

複雑な流体のCFD

実験で分かること、分からないこと

慶應義塾大学理工学部機械工学科
松尾亜紀子

なぜ、複雑な流体か？

- 複雑な流体 ←→ 単純な流体
- 航空宇宙研究における流体
 - 超音速流・極超音速流 ←機体回りは空気流
- エンジン(推力発生器)の中も流体
 - 何が起きているのか？
 - エネルギー変換により, 流体の運動が増加
 - 現象の把握, 可視化・計測は難しい
 - 高温, 高速, 内部流, etc…

複雑な流体(推力発生)

- 理想気体を想定した空気流れではなく,
 - 燃焼排気流(ノズル流)
 - 拡散混合問題(燃料噴射)
 - 化学反応流(燃焼によるエネルギー発生)
 - 混相流(液相/固相と気相の混合流体)
 - 混相燃焼流
(液体/固体燃料と酸化剤空気流との燃焼)
→ 相変化, 運動量・エネルギー交換,
燃焼によるエネルギー発生
 - 気固連成大変形問題(固体燃料の燃焼過程)

複雑な流体: 実験で分かること

- 実験をすると, 何かは起きる
- 起きていることは, 事実であり真実
- 誰もが実験結果の真実を疑わない

- 複雑な流体では, EFDで何をみるのか?
 - 時間が短い, 速度が速い, 温度が高い,
圧力が高い, 装置の中で観測が難しい
 - 空力計測技術(PIV, PSP等)は使えるか?
 - 見えない, 十分な計測が出来ない!

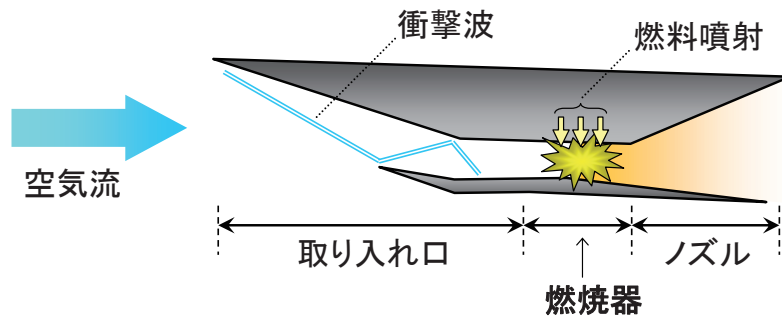
複雑な流体のためのCFD

- 複雑さを表現できる基礎方程式？
↓
- 複雑さを考慮できる最善のモデルの選定
- 今, CFDが必要とされていなくても,
将来の“必要”のために, 準備する
- 流体問題の様々な“複雑さ”のための研究

研究の事例紹介

スクラムジェットエンジン

燃料噴射孔形状の工夫により主流に対する燃料の貫通および燃焼の促進を図る



- 取り込んだ空気を衝撃波を用い空気力学的に圧縮
- 圧縮空気に燃料を噴射し燃焼させて推力を獲得

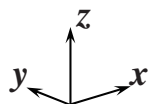
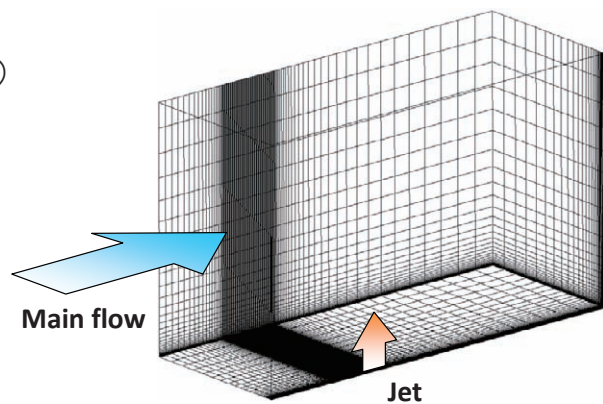
主流の滞留時間: 数msのオーダー

⇒ 燃料との速やかな混合および効率的な燃焼が不可欠

計算手法および計算対象

- 基礎方程式：三次元圧縮性 Navier-Stokes方程式
- 空間積分：SHUS (MUSCL法で3次精度化)
- 時間積分：LU-ADI 陰的時間積分
- 乱流モデル：Baldwin-Lomax モデル

計算格子 (2点おきに表示)

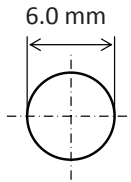


格子点数：251 × 61 × 101 点

(約155万点)

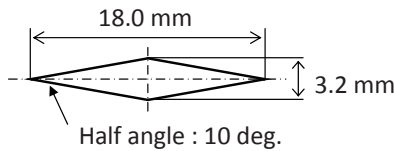
計算に用いた噴射孔形状

Circle

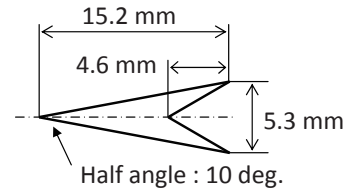


Diamond

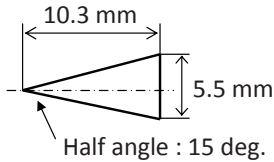
(S. Tomioka et al., 2003)



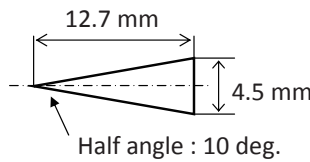
Arrowhead



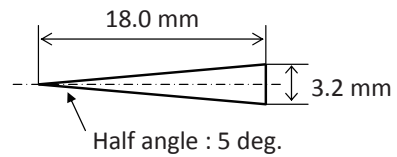
Wedge (15 deg)



Wedge (10 deg)†



Wedge (5 deg)

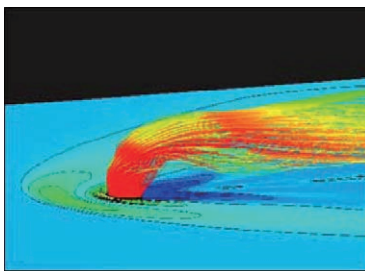


* 各形状において等価直径6 mmと設定 (= 流量固定)

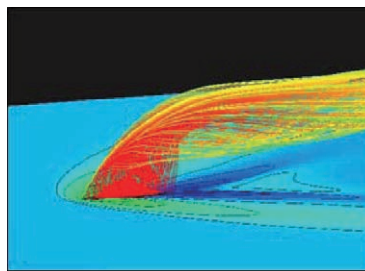
CFDによる噴射孔形状の検討

燃料を供給する穴の形を変えて、違いを観察

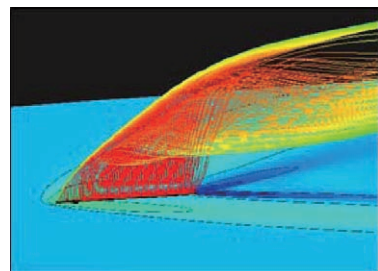
円形 ●



菱形 ◆



Stinger ◀



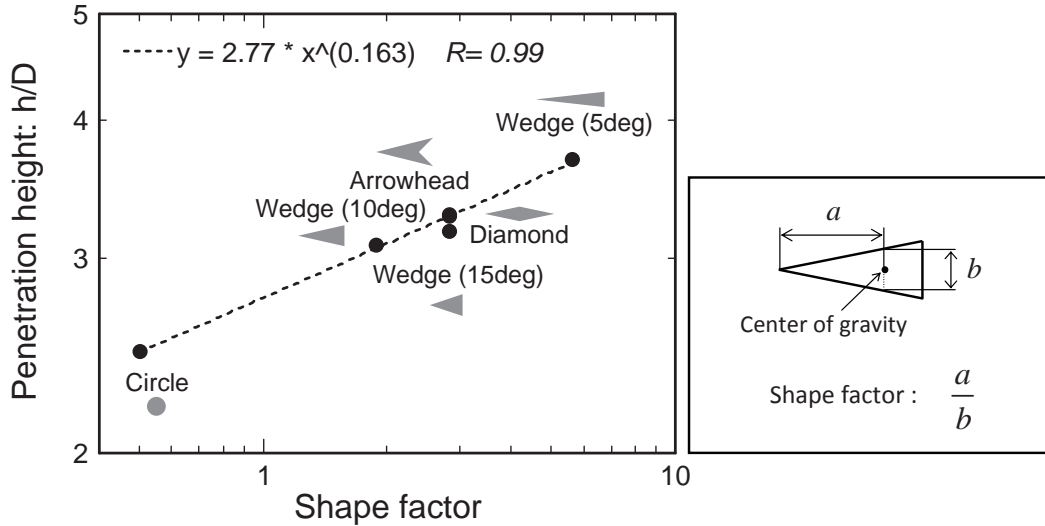
0 1 20 200
Mole fraction (He) Pressure [kPa]

噴射孔の形状が鋭い方が、噴流の到達点大きい
噴流の主流をせき止める効果の軽減で噴流の伸びに繋がった

主流に対する抵抗が小さい噴射孔を用いた際、噴流の大きな貫通が得られる

形状係数と貫通高さの相関

噴射孔の鋭頭形状の度合いを考慮したパラメータを提案し、貫通変化の傾向を調査

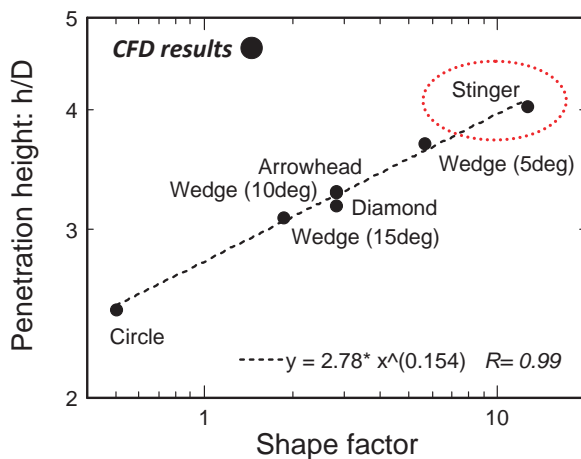
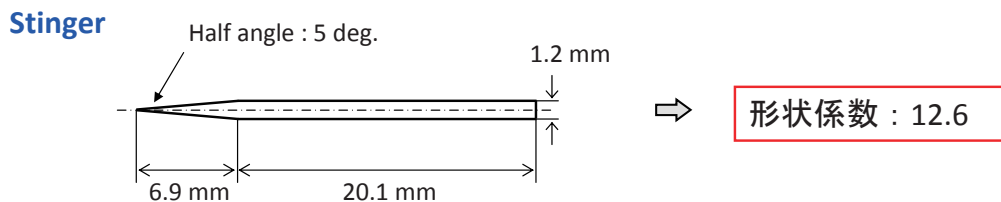


形状係数の値が増加するにつれて、貫通高さも増加

相関係数 : 0.99 ⇨ 極めて強い相関

形状係数の値が大きい形状を提案することで、さらなる貫通促進を狙うことが可能

Stinger型噴射孔の提案



Stinger型噴射孔

下流における貫通高さ

||

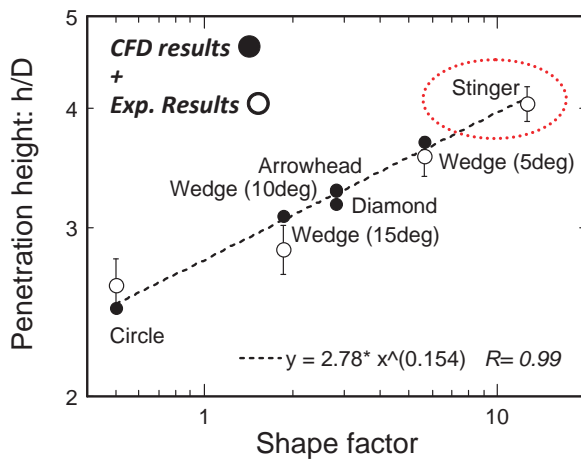
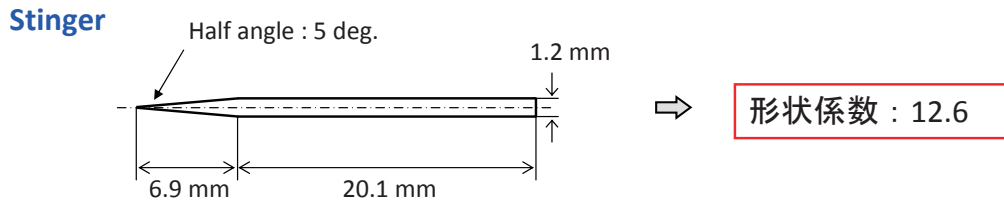
24.2 mm
(円形噴射孔よりも約60%増加)

⇩

最も良い貫通性能

Stinger型噴射孔の提案

(コールドフロー試験による検証)



Stinger型噴射孔

下流における貫通高さ

||

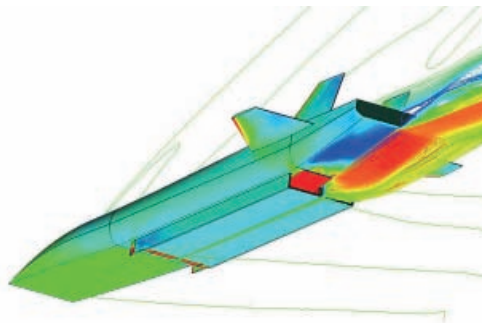
24.2 mm
(円形噴射孔よりも約60%増加)

↓

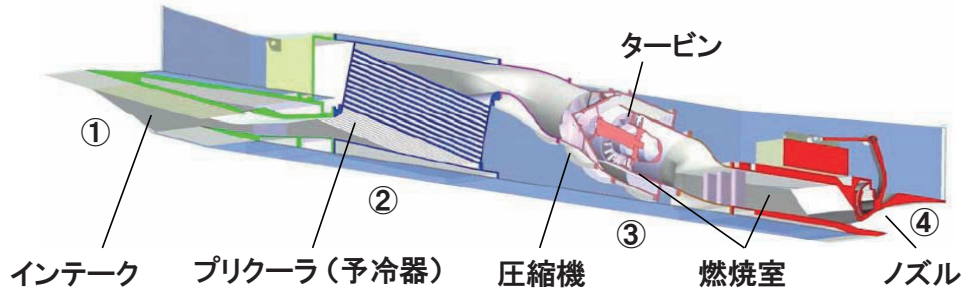
最も良い貫通性能

コールドフロー試験においても同様の傾向

極超音速機と 予冷ターボエンジンの開発



予冷ターボエンジンの開発

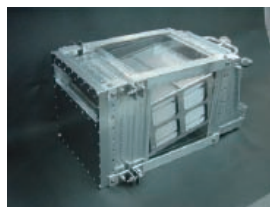


- -253°C の液体水素燃料を用いて空気を冷却
- 排気物は H_2O のみ
- 静粛性に優れたノズルを採用

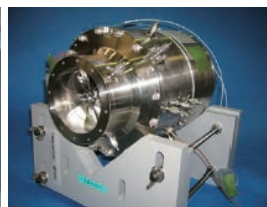
▶ マッハ5まで適用可能に



① Air intake



② Precooler



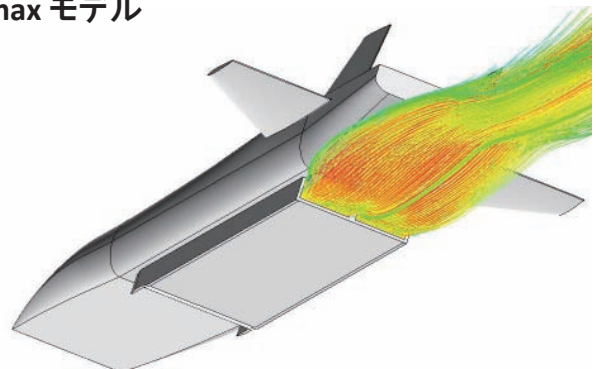
③ Core engine



④ Plug nozzle

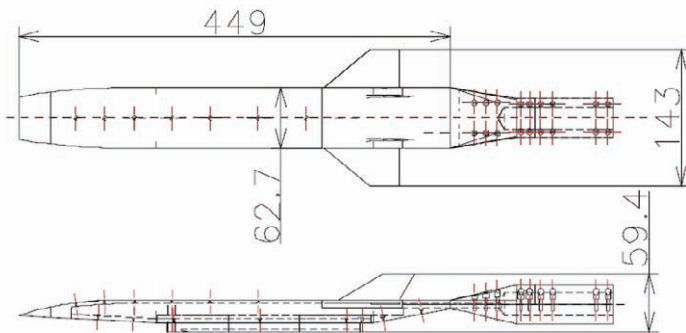
数値計算条件

- 支配方程式 : 解強制項を含む 3次元 圧縮性N-S方程式
気体種の質量保存式 (N_2 , H_2 , O_2 , H_2O)
- 対流項の離散化 : SHUS (MUSCL法で3次精度化)
- 粘性項の離散化 : 2次精度中心差分
- 時間積分 : LU-ADI 陰解法
- 乱流モデル : Baldwin-Lomax モデル



① 風洞実験の再現

解析対象：風洞実験



1/10 模型 (単位: mm)

・主流条件

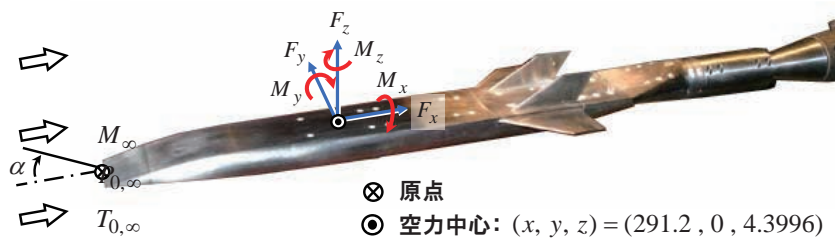
$$M_{\infty} = 5.1$$

$$P_{0,\infty} = 1.0 \text{ MPa}$$

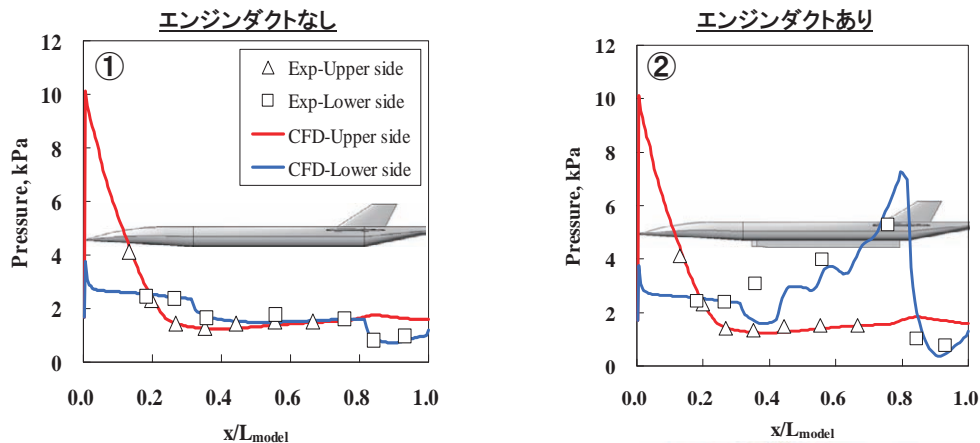
$$T_{0,\infty} = 700 \text{ K}$$

$$\alpha = -5 \sim 5 \text{ deg.}$$

- ・中心線上圧力測定 (1/10 模型)
- ・六分力測定 (1/20 模型)
- ・エンジンダクトあり & なしの2形状



中心線上圧力分布 ($\alpha = 0$ deg.)



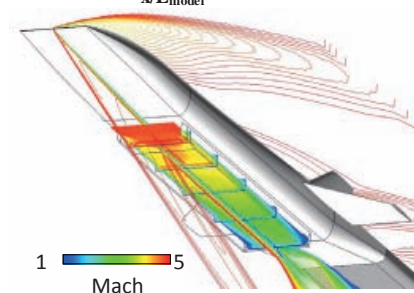
① エンジンなし：圧力分布は実験値とよく一致

② エンジンあり：エンジン内の圧力挙動に差異

エンジン内の圧力上昇について

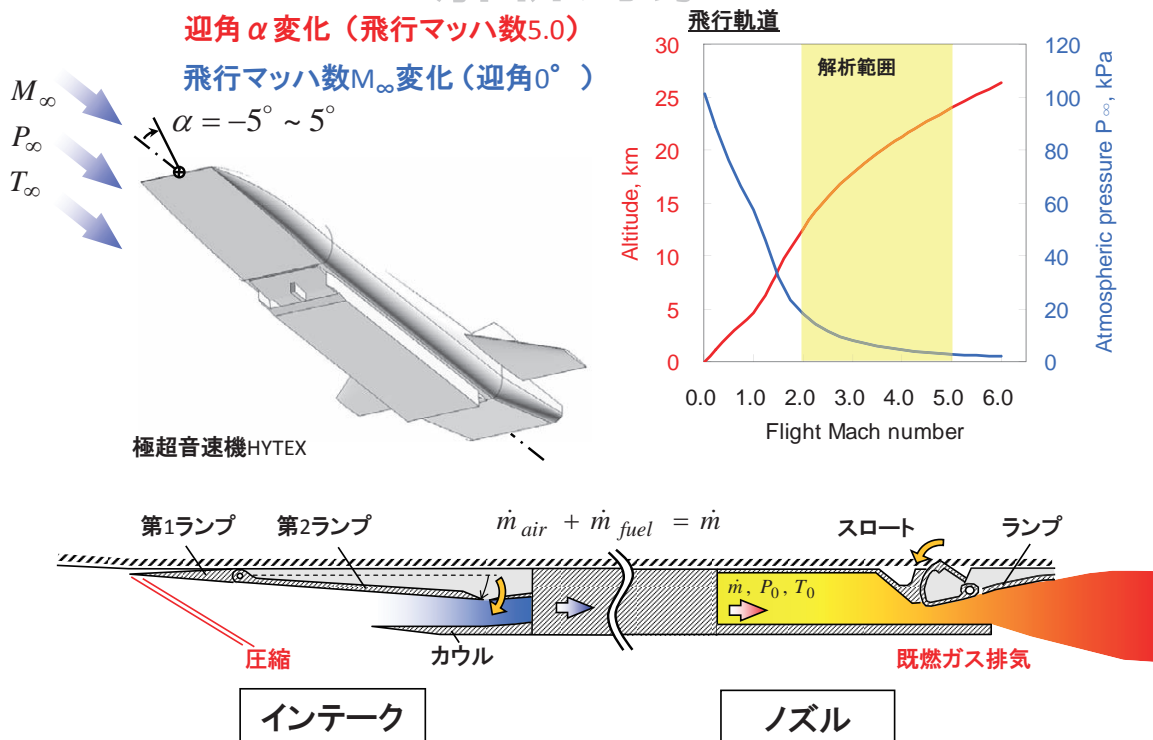
前半：インテーク衝撃波の反射によるもの

後半：境界層が超音速デフューザとして機能

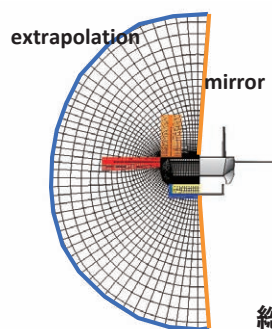
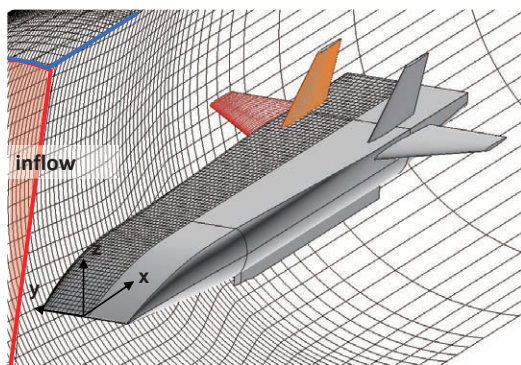


② 機体とエンジンの統合解析

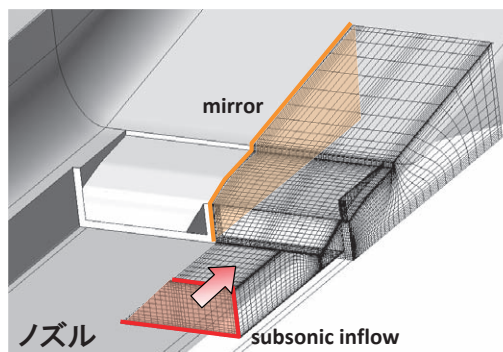
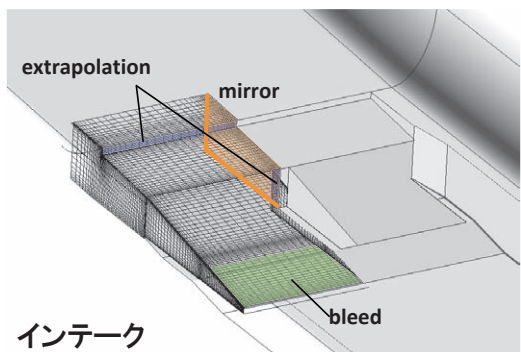
解析対象



計算格子・境界条件

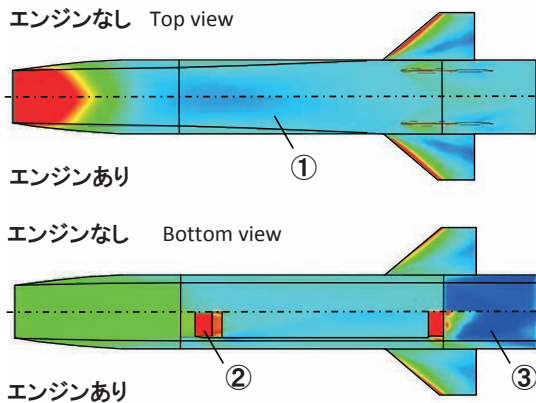
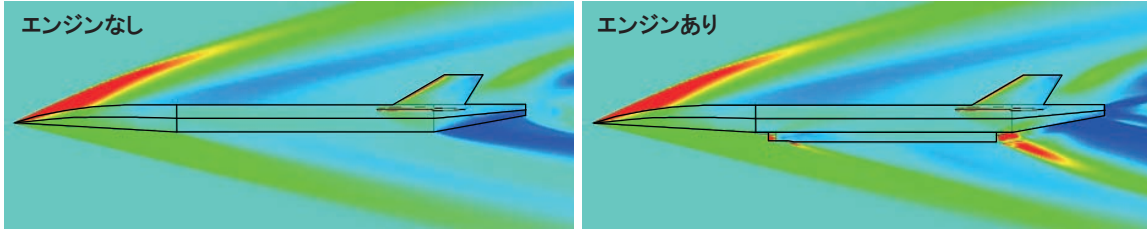


総格子点数：約600万点



エンジンの有無の影響 ($M_\infty=5, \alpha=0^\circ$)

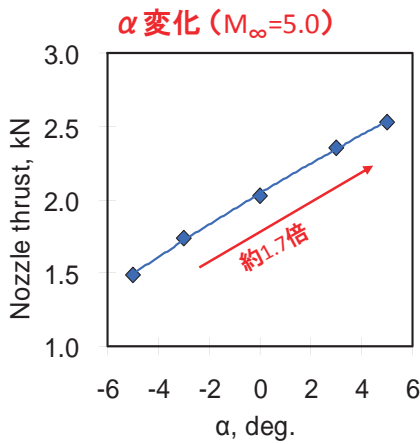
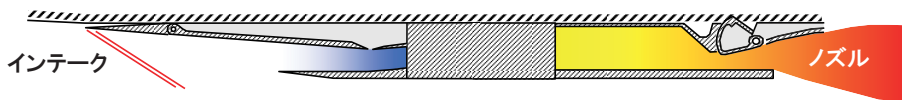
0.34 p/p_∞ 2.76



- ① 機体上側へのエンジンの影響はない。
- ② インテークにおける捕獲空気の圧縮ため、ランプ付近が高圧となっている。
- ③ ノズルランプは排気流が沿って流れるため高圧となるが、船尾底面では低圧領域が形成され抵抗となった。

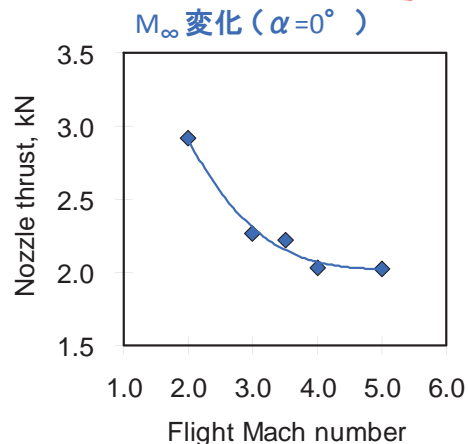
エンジン推力

地上試験では予測困難な飛行中のエンジン推力の予測も可能



迎角上昇

推力増加



飛行マッハ数上昇

推力低下

固体発射薬の点火過程に関する三次元数値解析

固体発射薬を用いた推進装置



Gun System

Military Technology

Cannon



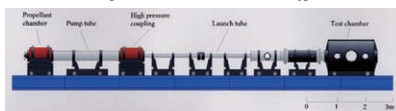
<http://www.army-technology.com/projects/crusader/crusader5.html>

Scientific Research

Ballistic Range



<http://www.knlab.msl.titech.ac.jp/>



<http://ceres.ifs.tohoku.ac.jp/~coe/jfacility.html>

Solid Rocket

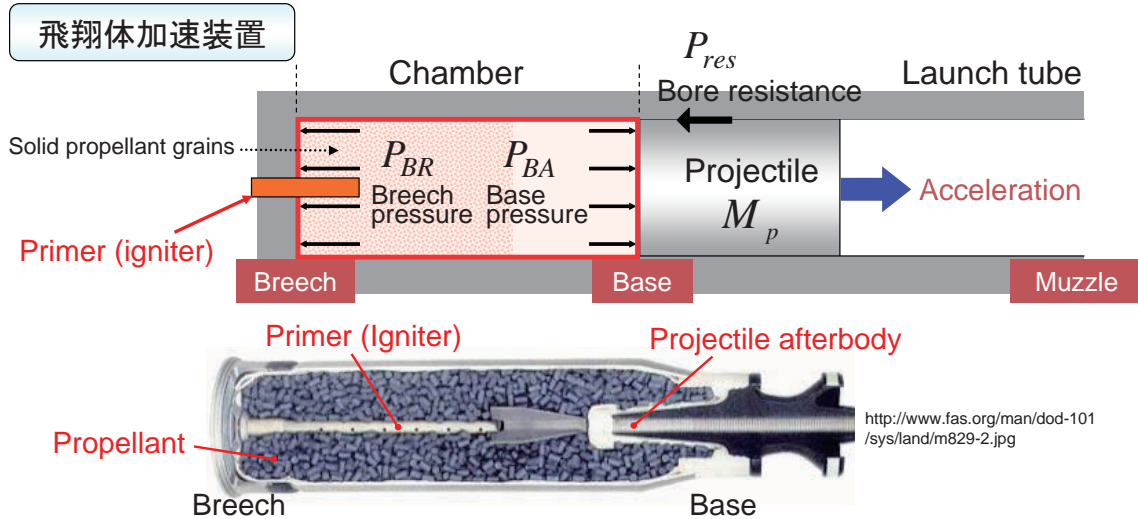
Space Propulsion

Solid Rocket Booster



http://spaceinfo.jaxa.jp/db/kaihatu/shuttle/shuttle_g/sts-87-2.jpg

固体発射薬の点火過程

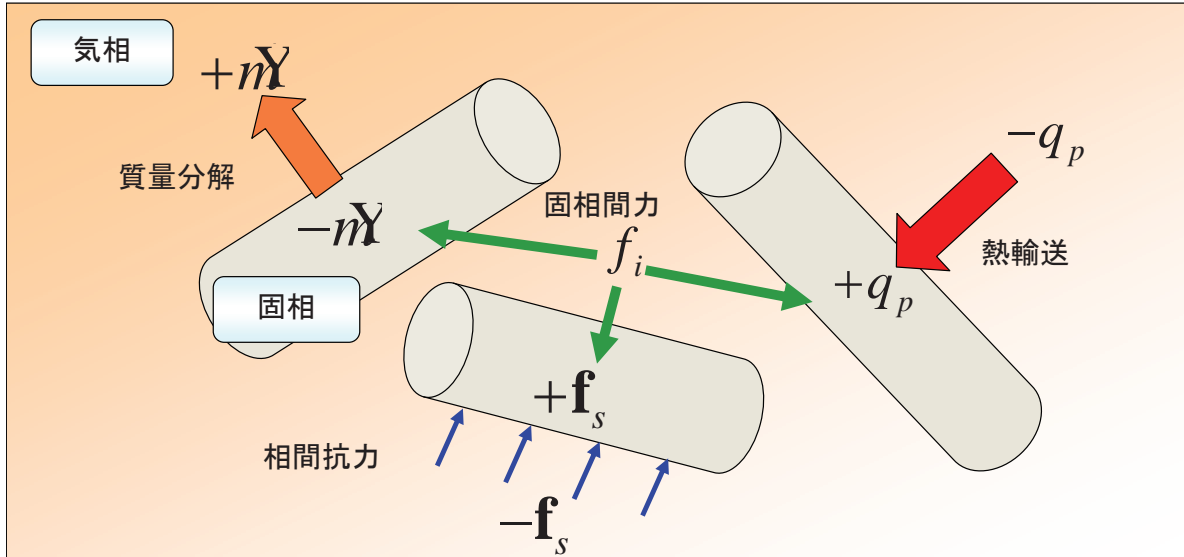


飛翔体発射過程において固体発射薬の点火操作は重要な段階の一つである

発射薬が不均一に着火した場合、強い圧力波が発生し薬室内壁や飛翔体に損傷を与える恐れがある

固気二相流砲内弾道計算手法

気相と固相の相間作用



$$\begin{aligned} \dot{m}X &= Fnc(r) \quad r = ap^n & q_p &= Fnc(T_g - T_p) \\ \mathbf{f}_s &= Fnc(\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_p) & T_p &\geq T_{\text{ignition}} \rightarrow \text{ignition} \end{aligned}$$

支配方程式

気相	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho\mathbf{u}}) = \dot{m}X + \dot{m}X_{ig}$	$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho Y_{pr}}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho Y_{pr}\mathbf{u}}) = \dot{m}X \\ \frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho Y_{ig}}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho Y_{ig}\mathbf{u}}) = \dot{m}X_{ig} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho Y_a}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho Y_a\mathbf{u}}) = 0 \end{cases}$
	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho\mathbf{u}}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho\mathbf{u}\mathbf{u}}) = -\underline{\alpha}\nabla p - \mathbf{f}_s + \dot{m}X\mathbf{u}_p$	
	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha e}) + \nabla \cdot \{ \underline{\alpha}(e + p)\mathbf{u} \} = -\mathbf{f}_s \cdot \mathbf{u}_p + \dot{m}X \left(q + \frac{\mathbf{u}_p \cdot \mathbf{u}_p}{2} \right) + \dot{m}X_{ig}q_{ig} - q_p$	

固相	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha_p\rho_p\mathbf{u}_p}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha_p\rho_p\mathbf{u}_p\mathbf{u}_p}) = -\underline{\alpha_p}\nabla p - \mathbf{f}_i + \mathbf{f}_s - \dot{m}X\mathbf{u}_p$
----	--

- 気相 → 非粘性圧縮性流体
- 固相 → 非圧縮性流体

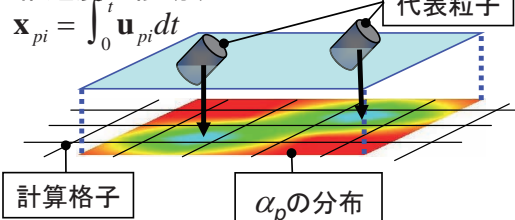
計算体積を二相に分割するため
固気二相の体積割合を導入

α : 気相の体積分率(空隙率)

α_p : 固相の体積分率

$$\alpha = 1 - \alpha_p$$

固相体積分率 α_p は全代表粒子の分布から定まる
代表粒子は燃焼進行度の情報を持ち固相速度で移動する



支配方程式

気相	$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho) + \nabla \cdot (\alpha\rho\mathbf{u}) = \dot{m} \dot{Y} + \dot{m} \dot{Y}_{ig}$ $\frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho\mathbf{u}) + \nabla \cdot (\alpha\rho\mathbf{u}\mathbf{u}) = -\alpha\nabla p - \mathbf{f}_s + \dot{m} \dot{\mathbf{u}}_p$ $\frac{\partial}{\partial t}(\alpha e) + \nabla \cdot \{\alpha(e+p)\mathbf{u}\} = -\mathbf{f}_s \cdot \mathbf{u}_p + \dot{m} \left(q + \frac{\mathbf{u}_p \cdot \mathbf{u}_p}{2} \right) + \dot{m} \dot{Y}_{ig} q_{ig} - q_p$	$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho Y_{pr}) + \nabla \cdot (\alpha\rho Y_{pr}\mathbf{u}) = \dot{m} \dot{Y} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho Y_{ig}) + \nabla \cdot (\alpha\rho Y_{ig}\mathbf{u}) = \dot{m} \dot{Y}_{ig} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho Y_a) + \nabla \cdot (\alpha\rho Y_a\mathbf{u}) = 0 \end{cases}$
固相	$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_p \rho_p \mathbf{u}_p) + \nabla \cdot (\alpha_p \rho_p \mathbf{u}_p \mathbf{u}_p) = -\alpha_p \nabla p - \mathbf{f}_i + \mathbf{f}_s - \dot{m} \dot{\mathbf{u}}_p$	

□ 気相の成分

- ┌ 発射薬の燃焼ガス (pr)
- ├ 点火薬の燃焼ガス (ig)
- └ 空気 (a)

□ 気相の状態方程式

$$p = \frac{RT}{(1/\rho - b)} \quad b : \text{Covolume}$$

$\dot{m} \dot{Y}$: 固相の質量分解速度

\mathbf{f}_s : 二相間の速度差により生じる相間抗力

q_p : 固相への熱損失

\mathbf{f}_i : 固相間力

q : 単位質量当りの燃焼エネルギー

三次元計算による火管を用いた燃焼試験のシミュレーション

計算条件

計算手法

対流項離散化 : SHUS
(MUSCL法で3次精度化)

時間積分 : 2段階Runge-Kutta法

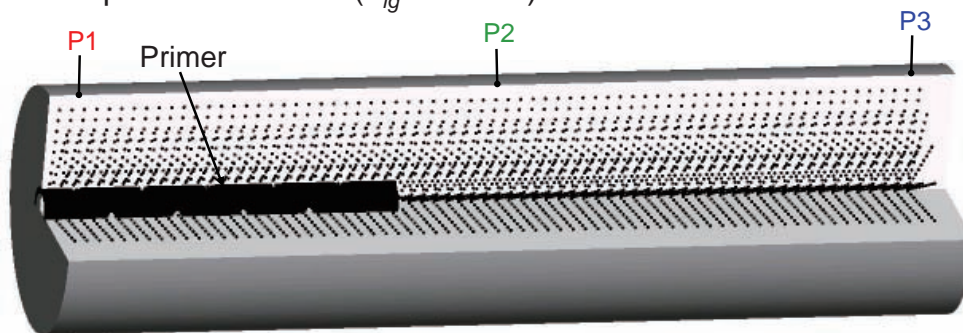
格子条件 : 格子点数 388x38x22
粒子数 3210 ($L_{ig}=200\text{mm}$)

計算条件

薬室内初期条件 : 101kPa, 294K (空気)

火管内部 : ベナイトストランド C_{ig} (g)
 $\phi 2.0 \times L_{ig}$ (mm)

・ Computational model ($L_{ig}=200\text{mm}$)



計算条件

計算手法

対流項離散化 : SHUS
(MUSCL法で3次精度化)

時間積分 : 2段階Runge-Kutta法

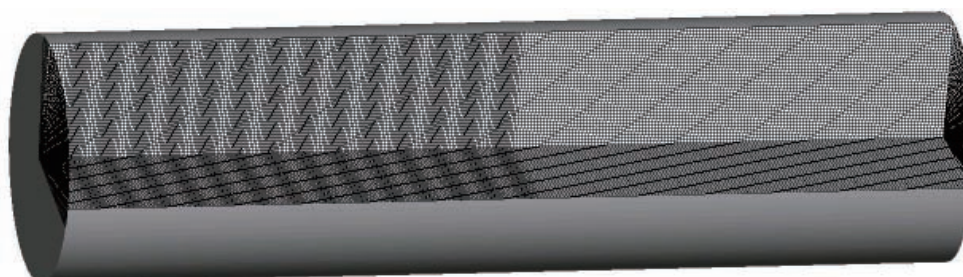
格子条件 : 格子点数 388x38x22
粒子数 3210 ($L_{ig}=200\text{mm}$)

計算条件

薬室内初期条件 : 101kPa, 294K (空気)

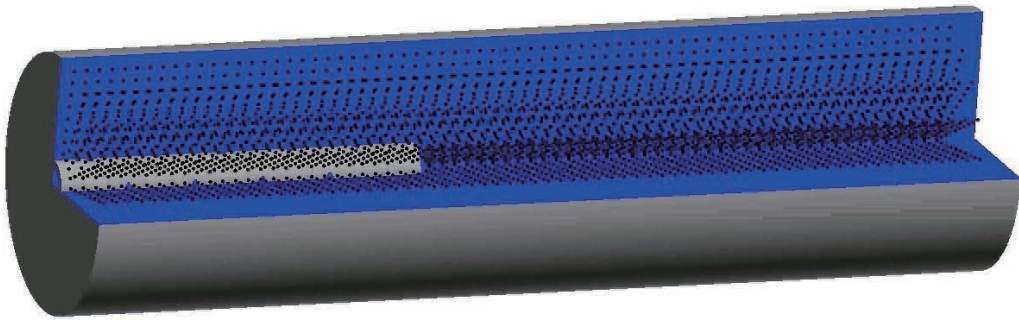
火管内部 : ベナイトストランド C_{ig} (g)
 $\phi 2.0 \times L_{ig}$ (mm)

・ Computational model ($L_{ig}=200\text{mm}$)



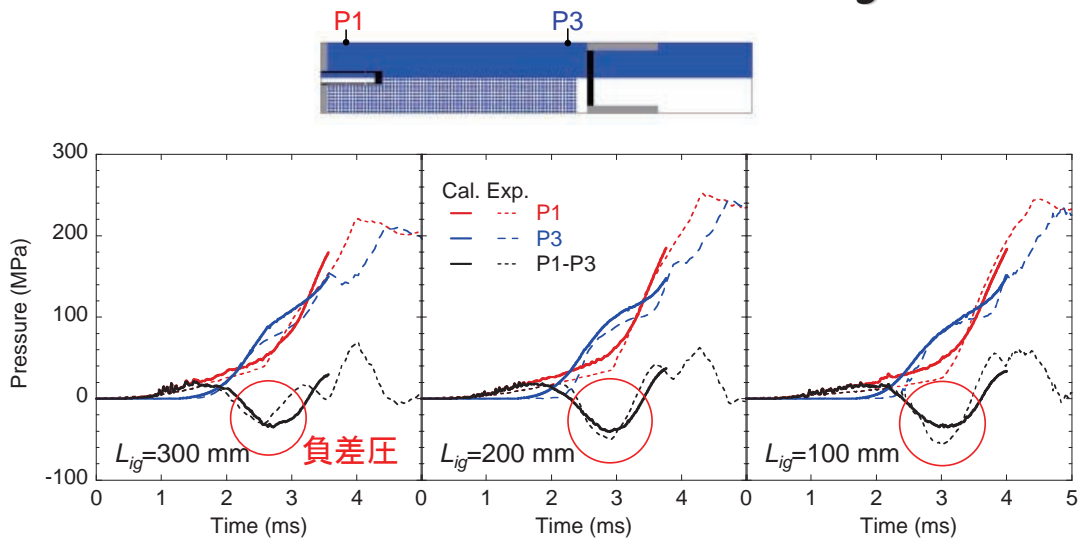
計算結果

$L_{ig}=200\text{mm}$



- 高温噴流により固体発射薬が次々に着火する
- 火管噴流の影響で固体発射薬粒子が前進する

実験結果との比較 L_{ig}



- ・ 火管長の短縮により負差圧が強められる点が再現された
ただし, $L_{ig}=100\text{mm}$ の場合の負差圧は実験よりも弱く評価された
- ・ 砲尾圧P1の傾きが変化する点が再現された

まとめ

EFD/CFDにはブームがある

- みんなで同じことをする/してしまう
 - 大きな一歩のためには、必要なこと
 - 多くの知恵の結晶が、進歩を生む
 - アメリカの歩んだ道の後を追ってしまう
- 日本から世界のブームをつくれるか？
- だれもやっていない研究
 - 日本の研究者人口は少 → 日本内で先導的OK
 - 国内での技術の蓄積は重要

CFD:大学が目指すべきこと

- 日本におけるCFD技術の蓄積
 - EFD技術と密接に, ともに歩く
 - 相互補完関係が, 高い完成度を生む
- どんなブームが来ても対応できるようなCFD技術の蓄積が必要
 - 幅広い分野における情報の収集
- EFD/CFD, 共通した学問的の背景の強化
- 人材育成:市販ソフトの仕様を理解できる人材がいないと, 正しい評価はできない