

第55回流体力学講演会／第41回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
2023年7月12日(水)-14日(金)
国立オリンピック記念青少年総合センター
ANSS企画2「宇宙輸送を支えるシミュレーション: S-520-RD1飛行試験におけるシミュレーションの活用事例」

2B13

極超音速流れにおける 埋め込み境界法を用いた複雑形状周りの熱流束予測

○高橋俊(JAXA) 山田剛治(東海大) 小寺正敏(JAXA)

2

目次

1. 研究の背景
2. 飛行試験
3. 数値解析手法
4. 解析結果, 飛行試験との比較
5. 結言

3

目次

1. 研究の背景

2. 飛行試験

3. 数値解析手法

4. 解析結果, 飛行試験との比較

5. 結言

4

宇宙輸送技術

文部科学省:革新的将来宇宙輸送システム実現に向けたロードマップ検討会(第6回)資料6-2(令和3年3月3日)

- 2040年代に向けて、宇宙輸送システム方式として、これまでのミッション検討結果及び重要技術の網羅性を踏まえ、1段垂直離陸／水平離陸、2段垂直着陸／水平着陸の形態から抽出したリファレンスシステムA, B, Cの3方式を紹介する。

部分再使用ロケット

- リファレンスシステムA
飛行実証は2030年頃

水平離着陸飛行機

- リファレンスシステムB
飛行実証は2035年頃

完全再使用ロケット

- リファレンスシステムC
飛行実証は2040年頃

(リファレンスシステムAの上段を発展)



1段: 垂直離陸・垂直着陸
2段: 使い切り
(推進薬: 左は水素、右はLNG(将来的にはCNメタン*))
* Carbon Neutral: カーボンニュートラル



1段: エアブリージングエンジン※搭載機体
2段: 使い切りロケット



1段: エアブリージングエンジン※搭載機体
2段部: 有人搭載部を装着
※エアブリージングエンジンは、宇宙へのアクセスも可能なロケットエンジンをベースとした複合サイクルエンジン



完全再使用



有人P2P仕様(1段再使用)

5

各形態の特徴

文部科学省:革新的将来宇宙輸送システム実現に向けたロードマップ検討会(第6回)資料6-2(令和3年3月3日)

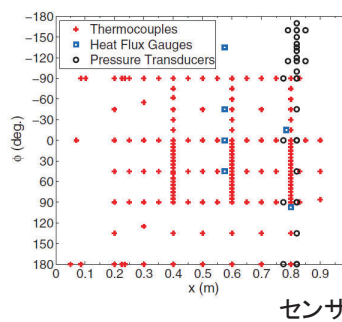
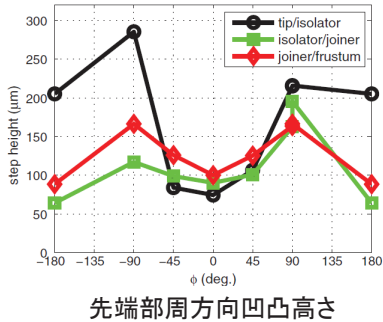
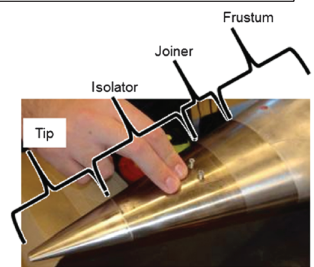
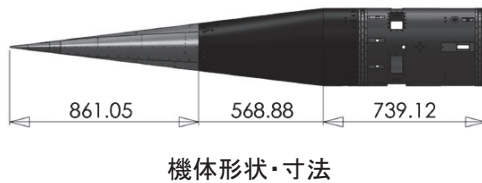
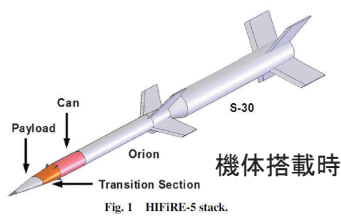
	システムA ロケットタイプ	システムB 有翼タイプ	システムC ロケット+上段有翼
メリット	<ul style="list-style-type: none"> サブオービタルを含む大部分のミッションに対応可能(深宇宙への輸送が可能) 搭載輸送能力が大きい(大型化が相対的に容易) 開発の知見/関連技術の蓄積がある 有人輸送の可能性(有人カプセル輸送など海外での実績あり) 	<ul style="list-style-type: none"> P2Pに最適 空港など地上インフラの共用が可能 推進剤(酸化剤)を減らせるため、機体軽量化が可能 有人輸送の可能性(航空機運用技術が使用できる) 	<ul style="list-style-type: none"> P2P、サブオービタルを含むあらゆるミッションに対応可能(深宇宙への輸送が可能) ロケット部分は開発の知見/関連技術の蓄積がある(上段部分は技術成熟度低) 有人輸送の可能性
デメリット	<ul style="list-style-type: none"> 射点が限定的 機体の軽量化、エンジン高性能化 海上回収などの新規設備・維持 P2Pは対応できない 	<ul style="list-style-type: none"> 単独での大型建造物の軌道上輸送や深宇宙への輸送は困難(現実的な機体サイズを超え、長距離の発着場が必要になる) 現時点で、主要技術(エンジン・熱構造)の技術成熟度が低い(航空分野との融合が必要) 	<ul style="list-style-type: none"> 搭載輸送能力がロケットタイプに比べ相対的に低い(大型化が相対的に容易) 現時点で、上段再使用に係る主要技術(軽量熱構造、再突入誘導)の技術成熟度が低い 

再使用の意義・価値について(共通)

- 高頻度打上への対応
- 高頻度打上機会による高頻度改良開発機会の増加(新旧同時搭載フライトの活用等)
- 無人/有人輸送に対して、安全信頼性の早期熟成

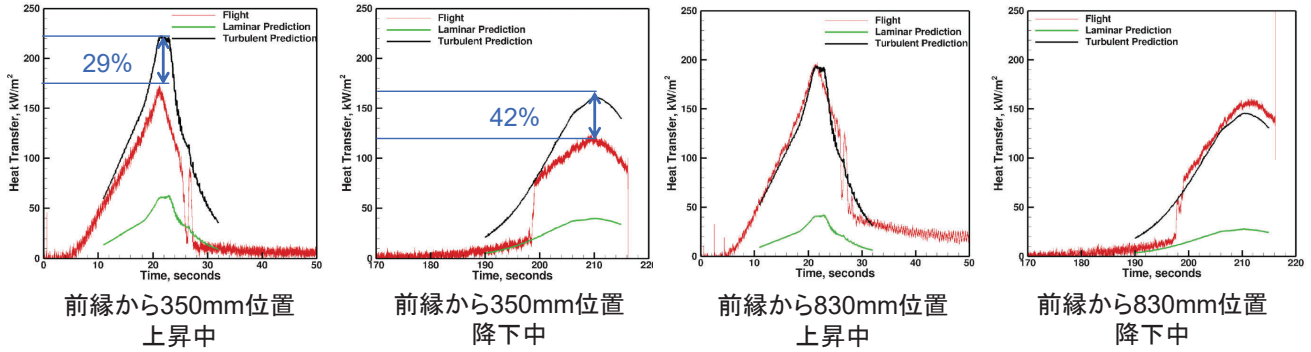
6 関連研究(1) NS解析による飛行試験の熱流束予測

Juliano, T. J., et al. "HIFiRE-5 Flight Test Result", J. Spacecraft and Rocket, Vol. 52, No. 3, 2015



7 関連研究(1) NS解析による飛行試験の熱流束予測

Juliano, T. J., et al. "HIFiRE-5 Flight Test Result", *J. Spacecraft and Rocket*, Vol. 52, No. 3, 2015



- ✓ 解析側はparabolized NS解析 (乱流モデル: Baldwin-Lomax)
- ✓ 一様流Mach数2.5, 迎角ゼロでのみStanton数算出
- ✓ その他の条件では熱流束を飛行条件と壁面温度から算出
- ✓ 乱流熱流束42%過大評価

8 関連研究(2) Cart3D and Reference Temperature Method (RTM)

Hamilton, H. H., et al., *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 51, No. 4, 2014

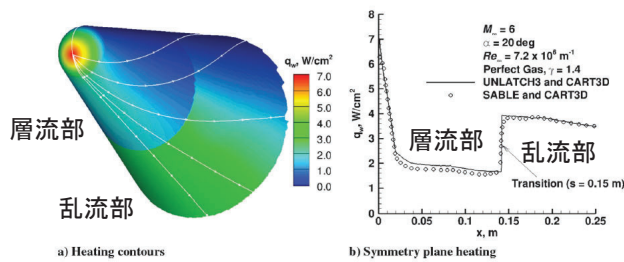
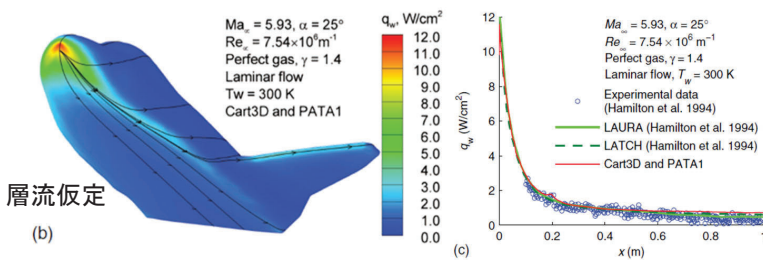


Fig. 10 Laminar and turbulent heating on a spherically blunted 15 deg half-angle cone, perfect gas, $\gamma = 1.4$, $M_\infty = 6$, $Re = 7.2 \times 10^6$ m⁻¹, $\alpha = 20$ deg.

- 直交格子Cart 3D応用
- Euler解析後, RTMで後処理
- 平板境界層熱流束推算式
- 全機の熱流束分布を算出可能
- NS解析より高速

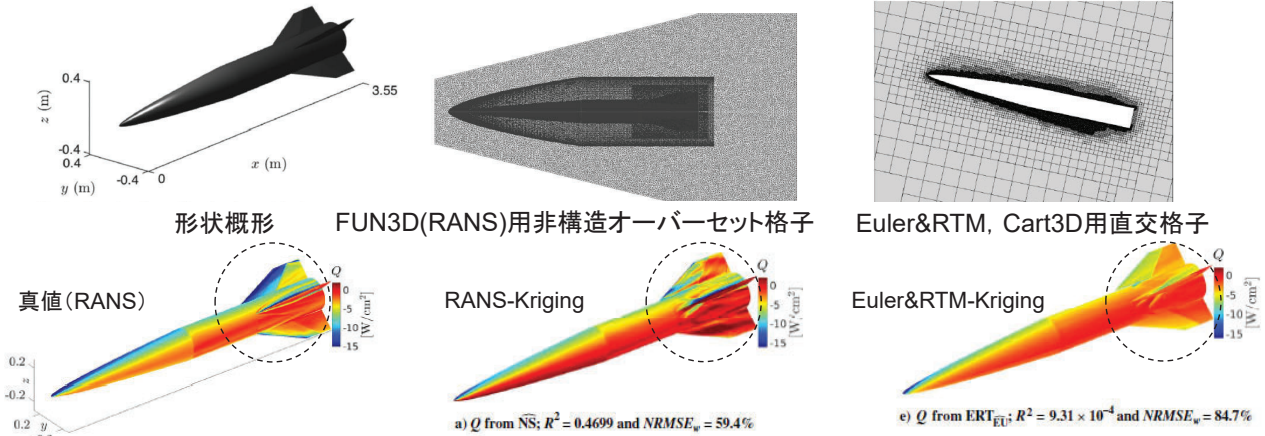
Zhao, J., et al., *J. Aerospace Engineering*, Vol. 31, No. 5, 2018



9

関連研究(3) Cart3D & RTMの応用

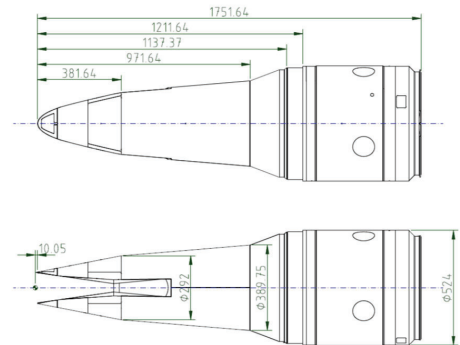
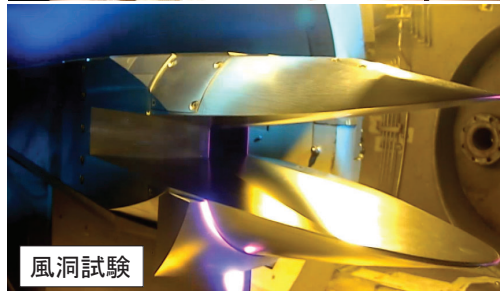
Dreyer, E. R., et al. "Rapid Steady-State Hypersonic Aerothermodynamic Loads Prediction Using Reduced Fidelity Models", J. Aircraft, Vol. 58, No. 3, 2021



- ✓ 飛行軌道全体を予測するため、定常RANSと、Euler&RTM等でKriging応答曲面を作成
- ✓ 定常RANSの応答局面の予測が高精度(特に大迎角時の翼周り:○印部)

10

スクラムジェットエンジン実証機RD1



- 全長1.8メートル弱
- インレット部0.38メートル
- エンジン燃焼試験成功
- 表面空力加熱計測成功

11

研究目的

1. 極超音速流中の任意形状の高効率な熱流束予測法の開発
2. 飛行試験RD1の計測結果と比較検討

12

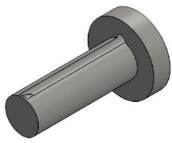
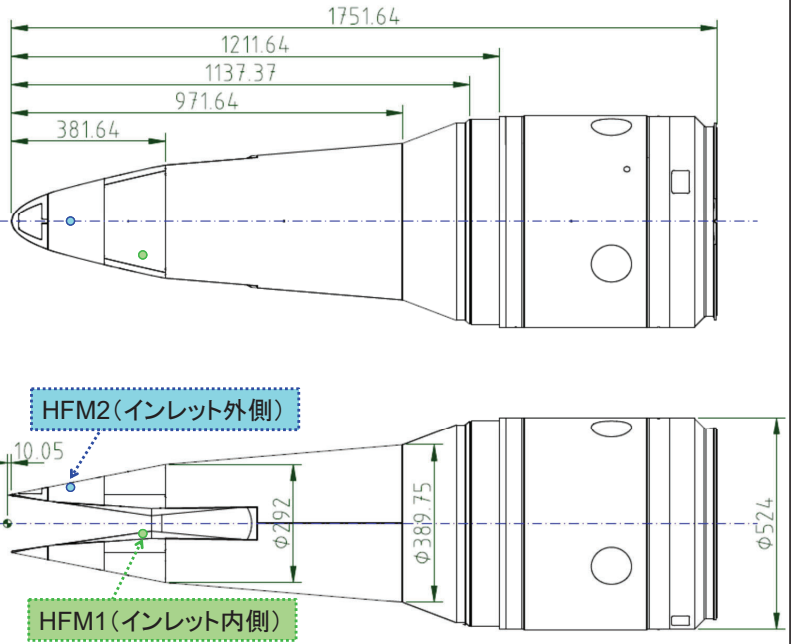
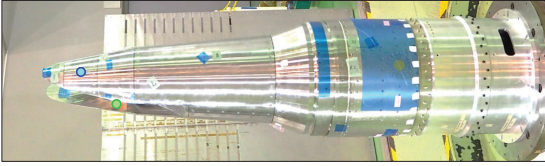
目次

1. 研究の背景
2. 飛行試験
3. 数値解析手法
4. 解析結果, 飛行試験との比較
5. 結言

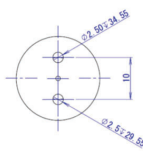
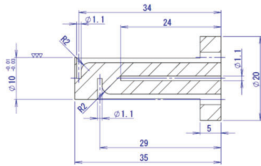
13

熱流束センサー配置

飛行供試体の写真とセンサー位置

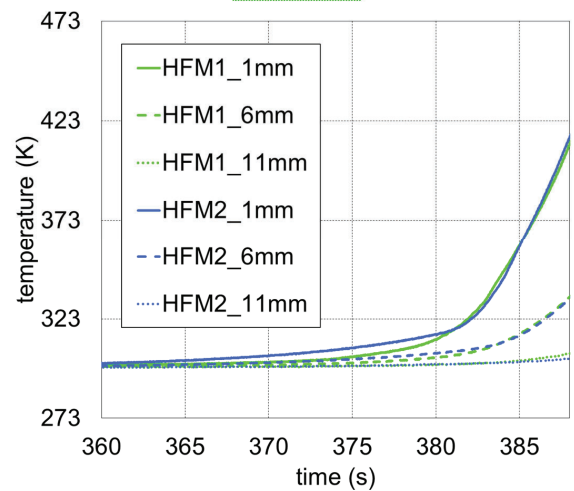
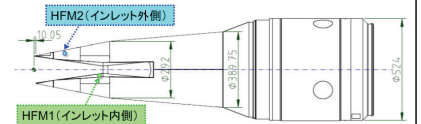


- ✓ 熱流束センサー外観
- ✓ 全長34mm
- ✓ 面一になるよう埋め込み
- ✓ 3つの熱電対で温度計測
- ✓ 温度分布から熱流束算出



14

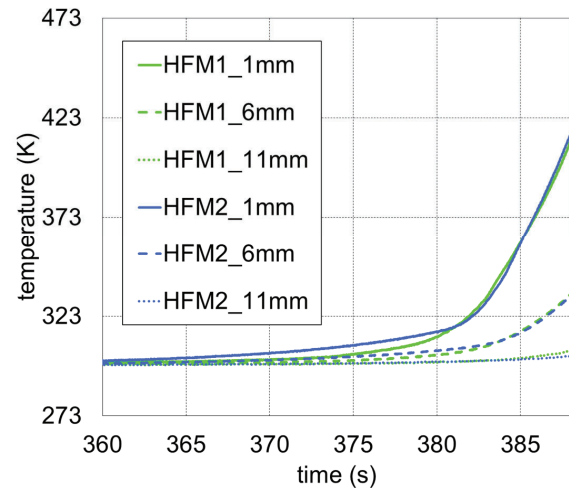
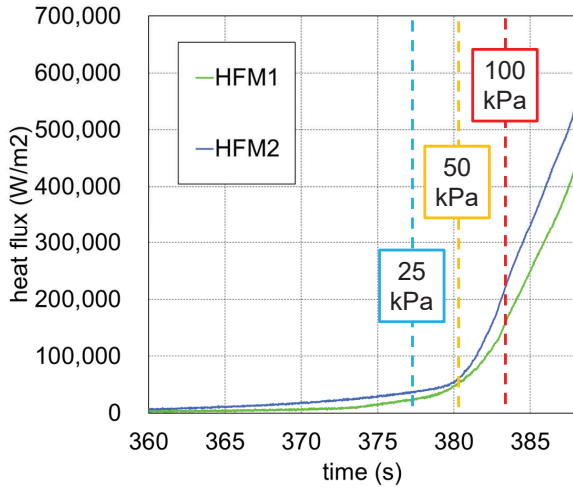
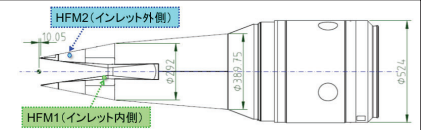
計測値(温度)



✓ 深さ1mm, 6mm, 11mmの位置で温度を計測, インレットの内外でよく似た温度変化を確認

15

熱流束換算



- ✓ 深さ1mm, 6mm, 11mmの位置で温度を計測, インレットの内外でよく似た温度変化を確認
- ✓ 事前の較正実験で決定した換算式を用いて熱流束を算出
- ✓ 動圧が異なる3条件(25, 50, 100kPa)において, 熱流束を予測

16

目次

1. 研究の背景
2. 飛行試験
3. 数値解析手法
4. 解析結果, 飛行試験との比較
5. 結言

17

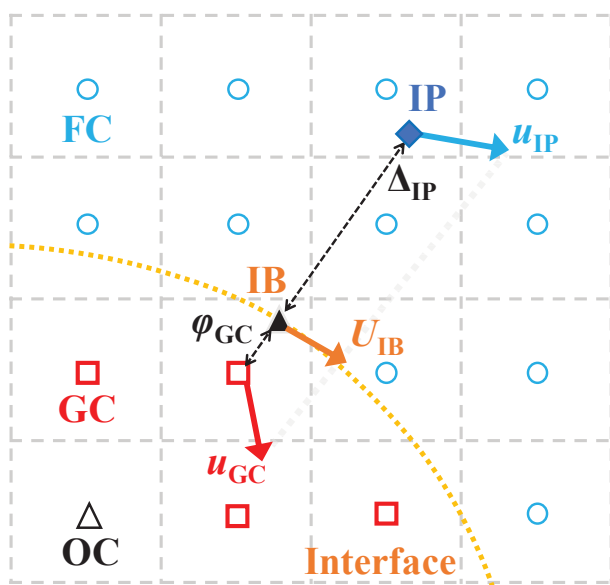
計算手法

支配方程式	3次元圧縮性Euler方程式
計算格子	等間隔直交格子
非粘性流束	3次精度MUSCL SLAU スキーム
時間積分法	3次精度 TVD Runge-Kutta 陽解法
壁面境界条件 埋め込み境界	滑り壁・断熱壁

- Euler方程式によるCFD解析で物体表面(=境界層外縁)の物理量を算出
- 物体表面の値とReference Temperature Methodによる後処理で熱流束を算出

18

埋め込み境界法



滑り壁

法線方向速度

$$u_{GC,n} = -\frac{|\varphi_{GC}|}{\Delta_{IP}} u_{IP,n}$$

接線方向速度 各成分の和

$$u_{GC,t} = u_{IP,t} \quad u_{GC} = u_{GC,n} + u_{GC,t}$$

断熱壁

$$\rho_{GC} = \rho_{IP}$$

$$p_{GC} = p_{IP}$$

$$E_{GC} = \frac{p_{GC}}{\rho_{GC}} \frac{1}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} |u_{GC}|^2$$

19 Reference temperature method (層流)

Eckert, E. R. G., *Trans. ASME*, Vol. 78, No. 6, (1956) pp. 1273-1283.

Liu, C., *Int. J. Heat and Mass Trans.* 111 (2017): 1079-1086.

Recovery factor

$$r = \sqrt{Pr}$$

Recovery temperature

$$T_r = \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2\right) T_e$$

Reference temperature

$$T^* = AT_e + BT_w + CT_r$$

Reference density

$$\rho^* = \frac{\rho_e T_e}{T^*}$$

Sutherland's law

$$\mu^* = \left(\frac{T^*}{T_e}\right)^{1.5} \frac{T_e + C_s}{T^* + C_s} \mu_e$$

Edge enthalpy

$$H_e = \frac{E_e + p_e}{\rho_e}$$

Recovery enthalpy

$$H_r = H_e + r \frac{u_e^2}{2}$$

Surface enthalpy

$$H_w = c_p T_w$$

Heat flux for laminar boundary layer

$$q_{w,l} = \frac{0.332}{Pr^{1/3}} \left(\frac{\rho^* \mu^* u_e}{x}\right)^{0.5} (H_r - H_w)$$

添え字	意味
r	回復
w	壁面
e	境界層外縁
*	reference

これまでに提案された係数のセット

係数	(i)	(ii)	(iii)
A	0.36	0.45	0.19
B	0.23	0.58	0.19
C	0.28	0.50	0.22

20 Reference temperature method (乱流)

Zoby, E.V., et al., *J. Spacecraft* 18 (1981)

$$r = Pr^{1/3}$$

$T_r, T^*, \rho^*, \mu^*, H_e, H_r, H_w$ は層流と同じ

$$Re_{\theta,e} = \frac{\rho_e u_e \theta_T}{\mu_e} \quad \text{運動量厚さ基準Re数}$$

経路積分

$$\theta_T = \frac{1}{\rho_e u_e r} \left(c_2 \int_0^S \rho^* u_e \mu^{*m} r^{c_3} dS \right)^{c_4}$$

$$N = 12.67 - 6.5 \ln Re_{\theta,e} + 1.21 (\log Re_{\theta,e})^2$$

LookUpTable必須

$$m = \frac{2}{N + 1} \quad \text{繰り返し計算が必要}$$

$$c_1 = \left(\frac{1}{c_5}\right)^{\frac{2N}{N+1}} \left(\frac{N}{(N+1)(N+2)}\right)^m$$

$$c_2 = c_1(1 + m)$$

$$c_3 = 1 + m$$

$$c_4 = \frac{1}{c_3}$$

$$c_5 = 2.2433 + 0.93N$$

N値に基づく変数

Heat flux for turbulent boundary layer

$$q_{w,t} = c_1 \left(Re_{\theta,e} \frac{\mu_e}{\mu^*} \right)^{-m} \rho_e u_e \frac{\rho^*}{\rho_e} Pr^{-0.4} (H_r - H_w)$$

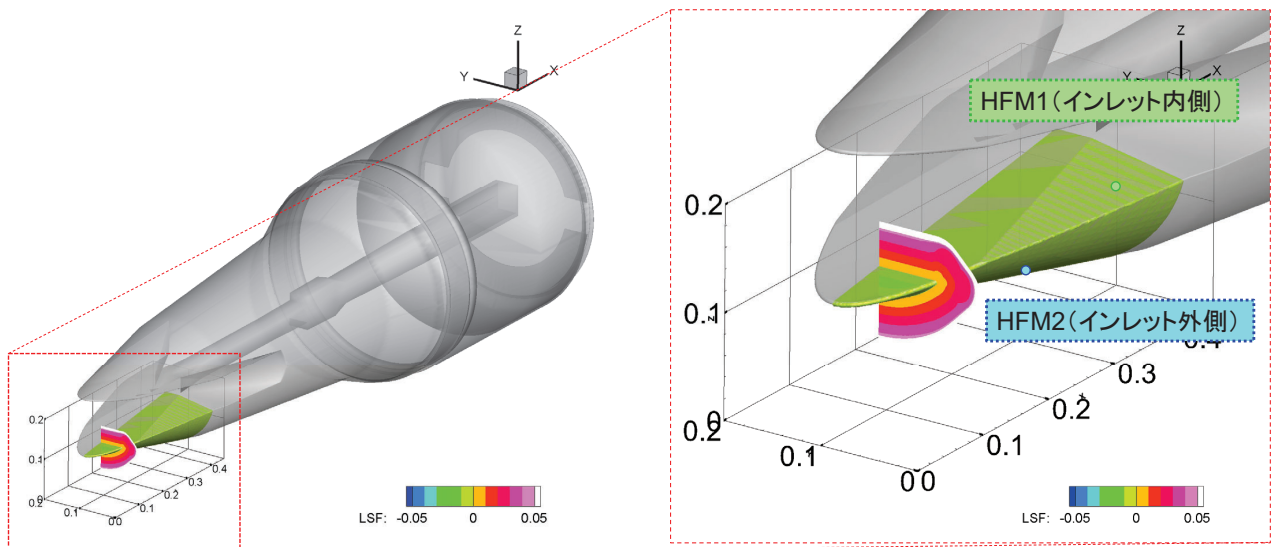
21

目次

1. 研究の背景
2. 飛行試験
3. 数値解析手法
4. 解析結果, 飛行試験との比較
5. 結言

22

形状定義(レベルセット関数)



- 1mm格子幅 ($I_{\max}=438, J_{\max}=156, K_{\max}=156$), 10.6M格子点
- 対称境界条件を使用して1/4の領域に対して解析

23

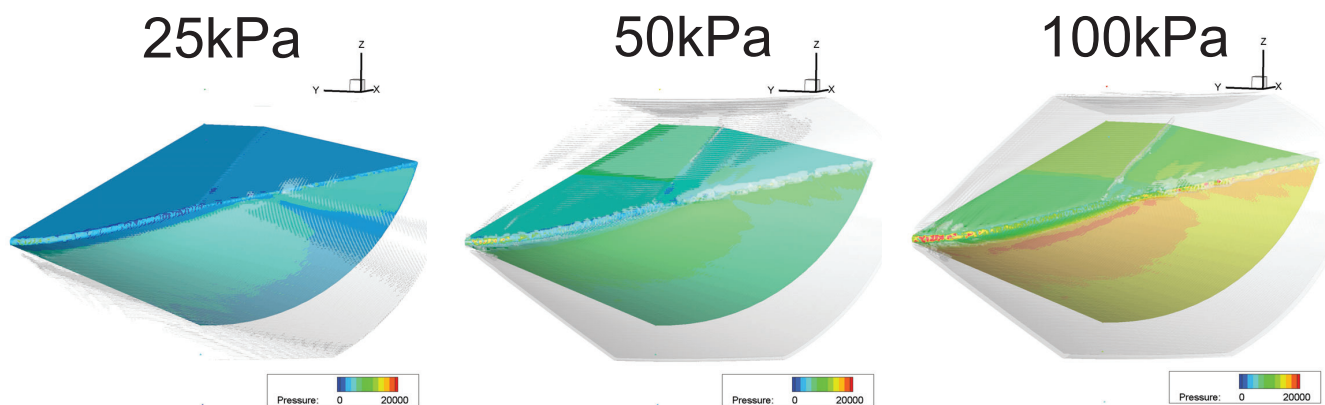
解析条件

名称	時間 (s)	高度 (km)	マッハ数	動圧 (kPa)	全迎角 (deg)	気圧 (kPa)	気温 (K)	音速 (m/s)	速度 (m/s)	密度 (kg/m ³)	粘度 (Pas)
25kPa	377.68	30.714	5.628	25.01	1.671	1.13	229.94	303.68	1710.68	0.0170896	1.4937E-5
50kPa	380.49	26.245	5.740	50.06	1.557	2.17	222.69	299.13	1717.07	0.0339624	1.8419E-5
100kPa	383.09	22.104	5.818	100.1	1.679	4.22	213.93	293.18	1705.86	0.0688121	1.8421E-5

- 動圧3条件で定常Euler解析, 物体表面の物理量を算出
- その後, Reference Temperature Methodにより後処理

24

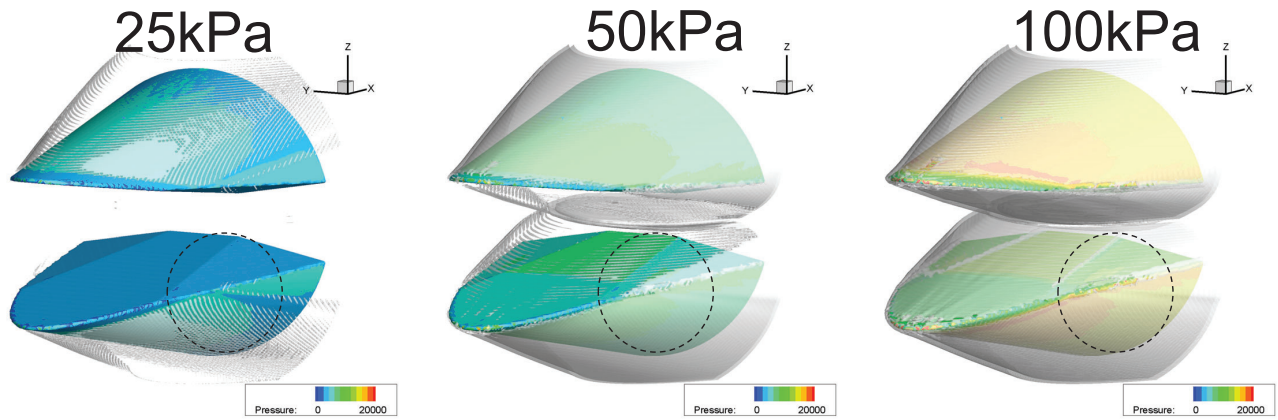
表面圧力と密度勾配の等値面



- 物体表面 (=レベルセット関数がゼロの等値面) の圧力分布
- 密度勾配の絶対値の等値面で衝撃波面を模擬的に可視化
- 4分の1領域のため見づらい

25

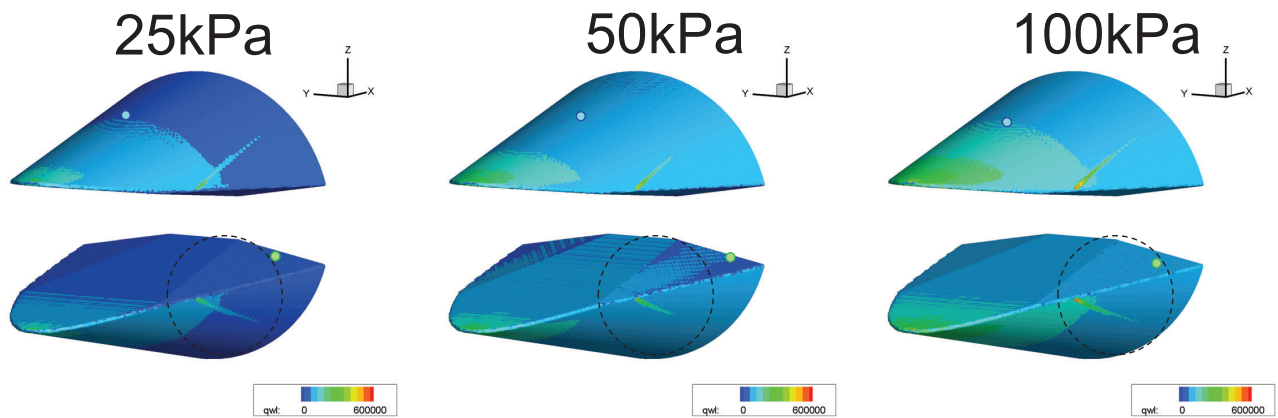
全体(対称境界考慮)



- 各軸方向の対称面を追加(各軸方向に半分に粗視化)
- 密度勾配絶対値の濃淡の差異は有次元解析のため
- 前縁前方の流れの影響による前縁側方での流れの分岐

26

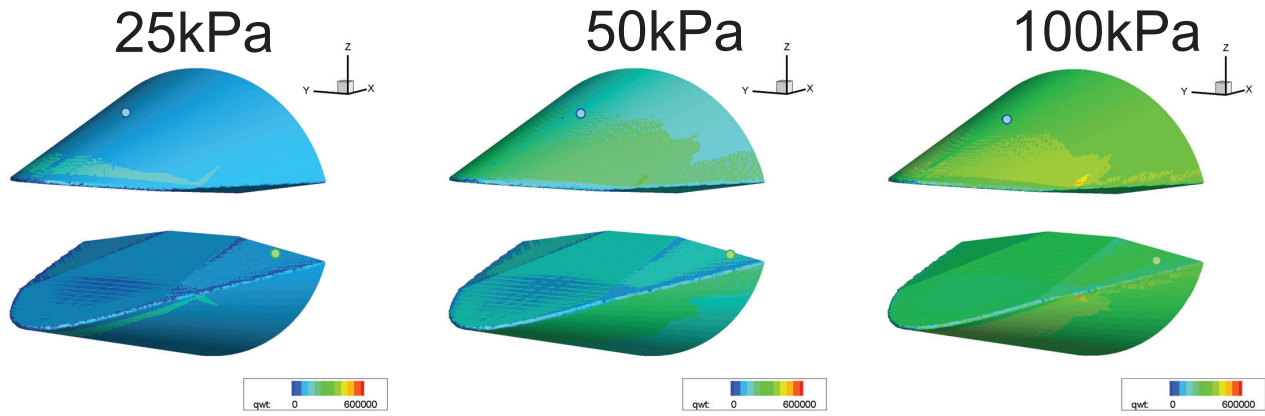
熱流束分布(層流)



- 層流仮定のRTMの後処理を適用した結果
- 前縁先端側が熱流束大
- 流れの分岐の箇所において熱流束が増加

27

熱流束分布(乱流)



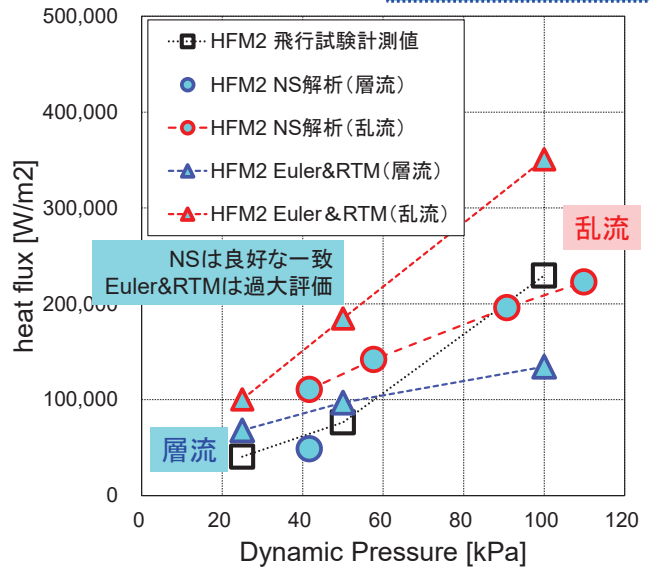
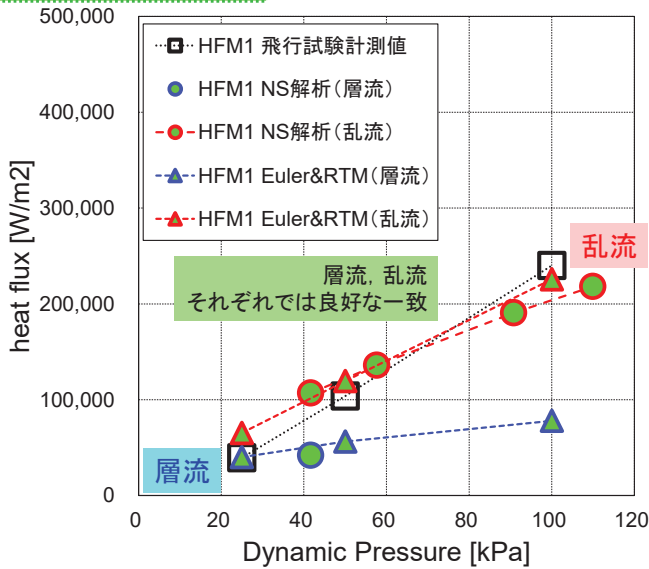
- 乱流仮定のRTMの後処理を適用した結果
- インレット内側の前方部は熱流束低
- 層流と同様に流れの分岐の箇所で熱流束が増加

28

飛行試験と解析の比較

HFM1(インレット内側)

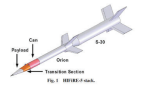
HFM2(インレット外側)



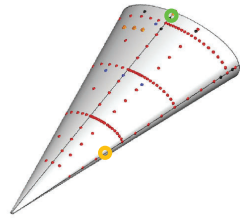
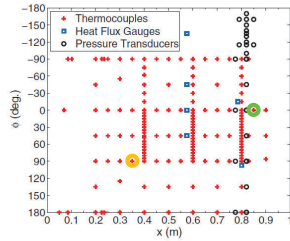
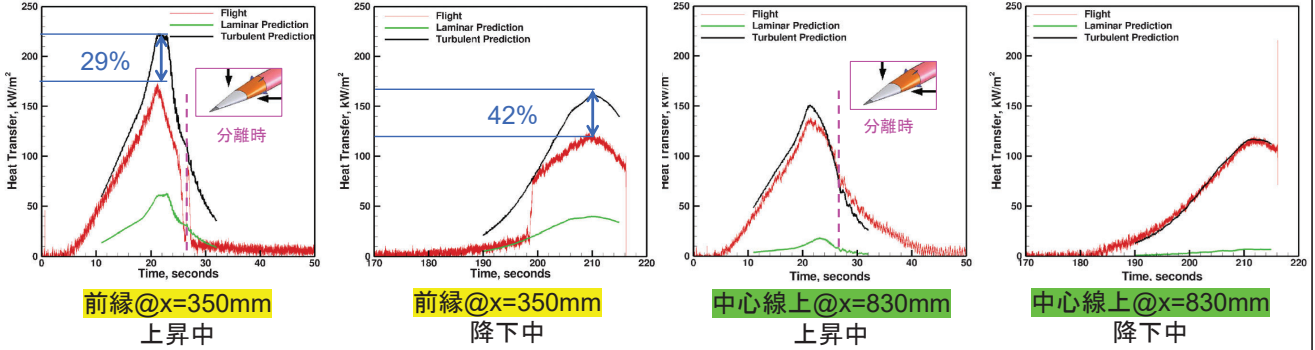
- 飛行試験結果と層流・乱流の解析との整合性から乱流遷移が生じた可能性
- インレット内側はNS, Euler&RTM良い一致, 外側はEuler&RTMが過大評価

29

関連研究(1) NS解析による飛行試験の熱流束予測



Juliano, T. J., et al. "HIFiRE-5 Flight Test Result", J. Spacecraft and Rocket, Vol. 52, No. 3, 2015



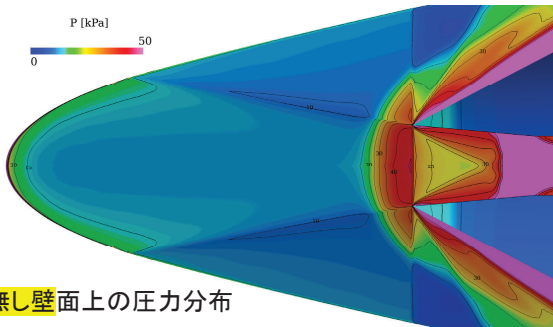
- ✓ 解析側はparabolized NS解析 (乱流モデル: Baldwin-Lomax)
- ✓ 一様流Mach数2.5, 迎角ゼロでのみStanton数算出
- ✓ その他の条件では熱流束を飛行条件と壁面温度から算出
- ✓ 乱流熱流束42%過大評価

✓ 表面のRによっては横流れの影響で予測がずれる可能性

30

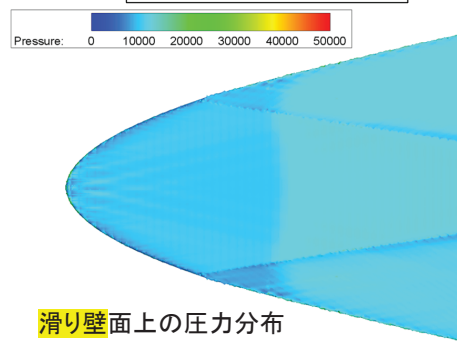
非構造格子Navier-Stokesとの比較

非構造格子Navier-Stokes



滑り無し壁面上の圧力分布

直交格子Euler&RTM



滑り壁面上の圧力分布

	非構造格子Navier-Stokes	直交格子Euler&RTM
最小格子幅	高さ0.005mm (幅1mm)	1mm
格子点数	140万	1000万
格子生成	手作業	自動
格子生成時間	5時間	10分
解析時間	50分 (MPI128) (最短25分以下)	5時間 (OMP200)

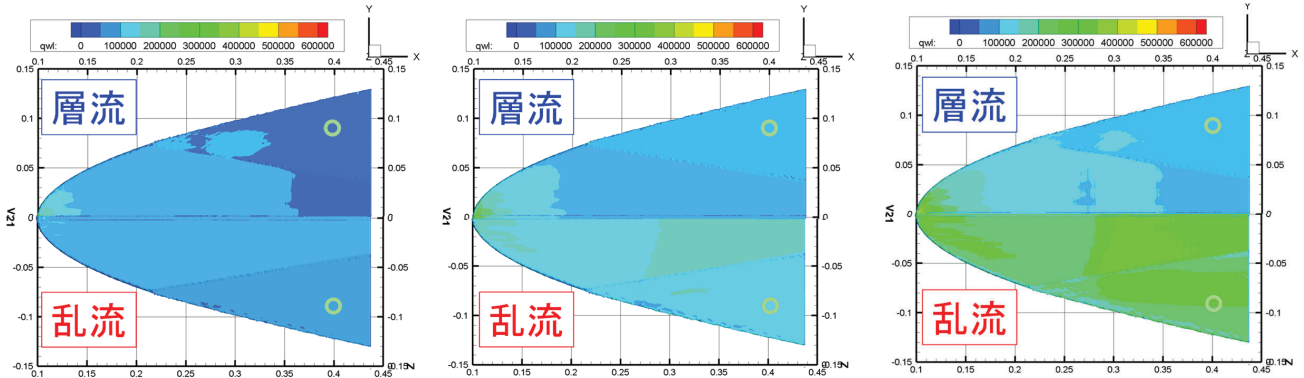
31

HFM1 (インレット内側)

25kPa

50kPa

100kPa



- 飛行試験結果と層流・乱流の解析との整合性から乱流遷移が生じた可能性
- インレット内側はNS, Euler&RTM良い一致

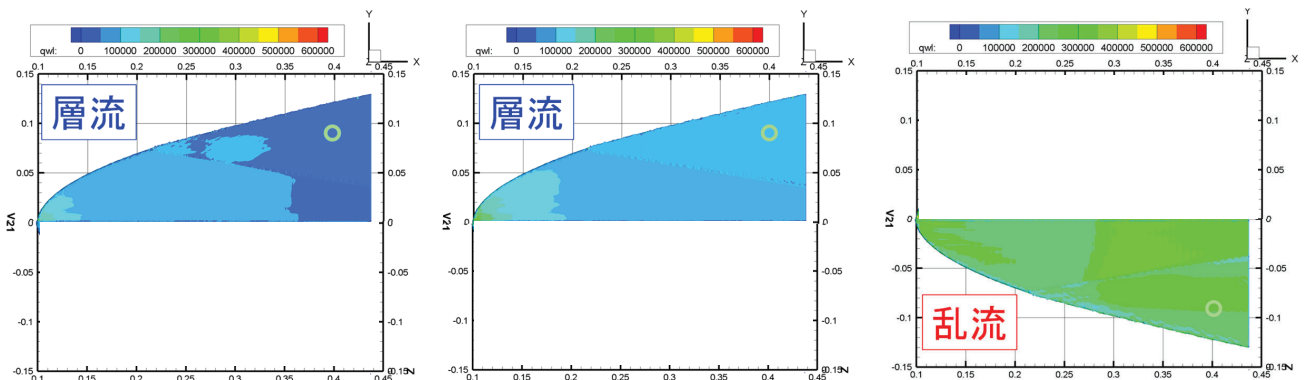
32

HFM1 (インレット内側)

25kPa

50kPa

100kPa



- 飛行試験結果と層流・乱流の解析との整合性から乱流遷移が生じた可能性
- インレット内側はNS, Euler&RTM良い一致
- 局所的に乱流遷移している可能性も

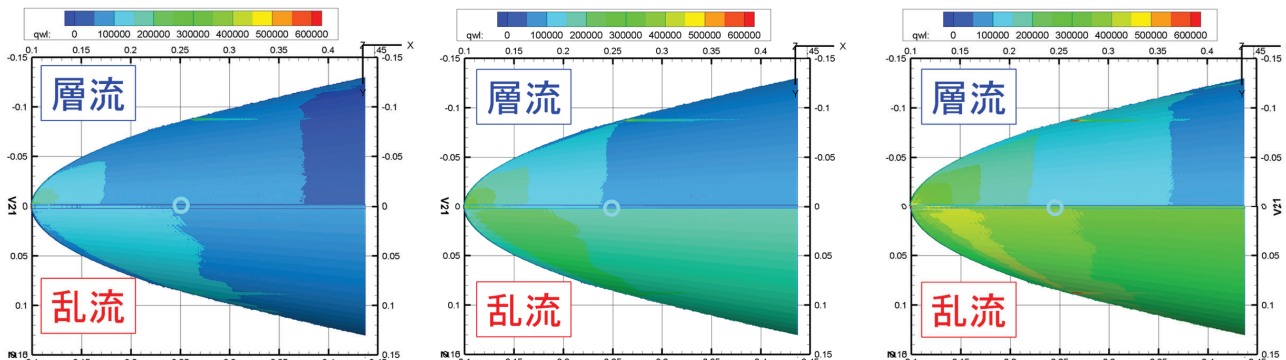
33

HFM2(インレット外側)

25kPa

50kPa

100kPa



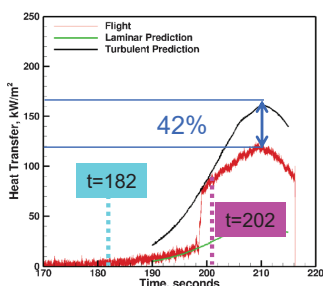
- インレット外側はEuler&RTMが全体的に過大評価
- NSとの差異の原因調査が必要

34

関連研究(1) NS解析による飛行試験の熱流束予測

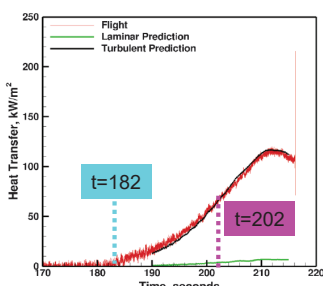


Juliano, T. J., et al. "HIFiRE-5 Flight Test Result", J. Spacecraft and Rocket, Vol. 52, No. 3, 2015



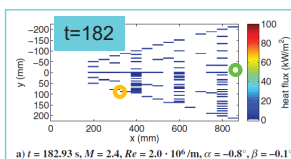
前縁@x=350mm

降下中

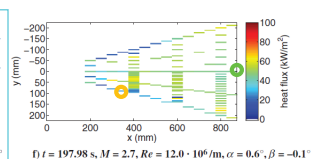


中心線上@x=830mm

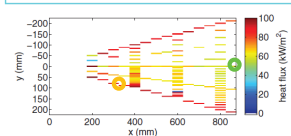
降下中



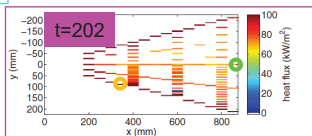
a) $t = 182.93 \text{ s}, M = 2.4, Re = 2.0 \cdot 10^6/\text{m}, \alpha = -0.8^\circ, \beta = -0.1^\circ$



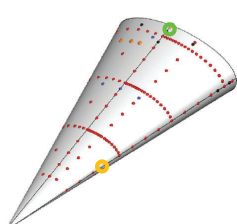
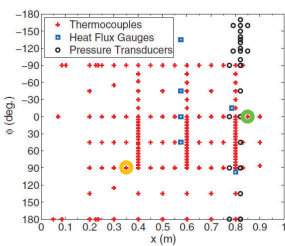
f) $t = 197.98 \text{ s}, M = 2.7, Re = 12.0 \cdot 10^6/\text{m}, \alpha = 0.6^\circ, \beta = -0.1^\circ$



h) $t = 200.48 \text{ s}, M = 2.7, Re = 16.1 \cdot 10^6/\text{m}, \alpha = 0.5^\circ, \beta = -0.1^\circ$



j) $t = 202.33 \text{ s}, M = 2.7, Re = 20.1 \cdot 10^6/\text{m}, \alpha = -0.4^\circ, \beta = 0.0^\circ$



- ✓ 解析側はparabolized NS解析(乱流モデル: Baldwin-Lomax)
- ✓ 一様流Mach数2.5, 迎角ゼロでのみStanton数算出
- ✓ その他の条件では熱流束を飛行条件と壁面温度から算出
- ✓ 乱流熱流束42%過大評価

- ✓ HiFiRE-5は中央部が低Re数で遷移しやすい
- ✓ 表面のRによっては横流れの影響が大きい可能性

35

目次

1. 研究の背景
2. 飛行試験
3. 数値解析手法
4. 解析結果, 飛行試験との比較
5. 結言

36

結言

1. 極超音速流中の任意形状に対するEuler&RTMIによる熱流束予測法を開発
2. 開発した手法は非構造格子Navier-Stokesに比べて高速に自動で格子生成が可能
3. 飛行試験RD1の熱流束の計測結果とインレット内側の解析値が良好に一致

課題

1. 非構造格子Navier-Stokesに比べて計算の総コストが同程度
2. 飛行試験RD1の計測結果に対してインレット外側の解析値が過大評価

37

謝辞

本研究は防衛装備庁安全保障技術研究推進制度にて
平成29年度に採択された委託研究
「極超音速飛行に向けた、流体・燃焼の基盤的研究」
を受けて行われた。