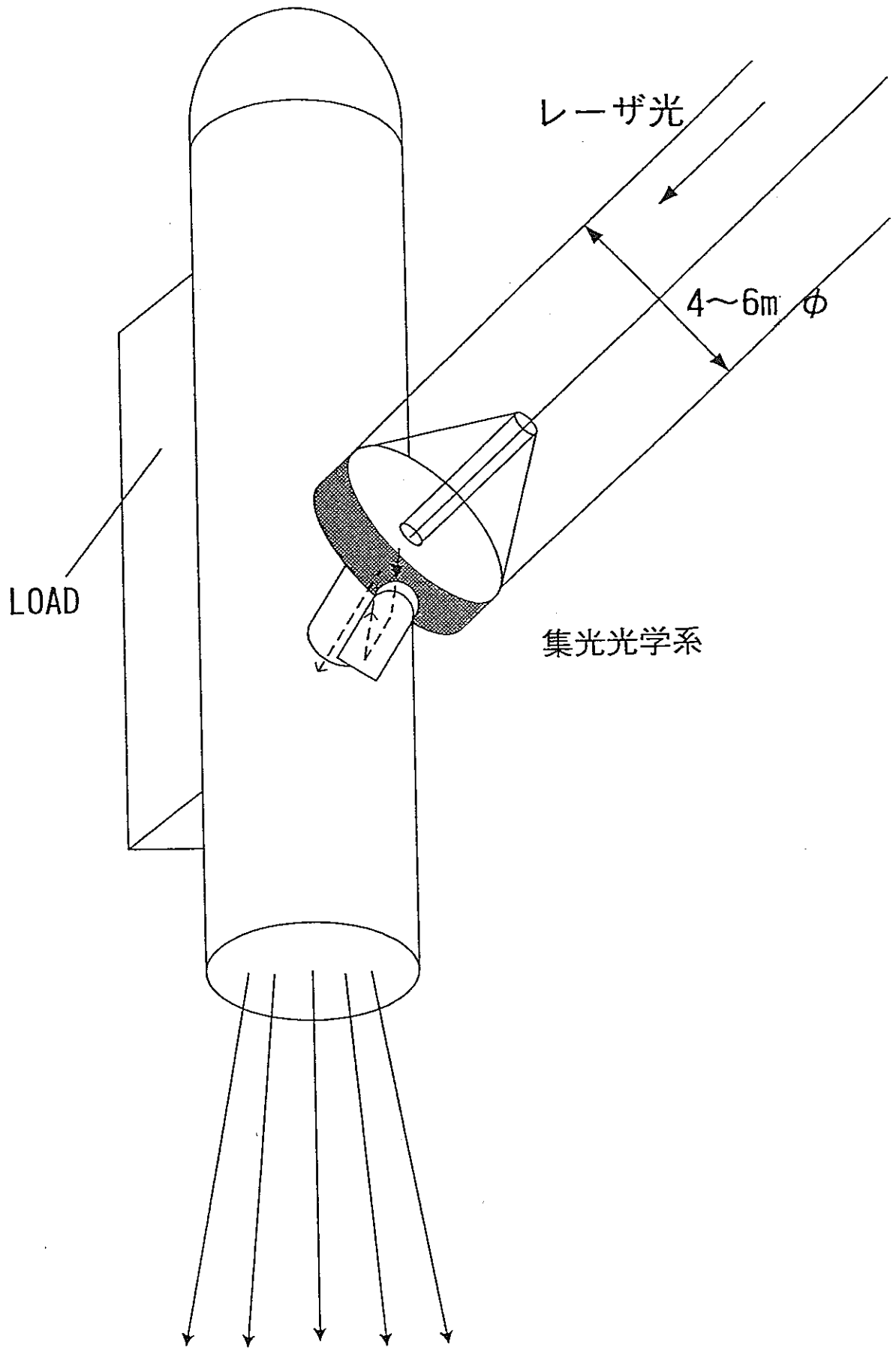


図 2. 1 LOTV 用集光器概念図¹⁾

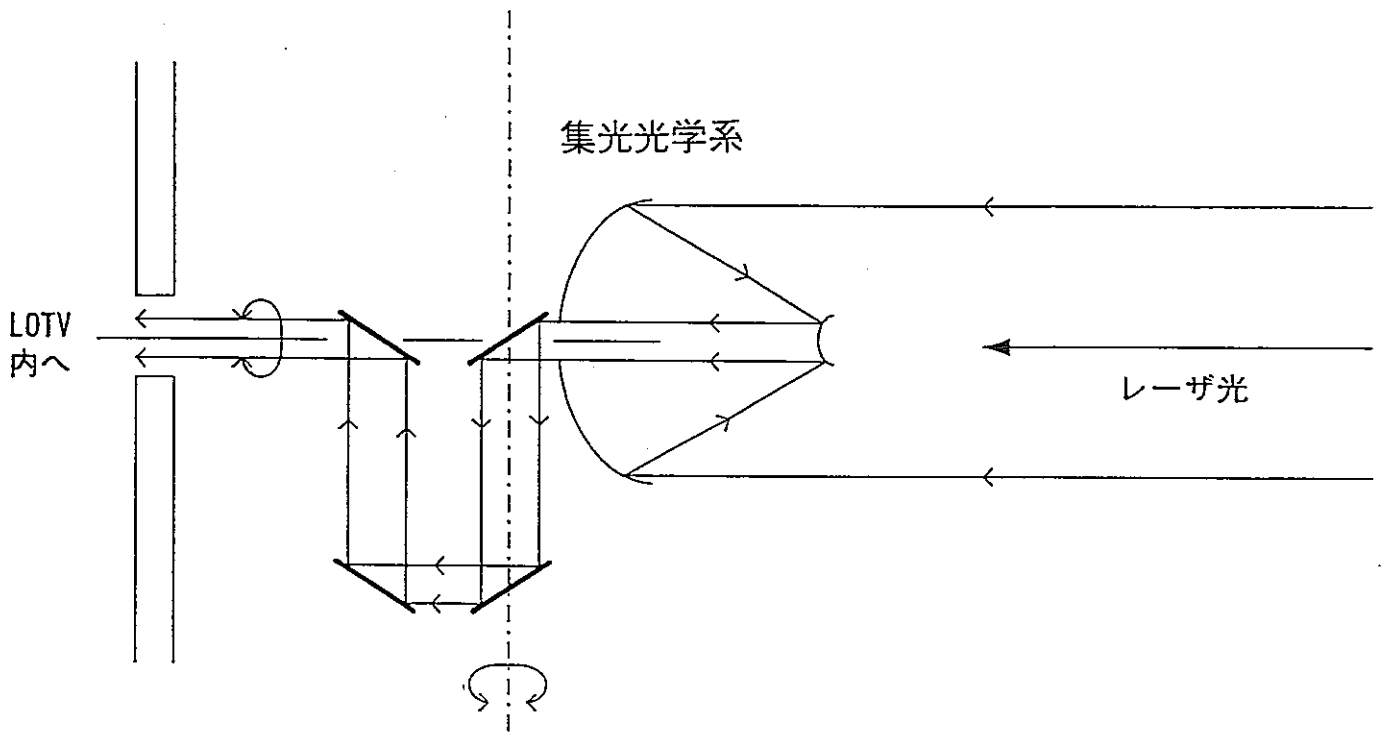


図 2. 2 LOTV 用集光器の光路図¹⁾

LOTV PROJECT

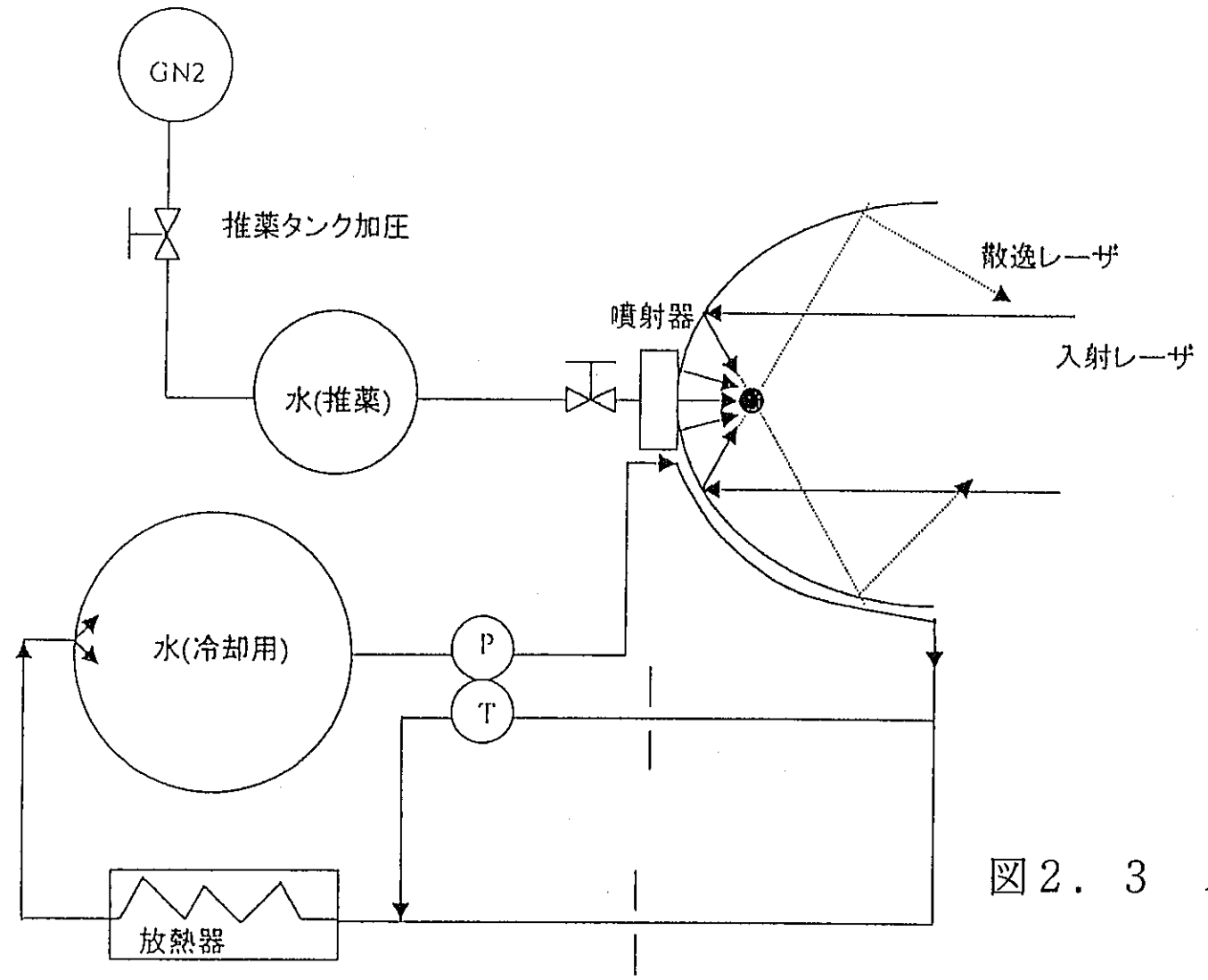


図2. 3 スラスタ概念図¹⁾

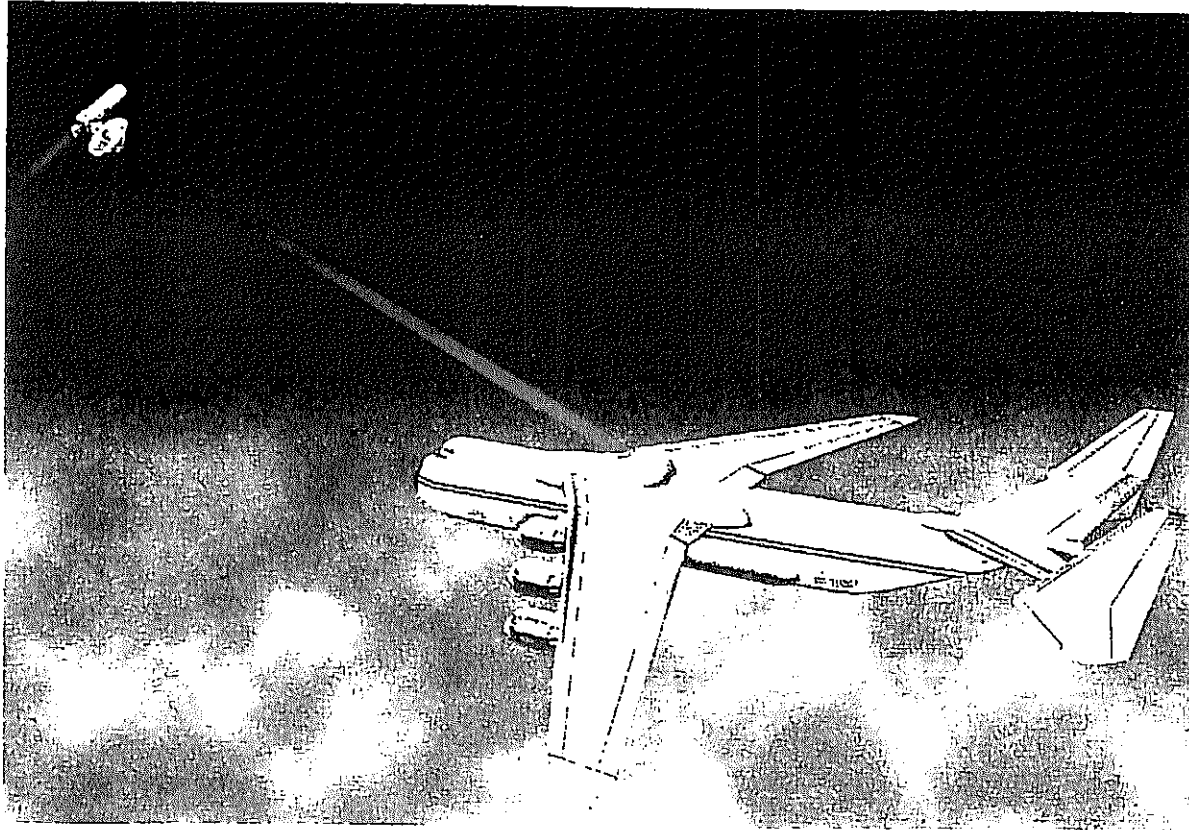


図2.4 航空機搭載レーザ運用想像図¹⁾

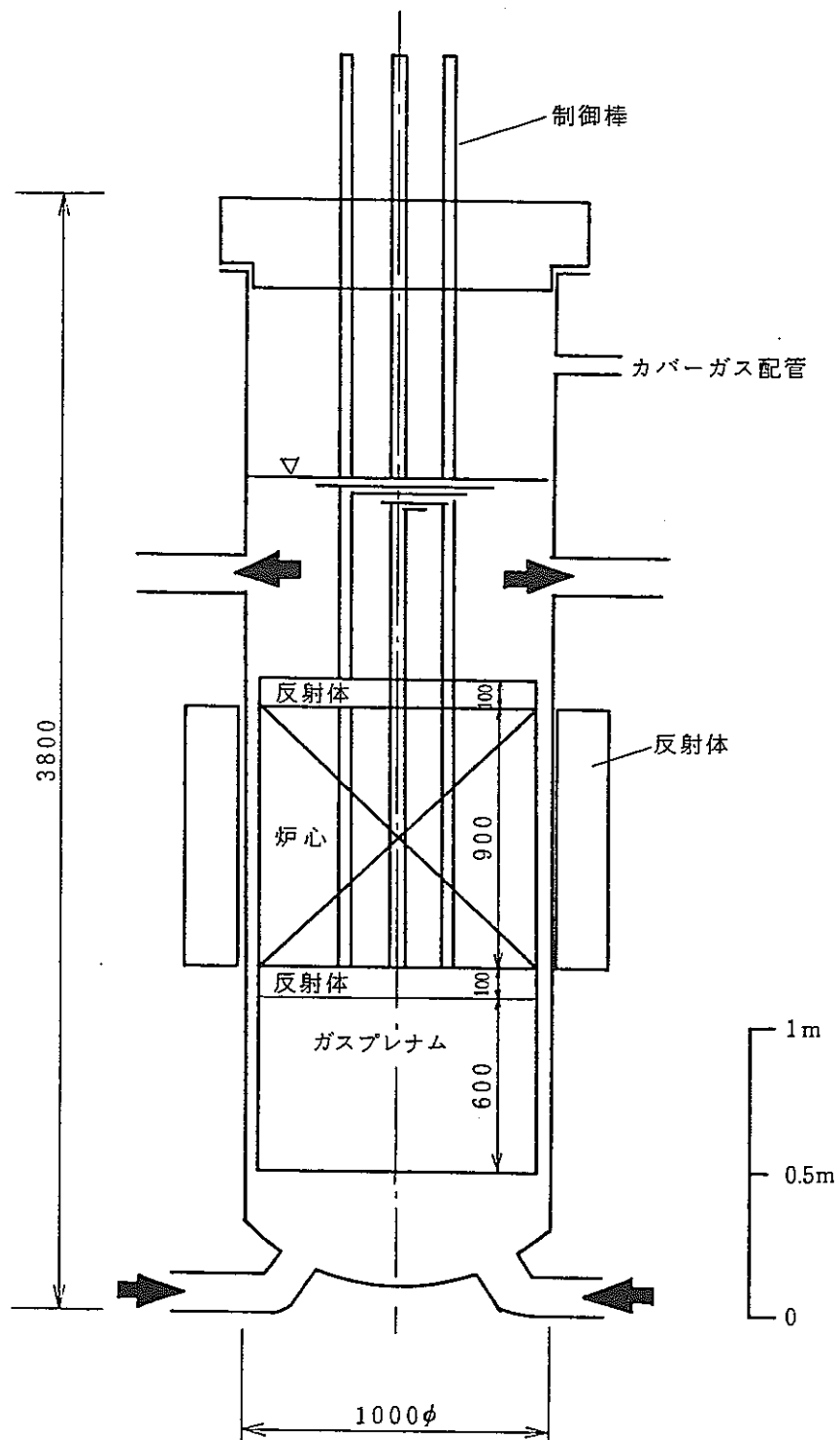


図3. 1 LUBER 炉炉容器縦断面³⁾

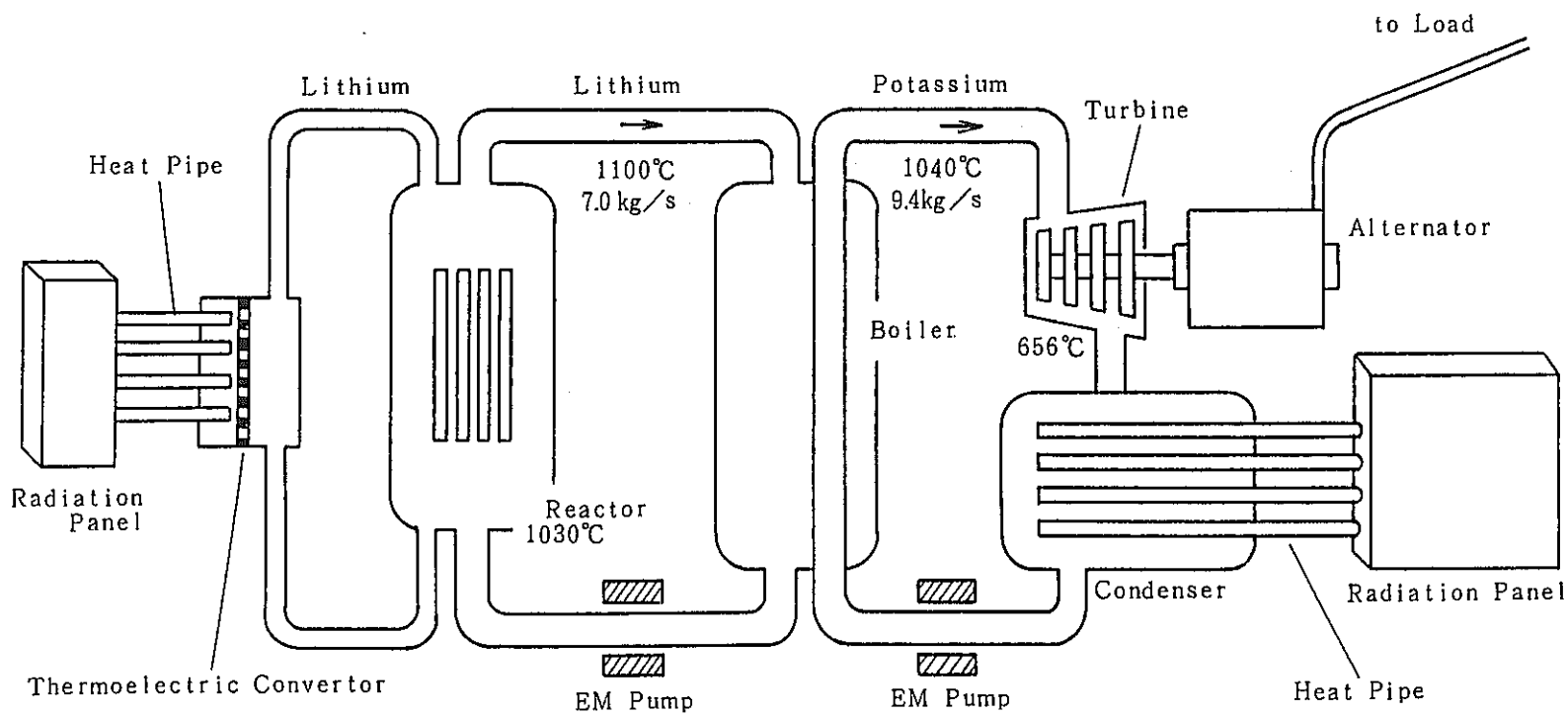
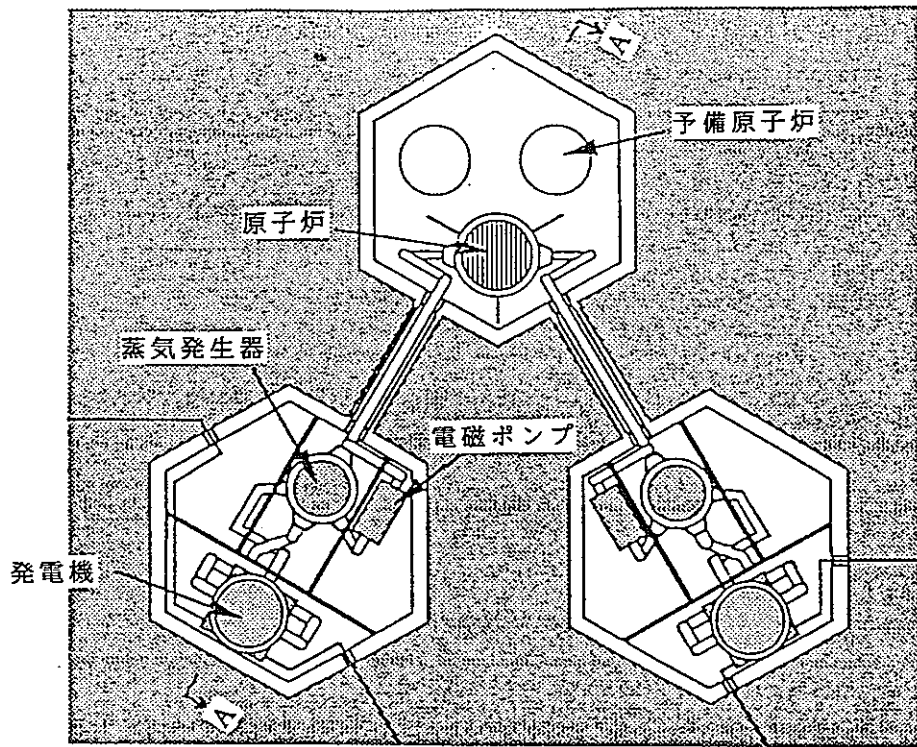
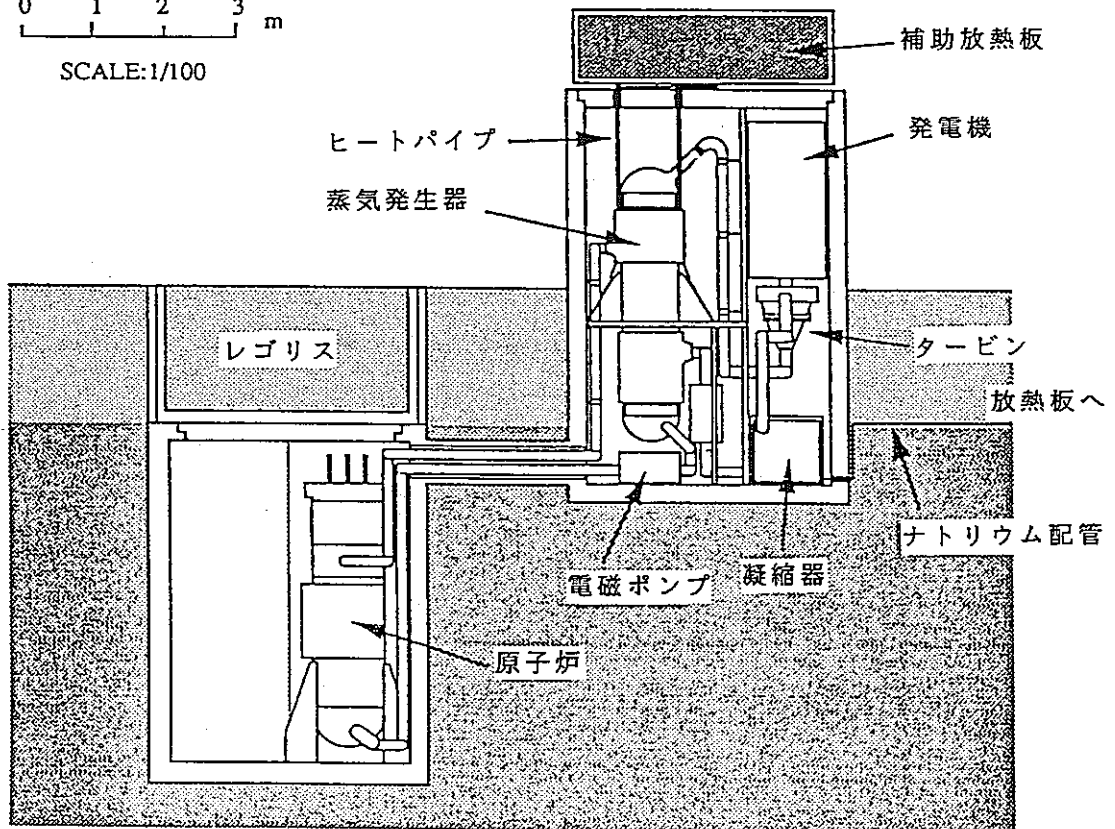


图 3. 2 LUBER 炉系统图³⁾



(a) 平面図

0 1 2 3 m
SCALE:1/100



(b) A-A断面図

図 3. 3 LUBER 炉機器配置³⁾

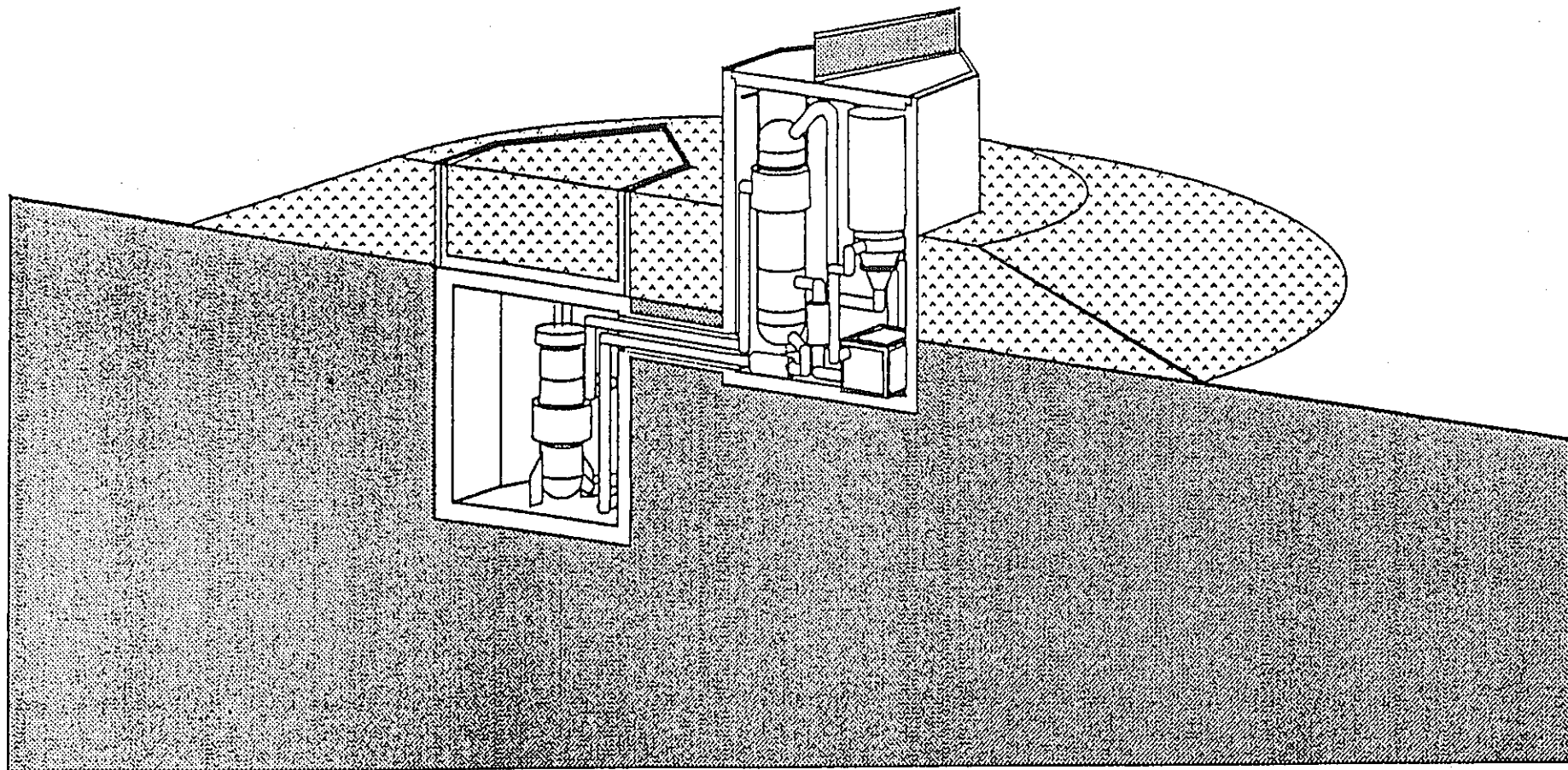
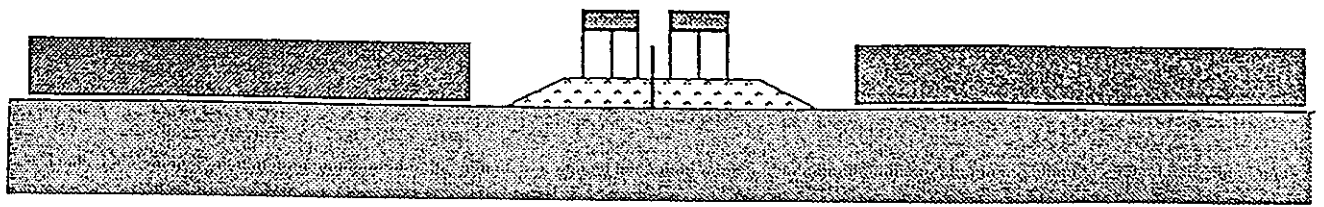
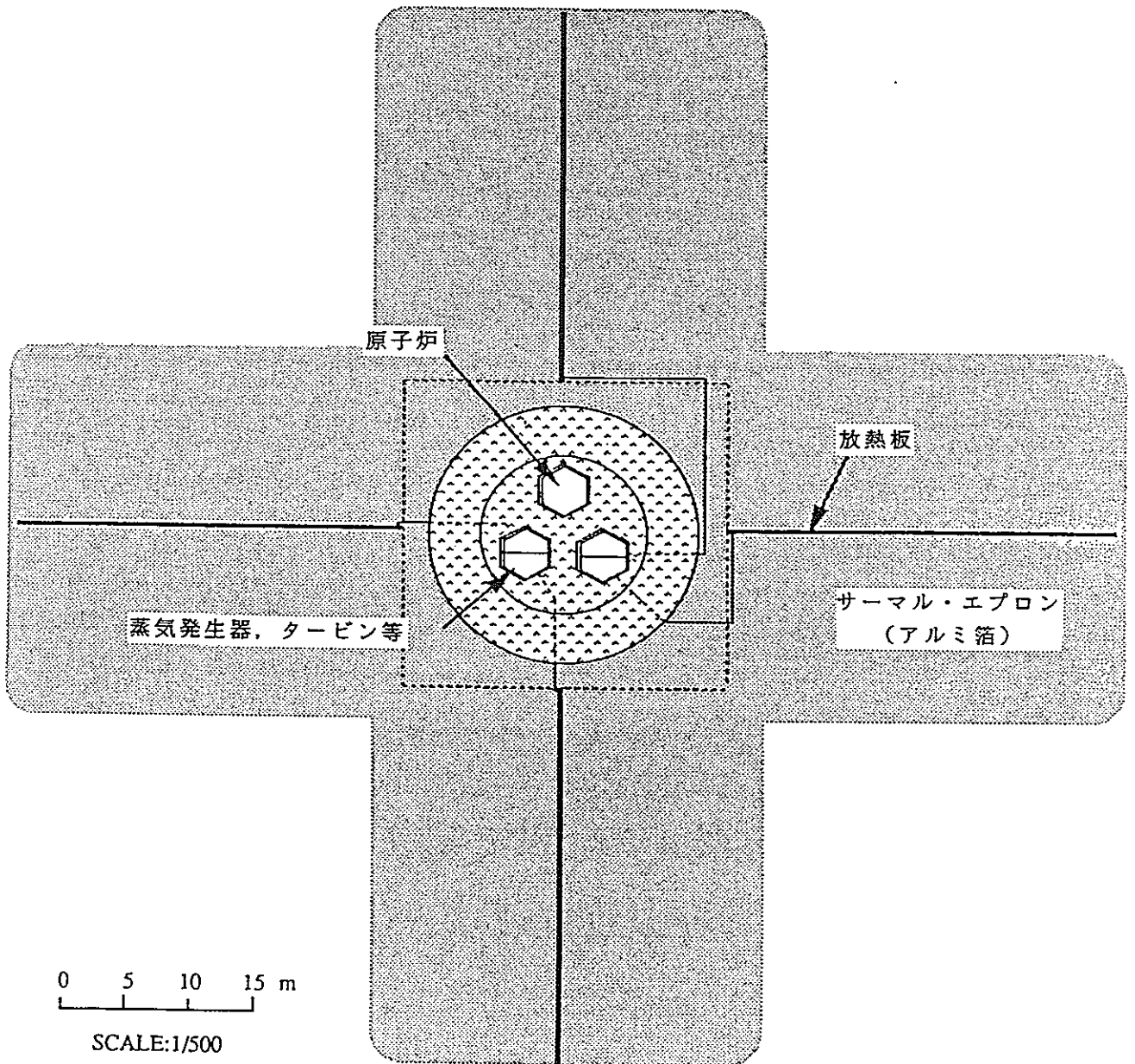


图 3. 4 LUBER 炉内部構造³⁾



(a) 立面図



(b) 平面図

図 3. 5 LUBER 炉平面及び立面³⁾

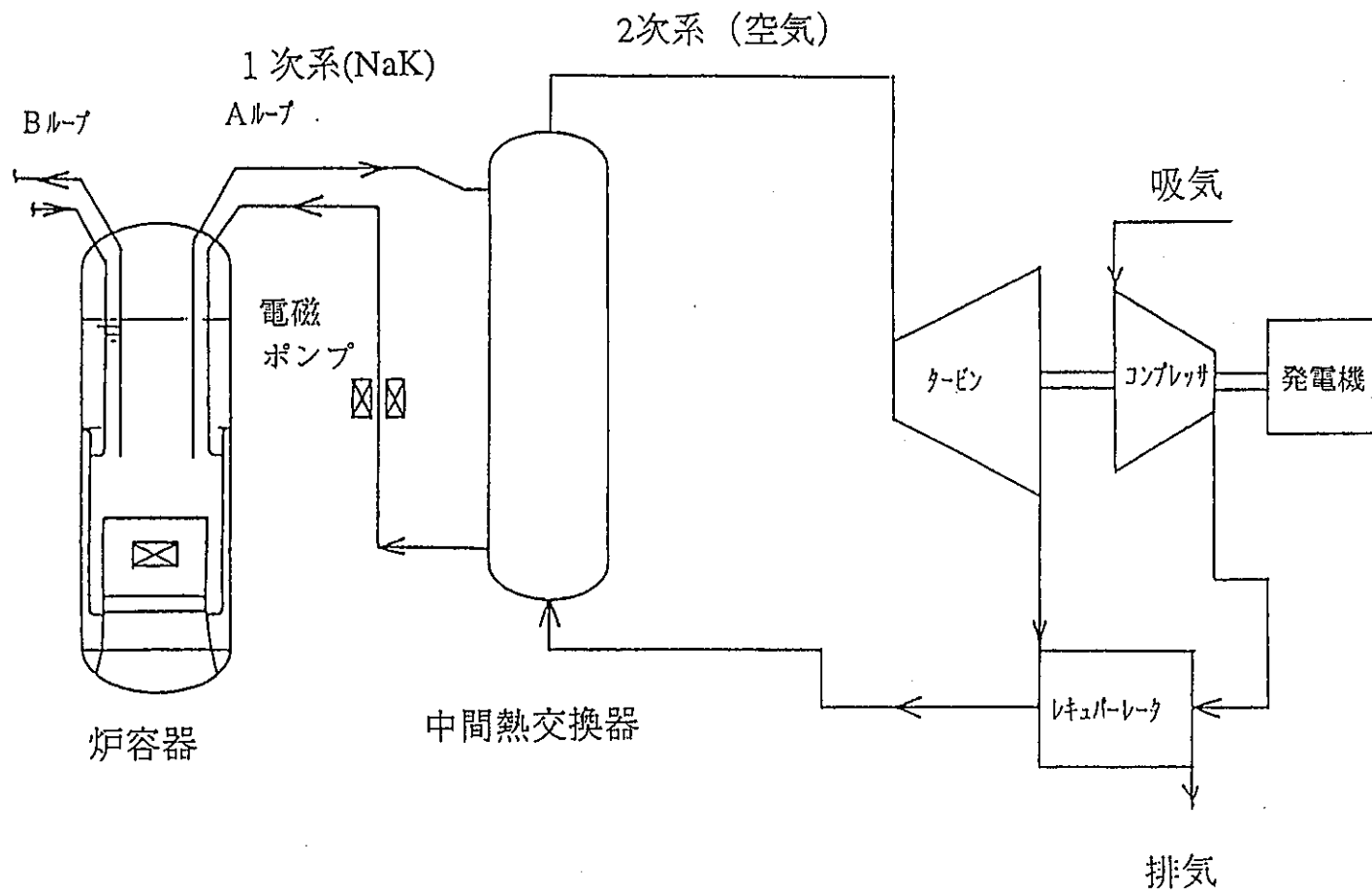


図 3. 6 炉系統図

表 4. 1 STEDFAST コード入力値

項目名称	値
プラントタイプ	深海炉
一次系の種類	NaK(Na;0.22,K;0.78)
原子炉 電気出力	5 MWe
原子炉 入/出口温度	650/550 °C
1次系熱伝達効率	1.0
1次系/2次系ループ数	1/4
He - Xe モル分率	Xe; 40%
タービン入口温度	635°C
コンプレッサ入口温度	0 °C
タービン入口圧力	1.0 kg/cm ²
コンプレッサ圧縮比/段数	2.0/1段
発電機効率	0.859
タービン断熱効率	0.888
コンプレッサ断熱効率	0.850
レキュパレータ温度効率	0.843
システム圧力損失効率	$\chi_{P1}:0.03, \chi_{P2}:0, \chi_{P3}:0.03$

表4. 2 STEDFAST コード計算結果

炉 熱出力	17.8 MWt
入/出口温度	550/650 °C
流量	7,280 kg/h
2次系流量	18,700 kg/h
IHX 熱伝達量	17.8 MWt
タービン 入/出口温度	635/456 °C
入/出口圧力	1/0.531 kg/cm ²
コンプレッサ 入/出口温度	0/102 °C
入/出口圧力	0.515/1.03 kg/cm ²
レキュパレータ 出力	5.7 MWt
低/高温側出口温度	400/158 °C
プレクーラ 出力	3.0 MWt
入/出口温度	158/0 °C
サイクル熱効率	32.7 %
システム熱効率	28.1 %

表4. 3 コンプレッサ入口温度と熱効率

タービン入口圧力 1.0 kg/cm ²		コンプレッサ圧縮比 2.0			
コンプレッサ入口温度 °C	0	5	10	15	20
サイクル熱効率 %	32.7	32.1	31.4	30.8	30.1
システム熱効率 %	28.1	27.6	27.0	26.4	25.9

タービン入口圧力 1.5 kg/cm ²		コンプレッサ圧縮比 3.0			
コンプレッサ入口温度 °C	0	5	10	15	20
サイクル熱効率 %	31.8	30.8	29.9	28.9	28.0
システム熱効率 %	27.3	26.5	25.7	24.8	24.0

タービン入口圧力 2.0 kg/cm ²		コンプレッサ圧縮比 4.0			
コンプレッサ入口温度 °C	0	5	10	15	20
サイクル熱効率 %	27.2	26.1	24.9	23.7	22.5
システム熱効率 %	23.4	22.4	21.4	20.4	19.3

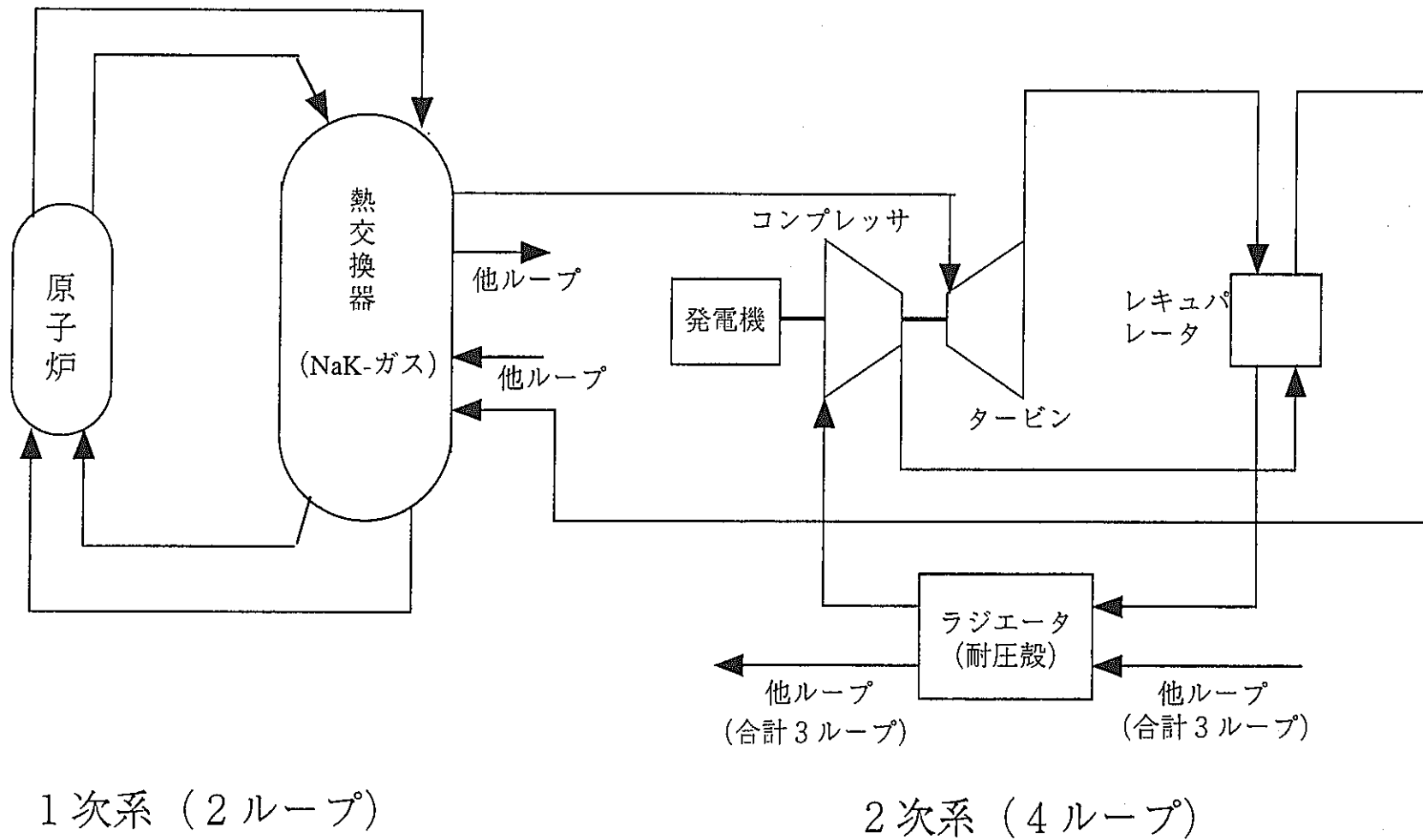


図4. 1 STEDFASTコード炉系統図