

A-3. 新型レーザーレーダー計測技術の開発に関する研究

(2) 衛星搭載レーザーレーダーによる地球大気環境の評価に関する研究

研究代表者

国立環境研究所地球環境研究グループ

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 笹野泰弘

大気圏環境部 高層大気研究室 杉本伸夫

(委託先) 財団法人光産業技術振興協会

平成3-6年度合計予算額 34,206千円

(平成6年度予算額 8,396千円)

[要旨] 成層圏オゾン層破壊、地球温暖化等に関係する地球規模大気環境の評価のための衛星搭載レーザーレーダーの開発に係る基礎的研究として、衛星搭載レーザーレーダーによる地球大気環境評価の具体的目標(目的、目標性能)の設定に係る検討、開発すべき機器仕様の検討を最終目的としている。

このため平成3-5年度において、測定性能に係る数値シミュレーション、地球大気環境評価のためのデータ利用方法に関する調査、現実的なレーザーレーダーシステムの仕様検討の基礎条件を明らかにするためのサブシステムレベルでの要素技術の現状調査を行った。さらに、平成6年度にはそれまでの調査検討結果を踏まえて、開発すべき小型衛星搭載用のレーザーレーダーシステムの仕様を明らかにした。

この結果、J1ロケットで打ち上げられる規模の小型衛星搭載用システムとして、消費電力150W、質量150kg程度のレーザーレーダーシステムの開発が可能であり、全球の雲や、火山爆発後の高濃度成層圏エアロゾルについて意味のある観測が可能であることが明らかとなった。

[キーワード] レーザーレーダー、オゾン層の破壊、地球温暖化、巻雲、エアロゾル

1. はじめに

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

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

既に、地上からのライダー観測は多くの実績が積み、その有用性が実証されている。また、1994年9月にはスペースシャトルを利用した雲・エアロゾル測定用のライダー観測実験が世界に先駆けて、米国宇宙航空局(NASA)により試みられた(LITE実験)。シャトルの場合、積載重量、消費電力等のリソースの点で、地上実験と変わらないほどの条件に恵まれている。

しかしながら、長期的な観測にシャトルを用いることは出来ないため、人工衛星を利用した観測システムの開発が必要となる。衛星搭載を考える場合には、重量、消費電力の厳しい条件のもとでの機器開発が不可欠であり、自ずから機器仕様で制限を設けざるを得ない。

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

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

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

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

2. 調査の背景と結果の概要

2.1 調査の背景

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

近年、遠隔計測技術の発展にはめざましいものがあり、人工衛星を利用した大気成分の空間分布の観測の有効性が認められ、成層圏オゾンを始めとした微量成分の観測が実施されている。こ

れまで用いられてきた衛星搭載大気センサーはパッシブ（受動型）センサーと呼ばれ、大気の発する赤外線や、大気で吸収あるいは散乱される太陽光を分光測定することにより大気中に含まれる微量成分濃度を求めるものである。種々の原理、観測方法が提案され実現に移されているが、空間分解能、高度分解能、精度等においてそれぞれ一長一短がある。

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

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

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

スペースライダーに関しては、米国航空宇宙局、ヨーロッパ宇宙機関等で計画が進行しているものの、まだ実現されていない。唯一これまでに実施された宇宙からのライダー観測は、スペースシャトルを用いたLITE実験である。LITE実験で得られたデータの予備的な解析結果が公表されている。

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

今後、スペースライダーに関して取り組むべき研究課題は、

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

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

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

調査においては、成層圏オゾン層の破壊に関係する成層圏エアロゾルや極成層圏雲、並びに地

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

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

2. 2 調査結果の概要

(1) スペースライダー観測の意義

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

- ①地球温暖化に関する問題の解決には、気候モデルと呼ばれる数値モデルの精度の向上が不可欠であり、そのためには雲の気候に及ぼす効果の解明と気候モデルへの取り込みの研究が、海洋の効果の解明とともに大変重要である。
- ②雲はその高度、雲水量、光学的厚さ等によって、その大気放射場（赤外長波放射、可視短波放射）に及ぼす影響が異なるので、その出現の実態を正しく把握することが極めて重要であるが、観測の困難さのために十分な情報が集積されていない。
- ③雲のオーバーラップ構造は長波放射、短波放射に対して異なる影響を与えるのでその実態を把握することは極めて重要であるが、未だほとんど解決されていない。
- ④地球の温暖化などの気候変動の問題の解明においては、現状が正しく再現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のように、雲の取扱い方の相違によって生成される雲の種類、雲量、高度等が異なり、結果的に予測される地表気温等に大きなばらつきが生まれている。
- ⑤成層圏エアロゾルの表面反応を媒介としたオゾン層破壊のメカニズムが明らかにされつつあり、成層圏雲（PSC）・エアロゾルの観測による実態把握が望まれている。特に極域の成層圏の観測に関しては、地上からの観測、航空機観測では観測頻度、カバーレージに難点があり、また衛星利用でも従来のような受動的なセンサーによる観測では観測密度が低いという難点がある。
- ⑥雲の気候に及ぼす影響という観点から、広い地域の雲の種別、重なり方、水滴・氷・霰・雹の区別や粒径分布、鉛直分布、光学的厚さ等の観測が重要である。
- ⑦ライダー観測の有効な対象として、巻雲のグローバルな分布とその経年変動、粒径分布とその経年変動の観測が期待される。

- ⑧雲頂高度、雲の厚さ、雲のオーバーラッピング等が正確に分かり気候モデルの検証や改善にきわめて有効だけでなく、トランスデータとすることで、現在行っている気象衛星による雲解析をより正確なものに改善するのに役立つ。
- ⑨雲の地球環境に及ぼす作用を特徴づける要素（雲の高度分布や光学的特性）の観測と、その働きの解明のため、能動的センサーを含む各種のセンサー（可視、赤外、Split Window）、多種の衛星の複合利用が望まれる。
- ⑩観測に要求される時間スケール・分解能、空間スケール・分解能は観測目的に依存する。グローバル分布を求める際のサンプリングの問題を真剣に考える必要がある。また、複数の衛星データを複合利用する際の統計処理法の開発が必要となろう。

以上取りまとめると、地球温暖化の機構を考える上で雲の果たす役割を明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では、そのような情報を抽出することは困難であり、また地上からのライダー観測では小数の観測点だけとなることから、これまでのところ十分なデータの蓄積にまで至っていないのが現状である。

スペースライダーは能動的（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スペース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、ライダーだけで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。

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

（2）観測シミュレーションの結果

衛星からの雲・エアロゾルの観測可能性については数値シミュレーションの方法により、現実的な大気（雲、エアロゾル）のモデルを設定して評価した。ここでは、軌道高度によってスペースシャトル（高度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（高度）であっても、現状で開発可能なライ

ダーシステムを用いて、昼夜ともに雲の観測（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。

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

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

（3）技術的検討結果

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

1) レーザー光源

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

2) 検出器

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

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

なお、宇宙空間で使用される光検出器の放射線損傷を、考慮する必要がある。

3) 受信光学系

集光光学系、軽量化ミラー材、スキャナーについて、各種のトレードオフ解析を行った。その結果、受信望遠鏡としては種々の方式の中でカセグレイン型がもっとも適当とされ、口径1 m、全長25 cm程度の望遠鏡の設計例が示された。受信望遠鏡ミラーの軽量化が、スペースライダー実現への大きな課題と考えられる。宇宙用光学系ミラーの材料としては、石英、超低熱膨張ガ

ラス (ULE)、ゼロデュア、ベリリウム、SiC等が実績を有している。これらについて、面精度、熱変形、耐機械環境特性、剛性、軽量化、耐放射線性、実績の各観点から、ベリリウム、SiC等が適当と判断された。

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

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

4) 信号処理

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

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

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

5) システム化

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

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

排熱については、十分な設計上の考慮が必要である。特にレーザー発振器からの局所的な発生熱の排熱が重要となる。なお、宇宙空間へ放射冷却で熱を逃がす場合、ラジエータの単位面積当たりの放熱量は140W/m²である。

地上からの観察者に対する、眼への安全性（アイセイフティ）を考慮する必要がある。レーザー光に対する眼の最大許容露光量は J I S や米 国 A N S I で 制 定 さ れ て い る 。 地 上 か ら 望 遠 鏡 、 双 眼 鏡 等 で 観 測 し て い る 場 合 ま で 考 慮 し て 、 基 準 を 満 た す よ う 、 レ ー ザ ー 波 長 、 レ ー ザ ー 出 力 、 レ ー ザ ー ビ ー ム 拡 が り 、 パ ル ス 繰 り 返 し 数 を 設 定 す る 必 要 が あ る 。

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

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

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

3. スペースライダーの実現可能性

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

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

（前提条件）

- （1）衛星高度 500 km
- （2）消費電力 150W以下
- （3）寸法 100 cm (x) × 100 cm (y) × 70 cm (z) 以内
(但し、z方向が地球指向面)
- （4）質量 150 kg 以下
- （5）熱制御 独立熱制御とする
- （6）環境条件 J-1ロケット搭載機器条件による
- （7）レーザー光源 波長1μm付近、出力500mJ/パルス程度、繰返し10～50パルス/秒程度（可能な限り大きくする）とする。眼への安全性を考慮して地上において口径300m

m以下の望遠鏡で観測しても眼に損傷を与えないこと

(8) 受信鏡口径 100 cm程度

(9) 衛星進行速度 7.5 km/秒

(10) 空間分解能 衛星直下の雲について、高度分解能100 m、水平分解能1.5 kmで測定する。

上記前提条件(2)、(3)、(4)はミッション機器(スペースライダー)のみの総量である。

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

衛星機器メーカー3社から出された主な機器仕様と、リソース配分案を表として表3-1、3-2にまとめた。以下に3社の提案のうち、特徴的な事項を抜粋して記載する。

(A社の提案)

アイセーフティ確保の方策として、レーザービームの拡がり角を大きく採る方法と、1パルス当たりのレーザーエネルギーを小さくする方法とを比較したとき、いずれの方法でも同じS/Nを確保するには、レーザーの平均出力を同じにすればよいことを示した。したがって、レーザー発振器の製作上、低出力、高繰り返しの方が、小型・軽量化、高信頼性の観点から優れていると考え、1パルス当たり50 mJ、繰り返し100パルス/秒のレーザーを選定した。また、レーザービームの拡がり角は0.1 mradとした。

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

(B社の提案)

J-1ロケットを想定すると、軌道傾斜角は最大でも45度程度となり、太陽非同期の衛星となる。

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

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

表3-1 3社からのスペースライダー提案仕様の比較

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

(C社の提案)

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

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

表 3-2 3社からのスペースライダー提案仕様（重量・消費電力）の比較

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

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

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

アイセーフティ確保の観点からはビーム拡がり角を適切に設定すれば、小出力/高繰り返しの

レーザーでも、大出力／低繰り返し数のレーザーでも、いずれでもよい。しかし、レーザーの製作上の難易度、レーザー部の排熱の問題、データレートの観点から、さらに検討を必要としている。

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

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

4. 小型衛星搭載用スペースライダーの提案

4.1 提案仕様

前章で概要を述べたメーカー3社からの提案内容をもとに、小型衛星搭載用のスペースライダーシステムとして、表4-1-1に示す仕様を提案する。但し、レーザー結晶（したがって、波長）、レーザーパルス当たり出力（したがって、繰り返し数、レーザービーム拡がり角）の選択は、今後の実設計における検討結果を待つこととし、それぞれの可能性を併記した。光検出器として、ここでは仮にSi-APDを採用した。

また、このときの重量、消費電力は表4-1-2に示す程度になると見積もられる。ここでは、表3-2に示された3社からの提案のそれぞれの中間値を採用した。3社の提案そのものがそれほど大きな隔たりを示していないので、表4-1-2のそれぞれの値は比較的合理的なものになっている。

4.2 観測性能の評価と、観測可能性

観測性能の評価を行うために、次のシミュレーション条件を設定した。

(1) 数値シミュレーション条件

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

空気分子の後方散乱係数 ($\lambda = 532$ nm)

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

$$\beta_2(z) = 1.54 \text{ E-6 exp}(-z / 7000)$$

散乱パラメータ

$$S1 = 8\pi/3$$

波長依存性

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

エアロゾルの後方散乱係数 ($\lambda = 532$ nm)

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

散乱パラメータ

$S_1 = 50$

波長依存性

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

巻雲の後方散乱係数 ($\lambda = 532 \text{ nm}$)

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

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

散乱パラメータ

$S_c = 10$

波長依存性

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

表 4-1-1 小型衛星搭載スペースライダー提案仕様

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

表4-1-2 小型衛星搭載スペースライダー提案仕様（重量・消費電力）

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

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

地表面 (Aを地表面アルビードとする)

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

低層雲上面 (Aを地表面アルビード、 τ を低層雲の光学的厚さとする)

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

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

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

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

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

ここで、

n_t は総受信光電子数 ($n_t = n_a + n_m + n_b$)

n_a はエアロゾル及び巻雲による受信光電子数

n_m は空気分子による受信光電子数

n_b は背景光 (地表面または低層雲上面) による受信光電子数

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

上により与えた大気モデルで計算される後方散乱係数の高度分布を、図 4-2-1 に示す。受信光電子数はいずれも、高度分解能 (d)、水平 (衛星進行) 方向分解能 (L) に比例することから、 S/N は d 、 L の平方根に比例する。一方、上式の分母において背景光成分が卓越するときには、 S/N は分子の項に比例する。すなわち、エアロゾルあるいは雲の後方散乱係数に比例する。

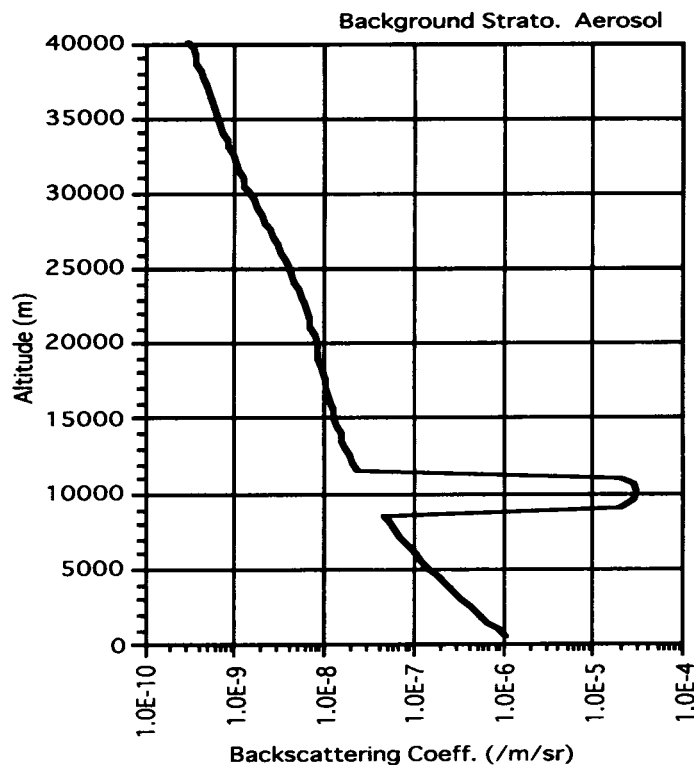


図 4-2-1 シミュレーションに用いられたエアロゾル、雲、空気分子による後方散乱係数 (合計) の高度分布。

(2) シミュレーション結果に基づく観測可能性の評価

前節 (表 4-1-1) に示した提案仕様に基づいて、観測性能を計算した。前章で述べたように、レーザー 1 パルス当たりのエネルギーを小さくする代わりに受信視野角を狭めることで、同じ観測性能 (S/N 比) を保ちながら、アイセーフティを確保することが出来る。したがって、

表4-1-1中の、2種のレーザー出力等の仕様は、このシミュレーションでは区別する必要がない。

以下に示す結果の図は、高度分解能（d）が100m、水平（衛星進行）方向分解能（L）が1.5km（測定時間0.2秒）の場合のものである。図4-2-2に、昼間の2つの背景光条件（地表面、厚い低層雲（ $\tau=128$ ））、及び背景光が0の場合の夜の条件での、受信光電子数（総数）を高度の関数として描いている。また、図4-2-3に、それぞれの条件での測定のS/Nを、同様に高度の関数として描いている。

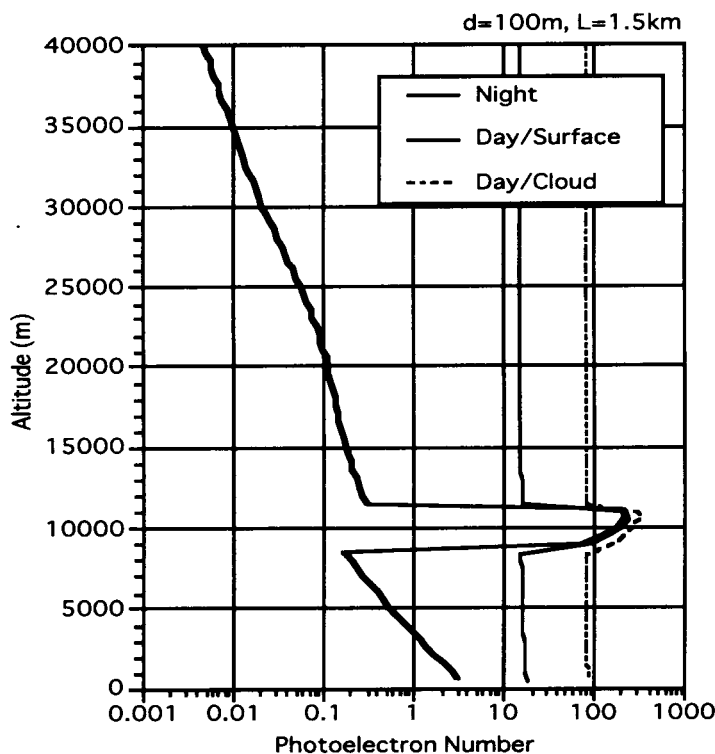


図4-2-2 スペースライダーによる受信信号（受信光電子数）の高度分布。背景光の無い夜間（太実践）、下端が地表面の場合の昼間（細実践）、低層雲の場合の昼間（点線）の、3つの条件での計算値が示されている。

図4-2-3によれば、高度10kmにある巻雲の測定は昼夜を問わず、S/Nが10程度で行え、巻雲の雲頂高度、厚さが、推定出来ることが分かる。また、ここでは計算していないが、地表面や低層雲は巻雲に比較して、十分に大きな後方散乱係数を有していると考えて差し支えないから、地表面の形状、低層雲雲頂は、巻雲の存在下でも十分な精度で測定される。低層雲の厚さ、構造の測定可能性については、低層雲そのものの光学的厚さに依存する。

大気低層のエアロゾル層の測定は、ここで与えた観測条件のもとでは、S/Nの観点からは非常に難しい。しかしながら、都市域の大気汚染現象などの局所的なエアロゾル分布構造を対象とするのであれば、水平分解能1.5kmである必要は全くない。大陸上あるいは海洋上の大気境界層の厚さの推定などを目的とするならば、水平分解能は数十kmから百数十kmまでが許される。そのような場合にはS/N比は10倍程度改善されることから、本システムで測定が可能

となる。大気境界層の厚さは、大気境界層における風速、気温分布や、熱、水蒸気、運動量の鉛直輸送に関するパラメタリゼーションにおいて、重要なパラメータのひとつであり、大気大循環数値モデルの改良に向けて、そのグローバルな測定が期待されている。

成層圏エアロゾルについては、ここで与えたエアロゾル分布（バックグラウンドエアロゾル）に関する限り、測定は非常に難しい。高度分解能を1 km（10倍）、水平分解能を300 km（200倍）程度まで落とせば、S/Nは45倍程度増大し、夜間であればエアロゾル層の中央部などの測定は可能である。

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

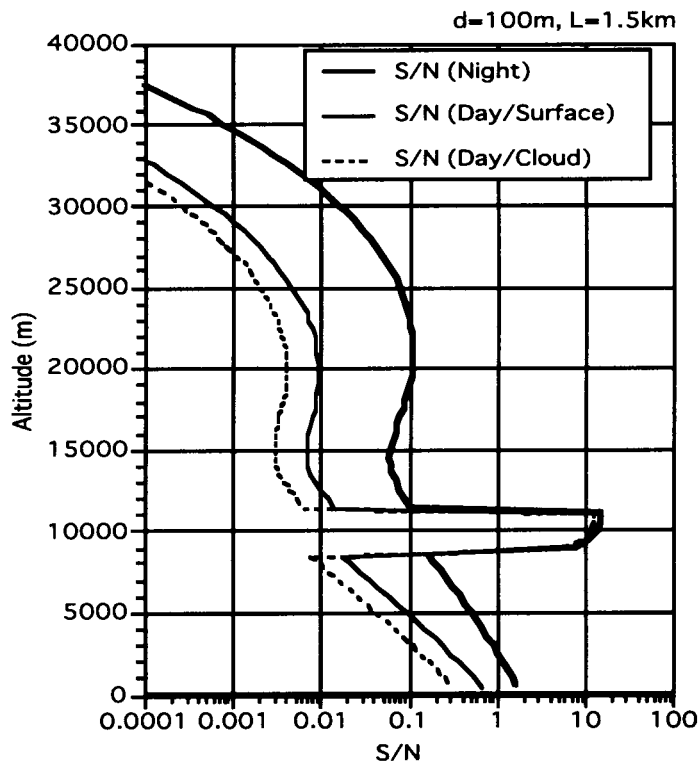


図4-2-3 スペースライダーによる測定の信号対雑音比の高度分布。背景光の無い夜間（太実践）、下端が地表面の場合の昼間（細実践）、低層雲の場合の昼間（点線）の、3つの条件での計算値が示されている。

5. おわりに

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

検討内容は、スペースライダーによる観測の意義と、技術的な実現可能性に関するものであり、

後者についてはスペースライダーのサブシステムレベルでの詳しい技術的な現状把握と、開発可能なシステムの提案を行った。特に、システムの提案に当たっては、小型衛星への搭載性に配慮し、重量150kg、消費電力150Wを目標とした。さらに、地上における観察者に対する眼の安全性を考慮した。

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

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

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

さらに、ライダー技術の発展はめざましいものがあり、少なくとも地上からの観測としては、オゾン、水蒸気等の気体成分の空間分布を測定するための差分吸収方式ライダー(DIAL)システムが開発され、観測実績が積み重ねられている。成層圏オゾン層破壊の問題は、未だ重要な研究課題であり、長期的な観測・監視が望まれているところのものである。また、水蒸気は気候、気象を支配する大気システムの中で、潜熱エネルギーの運び手として、また降雨をもたらすものとして、さらに、温暖化気体のひとつとして、その分布・動態を3次元的に全球に亘って、把握することの必要性が認識されている。これらの、気体成分の測定をめざしたスペースライダーの開発に向けて、研究を一層進める必要がある。

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

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

謝辞

本調査を進めるに当たっては、(財)光産業技術振興協会内に設置した「衛星搭載レーザーレーダー調査検討委員会」委員の皆様の多大のご協力を頂いた。また、本報告書をまとめるに当たって、下記の研究発表資料を参考にした。いずれも、調査検討委員会委員の執筆によるものである。ここに記して、謝意を表する。

研究発表の状況

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、98pp、1992

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
(2)、国立環境研究所資料F-50-'93/NIES、112pp、1993

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
(3)、国立環境研究所資料F-66-'94/NIES、94pp、1994

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
(4)最終報告書、国立環境研究所資料F-82-'95/NIES、96pp、1995