

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(3)

Feasibility study on space lidars for measuring
global atmospheric environment No.3

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

序

本調査は平成5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。

本書は、平成5年度の調査委員会の検討結果を主として取りまとめたものであり、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。読者の便宜のため、平成4年度までの検討結果についてもその概要を付している。詳細が必要な場合は巻末に記した問い合わせ先までご連絡頂きたい。

調査委員会の構成と本報告書の執筆分担を次頁に記し、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

1993年(平成5年)度 衛星搭載レーザーレーダー調査委員会 名簿

(敬称略・五十音順)

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
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 光計測研究室 室長
委員	内野 修	気象庁 気象研究所 気象衛星・観測システム研究部 第3研究室 室長
委員	輿石 肇	財団法人 リモートセンシング 技術センター 技術参与
委員	齊藤 保典	信州大学 工学部 情報工学科 助教授
委員	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
委員	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
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 レーザー・光制御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 設計第一担当 主務
委員	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 開発部員
委員	三浦 紳治	(株)ニコン 特機設計部 第2グループ
委員	守部 紀夫	日本電気(株) 誘導光電事業部 主管技師長
アドバイザー	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
事務局	伊藤 俊夫	財団法人 光産業技術振興協会 開発部 主幹
事務局	磯部 康弘	財団法人 光産業技術振興協会 開発部 主査

報告書 執筆分担一覧表（敬称略）

1 章	小林	喬郎
2 章	小林	喬郎
3 章		
3 . 1	齊藤	保典
3 . 2	守部	紀夫
3 . 3	鈴木	誠司
3 . 4	三浦	紳治
3 . 5	津野	克彦
3 . 6	辰巳	賢二
3 . 7	中島	正勝
4 章	小林	喬郎
	齊藤	保典
5 章	小林	喬郎

目 次

・序文	
・平成5年度 衛星搭載レーザーレーダー調査委員会名簿	
・報告書執筆分担一覧表	
1. はじめに	
1.1 調査の目的と意義	1
1.2 調査の方法	1
1.3 本報告書の構成	2
2. 平成4年までの調査結果の概要	2
3. レーザーレーダー計測システムの要素技術の調査	
3.1 レーザーレーダー計測のシミュレーション	5
3.2 レーザーレーダー計測用レーザー光源	20
3.3 レーザーレーダー計測用検出器	33
3.4 レーザーレーダー計測用送受光学系	40
3.5 レーザーレーダー計測の信号処理	53
3.6 レーザーレーダー計測システム	61
3.7 衛星環境	74
4. 既存プロジェクトの文献調査	88
5. おわりに	94

1. はじめに

1.1 調査の目的と意義

本調査は平成3年度、4年度（前期2年間）に実施した環境庁地球環境研究総合推進費による「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」の一環として行った、衛星搭載ミーム散乱レーザーレーダーを用いた雲・エアロゾルのグローバル観測の意義とデータ利用の研究をさらに発展させるものである。平成3年度、4年度には主に、成層圏オゾン層の破壊に関係する極域成層圏雲、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関する調査、衛星搭載レーザーレーダーと他のパッシブセンサーとの併用による高次情報の抽出の可能性の検討を行ってきた。そこで、後期の2年間の調査として、雲エアロゾル観測用のミーム散乱レーザーレーダーの開発を前提に、衛星搭載性、対宇宙環境性の観点から要素技術を中心に基礎調査を行い、現実的な機器仕様の提案に結び付けることを目的とする。この時、衛星としては主にJ1ロケットによる小型衛星クラスを想定する。また、H-IIロケットによるADEOSクラスの衛星を想定した場合についても一部検討を加える。

既に前期の調査から明かにされたように、衛星搭載ミーム散乱レーザーレーダーは雲およびエアロゾルの空間分布、とりわけ高度分布、多層分布構造の把握において他のセンサーでは得られない情報を獲得することが可能である。これらの諸パラメータをグローバルに観測することは、オゾン層破壊に関係する極域成層圏雲や中緯度成層圏エアロゾルの実態の把握、地球温暖化等のモデル検証の基礎データの提供等において、極めて有用である。また、従来から用いられているような受動的な雲画像センサーデータなどとの組み合わせにより、放射と雲に関する新しい知見を与えるものである。

これらの観測を目的とした衛星搭載レーザーレーダーの実現を図っていく上で、技術的な面での実現可能性の検討が不可欠である。そこで、本調査では次の5つの要素技術について、技術的な観点からの現状と今後の開発課題を明かにすることとした。すなわち、ア) レーザー光源、イ) 検出器、ウ) 受信望遠鏡、エ) 信号処理、オ) システム、である。

今後具体的な機器の仕様検討を進めていく上で、技術的な可能性とそれによって可能となる（あるいは制限を受ける）観測内容との折り合いをつけて行くことが重要である。本調査では要素技術の現状調査を合わせて、シミュレーションにより観測可能性の検討を進めることとしている。

レーザーレーダーはライダーと呼ばれることも多い。また、レーザーダと表記されることもある。本報告書では、敢えて統一することは避けて、各執筆分担者による呼称を尊重していることをお断りしておく。

1.2 調査の方法

財団法人光産業技術振興協会に委託し、レーザーレーダー技術、衛星システム技術に関する研究者、関連メーカー開発担当者から構成される調査委員会を設置し、文献調査・聞き取り調査ならびに検討を行った。調査に加わっていただいた委員は以下の通りである。

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）

- 委員 板部敏和（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（気象庁気象研究所気象衛星・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システム本部 開発部員）
委員 三浦伸治（（株）ニコン特機設計部 課長）
委員 守部紀夫（日本電気（株）誘導光電事業部 主幹技師長）

1. 3 本報告書の構成

以下、第2章には本報告書の読者の便を考慮して、昨年度までの調査結果の概要を取りまとめ示した。本年度の検討結果については、委員会での報告とディスカッションを踏まえて、各担当委員にまとめを執筆していただいたものを第3章に掲載した。本調査では主としてJ1ロケットによる小型衛星を主な対象としている。そこで、J1ロケットおよび小型衛星に関わる基本的な事項については第3章7節に取りまとめた。

第4章には関連する最近の文献から、代表的なものを数編選び、その抄訳を載せた。

2. 平成4年度までの調査結果の概要

平成3年度においては、まず「衛星搭載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「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」という観点から調査を行った。さらに衛星システムに関する事項、特に軌道、高度、観測対象領域等について検討した。主な事項を以下に抜粋する。

・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ともに大変重要である。

・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。

・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。

・地球の温暖化などの気候変動の問題の解明においては、現状が正しく再現出来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

- 委員 板部敏和（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（気象庁気象研究所気象衛星・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システム本部 開発部員）
委員 三浦伸治（（株）ニコン特機設計部 課長）
委員 守部紀夫（日本電気（株）誘導光電事業部 主幹技師長）

1. 3 本報告書の構成

以下、第2章には本報告書の読者の便を考慮して、昨年度までの調査結果の概要を取りまとめ示した。本年度の検討結果については、委員会での報告とディスカッションを踏まえて、各担当委員にまとめを執筆していただいたものを第3章に掲載した。本調査では主としてJ1ロケットによる小型衛星を主な対象としている。そこで、J1ロケットおよび小型衛星に関わる基本的な事項については第3章7節に取りまとめた。

第4章には関連する最近の文献から、代表的なものを数編選び、その抄訳を載せた。

2. 平成4年度までの調査結果の概要

平成3年度においては、まず「衛星搭載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「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」という観点から調査を行った。さらに衛星システムに関する事項、特に軌道、高度、観測対象領域等について検討した。主な事項を以下に抜粋する。

・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ともに大変重要である。

・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。

・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。

・地球の温暖化などの気候変動の問題の解明においては、現状が正しく再現出来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らかなように、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。

・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らかにされつつあり、成層圏雲・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。

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300 km）、宇宙ステーション（高度460 km）、衛星（高度800 km）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、いずれの飛翔体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、昼夜ともに雲の観測（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翔体の高度、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。

これらの議論から、

- ・衛星搭載ライダーによる雲・エアロゾルのグローバル観測の意義は大きい
- ・現状で開発可能なライダーによって昼夜ともに必要な精度での雲及び火山性成層圏エアロゾルの分布の計測が可能、の2点が結論づけられた。

また、ライダーと他のセンサーとの組合せによる高次情報抽出の可能性を検討することの必要性が提起された。

平成4年度は前年度の検討を発展させ、特に巻雲のグローバル観測、他のパッシブセンサーとの組合せ観測の意義について検討するため、雲と雲の気候に及ぼす影響に関する専門家を招へいし、衛星搭載ライダーによる雲観測、特に巻雲の観測について検討した。

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高度800 kmからの観測の時、夜間では1観測当たり1 J、昼間では10 J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。これはパルス当たり100 m J出力のレーザーとすれば、それぞれ10パルス、

100パルスの信号を積算をすることに相当する。偏光解消度の観測についても、10J程度必要とされる。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済む。

グローバルな雲観測の意義、衛星搭載ライダーに期待される役割について討議された主な点は以下の通りである。

- ・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。
- ・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。
- ・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、トルー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。
- ・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。
- ・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。

2年間にわたる検討の結果、地球温暖化の機構を考える上で雲の果たす役割を明ら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らかにされ、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。

衛星搭載ライダーは能動的（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とも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衛星搭載ライダーの有効性が明らかにされた。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、ライダーだけからは得にくい高次な情報が抽出できる可能性が指摘された。

同時に、観測の方法（空間時間スケール・分解能）を観測目的、観測対象に応じて適切に設計することの重要性が挙げられた。また、掃引（スキャン）測定による広範囲の測定可能性が議論された。これらの事項は、衛星搭載機器のハードウェア仕様と密接に関係することから、今後の重要な研究課題とされた。

3.1 レーザーレーダー計測のシミュレーション

3.1.1 シミュレーションのための基礎的検討事項

衛星搭載レーザーレーダーでは、地表面に向けて照射されたレーザー光の大気による後方散乱光を衛星上の望遠鏡で検出し、その強度変化を調べることにより地球大気環境観測を行う。従来からのパッシブセンサーを用いた観測と比較して、格段に向上した距離分解能（特に鉛直方向、10-100m程度）が得られる。本節では、衛星搭載レーザーレーダーの可能性を調べるために行った、計算機シミュレーション結果について述べる。特に、多波長レーザーレーダーの可能性を検討するために行った、観測のSN比の波長依存性についてのシミュレーション結果について報告する。

観測対象物はエアロゾルと巻雲とした。大気境界層内には多量のエアロゾルが含まれており、水蒸気と共に放射フラックス変動に大きな影響を及ぼすことが指摘されている¹⁾。このように、大気境界層内エアロゾルは、気候変動等の立場から重要な観測対象物として位置付けられる。またピナツボ火山噴火のようなイベント時による、成層圏への大量エアロゾル注入等の影響も観測の対象とした。成層圏エアロゾルについてはSAGEやSAM衛星によるパッシブ観測が従来より行われてきた。このような観測と比べ衛星搭載レーザーレーダーでは、特に鉛直方向の距離分解能に優れた観測が可能で、対流圏と成層圏間エアロゾル輸送現象の解明や大気境界層でのエアロゾル濃度分布観測等に、特に威力を発揮するものである。巻雲等の薄い雲や多層雲の鉛直分布構造は、パッシブ観測では検出が困難であったが、レーザーレーダーによる直接観測はこれらの検出を可能とする。観測データは雲特性やグローバル分布等の直接的な理解の他にも、大気大循環モデルによる地球温暖化予測や気候変動予測の精度向上等に対しても大きな貢献をもたらすものである。

大気分子やエアロゾルの体積後方散乱係数は波長依存性を有することが知られているが、その様子を図1に示す（地上付近の値）。大気分子は波長の4乗、エアロゾルは波長の1.3乗に比例して、短波長ほど大きな値をとる。後述のシミュレーションに用いた大気モデル（図4参照）を使い、消散係数と体積後方散乱係数との比を大気分子では $8\pi/3$ 、エアロゾルでは50と仮定して、代表的な波長での往復の透過率を計算した（雲は考えていない）。図2に結果を示す。短波長ほど体積後方散乱係数が大きくなる（従って消散係数も大きくなる）ため透過特性が悪くなる。レーザーレーダーの受信信号の大きさは、体積後方散乱係数と往復の透過率の積に比例するため、受信信号を最大にする最適波長が存在するものと考えられる。最適波長決定のためには、大気中の吸収、ミー散乱の波長依存性、エアロゾルや雲の粒径分布等を考慮した詳細な検討が必要であるが、図1と図2より大気特性の波長依存性の概略を知ることができる。

衛星搭載レーザーレーダーのように、地上方向へのレーザー照射を行う場合には、目に対する安全性を考慮した検討も重要である。1.4 μm 以上の波長はアイセーフ波長と呼ばれ、目に対する最大許容露光量が他の波長領域と比較して桁違いに大きいことから、近赤外から赤外領域のレーザー波長の使用も検討されるべきである。

レーザー波長の設定も重要であるが、検出器の選択も非常に重要である。紫外から可視領域での検出器としては、低雑音で高増倍機構を有する光電子増倍管が最良と考えられる

が、近赤外域では十分な感度を有しない。近赤外領域での検出器として次のシミュレーションにおいては、光起電力型の量子型赤外検出器であるGeとInAsを選んだ。量子効率も光電子増倍管より大きいものの、暗電流が大きくまた大きな検出面積を得られないのが欠点である。

観測される受信信号には、レーザー照射に対応した受信信号の他に背景光（主として太陽光）が雑音として受信され、観測のSN比を低下させる。Thekaekaraにより報告された太陽スペクトル強度の波長依存性²⁾を図3に示す。450nm付近で最大値をとり長波長ほどその値が小さくなる。紫外から近赤外付近の波長のレーザー光源を使用した日中観測のSN比向上のためには、受信光学系の受信スペクトル帯域の狭帯化が重要である。夜間観測では背景光雑音が少ないため、狭帯化よりも受信光学系の効率（透過率）を大きくすることが望ましい。従って日中観測と夜間観測では、異なる二系統の受信光学系をスイッチなどで切り替えて使用するなどの工夫が必要である。

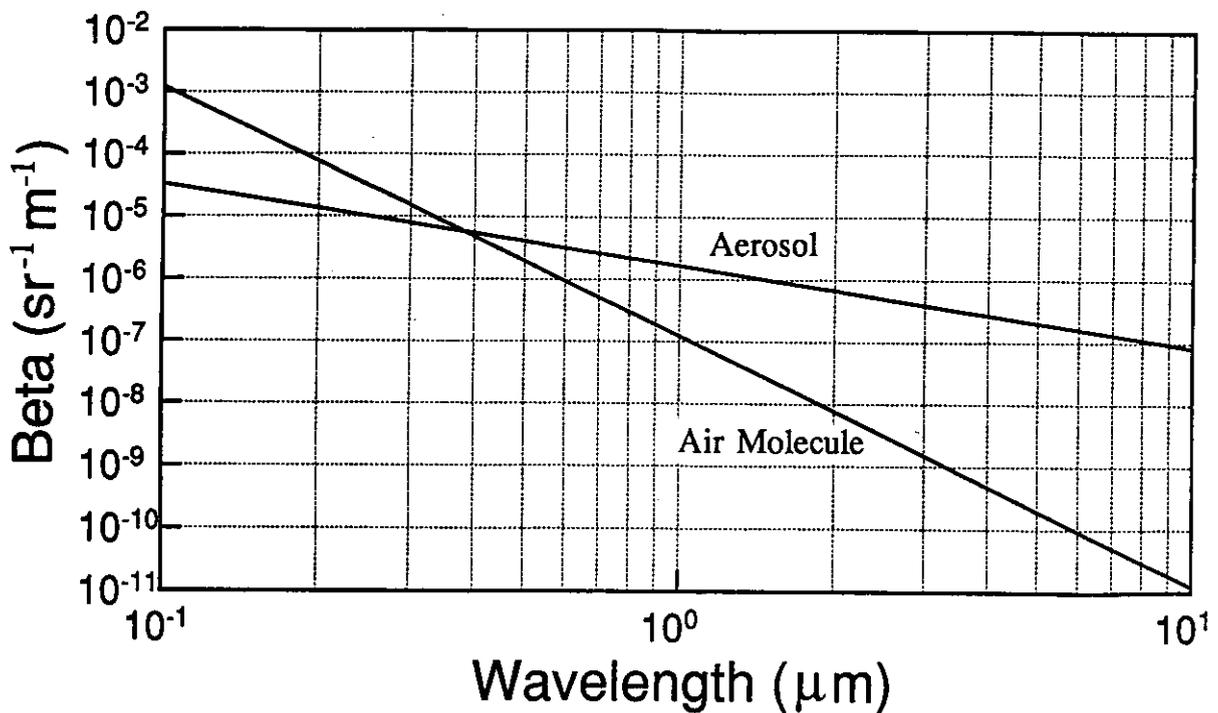


図1 大気分子およびエアロゾルの体積後方散乱係数の波長依存性

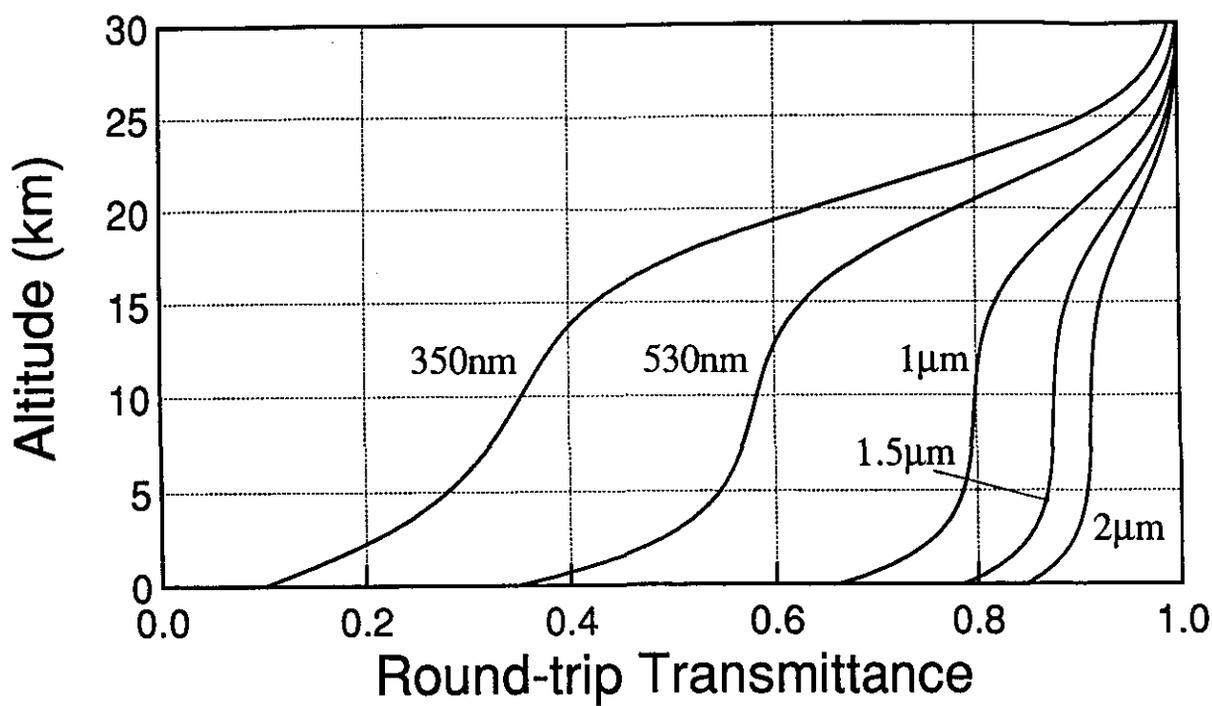


図2 往復大気透過率の波長依存性 (原点は衛星高度800km)

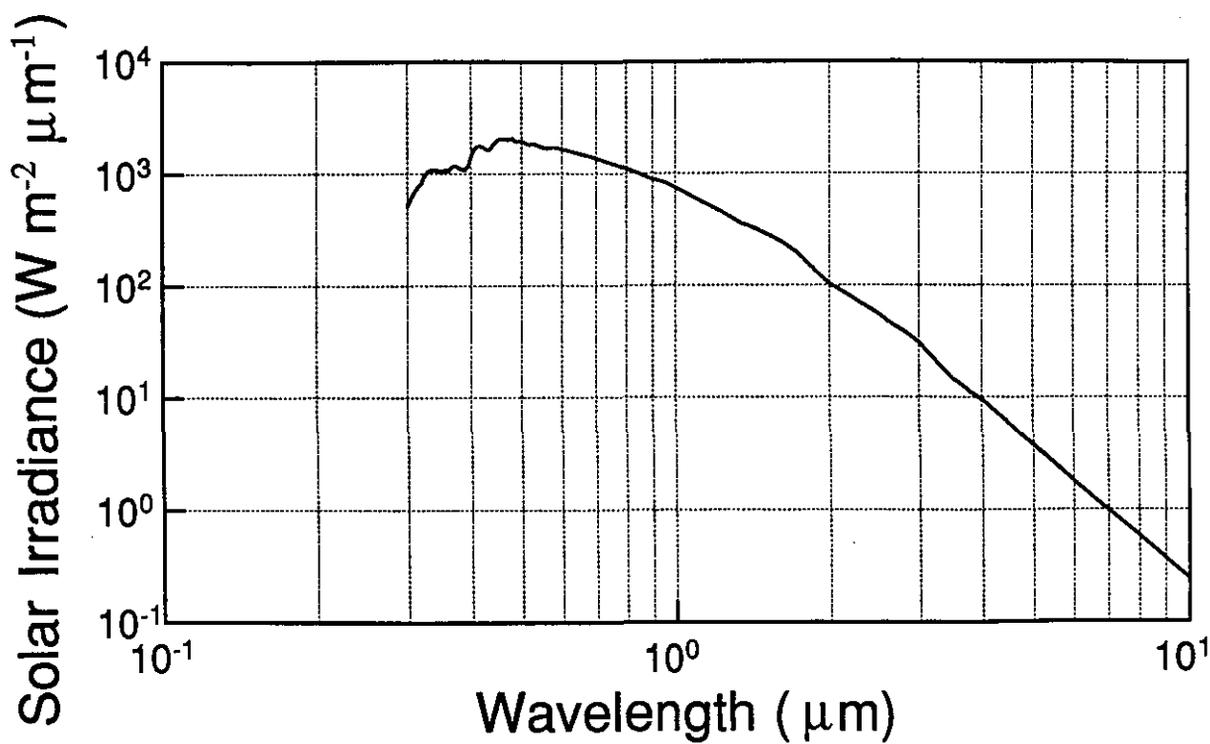


図3 太陽背景光強度の波長依存性

3.1.2 シミュレーション方法

レーザーレーダー方程式により得られる受信信号を用いて、観測のSN比を評価するためのシミュレーションを行った。レーザー照射に伴い得られる光電子数のうちエアロゾルによるものを n_a 、大気分子によるものを n_m 、背景光雑音による光電子数を n_b 、(近赤外検出器の場合の)暗電流による光電子数を n_d とすると、エアロゾル観測のSN比は積算回数を N として次のように表される。

$$SN = N^{1/2} \frac{n_a}{(n_a + n_m + n_b + n_d)^{1/2}}$$

通常はエアロゾルと大気分子を区別せずに計算することが多いが、本シミュレーションでは、エアロゾル(雲も含む)観測を特に意識して、大気分子からのものは一種の雑音と見なし、より厳しい条件での評価を試みた。また基本的にはフォトンカウントモードでの観測を考えている。最近、赤外域(0.4-28 μ m)でのフォトンカウンティング実験結果も報告されている³⁾。

また暗電流の自乗平均値は、等価雑音電力(NEP:W)を用いて次のように表現される⁴⁾⁵⁾。等価雑音電力は、雑音量に等しい入射光量として与えられるもので、増幅器も含めた検出系全体で発生する実質的な雑音の評価を行うのに有効である。

$$n_d = \left(NEP \frac{2 \Delta R}{c} \frac{\lambda}{hc} \eta \right)^2$$

- η : 検出器の量子効率 (%)
- h : プランク定数 (6.6×10^{-34} Js)
- λ : 波長 (m)
- c : 光速 (3×10^8 m/s)
- ΔR : 距離分解能 (m)

図4にシミュレーションに用いた大気モデルを示す。大気分子は米国標準大気、対流圏エアロゾルはEOSレポートのバックグランドエアロゾル、成層圏エアロゾルはイベント時を考慮してバックグランドエアロゾルの100倍の値をそれぞれ与えた⁶⁾。巻雲モデルはImasu and Iwasakaの実測値⁷⁾を用いた。具体的には、図1で示した体積後方散乱係数の波長依存性を図4に適応して各波長でのSN比を求めた。ミー散乱の粒径分布の波長依存性は今回のシミュレーションでは取り入れていない。

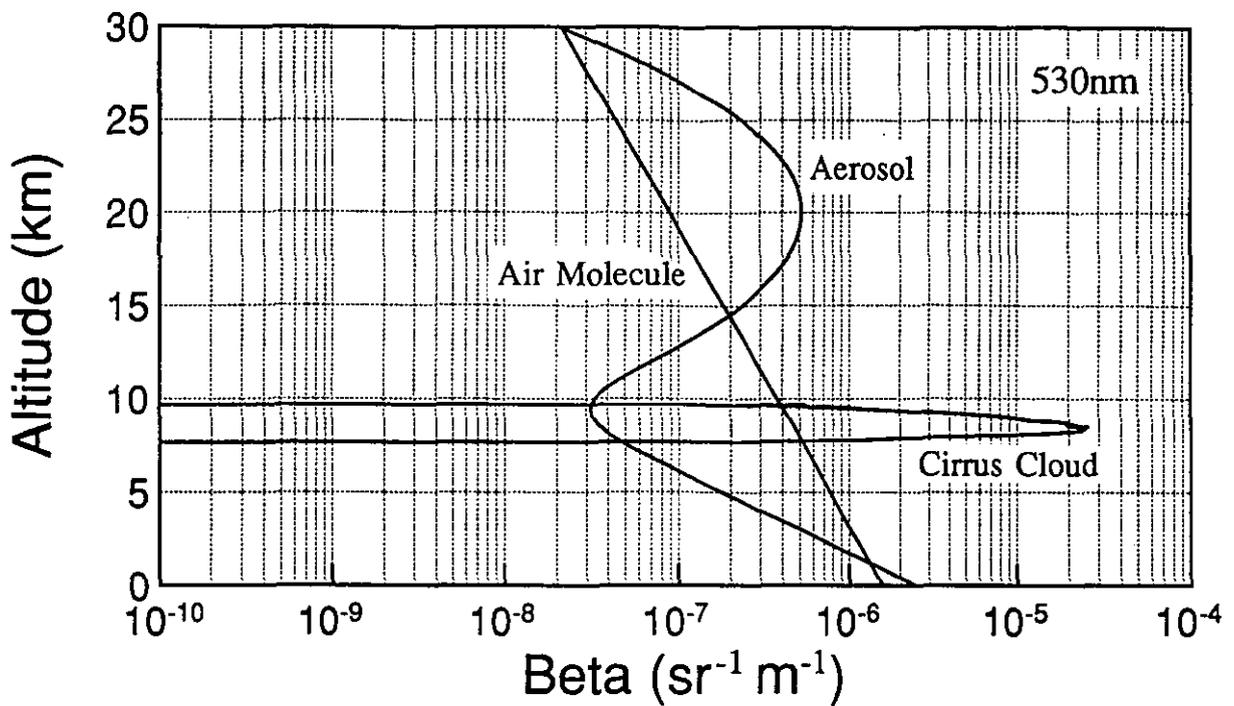


図4 シミュレーションに使用した大気モデル (530nmの場合)

表 1に、シミュレーションに用いたレーザーレーダーの仕様および観測条件等を示す。レーザーの波長は、現時点で最も信頼性のあるNd:YAGレーザーを基準にしているが、このレーザーに限定したものではなく、実際に入手可能なレーザーの波長とは多少異なっている。アイセーフ波長である $1.5\mu\text{m}$ および $2\mu\text{m}$ での観測の可能性も同様に検討することにした。各パラメータの値はなるべく現実的なものとなるようにカタログ等を参考にして選ばれたが、レーザーエネルギーや光学系透過率、受信望遠鏡直径等には不確定要素も多く、若干の開発要素も含まれている。GeとInAs検出器の等価雑音電力の値は、それぞれの比検出能力 (D^*) をもとに受光面積 1mm^2 、検出系帯域 10MHz として計算されたものである。

表1 シミュレーションに用いた主要パラメータの一覧

<u>Laser Transmitter</u>					
Output Wavelength (nm)	350	530	1000	1500	2000
Output Energy (mJ)	300	500	500	300	300
Pulse Repetition Frequency (Hz)	10-50	10-50	10-50	10-50	10-50
<u>Receiver</u>					
Telescope Diameter (m)	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
Field of View (mrad)	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
Detector:	PMT*	PMT	Ge	Ge	InAs
Quantum Efficiency (%)	20	20	45	65	31
NEP (W) @1mm ² , 10MHz	--	--	3.2×10^{-11}	6.3×10^{-12}	1.1×10^{-9}
Daytime Measurement:					
Optical Throughput (%)	15	15	30	30	30
Filter Bandwidth (nm)	0.1	0.1	1.0	1.0	12
Background Noise (Wm ⁻² μm ⁻¹)	1093	1842	668	288	103
Nighttime Measurement:					
Optical Throughput (%)	30	30	60	60	60
Filter Bandwidth (nm)	1.0	1.0	1.0	1.0	250
Background Noise (Wm ⁻² μm ⁻¹)	0	0	0	0	0
<u>Condition</u>					
Objectives	Cirrus Cloud and Aerosol				
Range Resolution (m)	60				
Laser Shot Averaging	100				
Platform:	Heliosynchronous Polar Orbit				
Altitude (km)	800				
Velocity (m/s)	7.5				

* PMT:Photomultiplier

3.1.3 シミュレーション結果と検討

各波長の日中および夜間観測のシミュレーション結果を図 5.1 から 5.5 にまとめて示す。等価雑音電力が大きな $2\mu\text{m}$ を除いて、比較的良好な SN が得られた。ESA の ATLID に要求される性能⁸⁾ と比較しても遜色の無い結果が得られたように思われる。観測条件にもよるが、雲観測では 1~数パルスの積算でも観測可能であり、掃引型システムの開発も興味のある課題である。全体的な傾向として、波長が短いほど僅かではあるが SN 比の高度依存性が小さくなる傾向がみられる。雲や 5km より低高度での 350nm や 530nm の SN 比は、 $1\mu\text{m}$ や $1.5\mu\text{m}$ と比較して小さな値となった（特に地表付近において SN 比が減少傾向にあるのは、大気の透過率の急激な減少によると考えられる）が、光電子増倍管の低雑音かつ高増倍機構はより大きな出力電圧の発生を可能とするため、紫外や可視領域での観測を有利なものにするであろう。1~ $2\mu\text{m}$ 領域において、フォトンカウンティングレベルの低雑音特性を有する、アバランシェフォトダイオードを用いたレーザーレーダーシステムの開発⁹⁾ が強く望まれる。しかしながら、これまであまり考えられなかった近赤外領域での観測も十分に可能であることが示された。

観測における波長依存性の寄与を明確にするため、大気分子とエアロゾル（雲を含む）を区別して、それぞれの受信光電子数の波長依存性を比較したものが図 6 である。どちらも夜間観測を想定し、システムの仕様は同じ（レーザーエネルギー 300mJ、量子効率 20%、光学系透過率 30%）である。長波長ほど、大気分子よりもエアロゾルからの受信信号が卓越し、両者の区別が明確に現れるようになる。これは図 1 から明らかなである。従って長波長での観測においては、受信信号のほとんどがエアロゾルによるものと考えられ、エアロゾルの直接観測が可能である。これに対し短波長では、成層圏エアロゾルがなくなる高度 30km 以上からの大気分子のみの信号を用いて、解析処理を行ってエアロゾル濃度を導出しなければならない。しかしながら、紫外や可視領域では大気分子からの受信信号が十分強く、この信号を利用して検出器の自己較正が可能というメリットもあげられる。長波長領域では較正用光源（パワーモニターされたレーザー自体でもよい）が必要である。

シミュレーションにおいては太陽同期極軌道衛星を想定し、観測高度 800km に設定した。より低軌道を飛行する、例えば J-1 衛星の高度は 500km であり、その場合には本結果よりも良好な SN 比が得られることになる。

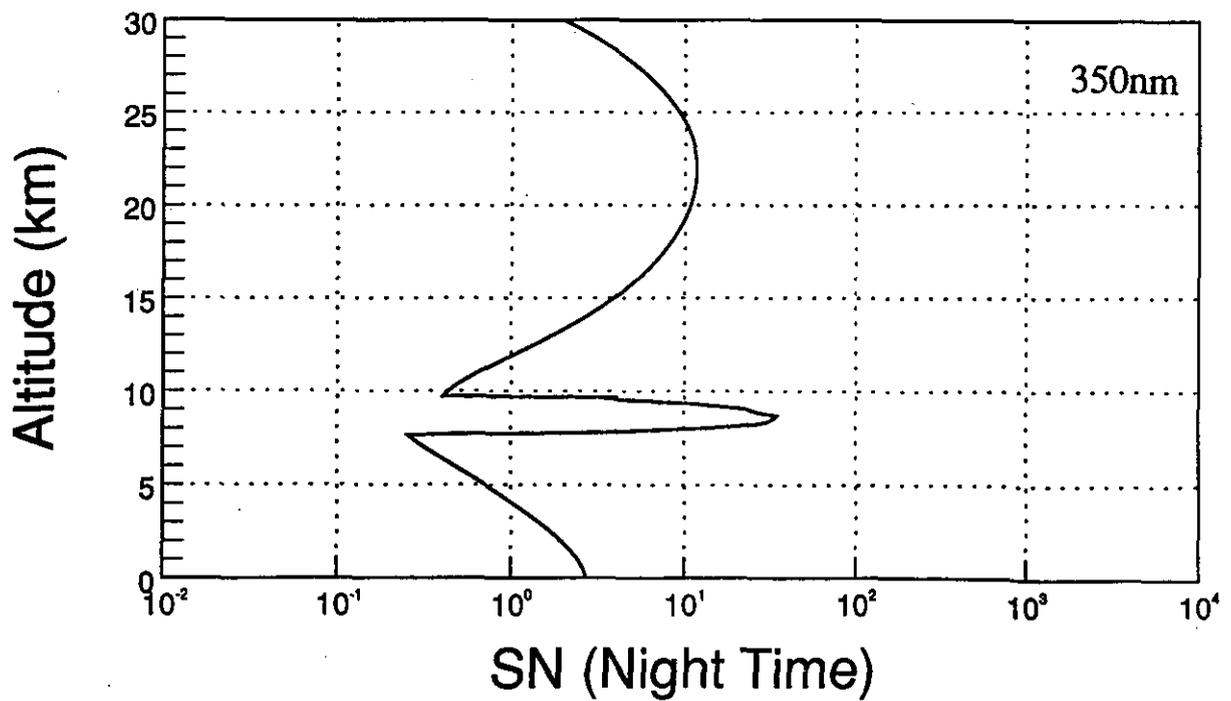
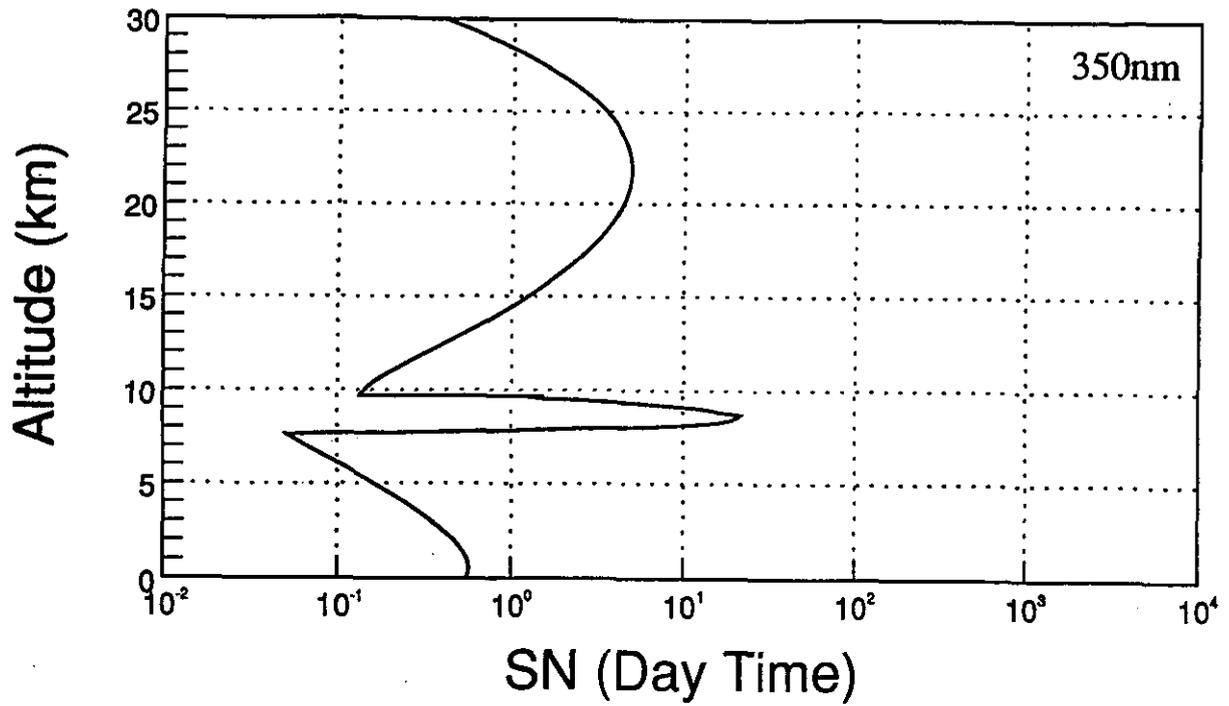


図5.1 シミュレーション結果 (SN比の高度依存性) : 350nm

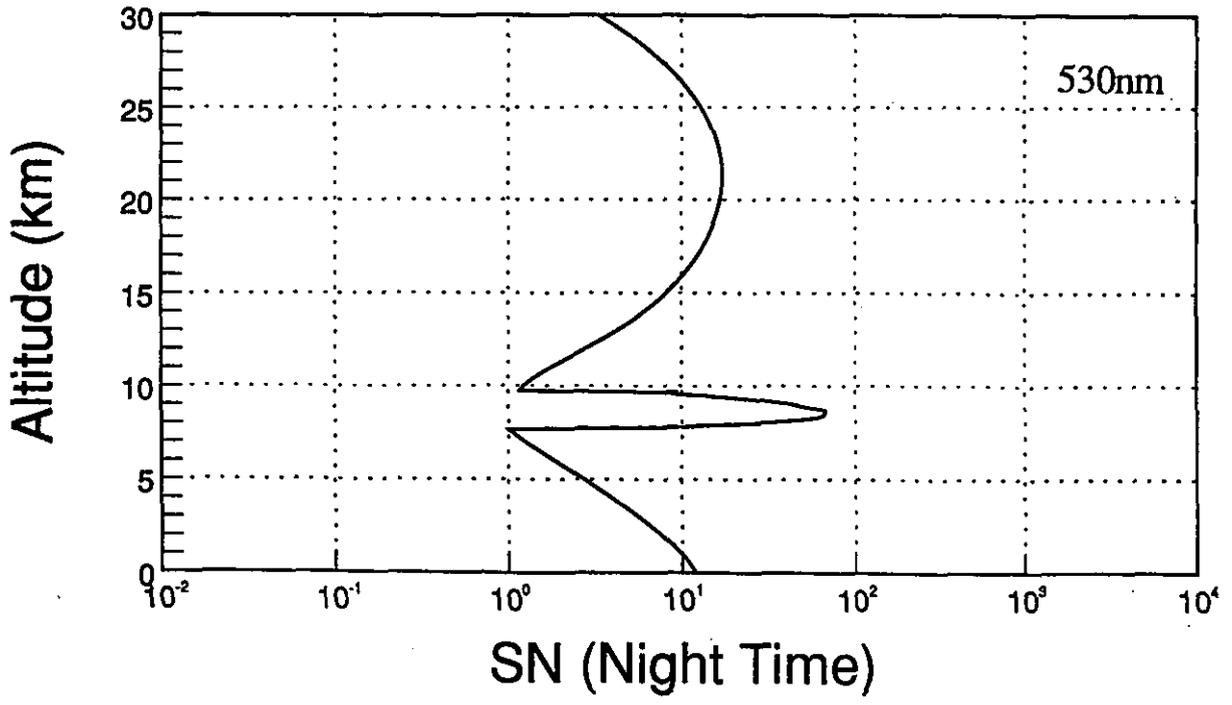
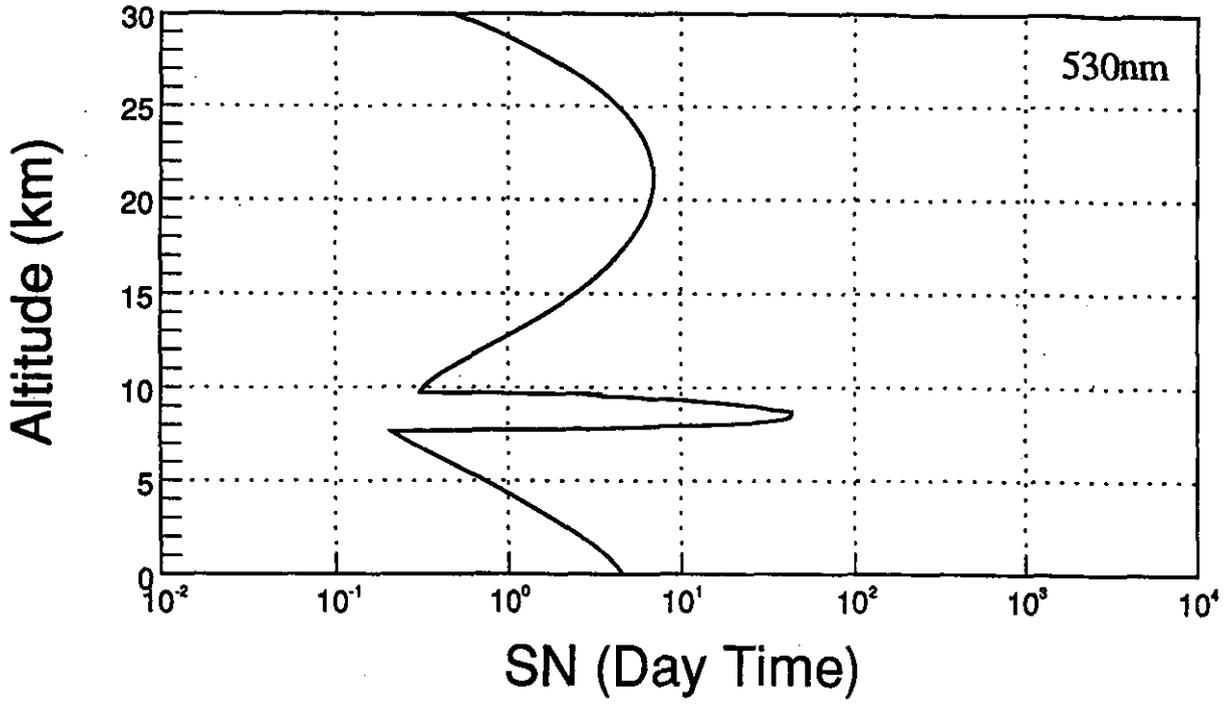


図5.2 シミュレーション結果 (SN比の高度依存性) : 530nm

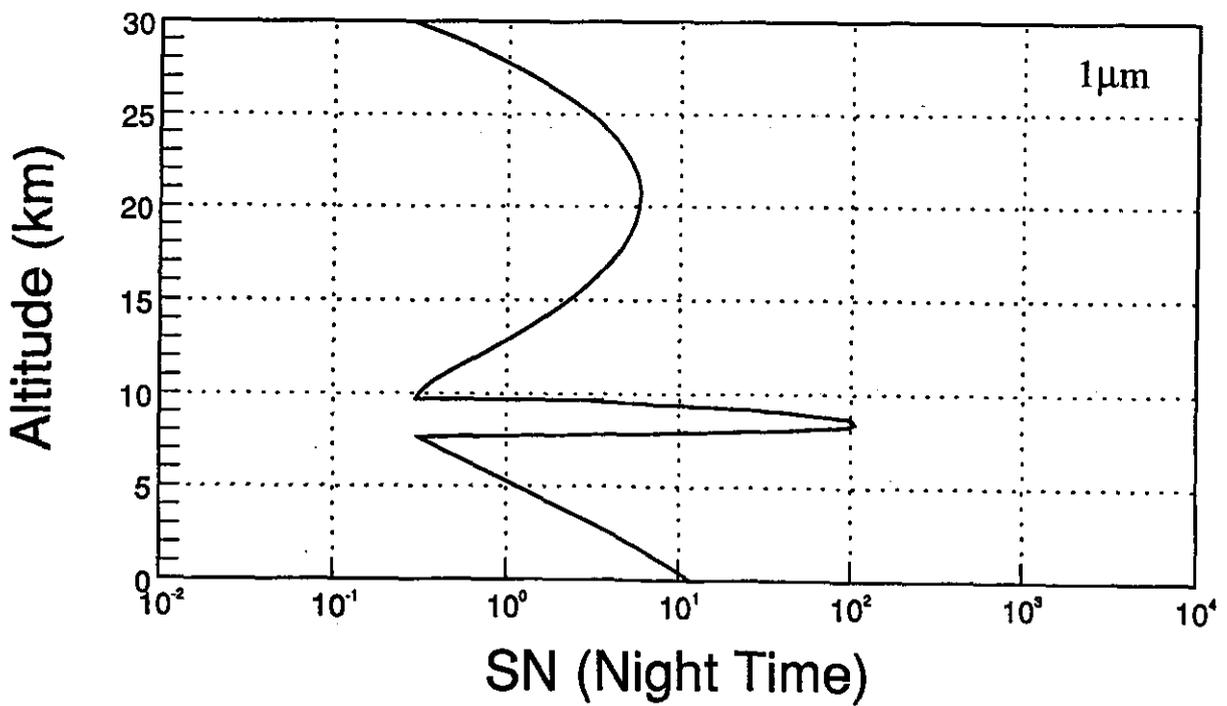
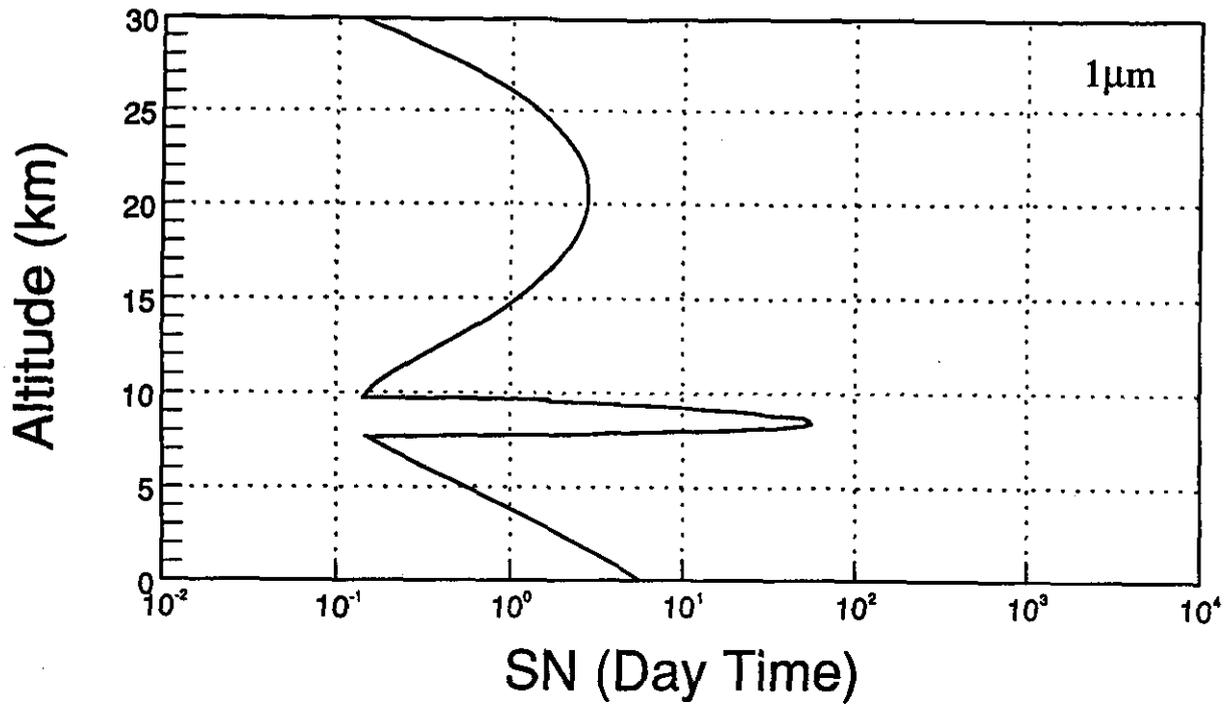


図5.3 シミュレーション結果 (SN比の高度依存性) : 1 μm

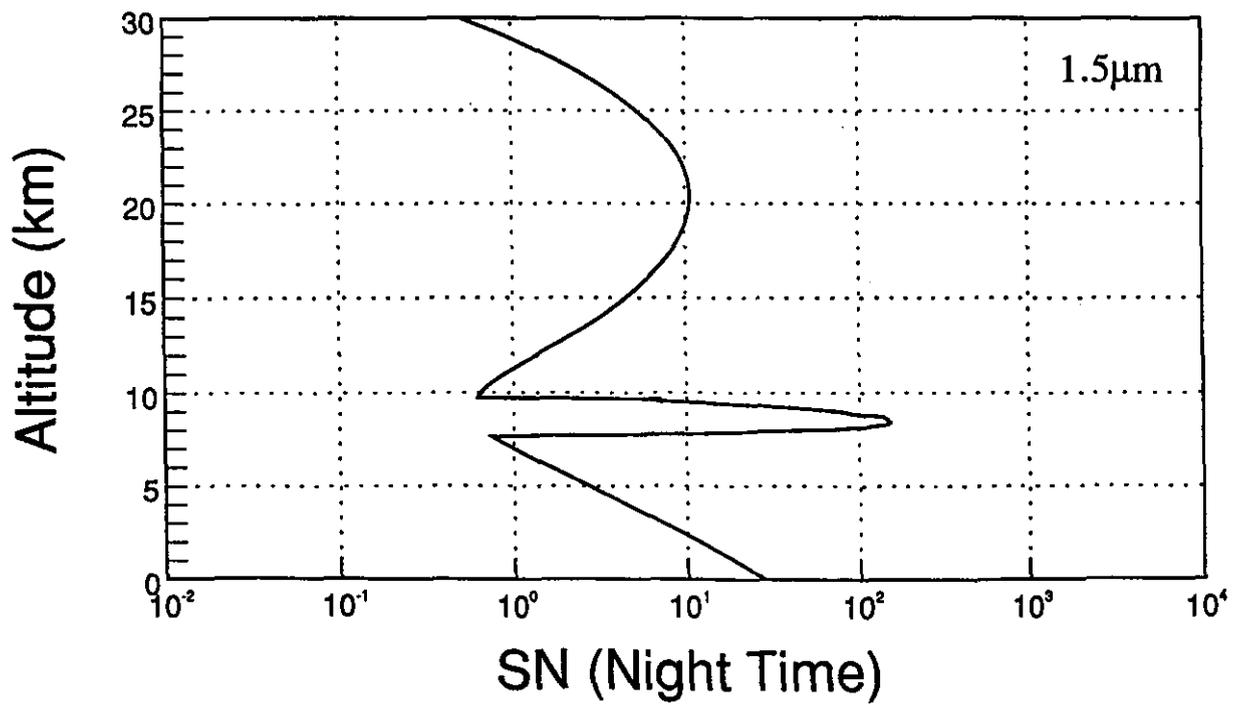
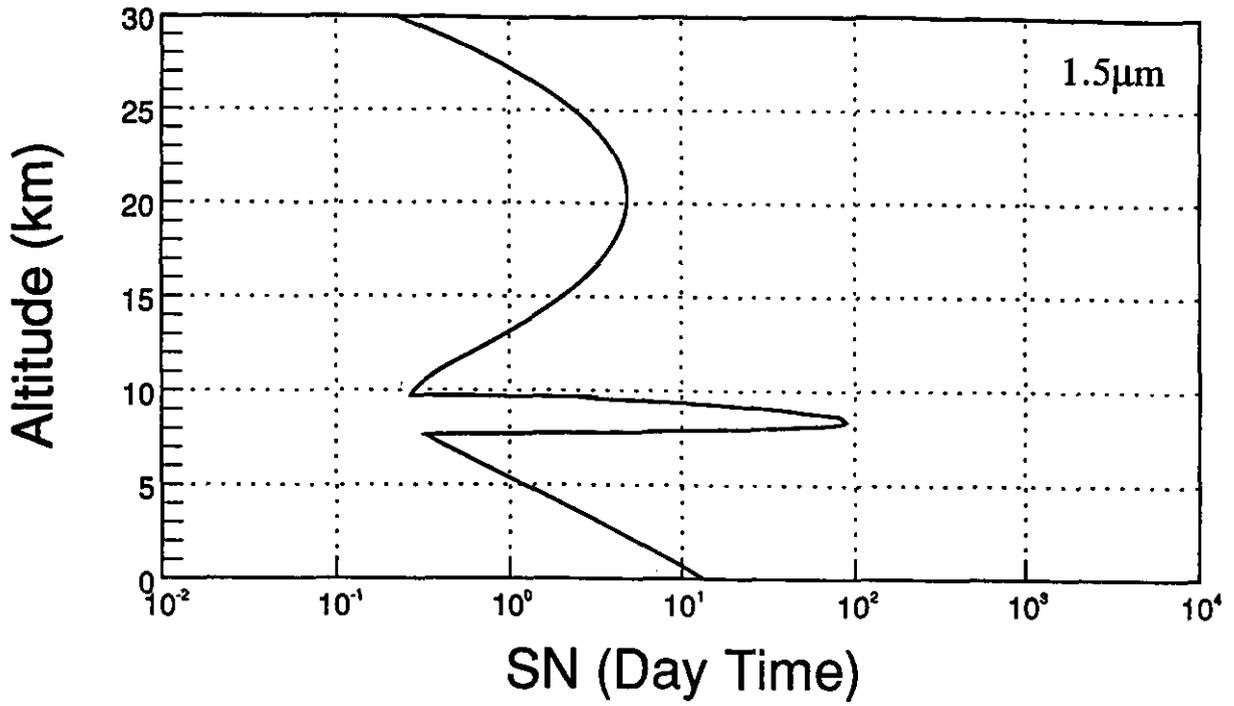


図5.4 シミュレーション結果 (SN比の高度依存性) : 1.5 μ m

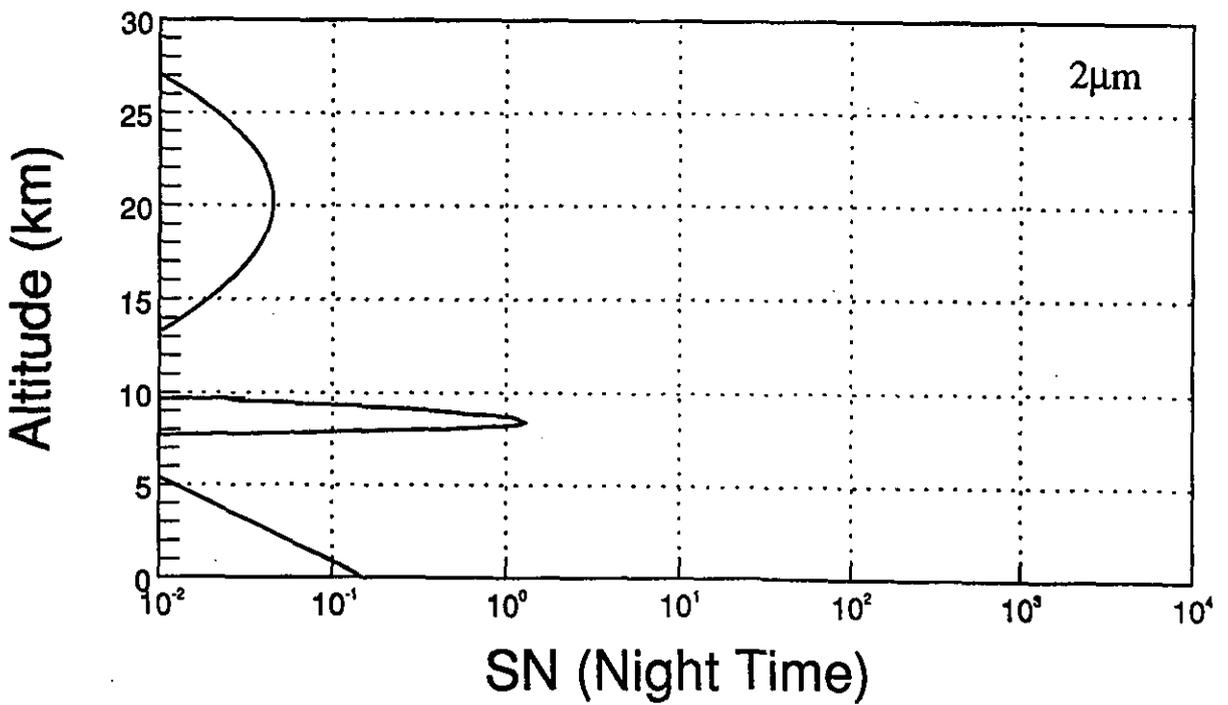
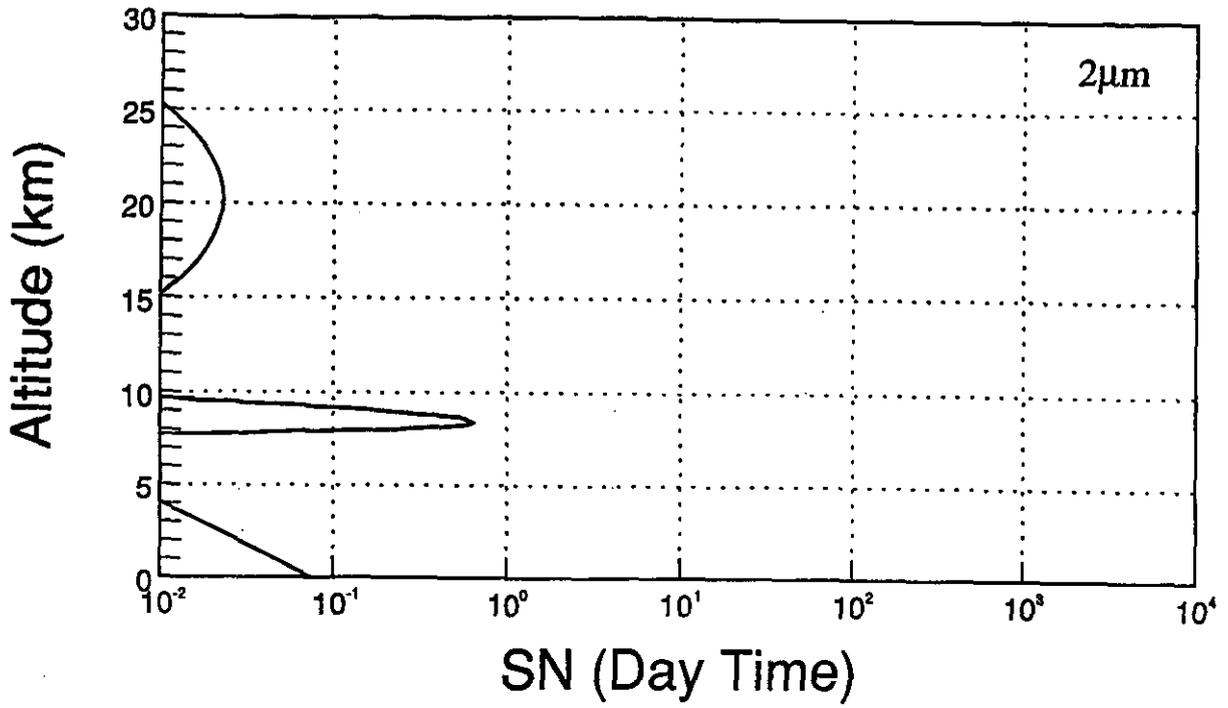


図5.5 シミュレーション結果 (SN比の高度依存性) : 2.0 μ m

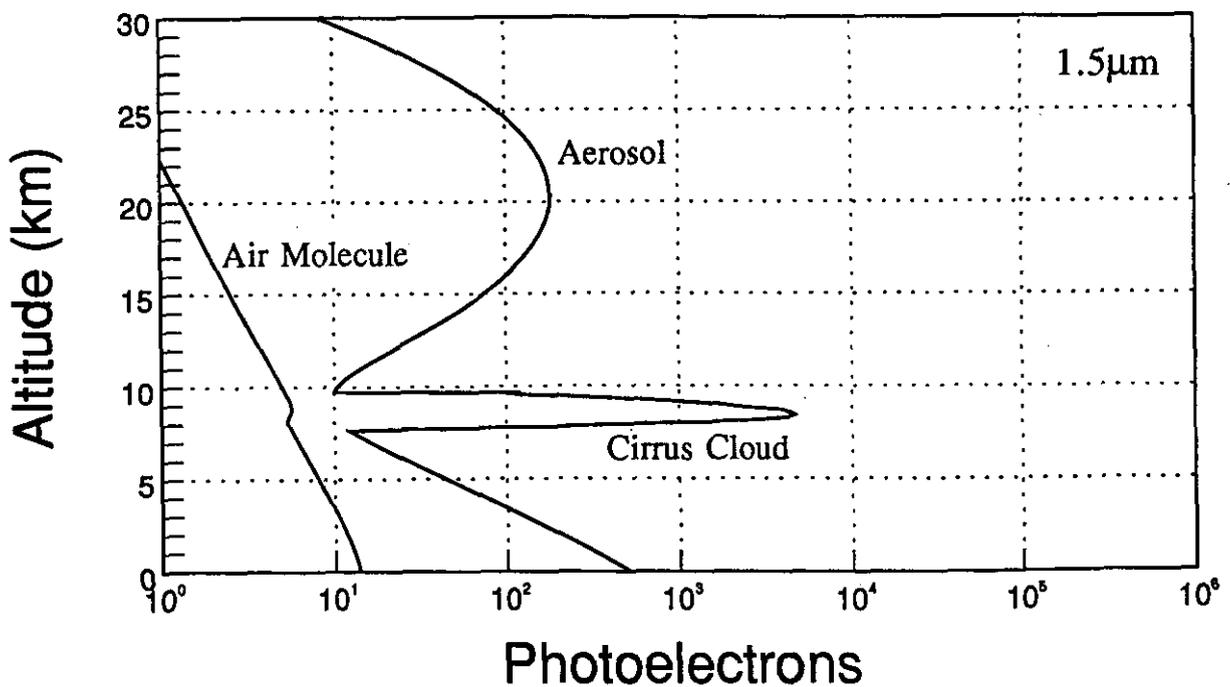
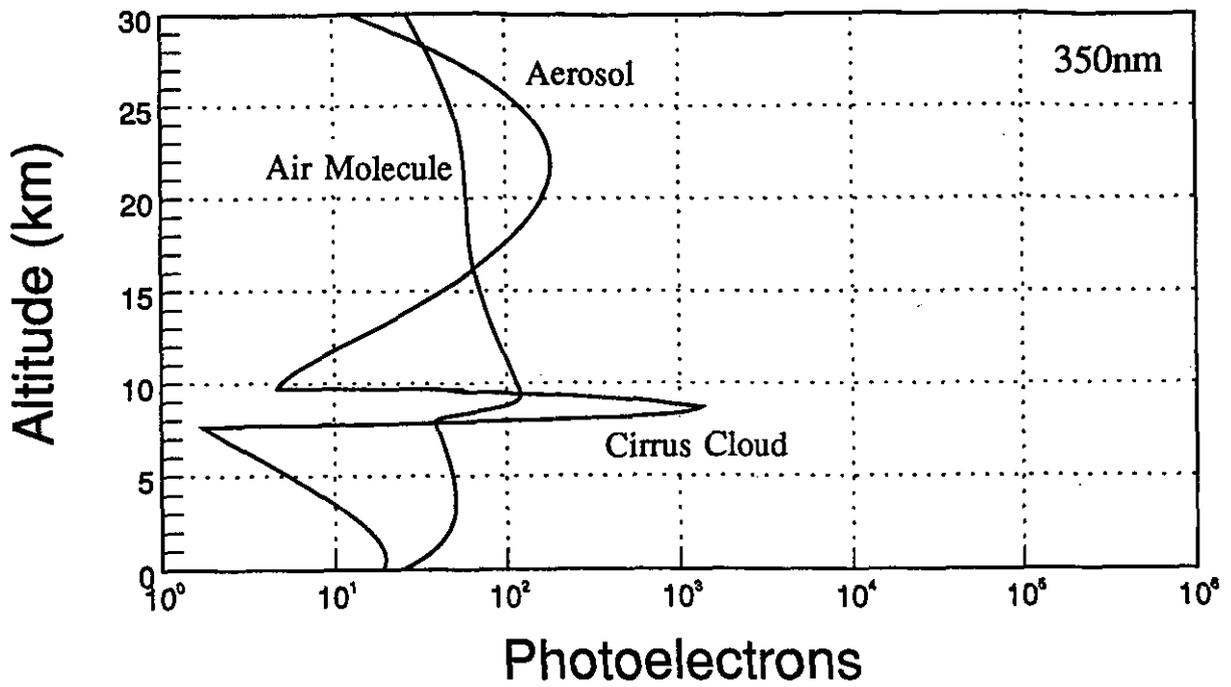


図6 大気分子およびエアロゾルによる受信光電子数の高度および波長依存性

3.1.4 課題

雲の種類にもよるが、今回想定したものでは1~数パルスの積算でも検出可能であることが示された。これはレーザー繰り返し10Hzの条件で、緯度方向距離分解能750m~7.5km以下(衛星速度7.5kmの条件で)に相当する。システム設計や(現時点において)実現可能かどうかの議論を別にすると、距離分解能はレーザー繰り返し数と積算数に比例するため、当然のことながら繰り返し数の大きなレーザー装置が望ましく、開発目標として50Hz程度を揚げておきたい。経度方向の分解能は、掃引しない場合には衛星の運用モードで決められる。ADEOS衛星のような14周期準回帰軌道を想定すると、経度方向距離分解能は赤道上で約2870kmとなる。

これらの値が、観測データを利用する立場から意味のあるものなのかの議論がぜひとも必要である。これまでは、システム側からのシミュレーション検討が多かったが、今後は観測データユーザ側からの要求を考慮したシミュレーションが必要とされる。すなわち、気象や気候学を含めた大気環境研究・調査、現業・業務の立場から要求される観測パラメータが何なのか、そしてそれらがどのような精度で(鉛直、緯度・経度距離分解能も含めて)求められるかのシミュレーションなり議論が重要であり、今後の検討課題として残されている。

搭載用衛星について考えてみると、大型衛星には種類の異なる多数台の観測機器が装備されるため、レーザーレーダーとの同時観測により、観測の不得意な部分を補ったりデータの相互交換といった利点もあるが、レーザーレーダー専用の小型衛星を利用し、開発要素の比較的少ない(現状である程度可能な)システムを利用して、低高度からSN比の良い観測を目指して行くことも一つの考え方である。例えば Gardner等は中間圏Na層のレーザーレーダー観測(LISA)用として、高度200kmを飛行するScoutクラスの衛星の使用を提案している¹⁰⁾。

参考文献

- 1) M. P. McCormick, 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: Scientific Investigations Planned for the Lidar In-Space Technology Experiment, Bull. Amer. Meteor. Soc. 74, (1993), 205.
- 2) M. P. Thekaekara: Extraterrestrial Solar Spectrum, 3000-6100 Å at 1-Å Intervals, Appl. Opt. 13, (1974), 518.
- 3) M. D. Petroff and M. G. Stapelbroek: Photon-counting Solid-state Photomultiplier, IEEE Trans. Nucl. Sci. 36, (1989), 158.
- 4) G. Megie and R. T. Menzies: Complementarity of UV and IR Differential Absorption Lidar for Global Measurements of Atmospheric Species, Appl. Opt. 19, (1980), 1173.
- 5) S. Ismail and E. V. Browell: Airborne and Spaceborne Lidar Measurements of Water Vapor Profiles: a Sensitivity Analysis, Appl. Opt. 28, (1989), 3603.

- 6) 笹野, 小林 編: 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, 国立環境 研究所資料 F-43-'92/NIES, (1992), pp.73-75.
- 7) R. Imasu and Y. Iwasaka: Characteristics of Cirrus Cloud Observed by Laser Radar (Lidar) during the Spring of 1987 and the Winter of 1987/88, J. Meteor. Soc. Jpn. 69, (1991), 401.
- 8) Phase A Study of the Atmospheric Lidar (ATLID), Exective Summary, ESA (1990).
- 9) 田中, 桜井, 小林, 野村, 齊藤, 鹿野: Ge-APDを用いたレーザーレーダ装置の試作, 平成 4年度電子情報 通信学会信越支部大会, 152, (1992).
- 10) C. S. Gardner, J. L. Bufton, D. K. Killinger, D. C. Fritts, and P. F. Moulton: LISA: A Sodium Lidar Investigation of Waves and Dynamics of the Upper Atmosphere, Volume 1. Investigation Plan, Technical Plan & Data Plan., (1988).

3.2 レーザーレーダー計測用レーザー光源

3.2.1 技術動向

レーザーレーダー用のレーザーの技術動向について、半導体レーザー (Laser Diode: LD と略記) 励起固体レーザー及び波長可変固体レーザーを中心にアイセーフレーザーも含めて衛星搭載を念頭において述べる。

(1) LD 励起固体レーザー

LD 励起固体レーザーは最近になって急速に進展したが、それには次の三つの要因があげられる。

- ① LD 励起固体レーザーの範囲が広がり、各種の用途に対応したものが製品化された。
- ② LD アレーの高出力化など性能向上と価格の改善がされてきた。
- ③ 波長変換用の高性能の結晶の開発が進んだ。

LD 励起固体レーザーでは、数10WからkWクラスにまで高出力化が進んでいる。従来のLD 励起固体結晶レーザーは、 $1\mu\text{m}$ 帯のNd:YAGレーザーやNd:YLFレーザー等が主であったが、レーザー活性イオンとしてTm (Thulium)やHo (Holmium)を用いた $2\mu\text{m}$ 帯のLD 励起固体結晶レーザーについても、20~30Wレベルへと進展している。励起用LDについても、マグダネル・ダグラス社から、750kWのポンプモジュールが公表されている。光パラメトリック発振器 (Optical Parametric Oscillator: OPO と略記) の材料については、赤外用としてKTA (Potassium Titanyl Arsenate)やZGP (Zinc Germanium Phosphide)等も利用されるようになった。図3.2.1にLD 励起固体レーザーの平均出力の進歩状況をまた図3.2.2に高出力LDアレーの価格の低減状況を示す¹⁾。

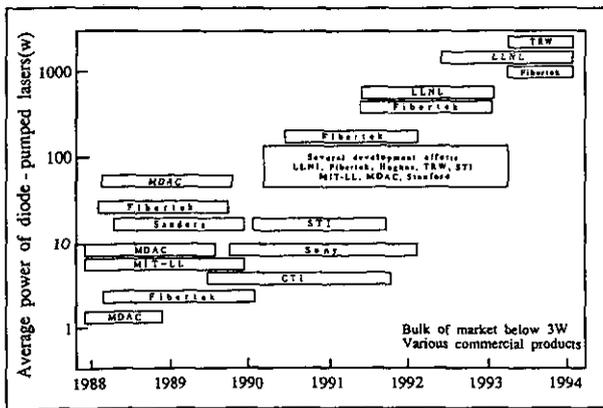


図3.2.1

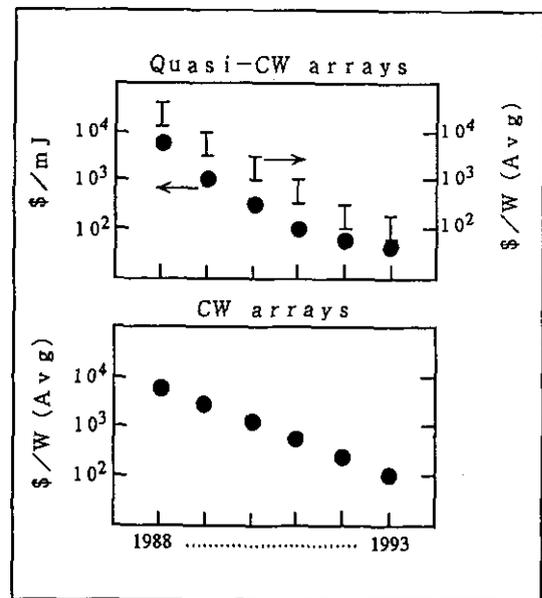


図3.2.2

LD 励起固体レーザーの平均出力の進歩状況¹⁾ 高出力LDアレーの価格の低減状況¹⁾

レーザーダイオードで固体レーザーを励起するアイデアは古く、1960年代初頭にさ

かのぼるが、最初に報告されたLD励起固体レーザーは $U^{3+} : CaF_2$ であった。当時のレーザーダイオードは液体Heで冷却する必要があるが、実用的ではなかった。LD励起に適したレーザー材料は、GaAlAsレーザーダイオードの波長に整合する780~810nmの波長領域に吸収バンドを持つNd, Ho, Er及びTm等を活性イオンとし、母結晶にYAG, YLF, ガラス等を用いたものが、一般的である。表3.2.1にLD励起固体レーザー材料一覧表を示す²⁾。この他にPmを活性イオンとするレーザー材料も水中での透過性の良いブルーグリーン用に研究されている³⁾。

表3.2.1 LD励起固体レーザー材料一覧表²⁾

活性イオン	母結晶	主要発振波長 (μm)	蛍光寿命 (ms)	励起波長 (nm)
Nd :	YAG	0.964, 1.064, 1.319	0.23	809
	ガラス	1.053	0.3	800
	YLF	1.047, 1.053	0.5	791
	YAP	1.08, 1.34	0.18	808
	(YALO)			
	YVO ₄	1.064, 1.34	0.095	809
	BeL	1.08, 1.34		810
	MgO :	1.085, 1.387	0.085	813
	LiNbO			
	LiNd P ₄₀ 12	1.048	0.32	810
Ho :	YAG	2.1 (77 K)	5.0	785
	YLF	2.06 (77 K)	0.05	785
	YAP	2.92	0.9	808
Er :	YAG	1.65/2.94	9.1/0.1	-
	YLF	1.73, 2.8	4.3	797
	YAP	1.66	0.13	808
	ガラス	1.54	-	904
Tm :	YAG	2.02	16	785
	YLF	2.31	-	781
Ho : Tm :	YAG	2.09	-	785
	YLF	2.08, 2.31	-	791
Cr : Yb : Er :	ガラス	1.54	-	
Cr : Tm :	YAG	2.02	-	-
	YAP	2.27	0.77	-
Cr : Nd :	YAG	1.064	0.21	-
	YAP	1.064	0.18	-
Er : Ho : Tm :	YLF	2.07 (77K)	20	-

固体レーザーの励起にはこれまで主としてフラッシュランプが用いられてきたが、LD励起固体レーザーの特徴としては次の点が挙げられる。

① 高効率 ② 高出力 ③ コンパクト ④ 長寿命 ⑤ 低電圧動作 ⑥ 熱負荷小であり、価格についても潜在的に ⑦ 低価格に出来る。

図3.2.3に代表的な固体レーザーであるNd:YAGの吸収スペクトルとフラッシュランプ及び励起用LDの発光スペクトルを示す。この図で明らかなようにLD励起の場合は発光スペクトルが狭く、Nd:YAGの吸収スペクトルに合致させることができ吸収効率が良いのに比べ、フラッシュランプの場合は発光スペクトルが広く、有効に吸収されるのは発光スペクトルの極一部である。

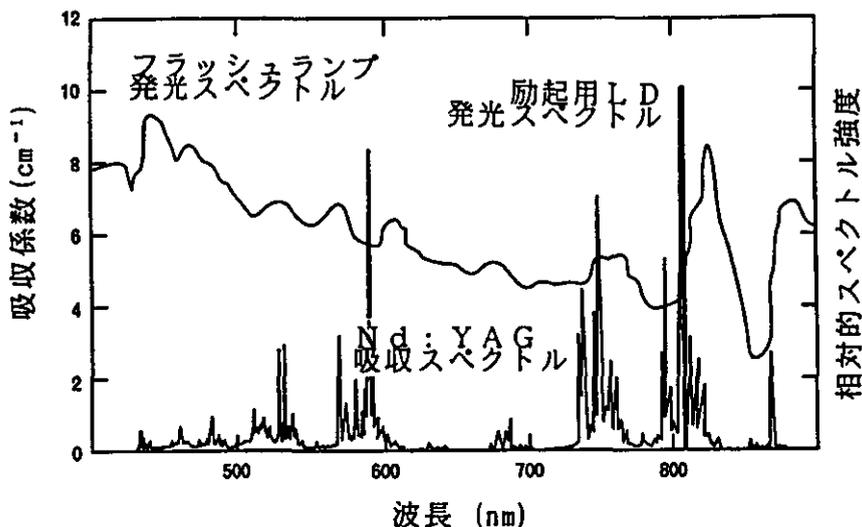


図3.2.3 Nd:YAGの吸収スペクトルとフラッシュランプ及び励起用LDの発光スペクトル

次にLD励起固体レーザーはレーザーダイオードの出力を直接用いるのと比べて次の点で有利である。

- 1) 各種の固体レーザー材料を用いて、広範囲の赤外領域のレーザー光が得られ、また波長変換により可視光も得られる。
- 2) 周波数安定度が高く、且つ高品質のレーザービームが得られる。
- 3) Qスイッチ動作により高出力が得られる。
- 4) ピークパワーを高くできるため、非線形結晶を用いた波長変換に有利である。

LD励起固体レーザーは平均出力のレベルにより下記の3つのタイプに分類できる。(図3.2.4参照)

A	出力レベル	10W以下	レーザーロッドを用いた端面励起型
B	"	10W～数kW	レーザー slabを用いた側面励起のジグザグ型
C	"	数kW以上	ブリュスターディスク型

励起用LDについては、B、Cの場合2次元のレーザーダイオードアレーの今後の技術開発に待つところが多い。レーザーレーダーに関しては主としてBレベルの出力が要求される用途が多い。

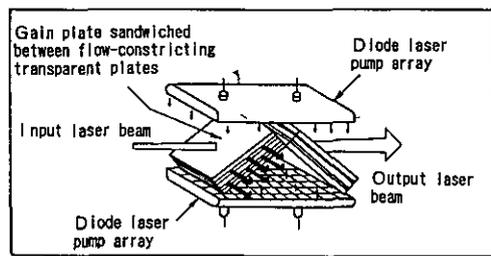
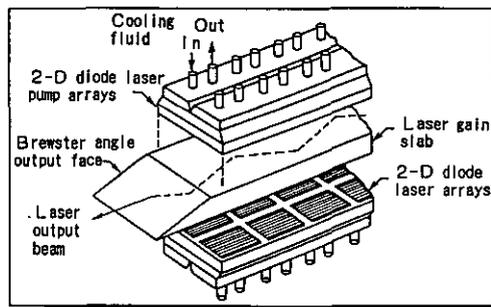
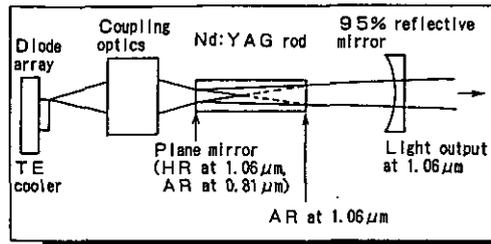


図3.2.4 LD励起固体レーザーのタイプ⁶⁾
(上からA, B, Cの各タイプ)

Nd:YAG発振器+増幅器の組み合わせでは波長 $1.064\mu\text{m}$ で出力1Jのシステムが、Fibertek Inc.により開発されている。DARPA, NASA/Langley及びSDIO等がスポンサーである⁵⁾。

ファイバテック社により製品化されている高出力LD励起Nd:YAGレーザー Model P-50の仕様を表3.2.2に、構成を図3.2.5に示す。

マグドネル・ダグラス社から、1JクラスのジグザグスラブタイプのLD励起YAGレーザーの報告があり、Qスイッチ動作で、平均出力32Wを達成している。図3.2.6にMD社のLD励起Nd:YAGジグザグスラブレーザーを示す。MD社では更に大出力化をほかり、Qスイッチ動作で、パルスあたり20J, 繰り返し10Hzを達成している。

表3.2.2 高出力LD励起Nd:YAGレーザー Model FP-50の仕様(Fibertek, Inc)⁸⁾

Output Energy per Pulse, Joules	1.5	1.0	0.5	0.3
Wavelength Microns	1.06	1.06	0.532	0.355
Pulsewidth	200 μ s	18 ns	18 ns	18 ns

Repetition rate: 1 - 50 Hz
 Lifetime: $> 10^9$ shots
 Wallplug Efficiency: 7% at 1.06 μ m
 Weight: 130 lbs
 Coolant: Internal liquid cooling, requires external cooling loop for liquid to liquid heat exchanger

Amplitude Fluctuations: maximum peak-to-peak energy $< \pm 3\%$

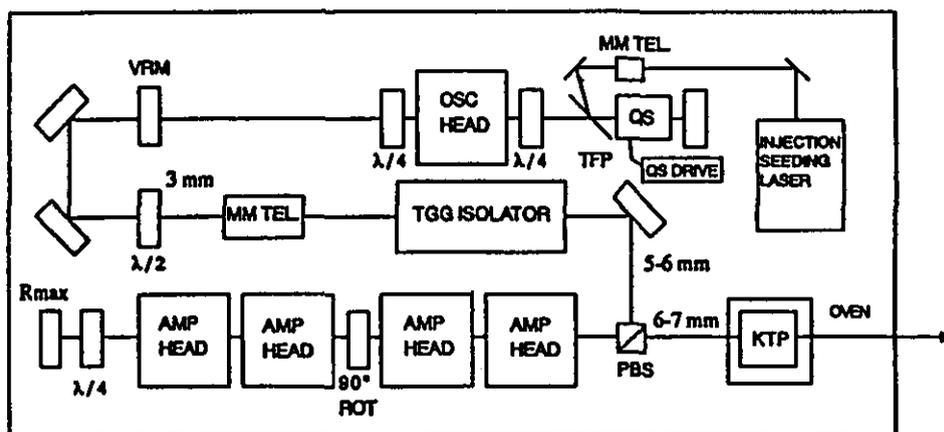
Beam Profile: slightly tophat Gaussian (correlation to Gaussian = .95), no hot spots (intensity ripple $< \pm 3\%$ average), pointing stability $< \pm 40 \mu$ rad

Size: Commercial unit: 20" X 12" X 24" power supply
 40" X 16" X 12" laser head
 Military unit: Cylinder: 12" dia X 28" length
 (includes laser head and power supply)

Environment: survival from -40°C to 50°C, operating at 2°C to 40°C, survival under vibrations as per MIL 810E, EMC/EMI as per MIL 461B, MIL 462

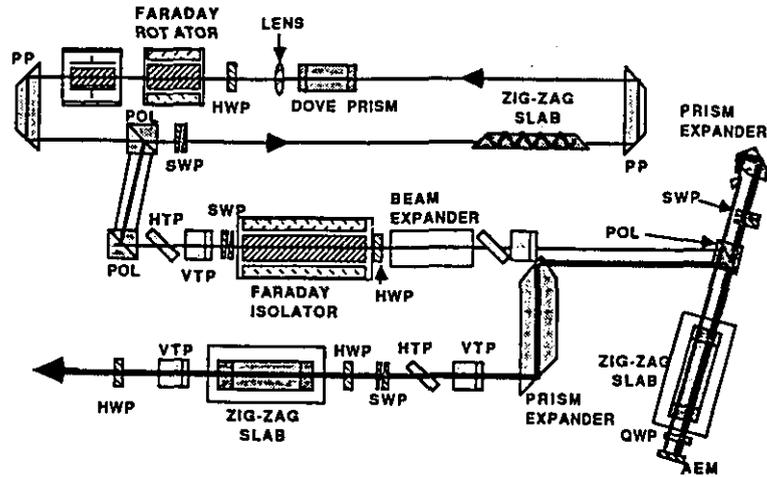
Power requirement: 120/220V/1KW or 28VDC, 35A

High Energy Diode-Pumped Solid State Lasers



System layout of diode-array pumped multi-state Nd:YAG laser.

図3.2.5 高出力LD励起Nd:YAGレーザーの構成(Fibertek, Inc)⁷⁾



Optical layout of the one Joule per Q-switched pulse LD-pumped Nd:YAG zigzag-slab laser, showing oscillator, amplifier staging and interstage optics^{7,16)}.

図3.2.6 LD励起Nd:YAGジグザグスラブレレーザー (MD社)⁹⁾

LD励起固体レーザーのキーテクノロジーである励起用の高出力レーザーダイオードについて述べる。Spectra Diode Lab. から超高出力LDとしてCWで最大出力38WのGaAlAsレーザーが報告されており、表3.2.3に主な性能諸元を示す¹⁰⁾。この発表がLDの超高出力化への引き金となった。

カタログ製品としては、同社からCWで出力5W~20Wのバーアレレーザーが入手できる。国産品ではソニーからCWで出力10Wのものが市販されているが、現状ではまだまだ高価格である。

表3.2.3 超高出力LDの性能諸元¹⁰⁾

出力	最大38W (cw) (駆動電流75A)
パワー密度	19mW/μm
スロープ効率	0.65W/A (微分量子効率42%)
構造	単一量子井戸SCH
製法	MOCVD
変換効率 (電気→光)	24% at 38W 27% at 25W
寿命	5W出力で6,300h (出力の低下率より計算)

マグドネル・ダグラス社から、励起用LDとして世界最大の750kWポンプモジュール以下各種の高出力LDを製品化している。またLDアレーバーを使用したスラブレレーザーも開発されている。

図3.2.7に750kWポンプモジュールを図3.2.8にLDアレーバーを使用したスラブレレーザーを示す。

MDL-PM750K (750kWポンプモジュール)

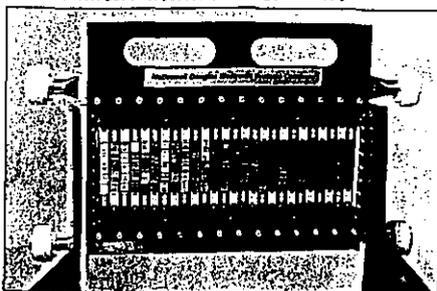


図3.2.7 750kWポンプモジュール

ダイオードアレーパーを使用したスラブレザー

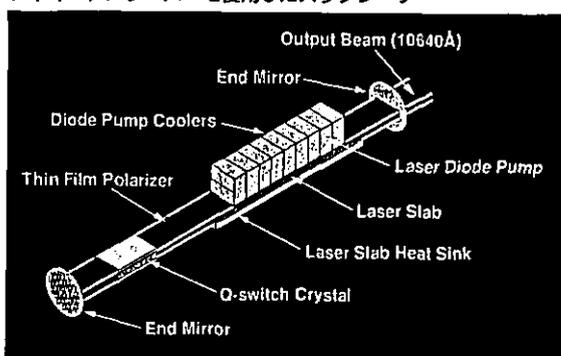


図3.2.8 LDアレーパーを使用したスラブレザー¹¹⁾

(2) 波長可変固体及び半導体レーザー¹²⁾

波長可変レーザーとしては、これまで色素レーザーが広く使用されてきたが、最近Ti : サファイヤ等の波長可変固体レーザーの商品化が進み今後の発展が期待されている¹²⁾。これまでに市販されている各種の波長可変固体及び半導体レーザーを表3.2.3に示す。

表3.2.3 波長可変固体及び半導体レーザー (市販品)¹²⁾ *CW他はすべてパルス動作

レーザー材料	波長範囲 (μm)	励起源	平均出力 (典型)	応用
アレキサンドライト	0.72-0.8	フラッシュランプ	10W	レーザーレーダー
Co : MgF ₂	1.7-2.5	Nd : YAGレーザー (1.3 μm)	1W	分光、光化学 リモセン
Ti : サファイヤ	0.67-1.15	Arレーザー	2W*	医療
		Nd : YAG / YLFレーザー	1W	ラマン分光
		色素レーザー	2W	リモセン 物性研究
カラーセンタ	1.45-1.75 2.3-3.45	フラッシュランプ Nd : YAGレーザー	0.1W	高分解能分光 極短パルス発生
鉛塩半導体	3-28.2	注入電流	0.1mW*	高分解能分光 ガス分析

アレキサンドライトレーザーは1970年代の後期に開発されたが、フラッシュランプ励起で用いられ腎臓結石の治療等医療関係の用途に期待が持たれている。高出力の例ではLight Age社が米国の空軍関係に納入した100 J/パルスシステムがあり、パルス動作の波長可変固体レーザーとしては最高出力のシステムであろう。同社によれば、現在450 J/パルスのシステムを建設中と言う。また核融合研究の分野でもプラズマの電子温度の計測にアレキサンドライトレーザーが採用されている。これはトムソン散乱計測に用いるもので、これまでのルビーレーザーに代わって、10 Hzの高繰り返し測定ができる利点がある。これなども一種のレーザーレーダであり、類似の用途が期待できる。具体例としてS E O社のアレキサンドライトレーザー製品の性能・諸元を表3.2.4に他の赤外域の固体レーザー製品と比較して示す。

表3.2.4 アレキサンドライトレーザー（波長可変）と赤外域の固体レーザー¹³⁾

レーザーの種類	Er:YAG	Er:YSGG	Ho:YAG	Nd:YAG	アレキサンドライト
波長 (μm)	2.94	2.79	2.1	1.32/1.06	0.72-0.79
パルス幅 (ns)	100-250	100-250	100-250	100-250	100-250
レーザー出力 (mJ)	40	40	40	100	200
広がり角 (mrad)	3	3	3	2	2
最高繰り返し (Hz)	2	2	2	20	10
ビーム径 (mm)	6.3	5	6.3	6.3	5

Co:MgF₂レーザーは1965年にAT&Tベル研で発見されたが、波長1.3 μm のNd:YAGレーザーで励起し液体窒素で冷却する必要があった。これが波長可変固体レーザーとしては最初のものであった。極最近になってMITのリンカーン研でパルス動作なら実は冷却は必要としないことがわかった。S E O社では医療研究用にCo:MgF₂レーザーを商品化している。このレーザーの発振波長範囲が都合よく組織（水）の吸収帯に重なることと、レーザー出力（10 Hzで250 mJ）の方も組織の研究に十分な値が得られる点にある。このレーザーはリモートセンシング応用にも期待できる。市販品のCo:MgF₂レーザーの性能・諸元を表3.2.5に、特性を図3.2.9に構成を図3.2.10に示す。波長帯に応じて3種のミラーを交換して使用する必要がある。

表3.2.5 Co:MgF₂レーザーの性能¹⁴⁾

波長可変範囲	パルス出力	モード	広がり角	ビーム径	繰り返し	パルス幅
① 1750-2000 nm	> 20 mJ (@1750 nm)					
② 1950-2350 nm	> 75 mJ (@2050 nm)	TEM ₀₀	4.5 mrad	1.3 mm	20 Hz (Max.)	80 μ
③ 2200-2500 nm	> 20 mJ (@2500 nm)					

カラーセンターレーザーはアルカリハライド系の結晶中のカラーセンタの発光を利用するもので、0.8-4 μm の領域で発振する¹⁵⁾。この内商品化されているのは1.45-1.75 μm と2.3-3.45 μm の2種類の波長範囲に限定されており、安定に動作する。5-20 psの極短

パルスが発生できることから主として物性研究に利用される。

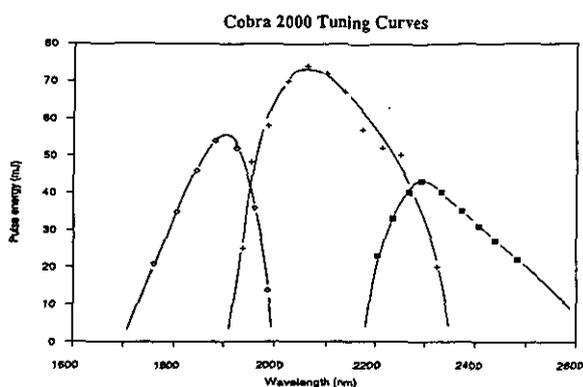


図3.2.9 Co:MgF₂レーザーの特性

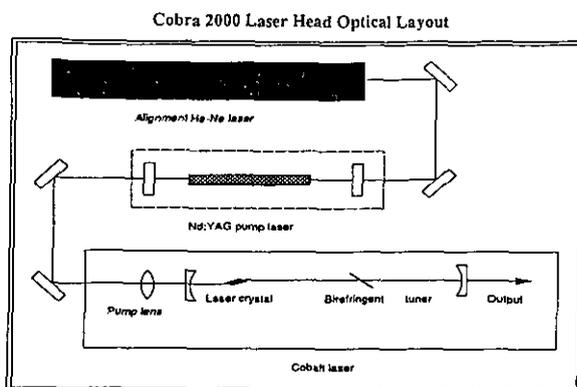


図3.2.10 Co:MgF₂レーザーの構成

鉛塩半導体レーザーは中赤外領域の用途に適している。この手のレーザーはPbSnTe, PbSSe及びPbEuSeTeのように3元素または4元素からなっている。Laser Photonics社で商品化しており、主な用途はガス分析である。現状ではまだ高価であるが、半導体レーザーなので将来は価格が下がることが期待される。JPLで土星の衛星タイタンの大気成分の検出に鉛塩半導体レーザーを用いた測定器の構想があり、このミッションは1996年に向けて計画されている。

Ti:サファイアレーザーが注目を集める理由は波長可変範囲が非常に広く、励起源が多種類あり、動作が安定で、損傷しきい値が高く、波長変換により波長可変のブルーレーザーが得られる点にある。Ti:サファイアレーザーは特に新しい応用が期待されるレーザーと言える。ライドの用途に適したパルス動作のものはSEO社, STI社, 及び新興のエクセル社等で製品化されている。特にエクセル社のNd:YLFレーザー励起のTi:サファイアレーザーで全固体化したものは、平均出力350mWで装置の全重量は約100ポンドとコンパクトである¹⁶⁾。STI社のHRLシリーズのTi:サファイアレーザーの典型的な構成を図3.2.11に示す。

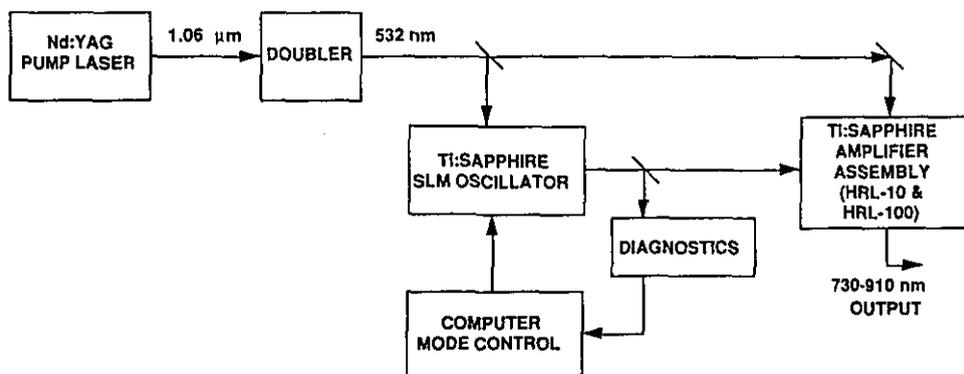
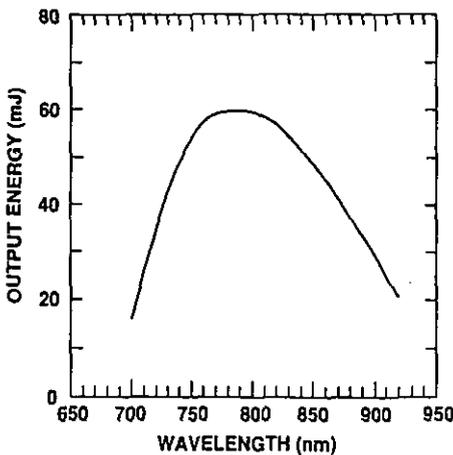


図3.2.11 Ti:サファイアレーザー (STI社) の構成¹⁷⁾

同社の H R L シリーズの仕様を表 3.2.6 に、波長を変えた時のレーザー出力の特性を図 3.2.12 に示す。



Typical HRL™ Tuning Curves,
with Pump Energy of 225 mJ
at 532 nm

図 3.2.12 Ti : サファイアレーザーの
波長特性¹⁷⁾
(S T I 社 H R L シリーズ)

表 3.2.6 H R L シリーズ (S T I 社) の仕様¹⁷⁾

波 長	7 3 0 - 9 1 0 n m
波長可変範囲	± 3 0 n m
(1 組の光学系に対し)	
S L M 調整 (連続電子式掃引)	± 1 0 0 c m ⁻¹
パルス幅	2 - 3 n s e c
帯 域	< 5 0 0 M H z
ビーム広がり角	3 × D . L
モードの質	近似ガウスビーム, S L M
パルスエネルギー	
H R L - 1	1 m J
H R L - 1 0	1 0 m J
H R L - 1 0 0	1 0 0 m J
(波長 : 800nm, 励起エネルギー : >500-mJ)	

一方 Ti : サファイアレーザーの発明者である P . M o u l t o n¹⁸⁾ が研究開発を指導している S E O 社からは T i t a n - P シリーズを製品化している。インジェクションシード方式で、励起には Y A G レーザーの 2 倍波を使用し、レーザー出力は波長 800 n m で 100 m J 以上、パルス幅 10 n s、繰り返し 10 H z、スペクトル線幅は 0.5 n m 以下である。発振器は不安定共振器を採用し、ミラーの反射率は径方向に勾配をつけた G R M (g r a d e d - r e f l e c t i v i t y - m i r r o r) を用いることで、良質のレーザービームを得ている。ビーム径は 2 m m で広がり角は 0.6 m r a d の直線偏光である。 Ti : サファイアレーザーをベースにして N d : Y A G レーザー、非線形結晶、ラマンセル等と組み合わせることで広い範囲をカバーする波長可変レーザーを実現できる。

(3) アイセーフレーザー

レーザーレーダーのような用途では眼に対する安全性も特に考慮する必要があり、アイセーフレーザーに対する関心が高まっている。アイセーフレーザーとしては、レーザー測距装置に応用され、実用化されている E r : ガラスレーザーや H o や T m 等をレーザー活性イオンとする 2 μ m 帯のレーザーがある。

コヒーレントレーザーレーダーとして、製品化されている例を表 3.2.7 に示す。 L D 励起の 2 μ m 帯のレーザーについての研究開発も進んでいる。

表3.2.7 2 μ m帯のレーザー¹⁹⁾

Feature	Diode-Pumped Tm:YAG	Flashlamp-Pumped
Wavelength(μ m)	2.02	2.09
Pulse Energy(mJ)	to 10	to 100
PRF(Hz)	>100	<10
Eye Safe	YES	YES
Wind Measurement Range(km)	7	20
Hard Target Range(km)	>50	>150

3.2.2 衛星搭載レーザーレーダー用レーザー

衛星搭載レーザーレーダーのレーザー光源の仕様として、表3.2.8の性能を対象として、以下に検討する。

表3.2.8 レーザー光源の仕様

LD励起YAGレーザー	基本波 500mJ / パルス SHG 500mJ / パルス
パルス時間幅	20 ns
繰り返し	10-50pps
寿命	10 ⁹ ショット

上述のファイバテック社の高出力LD励起Nd:YAGレーザー Model FP-50 の仕様(表3.2.2参照)によれば、パルス幅18nsで、上表の仕様を満たしている。またウォールプラグ効率は7%、重量は約60kgである。以下に各部の検討を行う。

(1) レーザー結晶

レーザー結晶については、このクラスの高出力レーザーとして実績のあるのはNd:YAGレーザーのみであるため、現時点における選定としては、Nd:YAGとする。

(2) 波長変換用結晶

SHGの変換効率50%が得られ、損傷しきい値の高い結晶で、実績のある結晶として

は、現時点ではK T Pを選定するのが、妥当である。

(3) レーザーの排熱

励起用LD及びレーザー素子の冷却方式としては、熱伝導、液体冷却等の方式がある。熱伝導による場合はコールドプレートを介する場合がある。熱輸送にはヒートパイプや流体ループがある。現在宇宙用として使用されている大部分のヒートパイプは毛細管現象により、最大熱輸送性能が決まっている。宇宙用ヒートパイプは、軌道上の無重力場及び衛星の地上試験時の動作も考慮しなければならない。

流体ループによる場合は流体を駆動する方式としてキャピラリポンプ、メカニカルポンプ及びコンプレッサ等がある。

(4) ウォールプラグ効率

ウォールプラグ効率を7%とすると、所要電力はレーザー出力50Wで、約720Wであり、レーザー出力10Wのときで、約150Wである。

参考文献

- 1) J. J. Ewing: Advanced Solid-State Lasers Challenge Conventional Types, Laser Focus World, 29, 11(1993)105
- 2) J. T. Lin: Applications of High-Efficiency Nonlinear Crystals For Tunable Lasers, Proc. Int'l. Conf. on Lasers '87, STS Press, Arlington, Va. (1988) 404-411
- 3) R. W. Solarz, R. Beach, M. Shinn, and W. F. Krupke: Diode Pumped Promethium Laser For Submarine Laser Communications, Proc. Int'l. Conf. on Lasers '87, STS Press, Arlington, Va. (1988) 262-267
- 4) A. V. Jelalian: Laser Radar Systems, Artech House, Boston London (1992) 127
- 5) P. F. Moulton: Renaissance for solid-state lasers continues, Laser Focus World, (May 1990) 32-39
- 6) B. W. F. Krupke: Prospects for Diode-Laser-Pumped Solid States Lasers, Laser & Optronics, (March 1988), 79-84
- 7) W. Koechner: High Energy Diode-Pumped Solid State Lasers, レーザー研究, 19, 7 (1991) 619
- 8) ファイバートック社カタログ
- 9) 山中正宣: LD励起大出力Nd:YAGレーザーの現状, レーザー研究, 21, 8(1993) 26-33
- 10) M. Sakamoto, D. F. Welch, G. L. Harnagel, W. Streifer, H. Kung, and D. R. Scifres, Appl. Phy. Lett. 52(26) (1988) 2220~2221
- 11) マグドネルダグラス社カタログ
- 12) H. W. Messenger: A Solid-state lasers tune into diverse applications, Laser Focus World, (June 1990), 69-82
- 13) S E O 社: Laser 1-2-3 カタログ
- 14) S E O 社: Cobra 2000 カタログ
- 15) K. R. German: Optimization of F_A [II] and F_B [II] color-center lasers, J. Opt.

Soc. Am. B3(1986)

149-157

- 16) C. A. Robinson, *New Solid-State Lasers Yield Compact Devices*, Signal(March, 1990)
30-32
- 17) S T I 社 : HRL series カタログ
- 18) P. F. Moulton: *Spectroscopic and laser characteristics of Ti:Al₂O₃*, J. Opt. Soc.
Am. B3(1986) 125-133
- 19) コヒーレントテクノロジー社カタログ

3.3 レーザーレーダー計測用検出器

衛星搭載レーザーレーダーに採用される光検出器の基本的な要求仕様は、既に国立環境研究所から発行されている「基礎調査報告」に概説されている⁽¹⁾。

光検出器の主な仕様は、

- a) 小型・軽量であり、高信頼性を有すること。
- b) 衝撃や振動に耐えられる耐振構造であること。
- c) 有効受光面の大きさが充分広く、光学結合の損失が少ないこと。
- d) 光電変換効率(量子効率)が高いこと。
- e) 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のこと。
- f) 高速応答性、高周波数特性を有し、ランダム100MHzまで応答できること。

などがあげられる。

種々の受光素子の中で、これらの仕様を満たす可能性のある素子は、

- a) 光電子増倍管(外部光電効果/光電子放出効果)
- b) アバランシェ・フォトダイオード(内部光電効果/光起電力効果)

が有力な候補にあげられよう。

光電子増倍管は、半導体光検出器に比べ、光電変換効率(量子効率)は低いが高いSN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り、レーザーレーダー用の有力な候補であり、採用されている。一方、半導体光検出器は、高い量子効率と高速応答性を持つものを選ぶ事ができるが、通常増倍率が1のため、フォトンカウンティング動作を行うには、外部に低雑音、高利得、高周波数帯域の増幅器を用いる必要がある。最近では、半導体素子内で信号を増倍する機能を持ったアバランシェ・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。

ここでは、増倍機能を有し高速フォトンカウンティングの可能性が高い素子に絞って、その現状と将来性について検討する。

a) 光電子増倍管(PMT)

光電子増倍管の短波長域は窓材の透過率で、長波長域は光電面材料の仕事関数で制限される。光電子を真空中で増倍する機構のため、低雑音の、優れたNoise Figure(NF)と 10^6 以上の高い電流増倍率を合わせ持つが、一般に量子効率は半導体光検出器に比べて劣る。

アルカリ光電面では、長波長域は約900nmが限界であり、400~600nmの波長域で量子効率は10~30%である。III-V族半導体光電面(GaAsP)では、高電界の動作下、530nmで量子効率40%以上の報告⁽²⁾があり、検出系のSN比向上に期待できる。また、複合III-V族半導体光電面では、

1. 06 μ m光源用に、従来よりのS-1光電面より優れた、量子効率0.1%以上で1.7 μ mまではほぼ平坦な量子効率の分光感度特性を有するタイプが開発されている⁽³⁾。今後、2 μ mまで延長された高い光電感度を持つ光電面の開発が期待される。

図3.3.1および図3.3.2に候補となる光電面の分光感度を、表3.3.1にこれら光電面の、特定波長での量子効率を示す。

フォトン・カウンティングレベルの微弱信号光を検出するには、PMTも他の光検出器同様、温度は低い程SN比は向上するため、特に近赤外域用光電面は熱電子放出による雑

音を押さえるために、冷却設計は重要である。

光電変換された光電子は、効率良く二次電子増倍部（ダイノード部）に収束するため電子レンズが構成されている。光電子がダイノード部に入力する割合を収集効率と呼ぶが、この効率は二次電子増倍部の構造にも依存し、0.6から0.9の値をとり、検出系のSN比に影響するため重要な係数である。

時間応答特性は、マイクロチャンネルプレート（MCP）を二次電子増倍部に用いたPMTでは、立ち上がり時間～150ピコ秒が得られ、周波数特性（規則性信号）は1GHzを越し、ランダム信号でも100MHz帯域を満足する一方、100～150ミリ秒の

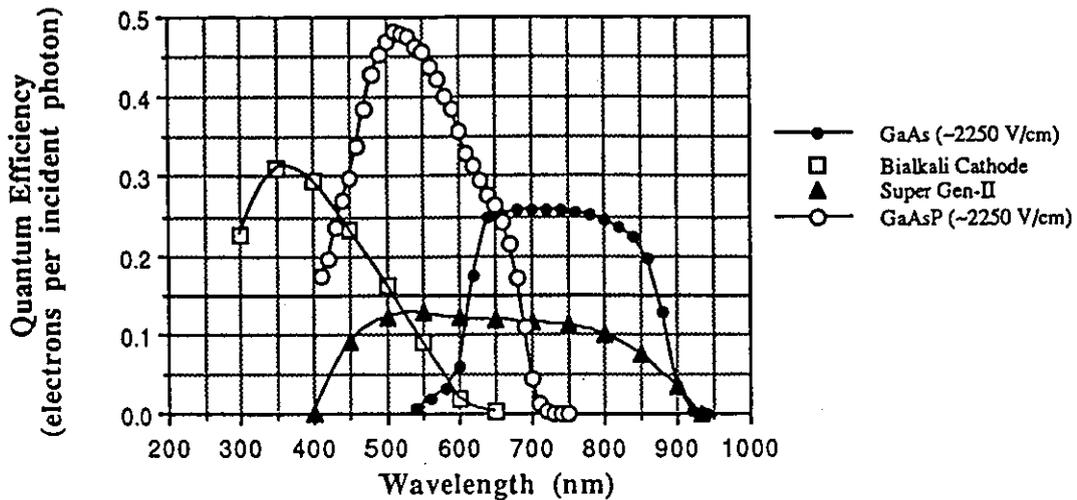


図3.3.1 バイアルカリ，GaAsおよびGaAsP光電面の分光感度特性⁽²⁾

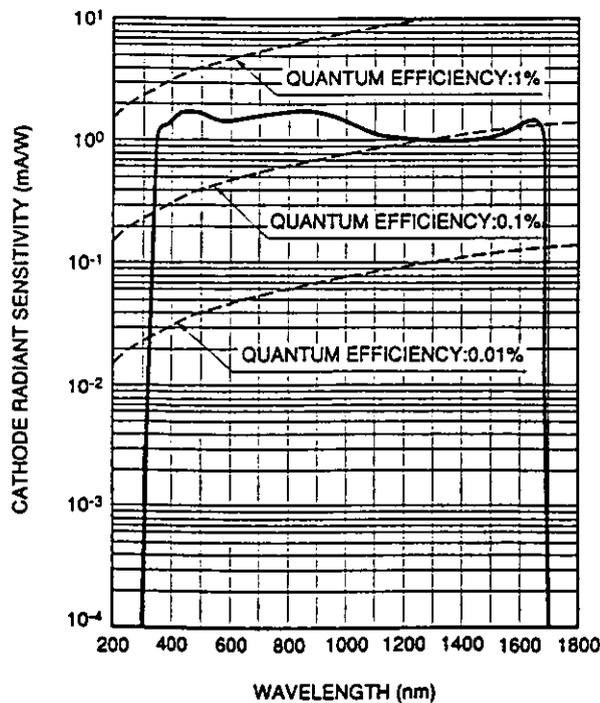


図3.3.2 複合III-V族光電面の分光感度特性

表3.3.1 各種光電面の量子効率

光電面	量子効率				
	355 nm	532 nm	1060 nm	1500 nm	2000 nm
バイアルカリ	27 %	10 %	— %	— %	— %
G a A s	20(a) —	15(a) 40(b)	—	—	—
G a A s P	—	46(b)	—	—	—
複合Ⅲ-V族	0.5(a)	0.35(a)	0.15(a)	0.08(a)	開発期待

a) 反射形光電面

b) 透過形光電面, 強電界動作

不感時間がある。他の二次電子増倍機能では、立ち上がり時間700ピコ秒程度のライン型ダイノードが次善の特性であり、ランダム信号に対する帯域は、30MHz程となる⁽⁴⁾。光電子増倍管R5600-01の周波数応答特性を図3.3.3に示す。従来のライン型ダイノードの中で新たな二次電子増倍部として、微細加工技術を利用した構造のライン型ダ

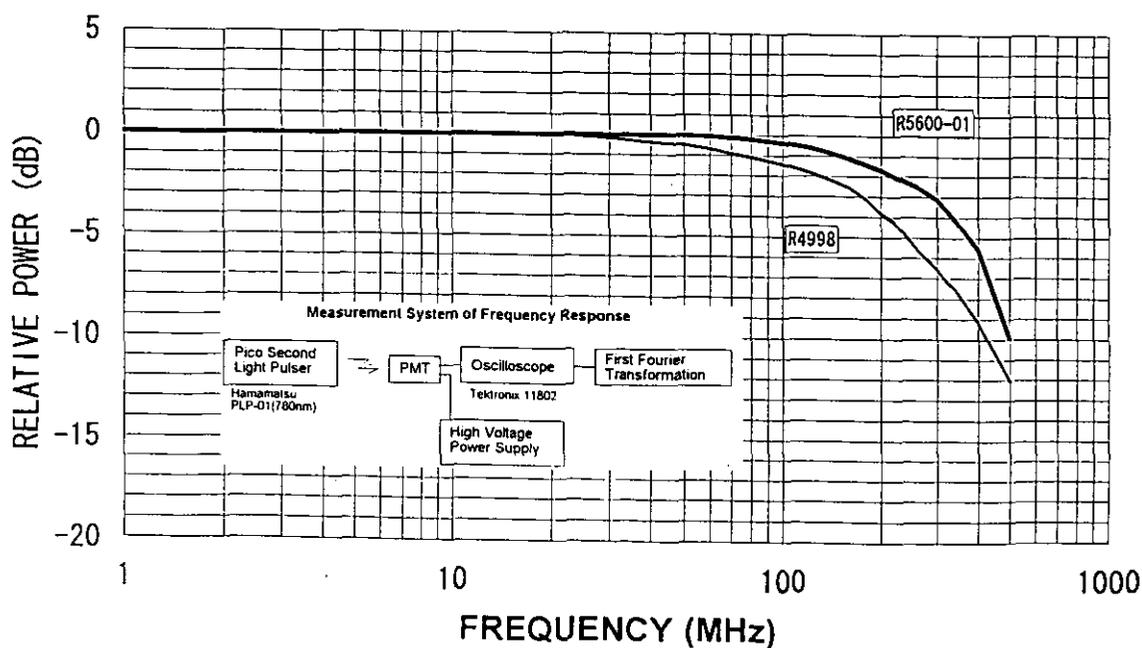


図3.3.3 高速応答の光電子増倍管の周波数特性

イノードとも言えるメタルチャンネルダイノードが開発された⁽⁴⁾。このダイノードをT O-8型メタルケースに内蔵しても特に高速特性を有するR 4 9 9 8に比べても、高い周波数特性（出力3 d B低下時で、約3 0 0 M H z 繰り返し信号）を持つ。立ち上がり時間（1 0 → 9 0 %）は、8 0 0 V印加で約7 0 0 ピコ秒である。

また、新しい技術として、半導体光検出器であるシリコン・フォトダイオード（S i P D）や、アバランシェ・フォトダイオード（A P D）を、二次電子増倍部に採用した真空管と半導体技術の合体した素子が開発されている^{(2) (5)}。図3.3.4にこの電子打ち込み型光電子増倍管の基本構造を、図3.3.5に開発中の電子打ち込みA P Dの増倍率の印加電圧依存特性例を示す。

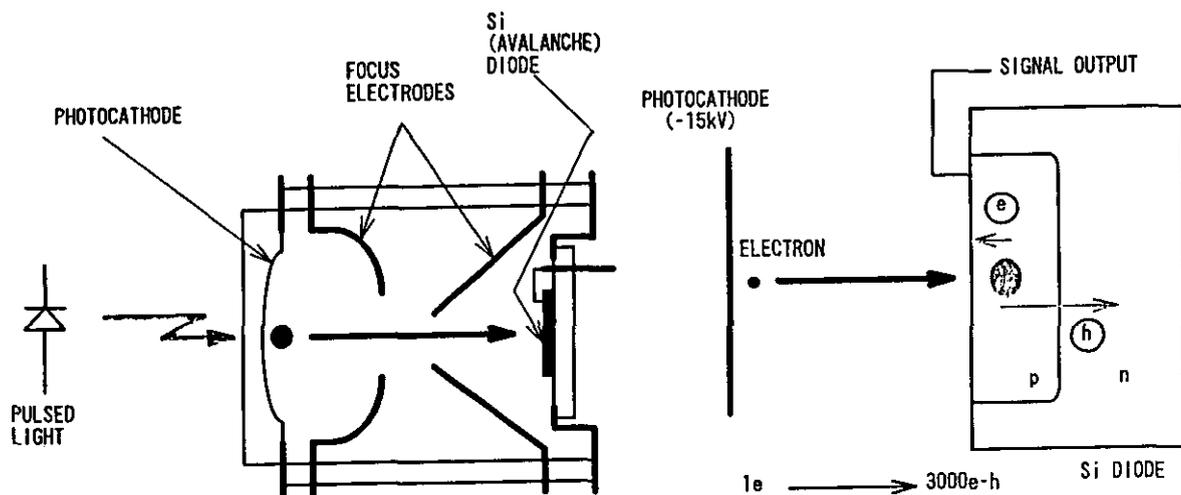


図3.3.4 電子打ち込み型光電子増倍管の基本構造

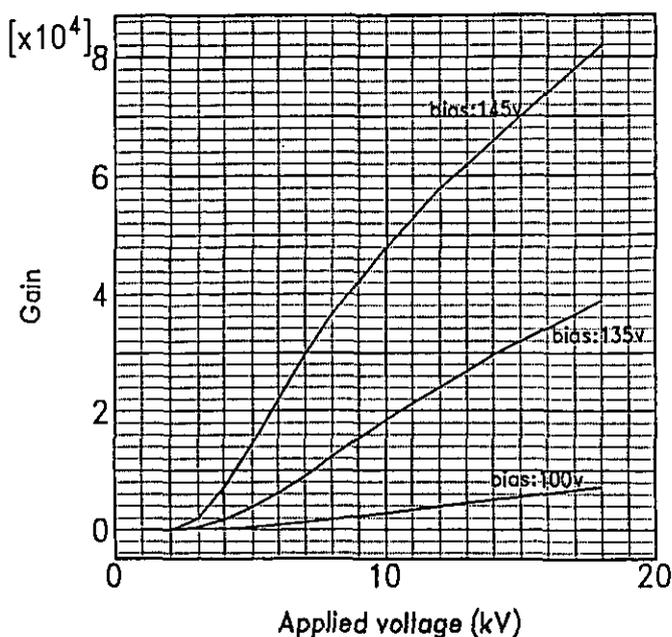


図3.3.5 電子打ち込み型A P Dの増倍率の電圧依存性

シリコン・フォトダイオードは、電子-正孔対を生ずるために約3.6 eVのエネルギーが必要であるが、新しい素子では約15KVの高電圧で加速された光電子が、表面の酸化層を抜けて、フォトダイオードに打ち込まれることにより、約 3×10^3 の電子-正孔対が生成され、この内の電子が電極を経て出力される。つまり、一つの増倍段で増倍率 3×10^3 が得られる。一方、PDの代わりにAPDに光電子を打ち込むと、対生成された内の電子が、アバランシェ増倍現象により、更に数十~数百倍まで増倍され、総計 10^4 以上の電流増倍率が得られることになる。この構造の特徴は、高い収集効率(>90%)が得られることと、1段の増倍段による高い増倍率(電子-正孔対生成)のため、増倍揺らぎが小さく、優れたNF(~1.0)とシングル・フォトエレクトロンの波高分布において高い分解能が得られることにある。今後の製品開発に期待される素子である。

b) アバランシェ・フォトダイオード(APD)

フォトダイオードは、半導体のPN接合部に入射した光により、電流や電圧を発生する光起電力効果を利用した受光素子であり、Si, GaAs, InGaAs, Geなど種類も多い。それぞれの素子が持つ固有のバンドギャップエネルギー(E_g)により、長波長側の限界($1240/E_g \text{ nm}$)が決まる。また、動作温度により、分光感度特性が変化する。低温度ほど長波長側の感度は低下するが、検出能力を示す D^* (スター)は向上する。また、PN接合部に逆電圧を加え、空乏層内に高電界を形成しておくこと、信号光により発生した電子は、この電界で加速され、原子との衝突により二次電子を生成する過程が次々と繰り返される。これをアバランシェ現象と呼び、信号が増幅されて出力する。Si, InGaAsやGeのAPDが製品化され、レーザーレーダー用素子として評価報告もされている⁽⁶⁾。

APDの増倍率は、温度と動作電圧依存性が大きいので、動作時には環境温度や印加電圧の安定性に特に配慮が必要である。

シングル・フォトンカウンティングには、リニア・モードとガイガーモードの動作法がある。APDに印加する電圧を、ブレイクダウン電圧(V_b)より、充分低い電圧で動作し、増倍率10-100を得るリニア・モードと、ブレイクダウン電圧より少し高い印加電圧で動作させ、充分に高い増倍率を得るガイガーモードがある。図3.3.6と図3.3.7にAPDの増倍過程原理図およびAPD増倍率のバイアス電圧依存特性例を示す。

リニア・モードでは素子の大きさにもよるが、高周波応答特性(Si APDで >1GHz)も得られるが、信号増倍率は約二桁と低い。一方、ガイガーモードでの動作では、一度アバランシェ過程が起こると止まらない。このため外部に抵抗などを接続し、増倍された電流信号が出力されると、抵抗に電流が流れることにより、電圧降下を起し、APDのバイアス電圧が V_b 以下になり、増倍過程が止まることになる。そして、このバイアス電圧は、 V_b より高い電圧に戻り、空乏層内に次のキャリアが発生するまで、その状態を維持し不感時間が生まれる。現状は不感時間は100ナノ秒程度であり、数え落としの少ない帯域としては、10MHzまでの応答性が限界であり、高計数率の測定には制限がある。これから現状では、リニア・モードでの動作が推奨される。

表3.3.2に将来のレーザーレーダー用のフォトン・カウンティングレベルの光検出器として有望なAPDの主要な特性をまとめる。

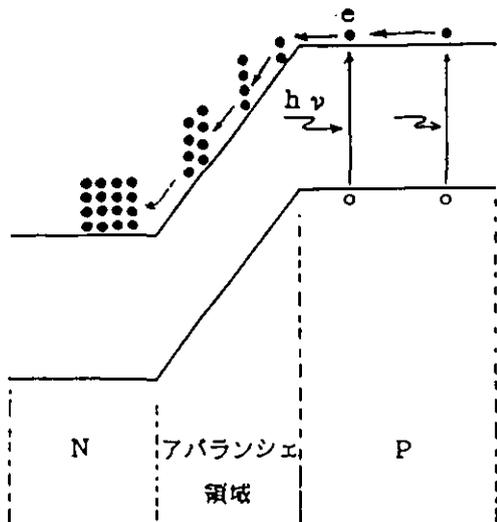


図3.3.6 APDの増倍過程の原理

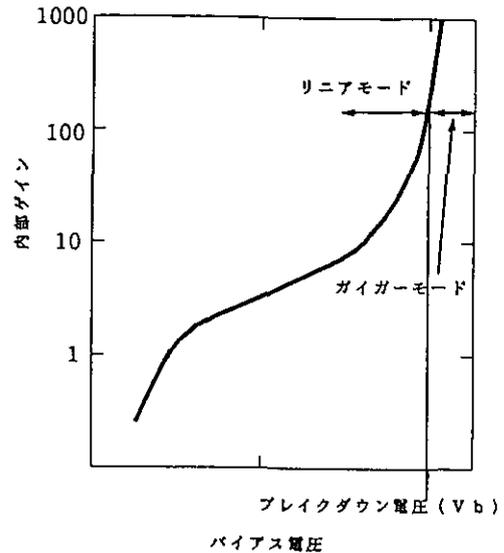


図3.3.7 APD増倍率の電圧依存特性

表3.3.2 アバランシェ・フォトダイオード (APD) の特性

APD	波長域 (nm)	サイズ (mm径)	受光感度 (a) (A/W)	遮断周波数 (b)	その他
Si	400~1000	0.2~16	0.5 (800nm)	1.2GHz (0.2mm径) 700MHz (1.0mm径)	ガイガーモード 素子あり
Ge	800~1700	0.1~0.3	0.8 (1550nm)	700MHz (0.1mm径)	
InGaAs	1100~1650	0.03~0.2	0.93 (1550nm)	200MHz (0.2mm径)	

a) 受光感度は、増倍率=1の時。

b) 出力が3 dB減衰する波数。

半導体光検出器では、短波長用受光素子と、長波長用受光素子をサンドウィッチ状に積み重ねた複合素子がある。短波長の信号を表側の素子で吸収し光電変換され、長波長信号は透過し、奥側の素子で光電変換される機能となっている。既に、Si PDとInGaAs PDやSi PDとGe PDなどが製品化されている⁽⁷⁾。今後、これらがAPD機能と、更に高速フォトン・カウンティング機能とが付加された素子が開発され、採用可能となることに期待したい。さらに、InGaAs PDでは、1.9 μmや2.1 μmのタイプが製品化されていて、将来2 μm帯域のAPD開発への期待を抱かせてくれる。

また、海外において、砒素をドープしたSi (Si:As) 素子を7 Kまで冷却した半導体 (SSPM: 固体光電子増倍素子, またはVLPC: 可視域フォトンカウンター) の特性が報告されている⁽⁸⁾。このVLPCは可視域で75%以上、赤外域1~2 μmで0.01~0.04%の量子効率と、立ち上がり5ナノ秒以下、利得 2×10^4 が得られ、不

感時間が無い点でも注目される。形状は現在1mm径程ではあるが、フォトン・カウンティングの測定例も報告され、興味深い素子である。

ここでは検討報告していないが、MCT (HgCdTe) 光導電素子は、現状立ち上がり時間がマイクロ秒と遅いが、HgCdとCdTeの組成比を変える事により、分光感度特性を変化できる事と、長波長域は5~16 μ mまで有感である事で、将来的には有力な素子となる可能性を秘めている。

c) 以上の検討から、高周波数特性を有するフォトン・カウンティング可能な受光素子には、赤外域の高量子効率光電面の更なる開発が期待されるが、現状は光電子増倍管が第一の有効な候補として挙げられよう。

しかし、半導体光検出器の開発は日進月歩であり、特にAPD機能の特性向上が進み、前記した各仕様をすべて満足する衛星搭載レーザーレーダー用光検出器として採用されるのも、遠くはないであろう。

また宇宙空間にて使用される光検出器の放射線損傷も、考慮されなければならない。光電子増倍管の放射線による損傷は、通常窓材ガラス内の格子欠陥によるカラーセンターが原因の着色が起こり、紫外域の光透過率を低下させ、実効的な量子効率を劣化させる原因となるが、合成石英ガラスを用いれば、この格子欠陥が少ないため透過率の劣化は無視できる。一方、APDなど半導体光検出器のこの損傷は、暗電流の増加などの影響となって現れるが、詳細はさらに評価が必要であろう。

参考文献

- 1) 笹野, 野村編: 環境庁国立環境研究所 平成3年6月
大気微量成分計測のための航空機・人工衛星搭載レーザーレーダーに関する基礎調査報告
- 2) J. P. Edgecumbe et al., SPIE Vol. 1655 Electron Tubes and Intensifiers (1992) 204
- 3) 浜松ホトニクス カタログ R5509
- 4) H. Kyushima et al., IEEE Trans. Nucl. Sci., (1994) 投稿中
- 5) M. Suyama et al., IEEE Trans. Nucl. Sci., (1994) 投稿中
P. Cushman and R. Rusak, Nucl. Instr. and Meth., A333 (1993)
Ross A. Rue et al., SPIE Vol. 2022, Photodetectors and Power Meters (1993)
- 6) 田中 他, 第16回レーザセンシングシンポジウム (1993)
- 7) 浜松ホトニクス カタログ 赤外線検出素子 (1993)
E G & G OPTOELECTRONICS カタログ INFRARED DETECTORS 1994
- 8) M. D. Petroff and M. G. Stapelbroek, IEEE Trans. Nucl. Sci., Vol. 36, No. 1, (1989) 158
P. G. Kwiat et al., Phys. Rev. A, Vol. 48, No. 2, (1993) R867

3.4 レーザレーダ計測用送受光学系

3.4.1 受光光学系

受光光学系に関する目標仕様を表3.4.1にまとめる。

表3.4.1 集光光学系に関する目標仕様

波長	0.5 μm ~ 3 μm (暫定)
空間分解能 (視野)	0.1 mrad
望遠鏡口径	1.0 m
総合透過率	60%以上 (暫定)
面精度	$\lambda/2$ ($\lambda = 633\text{nm}$) (暫定)
波長選択性	他方の波長の透過率1%以下
全長	500mm (暫定)

(1) 集光光学系

(a) 集光光学系のタイプ

(i) 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光し、受光光学系へ平行な光束として導く働きがある。従って集光光学系は基本的にアフォーカル光学系(望遠鏡系, 無焦点系)と考えられる。アフォーカル光学系は対物部と接眼部とより構成され、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。表3.4.2に光学系方式の分類を示し、図3.4.1に各々の光学系方式概念図を示す。

(ii) 各光学系の特徴

表3.4.3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3.4.3に於ける各項目の評価基準を以下に説明する。

表3.4.2 集光光学系方式

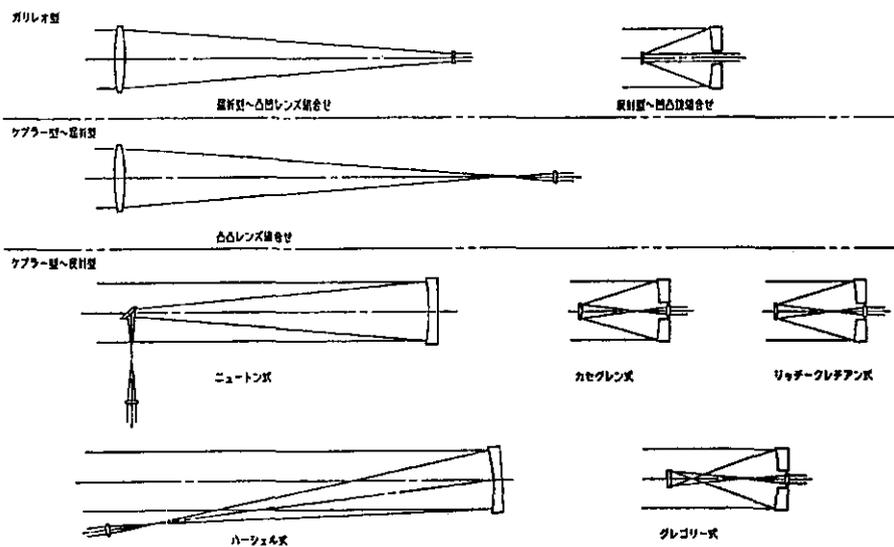
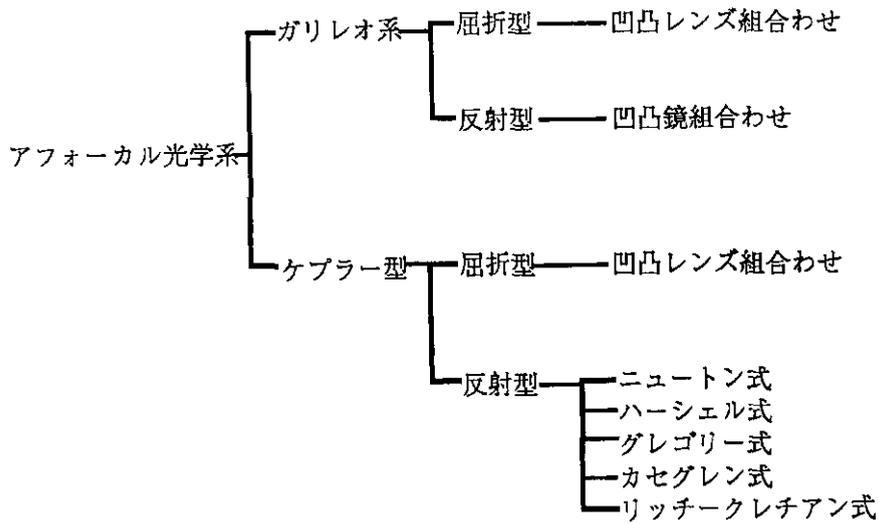


図3.4.1 集光光学系方式概念図

全長

集光光学系の対物部がいわゆるテレタイプのもものは、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。

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。

○： $\lambda/20$ (rms)以下

△： $\lambda/10$ (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くずれる画角について検討し、次のように規定した。尚、 0.1 mrad 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があるかについて検討した。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

(b) 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 $1000\text{ mm}\phi$ 、視野 0.1 mrad 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3.4.2に、そのスポットダイアグラムを図3.4.3に示す。軸上では無収差であり、軸外の光線収差についても必要とされる分解能に対して十分な性能を持つことが判る。

尚、焦点の位置を保ったまま中心遮蔽を小さくしてゆ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。

表3.4.3 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	主鏡形状	副鏡形状
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 クレチアン型	◎	◎	○	○	◎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、リッチークレチアン ◎
 その他 △である。

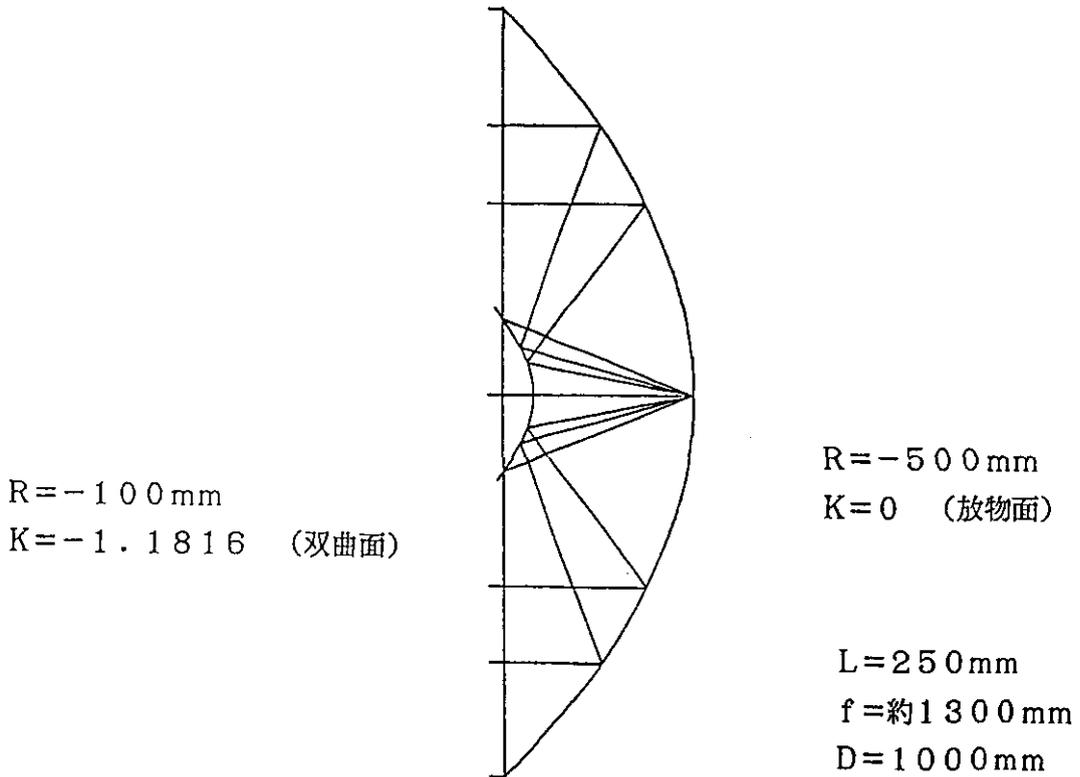


図3.4.2 カセグレン

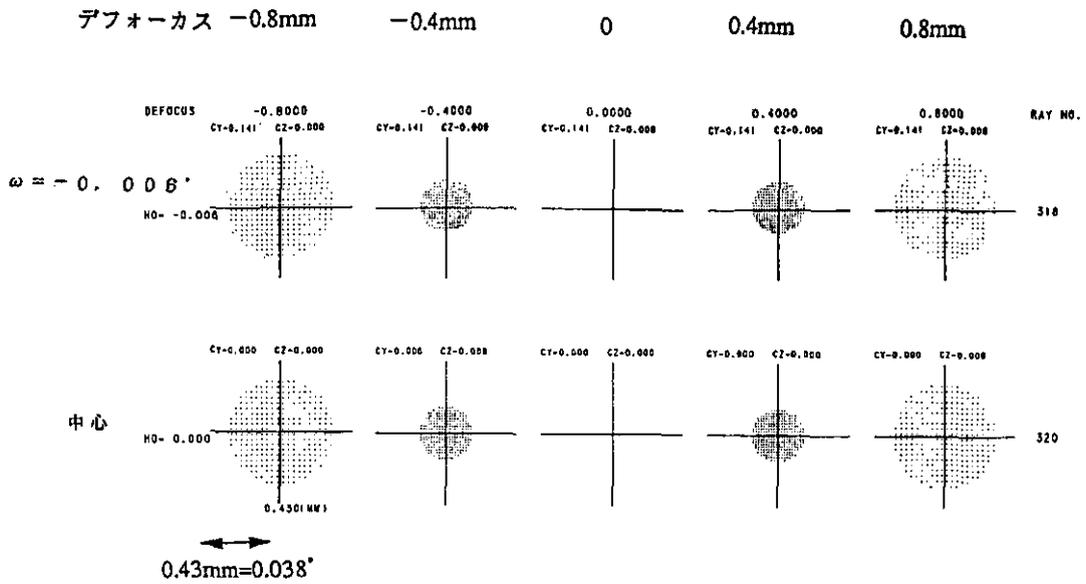


図3.4.3 スポットダイアグラム (カセグレン)

(2) リレー光学系

リレー光学系の例を図3.4.4 (a) に示す。λ = 1064 nm と 532 nm との色消しとなっている。尚、0.53 ~ 3 μm まで使用するためには、硝材として ZnS と ZnSe しかなく、一つのリレー系で行うことは難しいと考えられる。図3.4.4 (b) に示すような光学系がよいであろう。

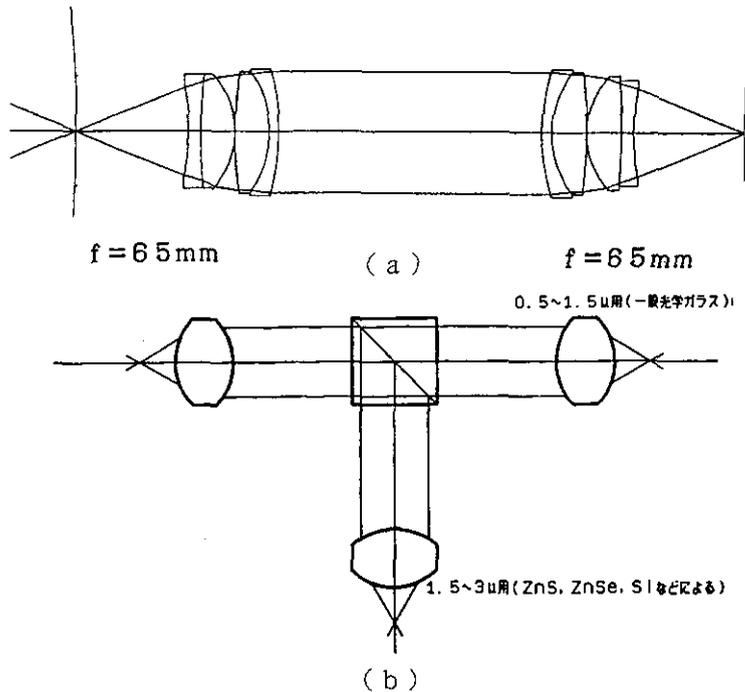


図3.4.4 リレー光学系

(3) フィルター

フィルターの要求仕様を表3.4.4にまとめる。

表3.4.4 フィルターの仕様

半値幅	1.0 nm (夜間) 0.1 nm (昼間)	透過率	60% (夜間) 40% (昼間)
-----	----------------------------	-----	----------------------

干渉フィルターで上記半値幅を満足することは難しく、ファブリーペロー干渉系（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、ブロッキング干渉フィルターを同時に用いる必要がある。

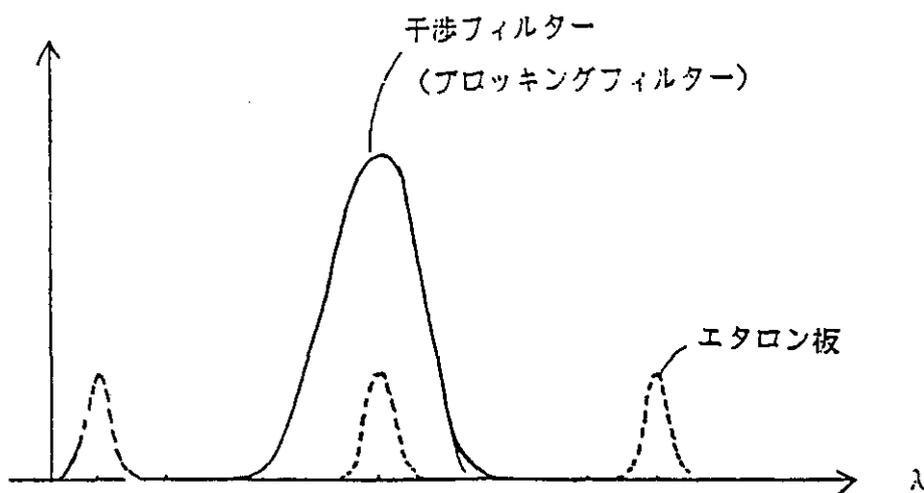


図3.4.5 干渉フィルターの特性とエタロン透過の光の関係

エタロン板の原理を以下に示す。

エタロン板による分光はエタロン板の両面での多重反射によるが、原理的には0回反射と2回反射光とによる干渉で説明できる。パラメータを以下のように定義する。

λ : 波長 ($= 1 / K$)

K : 波数 ($= 1 / \lambda$)

$\Delta \lambda$: 隣のピーク間隔 ($= \Delta K / K^2$)

$\delta \lambda$: 半値全幅

ΔK : 隣のピーク間隔 ($= \Delta \lambda / \lambda^2$)

δK : 半値全幅

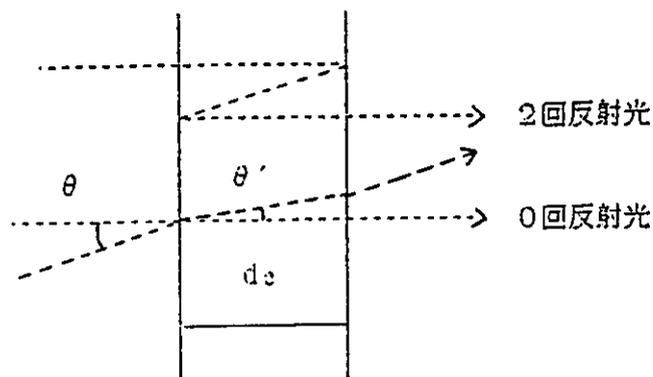
N : エタロン板の屈折率

m : エタロン板中の往復の波の数

d : エタロン板の厚さ

エタロン板での反射光路を下図に示す。斜光束の0回反射も示してあり、 θ は入射光束

の傾き、 θ' はエタロンでの傾きである。

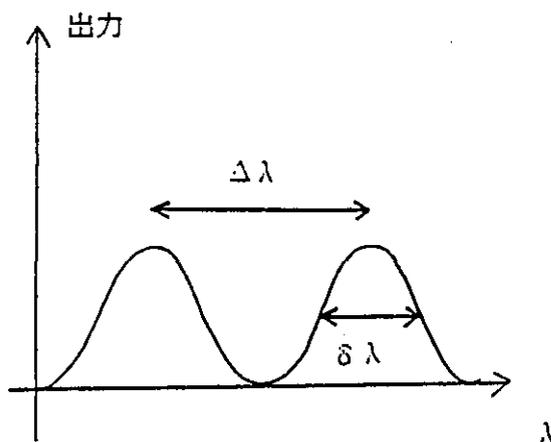


エタロン板での反射光路

また、次図を参考に、干渉条件より強く出射する波長は次式を満足することがわかる。

$$2 \cdot d \theta \cdot N = m \cdot \lambda = (m+1) \cdot (\lambda + \Delta \lambda) \quad (1)$$

$$\therefore m = \lambda / \Delta \lambda \quad (2)$$



よって所望のピーク間隔 ($\Delta \lambda$, ΔK) に対する必要な厚さは次式で与えられる。また、0回反射光と2回反射光による近似的な計算では、半値全幅は分解能の半分となり ($\delta \lambda = \Delta \lambda / 2$, $\delta K = \Delta K / 2$)、半値全幅による表記もしてある。

$$d \theta = \frac{m \lambda}{2 N} = \frac{1}{2 N} \cdot \frac{\lambda^2}{\Delta \lambda} = \frac{1}{4 N} \cdot \frac{\lambda^2}{\delta \lambda} \quad (3)$$

$$= \frac{1}{2 N} \cdot \frac{1}{\Delta K} = \frac{1}{4 N} \cdot \frac{1}{\delta K} \quad (4)$$

(3), (4) 式よりわかるようにピーク間隔を広げるためには、エタロン板を薄くしなければならない。

実際のエタロン板では表面反射率が高く（90%以上），多重反射が必要となり，半値全幅はピーク間隔に比べかなり小さくなる（1/10以下）。実際に用いるエタロン板からの出射光量（I）は，吸収を無視して次式で与えられる。

$$I = I_0 \frac{1}{1 + F \cdot \sin^2 (\beta / 2)} \quad (5)$$

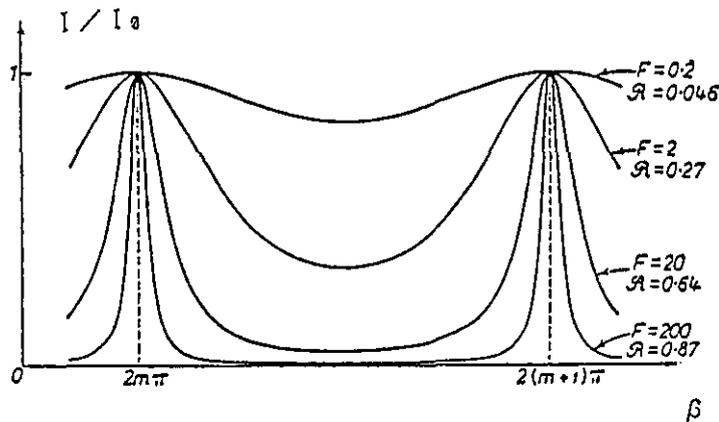
ここで

$$F = \frac{4 \cdot R}{(1 - R)^2} \quad (6)$$

R：表面反射率

$$\beta = 2 \cdot \pi / \lambda \cdot N \cdot d_0 \cdot \cos (\theta') \quad (7)$$

である。Rの変化によって光量（I）が次図に示されるように変化し，半値幅が変わる。また，ピーク波長は次式を満足する。



エタロン板の出射光の変化

$$\begin{aligned} m \cdot \pi &= \delta / 2 = \pi / \lambda \cdot N \cdot d_0 \cdot \cos (\theta') \\ &= \pi / \lambda \cdot N \cdot d_0 \cdot \{1 - [(\cos (\theta') / N)]^{1/2}\} \quad (8) \end{aligned}$$

(8) 式及びスネルの公式より， θ が小さいとして，

$$\lambda \approx \frac{N \cdot d_0}{m} \cdot \left\{1 - \frac{1}{2} \cdot (\theta / N)^2\right\} \quad (9)$$

となる。(9) 式より屈折率（N）が高い方が，エタロン板の倒れによる波長シフトが小さいことがわかる。

(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（UL

E), 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。ここでは, 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よ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易さを評価した。

熱による変形：線熱膨張率と熱伝導率で評価した。

耐機械環境特性：マイクロ耐力の大きさを評価した。

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おき易さを評価した。

実績：実績の多さで評価した。

トレードオフ表を表3.4.5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及び耐機械環境特性を主に考えるとベリリウム或いは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すくないけれどSiCがよいと考える。主鏡軽量化構造の設計例を図3.4.6に示す。この設計例の場合, 主鏡重量は, 約25kg(TBD)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, 最終的な条件で設計することが望ましい。

表3.4.5 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	合
ベリリウム	○	△	○	○	○	○	○	○
SiC	○	○	○	○	○	○	△	○
ULE	○	○	△	△	○	○	○	○
石 英	○	○	△	△	△	○	○	△
ゼロデュア	○	○	△	△	△	△	○	△

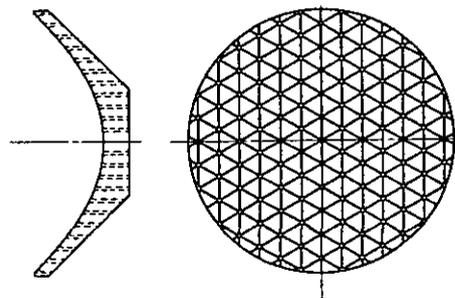


図3.4.6 主鏡構造の設計例

3.4.2 送信光学系

送信光学系の目標仕様を表3.4.6にまとめる。

表3.4.6 送信光学系

波長	1064nm, 532nm
入射ビーム径	10~12mmφ
入射ビームパワー	500mJ/pulse
ビーム拡大率	5~10×

(1) 出射ビーム径

出射ビーム径は、受光光学径の空間分解能0.1mradより、

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

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

が必要である。余裕をみて、50mmφ以上が望ましい。よってビーム拡大率5×以上となる。

(2) 耐パワー性

表3.4.7に膜の耐レーザー性、耐放射線性を示す。

また、図3.4.7~図3.4.9に膜の光学特性を示す。

表3.4.7 薄膜検討

検討膜	検討項目	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3.4.7 満足度：○		実績有り	レーザー耐力（ 563nm,1053nm） の実績なし	成膜の可能性：○
ARコート	設計計算特性 図3.4.8（石英用） 満足度：○ 設計計算特性 図3.4.9（SF6用） 満足度：○		実績有り	3GW/cm ² (11ns)までの 実績有り レーザー耐力（ 563nm,1053nm） 400MW/cm ² までの 実績有り	成膜の可能性：◎ 各石英,SF6基板の 透過率は99%以上可能

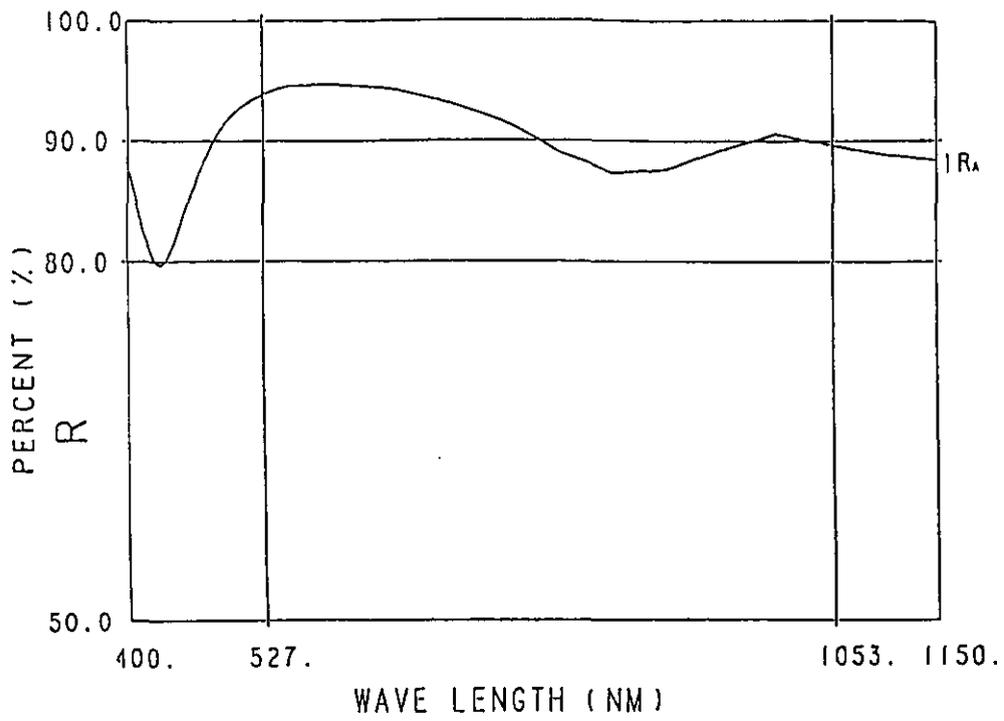


図3.4.7 ミラー用薄膜設計計算特性

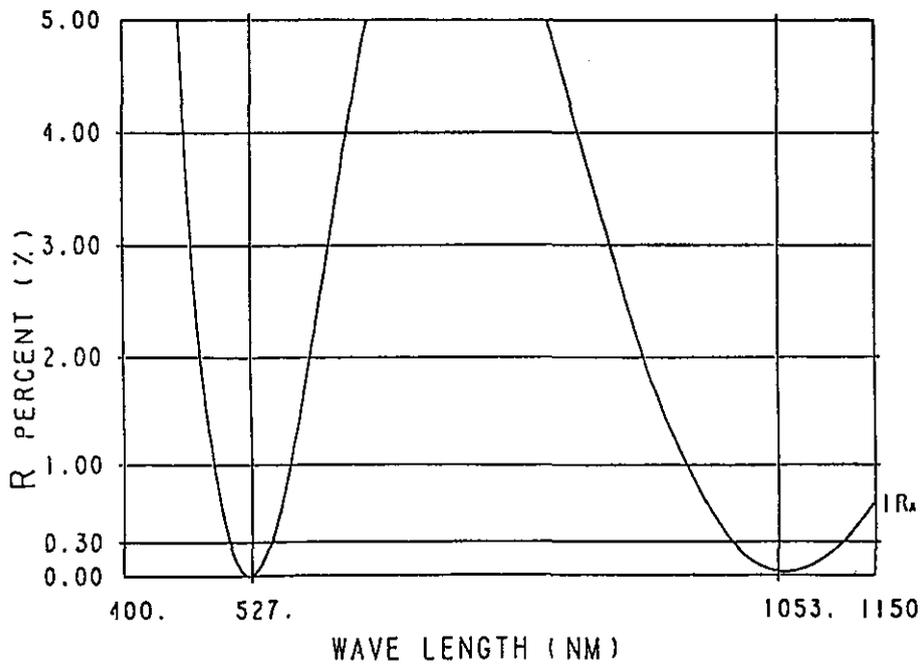


図3.4.8 反射防止膜（基板石英）設計計算特性

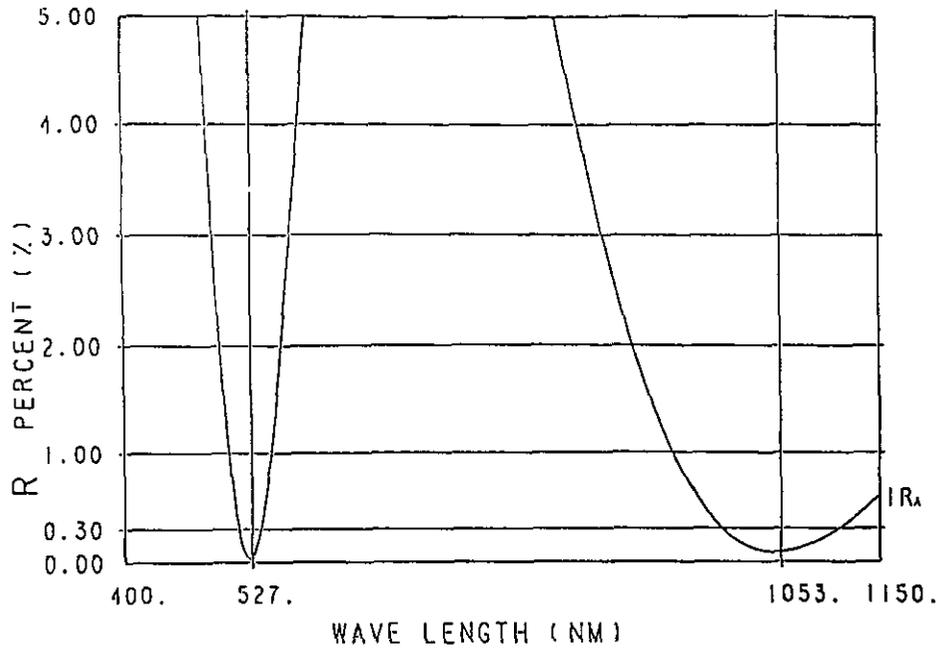


図3.4.9 反射防止膜（基板SF6）設計計算特性

(3) 光学系

入射ビーム径15mmφ，出射ビーム径75mmφとした設計例を図3.4.10に示す。 $\lambda = 1064$ と532nmでの色消しとなっている。

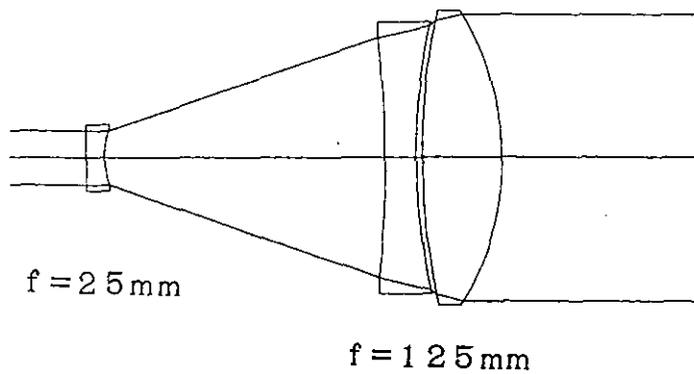


図3.4.10 送信光学系

3.4.3 スキャナー

ここでは、受光光学系の観測幅を広げるためのスキャナーについて検討する。スキャナーの方式を図3.4.11に示す。また、これらのスキャナー方式のトレードオフを表3.4.8に示す。

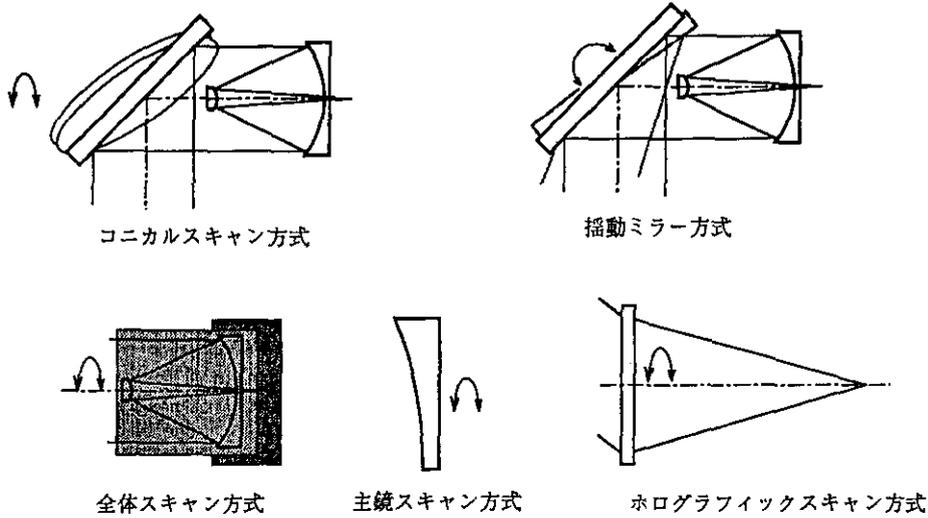


図3.4.11 スキャナー方式

表3.4.8 スキャナーのトレードオフ

	収	差	光	量	色	消	大	き	さ	重	量	耐	環	境	性	電	力
コニカルスキャン方式	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	●
揺動スキャン方式	○	○	○	○	○	○	△	△	△	△	△	○	○	○	○	○	○
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	×	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△

表3.4.8より、スキャナー方式としては、コニカルスキャン方式がよいと考えるが、この方式でも、スキャナー自体の重量が30Kg(TBD)になると推測され、全体重量の要求150Kgにを満足するのは困難と考えられ、今回のレーザーレーダーには、スキャナーは、搭載できないと考える。

3.5 信号処理

衛星搭載センサの信号処理は、一般に観測データの信号処理とそのデータを利用するために必要な各種データの処理、及びセンサを運用する為に必要なセンサの動作状態を示すテレメトリ処理からなる。これら全てがうまく噛み合っって良質のデータが得られることになる。

ここでは、レーザーレーダーの性能に直結するレーザー反射光の受信信号の処理とデータ解析に必要なサポートデータ処理（以後ハウスキーピング処理と呼ぶ）に関して述べる。

3.5.1 レーザー受信信号処理

受信信号処理に要求される性能のベースラインを表3.5.1に示すものとし調査検討を行った。検出器は光電子増倍管を使用し十分高速の信号が出力されるものとした。

光電子増倍管を利用することの最大の利点はフォトンカウンティングモードで使用可能なことと電子増倍を行うダイノードの途中段から信号を取り出すことでフォトンカウンティングと同時に直流モードのデータを得ることができること、電子増倍率が非常に大きいためアナログ信号処理段のノイズが問題にならない条件で使用可能なことである。

表3.5.1 受信信号処理の要求仕様

フォトンカウンティングモード	
カウントレート	100Mcpsランダムパルス
ゲート幅	100ns~10 μ s
メモリ	2kワード
直流 (Direct Detection) モード	
サンプリング間隔	10ns(100MHz)
メモリ	8kワード

(1) フォトンカウンティングモード

フォトンカウンティングモードにおいては個々の入射フォトンに対応しディテクタから出力される信号パルスを数えることで入射光量を計測する。フォトンカウンティングはディテクタの量子効率を別にすると入射フォトンの統計的揺らぎのみで信号のS/Nを決定される究極の検出方式である。信号の個数を数えるため種々の原因による信号のパルス波高分布に殆ど依存しない。但し、フォトンカウンティングは入射フォトン個々に分解して計測することから入射フォトン数の多くなる高入力光に対しては高速な信号処理が必要となる。

(a) ランダムパルスの計数

ランダムパルスの計数ではパルスの平均カウントレートに比べ高速の計数処理が要求される。フォトンの計数のランダムプロセスは統計的に単位時間あたりの平均計数確率が一定の事象の計数とモデル化される。その計数されるパルスの個数はポアソン分布に従う¹⁾。

従って、信号のフォトンの計測数 N に対して計測誤差として分散 N (標準偏差 $N^{1/2}$)を伴う簡単なモデルが適用できる。しかし、高速フォトンカウンティングに於いては検出器の不感時間や信号処理にかかる処理時間が不感時間 (Dead Time) として無視できなくなる。それがフォトンカウンティングモードの計数率の上限を決める。

フォトン当たりの信号処理の不感時間を t 、カウントレートを n cpsとすると単位時間あたりの不感時間は $n \cdot t$ である。この間に入射したフォトンは数え落とされているため、不感時間を補正した後のカウントレートは $n/(1-nt)$ cpsと得られる。しかし、この不感時間補正が大きくなると誤差が大きくなり、フォトンカウンティングではもはや高精度のデータは得られない。フォトンカウンティングのカウントレートの上限を決めるのは、不感時間でありゲート時間ではない。

通常のフォトンカウンティングでは不感時間を無視できる計数率で使用する。平均計数率が100Mcpsの処理を不感時間を10%以下で行うためには入射フォトン1個あたりの処理時間を1ns以下にする必要があり、信号処理の要求としてこの値を目標にする。

一方、ポアソン統計の性質によりカウント数の和 ($N_1 + N_2$) につく統計誤差は $(N_1 + N_2)^{1/2}$ である。従って、ゲート幅の広い観測データは、ゲート幅の狭い観測データを必要なゲート幅になる様に加算して得られるデータと質的に等価である。ゲート幅についてはゲートの切り替え時に不感時間が生じなければ観測データの最小時間分解能を決めるだけであり、データ伝送量に制約がなければゲート間隔は狭い方がよい。表3.5.1の要求のカウントレート100Mcpsに対して100nsのゲート幅を採用すると、最小ゲート時間での平均カウント数は10、観測データのS/Nは約3.3である。

(b) 信号処理回路

フォトンカウンティングは、検出器からの出力信号を増幅した後波高弁別し計数回路で計数するだけの処理である。この様なランダムパルスの計測回路は古くから原子核エレクトロニクス (Nucler Electronics) として高エネルギー物理や原子核物理の研究に用いられてきたものと同じ技術が適用できる。回路の機能としては単純ではあるが、1nsの処理を行うためには1000MHzの帯域を持ったアナログ処理と1ns以下のデジタル信号処理を行う必要がある。

図3.5.1に信号処理の構成を示す。

波高弁別器 (Discriminator) は図3.5.2に示す様な波高分布の検出器出力信号の内、熱雑音で発生する波高値の小さなノイズを除くために用いる。波高の大きなノイズは、主に宇宙線等による高エネルギー荷電粒子によるバックグラウンドであり発生頻度は数10 cps程度と予想され特に除く必要はないであろう。パイルアップパルスの検出・除去が必要であれば高波高パルスに対する弁別を行いアンチコインシデンス処理を行う必要がある。

アンチコインシデンス処理を行うと不感時間の増大をまねく。

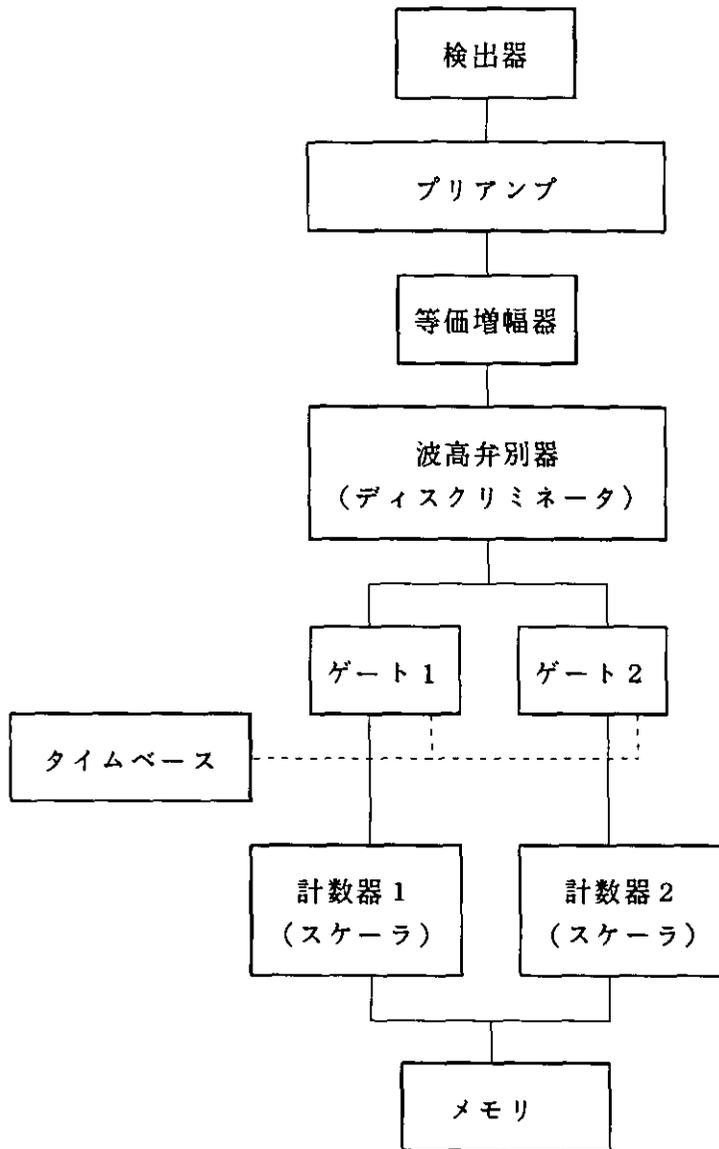
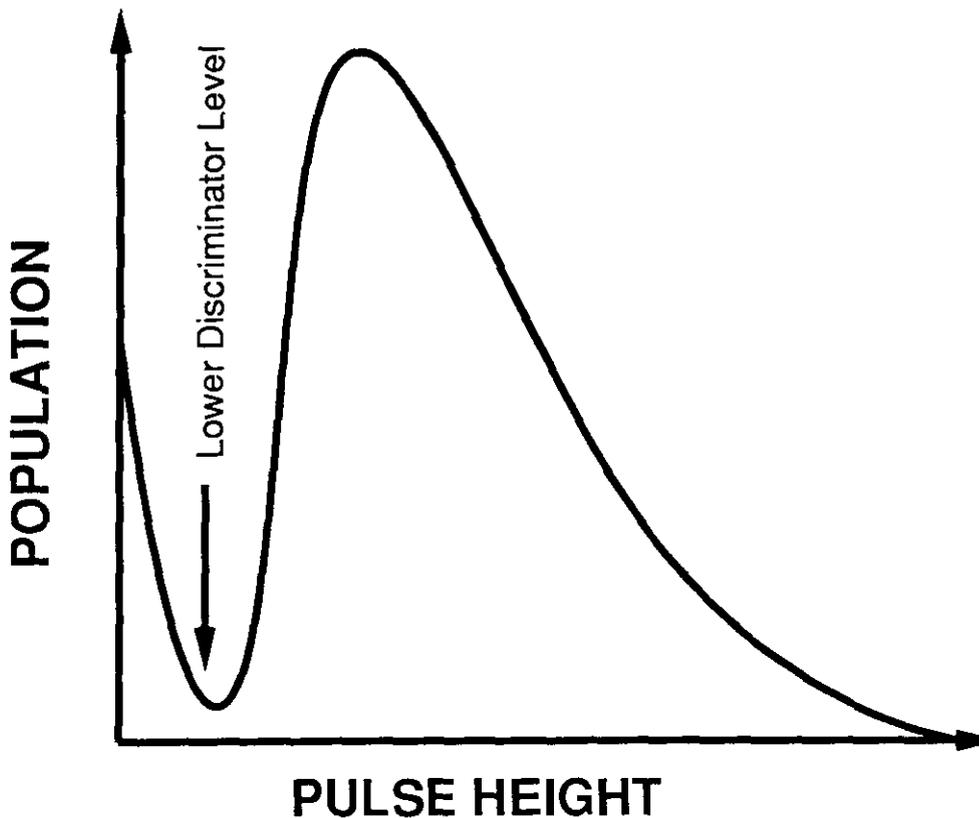


図3.5.1 パルスカウント検出のブロック図

計数回路が2回路あるのは、計数回路からのデータの読みだしをゲートを閉じた後の計数回路の伝搬遅れを待ったあと行え、かつ不感時間が生じない様にこの間もう一方の計数回路で次のゲート時間のパルスを計数するためである。このような構成をとることで、高速動作しなければならない回路は計数回路までに限りメモリ以降の回路は10MHz程度の速度があればよいことになる。

ゲート幅を100ns、不感時間を1nsとすると最高計数は100カウント/100nsである。従って、計数回路(カウンタ)は最低7ビットあればよい。高度30kmから地表までの反射光は200 μ sの時間の信号となるため2kワードのデータが蓄積できればよいことがわかる。8

ビット×2kワード=16kビットのCMOSスタテックRAMで容量・速度とも十分対応可能である。



横軸は波高値、縦軸はパルス数を示す。波高弁別は波高の低いノイズパルスを除くように設定する。

図3.5.2 光電子増倍管のパルス波高分布

1000MHz程度の帯域の高速信号処理は、回路のインピーダンス、伝送路のインピーダンスを下げる必要から必然的に消費電力の増大をとまなう。かつては、この様な高速処理を行うことには非常な困難がともなった。

現在は光通信等の高速大容量の通信技術や、高速化したマイクロプロセッサをはじめとしたマイクロエレクトロニクスの進歩により高速信号処理を衛星搭載時の限られた電力・サイズ・重量での実現できるようになりつつある。

1000MHzオーダのアナログ信号処理はSiのバイポーラトランジスタを使用した増幅器で実現可能な領域であるが、AlGaAs/GaAs HBT (Heterojunction Bipolar Transistor)等の高周波特性の優れた素子が10Gbps領域の高速光通信に使用され始めており一層の高速化も可能になりつつある²⁾。1000MHzの電磁波の波長は30cmであり、この領域の増幅器は信号の伝搬速度が無視できなくなり以下のような設計を行う。

- ・ 数cm以上の信号の伝送にはインピーダンスを整合させた伝送路を使用する必要
- ・ 伝送路には50Ω程度のインピーダンスを用いる

・リード線のインダクタンスが無視できなくなるためチップ部品を多用する

印刷基板上にインピーダンスを整合させた配線（マイクロストリップライン）を製作し、この上にチップ部品をマウントしたモジュール或いはハイブリッドICに近い回路を作成する。

かつて、高速のデジタル信号処理はECL(Emitter Coupled Logic)が主流であった。ECLは、バイポーラトランジスタのキャリアの蓄積効果による動作速度の低下を避けるため、差動アンプと同様の回路を基本回路に用いトランジスタを非飽和領域で使用し低インピーダンスの信号を取り扱うことで高速動作をさせている。汎用のECL ICにはECL-10K, ECL-100Kの2種類のシリーズのICがある。ECL-100Kの方がやや高速であり、ゲートの伝搬遅れは0.7ns~1.5ns程度、カウンタの最高計数周波数は250MHzである。ECLロジックは消費電力が大きく且つ集積度が小さい（例えばバイナリカウンタは4ビットのものしかない）ため、必然的に消費電力が大きくなる。特に、対流による放熱が出来ない衛星搭載用として実装する際には、各ICにヒートシンクを取付けシャーシに放熱するというような熱対策が必要になり実装密度が低下し機器が大型化する。汎用ECLを用いたデジタル回路の構成はもはや時代遅れになりつつある。

ここ10年のマイクロエレクトロニクスの進歩はMOSデバイスの急激な高速化を実現しECLの速度にせまっている。MOSデバイスはユニポーラデバイスであり、バイポーラトランジスタの様なキャリアの蓄積効果がないため飽和動作をさせても低消費電力で高速化に向くデバイスである。かつてのMOSデバイスが高速動作が出来なかった理由は、ドライブ能力が小さく容量負荷を高速に充放電できなかつたことによる。現在のMOSデバイスは集積パターンの縮小によりIC内部での負荷容量を減らし高速化が実現された。例えば、CMOSゲートアレイでは0.1ns以下のゲート遅延が実現されている。衛星搭載用とする際には、微細加工化により放射線トータルドーズに対しては耐性が強化される方向であるが、シングルイベントに対しては弱くなる方向であり注意を要する。近年衛星搭載用機器の高速・高性能化要求から衛星搭載用として米国を中心に遅延時間0.1ns程度のゲートアレイが開発され始めている。これを採用すると、1000MHz程度のロジック回路が小型・低電力で実現化能となる。

さらに高速化する場合には、GaAs ECLゲートアレイやGaAs MESFET(Metal Semiconductor Field Effect Transistor) ICの利用により10Gbps程度の速度が可能である。

何れにしても、現状では搭載化されている部品（認定部品）のみでは1000MHzのフォトンカウンティングを実現することはできないが、民生品をベースにスクリーニングを行って使用すれば開発可能なレベルにあると判断している。

(2) 直流モード

直流モードでは近年急速に進歩した高速デジタルビデオや高速レーダの信号処理技術を適用することで、少なくとも50MHzで10~12ビットの信号処理を行うことに困難はないと判断できる。100MHzサンプリングも原理的な問題は生じないであろう。このような高速のA/D変換はフラッシュコンバータと呼ばれる高速のものが用いられる。フラッシュA/Dは検出するレベルの数だけ（例えば8ビットA/Dであれば256）の比較器を並列に動作させるタイプのA/Dコンバータである。図3.5.3に信号処理のブロック図を示す。A/D変換

の前段には、アンチエイリアシング用フィルタを入れる³⁾。アンチエイリアシングフィルタのカットオフ周波数はA/D変換のサンプリングレートの1/2（ナイキスト周波数）以下とする。フィルタの周波数をナイキスト周波数より下げると等価的にオーバーサンプリングを行ったことになる。

オーバーサンプリングを行った場合には連続した計測データの独立性が失われているため、平均化処理を行った場合の誤差の見積方法に注意しなければならない。アンチエイリアシングフィルタの2倍のサンプリングレートまでの平均化によってはデータのS/Nは向上しない。例えば、10MHzのフィルタを用い100MサンプルでA/D変換したデータは4データずつ均して25MサンプルのデータとしてもS/Nは向上しないことを意味している。

10nsのサンプルで8kワードのメモリを持つと高度にして12km分のデータを蓄積できる。10nsの速度のメモリはCMOS RAMをインターリーブして使用すれば実現可能でありメモリサイズとしても問題なく実現できる。

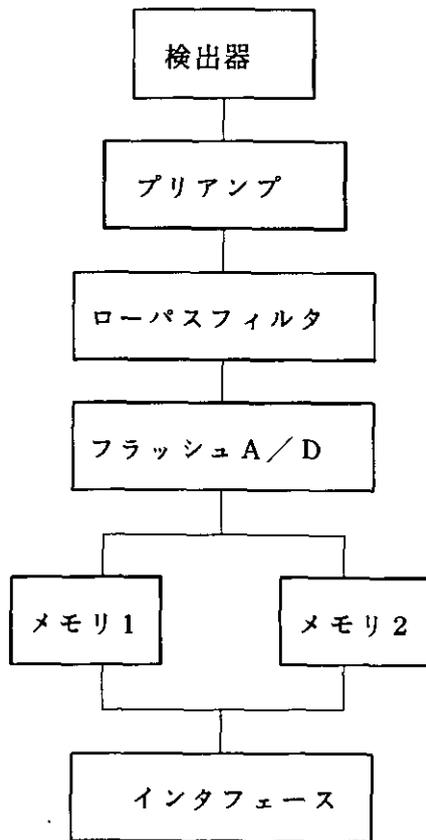


図3.5.3 直流モード信号処理ブロック図

(3) データ圧縮

レーザーレーダーで取得されるデータ量はレーザーの繰り返し周波数に依存する。フォトンカウンティングモード8bit/2kワード、直流モード12bit/8kワード、繰り返し周

波数を r pps とすると観測データ量は $115 r$ (kbps) である。50pps では約 5Mbps, 20pps でも約 2Mbps である。

データ量を下げするためには下記の方法をとることが可能である。

(a) S/N が小さくレンジ分解能を下げた観測する領域について加算処理を軌道上で行う

(b) リターン信号の積算を軌道上で実施する

以上の様な処理を行うためには数 MIPS 程度の CPU を搭載すれば可能であると考えられる。

3.5.2 ハウスキーピング処理

大型の衛星に搭載される観測センサの場合は高速で大量のデータを出力するセンサが搭載されることが多く、観測データはミッションデータとして追跡管制用のテレメトリコマンド系とは別に数十 Mbps のデータ伝送が行われる。一方、科学衛星等の比較的小型の衛星に搭載される場合にはテレメトリとミッションデータとの区別はなく同じデータ伝送系で多重化されて数+から数百 kbps で伝送されることが多い。

前者の場合、我国ではテレメトリは沖縄や勝浦或いは他国の追跡管制局で受信されリアルタイムで衛星運用に供されるのにたいし、ミッションデータの受信は地球観測センタ或いは海外追跡局で行われデータ入手まで数日から数週間かかる。観測データの伝送から入手までの時間遅れを考慮し、センサデータの解析に必要なセンサのステータスデータをミッションデータに含めておかなければならない。

レーザーレーダーのデータ解析の為に必要なデータとしては、バックグラウンドデータ、時刻、衛星姿勢、衛星軌道位置、送信レーザーパワーモニタ、バンドパスフィルタ、ディテクタ温度、各種のステータス等が考えられる。データ解析の効率を考えたミッションデータを項目を選定する必要がある。これら項目のデータは、衛星バスとインタフェースし入力するもの、信号処理系内部で計測回路を持ち計測する項目等があるが以外と大きな部分を占めるものである。

一方、テレメトリコマンド系に出力するテレメトリ信号は、レーザーレーダーの動作が正常であるかどうかを診断し、必要なコマンド運用が可能でデータを出力しなければならない。このためには、センサ各部の温度（特にレーザー発振器の温度）、レーザー発振器出力、ステータス等を出力する必要がある。ミッションデータに入るデータであっても運用に必要な項目はテレメトリとして出力しておくことが望ましい。

センサがインタフェースするテレメトリコマンド系コンポーネントは通常 RIU (Remote Interface Unit) と呼ばれるもので、アクティブアナログ (AA) / パッシブアナログ (PA) と呼ばれるアナログテレメトリ、アクティブバイレベル (AB) / パッシブバイレベル (PB) と呼ばれるバイレベルテレメトリ (ON/OFF ステータス)、シリアルデジタル (SD) テレメトリと呼ばれる 8 ビットのデジタルテレメトリを受け付ける。また、RIU からはパルスコマンドを出力するディスクリットコマンドと 16 ビットのデジタル値を持つシリアルマグニチュードコマンドが出力される。衛星搭載センサはこれらのコマンド/テレメトリを用いて運用できるように設計されなければならない。

3.5.3 信号処理のリソース

レーザーレーダーの信号処理は、高速な信号処理を行う必要がありその部分については、比較的発熱が大きくなることが考えられ実装密度を低く抑え他の部分と分割し放熱を考慮する必要がある。それ以外には特に他の衛星搭載コンポーネントと大きく異なる要素はない。

信号処理として下記の程度の重量・電力を考えておけばよい。

重量 : 25kg

電力 : 50W

サイズ : 300mm×400mm×100mm (高速信号処理部)
250mm×250mm×200mm

参考文献

- 1) 小針あき宏, 確率・統計入門, 岩波書店(1973), 63-68
- 2) 井辺博之, 井出和彦, 山川秀明, 全IC化光送受信機, 東芝レビュー 1992, Vol.47 No.5 395-398
- 3) 南慶一郎, 河田聡, 科学計測のためのデータ処理技法 第3章, インターフェース, 1994年1月号 98-109

3.6 レーザーレーダー計測システム

3.6.1 システムの機能

衛星搭載レーザーレーダー装置は1波長もしくは複数波長の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り、気候変動、温暖化等の大気環境問題に関し、その状況を地球規模で監視することが可能になる。

ミッション系機能ブロック図を図3.6.1.1に示す。ミッション系はレーザーレーダー装置、ミッション送信機及びミッション記録装置で構成される。レーザーレーダー装置の観測データはミッション送信機によって直接もしくは一旦ミッション記録装置に記録された後地上へ伝送される。

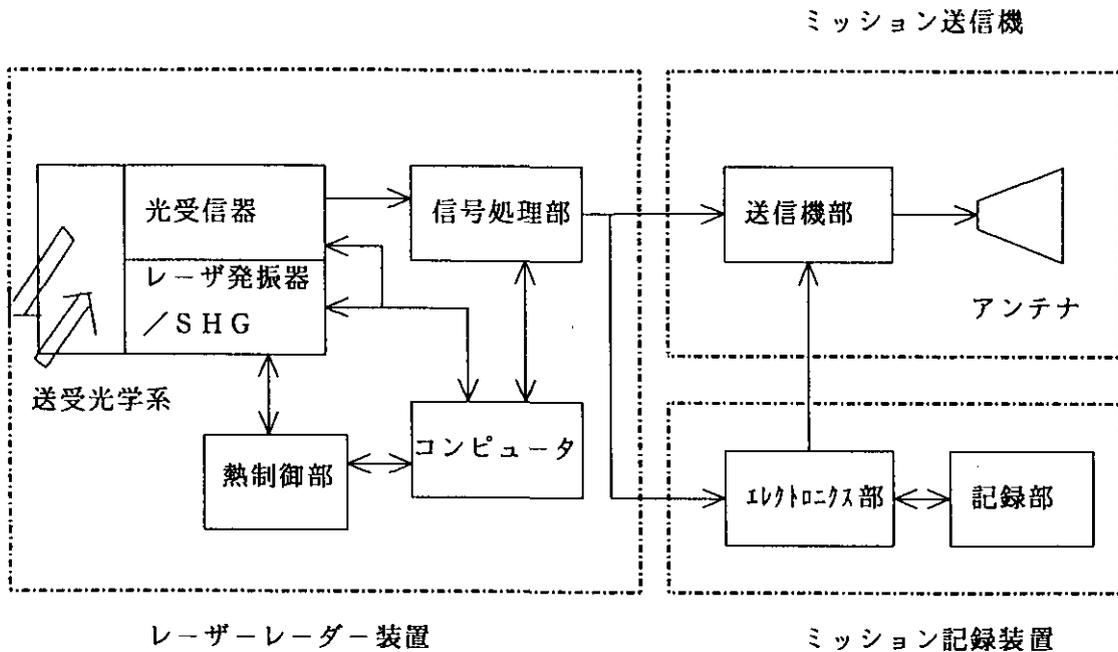


図3.6.1.1. ミッション系機能ブロック図

3.6.2 ミッション系

(1) レーザーレーダー装置

レーザーレーダー装置はレーザー光を空間中に放射し、大気中のエアロゾル、雲による散乱光を受信し、その分布を観測するセンサである。機能系統図を図3.6.2.1に示す^{1,2)}。主な構成機器はレーザー発振器/高調波発生器(SHG)、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。

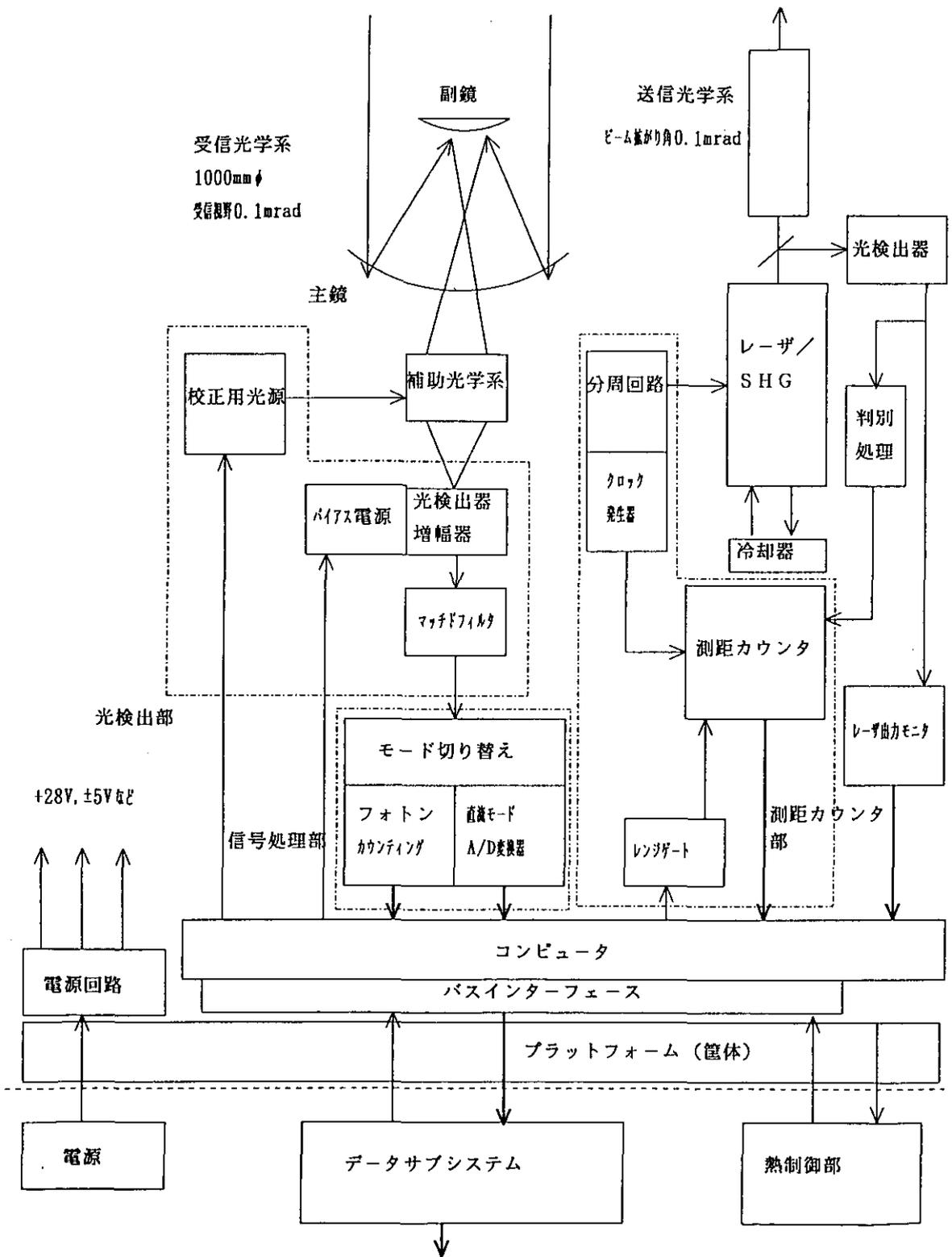


図3.6.2.1 レーザーレーダー装置機能系統図

(a) 目標性能/仕様

3.1章のレーザーレーダー計測のシミュレーション結果より、レーザーレーダー装置の目標性能/仕様は表3.6.2.1のようにまとめられる。

表3.6.2.1 レーザーレーダー装置目標仕様

	項目	目標仕様値	備考
	測定対象	エアロゾル、雲	
	観測範囲	0~30km	
	空間分解能	水平100km 垂直0.1km	
	測定精度	10%以下	
レーザー/SHG	方式	LD励起固体レーザー/SHG	Nd:YAG, Nd:YLF など
	波長	1μm帯及びその高調波	
	出力エネルギー	基本波1J/SHG0.5J	出力エネルギーは可変
	パルス幅	<20ns	
	パルス繰返し周波数	10Hzまたは50Hz	
	寿命	10 ⁹ 以上	
	送受光学系	送信光学系口径	50mm ^φ
送信ビーム広がり角		0.1mrad	
受信光学系口径		1,000mm ^φ	透過率30% (7材含む)
受信視野角		0.1mrad	
光学フィルタバンド幅		1.0nm, 60% (夜間) 0.1nm, 40% (昼間)	
	光検出器	光電子増倍管	量子効率20%
信号処理	フォトンカウンティング	カウンタ 100MHz ゲート幅 100ns-10μs メモリ 2kワード	
	直流モード	A/D変換器フリップ 10ns メモリ 8kワード	
	重量/寸法	155kg(10Hz), 200kg(50Hz) /1000x1000x700mm	パルス繰返しに依存
	電力	352(10Hz), 877W(50Hz)	パルス繰返しに依存
	軌道高度	500km	
	軌道傾斜角	40°	
	寿命	1年	

(b) 重量／寸法

J-1 ロケットの打上げ能力を図3.6.2.2に示す³⁾。軌道高度500 km，軌道傾斜角40°を想定すると，打上げ可能な衛星重量は600 kg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，120 kg～180 kgにする必要がある。ここではミッション系重量の目標値として150 kgを考え，レーザーレーダー装置の重量を130 kg，ミッション送信機／記録装置の重量を20 kgに割り付ける。寸法に関しては，衛星フェアリングの外径1.65 m（内径1.4 m），全長6.9 mであるので，外形寸法が1 m x 1 m x 0.7 mに収まるようにする。

表3.6.2.2に重量／寸法見積もりを示す。全体の重量は繰返しに依存し，10Hzのとき155 kg，50Hzのとき200 kgと見積もられる。重量を決める主なものは，送信及び受信光学系，レーザー／SHG部，熱制御部及び筐体である。送信・受信光学系は重量45 kg，寸法1,100mmφ x 500mmと見積もられる。主鏡直径が1,000mmあるので，材料はベリリウムもしくはSiCを用いて軽量化を図っている。レーザー／SHG部は平均出力パワーが10W(10Hz)/50W(50Hz)あるので，電源を含めて重量48 kg(10Hz)/80 kg(50Hz)，寸法300x400x700mm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42kg/55 kg程度になる。目標重量150 kgに対して繰返し10Hzでは5 kgのオーバーで済んでいる。しかし，50Hzでは50 kgのオーバーになっており，重量削減が開発課題である。軽量化をするためには，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，レーザー出力の低減による電源の小形化が課題である。

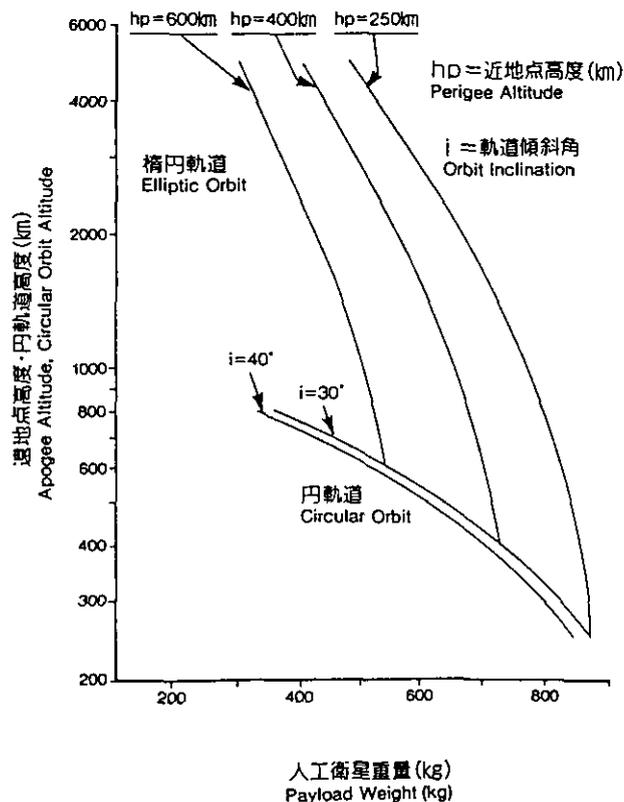


図3.6.2.2 J-1 ロケットの打ち上げ能力（宇宙開発事業団パンフレットによる³⁾）

表3.6.2.2 ミッション系重量/寸法

	項目	重量 (kg)		寸法	備考
レーザー装置	送信光学系及び 受信光学系 (補助光学系含む)	45		1,100 * x500	主鏡材料: SiC 又はベリリウム
	レーザー/SHG部 (電源含む)	48*	80**	300x400x700	
	光検出部	2			
	信号処理部	7			
	コンピュータ/ディスプレイ	7			
	光量モニタ部	1			
	測距カウンタ部	1			
	電源回路	9	15		
	冷却器/熱制御部	5	12		
	プラットフォーム	10		1000x1000x50	
	小計	135	180		
	ミッション送信機	12			
	ミッション記録装置	8			
	小計	20			
	合計	155	200	1000x1000x700	

注: *繰返し10Hz, **繰返し50Hz

(c) 消費電力見積もり

ミッション系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固体レーザーで構成されている。まず、レーザー発振器の励起に用いられる半導体レーザーの効率について述べる。図3.6.2.3は高出力擬CWのAlGaAs-SQW半導体レーザーの入出力特性及び電気-光変換効率を示したものである^{4,5)}。レーザー出力が60Wを越えると電気-光変換効率は50%以上となる。駆動電流が増加すると、電気-光変換効率は飽和する傾向に有るが、これはオーミック抵抗による損失が駆動電流の2乗に比例して増加するためである。ここでは、電気-光変換効率を50%として検討する。

図3.6.2.4に半導体レーザー励起Qスイッチ固体レーザーのエネルギー収支を示す^{6~8)}。ここで、LDの入力電力を100%としている。励起半導体レーザーへの入力電力のうち光に変換される割合は50%であり、残りは熱に変換される。放射光の80%程度がレー

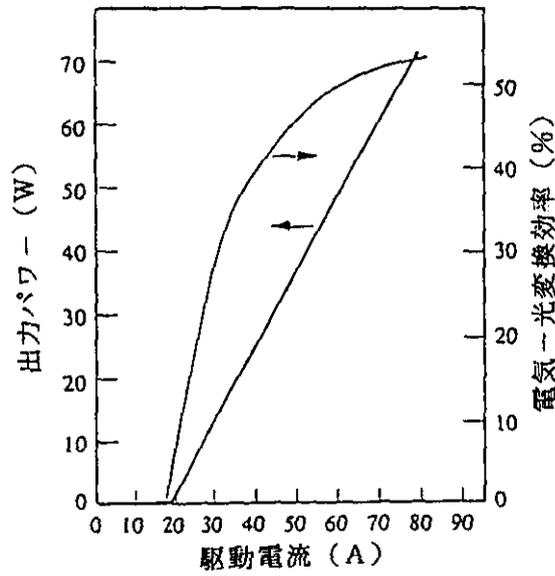


図3.6.2.3 高出力擬CW AlGaAs SQW半導体レーザーの入出力特性および電気-光変換効率 (駆動条件: $200\mu\text{s}$, 50Hz , 25°C , 波長 807nm) (J.G. Endrizらによる⁴⁾)

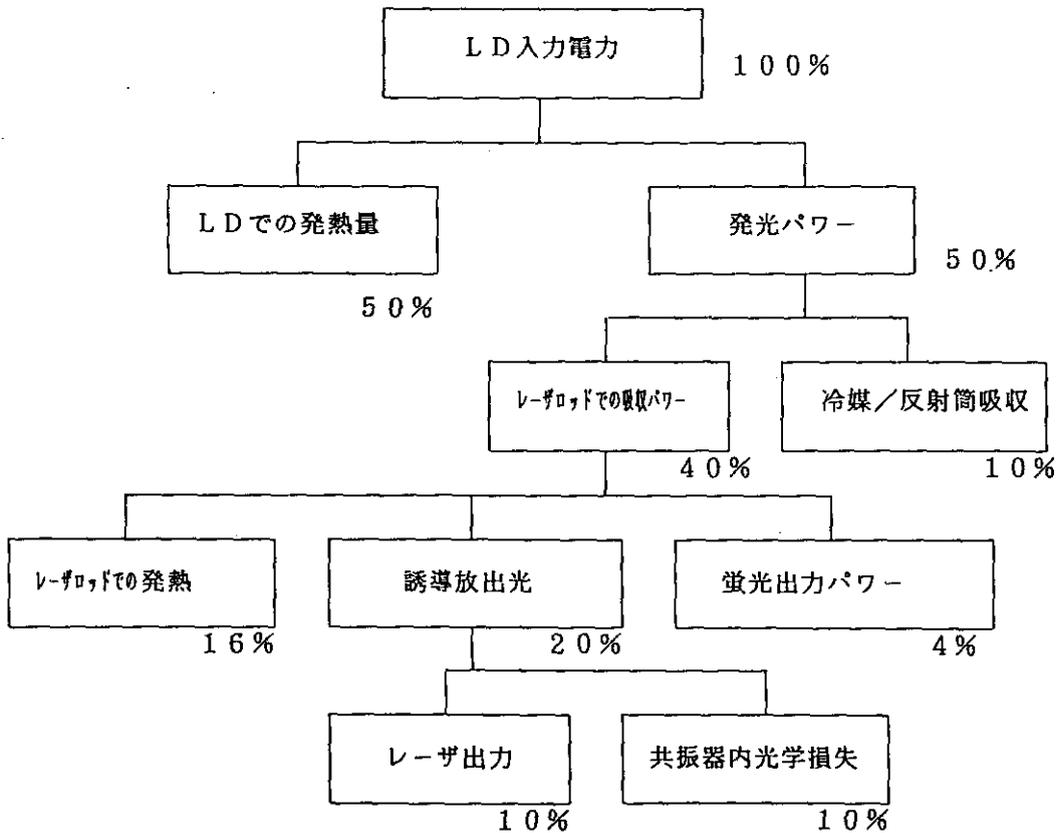


図3.6.2.4 半導体レーザー激励起Qスイッチ固体レーザーのエネルギー収支 (初田による⁵⁾)

レーザーロッド吸収され、残りの部分は冷媒や反射筒で吸収される。レーザーロッドで吸収されたパワーの一部は誘導放出光と蛍光に変換され、残りの部分は格子緩和により熱に変換される。Qスイッチレーザー出力として取り出せるのは誘導放出光の50%程度であるので、結局LD入力電力から見たときの電気-光変換効率は10%程度である。ここでは、発振器単体で考えたが、MOPA構成にすると若干良くすることができる。レーザー出力エネルギーを1J、繰返しを10Hzと50Hzとすると、それぞれ平均出力パワーは10W、50Wとなるので、LD入力電力は100W、500W要ることになる。レーザー電源の効率を80%と見込むと電源への入力電力はそれぞれ125W、625Wとなる。表3.6.2.3にミッション系の消費電力の内訳を示す。パルス繰返しにより変化するが352Wもしくは877Wの電力が必要である。衛星の供給電力は500W程度であるので、10Hzでは実現可能である。

表3.6.2.3 ミッション系消費電力(単位:w)

	項目	消費電力		備考
レーザーレーダー装置	レーザー/SHG	125*	625**	電源含む
	光検出器部	10		
	信号処理部	40		
	コンピュータ/バスインターフェース	40		
	光量モニタ部	2		
	測距カウンタ部	10		
	電源回路	35	50	
	冷却器/熱制御部	20	30	
	小計	282	807	
	ミッション送信機	40		
	ミッション記録装置	30		
	合計	352	877	

注: *繰返し10Hz, **繰返し50Hz

(d) 寿命

レーザーレーダー装置の寿命をきめる要素は、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。図3.6.2.5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^{4,9)}。駆動条件は、繰返し1kHz、パルス幅200μs、ヒートシンク温度25℃である。このとき、接合面の温度は75℃になっている。このグラフより、10⁹ショット

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、50Hzで駆動したとして、55,000時間以上、すなわち6年以上の連続動作が期待できる。

半導体レーザーの寿命は活性層の温度に依存し、劣化率Rの温度依存性は次式のように書ける。

$$R = R_0 \exp(-E_a / kT)$$

ここで、 E_a は活性化エネルギー、 T は活性層温度(K)、 k はボルツマン定数、 R_0 はある温度での劣化

率である。活性化エネルギー E_a は約0.22eVである。寿命を延ばすためには活性層の温度を下げるのが有効である。

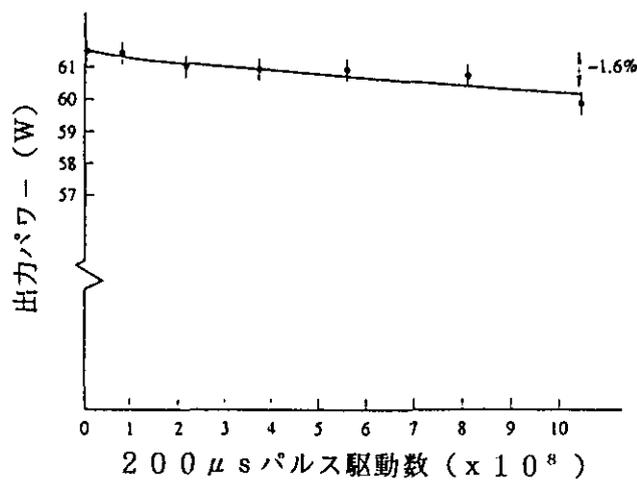


図3.6.2.5 高出力擬CW AlGaAs SQW半導体レーザーの寿命試験(駆動条件:1KHz, 200μs, 25℃)
(J.G.Endrizらによる⁴⁾)

(e) 運用モード

運用モードは停止モード、待機モード、観測モード、校正モード及びサバイバルモードに大別される。各モードの関連図を図3.6.2.6に示す。停止モードは打ち上げ時に適用され、すべての機器の電源はオフされる。待機モードはコンピュータ、電源及び熱制御部のみが動作し、各機器のチェックを行うと共に温度制御の必要な機器の与熱を行う。観測モードはすべての機器が動作し、レーザーレーダー装置として大気観測を行う。校正モードは校正用光源からの光を補助光学系を通して光検出器に導光し、受信感度の校正、受信光量の校正を行う。サバイバルモードは装置の異常が検出されたとき、他の搭載機器に影響を与えないようにするため、熱制御部を除いて電源をオフにするものである。

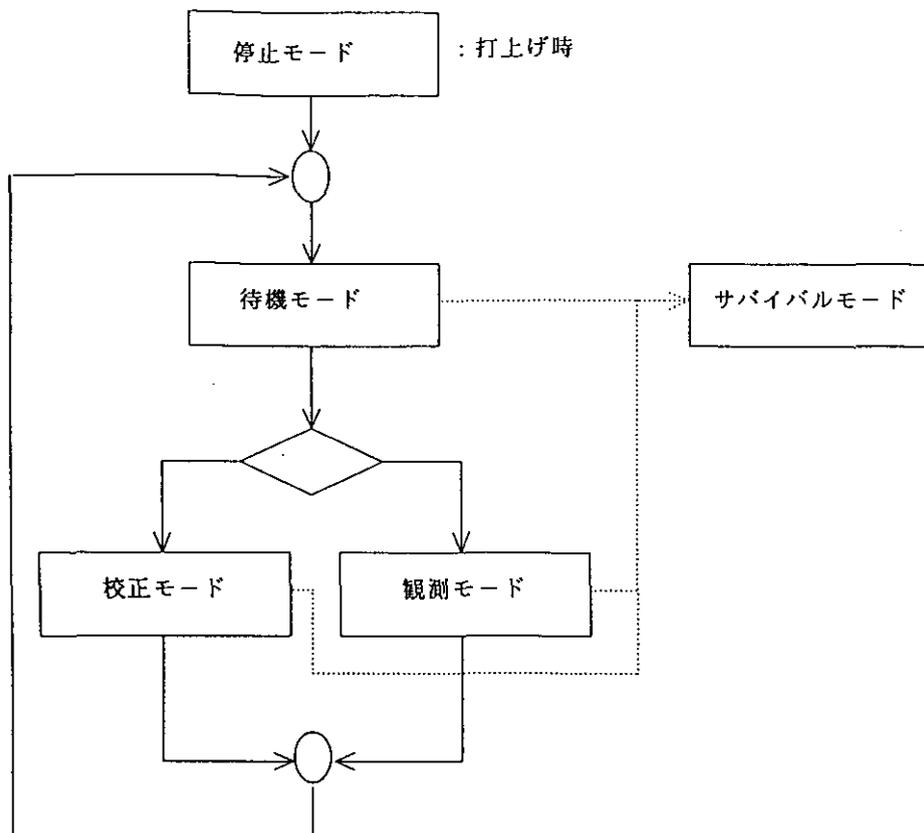


図3.6.2.6 運用モードの関連図

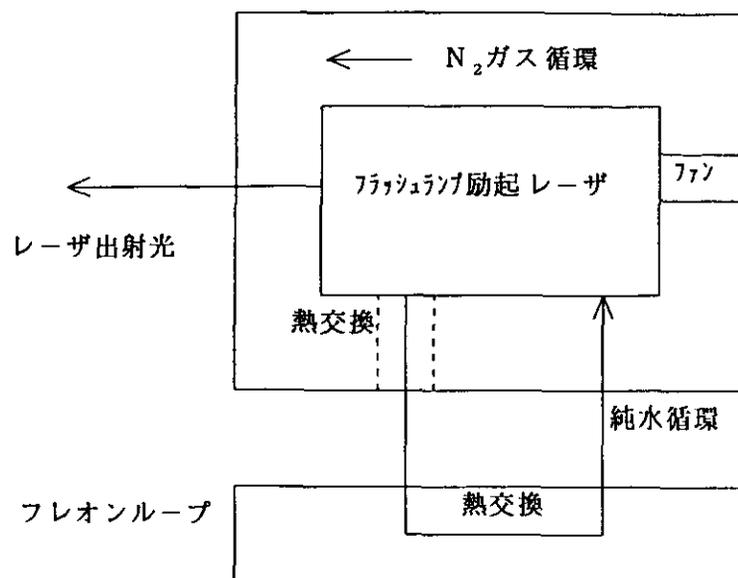
(f) 排熱

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ーフェースで局所的な高温部分が生じないようにすることが課題である¹⁰⁾。図3.6.2.4の半導体レーザー励起Qスイッチ固体レーザーのエネルギー収支図の中で、熱に変換される部分と発熱量は以下の通りである。駆動条件は出力エネルギー1J、繰返し10Hz/50Hzである。LDでの発熱：50W/250W、冷媒/反射筒吸収：10W/50W、レーザーロッドでの発熱：16W/80Wの計76W/380Wである。さらに、電源での発熱25W/125Wが加算され、合計101W/505W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ータによるのが一般的である。1次冷却として伝達冷却と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ー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0.8/4m²のラジエータが必要である。

①伝達冷却(液冷)

冷媒を循環させ、発生熱を熱伝達により冷媒に移行させて除去する方法である。LITE計画¹⁰⁾ではフロンを冷媒として、衛星筐体中を循環させる2次冷却ループを構成し、1次冷却からの熱を交換するようになっている。図3.6.2.7(a)に構成図を示す。レーザーヘッド部分の1次冷却としては純水を用いた液冷がなされている。また、電源などの電子機器の冷却にはN₂ガスをを用いた強制空冷がなされており、このN₂ガスはレーザーヘッド部分を冷却している純水で冷却されている。2次冷却の熱はラジエータをとおして放射

冷却により宇宙空間に放射される。この例のように、液体を用いた冷却は宇宙空間でも用いることができる可能性があるが、冷媒のシール、循環用ポンプの寿命の課題がある。



(a) L I T Eレーザーの冷却 (J. F. DeLormeによる¹⁰⁾)

図3.6.2.7(a) レーザーの冷却/排熱

②伝導冷却

金属など熱伝導率の良い材料により、熱を発生源より伝導により移送するものである。MOLAのレーザーでは出力パワーが0.45W(出力エネルギー45mJ, 繰返し10Hz)と小さく、発熱量も3.5W程度であるのでレーザーヘッドからの熱を伝導により筐体に移送し、除去している^{1,2)}。

発生熱量が大きくなると、単なる伝導では熱抵抗により移送できる熱量が制限される。これを避けるため、ヒートシンクにヒートパイプを取り付けた構成で、図3.6.2.7(b)に示した構成図のようにヒートパイプにより熱を移送し、ヒートパイプ凝縮部に取り付けられた放熱フィンにより宇宙空間に放射される¹¹⁾。

ヒートパイプはアルミ、ステンレスなどの金属パイプ内に作動流体としてアンモニア、フレオン、水、アルコールなどを少量封じ込んだもので、作動流体の蒸発・凝縮の繰返しにより熱を移送するため、非常にわずかな温度差で大量の熱を運ぶことができる。作動流体の駆動はパイプ内に設けられた軸方向の溝の中で発生する毛細管力によって行われる。このため、ヒートパイプは可動部を持たないで動作が可能となり、高信頼性を持っている。レーザー出力エネルギーの変動を5%程度に押さえるためには励起LDの温度を±10℃程度で制御しなければならないが、この温度制御をするためのヒートパイプとして、凝縮部の実効伝熱面積を増減することにより熱輸送量を変化させる可変コンダクタンス形のものがある。

しかし、ヒートパイプを用いる方法は、局所的に熱密度が高くなる場所には向かない

ので、発生熱を広い面積に広げるような構成上の課題がある。



(b) ヒートパイプを用いた方法 (W. Koechnerによる¹¹⁾)

図3.6.2.7(b) レーザーの冷却/排熱

(g) アイセーフティ

レーザー光に対する眼の最大許容露光量 (MPE: レーザー放射による障害発生率が50%のレベルの1/10のレーザー光強度) は、日本のJIS C 6802-1991¹²⁾ や米国ANSIで制定されている。図3.6.2.8にパルス幅10nsのレーザー光での眼に対するMPEと波長の関係を示す¹³⁾。

ここで、レーザーはTEM₀₀モードで発振しているものとし、地上での空間強度分布I

(r) (J/m²) を

$$I(r) = T_r \times T_a \times (2E_0 / \pi r_f^2) \text{EXP}(-2(r/r_f)^2) \quad (3.6.2.1)$$

とする。ここで、E₀はレーザー出力エネルギー(J)、r_fはフットプリントの半径(m)、T_rは送信光学系の透過率、T_aは大気透過率である。ここではT_r = T_a = 1と考えて、許容される最大のE₀について検討する。TEM₀₀モードの場合、フットプリントの中心でエネルギー密度は最大になるので、人間がこの中心に存在する場合を考える。

中心でのエネルギー密度E_cは式(1)より

$$E_c = 2E_0 / \pi r_f^2 \quad (3.6.2.2)$$

である。レーザー発振器に許容される出力エネルギーは、E_cが次式を満たす必要がある。

$$E_c \leq \text{MPE} / (\text{安全係数}) \quad (3.6.2.3)$$

ここで、本レーザーレーダー装置のように500nm帯のレーザー光と1μm帯のレーザー光が同時に射出される場合、MPEはJIS C 6802-1991の表6にあるように重畳効果があるので、以下のようにする必要がある。2波合計の放射輝度をH (J/m²)、500nm帯の割合をX、1μm帯の割合を1-Xとすると、

$$X \times H / 5 \times 10^{-3} + (1-X) \times H / 5 \times 10^{-2} = 1 \quad (3.6.2.4)$$

が成り立つ。すなわち、

$$H = 5 \times 10^{-2} / (9 \times X + 1) \quad (3.6.2.5)$$

となる。このHの値を式(3.6.2.3)のMPEとすれば良い。

安全係数は、裸眼の場合だけでなく、双眼鏡や望遠鏡で観測している場合も考えられるため、可能な限り大きくするのが望ましい。裸眼：安全係数としては1，双眼鏡：開口径を70mmφとすると、MPE見積もりの限界開口（7mmφ）の10倍であるので安全係数としては100をとる。例として、双眼鏡で観測されたばあいを考える。安全係数100として計算すると、

フットプリント直径50m（衛星高度500km，ビーム広がり全角0.1mrad）

波長1060nm（ $MPE = 5 \times 10^{-2} J/m^2$ ）： $E_0 = 490 mJ$

波長530nm（ $MPE = 5 \times 10^{-3} J/m^2$ ）： $E_0 = 49 mJ$

である。仕様値通りのレーザー出力を放射すると、このMPEを越えてしまうので、運用に当たっては配慮が必要と考えられる。

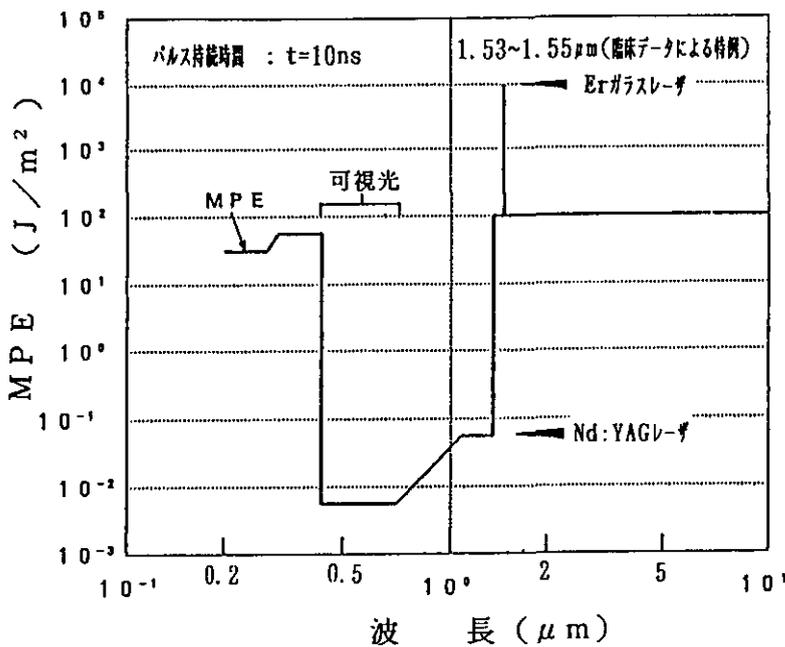


図3.6.2.8 眼に対するMPEの波長依存性（辰巳による¹³⁾）

(2) ミッション記録装置

ここでは、“地球資源衛星1号（ERS-1）”に搭載されている装置を参考として記載する¹⁴⁾。ミッション記録装置はレーザーレーダー装置からの高速観測データ（30Mbps）を記録し、地上局可視域において再生し、ミッション送信機へデータを出力する。記録・再生時間は各20分間である。

(3) ミッション送信機

ミッション送信機はレーザーレーダー装置の実時間観測データ，またはミッション記録装置の再生観測データのいずれかをX帯の搬送波で地上局へ送信する。搬送周波数は2波もち，それぞれ4相位相変調し，変調波は進行波管で増幅されアンテナから送信される。送信出力は20W以上であり，最大伝送速度は60Mbps/1波である。

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
- 14) 小泉，鈴木，角市，小林：地球資源衛星1号 (ERS-1)，三菱電機技報，Vol. 65, No. 10(1991)936-941

3.7 衛星環境

人工衛星が遭遇する環境には、打上げ時の環境と軌道上（宇宙空間）における環境がある。打上げ時の環境条件には、振動、音響、衝撃、加速度などの機械的環境と熱的環境、清浄度がある。また軌道上では熱的環境と放射線環境がある。打上げ時の振動、音響はロケットにより異なり、各ロケットごとにインタフェース条件が決められている。また軌道上での放射線環境は軌道（高度、傾斜角など）と時期に依存する。

現在、日本のロケットで打上げる場合は、H-IIおよびJ-Iの2種類のロケットが考えられる。よってこれらの環境条件を以下に示す。なお、H-IIでの環境条件はアリアンロケットおよびスペースシャトルと同程度である。

なお、環境条件には衛星が遭遇するものと、搭載されるセンサが遭遇するものがある。

また、軌道上での放射線環境については、2000年の1月に軌道高度500km、軌道傾斜角50 degに打上げた場合と、1999年1月に軌道高度800km、軌道傾斜角98.62degに打上げた場合計算結果を示す。

さらに、軌道上の熱環境についてはADEOSの場合を例に示す。

3.7.1 機械的および熱的環境

(1) 保管時、輸送時および試験時の環境条件

保管、輸送／取扱い時は、機器等が下記条件のもとで有害な影響を受けないことが条件となる。

(a) 保管時

衛星が保管されているとき（輸送時、試験時以外）に受ける環境条件を以下に示す。

- (i) 温度 : $-10^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$
- (ii) 相対湿度 : 60%以下（ただし、結露を生じないように考慮すること）
- (iii) 圧力 : 675mmHg \sim 790mmHg
- (iv) 清浄度 : FED-STD-209B CLASS 100,000に準ずる。

(b) 輸送時（コンテナ内）

- (i) 温度 : $-10^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$
- (ii) 相対湿度 : 60%以下（ただし、結露を生じないように考慮すること）
- (iii) 圧力 : 675mmHg \sim 790mmHg
- (iv) 清浄度 : FED-STD-209B CLASS 100,000に準ずる。
- (v) 振動・衝撃 : 表3.7.1による。なお、コンテナで考慮すべき衝撃レベルを表3.7.2に示す。
- (vi) 加速度 : 各軸4G

(c) システムインテグレーションおよび試験時

- (i) 温度 : $+15^{\circ}\text{C} \sim +30^{\circ}\text{C}$ （ただし、システム熱環境試験時は除く）
- (ii) 相対湿度 : 60%以下（ただし、結露を生じないように考慮すること）
- (iii) 圧力 : 675mmHg \sim 790mmHg
- (iv) 清浄度 : FED-STD-209B CLASS 100,000に準ずる。

表3.7.1 輸送時の振動および衝撃レベル

	輸送の形態			
	自動車・船舶		航空機	
振動レベル (正弦波)	周波数(Hz)	加速度(Go-p)	周波数(Hz)	加速度(Go-p)
	～ 9	0.5	～ 6	0.1
	9～ 34	0.7	6～ 10	0.5
	34～ 85	0.35	10～ 20	1.0
	85～ 200	0.9	20～ 40	2.0
			40～ 700	7.0
			700～2000	3.0
衝撃レベル	3.2 (Go-p)		N/A	

表3.7.2 輸送時の取扱による衝撃レベル

全重量(kg)	外形寸法(cm)	垂直落下試験の 高度(cm)	斜面にそった落下 試験の速度(km/h)
22	91以下	56F	
23～ 45	122以下	40F	
46～ 68	152以下	35F	
69～ 90	152以下	30F	
91～ 270	183以下	68Eと68C	8
271～1360	制限なし	45Eと45C	8
1361～	制限なし	23Eと23C	8

*F:自由落下

E:縁から落下(落下後長手方向へ回転)

C:隅から落下(落下後長手方向へ回転)

(2) 打上げ時の環境条件

(a) H-IIの環境条件

(i) 気圧

760mmHg～10-10mmHgまで

(ii) 温度

フェアリング内面温度は場所により異なるが、コーン部分（先端の円錐部分： $\varepsilon=0.10$ ）ではほぼ35℃から140℃程度、先端部分でも最大165℃程度である。また、シリンダ部分（円筒型のフェアリング胴体部分： $\varepsilon=0.95$ ）ではほぼ35℃から110℃程度である。なお、これらはフェアリングの内面の温度であり、これからの熱放射が打上げ段階（フェアリング分離まで）の熱環境である。

(iii) 静的加速度：機軸方向最大加速度 4.0 G

(iv) 準静的加速度

(ア) ロケット-衛星間

(イ) 衛星-センサ間

時点	方向	加速度		備考
発射時	機軸	最大	3.2 G	1.7(静)+1.5(動)
		最小	0.3 G	1.5(静)-1.2(動)
	横軸	2.0 G		リフト・オフ トランジェント
MECO* 近傍	機軸	最大	5.0 G	4.0(静)+1.0(動)
	横軸	0.5 G		MECO トランジェント
	機軸	最小	-1.0 G	
	横軸	1.0 G		

X軸	20 G
Y軸	15 G
Z軸	15 G

*MECO: 第1段エンジン燃焼停止

(v) 振動

フライト時の振動レベルを表3.7.3, 表3.7.4に示す。この値は予想荷重条件より解析した値でセンサ取付面での数値である。

(ア) 正弦波振動

表3.7.3に示すレベルの正弦波振動が、センサ取付部の直交3軸方向に加わる。

表3.7.3 正弦波振動

機軸(x軸)		横軸(Y軸)		横軸(Z軸)	
Hz	Go-p	Hz	Go-p	Hz	Go-p
5 ~ 9.7	12.7mmD. A.	5 ~ 14.8	12.7mmD. A.	5 ~ 17.7	12.7mmD. A.
9.7 ~ 40	2.4	14.8 ~ 30	5.6	17.7 ~ 30	8.0
40 ~ 100	2.2	30 ~ 50	4.0	30 ~ 100	4.8
		50 ~ 100	2.4		

(イ) ランダム振動

表3.7.4に示すレベルのランダム振動が、センサ取付部の直交3軸方向に加わる。

表3.7.4 ランダム振動

周波数 (Hz)	パワースペクトラム
20 ~ 40	+6 dB/oct
40 ~ 1000	0.08 G ² /Hz
1000 ~ 2000	-12 dB/oct
オーバーオール	10.1 Grms

時間：120秒/軸

(vi)音響

表3.7.5に示すレベルの音響がセンサに作用する。

表3.7.5 音響

1/1オクターブ 中心周波数 (Hz)	音圧レベル 0 (dB) = 2×10^{-5} (N/m ²)	音圧レベル公差 (dB)
31.5	129	+3, -10
63	134	±3
125	139	±3
250	141	±3
500	137.5	±3
1000	135	±3
2000	129	±3
4000	120	+3, -6
8000	117	±6
OASPL	145	±2

時間120秒

(vi)衝撃

表3.7.6にセンサ取付面部の衝撃レベルを示す。

表3.7.6 衝撃条件

周波数	加速度 (G)
100 ~ 800 Hz	+8 dB/oct
800 ~ 4000 Hz	500 G

(b) J-Iの環境条件

(i) 気圧

760mmHg ~ 10-10mmHgまで

(ii) 温度

(ア)フェアリング内面からの熱入力

衛星は、フェアリング内面からの熱放射を受ける。フェアリング内面の最高温度及び放射率を表3.7.7に示す。また、フェアリングの分離は標準的には自由分子流加熱率が 1.135 kW/m^2 (TBD)を下回った時点以降に行われる。フェアリング分離以降の自由分子流加熱率の変化を図3.7.1に示す。

表3.7.7 フェアリング内面最高温度及び放射率

セクション	最高温度(°C)	平均放射率
半球部	45	0.8
円錐部	45	0.8
円筒部		
FRP部	45	0.8
チタン合金部	TBD	TBD

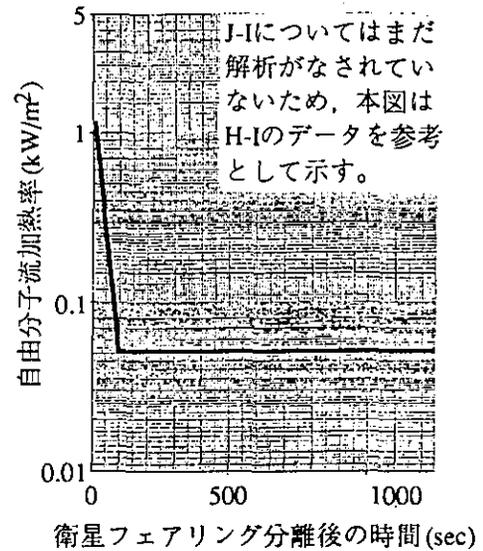
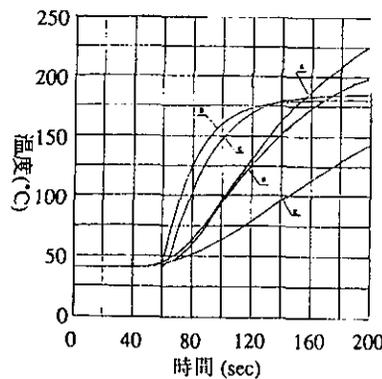


図3.7.1 自由分子流加熱率の変化

(イ)3段固体ロケットモータからの熱入力

衛星は固体ロケットモータの燃焼により熱放射を受ける。ロケットモータ・プルームによる熱放射は衛星分離面に垂直方向とし、最大TBD kW/m^2 である。作用時間はロケットモータ点火から燃焼終了までの約87秒である。

ロケットモータケースからの熱放射は図3.7.2に示す表面温度変化と、モータケース表面の放射率平均0.16とにより与えられる。



* I-Iについてはまだ解析がなされていないため、本図はH-Iのデータを参考として示す。

図3.7.2 ロケットモータケースの温度変化

(iii) 加速度荷重

以下に示す加速度（2σ 上限値）が衛星全体に、機軸方向及び機軸直交方向に静的に作用するものとする。ただし、45Hz (TBD) 以下の固有振動数を持つ2次構造物（例えば、アンテナ、太陽電池パドル等）に働く加速度荷重については、別途調整し、設定する必要がある。

(ア) 1, 2段飛行フェーズ

機軸に沿う圧縮方向に対し	10 G	}	の組み合わせ
機軸直交方向に対し	3.5 G		
及び			
機軸に沿う引張方向に対し	1 G	}	の組み合わせ
機軸直交方向に対し	3.5 G		

(イ) 3段モータ燃焼終了直前（3段式ミッション）

機軸に沿う圧縮方向に対し	13 G	}	の組み合わせ
機軸直交方向に対し			
ノミナルスピンレートの20%増			

(iv) 振動

フライト時の振動レベルを表3.7.8, 表3.7.9に示す。この値は予想荷重条件より解析した値でセンサ取付面での数値である。

(ア) 正弦波振動

表3.7.8に示すレベルの正弦波振動が、衛星接手後端に作用するものとする。

ただし本条件には定常加速度の影響は含まれていないので、その影響を別途評価する必要がある。

また、試験と実機で加振点における境界特性が異なることに起因する、非現実的な荷重負荷を避けるため、ノッチングを許容する。ノッチングは衛星とロケットの結合解析により詳細を定める必要がある。

表3.7.8 正弦波振動

機軸		横軸		
Hz	Go-p	Hz	Go-p	
5 ~ 10	0.25 G	5 ~ 8	1.4 G	4 octave/minで1スイープ作用とする（往復スイープが望ましい）
10 ~ 20	0.62mm ^{o-p}	8 ~ 35	2.0 G	
20 ~ 70	1.0 G	35 ~ 50	1.0 G	
70 ~ 100	0.5 G	50 ~ 100	0.7 G	

(イ) ランダム振動

表3.7.9に示すレベルのランダム振動が、衛星接手後端で作用するものとする。

表3.7.9 ランダム振動

周波数 (Hz)	パワースペクトラム (G ² /Hz)
20 ~ 350	+4 dB/oct
350 ~ 700	0.04 G ² /Hz
700 ~ 2000	-3 dB/oct
オーバーオール	7.0 Grms

時間；60秒/軸，3軸共通

(v) 音響

発射時の第1段モータ等が発生する音響その他の音響を包絡したレベルを表3.7.10に示す。

表3.7.10 音響

1/1オクターブ 中心周波数 (Hz)	音圧レベル 0 (dB) = $2 \times 10^{-5} (N/m^2)$
31.5	130.0
63	130.5
125	133.5
250	135.0
500	136.5
1000	132.0
2000	124.5
4000	119.0
8000	113.5
OASPL	141.5

時間60秒

(vi) 衝撃

ロケットとの分離時に、衛星とロケットとの結合部の衛星側に、表3.7.11及び図3.7.3に示す衝撃応答スペクトルが生じるような衝撃が3軸、各2方向（合計6方向）に一様に作用するものとする。また、上段ロケットモータに点火した際、機軸方向に±15G, 10msec、機軸と直交方向に5G, 10msecの半正弦波波形の衝撃が加わる。

表3.7.11 衝撃条件

周波数	加速度
50~1500 Hz	+8 dB/oct
1500~4000 Hz	500 G

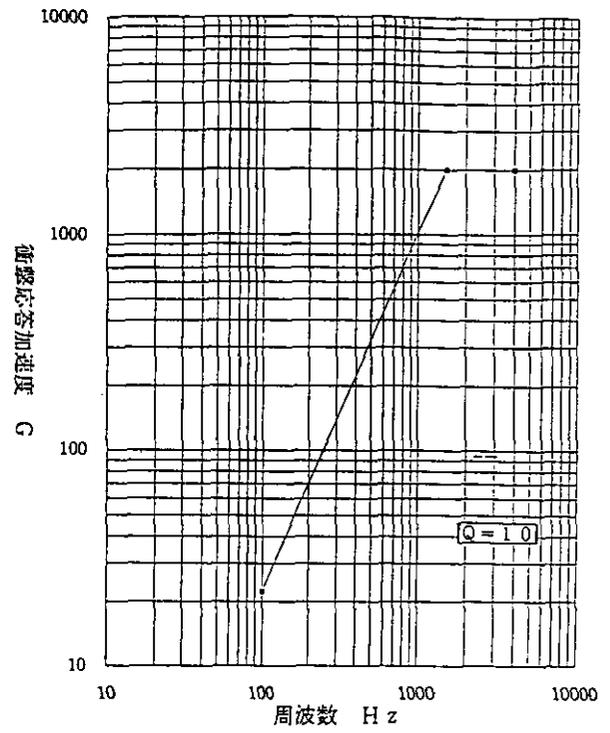


図3.7.3 衝撃応答スペクトル

3.7.2 宇宙環境条件

(1) 熱的環境

空調温度（リフト・オフ前）	: 15°C～25°C間で調整可能
輻射熱流加熱率（フェアリング内面）	: < 500 W/m ²
自由分子流加熱率（フェアリング分離後）	: < 1,135 W/m ²
太陽輻射	: 1,353±21 W/m ²
地球輻射	: 赤外放射 237±21 W/m ² アルベド係数 0.30±0.05

(2) 放射線環境

捕捉宇宙線、太陽宇宙線、銀河宇宙線のモデルを用いて、宇宙放射線環境の計算を行った。

計算は、捕捉宇宙線モデル、太陽宇宙線モデルを使用して、ミッション期間中の陽子線、電子線の環境を求め、トータルドーズ環境について計算した。銀河宇宙線モデルは、重粒子線のLETスペクトルを計算するために使用した。

なお、これらの計算は、宇宙開発事業団 技術研究本部 機器・部品開発部 部品開発室にて実施してもらった。

以下、部品開発室の資料からの抜粋をもとに記述する。

(a) 陽子線、電子線環境

(i) 陽子線、電子線環境の計算

表3.7.12に計算条件を示す。

(ii) 陽子線・電子線環境の計算結果

計算結果を図3.7.4、表3.7.13に示す。図3.7.4は衛星がミッション期間中に受ける各放射線粒子の総量を示す。横軸は粒子エネルギー（単位 MeV）、縦軸は積分粒子フルエンス（cm⁻²）を示す。積分粒子フルエンスは、あるレベル以上のエネルギーをもつ粒子の個数

表3.7.12 計算条件

(a) H-II打上げによるADEOS型衛星の例

軌道長半径	802.9	km
軌道傾斜角	98.62	deg
離心率	0	
近地点引数	0	deg
昇交点赤経	0	deg
打上げ日	1999/2/1	
ミッション期間	5	年
信頼度水準	95	%

(b) J-I打上げによる小型衛星の例

軌道長半径	500	km
軌道傾斜角	35	deg
離心率	0	
近地点引数	0	deg
昇交点赤経	0	deg
打上げ日	2000/1/1	
ミッション期間	1	年
信頼度水準	95	%

表3.7.13(1) 陽子線・電子線

太陽陽子線			捕捉陽子線		
入射 Energy (MeV)	E以上の Integral Flux(/cm ²)	単位Energy 当たりのFlux (/MeV/cm ²)	入射 Energy (MeV)	E以上の Integral Flux(/cm ²)	単位Energy 当たりのFlux (/MeV/cm ²)
10.00	2.50×10^{10}	9.45×10^8	0.10	7.35×10^{11}	5.41×10^{12}
20.00	1.72×10^{10}	6.48×10^8	0.20	3.91×10^{11}	1.79×10^{12}
30.00	1.18×10^{10}	4.44×10^8	0.30	2.57×10^{11}	9.80×10^{11}
40.00	8.07×10^9	3.05×10^8	0.40	1.77×10^{11}	6.18×10^{11}
50.00	5.53×10^9	2.09×10^8	0.50	1.28×10^{11}	3.97×10^{11}
60.00	3.79×10^9	1.43×10^8	0.60	9.71×10^{10}	1.97×10^{11}
70.00	2.60×10^9	9.82×10^7	0.70	8.19×10^{10}	1.25×10^{11}
80.00	1.78×10^9	6.73×10^7	0.80	7.05×10^{10}	9.80×10^{10}
90.00	1.22×10^9	4.62×10^7	0.90	6.19×10^{10}	7.82×10^{10}
100.00	8.39×10^8	3.16×10^7	1.00	5.53×10^{10}	5.01×10^{10}
110.00	5.75×10^8	2.17×10^7	2.00	3.41×10^{10}	5.92×10^9
120.00	3.94×10^8	1.49×10^7	3.00	2.93×10^{10}	3.35×10^9
130.00	2.70×10^8	1.02×10^7	4.00	2.62×10^{10}	2.42×10^9
140.00	1.85×10^8	6.99×10^6	5.00	2.40×10^{10}	1.80×10^9
150.00	1.27×10^8	4.80×10^6	6.00	2.25×10^{10}	1.12×10^9
160.00	8.71×10^7	3.29×10^6	7.00	2.15×10^{10}	9.23×10^8
170.00	5.98×10^7	2.25×10^6	8.00	2.06×10^{10}	8.35×10^8
180.00	4.10×10^7	1.55×10^6	9.00	1.98×10^{10}	7.68×10^8
190.00	2.81×10^7	1.06×10^6	10.00	1.91×10^{10}	6.16×10^8
200.00	1.93×10^7	7.27×10^5	20.00	1.57×10^{10}	1.91×10^8
			30.00	1.40×10^{10}	1.38×10^8
			40.00	1.27×10^{10}	1.22×10^8
			50.00	1.15×10^{10}	1.10×10^8
			60.00	1.04×10^{10}	9.38×10^7
			70.00	9.51×10^9	8.86×10^7
			80.00	8.67×10^9	7.98×10^7
			100.00	7.23×10^9	6.87×10^7
			200.00	2.79×10^9	2.66×10^7
			300.00	1.08×10^9	1.02×10^7
			400.00	4.23×10^8	3.91×10^6

表3.7.13(2) 陽子線・電子線

捕捉電子線		
射 ergy MeV)	E以上の Integral Flux(/cm ²)	単位Energ 当たりの Flux(/MeV ²)
.05	8.92×10^{13}	6.79×1
.06	8.27×10^{13}	6.20×1
.07	7.68×10^{13}	5.68×1
.08	7.13×10^{13}	5.24×1
.09	6.63×10^{13}	4.85×1
.10	6.16×10^{13}	4.53×1
.20	2.76×10^{13}	2.18×1
.30	1.29×10^{13}	9.38×1
.40	6.89×10^{12}	4.04×1
.50	4.15×10^{12}	1.25×1
.60	3.23×10^{12}	7.24×1
.70	2.59×10^{12}	5.28×1
.80	2.13×10^{12}	3.85×1
.90	1.78×10^{12}	3.16×1
.00	1.50×10^{12}	2.51×1
.00	3.98×10^{11}	4.55×1
.00	1.37×10^{11}	1.37×1
.00	5.70×10^{10}	5.45×1
.00	1.43×10^{10}	2.46×1
.00	1.28×10^9	3.75×1

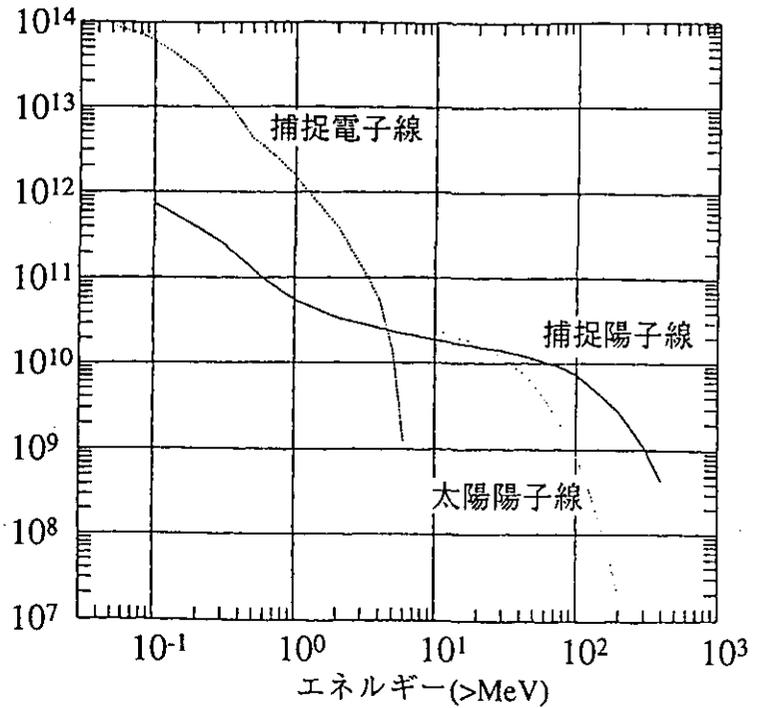


図3.7.4

ミッション期間中に受ける各放射線粒子の総量

を示す量である。たとえば捕捉陽子線の場合、エネルギー 10 MeVに対して積分フルエンスが 1.91cm^{-2} であるが、これは10 MeV以上の陽子線が 1cm^2 あたり、1.91個入射することを意味する。

(iii) トータルドーズ環境の計算

トータルドーズ環境（ドーズ・デプス曲線）は、トータルドーズ計算プログラムを用いて計算を行った。前記の陽子線・電子線のデータならびに表3.7.14に示す計算条件により計算を行った。

(iv) 計算結果（ドーズ・デプス曲線）

ドーズ・デプス曲線を図3.7.5および表3.7.15に示す。横軸は遮蔽厚（単位 g/cm^2 ）である。縦軸は吸収線量（rad）である。遮蔽厚は、遮蔽厚に遮蔽材の密度を乗じたものであり、Alの密度（ $2.698 \text{g}/\text{cm}^3$ ）で除すると遮蔽厚はcmで表される。ドーズ・デプス曲線は、遮蔽厚に対するドーズ量の変化を示す。図3.7.5より、遮蔽が薄いときは、電子線の影響を強く受け、厚くなるにしたがって陽子線の影響が強くなることわかる。

表3.7.14 トータルドーズ計算条件

放射線環境	陽子線・電子線計算結果
遮蔽材	Al
遮蔽形状	球殻

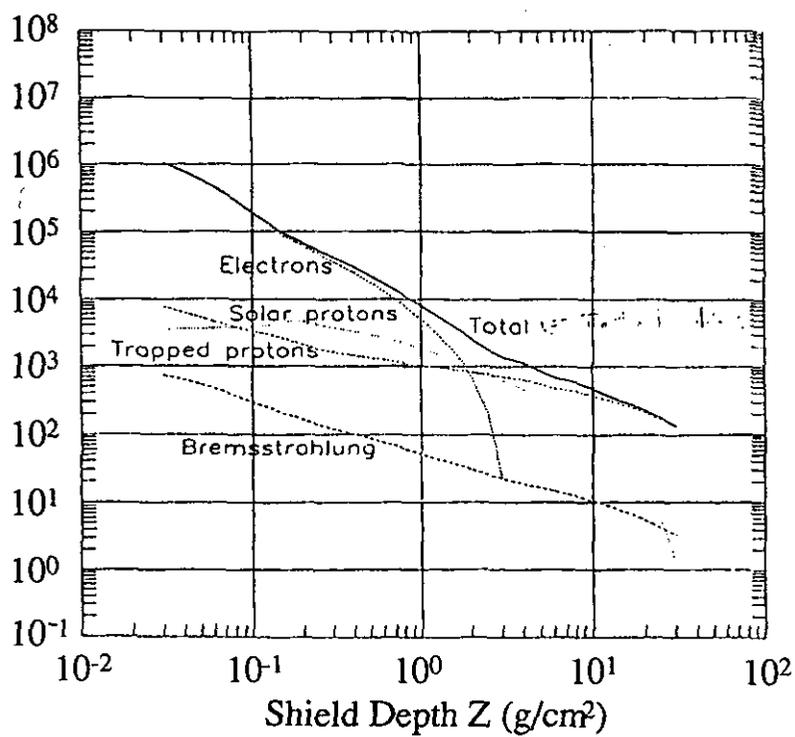


図3.7.5 ドーズ・デプス曲線

表3.7.15 トータルドーズ量

遮蔽厚		トータルドーズ量				
z(g/cm ²)	z(Al)(mm)	捕捉電子	Brems- strahlung	捕捉陽子	太陽陽子	合計
0.03	0.11	1.050×10 ⁶	7.354×10 ²	7.682×10 ³	3.506×10 ³	1.061×10 ⁶
0.04	0.15	7.628×10 ⁵	6.234×10 ²	6.257×10 ³	3.548×10 ³	7.732×10 ⁵
0.05	0.19	5.742×10 ⁵	5.385×10 ²	5.249×10 ³	3.586×10 ³	5.836×10 ⁵
0.06	0.22	4.445×10 ⁵	4.700×10 ²	4.459×10 ³	3.628×10 ³	4.530×10 ⁵
0.07	0.26	3.507×10 ⁵	4.129×10 ²	4.024×10 ³	3.676×10 ³	3.588×10 ⁵
0.08	0.30	2.798×10 ⁵	3.655×10 ²	3.751×10 ³	3.724×10 ³	2.876×10 ⁵
0.10	0.37	1.831×10 ⁵	2.949×10 ²	3.348×10 ³	3.859×10 ³	1.906×10 ⁵
0.13	0.46	1.171×10 ⁵	2.383×10 ²	2.940×10 ³	4.009×10 ³	1.243×10 ⁵
0.15	0.56	8.544×10 ⁴	2.028×10 ²	2.624×10 ³	4.511×10 ³	9.278×10 ⁴
0.18	0.65	6.916×10 ⁴	1.792×10 ²	2.310×10 ³	4.697×10 ³	7.635×10 ⁴
0.20	0.74	5.889×10 ⁴	1.625×10 ²	2.089×10 ³	4.510×10 ³	6.565×10 ⁴
0.25	0.93	4.538×10 ⁴	1.393×10 ²	1.831×10 ³	4.105×10 ³	5.146×10 ⁴
0.30	1.11	3.635×10 ⁴	1.232×10 ²	1.650×10 ³	3.774×10 ³	4.190×10 ⁴
0.40	1.48	2.475×10 ⁴	1.010×10 ²	1.457×10 ³	3.311×10 ³	2.962×10 ⁴
0.50	1.85	1.778×10 ⁴	8.602×10 ¹	1.332×10 ³	2.963×10 ³	2.215×10 ⁴
0.60	2.22	1.332×10 ⁴	7.511×10 ¹	1.243×10 ³	2.654×10 ³	1.729×10 ⁴
0.70	2.59	1.017×10 ⁴	6.681×10 ¹	1.175×10 ³	2.409×10 ³	1.382×10 ⁴
0.80	2.96	7.969×10 ³	6.031×10 ¹	1.121×10 ³	2.196×10 ³	1.135×10 ⁴
1.00	3.70	5.073×10 ³	5.083×10 ¹	1.046×10 ³	1.889×10 ³	8.059×10 ³
1.25	4.63	3.040×10 ³	4.291×10 ¹	9.698×10 ²	1.571×10 ³	5.624×10 ³
1.50	5.56	1.886×10 ³	3.736×10 ¹	9.116×10 ²	1.340×10 ³	4.175×10 ³
1.75	6.48	1.205×10 ³	3.316×10 ¹	8.776×10 ²	1.193×10 ³	3.308×10 ³
2.00	7.41	7.127×10 ²	2.988×10 ¹	8.309×10 ²	1.025×10 ³	2.599×10 ³
2.50	9.26	2.072×10 ²	2.526×10 ¹	7.602×10 ²	7.988×10 ²	1.791×10 ³
3.00	11.11	2.254×10 ¹	2.222×10 ¹	7.045×10 ²	6.417×10 ²	1.391×10 ³
4.00	14.81	0	1.850×10 ¹	6.461×10 ²	4.629×10 ²	1.128×10 ³
5.00	18.52	0	1.620×10 ¹	5.488×10 ²	2.987×10 ²	8.638×10 ²
6.00	22.22	0	1.454×10 ¹	4.729×10 ²	2.018×10 ²	6.892×10 ²
7.00	25.93	0	1.324×10 ¹	4.545×10 ²	1.645×10 ²	6.322×10 ²
8.00	29.63	0	1.219×10 ¹	4.341×10 ²	1.328×10 ²	5.791×10 ²
10.00	37.04	0	1.050×10 ¹	3.782×10 ²	8.149×10 ¹	4.701×10 ²
12.50	46.30	0	8.790×10 ⁰	3.176×10 ²	4.511×10 ¹	3.715×10 ²
15.00	55.56	0	7.436×10 ⁰	2.722×10 ²	2.676×10 ¹	3.064×10 ²
17.50	64.81	0	6.392×10 ⁰	2.406×10 ²	1.747×10 ¹	2.644×10 ²
20.00	74.07	0	5.340×10 ⁰	2.104×10 ²	1.061×10 ¹	2.264×10 ²
25.00	92.59	0	4.090×10 ⁰	1.642×10 ²	4.693×10 ⁰	1.730×10 ²
30.00	111.11	0	3.323×10 ⁰	1.327×10 ²	1.372×10 ⁰	1.374×10 ²

(b)重粒子線LETスペクトルの計算

(i)重粒子線LETスペクトルの計算方法

銀河宇宙線モデル(CREME)により計算を行った。計算条件を表3.7.16に示す。

表3.7.16 計算条件

The effect of the shadow of the earth	Yes
The magnetic weather condition	Stormy
Altitude at apogee	802.9 km
Altitude at perigee	802.9 km
Orbital inclination	98.62 deg
Longitude of ascending node	0 deg
Initial longitude of ascending node	0 deg
Initial displacement from ascending node	0 deg
Lightest particle	H
Heaviest particle	U
Geomagnetic cut off	Yes
Trapped protons	None
Inter-planetary weather index	M=1, 7, 9, 12
Shielding thickness	0 mm

(ii)計算結果

計算結果を図3.7.6に示す。図中のLETの単位は、 $\text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{g}$ 、積分フラックスの単位は $\text{Particles}/\text{m}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{sec}$ である。Mが大きくなるにしたがって、フラックスが増加することがわかる。

(3)その他

(a)太陽放射圧

1 A. U. で100%反射する平板： $9.33 \times 10^{-6} \text{ N}/\text{m}^2$
 黒体： $4.67 \times 10^{-6} \text{ N}/\text{m}^2$

(b)太陽風

1 A. U. で平均密度：5.0 Atomic/cc
 平均粒子数： $2 \times 10^8 \text{ Atomic}/\text{cm}^{-2}/\text{s}$

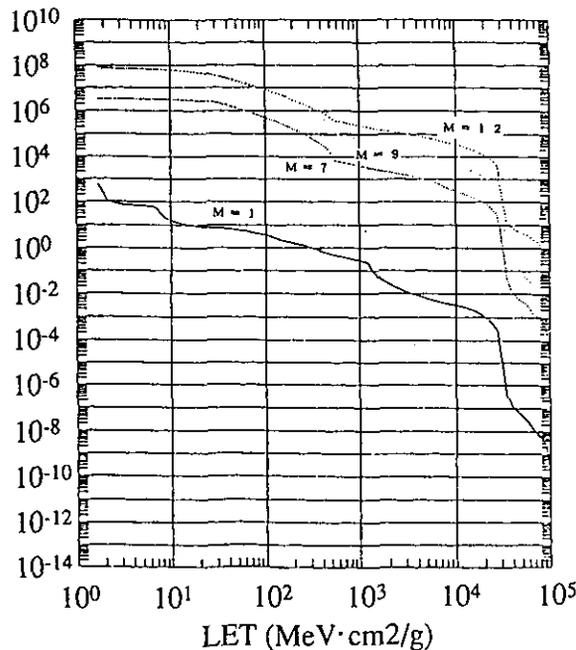


図3.7.6 重粒子線LETスペクトル

4. 既存プロジェクトの文献調査

本章ではレーザーレーダに関連の深い既存プロジェクトの文献を要約し取り纏めた。

(1) European Space Agency Lidar Development Programs for Remote Sensing of the Atmosphere

E. Armandillo

SPIE Volume 1714, Lidar for Remote Sensing (1992), pp. 2-3.

ESAでは、気象や気候変動についての理解を深める目的で、1990年代後半に予定されている地球観測衛星にライダー搭載を計画している。大気観測用散乱型ライダー (ATLID: Atmospheric LiDAR) と風計測用ドップラーライダー (ALADIN: Atmospheric Laser Doppler Instrument) を検討中である。ATLIDについては他の文献で紹介されるので、ここではALADINについて説明する。

ALADINでは、特に大西洋沿岸における天気予報精度向上のための風データの取得が目的である。ESAでは1992年度中にPhase A またはシステム開発可能性の調査を開始する予定である。電子ビームによる放電安定化CO₂ レーザー (波長9 μ m帯, 周波数安定度200kHz, 効率10%, パルス幅5 μ s, 寿命3年) の他に、全固体レーザーによる2 μ mHoコヒーレントライダーも検討する。

これらの計画を推進していくために、航空機搭載ライダー観測キャンペーン (ELAC' 90) が行われてきた。

(2) Phase A Study of the Atmospheric Lidar (ATLID), Executive Summary

ESA, April (1990).

ATLIDはESAで計画中の大気観測用ライダーで、太陽同期プラットフォーム (赤道上高度785km, 平均高度800km) への搭載が計画されている。次の大気観測項目が計画されている。()内はESA大気モデルを用いてPhase A 期間中に検討された結果である。

雲頂高度: SN>2-3 (3-26), 水平距離分解能<50kmx鉛直距離分解能100m

巻雲: SN>5 (5-12), 水平50kmx鉛直100m, 光学厚さ計測SN>20 (10-23)

大気境界層: SN>10 (2-10), 水平100kmx鉛直100m

システムの主な仕様は次の通りである。()内はPhase A 期間中に検討された結果である。

送信系: LD励起YAGレーザー (スラブ構造), 波長1.064 μ mまたは532nm (1.064 μ m), パルス幅<100ns (20ns), TEM₀₀ (マルチ), 繰り返し<1000Hz (100Hz), ビーム広がり100 μ rad, 平均パワー5-10W (10W), 消費電力<200W (220W), 電気-光変換効率(5%), 寿命3年, フットプリント10m-500m, 掃引角度 $\pm 40^\circ$, 掃引幅 ± 700 km (± 500 km)

受信処理系: カセグレン望遠鏡<600mm直径 (500mm), Si-APD検出器, 狭帯化フェブリペロ, 偏光解消度 (2系統受信光学系), サンプリング (>1.5MHz)

システム: 重量200kg (245kg), 大きさ (1.9mx1mx1m), 総電力<500W (400W), データ転送レート<1.2Mb /s (615kb/s)

ATLIDは掃引機構を有することが特徴で、傾斜角45 $^\circ$ の楕円形ミラーが2.23秒で正弦波的に掃引される。掃引時におけるレーザー射出時の方向と散乱光受信時の方向差を補正する

ような機構を備えている。また衛星高度を正確に決定するために高精度星観測センサー (Fine Star Sensor) を装備し、観測高度の決定精度は100mを目標としている。Phase Aの段階での最大の課題は重量の点にあり、熱制御 (排熱) 系および電子機器系の重量が大きくなっている。

今後は、光学および熱構造モデル、エンジニアリングモデルの試作を経て、1997年初頭の打ち上げにあわせてフライトモデルの開発を進めていく予定である。

(3) NASA Laser Remote Sensing Program

Frank Allario et al.; SPIE Vol.1714 Lidar for Remote Sensing (1992), pp.4-19.

本論文はNASAにおける主なレーザー遠隔計測技術の開発計画及び固体レーザー技術開発の進展状況についてまとめている。

① LITE (Lidar In-Space Technology Experiment)

LITEの詳細は他の論文に示されているので、ここでは省略する。

② LASE (Lidar Atmospheric Sensing Experiment)

これは対流圏の水蒸気密度を精度10%以上、垂直方向分解能50m以下で測定するDIAL (差分吸収ライダー) 技術を用いる実験である。NASAのER-2航空機に搭載して、16~21 kmの高度を飛行し、水平領域4,800 kmをカバーする。レーザーとしては、頭初2台のAlexandriteレーザー送信器を基本として設計された。PRF5 Hz、出力150 mJ/パルスで、光ダメージが発生したので、1991年2月にTi:Sapphireレーザーに変更になった。励起源としてダブルパス発振のNd:YAGレーザーの第2高調波 0.532 μm で、600 mJ、50 Hzの特性を有している。Ti:Sapphire発振器の出力は0.815 μm で、150 mJである。これに外部よりAlGaAs半導体レーザー光をシーディングして注入することにより、水蒸気の吸収測定に必要な単一モード発振と周波数狭窄化を実現している。シーダの半導体レーザー周波数は水蒸気のWhiteセルでの吸収線に同調されている。

③ LAWS計画のレーザー触媒

レーザーによる衛星搭載風向風速計測器 (LAWS) のための光源としてCO₂レーザーの放電管ではCO₂ガスがCOとO₂ガスに分解しレーザー特性を低下する。特にLAWS計画では5年間で10⁹パルスの寿命が必要とされており、COを酸化してCOとO₂からCO₂に戻す触媒が開発され、330gの重量で10⁸パルスのCO₂レーザー動作が可能となった。さらに目標達成のためラングレー研究所で研究中である。

④ レーザー計測のための技術開発

SUNLITE計画が NASA, Stanford大学, NIST, JILA 等の研究者グループで進められており、周波数の超安定な固体レーザーを衛星に搭載して、微小重力環境中でのレーザーの線幅と周波数安定度の限界を調べることを目的としている。高いフィネスの外部共振器を周波数基準としたNd:YAGの立体リング共振器レーザー (NPRO)により、線幅 0.3Hz (安定度10⁻¹⁵) でショットノイズ制限の20倍の値のまで狭窄化することができる。

⑤ 航空安全のためのレーザー

航路上の風を計るコヒーレントレーザーレーダーシステムが開発、計画が進んでおり、波長2 μm のHo:YAGレーザーと10.6 μm のCO₂レーザーで、前方2~4 kmの乱流をとらえて、

パイロットに知らせることが試みられている。RF励起で注入同期されたCO₂レーザの発振器・増幅器構成で、出力8 mJ, 100 pps, パルス幅2 msでチャープ量が200 KHz以下である。このビームを15cmの掃引ミラーで下方に送り出す。飛行テストが高度4~10kmで行われた。CLAWSはロケット打ち上げ場でのコヒーレントな風計測ライダーで1991年に波長1.06 μm, 出力900mJのレーザでシャトル打ち上げ時の水平方向の風を高度26kmまでの測定に成功している。

⑥ 2 μmレーザ研究

風計測ライダーのための固体レーザとしてTm:Ho:YAGよりもTm:Ho:YLFが優れていることが示された。また、10 μmと2 μmのレーザ波長における散乱断面積、分子の吸収係数、大気の乱流条件、指向角、ドップラ周波数幅、信号処理技術などが比較されている。

⑦ 中赤外波長可変レーザ技術

微量分子のCOのDIALのための4.6 μm又は2.3 μmの波長可変光源として、2 μmでの励起の光パラメトリック発振器・増幅器 (OPO, OPA)技術の研究が行われている。AgGaSe₂結晶を用いてしきい値3.6mJ, スロープ効率 31%が得られている。

(4) Anticipated Scientific Advances with the LAWS Instrument

Wayman E. Baker et al.; IGARSS '93 Vol. II pp. 461-463.

NASAのLAWS計画のフェーズBの研究成果をまとめている。この計画は大気の流れベクトルの高度分布をグローバルに遠隔計測するもので、その期待されている科学的な成果を挙げている。すなわち、風の情報によって数値気象予報の精度が上がり、地球システム科学の研究面では水圏サイクルやエアロゾルと炭素のサイクル、砂漠化、地球スケールのダイナミクス、生物地球科学サイクルなどの研究に役立つ。また、LAWSの分解能と精度の表を挙げている。

(5) Engineering the LIDAR In-Space Technology Experiment

Richard H. Couch et al.; Proceedings of Lasers '91 (1991), pp. 294-301.

94年に打ち上げのLITE (宇宙におけるライダー技術実験)の技術面の内容を示している。まず、LITE計画の歴史が85年から開始されたこと、現在はフェーズDで飛行モデルでの試験中であることが述べられている。LITEのレーザ送信器モジュールには2台のNd:YAGレーザが組み込まれ、基本波出力1.6Jが可能あるが、3波長出力のには、基本波1.064 μmで200mJ, 0.532 μmで400mJ, 0.355 μmで150mJが設計値である。

望遠鏡受信器はカセグレン型で主鏡直径は96.5cm, 副鏡は32.4cmで金属(Be)及び非金属の材質が用いられている。光検出器は可視と紫外がフォトマル, 基本波1.06 μmはAPDが用いられている。宇宙環境における仕様として熱環境のシミュレーションに基づくベンチと光学素子の設計を行った。また、汚染物質としてレーザモジュール内の放出ガス源の制御を行っている。さらに、品質の確認や組立て、試験法などについて述べている。

(6) Lidar In-Space Technology Experiment (LITE): NASA's first in-space lidar system for atmospheric research

Richrd and H. Couch et al.; Optical Engineering Vol. 30, 88-95, (1991), pp. 88-95.

LITE計測器の技術面上の詳細を示している。LITE計画の目指している計測パラメータは、対流圏から成層圏エアロゾル、境界層、雲頂高度、10~40km高度の大気温度と密度である。本計測器の構成、外観図、レーザー通信モジュールの構成図、望遠鏡受信器の構造図が示されている。また、レーザー通信モジュール、望遠鏡、受信光学系、信号処理部の仕様と信号処理回路が詳しく示されている。LITEは7日間のミッションで、296kmの高度、 28.5° の傾斜角軌道のシャトルに乗せられ、16週の軌道が示されている。

(7) System Testing and Performance Characterization of the LITE Laser Transmitter Module at NASA

Marc C. Cimoliono et al.; Sixteenth International Laser Radar Conference, NASA Conference Publication 3158, Part 1, (1992) pp. 277-280.

NASAのLITEのレーザー受信器モジュール(LITE)のシステム試験結果の報告である。フラッシュランプ励起QスイッチNd:YAGレーザーからの3色出力を利用している。レーザー出力は $1.06\mu\text{m}$ で550mJ, 532nmで600mJ, 355nmで170mJが得られ、いずれも計画値よりも大きい値が実現できている。電源電力は1500W, 重量は500ポンドである。モジュールは N_2 封入の気密タンク中に入れられ、振動テスト10Gのサイン波に耐える宇宙仕様を満たしている。モジュールの外形、及び内側の構造の写真及びレーザーの出力特性の表が示されている。

(8) The Lidar In-Space Techology Experiment

M. P. McCormick et al.; 43rd Congress of the International Astronautical Federation Aug. 28-Sept. 5, 1992/Washington DC pp. 1-7.

LITE(宇宙における・ライダ技術実験)の技術面の概要を示している。まず、LITEの目的が雲と対流圏エアロゾルの測定、及び成層圏の大気密度の測定にあり、この計画は運営委員13名の科学者によって行われていることを述べている。次にシステムのパラメータとして、3波長でのレーザー出力、 $3\text{H}^\circ\text{ms}$ 幅 18~30ns, ビーム広がり 1.1~1.8mrad, 視野 1.1~3.5mrad可変, 主鏡が98.5cmであることが示されている。また、望遠鏡受信器の構成、ベンチと光学素子の構成を示している。3波長での高度別の受信光子数(200nsゲート幅当り)の計算結果を比較し、雲の測定には $1\text{H}^\circ\text{ms}$ で、成層圏エアロゾルには数 $100\text{H}^\circ\text{ms}$ が必要なことを指摘している。

(9) Calibration of 1064nm Channel of LITE and Other Uses of Ocean Surface Returns

T. W. Cooley and J. A. Reagan
IGARSS '93 (1993), pp. 869-871.

NASAのLITEで予定されている三波長観測のうち、1064nm受信信号の校正方法と校正により生じる誤差について、および海面からの反射信号の利用法について述べる。

1064nmの校正は、1064nm受信信号と532nm受信信号との比をとることにより行われる(5

32nm校正では大気分子からの信号を利用する)。比の誤差式に、これまでに報告のある種々の値(可視と赤外の反射率の比はほぼ1, 反射信号のSN>100, 大気分子密度計測誤差1-3%, レーザーエネルギー(絶対値)計測の不確かさ3%, 地上観測による光学的厚さ計測の不確かさ0.005)を適用した結果, 補正の際に生じる誤差は約6%と見積もられた。また, (2波長)差分大気光学的厚さの計測誤差は0.044と見積もられた。

海面反射信号より海の状態を知ることができる。海面反射率の測定誤差に最も影響を及ぼすものは, その特性が把握されていない“patchiness”と呼ばれているパラメータであるが, 鉛直より5.5°の観測角度では海面反射率が波高依存性を持たないとされており, LITEで検証実験が行われる予定である。海面付近風速から推定された光学的厚さの計測誤差は10-30%であった。海面特性に関する基礎データの不足が大きな誤差を生じさせている。

(10) Scientific Investigations Planned for the Lidar In-Space Technology Experiment (LITE)

M. P. McCormic et al.

Bulletin American Meteorological Society, Vol. 74 (1993), pp. 205-214.

LITEのシステム自体については他の文献で紹介されるので, ここではLITEで予定されている主な観測項目とその意義を中心に説明する。1994年に予定されている最初のミッションでは, 宇宙空間でのライダーシステムの基本的な動作確認と, 大気観測に要求されるシステム能力の評価実験が主なものとなっている。予定されている主要な大気観測項目は次の通りである。

雲観測: 雲は大気大循環やエネルギー収支と深く係わりあっている。気候変動に及ぼす雲の役割が良く理解されていないため, 大気大循環モデルによる気候変動や地球温暖化等に対しての, 信頼性のある予測を困難にしている。LITEではこれまでの観測機器や解析アルゴリズムでは不確かであった雲(特に薄い巻雲や海洋性層雲)の種類やグローバル分布特性, 雲頂および雲低高度, 多層雲構造等の観測を通じて, エネルギー収支や気候変動のモデリング等に関わる雲データを提供すると共に, 従来の衛星観測データ解析手法の検証の場を提供する。

低層大気中エアロゾル観測: 現在の衛星観測では鉛直方向の距離分解能が不十分で, 大気境界層内エアロゾルのグローバル分布や輸送, 起源等についての情報が不足している。熱帯地域での観測例も非常に少ない。LITEでは, 大気境界層高度やエアロゾル濃度勾配等の空間的変動や日変動の直接観測を通じて, 放射収支に及ぼすエアロゾルの効果や, 海洋と大気の相互作用の理解を深めることができる。

成層圏エアロゾル: 太陽を光源としたパッシブ衛星観測では, 観測地域や観測時間が制限される。これに対してLITEでは, エアロゾルの動的な混合過程や輸送過程, エアロゾル不均一分布特性等の観測が, より高頻度で行われる。低緯度帯成層圏物質の中高緯度帯へ輸送現象, 極域成層圏や高緯度帯と中緯度帯との混合過程, 南緯20°から北緯20°間にかけてのエアロゾル閉じ込め現象, 低緯度帯大気境界でのエアロゾル濃度勾配の構造, 濃度勾配の経度方向への拡散状況変等も, LITEで調査される予定である。

大気分子密度と大気温度: LITEは中間圏は観測対象としていないが, 大気分子密度と大

気温度を計測することで、低層大気からの波動や潮汐が成層圏や中間圏に及ぼす影響を調査することができる。低層大気と高層大気間でのエネルギー輸送等に関する情報も得られる。LITEでは、従来の衛星観測と同程度の精度ながら鉛直距離分解能に格段に優れた観測を提供する。

将来的には、偏光解消度観測での水滴と氷晶の層判定や中間圏Na観測なども考えられるが、LITEミッションは最終目標である極軌道衛星搭載ライダー開発のための試験機を提供するものである。

(11) Mars Observer Laser Altimeter

火星表面の高度計MOLAの概要を述べている。MOLAの目的として、(1)火星表面までの測距平面精度 $0.2^\circ \times 0.2^\circ$ 、高度を30m以内の精度で行うことにより、地形を求めること、(2)波長 $1.06\mu\text{m}$ の表面の反射率を求め、表面の物質組成の決定を可能にすること、である。システム構成は、ダイオード励起の $1.06\mu\text{m}$ のNd:YAGレーザー送信器と、50cm直径のパラボラ受信鏡、電子回路より成る。これらの形状とシステム図を示している。

5. おわりに

衛星搭載ミ-散乱レーザーレーダーの開発に際して問題となるであろうと予想される技術的事項として、ア) レーザー光源、イ) 検出器、ウ) 受信望遠鏡、エ) 信号処理、オ) システム設計を取り上げ、それぞれについてメーカー技術者の立場から、現状の分析と今後の開発課題などについて報告を頂き、委員会において討議を進めた。本報告書は、検討結果のまとめである。

検討では、主としてJ1ロケットにより打ち上げられる小型衛星への搭載を前提とした。今後は、機器重量、電力消費量の制限の緩和、同時に搭載される他センサーとの複合利用の可能性等を考慮すると、ADEOS衛星クラスの大型衛星への搭載を考えたシステム検討も必要であろうと考えている。さらに、宇宙ステーションの暴露部(JEM)を利用した宇宙からのレーザーレーダー観測技術の開発研究について、十分に検討を加える時期にきている。機器重量、消費電力量、容積等の制限がさらに緩和され得ること、有人往還機を利用した機器の交換、メンテナンス性を活かした利用法を開拓すべきであろう。