

## 航空エンジンに関する 可視化事例とニーズについて

第6回学際領域における分子イメージングフォーラム  
2010.11.8

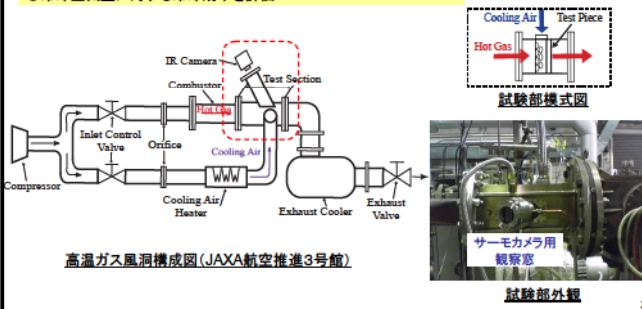
宇宙航空研究開発機構  
ジェットエンジン技術研究センター  
西澤 敏雄

## エンジン技術課題と可視化・計測事例

- ・ 試験計測項目
  - 温度 (空間、表面)
  - 圧力 (空間、表面)、騒音 (高周波、低周波)
  - 流速 (亜音速、超音速)
  - 燃焼ガス成分 (NOx、CO、HC、smoke)
  - 歪み (回転翼、静止翼)
  - 振動 (翼振動、外殻振動)
  - クリアランス (回転翼と静止壁の隙間)
- ・ 計測環境
  - 内部流 ..... 光学アクセスが悪い。
  - 高温 (高圧) ..... 温度依存性の補償。
  - 燃焼ガス ..... 観測窓の汚れ、化学反応。
  - 高速回転 ..... 高速応答性が必要。遠心力がかかる。  
コンテインメント性

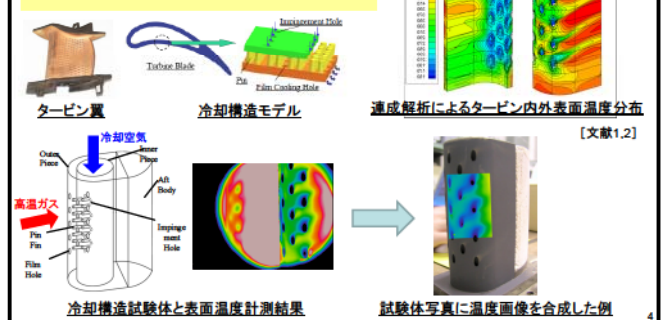
## 冷却タービンの可視化(1)

- 高温ガス風洞の測定部に観測窓とサーモカメラを設置
- 様々な冷却構造試験体の冷却性能評価、設計データ取得
- 冷却空気量に対する冷却効率を評価

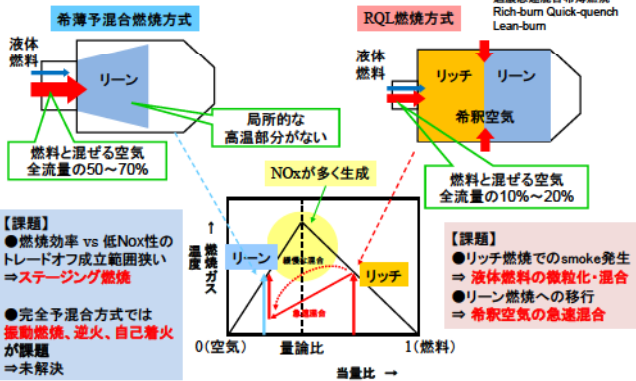


## 冷却タービンの可視化(2)

- タービン静翼のフィルム冷却構造のモデル試験体の表面温度場を計測
- 流体・熱伝導成解析技術の検証



## 低NOx燃焼技術



## 高温高圧燃焼試験

- 世界最高レベルの高圧条件 (~50気圧) で航空エンジン・産業用ガスタービンの燃焼器試験を実施
- 燃焼器出口のガス温度及びガス採取 (成分分析) の周方向トランス計測が可能
- CCDカメラにより燃焼器後方から火炎の直接撮影により、燃焼状態を観察可能



### 燃焼器モデルのPIV計測(1)

- 実験室レベルの希薄予混合燃焼器モデルを製作
- 大気圧条件で燃焼室内部をPIV計測
- 流れ場と逆火発生との関係を調査

希薄予混合燃焼器モデル

実験装置外観(大気圧開放)

### 燃焼器モデルのPIV計測(2)

ノズル1  
・予混合管内の旋回流強い  
・逆火しやすい

ノズル2  
・予混合管内の旋回流弱い  
・逆火しにくい

非燃焼時PIV計測結果

ノズル1 大気圧条件での逆火連続写真

上流側の予混合室内に逆火

### 可視化回流水槽(PIV計測)

- 実物より拡大したアクリル製の気流微粒化ノズルの模型を使用
- 水流によるPIV計測を実施

観察部

拡大ノズル模型

トレーサー粒子  
Glass Hollow Spheres (KANOMAX)  
粒子径: 9~13  $\mu\text{m}$ 、比重: 1.10

### 屈折率整合法(PIV計測)

- ヨウ化ナトリウム水溶液を用いることで、模型のアクリルと屈折率を合わせる
- 光の屈折を抑え、PIV計測時の画像のゆがみを防ぐ

流体: 純水  
模型と流体の屈折率が異なるため、光が屈折し、模型の内部の正確な可視化計測ができない。

流体: 64wt%NaI水溶液  
模型と流体の屈折率を合わせると、光が屈折せず、模型内部の正確な可視化計測ができる。

アクリル製拡大ノズル模型の水流試験

### 高圧噴霧試験装置

- 高圧条件(～10気圧)で液体燃料噴霧の光学計測が可能
- 先端的な気流微粒化ノズルの強力な開発ツールとなった

高圧噴霧試験装置(JAXA高圧セクタ実験棟)

圧力 : ～1.0MPa  
温度 : 常温  
空気流量 : 1.2kg/s (@0.8MPa, 300K)  
試験液体: 水、灯油、模擬燃料  
計測領域: 半径 $\phi$ 4mm、高さ100mm  
x, y, z方向トラバース可能  
計測装置: LDSA-CI, ILIDS, PDA, LDA, PIV  
観測窓への噴霧行着防止機構

### 液体燃料噴霧の直接撮影

Liquid/Water  
 $P_{t,m} = 0.6\text{MPa}$     $P_{t,m} = 0.2\text{MPa}$

メインバーナー(希薄予混合燃焼方式) 高負荷時に作動

パイロットバーナー(拡散燃焼) 低負荷から作動

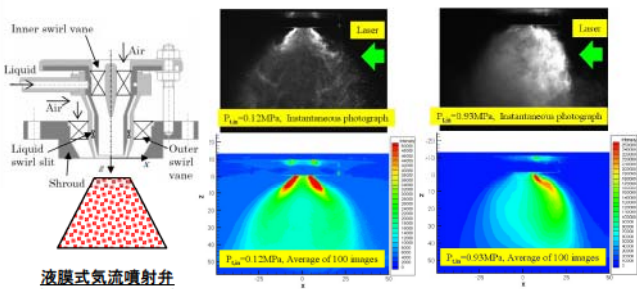
中流量   小流量   大流量

同軸マルチステージング燃料噴射ノズル(模式図)

メインバーナー噴霧分散状態の可視化

## 液体燃料噴霧の可視化(レーザシート法)

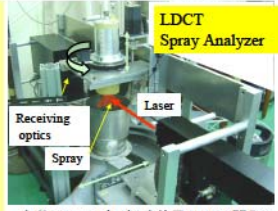
- 各点の輝度は対応域の全液滴の表面積の和に比例 ⇒ 噴霧の定性的分布を表す
- 高圧度の噴霧ではレーザ光の減衰が顕著(左右非対称な輝度分布) [文献4.5]



レーザシート法による噴霧分散の可視化(Mie散乱光)

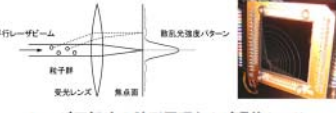
## 液体燃料噴霧の計測(レーザ回折法)

- レーザ回折法(Laser Diffraction Technique)
- 液滴によるレーザビームの散乱パターン(干渉縞)から
- ①噴霧濃度 ②粒径分布などを算出 ⇒ 液体燃料ノズルの微粒化性能を評価

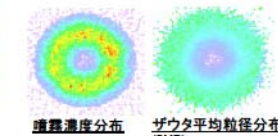


- レーザビーム上に存在する全液滴からの散乱光を重ね合わせた信号を焦点面の環状センサで検出 ⇒ トラバースにより、噴射軸に垂直な断面分布を取得
- 軸対称噴霧なら、Abel変換により、噴射弁軸を含む断面分布に変換可能
- 非軸対称噴霧なら、トモグラフィ手法により変換可能 [文献4.5]

自動CTレーザ回折法装置(JAXA開発)(CT:Computational Tomography)



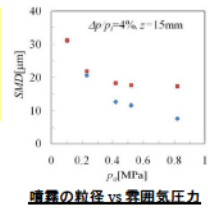
レーザ回折法の計測原理および環状センサ



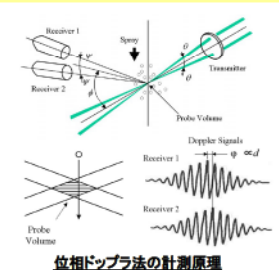
噴霧濃度分布 ザウタ平均粒径分布(SMD)

## 液体燃料噴霧の計測(位相ドップラ法)

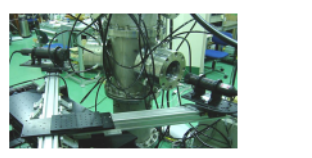
- 位相ドップラ法(PDA:Phase Doppler Anemometry)
- レーザドップラ法(LDV)のドップラ信号を複数の検出器で測定
- 両者の位相差から粒径を計測
- 個々の球形粒子の粒径と速度の同時計測可能
- 点計測 [文献4.5]



噴霧の粒径 vs 噴開気圧力



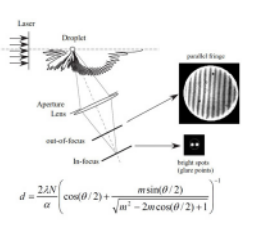
位相ドップラ法の計測原理



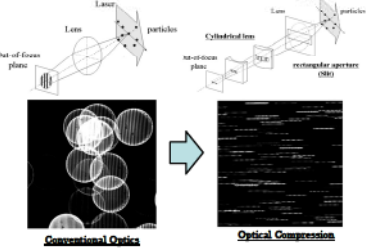
高圧噴霧特性試験装置におけるPDAセットアップ

## 液体燃料噴霧の計測(レーザ干渉画像法)

- ILIDS: Interferometric Laser Imaging for Droplet Sizing
- 液滴表面の反射波による干渉縞の本数から、個々の粒径と速度の同時計測が可能
- 面計測
- 高圧度噴霧場(噴射弁近傍など)への適用 ⇒ Optical Compression導入により、厚しレーザシートの導入も可能 [文献7]



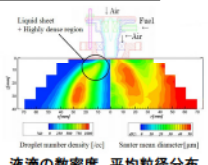
レーザ干渉画像法の原理



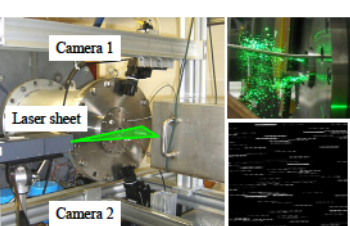
レーザ干渉画像法の改良(Kawauchi et al., 2003)

## 液体燃料噴霧の計測(ステレオ干渉画像法)

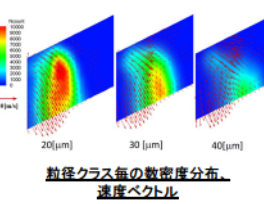
- ステレオ干渉画像法(Stereo-ILIDS)
- 干渉画像法(速度2成分)に立体視の原理を適用
- レーザシート内の個々の液滴の粒径・速度3成分の同時計測
- 慶應大学との共同研究成果、協力:Imperial College(UK) [文献4.5]



液滴の数密度、平均粒径分布



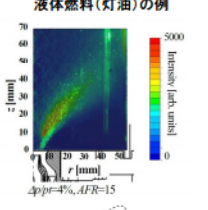
ステレオ干渉画像法



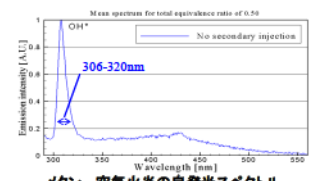
粒径クラス毎の数密度分布、速度ベクトル

## 火炎自発光計測

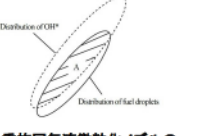
- OH\*自発光計測
- 炭化水素系燃焼におけるOH\*(励起状態のOH)生成の主な反応:  $\text{C}_2\text{H} + \text{O}_2 \rightarrow \text{CO} + \text{OH}^*$
- 306-320nmのバンドに発光の中心波長がある。
- OH\*自発光を光学フィルタ(OH\*バンドに対応)を通して撮影
- OH\*自発光強度分布を燃熱分布と近似することが多い。(例えば、振動燃焼場の燃熱変動を自発光変動で近似)
- 火花そのものが光源で、レーザ不要のため計測が容易。(ただし撮影画像は、発光強度の奥行き方向積分値となる。)



[文献6.9]



メタン-空気火花の自発光スペクトル



二重旋回気流微粒化ノズルのOH\*自発光画像と Mie散乱画像(レーザシート法)

## 火炎構造解析(OH-PLIF法)

[文献9] JAXA

平面レーザー誘起蛍光法  
(Planar Laser Induced Fluorescence)

OH-PLIF計測システム

PLIF画像 → 二値化画像 → 境界線(火炎面)

平均 PLIF 平均 高平均

平均PLIF 平均燃焼速度  $\langle u \rangle$  火炎面密度 FSD

火炎の自由伝播による保炎  
 $F = S_T$

OH-PLIF画像処理による火炎構造の解析  
火炎面特定解析によって、乱流燃焼速度に関する燃焼領域の厚みや火炎面密度などの特性を解析

回転回浮き上がり予混合乱流火炎の保炎機構

## 振動燃焼の計測(火炎自発光の利用)

JAXA

振動燃焼の例

- 低NO<sub>x</sub>性を狙った希薄予混合燃焼器で、間欠的な振動燃焼の発生(特に振動燃焼の起こり始める条件で多い。)
- 振動燃焼は、燃焼器内部の音響場と火炎(発熱量分布)との相互作用によって発生

火炎自発光計測

- 振動発生源の特定⇒燃料ノズル改良
- 圧力変動と火炎自発光強度の高速同時計測 ⇒ 火炎変動と圧力変動の干渉度(レイリーインデックス)分布
- 複数の周波数ピークを含み、間欠性のある振動燃焼の計測データから、着目する周波数域と振動振幅とを特定。
- 振動燃焼の計測は、燃焼器破損の可能性から計測そのものが困難。高速度計測はこの点に優位性を持つ。

早期検知・燃焼制御への応用

- 激しい振動状態に陥る前に、燃焼不安定性を検知できる可能性。
- 二次燃料インジェクタの高速応答制御により、振動燃焼のアクティブ制御の可能性。

間欠的な振動燃焼発生時の圧力変動データ(ピーク周波数域でのバンドパスをかけた信号) 火炎の変動の様子(火炎自発光の位相固定平均分布)

$$R(x, y) = \frac{1}{T} \int_0^T p'(t) \cdot I_{OH}(t, x, y) dt$$

流れ

燃料ノズル (インポート/エクスポート 二重構造)

レイリーインデックスマップ

[文献9]

## 局所当量比(変動)計測(LIPS法)

JAXA

レーザー誘起プラズマ分光分析法(LIPS)

- パルスレーザー光をレンズで集束してプラズマを発生
- プラズマ冷却過程の発光のスペクトル分析
- スペクトルピーク比(H/O, H/N等)から当量比を算出
- 局所的な当量比の高精度な計測を可能とする

[文献9,11]

LIPS法局所当量比計測システム

1. Nd:YAG laser
2. Focusing lens
3. ICCD camera
4. Beam damper
5. Lens
6. Fiber optics
7. Spectrometer
8. ICCD camera

メタン空気混合気のプラズマスペクトル

振動燃焼に伴う当量比( $\phi$ )の振動  
(当量比変動が振動燃焼に強く寄与していることを示唆)

## 振動燃焼のアクティブ制御

JAXA

- 二次燃料系統に高速応答バルブを組み込み、振動燃焼のアクティブ制御。⇒ 希薄予混合燃焼器の問題を克服できる可能性。

[文献8,10,12]

アクティブ制御システム

振動燃焼発生時

アクティブ制御時

音圧スペクトルの比較。アクティブ制御によって音圧ピークが大幅低減

22

## 回転翼列内流れの可視化(PIV法)

JAXA

- 回転翼列前方よりレーザーシートを照射
- 外周窓から高速度CCDカメラで2フレーム撮影。流速分布を算出。
- レーザーシートを半径方向にトラバースし、空間流速分布を構築

[文献13]

光学計測系配置概念図 (JAXAファン試験機)

φ500, 18300rpm, 周速427m/sec, 動翼22枚, BPF:5977Hz, 周期0.17msec

光学計測系外観 (vKI単段圧縮機試験機R2)

φ400, 6000rpm, 126m/sec, 動翼24枚, BPF:2400Hz, 周期0.42msec

回転翼列用光学計測系  
CCDカメラ + レーザーシート光源(潜望鏡、r方向トラバース)

光学計測制御 (vKI R2)

## 回転翼列内流れの可視化(PIV法)

JAXA

- 画像内の異位置に基いて、周方向位置のスレ補正
- 半径方向断面ごとに50程度度の平均(統計処理)
- 翼表面近傍や翼後方については計測困難

[文献13]

瞬間可視化画像 (グリセリンノイル噴霧)

回転翼列内の平均相対流速分布 (上図:2D, 下図:3D)

# エンジン屋外運転試験



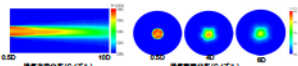
屋外運転試験 (JAXA能代多目的実験場)

- 排気ジェットの見視化 (エンジン内部への水噴射)
- 排気ジェットのトラバース計測 [文献14,15,16]



環状トラバース

排気特性取得試験セットアップ (排気ジェットの全圧・全温の空間分布を計測)



排気特性取得試験 (全圧計測可視化結果)



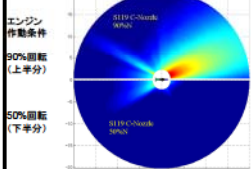
水噴射による排気流れの見視化 (STOL機/高馬力搭載用FJRエンジン試験 (航空宇宙技術研究所自田支所))

# エンジン騒音計測



エンジン屋外運転試験 (JAXA能代多目的実験場)

- エンジン屋外運転試験によるフィールド騒音計測
- 飛行機機時のエンジン騒音計測実験 (滑走路のマイクロホンアレイ上空を模型機の通過時に音源探査) [文献14,15,16]



フィールド放射音分布



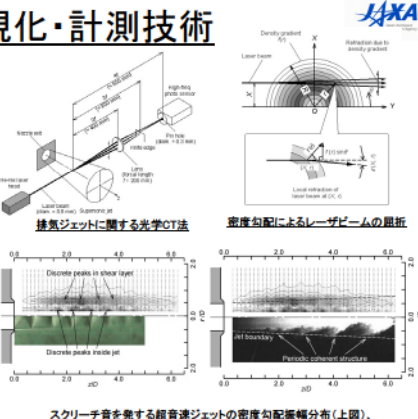
マイクロホンアレイによる音源探査

# 騒音源の見視化・計測技術



## 光学CT法を用いた超音速噴流騒音の断面見視化 [文献17: 流体力学 374-738(2008)]

- 超音速ジェットを透過するレーザービームの屈折量から密度 (勾配) 振幅の断面像を算出。
- ジェット内部から静止雰囲気まで広範な領域で騒音源となる変動成分を計測できる。
- 軸対称ジェットを計測するためベクトル成分を考慮したアール変換を考案・適用。
- 噴流境界のせん断層で密度 (勾配) 振幅最大。せん断層の渦通過によりショックセルが周期的に変形。
- 第4ショックセル近傍で密度 (勾配) 振幅最大となり、スクリーチ音源を形成。



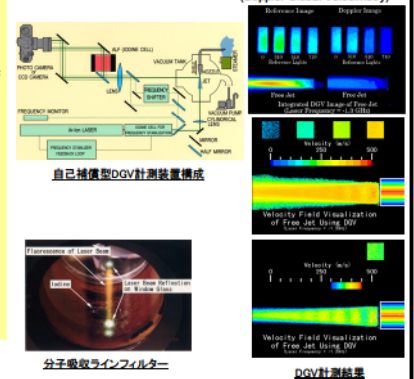
スクリーチ音を発する超音速ジェットの密度勾配振幅分布 (上図)、シュリーレン画像及DMaP画像 (下図)

# 排気ジェットの可視化 (DGV法)



## 自己補償型DGV法を用いた超音速噴流の見視化 [文献18]

- DGV法: 流れを透過するレーザービームの反射光の周波数変化 (ドップラー効果) から流速を計測。
- 光速と流速の差が大きいため、レーザー振動数の揺らぎが小さい超高精度レーザー発振装置が必要。
- 自己補償型DGV法: リファレンス光を同時撮影することにより、揺らぎの影響を抑え、安価なレーザー装置で高精度に計測可能。
- 周波数変化を周波数変化に変換するため、分子吸収ラインフィルターを利用。
- 先細ノズルからの超音速ジェット (不足膨張) に適用。



分子吸収ラインフィルター

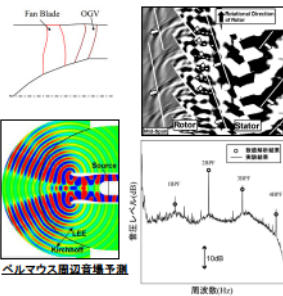
DGV計測結果

# CFDによる騒音予測



## ファン空力騒音CFD

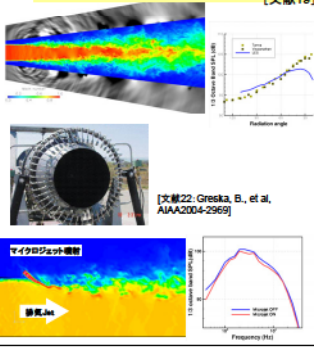
- 動特性干渉を音源とするトーンノイズ
- 動翼衝撃波伝播を音源とするバズノイズ



ファン動翼周りの音場CFD解析

## ジェット騒音CFD

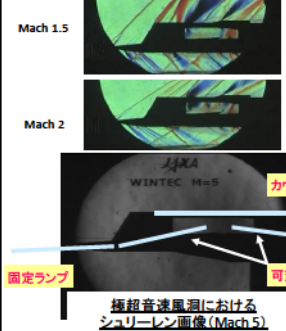
- 排気ジェットのせん断層 (渦変動) を音源とするブロードバンドノイズ [文献19]



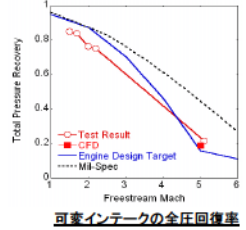
[文献22: Greska, B., et al, AIAA2004-2969]

マイクロジェット噴射

# 可変インテーク流れの見視化



- 予冷ターボジェットの変形インテークについて極超音速風洞試験により可視化。
- マッハ0 ~6に対応してエンジン作動。
- マッハ5で圧力回復率20%を達成。 [文献20,21]



極超音速風洞におけるシュリーレン画像 (Mach 5)

可変インテークの全圧回復率

## 予冷ターボジェットエンジン機能確認試験

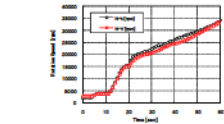
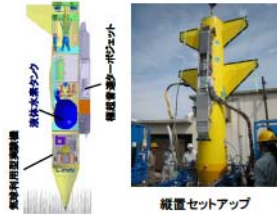
場所: JAXA 能代多目的実験場  
(秋田県能代市)

期間: 平成21年8月31日~9月18日

成果:  
・気球利用型実験機(BOV)飛行シーケンス  
(気球分離~着水)の動作確認。

・小型予冷ターボジェットを縦置き状態で起  
動・運転し、潤滑不足等の問題なく運転可  
ることを確認。重力環境による作動特性  
の変化を評価するためのデータを取得。

・液体水素を用いたコアエンジン起動特性を  
取得し、再現性のある自立運転に成功。  
(従来は、微妙な燃料制御を必要とするコ  
アエンジンについては、気体水素による運  
転を基本としていた。)

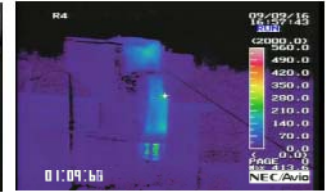


エンジン起動における重力方向の影響 31

## 予冷ターボジェットエンジン燃焼試験



縦置き試験状況



赤外線映像

## まとめ

- ・航空エンジンに関する開発動向、技術課題および可視化・計測法につ  
いて、JAXAの活動を中心とする事例を紹介した。
- ・燃焼器のNOx等の発生源、ファンやジェット排気などの騒音源を特定可  
能な可視化・計測法は、新規技術開発に非常に有効。
- ・エンジンに関するCFD技術の検証用として、場のデータを効率的に取得  
できる計測手法は期待が大きい。
- ・実験用燃焼器に関する可視化あるいは計測法については、各種の光学  
計測法の研究開発が進んでいる。
- ・ファン、タービン等の回転要素に関する手法は、実験用としても必ずしも  
十分でない。回転部表面の面データを、光学的手法で取得できれば極  
めて有用。
- ・排気ジェットや騒音場など、エンジン実機を用いた運転試験でも簡単に  
搭載・場の計測が可能手法があると有用。

## 参考文献(航空エンジンに関する可視化事例とニーズについて)

- 冷却タービン
  1. Bamba, et al., "Leading Edge Cooling Performance of an Integrated Cooling Configuration," ASME Turbo Expo 2008.
  2. 山根、流休・熱伝導達成解析と固体熱応力解析の連携手法について、第38回日本ガスタービン学会定期講演会、2010.
- 燃焼器
  3. 吉田ほか、ジェットエンジン燃焼機用気流流動化ノズル内流れのPIV計測、第35回可視化情報シンポジウム、2007.
  4. 松澤、次世代低NOx燃料噴射弁開発を支える燃料噴射の工学計測技術、日本機械学会講演会、2007.
  5. 松澤、航空用気流流動化式燃料噴射弁の噴射特性及びその計測、第35回日本ガスタービン学会定期講演会、2010.
  6. 船田ほか、二重環状気流流動化燃料噴射弁の噴射特性に関する研究、第36回日本ガスタービン学会定期講演会、2008.
  7. T. Kawaguchi, et al., "Diagnosis of Sprays with Wide Droplet-Size Distribution by Novel Interferometric Laser Imaging Technique," Proc. ICLASS 2003, 2003.
  8. 立花ほか、二次燃料噴射による振動燃焼の燃焼制御、ながれ、25巻 第3号、pp.219-227, 2006.
  9. Zimmer、立花、自発光画像法ならびに平面レーザ誘起蛍光法による燃焼流の計測、日本マリンエンジニアリング学会誌、41-3、2006.
  10. Tachibana et al., "Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection Coupling with Chemiluminescence Imaging Technique," Proc. Combust. Inst. 31, 3225-3233, 2007.
  11. Zimmer and Tachibana, "Laser Induced Plasma Spectroscopy for local equivalence ratio measurements in an oscillating combustion environment," Proc. Combust. Inst. 31:737-745, 2007.
  12. 立花、"燃焼不安定性の燃焼制御における光学計測の応用"、日本燃焼学会誌、第50巻154号、pp.297-306, 2008.
- ファン・圧縮機
  13. Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Annual Survey of Education and Research, 1999.
- 排気ジェット、騒音等
  14. 水野ほか、第4回屋外エンジン運転試験、JAXA-RM-08-016, 2009.
  15. 石井ほか、グリーンエンジンプロジェクトにおける騒音低減に関する研究、日本航空宇宙学会誌、2008.
  16. 石井ほか、Y69ターボジェットエンジンの屋外騒音試験、JAXA-RM-08-012, 2009.
  17. 寛木ほか、光学CT法を用いた超音速噴流騒音の動態可視化、日本燃焼学会論文集白編、74-738, 2008.
  18. Yanagi, "Self-Compensation DGC System, Proceedings of SPIE 38," Visualization Society of Japan, 1998.
  19. 榎本ほか、「マイクロジェット噴射による高速度ジェットの高騒音化のLES解析」第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, JSAS-2009-0191-A.
  20. Taguchi, et al., "Hypersonic Ramjet Engine with Balanced Variable Mechanisms," Space Technology, 25-2, 2005.
  21. Taguchi, et al., "Research on Hypersonic Airplanes using Pre-Cooled Turbojet Engine," 61th International Astronautical Congress, 2010.
  22. Greska, B., et al., "High-Speed Jet Noise Reduction Using Microjets on a Jet Engine," AIAA-2004-2969, 2004.