

直交格子積み上げ法を用いた航空宇宙用エンジン 内部流れ場の大規模数値解析手法の開発

(拠点課題ID: EX25202)

小川 泰一郎 (代理: 佐々木 大輔)
工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野
E-mail: shinichiro.ogawa@omu.ac.jp

研究背景と目的

スクラムジェットエンジン

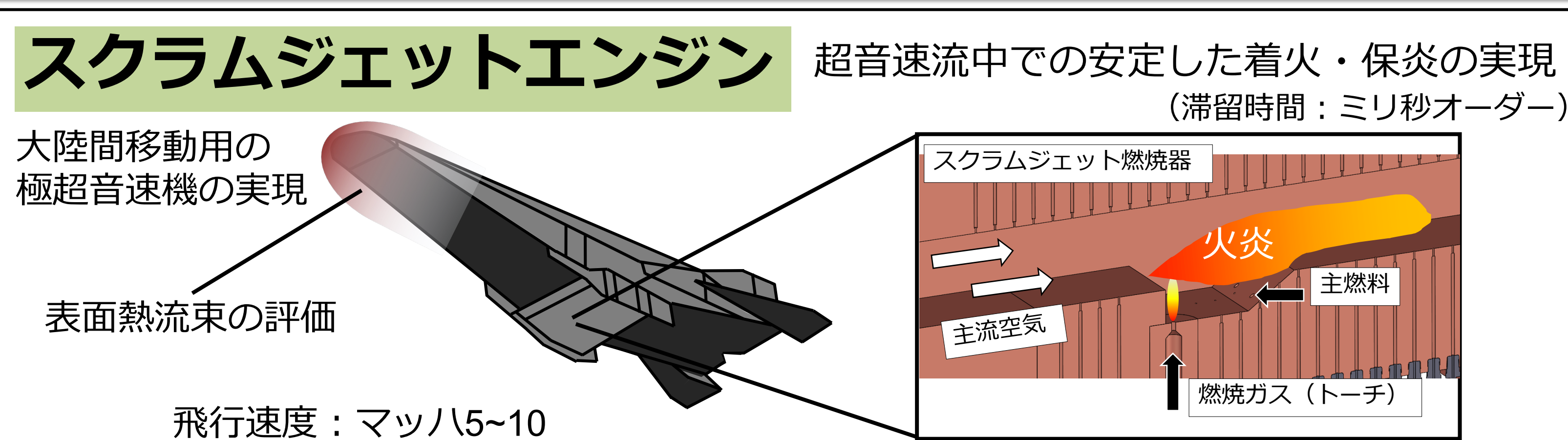
超音速流中での安定した着火・保炎の実現
(滞留時間: ミリ秒オーダー)

大陸間移動用の
極超音速機の実現

表面熱流束の評価

飛行速度: マッハ5~10

課題: 機体およびエンジン内部の流れ場の解明



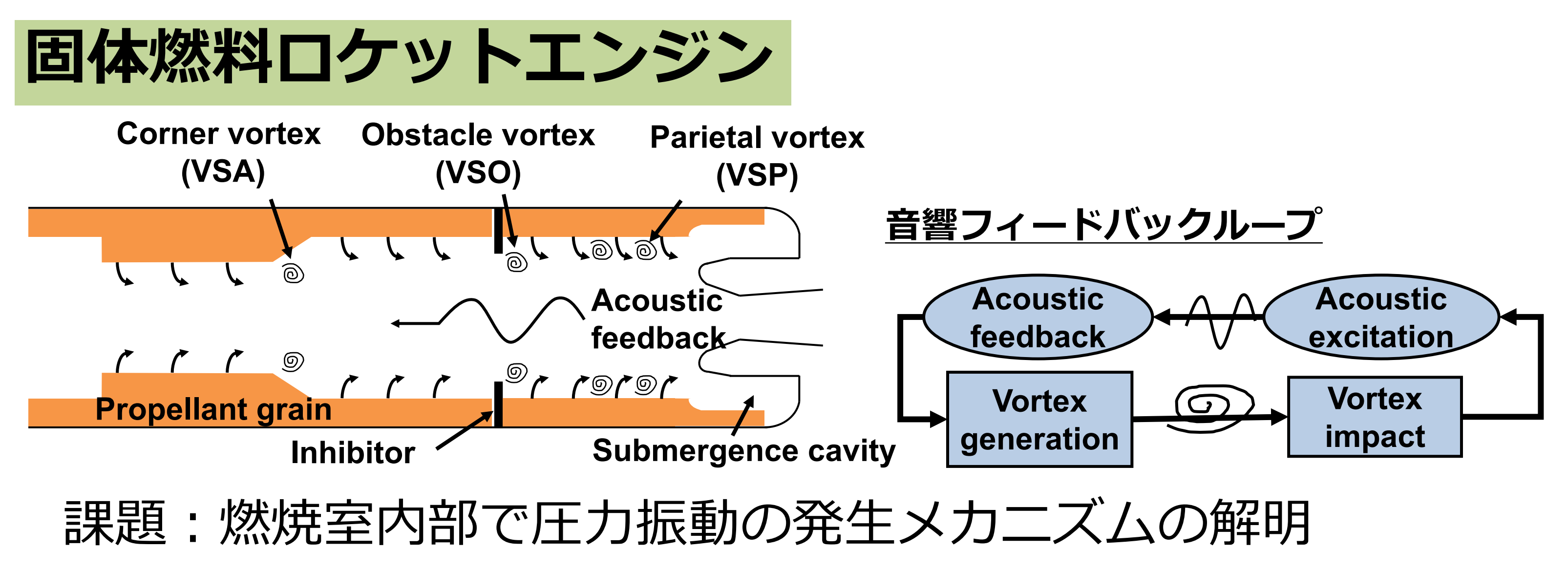
固体燃料ロケットエンジン

音響フィードバックループ

Acoustic feedback, Acoustic excitation, Vortex generation, Vortex impact

Propellant grain, Inhibitor, Submergence cavity

課題: 燃焼室内で圧力振動の発生メカニズムの解明



研究課題:

- 機体およびエンジンの最適設計のためには, 計算負荷の小さい解析手法の開発が必要である.
- さらに高度な解析には新たな革新的なCFDが必要である.

航空宇宙機及びエンジンを対象とした数値解析に利用可能な, 計算負荷が小さく, 大規模数値解析が可能なCFDソルバーを開発する.

構造格子	非構造格子	直交格子
(1) 複雑な形状の処理能力	△	◎
(2) 流れの局所特性への格子適合性	○	◎
(3) 空間高精度化	○ (3rd ~)	◎ (at most 2nd order)
(4) 並列計算機の効率的な利用	○	◎
(5) 大規模計算データの後処理能力	○	◎

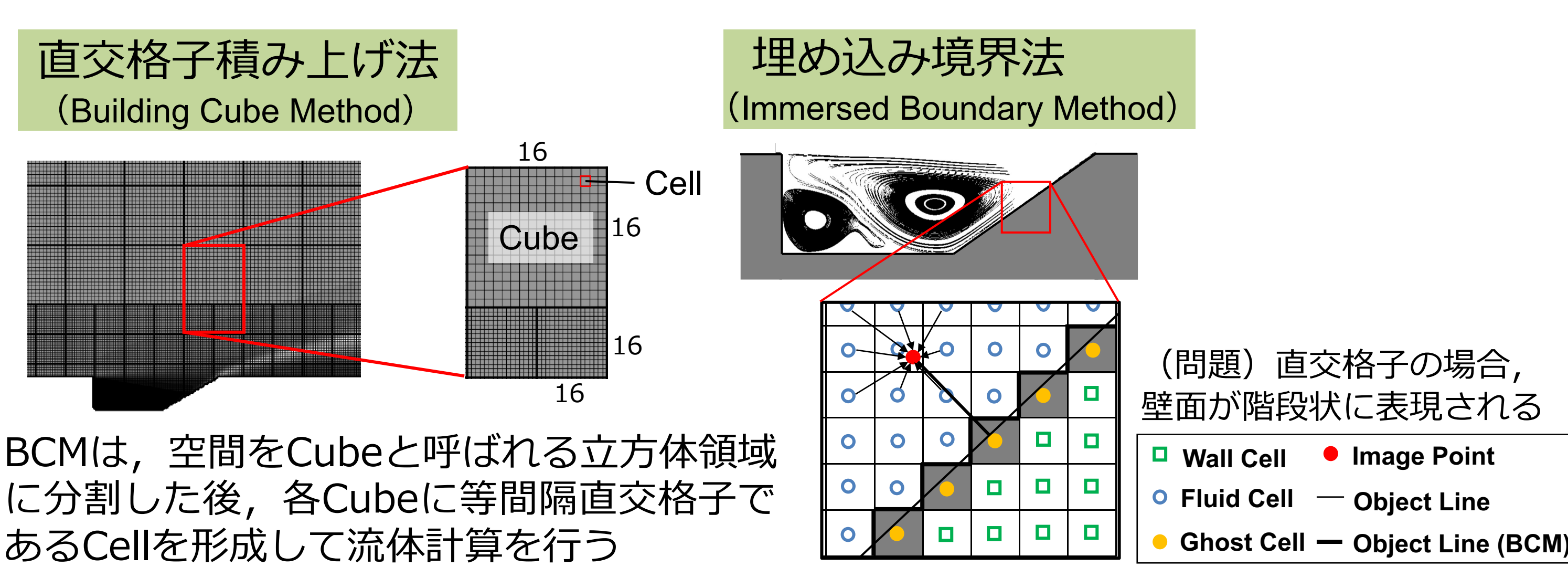
直交格子積み上げ法 (Building Cube Method)

空間をCubeと呼ばれる立方体領域に分割した後, 各Cubeに等間隔直交格子であるCellを形成して流体計算を行う

埋め込み境界法 (Immersed Boundary Method)

(問題) 直交格子の場合, 壁面が階段状に表現される

Wall Cell, Image Point, Fluid Cell, Object Line, Ghost Cell, Object Line (BCM)



研究内容

キャビティ保炎器

内部流れ場の比較評価

先行研究[1]

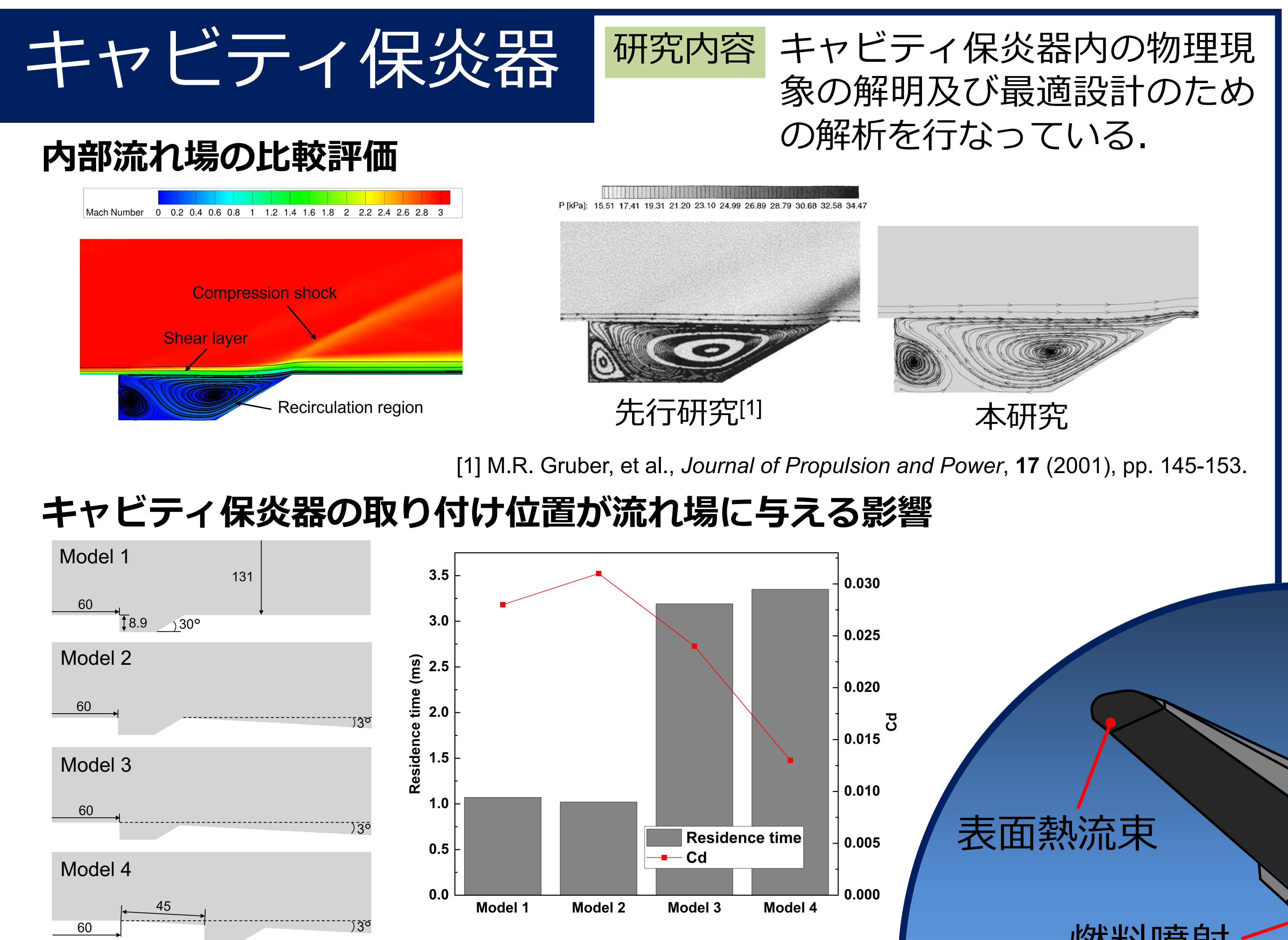
本研究

[1] M.R. Gruber, et al., *Journal of Propulsion and Power*, 17 (2001), pp. 145-153.

キャビティ保炎器の取り付け位置が流れ場に与える影響

Model 1, Model 2, Model 3, Model 4

Residence time (ms), Cd



燃料噴射

噴射口近傍の物理現象の確認

先行研究[2]

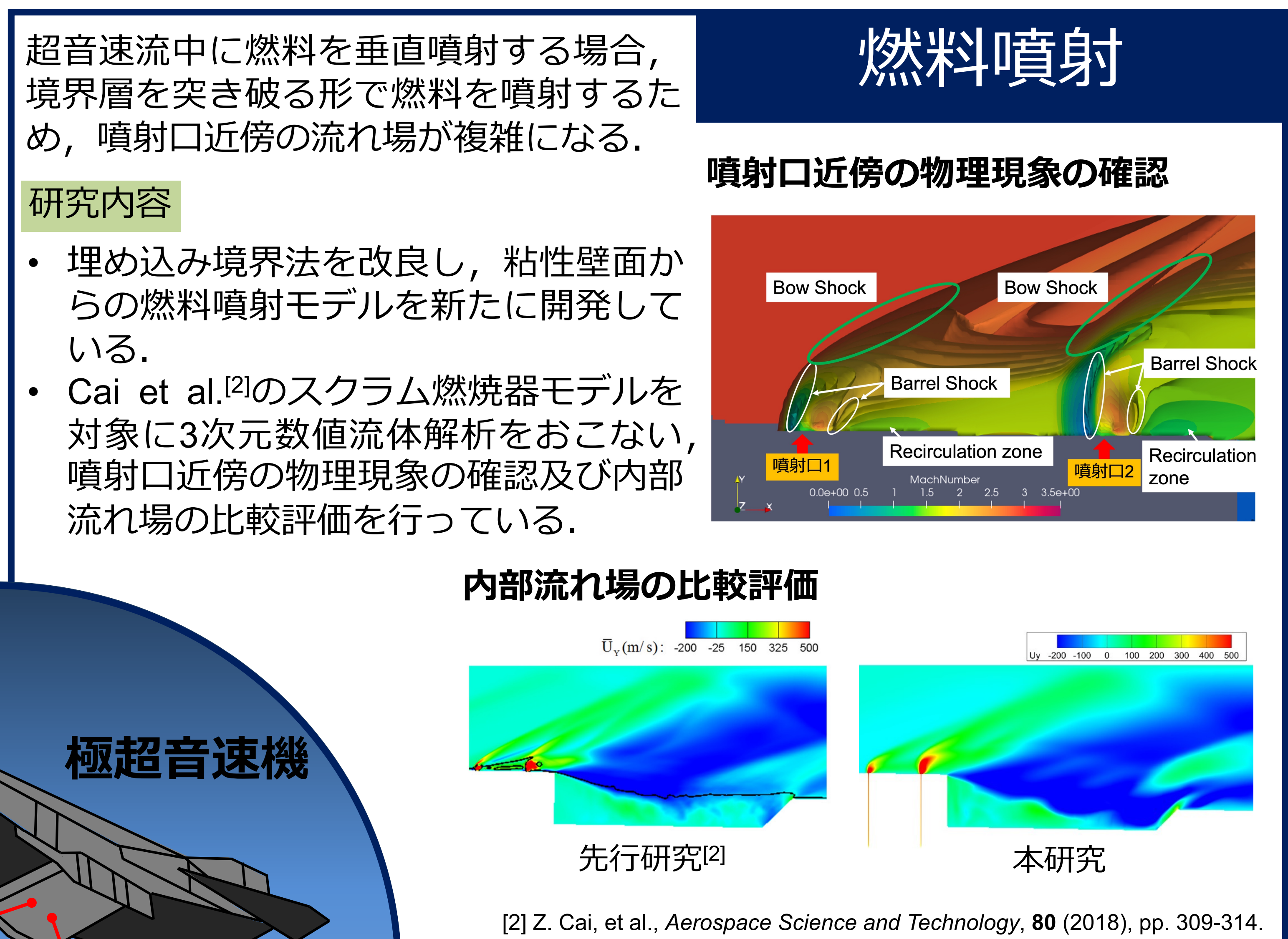
本研究

[2] Z. Cai, et al., *Aerospace Science and Technology*, 80 (2018), pp. 309-314.

内部流れ場の比較評価

先行研究[2]

本研究



表面熱流束

研究内容

- 埋め込み境界法を適用したBCMソルバーを用いて, 表面熱流束算出手法の構築を行っている.
- 超音速流における衝撃波背後の温度分布の予測精度向上を目指している.

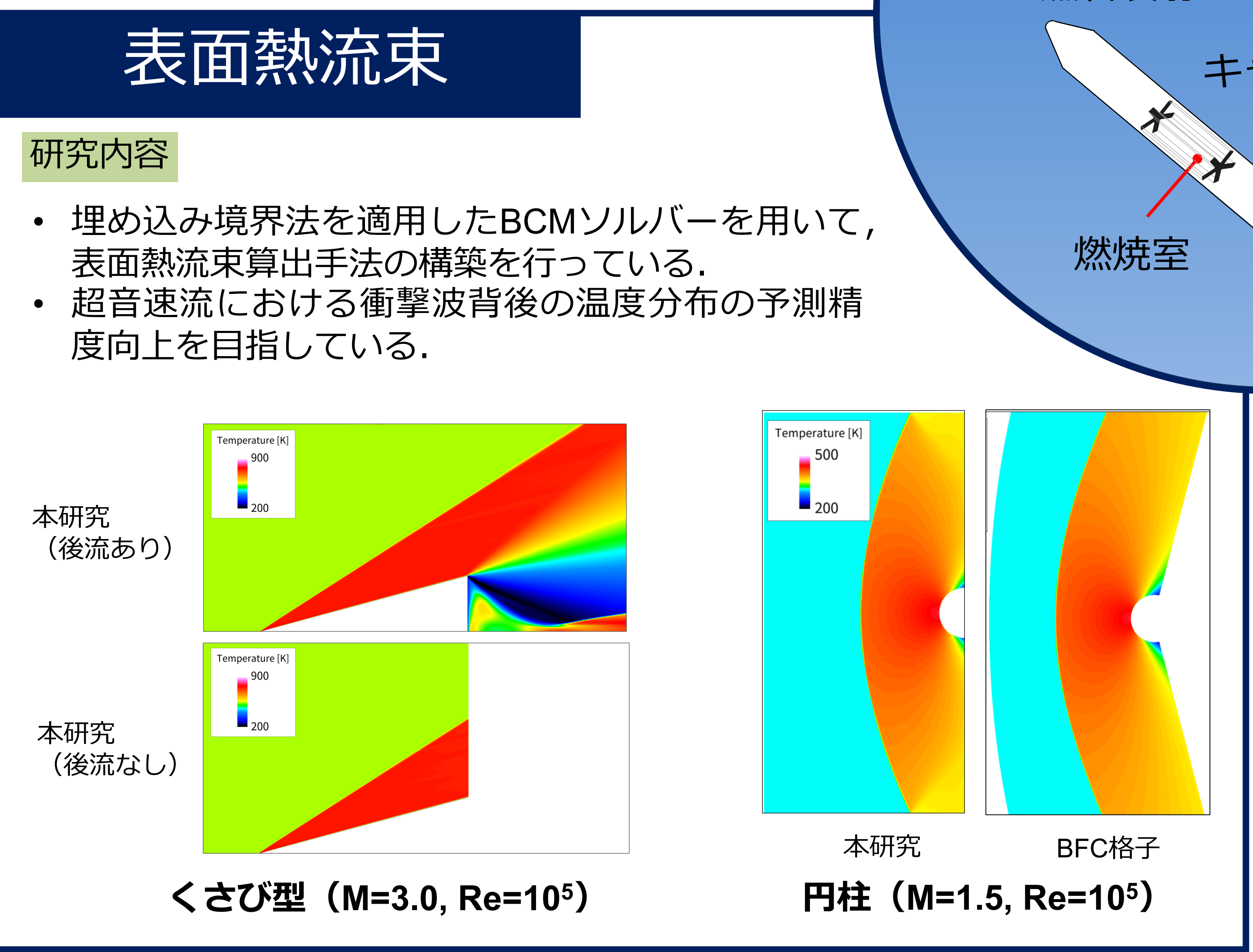
本研究 (後流あり)

本研究 (後流なし)

くさび型 (M=3.0, Re=10⁵)

円柱 (M=1.5, Re=10⁵)

本研究, BFC格子



固体燃料ロケット

研究内容

- 埋め込み境界法を改良し, 固体推進剤を模擬した壁面噴射モデルを新たに開発している.
- 星形グレイン形状への適用および, 燃焼に伴う推進剤の後退モデルの開発を行っている.

先行研究[3]

本研究

円筒モデル (Ariane 5 model)

星形グレインモデル (CASTOR I)

[3] J.H. Anthoine, et al., *Journal of Propulsion and Power*, 19 (2003), pp. 374-384.

