

国立研究開発法人連携講座 第4回ワークショップ  
フロンティア宇宙工学研究拠点（地球観測センサ科学研究拠点）  
（202412年6日 東京大学・弥生講堂・一条ホール）

# 衛星搭載ライダーの動向と技術課題

東京都立大学  
石井昌憲

# はじめに

## ●背景

### ●ライダーに必要な技術

- ◆ Integrated comprehensive end-to-end simulator
- ◆ レーザ共振器
- ◆ 受信望遠鏡の検討
- ◆ ラグ・アングルと補償機能
- ◆ 広帯域の光検出器

## ●まとめ

## ●宇宙基本計画

令和5年6月13日に内閣府によって改定された宇宙基本計画の将来像・リモートセンシングの中で、「大気の3次元観測に不可欠なドップラーライダーや、都市デジタルツインの構築に不可欠な高度計ライダー等の利用拡大が想定されている。」と述べられている。

## ●宇宙技術戦略

令和6年3月28日に内閣府によって決定された宇宙技術戦略の2.III(2)③において、高度計ライダーに加え、「ドップラー、偏光、差分吸収等多様なライダー技術の発展により、従来の計測手法では困難であった大気粒子や風況、水蒸気等の3次元プロファイルの解明により気象や台風の予測精度向上、黄砂・火山灰等の分布の把握に加え、4Dの地球デジタルツインの実現にも貢献することが期待される。」と述べられ、多様なライダーの実現性検討の必要性が述べられている。

# 背景：パルスレーザを用いた宇宙用ライダーの歴史

Kavaya (2014), Ishii (2024)

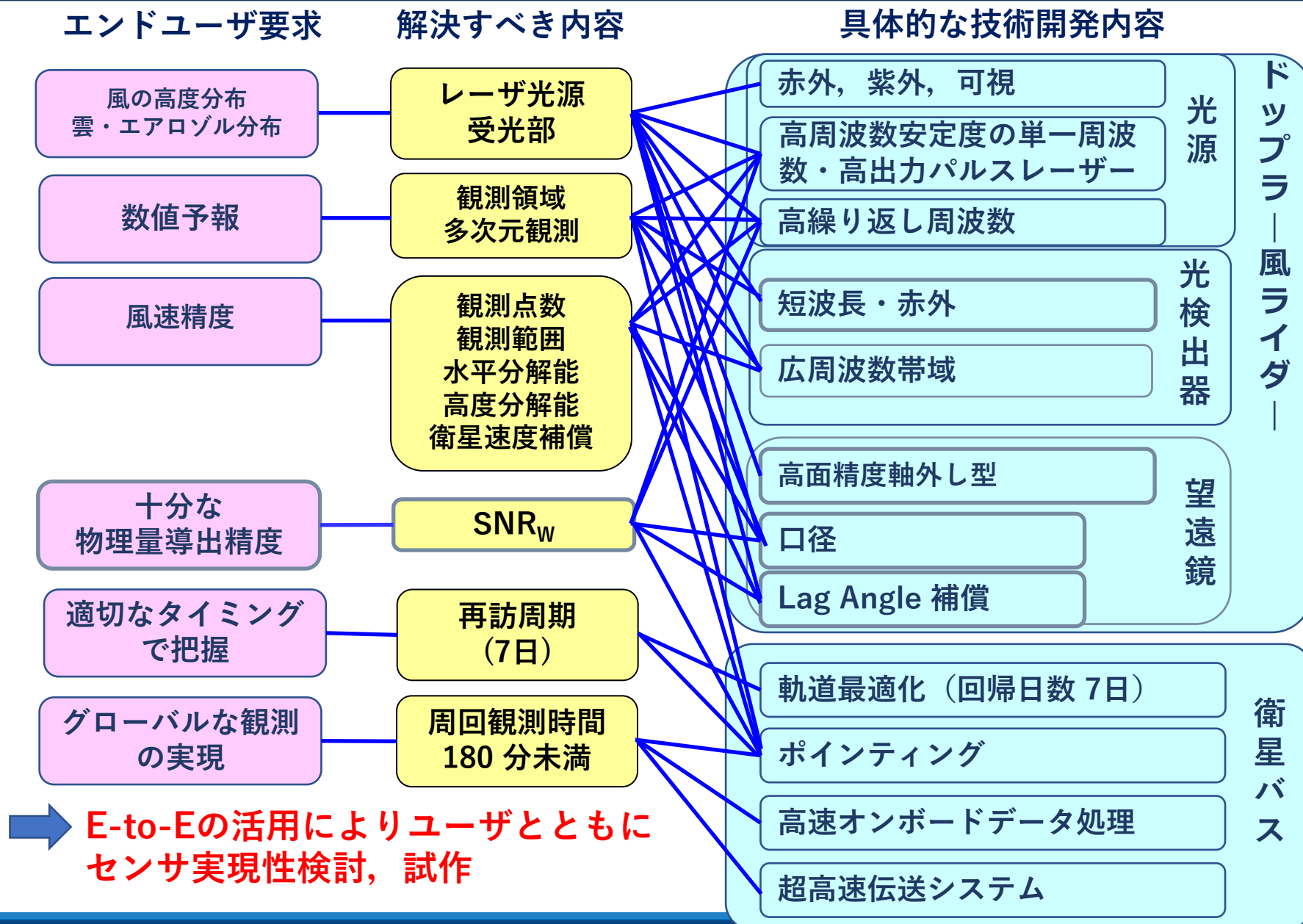
No.	Mission	Year	Instrumental type	Object	Comment	
1	Apollo 15, 16, 17	NASA	1971-2	Altimeter	Moon	<b>Premature laser failure, Pre-1990</b>
2	MOLA I**	NASA	1992	Altimeter	Mars	<b>S/C Lost (Contamination)</b>
3	Clementine	NASA	1994	Altimeter	Moon	Success (BDMO/NASA)
4	LITE*	NASA	1994	Profiler	Earth	Success (but energy Decline by 30%), Space shuttle
5	Balkan	RAS	1995	Profiler	Earth	Success
6	Alissa	CNES	1996	Profiler	Earth	?
7	NEAR/NLR**	NASA	1996	Altimeter	Asteroid	Success
8	SLA-01*	NASA	1996	Altimeter	Earth	Success, Space Shuttle
9	MOLA II/MGS**	NASA	1996	Altimeter	Mars	Success (but bar dropouts)
10	SLA-02*	NASA	1997	Altimeter	Shuttle	Success
11	MPL/DS2**	NASA	1999	Altimeter	Mars	<b>S/C Lost</b>
12	VCL**	NASA	2000	Altimeter		<b>Cancelled</b>
13	SPARCLE/EO-2*	NASA	2001	Wind Profiler	Shuttle	<b>Cancelled</b>
14	<b>ELISE</b>	<b>NASDA</b>	<b>2002</b>	<b>Profiler</b>	<b>Earth</b>	<b>Cancelled</b>
15	<b>Hayabusa</b>	<b>JAXA</b>	<b>2003</b>	<b>Altimeter</b>	<b>Asteroid</b>	<b>Success (arrived 2005, return samples 06/10)</b>
16	IceSAT/GLAS**	NASA	2003	Altimeter	Earth	<b>Laser 1, 2, 3 Anomalies (ended 10/09)</b>
17	Messenger/MLA**	NASA	2004	Profiler	Mercury	Success (achieved orbit 3/18/11)
18	<b>CALIPSO**</b>	<b>NASA/CNES</b>	<b>2006</b>	<b>Profiler</b>	<b>Earth</b>	<b>Success</b>
19	<b>Kaguya/Selene/LALT</b>	<b>JAXA</b>	<b>2007</b>	<b>Altimeter</b>	<b>Moon</b>	<b>Laser Power Declined</b>
20	Chang'E-1	China	2007	Altimeter	Moon	Success
21	Phoenix/Scout**	NASA	2007	Profiler	Mars Surf.	Success (Arrived 5/25/08)
22	LLRI/Chandrayaan-1	ISRO	2007	Altimeter	Moon	Lidar Success, Mission Ended in 2008
23	LOLA/LRO	NASA	2009	Altimeter	Moon	Success
24	Chang'E-2	China	2010	Altimeter	Moon	Success
25	<b>Hayabusa 2</b>	<b>JAXA</b>	<b>2014</b>	<b>Altimeter</b>	<b>Asteroid</b>	<b>12/3/14; arrive 2019, samples returned 2023</b>
26	ISS-CATS	NASA	2015	Profiler	Earth	<b>Laser trouble (1064 nm alive)</b>
27	ADM-Aeolus (ESA)	ESA	2018	Profiler	Earth	Orig. Sch. 2006, DDWL Wind Demo Earth
28	GEDI	NASA	2019	Altimeter	Earth	Global Ecosystem Dynamics Investigation, ISS
29	IceSAT2/ATLAS**	NASA	2019	Altimeter	Earth	Future
29	GaoFen-7	China	2019	Altimeter	Earth	Success
30	ACDL DQ-1	China	2022	Profiler	Earth	Launch success
31	EarthCARE	ESA/JAXA/NICT	2024	Profiler	Earth	Future, Delayed due to ADM delays
32	ACDL DQ-2	China	2025	Profiler	Earth	Launch
33	<b>MOLI</b>	<b>JAXA</b>	<b>2027</b>	<b>Altimeter</b>	<b>Earth</b>	<b>Future, ISS</b>
34	MERLIN	CNES/DLR	2028	IPDA	Earth	Future
35	Aeolus-2	ESA/EUMETSAT	2034	Profiler	Earth	Earth

Current

## ライダーに必要な技術

- Integrated comprehensive end-to-end lidar simulator
- レーザ共振器
- 受信望遠鏡の検討
- ラグ・アングルと補償機能
- 広帯域の光検出器

# ドップラー風ライダーの技術開発課題の詳細



# Integrated comprehensive end-to-end lidar simulator

距離  $R$  に存在する散乱体から散乱され、光検出器から出力される光出力  $P_S$  [W]

## ●ライダーシステムに関する項

- ◆ 送信機 レーザの出力  $P_T$  [W] ( $\Rightarrow E_T$  [J]  $\Rightarrow N_T$  [個])
- ◆ 受信器 望遠鏡口径[m<sup>2</sup>], 量子効率, 応答速度[Hz], NEP [W/ $\sqrt{\text{Hz}}$ ]

## ●散乱体の光学特性に関する項

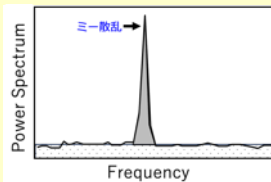
- ◆ 散乱体の後方散乱係数  $\beta(\lambda_T, \lambda_R, \theta, R)$  [1/m/sr]
- ◆ 散乱体の消散係数  $\sigma(\lambda_T, R)$  [1/m]

## ●雑音 $P_N$ [W]

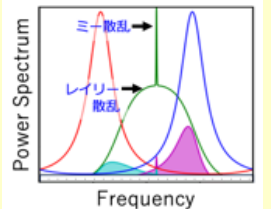
- ◆ ショット雑音, 背景光雑音, 暗電流, 熱雑音, 増幅器雑音, 帯域幅

理想信号 (周波数領域)

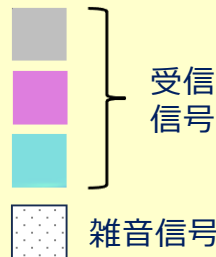
Heterodyne-detection Lidar



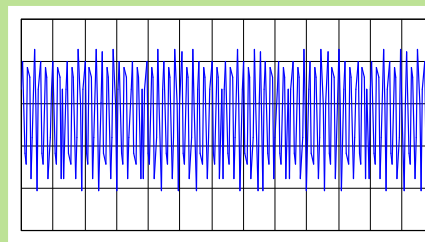
Direct-detection Lidar



高解像度



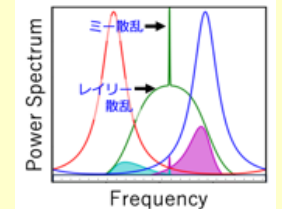
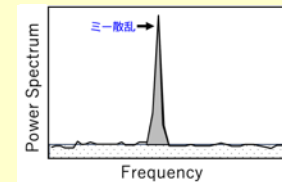
疑似観測信号 (時間領域)



雑音  $P_N$  [W]  
を付加

疑似観測信号 (周波数領域)

システムに応じた低解像度受信信号をシミュレート



低解像度解析

Heterodyne-detection Lidar

+  
Direct-detection Lidar

↓  
統合型シミュレータ

# レーザー共振器の縦モード・横モード

## ●縦モード（周波数/波長）

- ◆ レーザ共振器で発振可能な周波数別のモード
- ◆ レーザ共振器をピエゾ素子などで一つだけ周波数を選択（単一縦モード）

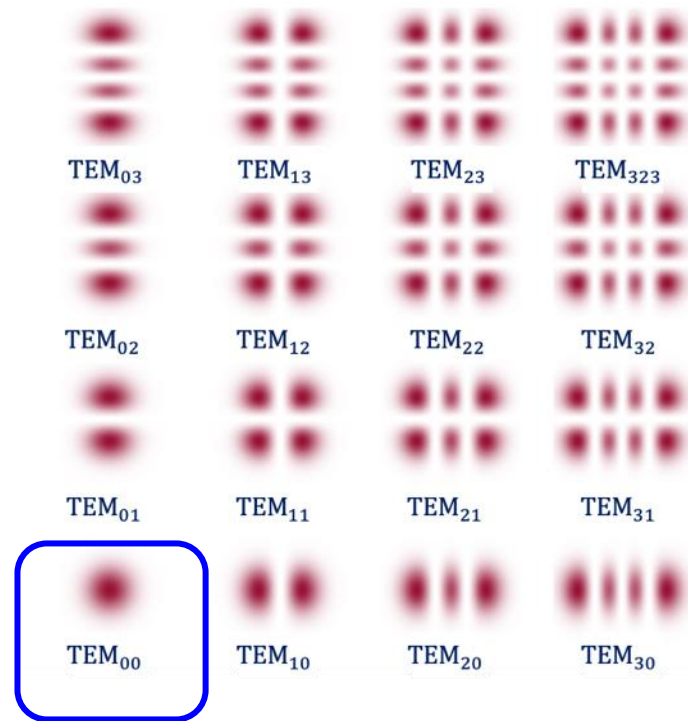
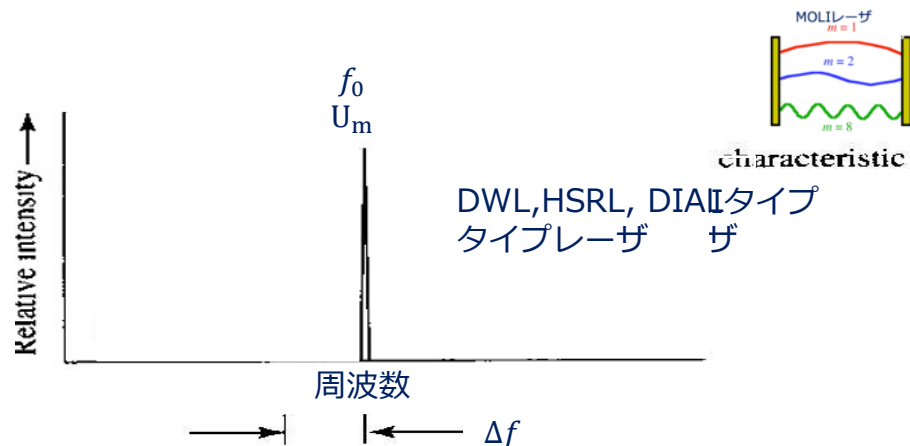
## ●横モード選択

- ◆ 光軸と垂直な方向（横方向）に対して光強度ごとにモードで発振
- ◆ TEM<sub>00</sub> モードになるようにレーザー共振器の光学系を調整

TEM<sub>mn</sub>

m : 横方向の暗部の数

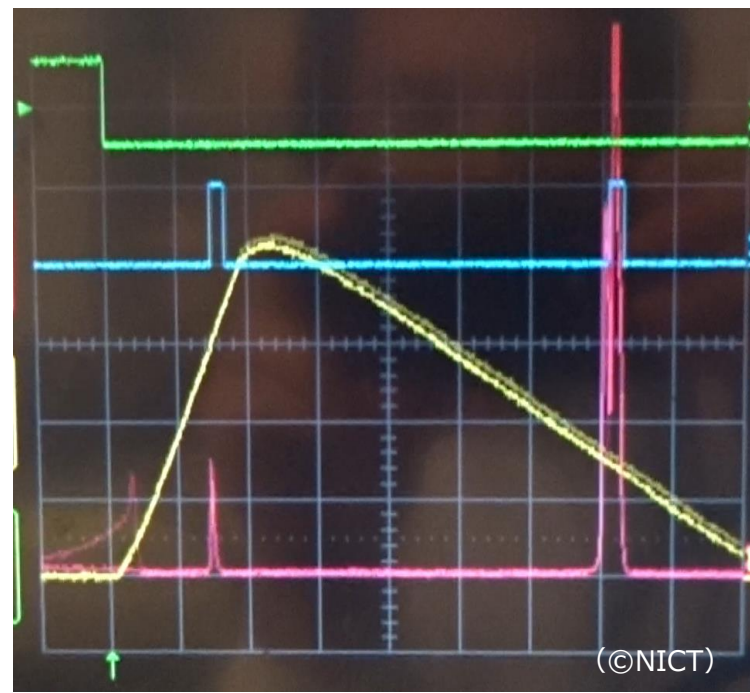
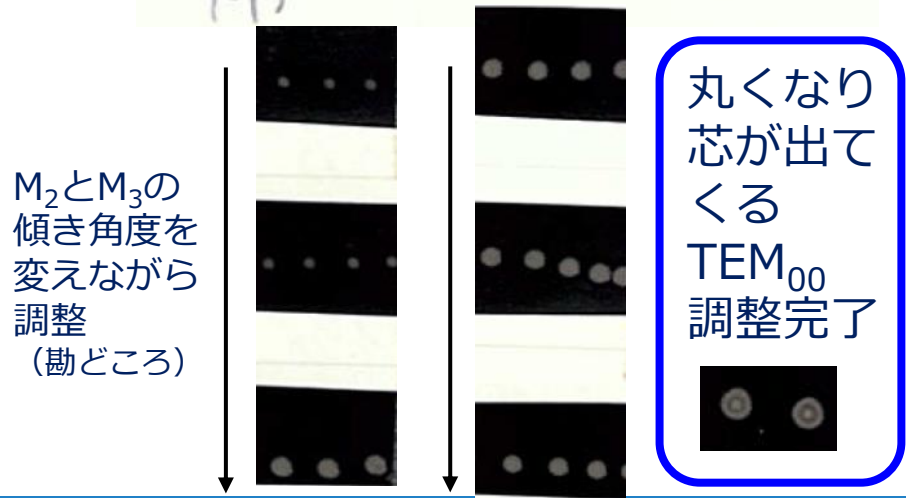
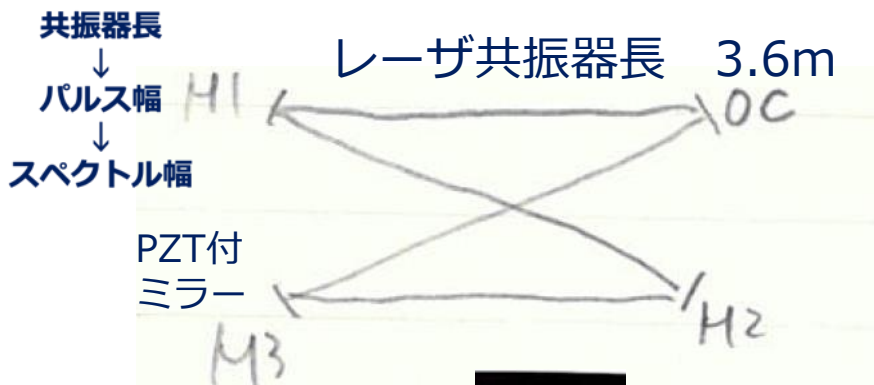
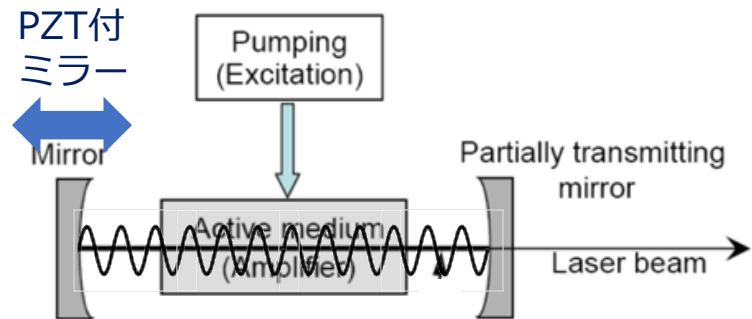
n : 縦方向の暗部の数





# レーザー共振器の単一波長（周波数）化のための制御技術

- 1mで1  $\mu\text{m}$ の変化は角度で1  $\mu\text{rad}$
- 風ライダーは, 2051.250 〇〇 nmまで, つまりサブピコ mまで制御 (差分吸収ライダーも同様)



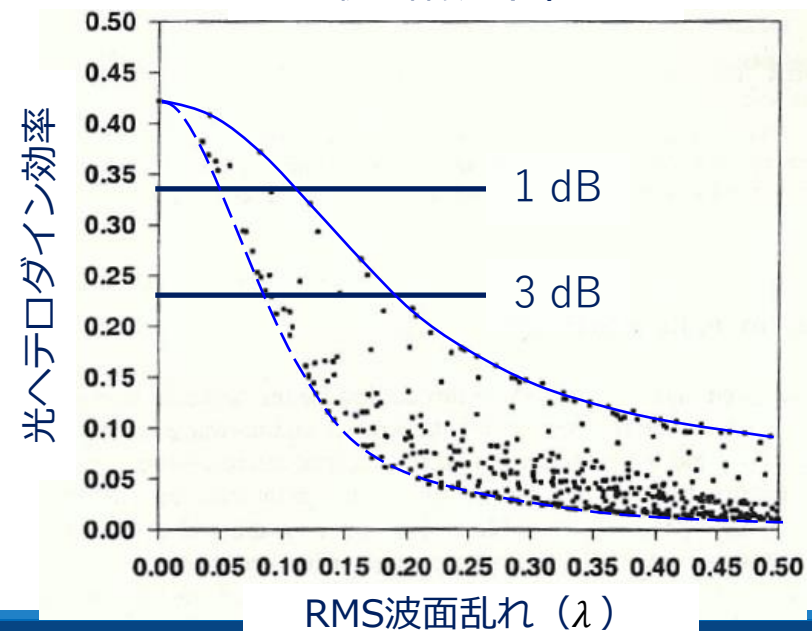
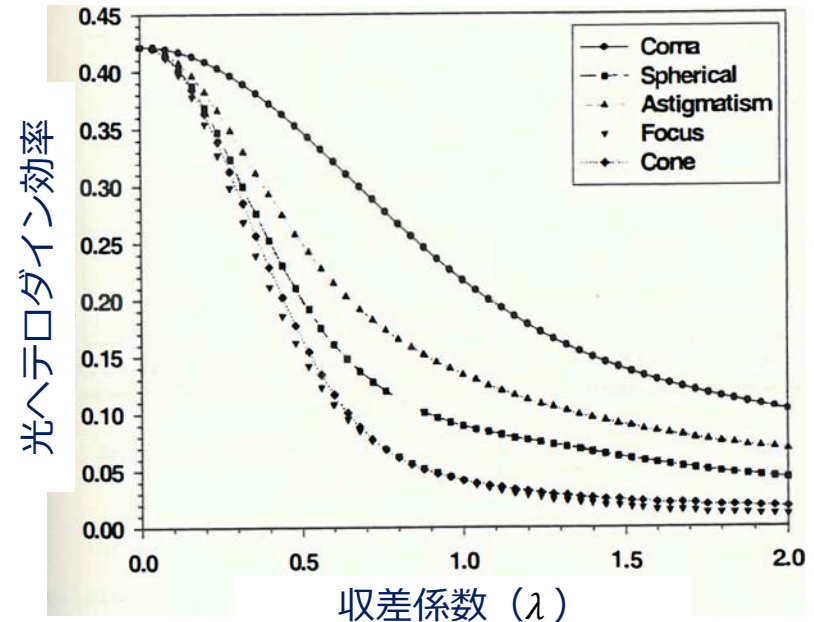
三角波がピエゾ（PZT）の印可電圧に相当  
 （立上り：往路、立下り：復路）  
 二つ目の矩形波位置でパルス発振

# 受信望遠鏡の検討

- 受信光は、球面、コマ、非点、デフォーカスなどの収差を含む
- 波面 (rms) の乱れが  $\lambda/10 \sim \lambda/20$  の場合、光ヘテロダイン効率は 1 dB 落ちる
- 波面 (rms) の乱れが  $\lambda/5 \sim \lambda/10$  の場合、光ヘテロダイン効率は 3 dB 落ちる
- 球面収差が支配的である場合、アンテナ効率を 80% 以上に維持するためには、波面収差を  $\lambda/20$  以下に抑える必要がある  
 $\lambda/20$  at  $2 \mu\text{m} = \lambda/6.3$  at  $633 \text{ nm}$

(参考文献)

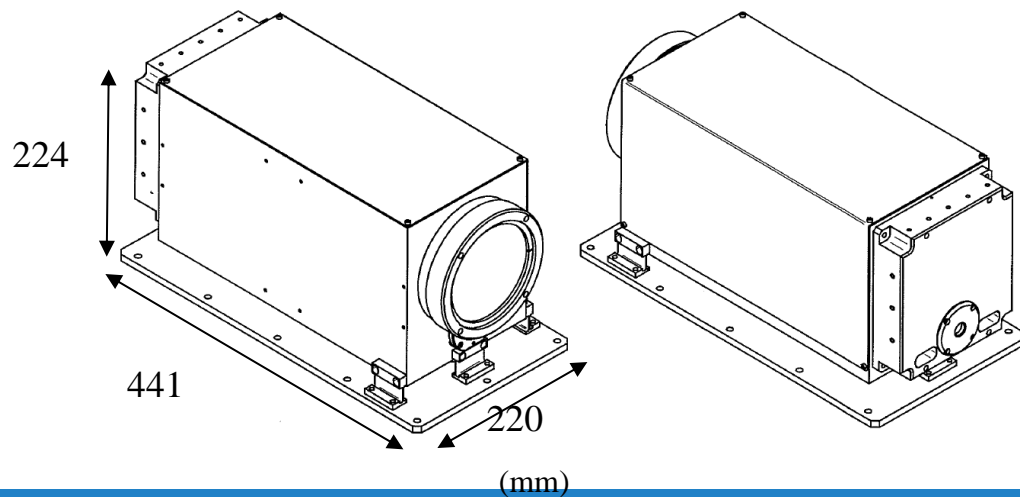
- G. Spiers, Proc. of 10<sup>th</sup> CLRC, 1999
- S. Henderson, Proc. of 18<sup>th</sup> CLRC, 2018
- B.J. Rye, Appl. Opt. 21, 839, 1982



# 受信望遠鏡の諸元 (試作)

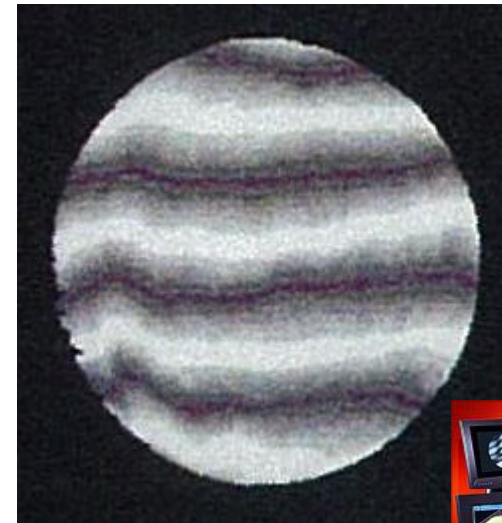
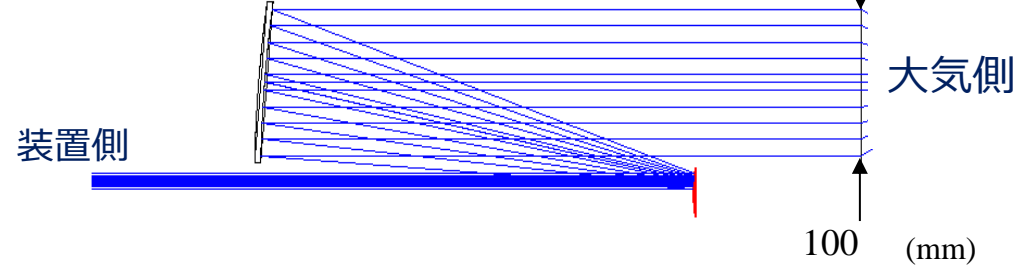
収差, 特に球面収差, を抑える望遠鏡が必要

- メルセンヌ式軸外し
- 開口径:  $\Phi 100$  mm
- 拡大率: 10 倍
- 面精度:  $< \lambda/4$  at 633 nm
- 低熱膨張率筐体: CI ( $3.5 \times 10^{-6}$ )



光束は集光させない、  
集光させるとレーザー光  
がスパークする恐れ

(アフォーカル系)



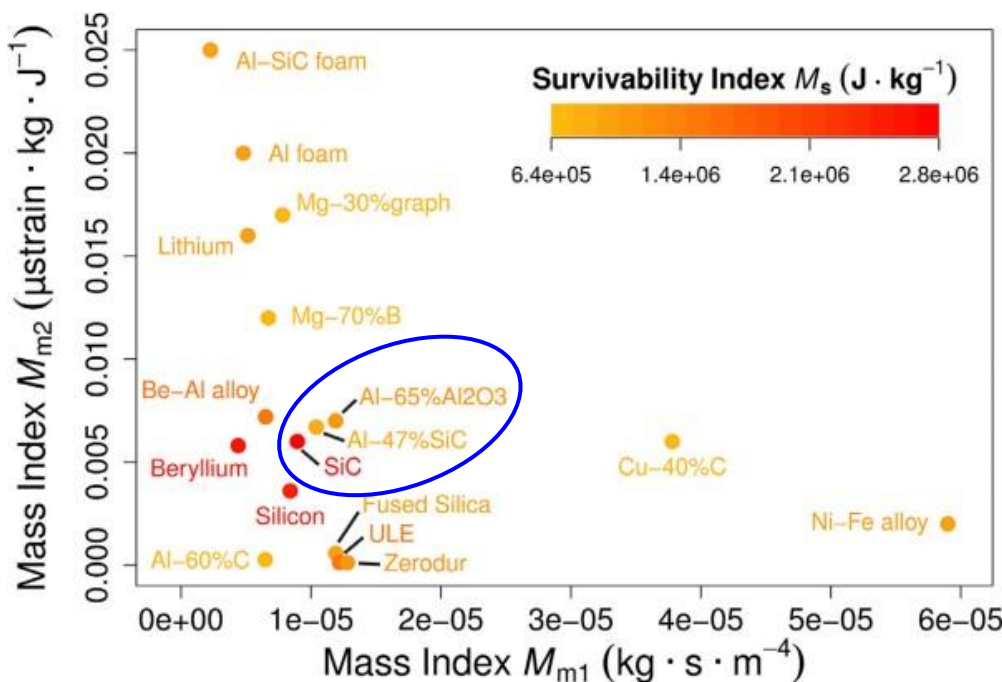
干渉縞による  
平行光の確認



# 受信望遠鏡を宇宙環境で使用する上での課題

## 光学母材の検討

- 機械的に安定した設計指標 :  $M_{m1}$
- 熱的に安定した設計指標 :  $M_{m2}$
- 耐久性指標 (壊れにくさ) :  $M_s$



## ● 大型衛星用ミラー母材

- ◆ 最も性能が高く, 最も高価な材料
- ◆  $M_s$ よりも $M_{m1}$ ,  $M_{m2}$ が優先
- ◆ Al-60%C (M40), SiCが有望

Material	Mechanically Stable Design $M_{m1}$ ( $kg \cdot s \cdot m^{-4}$ )	Thermally Stable Design $M_{m2}$ ( $\mu strain \cdot kg \cdot J^{-1}$ )	Survivability $M_s$ ( $J \cdot kg^{-1}$ )
Beryllium, grade I-250	0.14	5.8e-3	2.6e6
Al-60%C (M40)	0.21 (+50%)	0.3e-4 (-95%)	0.6e6 (-75%)

## ● 小型衛星用ミラー母材

- ◆ 費用対効果追求
- ◆ 熱的に安定な材料が重要
- ◆  $M_{m1}$ よりも $M_{m2}$ が優先
- ◆ MMC Al-60%Cは高価
  - Zerodur, ULE, 熔融シリカが有望

Material	Mechanically Stable Design $M_{m1}$ ( $kg \cdot s \cdot m^{-4}$ )	Thermally Stable Design $M_{m2}$ ( $\mu strain \cdot kg \cdot J^{-1}$ )	Survivability $M_s$ ( $J \cdot kg^{-1}$ )
Zerodur	1.3e-5	1.2e-4	1.1e6
ULE	1.2e-5	1.3e-4	1.4e6
SiO <sub>2</sub>	1.2e-5	5.7e-4	1.0e6

(参考文献)

- E. A. Slejko: J. Space Saf. Eng., 10 (2023), pp. 208-216.

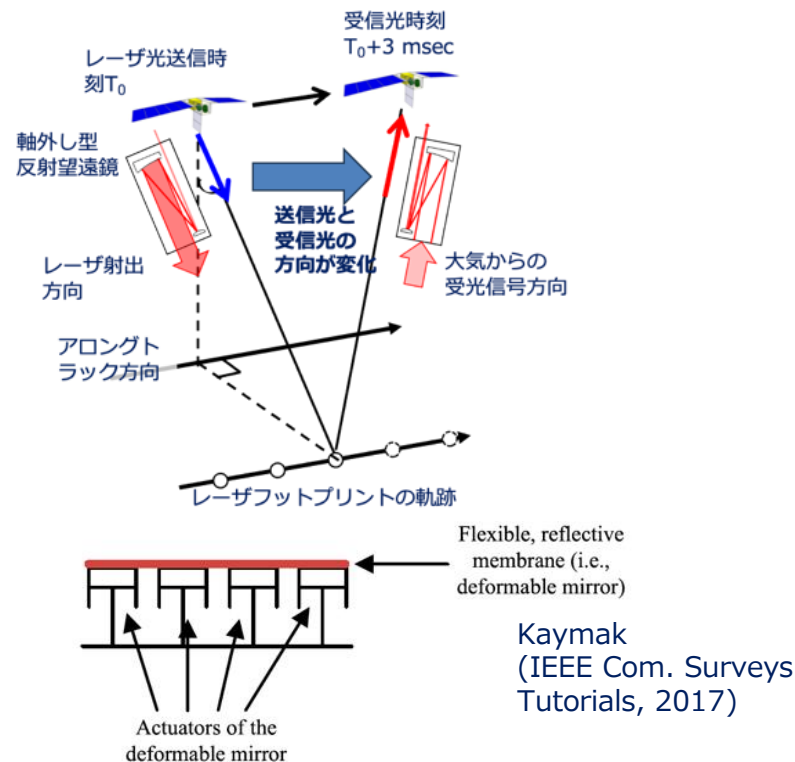
# ラグ・アングルと補償機能

- 衛星の移動と地球の自転により、レーザ光送信時と大気からの受信時の時刻間で角度のずれ（ラグ・アングル）が生じる

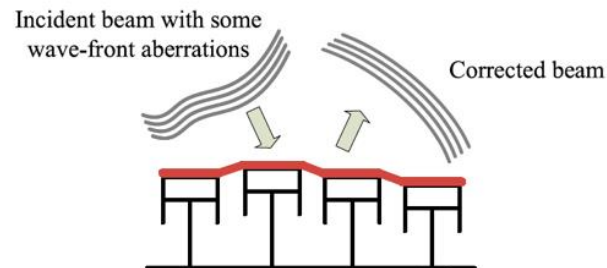
- ◆ 例 衛星高度 320 km, 軌道周期 90.78 分の場合,  $2.81 \mu\text{rad}$

- ラグ・アングルは光ヘテロダイン効率を低下させる。ラグ・アングルを補償する機能を必要とする

- ◆ 衛星-地上間通信の航行光路と同じ



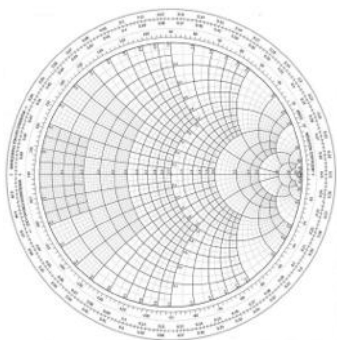
(a) The surface of the deformable mirror is flat when no voltage is applied to its actuators.



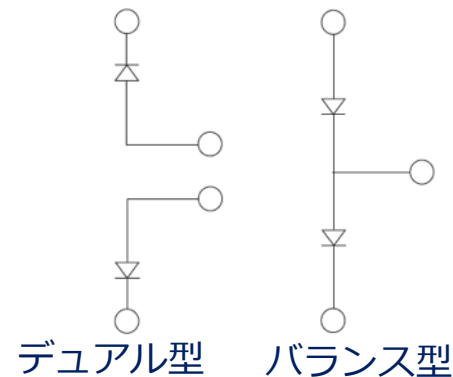
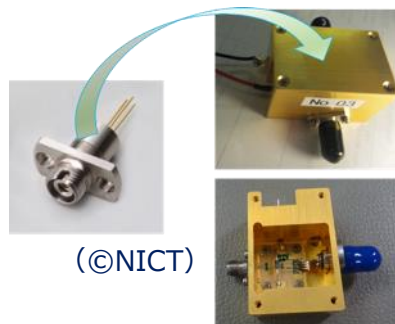
(b) Adjusted curvature of the deformable mirror when voltage is applied to its actuators according to the incident beam's wave-front aberrations.

# 広帯域の光検出器

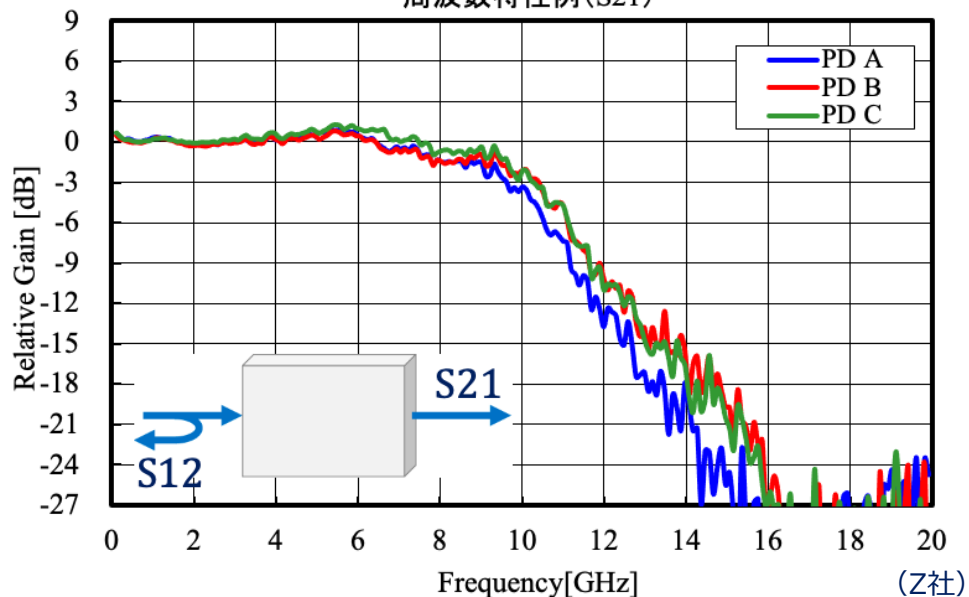
- 衛星搭載用として使用する場合、衛星速度±ターゲット風速の周波数帯域が必要
  - ◆ オフナディア 角や方位角によって衛星自身の移動速度によるドップラー速度は小さくなる
- 二つのフォトディテクターを組み合わせる広帯域の差分増幅ディテクター
  - ◆ ネットワークの高周波回路設計
    - 分布定数の知識と勘どころ
  - ◆ Sパラメータ, スミスチャート
    - 安価で小型のベクトルネットワークアナライザーが登場 (周波数帯域<3 GHz)



2- $\mu$ m 光検出器



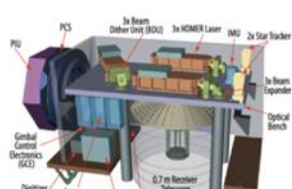
周波数特性例(S21)



# 3D高度計ライダー×差分吸収ライダー (4D温室効果ガス観測)

Wange et al. (2020)

## ●3D高度計ライダー (3D Lidar)



回折格子

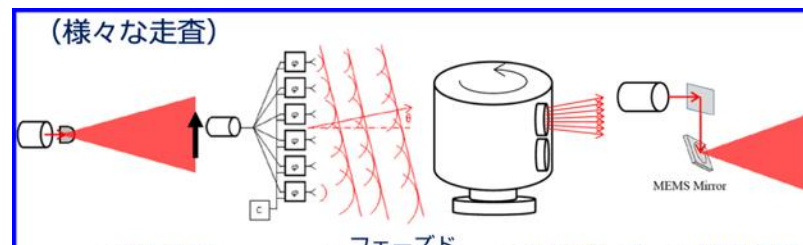
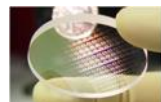


Table 2. Comparison of LiDAR Performance for Selected Mechanical Beam Scanners

Ref. and Type	Mechanical Scanners	FoV (°)	Spatial Resolution (°)	Mirror Diameter (mm)	Line Scan Rate (Hz)	Point Acquisition Rate (kHz)
[43] Commercial	Polygonal mirror	—	—	76.2	30,000	~100
[46] Commercial	Galvanometric mirrors	40	—	3–50	~100	~10
[60] Commercial	Risley prism	70.4 × 77.2	0.23	61.2	—	480
[82] Research	MEMS mirrors	60 × 40	—	3.6	—	1000

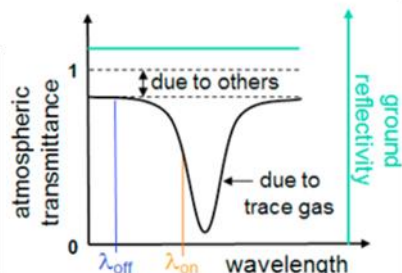
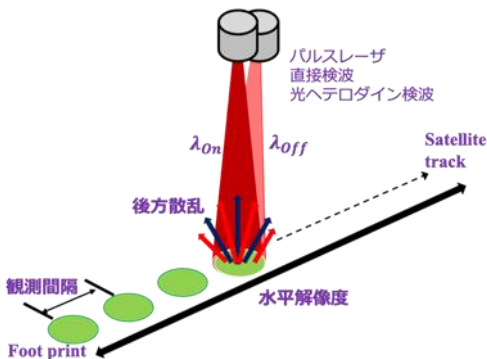
温室効果ガス情報 (緑)



超高解像度静止気象衛星風ライダーによる、**温室効果ガス版 GSMaP**

数100 kHz

## ●差分吸収ライダー (DIAL)



Ehret (2017)

## ●鍵となる基盤技術

- ◆ 単一波長発振で発振し、数100 kHz級の高繰返しパルスレーザー
- ◆ 高速応答、高い量子効率、低NEP (<サブfW/√Hz) の2次元光検出器
- ◆ 高密度光集積回路 (PIC)

## まとめ

本発表は、ISS搭載植生ライダー（MOLI）後の大気観測用衛星ライダー技術を展望するために、世界の動向を踏まえて、今後求められるライダー技術についてふりかえった。

さらに、今後求められるライダー技術について、全球の風高度分布観測を目的とする衛星搭載ドップラー風ライダーを取り上げ、解決すべき技術開発課題項目について識別した。

全球の雲・エアロゾルを観測対象とする高スペクトル分解ライダーや、全球の温室効果ガスを観測対象とする差分吸収ライダーに共通し、基盤となる研究開発項目として、

- Integrated comprehensive end-to-end lidar simulator
- レーザ共振器の縦モード化
- 受信望遠鏡を宇宙環境下で使用する上での課題
- 大気からの散乱信号を受信する上での課題（ラグ・アングル）
- ユーザ要求の多様化とともに光検出器、信号処理技術の課題について述べた。



## 次の目標

- ライダは、今回紹介された他のセンサ技術と同様に、光量子、電子、情報、複合材料、熱制御、構造等様々な分野と連携が必要な横断型センサ
- 科学面では、エアロゾル、大気物理、大気化学、気象分野だけでなく、航空機の安全、日々の健康、生態・生物多様性等の多様な分野と連携が期待される分野
- 我が国の衛星搭載ライダーは、まだまだ黎明期である、とてもチャレンジングかもしれない…。しかし、やりがいがあるセンサの一つ。

## 次の目標として

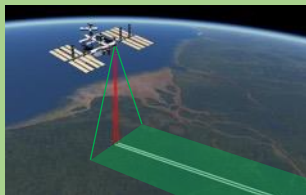
宇宙基本計画、宇宙技術戦略に基づき、SX、DXを推進するために、各機関と協力しながら、①誰もが使える衛星センサーのプラットフォームを開発、②時代が求める・時代から求められる人材を育成する、③産学官連携の輪を広げ、我国の衛星リモートセンシング分野に貢献を行う



## 2. MOLIのミッション意義（地球観測用ライダーの基礎技術確立）

### ライダー基盤技術

#### MOLI（レーザ高度計）



- **宇宙用ライダーの基礎技術確立**  
(宇宙用高出力長寿命レーザ技術, ライダー送受アライメント調整技術の実証)
- **経済効果・環境効果が期待される**将来のライダーの開発の突破口****

### 将来のライダー

#### ● ドップラー風ライダー（風観測）

- ◆ 風データを用いた**最適な航路選択により使用燃料低減 (CO<sub>2</sub>排出も低減)**. 全世界で1000億円以上の燃料費低減効果. 民間会社 (ANA) が風データの販売事業を検討中.



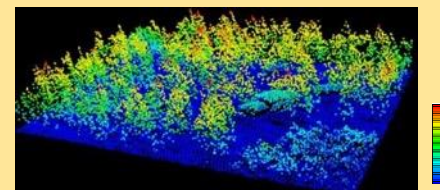
#### ◆ NASAから国際共同開発の打診

#### ◆ 気象予報 (天気予報)精度の向上

- 能動的減災 (事前対応・早期避難) の可能性
- 経済効果 (廃棄ロス回避等) の期待

#### ● イメージング / スキャン型ライダー（3次元立体観測）

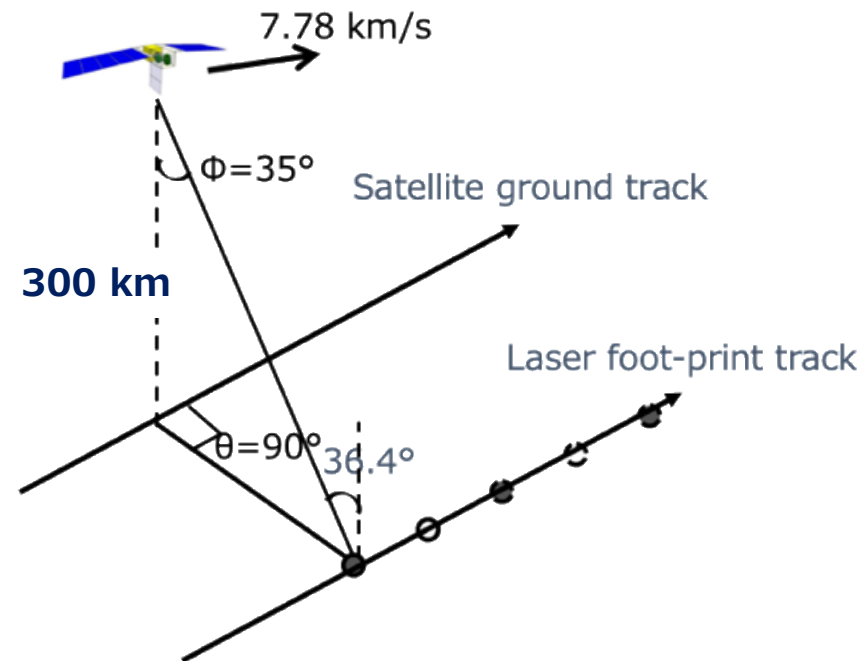
- ◆ 表面形状を直接観測し, 広域に**高精度3次元地図を直接作成**. 自動運転用地図, 土建設用ベース地図, 携帯アンテナ設置検討解析, 防災マップ高精度化等が期待



#### ◆ 米国海軍大学院から共同研究の打診

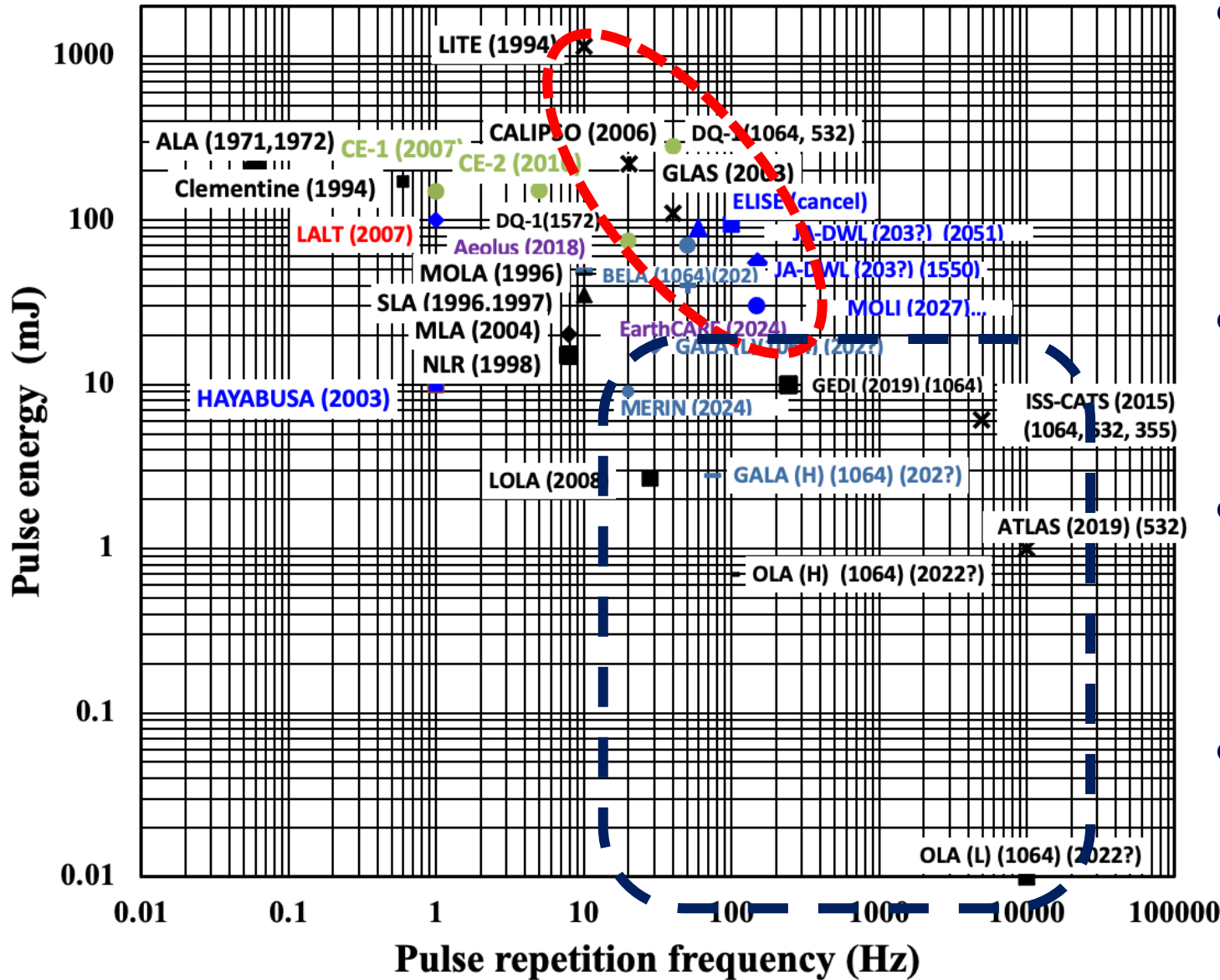
# 衛星搭載ドップラー風ライダーの想定仕様

	想定仕様
バス	超低高度衛星
衛星高度・軌道	>300 km・極軌道
大きさ (ミッション)	TBD
質量	800 kg
電力	1200 W
単一波長レーザ (平均出力)	5.4 W (1.5 $\mu\text{m}$ / 200 THz) 5.4 W (2 $\mu\text{m}$ / 150 THz)
望遠鏡 (口径 × 観測方向数)	0.7 m (1.5 $\mu\text{m}$ ) × 1 0.6 m (2 $\mu\text{m}$ ) × 1
受信光の検出方式	光ヘテロダイン検波
水平観測範囲	全球
水平分解能	$\leq 100$ km
高度分解能	Altitude 0.5-2 km: $<0.5$ km Altitude 2-12 km: $<1$ km
水平風速観測範囲	-100 ~ +100 m/s
オフナディア角	$\sim 35$ 度
方位角	90 度(進行方向に対し)



高度 (km)	高度分解能(km)	測風精度 (m/s)
0-2	0.5	$\leq 1.0$
2-12	1	$\leq 2.0$

# 宇宙用レーザの繰返し周波数とパルスエネルギー



# ライダー方程式

距離  $R$  に存在する散乱体から散乱され、光検出器から出力される光出力  $P_S$

$$P_S(\lambda_T, \lambda_R, R) = \underbrace{P_T(\lambda_T) \cdot [\eta(\lambda_T) \cdot \eta(\lambda_R) \cdot G(R)] \cdot \frac{A}{R^2} \cdot \Delta R}_{\text{ライダー}} \cdot \underbrace{\left[ \left( \beta_{\parallel}(\lambda_T, \lambda_R, \theta, R) + \beta_{\perp}(\lambda_T, \lambda_R, \theta, R) \right) \right] \cdot [T(\lambda_T, R) \cdot T(\lambda_R, R)]}_{\text{光学特性}} + P_N$$

## ●ライダーに関する項

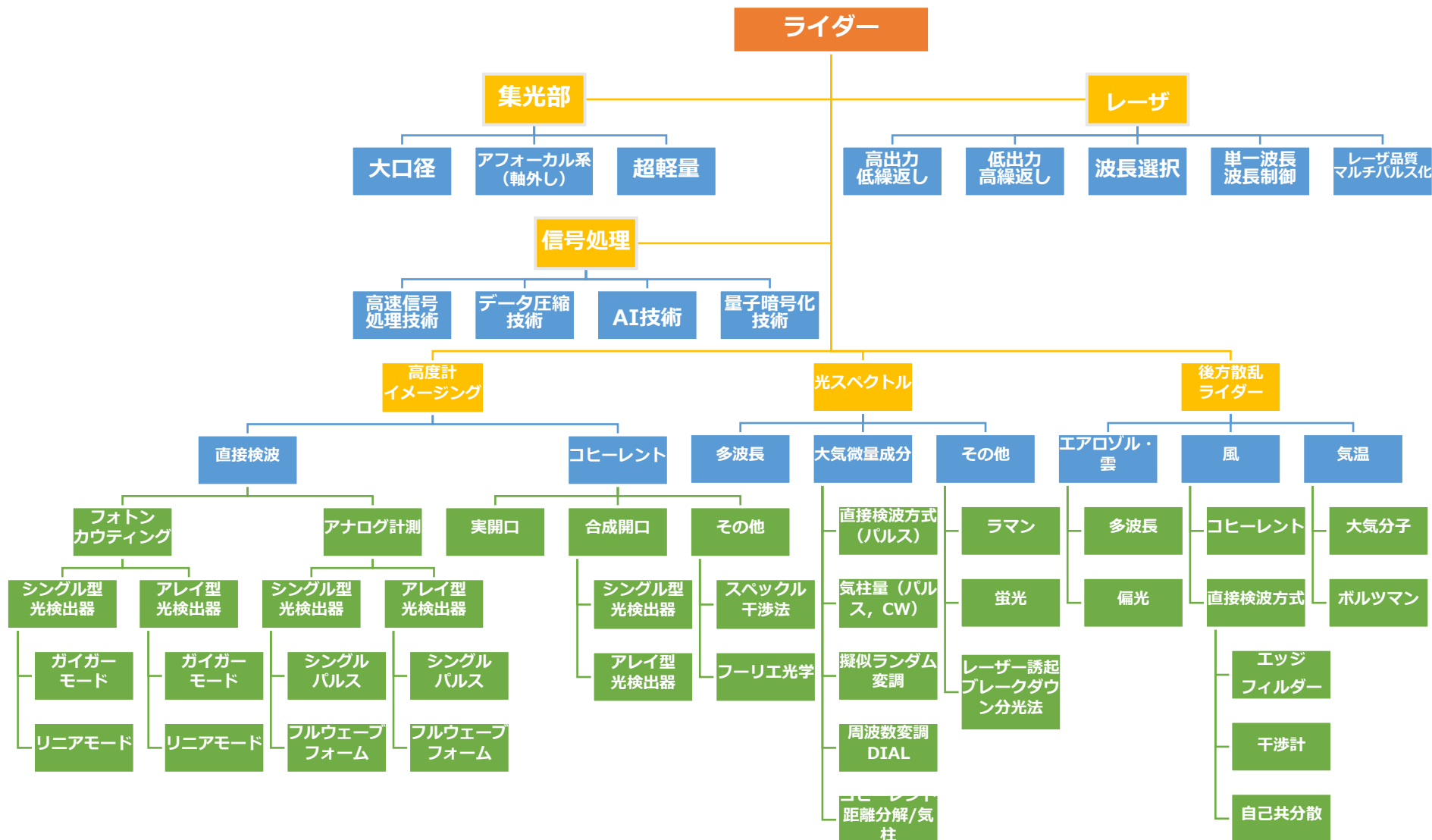
- ◆ 送信機（レーザ）の出力  $P_T$  [W]
- ◆ 送信機系の光学効率  $\eta(\lambda_T)$ , 受信機系の光学効率  $\eta(\lambda_R)$ , 幾何光学係数  $G(R)$
- ◆ 受信望遠鏡によって収集される散乱光子の確率  $\frac{A}{R^2}$ , 距離分解能  $\Delta R$

## ●散乱体の光学特性に関する項

- ◆ 散乱体の後方散乱係数  $\beta$  [1/m/sr]
- ◆ レーザ光 / 散乱光が大気を通過する際の減衰項  $T(\lambda_T, R), T(\lambda_R, R)$   
(散乱体の消散係数, 大気微量成分等の密度が含まれる)

## ●雑音 $P_N$ [W] : ショット雑音, 背景光雑音, 熱雑音, 増幅器雑音, 受信機帯域幅

# ライダーに必要な技術分類



Lidar Technologies Review and Strategy (NASA) を参考に作成

# ライダー技術分類と観測対象

波長帯	紫外	可視	近赤外	短波赤外	中赤外・遠赤外
観測対象	エアロゾル・雲 大気分子, O <sub>3</sub> 風 (対流圏) 地表・氷床 海洋混合層	エアロゾル・雲 大気分子 クロロフィル 地表・氷床 海洋混合層 風 (対流圏)	エアロゾル・雲 大気分子, H <sub>2</sub> O, O <sub>2</sub> 地表・氷床	CO <sub>2</sub> , CH <sub>4</sub> , H <sub>2</sub> O 風 (対流圏) エアロゾル・雲	CH <sub>4</sub> 風 (対流圏) エアロゾル・雲
送信機 (レーザー)			主レーザー: 1μm		
	波長変換 (高調波)			主レーザー: 1.5 μm	
				主レーザー: 2 μm	
受信機				パラメトリック波長変換	
	高耐放射線・高量子効率アレイ光検出器		高耐放射線・高速アレイ光検出器	高耐放射線・高量子効率・極低温アレイ光検出器	
	高耐放射線・高量子効率・高速光検出器 / 高耐放射線光学素子				
	高耐放射線・マルチ視野光学素子				
	超軽量大口径集光部				
信号処理	高耐放射線・マルチ視野光学素子				
	高耐放射線・高量子効率・高速光検出器 / 高耐放射線光学素子				
ライダー	高速信号処理技術・データ圧縮技術・量子暗号化技術・AI技術			高耐放射線・高速電子素子 / 高耐放射線・広帯域電子素子	
	エアロゾル・雲ライダー		気柱観測ライダー		
	直接検波方式風ライダー / 蛍光ライダー		気柱観測ライダー		
	高度計 / 距離計		コヒーレント風ライダー		
差分吸収ライダー					



# 数値予報精度向上のための衛星搭載ドップラー風ライダーによる全球風観測

## 社会的課題

- 飛行機の飛行計画は、予報される3次元風データを基に最適な飛行経路・高度が決定される
- 現在、上層風予測誤差は3~5m/sあり、航空機搭載燃料は、計画時と実際の消費燃料量に差が生じている
- 燃料の増加はCO<sub>2</sub>排出量増加をもたらし、地球温暖化対策への課題となっている

最適な経路を選択することで大幅な燃料削減が可能となる

(ANA・松本氏：S-Booster 2017)



## 風観測の必要性・重要性

- 風は大気の流れを直接表す重要な気象変数
- 3次元風はデータ同化によって作られる客観解析プロダクト
- 降水過程の理解
- 精度の高い大気輸送モデルには精度が高い気象データが重要

数値予報の初期条件として用いられる風の分布・観測精度は、必ずしも十分ではない

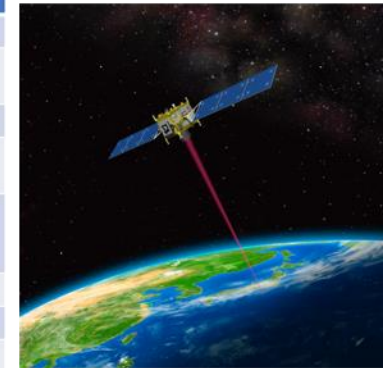
- 搭載センサ：コヒーレントドップラー風ライダー
- 質量：800 kg以下
- 電力：800 W以下
- 軌道高度 / 軌道：300 km以下 / 極軌道
  - ◆ 衛星進行方向に対し90度直角方向，オフナディア角35度
- 観測対象：エアロゾル，雲粒子

## ミッション目的

高い観測精度で風の全球高度分布観測を実現し、数値予報精度を向上する、新たな宇宙ビジネスモデルを拓く

- 数値予報精度，台風の進路等の予測精度の向上
- 気候モデル，輸送モデルの向上，大気追跡風の風観測性能向上
- 新しい宇宙ビジネスモデルの確立

	Space-based CDWL
Orbital altitude Orbit	<300 km / Polar
Transmitter	Plan 1 : 1.5- $\mu$ m, >50 mJ, 150 Hz Plan 2 : 2- $\mu$ m, 90 mJ, 30 Hz X 2
Receiver	0.4 - 0.6 m / 1 look
Target horizontal resolution	<100 km
Target vertical resolution	Altitude 0-2 km: 0.5 km Altitude 2-12 km: 1 km Altitude 12-20 km: 2 km
Nadir angle	35 degree
Looking angle	90 degree
Target horizontal wind speed	-150 ~ 150 m/sec



A candidate launch vehicle is "Epsilon rocket" developed by JAXA.

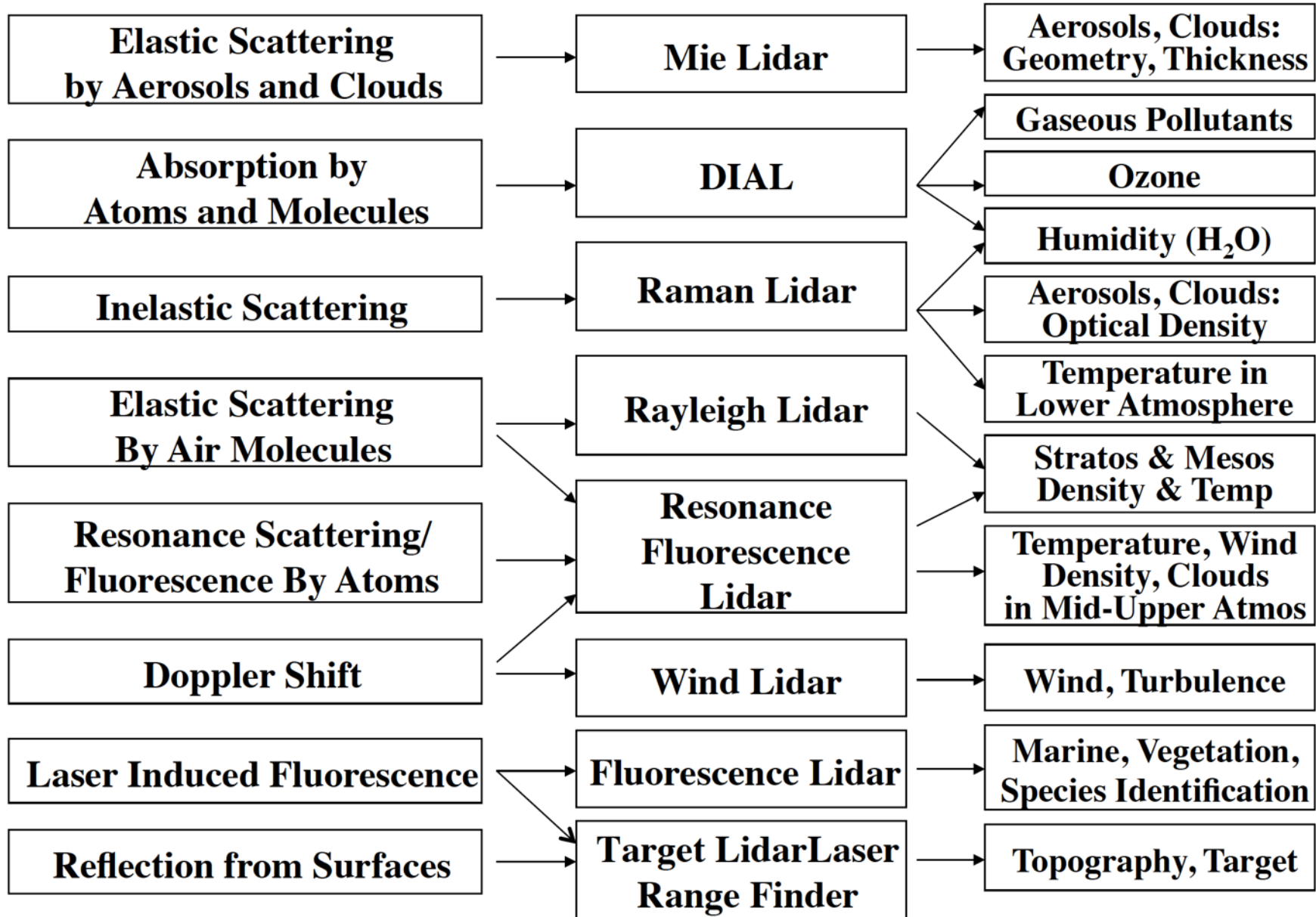
## Requirement of wind measurement

Altitude (km)	Vertical resolution (km)	Wind speed error (m/s)
12-20	2	<4
2-12	1	<1
0-2	0.5	<1

物理的相互作用

ライダー

観測対象



# 収差

## 5 次のザイデル収差項

$$AA = a_s \frac{y^3}{R^3} + a_c \frac{y^2 \theta}{R^2} + a_a \frac{y \theta^2}{R} + a_{fc} \frac{y \theta^2}{R} + a_d \theta^3$$

↑                    ↑                    ↑                    ↑                    ↑  
球面収差      コマ収差      非点収差      像面湾曲      歪曲収差

AA = 角度収差 (例: 秒角またはラジアン)

$a_i$  = 定数

R = 曲率半径

y = 光線の高さ

$\theta$  = 無限遠の物像の光線入射角

$R = f_n y$  とすると

$$AA_{max} = \frac{a_s}{f_n^3} + a_c \frac{\theta}{f_n^2} + a_a \frac{\theta^2}{f_n} + a_{fc} \frac{\theta^2}{f_n} + a_d \theta^3$$

↑                    ↑                    ↑                    ↑                    ↑  
球面収差      コマ収差      非点収差      像面湾曲      歪曲収差

$y = y_{max} = D$  に対して  $AA_{max} = AA$ , Dは開口径,  $f_n$  はF比 ( $= f/D$ )

平凸レンズの場合  $f = 2R$ , 両凸レンズの場合  $f = R$  (レンズの屈折率=1.5)



Philipp Ludwig von Seidel  
(1821–1896)

ドイツの数学者・光学者・天文学者  
(ウィキペディアより)