

3-4 航空機及び衛星搭載レーザ高度計

3-4 Airborne/Spaceborne Laser Altimeter

石津美津雄
ISHIZU Mitsuo

要旨

地球全体の地表面高度を高精度に観測することにより、地球温暖化の指標といわれる極域氷床の衰退や、温暖化ガスである二酸化炭素の大きな吸収源である熱帯雨林の生育状況、都市部や耕作地の土地利用状況などが把握できる。衛星搭載レーザ高度計による地表面観測は10cmの高度分解能と100mの水平分解能を達成でき、これらの観測対象を十分な精度で計測できる。通信総合研究所では衛星搭載を目指して、搭載可能なレーザ高度計システムの研究と、航空機搭載による地表面観測の実験を行っている。これまでに開発した小型飛行機搭載のレーザ高度計システムによるオホーツク海流氷観測の結果及び衛星搭載を実現可能にするためのレーザ高度計システムの研究について報告する。

Topography of the global ground surface with very high vertical accuracy and fine lateral resolution enables to observe important indicators related to the global climate change such as the decay of polar ice sheets or the growth of rain forests, and to measure land activity in agriculture and at urban areas. Satellite-borne laser altimeter is expected to measure land surface with 10cm accuracy and 100m resolution which is sufficient to observe these indicators or activities. Communications Research Laboratory has been studying this sensor as a valuable space sensor and constructed an airborne laser altimeter for the tests of an availability flying over the sea ice off the Okhotsk coasts of Hokkaido Island. This paper reports the results of this observation as well as the recent progress of our study of a satellite-borne laser altimeter.

[キーワード]

Nd:YAG レーザ, LD 励起レーザ, ヘテロダイン, 海氷, 密接度

Nd:YAG laser, Diode-pumped laser, Heterodyne, Sea ice, Ice concentration

1 まえがき

地球温暖化の影響で南極大陸における棚氷の崩壊の加速や、ヒマラヤ氷河の後退が観測されている。気候変動に関する政府間パネル(ICPP)が1995年に出した報告では、21世紀末までに気温は2度程度上昇し、海面は50cm程度上昇、極端な高温などの気象の極端化が起これると予測している。国連環境計画(UNEP)はこれらの地球温暖化の対策として、大気中温室効果ガス濃度の安定化を目的に、気候変動枠組条約を1992年の地球環境サミット(リオデジャネイロ)で採択した。この条約の1997年の第3回締約国会議で

採択された京都議定書は、先進国に対し温室効果ガスを1990年比で、2008年から5年間で削減(日本6%、米7%、EU8%)することを義務付けた。2001年7月の第6回締約国会議では米国が離脱したものの、ようやく削減の運用規則が採択され、2002年の京都議定書発効を目指して締約国の国内制度の準備が行われている。

温暖化対策がこのように進行するのに対して、温室効果気体の観測とともに温暖化の指標となる現象の観測も必要である。これには毎年の気象変動に影響されにくい極域氷床の体積や海面高度の観測が適している。しかし、極域氷床の積雪と融解の収支は限られた地点の地表観測か

ら、現在のところ50%の精度でしか推定できない。この精度は年間0.3cmの地球海面、あるいは、10cmの水床高度の変動に相当する。グリーンランドと南極中央部の年間積雪による高度増加は2～5cmと見積もられ、上記の不確定量は年間1～2cmである。これを5～10年かけて現在の精度で測定するには、10cmの精度の高度計で1万平方km以上の範囲を観測して平均することが必要で、衛星搭載レーザ高度計でのみ観測できる[1]。

レーザ高度計は飛行機や衛星などから、強力なパルスレーザ光を地表へ送信しその散乱光を受信して、往復遅延時間から地表までの距離を測定する。搭載する飛翔体の高度と姿勢が同時に測定されていれば、地表面の高度が測定できることになる。レーザ高度計の特徴は、(1)高エネルギーでパルス幅が6ナノ秒程度の短パルスレーザ光を用いるため、一パルスのレーザ光で10cmの精度の測定ができる。(2)衛星搭載では地表面でのレーザスポット(フットプリント)の直径を30mまで絞り込むことが可能なため、傾斜面でも精度が高い。(3)高速繰り返しレーザを利用して複雑な地形に対しても、高密度高精度の標高地図を作成できる等の特徴がある。衛星搭載レーザ高度計は、航空機からは観測できない極域の水床や海水の観測に最適であり、外国では以前から衛星搭載レーザ高度計の有効性に関して研究されてきた[2][3]。レーザ高度計は衛星上でデータ処理と蓄積ができるので、地球全体の観測ができることも大きな特徴である。この特徴は月や火星探査で天体全体の地形図を作成するためにレーザ高度計が搭載されることでも明らかである。衛星搭載レーザ高度計の観測により、極域水床の標高図が作成でき、温暖化による変化を観測することが可能になる。レーザ高度計の陸域観測では受信光波形から地表面上の森林、耕作物などの鉛直分布を観測して、植生の温暖化の影響を観測することができ、また、地殻変動を観測して火山噴火やプレート運動を観測することもできる。走査型高度計では水害や土砂災害地域の地図も作製でき災害援助に貢献できる。このため、航空測量技術の発展としても期待されている。

宇宙搭載レーザ高度計の実績はNASAが先行しており、最初は火星探査機のMars Observer

に搭載されたMars Observer Laser Altimeter (MOLA)である。しかし、1993年8月に火星軌道投入時に火星に衝突した。この第一の観測目標は地表全球を0.2度メッシュのグリッド上で標高(精度<30m)を観測することで、レーザパルス数は 60×10^6 ショット、寿命2年を予定していた。その後1996年11月に打ち上げられたMars Global Surveyorは高度400kmの火星周回軌道に投入され、これに搭載されたMars Orbiter Laser Altimeter (MOLA-2)は、2001年6月に送信レーザが発振コマンドに回答しなくなるまで、 640×10^6 回の高度測定を行った[4]。レーザは停止するまで規定の20mj/pulseの出力を保ち、 671×10^6 ショットの動作をした。MOLA-2の距離精度は標高37cm、水平分解能300mであったが、標高データの標準精度は周回軌道の精度によって制限され約5mである。MOLA-2により火星の特異なジオイドと詳細地図、雲や雪、火山などの地形が明らかになった[5]。

地球観測用のレーザ高度計は、同じくNASAが1996年と1997年にSpace Shuttleに搭載したShuttle Laser Altimeter1, 2 (SLA-01, SLA-02)である[6]。これらはMOLAの予備部品を使用して開発され、変更点は地表の植生などを観測するためにレーザエコー波形を記録できるようにしたことである。Space Shuttleの軌道傾斜角の関係から、赤道をはさんで、それぞれ、南北28.5度と58度までの地表面が観測され、SLA-2は 3×10^6 のレーザパルスを発射し、海洋と地表から 900×10^3 回のエコーを受信した。これにより、地表高度、海面高度、雲高高度、地表面粗度などが観測された。今後の計画では、2002年後半に軌道傾斜角94度のICESATに搭載されるGeoscience Laser Altimeter System (GLAS)と、Vegetation Canopy Lidar (VCL、打ち上げ日未定)がある。前者は、氷床の質量収支、雲とエアロゾルの高度分布と光学濃度、植生と陸域標高を観測し、後者は地表植物の鉛直高度と陸域標高を観測する。表1にこれらのレーザ高度計の諸元を掲げる。

通信総合研究所では優れた特徴のあるレーザ高度計の有効性を実証するため、小型飛行機に搭載できるレーザ高度計を開発し、北海道のオホーツク海沿岸の流水高度の観測を行ってきた。

表1 レーザ高度計の宇宙搭載例

Altimeter	Mission operation	Mass	Consuming power	Laser(Nd:YAG)	Receiving telescope	Range precision	Vertical accuracy	Foot print	Spot spacing
MOLA	(2 years)	25.90kg	28.7W	40mj, 10pps	ϕ 500mm				
MOLA-2	Nov. 1996-Jun. 2001	25.85kg	34.2W	48mj, 10pps	ϕ 500mm	37.5cm	<10m	130m	330m
SLA-01	Jan. 11-20, 1996			35mj, 10pps	ϕ 380mm			100m	700m
SLA-02	Aug. 7-18, 1997								
GLAS	Late in 2002	<300kg	330W	100mj@1 μ m, 40pps 50mj@0.5 μ m, 40pps	ϕ 1000mm		<1m	70m	175m
VCL	1 year	126kg	220W	10mj, 242pps 3 lasers	ϕ 900mm	1m	1m	25m	29m

流水を観測対象としたのは、地上へレーザー光を発射しても、人体への安全性（アイセイフティ）の問題がないこと、海面高度を基準面に用いることができるので、高度計の観測精度を十分に発揮できるためである。

衛星に搭載される観測装置は利用電力や質量が極めて制限されており、打上げ時のロケットの振動と音響に耐え、宇宙での温度変化に影響されずに観測できることが必要である。とくに、レーザー高度計の送信部に用いられるダイオードレーザー（LD）励起方式の固体レーザーは、衛星搭載に適した性能を備えてはいるが、他の搭載用電子機器に比較すると大消費電力でありながら動作温度範囲はその半分しかない。このため、搭載できるレーザーを含め、衛星搭載システムの基礎研究を行っている。本報告では飛行機搭載レーザー高度計の開発と流水観測結果、衛星搭載を目指した高度計のシステムの基礎研究について述べる。

2 飛行機搭載レーザー高度計の開発

飛行機搭載レーザー高度計は観測を目標におき、受信光の検出器は光電子増倍管を用いた通常の大気ライダーと同一方式で試作した。その構成は、レーザー光を送信するための送信部、地表散乱光を集光して信号に変換する受信部及びレーザー光の伝搬遅延時間と受信光の波形を測定し記録するデータ処理部に分けられる。このほかに飛行機の位置を測定するため、GPS受信機が搭載される。装置の全体構成図を図1に示し、主要諸元を表2にまとめて示した。次に各部について説明する。

2.1 レーザ送受信部

送受信部の写真を図2に示す。図3はこれを送受信面側から見たものである。図2の上部右にある送信レーザーは、LD励起QスイッチNd:YAGレーザーである。このレーザーは空冷式で小型なので飛行機に搭載するのに適しており、寒冷地でも冷却水の凍結による故障が起こらない。光パルスの出力エネルギーは10mjでパルス幅は7nS、繰り返し周波数は20Hzである。このパルスをKTP結晶を通して波長532nmの第2高調波2mjを得ている。このレーザー光を図2の下部左にある口径72mmの送信望遠鏡を通して、ビーム広がり角約100 μ radで地表へ送信する。飛行機の高度を1000mとすると、地表でのレーザースポットの直径は10cm程度となる。送信望遠鏡へレーザー光を導くミラーの裏面からもれる光を、図3の下部左にあるSiアバランシェダイオードで検出し、送信信号を得ている。

地表で散乱されたレーザー光は、図3の送信望遠鏡の上にある口径203mmのシュミットカセグレン式望遠鏡で集光され、波長幅1nmの干渉フィルタを通して地表の背景光雑音を減衰させた後、図2の上部中央の円筒型アルミケースの中に収められた光電子増倍管で検出する。背景光雑音を押さえるには、受信視野は狭い方が良いが、あまりに狭いと光軸調整が難しくなる。この光学系では、受信視野は望遠鏡焦点面に5mm ϕ の絞りを置き、4mradとした。

受信光検出の光電子増倍管はこの絞りの後方に置かれ、立上り速度150psの高速型である。受信信号はオシロスコープでモニタされるとともに、送信信号とともにデータ処理部で処理される。

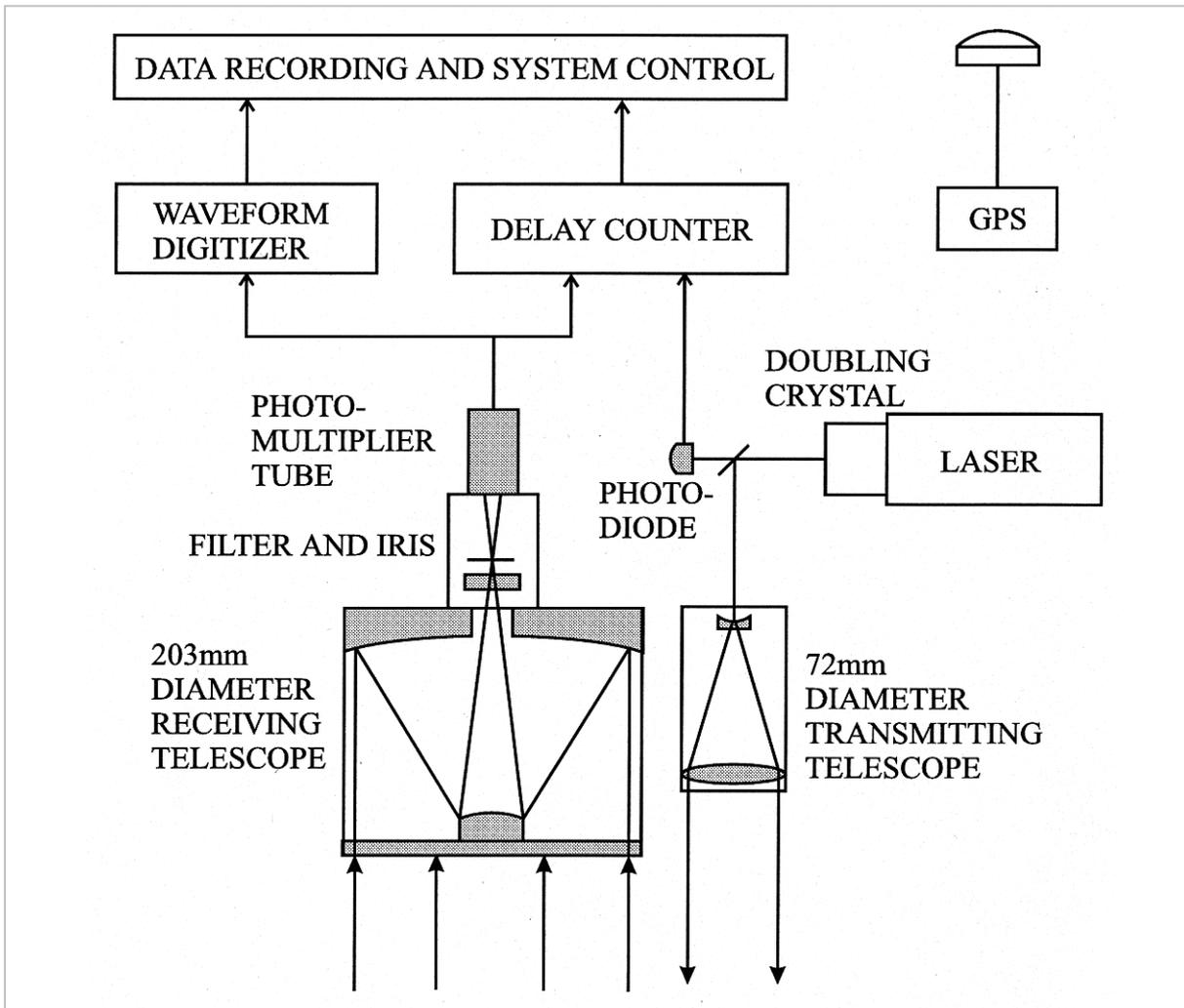


図1 飛行機搭載レーザ高度計の構成図

表2 飛行機搭載レーザ高度計の諸元

Transmitting laser	LD-pumped Q-switched Nd:YAG (Laser Diode Inc.) 1064nm, 10mj, 20pps, multi-mode
Transmitting pulse	532nm, 2mj, 7ns
Transmitting telescope	Newtonian, D=72mm, 10x
Beam divergence	100 μ rad
Receiving telescope	Schmitt-Casagranian, D=203mm, f=1280mm
Receiving FOV	4mrad
Optical filter	B=1nm, transmittance 40%
Detector	Photomultiplier with micro-channel plate (Hamamatsu Photonics, R3809U) η=7%, rise time 150ps
Electronics jitter	50ps _{rms}
Range resolution	50mm _{rms} @4352m

2.2 データ処理部

レーザの出力はパルスごとに変動し、さらに地表面の反射率も場所により変動するので受信パルス強度は大きく変化する。このため送信、

受信パルスの立上りから時間間隔を正確に求めるため波高分析器を用いた。波高分析器として constant fraction discriminator (CFD) を用いて試作されたデータ処理部の構成を図4に示す。

CFDはパルスの大きさや立上り速度に依存せず、個々のパルスのピーク値の一定の割合までパルスが立ち上がった時刻を検出する。受信信号側のCFDは近距離の大気中にあるエアロゾルや雪氷からの散乱光で回路が動作するのを防止するため、高度計から170mまでの距離は回路が動作しないようにゲートをかけた。送信と受信信号のCFDからの出力の時刻差は、インタバルカウンタで測定され、伝搬遅延時間を得ている。

散乱光の波形は、市販の高速デジタルオシロスコープに内蔵されているA/D変換器を利用して、2Gsample/sの速度でデジタル変換される。レーザ波形の半値全幅が7nSに対して、サン

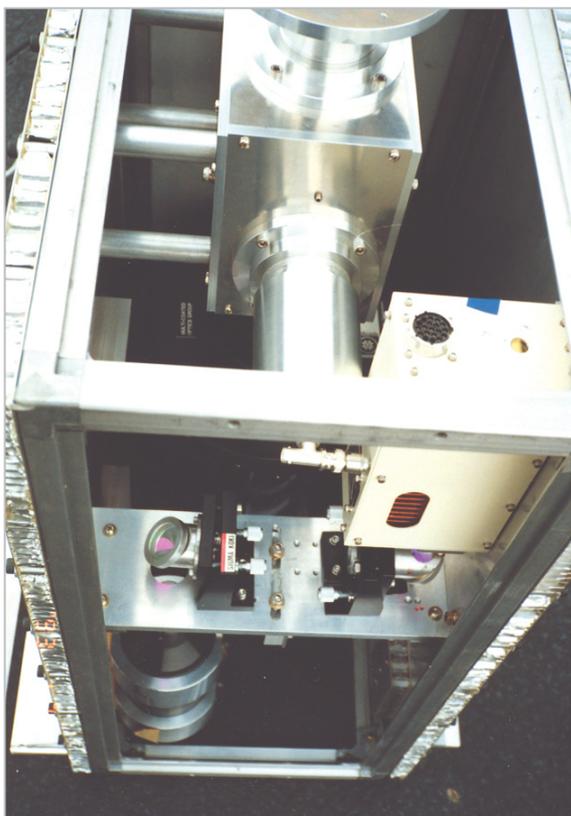


図2 飛行機搭載レーザー高度計の送受信部

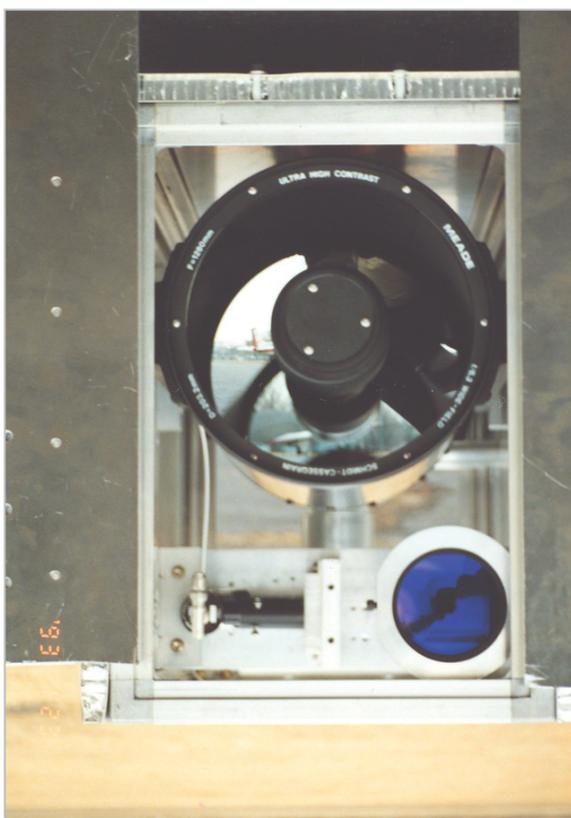


図3 送受信部の送受信面側

プリング間隔0.5nSであれば、レーザーパルス内で発生する縦モードホップ等が原因の高速変動を除いて、レーザー散乱波形を再現良く記録できる。このサンプリング間隔は高度分解能にして7.5cmになる。レーザー光は $100\ \mu\text{rad}$ のビーム広がり角で発射されるので、地上のレーザースポット径は10cm以下になり、この面積内に流水の表面と海水面が混在する場合に、表面からと海面、または、海中の氷からの散乱光を区別するのに、十分な距離分解能であると考えられる。高度と波形のデータ転送と回路の制御にはGPIBを通して計算機と接続した。

3 レーザ高度計の標高精度

地上高度300km～500kmの低高度周回軌道からレーザー高度計の観測をするには、観測装置の消費電力や重量、動作温度範囲等が衛星の許容できる範囲内であること以外に、地表の人間のアイセイフティを確保する必要がある。我が国のレーザー照射の安全基準は、国際電気標準会議(IEC)の定めた基準に準じて、日本工業規格に定められている[7]。これによるとパルス幅10nsの単発レーザーパルスの眼球への最大許容露光量(MPE)は、Nd:YAGレーザー第2高調波532nmで $MPE_{532}=5\text{mj}/\text{m}^2$ 、基本波 $\lambda=1.064\ \mu\text{m}$ で $MPE_{1064}=50\text{mj}/\text{m}^2$ である。

衛星搭載の場合、地上で口径30cmの望遠鏡を使用した天望観測者がいて、望遠鏡に入射したレーザー光がすべて瞳(径7mm)を通過すると仮定すると、許容できるレーザー光強度は $MPE_{532}=2.7\ \mu\text{j}/\text{m}^2$ 、 $MPE_{1064}=27\ \mu\text{j}/\text{m}^2$ になる。レーザー光のフットプリント径を30mとすると、レーザーエネルギーはそれぞれ、5.3mj、53mjになり、小さなエネルギーしか送信できない。日中の飛行機搭載では裸眼を対象とすると、フットプリント径を10cmとして、許容できるレーザーエネルギーはそれぞれ、0.04mj、0.4mjとなる。しかし、波長がアイセイフ波長域といわれる1400～2600nmではMPEは $10^3\sim 10^4\text{j}/\text{m}^2$ に増大する。したがって、衛星搭載での送信エネルギーは、最低でも385jまで許容できることになり、レーザー出力はアイセイフティではなく、衛星電力や重量、コスト等の要因で制限されることになる。

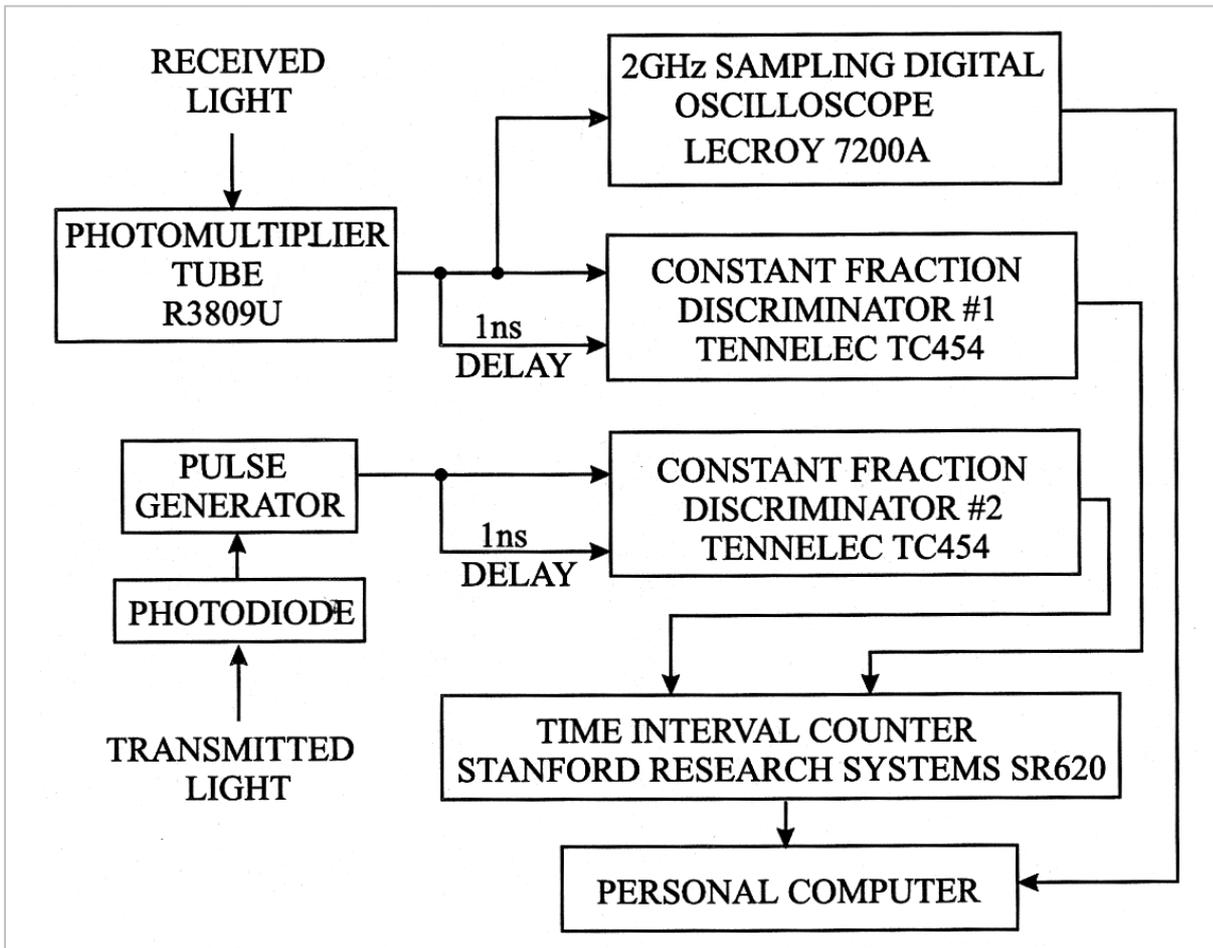


図4 データ処理部の構成

アイセーフ波長域の高度計で技術的問題は、高速で量子限界感度の光電子増倍管が波長 $1\mu\text{m}$ までしか感度がないことである。この波長域で高感度の高速フォトダイオードは、量子効率が高いが増倍機能がなく、暗電流や増幅器雑音で感度が制限される。このようなフォトダイオードも局発光を受信光に重ね合わせてヘテロダイン検波を行えば、高速性を損なわずに量子限界感度を実現でき、高度計の距離精度を確保することができる[8]。

レーザ高度計で観測する地表面の高度精度はレーザ高度計自体の距離精度、地表面の傾斜による距離誤差及び衛星の位置と姿勢の精度から総合的に決まる。これらの誤差について以下に述べる。

受信光検出方式の比較のため、その特性が区別できるように送信出力と受信望遠鏡の口径を同一にして、距離精度を求めた。比較した検出方式は、波長 532nm の光電子増倍管を用いた直

接検波(PMT)、波長 1064nm の高速フォトダイオードを用いた直接検波(APD)とヘテロダイン検波(HET)で、それぞれ、飛行機と衛星搭載の場合について見積もった。アイセーフ波長域のQスイッチパルスレーザは世界的にも開発途中であることから、HETの精度は波長 1064nm とした。受信望遠鏡の口径は飛行機搭載で 1cm 、衛星搭載で 15cm とした。計算に用いた光学系パラメータを表4に示す。直接検波とHETの大きな違いは、送受信視野の大きさにある。前者は送受信鏡が別々で視野も異なるのに対して、後者は同一の望遠鏡を用い、視野も同一の回折限界視野である。

3.1 高度計の距離精度

距離精度 ΔR はレーザパルス幅 ΔT をすべて 7ns と仮定して、S/N比(SNR)から、

$$\Delta R = \frac{c \cdot \Delta T}{2 \cdot \sqrt{\text{SNR}}} \quad (1)$$

で求まる。cは光速である。SNRは受信信号エネルギーErと雑音から求まり、Erは距離Zに対し、

$$E_r = \frac{E_t \cdot A_r \cdot T_o \cdot T_a^2 \cdot r}{Z^2 \cdot \Omega} \quad (2)$$

となる。ここで、Et：送信レーザーエネルギー、Ar：受信開口面積、To：光学系透過率、Ta：大気透過率、r：地表面アルベド、Ω：地表散乱立体角である。地表面は標準的雪氷面を仮定した[9]。この場合、垂直入射ではΩ = πが成り立つ。大気透過率はAFGL Tropospheric modelのhazy condition[10]を用いた。雑音のうち、背景光雑音エネルギーEbは

$$E_b = R_t \cdot F_v \cdot F_b \cdot A_r \cdot T_g \quad (3)$$

で表せる。ここで、Rt：太陽の地表散乱光強度、Fv：受信視野(sr)、Fb：受信光学フィルタバンド幅、Tg：受信ゲート時間である。光学フィルタはFb=0.5nm、透過率0.6とし、ゲート時間はTg=4ΔTとした。用いた太陽の地表散乱と大気吸収のパラメータを表3に掲げる。

表3 地表散乱と大気吸収パラメータ

Wavelength	500nm	1000nm
Surface albedo	r=0.7	r=0.5
Solar background radiation	Rt=0.025 (W/m ² sr)	Rt=0.016 (W/m ² sr)
Atmospheric transmission	Ta=0.678	Ta=0.889

受信光子数、背景光光子数、検出器暗電流、増幅器雑音電流をそれぞれ、Nr、Nb、Id、Iaとすると、各検出方式でSN比SNRは

$$SNR = \frac{Nr}{\sqrt{Nr + Nb + \left(\frac{Id \Delta T}{eG}\right)^2}} \quad (PMT)$$

$$SNR = \frac{Nr}{\sqrt{2(Nr + Nb + Id \frac{T_g}{e}) F B T_g + \left(\frac{I_a T_g}{e M}\right)^2 B}} \quad (APD) \quad (4)$$

$$SNR = \frac{Nr}{\left(1 + \frac{Id + eNr + eNb + eIa}{I_{lo}}\right) B T_g} \quad (HET)$$

となる。ここで、Nr=ηEr/hν、Nb=ηEb/hν、η：検出器の量子効率、h：プランク定数、ν：レーザー光の周波数、I_{lo}：ヘテロダイン検波の局発光電流、e：電子電荷である。また、G：PMTの増幅率、M：APDの増幅率、F：過剰雑音係数である。HETでは視野を受信鏡の回折限界とし、光学フィルタバンド幅は増幅器バンド幅と等しくした(Fb=0.94pm)。各検出器のパラメータ

を表4に、光学系パラメータを表5に示す。得られたSNRは、高度1000mの飛行機搭載でPMT、APD、HETに対し、それぞれ、11、2.8、900で、高度450kmの衛星では3.9、0.43、125であった。HETが圧倒的に高いSNRを得られる。

表4 検出器パラメータ

Specifications	PMT	Si APD	InGaP Heterodyne
Detector	R3809U (HPK*)	C30954E (EG&G)	G3476-01 (HPK*)
Gain	G=2x10 ⁶	M=120	1
Quantum efficiency	η=0.047	η=0.36	η=0.76
Dark current	2nA(anode)	50nA	0.8nA
Excess noise factor	-	F=4.0	-
Local power	-	-	0.5mW
Amplifier bandwidth	250MHz		
Amplifier noise	6.5pA/Hz ^{1/2}		
Receiving aperture	10mm φ (airborne) / 150mm φ (space-borne)		

* HPK: Hamamatsu Photonics K.K.

表5 高度精度計算の光学系パラメータ

detection	Airborne		Space borne	
	Direct	Heterodyne	Direct	Heterodyne
Laser energy	0.4mj		50mj	
Beam divergence (full angle)	100 μ rad	260 μ rad	100 μ rad	17 μ rad
Receiving FOV (full angle)	1mrad	260 μ rad	1mrad	17 μ rad
Transmittance of telescopes	Transmitter 0.7		Receiver 0.7	
Filter bandwidth	0.5nm	250MHz	0.5nm	250MHz
Filter transmittance	0.6	1	0.6	1

図5、図6にSNRから求めた飛行高度に対する距離精度の変化を示す。APD、PMTによる直接検波は、低高度では受信光強度が十分強いため、受信光の統計的揺らぎで決まる精度に近づく。高度が高くなるにつれてAPDの精度は暗電流の効果で低下し、PMTはHETの直線に漸近していく。HETは量子効率が高いことと視野が狭く、増幅器バンド幅が等価的に光学フィルタのバンド幅になることから、背景光雑音が小さくなり、精度はPMTに比較して10倍程度高い。要求精度を0.1mとするとこの試算ではAPDもPMTも達成できないが、HETは飛行高度2900m以下、軌道高度480km以下で精度を達成できる。アイセイフ波長域のレーザーを使用すればアイセイフティを確保でき、出力を上げれば送受信鏡口径を更に小さくできることになる。表1に掲げた地球観測レーザー高度計の受信鏡が口径900mm以上であるのに対して、これは大変小さな受信鏡であり、衛星搭載するうえで、開発スケジュール、製作技術、コスト等のすべてにわたり大きな利点となる。

3.2 地表傾斜角による高度誤差

レーザー高度計の場合もレーダ高度計と同じく

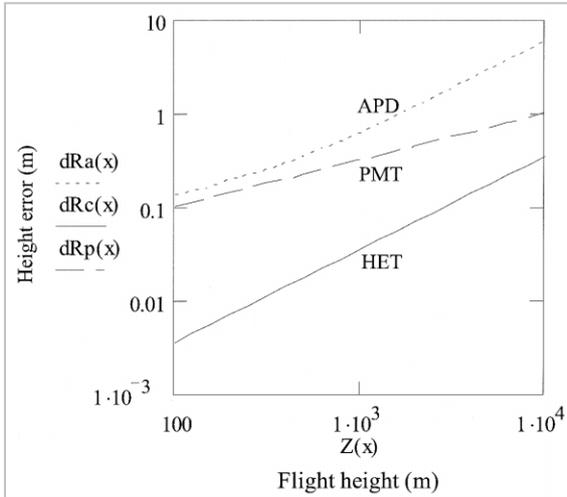


図5 飛行機搭載レーザ高度計の距離誤差

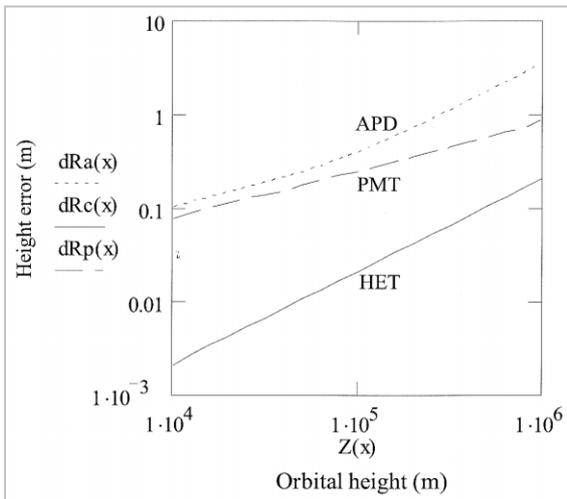


図6 衛星搭載レーザ高度計の距離誤差

送信レーザビームが広がり角を持つために、高度誤差が発生する。前節のHET方式でこれを考える。図7のように高度Zにあるレーザ高度計が、鉛直下方から ϕ の角度にビーム広がり角(半角) δ のレーザ光を、傾斜角Sの地表面に発射したとする。フットプリントの両端では高度計との距離に差があるため、受信パルスの幅は増大する。この時間幅 τ は、

$$\tau = \frac{2}{c} \cdot \tan(\phi + S) \cdot Z \cdot \delta \quad (5)$$

で求められる。(1)式の ΔT を τ に置き換えれば、傾斜角による高度誤差が求まる。極域氷床ではその82%は傾斜角 $S=0.01\text{rad}$ (0.57度)以内であることから、この地表傾斜角で高度 $Z=1000\text{m}$ から航空機搭載観測をすれば、 $\phi=5\text{deg}$ として $\tau=85\text{ps}$ となる。この場合の $\text{SNR}=900$ から誤差は

$\Delta R=0.4\text{mm}$ となる。

衛星搭載では $Z=450\text{km}$ 、 $\phi=5\text{deg}$ とする。受信鏡口径が 15cm であるため、送信ビーム広がり角は $\delta=8.7\mu\text{rad}$ と小さい。誤差は $\text{SNR}=125$ から $\tau=2.5\text{ns}$ ($\Delta R=34\text{mm}$)になる。これはフットプリントの小さいHETの特徴で、PMT方式では $\delta=100\mu\text{rad}$ 、 $\text{SNR}=3.9$ なので、 $\tau=29\text{ns}$ ($\Delta R=2.2\text{m}$)に増大する。

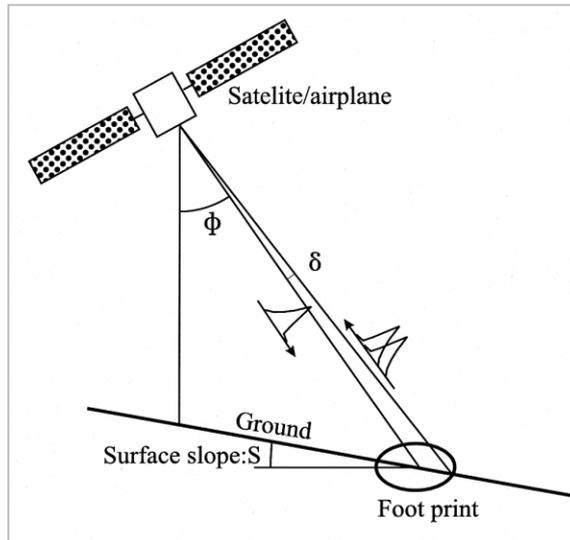


図7 地表面傾斜角による標高誤差

3.3 姿勢による高度誤差

航空機の姿勢角度 ϕ に含まれる誤差 $\Delta\phi$ は、レーザ散乱光の伝播遅延時間を拡大して誤差を発生させる。これは(式5)で、 $S=0$ 、 $\delta=\Delta\phi$ とすればよく、これに $c/2$ をかけたものが高度誤差になる。高度 1000m の飛行機の姿勢に、 $\phi=5\text{deg}$ として $\Delta\phi=0.01\text{rad}$ (0.57deg)の誤差が存在すると、 $\Delta R=0.87\text{m}$ の誤差を発生させることになる。これを 0.1m に抑えるには、姿勢精度が $\Delta\phi < 1.1\text{mrad}$ (0.065deg)の必要がある。高度 450km の衛星では、 $\Delta R=390\text{m}$ もの誤差になり、 0.1m の精度を得るには $2.5\mu\text{rad}$ の姿勢精度が必要になる。したがって、姿勢を高精度に測定するとともにレーザ発射角 ϕ をゼロに保つことも必要になる。

以上から、レーザ高度計の観測は、飛行体の姿勢誤差による高度誤差が大きいことが分かる。また飛行体の高度変動もあるので、その位置と姿勢を高精度に測定することが重要になってくる。衛星の姿勢計測は恒星を観測して測定する装置が既に使用されており、これらを用いれば

問題はない。

4 飛行機搭載レーザ高度計の精度

飛行機搭載用レーザ高度計の流水観測では、雲と大気の吸収を無視して表2の高度計諸元と雪氷反射率^[11]、光学系透過率 $T_o = 0.4$ から、飛行高度を 1km では受信強度は 5.6×10^{17} となる。この強度から光電子増倍管に得られる光電子数 N_r は、 1.0×10^6 個となる。この受信光子数は十分大きく、飛行機観測では検出器は光電モードで動作することになる。また、暗電流電子数は 0.002 個で無視できる。雪氷面の背景光雑音は 3.5×10^{17} で、背景光光電子数 N_b は 6.5 個である。距離誤差は (1)、(4) 式から 33mm になり、雪氷面の航空機観測では背景光雑音による高度誤差は極めて小さい。

レーザ高度計の性能試験のため通信総合研究所の建物3階から、夜間 4352m 離れたテレビ送信塔へ向けてレーザを発射して距離を測定した。その結果は、距離の揺らぎが 200mm_{pp} で標準偏差は 50mm_{rms} であった。夜間のため背景光雑音はないものとし、鉄塔のレーザ光反射率を 0.5~0.8 とすると、高度計の諸元から受信光子数は $7.5 \times 10^5 \sim 1.2 \times 10^6$ 個となり、距離誤差は式 (1) と (4) から 74~66mm と期待される。測定値の標準偏差は反射率を 0.8 とした場合に近い。送信塔の表面が亜鉛メッキ仕上げであることから、反射率に矛盾はないと考えられる。これから、装置は主要諸元から期待される性能を十分に達成しているといえる。

5 飛行観測

レーザ高度計を小型ターボプロップ飛行機 (CESSNA208) に搭載し、網走市周辺の海上と氷結したサロマ湖上空を飛行し、雪氷面の観測を行った。女満別空港に駐機中の飛行機の写真を図8に示す。これには航空機撮影用の径 50cm の開口部が機内後方の床にあり、この上に高度計を固定して、ここを通して地上へ向けてレーザ光の送受信を行った。また、高度計に小型ビデオを取り付けて地表面を撮影し、高度データと地形の同定を行った。実験中の飛行速度は時速

約 260km で、レーザパルス繰り返し周波数 20Hz から、地表のレーザスポットの水平間隔は 3.6m になる。



図8 搭載飛行機 CESSNA208

観測例として 1993 年 2 月 20 日に観測した飛行コースを図9に示す。網走港から海上を左回りに飛行し (Sea Ice 1-4)、砂州を通過して、サロマ湖に進入した (Saroma 1)。その後、方向を東西に変えてサロマ湖上を往復した (Saroma 2-5)。コース上にプロットした円は 2 秒ごとに計算した流水の平均海面高度である。ディファレンシャル GPS の基地局は女満別空港に設置したが故障したため、飛行機に装備されたシングル GPS のデータを解析に使用した。

このコースで得られたデータを時系列にとって 2 段に並べ 図 10 に示す。各段の上側の点プロットは、高度計の高度データ (左軸) の分布である。その分布の下縁に線プロットされているのは、高度データから推定した飛行機から海面までの距離である (左軸)。

図 10 の各段の下側点プロットは、この推定海水面から測った流水の標高である (右軸)。このグラフで示されているように、流水データはある標高幅の中に一様、あるいは上下 2 層に分かれて分布するのが特徴であり、最大標高は 50cm に達している。北極海の流水標高分布はこれと大きく異なり、標高に対し指数的に分布が減少することが報告されている^[12]。この違いは、オホーツク海の海水は一年氷であり、北海道沿岸は結氷の南限に位置することに対し、北極海のは多年氷であり、常に成長融解と集散を繰り返していることによると推察される。サロマ湖の海

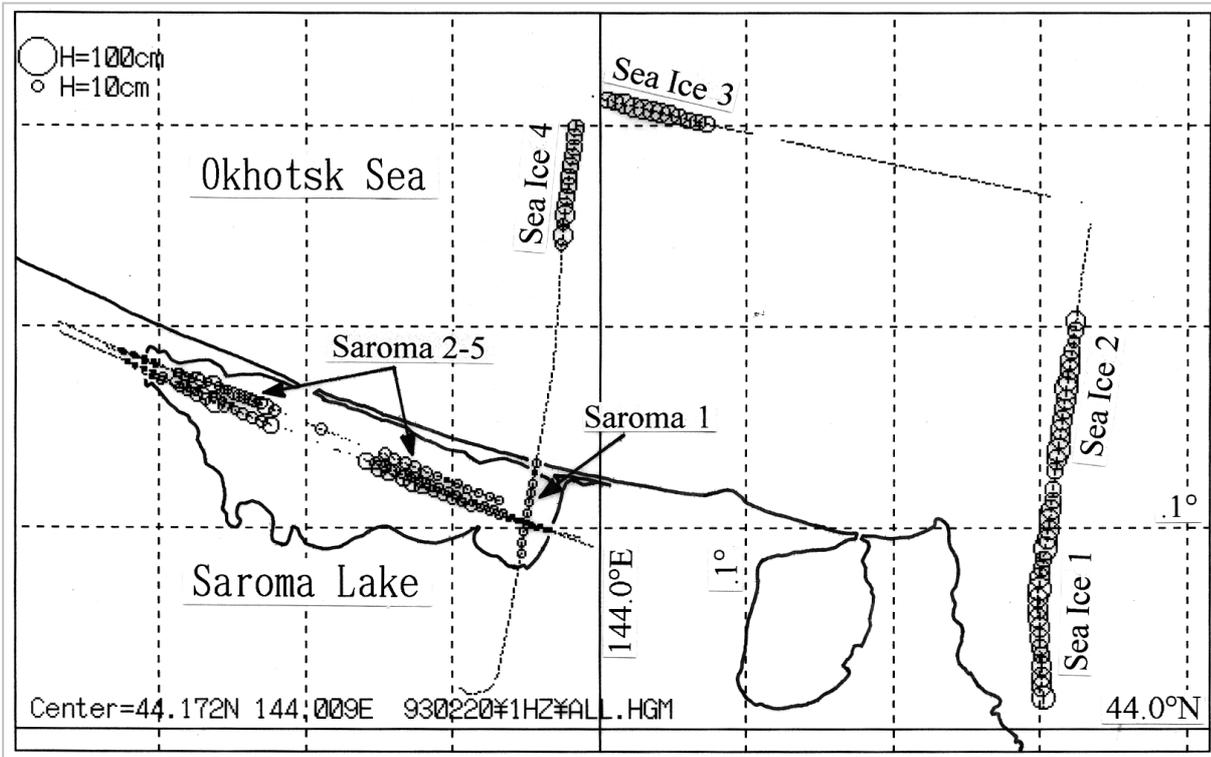


図9 流氷観測の飛行コース

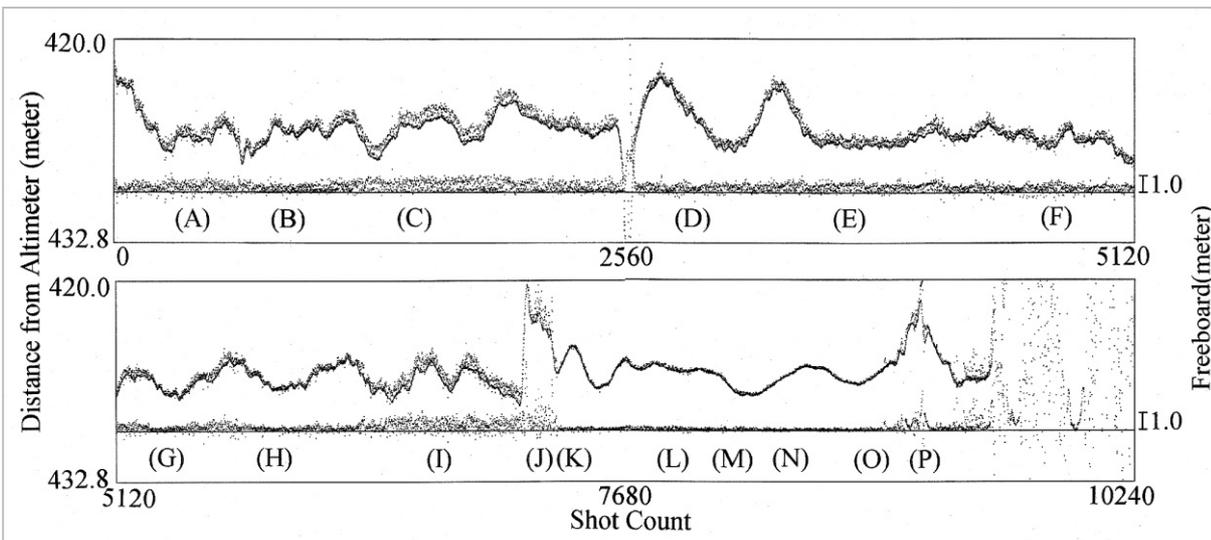


図10 飛行観測による高度データと流氷標高

岸付近は観測日には流氷がなく、波浪が海岸に打ち寄せていた。グラフには波浪の標高が示されており、その標高分布は正規分布に近い。砂州には海流による侵食防止の井桁状の構造物と植物があり、植生のため標高幅は大きい。サロマ湖は中央部を除いて氷結しているの、表面は滑らかであり標高幅は小さい。

北海道沿岸の流氷は、極域海氷に比較して氷

厚が薄く、海流や風のため流動的である。そして、図10に示したような標高分布は、極域海氷の指数関数的な標高分布とは明らかに異なり、場所によって分布の形状が変化していた。したがって、標高分布でオホーツク沿岸の流氷を調べるのは適切でないため、流氷の密接度と標高の関係を調べた。10cm以下の標高は海面にレーザーパルスがあたったと仮定し、密接度を2秒(40

パルス)ごとに標高10cm以上の割合で定義した。1993-1995年にわたる同海域の観測で得られた流水データについて、密接度と平均標高をプロットしたものを図11に掲げる。両者の相関は、場所と時間、年にかかわらず非常に良く、一定の曲線状に沿うことが示されている。これから流水の高度分布をレーザー高度計で観測すれば、密接度を導出あるいは推定できることになる。さらに流水の海上と海中部分の比重が分かれば、流水量の推定が可能になることが結論される。この流水とサロマ湖の高度計観測の詳細は論文に報告されている[13]。

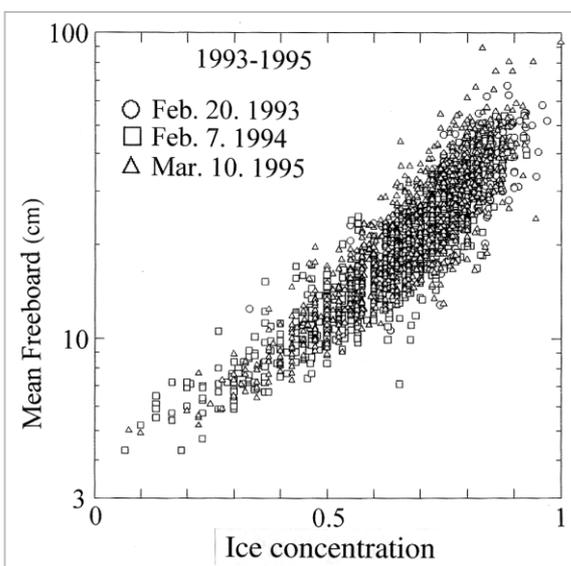


図11 流水の平均標高と密接度

6 宇宙搭載レーザー高度計の基礎開発

ヘテロダイン検出方式は3に述べたように、アイセイフティ波長領域でレーザーを送信でき、直接検波方式より一桁程度感度が高いので、レーザー送信出力が小さくてすむ利点がある。しかし、受信光をヘテロダイン検出するには、直接検波以上の高い性能と安定性がレーザーと受信光学系に要求される。それらは第1に、送信パルスレーザーと局発cwレーザーが単一周波数レーザーであり、周波数同期されていること、第2に、受信光学系を通して検出器に集光される光の位相がそろっていることである。言い換えれば、これらのレーザーは単一縦モード、基本横モードであること、集光系は回折限界の波面精度があること

であり、これらが観測期間にわたり維持されなければならない。

これらの性能を実現するため、まず、地上実験用のヘテロダインレーザー高度計システムを開発している。その中で重要な部品はレーザーである。雪氷の反射率は波長 $1\mu\text{m}$ 以上で減少するので、波長の決定は慎重に選択する必要がある。現在は波長 $1\mu\text{m}$ でも、航空機観測で観測精度10cmとアイセイフティが確保されることが判明したので、Nd:YAGレーザーで開発を行っている。構成は飛行機搭載の高度計と基本的には同じであるので、ヘテロダイン化に伴い大きな変更のある送受信部とその中の送信レーザーについて以下に報告する。

6.1 送受信部

高度計システムの送受信部の構成を図12に示す。局発レーザーはcw出力460mWで単一周波数micro-chip Nd:YAGレーザー(CrystaLaser, IRCL-300-1064)である。出力ビーム広がり角は4mrad、ビーム径は0.4mmである。この出力光は、アイソレータとビームエキスパンダを通過し、その一部が受信光と重ね合わされミキサに集光される。ミキサは光通信波長帯のInGaAs PINフォトダイオード(Hamamatsu Photonics K.K., G3476-01)を用いた。1064nmの量子効率80%、カットオフ周波数2GHzである。アイソレータは送信パルスレーザーからの戻り光を遮断するために、エキスパンダは注入同期がかけられる送信パルスレーザーや受信光に、モードマッチングをとるために挿入した。

図13に組み立てた送受信部を示す。送信レーザーは開発中のためケースのみである。受信部の調整のため、局発レーザー光のうち240mWを3.5m離れた白紙の回転円盤の表面に照射し、その散乱光を受信して得たビート信号を図14に示す。エネルギー4mj、パルス幅20nsのパルスレーザーを送信する場合の、2400mの距離の物体からの散乱光に相当する。局発レベルなどの調整が不十分で、信号レベルがまだ理論値より約10dB不足しているが、一応のヘテロダイン検出ができている。送信レーザーの完成の後、調整を行う予定である。

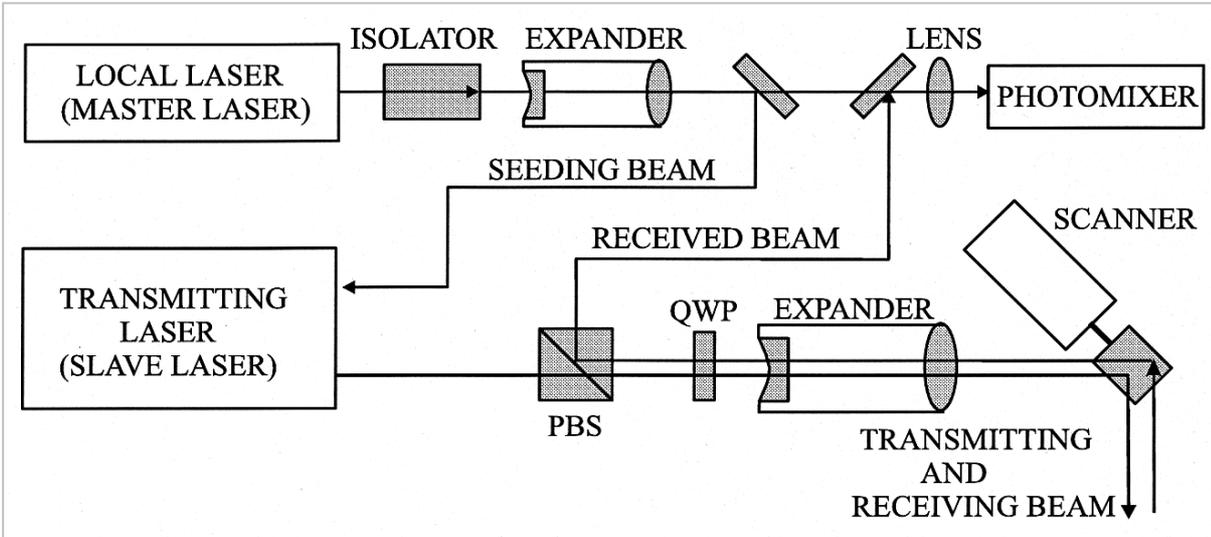


図 12 ヘテロダイン検出方式レーザ高度計の送受信部の構成図

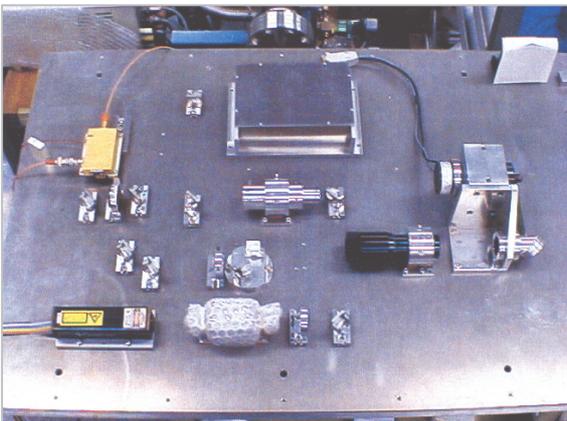


図 13 ヘテロダイン検出方式レーザ高度計の送受信部

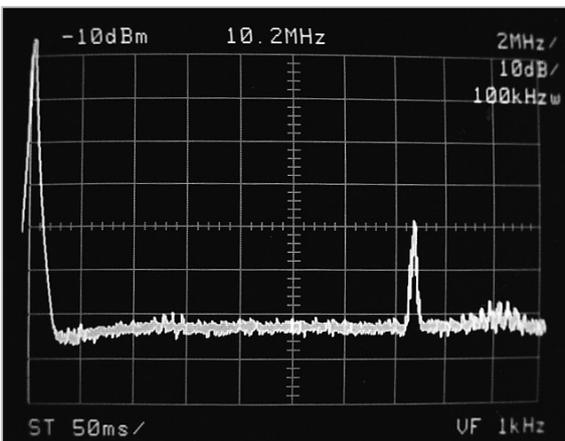


図 14 cwレーザを送信してヘテロダイン検出された受信ビート信号

6.2 送信パルスレーザ

送信用レーザは、パルスレート200pps以上で、基本横モード・縦単一モード発振し、周波数安

定のため注入同期ができる小型のレーザが必要である。このパルスレートはフラッシュランプ励起とcw励起パルス発振レーザの間隙にあり市販品がない。さらに、宇宙搭載可能なレーザの構成は市販品とは異なるので、送信レーザを研究所で開発中である。その基本的構成を図15に示す[14]。共振器は対向した2個のポロプリズムで構成され、その中に半導体レーザ励起のYAGロッドと、Qスイッチのポッケルスセルと偏光子が入る。Qスイッチ側のポロプリズムは45度傾けられ、プリズム内の2回のフレネル反射による位相シフトを利用して、波長板が不要になっている。出力の結合度はレーザロッド側のプリズムの傾きで調整され、偏光子から出力が取り出される。ロッドを励起するためにダイオードレーザが、側面に2個配置されている。

ロッド内の励起分布は、ロッドを側面片方からダイオードで励起されるので、非常に不均一である。しかし、共振器内をレーザ光が往復するたびに、ビームの断面はプリズム2個の稜線のなす角度の2倍で回転し、稜線角度を 2π の無理数倍の角度に設定することにより、ロッド断面のある一点を通過した光は再びこの点を通過することはない。多数回の往復を経て不均一な励起分布は発振ビームに対し、ロッド中心軸のまわりに平均化できる。これにより回転対称性の高いトップハットのビーム形状が得られる。従来のレーザ共振器理論では共振器内の光線が閉じない場合はレーザ発振しないとされていたが、

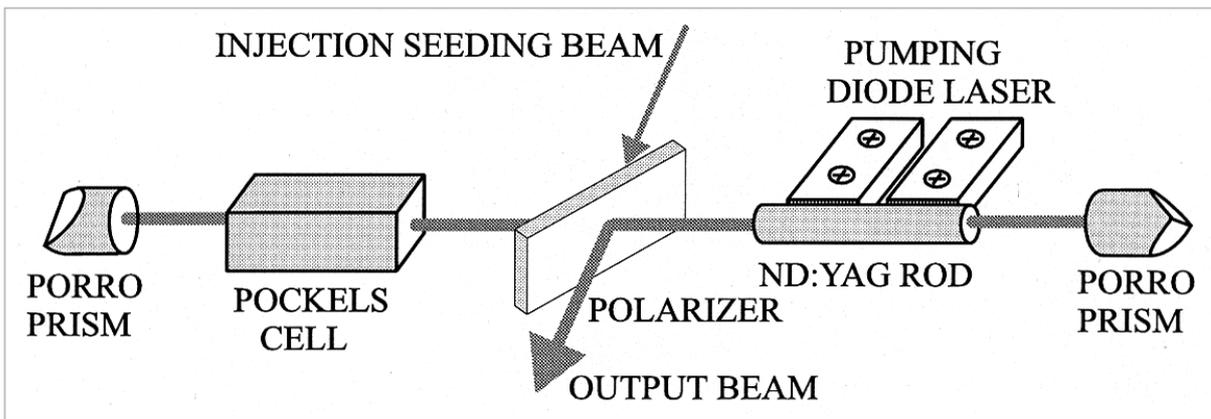


図15 送信用LD励起QスイッチNd:YAGレーザーの構成

光線が閉じなくても強度分布全体が一往復して元の分布に一致すれば発振可能であることがこの共振器で示された。

この共振器は交差型プリズム共振器の特徴である共振器の機械的変位に対する安定性にも優れている。しかも、すべての部品が同一平面上にあるため、レーザー筐体と部品ホルダの製作、組立てが容易である。ダイオードの発熱はベース板を通して最短パスで排熱が可能である。この平面構造は製作と調整、試験の各段階を通して、レーザーの信頼性確保を確保するのに最適である。宇宙搭載用レーザーにはNASAがMOLA用に開発した、やはり平面構造のジグザグスラブレーザーがある[15][16]。しかし、ロッド断面の直交2方向のうち、励起方向だけしか平均化できないため、これら2方向でレーザー光のビーム径と広がりが異なり、集光性に改良の余地がある。また、定在波共振器であるため単一周波数化は困難である。

ヘテロダイン受信方式に必要なレーザーの単一周波数化は、ロッド内励起の空間ホールバーニングを解消することが必要である。開発中のレーザーはロッド側ポロプリズム内の全反射による位相シフトを利用して、ロッド内の発振光をツイストモードにして、これを解消している。この構成は発振パルスの単一周波数化ができる最小部品数の構成である。注入同期は偏光子の出力反対方向から局発レーザー光の一部を注入して行う。

開発中のレーザーはYAGロッドに3~4φ×30mmの結晶を用い、SDL社のSDL-3231-A6(360W)2個のLDで励起した。ロッド側面の励起

の反対側半周は銅ブロックに接触させ、ロッドを冷却した。ロッドとLDの発熱はベース板を通し光学定盤へ伝導冷却している。3φロッドを用いたレーザーの出力は、パルス周波数200Hzの時、出力5mjでパルス幅8nsが得られた。図16は出力光を4m離れた板に照射し、これを撮影したモードパターンである。ポロプリズムの交差角とQスイッチ端面のダメージスポットのために、かすかに6回対称の3次角モードが現れているが、不均一励起分布は完全に平均化されている。また、近視野像ではポロプリズムの稜線によるわずかな回折線と、ロッド円周からの回折円がみられる。これからビーム全面で同一位相の発振が得られていると結論される。

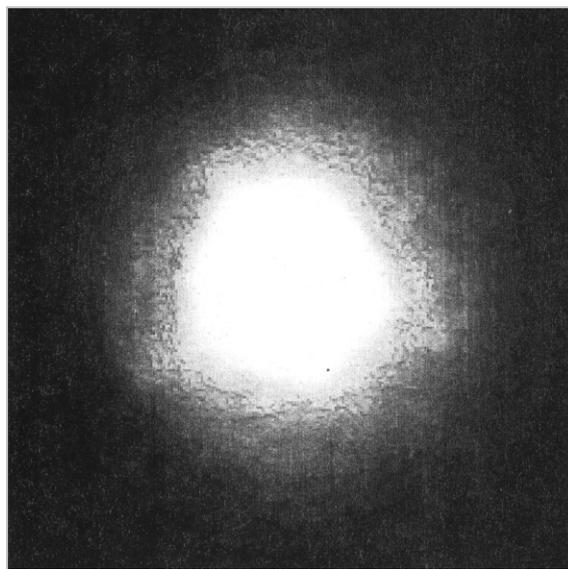


図16 レーザから4mの距離の発振ビーム

図17は4φロッドを用いたときの励起入力と

レーザ出力の関係を示す。LD 励起時間は $200 \mu\text{s}$ 、パルス繰り返し周波数は 100pps である。LD の温度を制御していないため、高出力側で効率は低下しているが、Q スイッチ発振の微分子効率最高 24% が得られた。励起光エネルギー 94mj で出力が一致するように、レート方程式による発振モデルのパラメータを調整して、図に示したモデルによる入出力特性を得た。モデルと実際のレーザはよく一致している。モデルから LD の出力光がロッドに吸収される効率は 48% と推定された。この効率をあげることが今後の課題である。

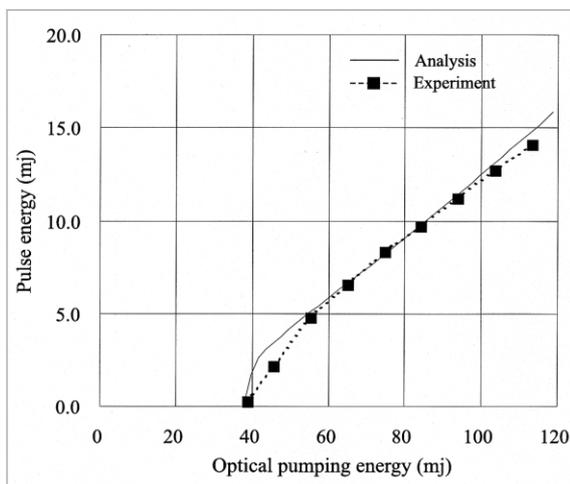


図 17 励起入力とレーザ出力

同じく励起エネルギー 94mj のときのパルス波形を図 18 に示す。励起が終了し Q スイッチがオンにされた時刻から示してある。計算した波形はモデルから得られたもので、パルスの幅 28ns と波形は実際とよく一致しているが、パルスの立ち上がりは実際より 25ns 遅れている。立ち上がりの遅れの原因は、モデルの共振器内光子数の初期設定が実際と合っていないためである。

このレーザでは $4\text{mm } \phi$ のロッドを用いたために利得密度が小さく、通常の出光鏡の透過率に相当する出力結合量が小さい。そのため共振器 Q が上がり、パルス幅は長くなっている。実際の波形が小さく波打っているのはモードホップに

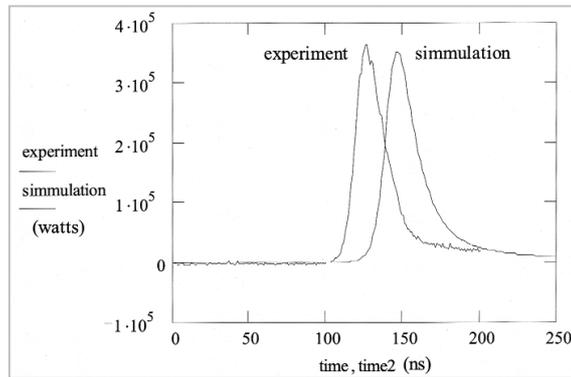


図 18 Q スイッチレーザパルス波形

よるもので、これは単一周波数パルスレーザの波形の特徴である。注入同期によりこのモードホップは解消し、パルス全体が単一周波数化される。高度計用レーザとして十分な基本性能が得られたので、今後、高度計用レーザの組立て終了後、注入同期をかけて高度計の試験を行う予定である。

7 まとめ

衛星搭載レーザ高度計開発のため、LD 励起 Nd:YAG レーザを用いた飛行機搭載のレーザ高度計を試作した。地上試験の結果から距離の測定分解能は、主要諸元から期待される 5cm が得られた。これを飛行機に搭載し、北海道のオホーツク海沿岸の流水観測を行い、平均高度と密接度による相関があることを初めて明らかにした。現在は、衛星搭載に向けてアイセイフティを満足し、小型の受信望遠鏡が使用可能なヘテロダイン検出方式の高度計の基礎開発を行っている。この送受信部と送信用レーザの開発結果を報告した。

謝辞

本研究の一部は科学技術庁海洋開発及び地球科学技術調査研究促進費「地球遠隔探査技術等の研究」(平成 2-9 年)の援助を受けて行った。

参考文献

- 1 NASA, Instrument panel report: LASA Lidar Atmospheric Sounder and Altimeter, Earth observing system reports IId, p4, 1987.
- 2 S. C. Cohen, J. J. Degnan, J. L. Bufton, J. B. Garvin and J.B.Abshire, "The Geoscience Laser Altimetry/Ranging System", IEEE Trans. on Geosci. and Remote Sensing GE-25, pp.581-549, 1987.
- 3 Bufton J., "Laser Altimetry Measurements from Aircraft and Spacecraft", Proc. IEEE, 77, 463-477, 1989.
- 4 Abshire, J.B., X. Sun and R.S. Afzal, "Mars Orbiter Laser Altimeter: Receiver model and performance analysis", Appl. Optics, 39, 2440-2460, 2000.
- 5 Smith, D.E., M.T. Zuber, H.V. Frey, J.B. Garvin, J.W. Head, D.O. Muhleman, G.H. Pettengill, R.J. Phillips, S.C. Solomon, H.J. Zwally, W.B. Banerdt, T.C. Duxbury, M.P. Golombek, F.G. Lemoine, G.A. Neumann, D.D. Rowlands, O. Aharonson, P.G. Ford, A.B. Ivanov, P.J. McGovern, J.B.Abshire, R.S. Afzal, and X. Sun, "Mars Orbiter Laser Altimeter (MOLA): Experiment summary after the first year of global mapping of Mars", J. Geophys. Res., 106, 23, 689-23, 722, 2001.
- 6 Garvin, J., J. Bufton, J. Blair, D. Harding, S. Luthcke, J. Frawley, and D.D. Rowlands, 1998, "Observations of the Earth's topography from the Shuttle Laser Altimeter(SLA): laser-pulse echo-recovery measurement of terrestrial surfaces", Phys. Chem. Earth, 23(9-10):1053-1068, 1998.
- 7 IEC825-2とJIS C 6802.
- 8 Ishizu M. and T. Itabe, "Observation of sea ice in the Sea of Okhotsk by a laser altimeter", Proceedings of SPIE, 3382, pp146-151, 1998.
- 9 Wolfe, W. L. and G. J. Zissis, (Eds.), in the Infrared Handbook, Figure 3-124, Environmental Research Institute of Michigan, Ann Arbor, MI, 1978.
- 10 McClatchy et al., Optical properties of the atmosphere, AFCRL-72-0497, AFCRL, Hanscom AFB, MA, 1970.
- 11 O'Brien H. H., Red and near-infrared spectral reflectance of snow, Report No. 332, U.S. Army Cold Regions Research and Engineering Lab., Hanover, NH, March 1975.
- 12 P. Wadhams, W. B. III. Tucker, W. B. Krabill, R. N. Swift, J. C. Comiso and N. R. Davis, "Relation between sea ice freeboard and draft in the Arctic Basin", J. Geophys. Res., 97(C12), 20325-20334, 1992.
- 13 M. Ishizu, K. Mizutani and T. Itabe, "Airborne freeboard measurements of sea ice and lake ice at the sea of Okhotsk coast in 1993-95 by a laser altimeter", Int. J. of Remote Sensing, 20, pp2461-2476, 1999.
- 14 特許申請中, 2001年特許願第400096, 400097号.
- 15 Afzal, R. S., "Mars observer laser altimeter: laser transmitter", Appl. Opt., 33, pp3184-3188, 1994.
- 16 Errico A., C. Narrie, A. Cosentino, P. Laporta, P. Wazen and P. Maine, "Diode-pumped high-efficiency high-brightness Q-switched Nd:YAG slab laser", Opt. Lett., 22, pp1168-1170, 1997.

いしづみ たかし
石津美津雄電磁波計測部門ライダーグループ主任
研究員
レーザーリモートセンシング