

衛星搭載レーザーレーダーによる
地球規模大気環境の評価に関する調査報告(4)
最終報告書

Feasibility study on space lidars for measuring
global atmospheric environment No.4
Final Report

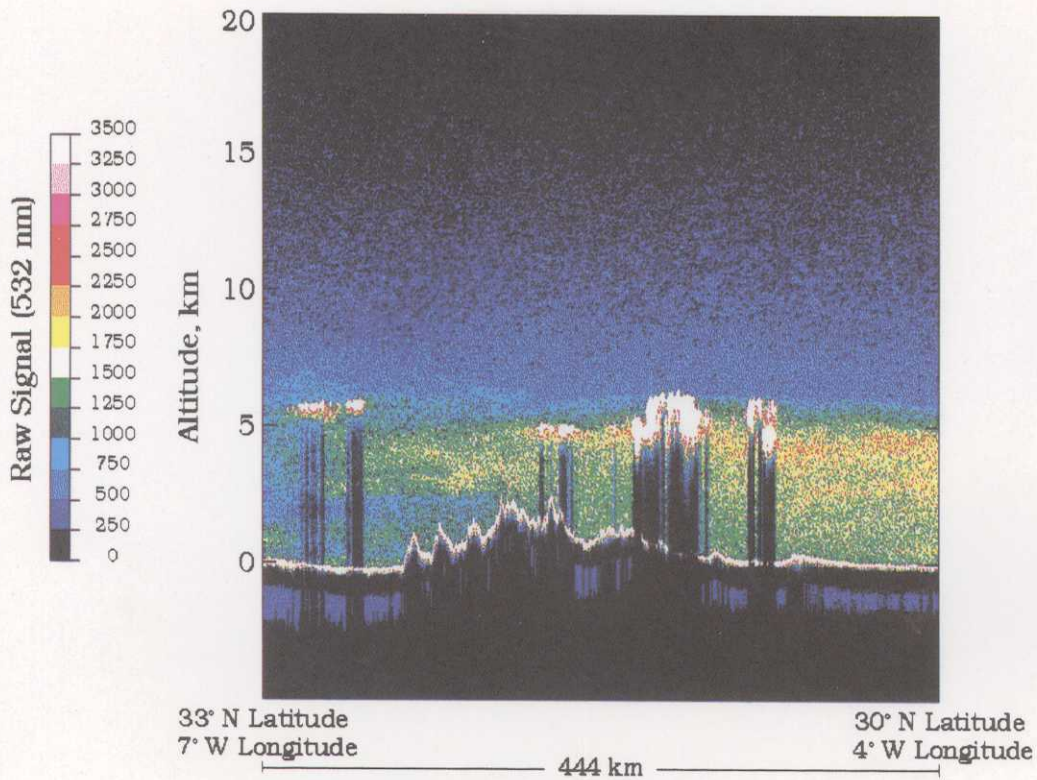
笹野泰弘・小林喬郎¹ 編
Edited by Y. Sasano and T. Kobayashi¹

地球環境研究グループ
¹客員研究員(福井大学工学部)
Global Environment Division
¹Guest Researcher (Faculty of Engineering, Fukui University)

NATIONAL INSTITUTE FOR ENVIRONMENTAL STUDIES

環境庁 国立環境研究所

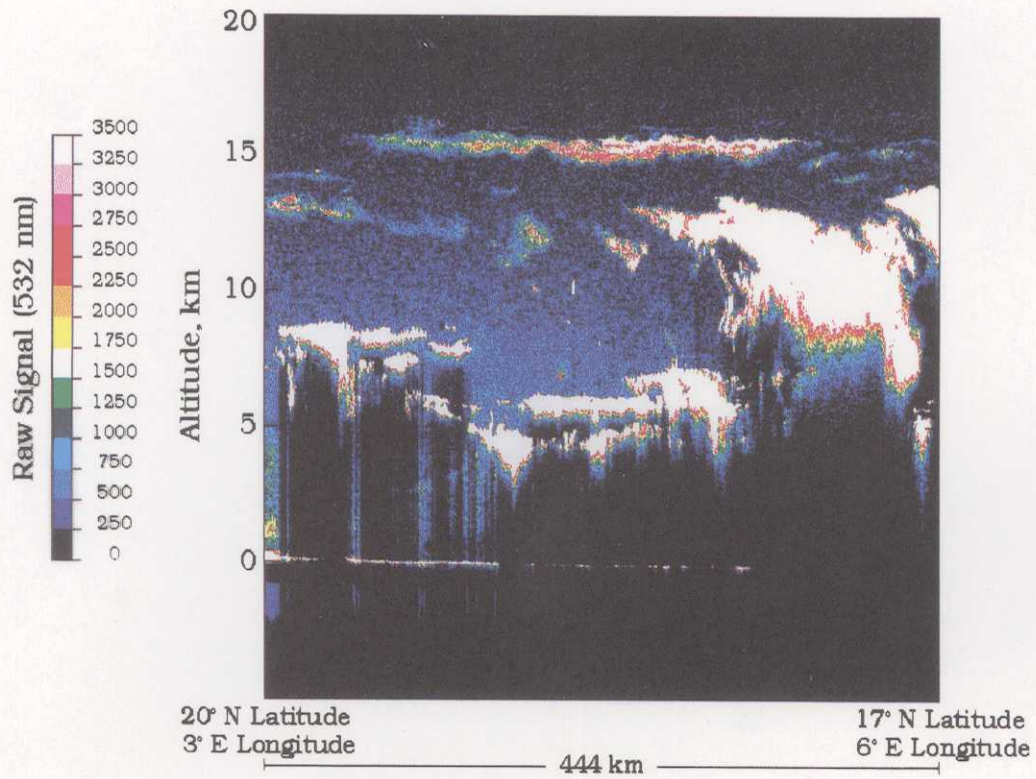
LITE Measurements Over Northwestern Africa, Atlas Mountains



LITE観測例 - 1

アトラス山脈(北西アフリカ)上空を高度-水平距離の2次元図として表示されたLITEの生データ(波長532nm)。1994年9月12日(1時43分25秒)GMTから60秒間、スペースシャトルがアトラス山脈(北西アフリカ)上空において北西から南東に向けて飛行中に、ライダーを直下の方向に向けてデータを取った。山脈の上空及び南西部がエアロゾル(ダストあるいは砂)層でおおわれている。エアロゾル層の一部は大西洋に向かって北西方向に延びている。部分的に厚い雲に遮られて雲の下の地表面が観測されていない。

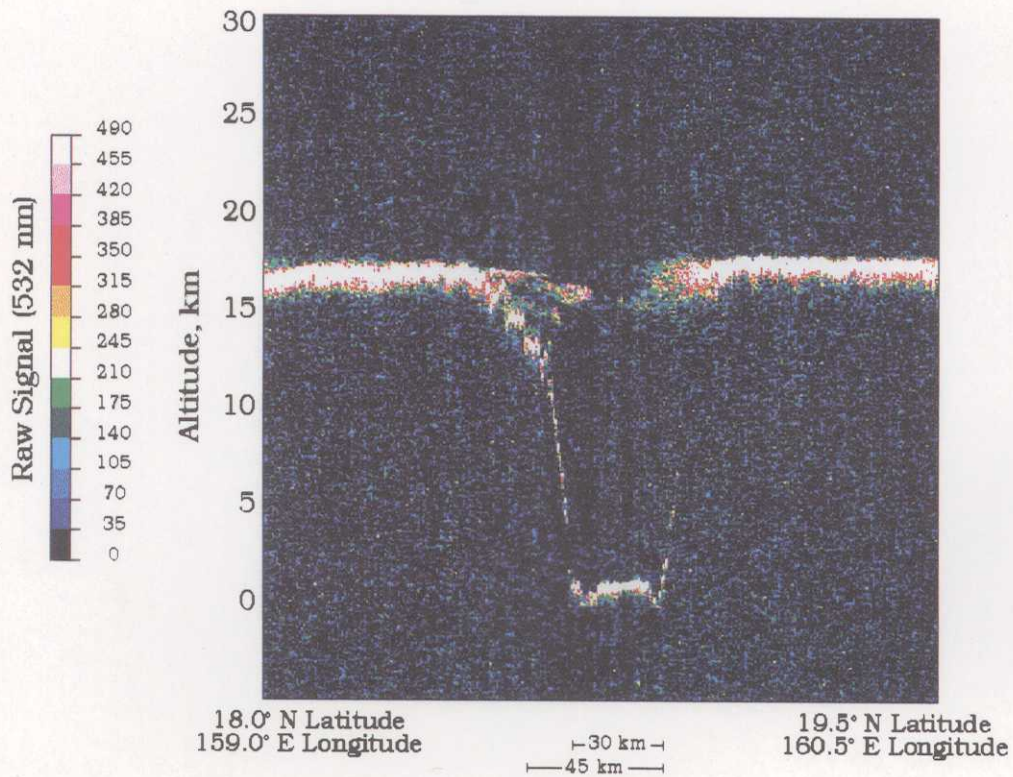
LITE Measurements Over West Africa



LITE観測例 - 2

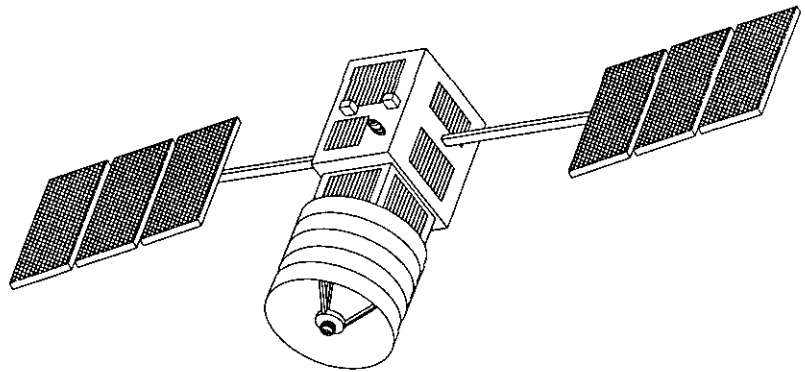
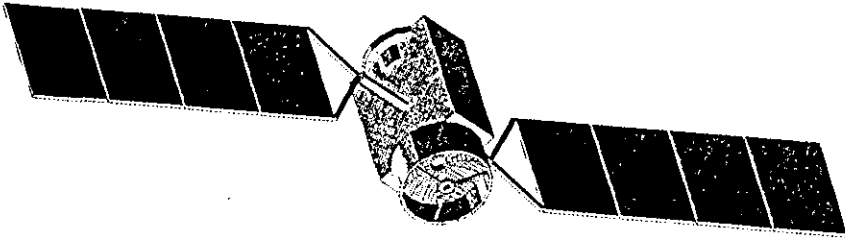
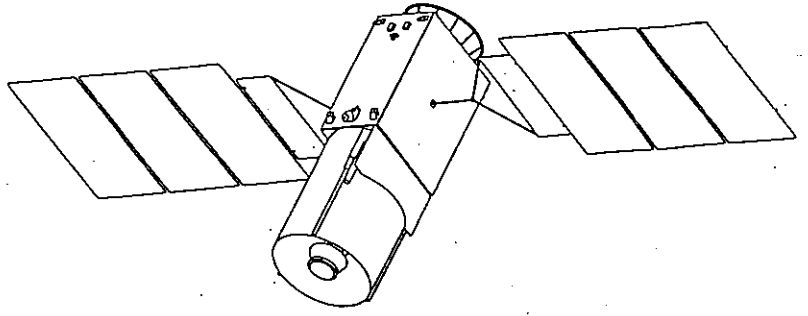
西アフリカ上空。1994年9月12日(1時47分25秒) GMTから 60秒間。熱帯収束帯の上空で雲の生成域を示している。上空の薄い雲を通して多層雲の構造が観測されている。

LITE Measurements Over Typhoon Melissa



LITE観測例 - 3

太平洋上の台風の目の断面図。1994年9月14日(3時57分03秒) GMTから 60秒間。台風の目の回りが高度15-17kmの背の高い巻雲で囲まれている。目の内側では、上層の雲層から海面付近の低層雲にまで雲の壁が延びている。目の大きさは、高度17kmで45kmくらい、海面付近で30km程度である。



スペースライダーイメージ図

序

本調査は、平成6年度環境庁地球環境研究総合推進費による「オゾン層の破壊」分野の研究のうち、新型レーザーレーダー計測技術の開発に関する研究の一環として行ったものである。

本調査の実施に当たり、(財)光産業技術振興協会に調査を委託し、同協会の下に専門家から成る調査委員会を設置し検討を進めた。調査委員会は福井大学工学部の小林喬郎教授を委員長とし、レーザーレーダー等のリモートセンシング研究者、衛星システムの専門家、レーザー、光学部品、電子機器等の開発技術者等を擁するもので、合計3回の調査委員会を開催し、議論を行った。調査委員会では、平成3年度以来の調査検討結果を踏まえて、近い将来実現可能と考えられる、衛星搭載用のレーザーレーダーシステムの提案を行うに到った。

本書は、平成6年度調査委員会における、これらの検討結果を主として取りまとめたものである。また、国立環境研究所が衛星機器メーカー3社に依頼して実施した、システム検討の結果報告書の一部を、参考資料として巻末に付した。広く関連研究者、行政担当者ならびに宇宙開発関連の担当者の皆様の参考としていただくため、国立環境研究所の出版物(資料集)として発行するものである。

調査委員会の構成を次頁に記し、ここに委員の先生方ならびに事務局として取りまとめに当たられた(財)光産業技術振興協会に謝意を表します。

地球環境研究グループ
衛星観測研究チーム
笹野 泰弘

1994年（平成6）年度 衛星搭載レーザーレーダー調査委員会 名簿

（敬称略・順不同）

委員長	小林 喬郎	福井大学 工学部 電子工学科 教授
委員	浅井 和弘	東北工業大学 工学部 通信工学科 教授
”	石井 重夫	宇宙開発事業団 筑波宇宙センター 技術開発本部 要素技術研究部 観測技術研究室 副主任開発部員
”	板部 敏和	郵政省 通信総合研究所 地球環境計測システム部 光計測研究室 室長
”	川田 恭裕	宇宙開発事業団 筑波宇宙センター 技術開発本部 システム技術研究部 軌道上システム研究室 副主任開発部員
”	輿石 肇	(財)リモート・センシング技術センター 技術参与
”	斎藤 保典	信州大学 工学部 情報工学科 助教授
”	杉本 伸夫	環境庁 国立環境研究所 大気圏環境研究部 高層大気研究室 室長
”	中島 正勝	宇宙開発事業団 地球観測システム本部 地球観測衛星グループ 副主任開発部員
”	永井 智広	気象庁 気象研究所 気象衛星・観測システム研究部 第三研究室 主任研究員
”	鈴木 誠司	浜松ホトニクス(株) 電子管事業部 技術部 応用開発グループ 主任部員
”	辰巳 賢二	三菱電機(株) 電子システム研究所 光・マイクロ波機器開発部 レーザー・光制御グループマネージャー
”	津野 克彦	(株)東芝 小向工場 宇宙設計部 設計第一担当 主務
”	三浦 紳治	(株)ニコン 特機事業室 特機設計部 第2グループ・リーダー
”	安田 升	日本電気(株) 無線事業本部 誘導光電事業部 主管技師長
ワザナハ	笹野 泰弘	環境庁 国立環境研究所 地球環境研究グループ 衛星観測研究チーム 総合研究官
事務局	長 富士夫	(財)光産業技術振興協会 開発部 主査
”	高野 洸	(財)光産業技術振興協会 開発部 主幹

目 次

・ LITE観測例	
・ スペースライダーイメージ図	
・ 序文	
・ 1994(平成6)年度 衛星搭載レーザーレーダー調査委員会 名簿	
1. はじめに	1
(参考)ライダーの原理	1
2. 調査の背景と結果の概要	3
2.1 調査の背景	3
2.2 調査結果の概要	4
2.2.1 スペースライダー観測の意義	4
2.2.2 観測シミュレーションの結果	6
2.2.3 技術的検討結果	6
(1) レーザー光源	
(2) 検出器	
(3) 受信光学系	
(4) 信号処理	
(5) システム化	
3. スペースライダーの実現可能性	9
4. 小型衛星搭載用スペースライダーの提案	13
4.1 提案仕様	13
4.2 観測性能の評価と観測可能性	13
4.2.1 数値シミュレーション条件	13
4.2.2 シミュレーション結果に基づく観測可能性の評価	17
5. おわりに	18
・ 謝辞	19
・ 参考資料	19
(財)光産業技術振興協会 衛星搭載レーザーレーダー調査検討委員会 委員名簿	
(参考) Lidar In-space Technology Experiment (LITE) Overview	
・ 付属資料	
A-1 A社の提案報告書	25
A-2 B社の提案報告書	61
A-3 C社の提案報告書	87

1. はじめに

本報告書は、地球環境観測における人工衛星を利用したライダー（以下、「スペースライダー」と呼ぶ）観測の意義と技術的な実現性に関する、平成3年度から6年度までの調査結果を取りまとめたものである。

ライダーとはレーザーレーダーとも呼ばれ、レーザー光を利用した遠隔計測技術のひとつである。光と物質との相互作用を利用して、雲、エアロゾル等の大気中の粒子の分布や、オゾン、水蒸気等の気体成分の分布等を、種々の原理に基づいて測定することができる。

（参考）ライダーの原理

レーザーレーダー（ライダー）は文字通り、レーザー光を用いたレーダーである。電波を用いたレーダーは天気予報などでなじみが深い。また、船舶や飛行場などでも他の船舶や航空機の位置検出に用いられている。レーダーは RAdiowave Detection And Ranging の頭文字をとってRADARと名付けられたもので、パルスの電波（Radiowave）を大気中に送りだして散乱物体からの散乱電波を受信することで、散乱体の検出（Detection）と散乱体までの距離を測定する（Ranging）ものである。

ライダーは電波の代わりに、レーザー光を用いて散乱体の検出と距離の計測を行う。また、散乱信号の強度測定から散乱体の散乱効率（散乱体の濃度等）の検出を行う。ライダーは Light Detection And Ranging の略である。電波の代わりに光の領域のレーザー光を用いることで、雲や雨粒に比べてさらに微小なエアロゾル（微粒子）を散乱体として利用でき、その分布が検出可能となる。計測に用いるレーザー光の波長と同程度の大きさの粒子による散乱現象を利用して、粒子の分布を計測することからミー散乱ライダーと呼ばれる。

ライダーから大気に向けて、非常に短い時間の間だけ発振されたレーザーパルス光が射出され、その光は大気中に浮遊する雲やエアロゾルによって散乱される。散乱体が均質球形で、その大きさがレーザー光の波長と同じ程度であるとき、散乱現象はミー散乱理論で記述される。散乱された光のうち後方に散乱された光は、ライダーの受信望遠鏡（集光鏡）で集光され、その強度が測定される。レーザー光はパルスで出されるので、パルス光が発射されてから後方散乱光が受信されるまでの時間遅れは、散乱体までの距離を表している。すなわち、散乱体の分布状態が距離の関数として求められる。

ミー散乱ライダーの受信信号強度は次のライダー方程式で記述できる。

$$P(R) = KP_0 \beta(R) [T(R)]^2 / R^2$$

$$T(R) = \exp \left[- \int_0^R \{ \alpha(r) + \sigma N(r) \} dr \right]$$

ここで、Kはシステムの定数、 P_0 は送信レーザー出力強度、 β は雲やエアロゾルによる後方散乱係数 β_1 と空気分子による後方散乱係数 β_2 の和、 α は消散係数で同様に α_1 と α_2 の和である。また、Nは吸収を示す気体成分の濃度、 σ はその吸収断面積を意味している。ミー散乱ライダーでは通常、気体による吸収の無視できるレーザー波長を用いるので、 $\sigma = 0$ と考えてよい。受信信号P(R)から、ある種の仮定のもとに $\beta(R)$ または $\alpha(r)$ が求められる。

ミー散乱ライダーは極めて簡単な原理に基づいており、ライダーシステムはレーザー発振部、送信光学系、受信光学系、データ処理系から構成される。ミー散乱ライダーでは雲やエアロゾルの分布の計測

が主たる目的であるので、大気中の他の気体成分によって吸収されるような波長のレーザー光を利用することは避けられる。Nd:YAGレーザー等の基本波(1064nm)や第2高調波(532nm)を用いることが多い。

既に、地上からのライダー観測は多くの実績が積み、その有用性が実証されている。また、1994年9月にはスペースシャトルを利用した雲・エアロゾル測定用のライダー観測実験が世界に先駆けて、米国宇宙航空局(NASA)により試みられた(LITE実験)。シャトルの場合、積載重量、消費電力等のリソースの点で、地上実験と変わらないほどの条件に恵まれている。しかしながら、長期的な観測にシャトルを用いることはできないため、人工衛星を利用した観測システムの開発が必要となる。衛星搭載を考える場合には、重量、消費電力の厳しい条件のもとでの機器開発が不可欠であり、自ずから機器仕様に制限を設けざるを得ない。

スペースライダーの検討において、本報告書で詳細に記載する小型衛星の利用の他に、当初はADEOS衛星クラスの大型衛星の利用についても、検討の範囲としていた。しかしながら、ライダーシステムを検討していくと、レーザー波長、レーザー出力、受信望遠鏡口径、検出系等、主要要素サブシステムの仕様と、重量・消費電力、観測性能(観測精度、鉛直分解能、水平分解能)との間に、相互に依存するあまりに多くのトレードオフの関係があるため、システム仕様を一意に決めることが非常に困難であった。そこで、最終的には、J-1ロケットで打ち上げられる程度の専用の小型衛星を想定し、比較的厳しい重量・消費電力の制限のもとで実現可能な、スペースライダーシステムの提案を行うこととした。

本報告書で提案するスペースライダーは、限られたリソースのもとで、可能な限りの観測要求に応えるものである。しかしながら、このことは実用的な観点から見て、性能的に不十分なものであるということの意味するものでは決してない。むしろ、リソースの条件が緩和されれば、観測精度の向上、観測項目の追加、空間分解能の向上等、種々の改良を図ることができるという意味で設計のベースラインを与えるものである。

本報告書の構成は次の通りである。

第2章で、本調査を進めるに至った背景と調査目的、調査結果の概要を記す。そこでは、スペースライダーによる雲及びエアロゾルの観測の意義、観測の数値シミュレーション結果、ライダー技術の現状把握の結果などが、簡潔に述べられている。これらの詳しい内容は、既に出版されている調査報告書(巻末参考文献リスト参照)に記されている。

第3章においては、近い将来の開発を前提とした、システム仕様の検討結果を述べている。これは、国立環境研究所が実施した、衛星機器メーカー3社による委託調査の結果報告に基づくものである。これを参考として、本調査研究の結論としての、スペースライダーの提案仕様を第4章に述べた。これは、現状の技術あるいは、近い将来実現可能と判断される技術によって、開発が可能と考えられるものである。さらに、提案したライダーシステムによって観測可能な諸現象について、数値シミュレーションに基づいて議論した。

メーカー3社の検討結果報告を付属資料として添えた。また、LITE実験の概要(英文)を22ページに、得られたデータの予備的な解析結果を巻頭に、参考のためそれぞれ示した。

2. 調査の背景と結果の概要

2.1 調査の背景

地球温暖化、オゾン層破壊等の大気環境問題の特質は、現象の時間的スケールが比較的長いということと同時に、地球スケールで現象が進行しているということである。また、各種の大気微量成分が大気中を輸送される間にも互いに反応しあい、さらに太陽紫外線、赤外線などの吸収、散乱の放射過程が関与することから、地球大気環境の実態を把握し、その変動機構を解明することを非常に困難なものにしている。したがって、その全体像を把握するには空間的に広い範囲に亘る長期的な観測研究が不可欠である。このため従来、計測機器を搭載した航空機や大型のサンプリング気球を用いての直接観測（現場観測）が行われてきている。しかしながら、広域の同時観測や、成層圏以上の高高度の観測が困難であるなど、そこには限界がある。

近年、遠隔計測技術の発展にはめざましいものがあり、人工衛星を利用した大気成分の空間分布の観測の有効性が認められ、成層圏オゾンを始めとした微量成分の観測が実施されている。これまで用いられてきた衛星搭載大気センサーはパッシブ（受動型）センサーと呼ばれ、大気の発する赤外線や大気で吸収あるいは散乱される太陽光を分光測定することにより大気中に含まれる微量成分濃度を求めるものである。種々の原理、観測方法が提案され実現に移されているが、空間分解能、高度分解能、精度等においてそれぞれ一長一短がある。

人工衛星から雲の分布を画像として捉え、天気予報などの実用に供されるようになって久しい。また、気候変動の問題に関連して、雲の出現等に関する統計的な解析等も行われている。しかしながら、巻雲等の温度が低く薄い雲や多層に重なった雲などの検出が困難という問題を有している。

静止衛星で撮像された雲の動きから、高層の風の分布を出すことも行われているが、高度に関する正確な情報が得られないため、誤差の要因となっている。

地上設置型のライダーを用いた成層圏・対流圏上部のオゾン・エアロゾル・雲・気温等の観測が実用化され、世界各地で観測が始められている。一方、ライダー機器を航空機に搭載して、その機動性を活かして広域あるいは地球規模の観測に役立てようとする試みがいくつかの外国の研究機関で進められ、既に多くの成果を挙げつつある。

スペースライダーに関しては、米国航空宇宙局、ヨーロッパ宇宙機関等で計画が進行しているものの、まだ実現されていない。唯一、これまでに実施された宇宙からのライダー観測は、スペースシャトルを用いたLITE実験である。LITE実験で得られたデータの予備的な解析結果が公表されている。

スペースライダーは、オゾン層のモニタリングや、地球温暖化・気候変動に関係するエアロゾル、雲（雲高、雲量、幾何学的厚さ、光学的厚さ等）、水蒸気の空間分布のモニタリング等、地球規模大気環境問題の実態解明の道具として非常に有効と考えられる。我国においても、今後の環境問題への取り組みの一環として、その具体的研究を開始する時期に来ていると言えよう。

今後、スペースライダーに関して取り組むべき研究課題は、

- ①地球大気環境観測の具体的目標（目的、目標性能）の設定に係わる検討、
 - ②将来開発すべき機器仕様の検討のための測定・データ解析シミュレーション、
 - ③データ解析アルゴリズムの高度化に関する研究、
 - ④データ利用手法に関する研究
- 等のソフト的な部分と、

⑤機器仕様決定のための原理検証実験，

⑥技術的評価

等のハード的な部分とがある。いずれも独立の研究課題ではなく、互いに関連するものであるが、①～④のソフト的な研究を早急に推進すべきと考えられる。

こういった背景のもと、成層圏オゾン層破壊、地球温暖化等に関係する地球規模大気環境の評価のためのスペースライダーの開発に係わる基礎的研究として、スペースライダーによる地球大気環境評価の具体的目標（目的、目標性能）の設定に係わる検討、開発すべき機器仕様の検討のための測定シミュレーション、地球大気環境評価のためのデータ利用方法に関する調査を行うこととした。さらに、スペースライダーの実現性を検討するため、要素技術の現状把握と開発要素の明確化を図り、さらに具体的な仕様の提案を行うこととした。

調査においては、成層圏オゾン層の破壊に関係する成層圏エアロゾルや極成層圏雲、並びに地球温暖化現象と密接に関係する雲の広域分布計測に重点を置いた。さらに、最近の研究によれば、中緯度域の成層圏下部においてもオゾン層の破壊の進行が認められており、これには成層圏エアロゾルの表面における不均一反応が関与していると考えられている。したがって、極域のエアロゾル(PSC)だけでなく、中低緯度成層圏のエアロゾルについてもオゾン層破壊の観点から注目する必要がある。

成層圏オゾン、対流圏水蒸気、あるいはドップラー効果を利用した風の観測等も、スペースライダーの重要な観測対象であるが、これらはエアロゾル・雲を測定対象とするライダーに比べると、技術的な困難度が高い。比較的近い将来の実現性を重視して、これらの検討は今回の調査からは除いた。

2.2 調査結果の概要

2.2.1 スペースライダー観測の意義

本調査では先に述べたように、特に「スペースライダーによるグローバルな雲・エアロゾルの観測」の意義とその可能性について検討を行った。このため、「地球温暖化に及ぼす雲の効果」、「地球の気候と雲の放射特性」、「大循環気候モデルにおける雲の問題」、「オゾン層破壊に関連する雲・エアロゾル」という観点から気象・気候の専門家を交えた検討会を開催し、議論を深めた。これらの検討から指摘された重要な事項は次の通りである。

- ①地球温暖化に関する問題の解決には、気候モデルと呼ばれる数値モデルの精度の向上が不可欠であり、そのためには雲の気候に及ぼす効果の解明と気候モデルへの取り込みの研究が、海洋の効果の解明と共に大変重要である。
- ②雲はその高度、雲水量、光学的厚さ等によって、その大気の放射場（赤外長波放射、可視短波放射）に及ぼす影響が異なるので、その出現の実態を正しく把握することが極めて重要であるが、観測の困難さのために十分な情報が集積されていない。
- ③雲のオーバーラップ構造は長波放射、短波放射に対して異なる影響を与えるのでその実態を把握することは極めて重要であるが、未だほとんど解決されていない。
- ④地球の温暖化などの気候変動の問題の解明においては、現状が正しく再現できるモデルをもとに将来予測を行う必要があるが、必ずしも満足のいく状況ではない。ひとつの大きな理由は、モデルにおける雲の取扱が不十分なためである。例えば、複数の（19の）大循環モデルの国際比較実験の結果からも明かなよう

に、雲の取扱い方の相違によって生成される雲の種類、雲量、高度等が異なり、結果的に予測される地表気温等に大きなばらつきが生まれている。

- ⑤成層圏エアロゾルの表面反応を媒介としたオゾン層破壊のメカニズムが明かにされつつあり、成層圏雲(PSC)・エアロゾルの観測による実態把握が望まれている。特に、極域の成層圏の観測に関しては、地上からの観測、航空機観測では観測頻度、カバーレージに難点があり、また衛星利用でも従来のような受動的なセンサーによる観測では観測密度が低いという難点がある。
- ⑥雲の気候に及ぼす影響という観点から、広い地域の雲の種別、重なり方、水滴・氷・霰・雹の区別や粒径分布、鉛直分布、光学的厚さ等の観測が重要である。
- ⑦ライダー観測の有効な対象として、巻雲のグローバルな分布とその経年変動、粒径分布とその経年変動の観測が期待される。
- ⑧雲頂高度、雲の厚さ、雲のオーバーラッピング等が正確に分かり、気候モデルの検証や改善にきわめて有効だけでなくトルスデータとすることで、現在行っている気象衛星による雲解析をより正確なものに改善するのに役立つ。
- ⑨雲の地球環境に及ぼす作用を特徴づける要素(雲の高度分布や光学的特性)の観測とその働きの解明のため、能動的センサーを含む各種のセンサー(可視、赤外、Split Window)、多種の衛星の複合利用が望まれる。
- ⑩観測に要求される時間スケール・分解能、空間スケール・分解能は観測目的に依存する。グローバル分布を求める際のサンプリングの問題を真剣に考える必要がある。また、複数の衛星データを複合利用する際の統計処理法の開発が必要となろう。

以上取りまとめると、地球温暖化の機構を考える上で雲の果たす役割を明かにすることが極めて重要である一方で、雲のグローバルな分布、出現高度や、雲の光学的な性質あるいは放射に関係する諸量の正確な情報が欠如している事実が明かにされ、これらの観測の重要性が指摘された。従来の受動的な衛星センサーによる観測データだけからは、そのような情報を抽出することは困難であり、また地上からのライダー観測では小数の観測点だけとなることから、これまでのところ十分なデータの蓄積にまで至っていないのが現状である。

スペースライダーは能動型(アクティブ)センサーであり、雲の高さ、厚さ、オーバーラップした雲の情報が水平的な広がりと共に観測できるという大きな利点を有している。特に、巻雲のグローバル観測に果たすスペースライダーの有効性が明かにされた。また、その他のセンサー(受動的センサー、マイクロ波センサー)等との複合的な観測データの利用によって、ライダーだけでは得難い高次の情報が抽出できる可能性が指摘された。

衛星の軌道が、観測対象領域を制限することに考慮を払う必要がある。軌道傾斜角(赤道上空を衛星が通過するときの軌道が赤道となす角度)が小さいとき、両半球の高緯度地域の上空は衛星が通過しない。極成層圏雲を観測対象とするならば、衛星を極軌道に乗せる必要がある。しかしながら、J-1ロケットで打ち上げられる小型衛星の場合、極軌道を取らせることは燃料重量の点で非常に困難とされている。その反面、低軌道傾斜角の衛星として、赤道を挟む低緯度地方の上空を繰り返し観測することが可能であり、熱帯域の雲システムに関する観測に貢献することができる。

2.2.2 観測シミュレーションの結果

衛星からの雲・エアロゾルの観測可能性については数値シミュレーションの方法により、現実的な大気（雲、エアロゾル）のモデルを設定して評価した。ここでは、軌道高度によってスペースシャトル（高度 300km）、宇宙ステーション（高度 460km）、衛星（高度 800km）の3つのケースを考察の対象とした。また、観測域が昼間の場合は夜間の場合に比べて、背景光雑音が大きく観測精度が落ちると予想されるので、昼夜を分けてシミュレーションを行った。ライダーの観測性能はレーザーの出力エネルギー、観測時間（レーザー積算パルス数、高度分解能）、受信システムの効率（受信望遠鏡の口径等）に支配される。ここでは、レーザー出力（とレーザー積算パルス数）をパラメータとして観測性能を評価している。

シミュレーション結果によれば、いずれの飛行体（高度）であっても、現状で開発可能なライダーシステムを用いて、昼夜共に雲の観測（雲頂高度、雲の厚さ、雲のオーバーラッピング）は十分な精度（信号対雑音比が10以上）で行える。エアロゾルに関しては飛行体の高度、レーザー出力、観測時間、昼夜の別によって観測可能な高度範囲は異なるが、火山噴火に伴う高濃度の成層圏エアロゾルの挙動などをグローバルに捉えることは十分可能であることが示された。

さらに、衛星からの雲観測の可能性について、実測値に基づいた多層雲をモデルとしてシミュレーションした結果によれば、直径1m程度の受信望遠鏡を使用した場合、高度500kmからの観測の時、夜間では1観測当たり400mJ、昼間では4Jのオーダーのレーザーエネルギーがあれば、信号対雑音比が10の観測が可能であることが示された。これはパルス当たり100mJ出力のレーザーとすれば、それぞれ4パルス、40パルスの信号を積算をすることに相当する。衛星高度がさらに低い場合には必要なレーザーエネルギーは少なくて済む。

偏光解消度は、散乱粒子の球形、非球形の違いを識別する指標となり得る。スペースライダーによる偏光解消度の測定には、夜間でも4J程度のレーザーエネルギーを必要とする。

2.2.3 技術的検討結果

本調査では、最終的にはスペースライダーシステムの開発に向けて、具体的な仕様の提案を行うことを目標とした。このため、スペースライダーシステムの開発における問題点を抽出することとし、レーザー光源、検出器、受信望遠鏡（送受信光学系）、信号処理の4つの主要なサブシステム毎に詳細な検討を加えた。また、システム化における問題点を整理した。主な検討結果は以下の通りである。

(1) レーザー光源

半導体励起の固体レーザーが、衛星搭載用として最もふさわしい。最近では、基本波出力500mJ（第2高調波500mJ）/パルス、パルス時間幅20ns、繰り返し10~50pps、寿命10億（10の9乗）パルスを満足するものも市販されるようになってきた。宇宙での利用に際しては、排熱について考慮する必要がある。

(2) 検出器

ライダー用検出器として、光電子増倍管とアバランシェフォトダイオードの2つについて検討を加えた。光電子増倍管は、半導体検出器に比べ、光電変換効率（量子効率）は低いが、高いS/N比、高増倍率と高速応答性を持ち、フォトンカウンティングが可能な受光素子である。赤外域の量子効率の高い光電面の開発が望まれるが、ライダー用の有力な候補のひとつである。

一方、半導体検出器は、高い量子効率と高速応答性を持つものを選ぶことができるが、通常は増倍率が1のためフォトンカウンティング動作をさせるには、外部に低雑音、高利得、高周波数帯域の増倍器を用いる必要がある。最近では、アバランシェフォトダイオードが開発され、光電子増倍管に対抗できる候補となって

いる。なお、宇宙空間で使用される光検出器の放射線損傷を考慮する必要がある。

(3) 受信光学系

集光光学系、軽量化ミラー材、スキャナーについて各種のトレードオフ解析を行った。その結果、受信望遠鏡としては種々の方式の中でカセグレン型が最も適当とされ、口径1m、全長25cm程度の望遠鏡の設計例が示された。受信望遠鏡ミラーの軽量化がスペースライダー実現への大きな課題と考えられる。宇宙用光学系ミラーの材料としては、石英、超低熱膨張ガラス(ULE)、ゼロデュア、ベリリウム、SiC等が実績を有している。これらについて面精度、熱変形、耐機械環境特性、剛性、軽量化、耐放射線性、実績の各観点からベリリウム、SiC等が適当と判断された。

観測領域を水平方向に広げようとする、何らかの掃引機構(スキャナー)が必要となる。ここではコンカルスキャン方式、揺動ミラー方式、全体スキャン方式、主鏡スキャン方式、ホログラフィックスキャン方式が、光学的特性、大きさ、重量、耐環境性、消費電力の各観点からトレードオフ解析された。総合的には、受信望遠鏡の前に光軸に対して傾けて置いた大口徑平面ミラーを回転させる、コンカルスキャン方式がよいと考えられる。機構自身の重量は、30kg程度になると見込まれる。

昼間のライダー観測においては、地表面、雲上面からの太陽の散乱光が背景光雑音として測定性能を大きく支配する。したがって、適当なフィルターを採用する必要がある。狭い半値幅のフィルターとしては、フリップペロー干渉系(エタロン板)をブロッキング干渉フィルターと組み合わせて用いる等、工夫が必要である。

(4) 信号処理

フォトンカウンティングモード、アナログモードのいずれの計測においても、スペースライダーに必要なレベルの高速応答性は、現状の技術で実現可能あるいは、開発可能な段階にあると判断される。

スペースライダーが取得する観測データの量(M)は、レーザーの繰り返し周波数(r)、サンプリング高度範囲(H)、サンプリング高度分解能(d)、1データあたりのビット数(m)に依存し、 $M=r \cdot m \cdot H/d$ の式より計算することができる。今おおよそのデータ量を見積もるために、 $r=50$ パルス/秒、 $H=40$ km、 $d=100$ m、 $m=12$ bitとすると、 $M=240$ kbit/秒となる。

この他、ハウスキーピングデータと呼ばれる、センサーデータの解析に必要なステータスデータを観測データと共に入手する必要がある。これには例えば、時刻、衛星姿勢、衛星軌道位置、送信レーザー出力モニター値、検出器等の各部温度等がある。また、センサーの運用に関連して、テレメトリコマンド信号の入出力系が必要となる。

(5) システム化

問題になるのは、センサーに与えられる重量、消費電力の限られたリソースの中で、システム化が可能であるかということである。重量を決める主なもの、送信/受信光学系、レーザー部、熱制御部及び筐体である。軽量化のため、受信感度の向上により受信光学系の口径を小さくすること、レーザーの出力の低減により電源系の小型化を図ることが課題である。消費電力については、レーザー発振器が最大電力消費源である。宇宙用として半導体レーザー励起の固体レーザーがふさわしいが、レーザー出力の約10倍の入力電力が必要と見込まれる。

ライダーの寿命は、レーザー発振器の励起に用いられる半導体レーザーの寿命で決まると考えられる。連続運転試験によれば、 $10^9 \sim 10^{10}$ 乗のオーダーのパルス数を発振させることができている。50パルス/秒とすると、約7カ月～6年に相当する。

排熱については、十分な設計上の考慮が必要である。特に、レーザー発振器からの局所的な発生熱の排熱が重要となる。なお、宇宙空間へ放射冷却で熱を逃がす場合、ラジエタの単位面積当たりの放熱量は $140\text{W}/\text{m}^2$ である。

地上からの観察者に対する眼への安全性（アイセーフティ）を考慮する必要がある。レーザー光に対する眼の最大許容露光量はJISや米国ANSIで制定されている。地上から望遠鏡、双眼鏡等で観測している場合まで考慮して、基準を満たすよう、レーザー波長、レーザー出力、レーザービーム拡がり、パルス繰り返し数を設定する必要がある。

ライダーの観測性能は、レーザー出力、受信光学系光学効率（検出器性能、受信望遠鏡口径）、背景光雑音の大きさに依存する。一方、レーザー発振器の重量、消費電力は、レーザー出力（1パルスあたりの出力、パルス発振周波数）に大きく左右される。受信望遠鏡の大きさは、システム全体の重量のかなりの部分を占める。

背景光雑音は、視野絞りの大きさ、背景光カット用のフィルター性能に依存する。視野絞りの大きさは、レーザービーム拡がりにマッチした大きさにする必要があるが、レーザービーム拡がりはアイセーフティの観点からあまり小さくすることはできない。一方、大きなビーム拡がりとするとも視野絞りの大きさを大きくせねばならず、背景光雑音の増大を招く。観測性能を定義するには、高度方向および水平方向の分解能を指定する必要がある。これらも観測目的によって、適切に設定する必要がある。

以上のようなことから、ライダーの仕様を決定する上で多くのトレードオフの関係が存在するため、与えられた重量、消費電力のリソースのもとで一意に仕様を設定することは容易ではない。観測目的にまで踏み込んだ詳細な検討が必要となる。

3. スペースライダーの実現可能性

近い将来に実現可能なスペースライダーの具体的な仕様を提案することを目的に、衛星関連機器メーカーの協力を得て、仕様の検討を行った。以上に述べたような検討結果を踏まえて、スペースライダーの目的を極成層圏雲を含む雲の全球的な観測に置いた。また、仕様検討に当たっての指針とするために、ある程度の機器仕様のガイドラインと観測空間分解能の要求値を与えた。

すなわち、衛星としては宇宙開発事業団で検討が進められているJ-1ロケットで打ち上げが可能な小型衛星クラスの衛星を想定した。また、観測目的をグローバルな雲（極成層圏雲を含む）の3次元分布の測定に置き、昼夜の別なく1年間の観測が行えるものとする。さらに、次の前提条件を置いた。

（前提条件）

- (1) 衛星高度 500km
 - (2) 消費電力 150W以下
 - (3) 寸法 100cm(x)×100cm(y)×70cm(z)以内
(但し、z方向が地球指向面)
 - (4) 質量 150kg以下
 - (5) 熱制御 独立熱制御とする
 - (6) 環境条件 J-1ロケット搭載機器条件による
 - (7) レーザー光源 波長1 μ m付近、出力 500mJ/パルス程度、繰り返し 10~50パルス/秒程度（可能な限り大きくする）とする。眼への安全性を考慮して地上において口径 300mm以下の望遠鏡で観測しても眼に損傷を与えないこと
 - (8) 受信鏡口径 100cm程度
 - (9) 衛星進行速度 7.5km/秒
 - (10) 空間分解能 衛星直下の雲について、高度分解能 100m、水平分解能 1.5kmで測定する。
- 上記前提条件(2),(3),(4)はミッション機器（スペースライダー）のみの総量である。

ここで、小型衛星を想定したことからスペースライダーに許容される重量、消費電力は、150kg、150W程度ときわめて厳しい条件となっている。しかしながら、以下に記するように、これらの条件を満たすスペースライダーの開発は可能であり、また実用に耐えるデータを取得することができる。さらに、重量、消費電力の条件が緩和されれば、それに応じて精度の向上、空間分解能の向上、異なる測定対象の追加等を行うことができる。

衛星機器メーカー3社から出された主な機器仕様とリソース配分案を表3.1、3.2にまとめた。以下に3社の提案のうち、特徴的な事項を抜粋して記載する。その他の詳細については巻末に、提案に関する報告を資料として添付したので参照されたい。

（A社の提案）

アイセーフティ確保の方策として、レーザービームの拡がり角を大きく採る方法と、1パルス当たりのレーザーエネルギーを小さくする方法とを比較したとき、いずれの方法でも同じS/Nを確保するには、レーザーの平均出力を同じにすればよいことを示した。したがって、レーザー発振器の製作上、低出力、高繰り返し

表3.1 3社からのスペースライダー提案仕様の比較

項目	A社	B社	C社
レーザー波長 (nm)	1053	1064	1064
レーザー出力 (mJ/パルス)	50	500	500
パルス繰り返し (パルス/秒)	100	10	10
送信光学系の透過率	0.9	0.875	0.8
送信ビーム拡がり (mrad)	0.1	0.3	夜間用 0.3 昼間用 0.1
受信望遠鏡口径 (m)	1.0	1.0	1.1
受信望遠鏡実効面積 (m ²)	0.689	0.67	0.78
受信光学系視野角 (mrad)	0.1	夜間用 0.35 昼間用 0.35	夜間用 0.3 昼間用 0.1
受信光学系透過率	0.5	0.96	0.48
フィルタ帯域幅 (nm)	0.1	>50	1
受信方式 (フotonカウンティング)			
光検出器	Si-APD	Si-APD	PMT
光検出器量子効率	0.02	0.02	0.003
ダークカウント	100	500	1.5kcps以下
受信方式 (アノード)			
光検出器	Si-APD	Si-APD	PMT
光検出器量子効率	0.3	0.4	0.003
増倍率	100	100	10 ⁴ ~10 ⁶
過剰雑音指数	0.3	-	-
積算回数	20	1(2)	2
鉛直分解能 (m)	100	100	100
水平分解能 (km)	1.5	1.5	1.5

表3.2 3社からのスペースライダ－提案仕様（重量・消費電力）の比較

項目	A社	B社	C社
重量 (kg)			
受信望遠鏡	4.8	4.9 (フード含む)	3.5
受信光学系/検出系	6	5	3
送信光学系	1	2.5	2
レーザー発振器	1.0	2.0	4
レーザー電源	3.0	2.0	4.0
信号処理系	1.0	7	1.5
電源系	1.0	5	7
熱制御系	5	6	1.0
構体系	1.0	3.0	2.5
計装系その他	1.4	5	7
合計	14.4	149.5	14.8
消費電力 (W)			
レーザー発振器/電源	6.5	9.6	8.0
検出系	1.0	1.0	1.4
信号処理系	2.2	2.5	1.7
電源系	1.0	5	3.1
熱制御系	1.2	1.0	5
計装系その他	3.1	3	2
合計	15.0	14.9	14.9

の方が、小型・軽量化、高信頼性の観点から優れていると考え、1パルス当たり 50mJ、繰り返し 100パルス/秒のレーザーを選定した。また、レーザービームの拡がり角は 0.1mradとした。

今後の更なる性能向上を図るべきものとして、光検出器の量子効率向上とフィルターの狭帯域化がある。光検出器としてはアバランシェフォトダイオードを想定しているが、量子効率は現状では2%程度である。これを2倍にすることができれば、レーザー出力、あるいは受信望遠鏡面積を半分にすることが可能で、重量、消費電力の軽減につながる。フィルターの性能向上は昼間の観測の可能性を広げるものである。

(B社の提案)

J-1ロケットを想定すると、軌道傾斜角は最大でも 45度程度となり、太陽非同期の衛星となる。高度 500 kmの衛星は約 100分で地球を1周回し、66日で軌道面が太陽に対して1回転する。スペースライダーの場合、局所的に発熱量の大きなレーザー発振器を搭載しているため、排熱・放熱について特段の考慮が必要である。特に、3軸制御で地球を常時指向する衛星であるため、放熱面の確保が重要な検討事項となる。

信号検出においては、フォトンカウンティングとアナログ処理の併用を考慮しており、適切な割合で入射光を配分することで、フォトンカウンティングでの数え落としを避け、またアナログ処理でのS/Nを確保しようとしている。

(C社の提案)

グローバルなデータを取得しようとする場合、データレコーダを用いたデータ記録が必須であるが、さらにデータのダウンリンクの容量について詳しく検討することが必要である。また、機上でのデータ圧縮の方法を検討する必要がある。

機上で必要な高度範囲のデータを選択する必要がある。とりわけ軌道制御が十分でない場合には、レンジの変化が生じるため、データ選択に工夫が要する。ひとつの方法として、次の方法が考えられる。i) データ取得は高速で常時実施し、データをリングバッファに随時蓄積する、ii) 地表面あるいは雲などからの強い信号でトリガーをかけ、一定時間後にデータ取得を終了する、iii) トリガー前後のデータをバッファから取り出し、必要な高度情報を付加して出力する。

太陽非同期の衛星となるため、発生電力確保のために軌道上でヨーアラウンドを行う必要がある。このとき、ライダーの送信系と受信系のポイントアヘッドが、衛星姿勢によって変わることに対する対策が必要である。受信視野を飛翔方向の変更に従って切り替えるか、始めから受信視野自体を送信視野より大きめに設定しておくか、いずれかの方法がある。後者では、昼間の背景光雑音が増加し、S/Nの低下を招くという問題がある。前者では、機械的機構を付加せねばならない。

A、B両社の提案と異なり、光電子増倍管を光検出器として採用している。レーザー発振器に関しては、レーザー出力と発振繰り返しについて電源、レーザー、S/N、アイセーフティ、データレートの観点からトレードオフを行い、結論として大出力/低繰り返しのレーザーを推奨している。なお、アイセーフティ確保の方策として、昼間は大口徑の望遠鏡の利用はないものと仮定し、昼夜でレーザービームの拡がり角を変えることを提案している。

アイセーフティ確保の観点からはビーム拡がり角を適切に設定すれば、小出力/高繰り返しのレーザーでも、大出力/低繰り返しのレーザーでもいずれでもよい。しかし、レーザーの製作上の難易度、レーザー部の排熱の問題、データレートの観点から、さらに検討を必要としている。

レーザーについては、レーザーダイオード励起の固体レーザー (Nd:YLF, あるいはNd:YAG) が提案されている。いずれも研究開発が進んでおり、近い将来のスペースライダー用として実現性は高いと考えられる。

光検出器として、Si-APDと光電子増倍管(PMT)の2種が提案されている。量子効率の点で前者が優れている。宇宙空間での使用実績をも含めて、実設計では一層の検討が望まれる。

4. 小型衛星搭載用スペースライダーの提案

4.1 提案仕様

前章で概要を述べたメーカー3社からの提案内容をもとに、小型衛星搭載用のスペースライダーシステムとして、表4.1.1に示す仕様を提案する。ただし、レーザー結晶(したがって、波長)、レーザーパルス当たり出力(したがって、繰り返し数、レーザービーム拡がり角)の選択は、今後の実設計における検討結果を待つこととし、それぞれの可能性を併記した。光検出器として、ここでは仮にSi-APDを採用した。

また、このときの重量、消費電力は表4.1.2に示す程度になると見積もられる。ここでは、表3.2に示された3社からの提案のそれぞれの中間値を採用した。3社の提案そのものがそれほど大きな隔たりを示していないので、表4.1.2のそれぞれの値は比較的合理的なものになっている。

4.2 観測性能の評価と観測可能性

観測性能の評価を行うために、次のシミュレーション条件を設定した。

4.2.1 数値シミュレーション条件

次に定める大気モデルを用いて、夜・昼別に受信光電子数、S/N比に関する評価を行う。昼間は、バックグラウンドの違い(地表面または低層雲上面(2ケース))を考慮する。大気散乱は、以下に示す空気分子、エアロゾル、巻雲から構成されるものとする。なお、地上高度を z (m)とする。

空気分子の後方散乱係数 ($\lambda = 532\text{nm}$)

米国標準大気によれば対流圏におけるスケールハイトは約7 km(± 1 km)であるので、次式で近似する。

$$\beta_2(z) = 1.54 \times 10^{-6} \exp(-z/7000)$$

散乱パラメータ

$$S_1 = 8\pi/3$$

波長依存性

$$\beta_2(\lambda) \propto \lambda^{-4}$$

エアロゾルの後方散乱係数 ($\lambda = 532\text{nm}$)

$$\beta_1(z) = 2.47 \times 10^{-6} \exp(-z/2000) \\ + 5.13 \times 10^{-9} \exp[-(z-20000)^2/6000^2]$$

散乱パラメータ

$$S_1 = 50$$

波長依存性

$$\beta_1(\lambda) \propto \lambda^{-1}$$

表4.1.1 小型衛星搭載スペースライダー提案仕様

項目	提案仕様	
レーザー波長 (nm)	1053、または1064	
レーザー出力 (mJ/パルス)	50	500
パルス繰り返し (パルス/秒)	100	10
送信光学系の透過率	0.85	
送信ビーム拡がり (mrad)	0.1	0.3
受信望遠鏡口径 (m)	1.0	
受信望遠鏡実効面積 (m ²)	0.7	
受信光学系視野角 (mrad)	0.1	0.3
受信光学系透過率	0.5	
フィルタ帯域幅 (nm)	0.1	
受信方式 (フotonカウンティング)		
光検出器	Si-APD	
光検出器量子効率	0.02	
ダークカレント	100	
受信方式 (アノード)		
光検出器	Si-APD	
光検出器量子効率	0.3	
増倍率	100	
過剰雑音指数	0.003	
積算回数	20	2
鉛直分解能 (m)	100	
水平分解能 (km)	1.5	

表4.1.2 小型衛星搭載スペースライダー提案仕様（重量・消費電力）

項目	提案仕様
重量 (k g)	
受信望遠鏡	4.8
受信光学系／検出系	5
送信光学系	2
レーザー発振器	1.0
レーザー電源	3.0
信号処理系	1.0
電源系	7
熱制御系	6
構体系	2.5
計装系その他	7
合 計	15.0
消費電力 (W)	
レーザー発振器／電源	8.0
検出系	1.0
信号処理系	2.2
電源系	1.0
熱制御系	1.0
計装系その他	1.8
合 計	15.0

巻雲の後方散乱係数 ($\lambda = 532\text{nm}$)

$$\beta_c(z) = 3.0 \times 10^{-5} \exp[-(z-10000)^2/1500^2] \quad \text{for } z = 9000\text{m} - 11000\text{m}$$

$$= 0 \quad \text{for } z = 0\text{m} - 9000\text{m} \text{ 及び } 11000\text{m} - 50000\text{m}$$

散乱パラメータ

$$S_c = 10$$

波長依存性

$$\beta_c(\lambda) \propto \text{const}$$

バックグラウンド輝度 ($\lambda = 1000\text{nm}$ 付近) (夜間はいずれも0とおく)

地表面 (Aを地表面アルビードとする)

$$P_b = 0.043\text{W/m}^2/\text{nm}/\text{sr} \quad (P_b = I_b * A / \pi : I_b = 0.668\text{W/m}^2/\text{nm}, A = 0.2)$$

低層雲上面 (Aを地表面アルビード, τ を低層雲の光学的厚さとする)

$$P_{bc} = 0.11\text{W/m}^2/\text{nm}/\text{sr} \quad (A = 0.2, \tau = 16, \text{太陽天頂角} = 30^\circ)$$

$$= 0.23\text{W/m}^2/\text{nm}/\text{sr} \quad (A = 0.2, \tau = 128, \text{太陽天頂角} = 30^\circ)$$

空気分子による散乱成分, 背景光成分は精度よく求められるものと仮定して, S/N計算は, 以下の計算式により行う。

$$S/N = n_a / n_t^{1/2}$$

$$= n_a / (n_a + n_m + n_b)^{1/2}$$

ここで,

- n_t は総受信光電子数($n_t = n_a + n_m + n_b$)
- n_a はエアロゾル及び巻雲による受信光電子数
- n_m は空気分子による受信光電子数
- n_b は背景光(地表面または低層雲上面)による受信光電子数

なお, 低層雲は仮想的に高度0kmに上端を持つものとし, 低層雲からのレーザー光の散乱は計算しない。しかしながら, 低層雲の後方散乱係数は, 巻雲の後方散乱係数に比較しても十分大きいと考えられるので, 巻雲からの散乱以上の散乱光が受信できると考えてよい。なお, 低層雲による背景光輝度に関しては, 内野(1995, 私信)のデータによった。また, 極成層圏雲は巻雲モデルで代表させた。

上により与えた大気モデルで計算される後方散乱係数の高度分布を, 図4.2.1に示す。

受信光電子数はいずれも, 高度分解能(d),

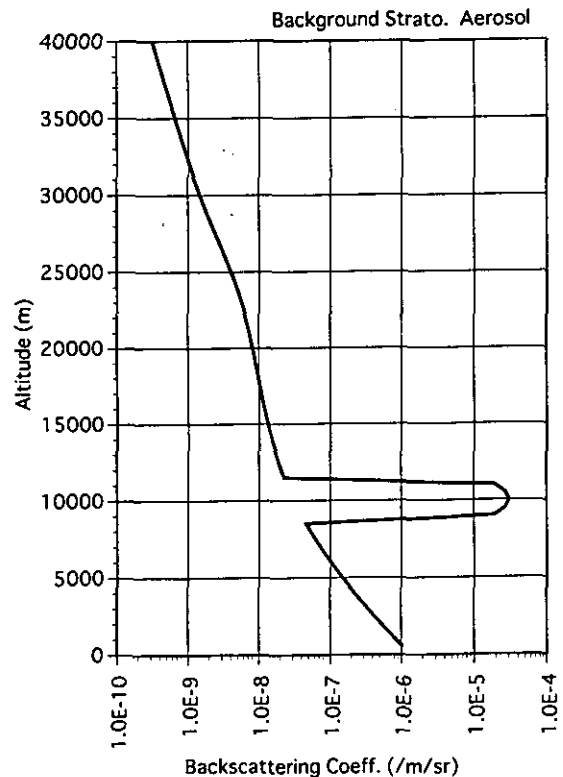


図4.2.1 シミュレーションに用いられたエアロゾル, 雲, 空気分子による後方散乱係数(合計)の高度分布

水平（衛星進行）方向分解能(L)に比例することから、S/Nはd,Lの平方根に比例する。一方、上式の分母において背景光成分が卓越するときには、S/Nは分子の項に比例する。すなわち、エアロゾルあるいは雲の後方散乱係数に比例する。

4.2.2 シミュレーション結果に基づく観測可能性の評価

前節の表4.1.1に示した提案仕様に基づいて、観測性能を計算した。前節で述べたように、レーザー1パルス当たりのエネルギーを小さくする代わりに受信視野角を狭めることで、同じ観測性能（S/N比）を保ちながら、アイセーフティを確保することができる。したがって、表4.1.1中の2種のレーザー出力等の仕様は、このシミュレーションでは区別する必要がない。以下に示す結果の図は、高度分解能(d)が100m、水平（衛星進行）方向分解能(L)が1.5km（測定時間0.2秒）の場合のものである。図4.2.2に昼間の2つの背景光条件（地表面、厚い低層雲($\tau = 128$)）及び背景光が0の場合の夜の条件での、受信光電子数（総数）を高度の関数として描いている。また、図4.2.3にそれぞれの条件での測定のS/Nを、同様に高度の関数として描いている。

図4.2.3によれば、高度10kmにある巻雲の測定は昼夜を問わず、S/Nが10程度で行え、巻雲の雲頂高度、厚さが推定できることが分かる。また、ここでは計算していないが、地表面や低層雲は巻雲に比較して十分に大きな後方散乱係数を有していると考えて差し支えないから、地表面の形状、低層雲雲頂は、巻雲の存在下でも十分な精度で測定される。低層雲の厚さ、構造の測定可能性については、低層雲そのものの光学的厚さに依存する。

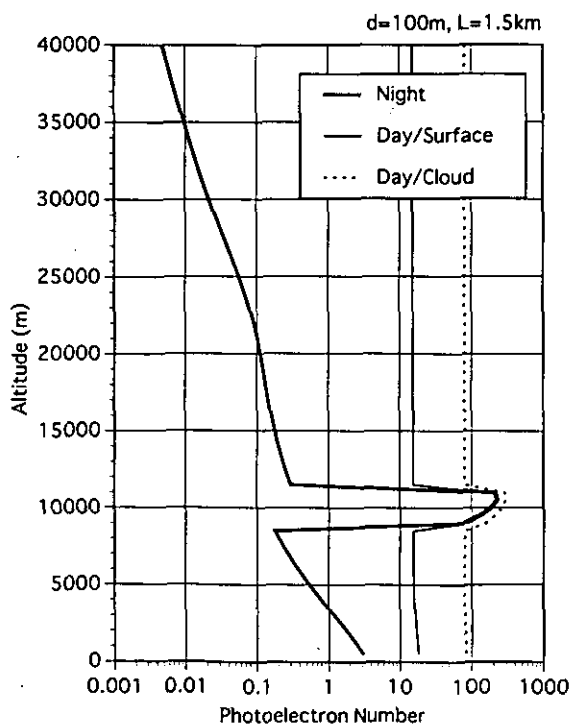


図4.2.2 スペースライダーによる受信信号(受信光電子数)の高度分布
背景光のない夜間(太実線)、下端が地表面の場合の昼間(細実線)、低層雲の場合の昼間(点線)の、3つの条件での計算値

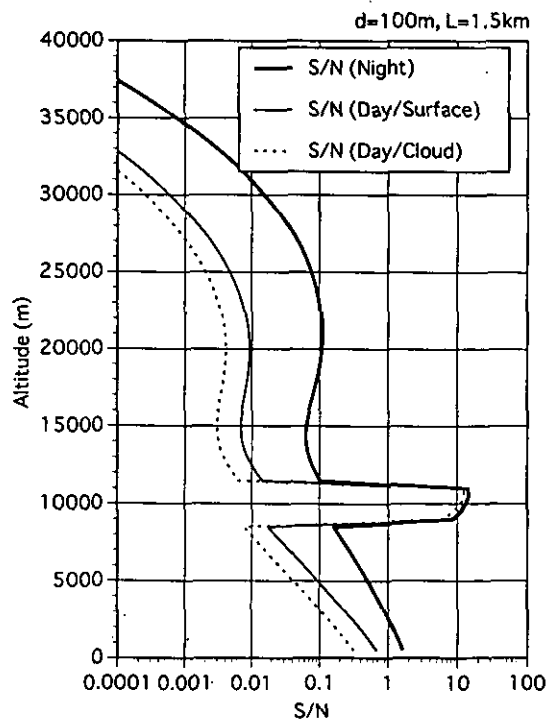


図4.2.3 スペースライダーによる測定の信号対雑音比の高度分布
背景光のない夜間(太実線)、下端が地表面の場合の昼間(細実線)、低層雲の場合の昼間(点線)の、3つの条件での計算値

大気低層のエアロゾル層の測定は、ここで与えた観測条件の下では、S/Nの観点からは非常に難しい。しかしながら、都市域の大気汚染現象などの局所的なエアロゾル分布構造を対象とするのであれば、水平分解能 1.5kmである必要は全くない。大陸上あるいは海洋上の大気境界層の厚さの推定などを目的とするならば、水平分解能は数十kmから百数十kmまでが許される。そのような場合にはS/N比は 10倍程度改善されることから、本システムで測定が可能となる。大気境界層の厚さは、大気境界層における風速、気温分布や、熱、水蒸気、運動量の鉛直輸送に関するパラメタリゼーションにおいて、重要なパラメータのひとつであり、大気大循環数値モデルの改良に向けて、そのグローバルな測定が期待されている。

成層圏エアロゾルについては、ここで与えたエアロゾル分布（バックグラウンドエアロゾル）に関する限り測定は非常に難しい。高度分解能を 1 km(10倍)、水平分解能を 300km(200倍)程度まで落とせば、S/Nは 4 5倍程度増大し、夜間であればエアロゾル層の中央部などの測定は可能である。

成層圏エアロゾル量が大規模火山爆発の直後のように、バックグラウンド条件に比べて非常に増大している時期には観測が可能である。例えば、成層圏エアロゾルが上で与えた大気モデルに比べて 10~100倍程度多い場合には、ある程度空間分解能を落とせば十分な精度で成層圏エアロゾルが検出される。

5. おわりに

本報告書では、「衛星搭載レーザーレーダーによる地球規模大気環境の評価に関する研究」の一環として、過去4年間にわたり実施してきた検討結果を取りまとめたものである。主としてオゾン層破壊に関する極成層圏雲、地球温暖化に関する巻雲、さらに両者に関するエアロゾルの測定を目的とした衛星搭載ライダー（スペースライダー）に関する検討を行った。

検討内容は、スペースライダーによる観測の意義と技術的な実現可能性に関するものであり、後者についてはスペースライダーのサブシステムレベルでの詳しい技術的な現状把握と開発可能なシステムの提案を行った。特に、システムの提案に当たっては小型衛星への搭載性に配慮し、重量 150kg、消費電力 150Wを目標とした。さらに、地上における観測者に対する眼の安全性を考慮した。

提案仕様は、重量、消費電力の点で極めて限られたリソースを想定しており、現状では最小規模のスペースライダーとなっている。それにも関わらず、巻雲の信号は十分な信号対雑音比(S/N)で測定可能であることが示された。

スペースライダーによるグローバルな雲・エアロゾルの分布の観測は、地球の気候システムの変動メカニズムの理解を深め、気候予測モデルの開発・検証を行う上で非常に重要なデータを提供する。これらの観測データは、たとえ短期間のものであっても、その価値は極めて高い。しかし、本来、地球観測データのうちでも大気環境データに関しては、長期に亘って高頻度でデータを取得することが望まれるものである。スペースライダーにあっても、長期の継続観測の可能性を追求する必要がある。

一方、ライダーによる観測と、その他のパッシブな（受動型）雲画像センサーなどとの複合観測は、雲の3次元的な分布とその変動を理解する上で極めて有用である。したがって、本調査報告で提案したような専用小型衛星によるスペースライダー観測だけでなく、その他のセンサーとの組み合わせも考慮した複合観測システムへ発展させることも検討すべきである。

さらに、ライダー技術の発展はめざましいものがあり、少なくとも地上からの観測としては、オゾン、水蒸気等の気体成分の空間分布を測定するための差分吸収方式ライダー(DIAL)システムが開発され、観測実績

が積みれつつある。成層圏オゾン層破壊の問題は、未だ重要な研究課題であり、長期的な観測・監視が望まれているところのものである。また、水蒸気は気候、気象を支配する大気システムの中で、潜熱エネルギーの運び手として、また降雨をもたらすものとして、さらに、温暖化気体のひとつとして、その分布・動態を3次的に全球に亘って把握することの必要性が認識されている。これらの気体成分の測定をめざしたスペースライダーの開発に向けて、研究を一層進める必要がある。

また、エアロゾルによる散乱光のドップラーシフトを利用した風の遠隔計測技術の研究が進められている。宇宙からの遠隔計測により風の3次的分布が詳細に測定されるようになれば、天気予報の精度を一段と高めることができるばかりでなく、大気循環に関する基礎的な理解を深めることで、気候予測の高精度化にも役立てることができる。

本調査では、今後の検討のベースラインを提供する目的で、小型衛星に搭載するスペースライダーシステムの仕様を提案した。大型衛星への搭載、あるいはスペースステーションの暴露部(JEM)の利用など、小型衛星以外にもスペースライダーを搭載する可能性はあり得る。その場合には、今回提出した仕様をベースとして、それぞれの飛翔体の特性、リソースに応じた改変を加えることで検討を進めることができる。また、上に述べたような気体成分測定用のDIALシステム、風測定用のドップラーライダーシステムなどいずれも、本調査で検討した雲/エアロゾル測定用のライダー技術が基本となるものであり、将来のスペースライダー開発計画の第一弾として、雲/エアロゾル測定用スペースライダーの実現が望まれる。

謝 辞

本調査を進めるに当たっては、別表に示した「衛星搭載レーザーライダー調査検討委員会」委員の皆様の多大のご協力を頂いた。また、本報告書をまとめるに当たって下記の参考資料を参考にした。いずれも調査検討委員会委員の執筆によるものである。ここに記して、謝意を表する。

参考資料

- (1) 笹野・小林(編)：衛星搭載レーザーライダーによる地球規模大気環境の評価に関する調査報告，国立環境研究所資料 F-43-'92/NIES, 98pp, 1992
- (2) 笹野・小林(編)：衛星搭載レーザーライダーによる地球規模大気環境の評価に関する調査報告(2)，国立環境研究所資料 F-50-'93/NIES, 112pp, 1993
- (3) 笹野・小林(編)：衛星搭載レーザーライダーによる地球規模大気環境の評価に関する調査報告(3)，国立環境研究所資料 F-66-'94/NIES, 94pp, 1994

が積みれつつある。成層圏オゾン層破壊の問題は、未だ重要な研究課題であり、長期的な観測・監視が望まれているところのものである。また、水蒸気は気候、気象を支配する大気システムの中で、潜熱エネルギーの運び手として、また降雨をもたらすものとして、さらに、温暖化気体のひとつとして、その分布・動態を3次的に全球に亘って把握することの必要性が認識されている。これらの気体成分の測定をめざしたスペースライダーの開発に向けて、研究を一層進める必要がある。

また、エアロゾルによる散乱光のドップラーシフトを利用した風の遠隔計測技術の研究が進められている。宇宙からの遠隔計測により風の3次的分布が詳細に測定されるようになれば、天気予報の精度を一段と高めることができるばかりでなく、大気循環に関する基礎的な理解を深めることで、気候予測の高精度化にも役立てることができる。

本調査では、今後の検討のベースラインを提供する目的で、小型衛星に搭載するスペースライダーシステムの仕様を提案した。大型衛星への搭載、あるいはスペースステーションの暴露部(JEM)の利用など、小型衛星以外にもスペースライダーを搭載する可能性はあり得る。その場合には、今回提出した仕様をベースとして、それぞれの飛翔体の特性、リソースに応じた改変を加えることで検討を進めることができる。また、上に述べたような気体成分測定用のDIALシステム、風測定用のドップラーライダーシステムなどいずれも、本調査で検討した雲/エアロゾル測定用のライダー技術が基本となるものであり、将来のスペースライダー開発計画の第一弾として、雲/エアロゾル測定用スペースライダーの実現が望まれる。

謝 辞

本調査を進めるに当たっては、別表に示した「衛星搭載レーザーライダー調査検討委員会」委員の皆様の多大のご協力を頂いた。また、本報告書をまとめるに当たって下記の参考資料を参考にした。いずれも調査検討委員会委員の執筆によるものである。ここに記して、謝意を表する。

参考資料

- (1) 笹野・小林(編)：衛星搭載レーザーライダーによる地球規模大気環境の評価に関する調査報告，国立環境研究所資料 F-43-'92/NIES, 98pp, 1992
- (2) 笹野・小林(編)：衛星搭載レーザーライダーによる地球規模大気環境の評価に関する調査報告(2)，国立環境研究所資料 F-50-'93/NIES, 112pp, 1993
- (3) 笹野・小林(編)：衛星搭載レーザーライダーによる地球規模大気環境の評価に関する調査報告(3)，国立環境研究所資料 F-66-'94/NIES, 94pp, 1994

財光産業技術振興協会 衛星搭載レーザーレーダー調査検討委員会 委員名簿

平成3年度

- 委員長 小林 喬郎（福井大学 工学部 電気工学科 教授）
委員 浅井 和弘（東北工業大学 教授）
委員 板部 敏和（郵政省 通信総合研究所 電波応用部 室長）
委員 内野 修（気象庁 気象研究所 衛星観測システム部 室長）
委員 興石 肇（(財)リモートセンシング技術センター 参与）
委員 斉藤 保典（信州大学 工学部 情報工学科 助手）
委員 柴田 隆（郵政省 通信総合研究所 電波応用部 主任研究官）
委員 杉本 伸夫（国立環境研究所 地球環境研究G 主任研究員）
委員 住 明正（東京大学 気候システム研究センター 教授）
委員 中島 正勝（宇宙開発事業団 筑波宇宙センター 開発部員）
委員 早坂 忠裕（東北大学 大気海洋変動観測研究センター 助手）
委員 谷貝 勇（気象研究所 気候研究部 主任研究官）

平成4年度

- 委員長 小林 喬郎（福井大学 工学部 電気工学科 教授）
委員 浅井 和弘（東北工業大学 教授）
委員 板部 敏和（郵政省 通信総合研究所 電波応用部 室長）
委員 井上 豊志郎（気象庁 気象研究所 台風研究部 主任研究官）
委員 今須 良一（資源環境技術総合研究所 環境影響予測部 研究員）
委員 内野 修（気象庁 気象研究所 衛星観測システム部 室長）
委員 興石 肇（(財)リモートセンシング技術センター 参与）
委員 斉藤 保典（信州大学 工学部 情報工学科 助手）
委員 柴田 隆（郵政省 通信総合研究所 電波応用部 主任研究官）
委員 杉本 伸夫（国立環境研究所 地球環境研究G 主任研究員）
委員 住 明正（東京大学 気候システム研究センター 教授）
委員 中島 正勝（宇宙開発事業団 筑波宇宙センター 開発部員）
委員 村上 勝人（気象庁 気象研究所 台風研究部 室長）
委員 早坂 忠裕（東北大学 大気海洋変動観測研究センター 助手）
委員 谷貝 勇（気象研究所 気候研究部 主任研究官）

平成5年度

- 委員長 小林 喬郎（福井大学 工学部 電気工学科 教授）
委員 浅井 和弘（東北工業大学 教授）
委員 板部 敏和（郵政省 通信総合研究所 地球環境計測システム部 室長）
委員 内野 修（気象庁 気象研究所 衛星観測システム部 室長）
委員 輿石 肇（（財）リモートセンシング技術センター 参与）
委員 斉藤 保典（信州大学 工学部 情報工学科 助教授）
委員 杉本 伸夫（国立環境研究所 大気圏環境部 室長）
委員 鈴木 誠司（浜松ホトニクス(株) 電子管事業部 技術部 主任部員）
委員 辰巳 賢二（三菱電機(株) 電子システム研究所 光・マイクロ波機器開発部
グループマネージャー）
委員 津野 克彦（(株)東芝 小向工場 宇宙設計部 主務）
委員 中島 正勝（宇宙開発事業団 地球観測推進部 開発部員）
委員 三浦 紳治（(株)ニコン 特機設計部 グループリーダー）
委員 守部 紀夫（日本電気(株) 誘電光電事業部 主管技師長）

平成6年度

- 委員長 小林 喬郎（福井大学 工学部 電気工学科 教授）
委員 浅井 和弘（東北工業大学 教授）
委員 石井 重夫（宇宙開発事業団 筑波宇宙センター 技術開発本部 要素技術研究部 副主任開発部員）
委員 板部 敏和（郵政省 通信総合研究所 地球環境計測システム部 室長）
委員 川田 恭裕（宇宙開発事業団 筑波宇宙センター 技術開発本部 システム技術研究部
副主任開発部員）
委員 輿石 肇（（財）リモートセンシング技術センター 参与）
委員 斉藤 保典（信州大学 工学部 情報工学科 助教授）
委員 杉本 伸夫（国立環境研究所 大気圏環境部 室長）
委員 鈴木 誠司（浜松ホトニクス(株) 電子管事業部 技術部 主任部員）
委員 辰巳 賢二（三菱電機(株) 電子システム研究所 光・マイクロ波機器開発部
グループマネージャー）
委員 津野 克彦（(株)東芝 小向工場 宇宙設計部 主務）
委員 永井 智広（気象庁 気象研究所 衛星観測システム部 主任研究員）
委員 中島 正勝（宇宙開発事業団 地球観測推進部 開発部員）
委員 三浦 紳治（(株)ニコン 特機設計部 グループリーダー）
委員 安田 升（日本電気(株) 誘電光電事業部 主管技師長）

(参考)

Lidar In-space Technology Experiment (LITE) Overview

Introduction

The Lidar In-Space Technology Experiment (LITE) is a backscatter lidar developed by NASA Langley Research Center to fly on the Space Shuttle. The instrument is built around a three-wavelength Nd:YAG laser (1064 nm, 532 nm, and 355 nm) and a 1 meter telescope. The system has been designed to study a wide range of cloud and atmospheric aerosol phenomena from the surface of the Earth to an altitude of 40 km. The instrument has successfully completed a ground-test phase and is presently at Kennedy Space Flight Center awaiting launch on space shuttle Discovery for a 9-day mission in September 1994. The objective of the LITE program is to better understand the engineering processes required for space lidar and to test lidar remote sensing techniques from orbit. To this end, a comprehensive program of scientific investigations will be conducted during the upcoming mission.

Mission Operations

The instrument is controlled by a central processor and several distributed processors. Over 200 commands are available to configure, control, and monitor the status of the instrument. A variable aperture stop and movable interference filters can be used to optimize the signal-to-noise ratio during day or night portions of the orbits. PMT voltages, amplifier gains, and DC offsets may also be varied to optimize acquisition of the lidar return signals, which have a dynamic range of 6 orders of magnitude from the surface return pulse to an altitude of 40 km. The instrument can be reconfigured within a few seconds. The instrument will accept commands to be executed when received, or the commands can be time-tagged to execute at some future time. The instrument can be commanded either from the ground at Mission Control in Houston or, to a more limited extent, by the crew onboard the shuttle. In addition the instrument has the capability to automatically reconfigure itself from night to day or day to night configurations, as required, as the terminator is crossed.

Science Investigations

Although LITE is primarily a technology experiment, a science team has been formed to ensure that maximum benefit is gained from the experiment. The science team has participated in formulating the mission objectives and experiment plan for the instrument. The atmospheric parameters to be measured by LITE are:

Troposphere

- aerosol backscatter cross-section
- aerosol scattering ratio
- Planetary Boundary Layer (PBL) height
- PBL optical depth

Clouds

- height
- fractional cloud cover
- reflectance/albedo
- optical depth

Stratosphere

density and temperature profiles to 40 km
aerosol backscatter cross-section
aerosol scattering ratio

Stratospheric measurements are made at 532 nm and 355 nm only. A wide variety of phenomena which occur on regional scales will be studied. Representative examples include the organization of cloud in the western Pacific warm pool, marine stratus decks off the coasts of California and Peru, plumes from biomass fires in South America and Africa, and the transport of desert dust from the Sahara.

In addition to regional studies, global surveys will be performed. LITE will provide a unique and complementary dataset on the global distribution of clouds and aerosols which will complement that provided by current orbital sensors. With the ability to detect and locate even subvisible cirrus, LITE will provide new insights into the global distribution and structure of cirrus. By providing accurate statistics on cloud heights, LITE can provide guidance in the development of realistic retrieval models on which to base the analysis of routine satellite observations. LITE will also provide the first global measurements of the height of the PBL, improving our abilities to model the coupling between the atmosphere and the earth's surface.

Experiment Plan

LITE is scheduled for STS-64, on board space shuttle Discovery. Although LITE is the primary payload on STS-64, there are a number of secondary payloads which must also be accommodated in the total mission profile. LITE operations are concentrated in 10 'datatakes' of 4.5 to 5 hours and several 'snapshots' lasting 15 to 30 minutes. Each datatake covers roughly 3 orbits and was located in the timeline to accommodate either correlative measurement activities or study of a specific regional phenomenon. Two surface sites in the southwest US have been characterized and will be used to determine the system constant of the 1064 nm channel (Reagan and Zielinskie, 1991). A certain amount of additional surface data will be taken at low gain to allow quantitative measurements of the strength and variation of the surface return signal. Surface return data will be taken over the ocean and over a variety of land surface types. Some of the surface return data will be taken at angles up to 30 degrees off nadir to investigate the angular dependence of the surface return.

It is necessary to verify the accuracy of the measurements made by the instrument and to make quantitative performance assessments. The science team has designed and is leading a comprehensive, worldwide correlative measurements program to assist in measurement validation. This effort employs ground-based, airborne, and space-based sensors.

References

- McCormick, M.P., D.M. Winker, E.V. Browell, J.A. Coakley, C.S. Gardner, R.M. Hoff, G.S. Kent, S.H. Melfi, R.T. Menzies, C.M.R. Platt, D.A. Randall, and J.A. Reagan, 1993: Scientific investigations planned for the Lidar In-space Technology Experiment (LITE). *Bull. Amer. Meteorol. Soc.* 74, 205-214.
- A. Reagan and D.A. Zielinskie, 1991: Spaceborne lidar remote sensing techniques aided by surface returns, *Opt. Eng.* 30, 96-102.

(MOSAIC LITE HomePage による)

付属資料 A - 1

A社の提案報告書

目 次

A.1	まえがき	29
A.2	衛星搭載レーザーレーダーシステムの検討	29
A.2.1	検討の範囲・前提条件	29
A.2.2	システムの機能	29
A.2.3	レーザーレーダー計測シミュレーション	30
A.2.3.1	レーザーレーダー方程式と大気モデル	30
A.2.3.2	S/N計算式	32
A.2.3.3	アイセーフティ	33
A.2.3.4	シミュレーション結果	35
A.2.4	レーザーレーダー計測システム	38
A.2.4.1	レーザーレーダー装置	38
A.2.4.2	重量・寸法	38
A.2.4.3	消費電力見積もり	39
A.2.4.4	寿命	40
A.2.4.5	排熱	40
A.2.4.6	データ記録	40
A.2.4.7	目標性能・仕様	41
A.2.5	衛星システム	42
A.2.5.1	衛星軌道	42
A.2.5.2	衛星構成	43
A.3	衛星搭載レーザーレーダー用送受信光学系	45
A.3.1	送受信光学系の要求仕様	45
A.3.2	受信光学系の検討	45
A.3.2.1	光学系方式トレードオフ	45
A.3.2.2	リレー光学系	50
A.3.2.3	フィルター	50
A.3.2.4	軽量化ミラーの材料	52
A.3.3	送信光学系の検討	53
A.3.4	設計予想性能	55
A.4	光検出部	56
A.4.1	光電子増倍管	56
A.4.2	アバランシェ・フォトダイオード	56
A.5	むすび	58
	参考文献	59

A.1 まえがき

本報告書は、国立環境研究所平成6年度業務委託仕様書「衛星搭載レーザーレーダー用送受信光学系(光検出部を含む)及びシステムに関する調査検討」に基づいて実施した衛星搭載レーザーレーダーの実現性の検討結果、実現可能なレーザーレーダーシステムの主要性能、構成及び機能ブロック図等のシステム設計検討結果、本システムで用いる送受信光学系の検討結果及び光検出部の検討結果等を報告するものである。

A.2 衛星搭載レーザーレーダーシステムの検討

A.2.1 検討の範囲・前提条件

A. 観測対象

グローバルな雲(極域成層圏雲を含む)の3次元分布の測定

B. 前提条件

- (1) 衛星高度 500km
- (2) 消費電力 150W以下
- (3) 寸法 100cm(x)×100cm(y)×70cm(z) 但し、z方向が地球指向面
- (4) 質量 150kg以下
- (5) 熱制御 独立熱制御とする
- (6) 環境条件 J-1ロケット搭載機器条件による
- (7) レーザ光源 波長1 μ m付近

出力 500mJ/パルス程度

繰返し 10~50パルス/秒程度(可能な限り大きくする)

眼への安全性を考慮して地上において口径 300mm以下の望遠鏡で観測しても眼に損傷を与えないこと

- (8) 受信鏡口径 100cm程度
- (9) 衛星進行速度 7.5km/秒
- (10) ミッション期間 昼夜別なく1年間

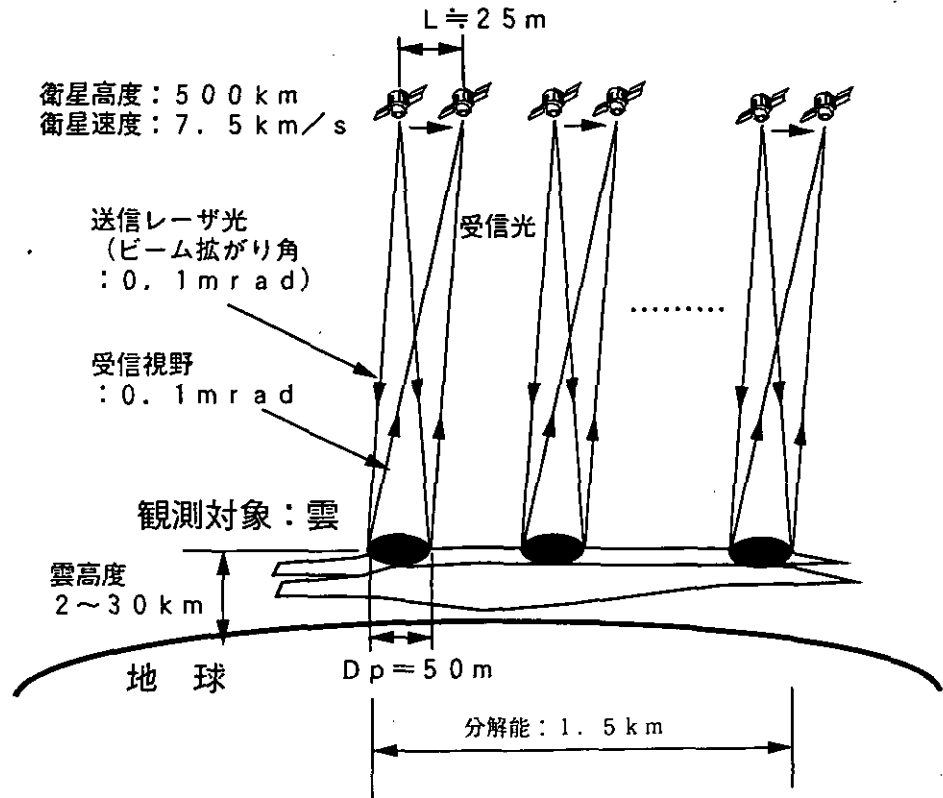
C. 空間分解能

衛星直下の雲

- (1) 水平分解能 1.5km
- (2) 高度分解能 100m

A.2.2 システムの機能

衛星搭載レーザーレーダー装置はレーザー光を空間に出射し、大気中のエアロゾルや雲による散乱光を観測受信することにより、その3次元分布の情報を地球規模で得るものである。図A.2.2.1に概念図を示す。



図A.2.2.1 衛星搭載レーザーレーダー

A.2.3 レーザーレーダー計測のシミュレーション

A.2.3.1 レーザーレーダー方程式と大気モデル

衛星からの距離 z にある空気分子やエアロゾル・雲からの後方散乱光の受信電力 $P(z)$ は次式で与えられる。

$$P_i(z) = \frac{cE_0 Y(z) A_r \beta_i(z) T(z)^2 T_t T_r}{2z^2} \quad (\text{A.2.1})$$

$$z = |Z_s - Z_h|$$

ただし、添え字 i は m, a, c を表し、 m は空気分子、 a はエアロゾル、 c は雲に対応する。また、

E_0 : 1パルス当たりのレーザーエネルギー(J)	$\beta_c(z)$: 絹雲の体積後方散乱係数($\text{sr}^{-1}\text{m}^{-1}$)
$Y(z)$: 距離 z の幾何光学的効率	$T(z)$: 距離 z までの大気透過率
c : 光速(m/s)	T_t : 送信光学系の透過率
A_r : 受信光学系開口面積(m^2) = $\pi D^2/4$	T_r : 受信光学系の透過率
$\beta_m(z)$: 空気分子の体積後方散乱係数($\text{sr}^{-1}\text{m}^{-1}$)	Z_s : 衛星高度(m)
$\beta_a(z)$: エアロゾルの体積後方散乱係数($\text{sr}^{-1}\text{m}^{-1}$)	Z_h : 被測定部高度(m)

である。距離 z までの大気透過率 $T(z)$ は、消散係数 $\alpha(z)$ を用いて、

$$T(z) = \exp \left\{ - \int_{Z_h}^Z \alpha(z') dz' \right\} \quad (\text{A.2.2})$$

で与えられる。 $\alpha(z)$ は距離 z における空気分子消散係数を $\alpha_m(z)$ 、エアロゾル消散係数を $\alpha_a(z)$ 、絹雲の消散係数を $\alpha_c(z)$ 、各散乱パラメータをそれぞれ S_m 、 S_a 、 S_c とすると、

$$\alpha(z) = \alpha_m(z) + \alpha_a(z) + \alpha_c(z) \quad (\text{A. 2.3})$$

$$\alpha_m(z) = S_m \beta_m(z), \quad \alpha_a(z) = S_a \beta_a(z), \quad \alpha_c(z) = S_c \beta_c(z) \quad (\text{A. 2.4})$$

が成り立つ。

体積後方散乱係数 $\beta_m(z)$ 、 $\beta_a(z)$ 、 $\beta_c(z)$ は米国の標準大気モデルより以下のように書くことができる。

A. 空気分子

後方散乱係数 $\beta_m(z)$

対流圏におけるスケールハイトは約 7,000mであるので、次式で近似する。

$$\beta_m(z) = 1.54 \times 10^{-6} (532/\lambda)^4 \exp(-z/7000) \quad (\text{A. 2.5})$$

散乱パラメータ S_m

$$S_m = 8\pi/3$$

B. エアロゾル

後方散乱係数 $\beta_a(z)$

$$\beta_a(z) = \{2.47 \times 10^{-6} \exp(-z/2000) + 5.13 \times 10^{-9} \exp[-(z-2000)^2/6000^2]\} (532/\lambda) \quad (\text{A. 2.6})$$

散乱パラメータ S_a

$$S_a = 50$$

C. 絹雲

後方散乱係数 $\beta_c(z)$

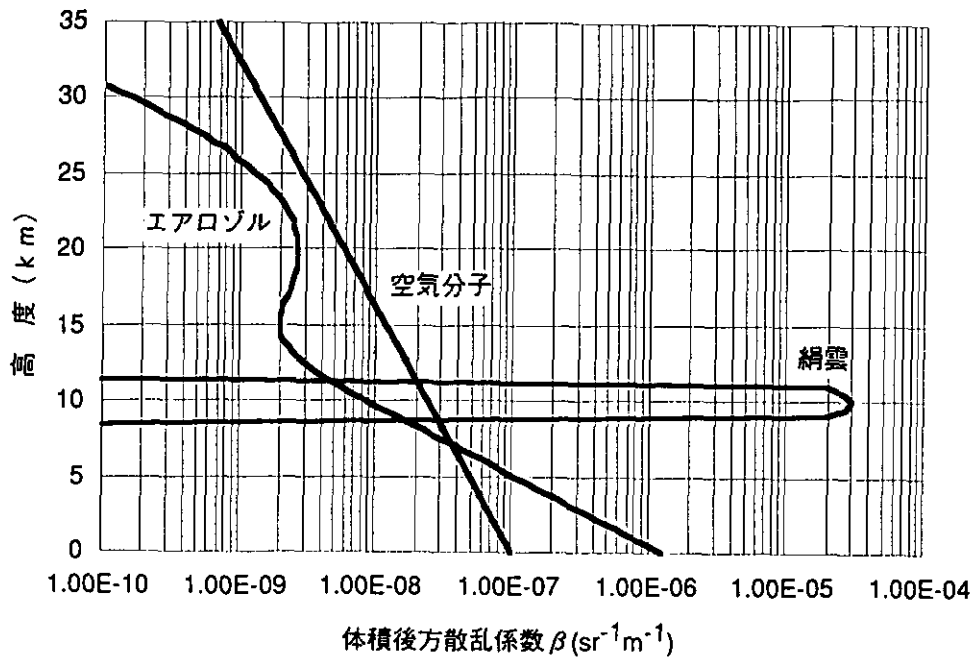
$$\beta_c(z) = 3.0 \times 10^{-5} \exp[-(z-10000)^2/1500^2] \quad z = 9000\text{m} - 11000\text{m} \quad (\text{A. 2.7})$$

$$\beta_c(z) = 0 \quad z = 0\text{m} - 9000\text{m}, 11000\text{m} - 50000\text{m}$$

散乱パラメータ S_c

$$S_c = 10$$

以上の式(A. 2.5)～(A. 2.7)を用い、各体積散乱係数と高度との関係を図A. 2.3.1に示す。絹雲の発生域を除き、高度 8 km以下ではエアロゾルによるミー散乱が、高度 12km以上では空気分子によるレーリー散乱が主である。



図A.2.3.1 体積後方散乱係数

A.2.3.2 S/N計算式

レーザーレーダーの受信信号として得られる光電子数のうち、空気分子によるものを n_m 、エアロゾルによるものを n_a 、絹雲によるものを n_c 、観測信号であるエアロゾルおよび絹雲によるものを n_s とし、積算回数を N とすると次式のように表される。

$$n_i = (\eta e \lambda / hc) P_i(z) \Delta t N \quad (A.2.8)$$

$$n_s = n_a + n_c \quad (A.2.9)$$

ここで、添え字 i は m, a, c, s を、 η は光検出器の量子効率、 λ はレーザーの波長、 e は電子の電荷量、 h はプランク定数、 Δt は測定時間である。また、測定時間 Δt はレーザーレーダーの鉛直方向の分解能 Δz と次の関係がある。

$$\Delta t = 2\Delta z / c \quad (A.2.10)$$

地表面もしくは低層雲上面からの太陽反射光は背景光雑音 n_b となり、次式で与えられる。

$$n_b = (\eta e \lambda / hc) P_b \pi (\theta_r / 2)^2 \Delta \lambda A_r T_r \Delta t N \quad (A.2.11)$$

ただし、 P_b ：地表面もしくは低層雲上面の輝度($Wm^{-2}nm^{-1}sr^{-1}$)、 θ_r ：受信光学視野角(rad)、 $\Delta \lambda$ ：受信光学フィルタの帯域幅である。ここで、地表面もしくは低層雲上面の輝度は、次の値をとる。

$$\text{地表面輝度} \quad P_b = I_b \cdot A / \pi = 0.043 Wm^{-2}nm^{-1}sr^{-1} \quad (I_b = 0.668, A = 0.2)$$

$$\text{低層雲上面の輝度} \quad P_b = I_b \cdot A / \pi = 0.11 Wm^{-2}nm^{-1}sr^{-1} \quad (I_b = 1.73, A = 0.2 \text{ 光学的厚さ } \tau = 16)$$

$$P_b = I_b \cdot A / \pi = 0.23 Wm^{-2}nm^{-1}sr^{-1} \quad (I_b = 3.61, A = 0.2 \text{ 光学的厚さ } \tau = 128)$$

以上から、光検出器の総受信光電子数 n_i は、次のようになる。

$$n_i = n_s + n_m + n_b \quad (\text{A. 2. 12})$$

フォトンカウンティングでの検出を考え、エアロゾルと絹雲の観測に着目し、空気分子からの反射光は雑音と見なすと、信号成分は n_s となるので、S/Nは

$$S/N = n_s / \sqrt{n_i} \quad (\text{A. 2. 13})$$

となる。

式(A. 2. 13)において、背景光の成分 n_b と信号成分 n_s との大小関係でS/Nがどのように近似できるか検討する。

(1) $n_s \gg n_m, n_b$

観測対象である雲からの後方散乱光が地表面からの背景光に比べて大きいときには、式(A. 2. 1), (A. 2. 8)の関係をを用い、Kを比例定数とすると、次式のように書ける。

$$S/N = K \sqrt{N E_0} \quad (\text{A. 2. 14})$$

式(A. 2. 14)より、レーザー出力エネルギー E_0 と積算回数Nの積 $N E_0$ が一定であればS/Nは一定であることがわかる。

(2) $n_b = 0, n_m, n_s \ll n_b$

雲が無く、エアロゾルを観測する場合に相当し、雑音は背景光が支配的になるので、次式のようになる。

$$S/N = K_1 \sqrt{N E_0} \sqrt{E_0} / \theta, \quad (\text{A. 2. 15})$$

この場合には、レーザー出力エネルギー E_0 と積算回数Nの積 $N E_0$ が一定であってもS/Nは一定では無く、単位ビーム広がり角当たりのレーザーエネルギーに依存することがわかる。

次に、APDを用いたアナログ計測におけるS/N計算式を以下に示す。

$$S/N = C M^2 / (A M^{2+x} B + H B) \quad (\text{A. 2. 16})$$

ここで、

$$A = 2e(\eta e \lambda / hc) P_i R_L, \quad H = 4kTF, \quad C = [(\eta e \lambda / hc) P_i]^2 R_L$$

であり、kはボルツマン定数、Tは受信器の温度、Fはフロントエンド増幅器の雑音指数、 R_L はAPDの負荷抵抗、xは過剰雑音指数、Mは増倍率、Bは帯域幅である。

A. 2. 3. 3 アイセーフティ

衛星搭載のレーザーレーダーでは、鉛直下向きにレーザーパルスが送出されるので、例えば夜間に天体観測をしている観測者の目に天体望遠鏡を通してレーザー光が入る可能性がある。レーザー光に対する眼の最大許容露光量(MPE)は、日本のJIS C 6802で制定されている。ここで、レーザーはTEM₀₀モードで発振し、地上フットプリントの中心に人間が存在する場合を考える。JISよりフットプリント中心のエネルギー密度 E_c は次式を満たす必要がある。

$$E_c \leq MPE / (\text{安全係数} : S_k) \quad (\text{A. 2. 17})$$

ここで、本レーザーレーダー装置のように1 μ m帯のレーザー光が出射される場合、 $MPE = 5 \times 10^{-2} \text{ J/m}^2$ である。安全係数 S_k は、裸眼:1, 天体望遠鏡:1837(開口径を300mm ϕ)である。送信ビーム広がり角を θ_t , 衛星高度を Z_s とすると、レーザー出力エネルギー E_o の上限は

$$E_o \leq (MPE/S_k T_t T_a) \pi (Z_s \theta_t)^2 / 8 \quad (\text{A. 2. 18})$$

となる。ここで、 E_o はレーザー出力エネルギー(J), T_t は送信光学系と天体望遠鏡等の観測機器の合算透過率, T_a は大気透過率である。この式を変形すると、

$$E_o / \theta_t^2 \leq (MPE/S_k T_t T_a) \pi Z_s^2 / 8 \quad (\text{A. 2. 19})$$

となる。すなわち、単位ビーム広がり角当たりのレーザー出力をある値以下にしなければならない。

天体望遠鏡で観測された場合を考える。衛星高度500km, 安全係数1837, 大気透過率80%, 送信光学系・天体望遠鏡合算透過率65%として計算すると、

$$E_o / \theta_t^2 \leq 5 \times 10^6 (\text{J/rad}^2)$$

アイセーフティを確保する方法として、(1) ビーム広がり角を大きくする、(2) レーザー出力を小さくするの2つが考えられる。たとえば、今までよく検討されていたレーザー出力500mJの場合、ビーム広がり角を0.1mradから0.32mradに広げればアイセーフティは確保できる。また、レーザー出力を50mJと1/10に小さくした場合、ビーム広がり角は0.1mradのままでよい。(2)の方法では、所要S/Nを確保するためには、繰り返しを上げて積算回数を増やす必要があるが、式(A. 2. 14)に示すように、レーザーの平均出力は同じでよい。(1)の場合、受信視野を広げる必要があるが、式(A. 2. 15)に示すように、 E_o / θ_t^2 が一定であれば、所要

表A. 2. 3. 1 レーザー出力と繰り返しのトレードオフ (平均出力を5Wとして比較する)

項目	低出力/高繰り返し(50mJ/100Hz)	高出力/低繰り返し(500mJ/10Hz)
レーザー構成	<ul style="list-style-type: none"> ・レーザー発振器のみで構成可能 ・小型・軽量化にできる 	<ul style="list-style-type: none"> ・レーザー発振器とレーザー増幅器が必要 ・発振器と増幅器の間には、寄生発振を防止したり、ビームを成形するための光学系が必要 ・部品点数が増えるので寸法・重量が増加する
励起LDモジュール	<ul style="list-style-type: none"> ・励起用LDの数が少なく済む ・出力が小さくて良い ・発熱密度が増大し、排熱に工夫がいる 	<ul style="list-style-type: none"> ・励起用LDの数が増える。単純計算で10倍、実際には8倍程度必要。 ・発熱領域を分散できる
レーザー電源	<ul style="list-style-type: none"> ・励起LDを駆動するためのコンデンサバンクが小さくて済む ・小型・軽量化が可能 	<ul style="list-style-type: none"> ・励起LDを駆動するためのコンデンサバンクが大きくなる ・小型・軽量化が困難
信頼性	<ul style="list-style-type: none"> ・発振器の出力が小さいので、光学部品のレーザー損傷の割合が低減できる ・部品数が少ないので信頼性が上がる 	<ul style="list-style-type: none"> ・発振器/増幅器の出力が大きいため、光学部品のレーザー損傷の割合が増大する。また、パワー密度が増大するのでレーザー損傷によるMTTFが小さくなる。 ・部品数が増えるので信頼性が減少する

S/Nは確保できる。結局、回線設計上はいずれの方法をとってもアイセーフティと所要S/Nの確保は可能である。供給電力が一定の条件の下で、平均出力パワーが同じレーザー発振器を構成する場合、高出力/低繰り返しとするか、低出力/高繰り返しとするか、どちらが小型・軽量で高信頼になるかが選択の基準となる。表A.2.3.1に比較表を示す。レーザーから見ると、低出力/高繰り返しの方が小型・軽量で高信頼になると考えられる。

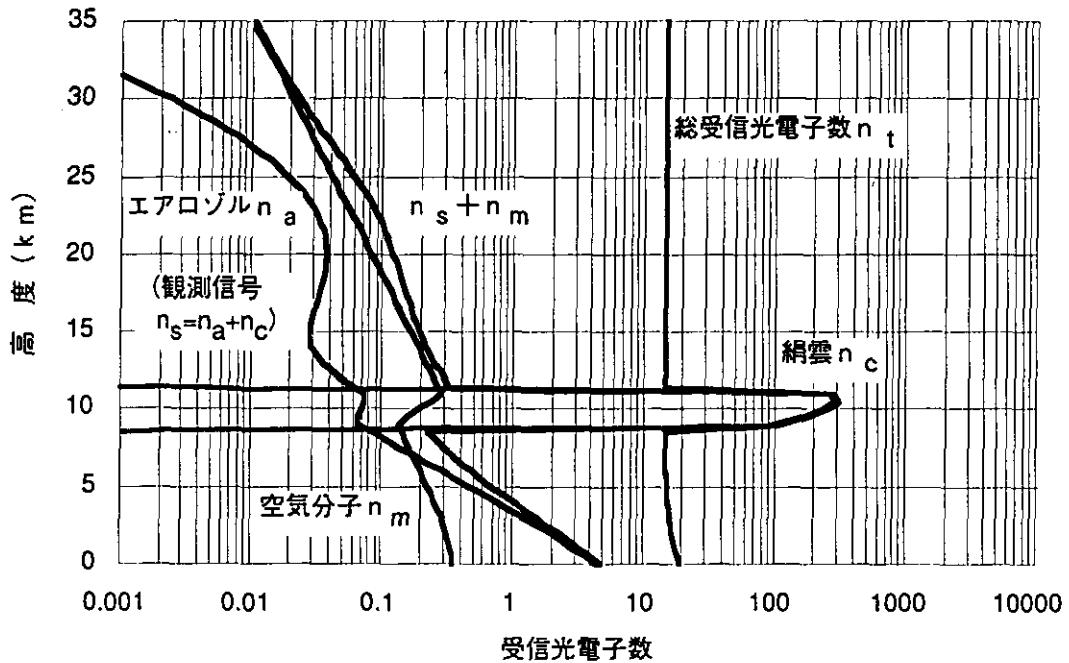
A.2.3.4 シミュレーション結果

シミュレーションの条件を表A.2.3.2に示す。ここでは、レーザー出力 50mJ, 繰り返し 100Hzとしている。

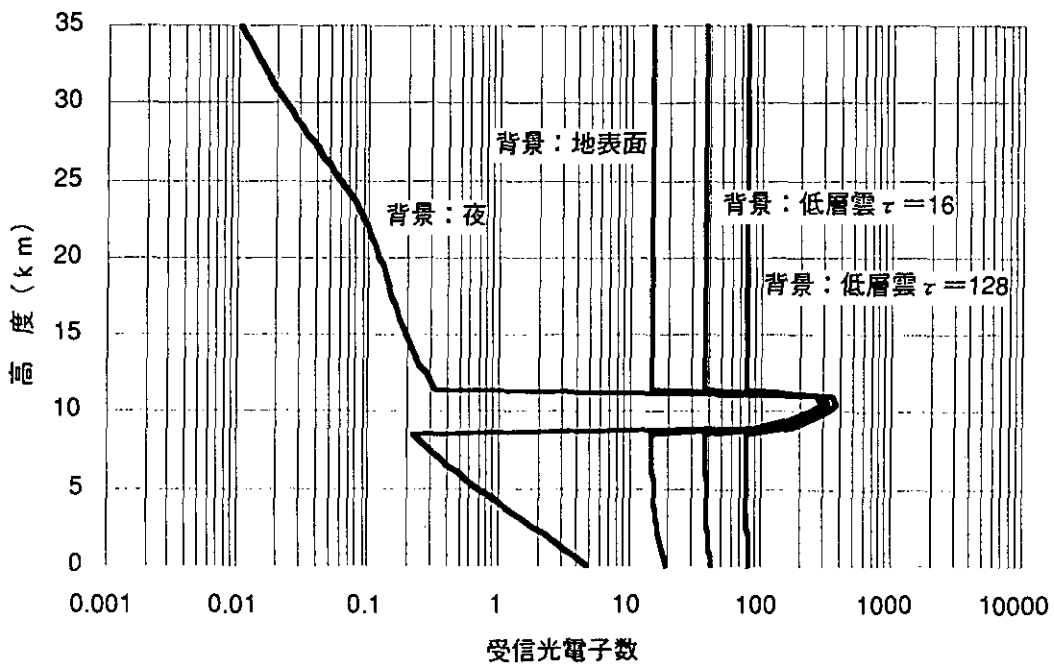
表A.2.3.2 パラメータ表

項目	記号	パラメータ値
送信部		
1パルス当たりのレーザーエネルギー(mJ)	E_0	50
レーザー光波長(nm)	λ	1053
パルス繰り返し	f	100
送信光学系の透過率	T_t	0.9
送信ビーム広がり角(mrad)	θ_d	0.1
受信部		
受信光学系開口径(m)	d	1(0.689m ²)
受信光学系視野角(mrad)	θ_r	0.1
受信光学系の透過率	T_r	0.5
光学フィルタ帯域幅(nm)	$\Delta\lambda$	0.1
距離 z の幾何光学的効率	$Y(z)$	1
受信方式		フォトンカウンティング アナログ
光検出器		Si-APD
光検出器量子効率	η	0.02 0.3
増倍率	M	100
過剰雑音指数	x	0.3
ダークカウント(1/s)	D	100
積算回数	N	20, 100, 200
光速(m/s)	c	3×10^8
プランク定数(Js)	h	6.63×10^{-34}
条件		
測定対象		絹雲(Cirrus)
鉛直方向分解能(m)	Δz	100
水平分解能(km)	Δzh	1.5, 7.5, 15
衛星高度(km)	Z_s	500
衛星速度(km/s)	v	7.5
背景輝度(W/m ² ・ μ m)	R_s	0.043(昼間:地表) 0.11(低層雲 $\tau = 16$) 0.23(低層雲 $\tau = 128$) 0(夜間)
地球のアルベド	r	0.2

図A. 2. 3. 2～図A. 2. 3. 4は水平分解能 1.5kmを得るため積算回数を 20回としている。図A. 2. 3. 2は背景が地表面であるときの、受信光電子数の高度依存性を示したものである。総受信光電子数 n_t は絹雲部分を除いて背景散乱光によって支配されている。図A. 2. 3. 3は背景が昼間の地表面、昼間に低層雲(光学厚さ $\tau = 16$, $\tau = 128$)がある場合及び夜とした場合の受信光電子数の高度依存性を示したものである。背景として低層雲がある場合には背景散乱光の影響は、更に顕著になっていることがわかる。図A. 2. 3. 4は背景が異なる場合のS/N



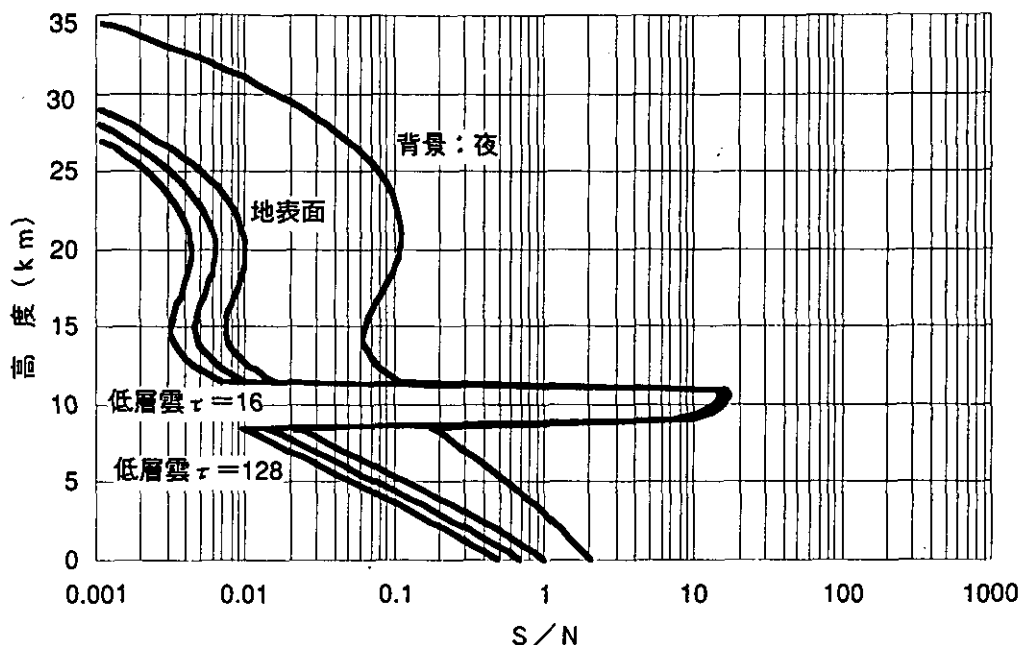
図A. 2. 3. 2 受信光電子数の高度依存性 (背景: 地表面)
レーザー出力 50mJ, 積算回数 20回, 垂直分解能 100m, 水平分解能 1.5km



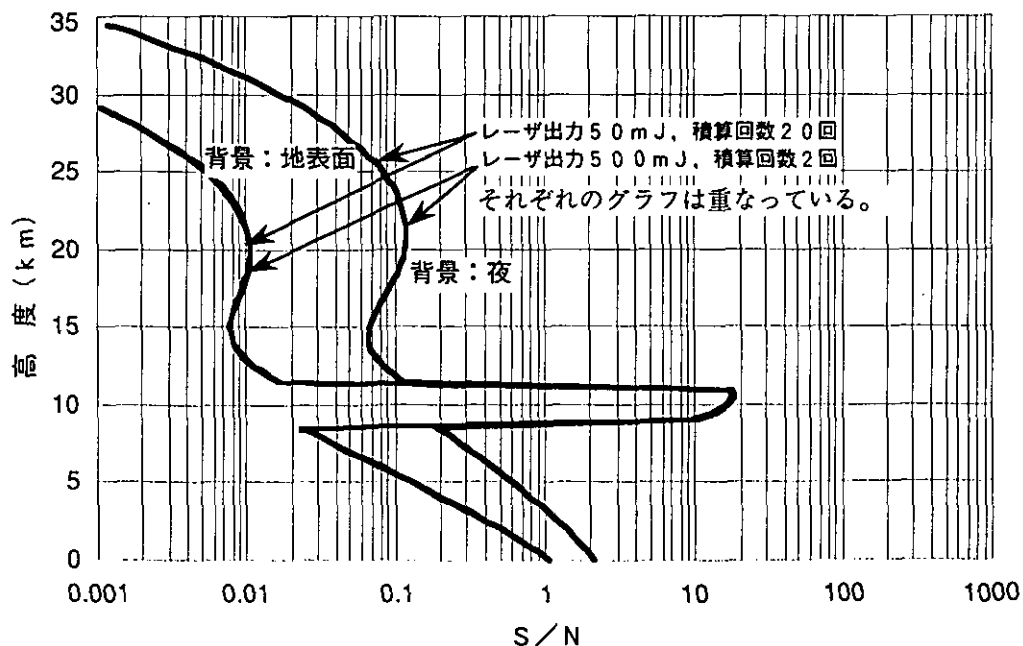
図A. 2. 3. 3 背景が異なる場合の総受信光電子数 n_t の高度依存性
レーザー出力 50mJ, 積算回数 20回, 垂直分解能 100m, 水平分解能 1.5km

と高度の関係を示したものである。背景がいずれの場合でも、絹雲の観測では $S/N \sim 18$ 程度が可能である。しかし、エアロゾルの観測は背景光の無い夜でも S/N は1以下であるので困難である。

次に、A.2.3.2節で述べたように、積算回数とレーザー出力エネルギーの積が一定であれば、 S/N は一定であることを確かめる。レーザー出力を50mJ、積算回数を20回としたときと、レーザー出力500mJ、積算回数2回としたときを比較した結果を図A.2.3.5に示す。この計算で、アイセーフティを確保するため、出力



図A.2.3.4 背景が異なる場合の S/N の高度依存性
レーザー出力 50mJ, 積算回数 20回, 垂直分解能 100m, 水平分解能 1.5km



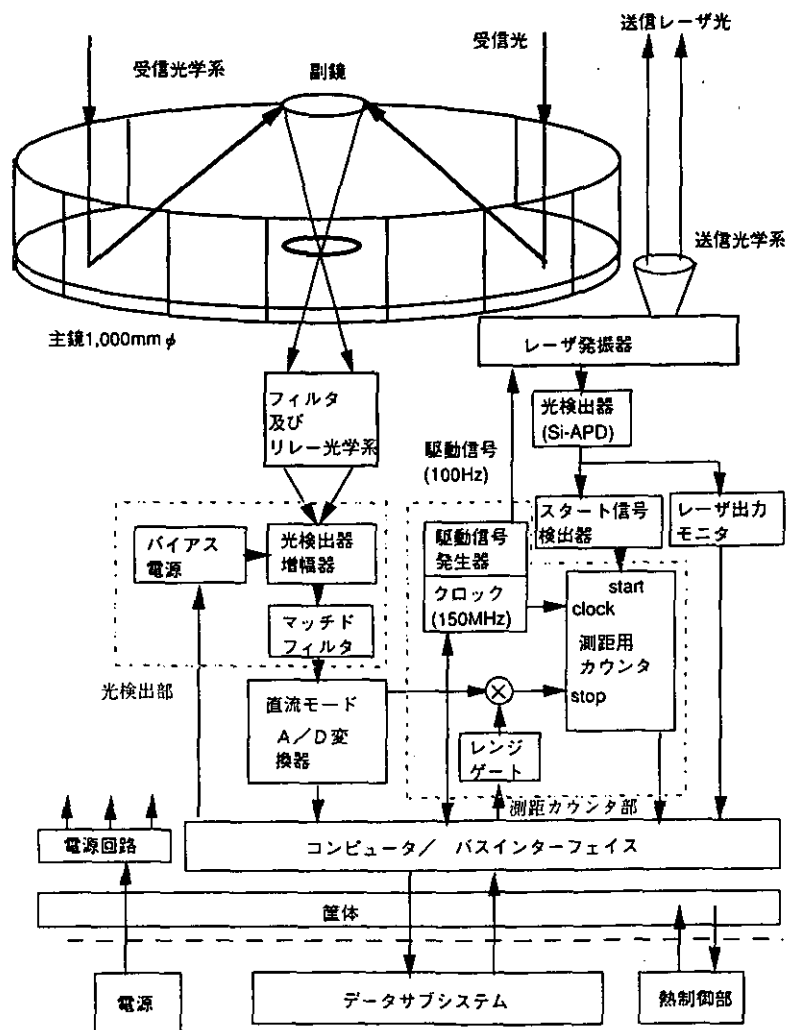
図A.2.3.5 レーザ出力 500mJ, 積算回数 2回としたときと、レーザー出力 50mJ, 積算回数 20回としたときの S/N の高度依存性の比較
(背景:昼間 地表面, 夜 フィルター帯域幅 0.1nm) 垂直分解能 100m, 水平分解能 1.5km

500mJの場合は、送信ビームの広がり角度を 0.32mradと広げている。図から全く差異が無く、グラフは重なっているのがわかる。すなわち、低出力/高繰り返しでも、高出力/低繰り返しでも同じ測定結果が得られることが確かめられた。

A.2.4 レーザーレーダー計測システム

A.2.4.1 レーザーレーダー装置

機能系統図を図A.2.4.1に示す。主な構成機器はレーザー発振器、送信及び受信光学系、光検出部、測距カウンタ部、信号処理部、電源回路、熱制御部及びコンピュータである。これらの機器はプラットフォーム(筐体)に整列され取り付けられる。



図A.2.4.1 レーザーレーダー装置機能系統

A.2.4.2 重量・寸法

軌道高度 500km, 軌道傾斜角度 40°を想定すると、打上げ可能な衛星重量は 600kgとなる。ミッション系に割り当てられる重量は衛星総重量の 20~30%であるので、レーザーレーダー装置の重量は 150kg程度であ

る。寸法に関しては衛星フェアリングの内径 1.4m、全長 6.9mであるので、外形寸法が1m×1m×0.7mに収まるようにする。衛星への搭載性についてはA.2.5節の衛星システムで詳細に検討する。

表A.2.4.1に重量/寸法見積もりを示す。重量を決める主なものは、送信及び受信光学系、レーザー発振器本体とレーザー電源部、熱制御部及び筐体である。送信・受信光学系はA.3章で述べるように、重量 50kg、寸法 1,100mmφ×500mmと見積もられる。主鏡直径は 1,000mmとし、受信光学系の主鏡・副鏡及びフードの寸法を 500mmとしている。主鏡材料はベリリウムを用いて軽量化を図っている。レーザー部は平均出力パワーが5W(50mJ×100Hz)であるので、電源を含めて重量 40kg、寸法 300×300×200mm³程度と見積もられる。残りの電子機器、熱制御部及び筐体で重量 54kg程度になる。目標重量 150kgに対して総重量 144kgであり、6kg程度のマージンがある。

表A.2.4.1 ミッション系重量/寸法/消費電力

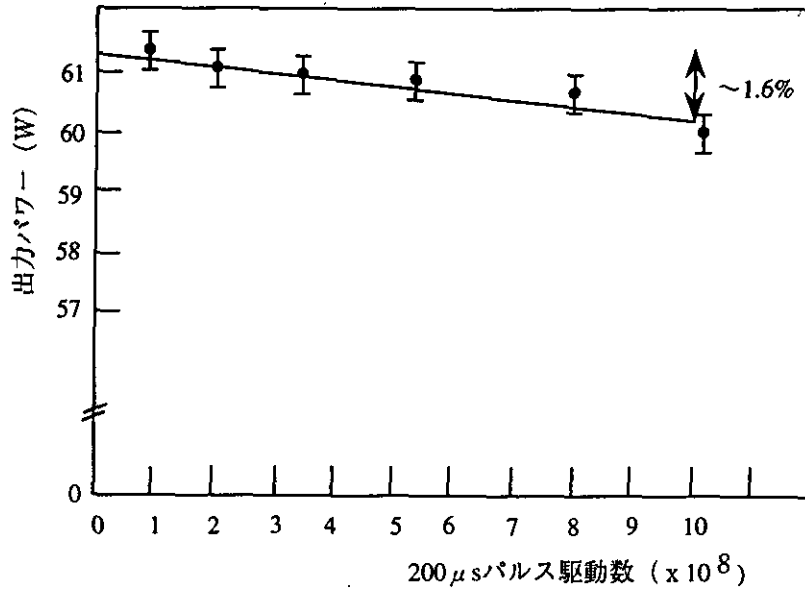
	項目	重量(kg)	寸法(mm)	消費電力(W)	備考
レーザー装置	送信光学系及び受信光学系 (リレー光学系含む)	50	1,100φx500		主鏡材料:ベリリウム
	レーザー発振器本体	10	300x300x100	65	平均レーザー出力 5W 電気-光変換効率 10% 電源効率 80% マージン 2.5W
	レーザー電源	30	300x300x100		
	光検出部	5	100x100x5010		フォトンカンテイング モジュール 4W
	信号処理部	10		22	
	コンピュータ/バスインタ フェース	10		25	
	光量モニタ部	1	50x50x30	1	
	測距カウンタ部	3	200x200x30	5	
	電源回路部	10		10	
	冷却器/熱制御部	5		12	
プラットフォーム/筐体	10	1,000x1,000x50			
	合計	144	1,100x1,000x700	150	

A.2.4.3 消費電力見積もり

レーザーレーダー装置を構成する機器の内、消費電力が一番大きいのはレーザー発振器である。レーザー発振器は半導体レーザー励起のQスイッチ固体レーザーで構成されており、その電気-光変換効率は 10%程度である。レーザー出力エネルギーを 50mJ、繰り返しを 100Hzとすると、平均出力パワーは5Wとなるので、LD入力電力は 50Wいることになる。レーザー電源の効率を 80%とすると電源への入力電力は 62.5Wとなり、マージンを 2.5W見込んで 65Wとする。表A.2.4.1にレーザーレーダー装置の消費電力の内訳を示す。

A.2.4.4 寿命

レーザーレーダー装置の寿命を決める要素は、レーザー発振器の励起に用いられる半導体レーザーにあると考えられる。図A.2.4.2は出力60Wの擬CWレーザーの寿命試験を行った結果である。このグラフより、 10^9 ショット後の出力低下は高々1.6%であることが分かる。これより出力が10%低下するところで寿命を定義すると、 6×10^9 ショットの寿命を有していることになる。さらに、改良されることを見込むと 10^{10} ショットの寿命があることになり、例えば100Hzで駆動したとして、27,000時間以上、即ち3年以上の連続動作が期待できる。



図A.2.4.2 出力60Wの擬CWレーザーの寿命試験結果⁴⁾
(駆動条件: 1 kHz, 200 μ s, 25°C)

A.2.4.5 排熱

熱制御部においては、レーザー発振器からの発生熱の排熱、及び衛星とのインタフェースで局所的高温部分が生じないようにすることが課題である¹⁰⁾。発熱量は以下のように見積られる。駆動条件は出力エネルギー50mJ、繰り返し100Hzである。LDでの発熱: 25W、反射筒吸収: 5W、レーザーロッドでの発熱: 8Wの計38Wである。さらに、電源での発熱15Wが加算され、合計53Wの熱を除去する必要がある。その他電子機器による発熱の除去はヒートパイプとラジエタによるのが一般的である。この程度の発熱であれば、1次冷却として伝導冷却が考えられ、2次冷却としては宇宙空間での使用を考えると放射冷却が妥当である。宇宙空間へ放射冷却で熱を排熱するためのラジエタの単位面積当たりの熱量は、140W/m²程度である。レーザー発振器での上記発生熱を排熱するためには、面積0.38m²(620mm \square)のラジエタが必要である。

A.2.4.6 データ記録

高度35km、高度分解能100mのデータを取得するためには1ショット当たり350データとなる。これを水平分解能1.5kmで取得するとした場合、20回の積算が必要であるが、各ショットごとの生データをそのまま記録すると膨大なデータ量になるので、積算演算は信号処理で行うこととする。積算後の1ショットデータは測定値の他、高度情報、観測時刻などから構成されている。これらを16bitのデータで表記する。レーザーの繰り返しは100ppsであるが、20回積算しているのでデータ取得レートは5ppsとなる。

したがって、データレートは28kbpsとなる。衛星の周期は約100分であるので1周期分のデータ量は16

8Mbitsである。日本上空には約 14日で戻ってくるが、そこまでデータを記録するとすれば 34Gbitsの容量が必要である。これだけの記録容量を持つレコーダを搭載するのは困難であり、データ圧縮もしくは日本以外でデータを地上に下ろす方策が必要である。

A.2.4.7 目標性能・仕様

以上の検討結果より、レーザーレーダー装置の目標性能/仕様は表A.2.4.2のようにまとめられる。

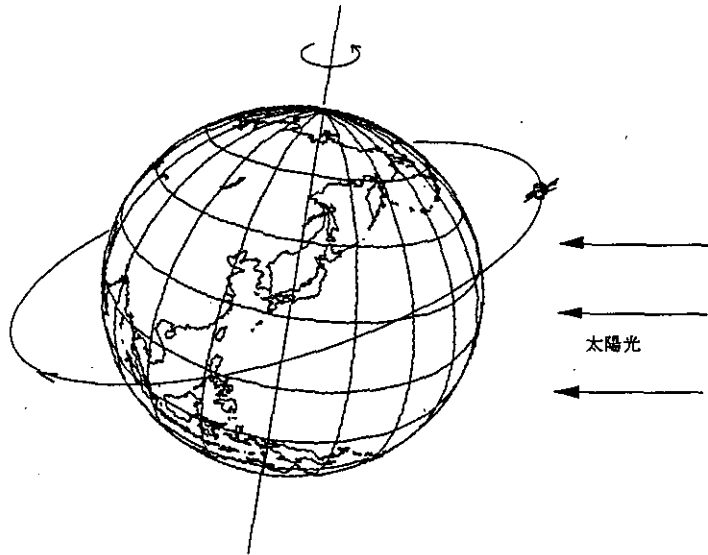
表A.2.4.2 レーザーレーダー装置目標性能/仕様

	項目	目標仕様値	備考
	測定対象 観測範囲 空間分解能 測定精度	絹雲, (エアロゾル) 0~35km 水平 1.5km, 垂直 100m 10%以下	
レ ー ザ	方式 波長 出力エネルギー パルス幅 <30ns パルス繰返し 寿命	LD励起Nd:YLFレーザ 1053nm 50mJ 100Hz 10 ³ 以上	
送 受 信 光 学 系	送信光学系口径 送信ビーム広がり角 受信光学系口径 受信視野角 光学フィルタ バンド幅/透過率	50mmφ 0.1mrad 1,000mmφ 0.1mrad 1.0nm/60%(夜間) 0.1nm/60%(昼間)	倍率 10倍, 透過率 90% 透過率50%(光学フィルタ含む)
	光検出器	Si-APD	量子効率 2%
信 号 処 理	直流モード(直接検波) フォトンカウンティング	A/D変換器サンプリング 10ns メモリ 8K カウンタ 100MHz ゲート幅 100ns~1μs メモリ	積算回数20回
	重量/寸法	144kg(150kg)/ 1,100×1,000×700mm ³	送受信光学系含む
	所要電力	150W(150W)	
衛 星	軌道高度 軌道傾斜角 衛星進行速度 寿命	500km 40° 7.5km/s 1年	
	打上げロケット	J-1ロケット	

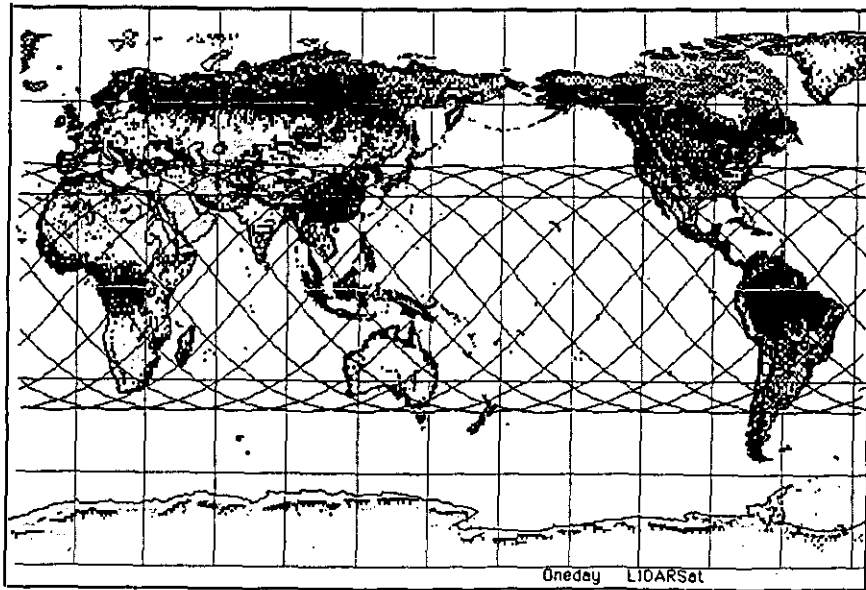
A.2.5 衛星システム

A.2.5.1 衛星軌道

J-1ロケットの打ち上げ能力は、衛星重量を 600kgとしても軌道高度 500km, 軌道傾斜角度 40° であり、太陽同期軌道への投入は困難であり、必然的に太陽非同期軌道になる。図A.2.5.1に地球と衛星及び太陽光との関係の模式を示す。また、図A.2.5.2に軌道高度 500km, 軌道傾斜角度 40° としたときの衛星が一日の間で動く軌道の軌跡を示す。軌道周期は約 100分で、一日当たりの軌道面の回転角度は約 5.4° であり、回帰周期は約 66日である。太陽非同期軌道であるので、(1) 発生電力を確保するため太陽電池パネルが常に太陽光を受けるように軌道上で衛星をヨーアラウンドさせる必要があり、(2) 太陽光の照射を受けない面が無く、ま



図A.2.5.1 衛星と地球及び太陽光との関係



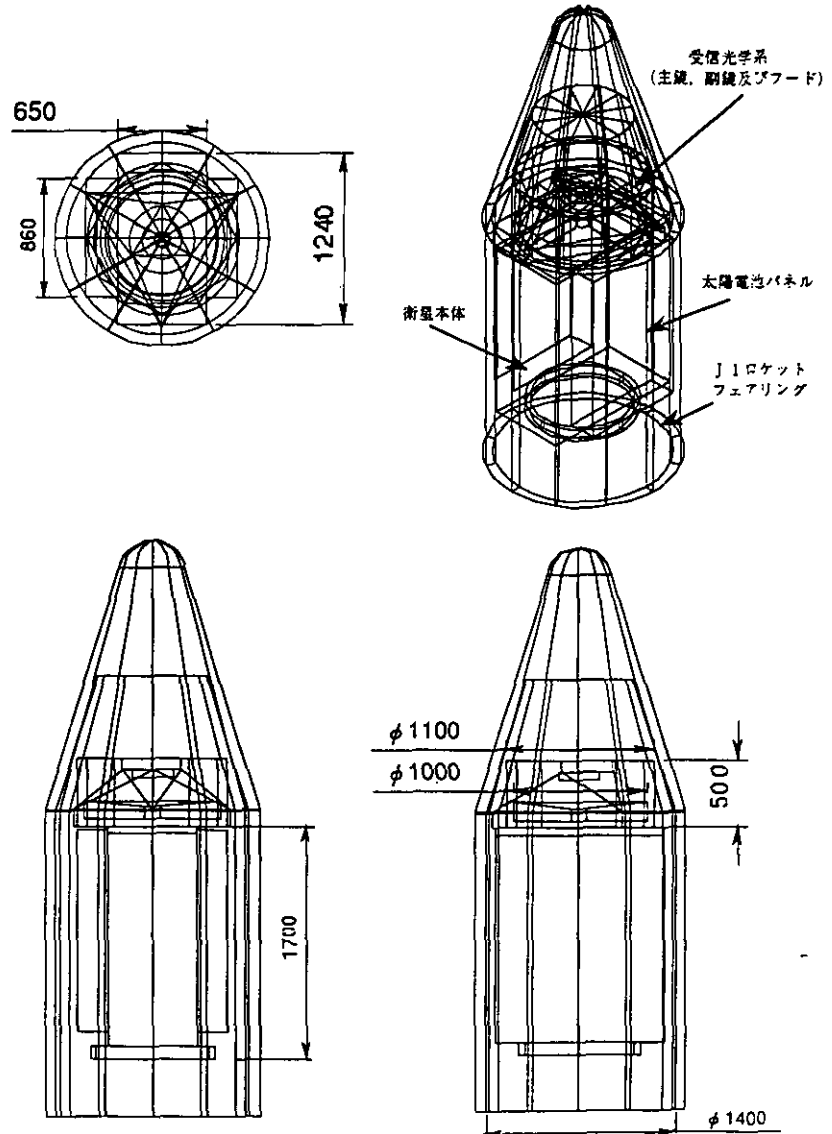
図A.2.5.2 高度 500km, 軌道傾斜角度 40° としたときの軌道

た太陽との位置関係で大きく変化するので発熱量が大きいレーザー発振器の排熱のため、前述のように南北のパネルをヒートパイプなどで熱的に結合する必要がある。

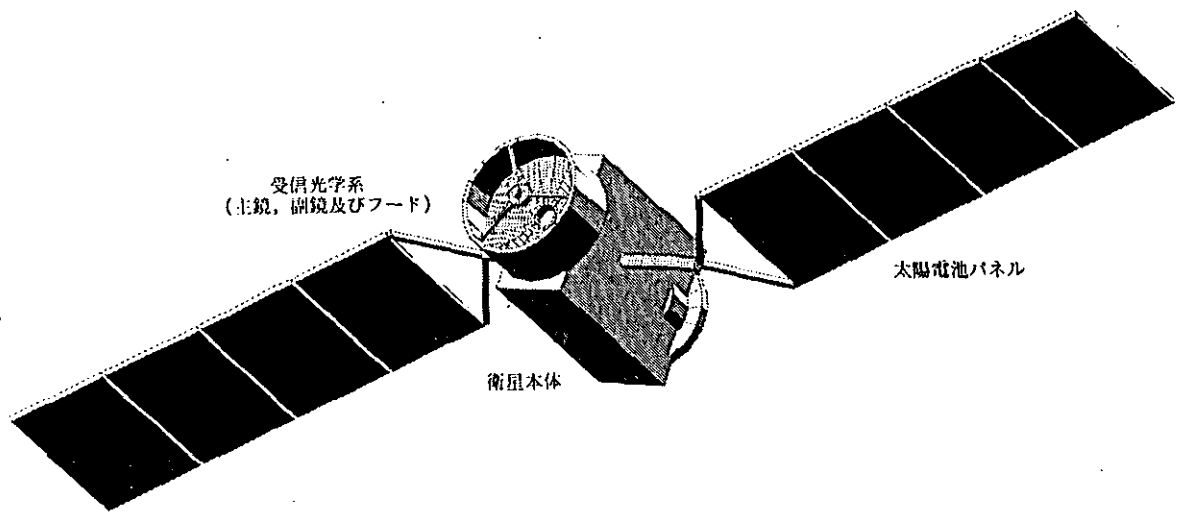
軌道上の姿勢決定精度は、主として衛星の進行方向に垂直な水平面内の分解能に影響する。広がり角 0.1 mradのレーザービームではフットプリント直径 50mのビームが地上を掃引するが、衛星が進行方向に対してヨーイングするとビームもそれにつれて左右に移動する。この幅を進行方向の水平分解能 1.5kmと同程度にするには、姿勢決定精度を $\pm 0.09^\circ$ 以下にしなければならない。

A.2.5.2 衛星構成

J-1ロケットのフェアリング内に衛星を収納し、かつ受信光学系の主鏡有効径 1,000mmを確保するためには、送受信光学系主要部分の直径を 1,100mm以下、高さを 500mm以下に押さえる必要がある。受信光学系と光検出器を接続するためのリレー光学系、レーザー発振器・電源その他の電子機器は主鏡の下に収納するような配置とし、衛星本体の中に入れ込むようにする。図 A.2.5.3に打ち上げ時の構造(案)を示す。衛星本体の寸法は 650×1,240×1,700mm³程度である。衛星全体の総電力 400W程度を確保するためには太陽電池パネルとしては、860×1,400mm²程度のパネルが片側3~4枚必要である。太陽電池パネルを開いた軌道上の構成を、図A.2.5.4に示す。



図A.2.5.3 打ち上げ時の構造図(想定)



図A.2.5.4 太陽電池パネルを用いた軌道上の衛星（推定）

A.3 衛星搭載レーザーレーダー用送受信光学系

A.3.1 送受信光学系の要求仕様

衛星搭載用レーザーレーダー用送受信光学系に対するシステムからの要求仕様を表A.3.1.1に示す。表A.3.1.1の要求仕様値を目標仕様として光学系の検討を行う。

表A.3.1.1 送受信光学系に対する要求目標仕様

項		目	要 求 目 標 仕 様 値	備 考
波		長	1053 nm	
送 信 光 学 系	□	径	50 mm [†]	入射ビーム径：5 mm [†] 倍率：10倍
	ビーム拡がり角		0.1 mrad	
	透	過 率	90 %以上	レーザー耐力：1 GW/cm ² 以上
受 信 光 学 系	□	径	1,000 mm [†]	
	視 野 角		0.1 mrad	検出器サイズ φ0.5mm
	面 精 度		$\lambda/2$ ($\lambda=633$ nm)	
	残 存 収 差		$\lambda/10$ (軸上)	
	透 過 率		50% (光学フィルタ含む)	
光学フィルタ バンド幅/透過率			1.0 nm / 60% (夜間) 0.1 nm / 40% (昼間)	
重		量	40 kg	
寸		法	1,100 mm [†] × 500 mm	フード含む リレー光学系を除く
環 境 条 件			J-1ロケットで打ち上げ	

A.3.2 受信光学系の検討

A.3.2.1 光学系方式トレードオフ

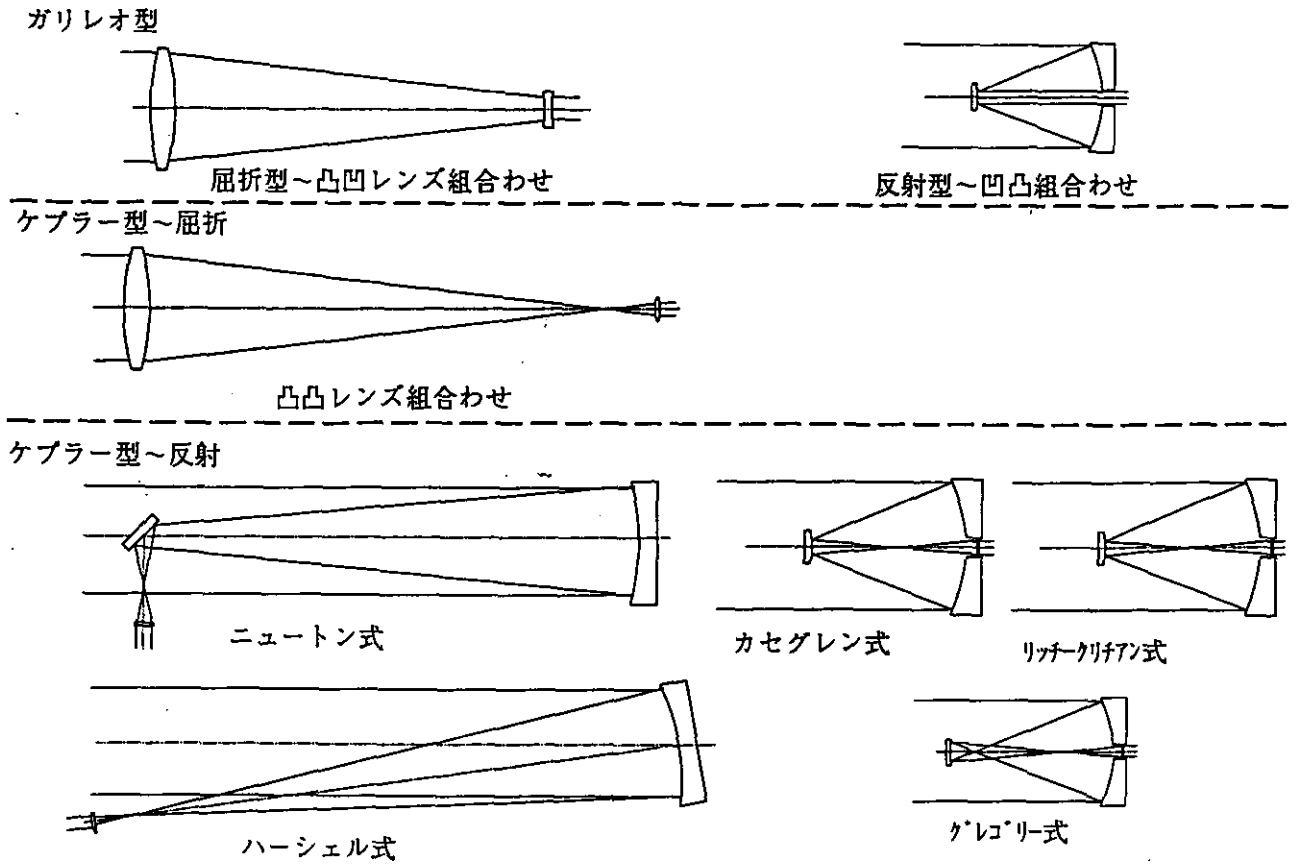
(1) 集光光学系のタイプ

(a) 候補となる光学系方式

集光光学系は遠方からの光束を受信し、集光させる働きがある。したがって、基本的にアフォーカル光学系(望遠鏡系、無焦点系)と集光部との組み合わせ全体を集光光学系と考えることが出来る。アフォーカル光学系は対物部と接眼部によって構成され、接眼部の焦点距離が負(-)であって光路の途中に焦点を持たないガリレオ型と、接眼部の焦点距離が正(+)であって光路の途中に焦点を持つケプラー型に大別される。図A.3.2.1に各々のアフォーカル光学系方式概念図を示す。

(b) 各光学系の特徴

表A.3.2.2に具体的な光学系のタイプの一般的な評価における特性の比較を示す。比較検討項目として面



図A.3.2.1 集光光学系方式概念図

表A.3.2.1 集光光学系トレードオフ

光学系方式		全長	重量	色収差	光軸上収差	光軸外収差	製作難度	フレア対策	中心遮蔽率	主鏡面形状	副鏡面形状
ガリレオ型	屈折型	△	△	△	△	○	×	△	◎	点状	点状
	反射型	◎	◎	◎	○	◎注1	△	△	○	放物面	放物面
ケプラー型	屈折型	△	△	△	△	○	×	○	◎	点状	点状
	ニュートン型	△	◎	○	○(×)	◎注1	○	○	△	放物面(球面)	平面
	ハーシェル型	△	◎	○	△	△	○	○	◎	放物面	点状
	グレゴリー型	○	◎	○	○	○	○	○	△	放物面	楕円面
	カセグレン型	◎	◎	○	○	◎注1	○	○	○	放物面	双曲面
リッチークリチアン型	◎	◎	○	○	◎注1	△	○	○	双曲面	双曲面	

注1:この評価は、画角が狭くてよい今回のレーザーレーダー集光光学系について実施した場合である。

一般に画角が必要な場合に於ては、リッチークリチアン ◎
 その他 △である。

形状、全長、重量、残存色収差、残存球面収差(軸上の収差)、軸外の収差劣化、製作の難易度、太陽や地球の光によるフレアの除去対策の容易さ、及び副鏡等による中心遮蔽率の大きさについて検討した。

表A.3.2.1における各項目の評価基準を以下に説明する。

全長

集光光学系の対物部がいわゆるテレタイプ(凸群+凹群で構成されるタイプ)のものは、焦点距離に対して全長を短くできる。

重量

ミラーの軽量化を考慮して比較した。反射ミラーは軽量化できるが、屈折部材は軽量化出来ない。

色収差

ガリレオ反射型はミラーのみの構成のため色収差は全く発生しない。屈折型は対物部で発生する色収差が大きい。

光軸上収差

球面収差の残収差量について次のように規定した。

○： $\lambda/20(\text{rms})$ 以下

△： $\lambda/10(\text{rms})$ 程度

光軸外収差

コマ収差や非点収差により光線収差が著しく崩れる画角について検討し、次のように規定した。なお、 0.1mrad は 0.006° に対応する。

◎： 0.2° 程度以上

○： 0.1° 程度

△： 0.01° 程度

製作難度

次の規定に基づき検討した。

○：高精度な測定手段が必要ではあるが、製作は十分可能である。

△：高次の非球面加工、及びNull干渉計による高精度な測定手段が必要である。

×：高品質な材料の入手が困難、或は非球面加工難度が高い。

フレア光対策

太陽や地球の光によるフレア光をカットするために光路中に遮光板を配置する。これが有効に作用する場所について検討した。必要とする画角の光束を切ることなく有効に作用する場所は、ケプラー式の焦点位置が最良である。

○：有効な対策が可能

△：有効な対策が困難

中心の遮蔽率

半径比を用い、次の規定に基づき評価した。

◎：中心遮蔽率 0%

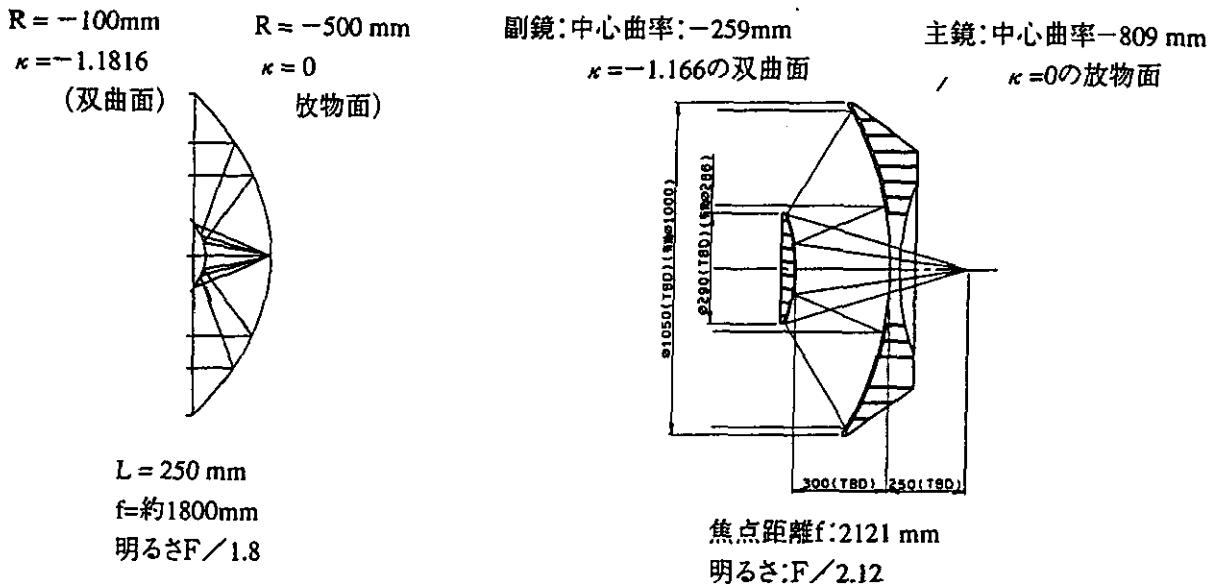
○：中心遮蔽率 20%程度まで

△：中心遮蔽率 20%以上

(2) 集光光学系の設計

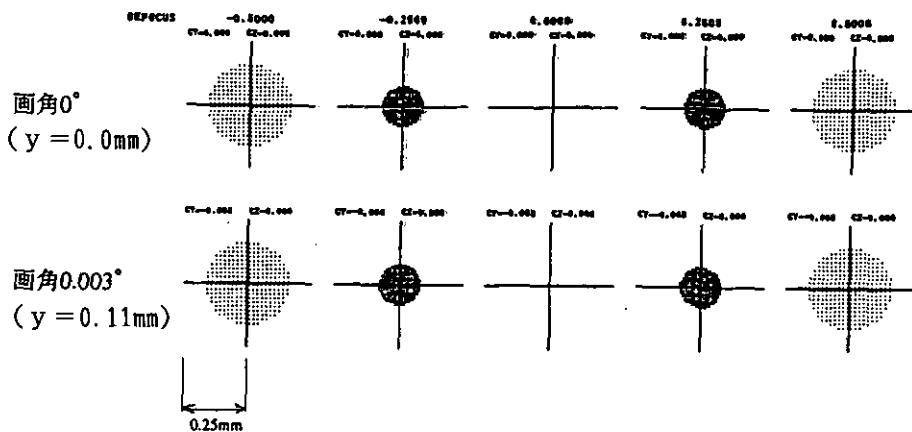
小型軽量であることを考え、カセグレン式が適当と判断する。レーザーレーダーでは口径 1,000mmφ、視野 0.1mradが要求されている。通常のカセグレン式の場合、全長が最も短くなるのは主鏡の最外周に入射した光線が光軸に対して垂直に曲げられるときである。この時、主鏡の焦点距離 f_1 は口径 D に対して $f_1 = D/4$ となる。この主鏡に対して主鏡の 20%の口径を持つ副鏡を組合せ、最終的な焦点位置を主鏡の頂点位置と一致させた設計例を図A. 3. 2. 2に示す。軸上では無収差であるが、正弦条件を満足しないため軸外で収差が大きく発生する。また、主鏡の体積が大きいので重くなる上に、個々のエレメントに対する公差が極めて厳しくなる。次に、全長は若干長くなるが、主鏡の焦点距離を長くし軽量化を重視した設計例を図A. 3. 2. 3に、そのスポットダイアグラムを図A. 3. 2. 4に示す。軸外の光線収差についても十分な性能を持ち、視野 0.1mradからの光が全て0.5mmφの検出器で検出されることが判る。

なお、焦点の位置を保ったまま中心遮蔽を小さくしていくと必然的に副鏡のパワーが大きくなり、全系の焦点距離が伸びて口径比が小さくなるため軸外の収差も良くなる。しかしながら、あまり副鏡のパワーが大



図A. 3. 2. 2 全長を最小にしたカセグレン

図A. 3. 2. 3 軽量化を重視したカセグレン



図A. 3. 2. 4 軽量化を重視したカセグレンのスポットダイアグラム

きくなるとちょっとした組立誤差で大きな偏心収差が発生することになり好ましくない。また、焦点距離が長くなると、それだけで 0.5mmφ を超えてしまう可能性がある。図A.3.2.3の例は、ほぼ最適解であると考え

(3) 公差解析

集光光学系に許容される公差を考える。ここで検出器径をDとし、軸上のスポット径がこの1/2に収まることを目標とする。要因のひとつに割り振られる収差発生許容量Pを、

$$P = (D/2) / \sqrt{N}$$

で表わす。ここでNは要因数であり、主鏡、副鏡の曲率半径誤差、偏心(シフト、ローテーション)、相互の間隔誤差の7つを考える。

例えば、D = 0.5mmとするとP = 94.5μmとなる。軸上の横収差発生量が、P/2以下として許容誤差を求めると、

(a) 全長を最小にしたカセグレン………表A.3.2.2

(b) 軽量化を重視したカセグレン………表A.3.2.3

これらはかなり厳しい値であり、実現には検討を要する。

表A.3.2.2 全長を最小にしたカセグレンの許容公差

	曲半誤差	Shift	Rotation	間隔誤差
主鏡	11.9 μm	5.43 μm	8.44sec	5.89 μm
副鏡	14.8 μm	5.43 μm	46.3 sec	

表A.3.2.3 軽量化を重視したカセグレンの許容公差

	曲半誤差	Shift	Rotation	間隔誤差
主鏡	31.3 μm	13.6 μm	7.41sec	15.7 μm
副鏡	38.5 μm	13.6 μm	26.8 sec	

(4) 総合透過率

受信光学系全体での総合透過率Tを求める。各パラメータの数値は以下の通りである。

- ・主鏡反射率 0.98
- ・副鏡反射率 0.98
- ・バンドパスフィルター 0.59
- ・リレーレンズ(6枚, 12面) 0.976(=(0.998)¹²)
- ・カセグレン中心遮蔽 0.916(=1-(145/500)²)

よって、

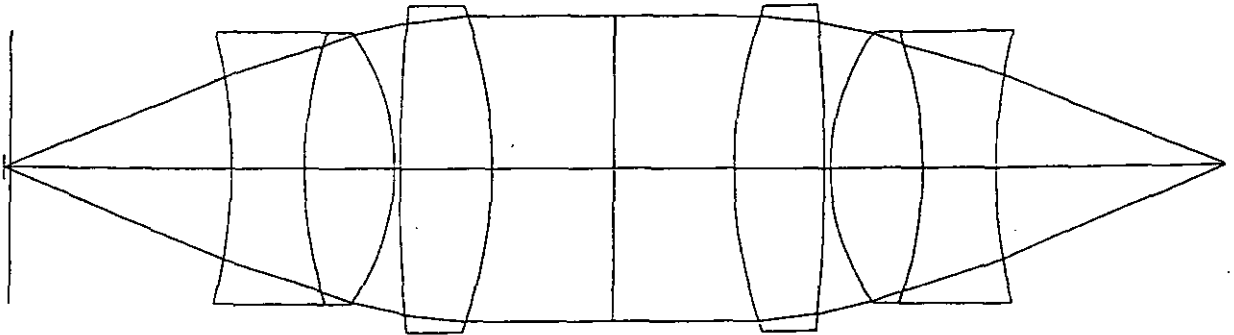
$$T = 0.98 \times 0.98 \times 0.59 \times 0.976 \times 0.916$$

$$= 0.507$$

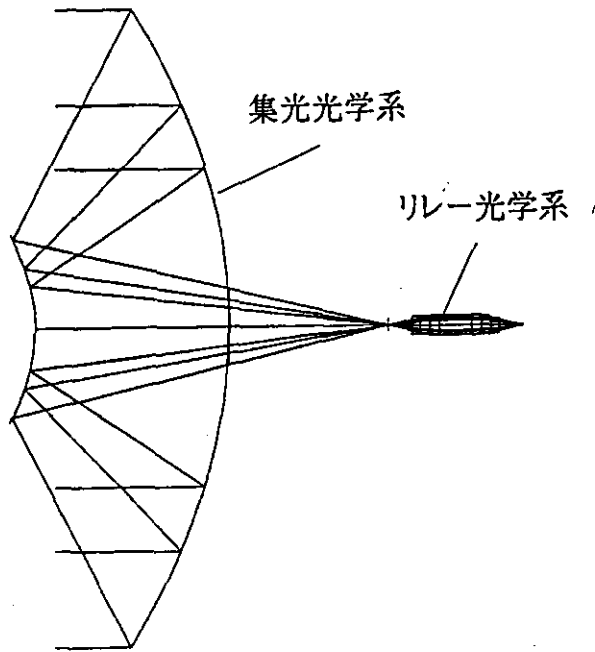
となり、規格を満足する。

A.3.2.2 リレー光学系

集光光学系の焦点を、検出器上にリレーするリレー光学系の例を図A.3.2.5に示す。ここでは等倍で考えている。図A.3.2.6に集光光学系につないだ場合の受信光学系を示す。



図A.3.2.5 リレー光学系



図A.3.2.6 受信光学系

A.3.2.3 フィルター

フィルターの要求仕様を表A.3.2.4にまとめる。

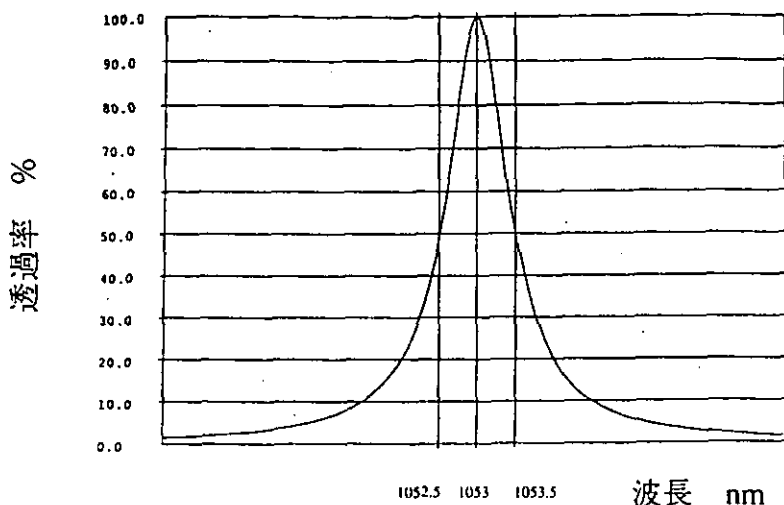
干渉フィルターで1.0nmの半値幅は設計製作可能であると考え、0.1nmの半値幅を達成するのは干渉フィルターでは不可能と考える。1.0nmの半値幅のフィルターは干渉フィルターで検討し、0.1nmのフィルターはフアブリーペロー干渉を用いたフィルター方式で検討する。

表A.3.2.4 フィルターの要求仕様

半値幅	透過率
1.0nm(夜間)	60%
0.1nm(昼間)	40%

(1) 1.0nm半値幅の干渉フィルターの検討

半値幅 1 nmの薄膜設計は可能である。設計例を図A. 3. 2. 7に示す。



図A. 3. 2. 7 1.0nm半値幅干渉フィルター設計例

(2) 0.1nm半値幅のフィルターの検討

ファブリーペロー干渉(エタロン板)を用いることが考えられる。エタロン板を用いる場合には、ブロッキングフィルターを同時に用いる必要がある。ブロッキングフィルターの半値幅を1 nmとすると、0.1nm 半値幅を得るためにはエタロン板間隔 d と必要な反射率 R が、

$$d = 0.5\text{mm}$$

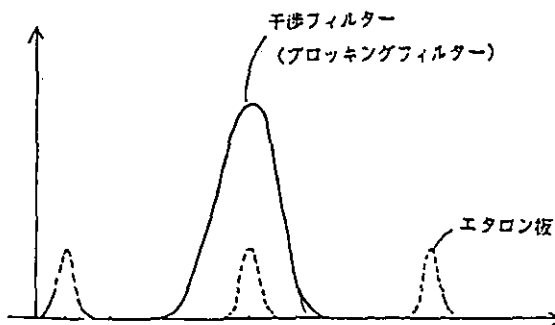
$$R \geq 0.545$$

となる。この時の透過率 τ は、散乱による損失 A を 0.005 とすると、 $\tau = 0.978$ である。これにブロッキングフィルターの透過率 60% を掛けると全体の透過率 $\tau_{total} = 0.978 \times 0.6 = 0.59$ となる。ただし、この時はフィネスが小さく、スペクトル形状はかなり裾野の広がったものになる。反射率を上げることによりフィネスが大きくなり、スペクトル形状は尖鋭となるが、面精度誤差をより厳しくする必要がある。

面精度が悪くなると、エタロンの各場所でのピーク信号が異なり、透過率の低下となる。このため、上記条件において、仕様透過率0.4を満足させるためには、一面当たりの面精度として、

$$W_{rms} = \lambda/300$$

が必要である。この製造は容易ではなく、今後十分な検討が必要と考えている。



図A. 3. 2. 8 干渉フィルターの特性とエタロン透過光の関係

A.3.2.4 軽量化ミラーの材料

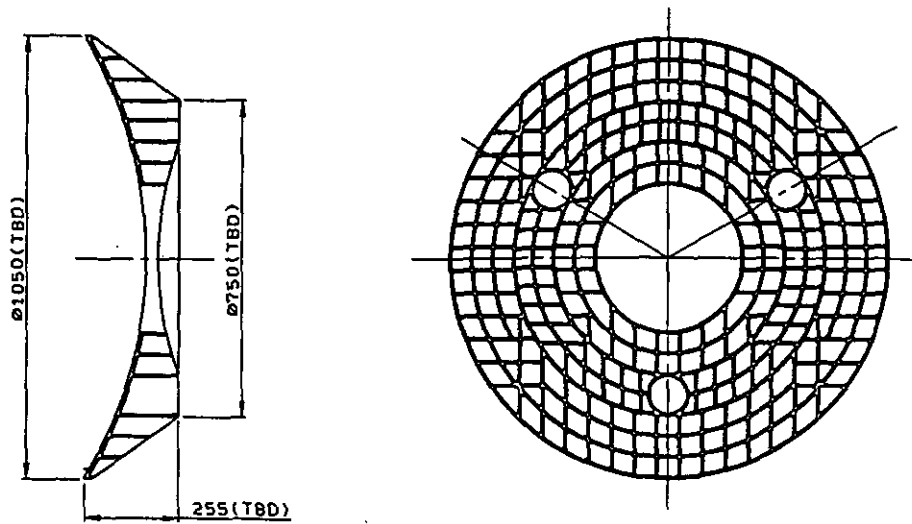
宇宙用の光学系に用いる軽量化ミラーの材料としては、石英、超低熱膨張ガラス(ULE)、ゼロデュア、ベリリウム、及びSiC等が考えられる。これらの材料は、何れも宇宙用の軽量化ミラー材として実績があり、ここで考えられる直径1mのミラーサイズまで製作できるものである。これらの材料をレーザーレーダーの主鏡材として使用する場合、これらの材料のうちどの材料が良いかをトレードオフした。トレードオフ項目として、「面精度」、「熱による変形」、「耐機械環境特性」、「剛性」、「軽量化」、「耐放射線性」、及び「実績」を選んだ。

- 面精度 : 研磨加工上、散乱が少なく面精度の出しやすさを評価した。
- 熱による変形 : 線熱膨張率と熱伝導率で評価した。
- 剛性 : 縦弾性係数の大きさを評価した。
- 軽量化 : 軽量化率で評価した。
- 耐放射線性 : 予想される放射線量で性能に影響する面変化の起きやすさを評価した。
- 実績 : 実績の多さで評価した。

トレードオフ表を表A.3.2.5に示す。この表からレーザーレーダーの主鏡材としては、ミラーが大きいこと、光学系の回折限界まで性能を求めないこと、軽量化率を多く取らなければならないこと、及び耐機械環境性を主に考えるとベリリウム、或はSiCがよいと考える。さらに、加工設備等を考えると、まだ新しい材料で実績は少ないけれどSiCが良いと考える。主鏡軽量化構造の設計例を図A.3.2.9に示す。この設計例の場合、主鏡重量は約 25(TBD)kgとなる。主鏡構造については機械環境条件に大きく左右されるため、最終的な条件が決定された後、設計するのが望ましい。

表A.3.2.5 主鏡材料のトレードオフ

材 料	面 精 度	熱 による 変 形	耐 機 械 環 境 特 性	剛 性	軽 量 化	耐 放 射 線 性	実 績	総 合
ベリリウム	○	△	○	○	○	○	○	○
SiC	○	○	○	○	○	○	△	○
ULE	○	○	△	△	○	○	○	○
石 英	○	○	△	△	△	○	○	△
ゼロデュア	○	○	△	△	△	△	○	△



図A.3.2.9 主鏡の軽量化構造設計例

A.3.3 送信光学系の検討

送信光学系の目標仕様を表A.3.3.1にまとめる。

表A.3.3.1 送信光学系の要求仕様

波長	1.053nm
入射ビーム径	5 mm φ
レーザー耐力	1GW/cm ² 以上
ビーム拡大率	10×

(1) 出射ビーム径

出射ビーム径は、受信光学系の空間分解能 0.1mradより、

$$0.1\text{mrad} > 2.44 \cdot \lambda / D$$

$$\therefore D > 2.44 \cdot (1.06 \mu\text{m} / 0.1\text{mrad}) = 26\text{mm}$$

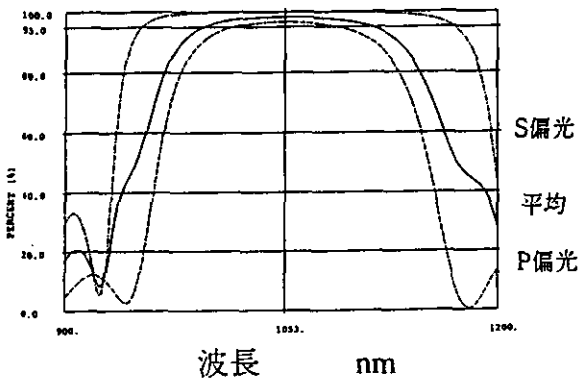
が必要である。余裕をみて、50mm φ以上が望ましい。よって、ビーム拡大率 10×以上となる。

(2) 耐パワー性

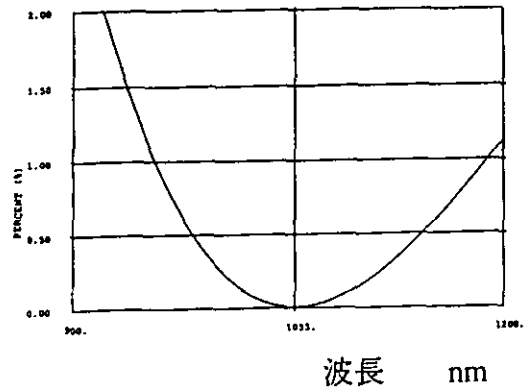
表A.3.3.2に膜の耐レーザー性、耐放射線性を示す。また、図A.3.3.1, 図A.3.3.2に膜の光学特性を示す。

表A. 3. 3. 2 送信光学系の薄膜検討

検討項目 検討膜	要求仕様に対する 設計計算値	耐放射線性	耐レーザー性	成膜可否/その他
ミラー	設計計算特性 図3.3-1 満足度：○	実績有り	レーザー耐力 (1053nm) の実績 なし	成膜の可能性：○
ARコート	設計計算特性 図3.3-2 満足度：○	実績有り	3GW/cm ² (11nsec) までの実績有り	成膜の可能性：◎



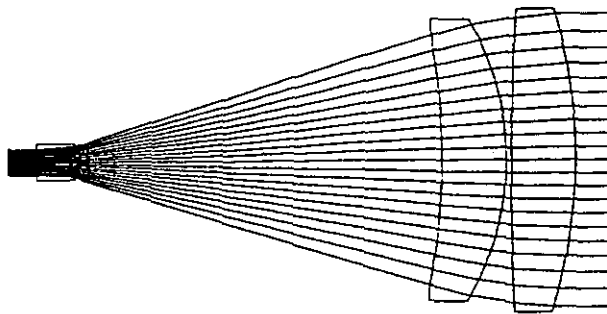
図A. 3. 3. 1 ミラー用薄膜設計計算特性



図A. 3. 3. 2 反射防止膜(基板石英)設計計算特性

(3) 光学系

入射ビーム径 5mmφ, 出射ビーム径 50mmφとした設計例を図A. 3. 3. 3に示す。



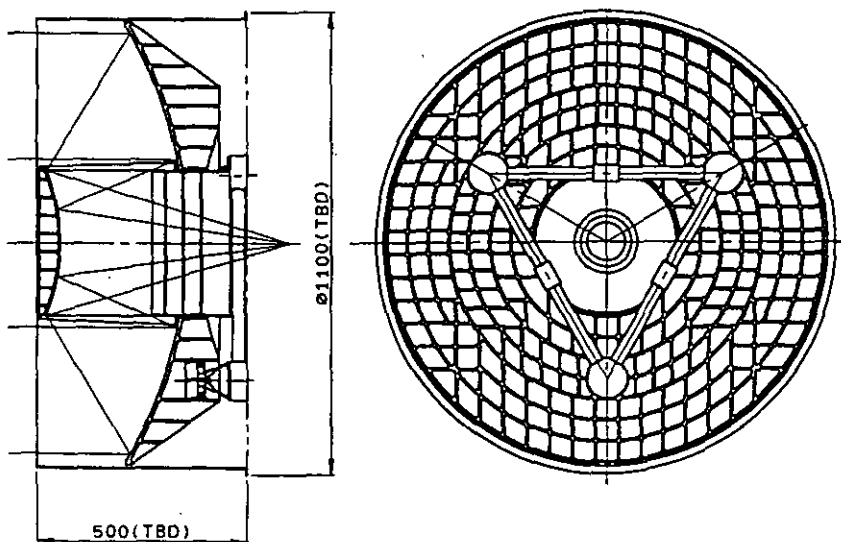
図A. 3. 3. 3 送信光学系の設計例

A.3.4 設計予想性能

これまで検討してきた方式での設計予想性能を要求仕様と対比して表A.3.4.1に示す。

表A.3.4.1 要求性能対設計予想性能対照表

項	目	要求目標仕様値	達成予測性能	備考	
送受信光学系	波長	1053 nm	1053 nm		
	送信光学系	口径	50 mm ^φ	50 mm ^φ 以上	入射ビーム径：5 mm ^φ 倍率：10倍
		ビーム拡がり角	0.1 mrad	0.1 mrad以下	
		透過率	90%以上	90%以上	レーザー耐力：1 GW/cm ² 以上
	受信光学系	口径	1,000 mm ^φ	1,000 mm ^φ	
		視野角	0.1 mrad	0.1 mrad	検出器サイズ φ0.5mm
		面精度	λ/2 (λ=633 nm)	λ/2 (TBD、λ=633 nm)	
		残存収差	λ/10 (軸上)	λ/10 (軸上)以下	
	透過率	50% (光学フィルタ含む)	50% (光学フィルタ含む)		
	光学フィルタ バンド幅/透過率	1.0 nm / 60% (夜間) 0.1 nm / 40% (昼間)	1.0 nm / 60% (夜間) 0.1 nm / 40% (昼間)		
	重量	40 kg	50 kg(TBD)		
	寸法	1,100 mm ^φ × 500 mm	1,100 mm φ × 500 mm 図3.4-1を参照	フード含む リレー光学系を除く	
	環境条件	J-1ロケットで打ち上げ	J-1ロケットで打ち上げ		



図A.3.4.1 受信光学系集光部の概略構造

A.4 光検出器

ここでは、波長 $1\mu\text{m}$ 帯で衛星搭載レーザーレーダーに使用可能な光検出器について検討する。光検出器に要求される主な仕様は、(1)量子効率が高いこと、(2)高速応答性、高周波特性を有し、ランダム 100MHz まで応答できること、(3)低雑音・高利得特性を有し、フォトンカウンティングが可能なこと、(4)衛星搭載の耐振性・信頼性を有することなどがあげられる。受光素子の中でこれらの仕様を満たす可能性のある素子は、光電子増倍管(PMT)とアバランシェ・フォトダイオード(APD)があげられる。

A.4.1 光電子増倍管

光電子増倍管の長波長域での応答特性は光電面の仕事関数で制限される。光電子を真空中で増倍するため、低雑音で高い電流増倍率(10^6 以上)をもつが、量子効率は半導体光検出器に比べて小さいのが難点である。

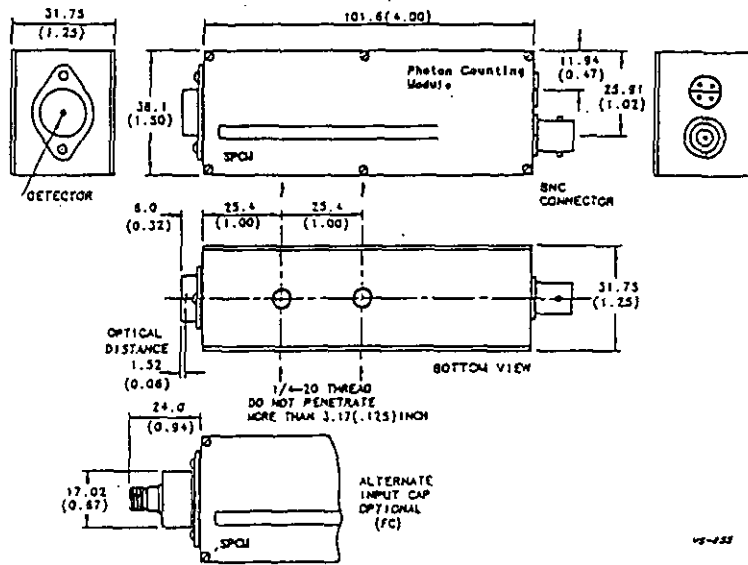
波長 $1\mu\text{m}$ 帯用にIII-V族複合半導体光電面を用い、従来のS-1光電面より優れた量子効率 0.15% 以上の素子が開発されている(浜松ホトニクス:R5509)。波長 $1\mu\text{m}$ 帯でフォトンカウンティングにより微弱光を検出する場合、熱電子放出による雑音を抑制しS/Nを向上するためには、他の光検出器と同様に素子を冷却する必要がある。

A.4.2 アバランシェ・フォトダイオード

Si-APDを用い、波長 $1\mu\text{m}$ 帯でもフォトンカウンティング動作が可能なモジュールがカナダのEG&G社(型名:SPCM-AQシリーズ)より報告されている。仕様諸元を表A.4.2.1に示す。受光素子の有効直径は $200\mu\text{m}$ もしくは $500\mu\text{m}$ であり、量子効率は 2% である。また、飽和カウントレートは 15MHz でデッドタイムは 50ns である。モジュールの外観を図A.4.2.1に示す。

表A.4.2.1 APDフォトンカウンティングモジュール仕様緒元(EG&G:SPCM-AQ)

Parameter	Minimum	Typical	Maximum	Units	
Supply voltage: 1.5 A max., 0.8 A typ. ⁽²⁾	4.8	5.0	5.1	V	
Supply voltage ripple	-	-	50	mV rms	
Case operating temperature ^(1,4)	5	-	40	°C	
Humidity, 16 hours at 40°C (storage)	-	-	95	% R.H.	
Photon detection efficiency (P _d):	-1XY -2XY	-1XY -2XY	-	%	
λ = 400 nm	20 10	25 12	-	%	
λ = 630 nm	60 30	70 35	-	%	
λ = 830 nm	40 20	50 25	-	%	
λ = 1060 nm	1.0 0.5	2.0 1.0	-	%	
P _d variation at constant case temperature (6h)	-	± 1	± 3	%	
P _d variation, 5° to 40°C case temperature	-	± 2	± 5	%	
Dark count ⁽⁵⁾	-	1,000	2,000	counts/s	
SPCM-AQ-W1Y	-	250	500		
SPCM-AQ-W2Y	-	150	250		
SPCM-AQ-W3Y	-	50	100		
SPCM-AQ-W4Y	-	-	50		
SPCM-AQ-W5Y	-	-	25		
SPCM-AQ-W6Y	-	-	-		
Dark count variation, 6 hrs at constant temperature	-	± 1	± 3	%	
Dark count variation, 5° to 40°C case temperature	-	± 2	± 5	%	
Dead time (Count rates below 5Mc/s)	-	-1XY 50	-2XY 70	-1XY -2XY 60 80	ns
Output count rate before saturation	10	15	-	Mc/s	
Departure from linearity: SPCM-AQ-1XY	(Measured c/s) (Linear c/s)	-	-1% @ 200 kc/s -5% @ 1 Mc/s -25% @ 5 Mc/s	-	%
Afterpulsing probability (Total integrated counts)	-	-1XY < 0.2%	-2XY TBA	-1XY -2XY < 0.5% TBA	% of count rate
Gating turn on/off: On: TTL high (> 3V, < 10mA) Off: TTL low (0V) (SPCM-AQ-WX2, WX3 only)	-	50	100	-	ns
Single photon timing resolution:	-	<400	500	ps FWHM	
SPCM-AQ-1X1/2	-	1500	2000	ps FW(1/100)M	
SPCM-AQ-1X3	-	TBA	TBA	ps FWHM	
SPCM-AQ-1X3	-	TBA	TBA	ps FW(1/100)M	
Settling time following power up (1% stability)	-	70	100	s	
Threshold setting required for digital output pulse (Terminate in 50 ohms)	0.5	1.0	1.5	V	



図A.4.2.1 APDフォトンカウンティングモジュールの外観(EG&G:SPCM-AQ)

A.5 むすび

絹雲を主観測対象とし、J-1ロケットで打ち上げられる総重量 600kg程度の小型衛星に搭載されるレーザーレーダーシステムの検討を行った。装置に割り当てられるリソースは重量 150kg, 消費電力 150Wと厳しく、また地上にいる観測者に対するアイセーフティを確保するという回線設計上の厳しい制約がある。本検討ではアイセーフティを確保することを第一条件と考え、低出力/高繰り返しレーザーを用いた方式を提案した。この方法でも、積算回数を増やし受信光のエネルギー総量が同じにすれば、今まで検討されていた高出力/低繰り返しレーザーを用いた方式と同等のS/Nが確保できることを明らかにした。水平分解能 1.5kmでS/N ~ 18が得られる。1パルス当たりのレーザー出力が小さくて済むので、レーザー発振器は小型・軽量で高信頼のものにすることが可能で衛星搭載に適しているものと考えられる。

レーザーレーダー装置を構成する部品のうち、今後更に性能向上を図るべきものとして光検出器の量子効率向上と光フィルターの狭帯域化がある。光検出器の量子効率が増えればレーザー出力は半分で済み、回線マージンを多く取ることが出来る。また、光フィルターの狭帯域化はエアロゾルの昼間観測を可能にできる。

参考文献

- (1) NASA資料 No. MOLA-924-UG-90.213 Instrument Brief
- (2) M. T. Zuber, D. E. Smith, S. C. Solomon, D. O. Muhleman, J. W. Head, J. B. Garvin, J. B. Abshire, and J. L. Bufton :The Mars Observer Laser Altimeter Investigation, J. Geophys. Res. vol. 97, No. E5, May 25(1992) 7781-7797
- (3) 宇宙開発事業団：J-1ロケット，宇宙開発事業団パンフレット
- (4) J. G. Endriz, M. Vakili, G. S. Browder, M. Deito, J. M. Haden, G. L. Harnagel, W. E. Plano, M. Sakamoto, D. F. Welch, S. Willing, D. P. Worland, H. C. Yao:High Power Diode Laser Arrays, IEEE J. Quantum Electron., vol. 28, No. 4, April(1992)952-965
- (5) W. Koechner:Solid-State Laser Engineering 3rd edition, Springer-Verlag, Berlin (1992) 309
- (6) 初田：レーザーレーダー用レーザーの開発，レーザー核融合技術振興会，平成5年度第4回講演会(1994)
- (7) W. Koechner:Solid-State Laser Engineering 3rd edition, Springer-Verlag, Berlin (1992) 368
- (8) L. E. Holder, C. Kennedy, L. Long, and G. Dube:One Joule Per Q-Switched Pulse Diode-Pumped Laser, IEEE J. Quantum Electron., vol. 28, No. 4, April(1992) 986-991
- (9) W. Koechner:Solid-State Laser Engineering 3rd edition, Springer-Verlag, Berlin (1992) 313
- (10) J. F. DeLorme:Mechanical and Thermal Issues in the Development of Spaceborne Lidar System, Proc. Sixteenth International Laser Radar Conference, July 20-24(1992) 281-284
- (11) W. Koechner:Solid-State Laser Engineering 3rd edition, Springer-Verlag, Berlin (1992) 419
- (12) JIS C 6802-1991
- (13) 辰巳：アイセーフレーザ，防衛技術ジャーナル，Vol. 13, No. 8 (1993) 18-25

付属資料 A-2

B社の提案報告書

目 次

B.1	衛星搭載ライダーの検討方針	65
B.1.1	検討の前提条件と検討の方針	65
B.1.2	衛星軌道の検討	65
B.1.3	レーザーの安全性の確保	67
B.2	衛星バスの検討	68
B.2.1	OICETS衛星の概要	68
B.2.2	OICETSバスによるライダーの構成	69
B.3	ライダーの検討パラメータ	69
B.3.1	LITEにおける実績	69
B.3.2	ライダーパラメータの検討	71
B.3.3	受信信号のSNRの検討	71
B.3.4	ライダーパラメータのトレードオフ	74
B.4	ライダー送信系	75
B.4.1	レーザー発生部の方式検討	75
B.4.1.1	レーザー媒質の検討	75
B.4.1.2	励起方式の検討	75
B.4.1.3	レーザー用電源	76
B.4.1.4	排熱	76
B.4.1.5	送信光学系	76
B.4.2	レーザーオシレータ部とアンプ部の構成と性能	76
B.5	ライダー受信系と構造	78
B.5.1	受信望遠鏡	78
B.5.2	基本レイアウトのトレードオフ	78
B.5.3	構造と熱設計	79
B.6	その他の構成品	81
B.6.1	検知部の検討	81
B.6.2	送受信アライメントの方法	81
B.6.3	信号処理部の構成	81
B.6.4	データの記録	82
B.6.5	データの伝送	83
B.7	全体仕様	84
B.7.1	ライダー仕様案	84
B.7.2	質量配分, 電力配分	84
B.7.3	衛星コンフィギュレーション	85
	参考文献	86

B.1 衛星搭載ライダーの検討方針

B.1.1 検討の前提条件と検討の方針

検討に際して与えられた要求条件と、それに対する検討方針を表B.1.1.1に示す。

表B.1.1.1 要求条件と検討の方針

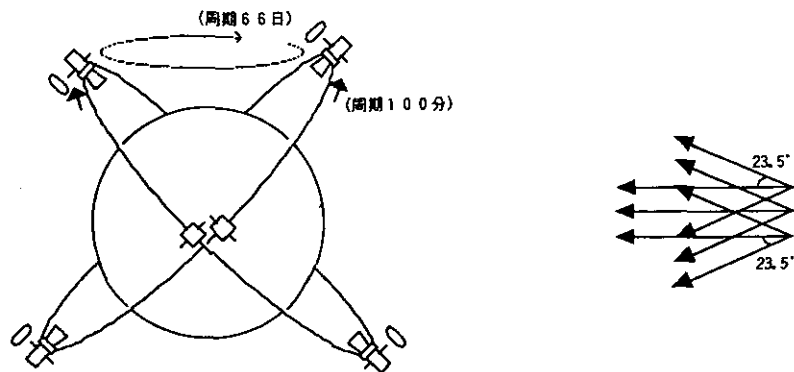
項目	要求、前提条件	検討の方針
1: 打ち上げロケット	J-1ロケット	J-1ロケット
2: 衛星高度	500Km	500Km円軌道
3: 軌道傾斜角	極域をカバーすること	45度、太陽非同期軌道 (J-1の打ち上げ能力制限から極域のカバーは困難)
4: 衛星本体バス	地球鉛直方向に指向	OICETS衛星のバスを活用
5: ミッション機器 (記録、伝送、コマンド系は別)		
5-1: 寸法	100cm x 100cm x 70cm以下	100cm x 100cm x 165cm
5-2: 質量	150Kg 以下	150Kg 以下を目標とする
5-3: 消費電力	150W以下	150W以下を目標とする
5-4: 熱制御	独立熱制御	独立熱制御
5-5: レーザ出力	500mJ/Pulse @1.06 μ m	500mJ/Pulse @1.06 μ m
5-6: レーザ繰り返し	10pps 以上	10pps
5-7: 受信望遠鏡	口径約100cm	口径約100cm
6: 計測条件		
6-1: 高度分解能	100m	100m、500m
6-2: 水平分解能	1.5Km	1.5Km、7.5Km
7: ミッション期間	1年	1年間の動作時間
8: その他	昼夜の計測が可能	昼夜の計測を検討

B.1.2 衛星軌道の検討

J-1ロケットの打ち上げ能力から、軌道傾斜角は最大 45度が限界となる。したがって、太陽非同期衛星となる。軌道面はBlitzerの式¹⁾によって計算すると、日あたり 5.4度回転する。高度 500kmの衛星は約 100分で軌道を一回転しながら、軌道面は約 66日で一回転する。

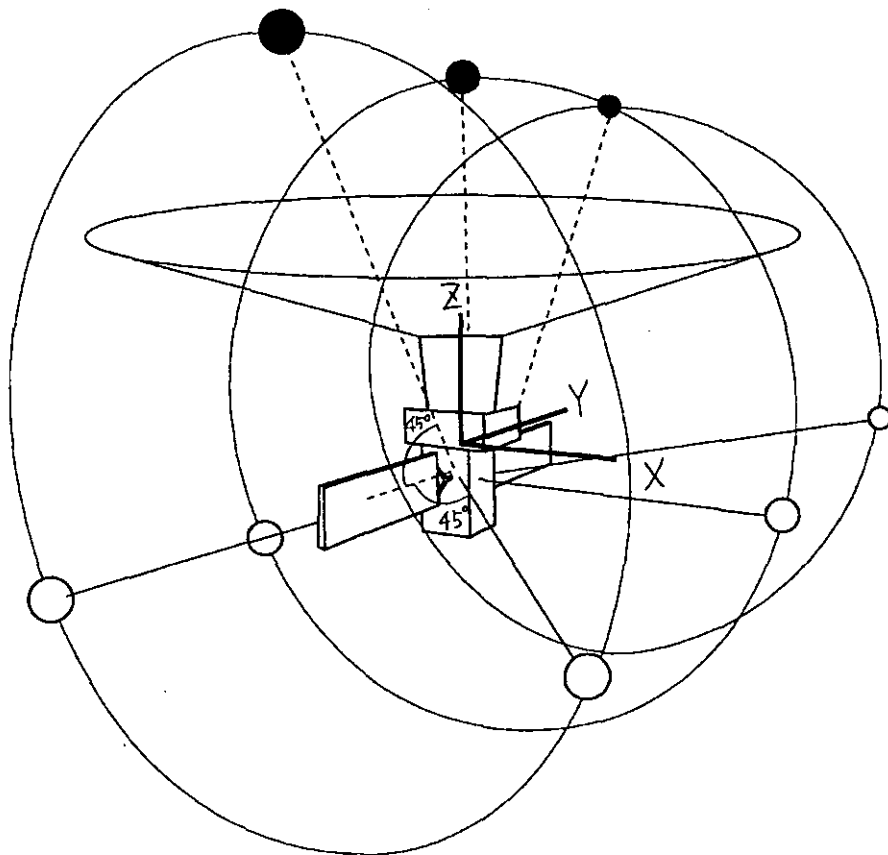
したがって、衛星と太陽の位置関係が約 100分と 66日周期で絶えず変化する。この中で安定な放熱面を確保することが重要であるが、特に搭載ライダーでは、発熱が局所的に大きく且つ速やかに冷却して温度を安定に保たなければならないレーザー発生部があり、十分な放熱ができる配慮が必要になる。軌道と太陽の位置関係を図B.1.2.1に示す。衛星は常に地球に望遠鏡を向けるような3軸姿勢制御衛星を前提としているが、地球を一回転する毎(約 100分)に衛星の姿勢を 360度回転してこれを実現する。この軌道面が太陽と非同期

で回転するので太陽が常に当たらない面を確保する事はできない。図で太陽入射方向は季節変動で ± 23.5 度変化する。



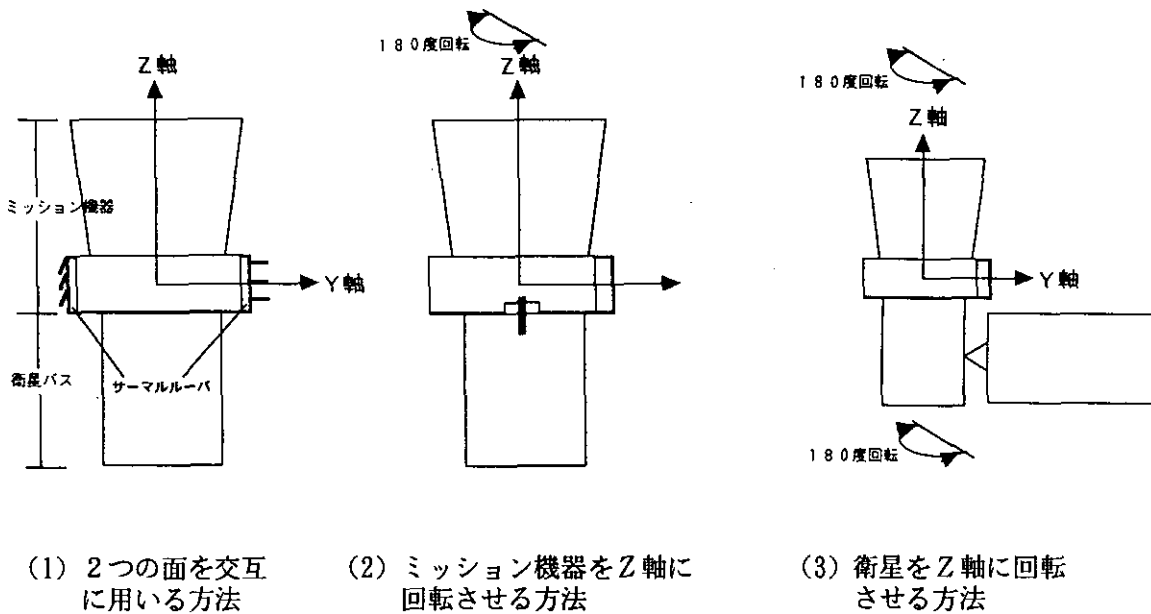
図B. 1. 2. 1 衛星と太陽の位置

図B. 1. 2. 2に衛星から見た太陽の入射する方向を示す。図でZ軸方向が地球方向とし、Y方向に衛星が進むとする。Z軸前方の ± 60 度は地球の陰に隠れるため、望遠鏡への太陽の正面からの直接入射はないが、それ以外はあらゆる面が太陽に当たる。ただし、各面の太陽に当たる周期が異なり、図のY軸垂直面では一方の面だけが太陽に当たって軌道面回転周期で入れ替わっている。放熱はこのY軸垂直面を主放熱面として利用する。Y軸は太陽電池の回転軸方向でもある。



図B. 1. 2. 2 衛星から見た太陽の位置と衛星の各面

Y軸垂直面を主放熱面とするときの3つの方法を図B.1.2.3に模式的に示す。(1)はサーマルルーバを用いて、反射面と放熱面を切り替える方法で、ルーバによる切り替えは66日毎でよい。機器内で発生する熱を効率よく両面へ伝達できる構造が必要になる。(2)はミッション機器の部分の衛星バスに対してZ軸に180度回転させて主放熱面を常に太陽方向の反対側に向ける構造で、衛星バスとの間に回転機構が必要になる。ただし、この回転は充分低速でよく、66日毎に半回転させる。(3)の衛星全体をZ軸に180度回転させる方法は、太陽電池パネルが大型の柔構造体であり、また回転中電源が確保されない点から問題が多い。(2),(3)の方式では、常時放熱できる面が確保されるので、ヒーターを組み合わせれば確実な温度安定が図れる。レーザ発生部をその放熱面の裏側に直接取り付ければ、放熱効率のよい軽量な構造が可能になる。(1),(2)等の選択は構体と熱設計の段階で比較検討する必要がある。



図B.1.2.3 放熱面を確保する方法

B.1.3 レーザの安全性の確保

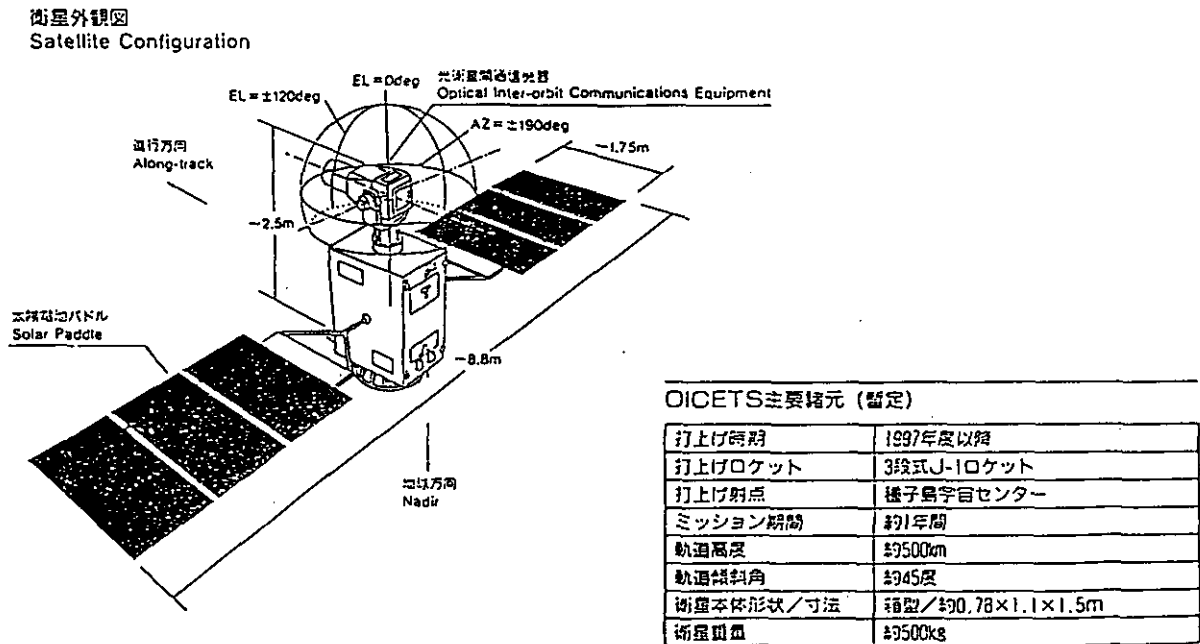
MPE安全基準は $1.06 \mu\text{m}$ で $0.05\text{J}/\text{m}^2$ である。地上で口径 300mm の望遠鏡使用まで想定すると安全係数を 1.837倍みることが必要で、送信ビーム拡がり 0.1mrad では約 10倍越えてしまう。エネルギー密度を 10倍落とすためには送信ビーム拡がりを 0.3mrad まで拡げる必要がある。以下の検討では送信ビーム拡がりを 0.3mrad として検討する。

B.2 衛星バスの検討

B.2.1 OICETS衛星の概要

J-1ロケットによって打ち上げる予定のOICETS衛星が現在開発中である。搭載ライダーのミッション機器はOICETS衛星で搭載される光衛星間通信実験装置 (Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite) とほぼ同等の寸法、重量、消費電力が設定されており、OICETS衛星の3軸姿勢制御のバスを前提に検討した。OICETS衛星は現在高度 500km、軌道傾斜角 45°の軌道への打ち上げが予定されており、この検討でも同様の軌道とする。図B.2.1.1にOICETS衛星の外観を示す。ミッション機器は箱形のバスの上部にある2軸ペDESTAL型の電気光学機器で、自ら光学望遠鏡を2軸の自由度で任意の方向に向けることができる。衛星の姿勢はペDESTALの取り付け軸が常に地球方向になるように制御されており、地球を回る1周期毎(約 100分)に姿勢を太陽電池パドルの取り付け軸を中心に 360°回転している。ミッション機器はちょうど地球と反対方向に取り付いているので、ライダーでは姿勢を 180°逆にすればよい。

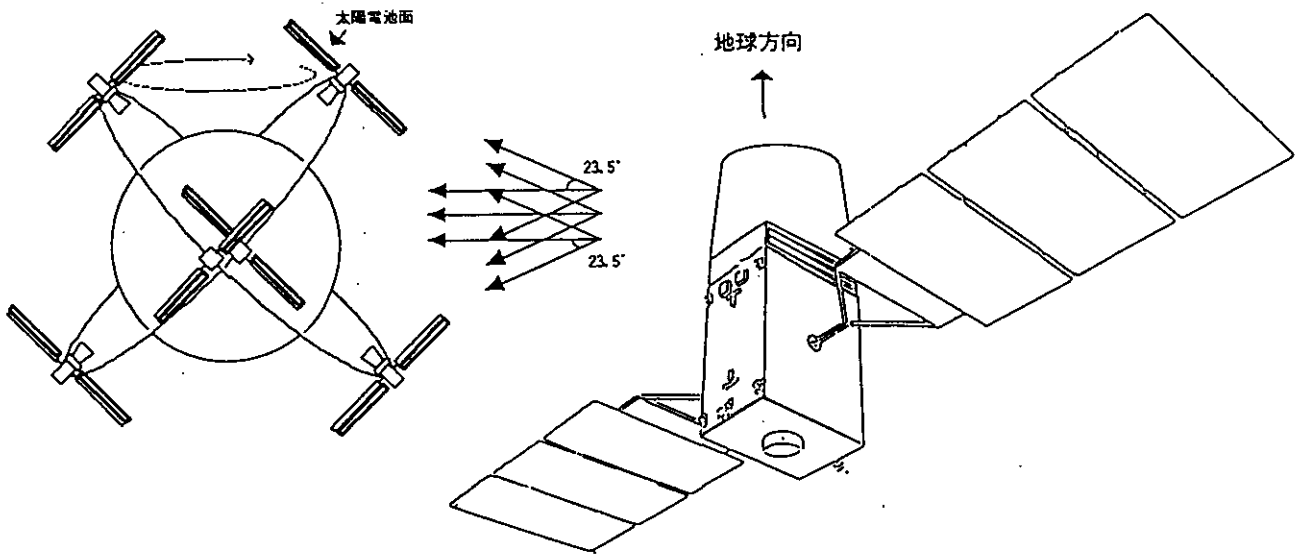
OICETS衛星のバスは、将来の小型衛星に共通的に活用が可能なように配慮された設計がされており、多様な軌道姿勢への対応が可能であるが、地球指向の地球周回太陽非同期はOICETS衛星と同等であり、今後の実績がライダーの設計に生かせるものと考えられる。バスの設計では他に各種ミッション機器の搭載エリアの確保を図る機器搭載性、リソース変更の柔軟性、拡張性、及びバス自身の所要リソースの縮小が図られている。特に、熱環境が最悪である太陽非同期周回軌道に対処し、太陽入射方向変化に対する温度変化を抑制している。今回の検討では、ミッション機器の独立温度制御が基本的に要求されている。リソース変更の柔軟性、拡張性(電力、重力、データ容量)により、パドル面積の拡張、バッテリー容量の拡張等が可能とされているが、ライダーのリソース要求条件(150W以下等)が満足されれば、OICETS衛星のリソースを大幅に変更する必要はない。



図B.2.1.1 OICETS衛星の外観図²⁾

B.2.2 OICETSバスによるライダーの構成

OICETS衛星バスによるライダーの概略図を図B.2.2.1に示す。図の状態で太陽電池パドルは常に太陽方向を向いているが、太陽入射に対して平均 45° の傾きがある。季節変化によってさらに $\pm 23.5^\circ$ 変化するので最悪 62.5° の斜め入射になるが、その分電池面積を大きくして所要電力を得る必要がある。OICETS衛星の設計ではこのような条件でミッション機器に対し、バッテリーを含めて常に 150W 以上の供給が可能である。ミッション機器は箱形の上部に取り付けられるようになっており、構造的にはっきりと分離されている。OICETS衛星ではその上部の重量が約 150kg であり、重量の点からもそのまま置き換えられる。なお、バス内にはバッテリーの他にデータ記録器、伝送機器が含まれている。



図B.2.2.1 OICETSバスに搭載されたライダーの概念図

B.3 ライダーの設計パラメータ

B.3.1 LITEにおける実績

1994年のシャトルによるLITEによって初めて衛星からの本格的ライダー観測が行われた。LITEは重量2トンにも及ぶ大型システムで、特別の小形軽量化は図られていない。地上の実験室と変わらない程のシャトルの強力なリソースが利用できるので小型衛星とは比較にならないが、基本波のレーザ出力に限れば、本検討システムと同等になっている。受信望遠鏡の大きさも同等なので、LITEの基本波で得られたデータは非常に参考になる。実際基本波、第2高調波、第3高調波の同時測定の結果を見ると、基本波のデータが一番コントラストが悪いように見えるが、雲、低域エアロゾル等が他波長と同様に捉えられている。本検討でもこのLITE並のデータ取得を設計のベースと考えたい。表B.3.1.1にLITEのライダーパラメータを示す。

LITEはアナログ計測しかやっていないが、全体に割り切った設計がなされている。背景光の除去より少しでも光量を稼ぐ方法を取っている。LITEの昼間のデータがどこまで取れたか分からないが、アナログ計測では少なくともLITE並のデータが得られるシステムとする方針で検討する。その上で、本検討ではフォトンカウンティング計測を追加して、LITEの実績よりさらに計測範囲を拡げることとする。

表B.3.1.1 LITEのライダーパラメータ⁸⁾

項目	FND	SHG	THG	コメント
レーザー波長	1064nm	532nm	355nm	
出力エネルギー	486mJ	460mJ	196mJ	基本波では検討systemと同じ
ビーム拡がり	0.9mrad	0.6mrad	0.6mrad	かなり広い設定
レーザー繰り返し	10pps			検討systemと同じ
受信口径	946mmφ			検討systemとほぼ同じ
2次鏡口径	311mmφ			検討systemとほぼ同じ
F値	F/5.1			検討systemとほぼ同じ
2次鏡ケラレ	0.11			検討systemとほぼ同じ
夜間測定 受信光学系効率 フィルタBW 検知器量子効率	58% 675nm 33%	49% 265nm 14%	49% 60nm 21%	夜間時のフィルタはBWを広くしてでも、極力透過率を100%に近づけている。
昼間測定 受信光学系効率 干渉フィルタBW 干渉フィルタ透過率 検知器量子効率	29% 1nm 50% 33%	20% 0.3nm 40% 14%	6% 1nm 12% 21%	フィルタのBWは1nm
受光視野	1.7mrad, 3.4mrad, 5.6mrad			非常に広い
信号処理 (アナログのみ) 帯域 ADC分解能 サンプルレート サンプリング時間	2MHz 12bit 10MHz 660μsec			

B.3.2 ライダーパラメータの検討

ライダー性能を検討するためのライダーパラメータを表B.3.2.1に示す。

表B.3.2.1 ライダーパラメータ⁴⁾

送信系 レーザー出力(mJ/Pulse) レーザー繰り返し (pps) 送信光学系効率	500 10 0.875	
受信系 受信光学系口径 (cm) 受信光学系効率 光学フィルターのバンド幅 (nm) 光学フィルターの透過率 検知器の量子効率	100 0.64 1.0 0.5 40 (アナログ) 2 (PC)	二次鏡ケラレによる有効値 夜間はワイドバンド切り替え 夜間は0.9以上 高量子効率APDのPC動作は未確認
測定条件 高度分解能 (m) 水平方向分解能 (Km)	100 1.5	660ns積分相当とする 2Pulse相当
大気条件 バックグラウンドエアロゾル 及び対流圏に巻雲のあるモデル (ただし昼間の背景条件は、大地反射と 2種類の低層雲のある3ケース)	検討指針資料 による	

B.3.3 受信信号のSNRの検討

上記のパラメータを用いて受信信号のSNRを検討する。大気モデルは一意的に与えられているのでその値とライダーパラメータを用いて、レーザーダ方程式より算出した。受信光子数の算出結果を図B.3.3.1に夜間と昼間について示す。ここで求めた受信光子数は100m相当(660nsec)での積分光子数で1パルス当たりの値である。昼間の背景光子数は3通りの条件が与えられている。干渉フィルターのバンド幅を1nmとすると地表面で1,046光子、低層雲でそれぞれ2,675光子、5,593光子になる。

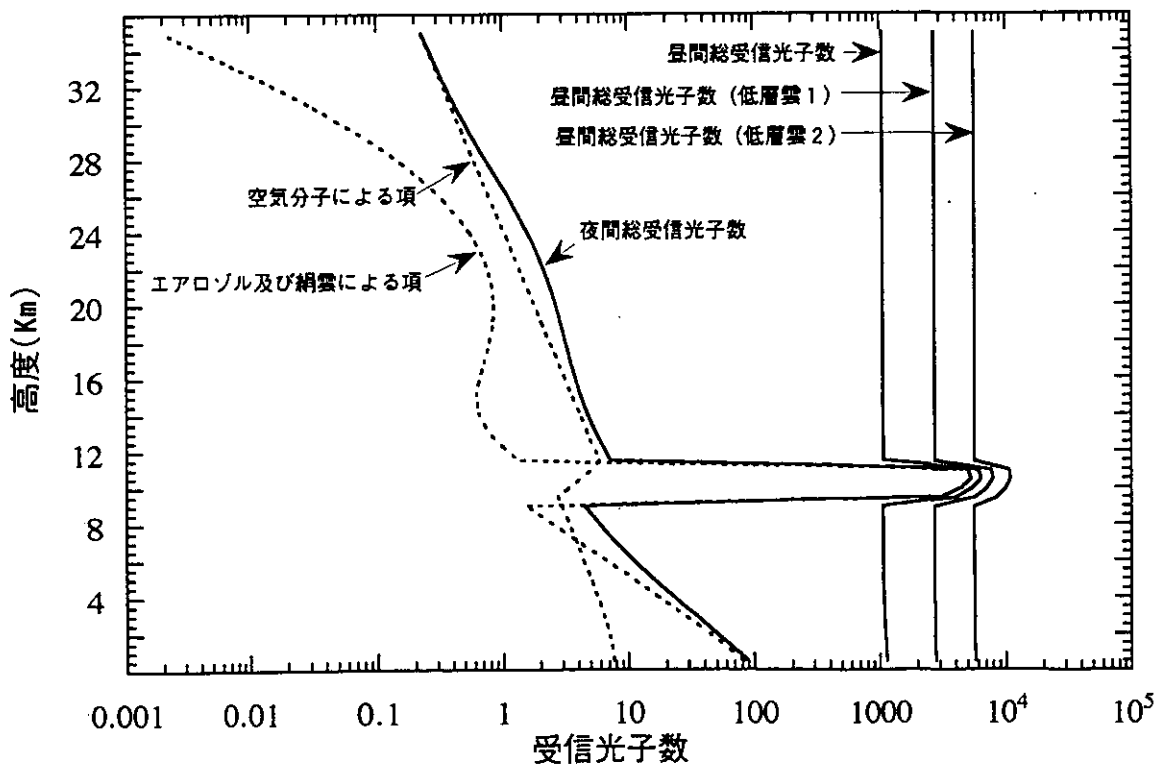
この値に検知器量子効率を掛ければ受信光電子が得られる。使用する検知器は量子効率が高い点からAPDとした。1.06 μ mでの量子効率はreach-through構造⁵⁾のSi-APDでは35~40%が期待できる。アナログ方式にはこの最大値40%の値を用いた。しかし、フォトンカウンティングモードではこのように高い量子効率の検知器の使用は未だ達成されていない。フォトンカウンティング方式に実績があるのは2%までであるので、計算には2%の値を用いた。ただし、最近7%程度までの改善の目処が得られている⁶⁾。

次に、アナログ方式での信号対雑音比(SNR)を示す。本検討ではアナログ方式とフォトンカウンティング方式を比較検討しやすくするために、アナログ方式でもチャンネル当たり(距離100m相当の積分値)でのSNRで比較した。ここでの雑音の見積もりには、検知器感光面積が大きく、1.06 μ mでのNEPが明示されているRC

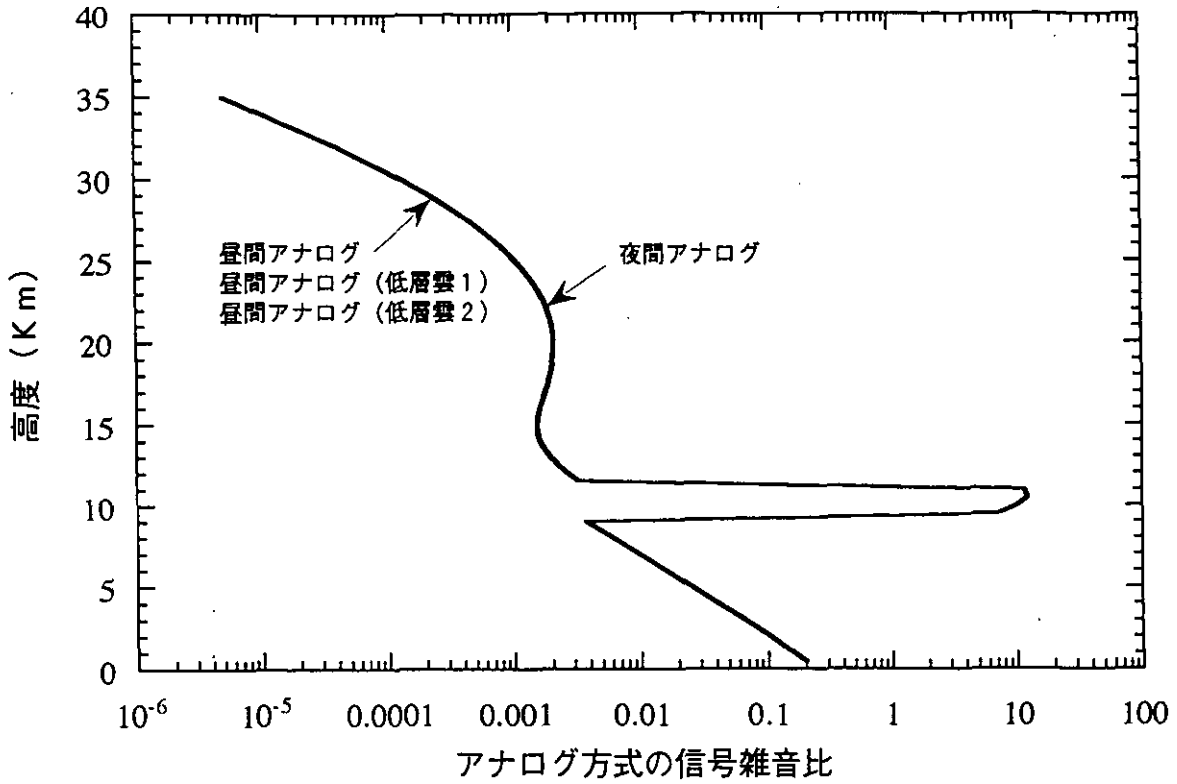
AのC30919Eの値を用いた($NEP=8 \times 10^{-14} \text{W/Hz}^{0.5}$)。帯域を2 MHzとしてNEPを求め、光子数/秒に置き換えて660nsecでの積分値を求めた。SNRは光電子数で算出するので雑音等価の光電子数は、さらに検知器量子効率を掛けて160個となる。アナログ計測の検知器による雑音等価電荷量は160電子になるので、この値に背景光を含めた受信光電子のショット雑音を加算すればアナログ方式でのSNRが求められる。アナログ方式のSNRの計算結果を図B.3.3.2に示す。図より絹雲のピークで、最大SNRは10が得られるが雲以外の検出は難しいことが分かる。

アナログ計測では、雑音レベルを160光電子と見積もっているので、背景レベルが25,600光電子より十分小さければ雑音光が支配的な雑音源とはならない。仮定された背景レベルではSNRが大きくは変わらないことが図からも分かる。

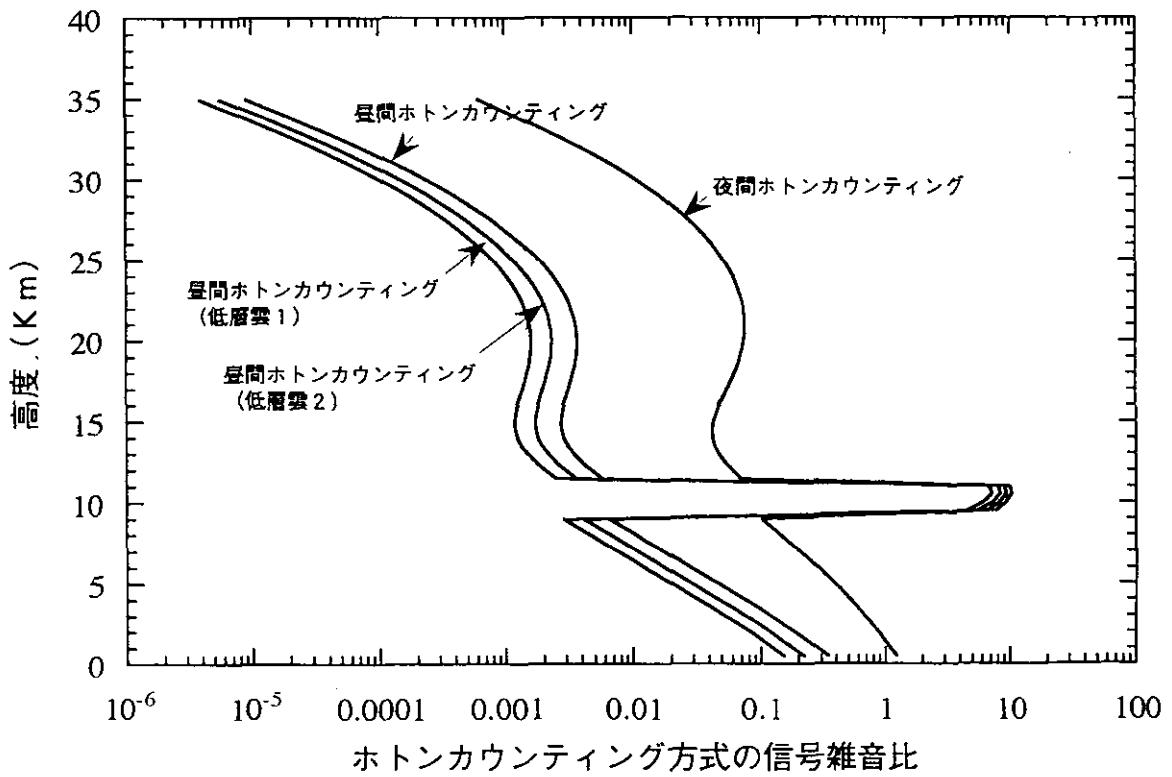
フォトンカウンティング方式のSNRの算出では光電子ショット雑音のみ考えた。フォトンカウンティング方式のSNRの計算結果を図B.3.3.3に示す。フォトンカウンティング方式ではむしろダイナミックレンジが問題になる。特に、APDによるフォトンカウンティングでは、通常のアバランシェ電圧よりも高い電圧を印加する、いわゆるガイガーモードで使用するので光子入射直後は過剰に発生させた雪崩電流のために不感となる。このデッドタイムによって、入射光量が多くなるとPMTタイプより早く飽和誤差要因となる。誤差10%では1 MHz程度が限界である。100m相当のチャンネルとすると、これは0.6カウントとなり高々0か1カウントしか計数できないことになり、SNRは1以下になる。誤差を45%まで許容すれば8 MHz程度までカウント可能である。8 MHzで4.8カウントまでになる。結局光電子数が1~5個程度が測定領域になる。フォトンカウンティング計測では広いダイナミックレンジを確保することができないからアナログ計測と共用して、フォトンカウンティング方式には適当な光束分割比に設定することが必要である。



図B.3.3.1 受信光子数のシミュレーション結果



図B.3.3.2 アナログ方式のSNR



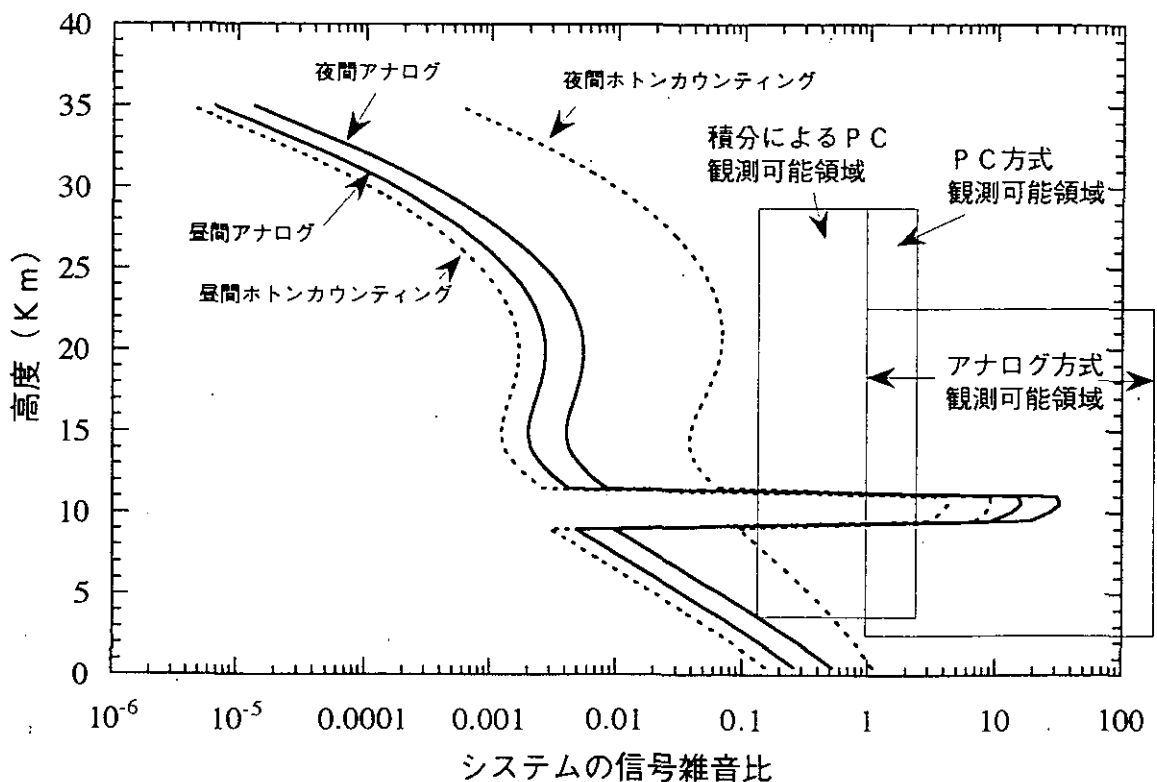
図B.3.3.3 フォトンカウンティング方式のSNR

もし、高度分解能を 500m, 空間分解を 7.5kmまで拡げることができれば、50回の積分ができるのでSNRが7倍改善され、SNR=1以下の0.14まできちっとカバーできることになる。

さらに、アナログ方式と違って背景光をACカップリングによって除去できないから、背景もこのレベルまで下げなければならなくなる。昼の条件下でフォトンカウンティング測定するためには、地表面の場合でも1,000倍背景光を低減させる必要がある。ビーム拡がりをも0.1mrad以下にして、干渉フィルターのバンド幅をも0.1nmにしてもまだ不十分で、夜間並の計測はかなり難しい。

B.3.4 ライダーパラメータのトレードオフ

アナログ方式による雲計測を優先させることとし、できるだけアナログの光量を増やすことにする。アナログ計測でも昼間の計測には干渉フィルター(NBPF:透過率50%)が不可欠であるが、これを夜間は外して透過率の高い広帯域フィルター(WBPF:透過率98%)に交換する。信号強度でLITEと比較すると高度が1.7倍高いことがどうしても残る(シャトルは高度298kmを航行した)。これは信号としては2.8倍の差になる。この差が問題になるかどうかは、LITEの実測データで確認する必要がある。なお、本システムは一波長システムなので光学系の効率等はLITEより良くできるが、フォトンカウンティングも行う方式を取るため、光束を適当に分割する。一案として90%をアナログ系に入れて、残りの10%をフォトンカウンティング系に入れる。この場合のシステムのSNRを図B.3.4.1に示す。図では2パルスの積分を含んだ計算をしている。距離分解100mに限ると、フォトンカウンティングチャンネルでカバーできる領域は限られたものとなるが、前項で示した高度分解500m, 水平分解7.5km或いは高度分解1km, 水平分解7.5kmとすればアナログ方式で測れない夜間低層エアロゾル、高層のエアロゾルイベント等をカバーできる可能性がある。



図B.3.4.1 システムのSNR

B.4 ライダー送信系

B.4.1 レーザ発生部の方式検討

B.4.1.1 レーザ媒質の検討

1 μm 帯のレーザ光を出力する固体レーザの媒質にはYAGを初め、表B.4.1.1に示す種々の結晶がある。一般的に効率的なLD励起方式の固体レーザでは、レーザ媒質として下記の点が求められる。

- (1) 吸収波長がレーザダイオードの発振波長帯にあり、かつ吸収幅が広いこと。
- (2) 上準位寿命が大きいこと。
- (3) 誘導放出断面積が大きいこと。
- (4) 熱伝導率が大きいこと。
- (5) 屈折率の温度係数が小さいこと。
- (6) 熱膨張率が小さいこと。
- (7) 光学的均質性がよいこと。

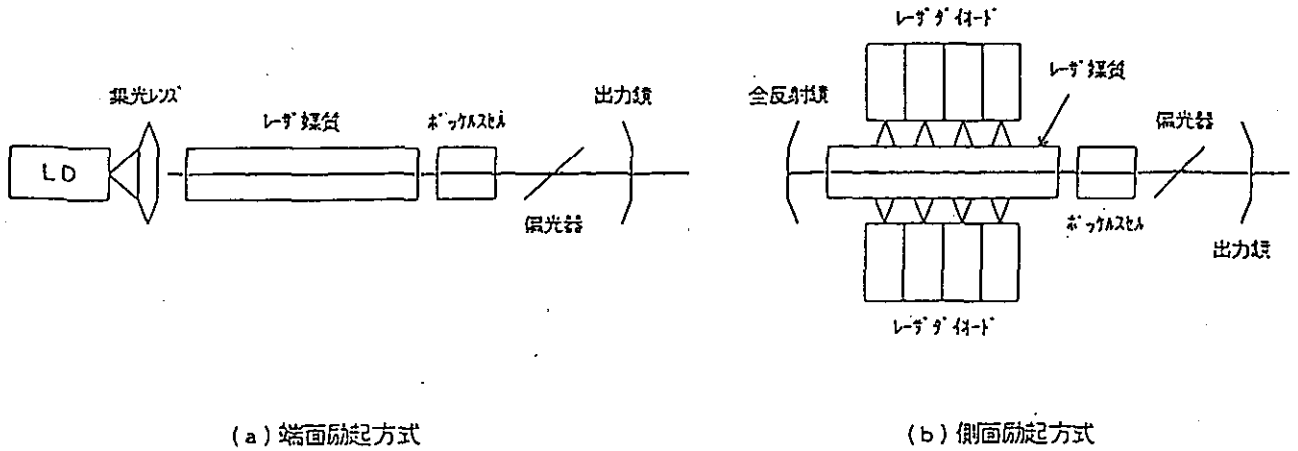
衛星搭載ライダーのレーザは出力エネルギーが500mJ以上と比較的大きいため大口径のレーザ媒質が必要であり、ロッド中心部の温度上昇を抑えるためには大きな熱伝導率を持つことが望ましい。YAGレーザロッドは、大口径なものにおいても光学的均質度に実績があり、高い熱伝導率を持ち、この目的には最適なレーザ媒質である。

表B.4.1.1 固体レーザ媒質諸元⁷⁾

項目	Nd:YAG	Nd:YLF (σ)	Nd:YLF (π)	Nd:YVO4 (σ)	Nd:YVO4 (π)
波長 (nm)	1064	1053	1047	NA	1064
吸収スペクトル幅 (μm)	0.004	0.0035	0.006	0.0045	0.0060
上準位寿命 (μsec)	230	480	490	NA	98
実効誘導放出断面積 ($\times 10^E-13\text{m}$)	3.4	2.6	3.7	NA	6.2
熱伝導率 (W/cm K)	0.13	0.06	0.06	NA	NA
熱膨張率 ($1/10^E-6\text{K}$)	7.5	~ 10	~ 10	NA	NA

B.4.1.2 励起方式の検討

レーザダイオード励起固体レーザには大きく分けて端面励起方式と側面励起方式がある。図B.4.1.1に模式的に示す。端面励起方式の方が高効率であるが、励起レーザダイオードの幾何学的配置の制限から十分強い励起ができず、500mJの高出力エネルギーを得ようとする場合、側面励起を採用する必要がある。最近、高出力半導体レーザにマイクロレンズアレイやファイババンドルを用いて特殊な光学系と組み合わせて固体レーザ媒質を端面励起できるようになってきたが、現状出力エネルギー100mJ程度が限界である。



図B.4.1.1 レーザダイオード励起固体レーザーの励起方式

B.4.1.3 レーザ用電源

Qスイッチパルスレーザーの効率は励起用のレーザダイオードを基準にすると概ね 15%である。レーザダイオードの光-電気効率は 50%であるから電気-レーザー光の効率として 7.5%と見積もることができる。また、供給されるDC電源にもよるが電源の効率を 80%と見積もると、6%が全体の効率となる。

B.4.1.4 排熱

LD励起固体レーザーでは、励起するレーザダイオードの波長を制御する必要がある。レーザダイオードの波長は $0.3\text{nm}/^\circ\text{C}$ で変化する。これにより固体レーザーへの吸収特性が変わり、レーザー効率の低下や出力変動を来すため、レーザダイオードを $\pm 1^\circ\text{C}$ 以下で制御する必要がある。冷却は、宇宙環境での使用から液冷ではなく熱伝導のみによる方式を採用する。この場合、レーザ発生部をヒートシンクに取り付け、そこから熱量を速やかに取り除く必要がある。

レーザ発振器も温度変化により光軸がズレ、出力低下をもたらすことがあるのでレーザ発振器も $+2^\circ\text{C}$ 程度に温度制御する必要があり、ヒートシンクを $+2^\circ\text{C}$ の範囲で安定に保つ構造とする。

B.4.1.5 送信光学系

レーザ発振器の出力ミラーにガウシャンミラーを用いた不安定共振器を採用した場合、出力ビームの広がり角はほとんど回折限界に近くなることが期待される。例えば、ビーム径 $8\text{mm}\phi$ とした場合、回折限界の2倍で 0.7mrad の広がりとなる。送信光学系の所要ビーム広がり角が 0.3mrad では約 2.3倍にビーム径を拡大するエクスペンダーを挿入すればよいことになる。

B.4.2 レーザオシレータ部とアンプ部の構成と性能

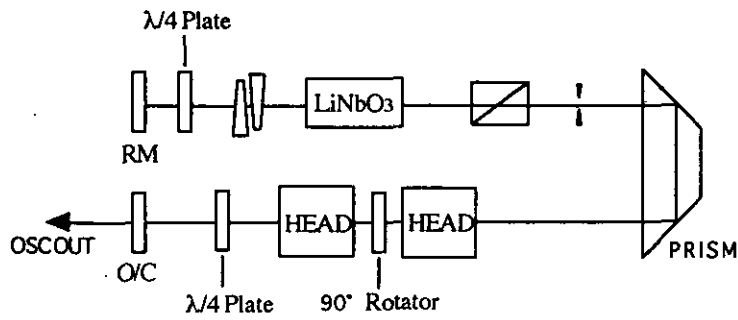
レーザーの構成を図B.4.2.1に示す。HEADは全て同一規格とし、励起用半導体レーザーのエネルギーは 0.5J を用いている。発振器内部にはHEADを2個使い、ガウシャンミラーを用いた不安定共振器により高品質なレーザービームを得る。出力エネルギーは 50mJ 程度とする。

AMP列にはHEADを計6個用いる。励起エネルギーは合計 3J であり、上準位蓄積エネルギーは 1J 強 (35%) が期待できる。ロッド径を $10\text{mm}\phi$ 、ビーム径を $8\text{mm}\phi$ とし励起体積利用率を 64%と仮定すると、AMP列から抽出できる最大のエネルギーは 640mJ となる。Nd:YAGレーザーの飽和エネルギーは $0.4\text{J}/\text{cm}^2$ 程度であり、ビ

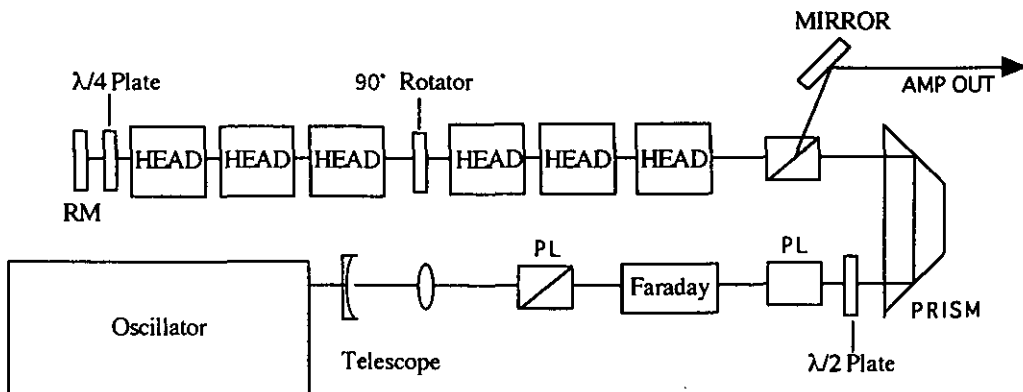
ーム径が8mmφの場合、200mJで飽和増幅となる。AMP列を十分飽和させるために2パスアンプ方式の構成を取り、500mJ以上のエネルギーを得る設計とした。表B.4.2.1にレーザ性能を示す。

表B.4.2.1 レーザ発生部の性能

項目	仕様	備考
レーザ媒質	Nd:YAG	
発振波長	1064nm	
励起素子	LD (レーザダイオード)	
励起方式	側面励起方式	
出力パルスエネルギー	500mJ/Pulse	
パルス幅	10nsec	
パルス繰り返しレート	10pps	
送信光学系倍率	約2.3倍	
ビーム拡がり	0.3mrad	



(1)レーザ発振器の構成



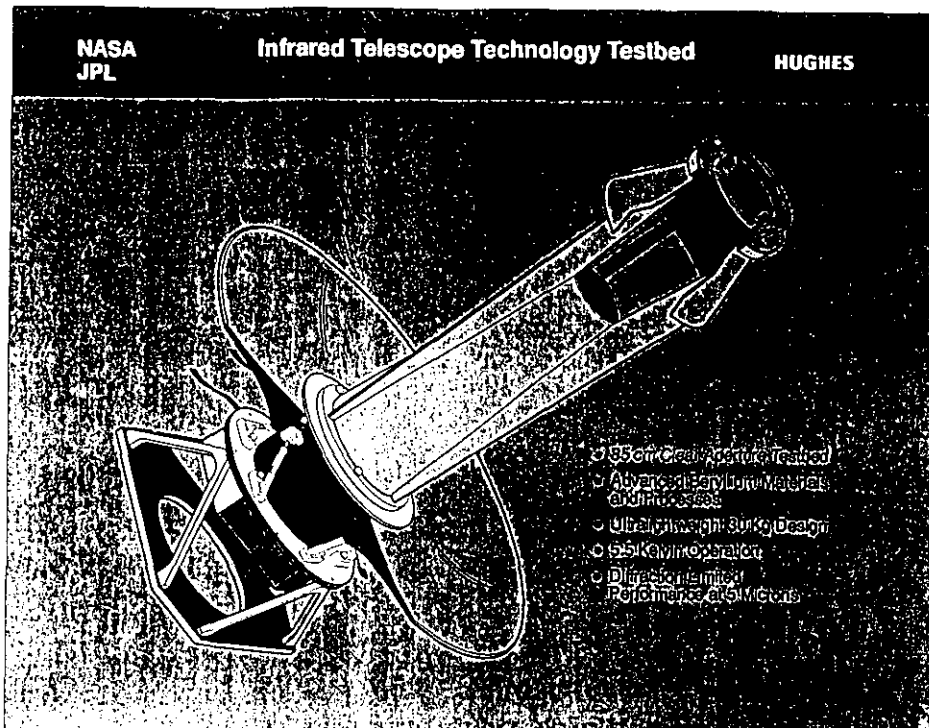
(2)レーザ増幅器の構成

図B.4.2.1 レーザ発生部の構成

B.5 ライダー受信系と構造

B.5.1 受信望遠鏡

Hughes Danbury社のベリリウム大口径ミラー⁸⁾を参考にして、構体の軽量化に効果的と思われる構造を採用した。

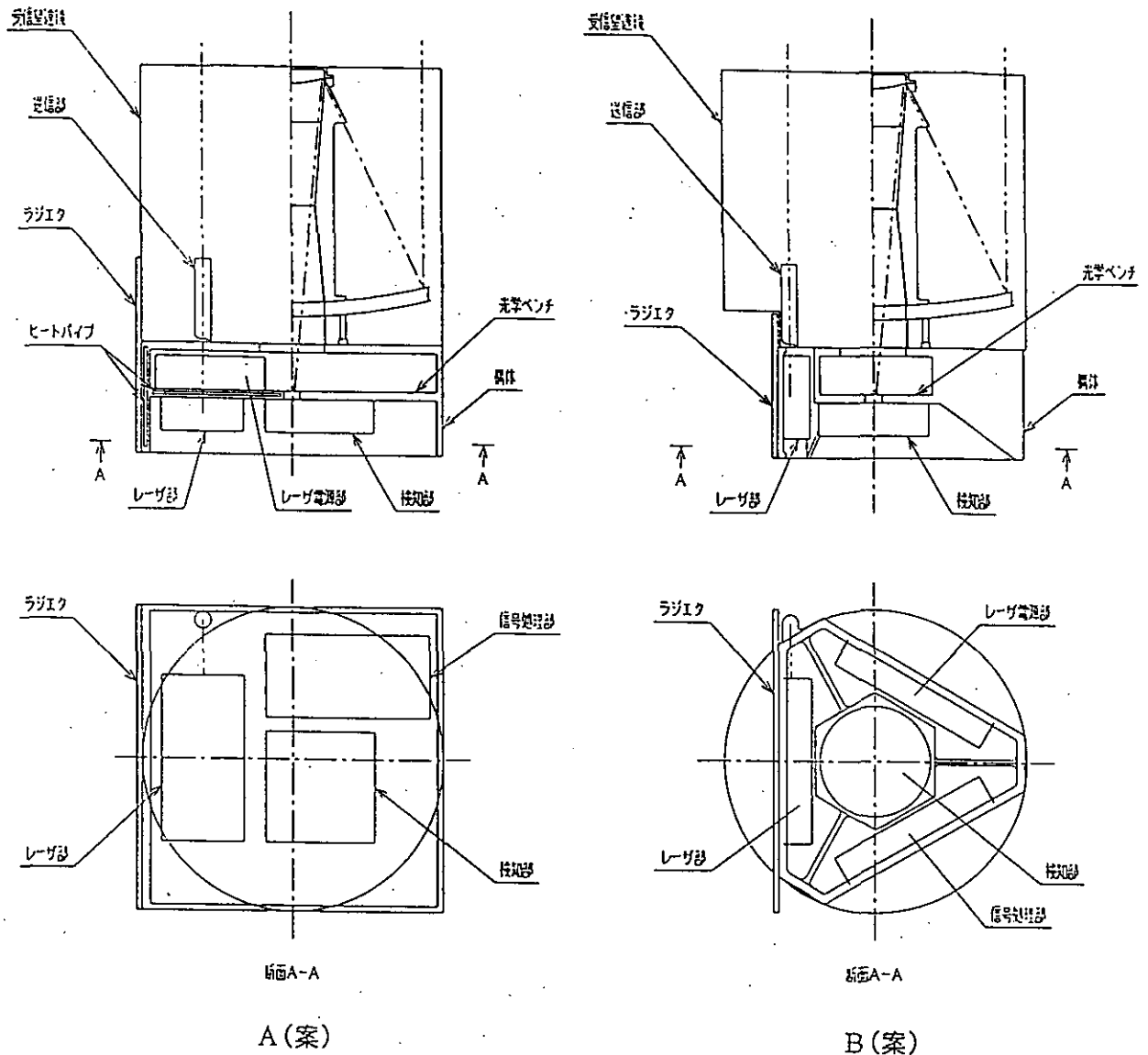


図B.5.1.1 衛星搭載用ベリリウム大型望遠鏡

B.5.2 基本レイアウトのトレードオフ

図B.5.2.1に基本レイアウトを示す。

A(案)は、ヒートパイプを用いて光学ベンチとラジエタを熱結合させ、機器で発生した熱を最も放熱効率の高い面に設けたラジエタから宇宙空間に放熱する。B(案)は、発熱量の大きい機器を放熱面の裏側に直接取付け宇宙空間に放熱する。A(案)はライダー全体を均熱化することができるが、ヒートパイプが必要になる等構造が大きくなり重量も増加する。一方、B(案)は高精度の温度制御が必要なレーザ部についてはラジエタを設けるが、他の機器については搭載面のみで放熱するため小型、軽量が可能となる。したがって、B(案)が適していると考えられる。



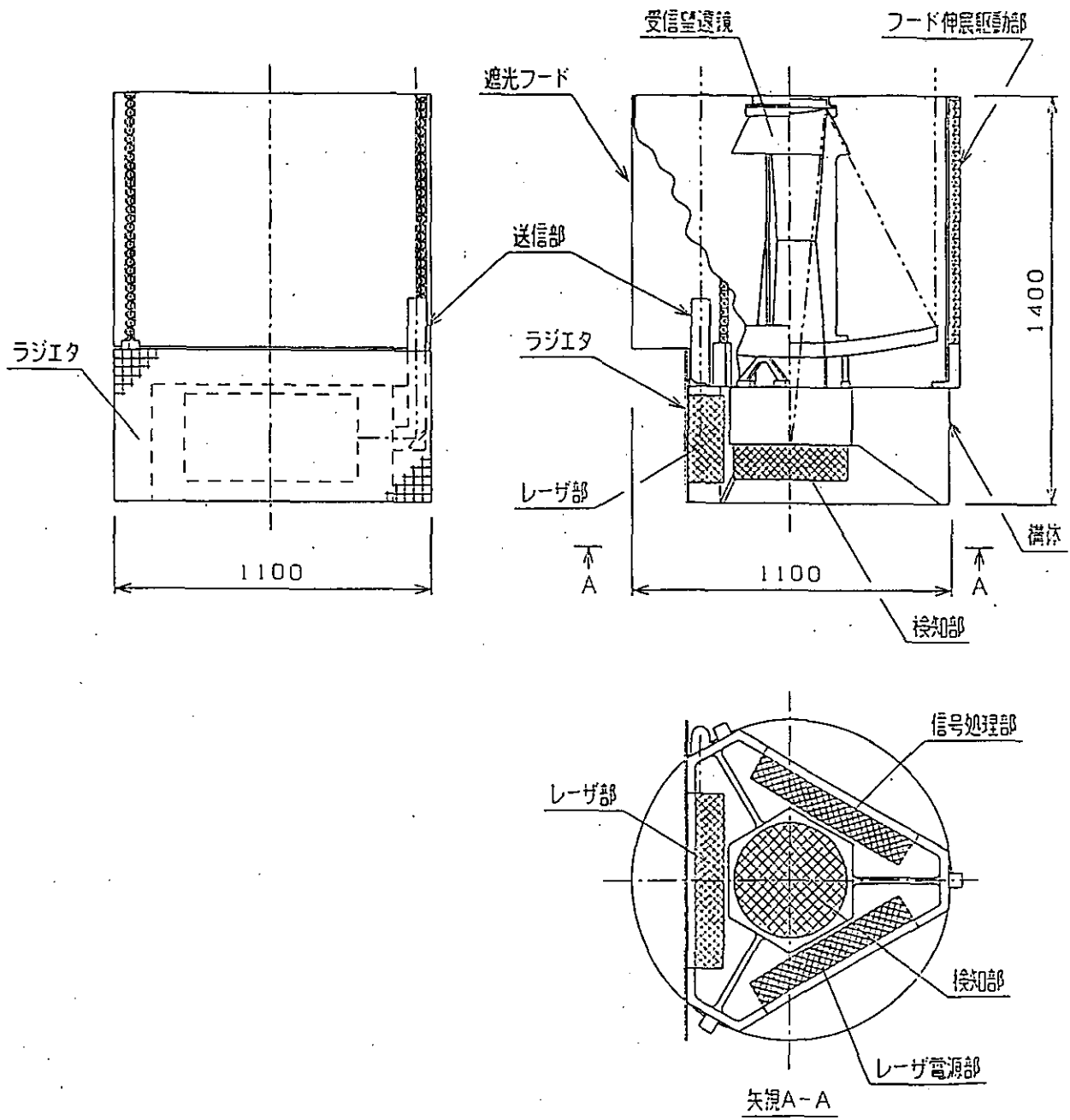
図B.5.2.1 搭載ライダー概念図

B.5.3 構造と熱設計

衛星搭載ライダーは、打ち上げ環境及び軌道上での環境において光学系の高精度のアライメントを維持し、かつ軌道上にて発熱部の放熱対策を適切に行うことが重要課題である。搭載ライダーの構造図を図B.5.3.1に示す。

各部の構造及び熱制御の特徴は次の通りである。

- (1) 本ライダーは高精度のアライメント維持が必要なため、光学系は軽量かつ剛性の高い構造体に固定し、光学系のアライメントを確保する。
- (2) 発熱量の大きい機器は構体内部側面に直接取り付け、裏面より宇宙空間に放熱する。特に、レーザー部については放熱面積を確保するためにラジエタを設ける。
- (3) 軌道上での熱環境の変動による影響を小さくするため、光学系はヒーターを取り付け保温する。
- (4) 軌道上でヒンジレスマスト機構を用いて遮光フードを伸展させ、受信望遠鏡を遮光する。

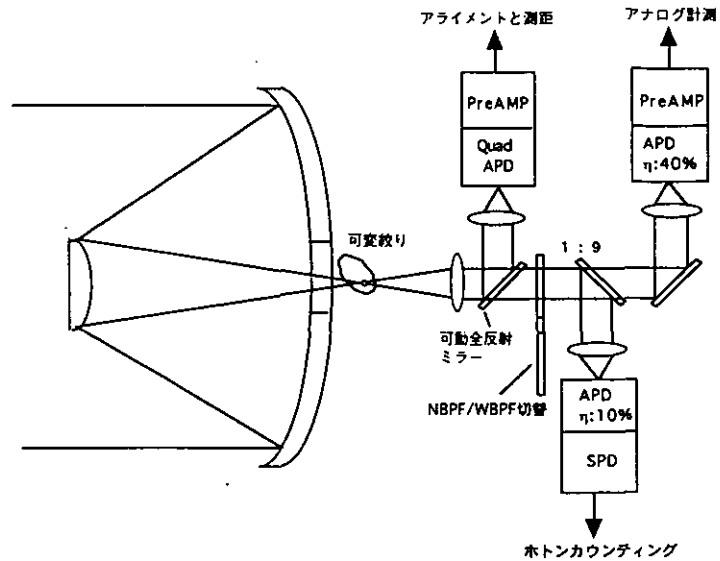


図B. 5. 3. 1 搭載ライダー構造図

B.6 その他の構成品

B.6.1 検知部の検討

検知部の構成を模式的に図B.6.1.1に示す。受信光学系で集められた信号光は平行ビームにしてから3枚のミラーで分轄する。PCとアナログのAPDへの分轄比は1:9とする。



図B.6.1.1 検知部の構成

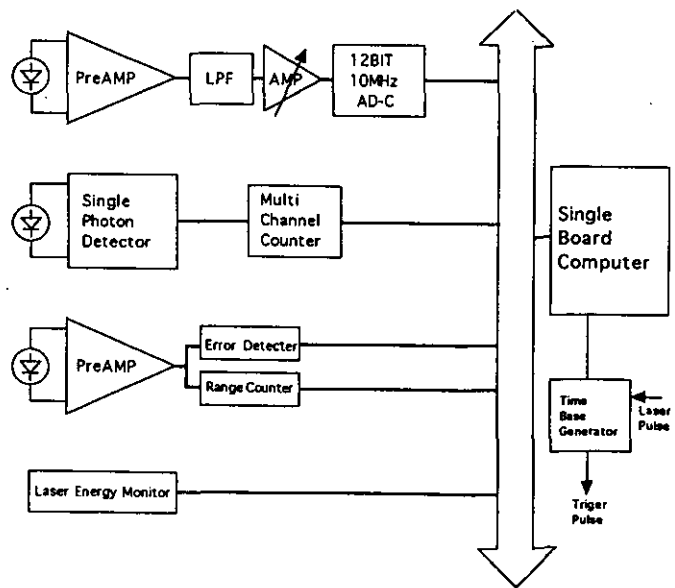
B.6.2 送受アライメントの方法

送受アライメントの方法は検知部の4象現APD検知器により、地上反射エコーを利用して行う。送信ビームは2軸に微調整できるベリリウムミラーを用いる。微動ミラーの性能は以下のようなものを想定している。

- (1) 微動範囲：2軸方向に $\pm 12\text{mrad}$ (2) 重量：1.0kg (3) 寸法：4"×4"×3"

B.6.3 信号処理部の構成

信号処理部の構成を図B.6.3.1に示す。

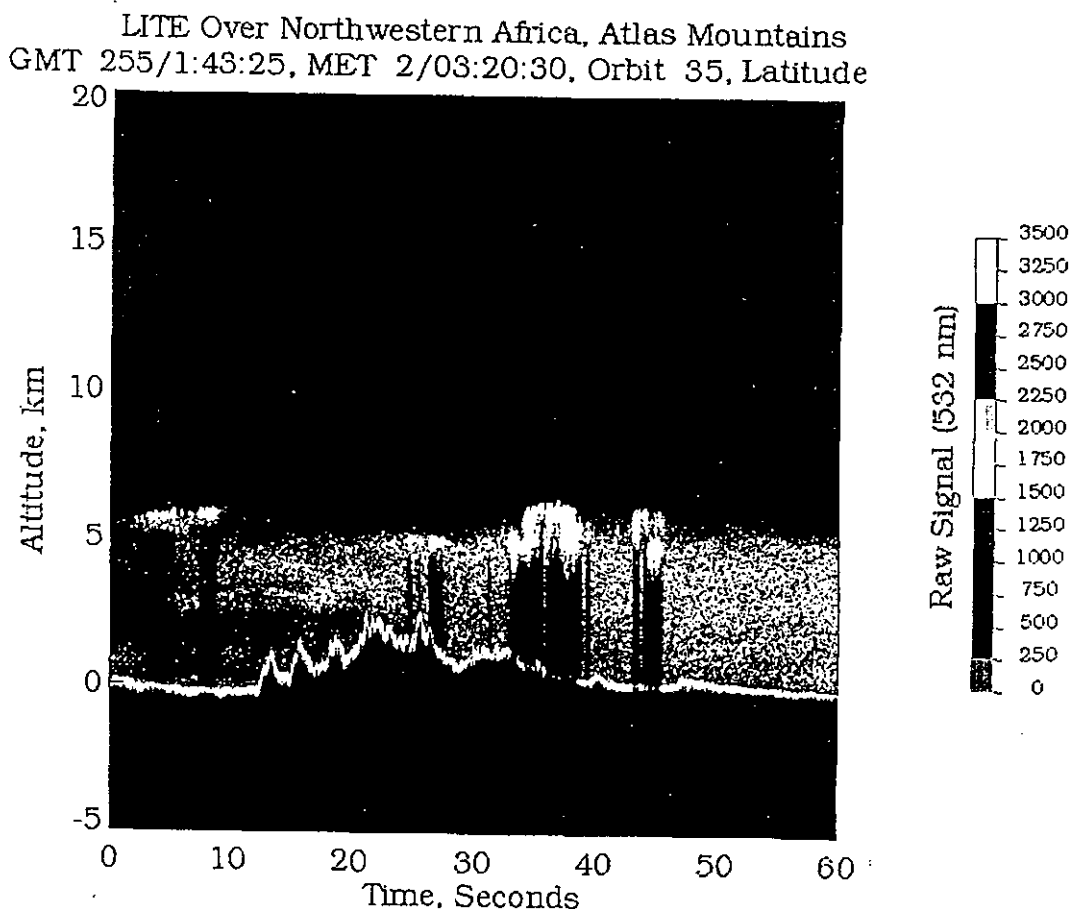


図B.6.3.1 信号処理部の構成

B.6.4 データの記録

OICETS衛星では再生レート1 Mbps, 記録容量 0.45Gbitのレコーダを2台搭載している。一方, ライダーのデータ量をざっと見積ると, 1ショット当たり2Kバイトの生データが発生するとして, 10ppsで 160kbit/sec, 一分間で 9.6Mbit, 100分間(軌道一回り)で 0.96Gbitになり, ほぼ一杯になる。

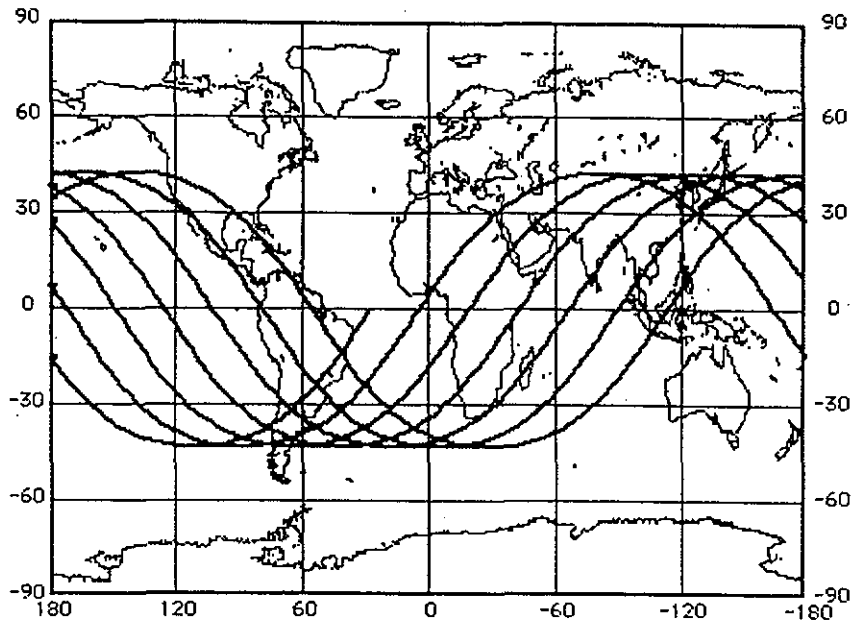
衛星はほぼ 14周して日本に戻ってくるが日本以外でデータが下ろせないとする, 生データの完全な記録には容量不十分である。OICETS搭載のレコーダで対応が可能とするためには, ライダーのデータは, 衛星上で処理し情報を失うことなくデータの圧縮を行う必要がある。圧縮の一例として, 図B.6.4.1はインターネットに公開されているLITE実験のサンプルデータを示す。10ppsの計測で 60秒間の観測データである。これは水平距離 480km程度の観測データに相当するが, 12Bit ADC, 10MHzで高度 15kmをカバーしているとする, 生データで 7.2Mbitになる。図のデータの情報は 544kbit(68kbyte)であり, 生データの13分の1になっている。実際, ネットワークではJPEGによって圧縮されているので, より少ないデータ量で伝送されている。情報の完全再生可能な圧縮法ではそこまでいかないが, ライダー信号の特徴を踏まえた圧縮法により圧縮比が 10倍以上の信号処理技術を開発する必要がある。



図B.6.4.1 LITE実験でのデータ例⁹⁾

B.6.5 データの伝送

OICETS衛星のデータ伝送は、Sバンド通信リンクによる直接伝送で1 Mbpsが可能である。データ伝送が日本上空だけしかできないとすると、1日の約14パスの中で5パスがリンク可能で、各時間にして8～13分(平均10分)だけ地上にデータを下ろせることになる。0.9Gbitの伝送は15分の時間が必要になるので、1日の情報量が0.9Gbitに収まっていれば伝送能力としては十分になる。ただし、日本上空を周回中には伝送能力に余裕があるので倍以上のデータが伝送できる。より以上の伝送能力を持たせるためには地球に向けた大型のアンテナが必要で、衛星のコンフィギュレーションを見直す必要が出てくる。



図B.6.5.1 衛星の概略飛行軌道

B.7 全体仕様

B.7.1 ライダー仕様案

表B.7.1.1 ライダー仕様案

項目		項目	
レーザー波長	1.06 μ m	受信方式 (PC)	
レーザー出力	500mJ	検知器	Si-APD
パルス繰り返し	10pps	検出器量子効率	2%
		ダークカウント	500
送信光学系の透過率	0.875	受信方式 (アナログ)	
送信ビーム拡がり	0.3mrad	検知機	Si-APD
受信望遠鏡口径	1000mm	検出器量子効率	40%
受信望遠鏡実効面積	0.67m ²	増倍率	100
		過剰雑音指数	-
受信光学系視野角	夜間 0.35 昼間 0.35	積算回数	1 (2)
受信光学系透過率	0.64 0.32	鉛直分解能	100n, 500m
フィルタ帯域幅	>50nm 1nm	水平分解能	1.5Km, 7.5Km

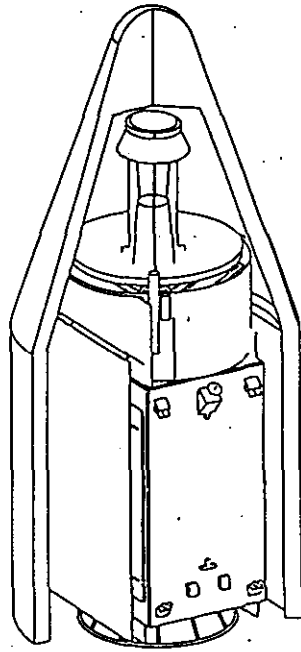
B.7.2 質量配分, 電力配分

表B.7.2.1 質量配分, 電力配分表

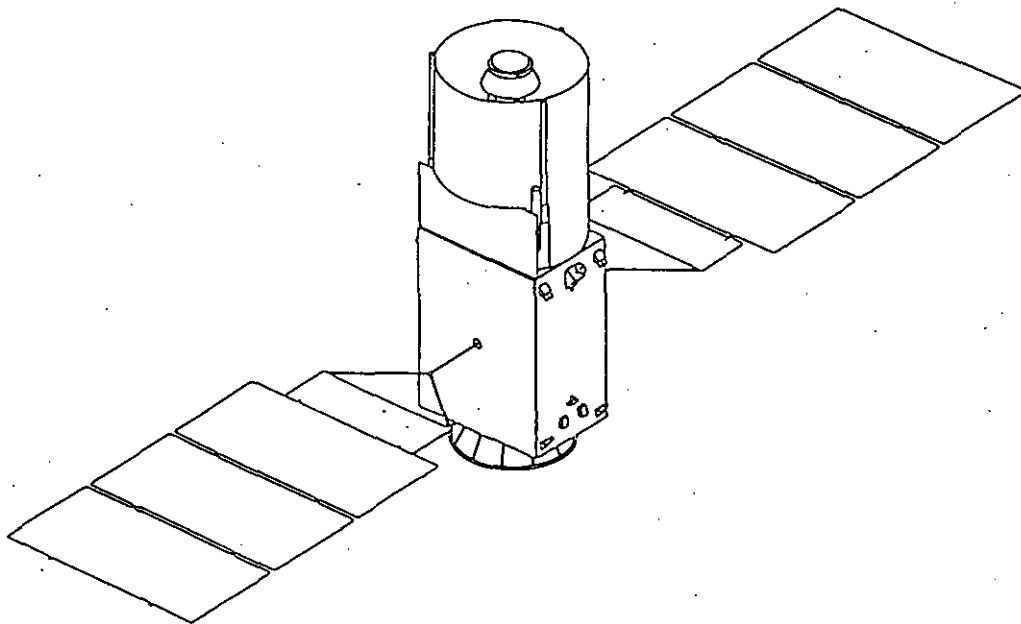
サブシステム	重量配分値 (Kg)	消費電力配分値 (W)	備考
ミッション機器合計	149.5Kg	149.0W	
受信望遠鏡	49Kg	-	
送信光学系	2.5Kg	-	
レーザー発生部	20Kg	76W	
レーザー電源部	20Kg	20W	
検知部	5Kg	10W	
信号処理部	7Kg	25W	
構体部	30Kg	-	
熱制御系	6Kg	10W	
電源系	5Kg	3W	
その他	5Kg	5W	
バス機器合計	360.5Kg		
衛星ドライ重量	510Kg		
推進	45Kg		
衛星重量	555Kg		

B.7.3 衛星コンフィギュレーション

打ち上げ時コンフィギュレーション(案)を図B.7.3.1に、軌道上コンフィギュレーション(案)を図B.7.3.2に示す。



図B.7.3.1 打ち上げ時コンフィギュレーション(案)



図B.7.3.2 軌道上コンフィギュレーション(案)

参考文献

- (1) 川崎 俊夫 編著：宇宙航行の理論と技術，PP. 275(1986)
- (2) NASDA：光衛星間通信実験衛星(OICETS)パンフレット
- (3) R. R. Couch et al., "Lidar In-Space Technology Experiment(LITE):ANASA's first in-space lidar system for atmospheric research" Optical engineering Vol. 30 No. 1(1991)
- (4) 衛星搭載ライダー検討指針資料
- (5) RCA Review Vol. 35, pp. 251, June(1974)
- (6) 中島 一光 私信
- (7) IEEE Transaction Quantum Electronics Vol. 26 No. 3(1990)
- (8) ヒューズダンベリー社パンフレット
- (9) NASA Langley Research Center WWW(<http://mosaic.larc.nasa.gov/larc.html>),
LITE Experiment Preliminary data(1994)

付属資料 A-3

C社の提案報告書

目 次

C.1 ライダーシステムパラメータと衛星システム	91
C.1.1 小型衛星のリソース	91
C.1.1.1 データレート	91
C.1.1.2 衛星軌道	93
C.2 ライダーパラメータ	95
C.2.1 観測S/Nの検討	95
C.2.2 電力/電源	98
C.2.3 アイセーフティ	99
C.3 J-1衛星搭載ライダーの仕様案	100
C.3.1 ライダー機能ブロック	100
C.3.2 ライダーの仕様案	102
C.4 衛星コンフィギュレーション・リソース配分	102
C.4.1 衛星コンフィギュレーション	102
C.4.2 重量配分	105
C.4.3 電力配分	106

C.1 ライダーシステムパラメータと衛星システム

C.1.1 小型衛星のリソース

小型衛星は、軌道投入重量が 500kg程度と小さい。このためミッションから要求されるインタフェース要求が過大なものであると、衛星重量や電力が実現不可能なものになりかねない。衛星バスはミッションへのリソースを最大にできるように、米国のClementine衛星に採用された高機能技術を採用した小型軽量化やコンポーネントの統合化等によって、バスの軽量化が必須であると考えられる。

ライダーの観測要求、衛星システムの構成の間のトレードオフ、制限を明確にすることが目的を実現する最良の結果を与えると考える。

衛星搭載ライダーとしてグローバル観測を行なうためには、100%の運用とデータ取得が望まれる。一方、小型衛星搭載を考えた場合には全ての要求が満たされるわけではないため、以下の項目を満たすようなシステムを構築する必要がある。

- ・ 1日 500分程度の観測データはデータレコーダに記録し伝送可能なこと（観測効率 30%以上）。
- ・ 観測データの記録はタイマーを用いて制御でき、任意の周回の任意の部分の観測データが取得できること（グローバル観測が可能であること）。
- ・ 100%食運用が行なえることが望ましい。
- ・ 軌道制御中あるいはヨーアラウンド中の観測運用は要求しない。
- ・ 姿勢制御精度は観測上重要な項目ではない。水平分解能 1.5kmを生かすためには、姿勢決定精度 0.1度（地上誤差 0.9km）以下が必要である。

特に、高度 500kmの低高度衛星では、1日 15周回程度（内、日本からの可視周回は5周回）、可視時間約10分である。全てのデータをデータレコーダに蓄積しダウンリンクするためには、実データレートの 300倍程度の伝送帯域が必要であり実現は困難である。小型衛星の搭載性からも Xバンド等のアンテナを搭載することに視野干渉等の問題から困難が伴う。後述する観測データの圧縮や、Sバンドを使用しての数100kbpsの伝送が可能な方式を考える必要がある。

データ圧縮後の観測データレートとして5 kbpsを目標としてライダー開発を進めるのがミッション及び衛星バス双方とも効率的に開発を進める目安と考えられる。

C.1.1.1 データレート

- (1) ミッションデータレートが 10kbps以下であれば、S-bandオムニアンテナを用いてミッションデータの伝送が可能であり、以下の利点を生かしてバスの小型化に寄与する。
 - (a) USBを使う場合のPPFD制限からオムニアンテナでは 10kbps程度が上限である。整形ビームアンテナを用いても 32kbps程度が上限である。
 - (b) 送信機をTT&C系と共用することができる。
 - (c) S-bandのオムニアンテナが使用できる(TT&Cと共用)。
- (2) 逆に、データレートが高い場合には下記のインタフェース上の問題を解決する必要がある。
 - (a) ライダーを搭載した小型衛星では大きなライダー受信光学系を地球指向面に搭載する必要がある。したがって、データ伝送用のミッションアンテナを別途搭載することに機器配置上の困難を生じる。

(JERS1・ADEOSではミッション伝送用にX-bandを用い、専用の送信器／整形ビームアンテナを用いている)

特に、低軌道衛星ではアンテナ視野を 120度程度取る必要があり、視野干渉の問題がクリティカルになる。

(b) 独立した送信器が必要になる。

(c) 高速のミッションデータを蓄積するためのデータレコーダがデータレートの増加に伴い大型化する。

(3) 適切なデータ取得／機上処理を行えば、ライダーデータのデータ量は数10kbpsまで下げられる。

(a) 高度 30km, 高度分解能 75mのデータを得るためには、1ショット当たりのデータは 400データ。

(b) 高高度／低高度の領域ではそれぞれフォトンカウンティング／DC測定である。これらデータを機上で編集し、下記のようなデータ構成とすると1ショット当たりのデータは 4,800bitである。

表C.1.1.1 観測データ構成

(案1)

Identification	測定データ	
0 (Photon Count)	カウント数 (11bit)	
1 (Direct Current)	測定ゲイン (4bit)	測定値 (7bit)

(案2)

Identification	測定データ	
0 (Photon Count)	時間分解能 (3bit)	カウント数 (8bit)
1 (Direct Current)	測定ゲイン (4bit)	測定値 (7bit)

(c) 上記のデータではパルスレートを p (pps)とすると、データレートは $4.8 \times p$ kbpsになる。

(d) シグナルのS/Nが小さい高高度のデータを圧縮する(例えば、ビット数を減らして1ワードに2データを入れる等)とフォーマッティングのオーバーヘッドを入れても 32kbps以下に出来ると考える。特に、光電子増倍管を使用すると量子効率が低いため、高度分解能でまとめたデータで数カウントとなることが期待される。この性質を使って機上でデータ圧縮を行う。データ圧縮の方法としては以下の方式が考えられる。いずれの方式も 10倍程度の圧縮率が達成できる可能性がある。

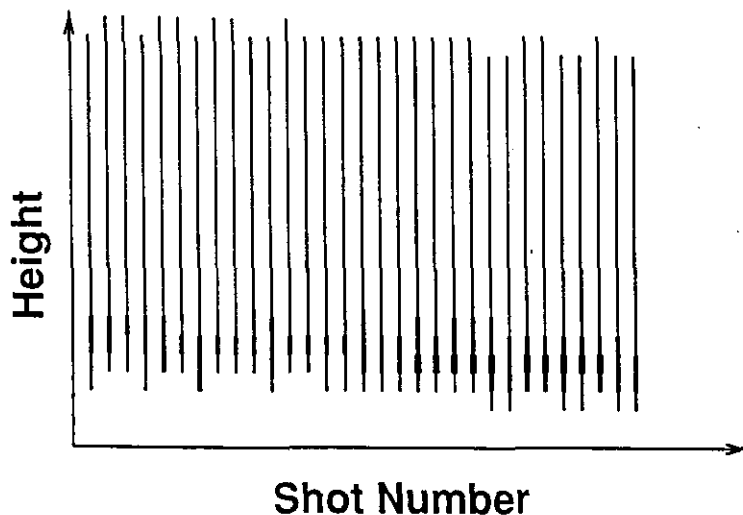
(i) Huffman Code/Lempel Ziv Code 等の可逆変換。これによる圧縮はデータの出現頻度が偏っている場合に高い圧縮効率を得られる。ライダーの観測データではカウント数の小さいデータの出現頻度が高いため高効率の圧縮が期待できる。

(ii) JPEG等の画像圧縮技術を使用する。ライダーの観測データは1ショットで1個の高度分布データが得られる。連続した観測データを図C.1.1.1のように配列してみると、2次元の画像データとして捉えることができる。このデータは大気構造が急激に変化している可能性が小さいため、高度方向にも取得されたデータの相関が強いことが期待できる。このような画像は、JPEGに代表される静止画圧縮によって効率の高い圧縮が行われる。JPEGは圧縮により画像情報のロスを生じる非可逆圧縮であるが、圧縮後1ビット／データ以下が期待できる。

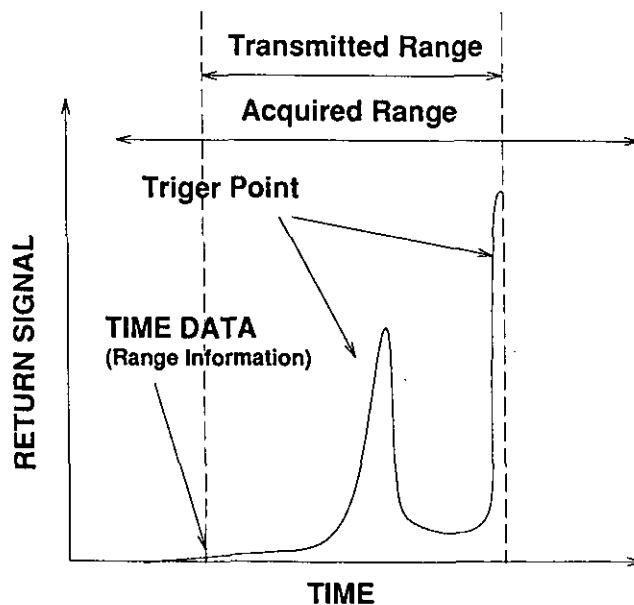
(e) 衛星の軌道制御を厳密に実施しない場合、レンジの変化が生じる。このような場合に、適当な範囲を取得する方法として以下の方式が採用できる

(i) データ取得は高速で常時実施し、データをリングバッファに随時蓄積する。

- (ii) 図C.1.1.2に示すように強いリターン信号でトリガをかけ、一定時間後にデータの取得を終了する。
- (iii) バッファ中にはトリガのイベント前後のデータが残されているため、これを機上処理して高度分解能を適当な値に編集し出力する。この出力データの先頭に高度の情報を示す時間(レンジ)情報を付加すれば、地上での多数のデータ処理による平均化等も問題なく実施できる。



図C.1.1.1 連続したライダー観測データの模式図
 大気の構造に局所的な変化がない場合には変化は小さいことが期待でき、効率的な画像圧縮が期待できる

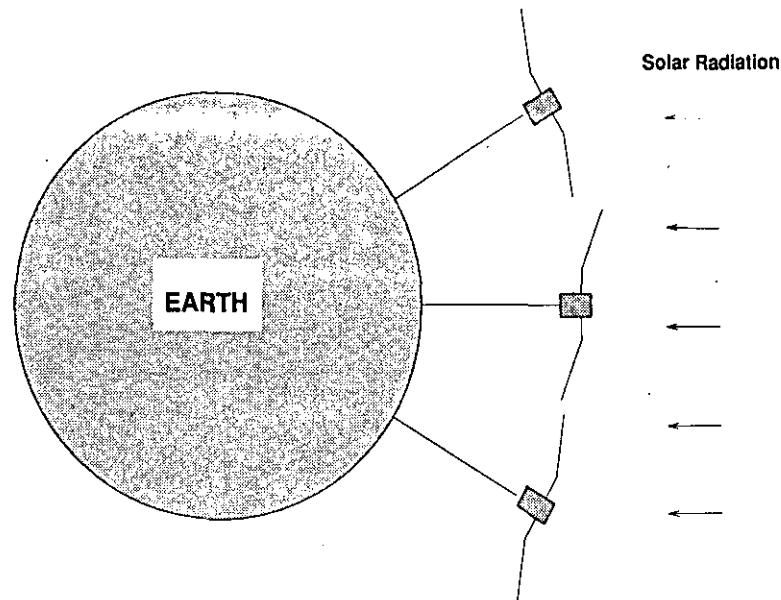


図C.1.1.2 データ収集タイミング案
 データ開始のレンジ情報(時間)とプロフィールデータを伝送する

C.1.1.2 衛星軌道

J-1ロケットの軌道投入能力から極軌道(太陽同期軌道)への投入は困難である。このことにより以下の条件等を検討する必要がある。

(1) 三軸衛星をベースラインとすると、発生電力確保のため太陽電池パドルをキャントさせ、図C.1.1.3軌道上でヨーアラウンドを行う必要がある（必要電力が小さい場合にはヨーアラウンドは必要無い場合もあるが通常ヨーアラウンドを実施する）。このような運用を行った衛星としてETS-Ⅲがある。



図C.1.1.3 太陽光の入射方向によって衛星の進行方向を180度変更し、-ROLL軸方向に飛翔する

(2) ヨーアラウンドを実施する場合には、衛星の飛翔方向がRoll軸方向と-Roll軸方向と変わる。Point Ahead角については対地速度が光速に比べて十分小さいため、相対論的取り扱いでも古典的取り扱いでも差はない。図C.1.1.4に示すように、角度で $2v/c$ radの差が生じる。受信系と送信系の光学系のPoint Ahead (0.05 mrad)が姿勢によって変わるため、以下のいずれかの対策が必要である。受信視野を2倍にすることは昼間の観測でS/Nの低下を招くため、受信光学系の視野を衛星飛翔方向に応じて切替えることが必要である。

(a) 受信視野を飛翔方向の変更に従って変更する。変更方法には以下の方式が考えられる。

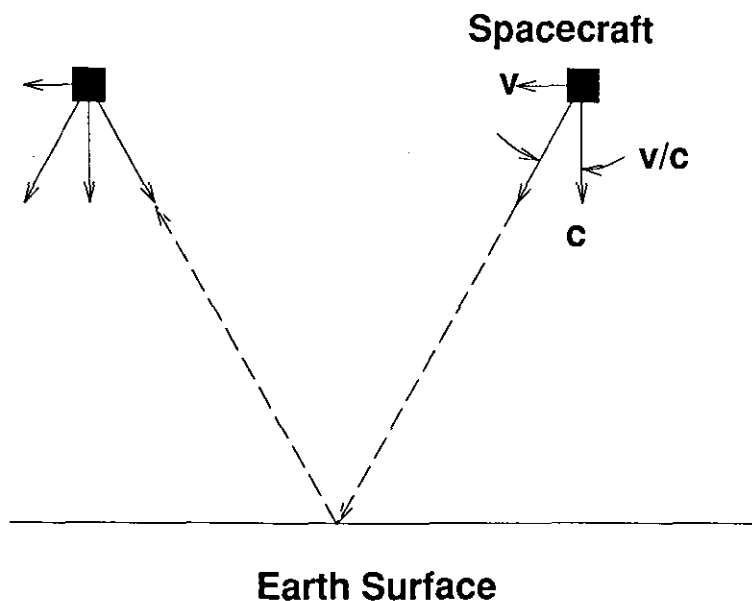
- (i) 検出器のアパーチャを変更する。
- (ii) 検出器位置を変更する。
- (iii) 光学系にポインティングデバイスを付加する。

(b) 受信視野を送信視野に比べ 0.2mrad程度(± 0.05 mrad拡大する)大きくする。

昼間の観測では、バックグラウンドが増加しS/Nが低下する。

(3) 熱制御

太陽との位置関係が大きく変化するため、発熱量が大きい場合や局所的な発熱がある場合には、排熱のために南北パネルをヒートパイプ等で熱的に結合する等の対策が必要となる。



図C.1.1.4 Point Ahead角の見積り

衛星上から直下に向けて発射したレーザは地球にいる観測者からは相対速度のため、光学系は v/c だけ傾いて発射されているように見える。すなわち、送信望遠鏡が衛星の進行方向に傾いて見える。したがって、反射光を受信するためには受信望遠鏡を $2v/c$ だけ傾ける必要がある。衛星上の観測者から見てもその角度差は同一である。

C.2 ライダーパラメータ

以下の検討から、Nd:YAGレーザ(波長 1.064nm)を用いたJ-1衛星搭載ライダーの仕様を検討した。

C.2.1 観測 S/N の検討

ライダー方程式 式(C.2.1)によって散乱要素ごとのレーザレーダの受信信号パワーが求められる。

$$P_i(z) = \frac{c E A \beta_i(z) T(z)^2 T_t T_r}{2 r^2} \quad (\text{W}) \quad (\text{C.2.1})$$

ここで、 β_i ($\text{s r}^{-1} \text{m}^{-1}$)は散乱要素 i (=air, aerosol, cirrus)の体積後方散乱係数であり、その他のパラメータは

h (m)	衛星高度
z (m)	観測大気高度
r (m)	衛星と観測部分とのレンジ ($r = h - z$)
$T(z)$	大気の透過率
E (J)	レーザの単発出力
A (m^2)	受信光学系開口面積
T_r	受信光学系効率
T_t	送信光学系効率
c (m/sec)	光速

である。また、 $T(z)$ は S_i を各要素の散乱パラメータとして、式(C.2.2)で求める。

$$T(z) = 1 - \exp \left[- \int_z^{\infty} \sum_i S_i \beta_i(z) dz \right] \quad (C.2.2)$$

以上より、高度分解能を z 、検出器の量子効率を η として信号光の光電子数(counts)を

$$s_i = \frac{\eta \lambda P_i(z)}{h c} \frac{2 \Delta z}{c} \quad (C.2.3)$$

と求めることができる。

検出器に入射するバックグラウンドパワーは

$$P = P_b A \Delta \lambda \frac{\pi \theta^2}{4} T_r \quad (W) \quad (C.2.4)$$

である。ここで $P_b(W/m^2/nm/sr)$ はバックグラウンド輝度、 $\Delta \lambda$ は波長バンド幅、 θ は受信視野角である。したがって、バックグラウンドカウント数は

$$b = \frac{\eta P \lambda}{h c} \frac{2 \Delta z}{c} \quad (C.2.5)$$

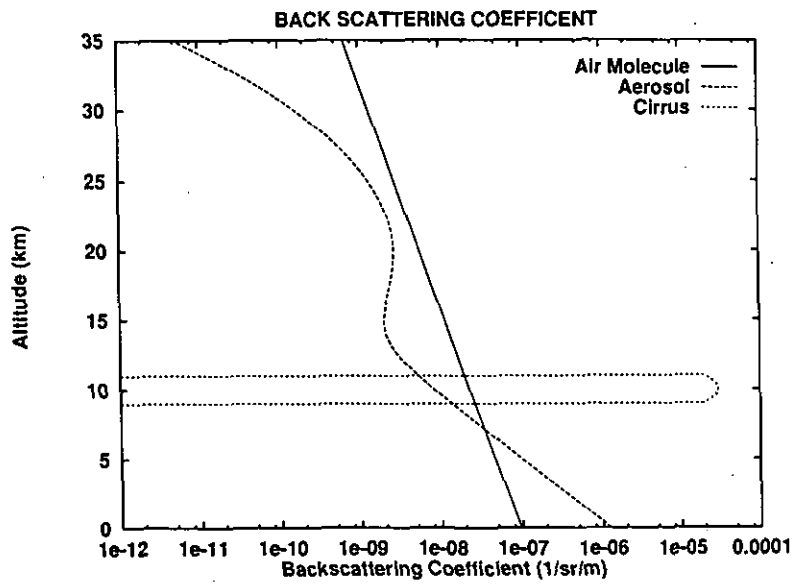
と求められる。

最終的に積算回数を n として S/N は式(C.2.6)で求める。

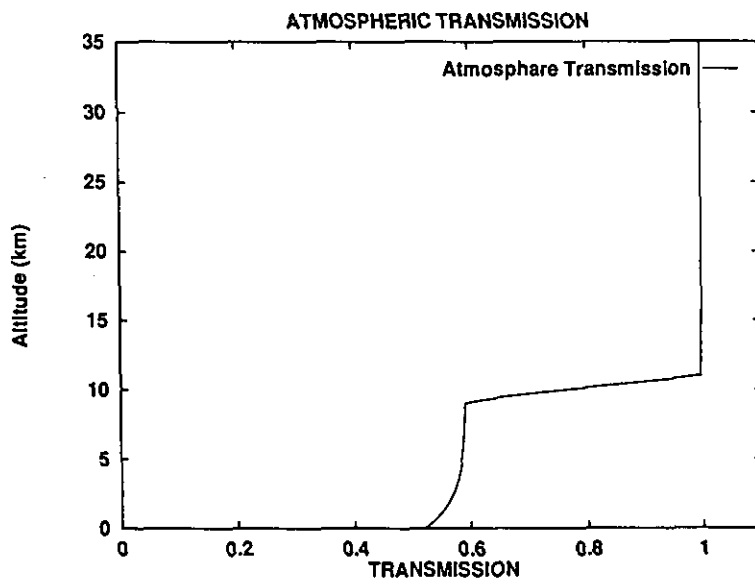
$$S/N = \sqrt{n} \frac{S_{aerosol} + S_{cirrus}}{\sqrt{\sum s_i + b}} \quad (C.2.6)$$

図C.2.1.1に体積後方散乱係数の高度分布、図C.2.1.2に大気の透過率高度分布、図C.2.1.3にシングルショットで高度分解能 100mとした場合の受信信号光電子数の見積りを示す。図C.2.1.4には高度分解能 100m水平分解能 1.5kmでの S/N を示す。

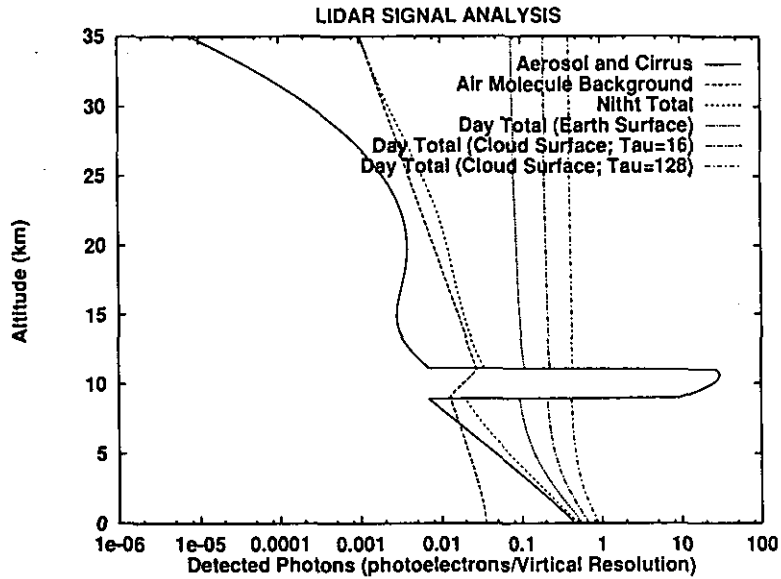
ここで使用したパラメータは受信光学系口径 1.1m、受信光学系効率 0.5、送信光学系効率 0.8、検出器は、光電子増倍管を使用することとし、量子効率 0.3%としている。また、昼間受信視野 0.1mradである。レーザー送信パワー 500mJ、繰り返し 10ppsである。光電子増倍管の量子効率が小さいため、絹雲に対するカウントレートは 15M counts/sec程度であり、カウンティングモードでカバーできる程度である。一方、アベレーシングを広くとり、15km以上の高高度のエアロゾルを観測することまで念頭におくと、検出器のバックグラウンドを信号カウント以下にすることが望まれ、0.001(photoelectrons/Virtical Resolutions)以下の状態で使用する。したがって、検出器の光電面冷却は 1.5k counts/sec以下を目標に実施する必要がある。しかし、昼間のバックグラウンドの多い状況では、検出器のバックグラウンドは 150k counts/secまで許容できる。



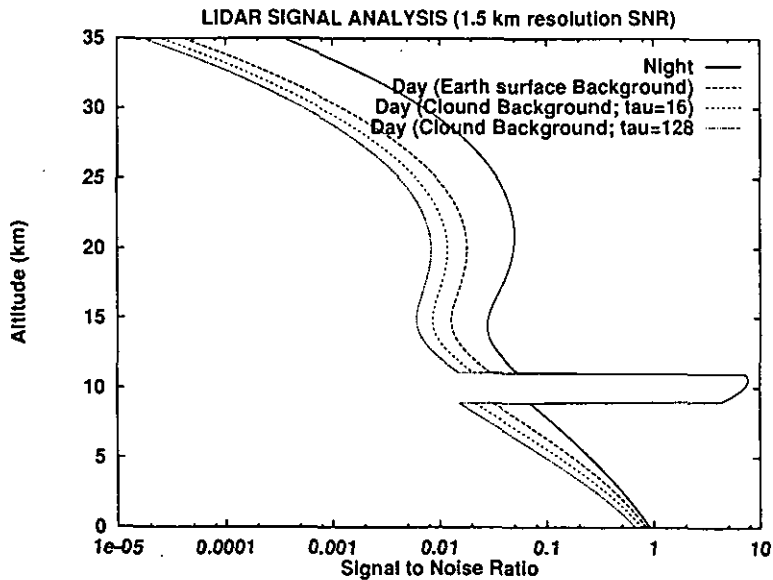
図C. 2. 1. 1 体積後方散乱係数の高度分布



図C. 2. 1. 2 大気の透過率の高度分布



図C.2.1.3 信号出力（検出器出力でのカウント数）



図C.2.1.4 観測S/N（高度分解能 100m, 水平分解能 1.5km）

C.2.2 電力/電源

- (1) LD励起YAGレーザのエネルギー効率は約8%(光出力/LD入力)。
- (2) YAGの上位レベルのライフタイムからLDの発光時間は 200 μ sec以下の必要がある。
- (3) LDのドライブ電圧はLDアレイの直列数によるが, LDモジュールサイズから考え, 100V程度が適当。
- (4) ドライブ電流は 300Aを越えるため信頼性も考え, 65A程度の5モジュールに分割してドライブする。
- (5) ドライブ電力は, 衛星バス電源から直接供給できない(ピークパワーで 32.5kW)ため電源内にコンデンサバンクを持ちドライブする。
- (6) 電源効率

(a) LDドライバの効率 0.8

(b) ライダー電源効率 0.8

(7) レーザ発振器系の消費電力(500mJ, 1064nmの場合)は $9.8 \times p$ (W)。

10ppsのパルスレートの場合 98Wと小型衛星搭載としては十分成立しうる値である。

ライダーとしては同一電力で運用する場合に、1ショット当たりのエネルギーを小さくし、パルスレートを高くする方法と、1ショット当たりのエネルギーを大きくしパルスレートを低くする方法がある。その積が一定であれば消費電力は大きく異なることはないと考える。

これらの方式のトレードオフを表C.2.2.1に示す。

表C.2.2.1 レーザ出力とパルスレートのトレードオフ

項目	小出力/高パルスレート	大出力/低パルスレート
電源	コンデンサバンクが小さくなるため小型/軽量化が可能電源の発熱密度が増大する	コンデンサバンクが大型化する
レーザー	励起用LDの出力が小さくて小型化の可能性のあるレーザーの発熱密度が増大し、排熱が一層クリティカルとなる	励起用LDの出力が大きくなる
S/N	バックグラウンドが大きい昼間の観測でバックグラウンドが支配的なデータではS/Nが低下する(S/Nはレーザー出力の1/2乗に比例)	バックグラウンドが支配的な領域でのS/Nが良い
アイセーフティ	問題が緩和される方向である	アイセーフティと送信ビーム幅で出力の上限が決まる
データレート	パルスレートにはほぼ比例してデータレートが増加する。データレートを下げるためには機上での平均化処理等の高度処理が必要になる。	データレートが小さくて済む

以上より、ライダーの観測から考えると重量/電力/搭載性の許す限り、レーザー出力を大きくすることが望ましいと言える。

C.2.3 アイセーフティ

300mmφのアイセーフティを確保する手段として以下の方針としたい。

- (1) 300mmφの望遠鏡は天体観測に限られるため、夜間のみ適用する。
- (2) 昼間は双眼鏡の使用までが一般であると考えられるため 70mmφの集光までとする。
- (3) 夜間は送信ビームを広げアイセーフティを確保する(ビーム広がり角 0.3mrad)。
- (4) 夜間はバックグラウンド光が小さいため、ビームを広げることによるS/N低下の効果は小さい。昼間はバックグラウンド光を最小限にするため 0.1mradとする。

以上のパラメータとJIS C 6802-1991の1 μm帯 裸眼 MPE, $5 \times 10^{-2}(\text{J}/\text{m}^2)$ を基にアイセーフティを確認する。昼間許容される出力は

$$P = 5 \times 10^{-2} \times \pi (500 \times 10^3 \times 0.05 \times 10^{-3})^2 \times \left(\frac{7}{70}\right)^2 = 981(\text{mJ}) \quad (\text{C. 2. 7})$$

であり、余裕を持ってアイセーフティを満たす。また、夜間 0.3mradとした時に許容される出力は

$$P = 5 \times 10^{-2} \times \pi (500 \times 10^3 \times 0.15 \times 10^{-3})^2 \times \left(\frac{7}{300}\right)^2 = 481(\text{mJ}) \quad (\text{C. 2. 8})$$

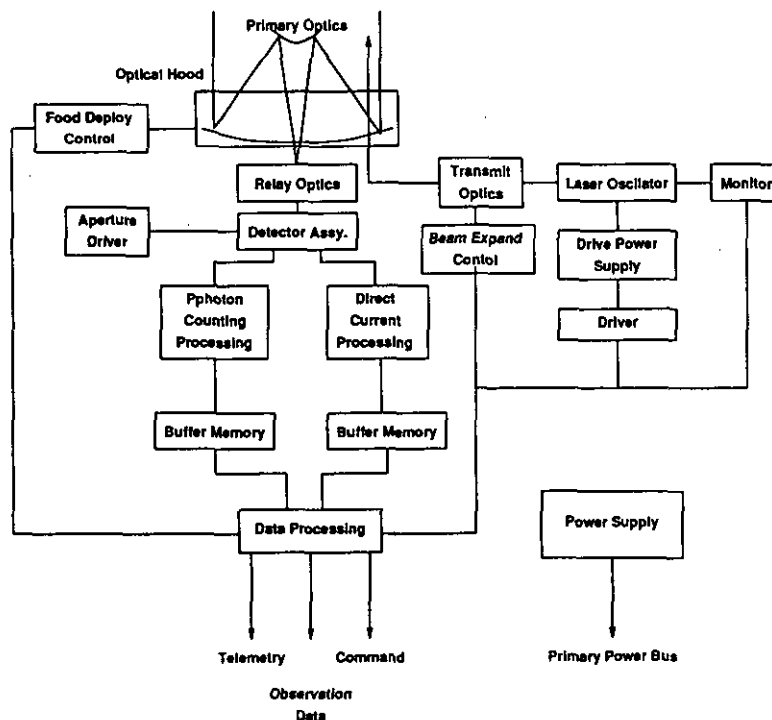
である。送信光学系の効率を 0.8とすると、500mJの出力が使用できる。

C. 3 J-1 衛星搭載ライダーの仕様案

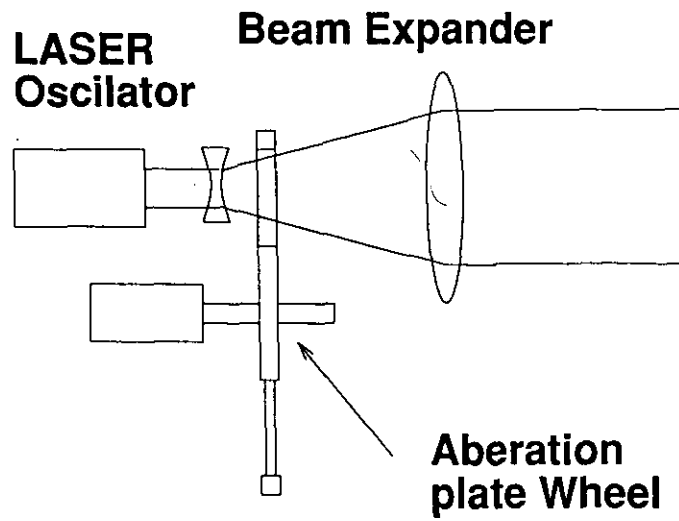
C. 3. 1 ライダー機能ブロック

図C. 3. 1. 1にJ-1衛星搭載ライダーのブロック図を示す。本衛星では、機構部として送信ビームの切替え及び受信視野の大きさとPoint Ahead角の切替え部を有する。送信ビーム幅の切替えは、図C. 3. 1. 2にビームエキスパンダ中に厚さの異なる光路長変更板を入れ、ビーム広がり角を調整する方式を考えている。また、受信視野の切替え及びPoint Ahead角の切替えは、図C. 3. 1. 3に示すように主光学系焦点面に回転視野絞り板を置き両者の切替えを一箇所で行なう。これらは、ともに回転板を制御する共通の技術で実現できる。

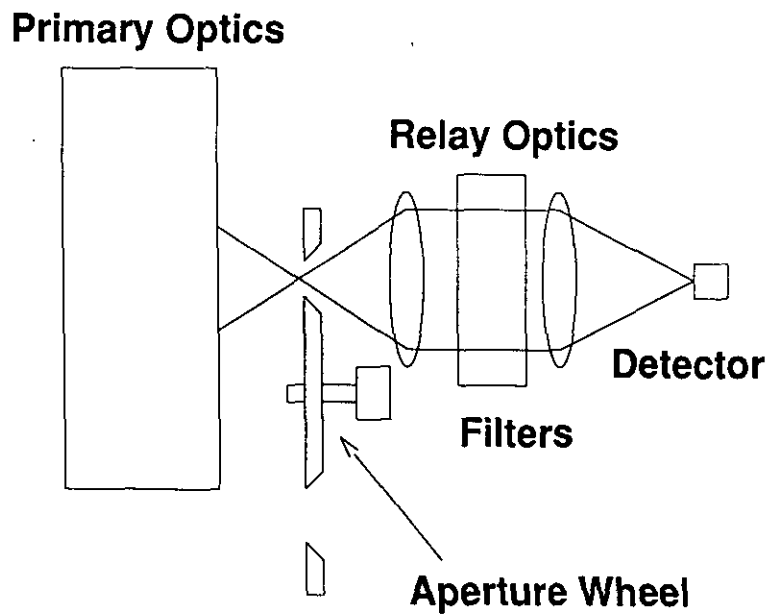
また、本ライダーではQスイッチ用ポッケルセル、光電子増倍管及びレーザダイオードドライブ電源に50V以上の高電圧を使用する。



図C. 3. 1. 1 ライダーの機能ブロック図



図C.3.1.2 送信ビーム幅の切替えは光学厚さの異なる硝子を挿入し焦点外しによって実現する



図C.3.1.3 受信視野切替え/Point Ahead切替え
回転アパーチャによってアパーチャの位置とサイズを切替える

C.3.2 ライダーの仕様案

表C.3.2.1 J-1衛星搭載ライダーの仕様(案)

項目	仕様案	備考
観測高度	0~30km	
空間分解能	水平 100km, 垂直 100m	
測定精度	Cirrusに対してS/N 10	
方式	LD励起 Nd:YAGレーザ	効率 8%
波長	1064nm	
出力エネルギー	500mJ以上	
パルス幅	20nsec以下	
パルスレート	10pps	
寿命	10°ショット以上	
送信光学系	屈折式	
送信ビーム角	0.1mrad(昼間) 0.3mrad(夜間)	アイセーフティ
受信光学系口径	100cm(TBD)	展開フード装備
受信視野	0.1mrad(昼間) 0.3mrad(夜間)	飛翔方向による視野切替え
光学フィルタバンド幅	0.1 nm	
検出器	光電子増倍管	量子効率 0.3%以上
信号処理		機上処理後 32kbps以下
フォトンカウンティング	カウンタ 100MHz ゲート幅 667nsec	
直流モード	量子化レート 667nsec	

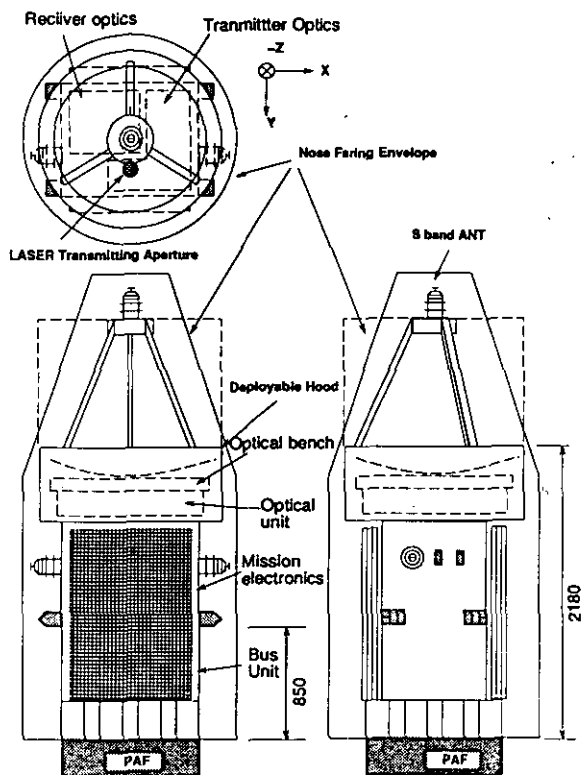
C.4 衛星コンフィギュレーション・リソース配分

C.4.1 衛星コンフィギュレーション

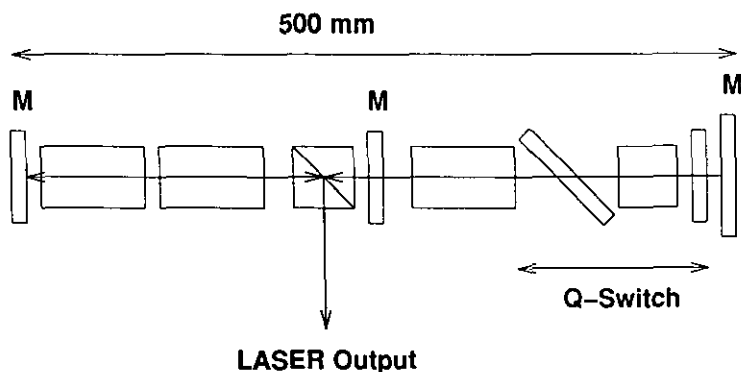
図C.4.1.1に打上時のコンフィギュレーションを示す。ミッション機器の中心となるものは口径1mの受信光学系であり、この光学系を地球指向する要求がある。光学系の大きさからフェアリングの限界いっぱいになる。したがって、光学系のフードはフェアリング内に入り切らないため伸展型とすることが必須である。フードそのものは昼間の地球をも観測することから、太陽直射を避けることが目的でありバッフル板(ベーン)は不要である。薄いフィルムを材質とし、軽量の伸展フードとする。

また、光学系は主鏡後部の光学ベンチ上に実装する。レーザ発振器は図C.4.1.2に示す程度のサイズがあり、光学ベンチ上は受信光学系と送信光学系、レーザで占められてしまう。したがって、電源、レーザ電源、信号処理部等は光学系の下部の箱型部に搭載する必要がある。このためにも、バスコンポーネントの統合化等による小型軽量化が期待される。

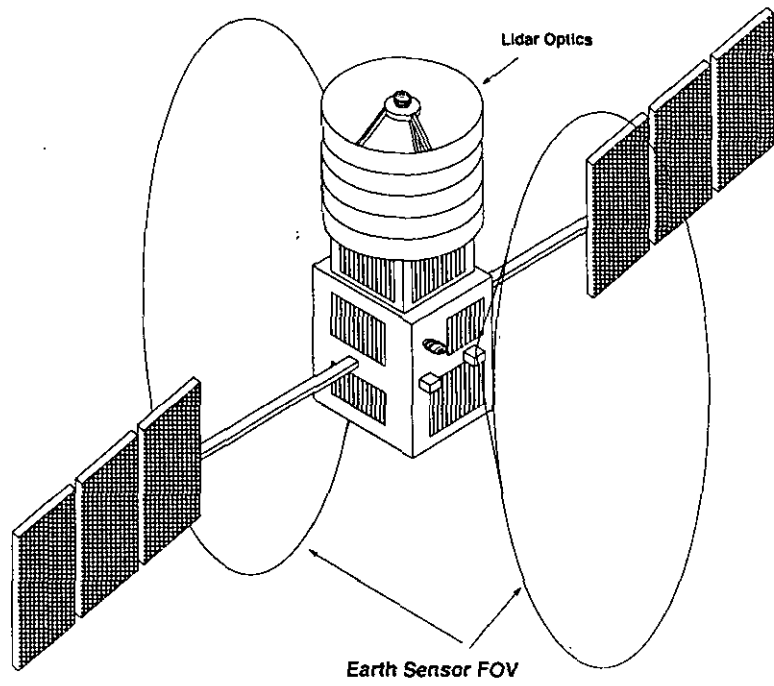
図C.4.1.3には軌道上コンフィギュレーションを示す。軌道上では、地球指向面を受信光学系が占めるため、視野の必要なアンテナ、姿勢センサ等の配置が重要である。ここでは、受信光学系の副鏡部にSバンドアンテナを配置し、地球センサとしてコーンスキャニングタイプのもを採用することで各々の地球方向視野の確保を行なっている。



図C.4.1.1 打上げ時コンフィギュレーション(案)



図C.4.1.2 レーザ発振器の概略



図C.4.1.3 軌道上コンフィギュレーション(案)

C.4.2 重量配分

表C.4.2.1に重量配分案を示す。ライダーシステムをJ-1小型衛星に搭載するためには、重量の軽減が最重要課題になる。特に、1mの望遠鏡を搭載するために、この軽量化が最大のチャレンジになると考えられる。この重量配分を実現するためには望遠鏡の主鏡だけでなく、副鏡、副鏡の支持、光学ベンチまでベリリウムで製作する。さらに、軽量化するためのSiC等の新材料の採用の検討も必要である。

表C.4.2.1 ライダー観測衛星の重量配分

サブシステム/項目	配分值(kg)	備 考
ミッション機器合計	150.0	
受信主光学系	35.0	ベリリウム鏡, 光学ベンチ, フードを含む 100V, 65A, 5系統 電気計装, 機械計装
送信光学系	2.0	
レーザ発振器	4.0	
レーザ電源	40.0	
受信光学系/検出系	3.0	
信号処理系	15.0	
電源系	7.0	
構体系	25.0	
熱制御系	10.0	
計装系	7.0	
マージン	2.0	
バス機器合計	370.0	
TT&C	7.0	送受信器, アンテナ TT&C, ミッションデータ処理, 姿勢軌道制御統合
電源系	50.0	
太陽電池パドル系	60.0	
衛星制御系	50.0	
推進系	22.0	
構体系	80.0	
熱制御系	20.0	
計装系	60.0	
バスマージン	21.0	
衛星ドライ重量	520.0	
推薬量	30.0	
衛星重量	550.0	

C.4.3 電力配分

電力配分案を表C.4.3.1に示す。この配分案では検出器冷却(ペルチェ素子)に10Wを配分している。光電子増倍管の冷却は、熱リークの原因となる高圧線があり、また形状も比較的大きい。冷却能力を半導体フォトダイオードの場合に比べて大きくする必要がある。当社ではペルチェ素子を使ったCCDの冷却で約2Wの電力で温度差60度程度を試験的に実現したことがあり、光電子増倍管の場合でも種々の断熱法を適用することで50度程度の温度差が可能と考えている。したがって、ペルチェ素子の排熱面を0度近辺になるよう熱制御することで-50度の動作温度が実現可能と予測している。一方、検出器の有感面積は1mmφ程度で十分であるので、光電面の小型化等による低バックグラウンド化が望まれる。

表C.4.3.1 ライダー観測衛星の電力配分

サブシステム/項目	平均電力配分値(W)	備考
ミッション機器合計	150.0	
受信主光学系	0.0	
送信光学系	0.0	
レーザ発振器	65.0	10 pps
レーザ電源	15.0	電源/ドライバ効率
光学系/検出系	14.0	内10Wは検出器冷却
信号処理系	17.0	
電源系	31.0	
構体系	0.0	
熱制御系	5.0	
計装系	2.0	電気計装, 機械計装
マージン	1.0	
バス機器合計	190.0	
TT&C	20.0	送受信器
電源系	18.0	
太陽電池パドル系	4.0	
衛星制御系	83.0	TT&C, ミッションデータ処理, 姿勢軌道制御統合
推進系	15.0	
構体系	0.0	
熱制御系	10.0	
計装系	5.0	
バスマージン	35.0	
衛星合計	350.0	

【平成7年4月27日編集委員会受理】

[国立環境研究所資料 F-82-'95/NIES]

衛星搭載レーザーレーダーによる地球規模大気環境の
評価に関する調査報告(4)最終報告書

問い合わせ先：地球環境研究グループ 笹野 泰弘
電話 0298-50-2444

平成7年6月28日発行

発行 環境庁 国立環境研究所
〒305 茨城県つくば市小野川16番2

印刷 ニッセイエプロ株式会社
東京都港区西新橋2-5-10