

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
 第4回直交格子CFDワークショップ
 3C05



直交格子積み上げ法を用いたラバールノズル内流れの数値解析

○小川泰一郎¹, 笹岡佑全², 佐々木大輔¹, 吉永翔哉³, 吉田啓史郎⁴

¹大阪公立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野

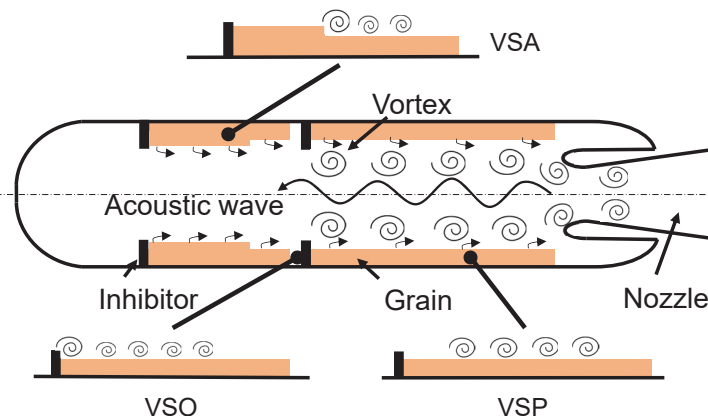
²東北大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻

³金沢工業大学 大学院工学研究科 機械工学専攻

⁴金沢工業大学 工学部 航空システム工学科

研究背景

固体燃料ロケット内の圧力振動問題

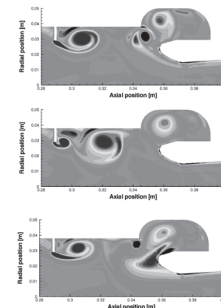


- ペイロードに影響を及ぼす
- 推進性能が悪くなる

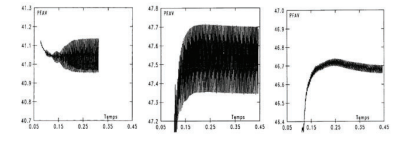
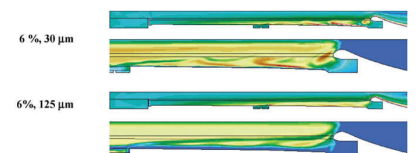
圧力振動の発生メカニズムについては不明な点が多い

実物大のSRMを用いた燃焼実験は高額な費用がかかるため、数値シミュレーションによる開発コストの低減が望まれている。

先行研究



Anthoine et al., *J. Prop. Power*, 2003



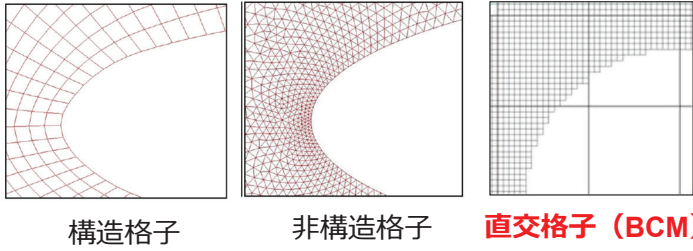
Fabignon et al., *Aero. Sci. Tech.*, 2003

構造格子・非構造格子の課題

- 複雑な形状の取り扱い
- 空間高次精度化
- 解析データの後処理

計算コストの低減

研究背景

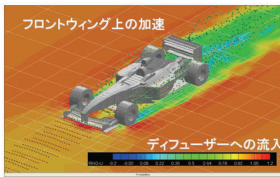


BCMの特徴

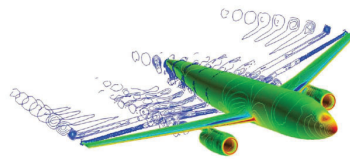
- 高速・ロバストなメッシュ作成
- 全てのCubeで等価な計算負荷
- 高解像度解析法を容易に構築可能
- 簡易なデータ構造とアルゴリズム
- 大規模データの圧縮

他の格子に比べて計算コストが低い

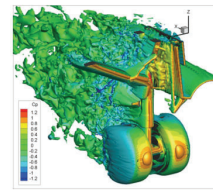
これまでのBCMを用いた解析例



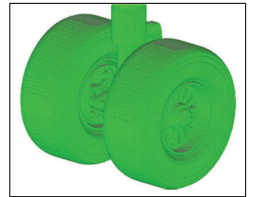
F1 [3]



航空機周りの解析



航空機の脚 [4]



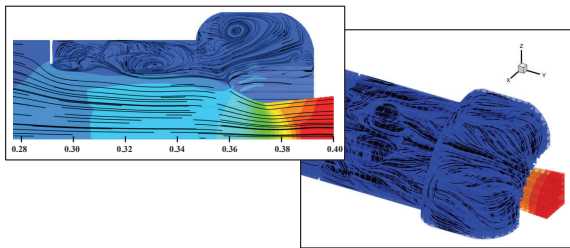
直交格子積み上げ法を用いた内部流れ場用の解析手法の構築が必要

[3] Sasaki, D., et al., High Performance Computing on Vector Systems 2009. [4] Sakai, R., et al., Computers & Fluids, 80 (2013).

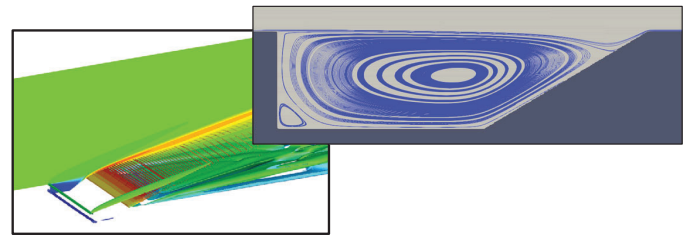
研究背景

これまでのBCMを用いた研究

固体燃料ロケット



スクラムジェットエンジン

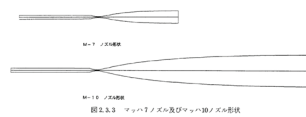


解析精度向上に向けて

課題 0 : Verification 問題

- (案 4a) ラバールノズル – 調布極超音速風洞
- $M_{exit} = 5, 7, 10, P_0 = 1\sim 6 \text{ MPa}, T_0 = 600\sim 1000 \text{ K}$

\dot{m}, M_{exit} を比較



M=5		M=7		M=10	
Case	Value	Case	Value	Case	Value
1	0.000000	1	0.000000	1	0.000000
2	0.000000	2	0.000000	2	0.000000
3	0.000000	3	0.000000	3	0.000000
4	0.000000	4	0.000000	4	0.000000
5	0.000000	5	0.000000	5	0.000000
6	0.000000	6	0.000000	6	0.000000
7	0.000000	7	0.000000	7	0.000000
8	0.000000	8	0.000000	8	0.000000
9	0.000000	9	0.000000	9	0.000000
10	0.000000	10	0.000000	10	0.000000
11	0.000000	11	0.000000	11	0.000000
12	0.000000	12	0.000000	12	0.000000
13	0.000000	13	0.000000	13	0.000000
14	0.000000	14	0.000000	14	0.000000
15	0.000000	15	0.000000	15	0.000000
16	0.000000	16	0.000000	16	0.000000
17	0.000000	17	0.000000	17	0.000000
18	0.000000	18	0.000000	18	0.000000
19	0.000000	19	0.000000	19	0.000000
20	0.000000	20	0.000000	20	0.000000
21	0.000000	21	0.000000	21	0.000000
22	0.000000	22	0.000000	22	0.000000
23	0.000000	23	0.000000	23	0.000000
24	0.000000	24	0.000000	24	0.000000
25	0.000000	25	0.000000	25	0.000000
26	0.000000	26	0.000000	26	0.000000
27	0.000000	27	0.000000	27	0.000000
28	0.000000	28	0.000000	28	0.000000
29	0.000000	29	0.000000	29	0.000000
30	0.000000	30	0.000000	30	0.000000
31	0.000000	31	0.000000	31	0.000000
32	0.000000	32	0.000000	32	0.000000
33	0.000000	33	0.000000	33	0.000000
34	0.000000	34	0.000000	34	0.000000
35	0.000000	35	0.000000	35	0.000000
36	0.000000	36	0.000000	36	0.000000
37	0.000000	37	0.000000	37	0.000000
38	0.000000	38	0.000000	38	0.000000
39	0.000000	39	0.000000	39	0.000000
40	0.000000	40	0.000000	40	0.000000
41	0.000000	41	0.000000	41	0.000000
42	0.000000	42	0.000000	42	0.000000
43	0.000000	43	0.000000	43	0.000000
44	0.000000	44	0.000000	44	0.000000
45	0.000000	45	0.000000	45	0.000000
46	0.000000	46	0.000000	46	0.000000
47	0.000000	47	0.000000	47	0.000000
48	0.000000	48	0.000000	48	0.000000
49	0.000000	49	0.000000	49	0.000000
50	0.000000	50	0.000000	50	0.000000
51	0.000000	51	0.000000	51	0.000000
52	0.000000	52	0.000000	52	0.000000
53	0.000000	53	0.000000	53	0.000000
54	0.000000	54	0.000000	54	0.000000
55	0.000000	55	0.000000	55	0.000000
56	0.000000	56	0.000000	56	0.000000
57	0.000000	57	0.000000	57	0.000000
58	0.000000	58	0.000000	58	0.000000
59	0.000000	59	0.000000	59	0.000000
60	0.000000	60	0.000000	60	0.000000
61	0.000000	61	0.000000	61	0.000000
62	0.000000	62	0.000000	62	0.000000
63	0.000000	63	0.000000	63	0.000000
64	0.000000	64	0.000000	64	0.000000
65	0.000000	65	0.000000	65	0.000000
66	0.000000	66	0.000000	66	0.000000
67	0.000000	67	0.000000	67	0.000000
68	0.000000	68	0.000000	68	0.000000
69	0.000000	69	0.000000	69	0.000000
70	0.000000	70	0.000000	70	0.000000
71	0.000000	71	0.000000	71	0.000000
72	0.000000	72	0.000000	72	0.000000
73	0.000000	73	0.000000	73	0.000000
74	0.000000	74	0.000000	74	0.000000
75	0.000000	75	0.000000	75	0.000000
76	0.000000	76	0.000000	76	0.000000
77	0.000000	77	0.000000	77	0.000000
78	0.000000	78	0.000000	78	0.000000
79	0.000000	79	0.000000	79	0.000000
80	0.000000	80	0.000000	80	0.000000
81	0.000000	81	0.000000	81	0.000000
82	0.000000	82	0.000000	82	0.000000
83	0.000000	83	0.000000	83	0.000000
84	0.000000	84	0.000000	84	0.000000
85	0.000000	85	0.000000	85	0.000000
86	0.000000	86	0.000000	86	0.000000
87	0.000000	87	0.000000	87	0.000000
88	0.000000	88	0.000000	88	0.000000
89	0.000000	89	0.000000	89	0.000000
90	0.000000	90	0.000000	90	0.000000
91	0.000000	91	0.000000	91	0.000000
92	0.000000	92	0.000000	92	0.000000
93	0.000000	93	0.000000	93	0.000000
94	0.000000	94	0.000000	94	0.000000
95	0.000000	95	0.000000	95	0.000000
96	0.000000	96	0.000000	96	0.000000
97	0.000000	97	0.000000	97	0.000000
98	0.000000	98	0.000000	98	0.000000
99	0.000000	99	0.000000	99	0.000000
100	0.000000	100	0.000000	100	0.000000

*NAL-TR-1261 および NAL-TR-116

研究目的

直交格子積み上げ法を用いたSRM燃焼室内部流れ場の解析の実用化に向けて、埋め込み境界法を適用したノズル内部流れ場の解析精度向上を目指す。

(本発表は、内部流れ場用BCMソルバーの解析精度の問題点を明らかにする。)

課題：物体壁面で質量保存則が満たされず、非物理的な解が生じる可能性がある

検証1：NASA CDV (Converging-Diverging Verification) ノズル

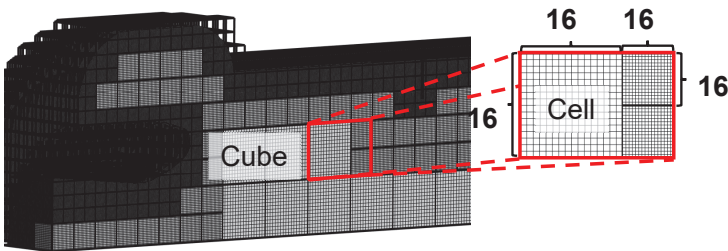


検証2：JAXA M7ノズル



直交格子積み上げ法と解析手法

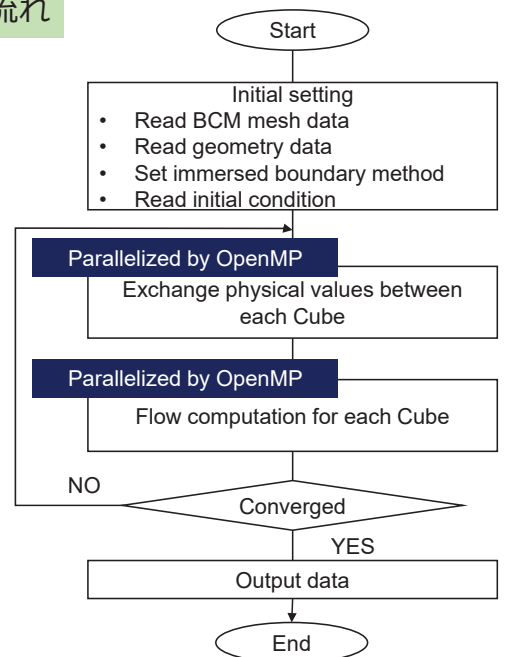
BCMの格子 (CubeとCell)



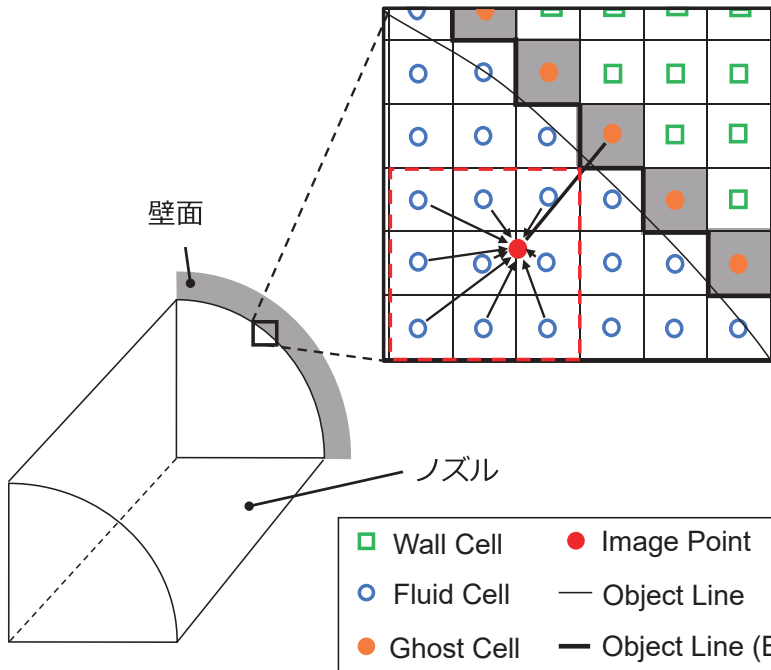
※3次元解析の場合は、16×16×16

- 空間を等方的にCubeと呼ばれる立方体領域に分割
- 各Cubeに等間隔直交格子であるCellを生成
- Overlap cell 3層を用いてCube間の物理量の交換

解析の流れ



埋め込み境界法 (Immersed Boundary Method)



IPへ周囲のFluid Cellより物理量qを内挿

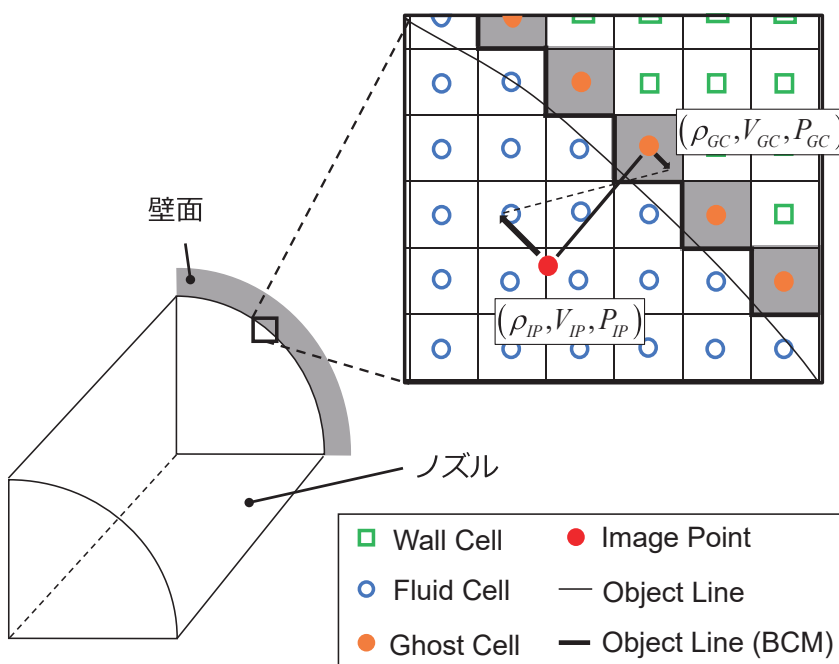
※ 2次元の場合：9点
3次元の場合：27点

$$q_{IP} = \sum_{i=1}^n \frac{h_i^{-2}}{\sum_{i=1}^n h_i^{-2}} \times q_i \times \text{mask}(i)$$

h : IPからFluid Cellの距離

□ Wall Cell	● Image Point
○ Fluid Cell	— Object Line
● Ghost Cell	— Object Line (BCM)

埋め込み境界法 (Immersed Boundary Method)



物体壁面の場合

IPからGCへ物理量を内挿する.

$$\mathbf{V}_{GC} = \mathbf{V}_{IP} - \left(1 + \left(\frac{d_{IP}}{d_{GC}} \right) \right) \times (\mathbf{V}_{IP} \cdot \mathbf{n}) \mathbf{n}$$

$$P_{GC} = P_{IP}$$

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

- GCの圧力と密度はノイマン条件を満たすようにIPの値を用いる.

□ Wall Cell	● Image Point
○ Fluid Cell	— Object Line
● Ghost Cell	— Object Line (BCM)

計算手法

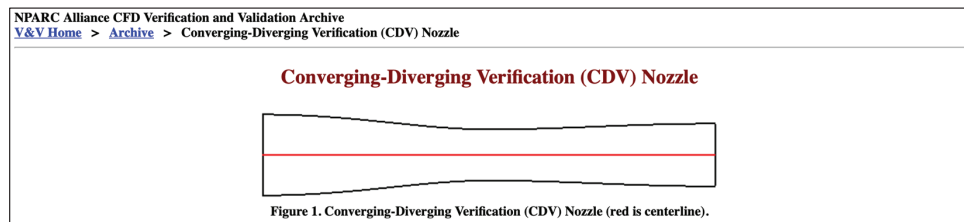
	条件
支配方程式	3次元・2次元圧縮性Navier-Stokes方程式
離散化手法	セル中心有限体積法
時間積分法	LU-SGS陰解法
非粘性流束	3次精度MUSCL法
乱流モデル	Spalart-Allmaras (SA)

※ CDVノズル : 3次元解析

JAXA M7ノズル : 2次元解析

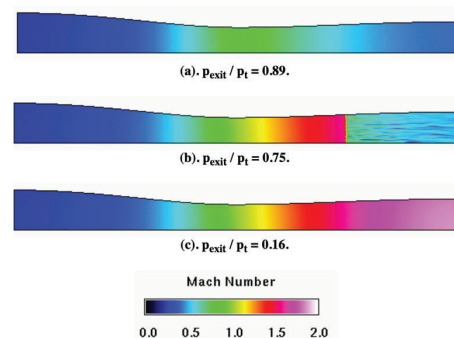
検証 1 : CDVノズル

NPARC Alliance Verification and Validation Archive



<https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/cdv/cdv.html>

1. Subsonic, isentropic flow ($p_{\text{exit}}/p_t = 0.89$)
2. Supersonic flow with a normal shock in the diffusing section ($p_{\text{exit}}/p_t = 0.75$)
3. Supersonic, isentropic flow ($p_{\text{exit}}/p_t = 0.16$)



検証 1 : CDVノズル

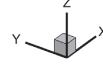
解析モデルと条件

Outflow B.C. →

$P = 6895 \text{ Pa (} p/pt = 0.89 \text{)}$
 $= 5171 \text{ Pa (} p/pt = 0.75 \text{)}$
 $= 1103 \text{ Pa (} p/pt = 0.16 \text{)}$

Inviscid wall

Periodic B.C.



Inflow B.C.

Viscous wall

Periodic B.C.

$X \leq 5.0 \text{ inch (} 0.127 \text{ m)}$ の場合
 $A = 1.75 - 0.75 \cos((0.2x - 1.0)\pi)$
 $X > 5.0 \text{ inch (} 0.127 \text{ m)}$ の場合
 $A = 1.25 - 0.25 \cos((0.2x - 1.0)\pi)$

格子収束性の検証

	Cells	Δx_{min}	$\Delta x_{min}/L$
Coarse	96,832	0.039	3.9×10^{-3}
Medium	774,656	0.020	2.0×10^{-3}
Fine	1,191,936	0.020	2.0×10^{-3}

$M = 0.2$
 $T_0 = 55.56 \text{ K}$
 $P_0 = 6895 \text{ Pa}$

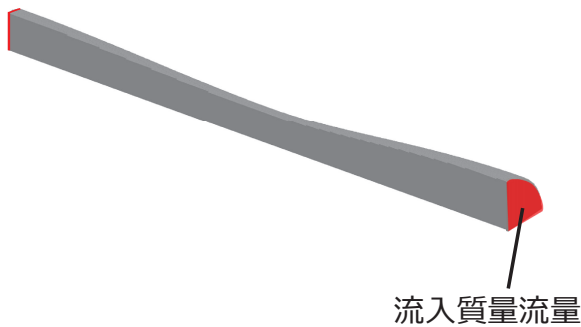


CDVモデルの格子例 (Fine mesh)

検証 1 : CDVノズル

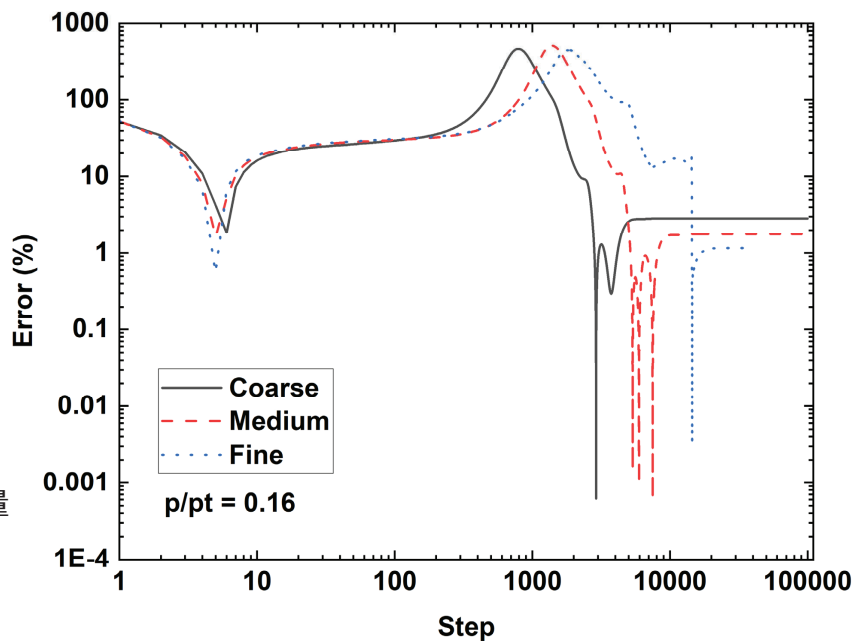
流入・流出質量流量 (格子収束性)

流出質量流量



流入質量流量

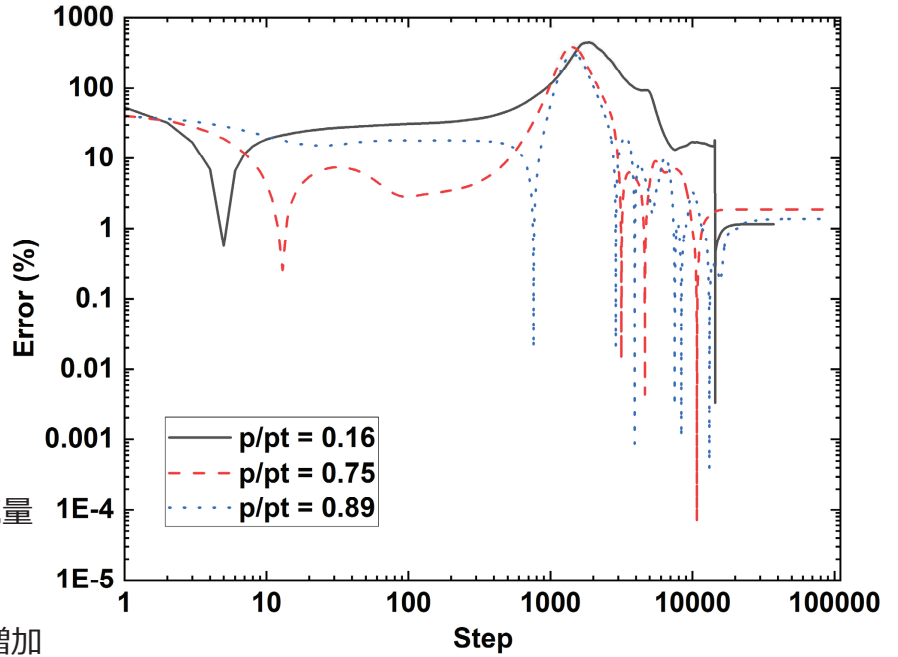
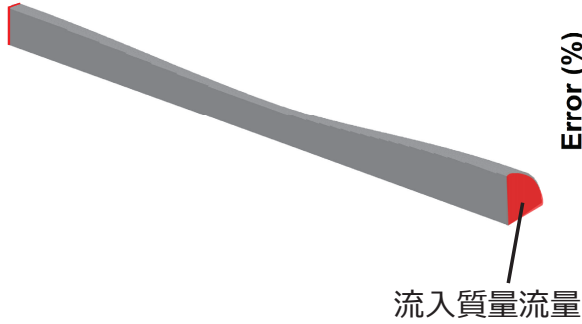
Fine格子を用いると誤差は1%程度



検証 1 : CDVノズル

流入・流出質量流量
(流出壁圧)

流出質量流量

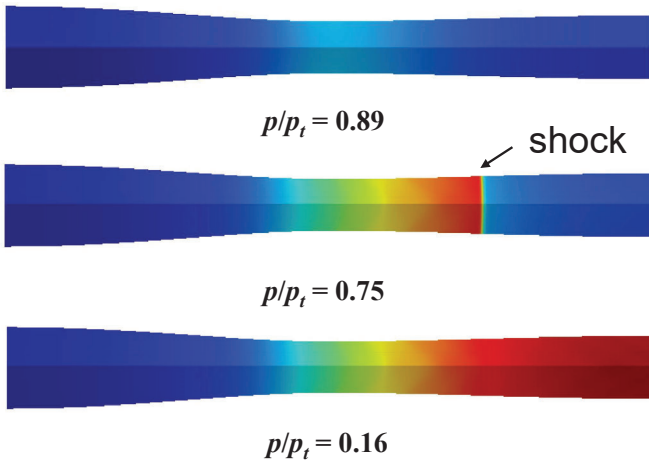
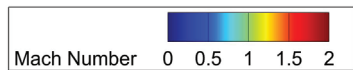


Supersonic条件の誤差は1%程度

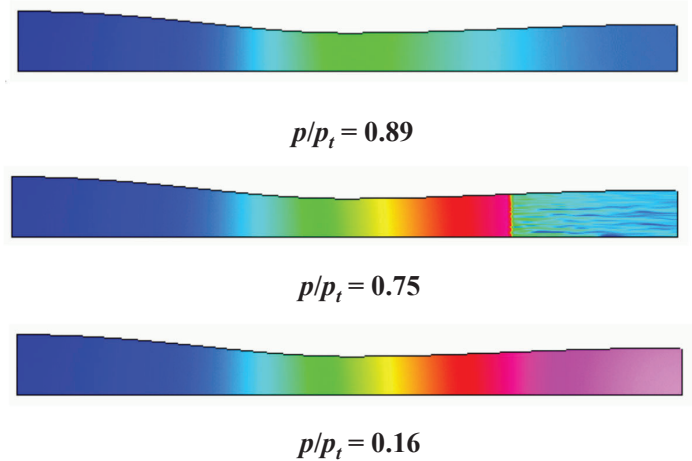
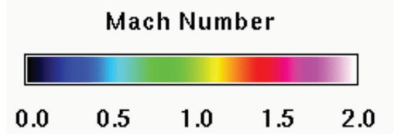
Normal shock条件の誤差は2%程度に増加

検証 1 : CDVノズル

マッハ数分布



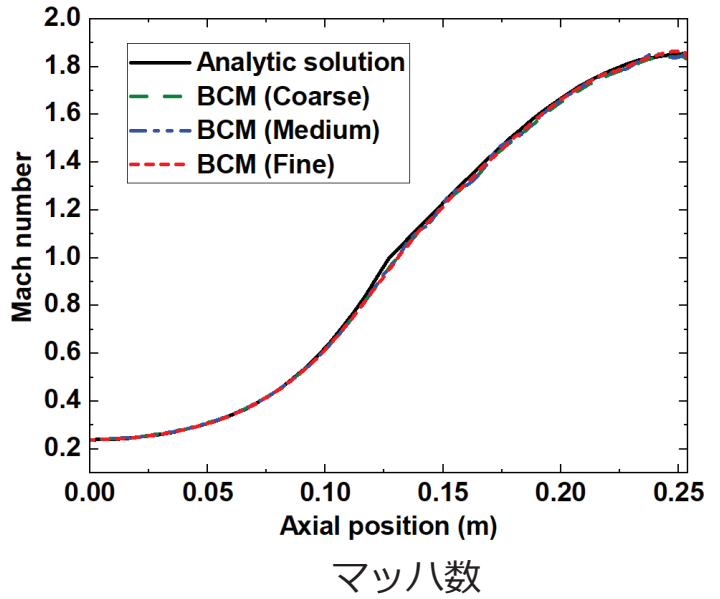
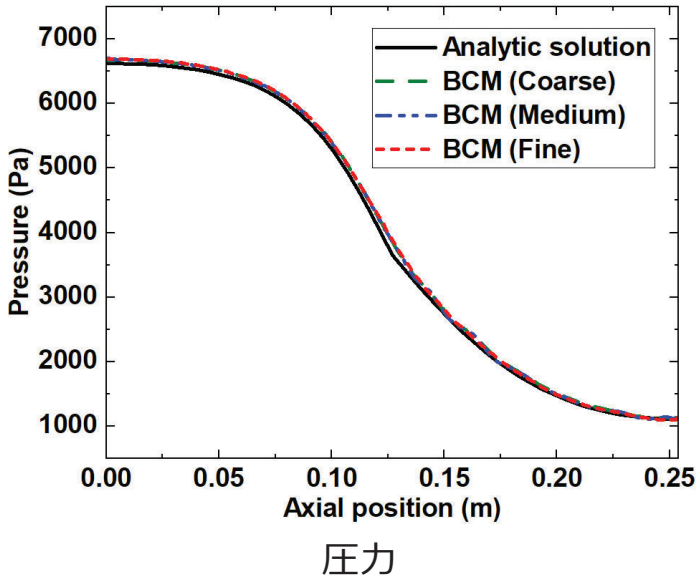
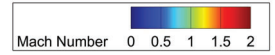
BCMの解析結果



Slaterの解析結果 (構造格子)

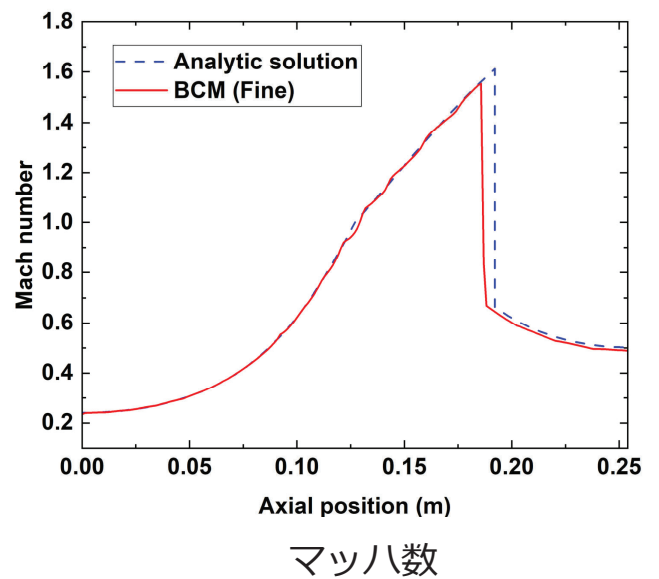
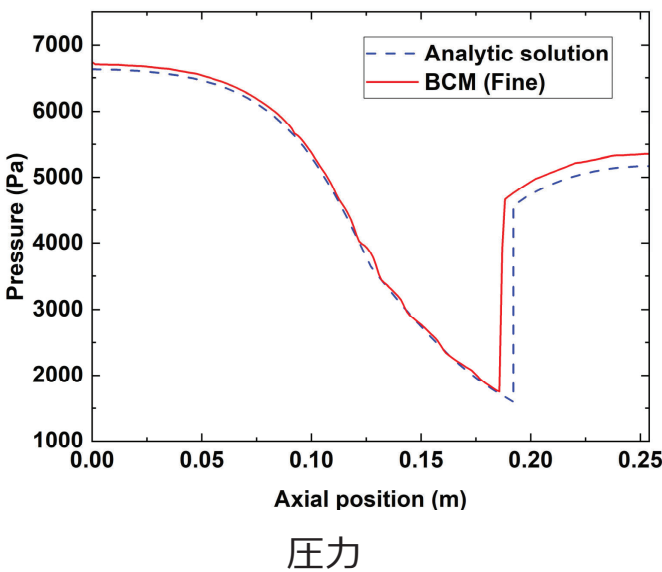
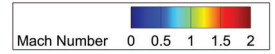
検証 1 : CDVノズル

中心軸の物理量 ($p/pt = 0.16$)



検証 1 : CDVノズル

中心軸の物理量 ($p/pt = 0.75$)



検証 2 : JAXA M7ノズル

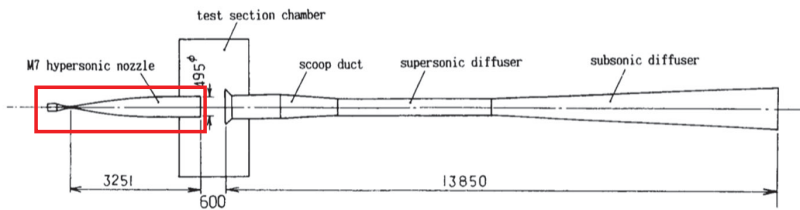
参考資料

• モデル形状

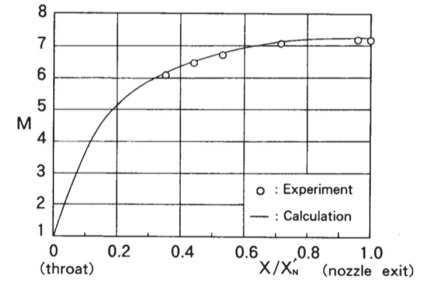
[1] 航空宇宙技術研究所, “大型極超音速風洞の計画と構造 –極超音速風洞システムの概要-,” NAL TR-1261, 1995.

• 比較実験結果及び解析結果

[2] 河嶋 他, “極超音速風洞の流路全体流れの数値解析, ” 日本機械学会論文集 (B編) , Vol. 60, 1994.



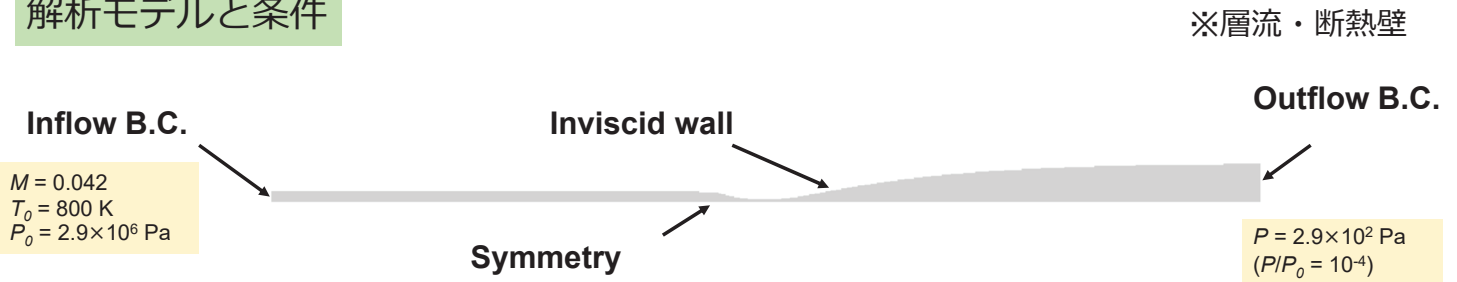
極超音速風洞流路形状 [2]



ノズル内流れ方向マッハ数分布 [2]

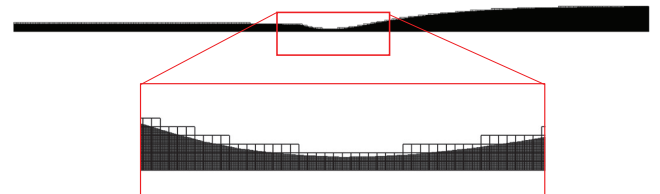
検証 2 : JAXA M7ノズル

解析モデルと条件



格子情報

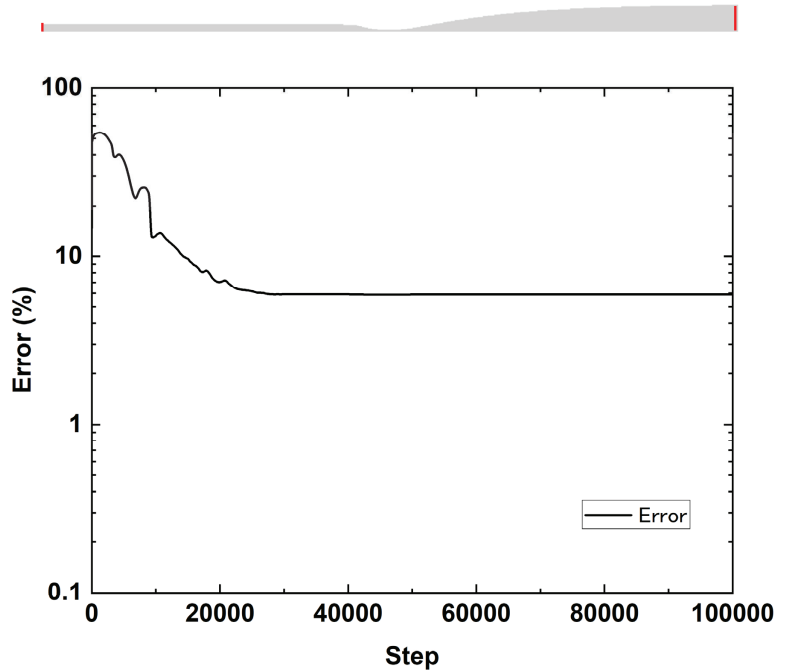
	Cells	Δx_{min}	$\Delta x_{min}/L$
JAXA M7	1,546,496	0.079	1.3×10^{-4}



検証 2 : JAXA M7ノズル

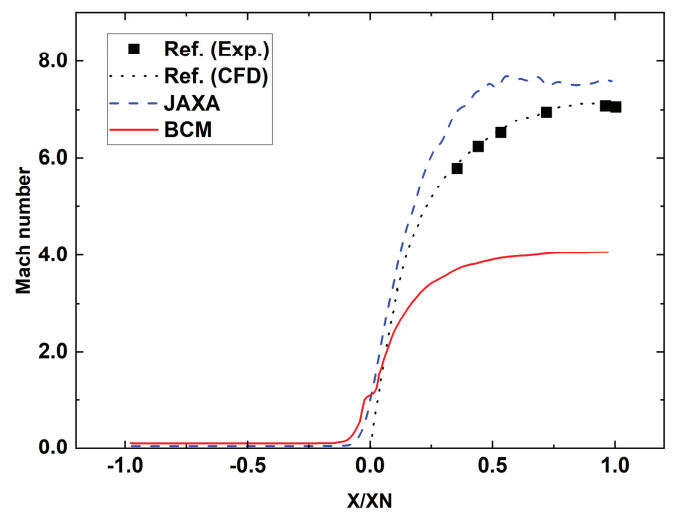
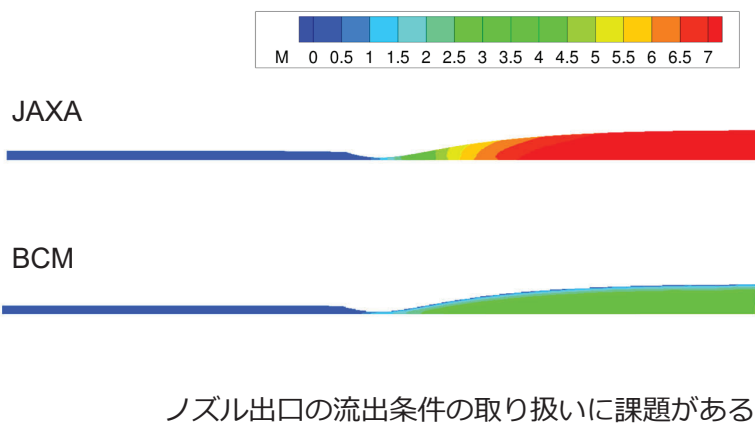
流入・流出質量流量

- 流入・流出質量流量の誤差は6%
- CDVノズルの検証時よりも誤差が大きい
- 計算精度の影響が大きい



検証 2 : JAXA M7ノズル

マッハ数分布



結論

直交格子積み上げ法を用いたSRM燃焼室内部流れ場の解析の実用化に向けて、埋め込み境界法を適用したノズル内部流れ場の解析精度向上を目指す。

検証 1 : NASA CDV (Converging-Diverging Verification) ノズル

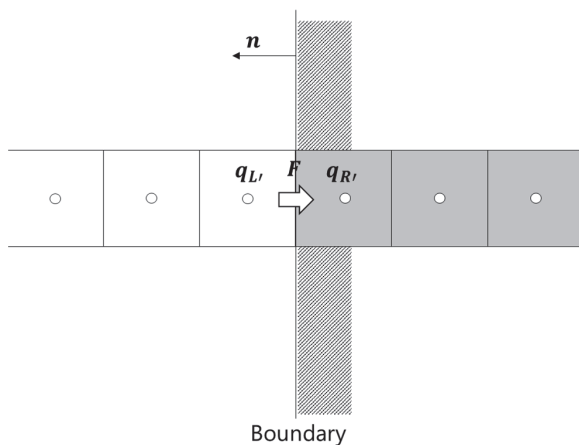
- 流入・流出質量流量の検証より、ノズル内の質量保存則は満たされている
- 超音速条件の解析は、精度良く解析できている
- Shock条件の解析は、shock発生部で解析精度に課題がある

検証 2 : JAXA M7 ノズル

- 流入・流出質量流量の検証より、ノズル内の質量保存則に課題がある
- ノズル出口の流出条件の取り扱いに課題がある

今後の展望

流出境界条件の改良：リーマン境界条件(流出)



- q_{L_i} : セル境界の左側のセルの値 (仮想セルの値)
- q_{R_i} : セル境界の右側のセルの値 (内部セルの値)
- F : セル境界の流束の値 (計算した境界条件の値)

リーマン不変量：外挿
流出静圧 $P_{S,out}$: 固定

- 空間を伝播する3つの波に関する式
 - 理想気体の状態方程式
 - 等エントロピー関係式

セル境界に計算した値が入るように
仮想セルに値を挿入