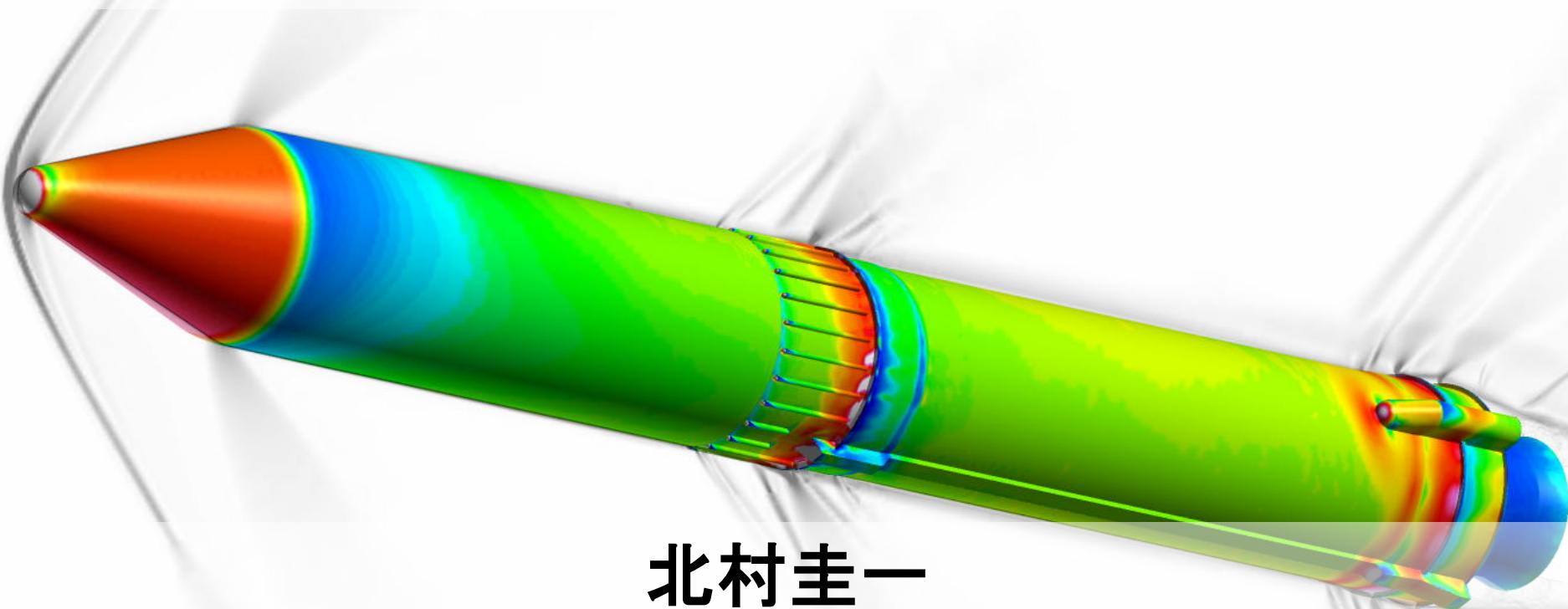


# 衝撃波を安定にとらえる流体計算法の提案と それを用いたイプシロンロケットの空力特性の解明



北村圭一

横浜国立大学大学院 工学研究院 准教授

協力(敬称略): 嶋英志, 野中聡(JAXA), 葛生和人(東海大), 藤本圭一郎(JAXA),  
青野淳也(計算力学研究センター), Philip L. Roe, Farzad Ismail(ミシガン大),  
青柿拓也, 河内和観, 原田敏明(横国大), 中村佳朗(中部大; 名大)

# 略歴

**1995-1998** 明治大学附属明治高等学校

**1998-2002** 東京工業大学

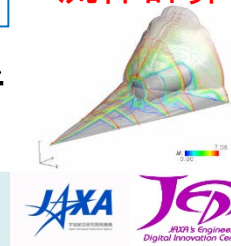
**2002-2008** 名古屋大学  NAGOYA UNIVERSITY



**2006-2007** 米国ミシガン大学 (留学)

流体計算における衝撃波の安定性

・博士論文: 極超音速衝撃波干渉流れの数値解析  
指導教員: 中村佳朗 教授



**2008-2011** JAXA (プロジェクト研究員)  
衝撃波を安定にとらえる流体計算法 SLAU, SLAU2  
イプシロンロケットの空力解析  
(シミュレーション & 実験)

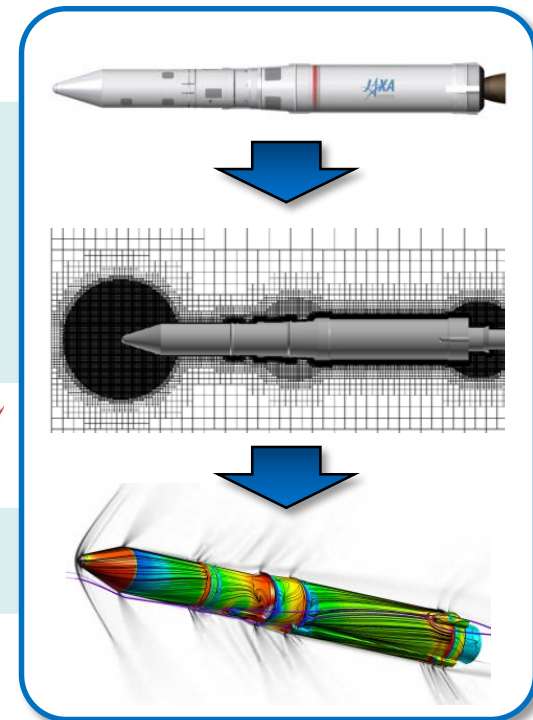
受入研究者: 嶋英志 センター長

**2011-2012** NASA (研究員)



**2012-2014** 名古屋大学 (助教)

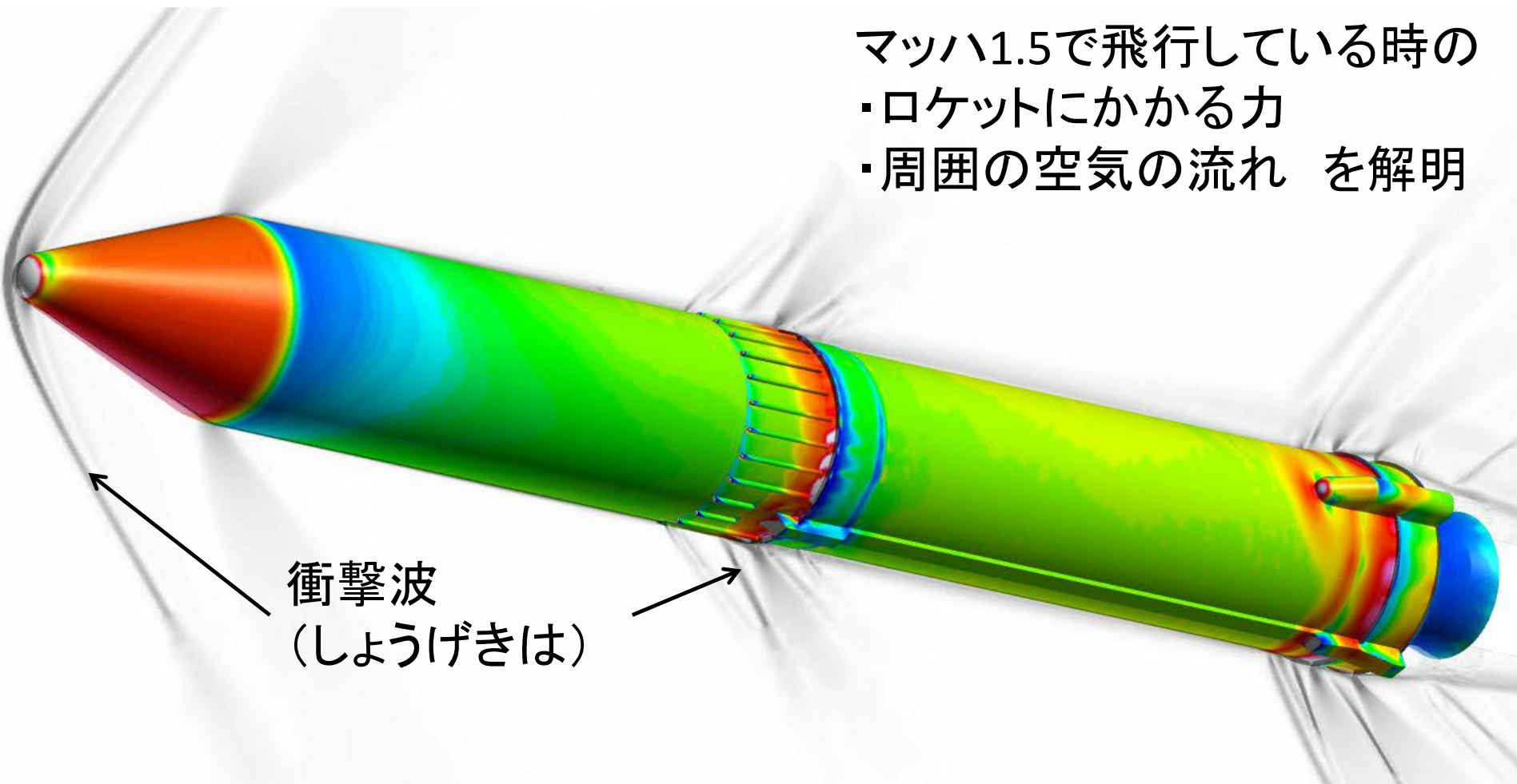
**2014-** 横浜国立大学 (准教授)



# イプシロンロケットの流体シミュレーション (JAXA)

マッハ1.5で飛行している時の

- ・ロケットにかかる力
- ・周囲の空気の流れ を解明

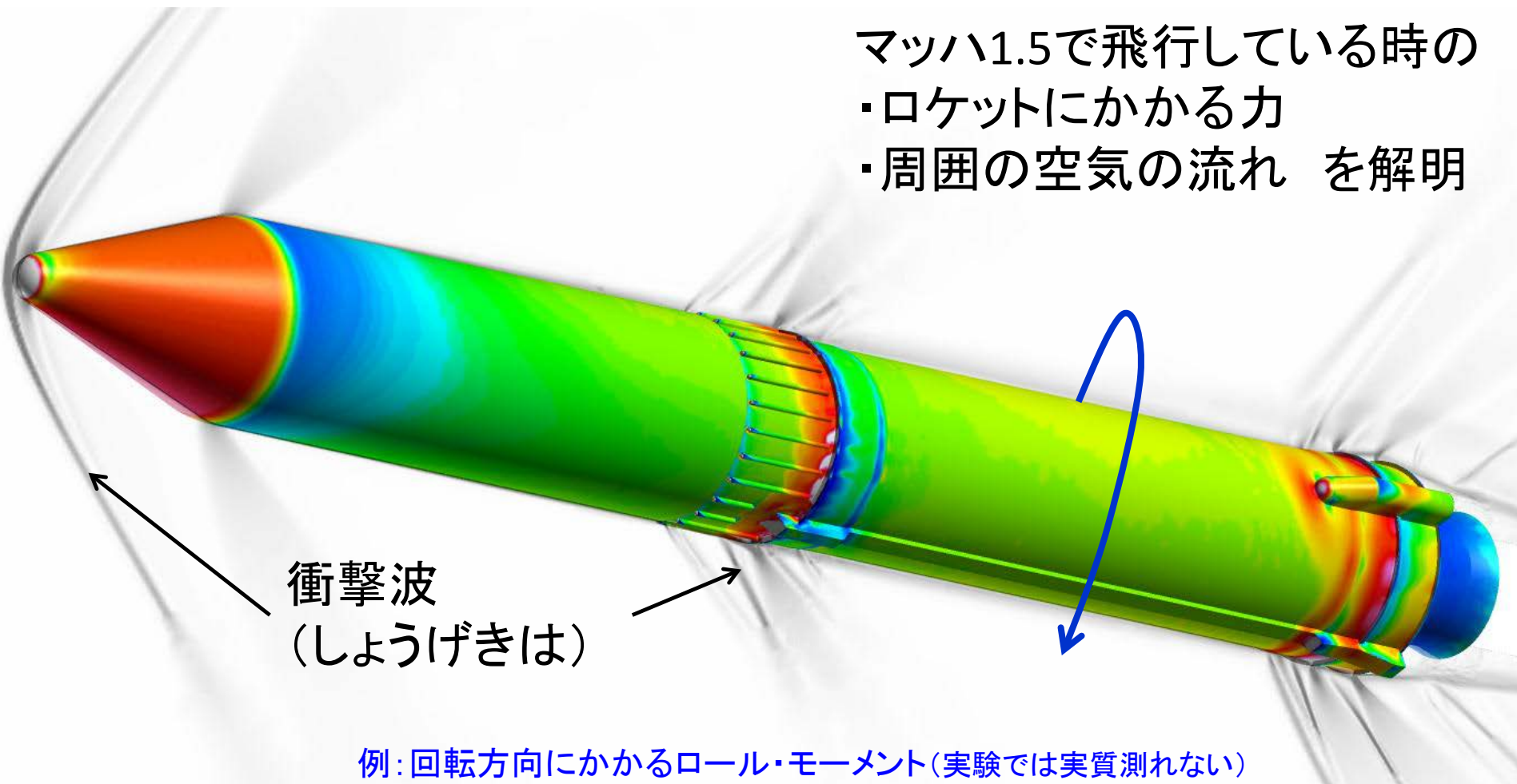


- ・ 想定外の力がかからない事を証明
- ・ 無事に宇宙へ飛び立った (初号機: 2013年9月)

# イプシロンロケットの流体シミュレーション (JAXA)

マッハ1.5で飛行している時の

- ・ロケットにかかる力
- ・周囲の空気の流れ を解明

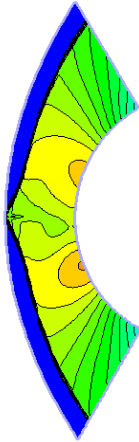
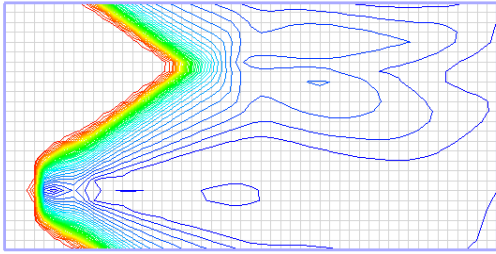


- ・ 想定外の力がかからない事を証明
- ・ 無事に宇宙へ飛び立った(初号機: 2013年9月)

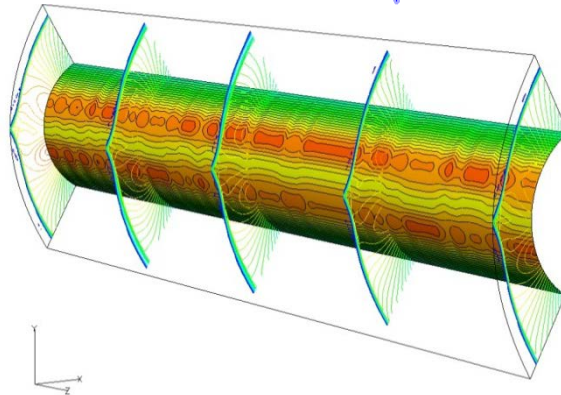
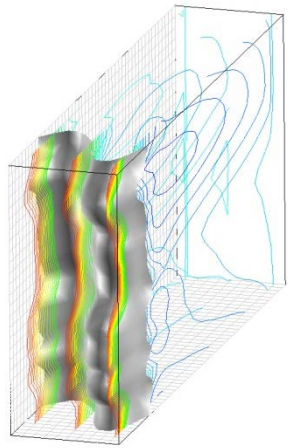
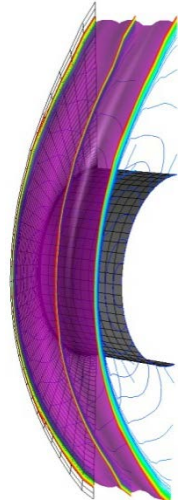
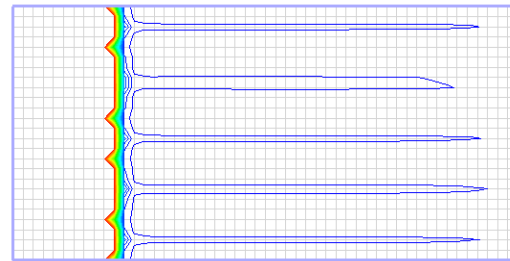
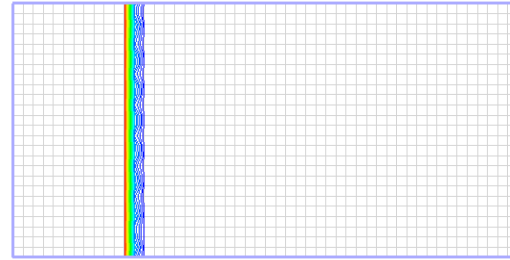


# 衝撃波の流体シミュレーション

“カーバンクル現象”

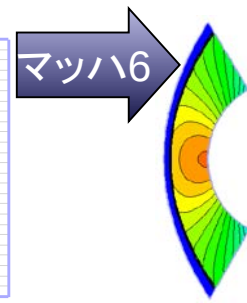
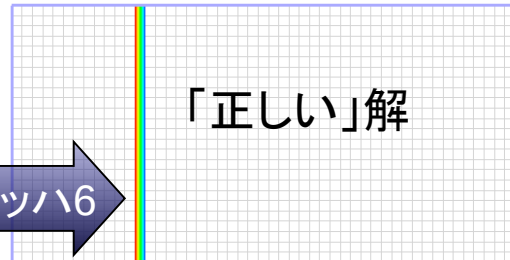


“数値振動”



「正しい」解

マッハ6



マッハ6

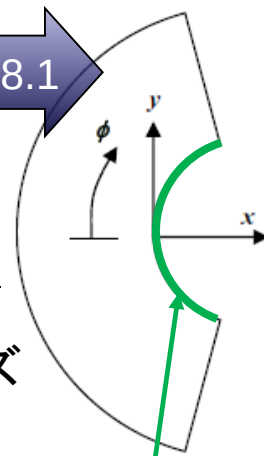
□ 「おかしい解」に至ってしまうことがある.

→世界で初めて体系的に整理

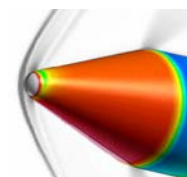
Kitamura, K., Roe, P., and Ismail, F. *AIAA Journal* (2009)

# 衝撃波を安定にとらえる 流体シミュレーション手法を提案

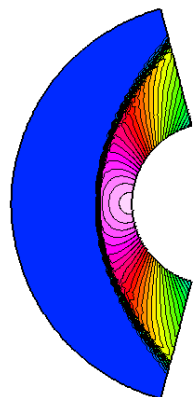
マッハ8.1



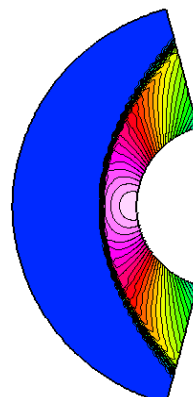
宇宙機  
の先端  
を模擬



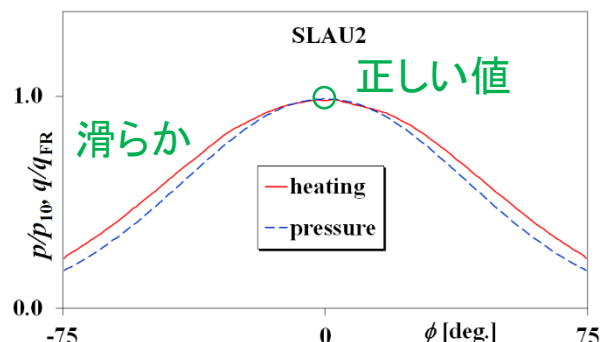
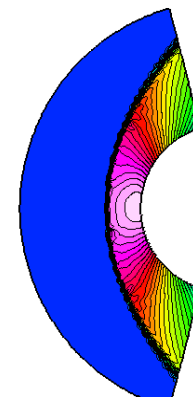
滑らかな解



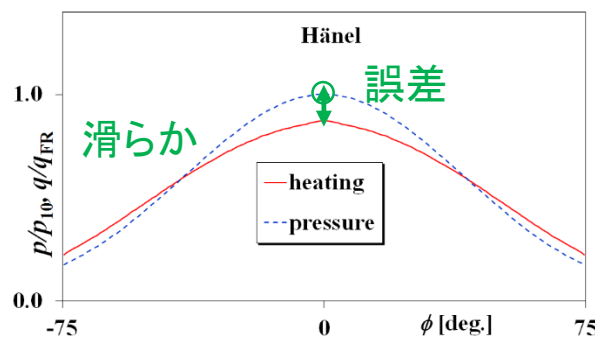
滑らかな解



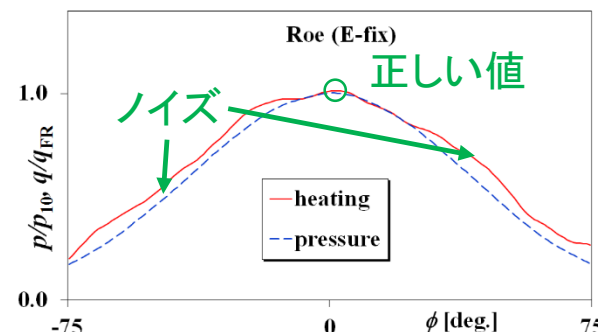
衝撃波でノイズ



SLAU2(提案手法)



Hanel(従来法)



Roe(従来法)

衝撃波不安定が起こらないよう数値粘性を調整

→宇宙機への熱的負荷も力も「正しく」かつ「滑らか」にシミュレーションできた！

# 背景： イプシロンロケット

7



M-V

代表的な実績

- ・ 「はやぶさ」(2003)
- ・ 「ひので」打ち上げ後、引退(2006)

- ・ 商用衛星：大型(2トン級)⇒H2A
- ・ 科学衛星：小型化(500kg級)し、高効率化へ(=小型科学衛星計画)

後継機

- ・ 技術を継承
- ・ システム簡素化



イプシロンロケット

- ・ 低コストな小型衛星打ち上げシステム
  - ・ 第1段：SRB-A
  - ・ 打ち上げ能力： 2/3
  - ・ コスト： 1/3

**コスト・パフォーマンス：2倍**

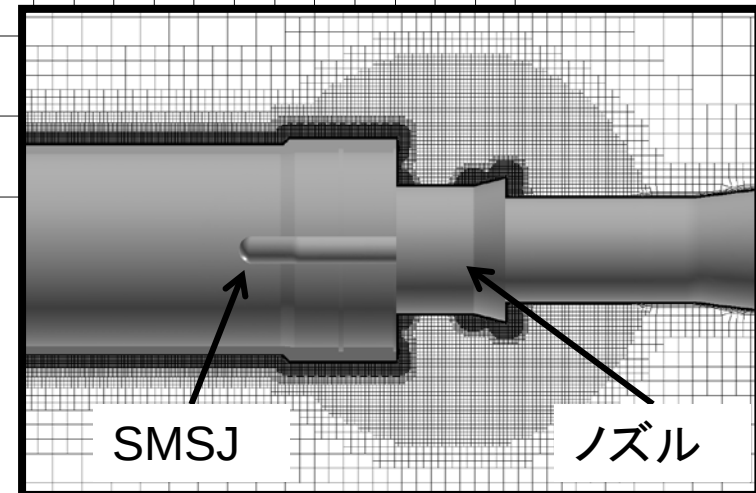
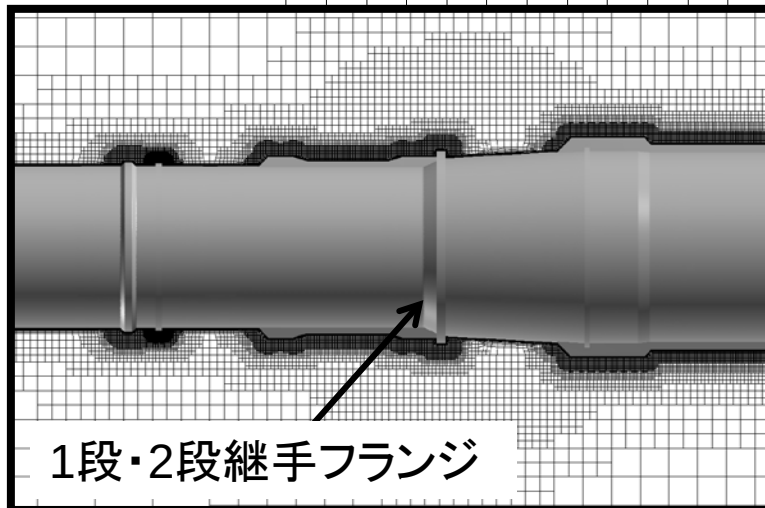
JAXA格子生成ツール“LS-GRID”

# で作製した計算格子

約1日で作製(マルチブロック構造  
格子では約2週間かかる)。

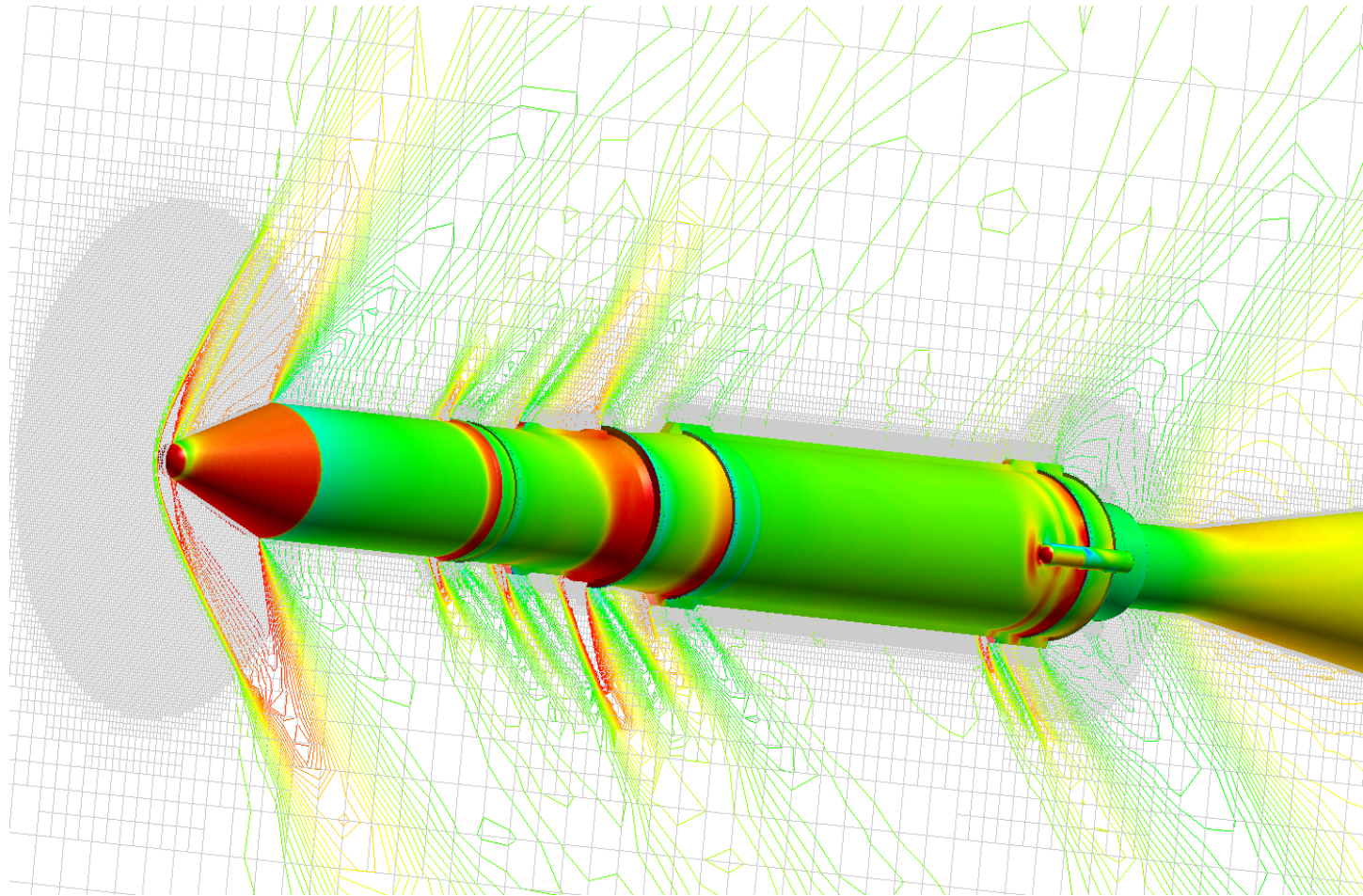
セル: 密度, 圧力など物理量を持つ  
(cf. 写真のピクセル: 色情報を持つ)

約2,300万点,  
半裁の場合





圧力分布と計算格子

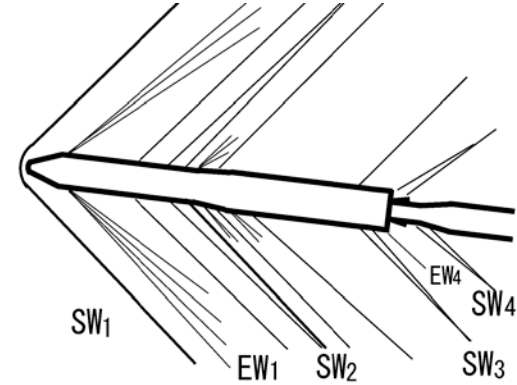


JAXA流体計算コード“LS-FLOW”にSLAU2を実装

## 計算結果の例

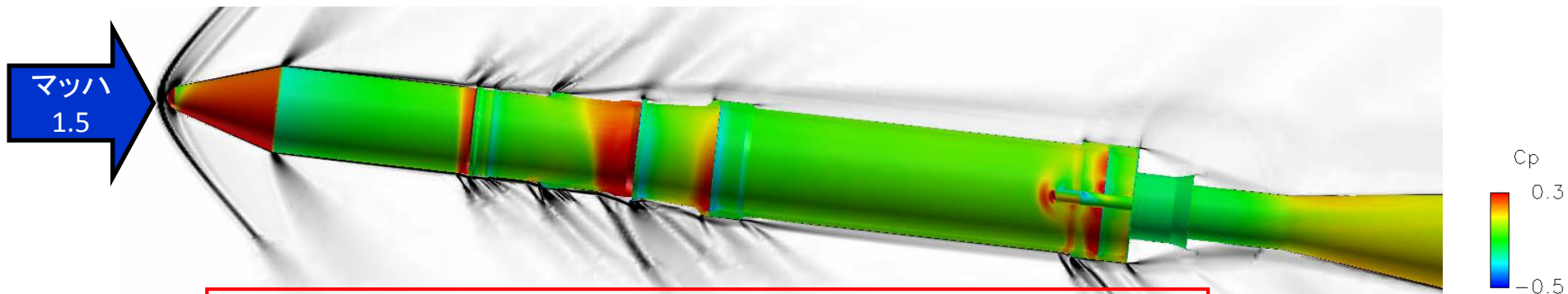
Kitamura, K., Nonaka, S., Kuzuu, K., Aono, J., Fujimoto, K., and Shima, E., “Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, (2013)

# 一流れ場可視化結果一



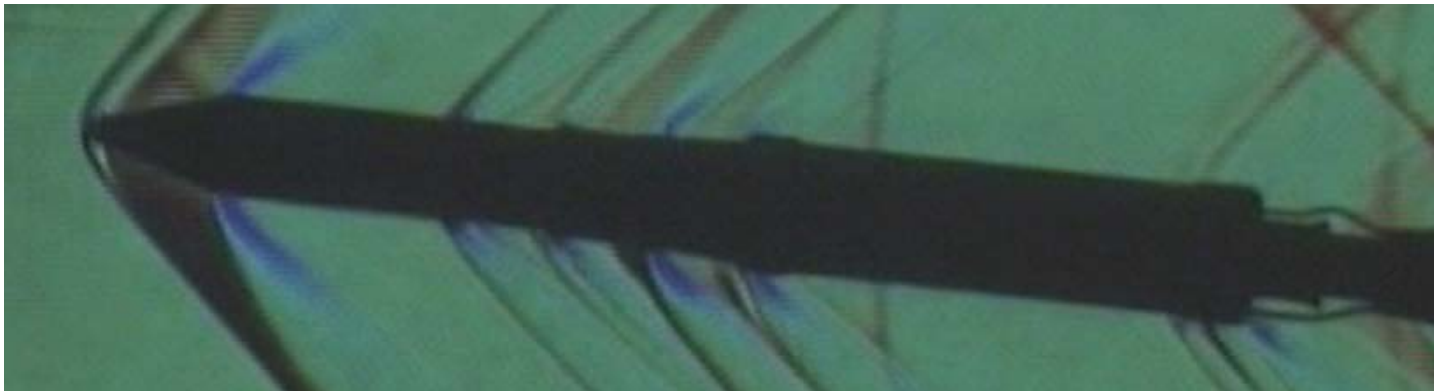
流体シミュレーション結果

密度勾配絶対値



衝撃波の発生位置はほぼ一致.

風洞試験結果(シュリーレン写真)

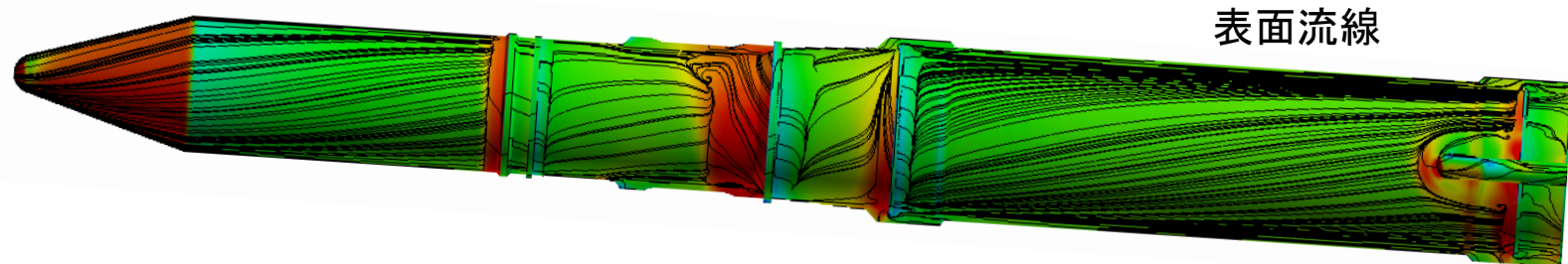


# —表面流線可視化結果—



- 全体的な流れ場は類似.
- 突起部分周りの流れ場も, 類似.

流体シミュレーション結果



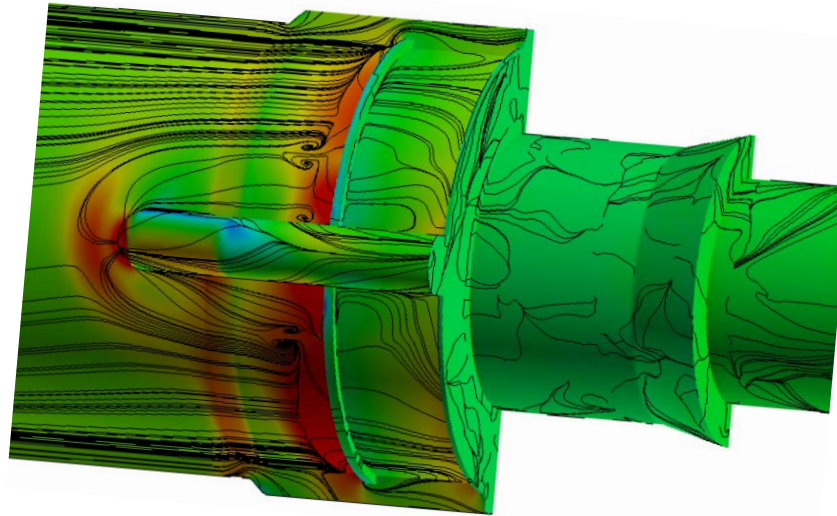
風洞試験結果(オイルフロー)





# —表面流線可視化結果— (下流の突起付近)

流体シミュレーション結果



表面流線

風洞試験結果  
(オイルフロー)

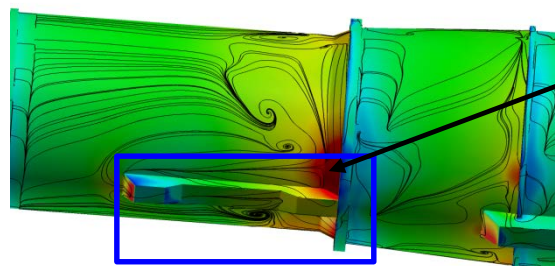
突起





# 流体シミュレーション結果の解析の例

流体シミュレーション結果



三次元流れ場の詳細を捕捉・解明

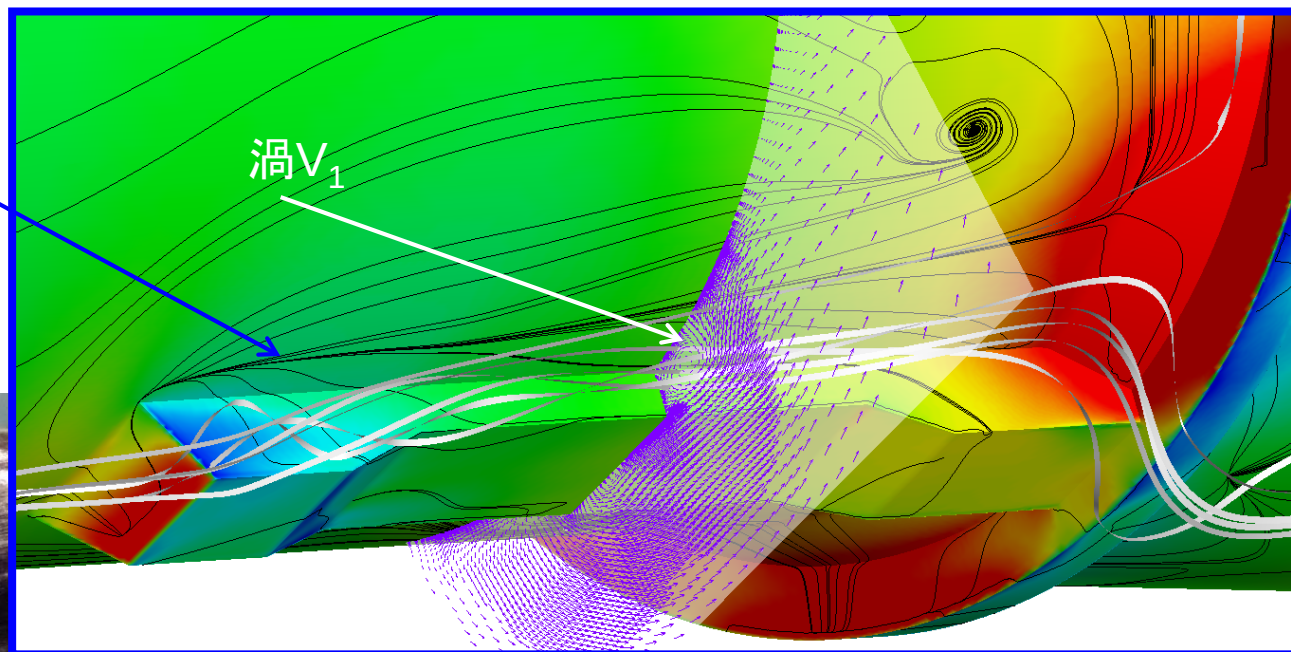
赤い箇所は高い圧力がかかっている

マッハ  
1.5

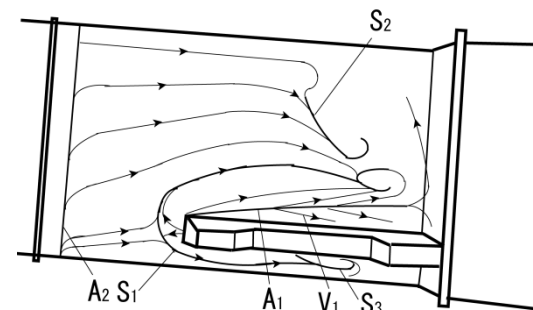
風洞試験結果  
(オイルフロー)



線A<sub>1</sub>



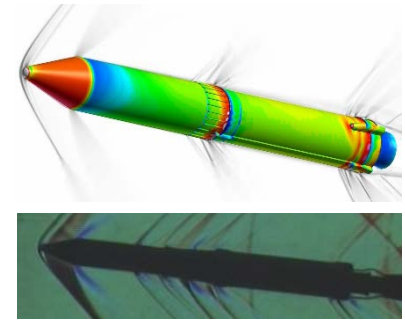
突起を乗り越えた流れが渦V<sub>1</sub>を形成した後、再びロケット表面に付着(線A<sub>1</sub>)。



# 共著者の皆様に感謝申し上げます ～関連する論文リスト～

1. **Kitamura, K.**, Roe, P., and Ismail, F. “Evaluation of Euler fluxes for hypersonic flow computations,” *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 1, pp. 44-53. doi:10.2514/1.33735 (2009) (被引用71件)
2. **Kitamura, K.**, and Shima, E., “Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 245, pp. 62-83. doi:10.1016/j.jcp.2013.02.046 (2013) (被引用54件)
3. **Kitamura, K.**, Nonaka, S., Kuzuu, K., Aono, J., Fujimoto, K., and Shima, E., “Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.50, No.4, pp.896-916. doi:10.2514/1.A32284 (2013)

# まとめ



- 衝撃波の流体計算において、おかしな解が現れる状況を体系的に整理し、明らかにした.
- 衝撃波を安定にとらえる流体シミュレーション方法(計算法) SLAU2を提案した(JAXAコードFaSTAR, LS-FLOW, HINOCAに標準実装され, 研究・教育・産業に広く利用されている).
- これをJAXAコードLS-FLOWに実装.  
イプシロンロケットの飛行時の流体計算に適用し,  
その空気力学的特性(実験で測れない力を含む)を明らかにした.  
→無事, 2013年9月にイプシロンロケット初号機が飛び立った.

# 最後に

- このような素晴らしい賞をいただき、誠にありがとうございます。
- 今後もJAXAとの良好な関係を大切にしながら、研究・教育に精進して参りたいと思います。
- 今後ともどうぞ宜しくお願い致します。



# いただいたご質問(例)

- なぜSLAU2が良いのか？ 何を工夫して作ったのか？  
→ 衝撃波の「内部」は、数学的に記述できません. この領域に対しては「数値散逸」を適切に調整する事で、不安定を起こりにくくしました.
- 宇宙機にかかる熱は何度？／今ならCFDで予測できる？  
→ 1000Kオーダーになります. ／予測精度は高くなりましたが現在でも難しさはあり、十分な検証が必要です.
- 衝撃波の問題は、メッシュを細かくしてスパコンを使えば解決できる？  
→ 計算要素(セル)のサイズに応じて現れるため、セルを小さくしても根本解決はできません.
- 再使用ロケットの帰還の難しさは？（スペースXができるのだから、もうできてしまうのでは？）  
→ 大小様々な渦が発生します. 渦が発生すると圧力が下がり、そこにロケットは引き寄せられるため、渦の発生位置を正確に知る必要があります.