

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

東京大学 ロケットエンジンモデリングラボラトリー
(JAXA 社会連携講座) シンポジウム

ロケットエンジン解析技術の新展開

" New Horizon of Rocket Engine Modeling and Simulation "

後 刷 集

東京大学工学系研究科

ロケットエンジンモデリングラボラトリー (JAXA 社会連携講座)

宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学 (JEDI) センター

2011年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

まえがき

我が国の主力ロケットである H-IIA の LE-7A エンジンのような液体ロケットエンジンは極低温の液体水素と液体酸素を推進剤として利用していますが、燃焼室内の温度は 3000K にも達します。ロケットエンジンシミュレーションの対象は極低温から高温までの、しかも高圧の「極限状況」における現象で、その科学はまさに未踏領域の科学であり、多くの挑戦的な課題を内包しています。一方で、近年のコンピュータと解析技術の進歩により、ロケットエンジンシミュレーションの技術は確実に進展していて、いくつかの困難な課題も解決の糸口が見え始めているようにも思えます。このシンポジウム「ロケットエンジン解析技術の新展開」は、現状を概観するとともに今後のロケットエンジンシミュレーションの「新展開」を図るためのきっかけをつかむことを目的として企画され、東京大学工学系研究科ロケットエンジンモデリングラボラトリー（JAXA 社会連携講座）と宇宙航空研究開発機構（JAXA）の情報・計算工学（JEDI）センターの共催で開催されました。

JAXA 社会連携講座は、ロケットエンジンシミュレーション技術の高度化に関する教育・研究を対象として「10 年間で世界トップクラスの技術力を取得する」ことを目標として、2008 年 4 月より活動を始め、本年の 9 月でちょうど 2 年半が経過しました。本講座は極低温や高圧などの液体ロケットエンジン特有の環境下における物理・化学現象の解明、およびそれに基づいた数学モデルの構築を目指しています。今、講座には(1)キャビテーション、(2)噴射・微粒化、(3)高圧燃焼、(4)物性・マイクロ現象の 4 つの研究グループがあります。これらの研究グループは本講座と JEDI とが主体になり、東大の航空宇宙工学専攻、機械工学専攻をはじめとして、他大学・研究機関および関連企業の研究者により構成されていて、定期的に開催される研究会を中心として活動しております。本シンポジウムは本講座の最初の 2 年半におけるこうした活動の中間報告でもあります。

また、本講座は東京大学の「社会連携講座」の一つであり、社会連携講座は本学にできた、研究と教育の機能を併せ持つ新しい仕組みの講座です。大学における基礎研究のポテンシャルを生かし、出口を見据えた研究活動を行うことが社会連携講座の使命であると思います。本 JAXA 社会連携講座における研究の目的は明確に定義できており、またそのための基礎研究のポテンシャルも有しております。しかしながら、目標を達成するための研究体制はいまだ十分とは言えない点もあり、多くの解決すべき課題を抱えているのも事実です。本シンポジウムでいただいたご批判やご意見は、これらの課題の解決のきっかけとして生かしたいと思っております。

本シンポジウムの開催に当たり、絶大なご協力をいただいた招待講演、基調講演、一般講演の講師の皆様、ご参加いただいた皆様、そして事務局の皆様がこの場をお借りして深く御礼申し上げます。

なお、本資料は講師の皆様のご厚意により、発表資料を pdf ファイルに変換して、印刷したのですが、必ずしもオリジナルの発表資料を再現しきれていない部分が残るとともに、動画については紙面では割愛せざるを得ませんでした。これらの点については、ご容赦をお願いいたします。

東京大学工学系研究科 JAXA 社会連携講座
特任教授 越 光男

東京大学工学系研究科

ロケットエンジンモデリングラボラトリー（JAXA社会連携講座）

シンポジウム 「ロケットエンジン解析技術の新展開」

目 次

【基調講演】

- (1) キャビテーション流れのマルチスケール解析 ----- 1
 東京大学 工学系研究科 松本洋一郎 教授
- (2) ものづくり分野における最先端シミュレーションの展望 ----- 35
 東京大学 生産技術研究所 加藤千幸 教授
 （革新的シミュレーション研究センター長）
- (3) 東京大学航空宇宙工学専攻におけるロケット推進の研究活動 ----- 61
 東京大学 工学系研究科航空宇宙工学専攻 渡辺紀徳 教授

【招待講演】

- (1) Overview of Pratt & Whitney Rocketdyne Modeling & Simulation
 Practices for Liquid Propellant Rocket Engines ----- 81
 Dr. Munir M. Sindir, Pratt & Whitney Rocketdyne
- (2) Astrium Space Transportation's Liquid Propulsion Heritage
 and Simulation Capabilities ----- 97
 Dr. Oliver Knab, EADS Astrium

【一般講演】

- (1) JAXA の目指すロケットエンジンシミュレーション ----- 115
 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター 山西伸宏
- (2) ロケットエンジン開発における全系解析に向けた取り組み ----- 125
 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター 谷 直樹
- (3) 再生冷却エンジン燃焼室熱流束を支配する燃焼現象把握およびモデル評価 --- 137
 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター 大門 優
- (4) Overview of CRUNCH CFD Simulations For Liquid Propulsion Systems --- 147
 Dr. Ashvin Hosangadi, CRAFT Tech
- (5) 高解像度コンパクト差分法を用いた超臨界圧環境下における噴流構造の数値解析
 ----- 163
 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター 寺島洋史
- (6) 燃焼振動抑制に向けた取り組み—レゾネータと燃焼器の減衰特性評価— ----- 175
 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター 清水太郎

(7) ロケット燃焼器の燃焼試験技術の現状と課題	-----	187
宇宙航空研究開発機構		
宇宙輸送ミッション本部 エンジン研究開発グループ 富田建夫		
(8) LE-X エンジンにおけるシミュレーション解析技術の活用	-----	195
宇宙航空研究開発機構		
宇宙輸送ミッション本部 エンジン研究開発グループ 野田慶一郎		
(9) MHI における液体ロケットエンジン設計へのシミュレーション適用の取組み	-----	207
三菱重工業株式会社 名古屋誘導推進システム製作所 小金澤崇		
(10) ロケットエンジン設計解析技術ー現在と未来ー	-----	219
株式会社 IHI 都丸裕司		
(11) 水素の高圧燃焼反応機構	-----	231
東京大学 工学系研究科 総合研究機構 越光男 教授		
(12) ロケット燃焼解析に必要な熱物性モデルと数値解析	-----	239
東京大学 工学系研究科 総合研究機構 清水和弥 助教		
(13) 推進薬の高圧噴射と微粒化に関連した熱流動現象	-----	251
東京大学 工学系研究科航空宇宙工学専攻 姫野武洋 准教授		
(14) 多重プロセス型キャビテーションモデルの現状と課題	-----	267
信州大学 工学部 津田伸一 助教		

東京大学・JAXA 社会連携講座 シンポジウム 「ロケットエンジン解析技術の新展開」
プログラム

【平成22年9月28日(火) 10:30-17:40】

10:30 - 10:40	開会挨拶 北森武彦 (東京大学大学院工学系研究科長)
10:40 - 12:00 一般講演 1	JAXA の目指すロケットエンジンシミュレーション 山西 伸宏 (宇宙航空研究開発機構)
	ロケットエンジン開発における全系解析に向けた取り組み 谷 直樹 (宇宙航空研究開発機構)
	再生冷却エンジン燃焼室熱流束を支配する燃焼現象把握およびモデル評価 大門 優 (宇宙航空研究開発機構)
	Overview of CRUNCH CFD Simulations For Liquid Propulsion Systems Ashvin Hosangadi (CRAFT Tech)
13:20 - 14:20 一般講演 2	高解像度コンパクト差分法を用いた超臨界圧環境下における噴流構造の数値解析 寺島 洋史 (宇宙航空研究開発機構)
	燃焼振動抑制に向けた取り組み—レゾネータと燃焼器の減衰特性評価— 清水 太郎 (宇宙航空研究開発機構)
	ロケット燃焼器の燃焼試験技術の現状と課題 富田 健夫 (宇宙航空研究開発機構)
14:30 - 15:30 一般講演 3	LE-X エンジンにおけるシミュレーション解析技術の活用 野田 慶一郎 (宇宙航空研究開発機構)
	MHI における液体ロケットエンジン設計へのシミュレーション適用の取組み 小金澤 崇 (三菱重工業株式会社)
	ロケットエンジン設計解析技術—現在と未来— 都丸 裕司 (株式会社 IHI)
15:40 - 16:40 招待講演 1	Overview of Pratt & Whitney Rocketdyne Modeling & Simulation Practices for Liquid Propellant Rocket Engines Dr. Munir M. Sindir (Pratt & Whitney Rocketdyne)
16:40 - 17:40 招待講演 2	Astrum Space Transportation's Liquid Propulsion Heritage and Simulation Capabilities Dr. Oliver Knab (EADS Astrum)

【平成22年9月29日(水) 9:00-14:50】

9:00 - 10:00 基調講演 1	キャビテーション流れのマルチスケール解析 松本 洋一郎 教授 (東京大学)
10:00 - 11:00 基調講演 2	ものづくり分野における最先端シミュレーションの展望 加藤 千幸 教授 (東京大学)
11:00 - 12:00 基調講演 3	東京大学航空宇宙工学専攻におけるロケット推進の研究活動 渡辺 紀徳 教授 (東京大学)
13:20 - 14:40 一般講演 4	水素の高圧燃焼反応機構 越 光男 教授 (東京大学)
	ロケット燃焼解析に必要な熱物性モデルと数値解析 清水 和弥 助教 (東京大学)
	推進薬の高圧噴射と微粒化に関連した熱流動現象 姫野 武洋 准教授 (東京大学)
	多重プロセス型キャビテーションモデルの現状と課題 津田 伸一 助教 (信州大学)
14:40 - 14:50	閉会挨拶 嶋 英志 (宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター長)

発 表 内 容

キャビテーション流れの マルチスケール解析

東京大学工学系研究科
松本洋一郎



Fluids Engineering Lab. *FEL*

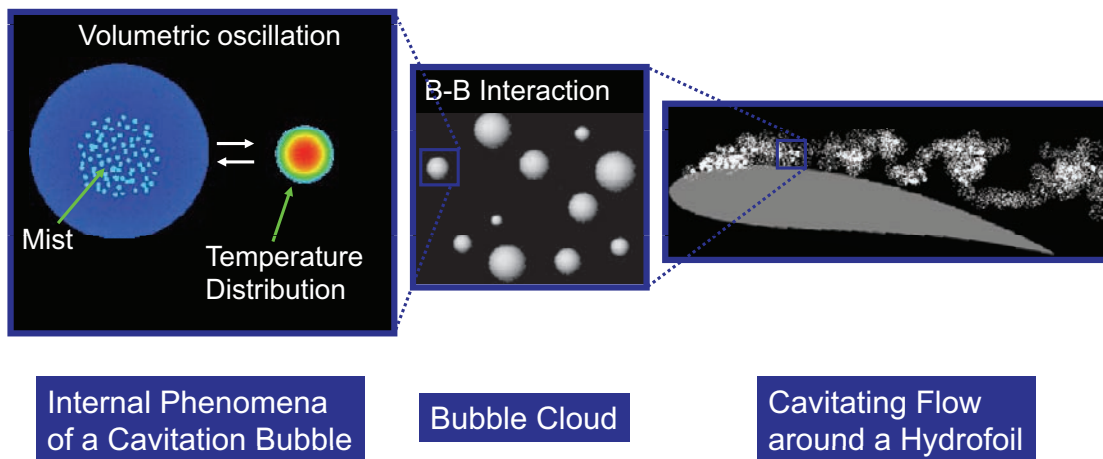
目次

- はじめに
- 単一気泡の挙動
- 気泡クラウドの挙動
- 流体機械のキャビテーションエロージョン
- おわりに



FEL

キャビテーションにおけるマルチスケールダイナミクス



Micro

Mezzo

Macro



FEL

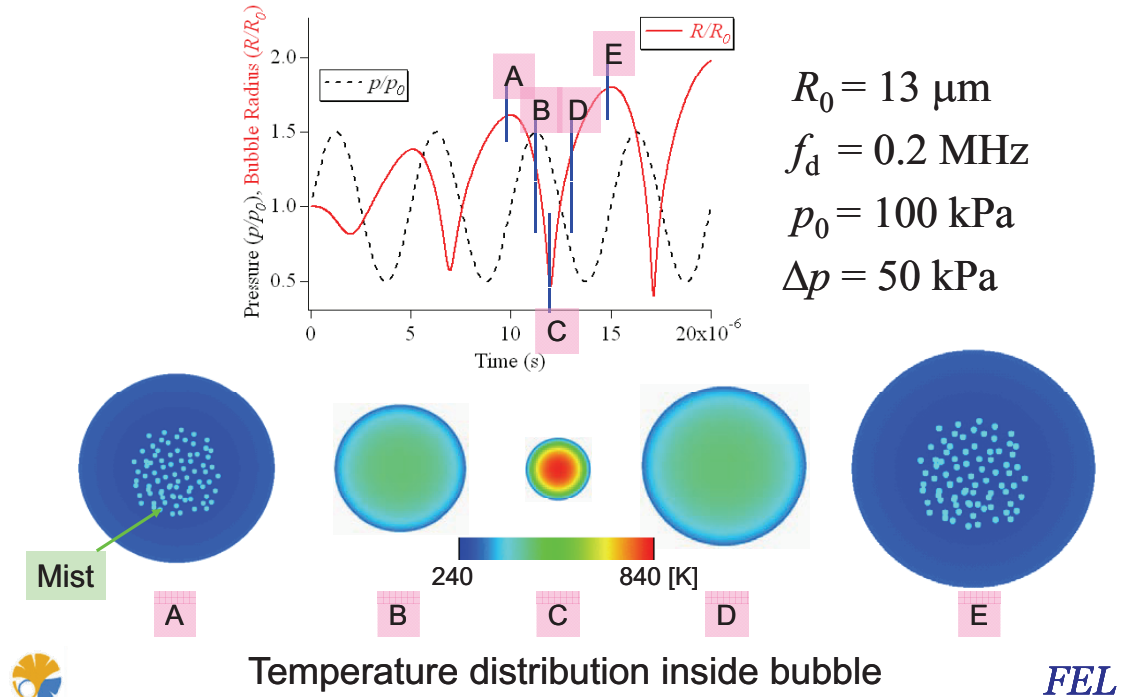
目次

- はじめに
- 単一気泡の挙動
- 気泡クラウドの挙動
- 流体機械のキャビテーションエロージョン
- おわりに



FEL

Time history of bubble radius



Assumptions

- (1) Gases inside the bubble and the surrounding liquid move maintaining spherical symmetry.
- (2) Gases inside the bubble obey the perfect gas law.
- (3) Non-condensable gas obeys Henry's law at the bubble wall.
- (4) Classical theory for generation and growth of mist under quasi-equilibrium condition is applied, because the temperature inside the bubble does not change so rapidly.
- (5) Coalescence and fragmentation of the mist are ignored.
- (6) Mist has the same velocity as the gas mixture and the effect of diffusion by Brownian motion is assumed to be small and ignored.
- (7) Viscosity of the liquid is ignored except at the bubble wall.



FEL

Governing equations of Direct Numerical Simulation (1)

Using simulation code developed by Takemura & Matsumoto (1994)

- Full conservation equations in gas phase with mist
 - Conservation equation of Mass
 - Conservation equation of Momentum
 - Conservation equation of Energy
- Nucleation rate equation of mist by homogeneous condensation
- Conservation equation of number density of mist
- Energy equation in liquid phase
- Diffusion equation of non-condensable gas in liquid



FEL

Governing equations of Direct Numerical Simulation (2)

Motion of bubble wall

- Equation of bubble wall motion (Fujikawa & Akamatsu, 1980)
 - Considered
 - Liquid compressibility (1st order approximation)
 - Phase change at bubble wall

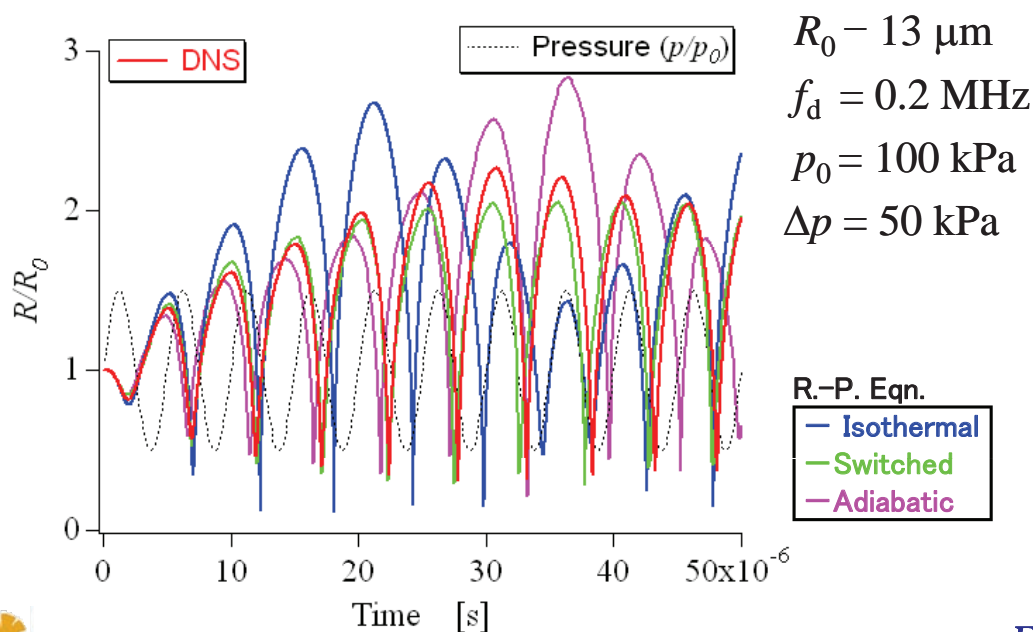


$$\begin{aligned}
 & R\ddot{R}\left(1 - \frac{2\dot{R}}{C_\infty} + \frac{\dot{M}}{\rho_{l\infty}C_\infty}\right) + \frac{3}{2}\dot{R}^2\left(1 - \frac{4\dot{R}}{3C_\infty} + \frac{4\dot{M}}{3\rho_{l\infty}C_\infty}\right) - \frac{\ddot{M}R}{\rho_{l\infty}}\left(1 - \frac{2\dot{R}}{C_\infty} + \frac{\dot{M}}{2\rho_{l\infty}}\right) \\
 & - \frac{\dot{M}}{\rho_{l\infty}}\left(\dot{R} + \frac{\dot{M}}{2\rho_{l\infty}}\right) + \frac{p_{lA} - p_{lw}}{\rho_{l\infty}} - \frac{R(\dot{p}_{lw} - \dot{p}_{lA})}{\rho_{l\infty}C_\infty} = 0 \\
 \\
 & p_{lw} = p_{mgw} - \frac{4}{3}\mu_l\left(\frac{\partial u_l}{\partial r} - \frac{u_l}{r}\right)_w - \dot{M}(u_{mgw} - \dot{R}) - \frac{2\sigma}{R} - \frac{4}{3}\mu_{mg}\left(\frac{\partial u_{mg}}{\partial r} - \frac{u_{mg}}{r}\right)_w
 \end{aligned}$$



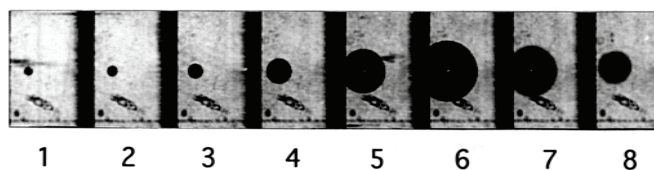
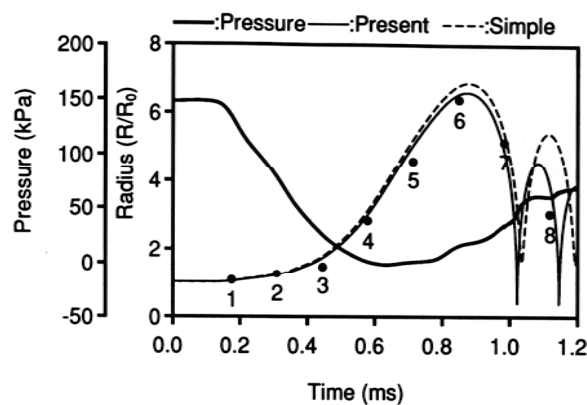
FEL

Time history of bubble radius



FEL

Bubble motion

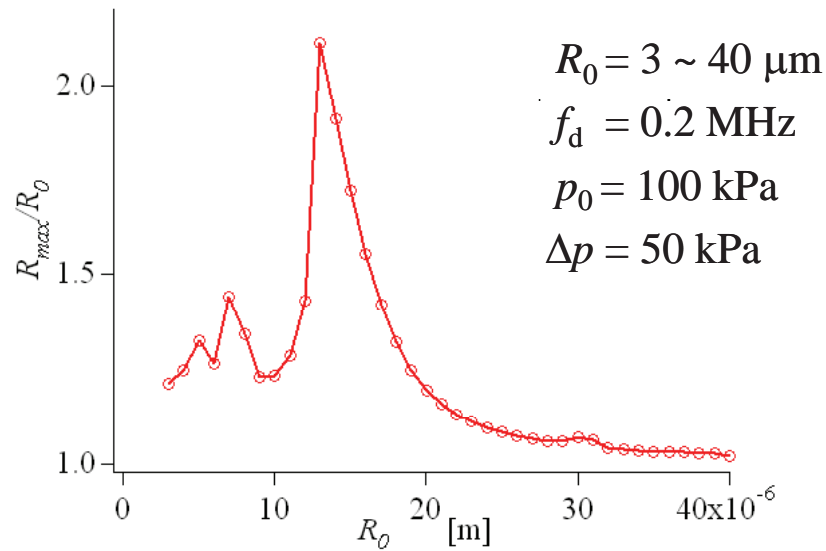


Comparison between simulation and experiment



FEL

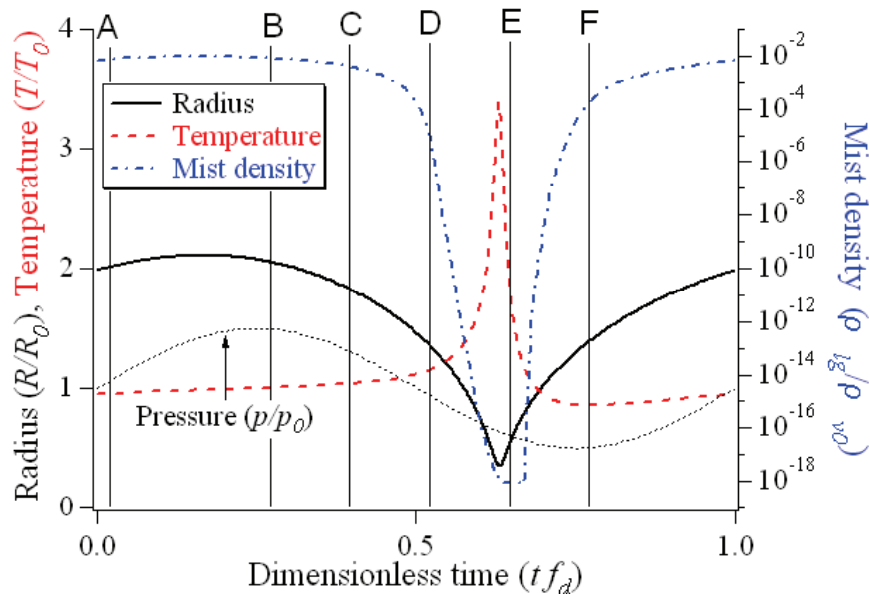
Maximum bubble radius



FEL

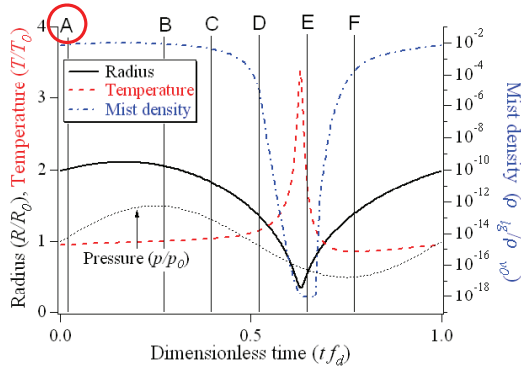
Time histories of bubble radius, temperature and mist density inside bubble

$R_0 = 13 \mu\text{m}$, $f_d = 0.2 \text{ MHz}$, $p_0 = 100 \text{ kPa}$, $\Delta p = 50 \text{ kPa}$



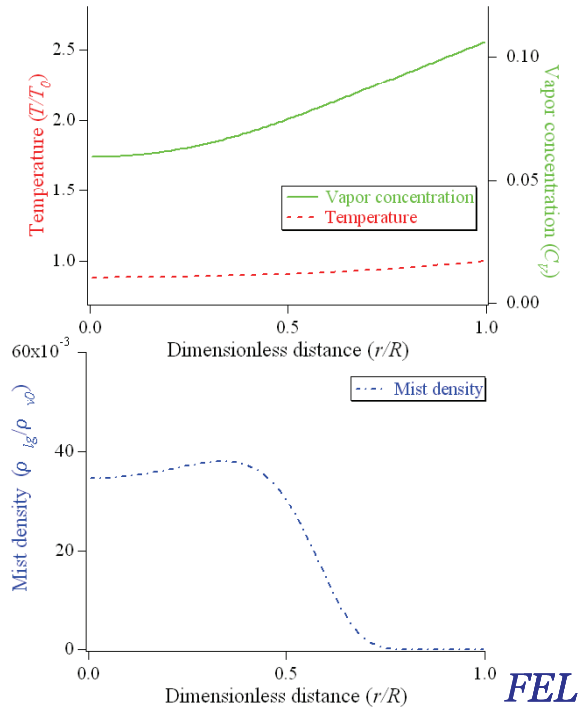
FEL

Distributions of temperature, vapor concentration and mist density



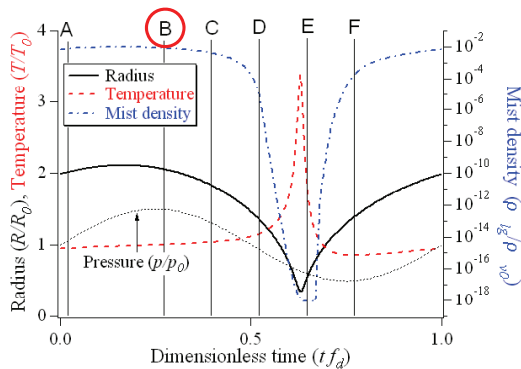
A

$R_0 = 13 \mu\text{m}$
 $f_d = 0.2 \text{ MHz}$
 $p_0 = 100 \text{ kPa}$
 $\Delta p = 50 \text{ kPa}$



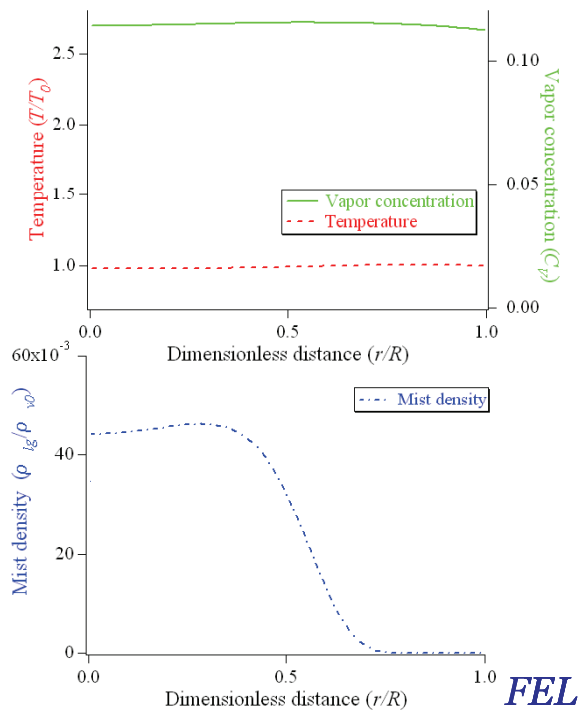
FEL

Distributions of temperature, vapor concentration and mist density



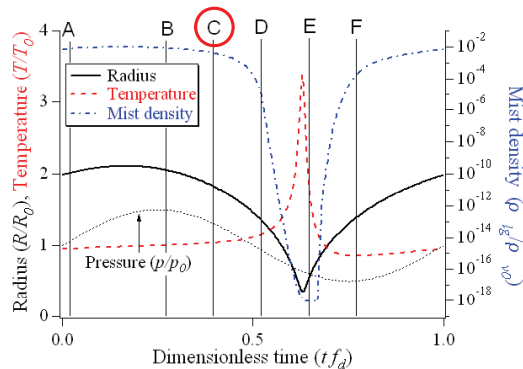
B

$R_0 = 13 \mu\text{m}$
 $f_d = 0.2 \text{ MHz}$
 $p_0 = 100 \text{ kPa}$
 $\Delta p = 50 \text{ kPa}$



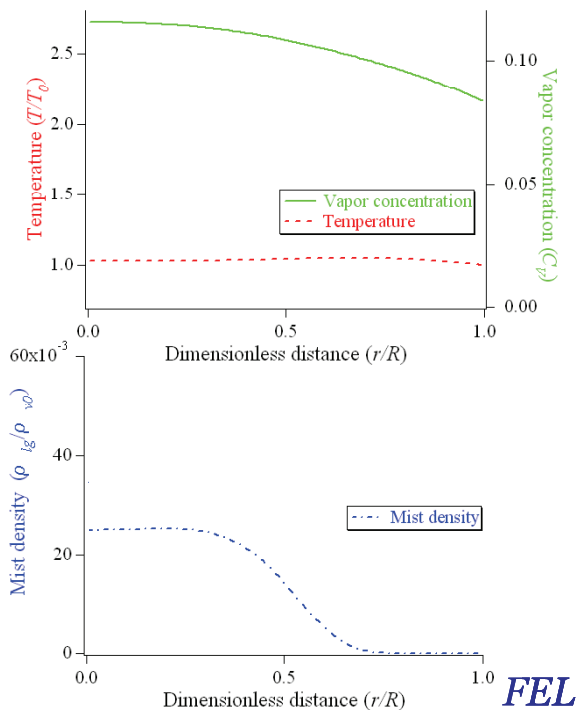
FEL

Distributions of temperature, vapor concentration and mist density



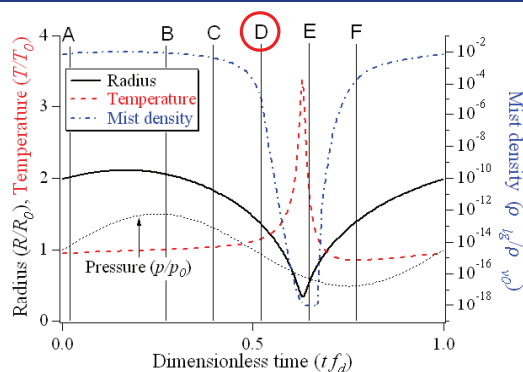
C

$R_0 = 13 \mu\text{m}$
 $f_d = 0.2 \text{ MHz}$
 $p_0 = 100 \text{ kPa}$
 $\Delta p = 50 \text{ kPa}$



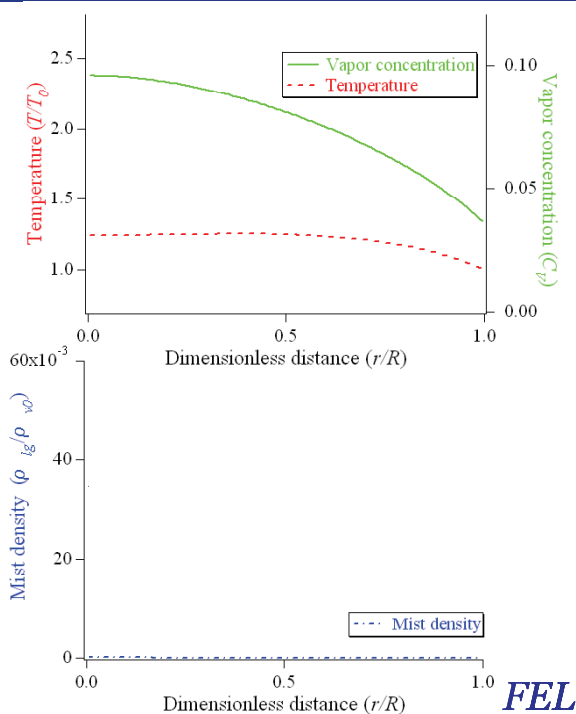
FEL

Distributions of temperature, vapor concentration and mist density



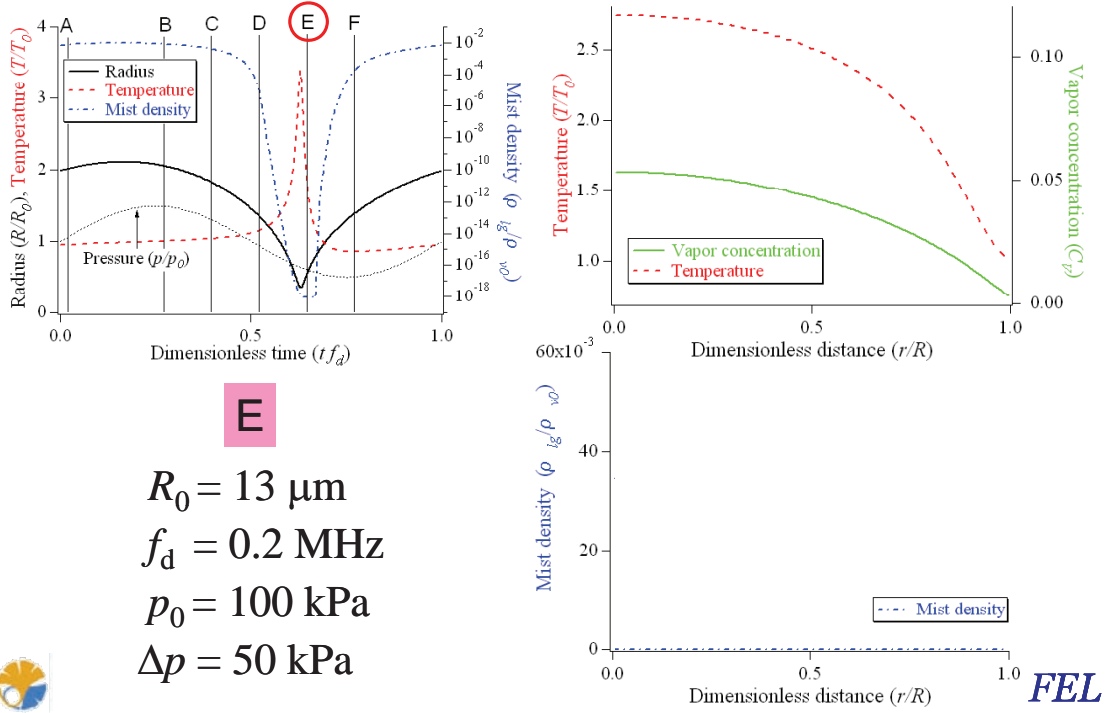
D

$R_0 = 13 \mu\text{m}$
 $f_d = 0.2 \text{ MHz}$
 $p_0 = 100 \text{ kPa}$
 $\Delta p = 50 \text{ kPa}$

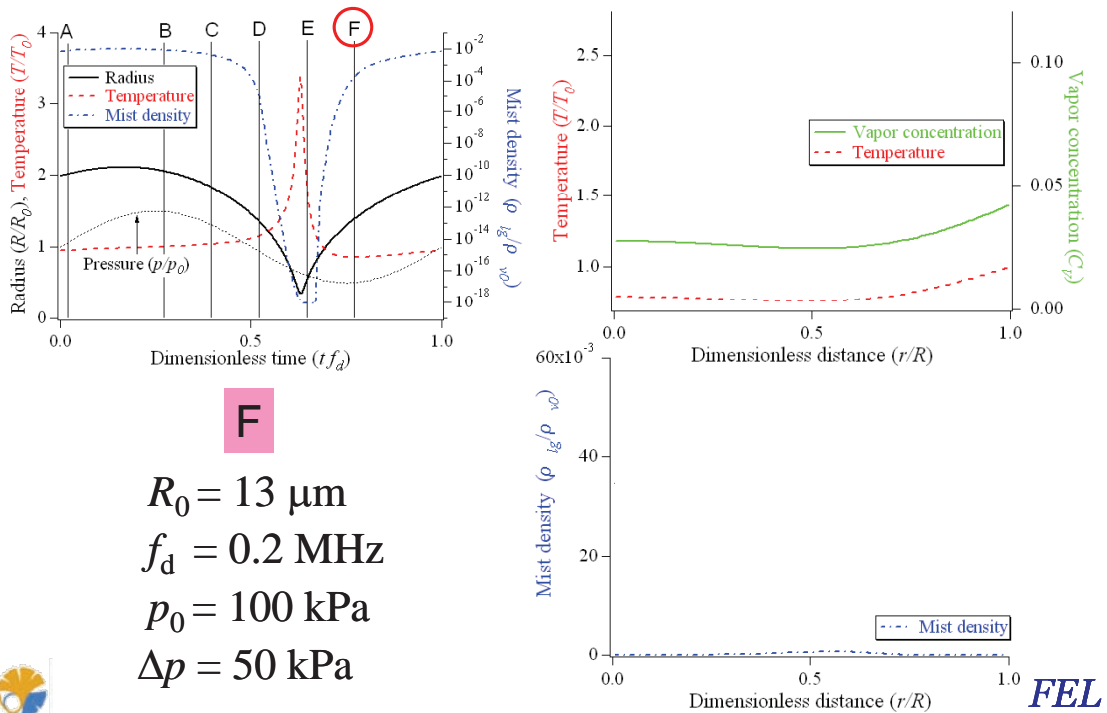


FEL

Distributions of temperature, vapor concentration and mist density



Distributions of temperature, vapor concentration and mist density

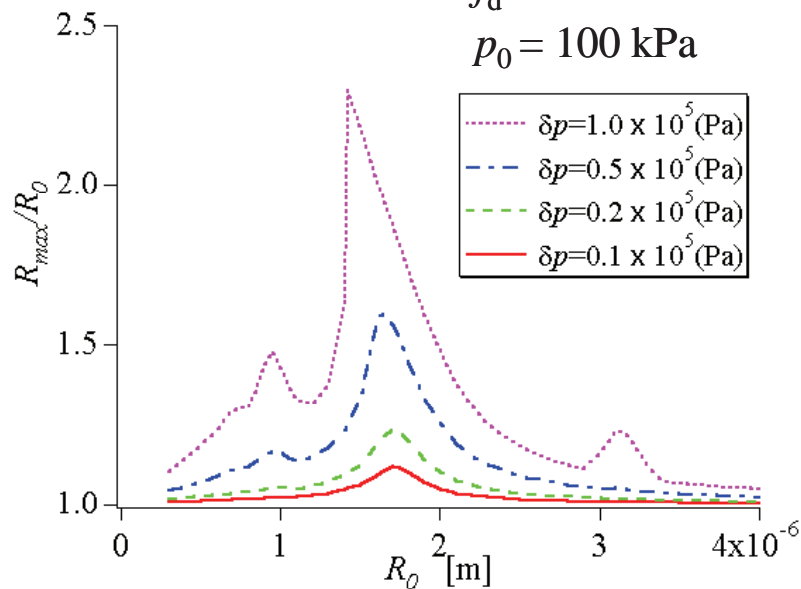


Maximum bubble radius

$$R_0 = 0.3 \sim 4 \mu\text{m}$$

$$f_d = 2 \text{ MHz}$$

$$p_0 = 100 \text{ kPa}$$



FEL

Spherical bubble model

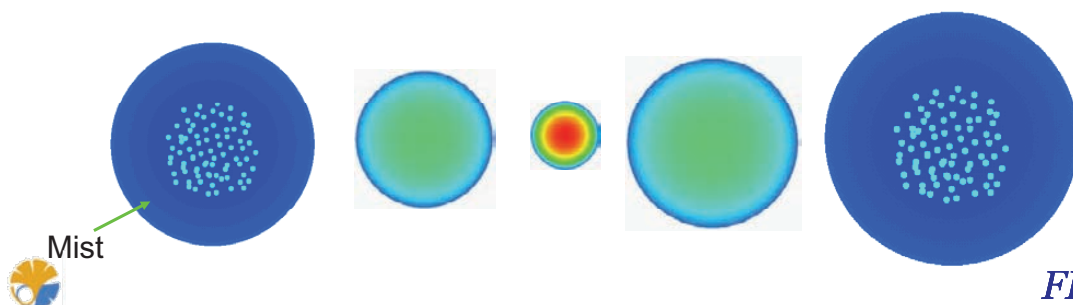
Internal thermal phenomena are considered

- Mass and heat transfer through the bubble wall
- Phase change at the bubble wall
- Counter diffusion of vapor and non-condensable gas
- Mist condensation and evaporation

Matsumoto, Trans. of JSME, 1986.

- Temperature gradient model at the bubble wall

Preston et al., CAV2003, 2003.



FEL

Governing equations

The motion of the bubble wall (Fujikawa & Akamatsu equation)

$$R\ddot{R}\left(1-2\frac{\dot{R}}{c}+\frac{\dot{m}}{\rho_l c}\right)+\frac{3}{2}\dot{R}^2\left(1+\frac{4}{3}\frac{\dot{m}}{\rho_l c}-\frac{4}{3}\frac{\dot{R}}{c}\right) \\ -\frac{\ddot{m}R}{\rho_l}\left(1-2\frac{\dot{R}}{c}+\frac{\dot{m}}{\rho_l c}\right)-\frac{\dot{m}}{\rho_l}\left(\dot{R}+\frac{\dot{m}}{2\rho_l}\right)+\frac{P_\infty-P_{l,r=R}}{\rho_l}-\frac{R\dot{P}_{l,r=R}}{\rho_l c}=0 \\ P_{l,r=R}=p_v+p_g-\frac{\dot{m}^2(\rho_{vi}+\rho_{gi}-\rho_l)}{\rho_l(\rho_{vi}+\rho_{gi})}-2\frac{\sigma}{R_b}-4\frac{\mu_l}{R}\left(\dot{R}-\frac{\dot{m}}{\rho_l}\right)$$

The energy conservation equation in gas phase with mist

$$(C_{vg}M_g+C_{vv}M_v+C_{vl}M_c)\frac{dT}{dt}-\frac{p_gM_g}{\rho_g^2}\frac{dp_g}{dt}-\frac{p_vM_v}{\rho_v^2}\frac{dp_v}{dt} \\ -L\frac{dM_c}{dt}-S\lambda\frac{\partial T}{\partial r}\bigg|_{r=R}+\Delta h_g\frac{dM_g}{dt}+\Delta h_v\left(\frac{dM_v}{dt}+\frac{dM_c}{dt}\right)+\Delta h_l\frac{dM_c}{dt}=0$$

The energy conservation equation in liquid phase
The diffusion equation of non-condensable gas in liquid
The nucleation rate equation of mist

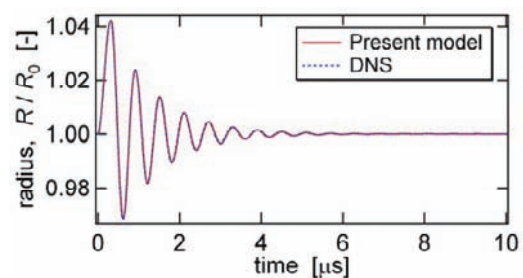


FEL

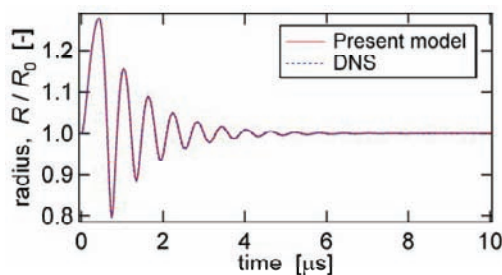
Present model vs. DNS

Internal gas: nitrogen
Initial bubble radius: 2 μm
Initial pressure: 100 kPa
Initial temperature: 293 K

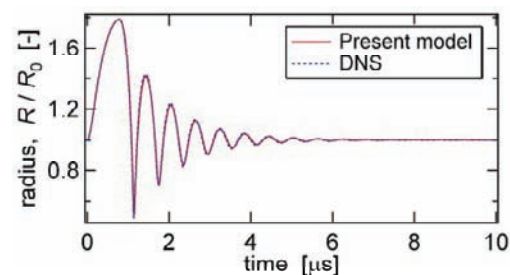
DNS: Takemura and Matsumoto,
JSME Int. J., 1994.



100 kPa → 90 kPa → 100 kPa



100 kPa → 50 kPa → 100 kPa

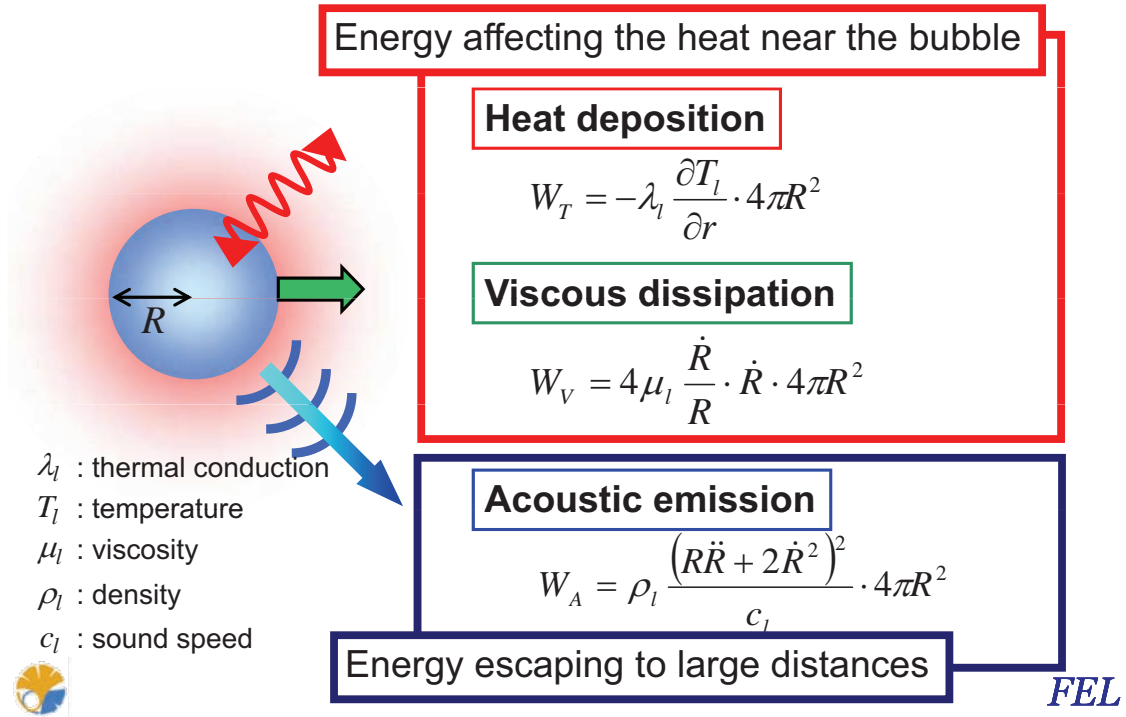


100 kPa → 10 kPa → 100 kPa

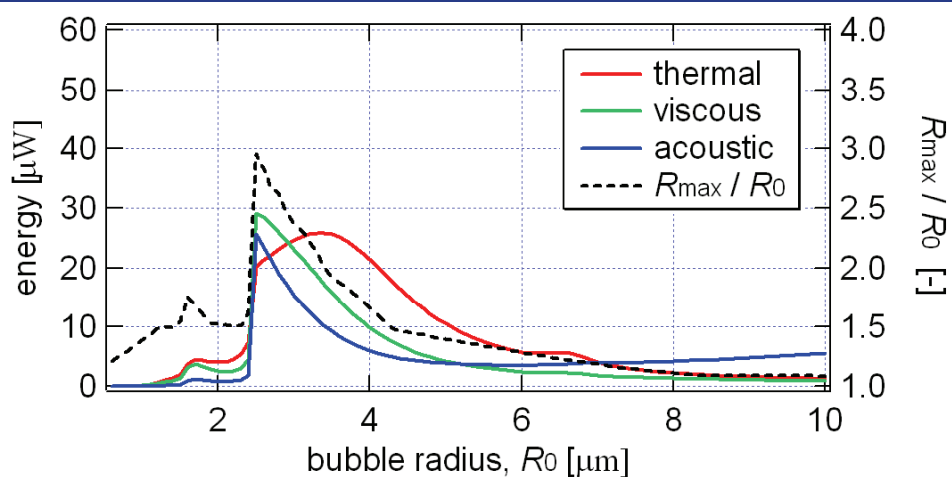


FEL

Heating Mechanism of Microbubbles



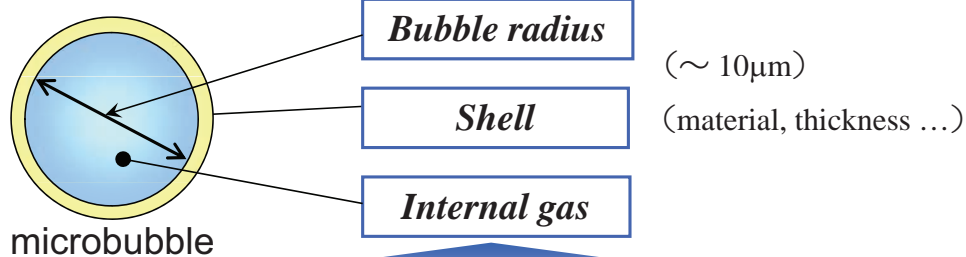
Energy Radiation



Frequency : 1.0 MHz
 Amplitude : 100 kPa
 Initial radius : 1 - 10 μm
 Internal gas : air

FEL

Properties of Microbubbles

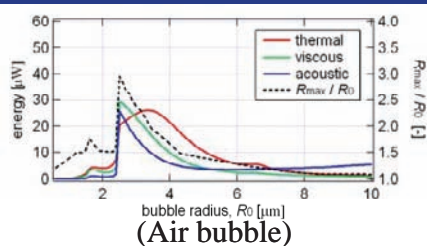


	Specific heat ratio [-]	Gas constant [J / kg·K]	Heat conductivity [mW / m·K]
Argon (Ar)	1.67	208.1	18.2
air	1.40	287.0	26.9
Sulfur Hexafluoride (SF ₆)	1.09	56.9	14.8

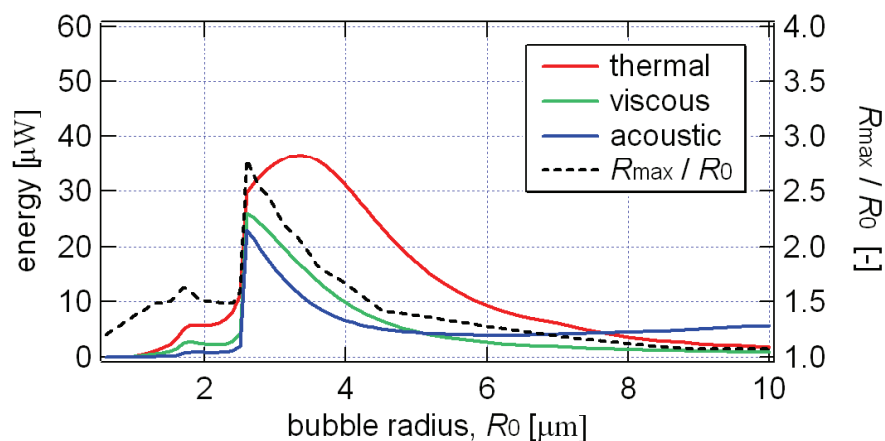


FEL

Ar bubble

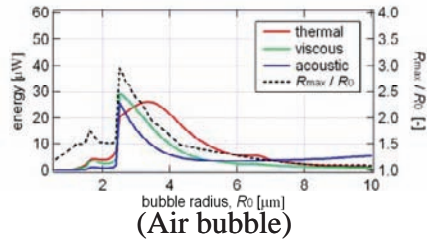


Frequency : 1.0 MHz
 Amplitude : 100 kPa
 Initial radius : 1 - 10 μm
 Internal gas : Ar

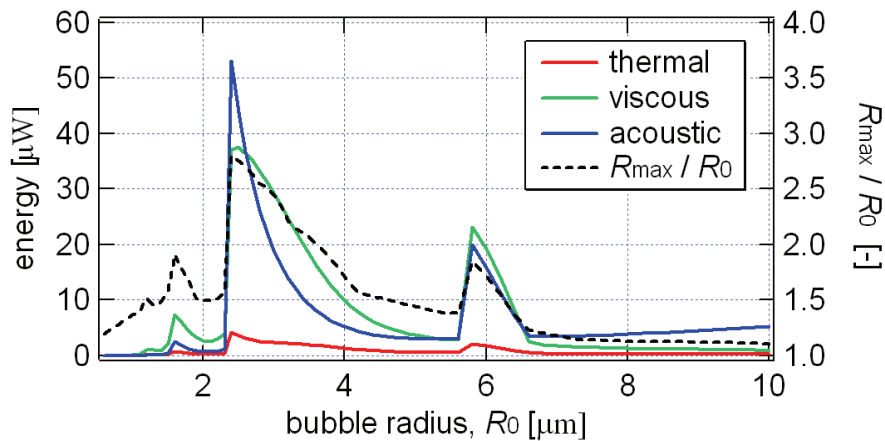


FEL

SF₆ Bubble



Frequency : 1.0 MHz
Amplitude : 100 kPa
Initial radius : 1 - 10 μ m
Internal gas : Ar



FEL

Acoustic emission from a microbubble

Acoustic velocity of water

$$c_\infty = \sqrt{\frac{n(p_L + B)}{\rho_L}} = 1.478 \times 10^3 (\text{m/s})$$

$$n = 7.15, B = 3.049 \times 10^8 (\text{Pa})$$

Emitted acoustic pressure from micro bubble in far field

(Fujikawa, 1979)

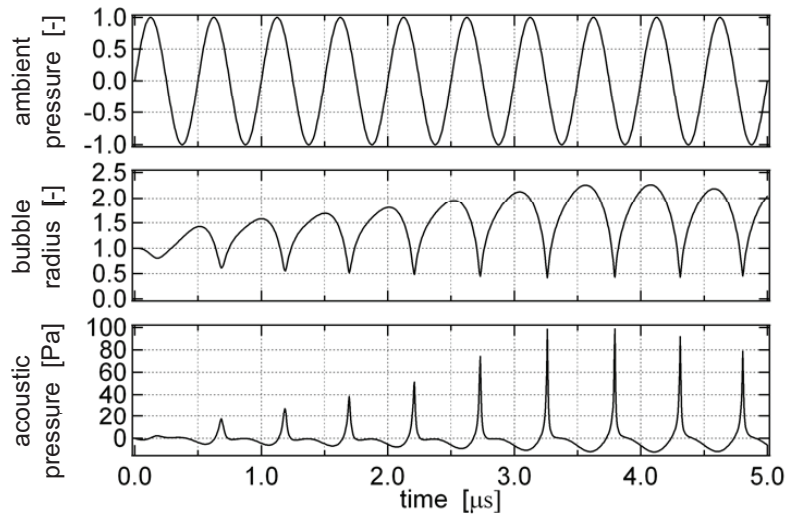
$$p_a = \frac{\rho_L}{r} \left[2R\dot{R}^2 + R^2\ddot{R} - \frac{1}{c_\infty} \left(R^3\ddot{R} + 6R^2\dot{R}\ddot{R} + 2R\dot{R}^3 \right) \right] + o(c_\infty^{-1})$$



FEL

Nonlinear oscillation of a microbubble

$$R_0 = 1.5 \mu\text{m}, p_0 = 101.3 \text{ kPa}, f_0 = 2 \text{ MHz}, \Delta p = 100 \text{ kPa}$$

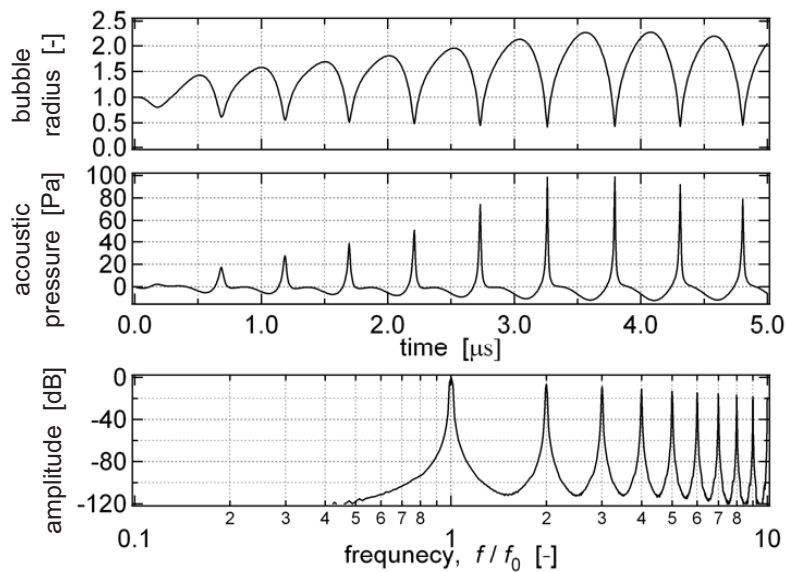


Time history of ambient pressure, bubble radius
and acoustic pressure from the bubble

FEL

Nonlinear oscillation of a microbubble

$$R_0 = 1.5 \mu\text{m}, p_0 = 101.3 \text{ kPa}, f_0 = 2 \text{ MHz}, \Delta p = 100 \text{ kPa}$$



Time history of bubble radius and acoustic
pressure, and spectrum of the acoustic pressure

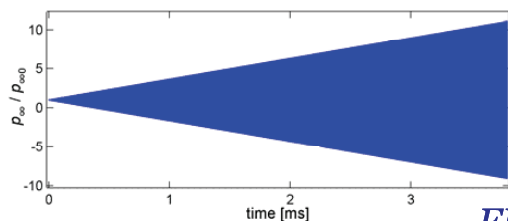
FEL

Calculation Conditions

Initial Bubble Radius, R_{b0}	2.0 [μm]
Initial Ambient Pressure, $p_{\infty 0}$	101.3 [kPa]
Initial Temperature	293 [K]
Waveform of Ambient Pressure	sinus
Ultrasound Frequency, f_0	1.34 [MHz]
Amplitude of Ambient Pressure	0 [kPa] ~ 1 [MPa]

Formula of ambient ultrasound pressure

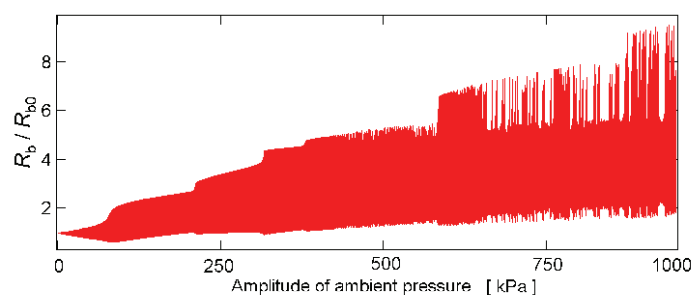
$$p_{\infty} = \frac{f_0 t}{500} A \sin(2\pi f_0 t) \times 10^5 + p_{\infty 0}$$



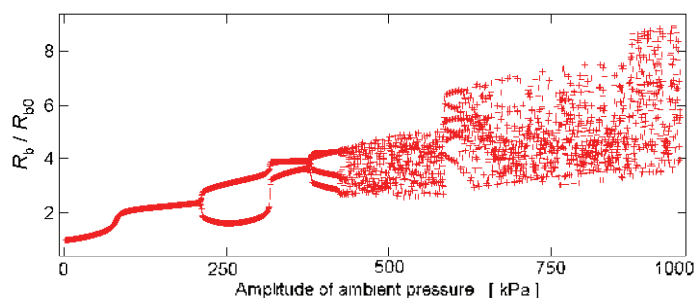
FEL



Bubble Radius



Time history of bubble radius

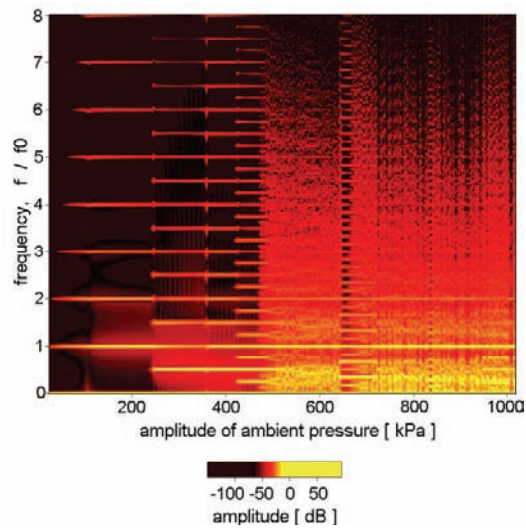


Bifurcation diagram of bubble radius

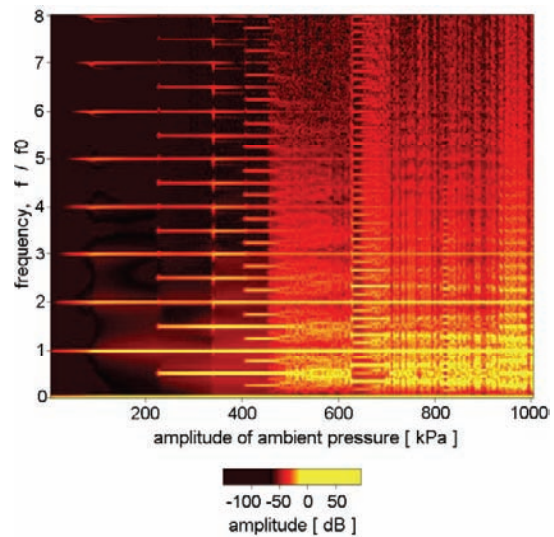
FEL



Acoustic Turbulence



Power spectrum of bubble radius

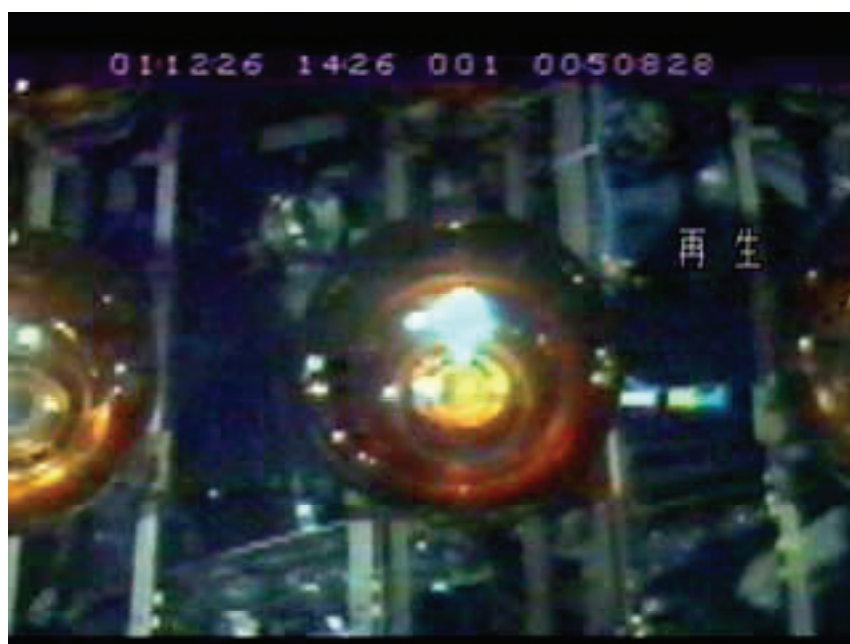


Power spectrum of acoustic pressure



FEL

Experiment of PMs in Water (Depth = 30 m)



FEL

Simulation Model

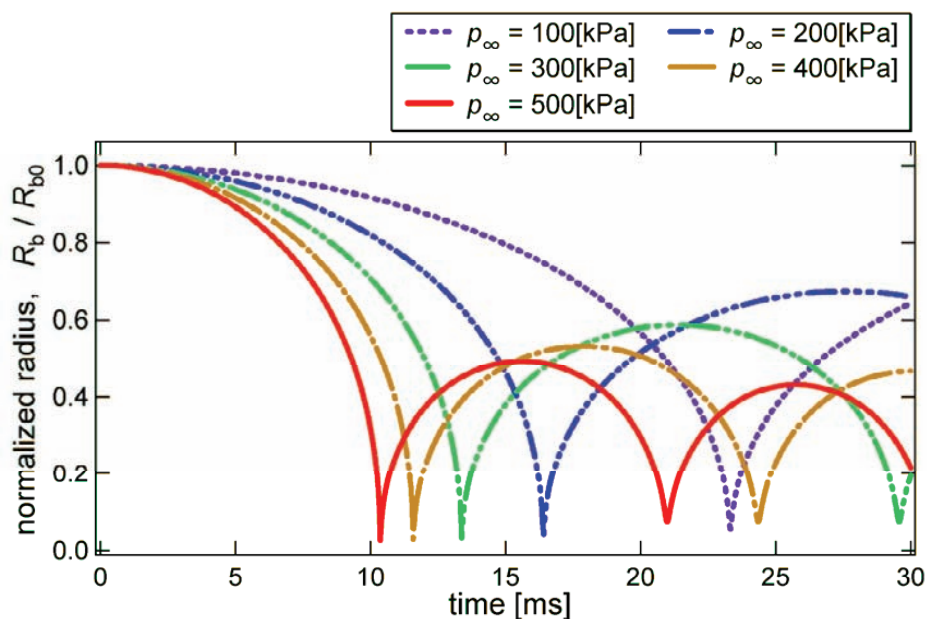
- Assumption

- (1) Gases inside the bubble and the surrounding liquid move maintaining spherical symmetry.
- (2) Pressure and temperature inside the bubble are uniform except the thin boundary layer near the bubble wall.
- (3) Non-condensable gas obeys Henry's law at the bubble wall.
- (4) Viscosity of the liquid is ignored except at the bubble wall.



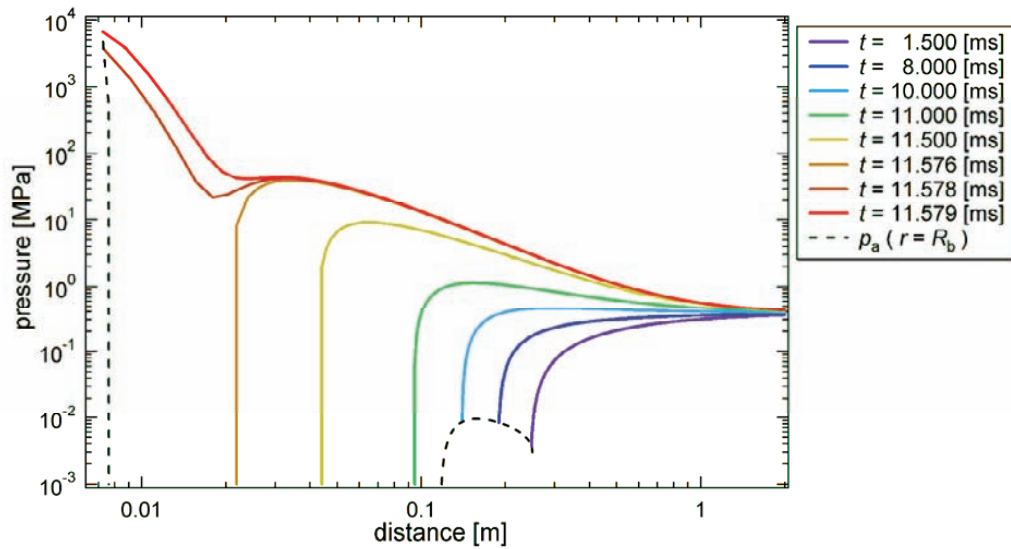
FEL

Time History of Bubble Radius



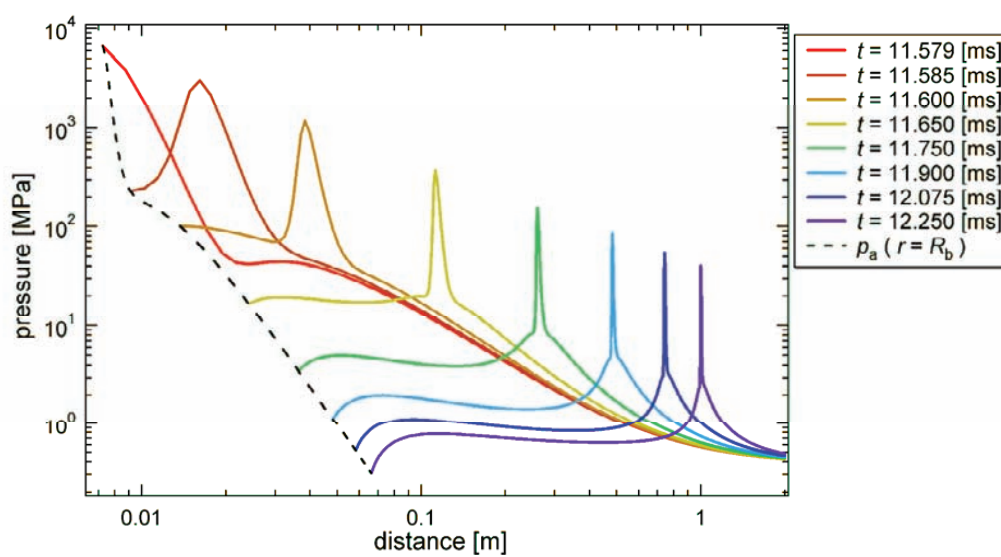
FEL

Time History of Pressure Distribution ($p_\infty=400\text{kPa}$)



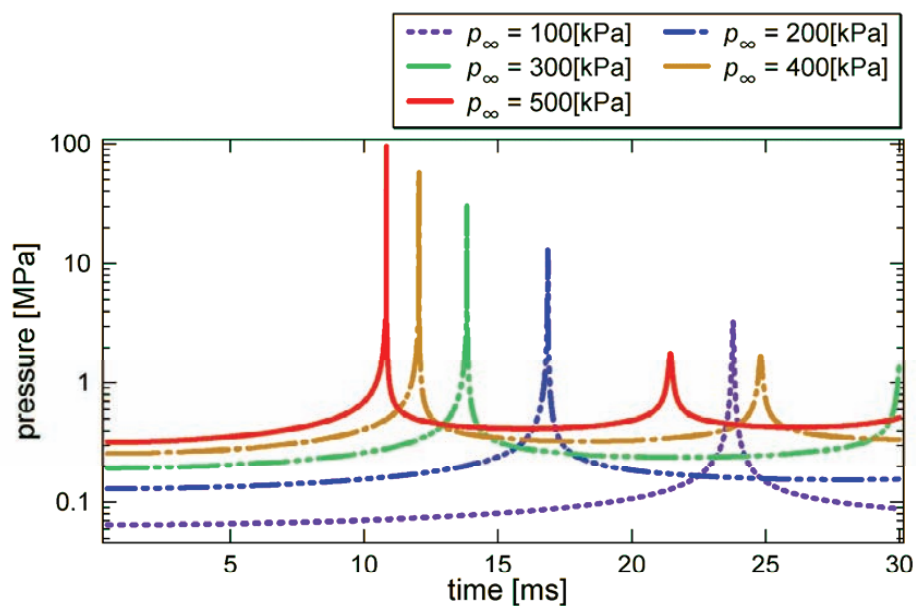
FEL

Time History of Pressure Distribution ($p_\infty=400\text{kPa}$)

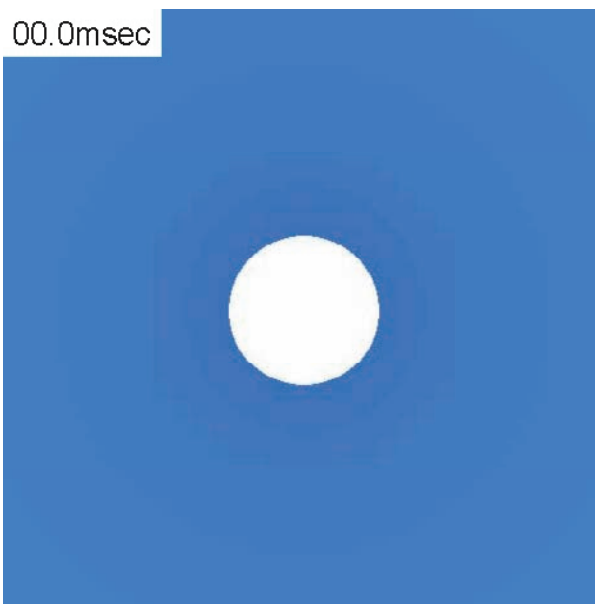


FEL

Time History of Emitted Pressure at 0.7 m

*FEL*

Bubble Collapse and Shock Wave Formation

*FEL*

目次

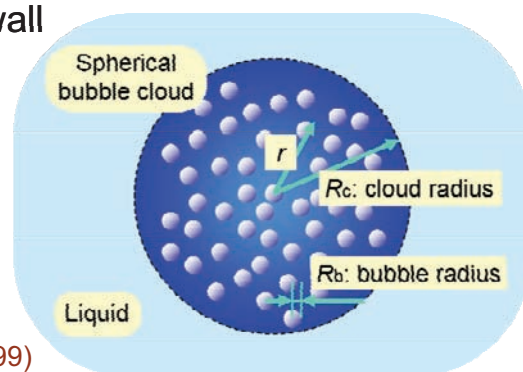
- はじめに
- 単一気泡の挙動
- 気泡クラウドの挙動
- 流体機械のキャビテーションエロージョン
- おわりに

*FEL*

Model of a bubble cloud

The following phenomena are considered.

- Compressibility of the liquid
- Evaporation and condensation of the liquid at the bubble wall
- Evaporation and condensation of the mist inside the bubble
- Heat transfer through the bubble wall



Shimada, Kobayashi and Matsumoto (1999)

*FEL*

Assumptions

Assumptions for a bubble cloud

- The bubble cloud oscillates maintaining spherical symmetry.
- Bubbly liquid inside the cloud is treated as a continuum fluid.
- Bubbles move with the surrounding liquid.
- Coalescence and fragmentation of bubbles in the cloud are ignored.
- Viscosity of bubbly mixture is ignored in the cloud.
- The temperature of the liquid in the cloud is constant.

Assumptions for each bubble

- Each bubble oscillates maintaining spherical symmetry.
- The pressure and temperature inside the bubble are uniform except for the thin boundary layer near the bubble wall.
- Temperature at the bubble wall is equal to that of liquid.
- Mass of non-condensable gas inside a bubble is constant.
- Gases inside a bubble obey the van der Waals gas law.
- Coalescence and fragmentation of mist inside a bubble are ignored.



FEL

Governing equations 1

The motion of the bubble cloud interface

$$R_c \left(1 - \frac{\dot{R}_c}{c}\right) \ddot{R}_c + \frac{3}{2} \left(1 - \frac{\dot{R}_c}{3c}\right) \dot{R}_c^2 = \frac{1}{\rho_l} \left(1 + \frac{\dot{R}_c}{c} + \frac{R_c}{c} \frac{d}{dt}\right) \left(p_w - p_\infty - 4\mu_l \frac{\dot{R}_c}{R_c}\right)$$

The mass and momentum conservation equations

$$\begin{aligned} \frac{\partial(1-\alpha)\rho_l}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \{r^2(1-\alpha)\rho_l u_l\} &= 0 \\ \frac{\partial(1-\alpha)\rho_l u_l}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \{r^2(1-\alpha)\rho_l u_l^2\} + \frac{\partial p}{\partial r} &= 0 \end{aligned}$$

The conservation equation of the number density of bubbles

$$\frac{\partial n}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \{r^2 n u_b\} = 0$$

The governing equations for each bubble (The motion of the bubble wall, The energy conservation equation, The nucleation rate equation of the mist)



FEL

Governing equations 2

The motion of the bubble wall (Fujikawa & Akamatsu equation)

$$R\ddot{R}\left(1-2\frac{\dot{R}}{c}+\frac{\dot{m}}{\rho_l c}\right)+\frac{3}{2}\dot{R}^2\left(1+\frac{4}{3}\frac{\dot{m}}{\rho_l c}-\frac{4}{3}\frac{\dot{R}}{c}\right)-\frac{\ddot{m}R}{\rho_l}\left(1-2\frac{\dot{R}}{c}+\frac{\dot{m}}{\rho_l c}\right)-\frac{\dot{m}}{\rho_l}\left(\dot{R}+\frac{\dot{m}}{2\rho_l}\right)+\frac{p_\infty-p_{l,r=R}}{\rho_l}-\frac{R\dot{p}_{l,r=R}}{\rho_l c}=0$$

$$p_{l,r=R}=p_v+p_g-\frac{\dot{m}^2(\rho_{vi}+\rho_{gi}-\rho_l)}{\rho_l(\rho_{vi}+\rho_{gi})}-2\frac{\sigma}{R_b}-4\frac{\mu_l}{R}\left(\dot{R}-\frac{\dot{m}}{\rho_l}\right)$$

The energy conservation equation in gas phase with mist

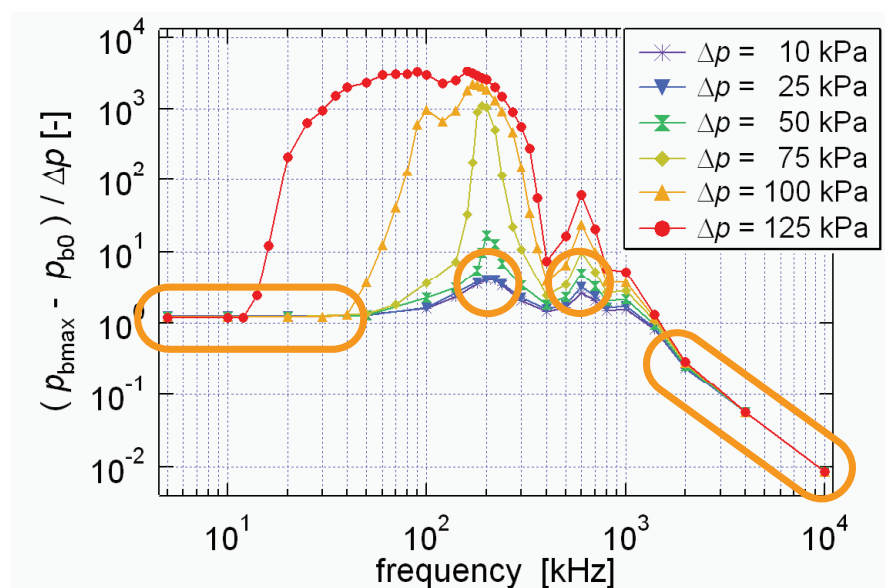
$$\left(C_{vg}M_g+C_{vv}M_v+C_{vl}M_c\right)\frac{d\bar{T}}{dt}-\frac{p_gM_g}{\rho_g^2}\frac{d\rho_g}{dt}-\frac{p_vM_v}{\rho_v^2}\frac{d\rho_v}{dt}-L\frac{dM_c}{dt}-S\lambda\left.\frac{\partial T}{\partial r}\right|_{r=R}+\Delta h_v\left(\frac{dM_v}{dt}+\frac{dM_c}{dt}\right)+\Delta h_l\frac{dM_c}{dt}=0$$

The nucleation rate equation of mist



FEL

Frequency response of a bubble cloud

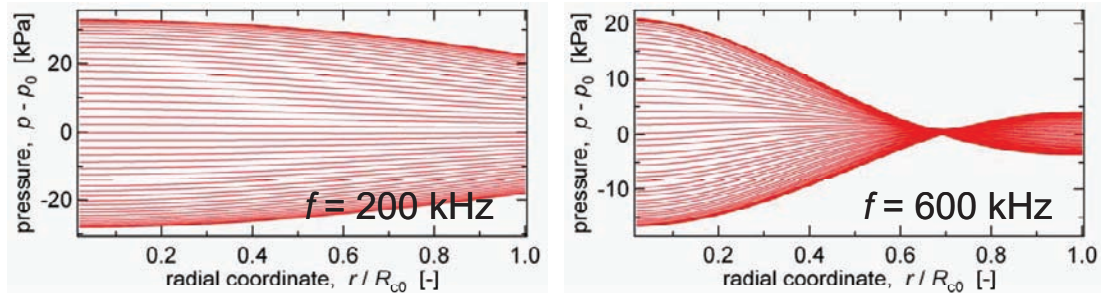


Maximum pressure inside the bubbles in the cloud



FEL

Natural modes ($\Delta p = 10$ kPa)

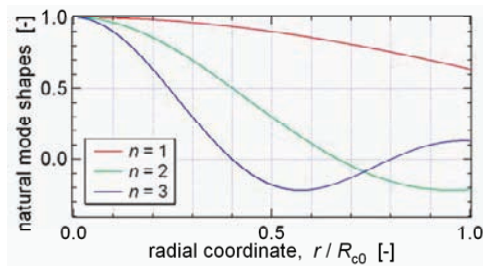


Water pressure inside the bubble cloud

Natural mode shapes

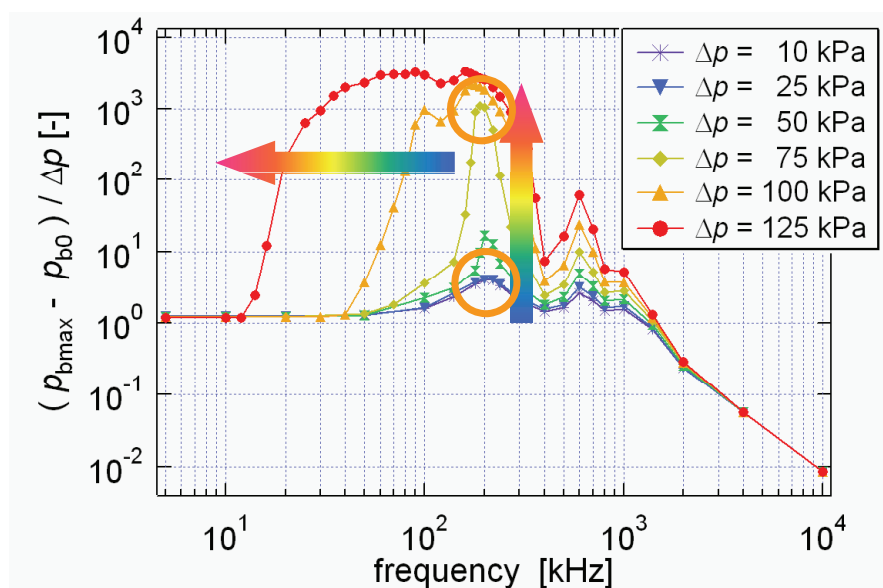
Linearized analysis of a spherical bubble cloud (d'Agostino & Brennen, 1989)

- Continuity equation
- Momentum equation
- Rayleigh-Plesset equation



FEL

Frequency response of a bubble cloud

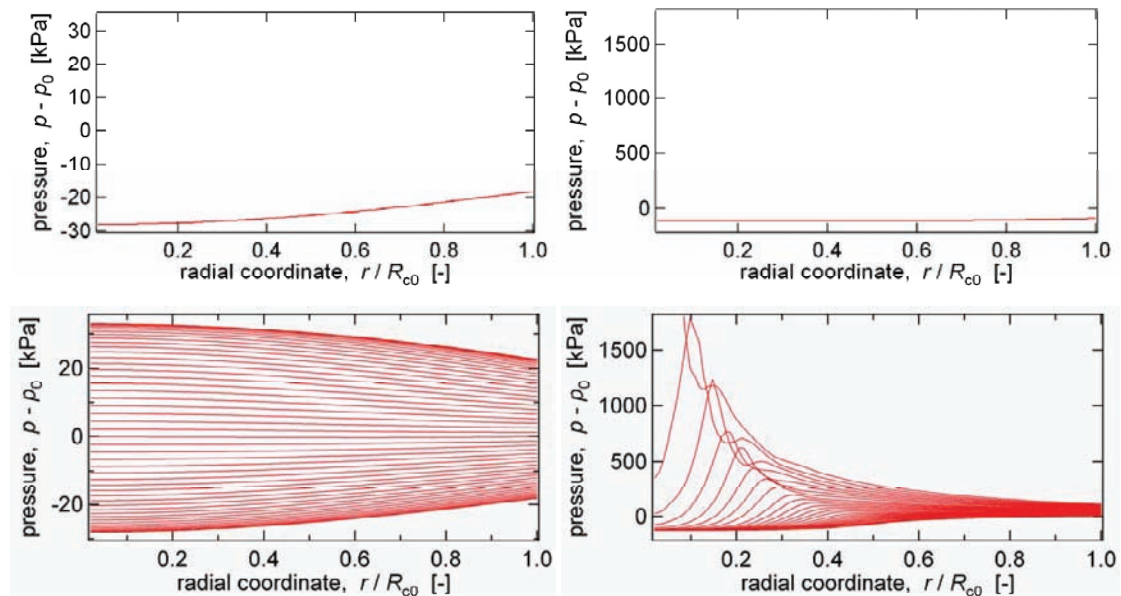


Maximum pressure inside the bubbles in the cloud



FEL

Pressure wave in the bubble cloud

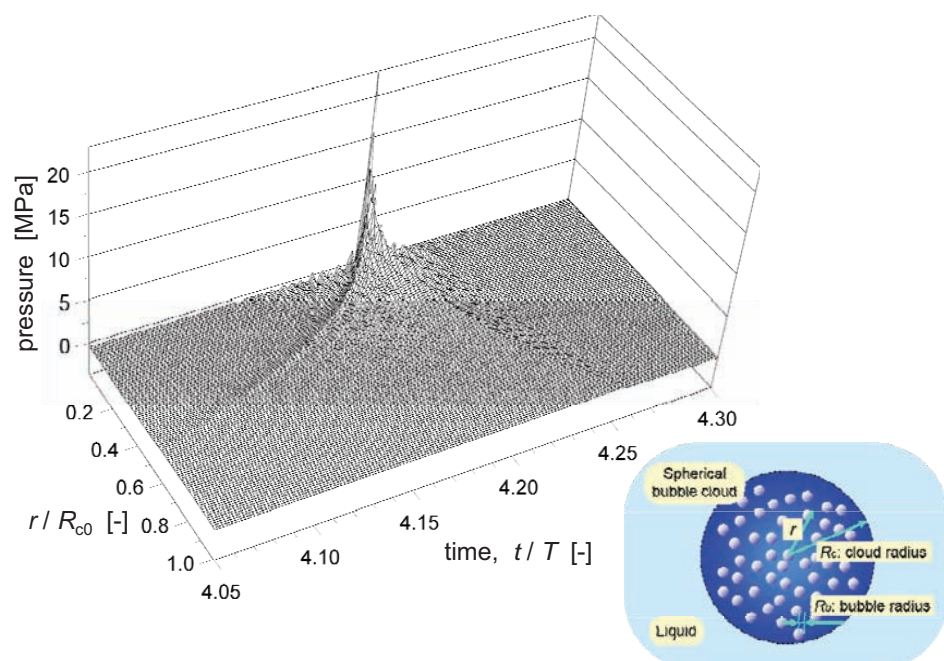


$\Delta p = 10$ kPa, 200 kHz

$\Delta p = 75$ kPa, 190 kHz

FEL

Collapse of the cloud ($\Delta p = 125$ kPa, 160 kHz)



Water pressure inside the bubble cloud

FEL

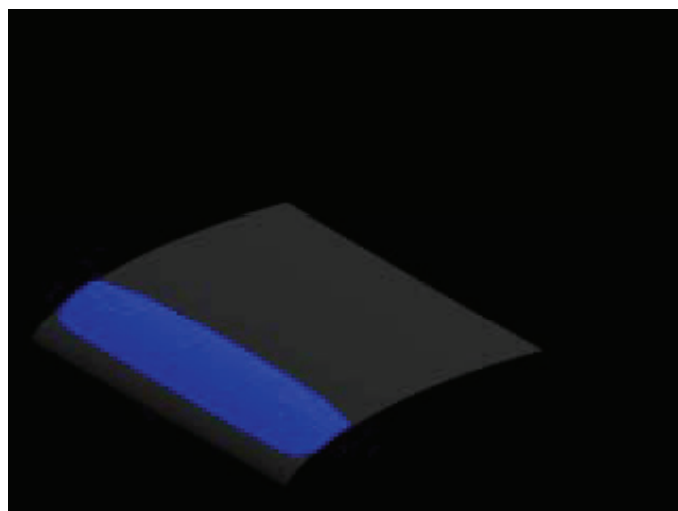
目次

- はじめに
- 単一気泡の挙動
- 気泡クラウドの挙動
- 流体機械のキャビテーションエロージョン
- おわりに



FEL

クラウドキャビテーションの渦放出



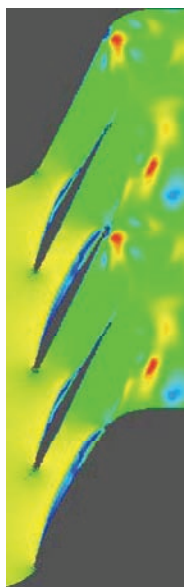
FEL

翼列キャビテーションの時間発展

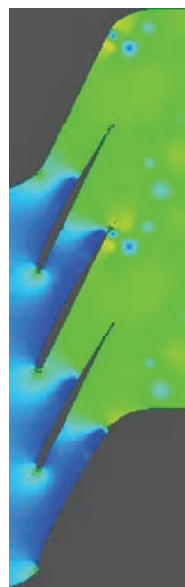
Cavity



Velocity($|u|$)



Pressure



$$\alpha_{\infty} = 6\text{deg}, \sigma = 0.6$$



FEL

背景

ポンプの生産コスト低減 → 小型化



高速(高回転)化

キャビテーションエロージョン

エロージョン予測: 従来は実験的な手法が主流



CFDの有効活用

→ 試験の省力化による開発期間短縮

エロージョン予測法の一例:

キャビテーション長さ



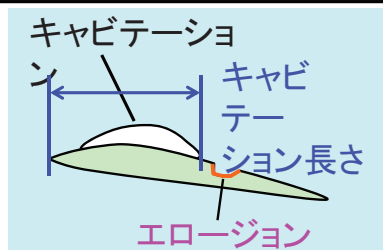
可視化計測



実験式

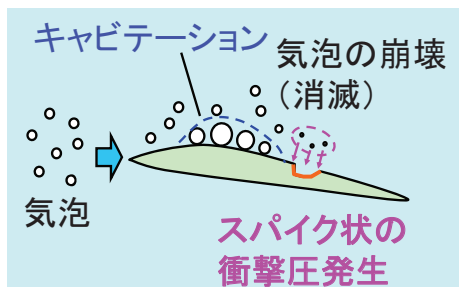
CFD予測

エロージョン速度を予測

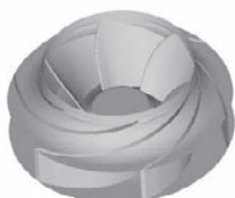


FEL

目的



遠心ポンプ



気泡モデル解析コード

- ・気泡数密度分布
- ・気泡の詳細挙動 (気泡の並進・体積運動)



遠心ポンプ



キャビテーション強さ



エロージョン発生位置・量

← (実験DB)

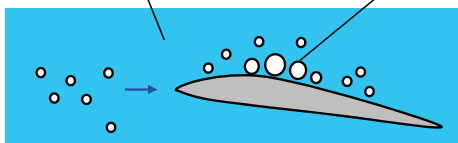


FEL

計算手法

(1) 仮定

液相: 水 (非圧縮性)



気相: 気泡 (圧縮性)

- ・気泡は球形で合体や分裂なし
- ・気泡内は蒸気および不凝縮ガス (等温膨張・断熱収縮)
- ・気相の密度や運動量は液相に比べて微小

(2) 支配方程式

- ・液相体積率の保存式
- ・気泡流の運動量保存式
- ・気泡数密度の保存式
- ・圧力方程式 (体積率の拘束条件から導出。擬似圧縮性法の考え方に基づく)



FEL

支配方程式-1

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} + \hat{H} \quad \text{--- (1)}$$

$$\hat{Q} = \begin{bmatrix} f_L \\ \rho_L f_L u_L \\ \rho_L f_L v_L \\ \rho_L f_L w_L \\ p \\ n_G \end{bmatrix} / J \quad \hat{E} = \begin{bmatrix} f_L U_L \\ \rho_L f_L u_L U_L + \xi_x p \\ \rho_L f_L v_L U_L + \xi_y p \\ \rho_L f_L w_L U_L + \xi_z p \\ c^2 \rho_L f_L U_L + c^2 \rho_L f_G U_G \\ n_G U_G \end{bmatrix} / J \quad \hat{E}_v = \mu \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{zx} + \xi_y \tau_{zy} + \xi_z \tau_{zz} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} / J$$

$$\hat{H} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho_L \Omega v_L \\ -\rho_L \Omega u_L \\ 0 \\ 4c^2 \rho_L \pi r_G^2 n_G \frac{D_G r_G}{D_G t} \\ 0 \end{bmatrix} / J$$

回転直交座標系における絶対速度成分



外力項にコリオリ力



FEL

支配方程式-2

気泡の体積運動

Rayleigh-Plesset 式

※市販コード等では左辺第1項を省略し、簡易式を解く
(気泡挙動の概略を解く)ものがある。

$$\frac{r_G}{Dt^2} + \frac{3}{2} \left(\frac{Dr_G}{Dt} \right)^2 = \frac{p_B - p_L}{\rho_L} + \frac{1}{4} (u_{Li} - u_{Gi})(u_{Li} - u_{Gi}) \quad \text{--- (2)}$$

気泡径

$$p_B = p_G + p_v - \frac{2T}{r_G} - 4\mu \frac{1}{r_G} \frac{Dr_G}{Dt} \quad \text{--- (3)}$$

気泡内圧力

ボイド率

気泡の並進運動

$$f_G = \frac{4}{3} \pi r_G^3 n_G \quad \text{--- (4)}$$

気泡数密度

$$F_{Ai} + F_{pi} + F_{Di} + F_{Li} + F_{Ci} = 0 \quad \text{--- (5)}$$

F_{Ai} : 付加慣性力

F_{pi} : 周囲流体の加速による力

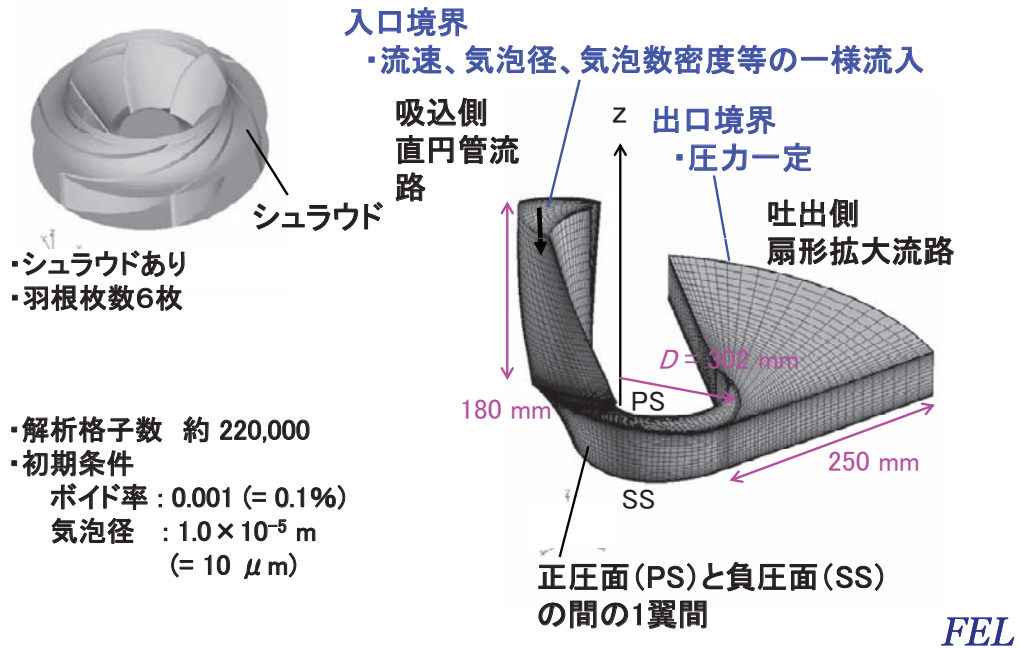
F_{Di} , F_{Li} : 抗力および揚力

F_{Ci} : コリオリ力



FEL

解析領域と境界条件

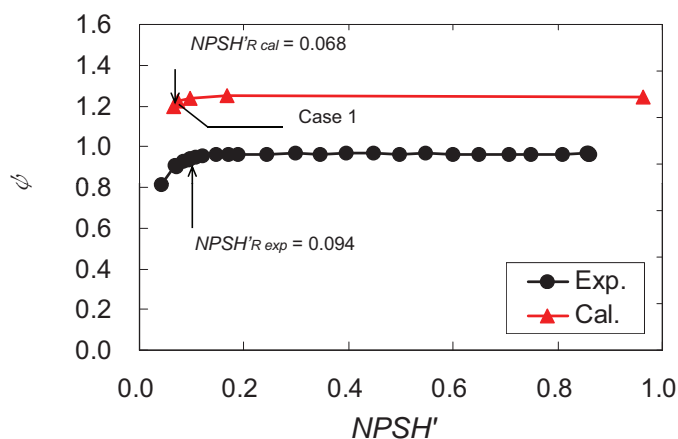


解析結果および考察 1

4.1 キャビテーション性能

解析結果は、ポンプの一般的な
キャビテーション性能と
定性的に一致

部分負荷条件 ($Q/Q_d = 0.6$)



$$\psi = H / (U_t^2 / 2g)$$

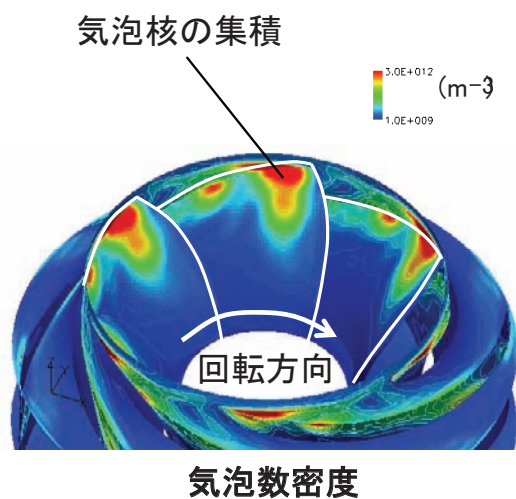
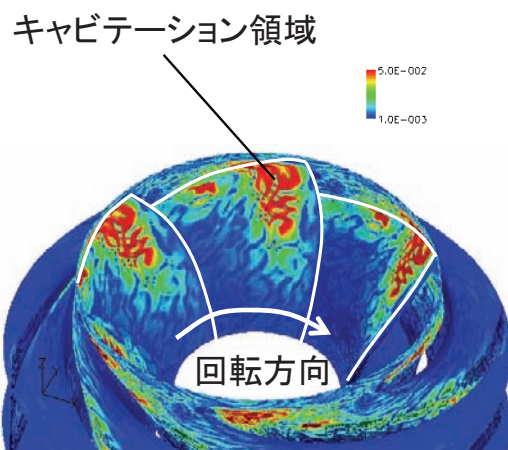
$$NPSH' = NPSH / (U_t^2 / 2g)$$

FEL

解析結果および考察 2

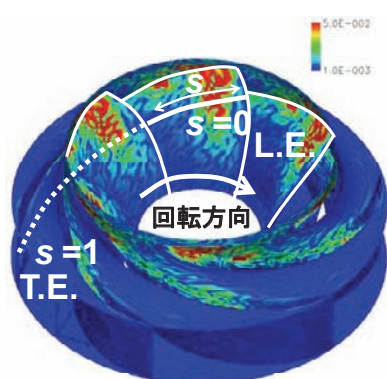
ボイド率と気泡数密度

Rayleigh-Plesset 式中の
 $\mu = \mu_L = 1.0 \times 10^{-3} \text{ (Pa s)}$ を仮定



FEL

解析結果および考察 3

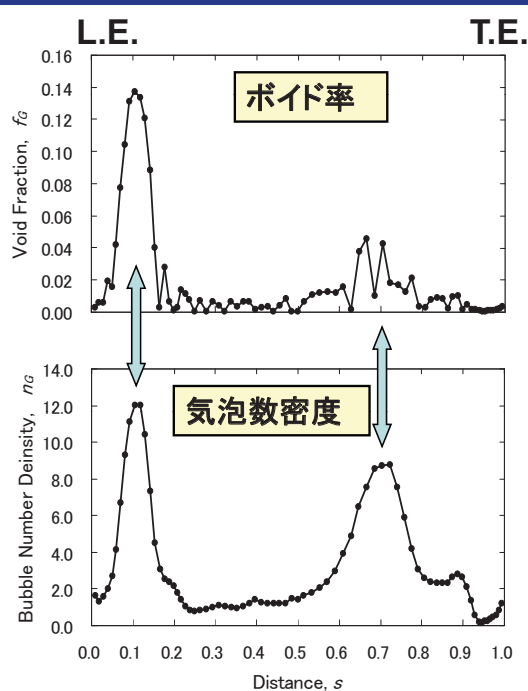


羽根負圧面に沿った
 羽根前縁からの距離 s

$$f_G = \frac{4}{3} \pi r_G^3 n_G$$

ボイド率

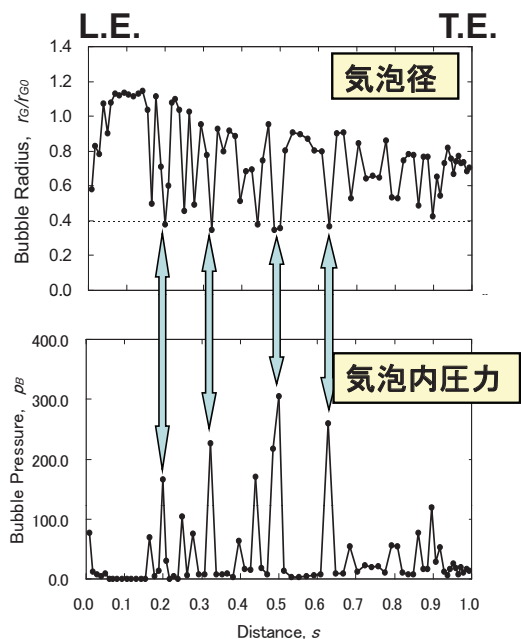
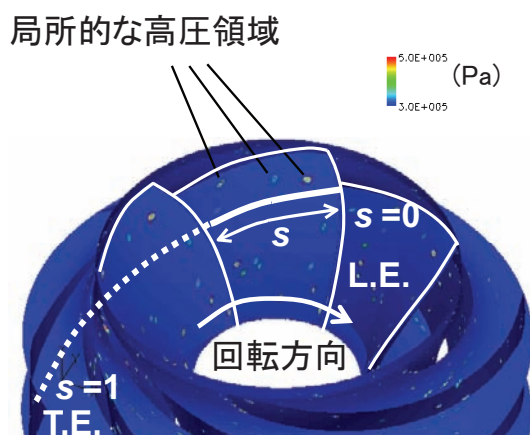
気泡数密度



FEL

解析結果および考察 4

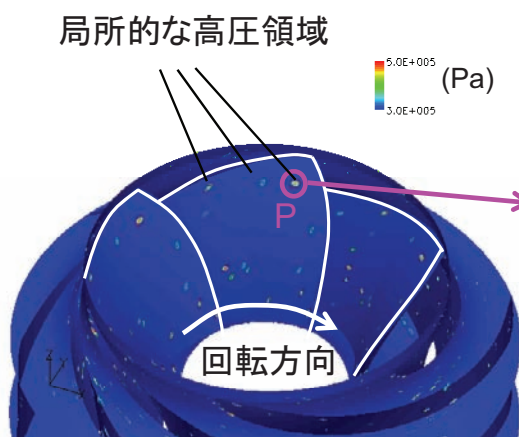
気泡径と気泡内圧力



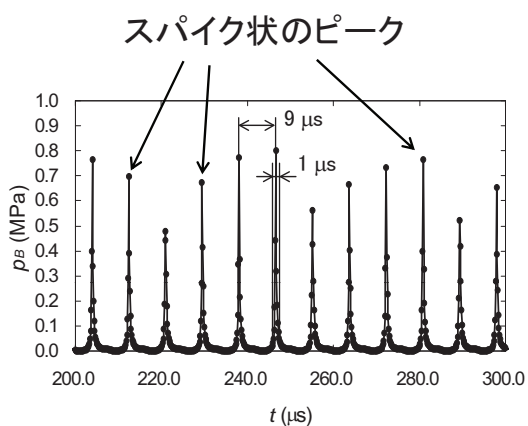
FEL

解析結果および考察 5

気泡内圧力の時間変化



気泡内圧力

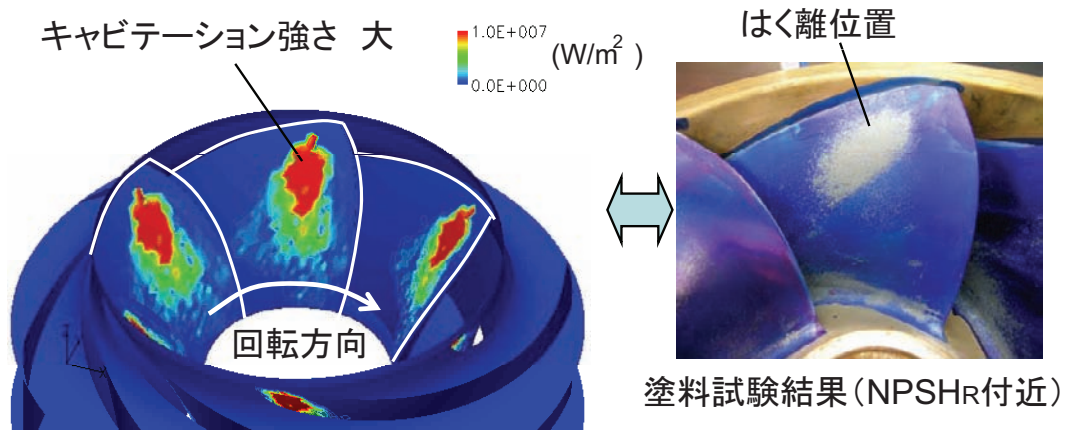


気泡内圧力の時間変化



FEL

キャビテーション強さとエロージョン発生位置



気泡内圧力 気泡数密度

キャビテーション強さ:

$$I = \sum_{p_{Bth}} \frac{p_B^2 n_G \Delta V \Delta t}{2 \rho_L C} \bigg/ \Delta T \quad p_B > p_{Bth} (=0.75 \text{ MPa})$$



FEL

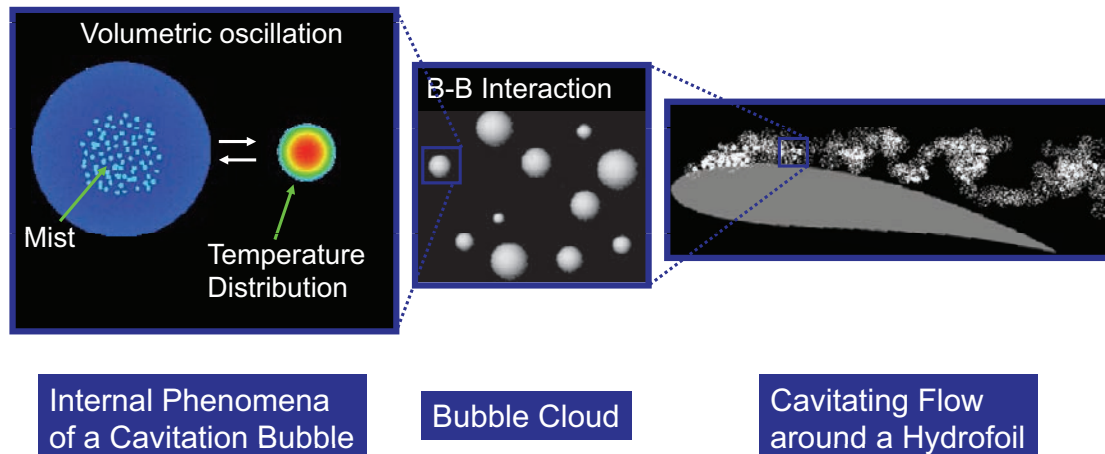
目次

- はじめに
- 単一気泡の挙動
- 気泡クラウドの挙動
- 流体機械のキャビテーションエロージョン
- おわりに



FEL

キャビテーションにおけるマルチスケールダイナミクス



Micro

Mezzo

Macro



FEL

おわりに

- キャビテーション流れは、様々な時間空間スケールが重畳した現象であり、それらのスケールを合理的に繋いで解析することが重要となる
- 気泡流モデルでキャビテーション流れ解析を用い、羽根車のエロージョン発生位置予測を試みた
- その結果、キャビテーションの発生に伴って変化する羽根車内の液相圧力や流速の空間分布、ボイド率、気泡数密度、気泡径、気泡内圧力等の空間分布や時間変化が、合理的に予測可能となった
- キャビテーション強さ評価法を用いたエロージョン発生位置予測の有効性が示された



FEL

ものづくり分野における最先端シミュレーションの展望

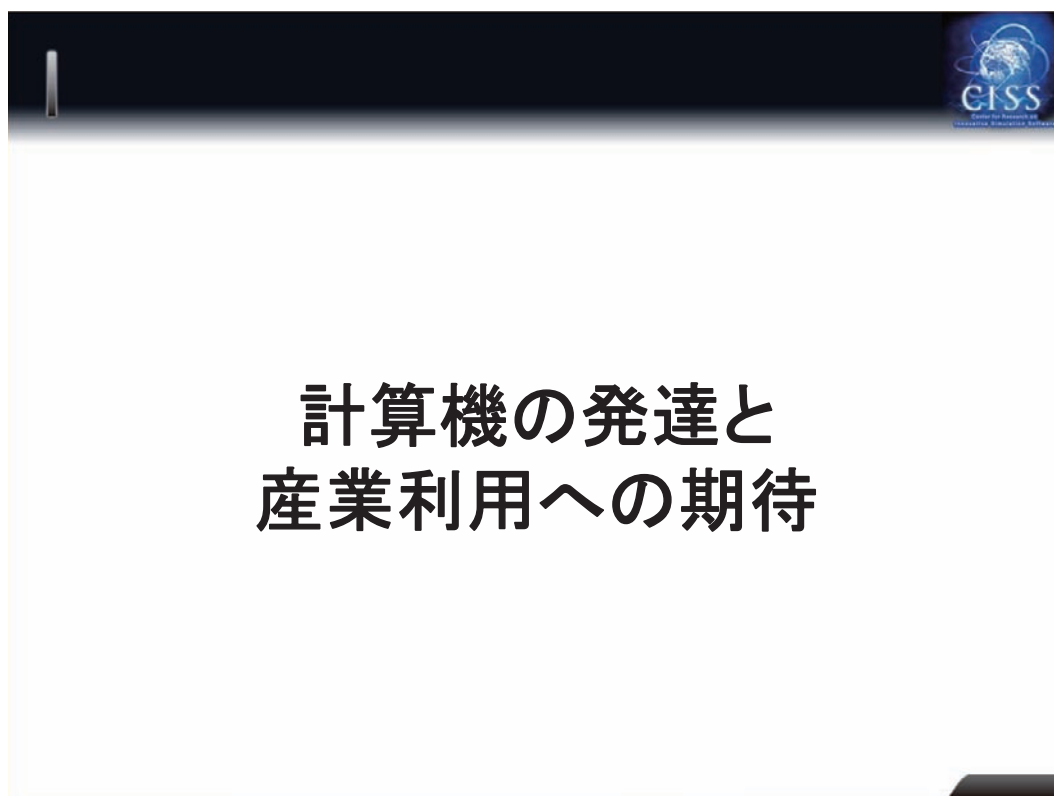
東京大学生産技術研究所 教授
革新的シミュレーション研究センター長 加藤千幸




講演内容



- 計算機の発達と産業利用への期待
- HPCの産業利用の重要性
- 設計現場から見たHPCとその普及を阻害する要因
- HPCの産業利用の促進策と具体的事例
- 産・学・官に期待される今後の役割





計算機の発達

■ 国内最速のコンピュータ

- 1992年: 約10GFLOPS (1秒間に10の10乗回の計算を実行可能)

地球シミュレータの稼動開始

- 2002年: 40 TFLOPS (1秒間に10の13乗回の計算を実行可能)

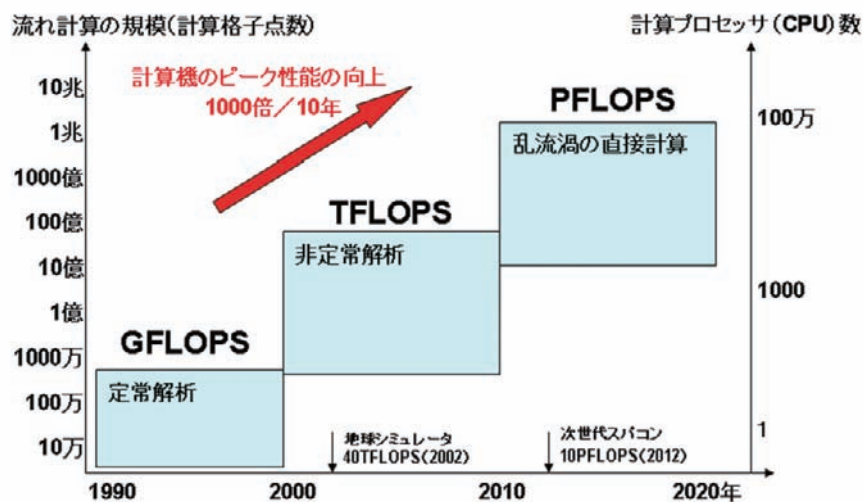
次世代スパコンの稼動開始

- 2012年: 10 PFLOPS (秒間に10の16乗回の計算を実行可能)

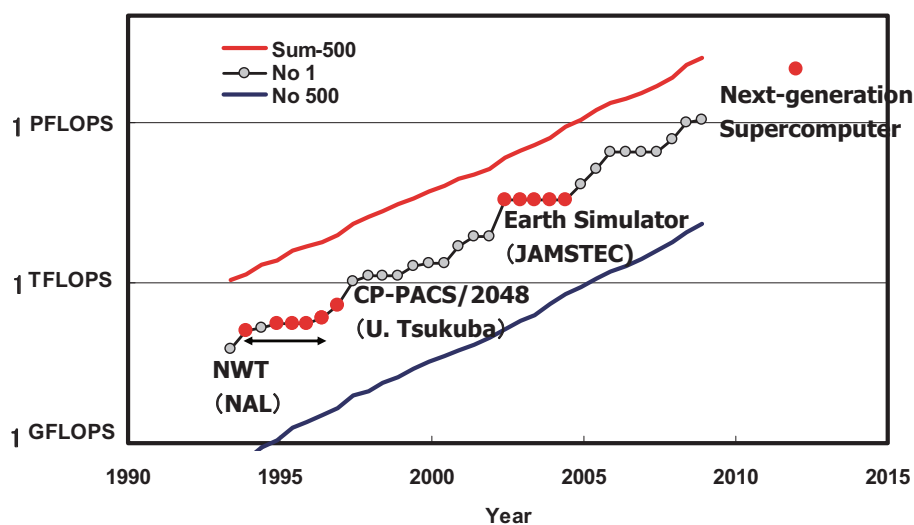
計算機の性能は過去20年間に100万倍に向上
(10年で1000倍というペースで計算機の性能は向上)

計算機の発達とCFDの進展

■ 過去20年のCFD(流体の数値解析)の推移と今後の展望

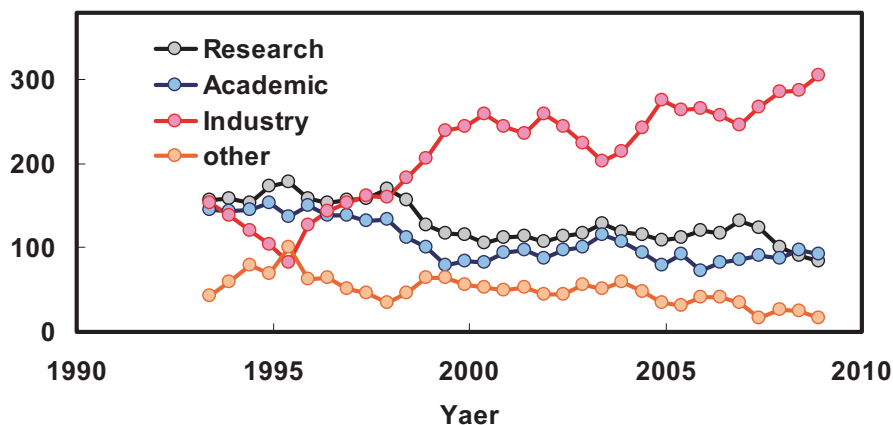


世界のスパコンの発達経緯



Data source: <http://www.top500.org/>

世界的にはHPCの産業利用が進展



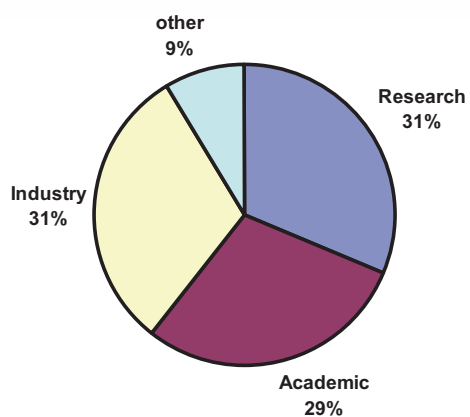
■ 産業界のHPC利用が拡大

■ 出展: <http://www.top500.org/>

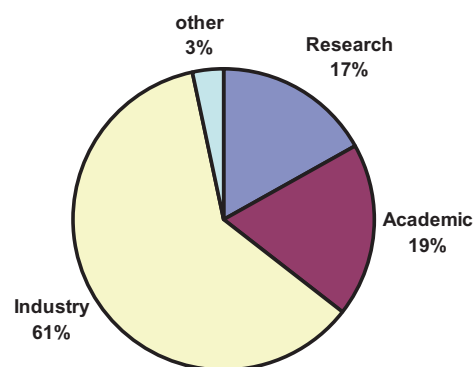
平成21年6月11

7

世界的にはHPCの産業利用が進展



■ 1983



■ 2008

■ 出展: <http://www.top500.org/>

平成21年6月11

8

シミュレーションに期待される貢献

■ 現状の課題

- 設計者の経験に基づく最適化→真の最適設計が不可能
- プロトタイプ(試作)による評価→試作費用・試作期間が膨大
- 従来の設計パラメータによる設計→革新的製品が出来ない

■ 期待されるブレークスルー技術

- 超高速数値計算の実現による最適設計
- 超大規模連成解析による試作の代替
- 第一原理計算による、性能の飛躍的向上、新規材料等

HPC産業利用は既に可能に

■ 1ラック(キャビネット)の計算機能力の急速な進歩

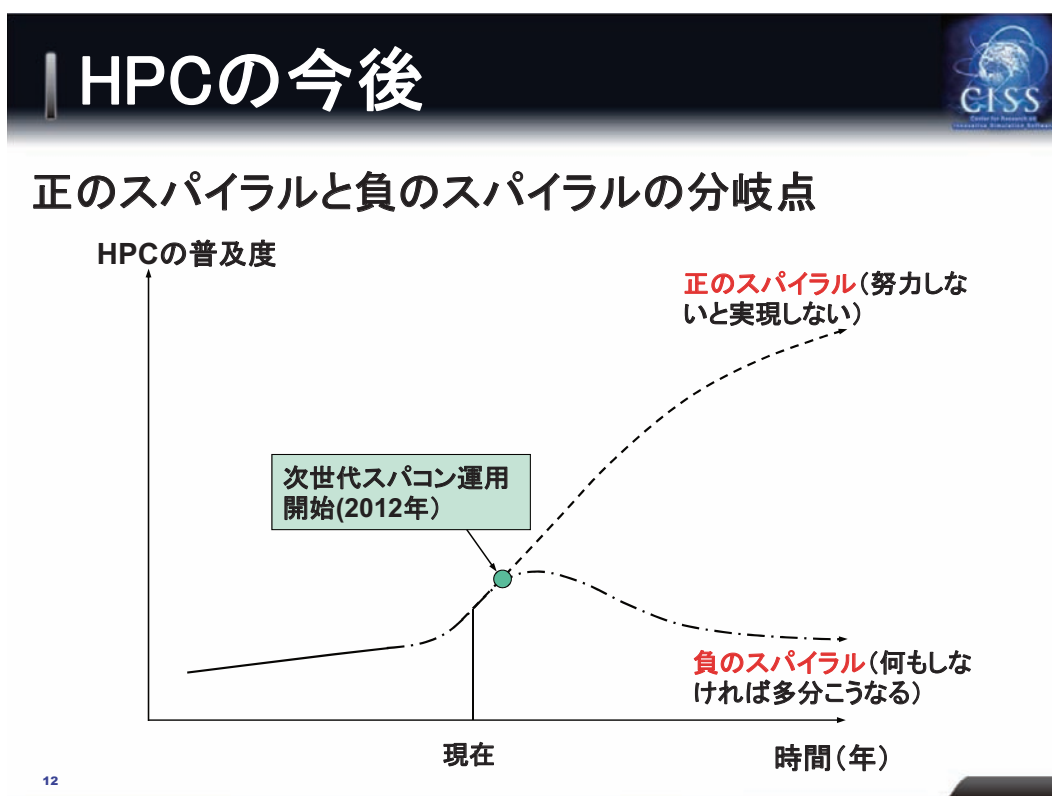
- 5から10テラ・フロップス

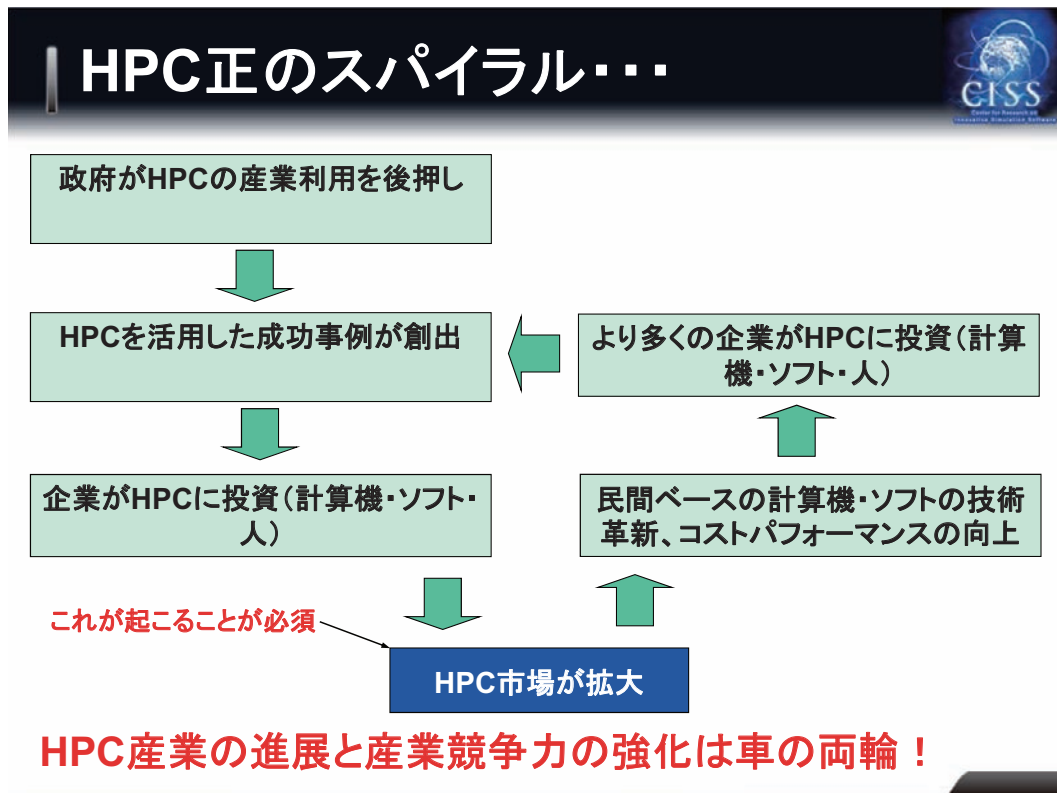
■ 10テラフロップスの計算機があれば・・・

- 数億から10億格子点の流体計算が可能

■ 2018年には1ラック1ペタフロップスに・・・

- 米国のユビキタスHPCプロジェクト





設計現場から見たHPCと その普及を阻害する要因

設計者が感じるHPCは？



- 通常行っているCAEと何が違うのか分からない
- 何ができるのか良くわからない
- ソフトウェアはどこにあるのかわからない
- ハードウェアはどうすればいいのかわからない
- とにかく、何となく敷居が高そう

- **結局、研究者のツールであり設計者のツールではない**

産業界におけるHPC普及を阻害する要因



- ソフトウェア
 - 超並列計算(数1,000コア以上の並列計算)に対応した実用的アプリケーション・ソフトウェアの欠如
- ハードウェア
 - 産業界が自由に使える数10TFLOPSの計算機環境が無い
- HPCシミュレーション利用人材
 - HPCを利用して設計業務を革新できる人材不足
- 産業上の成功事例
 - 成功事例を創出するための戦略の欠如



HPCの産業利用の促進策と 具体的事例



■ 成果目標

- 産業イノベーション創出の基盤となる、世界最先端の複雑・大規模シミュレーションソフトウェアを研究開発し、産学官連携体制によりその普及を行う

■ 研究開発の概要

- 大学等研究機関保有のシーズソフトウェアを基に、産業界のニーズに直接 応用可能なソフトウェアを開発
- 革新的高速化・超並列化手法の研究開発により、10万CPU(100万コア)規模の次世代スパコンにも対応
- 計算精度の検証に留まることなく、産業上の利用効果(ブレークスルー術)を実証

■ 開発期間と研究計画

- 平成20年10月～平成25年3月(4年6ヶ月)
- 平成22年6月までにプロトタイプソフトウェアを開発・公開
- 平成23年度、24年度に産業上の利用効果を実証、ソフトウェアの改良

■ 予算規模と体制

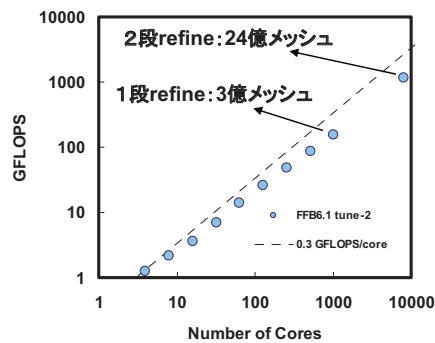
- 年間予算: 約5億円、総額約25億円
- 開発体制: 約70名

開発中のソフトウェアの一例

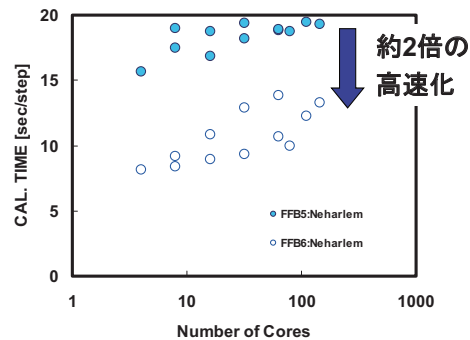


FFB Version 6.1 (次世代スパコン対応熱・流体解析ソルバー)

計算格子の自動再分割機能を実装し、100万並列、1,000億メッシュの計算が可能
乱流の高精度解析(LES、DES、RANS)
大規模音響解析ソフトも内臓(FFB-Acoustics)



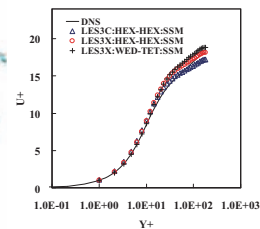
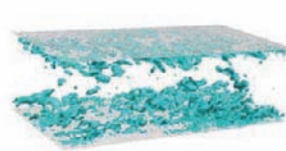
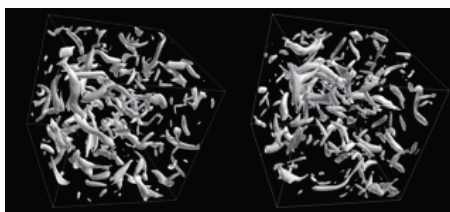
HA8000上のベンチマークテスト



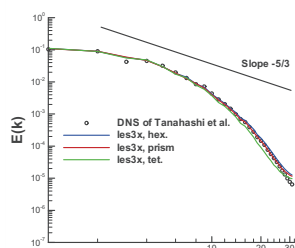
Neharlem上のベンチマークテスト

20

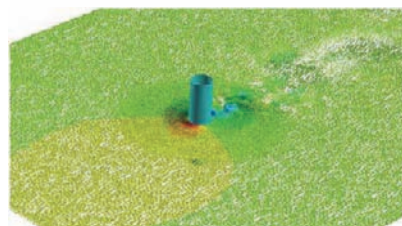
FFB version 6の精度検証結果



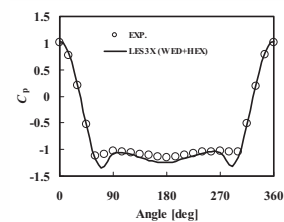
■ 平行平板間流れ

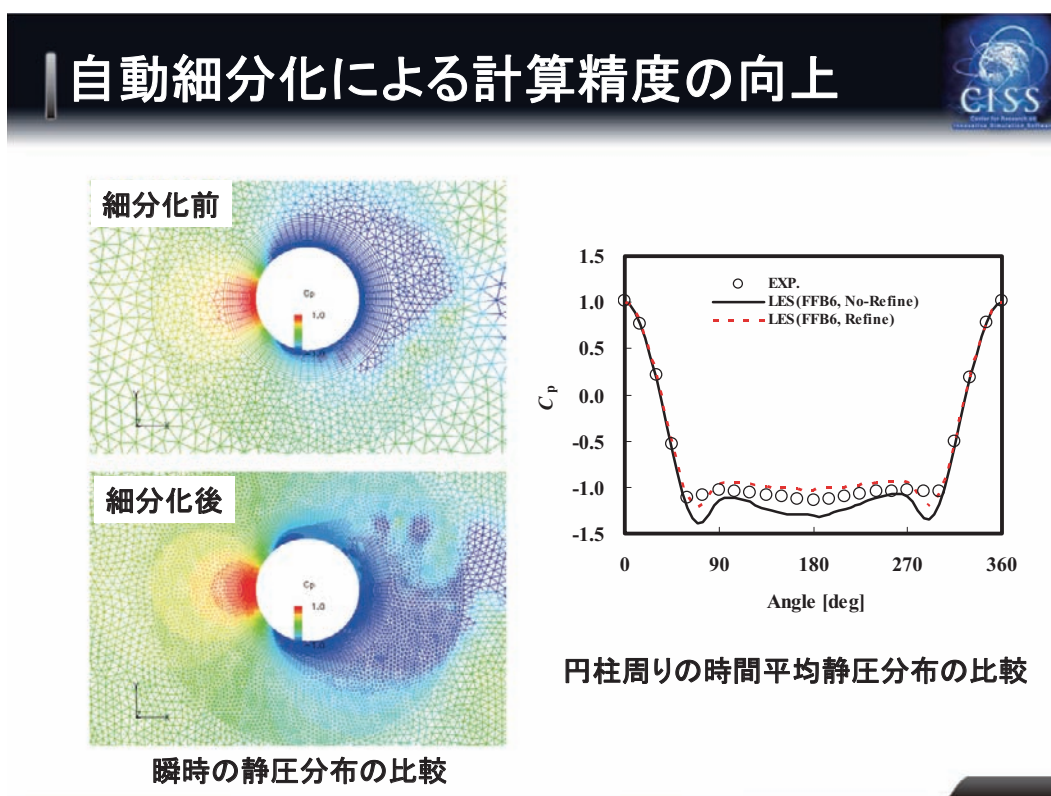
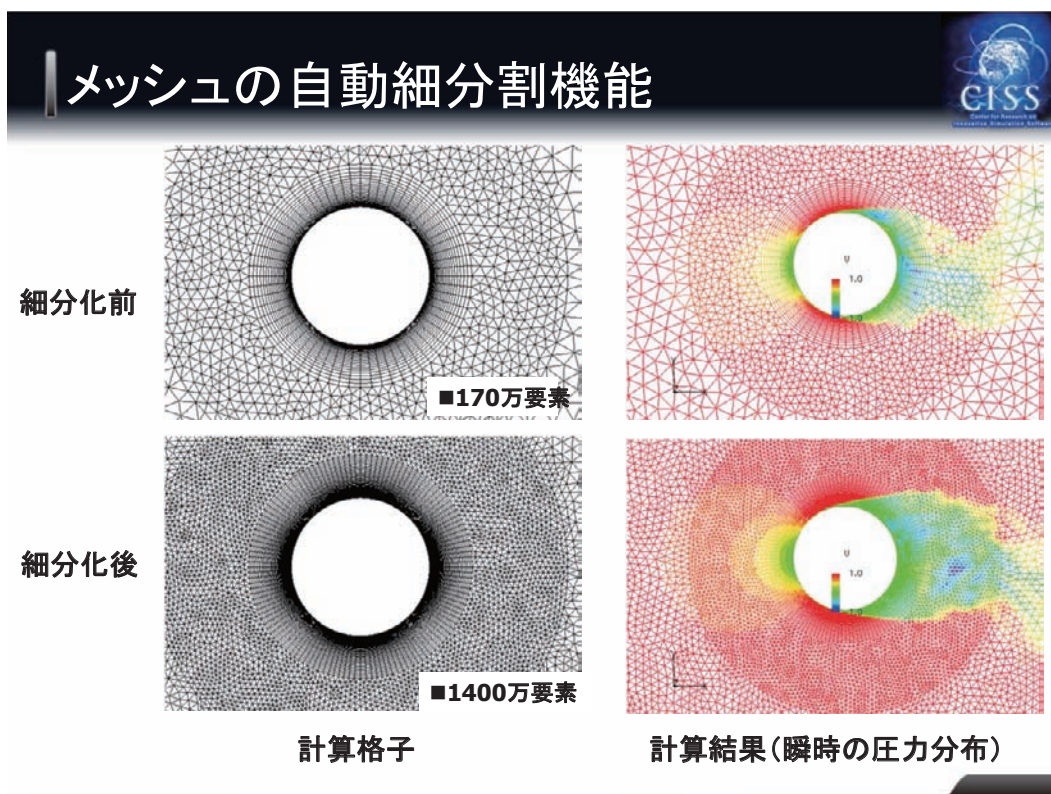


■ 一様等方性乱流

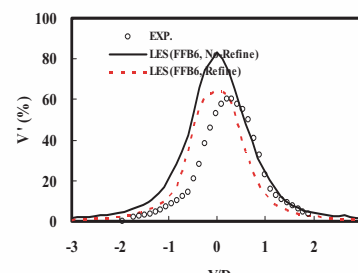
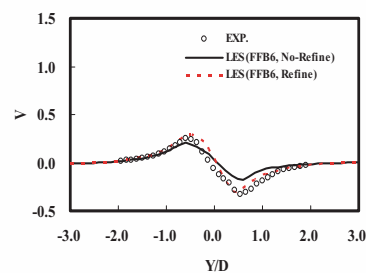
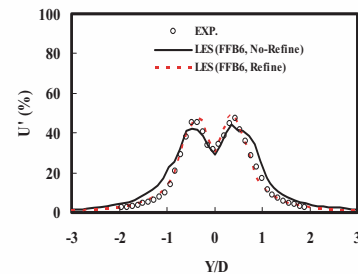
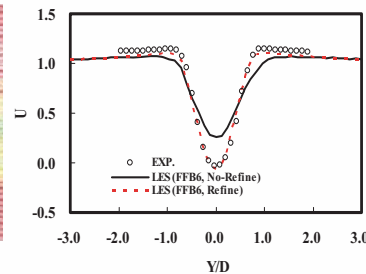
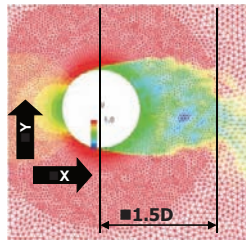


■ 円柱周りの流れ





自動細分化による計算精度の向上(続き)



後流の時間平均流速分布の比較

後流の変動流速分布の比較

次世代スパコン戦略プログラム 「次世代ものづくり分野」

■ 事業目的

- 当該事業分野における、次世代スパコンを頂点としたHPC利用の戦略的推進

■ 研究開発の概要

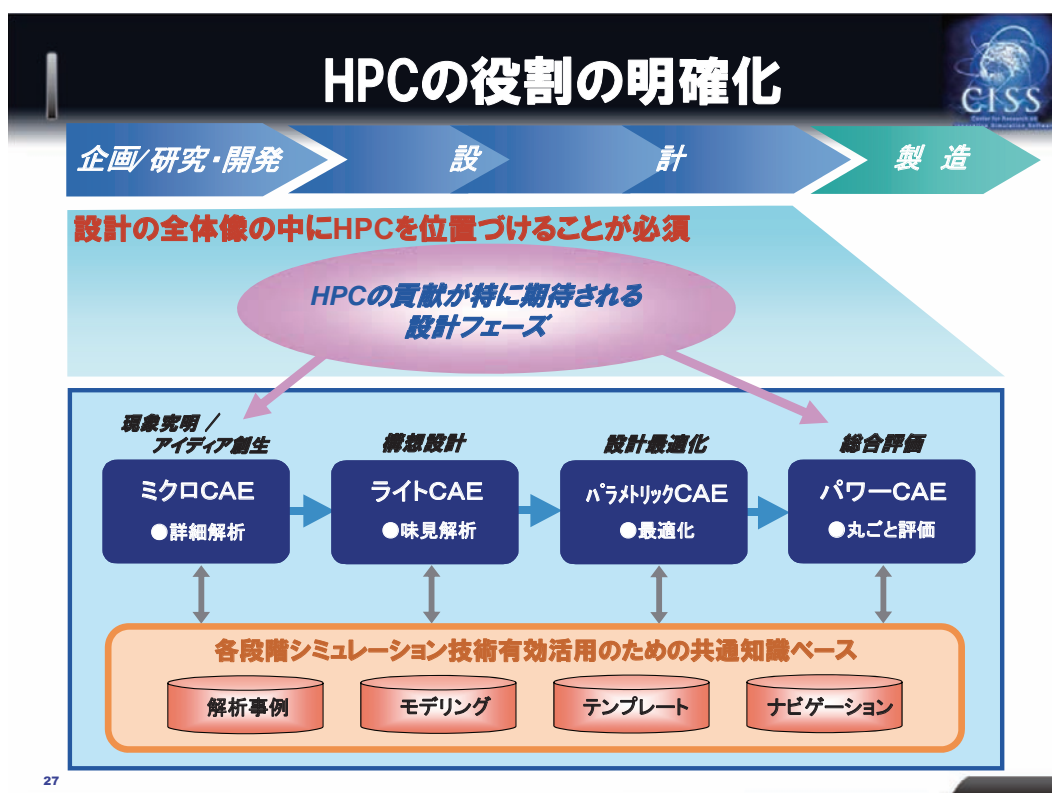
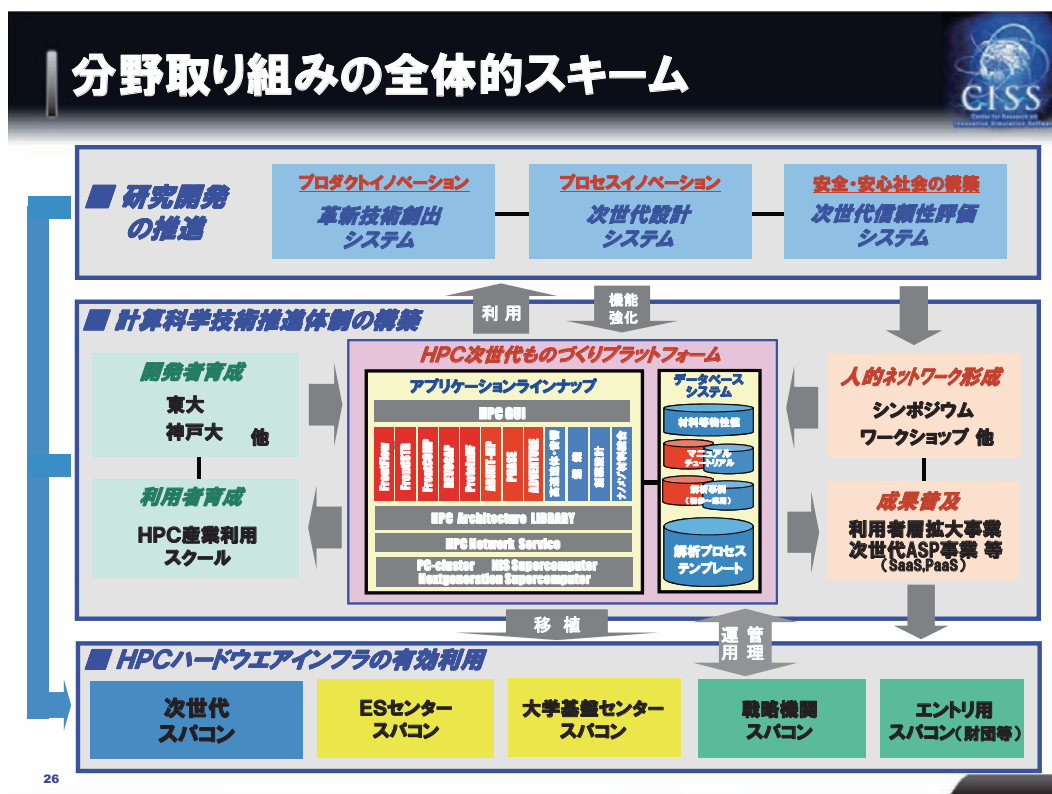
- 当該分野をリードする最先端の研究開発を推進し、ブレークスルー成果を創出するとともに(研究開発課題の推進)、計算機の効率的利用、HPC利用の普及、人材育成も含めた普及活動を展開(計算科学技術推進体制の構築)

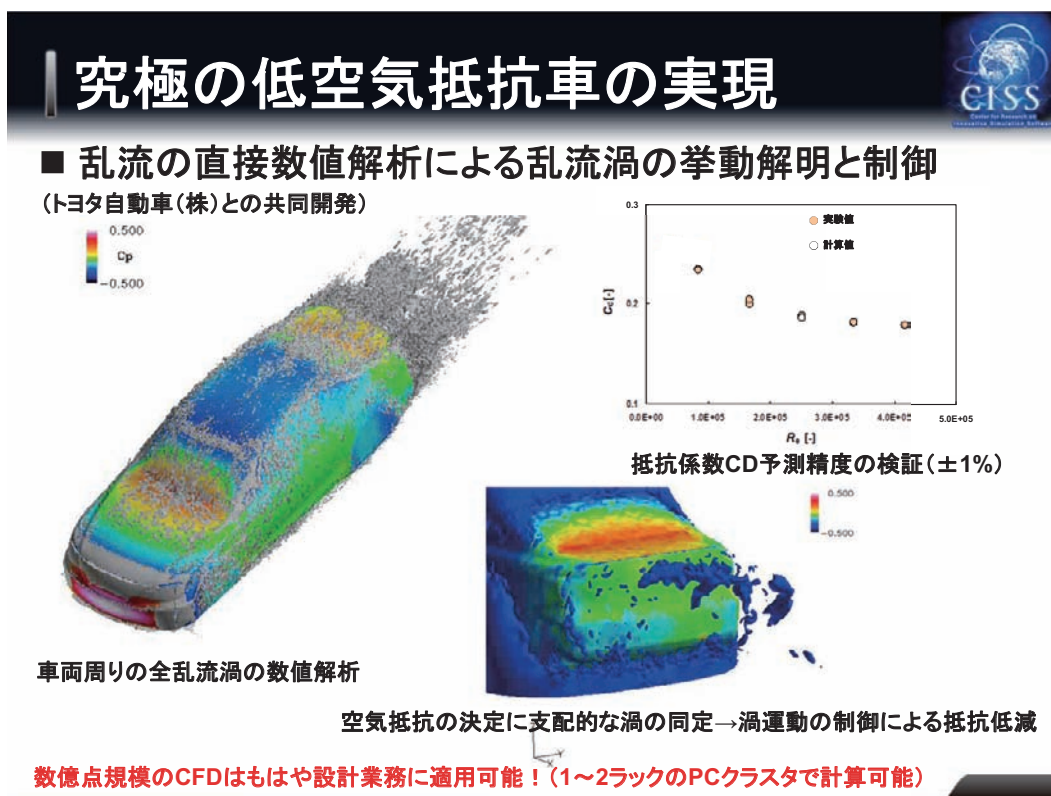
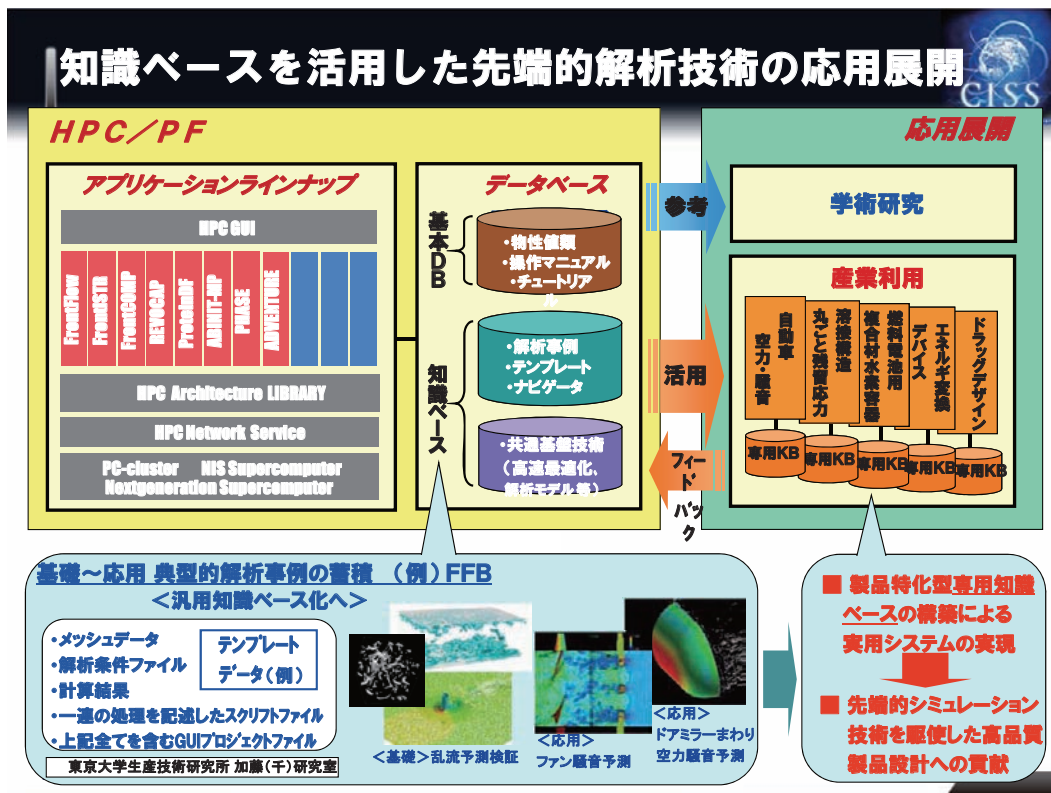
■ 開発期間と研究計画

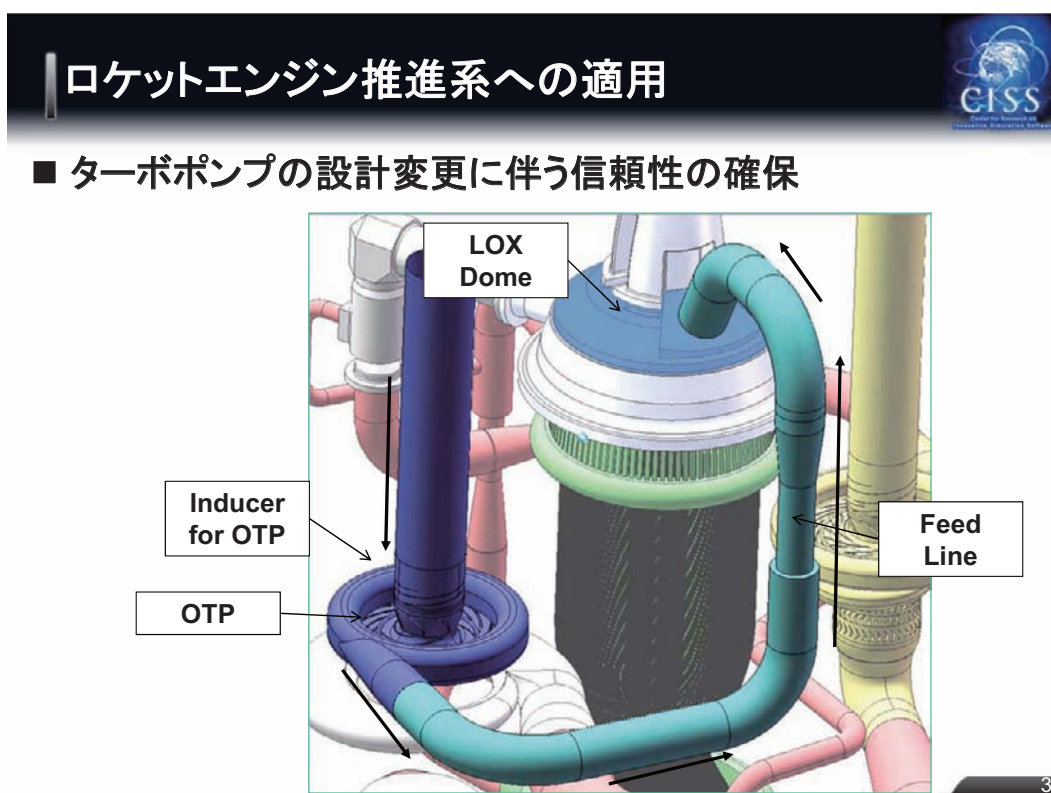
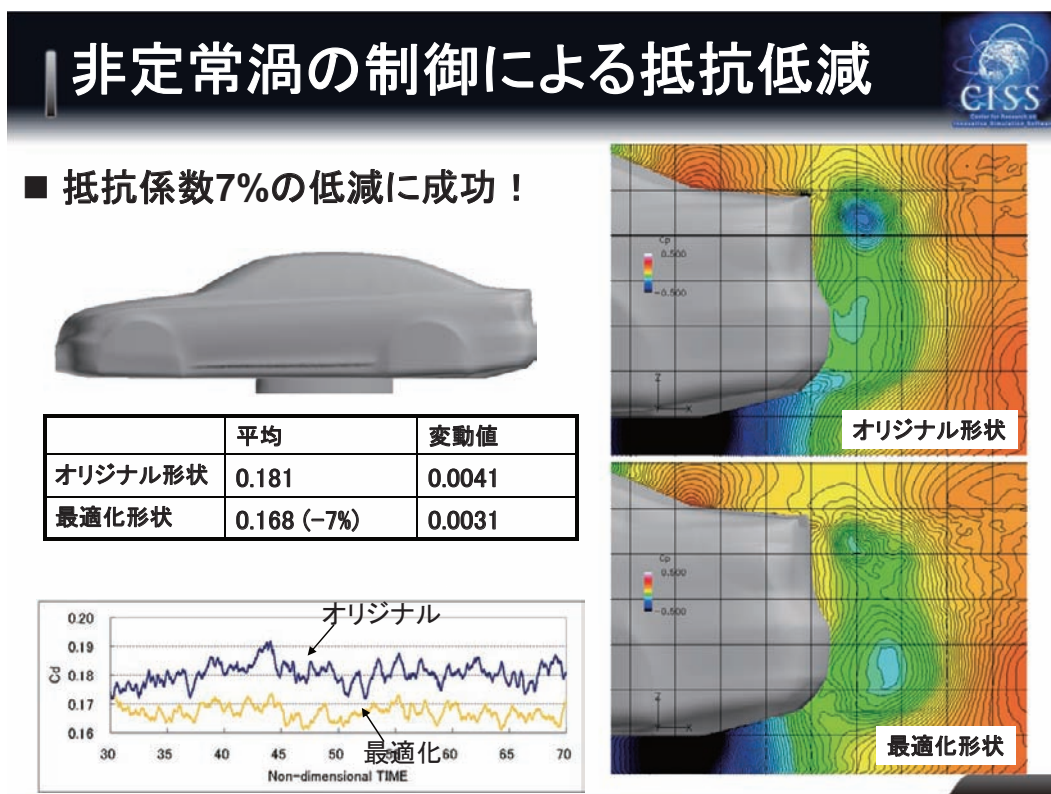
- 平成21年1月～平成28年3月(6年3ヶ月)
- 平成21年度:FS実施期間
- 平成22年度:準備研究期間
- 平成23年度～平成27年度:本格実施期間

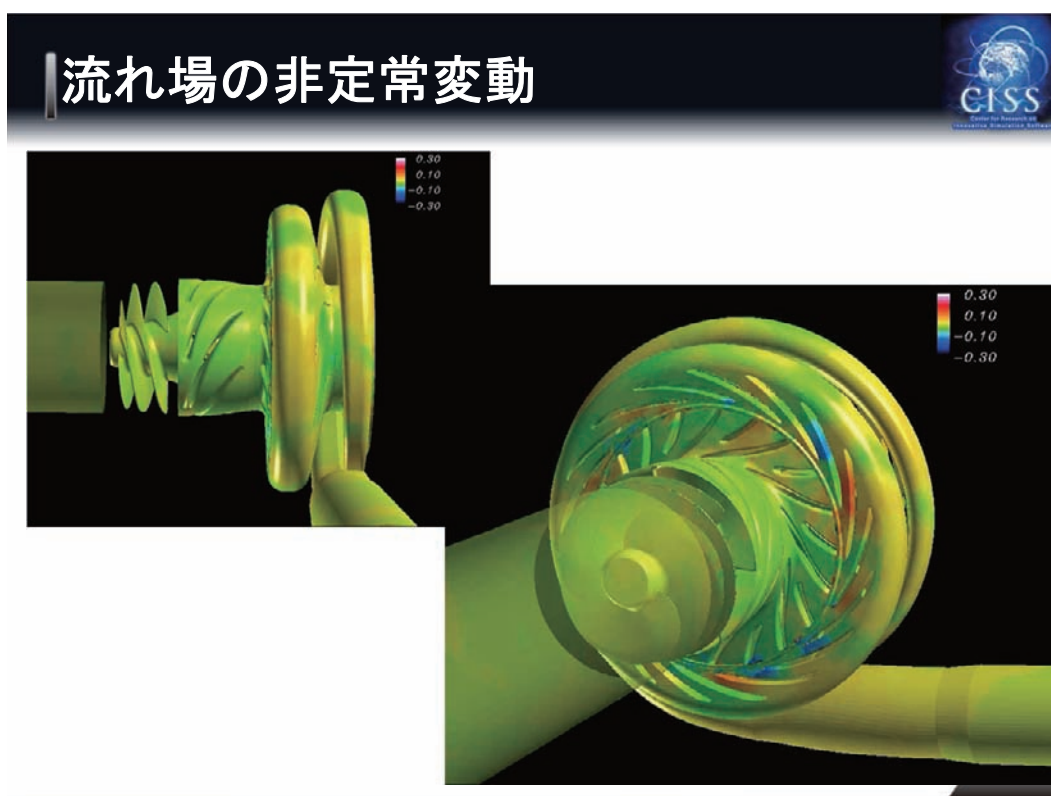
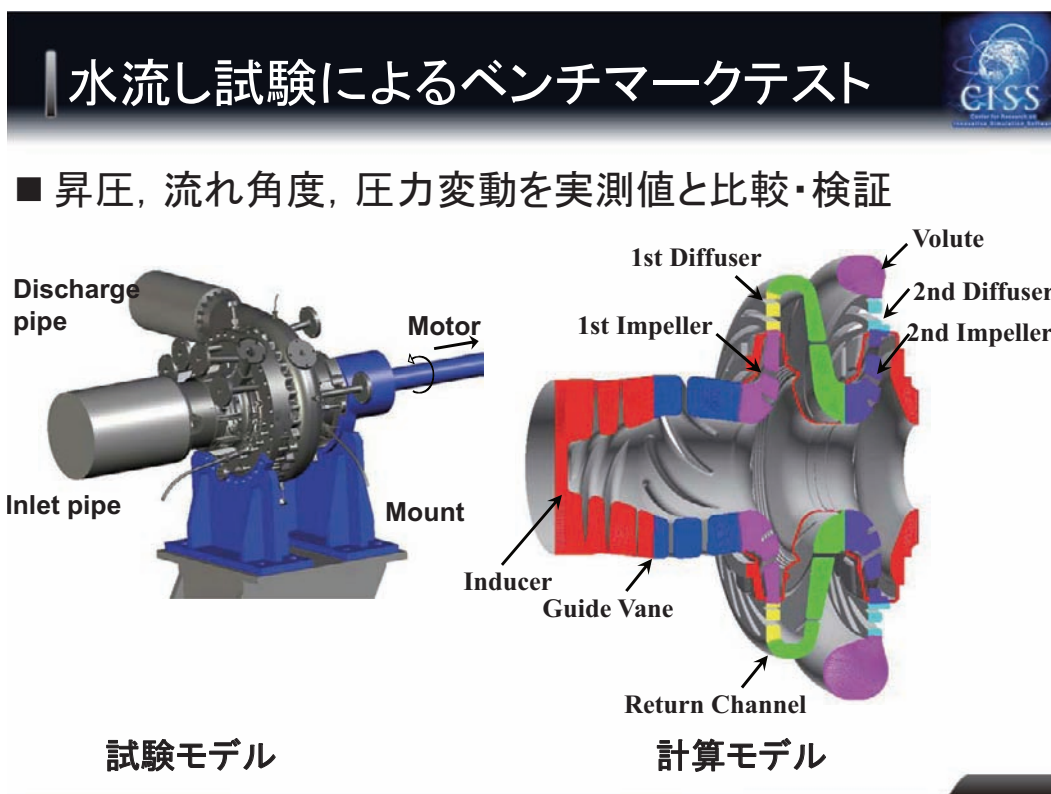
■ 予算規模と体制

- 年間予算:約5億円、総額約30億円





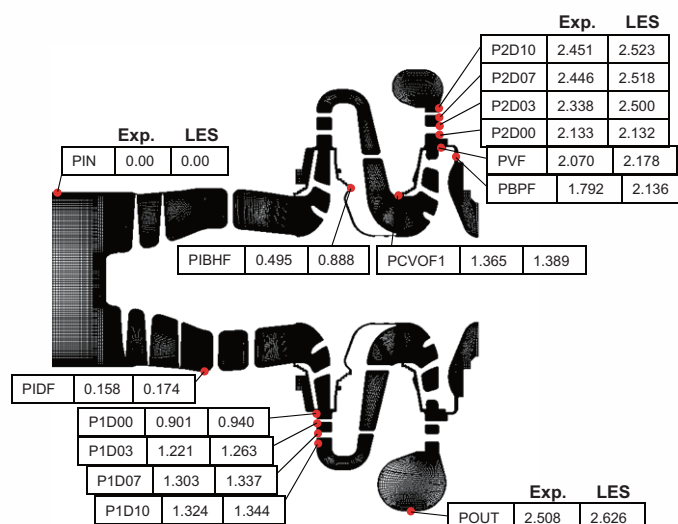




昇圧レベルの実測値との比較



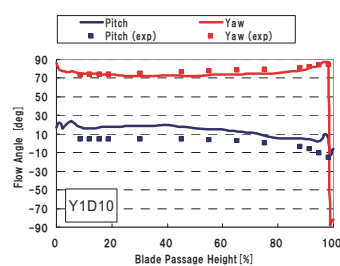
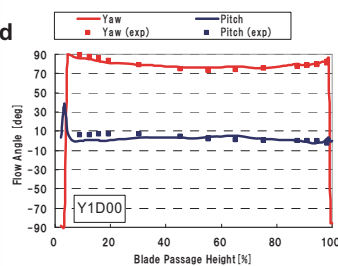
■ メイン流路の昇圧は5%以内の誤差で実測値と一致



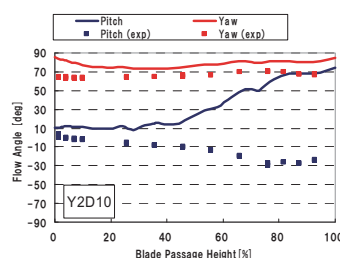
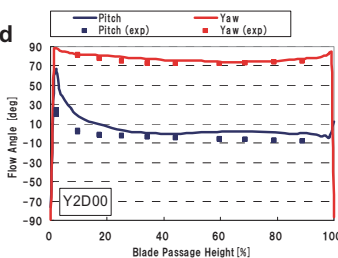
ディフューザ内の流れ角度の実測値との比較



flow angle@0% & 100% chord length of 1st diffuser



flow angle@0% & 100% chord length of 2nd diffuser

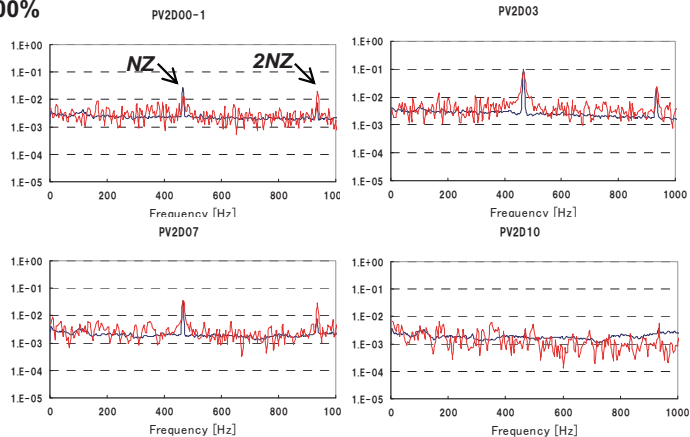


■ 流れ角度が急激に変化するとき以外では実測値と良く一致

ディフューザ内の圧力変動の実測値との比較



Pressure fluctuation@0% to 100%
chord length of 2nd diffuser



- Frequency spectra gives good agreement with experimental results
- Strong signals are observed at NZ and 2NZ
- Fluctuation is strongest at 30% chord-wise length
- Gradually decreases which is also captured by our LES results

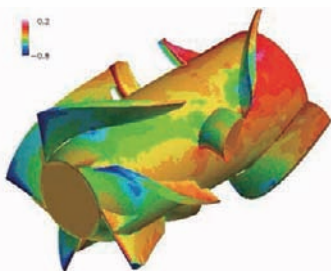


超低騒音ファンの開発

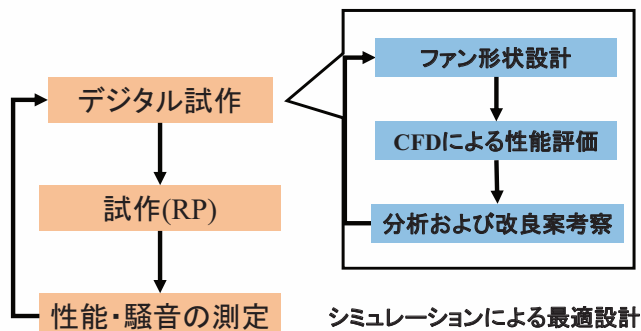


■ 背景と目標

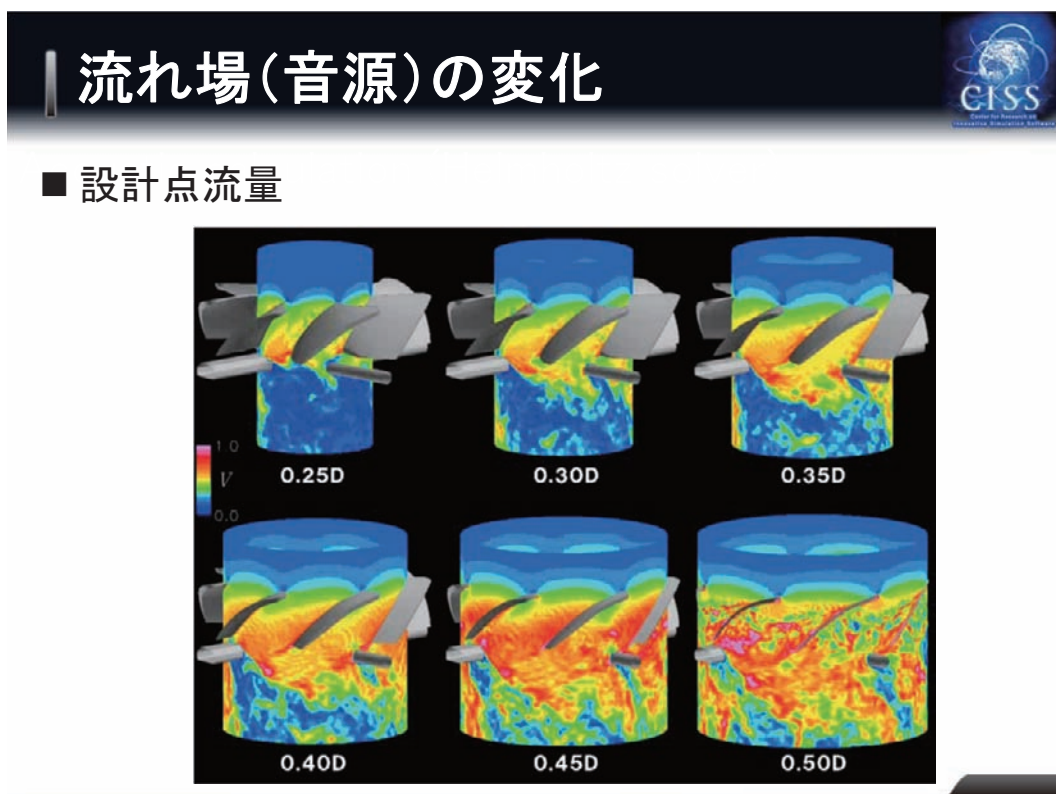
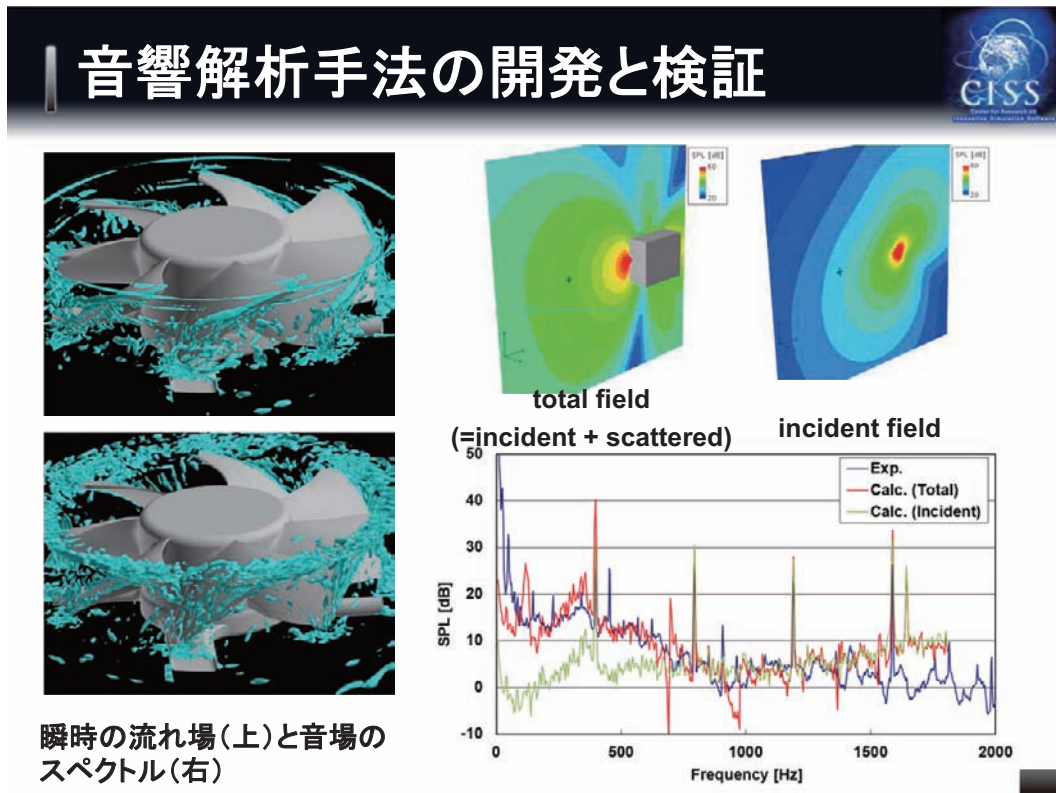
- サーバ空冷用の小型化・高回転数化に伴いファン騒音問題が顕在化
- 従来の設計では低騒音化は限界
- シミュレーションによる最適設計により、6dBの低騒音化を実現(目標)



ファン表面圧力のシミュレーション結果



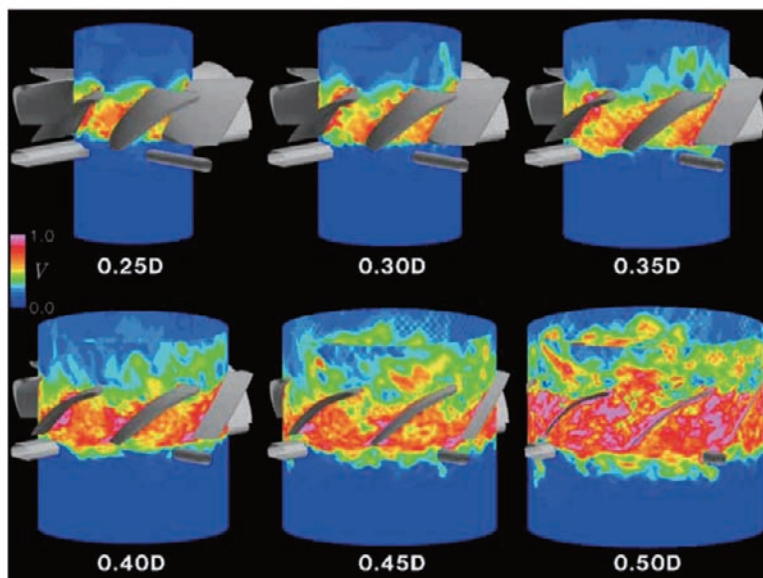
富士通アドバンステクノロジー(株)、山洋電気(株)との共同開発



流れ場(音源)の変化(続き)



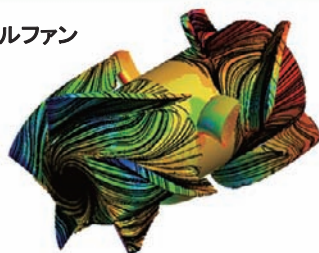
■ 部分流量



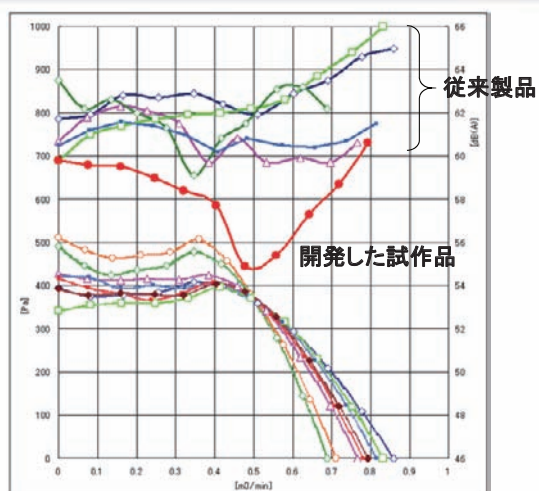
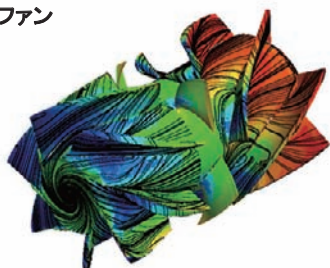
最適化ファンの試作結果



オリジナルファン

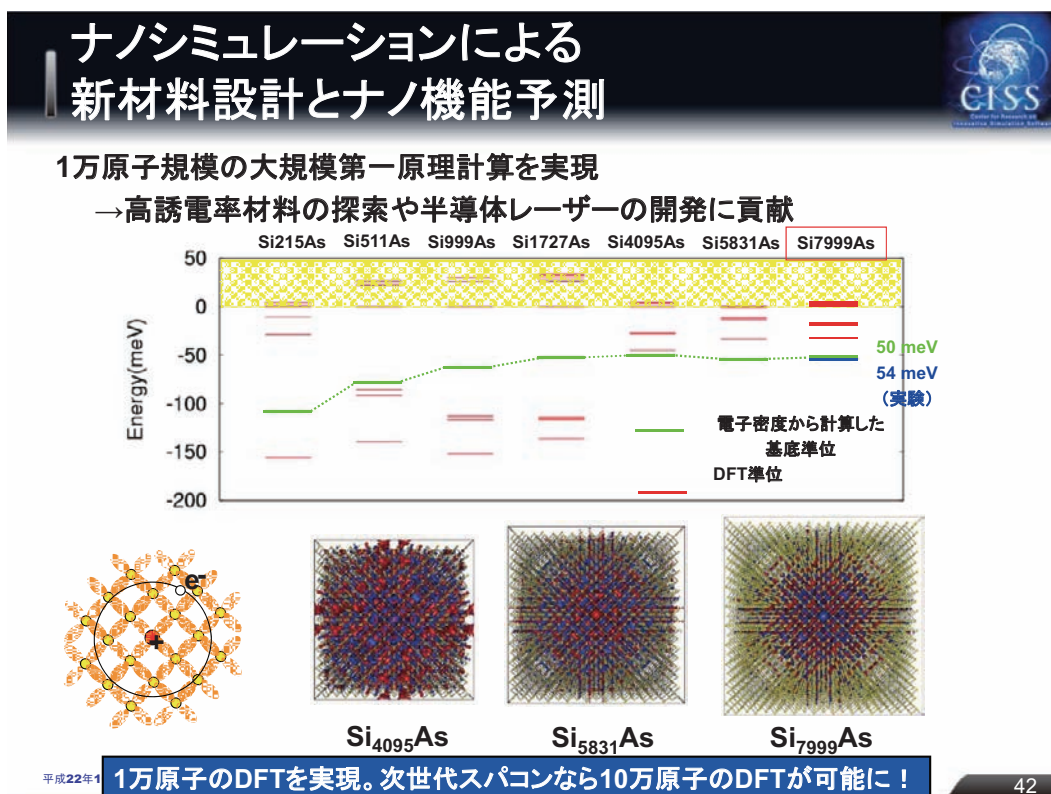


最適化ファン

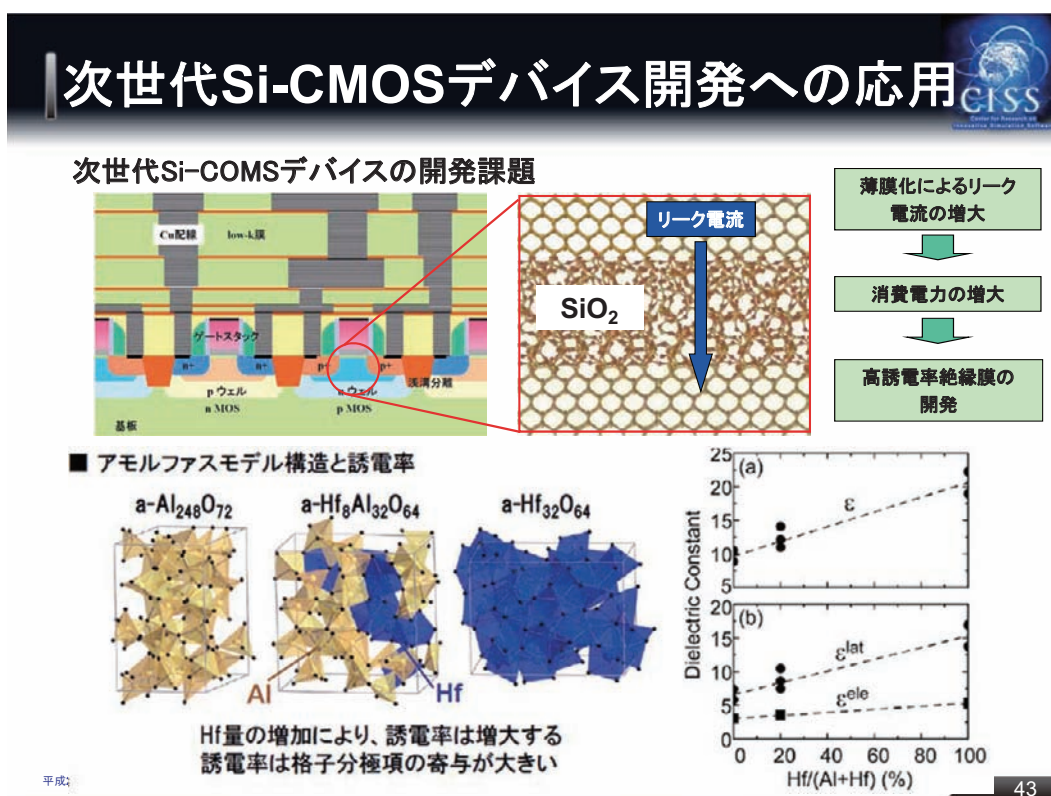


風圧と騒音の試験結果

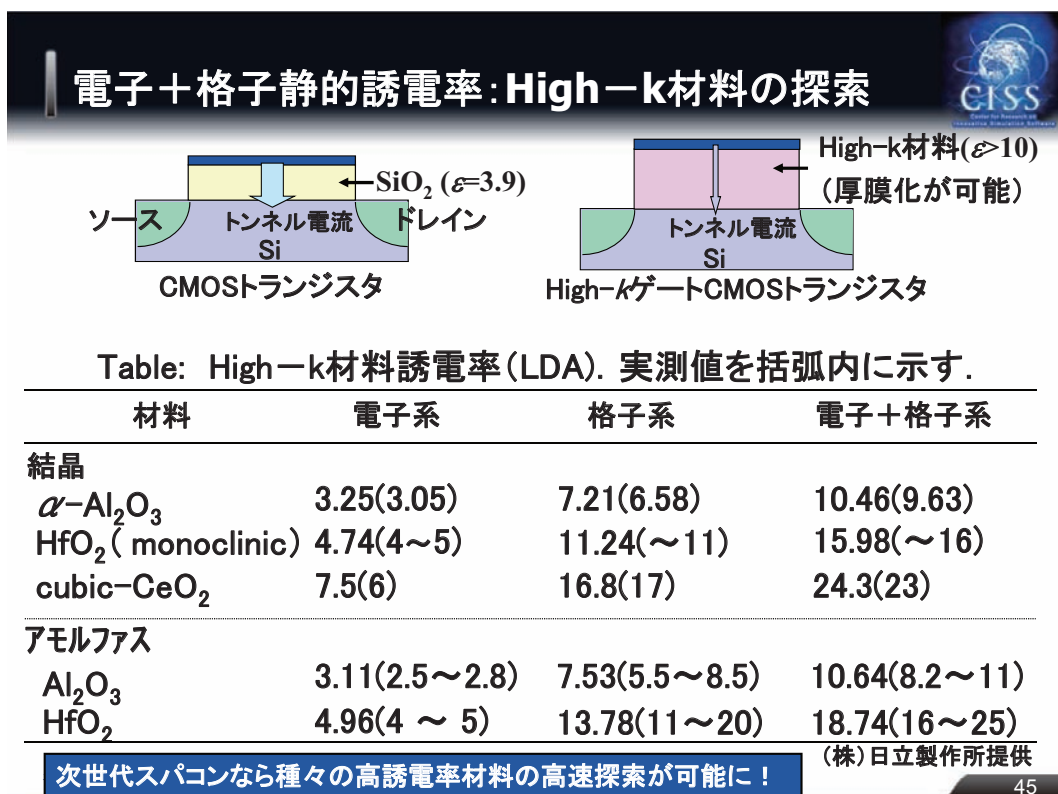
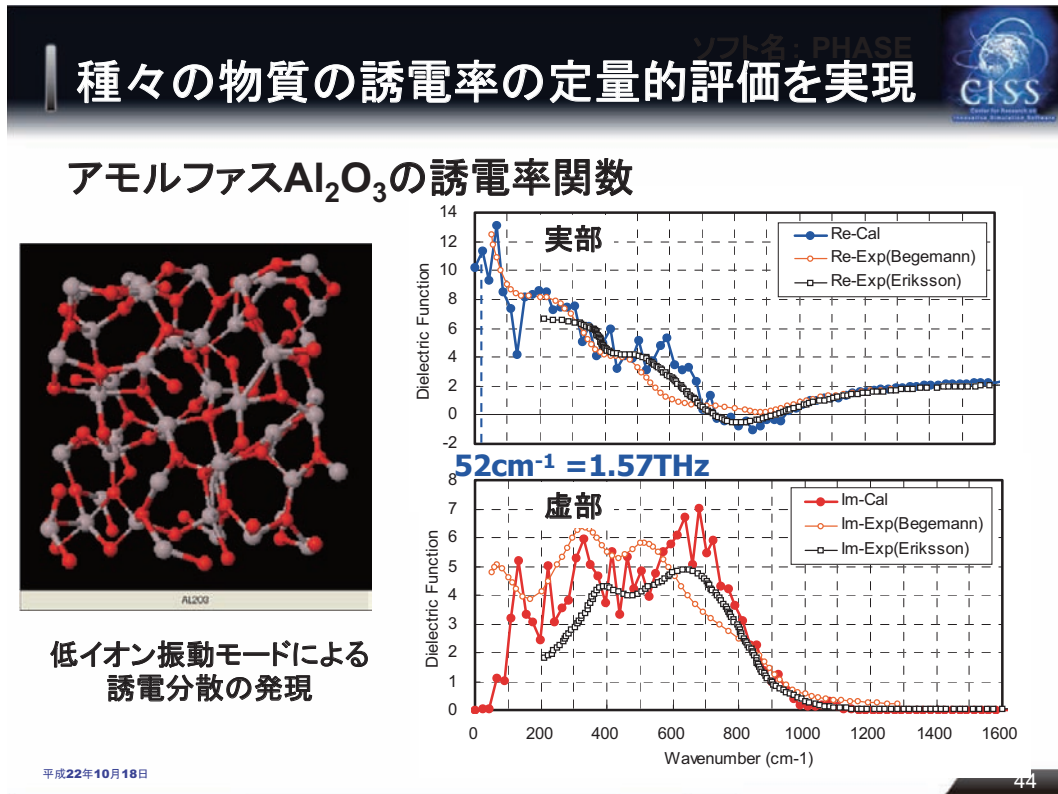
風圧(ファンの性能)を維持し、6dBの低騒音化に達成。特許出願済み



42



43



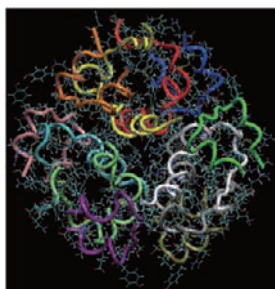
インスリン製剤開発への応用

インスリン製剤

糖尿病製剤

6量体→2量体→単量体へ

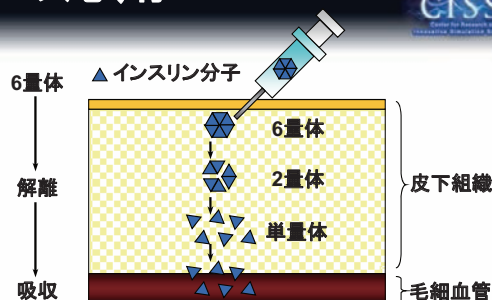
解離するステップが薬効律速
製剤には天然、速効型、持続型



インスリンの解離を量子化学

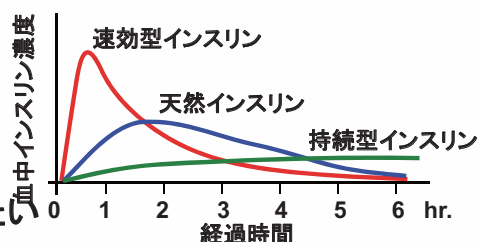
計算を用いて定量評価したい

超々速効型を設計できるか!?



皮下からのインスリン吸収模式図¹⁾

1) <http://www.uemura-clinic.com/dmlecture/insulin.htm>



皮下注時の血中インスリン濃度の模式図²⁾

2) 日本臨牀59巻(2001年)11月号.

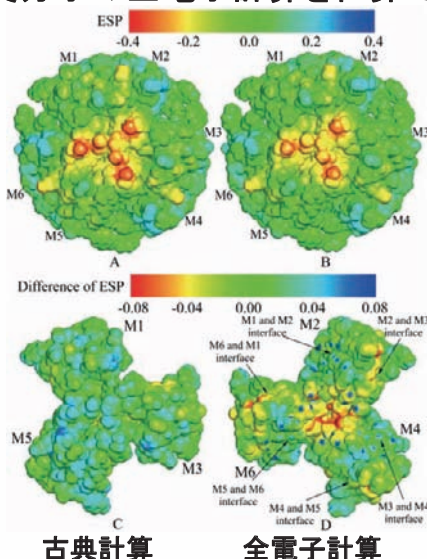
46

平成22年10月18日

46

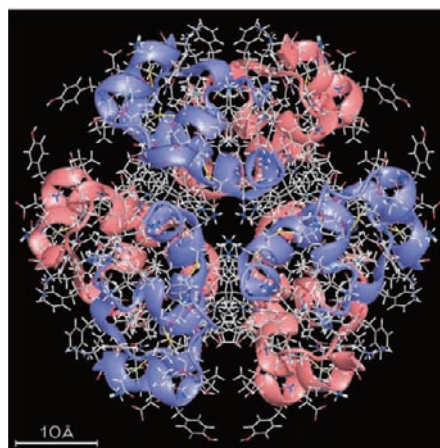
タンパク質の全電子計算

計算の収束性の大幅な改善と完全分散並列化により巨大タンパク質分子の全電子計算を世界で初めて実現!



古典計算

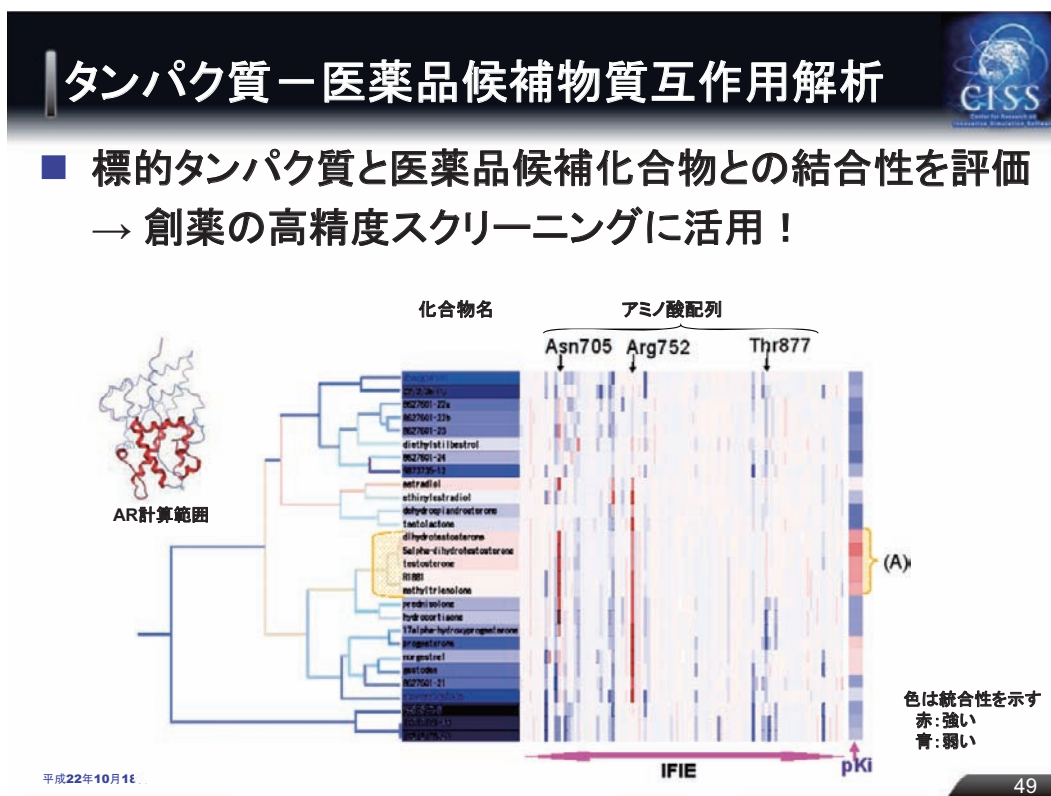
全電子計算



インスリン6量体(300残基)の全電子計算

平成22年10月18日


47



産・学・官に期待される今後の
役割

ビジョンを実現するための技術革新(1) ものづくり

学に期待される役割




- マルチ・スケール, マルチ・フィジクスモデルの高度化
 - 流れ場は微小スケール(数10 μ ~1mm)まで解析可能に
 - 化学反応, 燃焼, 相変化は分子スケールの現象
 - 分子スケールで流れ場を計算することは不可能

- 次々世代の基盤的アルゴリズム開発
 - Exa-scaleのスーパーコンピュータはbillion threads (10⁹)並列計算, 最大メモリーバンド幅B/F=0.1
 - 通常の流れ解析アルゴリズムの適用は絶望的?
 - 流体を二体問題として定式化した方が有利に

- 人材育成
 - 基盤コードの研究開発は学のミッション
 - 設計適用するためにはコードの改変・組み込みが必須
 - 先端的シミュレーションを駆使して設計を変えられる人材

ビジョンを実現するための技術革新(1) ものづくり

産に期待される役割



- 次世代のものづくりの変革
 - スーパーコンピュータを高度に利用した設計システムの将来ビジョンの提示
 - ビジョンを実現するための課題の明確化
 - 課題解決のための産学の役割分担の明確化

- 先端的シミュレーションを活用した成功事例の創出
 - 成功事例何時までも出なければこの分野はやがて廃れてしまう。

独立行政法人研究機関(JAMSTEC)に期待される役割



■大規模計算の実証環境の構築・提供

- スーパーコンピュータ運用拠点としての実績と経験

■多様な産業分野の融合研究拠点

- 共通基盤的な高速計算アルゴリズムの研究開発と横展開

■産業界のインハウス・ソフトウェアの最適化支援

- 豊富な経験と実績を生かした、産業界のHPC利用支援



東京大学航空宇宙工学専攻における ロケット推進の研究活動

東京大学大学院 工学系研究科
航空宇宙工学専攻
渡辺 紀徳

1

UT JET PROPULSION LABORATORY

はじめに



東京大学航空宇宙工学専攻はJAXA社会連携講座の幹事専攻であり、両者の協力のもと、ロケット推進に関する基礎研究が実施されている。

内容

1. ロケットタンク内部の気液二相流の挙動と推進薬管理
 - 1.1 気液界面挙動のシミュレーション
 - 1.2 スロッシング
 - 1.3 伝熱との連成
 - 1.4 界面張力駆動流れと液体管理
2. 噴射器流れと推進薬の微粒化
3. 微小重力場における燃焼現象
4. 非化学推進

重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ 流体管理



… 着眼点

宇宙開発利用の進展に伴い、宇宙輸送システムの推進機関や軌道上構造物の熱管理機器など、地上とは異なる加速度環境で液体を利用する場面が増えつつある。

これらの流体機器を構成する液体貯蔵容器や蒸発・凝縮器の内部は、気液両相の共存系となるが、推力や姿勢変動を伴う宇宙機内部の動的加速度環境や、比重差による液体駆動を期待できない軌道上の低重力環境では、液体を望ましい位置に保持し、思い通りに搬送するという、**流体管理 (fluid management)** が非常に難しくなる。

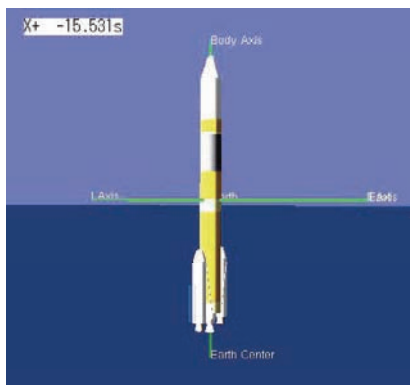
今後、軌道上で運用される流体機器の信頼性を向上させ、同時に開発コストと運用リスクを低減するためには、その設計・計画段階から作動流体の挙動を適切に予測する技術が求められる。特に、貯蔵容器や流路内部の自由表面流を考える場合、液体の重心移動などの動力学特性に注目するだけでなく、伝熱や相変化までも考慮し、共存する気体との熱交換に起因する熱流動特性を把握することが重要である。

3

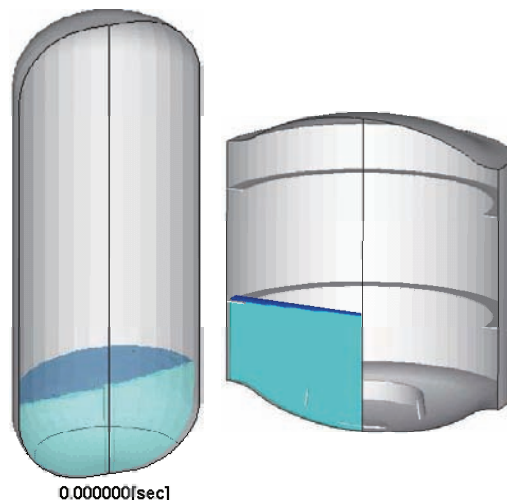
液体ロケットの推進薬が関係する諸問題 H-IIAロケットの飛行シーケンス



Dynamic behavior of liquid propellant also in the tanks of **ELVs** are expected to be clarified with the developed technology.



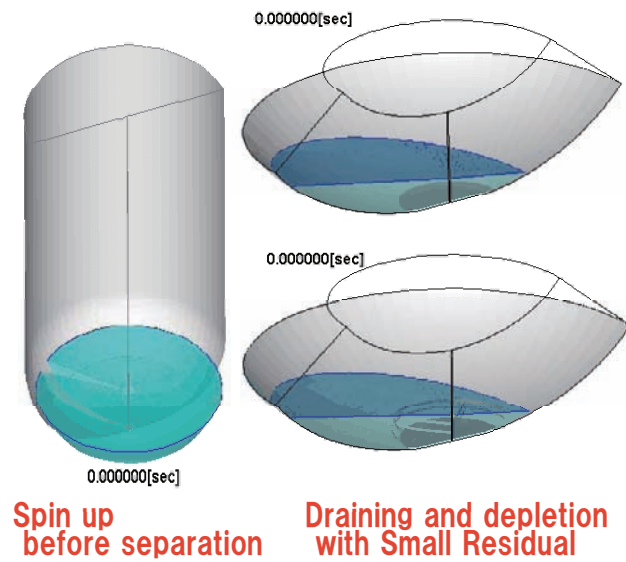
Flight Sequence of H-IIA



Sloshing in Powered Ascent Pressurization in Coasting Flight

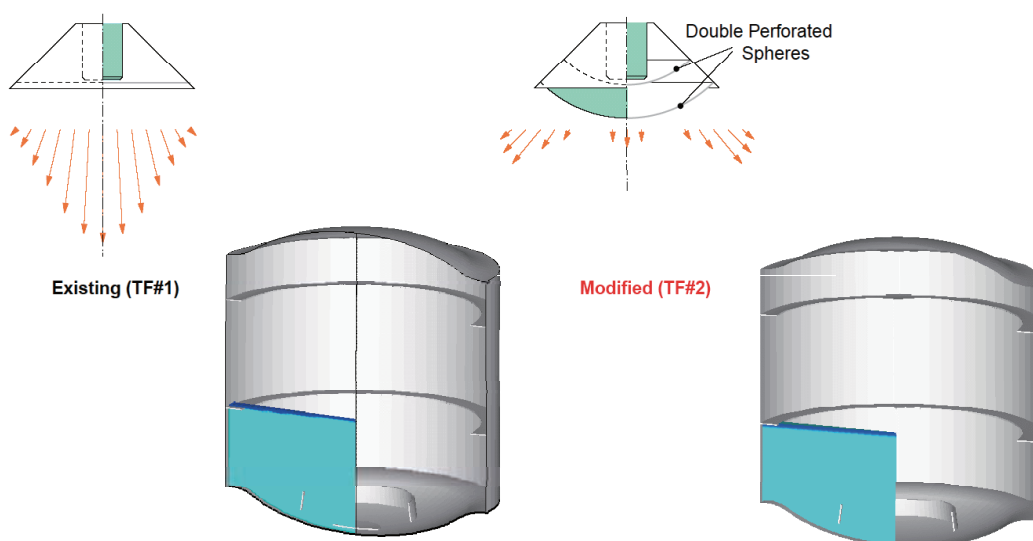
4

液体ロケットの推進薬が関係する諸問題 H-IIAロケットの飛行シーケンス



5

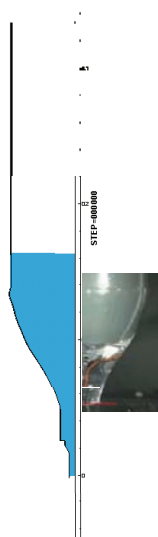
過渡加圧ガスの液面貫入



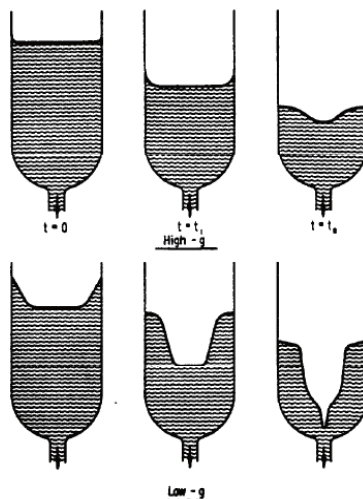
Ref. AIAA 2002-3987 (Himeno)

6

重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ 排出問題



(米本, 姫野, 2008)

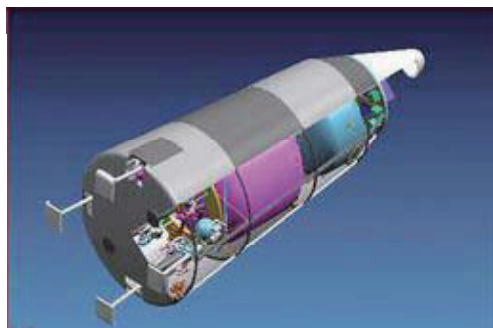


(NASA SP-106, 1967)

支配的な無次元数を揃えれば、相似流れを実験室で実現できる。
微小重力、微小寸法、微小時間の相似性を上手に利用。

7

再使用観測ロケットの推進薬管理 SRLV: Sub-orbital Reusable Launch Vehicle



全長 11 m
直径 3 m
重量 8900 kg (打上時)

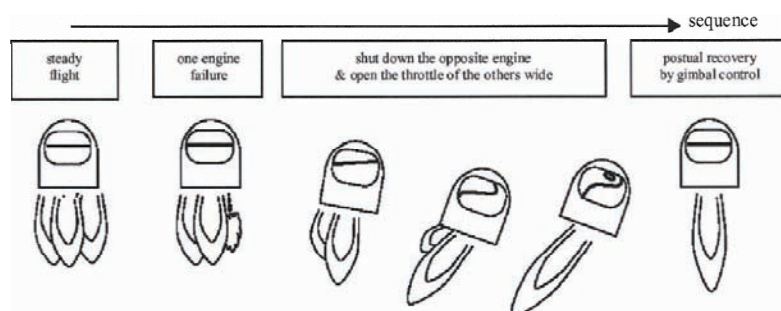
冗長性 (機体喪失可能性の低減) のため
再使用観測ロケットは
クラスタ化された推進系を採用

4機のポンプ供給型
液体ロケットエンジン(LOX/LH2) が、
機体底面に対称配置されている。

8

再使用観測ロケットの推進薬管理

SRLV: Sub-orbital Reusable Launch Vehicle



万一、エンジンの1基が故障した場合、
対になるもう1基のエンジンも自動停止し、
推力のミスアライメントを修復する。

故障発生から対エンジンの停止までの秒時、
推力ミスアライメントにより
機体姿勢が大きく乱される。

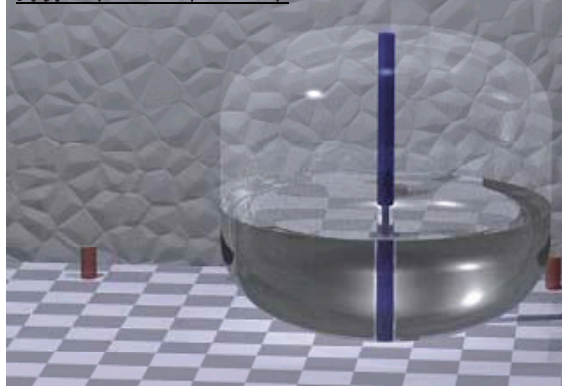
推進薬管理の観点からは、
非定常的な横加速度が
スロッシングや**ガス噛み**を
引き起こす恐れが懸念される。

9

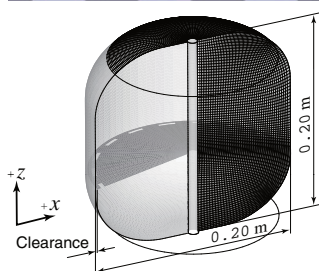
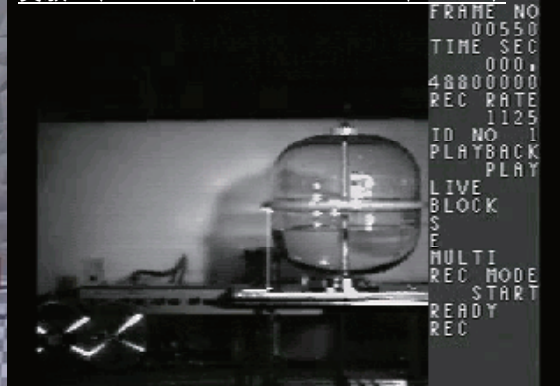
模型タンクによるスロッシング観察実験と数値解析



計算: (Himeno, 2003)

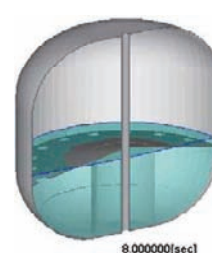


実験: (Himeno, Nonaka and Naruo, 2002)



Ref. AIAA 2005-3931 (Himeno)

- 相似流れについて
実験と計算の相関を確認
- 実機飛行条件を計算で予測



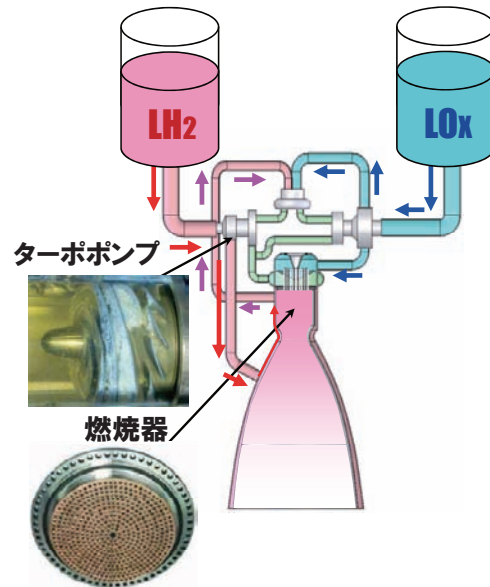
伝熱との連成

スロッシング-相変化連成 : 密閉容器内圧力変化推算



大振幅のスロッシングや砕波が、
界面熱伝達と相変化を促進すると、
タンク圧力の急変をもたらす。

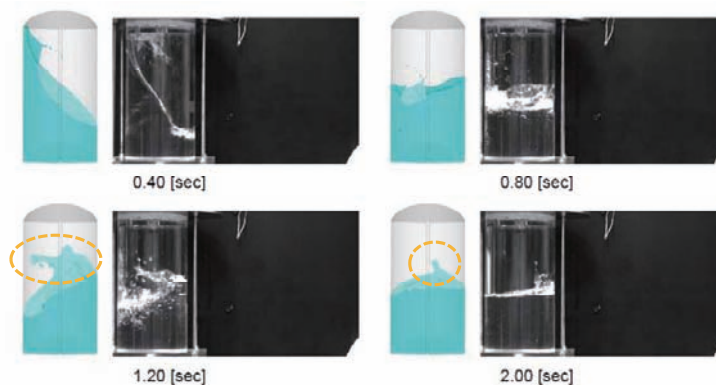
タンク圧の急変は、下流に位置する
ターボポンプのキャビテーション発生や、
燃焼室での混合比制御に
好ましくない。



13

スロッシングと伝熱の連成

液体挙動の可視化



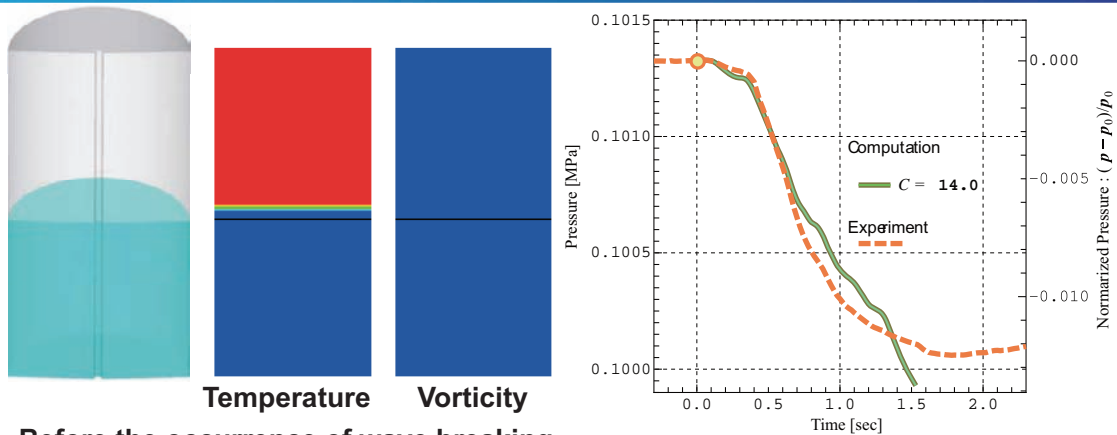
The **sloshing and following wave breaking** observed in the experiment (Case 9) were appeared also in the computation.

As to the **surface deformation**, not only the earlier period of excitation, the shape of wave caps were **well reproduced** in the computation, **even after the occurrence and settlement of wave breaking**.

At the same time,
it was found that the bubbles and **droplets smaller than the grid scale** were **not resolved in the computation**.

スロッシングと伝熱の連成

液体挙動と圧力変化

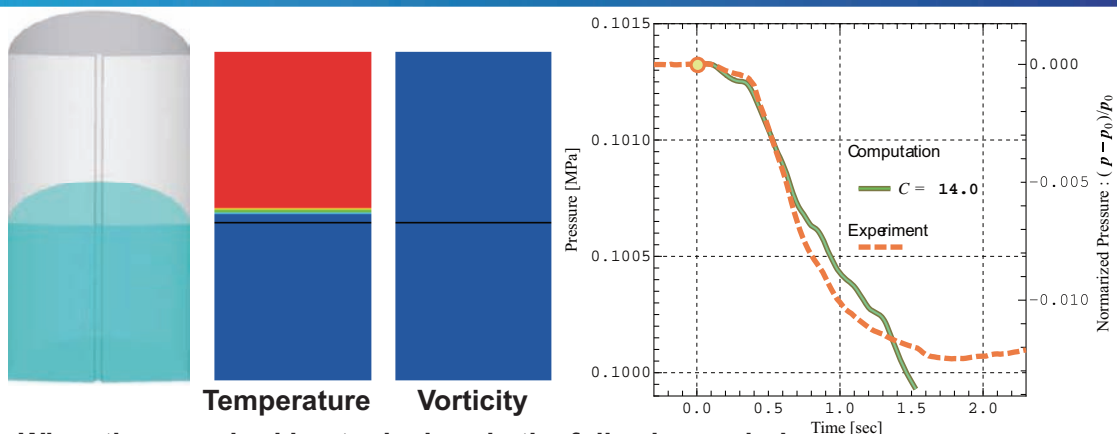


Before the occurrence of wave breaking,

since the contours of T were almost parallel curves to the liquid surface, heat conduction was found to be dominant in the temperature stratification near the interface during this period.

スロッシングと伝熱の連成

液体挙動と圧力変化



When the wave braking took place in the following period,

shear flow and vortices were induced and found to disturb the temperature stratification near the surface.

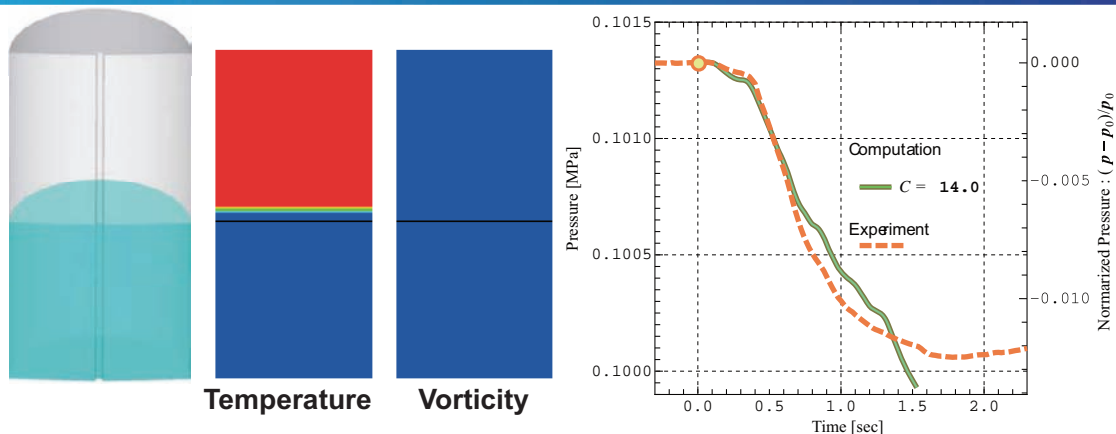
The convective heat transfer was thought to be dominant in this region.

At the same time,

the vortices accompanied by the droplets mixed almost whole region in the gaseous phase.

スロッシングと伝熱の連成

液体挙動と圧力変化



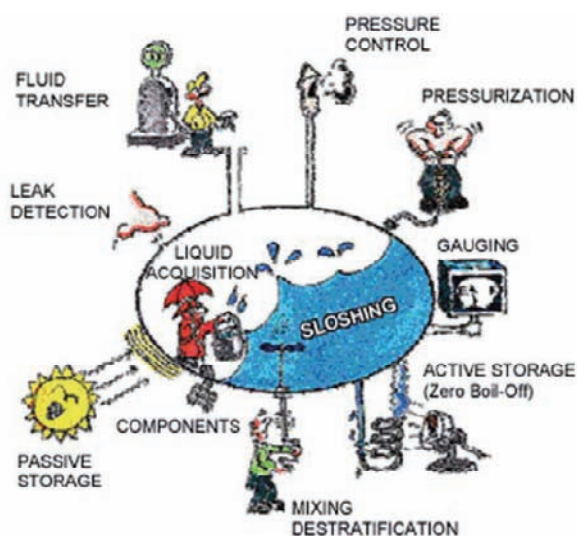
It was suggested that
 the large deformation of liquid surface **induce shear flow and vortices**
 which enhance **convective heat transfer**,
 and that
 the magnitude of heat flux and dropping rate in pressure become
 much larger than that in the early period of excitation.

重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ

流体管理



軌道上再補給技術



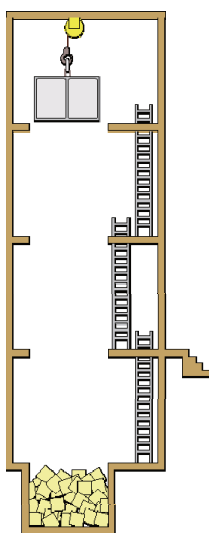
極低温流体管理技術

表面張力による液体駆動

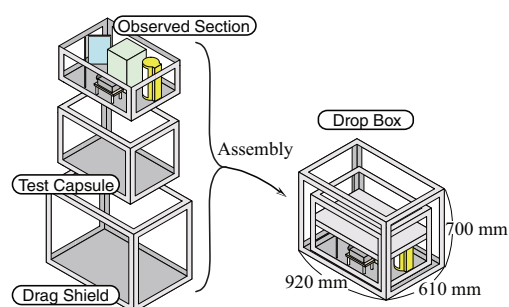
落下塔を用いた微小重力実験, 単純円筒



微小重力環境では毛細管現象が太い管でも起こる



- 落下形式 : 大気中落下 (風防付)
- 落下高 : 10 m
- 落下時間 : 1.4 sec (max.)
- G-level : 1/1000 G



19

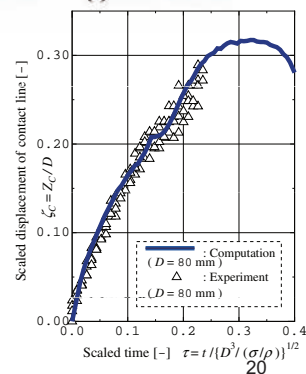
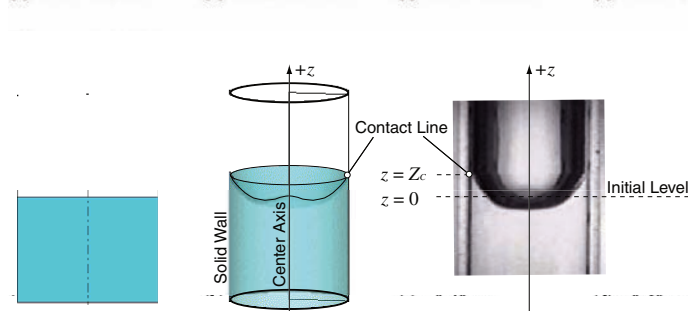
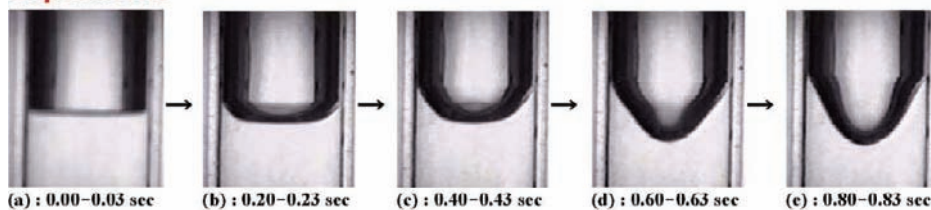
表面張力による液体駆動

落下塔を用いた微小重力実験, 単純円筒



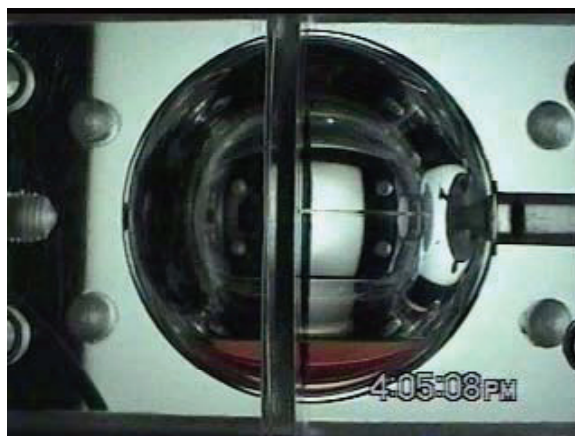
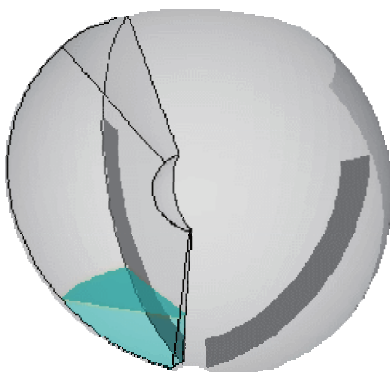
$D = 80 \text{ mm}$, *ethanol-Air*

Experiment



表面張力による液体捕獲

人工衛星の推進薬タンク設計

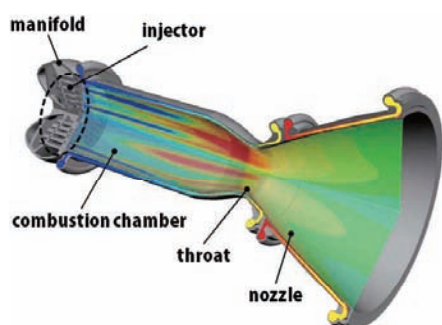


21

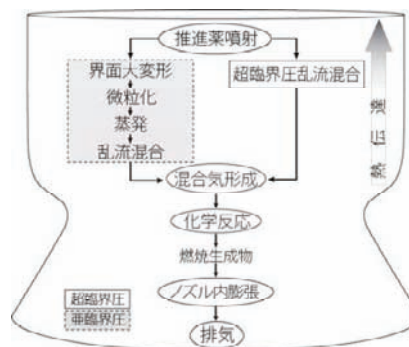
高圧噴射・微粒化



- ・ロケットエンジン推力室内の推進薬微粒化および混合は、下流の混合気組成や燃焼特性と強い相関があり、ひいては推進性能に大きく影響する重要な現象である。
- ・噴射器設計の観点からは、水流し試験結果と実機燃焼試験結果との物理的相関は、完全には把握されておらず、現状では、開発プロセスに出戻りのリスクが内在する。
- ・更なる高機能かつ高信頼性エンジンの実現を目指す上で、噴射器近傍の熱流動現象に関する知見に基づいて、合理的なエレメント設計を行うことが求められている。

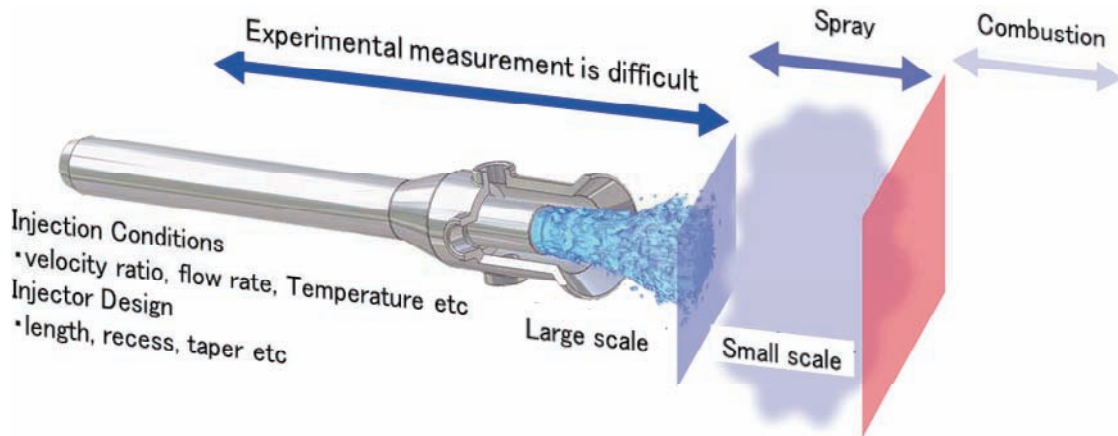


ロケットエンジン推力室



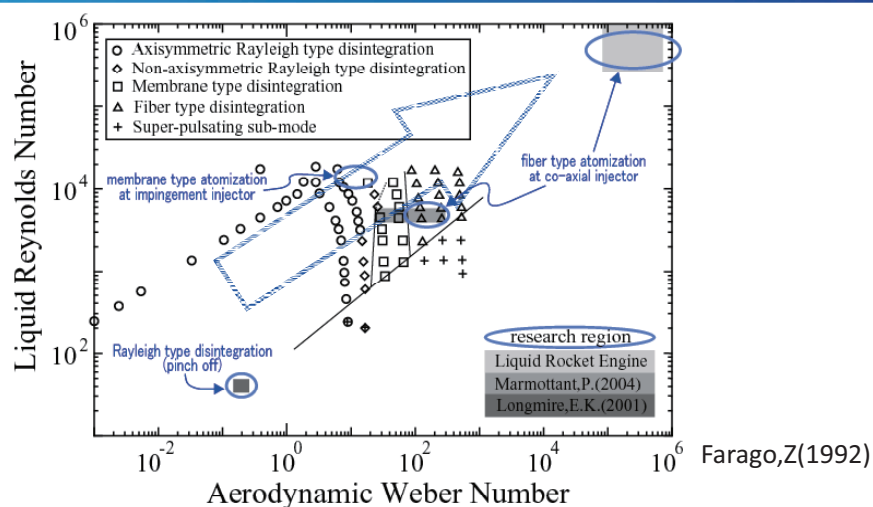
推力室内の現象フロー

ロケットエンジン内の微粒化研究の目的



- ☑ 噴霧特性に大きく影響する、噴射器の近傍における一次微粒化は、特に実験的計測が難しい。
- ☑ 液体ロケットエンジンの非設計点作動まで見据えて、噴射条件と噴射器近傍の微粒化の関連、およびその流体力学的機構を明らかにする。
- ☑ 噴射器内部あるいはその上流の影響までも考慮する。

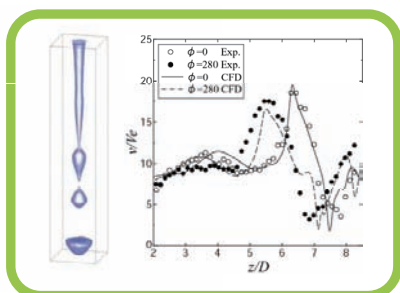
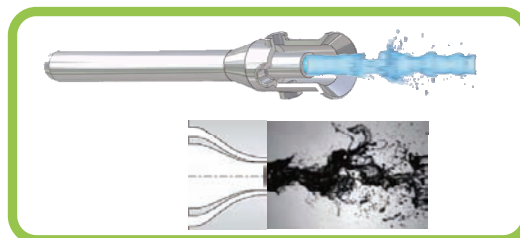
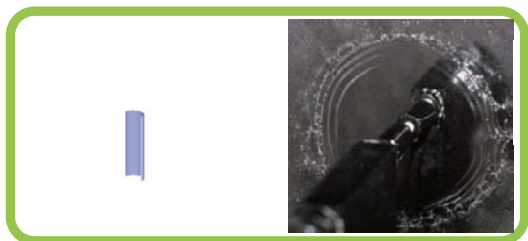
液体微粒化



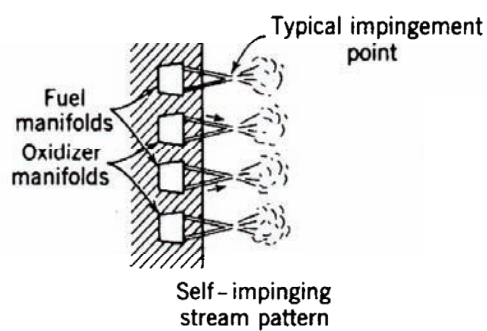
Classification of liquid jet atomization at coaxial type injector

- 数値解析とあわせて、対応する実験を実施。
- 低Weber数の比較的単純な単一液滴分裂現象から、段階的に高Weber数の液膜微粒化、液柱微粒化現象を対象として、微粒化現象の知見を蓄積。

液体微粒化

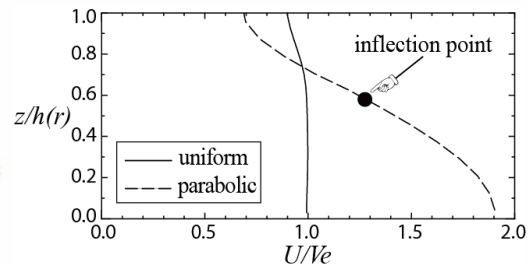
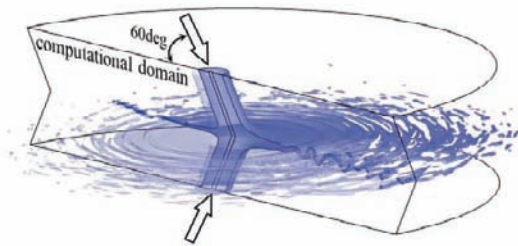


衝突型噴射器における微粒化



G.P.Sutton(2000)

衝突型噴射器における微粒化



$r/D=3$ における半径方向速度分布
(衝突点を含む断面に滑り壁を仮定)

変曲点型の不安定性が卓越する場合には、非一様な速度分布で噴射時、即ち、噴射器流路長さが長いときに、液膜不安定性が促進される。

しかし、エンジン作動環境では、様々な擾乱が存在するので、噴射器流路長さと微粒化特性の関連は、必ずしも噴射速度分布のみでは整理できない。

UT JET PROPULSION LABORATORY

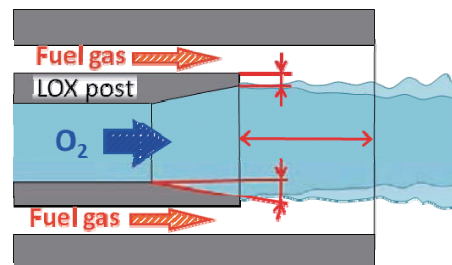
超臨界圧下の同軸噴流に関する研究

寺本研究室



研究背景

液体ロケットエンジンの同軸型噴射器の出口形状は燃焼器性能に強く影響することが知られるが、超臨界圧条件下において出口形状が与える影響は明確にされていない。



研究目的

超臨界圧かつコールドフロー条件下の同軸噴流の流動場に対して噴射器出口形状が与える影響を調べる。

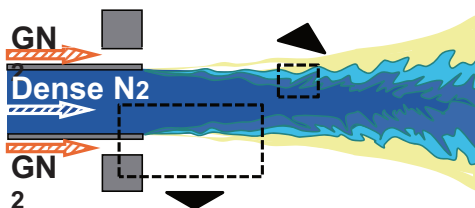
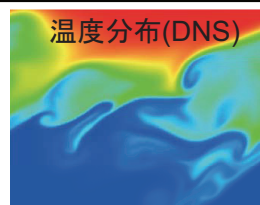
CFD解析によるアプローチ



Step 1 : DNS解析により超臨界圧下の
乱流混合の特徴を調査

Step 2 : 超臨界圧条件に有効な乱流
モデルの検討

温度分布(DNS)

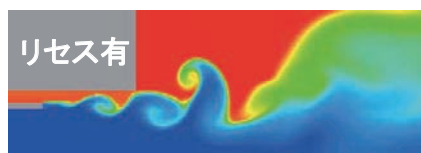


Step 3 : RANS解析による噴射器出口形状の調査

リセス無 温度分布



リセス有

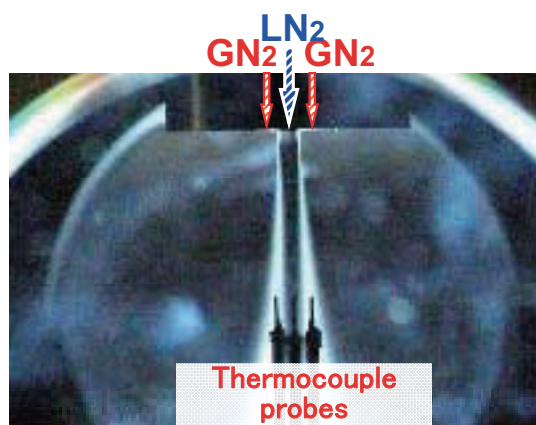
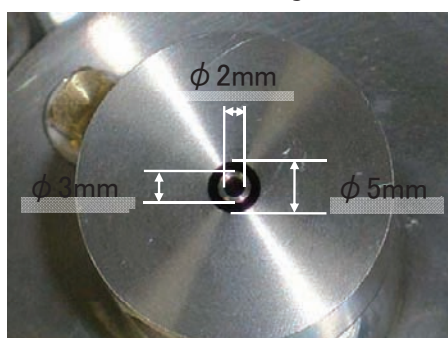


実験解析によるアプローチ



超臨界圧雰囲気中にLN₂/GN₂を同軸噴射し、CFD解析結果の検証データを取得する。熱電対による温度分布計測を予定している。

Coaxial Injector

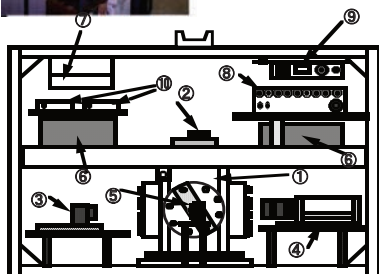


微小重力場における燃焼現象 1

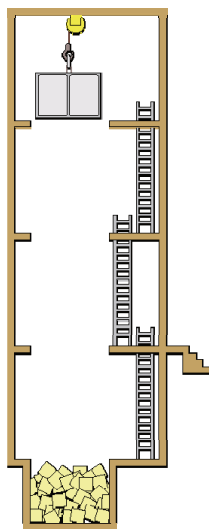
津江研究室



微小重力下における燃焼実験の装置概略と落下塔（東大、高さ10m）



微小重力実験装置概要



落下塔

雰囲気圧力が大きくなると、燃焼に及ぼす自然対流の影響が大きくなる。その影響を排除するため、微小重力環境を利用する。

通常の噴霧燃焼では噴霧中に存在する液滴径は非常に小さいため、自然対流の影響は無視される。

液滴実験では1mm程度の大きな液滴を使用するため、自然対流の影響除去が重要となる。

31

微小重力場における燃焼現象 2



正オクタン燃料の燃焼時間と雰囲気圧力の関係

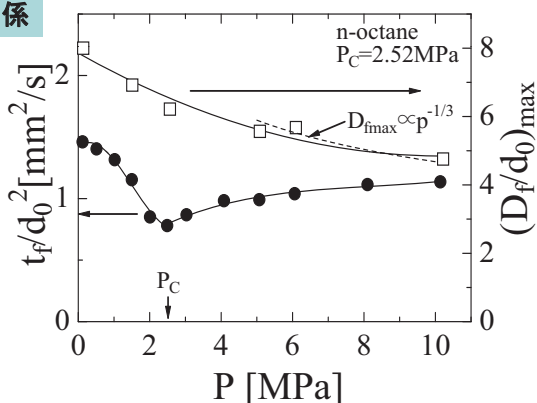
燃焼時間は、液滴の点火から火炎が消滅するまでの時間で、液滴初期直径で無次元化。

液滴火炎の最大直径は、燃焼期間中に球状火炎の直径が最も大きくなった時の直径で、液滴初期直径で無次元化。

P_c : 正オクタンの臨界圧力

燃料の臨界圧力以下では燃焼時間は圧力とともに減少する(燃焼が早い)。これは燃焼現象を液体燃料の蒸発過程が律速(支配)しているためである。

一方、雰囲気圧力が臨界圧力を越えると、液滴自体が速やかに臨界点に達するため、燃焼現象は燃料の拡散過程が律速となる。このため、燃焼時間は圧力とともに増大する。



正オクタン液滴における燃焼時間の
雰囲気圧力依存性(微小重力場)

拡散律速を仮定すると、火炎寸法は圧力の $1/3$ 乗に比例するという解析結果があり、臨界圧力以上の最大火炎直径の圧力依存性に関する実験結果と一致する。

微小重力場における燃焼現象 3



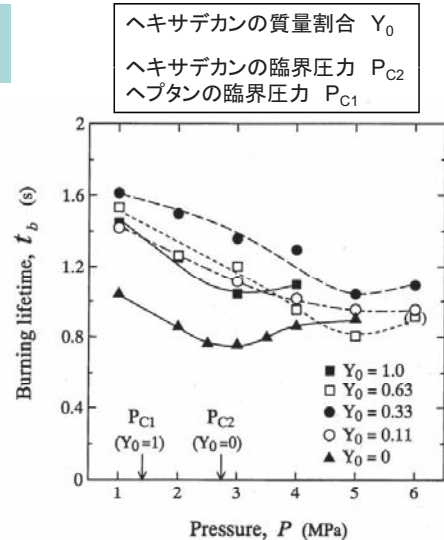
正ヘプタン／正ヘキサデカン燃料の燃焼時間と 雰囲気圧力の関係

揮発性(沸点)の異なる2成分燃料を対象。
正ヘプタンの方が揮発性が良い(沸点が低い)。

ヘプタン単体の場合 ($Y_0=0$)，燃焼時間の圧力
依存性は正オクタンの場合と同じ。

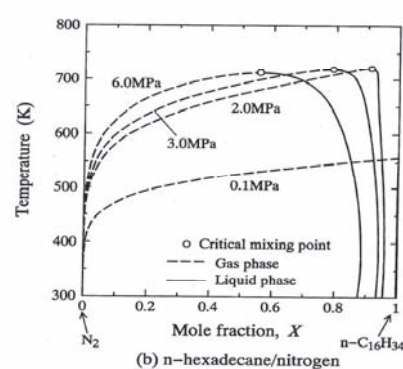
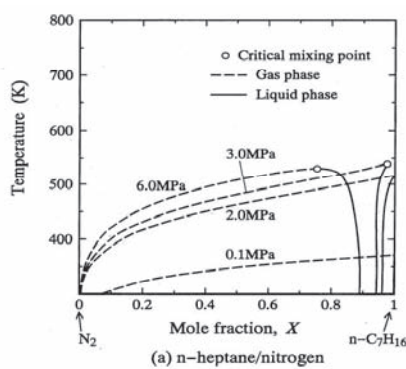
一方，正ヘキサデカンの場合 ($Y_0=1$)，燃料の
臨界圧力を越えても，燃焼時間は単調に減少
し，臨界圧力の3倍程度の雰囲気圧力を越え
ると，増大し始める。

このように揮発性の低い燃料では，臨界圧力
を越えても，燃焼は蒸発過程が律速となって
おり，拡散律速になるには，臨界圧力をはるかに
越える雰囲気圧力が必要となる。



正ヘプタン／正ヘキサデカン液滴における
燃焼時間の雰囲気圧力依存性
(微小重力場)

微小重力場における燃焼現象 4



正ヘプタン／窒素および正ヘキサデカン／窒素系における相平衡ダイアグラム

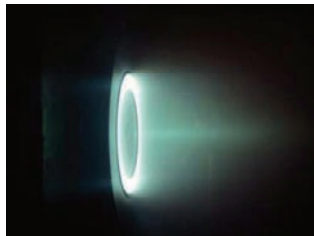
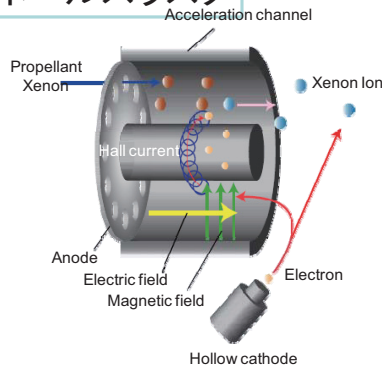
液滴燃料自体の挙動を調べるため，燃料と空気(窒素で代表)の2成分相平衡を考える。
左図からヘプタンが臨界点に達する温度は約500Kであり，右図からヘキサデカンが臨界点に達する温度は約700Kである。燃焼期間中に液滴温度は火炎からの熱を受けて時間とともに増大するが，ヘプタンの臨界温度が比較的低いために，ヘプタンはすみやかに臨界点に達し，燃焼期間中ではヘプタンは臨界状態にあると見なされる。一方，ヘキサデカンは臨界温度が高いため，臨界点に達するまでに時間を要し，雰囲気圧力が臨界圧力以上であっても温度は臨界温度以下の亜臨界状態で燃焼しているため，臨界圧力以上の雰囲気圧力下においても亜臨界圧力下と同様な燃焼挙動となる。圧力が臨界圧力を大きく越えるようになると，ヘプタンと同様に燃焼期間中に臨界点に達し，拡散律速の燃焼を示すようになる(燃焼時間が増加する)。

非化学推進 1

荒川・小紫研究室

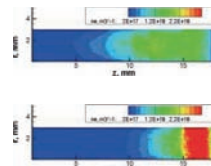


ホールスラスト



光学測定によるプラズマ診断

低放電振動 & 高推進効率の推進機開発



数値解析(粒子法)結果
などから得られた推察
をもとに...

新型推進機実機開発へ

放電室壁面損耗(推進機の寿命)に関する研究

推進剤
イオン



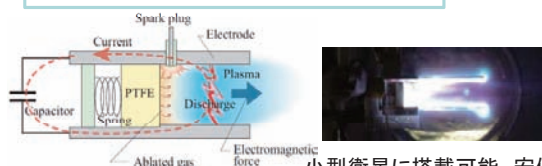
放電室壁面

- 壁面方向にイオンが加速されるメカニズムの解明
 - 壁面損耗料をリアルタイムに、かつ、定量的に計測する手法の確立
- etc.

非化学推進 2



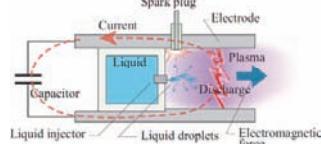
パルス型プラズマ推進機



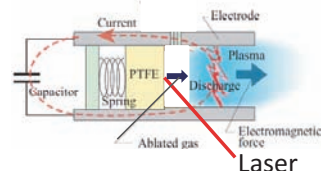
小型衛星に搭載可能、安価
電磁的にプラズマを加速・
排出

推進剤流量の制御

- 液体推進剤の利用

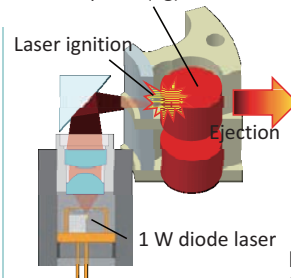


- レーザーアブレーションの利用



レーザー駆動型マイクロ推進機

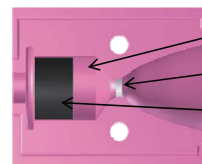
B/KNO₃ pellet (1g)



N級ハイブリッド推進機
固体燃料にレーザーを照射
して着火

燃焼効率の改善

未燃推進剤が効率低下や推力のばらつきの原因と考えられ、解決すべき課題

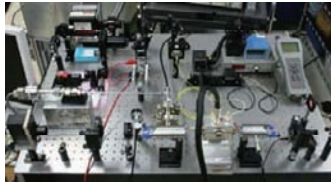


- 推進剤の配置法
 - ノズルクロージャ
 - 他の推進剤
- etc.

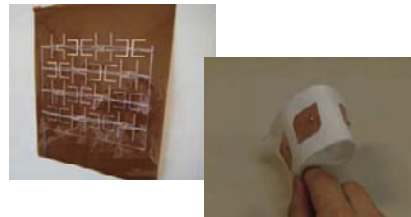
非化学推進 3 JAXAとの共同研究



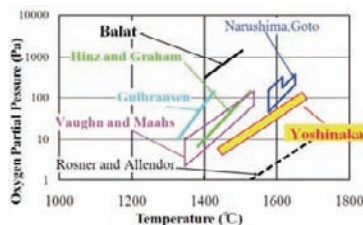
高感度レーザー吸収分光法の研究
(ARD流体グループ)



軽量フレキシブルレクテナの開発
(ISAS佐々木研、客員教授)



宇宙往還機の耐熱材料の試験評価技術に関する研究 (ISAS八田研究室)



マイクロ波ロケット飛行実証実験
(ISAS船木研、戦略開発共同研究)



おわりに



- ・ 東京大学航空宇宙工学専攻で実施されているロケット推進・宇宙推進関連の研究を紹介した.
- ・ 同専攻とJAXA社会連携講座ロケットエンジンモデリングラボラトリーは, 今後も密接に協力しつつ, ロケット推進の基礎研究を継続的に進展させていく計画である.
- ・ 各研究活動に対する関連諸機関のご協力に感謝する.



Overview of Pratt & Whitney Rocketdyne Modeling & Simulation Practices for Liquid Propellant Rocket Engines


New Horizon of Rocket Engine Modeling & Simulation

September 28, 2010

University of Tokyo

Munir M. Sindir, Ph. D.
Director
Engineering Technical Disciplines
Pratt Whitney Rocketdyne
United Technologies Corporation
818 586-1627
Munir.sindir@pwr.utc.com

Pratt & Whitney Rocketdyne



Agenda

- **Rocket Test Video**
- **Liquid Rocket Engine Characteristics**
- **Key Rocket Engine Components**
 - Function
 - Physics
 - Examples of Current Modeling & Simulations Practices
 - Engineering Needs & Technology Gaps
- **Challenges in Rocket Engine Development & Future Direction**

Liquid Rocket Engine Development is Challenging

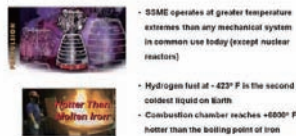
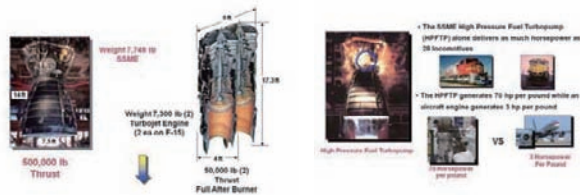


• Tremendous Power Output

3 Space Shuttle Main Engines (SSMEs) produce as much power as 23 Hoover Dams

• High Power Density

Thrust produced by a single SSME is more than 20 F-15 turbofan engines



• Extreme Environment

SSME operates at greater temperature extremes than any mechanical system known to man (from 6000° F in the combustion chamber to fuel at -423° F just a few inches away)

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 4

Attention to Every Detail is Essential

Typical Liquid-Propellant Rocket Engine Components



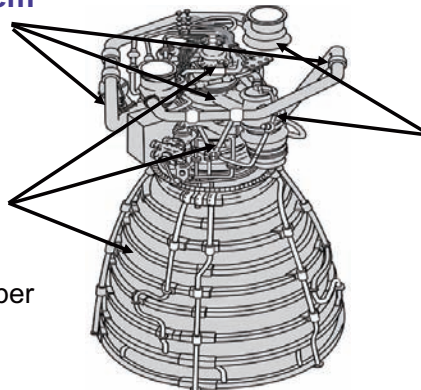
Staged Combustion Engine Cycle (e.g. Space Shuttle Main Engine)

Externals & Feed System

- Manifolds
- Ducts
- Valves

Thrust Chamber

- Preburners
- Main injector
- Combustion chamber
- Nozzle



Rotating Machinery

- Turbopumps (high & low pressure)

New Engine Development Cycle

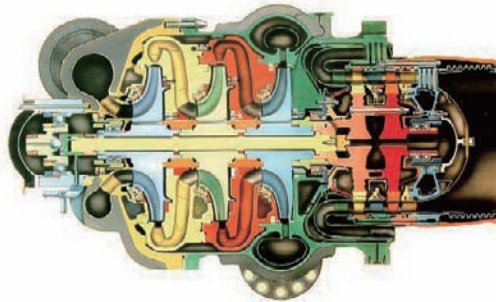
Conceptual Design ~ 2-4 months
Preliminary Design ~ 6-8 months
Detailed Design ~ 12-14 months

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 5

Rotating Machinery



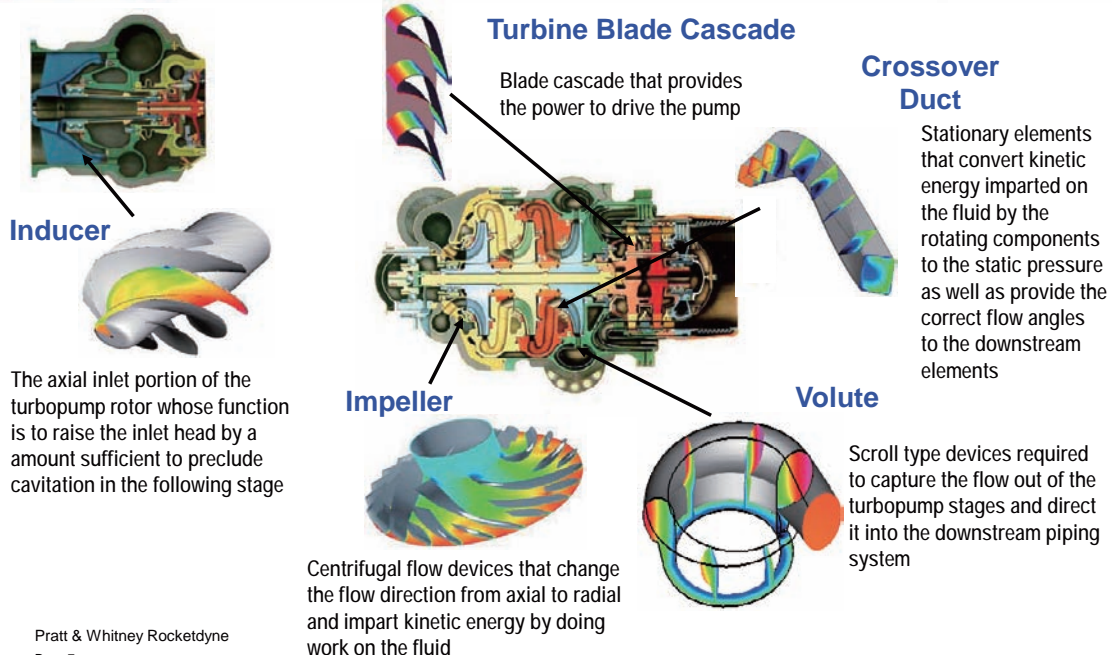
Typical Turbopump Cross-section (SSME HPFTP)



Rocket engine rotating machinery generally consist of pumps driven by turbines (turbopumps). The function of the turbopump is to receive the liquid propellants from the vehicle tanks at low pressure and deliver them to the combustion chamber at the required flow rate and injection pressure.

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 6

Key Turbopump Sub-components



Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 7

Turbopump Physics



Rotating machinery flows are among the most complex internal flowpaths

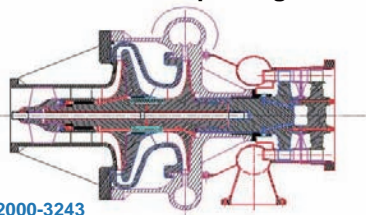
- 3D, large regions of separation, strong flow non-uniformities
- May contain incompressible, subsonic, transonic and even supersonic flows within the same turbopump
- High speeds of rotation (e.g. 38,000 RPM for the SSME HPFTP) create a highly turbulent, and strongly anisotropic flow dominated by vortical motions, separated boundary layers and vortex shedding
- Multiphase flows (cavitation in inducers and liquid-gas mixtures around some types of bearings) are also observed
- Extremely high dynamic loads and thermal gradients (e.g. temperatures change by $\sim 2000^\circ\text{R}$ within a few inches)

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 8

Centrifugal Pump Modeling and Simulation - Aerothermal

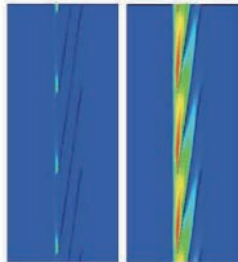


Advanced Pump Designs

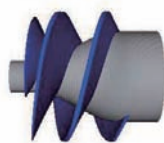


AIAA-2000-3243

Advanced Simulation Capability



Near Tip Vapor Distribution
High NPSH Low NPSH
Pratt & Whitney Rocketdyne



AIAA-2004-2641

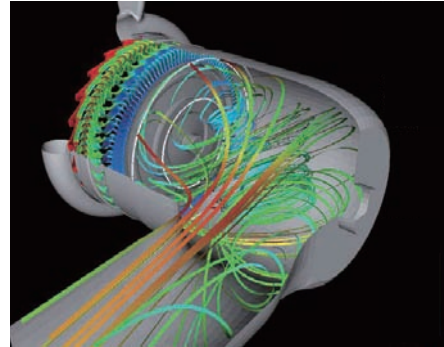
- **High efficiency single-stage and multi-stage centrifugal pumps for high power density applications**
 - SSME, RL-10, J-2X, RS-68
- **Excellent rotordynamic environments**
 - Hydrostatic bearings
 - Long life, high-speed turbopumps
- **Cavitation-free axial inducer research**
 - Active and passive tip-vortex suppression
- **Advanced pump design and simulation tools, DigitalTurbopump**
 - 1-Billion node flow simulation demonstration using commodity hardware, collaboration with Microsoft in 2007
 - Rotor-stator interaction
 - Cavitating flows
 - Coupled propellant tank and feedlines

Page 9

Turbine Modeling and Simulation – Aerothermal

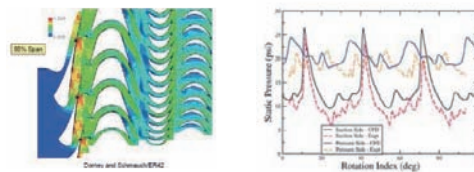


MB-XX Flange-to-Flange Simulation



- Applied to several booster and upper stage liquid rocket engines – validated with multiple data sets
 - SSME, J-2S, J-2X, RS-68, RS-68A
- Advanced turbine design and simulation tools provide advanced analysis capabilities
 - Subsonic and supersonic turbines
 - Fully unsteady rotor-stator interaction
 - Single- and multi-stage analysis
 - Periodic sector and “full-wheel” analysis with large high-resolution computational grids (100 million grid cells)
 - Provides unsteady loading for complementary structural analysis

NASA TPO Validation

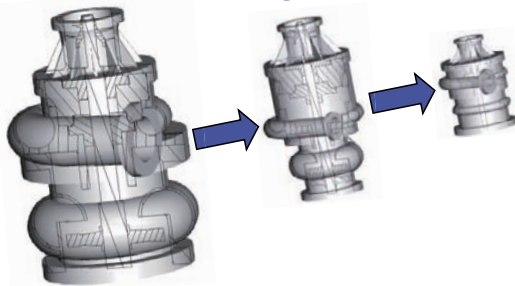


Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 10

Turbopump Modeling and Simulation – Structures & Dynamics



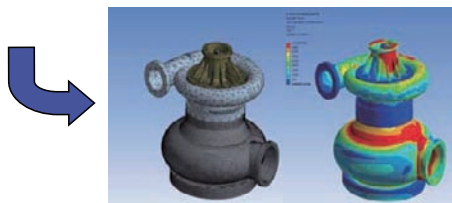
Robust Parametric Design Methods and Tools



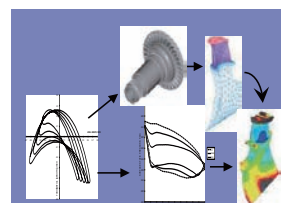
State of the Art Analytical Design Technologies

- Flight validated structural solutions over wide range of rocket engine turbopump pressure & temperature environments
- Unsteady dynamic pressure analysis linked to turbine life prediction for full wheel geometry
- Cavitation free inducer design & analysis
- Efficient turbine damper technologies
- Low leakage seal design & analysis
- Transient load prediction for journal bearings

Rapid 3D Meshing and Stress Analyses



Integrated Pump & Turbine Analysis & Optimization



Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 11

Turbopump Engineering Challenges & Technology Needs



Pratt & Whitney
A United Technologies Company

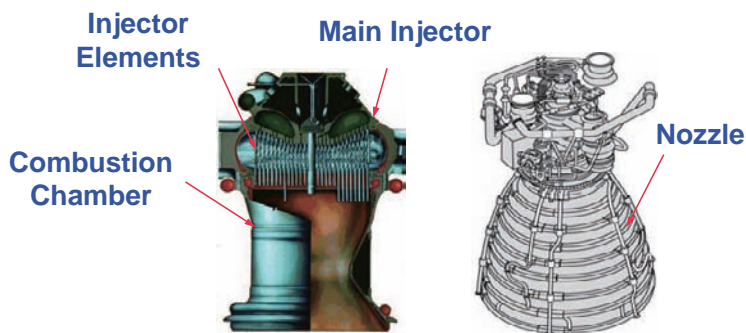
- Ability to rapidly predict the flow and thermal environment in the entire turbopump (a CFD challenge – dynamic grid adaptation; highly efficient solvers for 3D transient mixed flows; workable turbulence models; PC-based parallel computing capability (~ 1000 PCs); and large database management & postprocessing technologies)
- Interfacing CFD predicted flow and thermal environments and loads with stress and structural dynamics codes and material databases to determine part thickness, yield and failure limits, and margins of safety (dual challenge – CFD has to provide what stress needs, stress has to understand CFD's limitations and areas of uncertainty)
- Understanding turbine disk instability mechanisms including acoustic excitation
- Developing a user-friendly methodology to include secondary (thermal) stresses in fracture mechanics analysis
- Acquiring quality test data and experiments to validate models and predictions

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 12

Thrust Chamber




Pratt & Whitney
A United Technologies Company



Thrust chamber assemblies consist of three major components: the injector, the combustion chamber, the nozzle. The injector delivers the fuel and oxidizer to the combustion chamber through gas-gas, gas-liquid, or liquid-gas injector elements. In the combustion chamber, the fuel and oxidizer are injected, vaporized (if necessary), mixed, ignited, and burned. Once the propellants are combusted they can be expanded through a convergent-divergent nozzle producing thrust in the process.

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 13

Thrust Chamber Physics




Rocket engine thrust chamber design provides many challenges

- Spray combustion process encompasses many physical processes of different types, temporal and spatial scales, tightly coupled to each other (two-phase mixing, combustion, turbulence, kinetics, instabilities) making environment definition and modeling very difficult
- Extremely high heat loads require exotic materials and active cooling
- Transient phenomena can lead to severe instabilities in the combustor and nozzle
- Performance and durability issues require trade-offs and limit the design envelope
- Test data are difficult and very expensive to obtain

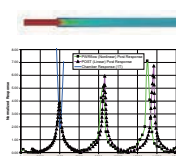
Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 14

Thrust Chamber Modeling and Simulation - Aerothermal

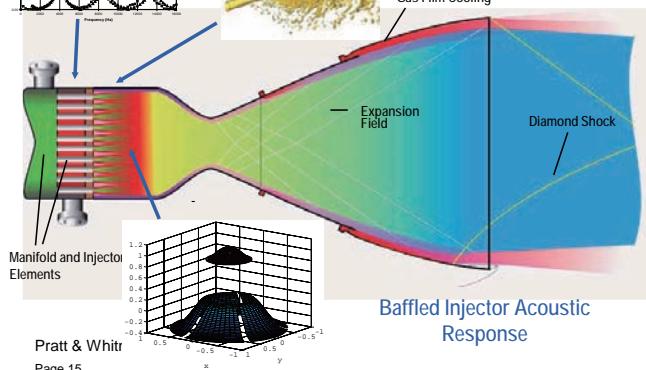


Thrust Chamber Assembly Analysis - Selected Mechanistic Models

Injector Acoustics



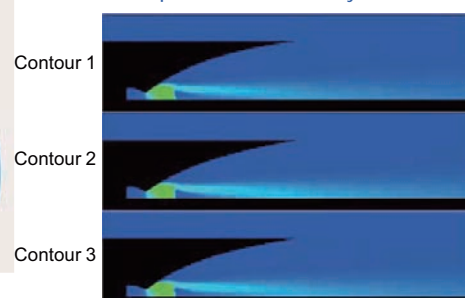
Atomization / Mixing



State of the Art Analytical Design Technologies at PWR

- Computational fluid dynamics (CFD) (mixing, vaporization, combustion & nozzle performance and loads)
- Boundary layer codes
- Gas and liquid film cooling
- Linear stability analyses (baffles, injector, cavities)
- Finite element acoustics
- Igniter design tools
- Thermal protection system analyses
- Disciplined / integrated engineering design processes

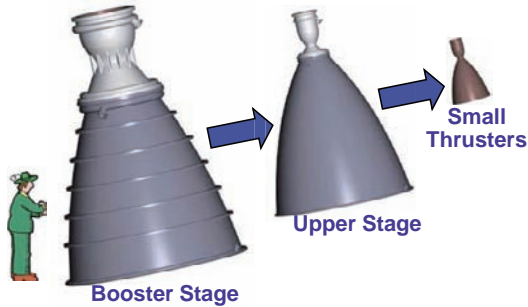
Nozzle Start-up Transient Load Analyses



Thrust Chamber Modeling and Simulation – Structures & Dynamics



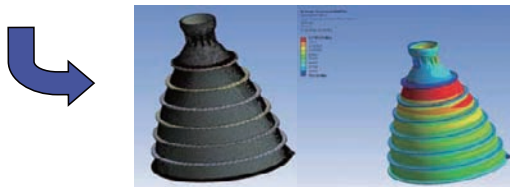
Robust Parametric Design Methods and Tools



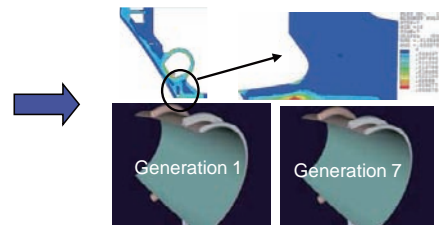
State of the Art Analytical Design Technologies

- Flight validated structural solutions over wide range of rocket engine thrust levels
- Expert structural analysis proficiency in strength, fatigue, fracture, dynamics, creep, plating, brazing & welding
- Large system dynamic interface load and environment prediction for random, sinusoidal, shock and acoustic loading sources
- High frequency accelerometer and strain gage data collection, analysis & storage
- Automated multi-disciplinary analysis and optimization system for nozzle and chamber design

Rapid 3D Meshing and Stress Analyses



Detailed Analyses & Optimization



Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 16

Thrust Chamber Engineering Challenges & Technology Needs

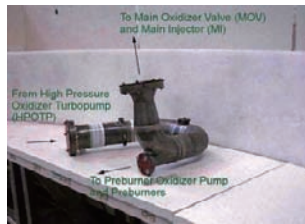


- Ability to rapidly predict the flow and thermal environment in the combustion chamber (another CFD challenge – dynamic grid adaptation; highly efficient solvers for 3D transient mixed flows; workable turbulence models; mechanistic combustion models & correlations; PC-based parallel computing capability (~ 1000 PCs); and large database management & postprocessing technologies)
- Interfacing CFD predicted flow and thermal environments and loads with stress and structural dynamics codes and material databases to select materials and coatings, yield and failure limits, active cooling requirements, and margins of safety (triple challenge – CFD has to provide what material scientists and stress engineers need, and they have to understand CFD's limitations and areas of uncertainty)
- Chamber durability and injector performance
- Combustion stability especially with hydrocarbon based fuels
- Acquiring quality test data and experiments to validate models and predictions

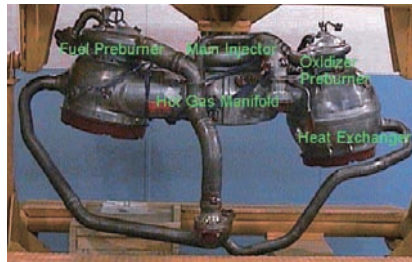
Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 17

Externals & Feed System

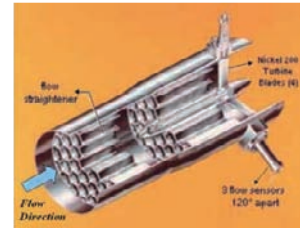
Typical Valves



SSME Hot Gas Manifold (HGM)



Fuel Flowmeter



Propellant Feed System is an assembly of ducts, valves, pipes, and manifolds that deliver the propellants to the turbopumps from the fuel and oxidizer tanks and then from the turbopumps to the combustion chamber.

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 18

Externals & Feed System Physics

These are largely incompressible internal flows in complex geometries

- 3D, large regions of separation, strong flow non-uniformities
- Strongly anisotropic flows dominated by vortical motions, separated boundary layers and vortex shedding
- Two phase (liquid/gas) flows may occur in some valves
- The challenge is to minimize the flow non-uniformities, total pressure drop, and the static & dynamic loads across the system
- The goal is to minimize weight

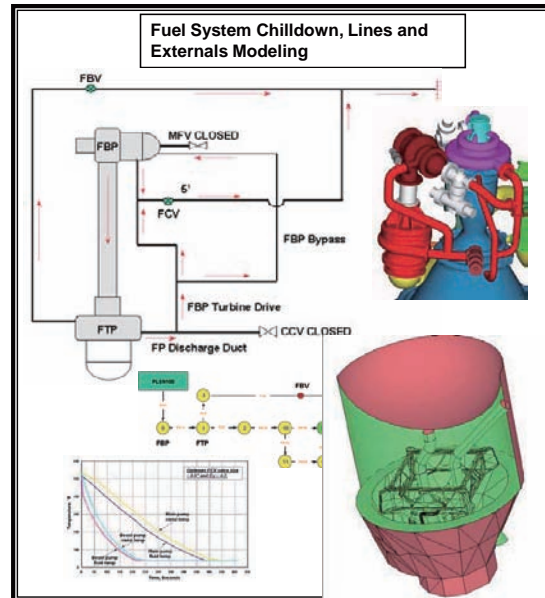
Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 19

Lines/Fuel Systems Controls System Modeling and Simulation



Active and Passive Thermal Control

- **Special purpose, custom programs**
- **General purpose tools- SINDA/FLUINT, Excel**
 - Transient thermal & conjugate hydraulics
 - Built-in pressure drop and heat transfer correlations (SF)
 - Pump performance curves (SF)
 - Capillary devices
 - 2-phase flow
 - Fluid mixtures
- **SINDA/FLUINT enhancements**
 - Process dynamics & control system algorithms
 - Advanced accumulator transient simulation methodology
 - Extended fluid property databases including cryogenic propellants



Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 20

Externals & Feed System Engineering Challenges & Technology Needs



- Ability to rapidly predict the flow environment (a CFD challenge – dynamic grid adaptation; highly efficient solvers for 3D transient mixed flows; workable turbulence models; PC-based parallel computing capability (~ 1000 PCs); and large database management & postprocessing technologies)
- Interfacing CFD predicted flow environments and loads with stress and structural dynamics codes and material databases to determine part thickness, yield and failure limits, and margins of safety (dual challenge – CFD has to provide what stress needs, stress has to understand CFD's limitations and areas of uncertainty)
- Acquiring quality test data and experiments to validate models and predictions

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 21

New Rocket Engine Development Programs Face Many Challenges



- **New engine development is expensive and requires multi-year commitment**
- **Product integrity and performance can not be comprised in any way – especially in human flight**
- **However cost needs to be considered as an independent variable to establish the business case (go, no-go decision on the program)**
- **The design process is still a mix of engineering, science, experience, & art**
- **Since the SSMEs there has been no new flight engine development in the USA for a quarter of a century until the RS-68 engine (first flown in 2003)**

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 22

Critical Issues in Rocket Engine Development - *Technical*



- **System level design and analysis capability**
 - Component level (e.g. turbopump) vs sub-component level design (e.g. impeller) considerations - entire engine being the ultimate goal
 - Fast enough to enable tradeoffs early in the design cycle
- **Efficient and accurate simulation of dynamic flow phenomena and loads**
 - Start-up and shut-down transients
 - Nozzle side loads, structural response to off-design loads
 - Instabilities (combustion and flow driven)
- **Quantification of risk and uncertainty**
 - Tool validation/verification/calibration issues
 - Scarcity of benchmark quality data
 - Limited success in modeling key phenomena (e.g. turbulence)

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 23

Critical Issues in Rocket Engine Development - *Other*



- **Experience base diminishing**
 - Current SOP blends experience, new tools, art and science
 - Experienced resident with key people retired or about to retire
 - Knowledge capture not progressing fast enough
- **Less testing, more modeling**
 - Cost considerations significantly reduce development testing
 - Programs assume first time success
 - No margin for error
- **Rocket propulsion industry is changing**
 - Driven more by the commercial market (fixed cost deals)
 - Global competition
 - Significant investment of Company resources required to stay competitive

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 24

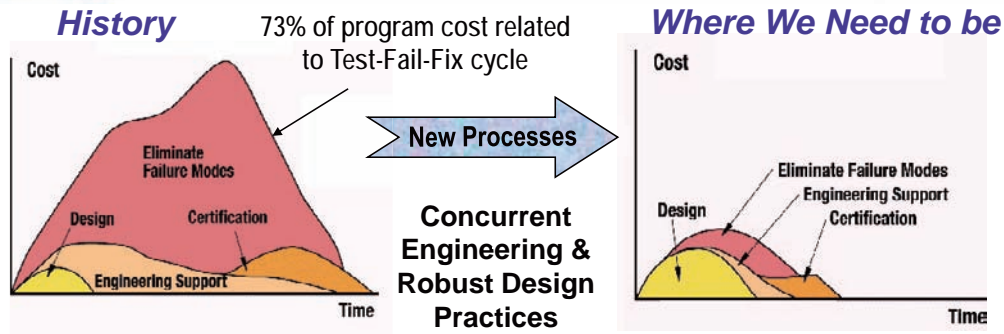
New Processes are Changing the Traditional Design & Analysis Practices



- **Boundaries between design phases are shifting**
 - High fidelity analysis is being pushed earlier into the design cycle due to increased computer speeds and automation
 - Tools from detailed design (3-D CFD and FEM stress) are now being used in preliminary design
 - Preliminary design cycle times for some disciplines are approaching conceptual design cycle times
- **More demands are being placed on system level tools**
 - Operate in scalable heterogeneous computing environments
 - Control expensive analysis codes
 - Support optimization techniques utilizing more variables
 - Guide multiple disciplines

Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 25

New Processes Enhance Engine Reliability while Reducing Development Time and Cost

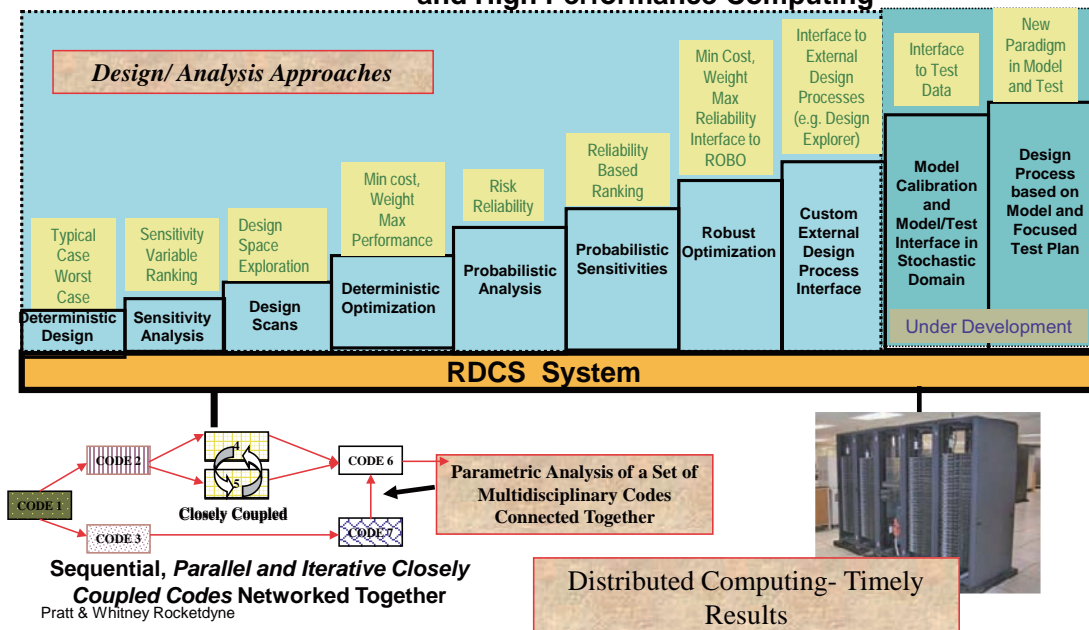


- Streamline design, analysis, & test processes
- Identify all possible failure modes early
- Fully explore the design space
- Account for variabilities
- Quantify risks, sensitivities, margins, system & component reliability

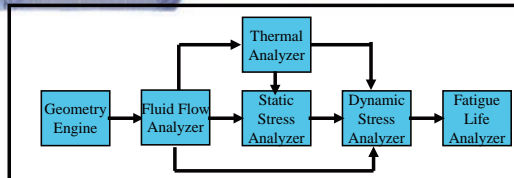
Pratt & Whitney Rocketdyne
Page 26

PWR Robust Design Computational System (RDCS)

RDCS Strength Is *Equal Parts* Design Algorithms, Code Integration and High Performance Computing

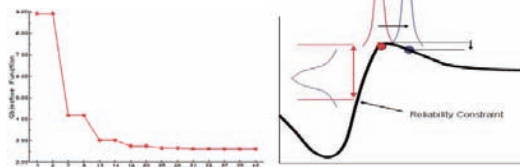


Major Components of Multi-Disciplinary Analysis, Optimization and Design Framework



Automated Multidisciplinary Workflow Modeling

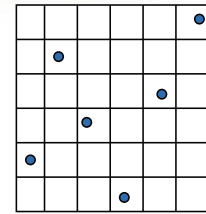
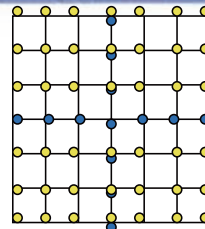
- Significantly reduces the design cycle time
- Captures correlations and facilitates a consistent design



Gradient, Genetic and Robust Design Optimization

- Weight minimization and performance maximization
- Reliability based optimization of designs
- Efficient optimization technologies in multi-dimensional Space

Pratt & Whitney Rocketdyne



A) Partial and Full Factorial Designs B) Design of Experiments

Design Space Exploration

- Systematic evaluation of design alternatives and sensitivities
- Efficient sampling in high dimensional space

High Performance Computing

- Suite of Linux clusters
- Use of high fidelity models
- Parallel computation



ISS Thermal Management System Modeling and Simulation



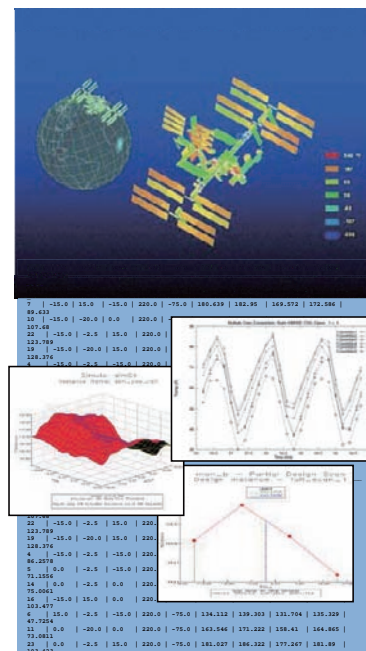
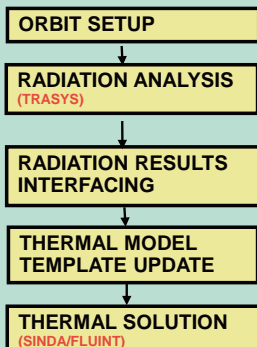
Automated Thermal System for Space-Based Platforms

RDCS (Robust Design Computation System)

- Automated screening parameters:
 - orbit angle
 - altitude
 - ISS orientation angles
- Hundreds of cases with single submittal
- Massively parallel processing

TSC (TRASYS-SINDA Cycle)

- Automated analysis cycle
- Multiple orbit setup tools
- Orbital mechanics
- Environmental heating
- Radiation interchange
- Detailed temperature response



Total Productivity Increase ~ 20:1

Pratt & Whitney Rocketdyne

Page 29



Some Closing Thoughts

- **The future of Space Transportation will be controlled by market forces in military, commercial, scientific applications**
 - Safety and Reliability are essential but cost will be the discriminator (both non-recurring and recurring costs will be considered)
 - Upcoming decision on the direction of the US Space Program is critical
 - New NASA vision seems to favor more international collaboration
 - Global competition will however intensify especially in the commercial market
- **Future development programs will rely heavily on system level thinking, robust design principles, multidisciplinary analysis and optimization, and on the use of high fidelity predictive tools even in the conceptual design cycle**
- **Development testing will be significantly reduced in favor of large scale, high fidelity simulations and virtual engineering practices**

New Horizon of Rocket Engine Modeling and Simulation
September 28-29, 2010, Tokyo

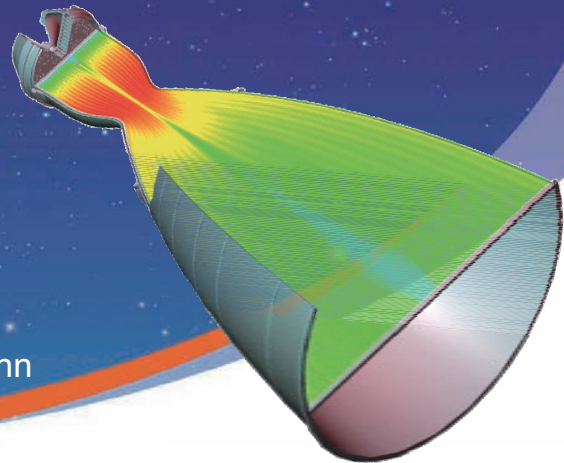
Astrium ST's Liquid Propulsion Heritage and Simulation Capabilities

Oliver Knab

Astrium Space Transportation
Development Launcher Propulsion
Head of System Analysis

TP24-P-157/2010

Astrium Space Transportation, Ottobrunn



All the space you need



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
EADS – The Company

EADS - The step beyond

EADS



Airbus
Airbus Military

Eurocopter

Astrium

Cassidian

European Aeronautic Defence and Space Company

This document is the property of Astrium. It shall not be communicated to the public without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.

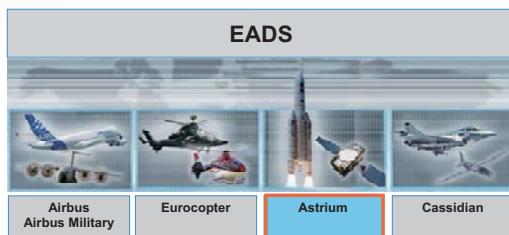
All the space you need
September 2010 p2



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Astrium's Activities within the EADS Group



Astrium Space Transportation

The European prime contractor for civil and military space transportation and manned space activities



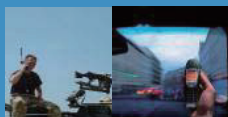
Astrium Satellites

A world leader in the design and manufacture of satellite systems



Astrium Services

At the forefront of satellite services in the secure communications, navigation and Earth observation fields



Astrium:

- 15000 employees in France, Germany, the Netherlands, Spain and the UK
- ranking first in Europe, third in the world
- € 4.8 bn turnover in 2009
- shareholdings in Arianespace (Ariane launcher), Starsem (Soyuz launcher) and Eurockot (Rockot launcher)

All the space you need
September 2010 p3



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

European Access to Space: Europe's Launcher Family

Operator:

Arianespace

Starsem

Eurockot

Arianespace



Ariane 5 ME
(in development)



Ariane 5 ESC-A



Ariane 5
(de-commissioned by 2009)



Soyuz



Rockot



Vega

GTO capability

12 t

10 t

6 t

2.4 t / 3 t

LEO capability

> 20 t
300 km - 51°6

2.5 t / 5 t
1,400 km

1.1 t
700 km

1.5 t
700 km

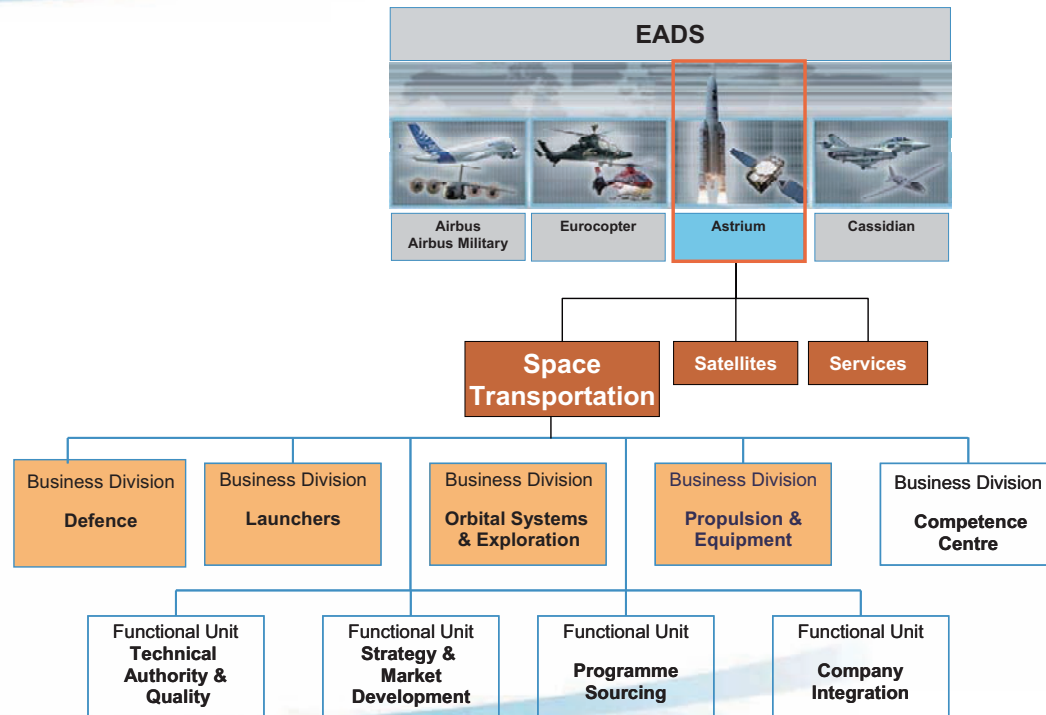
All the space you need
September 2010 p4



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Astrium Space Transportation (Astrium ST)



All the space you need
September 2010 p5



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Astrium ST's Product and Capability Portfolio

- Ballistic missiles, missile defence
- Launchers: Ariane, Soyuz, Rockot, Vega
- Future launchers
- Orbital systems: Columbus, ATV, Operations, Atmospheric re-entry systems
- Propulsion & equipment
- System design, system integration & production



All the space you need
September 2010 p6



Propulsion & Equipment

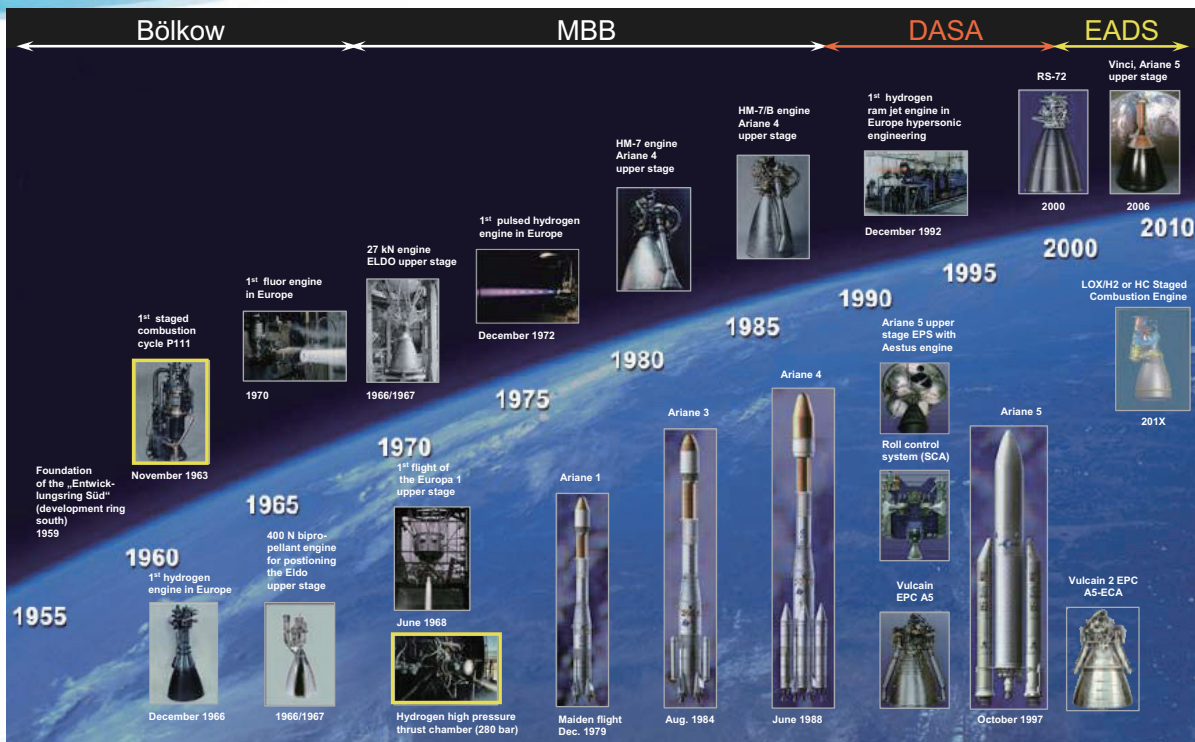
Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
From MBB via DASA to EADS

Year Company

1955	Ludwig Bölkow (helicopter & airplane development)	MBB
1965	Bölkow GmbH (also missiles and space propulsion)	
1969	Foundation of Messerschmitt-Bölkow-Blohm (MBB)	
1981	MBB-ERNO (merger with the Northern Germany space company)	DASA
1989	Deutsche Aerospace DASA (subsidiary of Daimler-Benz)	
1995	Daimler-Benz Aerospace	
1998	DaimlerChrysler Aerospace	EADS
2000	Foundation of EADS (merger of the German DaimlerChrysler Aerospace, the French Aerospatiale-Matra and the Spanish CASA)	
2003	Reorganization of space activities → EADS Space Transportation	
2006	Reorganization of space activities → EADS Astrium	

All the space you need
September 2010 p7

Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Astrium's Propulsion Heritage and BusinessAll the space you need
September 2010 p8

Propulsion & Equipment

 Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
LOX/Kerosene Heritage: The P111 Engine

- Development 1956 – 1967 by former Bölkow GmbH.
- Feasibility demonstration of a LOX/Kerosene, staged combustion cycle, ox.-rich preburner.
- Single shaft turbopump, axially integrated with preburner and main chamber (for interceptor aircraft integration)
- LOX-regenerative cooled main chamber.
- Copper liner with milled cooling channels, electro-deposited copper and nickel close-out for high pressure applications.
- Main performance data:

$$F_{\text{sea}} = 49 \text{ kN}$$

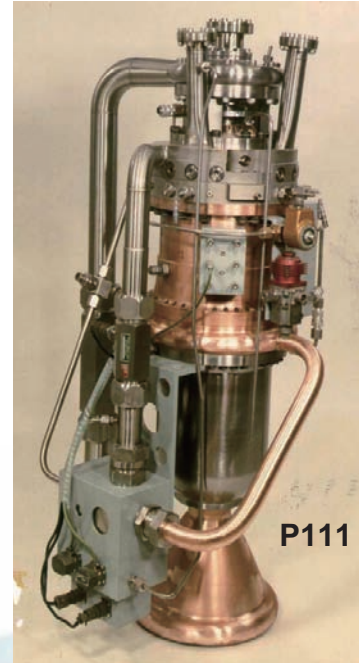
$$p_c = 85 \text{ bar}$$

$$p_{\text{PB}} = 116 \text{ bar}$$

$$\varepsilon_{\text{NE}} = 10.6$$

$$O/F_{\text{MCC}} = 2.7$$

$$T_{\text{PB}} = 920 \text{ K}$$


 All the space you need
 September 2010 p9


Propulsion & Equipment

 Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
LOX/H₂ Heritage: The Bord 1 Thrust Chamber

- Began in early 60s
- Data Exchange Agreement in 1962
- Modified Master Data Exchange Agreement in 1967
- Success of 1968 testing was a key factor in NASA decision to award SSME to Rocketdyne
- Also a key factor in Germany's propulsion industry becoming a European leader in thrust chamber design and production

BORD 1 – BOelkow/RocketDyne

BORD 1 / P320
LOX/LH2 HIGH PRESSURE THRUST CHAMBER

Achievements

- First cryogenic rocket thrust chamber with 4,090 psia (282 bar) chamber pressure - **WORLD RECORD**
- Feasibility of milled copper thrust chamber concept demonstrated with hydrogen cooling
- Feasibility of face-cooled, coaxial injectors at high pressures demonstrated, no film-cooling
- Stable combustion over wide mixture ratio and chamber pressure range

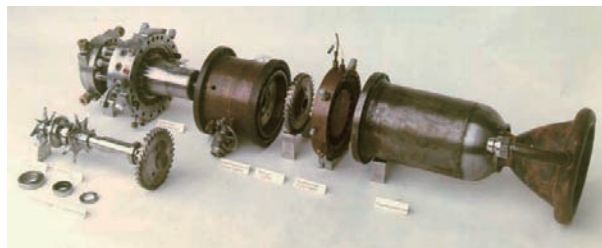
$$F_{\text{sea}} = 130 \text{ kN}, p_c = 283 \text{ bar}, O/F_{\text{MCC}} = 6.0$$

 All the space you need
 September 2010 p10


Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities MBB / DASA Ottobrunn Thrust Chamber Background

- Invention and Patent for Regenerative Cooled Copper Combustion Chamber Liner
- Successful LOX Rich Preburner Staged Combustion Engine Demonstration – P111
- J-2 Engine Coax Injector Technology acquired through Cooperation with Rocketdyne in BORD-1 Program

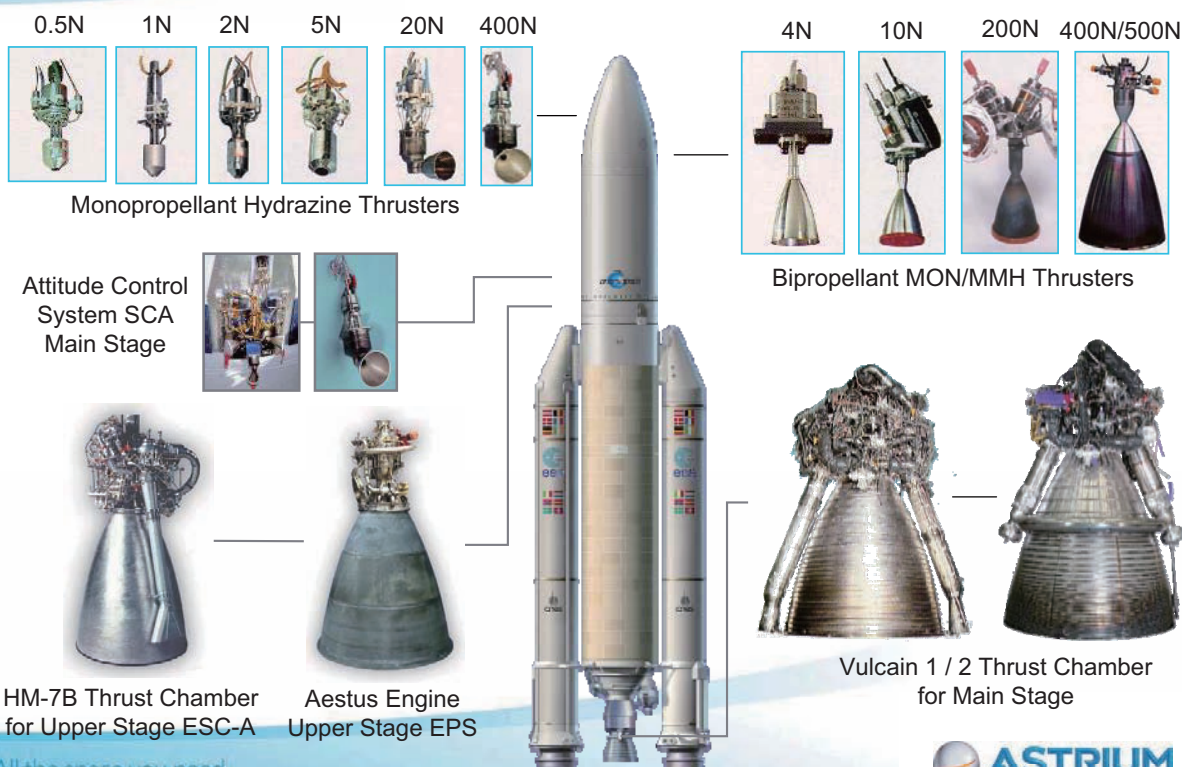


All the space you need
September 2010 p11



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Astrium's Current Rocket Propulsion Portfolio



All the space you need
September 2010 p12



Propulsion & Equipment

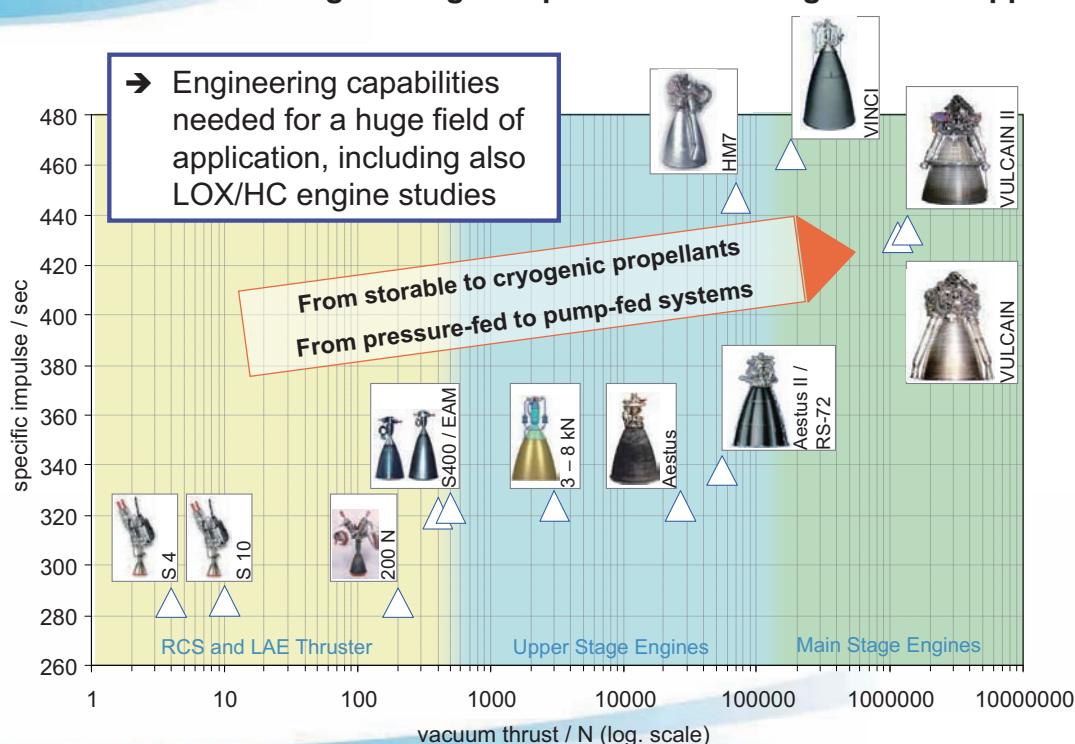
Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Upper Stage Propulsion Pre- and Development Activities

Status	Pre-development	Pre-development	Pre-Development	Development
Engine	3 – 8 kN Storable Pressure Fed Engine	Aestus II / RS-72 Storable Turbo-pump-Fed Engine	ROMEO LOX/CH ₄ Gas Generator Cycle	Vinci Engine Ariane 5 ME Upper Stage
Astrium ST participation	Includes foreseen development, test and production of the engine	Includes foreseen development, test and production of the engine	Includes foreseen development, test and production of the engine	Development, test and production - thrust chamber - LOX/LH ₂ -valves
Thrust	4 – 8 kN	35 - 65 kN	420 kN	180 kN
Propellants	NTO/MMH	NTO/MMH	LOX/CH ₄	LOX/LH ₂
Performance	> 320 sec	> 338 sec	> 345 sec	464 sec

All the space you need
September 2010 p13



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Engineering Competences for a Huge Field of Application

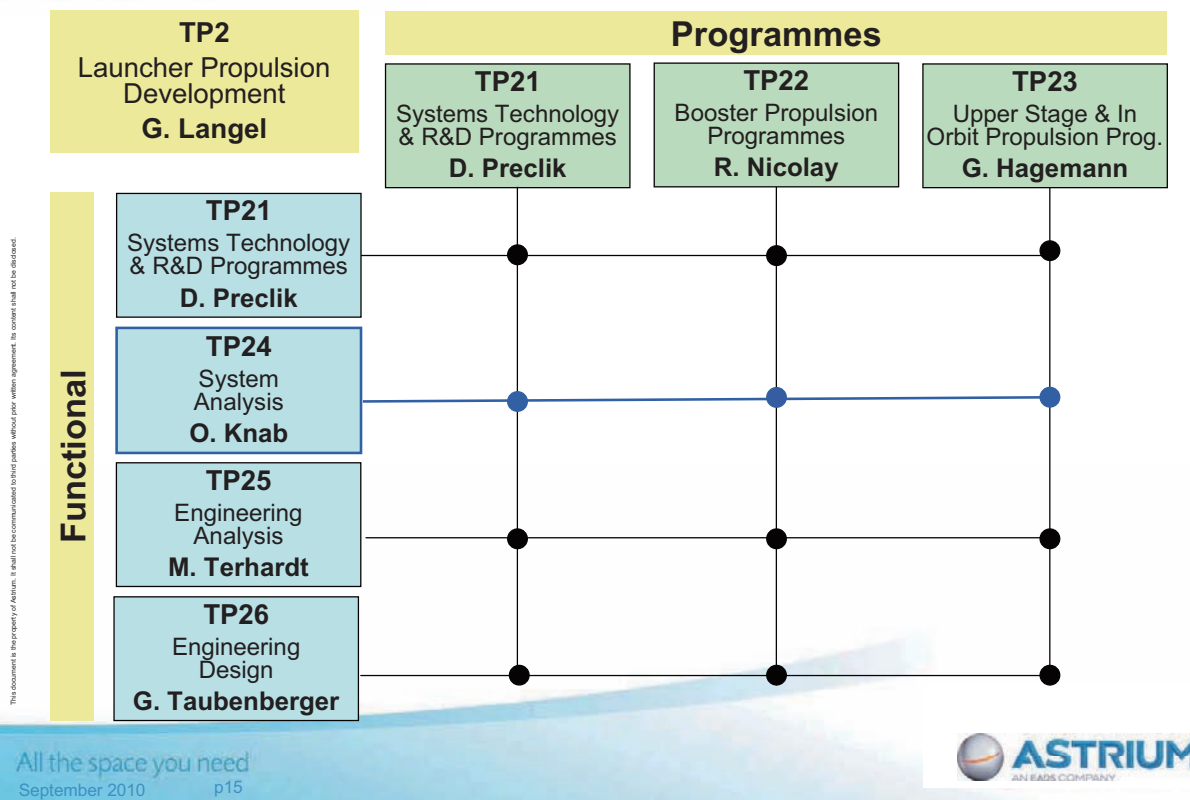
All the space you need
September 2010 p14



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

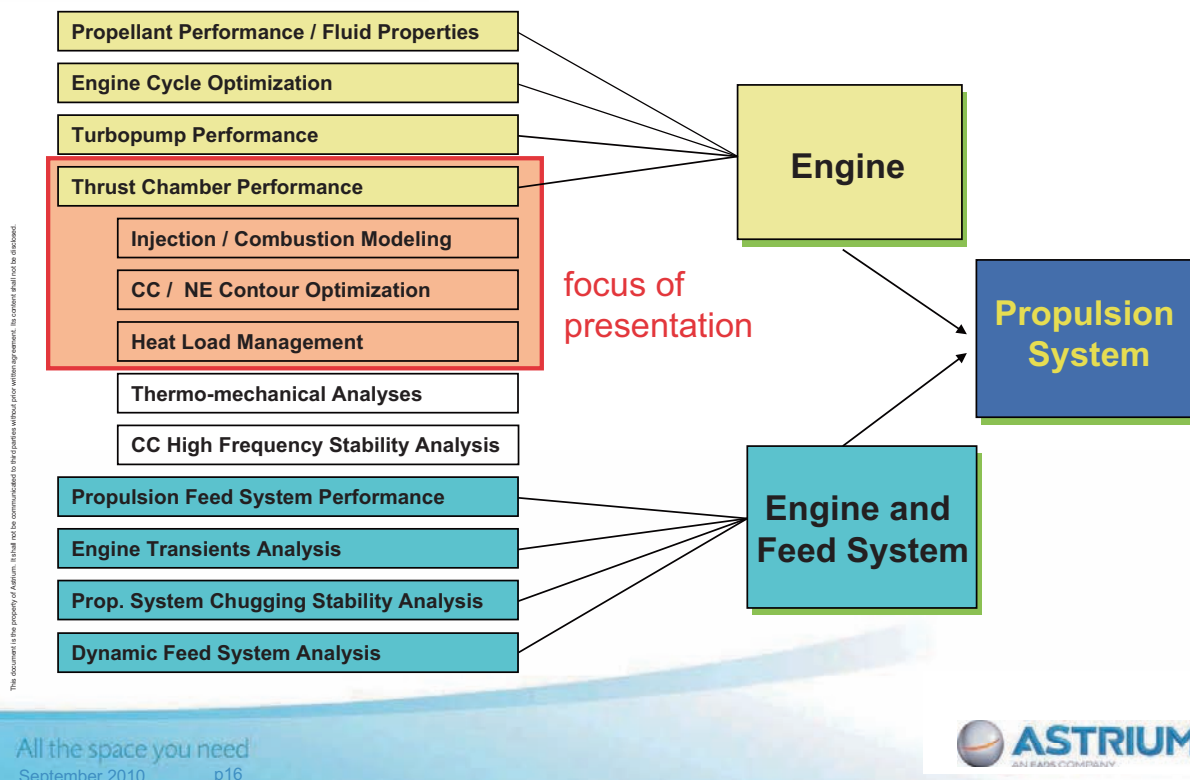
TP2 – Programmes & Functional Responsibility Matrix



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Propulsion Engineering Analytical Efforts

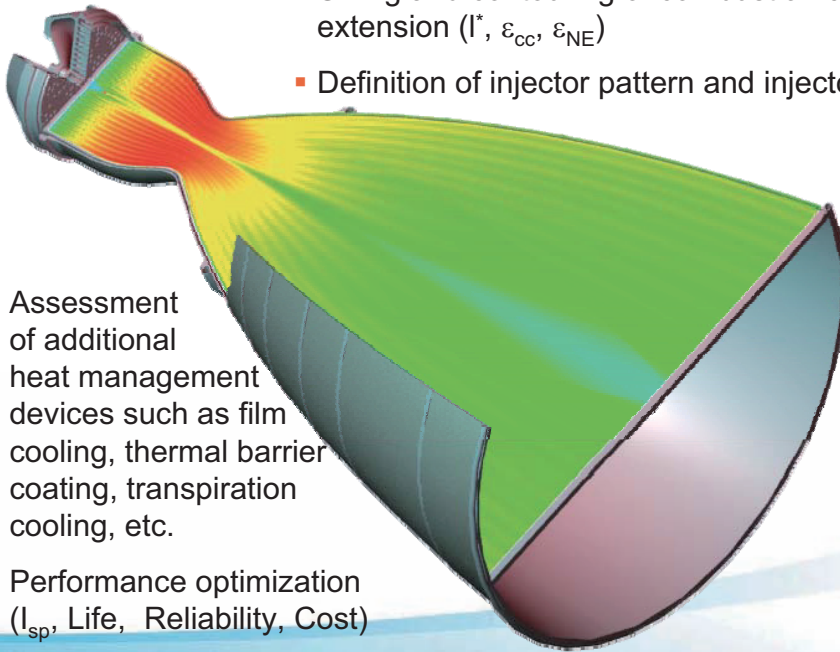


Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Engineering Tasks of a Rocket TCA Responsible

Among others, main engineering tasks during a TC trade or development phase are:

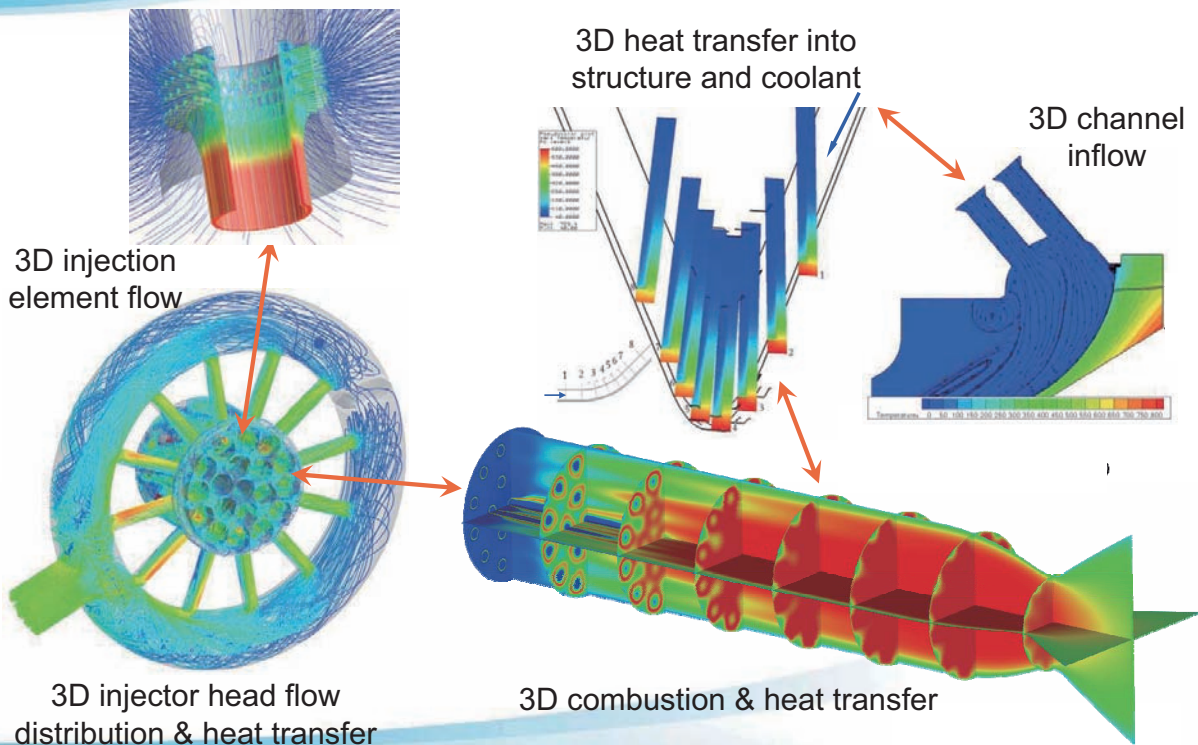
- Sizing and contouring of combustion chamber and nozzle extension (I^* , ε_{CC} , ε_{NE})
- Definition of injector pattern and injector element configuration
- Evaluation of heat transfer into CC & NE cooling circuit and injector face plate
- Tailoring of cooling channels and wall thickness distribution to fulfill pressure budget and life requirements
- Assessment of additional heat management devices such as film cooling, thermal barrier coating, transpiration cooling, etc.
- Performance optimization (I_{sp} , Life, Reliability, Cost)



All the space you need
September 2010 p17

Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Astrium ST's Thrust Chamber Simulation Practices

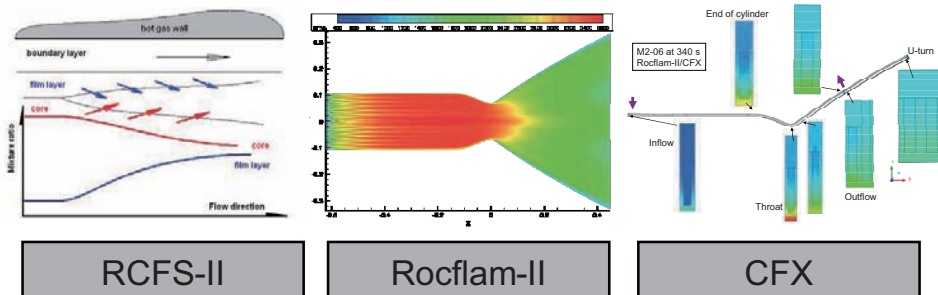


All the space you need
September 2010 p18

Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Astrium's Combustion & Heat Transfer Simulation Tools



Hot-gas side
heat transfer

Coolant- side
heat transfer

Advanced boundary layer
approach, equilibrium
LOX/H₂, LOX/HC,
MMH/NTO chemistry, 2D
flow expansion

Nusselt-type correlations
coupled with 1D/2D
structural heat conduction
computation, analytical
pressure drop modeling

2D/axisym., multi-phase
Navier-Stokes code,
propellant disintegration
and evaporation, turbulent
LOX/H₂, LOX/HC,
MMH/NTO combustion

Restricted to heat
conduction through walls
and radiation cooling to
environment

3D Navier-Stokes code,
dense gas turbulent LOX/H₂
combustion

3D Navier-Stokes code,
fluid/structure coupling, H₂,
CH₄, N₂, H₂O real gas fluid
properties

All the space you need
September 2010 p19



Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

The Rocflam-II Spray Combustion Tool Features

- compressible, sub- and supersonic flows
- $k - \epsilon$ turbulence model
 - 2-layer model or logarithmic wall function
 - compressibility effects
- chemical reaction models
 - multi-step global reaction schemes (turbulence & kinetically controlled)
 - Hydrazine/NTO, MMH/NTO, LOX/H₂
 - Presumed PDF with tabulated equilibrium chemistry
 - LOX/H₂, LOX/HC
 - Air/H₂, Air/Kerosene
 - Air/HTPB, LOX/HTPB
- real gas data
 - down to the injection temperature
 - for temperatures below the boiling/melting temperature: treatment of liquid water and ice as dense gases (quasi-condensation)
- Lagrangian particle tracking (Stochastic Separated Flow model)
 - multi-class, bi-propellant, discrete particle injection and sequential tracking approach
- supercritical LOX & Methane gasification model

- annular liquid film cooling model
- advanced droplet-to-wall / film interaction model
- secondary droplet break-up
- viscous heating, species diffusion
- heat conduction in solid walls & radiation
- porous walls and crack simulation
- standard Jannaf property data base
- coupling with Astrium's RCFS-II code (**R**egenerative **C**oolant **F**low **S**imulation)
- 3D conjugate heat transfer analyses by coupling with commercial CFX CFD software package

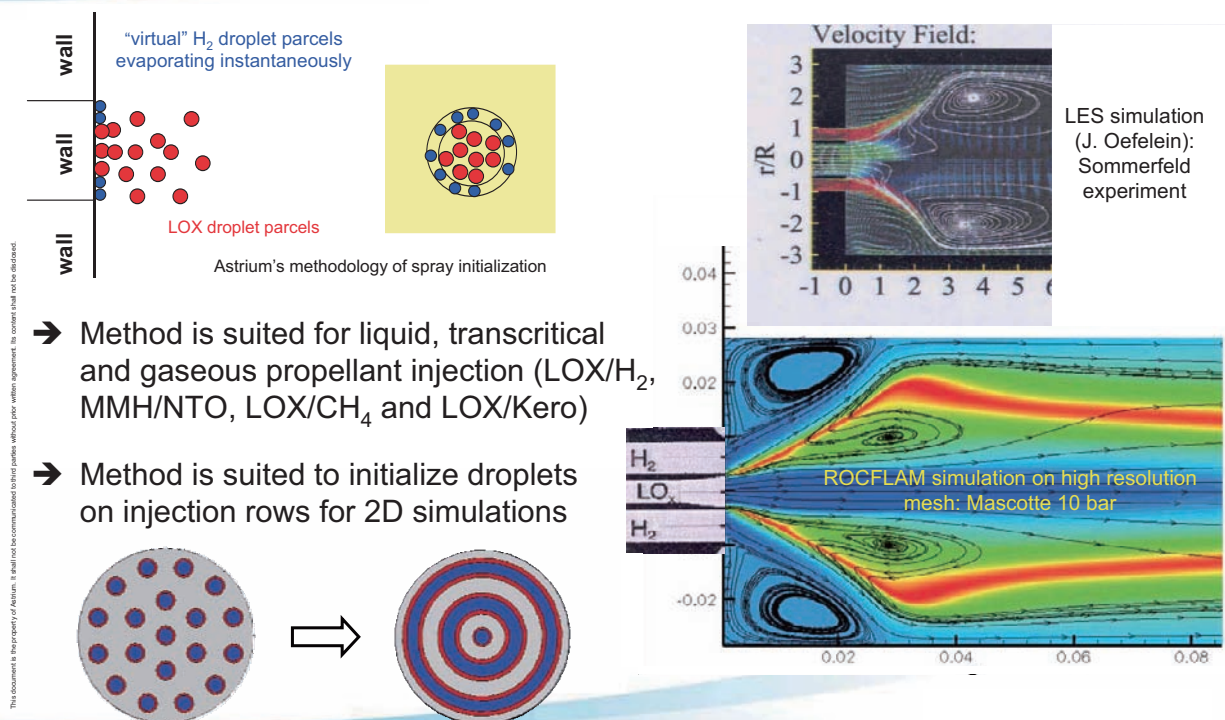
- 2-D, axisymmetric, finite volume
- Favre-averaged Navier-Stokes
- SIMPLE algorithm (pressure correction)
- implicit Stone solver

- structured,
- non-orthogonal
- curvilinear meshes
- multi-block

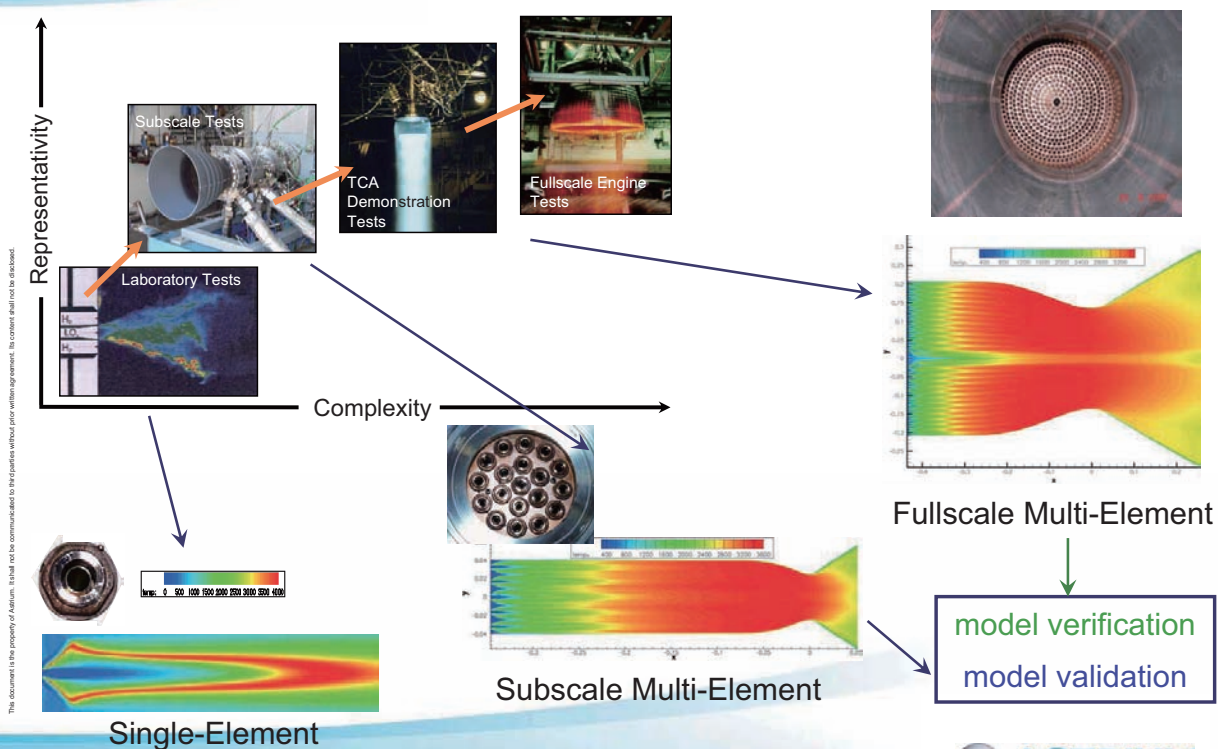
All the space you need
September 2010 p20



Propulsion & Equipment

 Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Key Issue: Droplet/Spray Initialization

 All the space you need
 September 2010 p21


Propulsion & Equipment

 Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Development Philosophy for Hardware & Tools

 All the space you need
 September 2010 p22

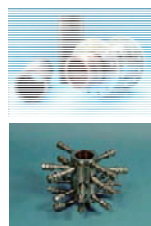

Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Astrium ST's Subscale Thrust Chamber Hardware Portfolio



Objective	Injector Hardware					
	Integral Open Cycle	Integral Expander Cycle	Modular Open Cycle	Integral Staged Combustion	Cooled Faceplate and Igniter Ring	Film Cooling Injector
Performance, C*	X	X	X	X	X	X
Wall Heat Flux	X	X	X	X	X	X
Injection Element Type			X			X
Effect of Film Cooling	X		X		X	
Injector Pattern			X	X		
Number of Injection Elements			X	X		
Faceplate Heat Load				X	X	X
Type of Faceplate / Cooling					X	
Fuel Temperature		X	X	X		
Baffle Elements			X			
Injector Thermal Behaviour			X	X	X	X
H2 / CH4 Injector Behaviour			X	X	X	
Low Frequency Oscillations	X			X		
Injection Velocity Ratio	X	X	X	X		
Recess Length	X	X	X	X		
Element-Wall-Distance	X		X			
Margin Testing			X	X		



Objective / Parameter	MCC Hardware				
	Capacitive	Calorimeter	Integral	Segmented [8]	Modular Liner Monoblocks
Performance, C*		X	X		X
Axial Wall Heat Flux Evolution		X		X	
Global Heat Flux		X	X		X
Effect of Film Cooling		X	X		
Margin Testing	X				
New Start Up Sequences	X				
Risk Mitigation	X				
H2O cooling		X	X	X	X
LH2 cooling		X	X	X	X
L* variation by hardware combination		X	X	X	X
Liner Life Investigation					X
Hot gas wall contour variation		X			X
PLD, APS, VPS thermal barrier coating [8]				X	



Objective / Parameter	NE Hardware				
	Tube Wall +	C/SIC Composite	Ablative Composite	Calorimeter	Cu Monoblock Cone
Flow Separation Characterisation		X		X	X
Material Characterisation	X	X	X		
Axial Wall Heat Flux Evolution		X		X	X
Global Heat Flux	X		X		X
Effect of Film Cooling	X		X	X	
Side loads					X
Phenomenology, Data Base Generation			X		X
LH2 cooled	X				X
GH2 cooled				X	X
H2O cooled			X		
Ablative cooled			X		
Radiation Cooled		X			X
Film cooled	X			X	
Water Condensation					X

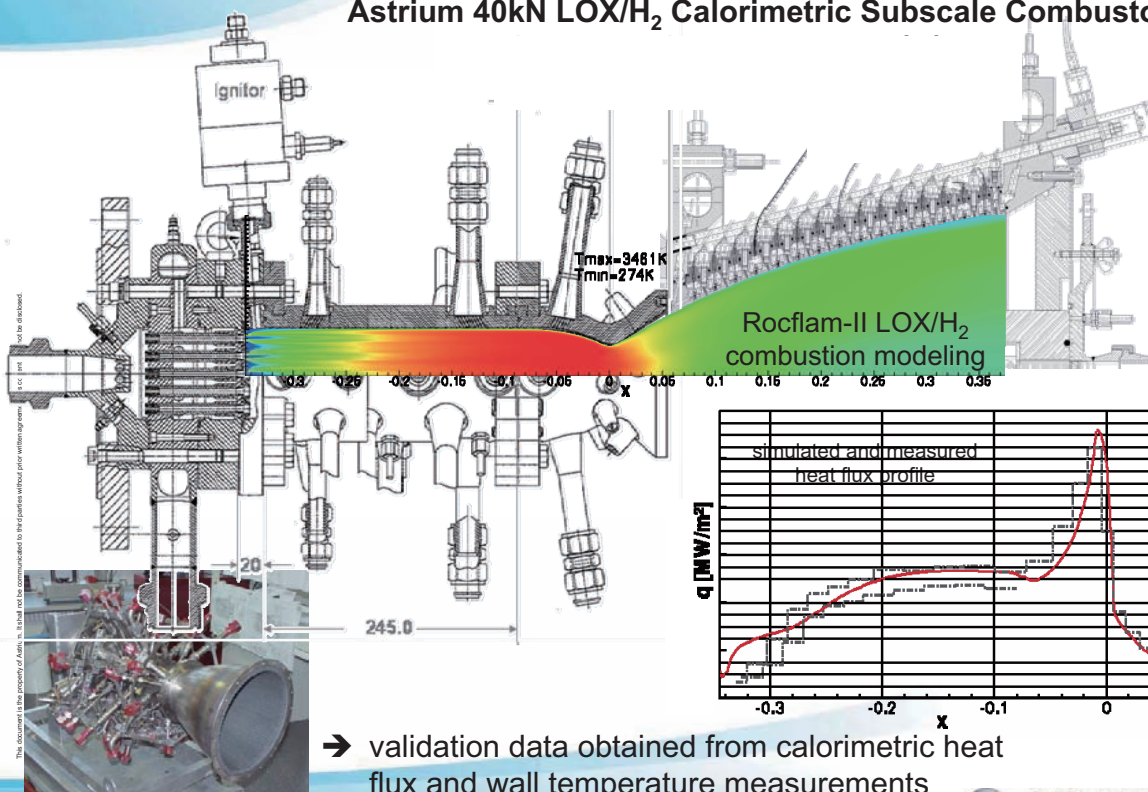
→ a huge data base for model and tool validation is available

All the space you need
September 2010 p23

Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Astrium 40kN LOX/H₂ Calorimetric Subscale Combustor

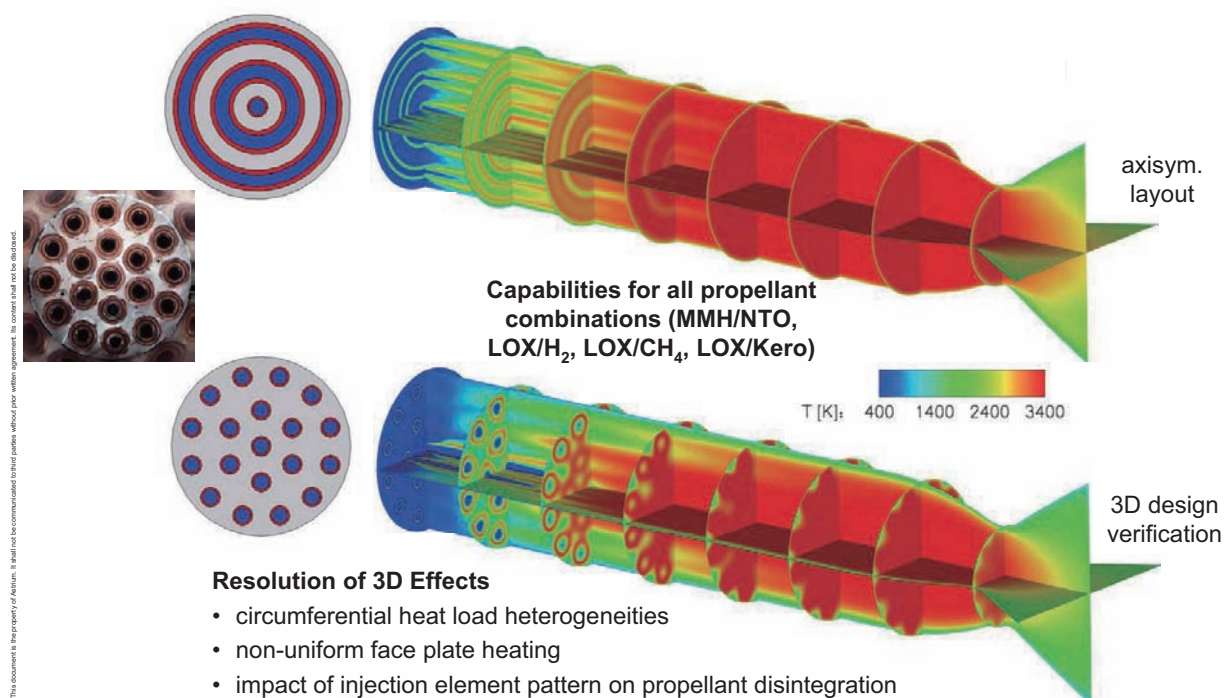


→ validation data obtained from calorimetric heat flux and wall temperature measurements

All the space you need
September 2010 p24

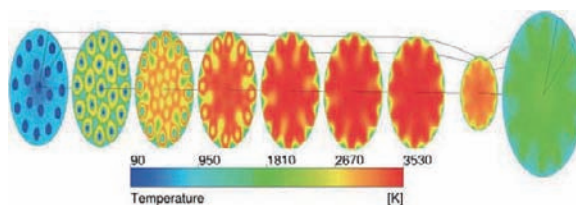


Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities 2D versus 3D Flow Field Resolution

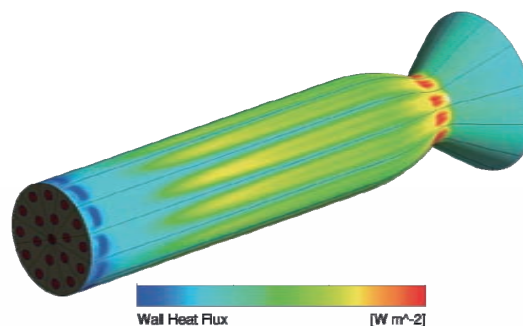
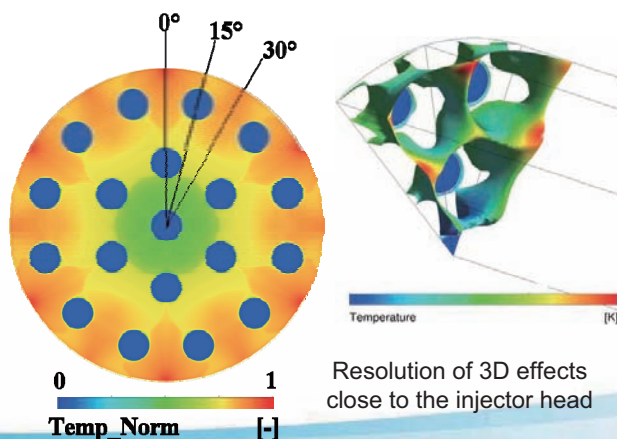


Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities 3D H₂/O₂ Combustion & Heat Transfer Modeling with CFX

- Dense gas approach (single phase) → restricted to transcritical H₂/O₂
- Real gas properties down to cryogenic temperatures
- Flamelet combustion approach
- PPDF turbulent combustion



Resolution of injector pattern on propellant disintegration

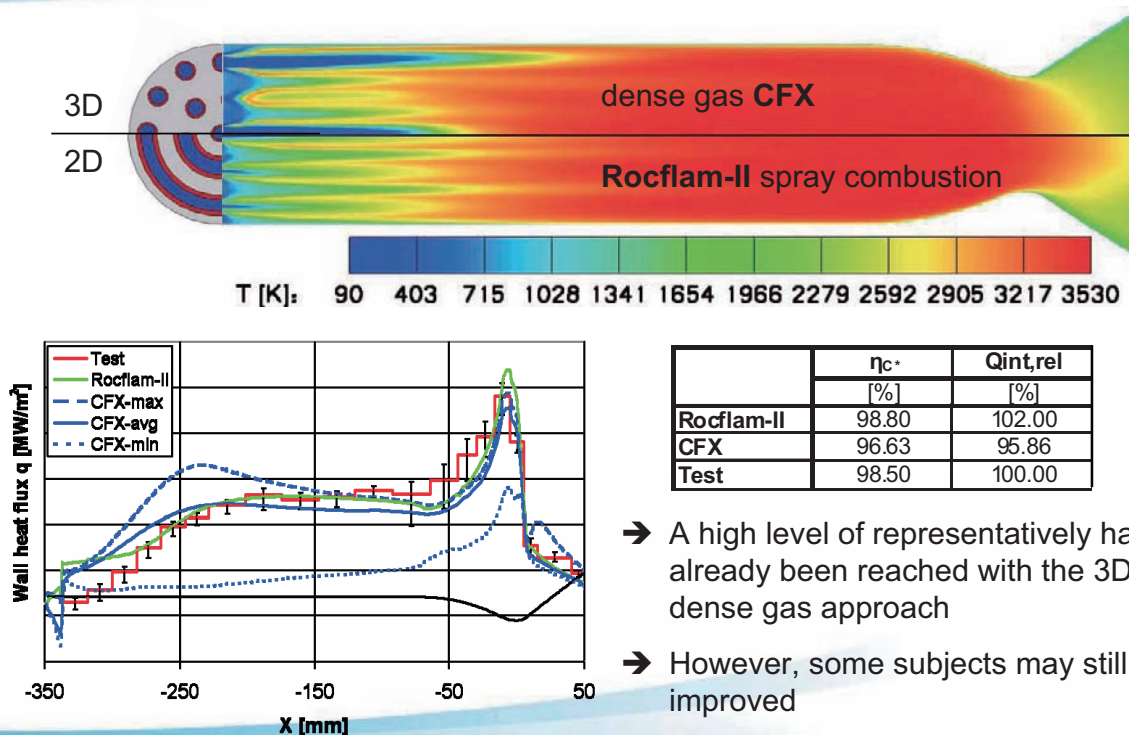


Propulsion & Equipment

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

3D H₂/O₂ Combustion & Heat Transfer Modeling with CFX

This document is the property of Astrium. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.



➔ A high level of representatively has already been reached with the 3D dense gas approach

➔ However, some subjects may still be improved

All the space you need
September 2010 p27



Propulsion & Equipment

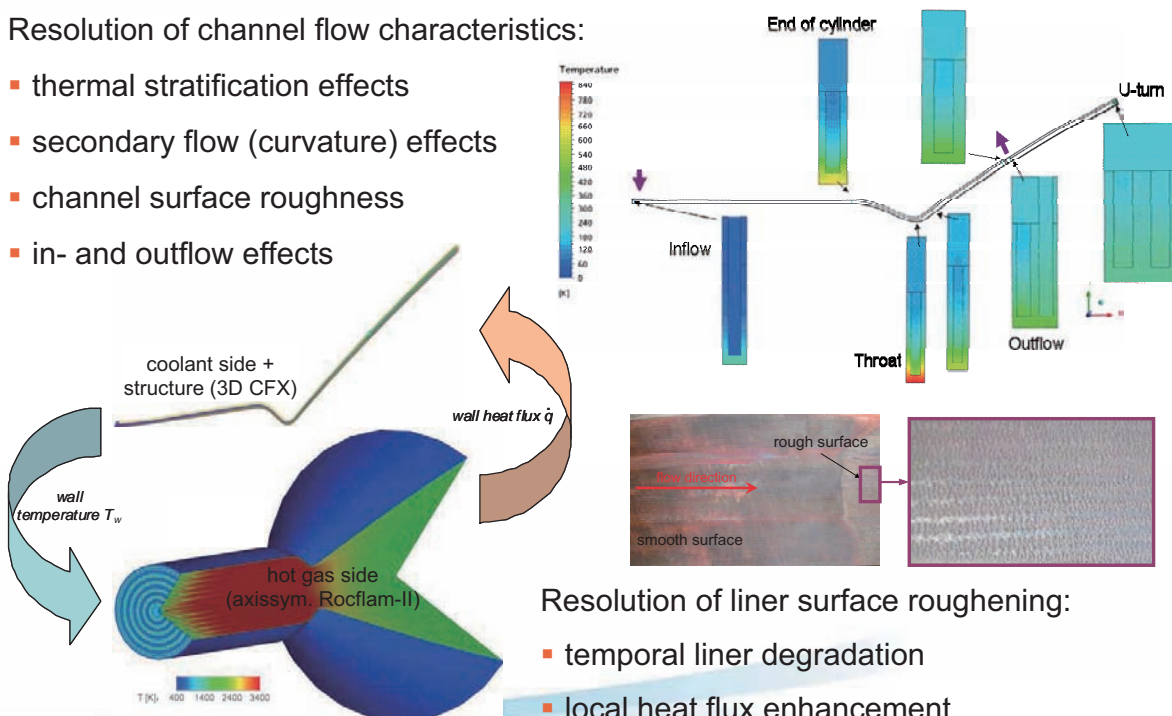
Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities

Coupled Hot Gas Side / Coolant Side Heat Transfer

Resolution of channel flow characteristics:

- thermal stratification effects
- secondary flow (curvature) effects
- channel surface roughness
- in- and outflow effects

This document is the property of Astrium. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.



Resolution of liner surface roughening:

- temporal liner degradation
- local heat flux enhancement

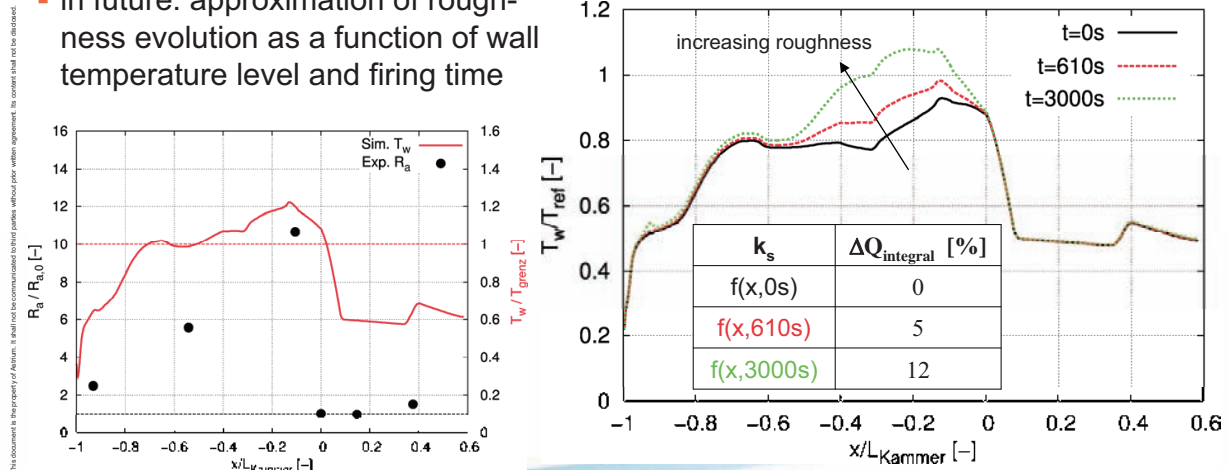
All the space you need
September 2010 p28



Astrum's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Modeling of Temporal Liner Surface Degradation

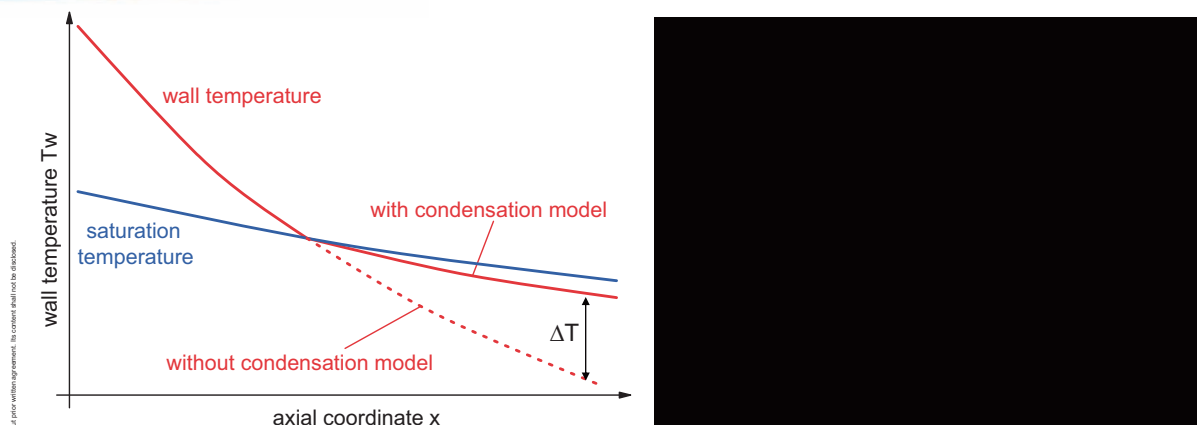
Modeling approach:

- allowing for surface roughness in 2-layer wall turbulence model ($l_\mu = f(R_a)$)
- calibration of wall roughness value to damping factor in turbulent length scale correlation via tube flow simulations and respective experimental data
- in future: approximation of roughness evolution as a function of wall temperature level and firing time



→ essential for accurate liner life prediction !!

Astrum's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Condensation Modeling Along Subcooled Walls



P&W CECE

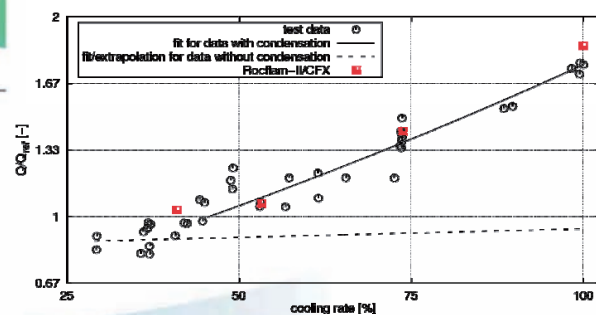
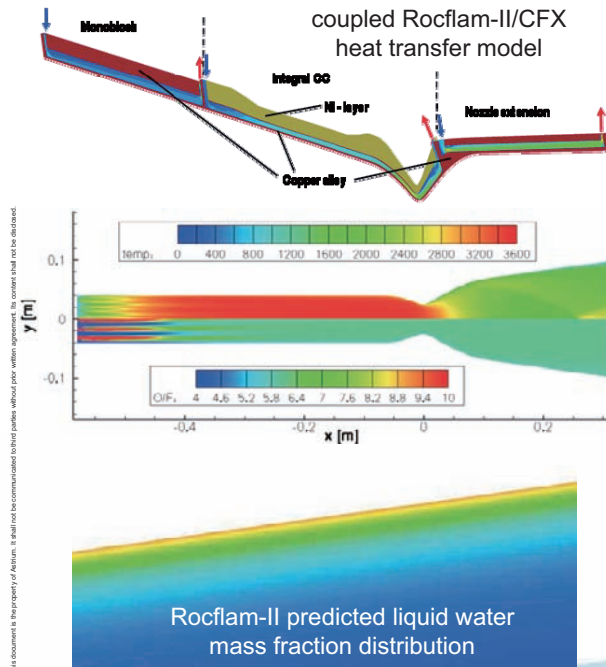
Modeling approach:

- consideration of liquid water and ice species in Rocflam-II chemistry tables
- energetically correct homogeneous mixture (dense gas) model
- coupled hot gas side / coolant side conjugate heat transfer computation

→ essential for accurate heat pick-up computations

Propulsion & Equipment

Astrum's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Condensation Modeling Along Subcooled Walls



measured and calculated heat load enhancement

All the space you need
September 2010 p31



Propulsion & Equipment

Astrum's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Liquid Film Cooling Modeling in MMH/NTO Thrusters

Employed Rocflam-II models:

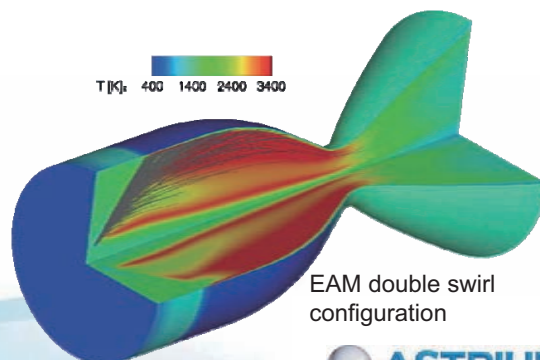
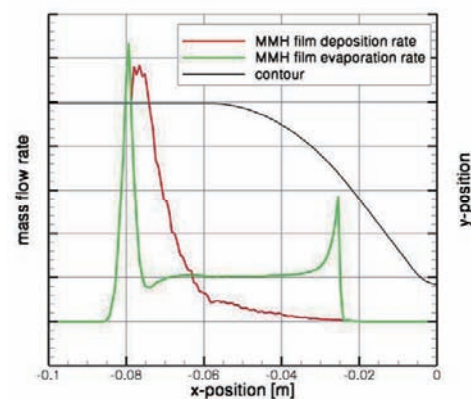
- annular liquid film cooling model
- advanced droplet-to-wall / film interaction model
- secondary droplet break-up

This document is the property of Astrum. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.



S400-15	p_c [bar]	η_{cc} [%]
Test data	10.46	96.5
Rocflam-II	10.74	97.1

- ➔ currently the 500 N EAM thruster is under development
- ➔ Rocflam-II analyses support configuration layout (I^* , ε_{cc})



All the space you need
September 2010 p32



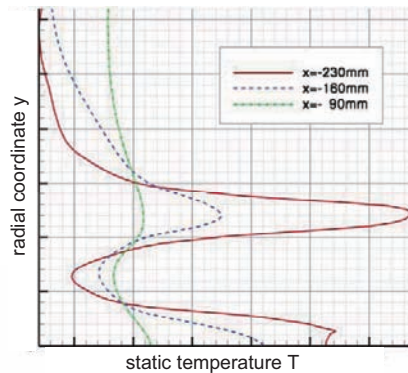
Propulsion & Equipment

Astrum's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Novel Rocflam-II Modeling – Pre-burner & Gas Generator

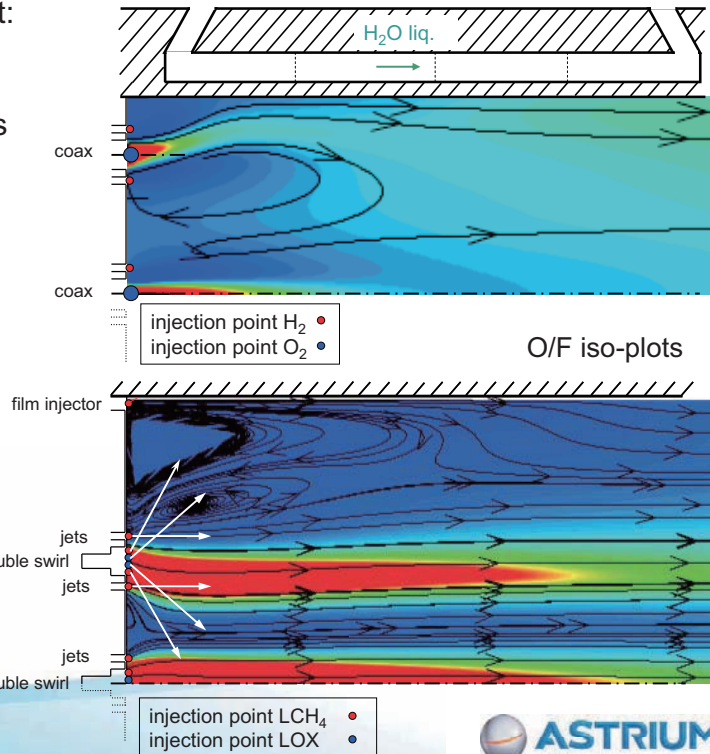
Spray combustion simulations at:

- low mixture ratios
- liquid/liquid injection conditions

This document is the property of Astrum. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.



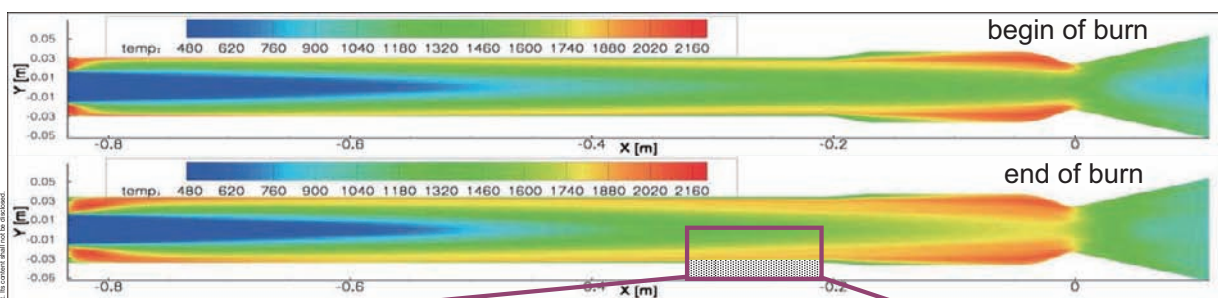
→ essential for thermal integrity justification and quantification of thermal stratification



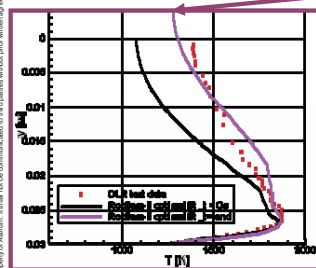
All the space you need
September 2010 p33



Propulsion & Equipment

Astrum's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities
Novel Rocflam-II Modeling – Hybrid PropulsionAir/HTPB combustion including a regression rate wall boundary condition $\dot{r} = f(T_s)$ 

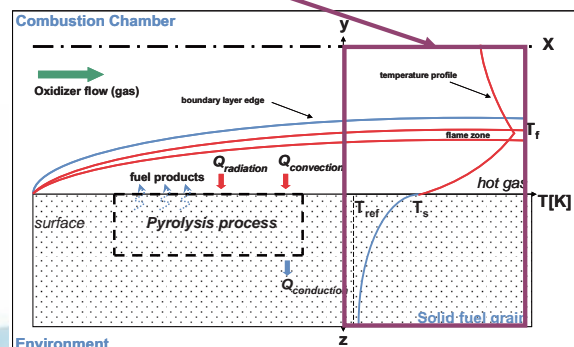
This document is the property of Astrum. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.



Modeling approach:

- 12 species chemistry table
- heat balance pyrolysis model

	m_{tot} [kg/s]	η_{c^*} [-]	p_{th} [bar]
begin of burn	0,9049	0,88	5,8
end of burn	0,9123	0,90	6,1
DLR test	0,9080	0,90	6,0



All the space you need
September 2010 p34



Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Concluding Remarks

... and at the end some thoughts on lessons learned

- understand the physics
- analyze and understand the data
- always think one level up (systems understanding)
- flight loads are not ground test loads
- it's the transients that cause the most trouble, however difficult to analyze
- value engineering judgment over analysis only
- give the talented and unexperienced a chance – they will learn quickly

This document is the property of Astrium. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.

Astrium's Liquid Propulsion Heritage & Simulation Capabilities Acknowledgement

Acknowledgement

The speaker gratefully acknowledges the work of his System Analysis team whose diligent efforts in further tool extension and validation valuably contribute to foster Astrium ST's leading edge rocket thrust chamber expertise.

This document is the property of Astrium. It shall not be communicated to third parties without prior written agreement. Its content shall not be disclosed.

JAXAの目指す ロケットエンジンシミュレーション

宇宙航空研究開発機構
山西 伸宏

JAXAにおけるロケットエンジンシミュレーションの歩み

1999年11月 H-IIロケット8号機打ち上げ失敗

- 2001年 旧NASDA,旧NAL ロケットエンジンシミュレーションの部隊発足
- 当時LE-7Aエンジンで発生した技術課題を中心に研究テーマを設定
 - LE-7Aエンジンノズル横推力シミュレーション
 - LE-7Aエンジンインデューサシミュレーション
 - LE-7Aエンジン起動・停止過渡システムシミュレーション
- 2005年 JAXA情報・計算工学センター(JEDIセンター)の発足
 - 情報技術や数値シミュレーションに代表される計算工学技術をJAXA が中心となって実施する日本の宇宙開発に活かすことで、開発の効率化やロケットおよび宇宙機の信頼性向上を目指す
 - プロジェクト課題対応チームが発足し、プロジェクト支援を通してロケットエンジン設計開発をサポート

ロケットエンジンシミュレーションの現状と問題点

実際の開発における適用事例



現状:

- エンジン開発でCFD等が活用される環境が整った
- LE-7A 液体酸素ターボポンプ改良インデューサ
- LE-5B 改良ミキサー
- 他にも発生した不適合の原因究明で活用

問題点:

- 例: エンジン特有の高速&極低温のキャビテーション現象を捉える物理モデルがなく、CFDによる吸込性能予測は参考程度
- 燃焼試験と同等に扱われるほどの信頼に足り得る精度を出していなかった
- 開発後期での適用が多かったことからコスト低減への貢献度は低かった

三つの解決策

問題を解決するには、以下の三つの取り組みが必要と考える

数値シミュレーションを開発プロセスに直接組み込む体制の構築

- Solution 次期主力エンジンLE-X

数値シミュレーションを活用した設計解析ツールの開発

- Solution JAXA情報化事業「ロケットエンジン設計解析ツールの高度化」

数値シミュレーションに組み込む物理・数学モデルの開発

- Solution 東京大学におけるJAXA社会連携講座

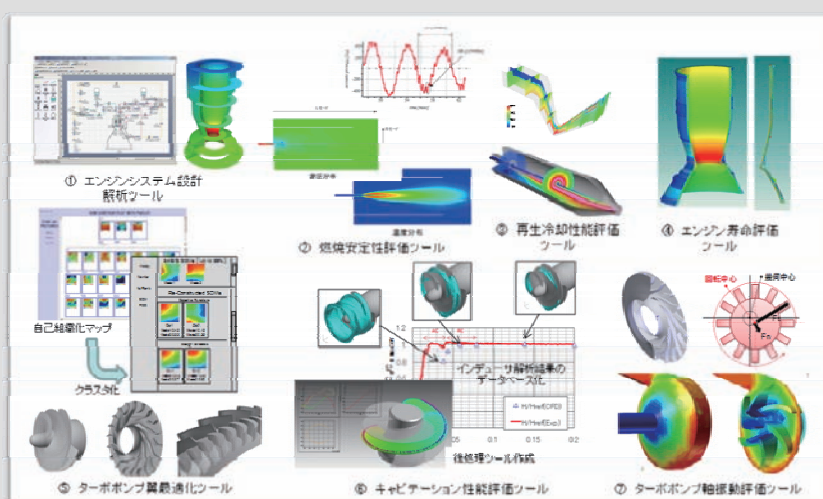
解決策① 次期主力エンジンLE-X

大推力エキスパンダブリード



- 高信頼性開発プロセスの構築
- 高付加価値エンジン技術の獲得
- エキスパンダブリードサイクル
- 真空中推力100～150トン程度
- 真空中比推力430sec程度
- スロットリング機能あり
- 本質安全性, シンプル性, 高い運用性, 低コスト
- プロジェクト概要をJAXA野田氏の講演にて紹介
- 要素試験技術をJAXA富田氏の講演にて紹介
- メーカーの取り組みをMHI小金沢氏, IHI都丸氏の講演にて紹介

解決策② ロケットエンジン設計解析ツールの高度化



- JAXA/JEDIにおける7つの設計解析ツールの開発
- その一部をJAXA谷, 大門, 石原, 清水, CT社Hosangadi氏の講演にて紹介

解決策③ 東京大学におけるJAXA社会連携講座



- 2008年1月に東京大学工学系研究科に設置(幹事専攻:航空宇宙工学科)
 - ロケットエンジン設計解析の基盤技術力の強化
 - 日本のロケットエンジンシミュレーションを世界トップクラスへ
 - ロケットエンジンシミュレーションの物理・数学モデルの開発
- 研究テーマ: 極低温キャビテーション, 高圧噴射・微粒化, 高圧燃焼, 物性・マイクロ現象
- 各テーマを東京大学越先生, 清水先生, 姫野先生, 信州大学津田先生の講演にて紹介

三つの解決策が効果を発揮すれば,数値シミュレーション
はエンジン開発におけるコスト低減,期間短縮,信頼性評価
のキー技術になっているだろう

それはそれで設計開発の大きな進歩と言える

だが,最終的に我々の目指しているものはその先にある

我々の目指すもの:
ロケットエンジン設計開発の再発明
Our Goal:
Reinvent rocket engine design & development

数値シミュレーションは工学的知見の宝庫であり,その可能性は無限に広がる. これを最大限に活用した取り組みは革新(innovation)を起こし,我々の考え方を根本から変えるもの(game changing)となるであろう.

**ロケットエンジンシミュレーションの再発明は
ロケットエンジン設計開発の再発明につながる**

**ロケットエンジンシミュレーションで起きた革新は
ロケットエンジン設計開発を根本から変える**

ところが実際は...
But in reality ...

ロケットエンジンシミュレーションの裏事情

表には出てこないが、担当者の抱える悩み...

スパコン年間運用費=液体ロケットエンジン認定試験シリーズ

- スパコンは100TFLOPS級を想定、エンジンは1段ブースタエンジン級を想定

数値シミュレーションに要する多大な前後処理,計算時間,計算リソース,人的リソース

- 数値シミュレーションは未だに熟練技術者を必要とする

適用範囲外の物理・数学モデルを使用

- 直感(予測)に反するシミュレーション結果が出てくる→結果が信用できない

このままだと数値シミュレーションが試験を代替するのは遠い未来になってしまう。莫大な計算機代を払いつつ、出てくる結果の信頼性が低く、しかも計算に何カ月もかかる解析システムなどは無用に近い。

ロケットエンジンシミュレーションの再発明には

- ・計算コストでの革新($\times 1/100$)
- ・計算速度の革新($\times 100$)
- ・計算精度の革新($\times 100$)

のいずれかが必要となる



本シンポジウムを通じた議論で,我々の目指すべきシミュレーションを探っていきたい

- Overview of Pratt & Whitney Rocketdyne Modeling & Simulation Practices in the Development of Rocket Engines
Dr. Munir M. Sindir (Pratt & Whitney Rocketdyne)
 - Astrium Space Transportation's Liquid Propulsion Heritage and Simulation Capabilities
Dr. Oliver Knab (EADS Astrium)
 - キャビテーション流れのマルチスケール解析
松本 洋一郎 教授 (東京大学)
 - ものづくり分野における最先端シミュレーションの展望
加藤 千幸 教授 (東京大学)
- 東京大学航空宇宙工学専攻におけるロケット推進の研究活動
渡辺 紀徳 教授 (東京大学)

数値シミュレーションは工学的知見の宝庫であり,その可能性は無限に広がる. これを最大限に活用した取り組みは革新(innovation)を起こし,我々の考え方を根本から変えるもの(game changing)となるであろう.

ロケットエンジンシミュレーションの再発明は
ロケットエンジン設計開発の再発明につながる

ロケットエンジンシミュレーションで起きた革新は
ロケットエンジン設計開発を根本から変える

ご清聴ありがとうございます

また,本シンポジウムでの活発な議論をお願いします



JAXA's Engineering Digital Innovation Center


ロケットエンジン開発における 全系解析に向けた取り組み

宇宙航空研究開発機構
情報・計算工学センター
谷 直樹

ロケットエンジン解析技術の新展開 2010年9月


1

LE-X



性能

LE-7A
(H-IIA/B)



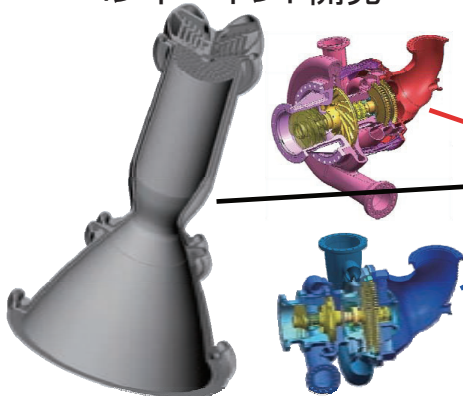
信頼性
性能
コスト

LE-X

2

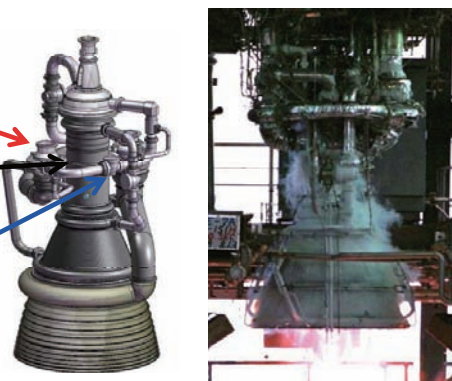
問題点

コンポーネント開発



多くの試験、解析

エンジン試験



少ない試験回数

出戻り

性能未到達
トラブル

開発コスト・期間の劇的な増大！

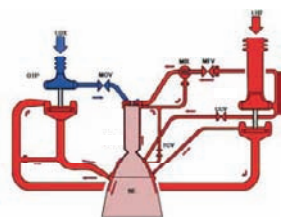
ロケットエンジン

JAXA-JEDI

3

全系解析の意義

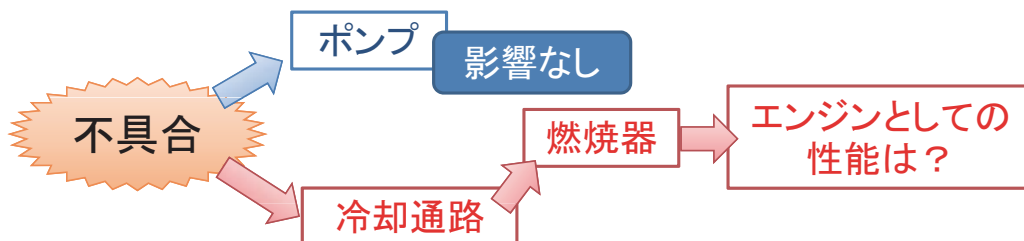
エンジン成立性



期待した性能を満たせるか？
エンジンが形として出来る前に知りたい

エンジン試験の数年前に

不具合伝播



不具合関連の解析を通じて
エンジンを如何に“生かす”か、という知見が欲しい

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI

4

目的

エンジン開発での問題点
エンジン開発においては要素ごとに設計、解析が実施
統合時にはどうなる？

エンジン技術開発としての目的
全体を統合した流体解析により性能・不具合事象を評価する

エンジン全体の流体解析 = エンジン全系解析

数億点の計算規模

ロケットエンジン解析の特殊性

極低温

超臨界

高速流

燃焼

計算技術開発としての目的

解析ノウハウの取得と大規模解析用インフラ整備

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI

5

連携講座との関連

エンジン全系解析

問題点
課題

ロケットエンジン解析の特殊性

極低温

超臨界

高速流

燃焼

極低温キャビテーション

燃焼

噴射・微粒化

物性・マイクロ現象

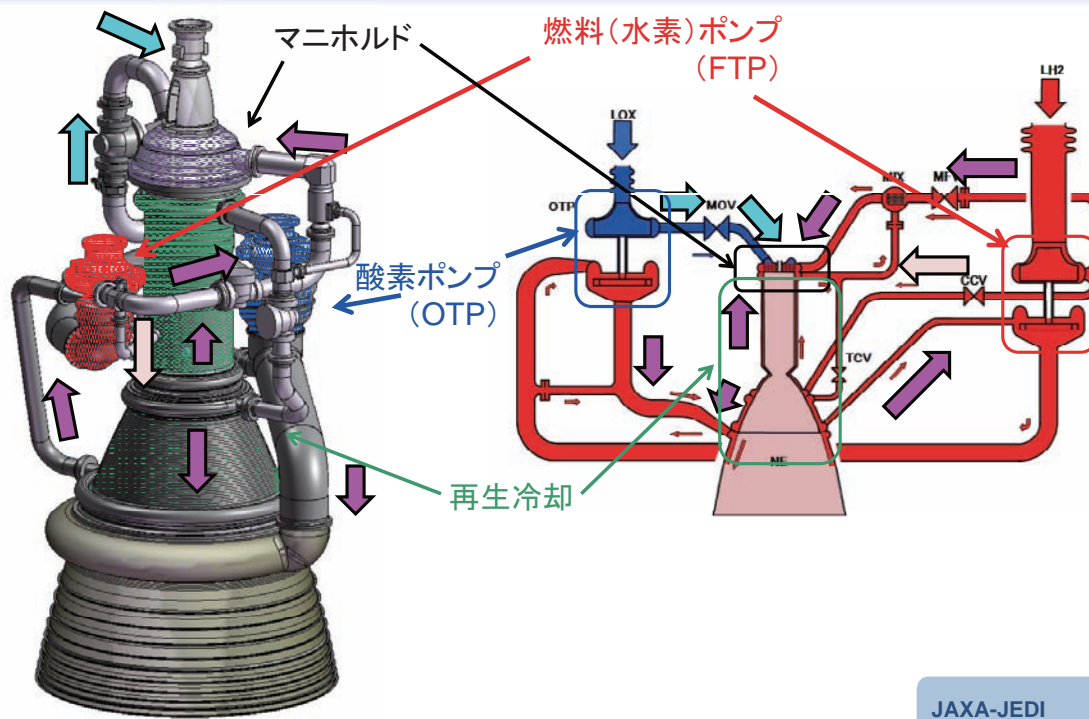
連携講座の成果はエンジン全系解析の
精度向上に集約

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI

6

LE-Xエンジン



JAXA-JEDI

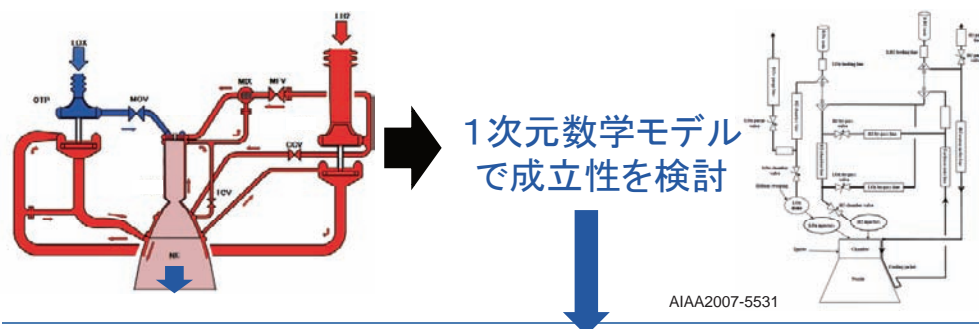
7

エンジン技術開発としての意義

性能評価 & 不具合事象評価

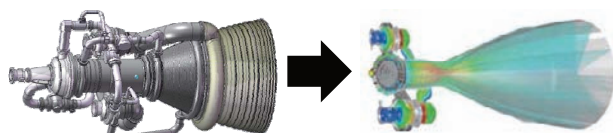
エンジン成立性検証

全系解析によるエンジン成立性検討



3次元的な流れを考えた場合の性能は？

エンジン全系解析でより高精度に評価



ロケットエンジン解析技術の新展開

性能未達成の
リスク軽減

JAXA-JEDI

9

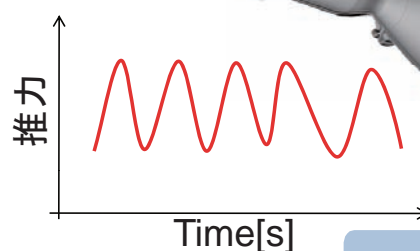
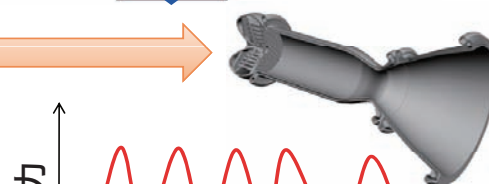
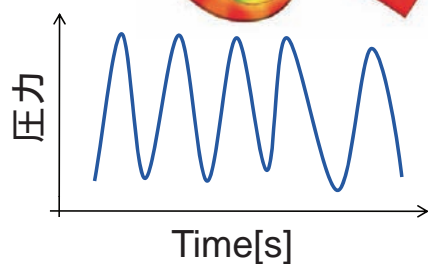
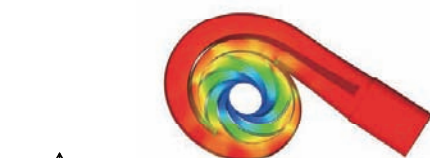
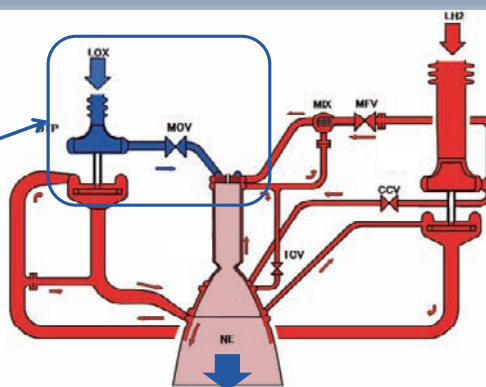
懸念される不具合事象の例 1

圧力脈動

ポンプ脈動による影響

酸素系……短い配管

エンジン推力への影響大



ロケットエンジン解析技術の新展開

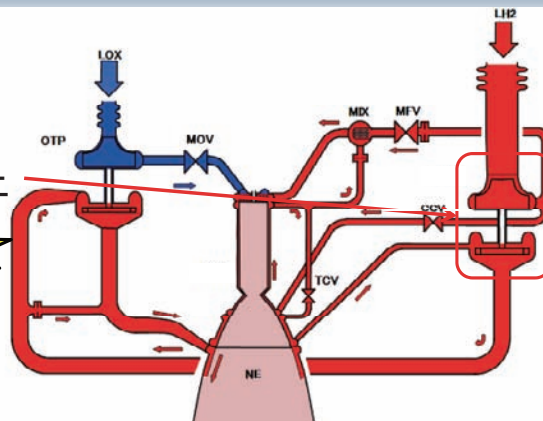
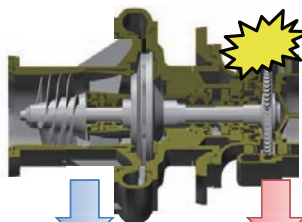
JAXA-JEDI

10

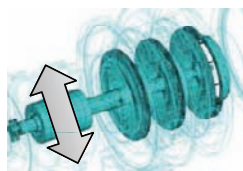
懸念される不具合事象の例 2

部品飛散による影響評価 特に回転系

水素ポンプ: 毎分40000回転以上



回転体への影響



回転安定性
昇圧性能
など

エンジン性能への影響



推力
比推力(燃費)
流路閉塞など

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI 11

計算技術開発としての意義

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI 12

解析技術としての問題点

CFD解析時の問題点

ポンプ入口:液体 低速流

再生冷却:超臨界 中～低速流

ノズル・タービン:気体 高速流



混在した状態での解析

広い物性範囲

低速～高速流の混在

数百気圧
700K

数気圧
20K

数m/s

数千m/s

数値解析技術の確立と検証 課題の抽出

ロケット

JAXA-JEDI

13

大規模解析における問題点の把握



データ転送

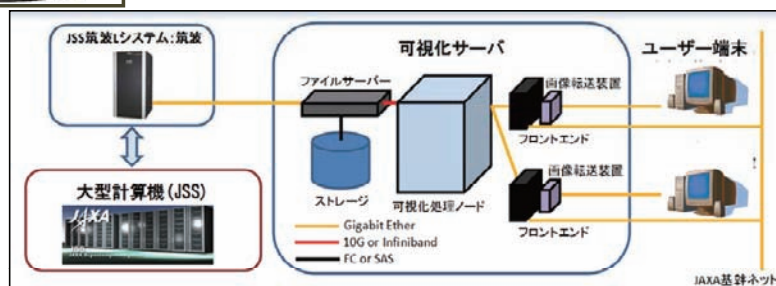
解析時間

数億点規模

結果
可視化/評価

解析データ
作成

日常的に実施するのに必要な環境が必要



大規模解析用インフラ整備

ロケット

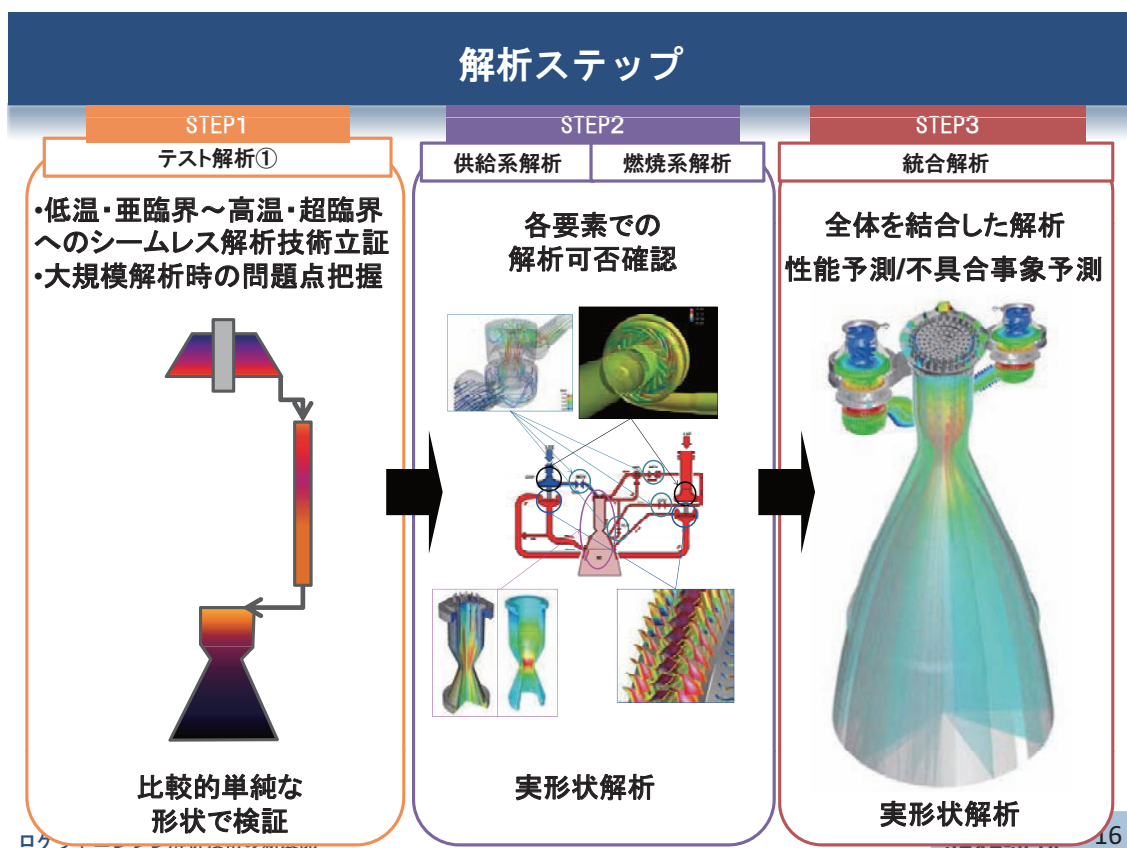
JAXA-JEDI

14

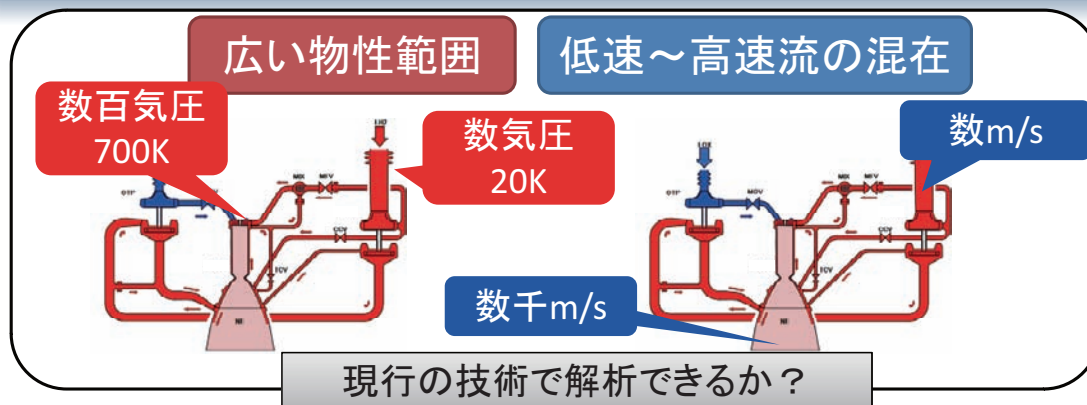
解析状況

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI 15

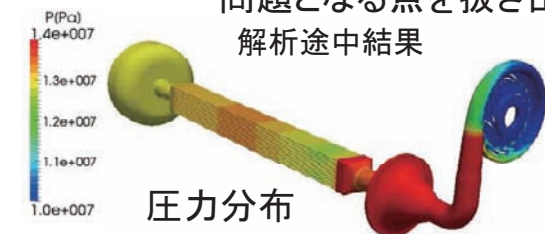


テスト計算

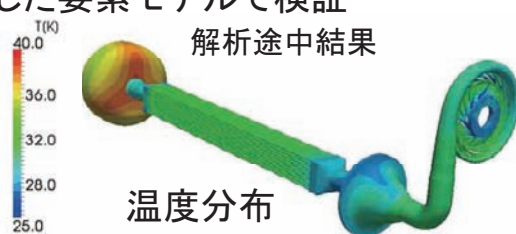


問題となる点を抜き出した要素モデルで検証

解析途中結果



圧力分布

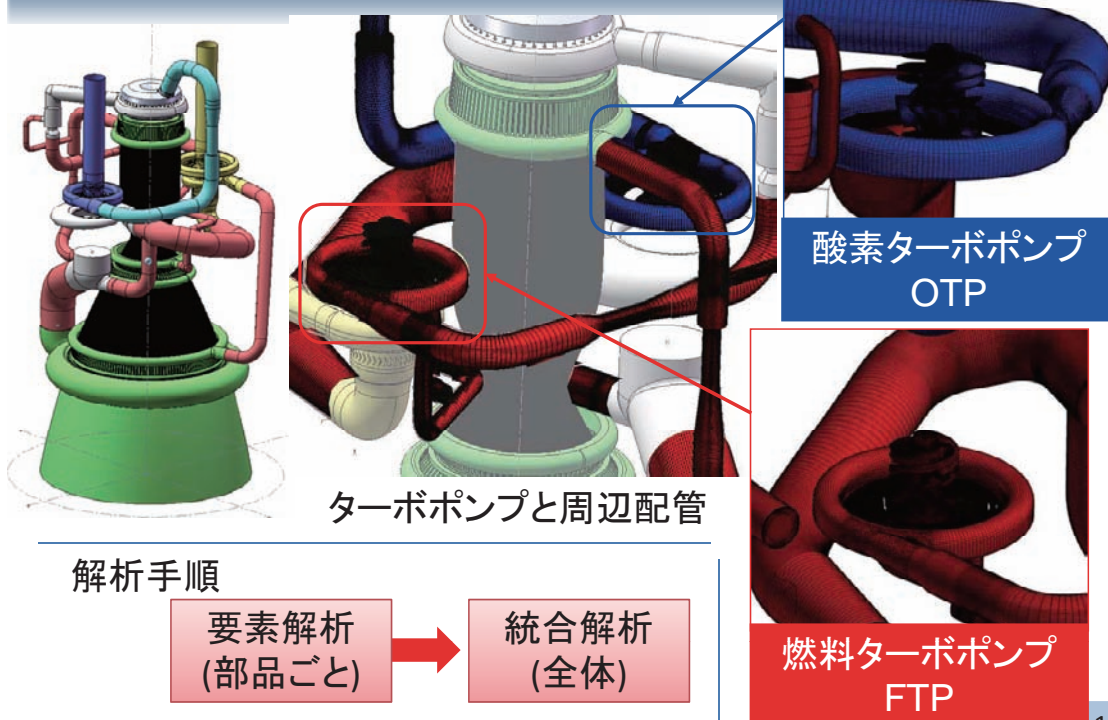


温度分布

ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI 17

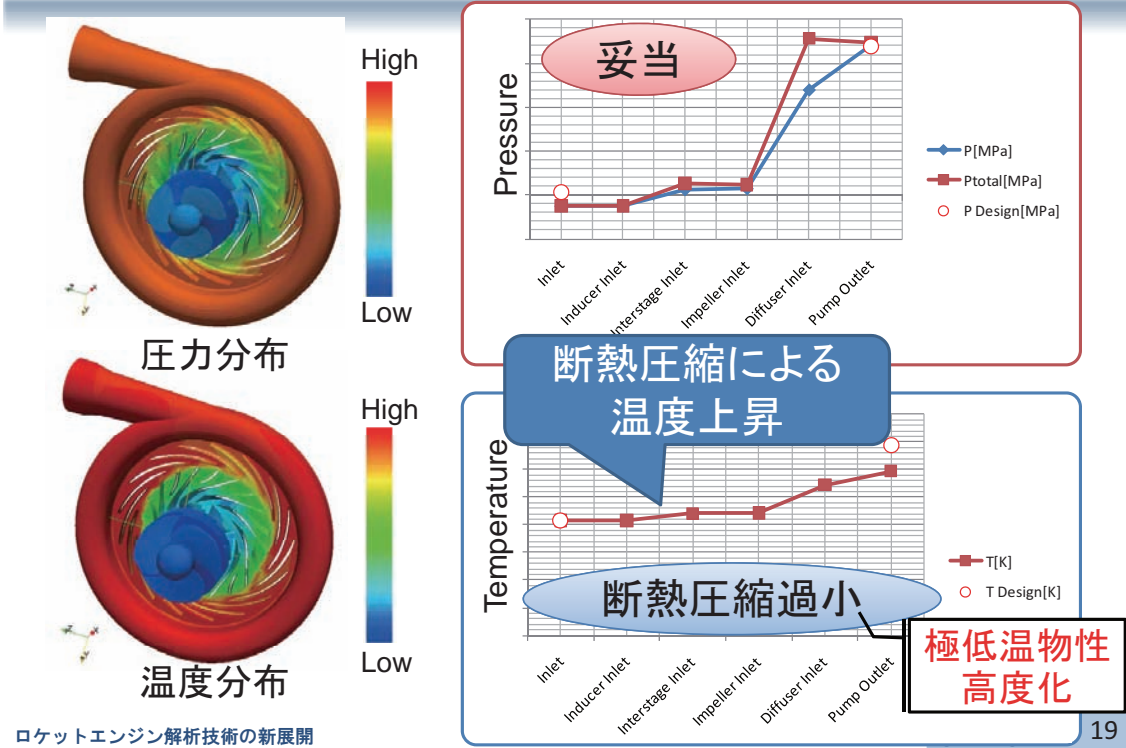
全系解析 計算格子



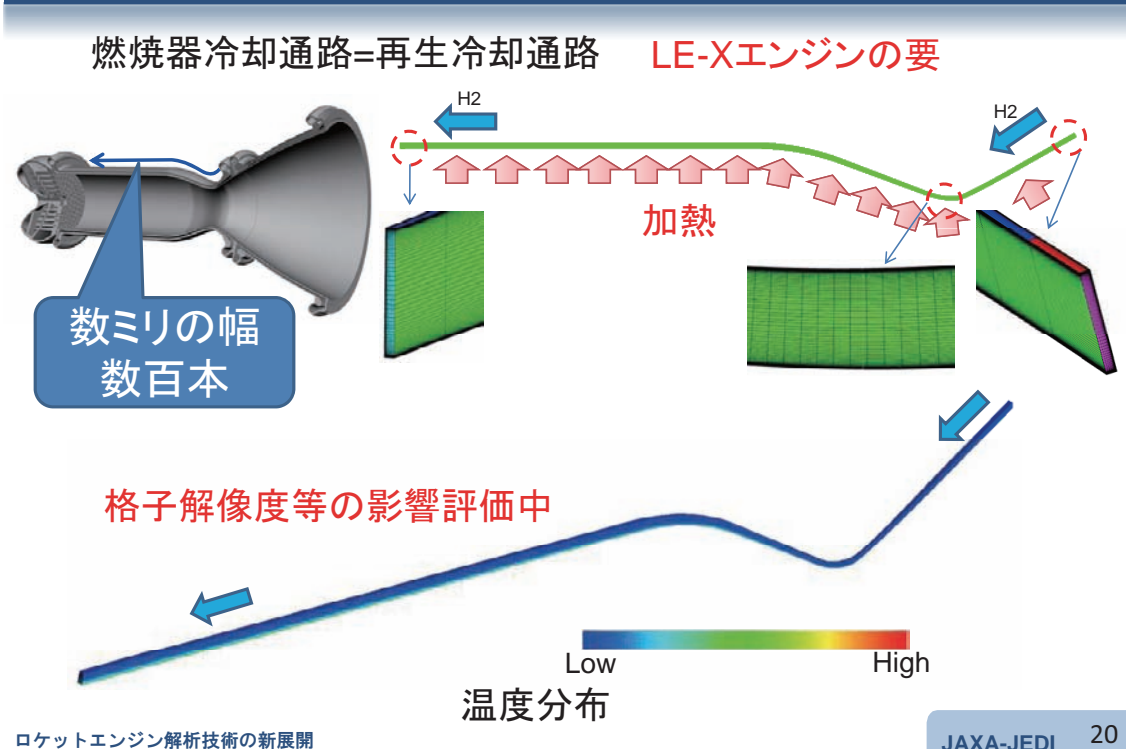
ロケットエンジン解析技術の新展開

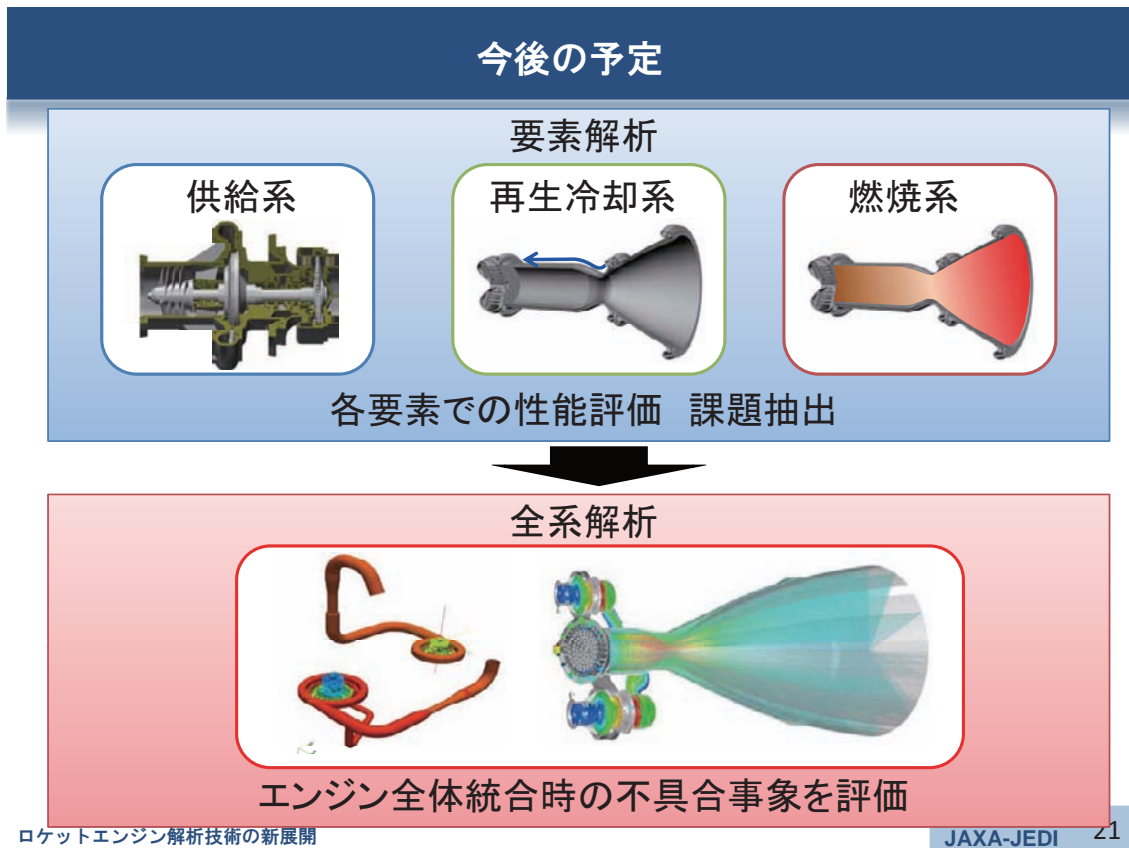
JAXA-JEDI 18

要素解析 水素ターボポンプ性能評価



要素解析 再生冷却性能評価

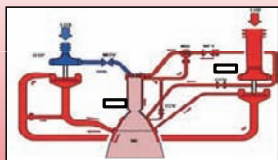




まとめ

まとめ

全系解析の意義



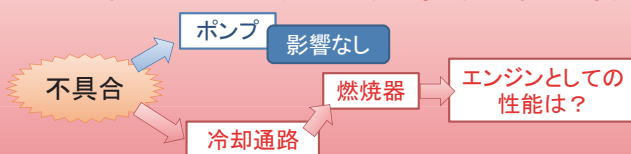
① 性能評価

期待した性能を満たせるか？

エンジンが形として出来る前に知る

② 不具合伝播

エンジンを如何に“生かす”か、と言う知見を得る



LE-Xエンジン全系解析を実施することで、
安全・安定・安心で 確実な開発を実現する

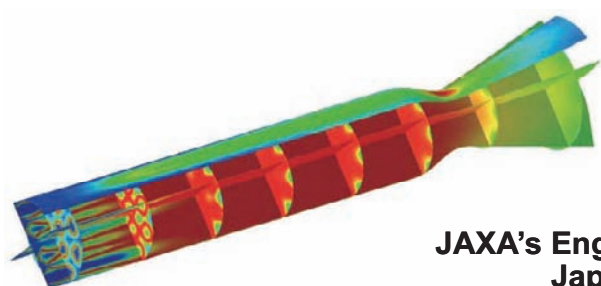


ロケットエンジン解析技術の新展開

JAXA-JEDI

23

再生冷却エンジン燃焼室熱流束を支配する燃焼現象把握およびモデル評価

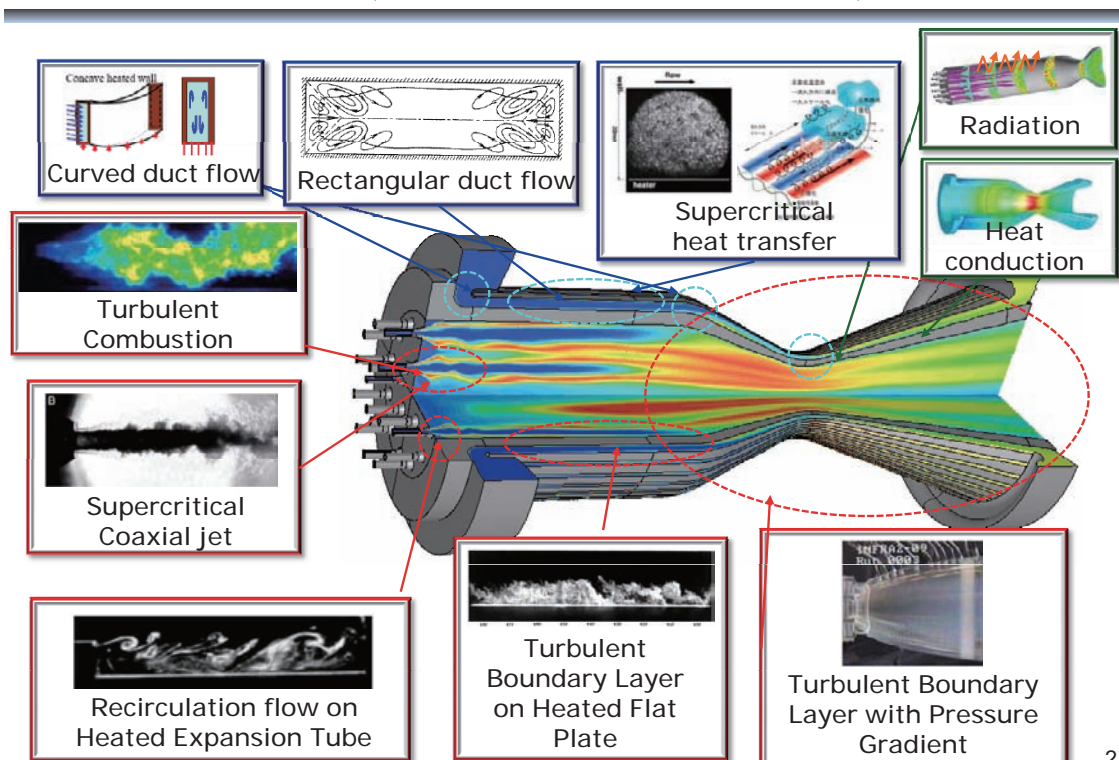


大門優 (JAXA)

JAXA's Engineering Digital Innovation Center
Japan Aerospace Exploration Agency

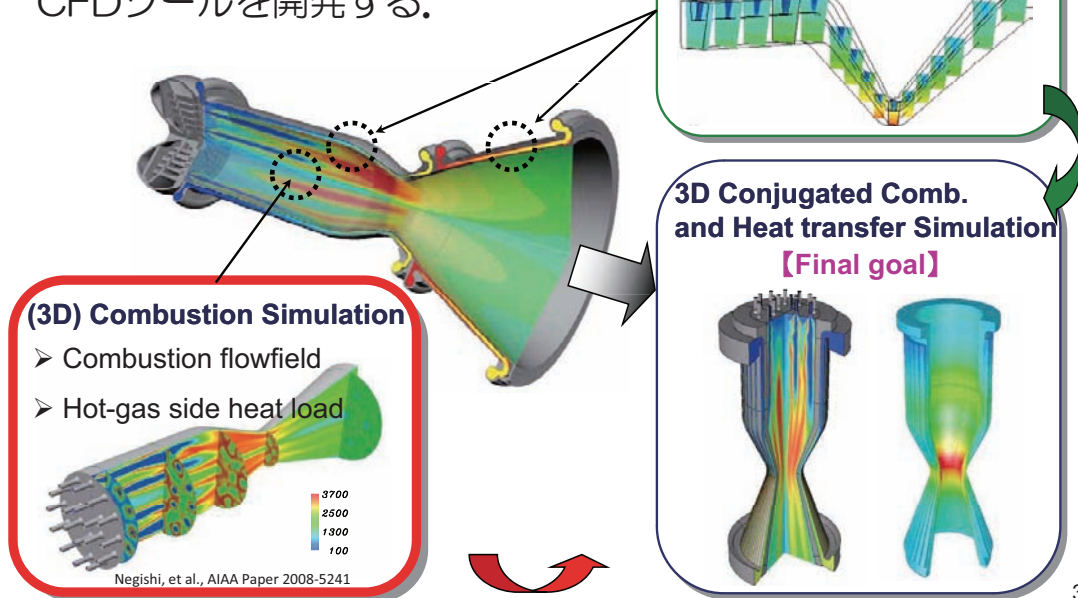


再生冷却エンジンにおける諸現象



JEDIの目指す再生冷却性能予測ツール開発

- 再生冷却性能予測のために、**物理現象に忠実なモデル化**を施したCFDツールを開発する。



3

東大社会連携講座との関連性

FY2008	FY2009	FY2010	FY2011	FY2012
--------	--------	--------	--------	--------

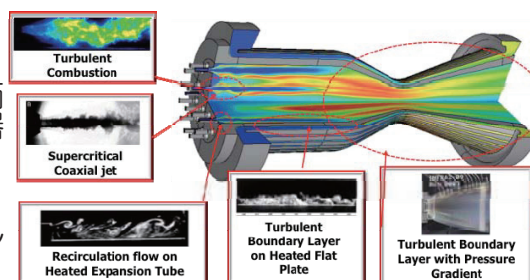
①燃焼流解析基盤技術の整備

➡ 現行燃焼流解析の高精度化（高圧条件下における水素酸素反応モデル（**越モデル**）の開発）

②乱流燃焼解析手法の構築

➡ 燃焼効率評価，熱流束予測，燃焼振動解明に向けた取り組み等の大規模燃焼流解析の実現

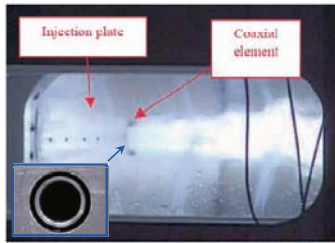
- FY2009～FY2010
 - 超臨界状態方程式の導入を実施。
 - 乱流境界層に着目し，熱流束評価の基礎検討およびロケット燃焼器内部における現象理解。
- FY2010～
 - 越モデルの導入，乱流燃焼モデルの検討，実機への拡張。



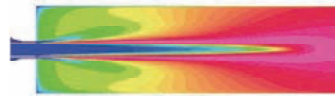
4

ロケット燃焼器 燃焼試験と解析の現状

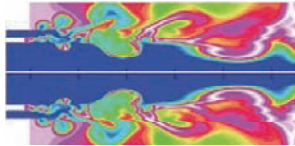
Single-Element Research



Lin et al. 2005 (RANS)



Oefelein et al. 2007 (LES)



- 特に米国にて高精度なCFDが検討されている。
- 理想気体においては、2億点LESで実験の熱流束をよく再現すると報告がある。
- 反応は詳細反応、Flameletなど様々。
- 超臨界での定量比較はあまり聞かない。

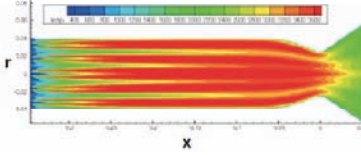
Subscale Multi-Element Verification & Validation



Knab et al. 2002

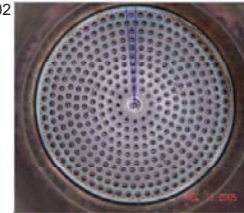


Hagemann et al. 2006 (RANS+液滴モデル)

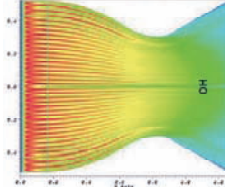


- 物理モデルは簡略化されているが、特に欧州にて積極的に実施されている。
- 超臨界状態を粒子を飛ばすことで模擬している。(最近実在気体効果を考慮したものが報告され始めた)
- 反応はFlameletなど方程式の少ないものが主流。

Fullscale Multi-Element Industrial Need



Preclik et al. 2005 (RANS+液滴モデル)



- 物理モデルは簡略化されているが、特に欧州にて積極的に実施されている。
- 反応はFlameletなど方程式の少ないものが主流。

5

目的

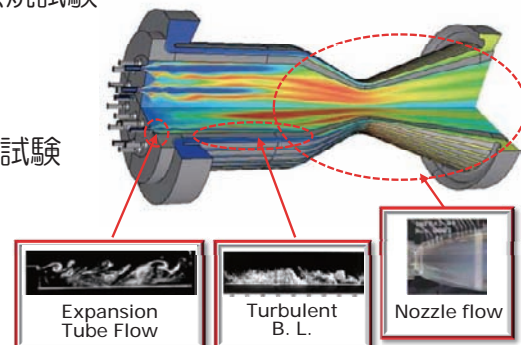
高精度CFDツール開発において熱流束評価に着目し、乱流境界層の壁面漸近挙動モデルの検証、実在気体物性の導入を実施する。また、実際の燃焼試験を模擬することで熱流束評価に関連する現象理解を促進する。

理想気体条件下における検証

- 加熱平板：燃焼室の平行部における加熱平板乱流境界層
- ノズル：ノズル部における圧力勾配を持つ乱流境界層
- 加熱拡大管：噴射器と燃焼室から構成される急拡大部における再循環流れ
- GH2/GO2シングルエレメント燃焼試験

実在気体条件下における検証

- 実在気体効果の導入
- GH2/LOXマルチエレメント燃焼試験



解析手法

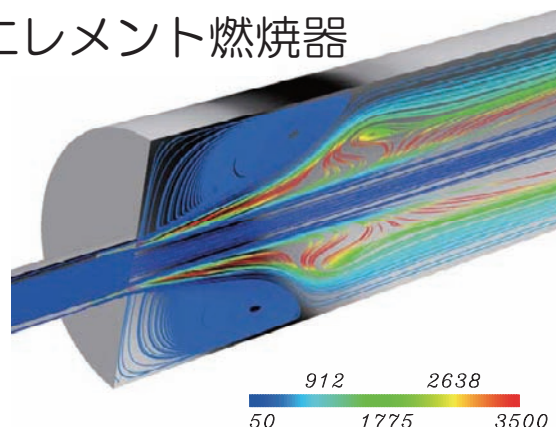
- CRUNCH CFD (米国CRAFT Techにて開発)
- 支配方程式: 3D Compressible Reynolds Averaged NS eq. (Density Based) with Pre-conditioning
- 空間差分: 2nd order Upwind
- 時間積分: Implicit Gauss-Seidel
- 燃焼モデル: Laminar finite rate proposed by Petersen and Hanson JPP Vol.15 No.4 1999
- 乱流モデル: Standard k-ε model with near-wall models
 - Model 1: Low-Re type [Papp and Dash *AIAA-2001-880* 2001]
 - Model 2: 2-layer type [Wolfshtein *Int J. Heat and Mass Transfer* 1969]
- 状態方程式: SRK and HBMS hybrid

Low-Re type	2-layer type
$\mu_t = C_\mu f_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}$ <p>f_μ: Damping function</p>	$\mu_t = W\mu_t + (1-W)\mu_{t,alg}$ $\mu_{t,alg} = C_\mu \rho \sqrt{k} [C_w y (1 - Re_k/70)]$ $W = \frac{1}{2} \left[1 + \tanh \left(\frac{Re_k - Re_k^*}{10} \right) \right]$

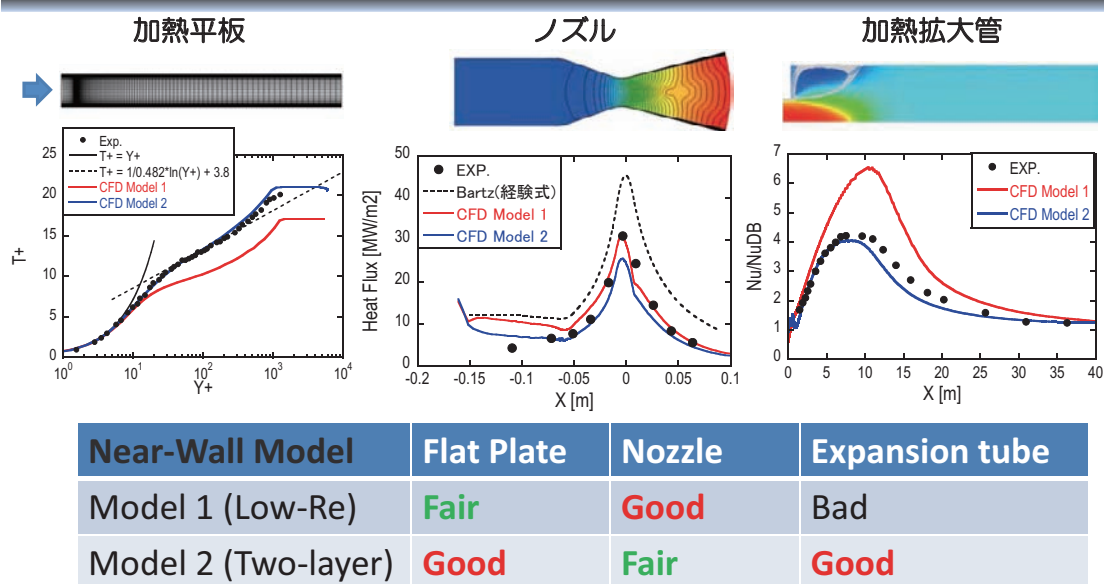
7

理想気体仮定における検証

- 乱流境界層における壁面漸近挙動モデルの検討
 - 加熱平板
 - ノズル
 - 加熱拡大管
- GH2/GO2シングルエレメント燃焼器
 - 熱流束評価



壁面漸近挙動モデルの検証



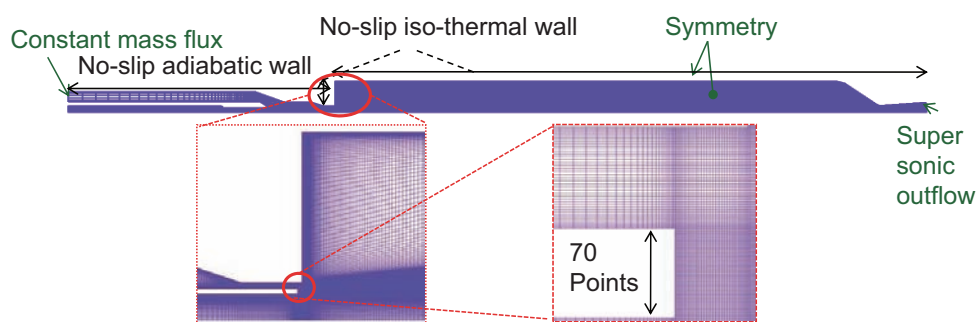
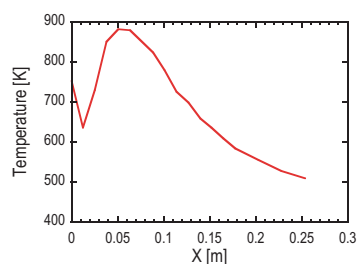
- 流れ場の特徴によって、適切な壁面漸近挙動が異なる。

9

GH2/GO2シングルエレメント燃焼解析 -計算条件-

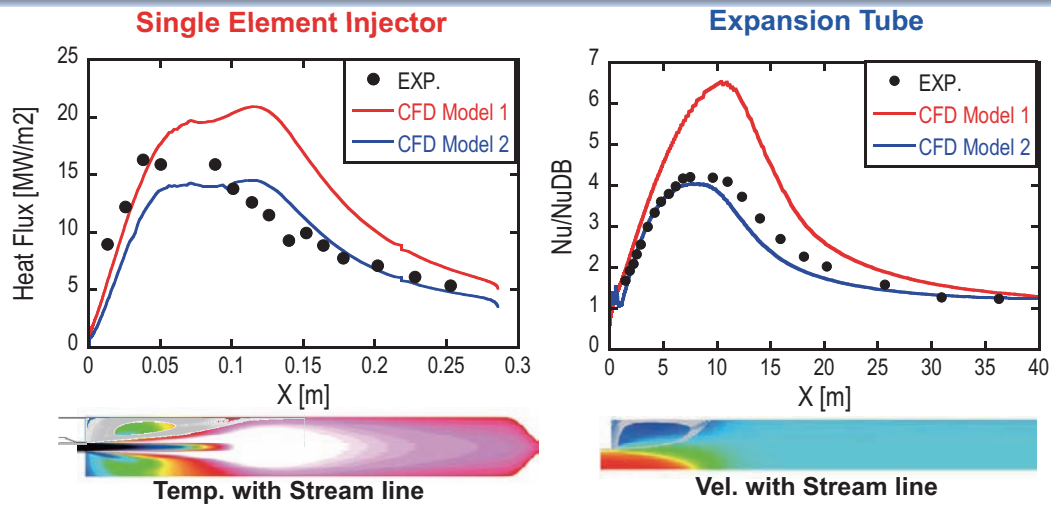
- 解析対象: 高温噴射条件のGH2/GO2 同軸型シングルエレメント燃焼器
- 条件:
 - 燃焼圧力 = 5.2MPa
 - 燃料温度 = 800 [K]
 - 酸化剤温度 = 711 [K]
 - 燃料質量流量 = 3.31×10^{-2} [kg/s]
 - 酸化剤質量流量 = 9.04×10^{-2} [kg/s]
 - 壁面温度 = 一定 (see right fig.)
- 格子
 - 322000 nodes
 - 最小格子幅 = 0.3 μm ($Y^+ < 1$ in all zone)

Marshall et al. (Penn. State Univ.),
AIAA-2005-3572, 2005.



10

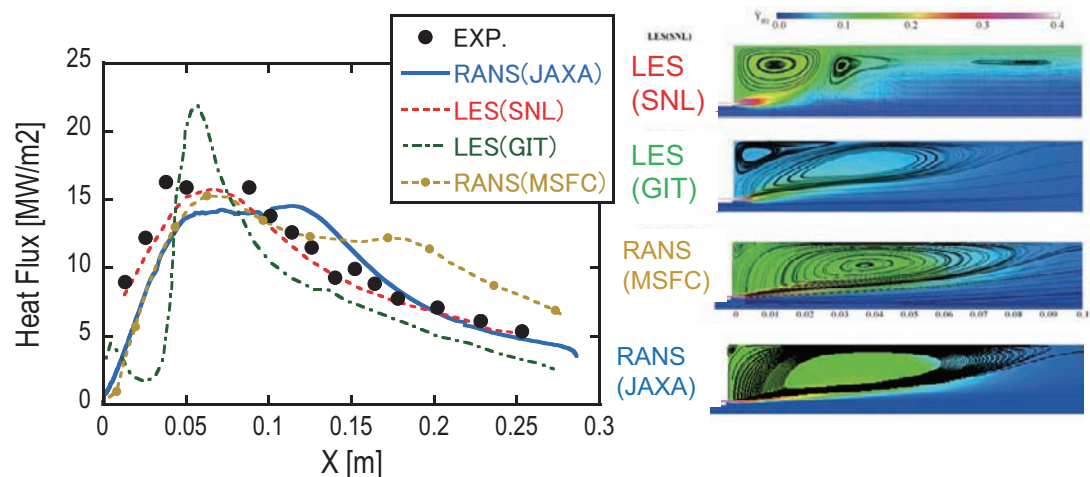
GH2/GO2シングルエレメント燃焼試験



- シングルエレメント熱流束分布はModel 2の方が、Model 1よりも良い結果を示している。
 - 拡大管と同じ傾向を持つ。
- シングルエレメントでは再循環領域における熱流束レベルを適切に評価できる壁面漸近挙動モデルを使う必要がある。

11

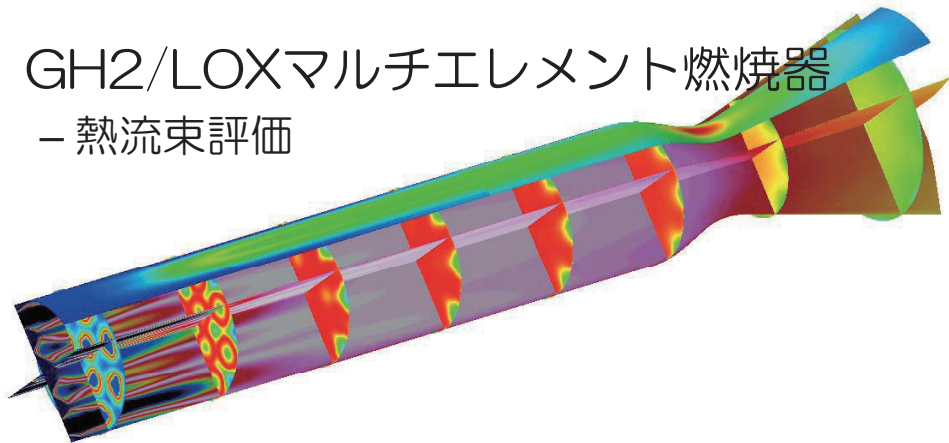
米国の他グループとの比較



- 熱流束分布だけを見ると必ずしもRANSとLESでLESが良いとは限らない。
- 循環の大きさがRANSとLESで異なる。
- 壁と噴射器の距離が遠いシングルエレメント燃焼試験における熱流束は再循環領域の再現性（大きさ、濃度分布、熱流束レベル）が重要である。
- LES (Sandia National Lab.)
 - 格子点数：2億点、8化学種19素反応、3D、非定常
- LES (Georgia Institute of Tech.)
 - 格子点数：360万点、Subgrid eddy brake-up model、3D、非定常
- RANS (Michigan State Univ.)
 - 格子点数40万点、6化学種28素反応、2D、定常
- RANS (JAXA)
 - 格子点数32万点、9化学種19素反応、2D、定常

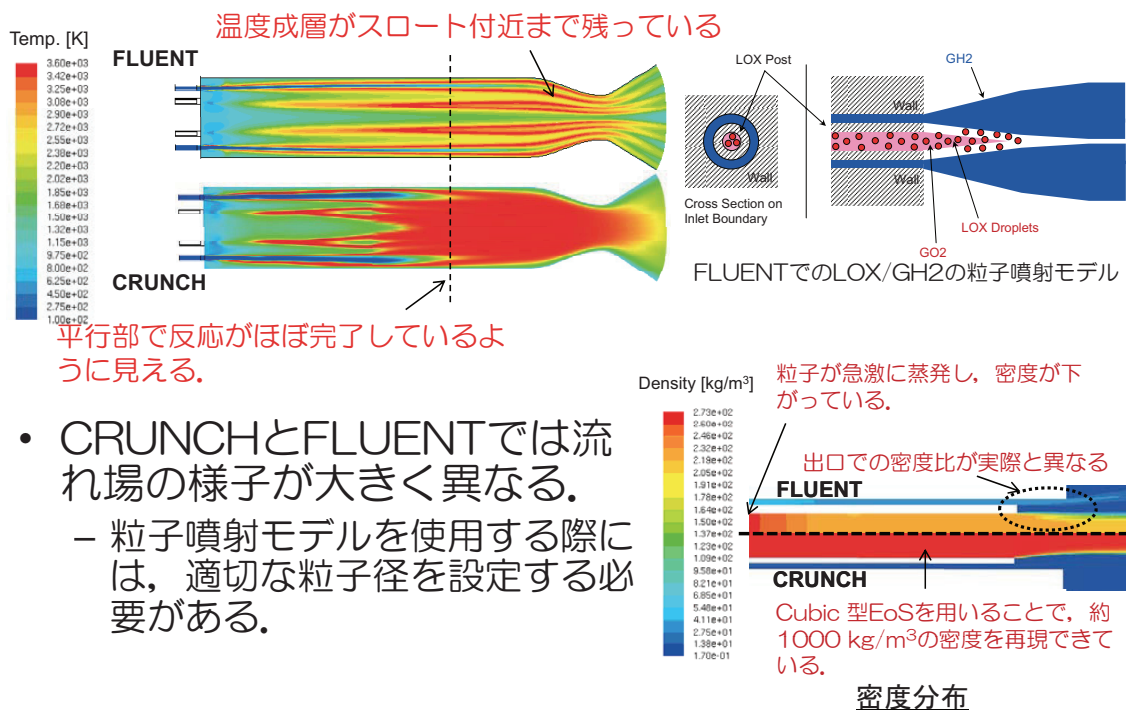
実在気体効果を含めた検証

- 実在気体効果の導入
 - SRK, HBMSハイブリッド
- GH2/LOXマルチエレメント燃焼器
 - 熱流束評価



13

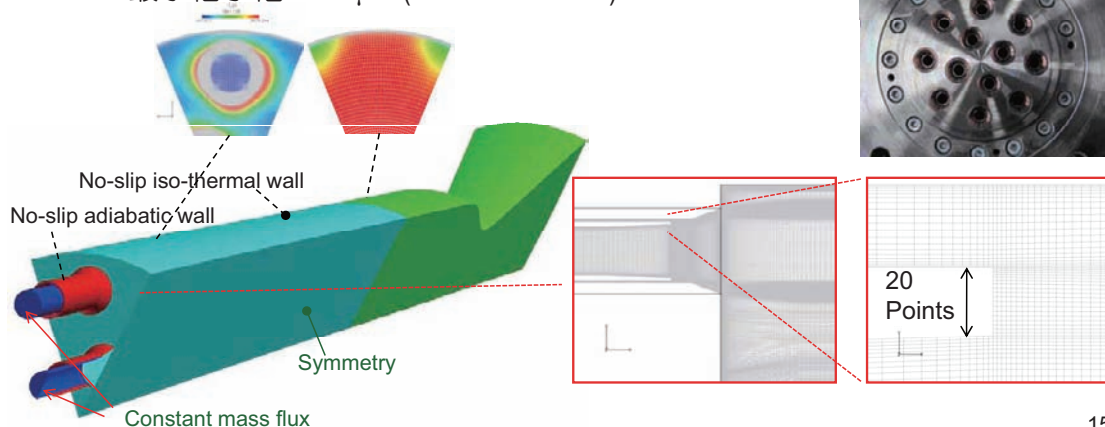
実在物性効果の導入



14

GH2/LOXマルチエレメント燃焼解析-計算条件-

- 解析対象: 超臨界GH2/LOX マルチエレメント燃焼器
- 条件
 - 燃焼圧力 5.0MPa
 - エレメント本数 12本
- 計算格子
 - 1700000 (Full Injector) + 900000 (Half Injector) + 4200000 nodes (Top Chamber) + 300000 (Nozzle) = 7.1 M points
 - 最小格子幅 = 0.5 μm ($Y^+ < 4$ in all zone)



15

GH2/LOXマルチエレメント燃焼解析-計算条件-

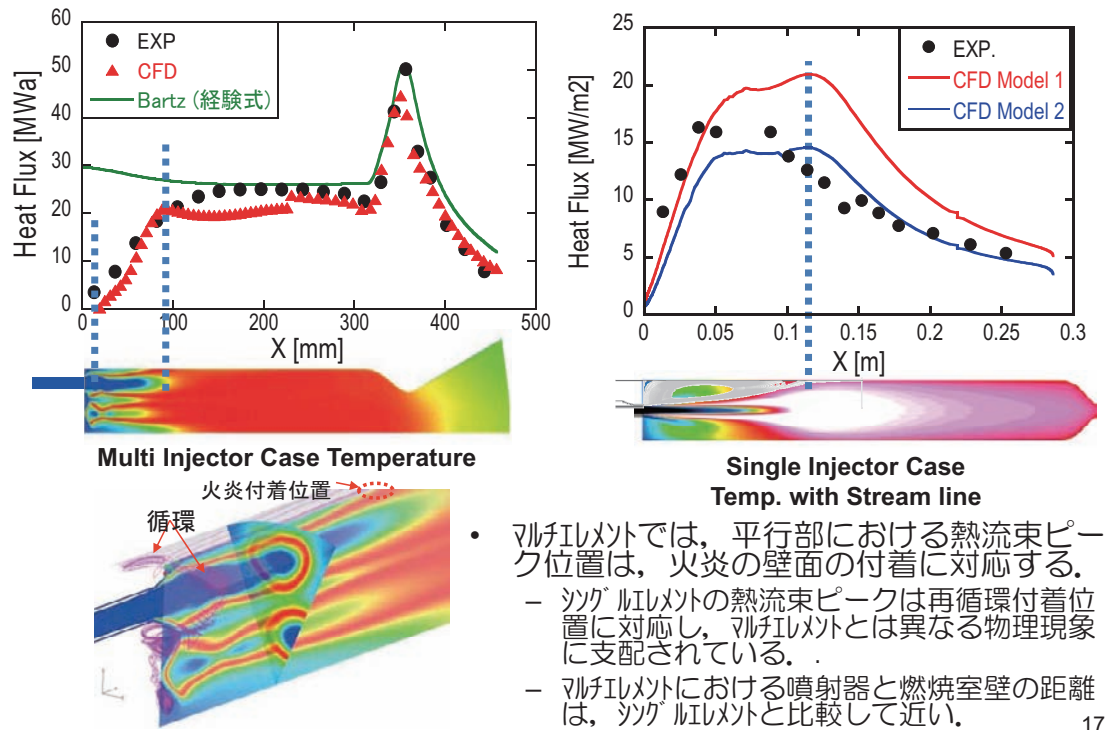
Near-Wall Model	Flat Plate	Nozzle	Expansion tube
Model 1 (Low-Re)	Fair	Good	Bad
Model 2 (Two-layer)	Good	Fair	Good



- 領域によって壁面漸近挙動モデルを変えた。
 - 急拡大管，平行部ではtwo-layer model (model 2)。
 - ノズル部ではLow-Re model (model 1)。

16

GH2/LOXマルチエレメント燃焼解析



17

現在の課題と今後の計画

課題

- シングルエレメントの結果の通り、再循環流れを十分正確には表現できていない。
- RANS解析であっても解析負荷が高い。
- 不連続格子位置における熱流束の不連続性。

今後の計画

- 乱流燃焼モデルの検討。
- 越モデル（高圧水素酸素素反応モデル）の導入。
- 実スケールへの拡張。
 - 高速化検討
 - 簡略化指針の検討

その他気になっていること

- 壁面付近での反応
- 輻射

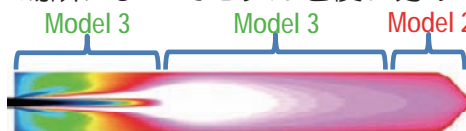
18

まとめ

熱流束評価に着目し、乱流境界層の壁面漸近挙動モデルの検証、実在気体物性の導入を実施した。また、実際の燃焼試験を模擬することで熱流束評価に関連する現象を理解した。

Near-Wall Model	Flat Plate	Nozzle	Expansion tube
Model 1 (Low-Re)	Fair	Good	Bad
Model 2 (Two-layer)	Good	Fair	Good

- 異なる3つの特性を持つ乱流境界層をすべて完ぺきに評価できる壁面漸近挙動モデルはなかった。
 - 今のところ、場所によってモデルを使い分けている。



- シングルエリメント燃焼解析を実施し、再循環領域の評価が熱流束分布を支配していることがわかった。
- マルチエリメント燃焼解析を実施し、シングルエリメントと異なり、火炎付着位置が熱流束分布を支配していることがわかった。

19

謝辞

マルチエレメント燃焼試験を実施し、データをご提供いただきました角田宇宙センターの皆様、MHI名古屋誘導推進システム製作所の皆様に対して、ここに謝意を評します。

20

Overview of CRUNCH CFD® Simulations For Liquid Propulsion Systems

A. Hosangadi, V. Ahuja, J.Sachdev, J.D. Shipman, A.Zambon,
C.P.Lee, and S.M.Dash

hosangad@craft-tech.com

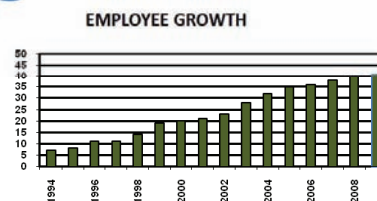
Combustion Research and Flow Technology, Inc. (CRAFT Tech)
Pipersville, PA 18947 and Huntsville, AL 35801

New Horizon of Rocket Engine Modeling and Simulation
September 28-29, 2010
University of Tokyo
Tokyo, Japan

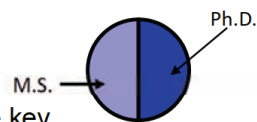


CRAFT Tech Background

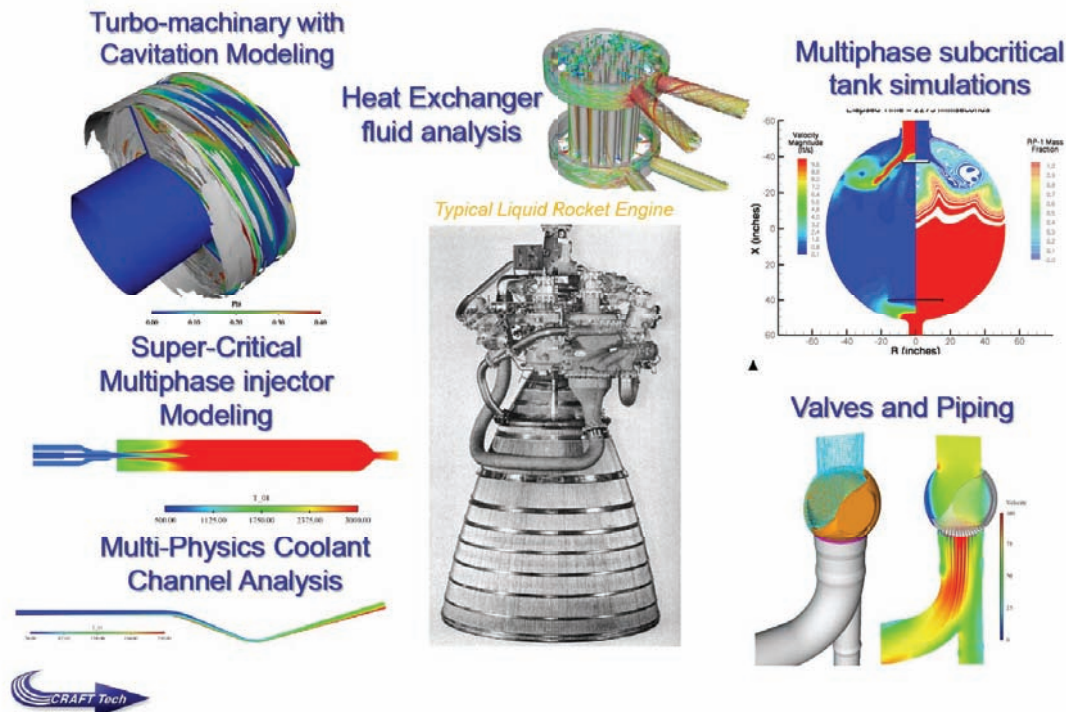
- AeroSpace R&D Business started in 1994
 - Principals migrated from Propulsion Sciences Division of SAIC and our President is Dr.Sanford Dash



- Specialty -“high-fidelity” computational fluid dynamics (CFD)
- Broad range of problems areas addressed from “sea to space”
 - Underwater propulsion to high altitude DSMC flows
- Propulsion: Liquid/Air-Breathing, AeroAcoustics, Aerodynamics are key areas - advanced R&D in these areas supported by DOD/NASA
- High-tech staff, many have worked together for 25+ years
- Cutting edge research leads to modeling advances which get incorporated into the codes we develop and license



CRUNCH CFD® Applied to Rocket Engine Components



GENERALIZED PRECONDITIONING FORMULATION

- **Strongly Coupled Time Marching Algorithm for Generalized Real Fluid, Multi-Component Formulation**
 - Preconditioning used to obtain “all speed” algorithm
- **Versatile Formulation**
 - Pressure and Temperature are solved for directly allowing “stiff” components to be modeled
 - Flux formulation retained in generalized thermodynamic form (ρ_p, ρ_T, H_p, H_t)
 - Thermodynamic properties can be specified as user input either in analytical form or tabular look-up
- **Framework has been used to model wide range of problems ranging from transcritical injectors, low-speed tank problems, to cavitating turbopumps**

$$\Gamma \frac{\partial Q_v}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} = S + D_v;$$

$$\Gamma = \frac{\partial Q}{\partial Q_v}; \quad A = \Gamma^{-1} \frac{\partial E}{\partial Q_v}$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho e \\ \rho Y_i \end{bmatrix}; \quad Q_v = \begin{bmatrix} p \\ u \\ T \\ Y_i \end{bmatrix};$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \rho_p & 0 & \rho_T & \rho_{y_i} \\ u \rho_p & \rho & u \rho_T & u \rho_{y_i} \\ H \rho_p - (1 - \rho h_p) & \rho u & H \rho_T - (1 - \rho h_T) & H \rho_{y_i} + \rho h_{y_i} \\ Y_i \rho_p & 0 & Y_i \rho_T & Y_i \rho_{y_i} + \rho \delta_{ij} \end{bmatrix}$$

$$d\rho = \frac{\rho}{P} dP - \frac{\rho}{T} dT - \rho \sum_{i=1}^{NS-1} \left(\frac{\bar{M}}{M_i} - \frac{\bar{M}}{M_s} \right) dy_i$$

Compressible Multi-Component Systems



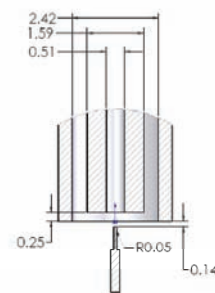
Modeling for Combustion and Cavitation

- Focus of development in CRUNCH CFD® has been to develop a generalized thermodynamic framework that will allow the rigorous modeling of both non-ideal single-component fluids and multi-component mixtures
 - Currently SRK EOS is used to model thermodynamic properties of near critical fluids
 - Other EOS routines can be easily added due to modular nature of formulation
- Combustion models for both LOX/Hydrogen and LOX/Methane are available
 - Using QSS methodology efficient, reduced mechanism for hydrocarbon combustion is used
 - provides accurate ignition and flame speeds
- Advanced bubbly cloud cavitation model for unsteady effects including cloud collapse
 - Simpler steady cavitation models also available
- Extensive validation performed for both fundamental data sets as well as with component test results



TRANSCRITICAL SHEAR CO-AXIAL NITROGEN JET EXPERIMENTS

- Experiments with transcritical liquid nitrogen flowing through inner tube and Gaseous nitrogen flowing in co-flowing stream
 - Tests conducted at AFRL.(Dusty Davis, 2006)
- Tests conducted at three pressures (1.48 MPa (subcritical), 3.55 MPa (critical), and 4.93 MPa (supercritical))
- Range of velocity ratios and temperature ratios between inner and co-flowing stream
- Temperature profile measured at jet exit
- High speed shadowgraph images used to ascertain both mean and rms fluctuations of jet core length

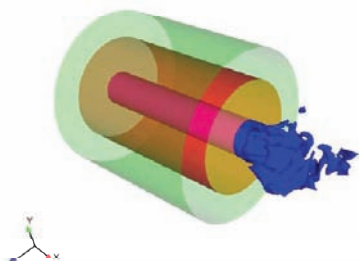


Taken from thesis by Davis, 2006



3D LES SIMULATION:

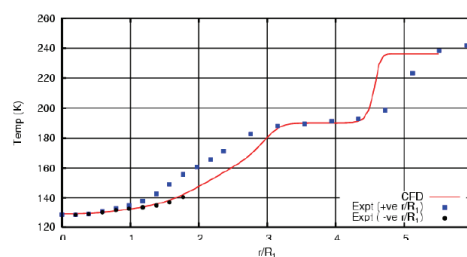
Temperature Isosurface at 131 K



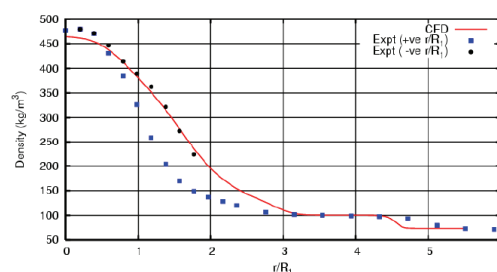
Vorticity Isosurface



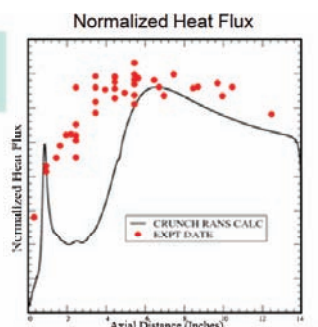
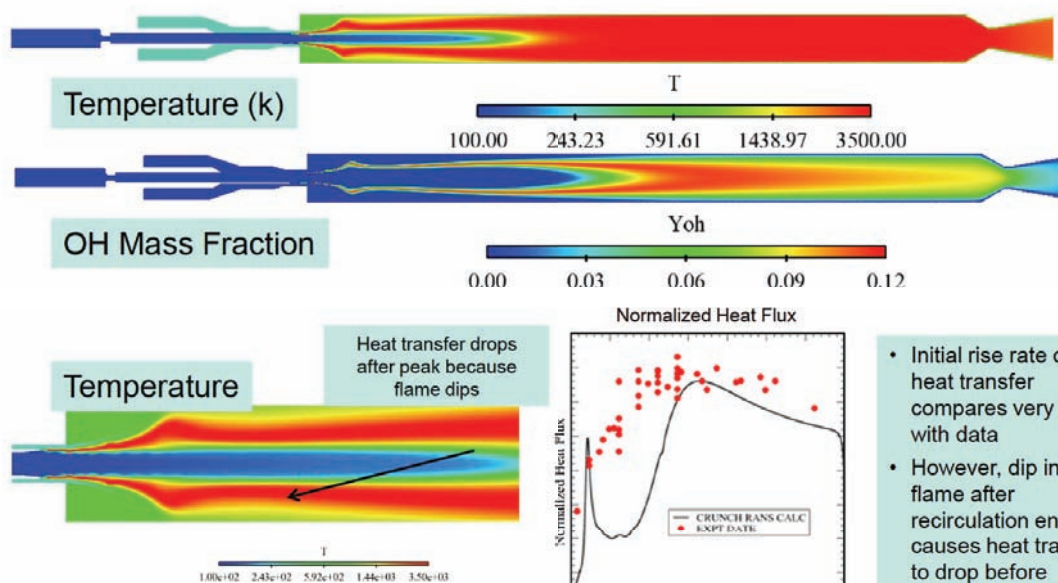
Mean Temperature



Mean Density



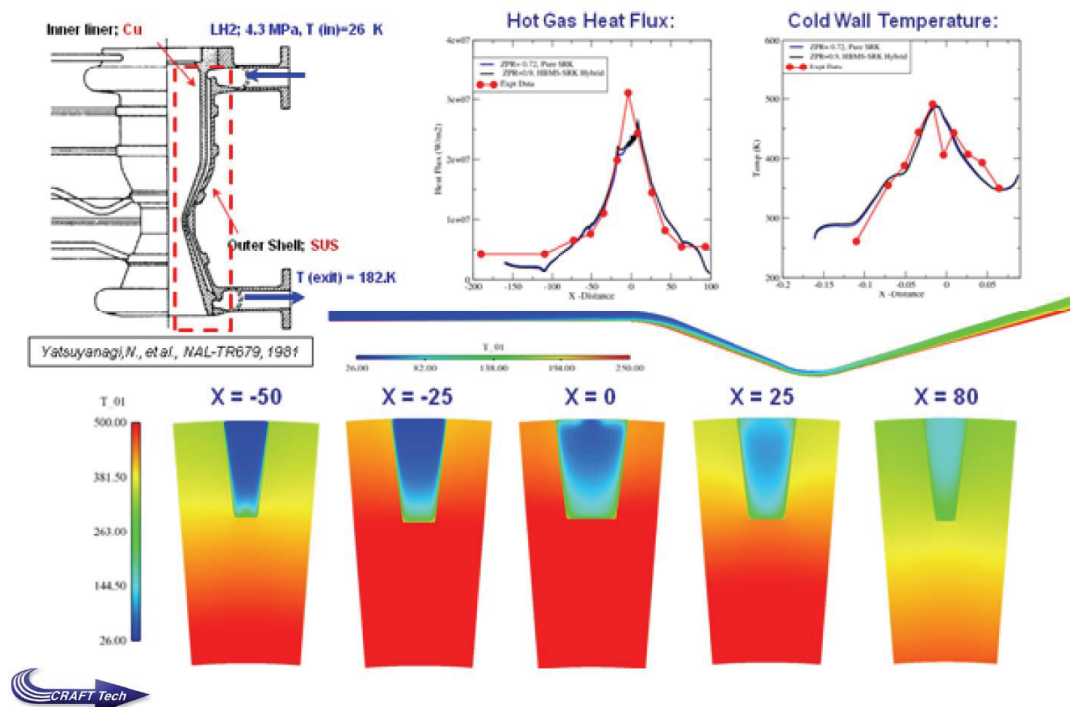
SUPERCRITICAL LOX/HYDROGEN INJECTOR



Jones, G. Protz, C., Bullard, B. and Hulka, J., "Local Heat Flux Measurements with Single and Small Multi-element Coaxial Element Injectors, Paper No. AIAA-2006-5194, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE JPC Conf. Sacramento, CA, July 10-13, 2005.

- Initial rise rate of heat transfer compares very well with data
- However, dip in flame after recirculation ends causes heat transfer to drop before picking up again and coming close to data

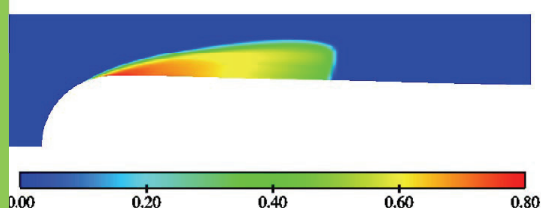
CRUNCH CFD® Multi-Physics Super Critical Coolant Passage Analysis with Chamber Wall Thermal Model



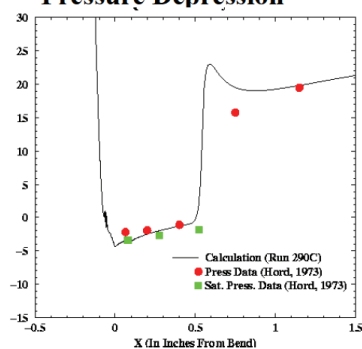
CAVITATING HYDROFOIL: LIQUID NITROGEN

Hosangadi, A. and Ahuja, V., "Numerical Study Of Cavitation In Cryogenic Fluids," Journal of Fluids Engineering, Vol. 127, pp. 267-281, March 2005.

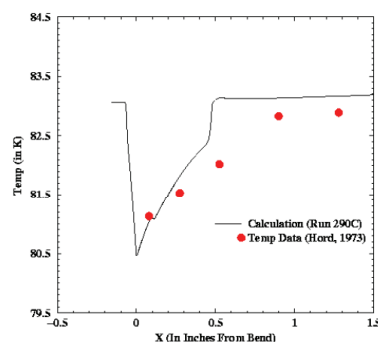
Vapor Volume Fraction



Pressure Depression

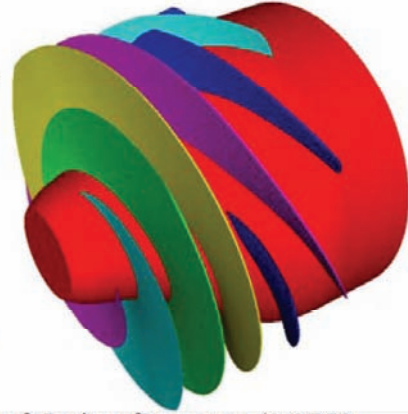


Temperature Depression

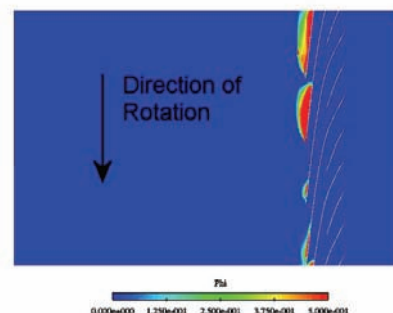


SUB-SCALE SSME LPFP CONFIGURATION

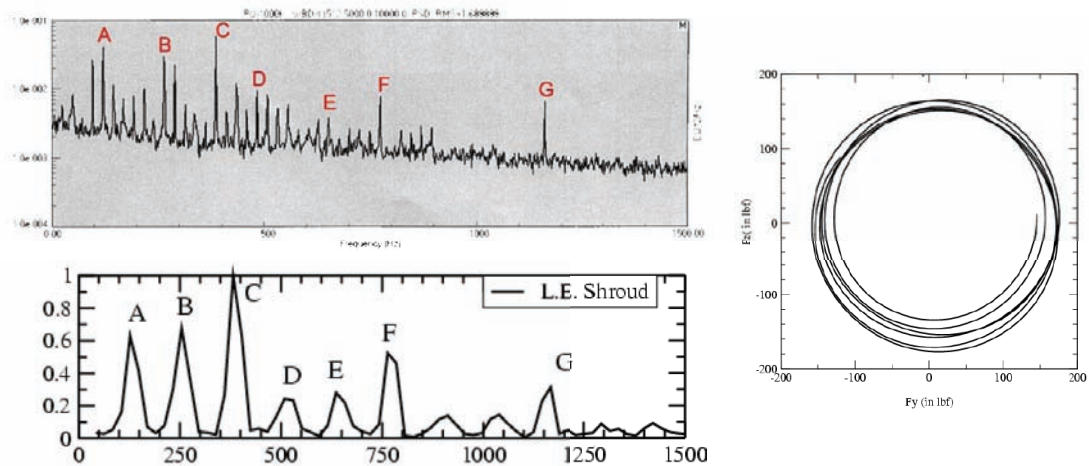
- **Sub-scale (0.5031) configuration tested in the water-rig at NASA MSFC simulated numerically**
 - 6.044 inch diameter, tip gap 0.014 inch, 5800 rpm
- **Single-phase flowfield at two off-design flow coefficients computed to validate back-flow**
 - 90 percent of design (flow coeff 0.0559) and 70 percent of design (flow coeff 0.043)
 - Swirl and axial velocity profiles compared with Test data
- **Cavitating calculations performed for 90 percent of design flow rate (0.0559 flow coefficient)**
 - Focused on rotational cavitation mode at N_{ss} of 20000
 - Dynamic pressures at leading edge tip compared with experimental data
 - Propagation of pressure waves upstream of the inducer analyzed
 - Radial loads on shafts quantified and compared with other inducer data



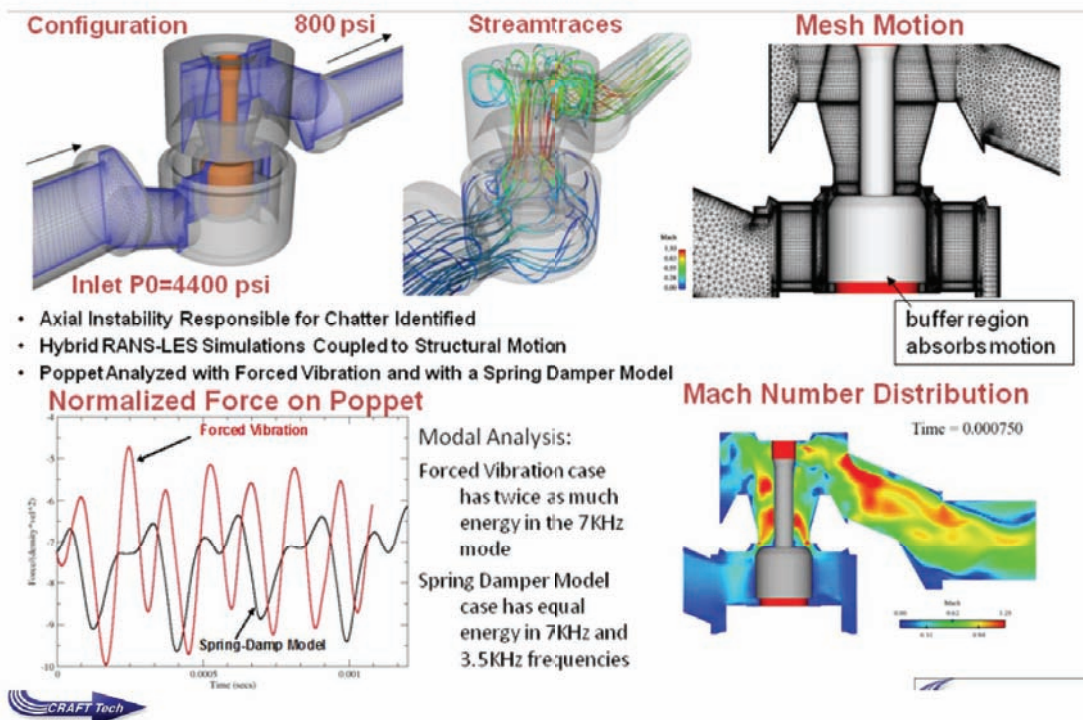
ISOSURFACE OF VAPOR CAVITY FOR SSME LPFP at N_{ss} 20000



SSME: Instability Frequency and Radial Loads

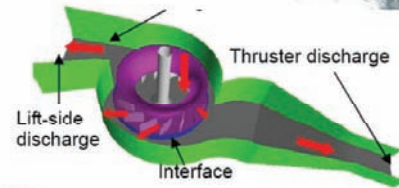


Component CFD Analyses – Valves



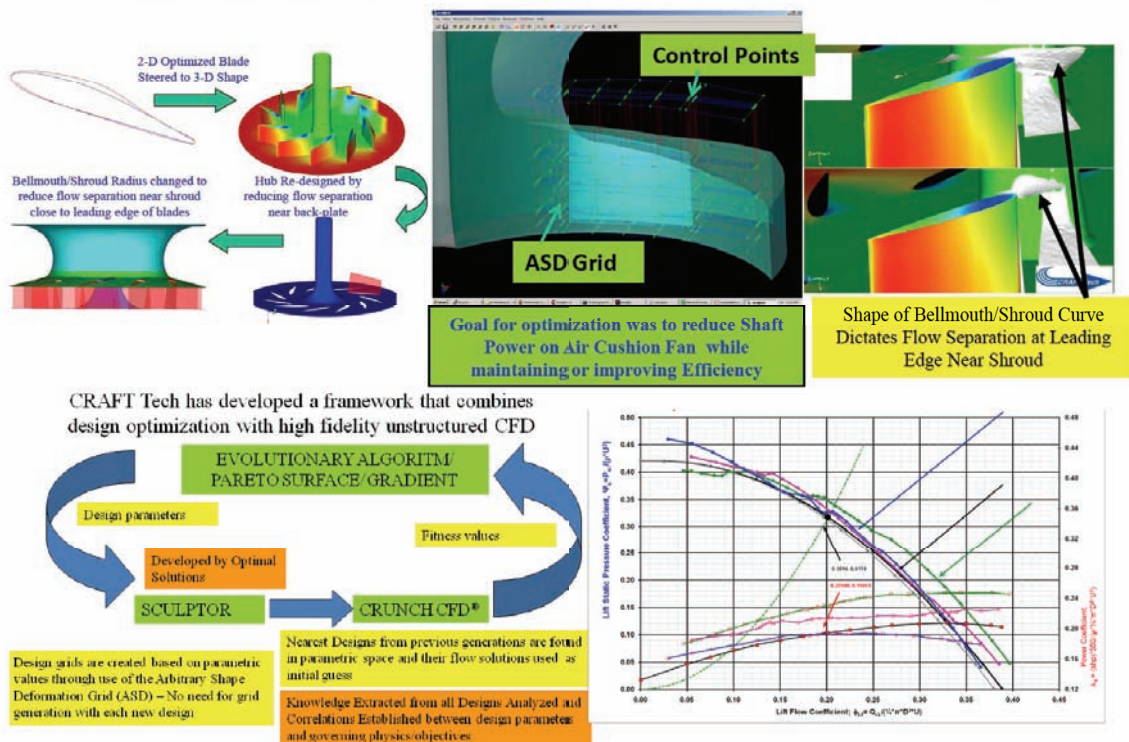
LCAC FAN DESIGN OPTIMIZATION SUMMARY

- Landing Craft Air Cushion (LCAC)
 - Design Effort for High Performance Centrifugal Lift Fan
 - Objective: Reduce Required SHP While Retaining Fan Lift-Side Pressure
- Multiple Components Optimized
 - Hub/Shroud Profiles
 - Blade Shape and Number
 - Bellmouth/Intake Profile
- Genetic Algorithm Coupled with Flow Solver
 - Evolutionary Optimization Suited to Multi-Objective Optimization and trade-off Studies
 - Blade Shapes steered after optimization to meet additional constraints and objectives
- Resulting Design Improved Fan Performance
 - Blade Number Reduced from 13 to 11
 - Required Shaft Horsepower Reduced to meet Requirements
 - Optimized Blade Mitigates Flow Separation And Improves Efficiency

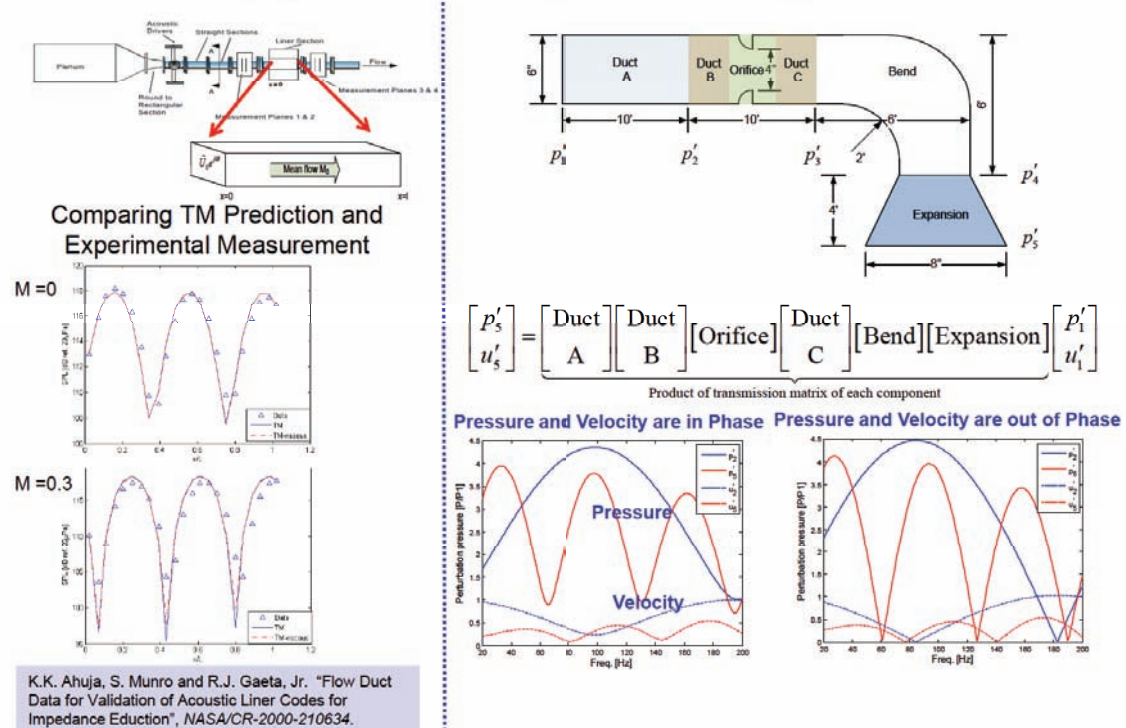


Lee, Y., Ahuja, V., et al., "Investigation Of An Air Supply Centrifugal Fan For Air Cushion Vehicle: Impeller Design And Validation," Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008

Design Optimization - Application To LCAC Fan



Application of System Analysis Tool



SUMMARY

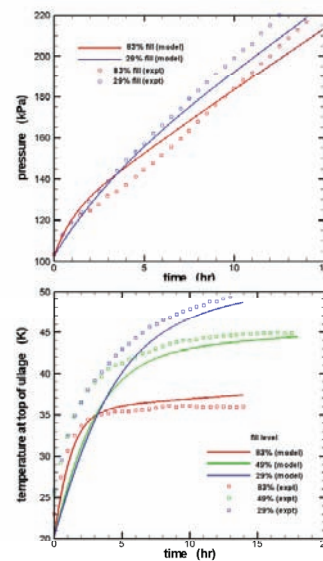
- CRUNCH CFD® has well validated capabilities for non-ideal fluid systems for combustors and cryogenic environments.
- Excellent performance on parallel computers with good scaling demonstrated upto 1026 processors.
- Extensively used for accurate, high-fidelity simulations in a design support role for performance predictions, design optimization, and investigation of system instabilities

BACK UP SLIDES



Modeling of Pressure Rise in Tanks Due to External Heat Leak

- A lumped parameter code was originally written under funding from MSFC for supporting pressurization of ARES upper-stage tanks
- Significant additional development was done to improve predictions for tank pressurization in the presence of gravity where the ullage gets stratified
 - Heat transfer from ullage to liquid interface has to be modified to account for stratification
- Calculations have been done for AS-203 tank (low gravity) as well as all three fill levels of the Van Dresar case
- Good results have been obtained for both pressure and temperature rise with uniform set of correlation parameters

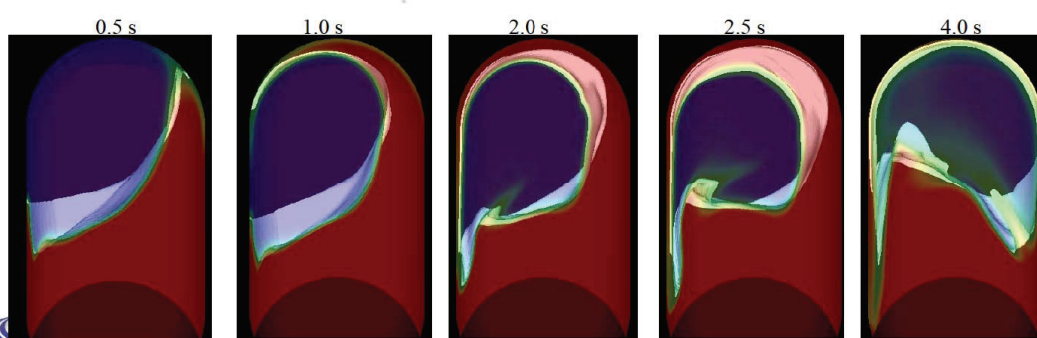


Van Dresar case: temperature at top of ullage vs. time at 3.5 W/m^2 for different fill levels, compared with experimental data from steady boil-off starting conditions



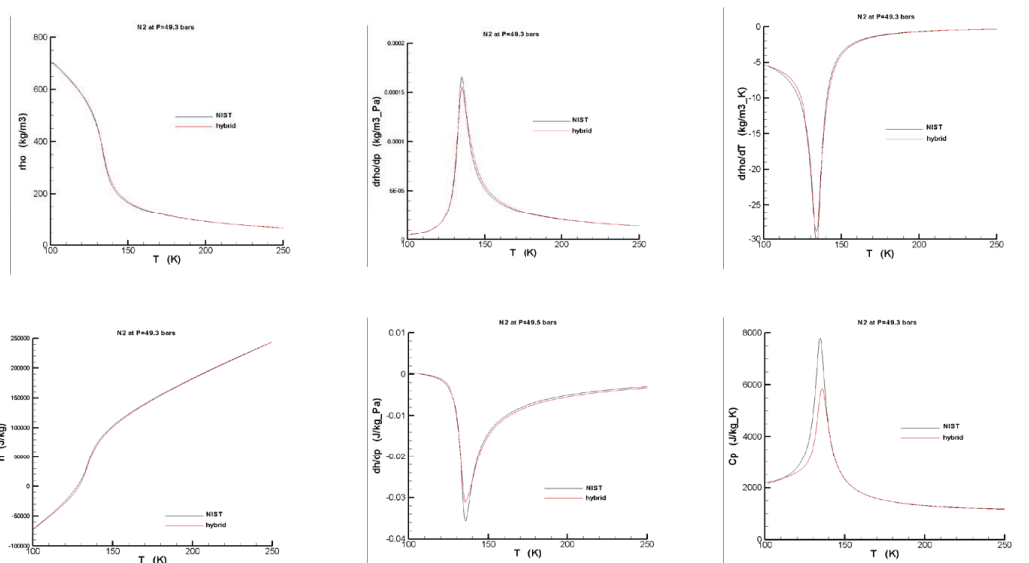
Comparison of Experiment and Computational Flowfield with Gas-Liquid Iso-Surface

Experiment

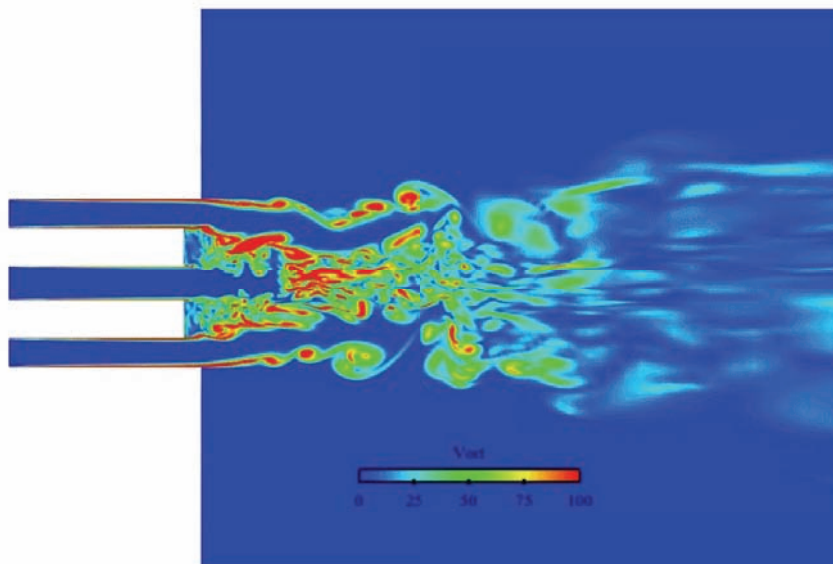


Fine Grid – Fully Viscous Simulation

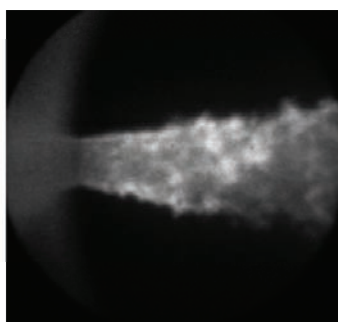
ISOBARS AT P=49.3 BARS FROM HYBRID MODEL FOR N₂: Density and derivatives from HBMS EOS, Enthalpy and derivatives from SRK EOS



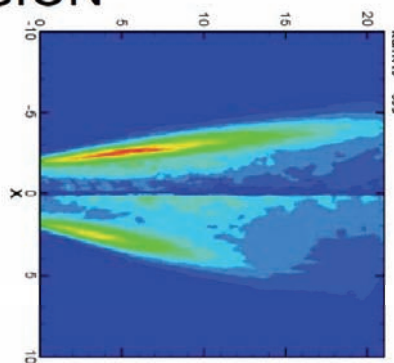
3D LES SIMULATION: Animation of Vorticity at Z=0 Cut



METHANE INJECTOR: COMPARISON OF OH EMISSION

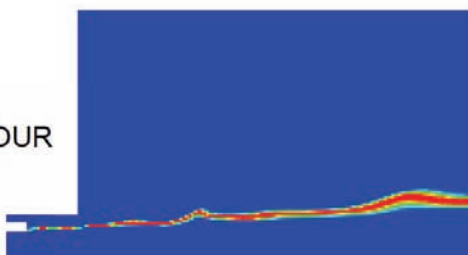


Instantaneous OH Emission



Abel Transformed OH emission

RANS SIMULATION: OH CONTOUR



UNSTEADY CAVITATION MODEL

- Assume that a vapor cloud is comprised of bubbles whose Sauter mean radius is r_s
 - Mass of gas in cloud = $\rho_g \phi_g = \rho_g N 4\pi r_s^3 / 3.0$
 - Surface area of bubbles in cloud = $S_g = N 4\pi r_s^2$
- Solve conservation Equation for mass and surface area;

$$r_s = \frac{3 \times \phi_g}{S_g}$$

$$\frac{\partial S_g}{\partial t} + \frac{\partial S_g u}{\partial x} = s_t$$

$$m_t = \rho_g S_g \frac{dr_s}{dt}$$

$$\frac{\partial \rho_g \phi_g}{\partial t} + \frac{\partial \rho_g \phi_g u}{\partial x} = m_t$$

$$s_t = 2.0 * \frac{S_g}{r_s} \frac{dr_s}{dt}$$



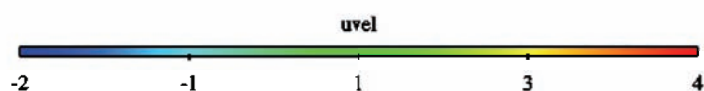
UNSTEADY CAVITATION MODEL (CONTD.)

- Two independent parameters control the cavitation growth and decay
 - Net surface area of cloud: S_g
 - Growth/decay rate of each individual bubble: $\frac{dr_s}{dt}$
- Growth rate $\frac{dr_s}{dt}$ can be specified using a fundamental bubble cavitation model
 - Simplified model used in present study
- Surface area S_g is obtained from the solution
- Superior results obtained for unsteady cloud shedding
 - Results for unsteady cryogenic hydrofoil presented in CAV 2006
- Model needs to work in conjunction within a hybrid LES/RANS framework to model unsteady dynamics

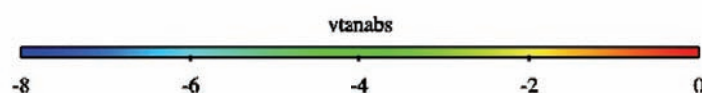


MERIDIONAL AND SWIRL VELOCITY CONTOURS FOR 70% OF DESIGN CASE

Axial Velocity

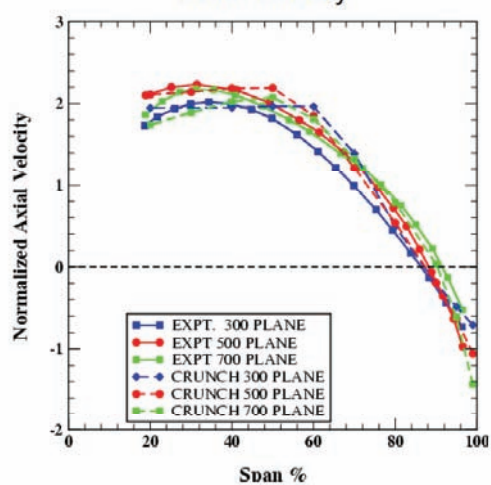


Swirl Velocity

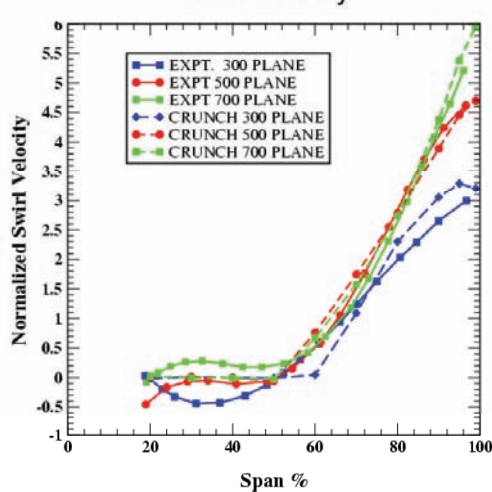


VELOCITY PROFILE COMPARISONS WITH EXPERIMENTAL DATA

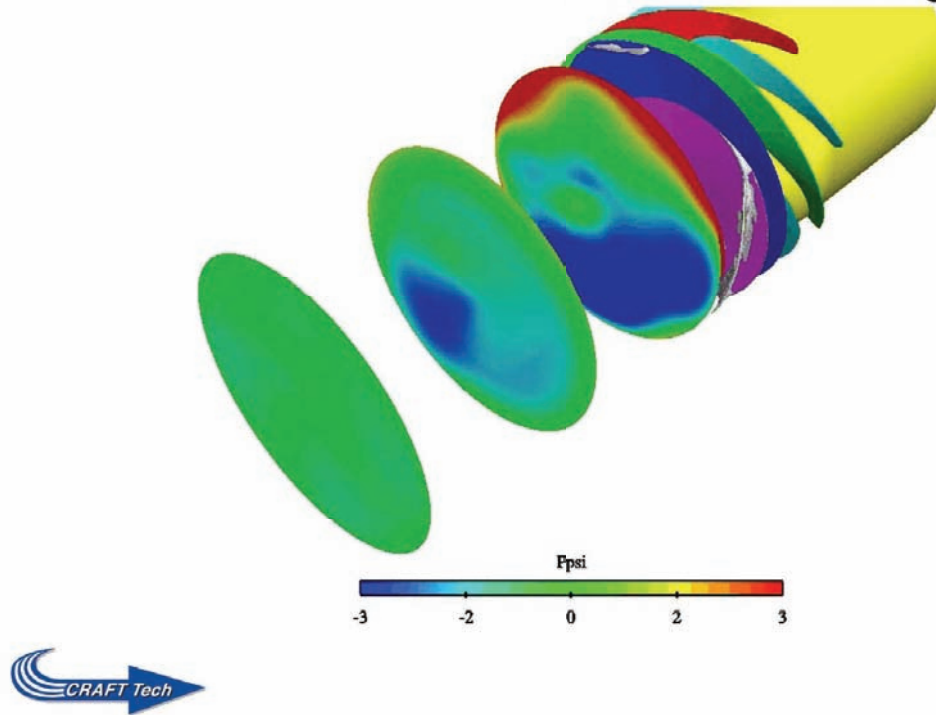
Axial Velocity



Swirl Velocity



PRESSURE PROPAGATION UPSTREAM OF LEADING EDGE FOR SSME LPFP at N_{ss} 20000

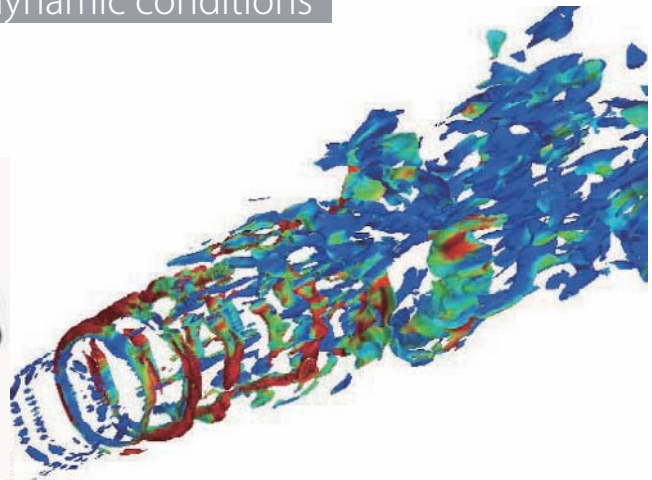
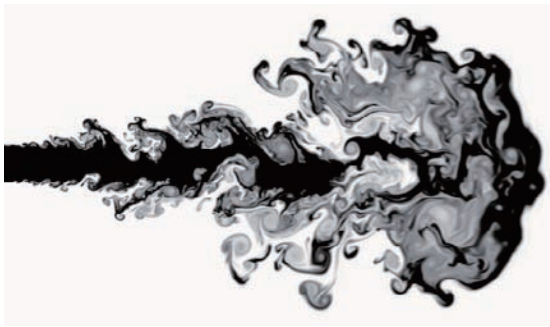


New Horizon of Rocket Engine Modeling and Simulation
The University of Tokyo, Sep/28-29/2010

高解像度コンパクト差分法を用いた超臨界圧環境下 における噴流構造の数値解析

A high-resolution scheme for jet mixing flows
under supercritical thermodynamic conditions

寺島 洋史 (JEDI/JAXA)



2010年9月28日火曜日

1

Key topics

- ▶ 超臨界圧環境下における噴流構造
- ▶ 6次精度コンパクト差分法とLADを用いた高解像度数値解析手法

2010年9月28日火曜日

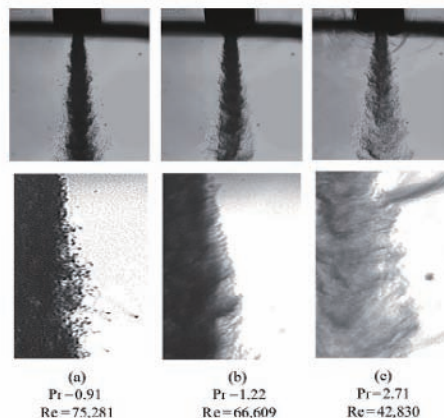
2

Backgrounds

ロケットエンジンの燃焼圧: 3~20MPa

噴射性能や熱環境の予測

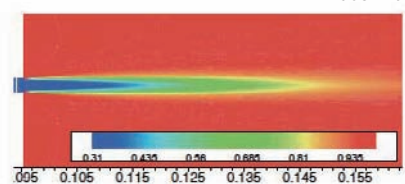
- 超臨界圧力下における噴流混合や燃焼現象
- 非定常噴流構造の解明



Oschwald et al. (2006)

RANS解析

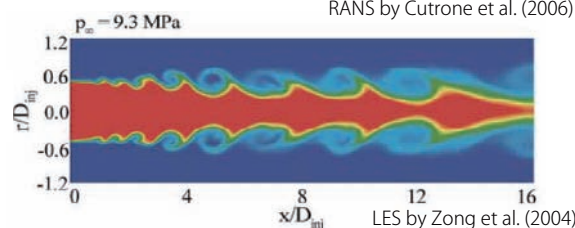
- 非定常性の欠落, 乱流モデルへの依存



RANS by Cutrone et al. (2006)

LES/DNS解析

- 低次精度解析, 格子点数の増加 (数千~数億点, Tucker et al. 2007-2008など)



LES by Zong et al. (2004)

2010年9月28日火曜日

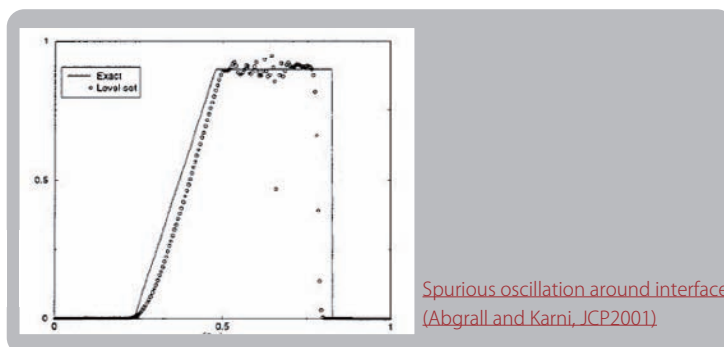
3

Backgrounds and Purpose

- ▶ 超臨界圧流体解析に対する高解像度スキームの導入 6次精度コンパクト差分法とLAD

- 乱流構造の解像; 噴流混合現象の詳細理解
- 計算格子/時間の削減

- 多流体における固有の数値振動
- 多相流体における数値安定性



- ▶ 高解像度数値解析法の評価

- 多成分理想流体への適用
- Kawai and Terashima, IJNMF 2010

- 超臨界圧実在流体へ導入, 評価



Deformation of helium bubble due to shock wave passage in air

2010年9月28日火曜日

4

Numerical methodology

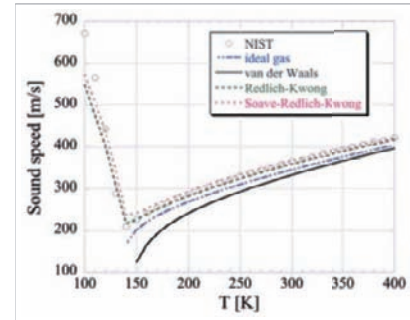
- The compressible Euler/Navier-Stokes equations in generalized coordinate
 - ▶ Sixth-order compact differencing scheme for advection and viscous terms (Lele 1992)
 - ▶ Third-order TVD Runge-Kutta scheme for time integration (Gottlieb 1998)
 - ▶ Sixth-order compact filtering for numerical stabilization (Lele 1992, Gaitonde 2000)

• The Soave-Redlich-Kwong (SRK) equation of state

$$p = \frac{RT}{V - b} - \frac{a\alpha}{V(V + b)}$$

- ▶ for example, the internal energy consists of perfect gas component and the departure function

$$e(T, \rho) = e_0(T) + \int_0^\rho \left[\frac{p}{\rho^2} - \frac{T}{\rho^2} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_\rho \right] d\rho$$

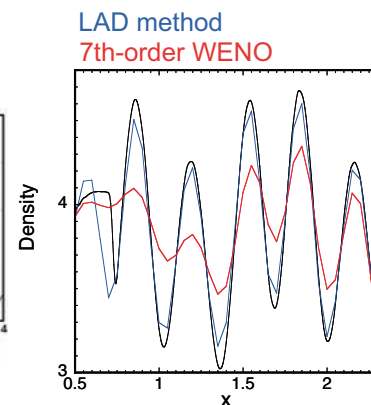
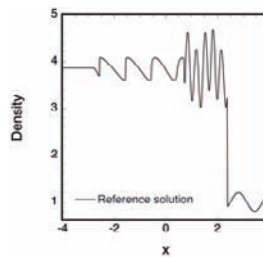


2010年9月28日火曜日

5

Localized Artificial Diffusivity (LAD)

- Cook and Cabot, 2004
- Cook, 2007
- Kawai and Lele, 2008, 2010



- ▶ adding artificial transport coefficients to the fluid transport coefficients

$$\begin{aligned} \mu &= \mu_f + \mu^* \\ \beta &= \beta_f + \beta^* \\ \kappa &= \kappa_f + \kappa^* \\ D &= D_f + D^* \end{aligned}$$

$$\mu^* = C_\mu \rho \left| \sum_{l=1}^3 \frac{\partial^r S}{\partial \xi_l^r} \Delta \xi_l^r \Delta_l^2 \right| \quad \beta^* = C_\beta \rho \left| \sum_{l=1}^3 \frac{\partial^r \nabla \cdot \mathbf{u}}{\partial \xi_l^r} \Delta \xi_l^r \Delta_l^2 \right|$$

$$\kappa^* = C_\kappa \frac{\rho c^3}{T} \left| \sum_{l=1}^3 \frac{\partial^r T}{\partial \xi_l^r} \Delta \xi_l^r \Delta_l \right|$$

2010年9月28日火曜日

6

Problems set up

本手法の性能, 適用性評価のため, 1, 2次元超臨界圧流体問題を設定した.

1. Advection flows, including trans-critical state
2. Shock tube problem, introduced by Arina 2004
3. Modified Shu-Osher problem
4. Two-dimensional cryogenic jet at supercritical pressure

2010年9月28日火曜日

7

Result 1: 1-D advection flow

窒素の臨界値:

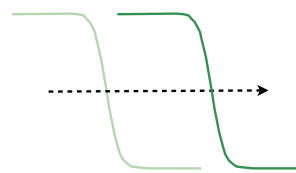
$$p_{cr} = 3.4\text{MPa}, \quad T_{cr} = 126.2\text{K}, \quad \rho_{cr} = 313.3\text{kg/m}^3$$

- ▶ Nitrogen at 4MPa (trans-critical state) and 8MPa considered

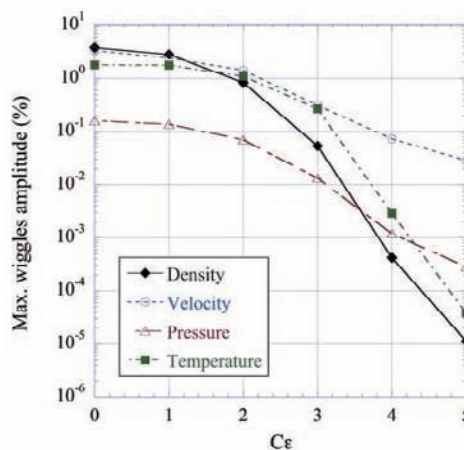
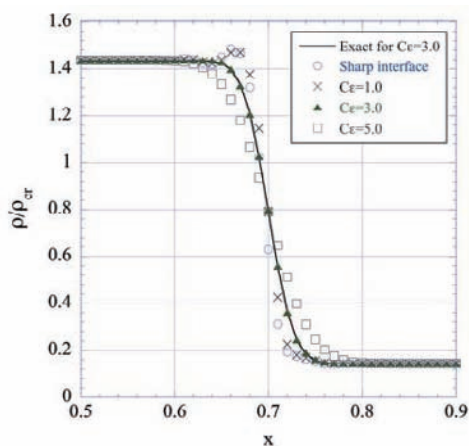
$$(\rho, u, T, p) = \begin{cases} (450.0, 10.0, 124.6, 4.0) & 0 \leq x < 0.3\text{m}, \\ (45.0, 10.0, 298.5, 4.0) & 0.3 \leq x \leq 1.0\text{m}. \end{cases}$$

- ▶ 101 grid points, CFL: 0.4

$$(C_\kappa = 0.01)$$



Schematic of an advection problem



Density profiles and maximum wiggles amplitude at $t=0.04\text{s}$

2010年9月28日火曜日

8

Smooth initial interface

- ▶ Centered schemesで問題となるinitial startup errorを避けるため導入

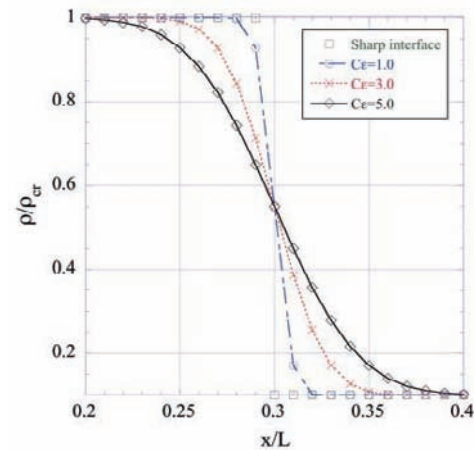
Smooth initial interface, generated with an error function:

$$f_{sm} = \frac{1 + \operatorname{erf}[\Delta R/\epsilon]}{2}, \quad \epsilon = C_\epsilon \Delta x$$

ΔR : distance from interface

$$C_\epsilon = 0.0 \sim 5.0$$

$$q = q_L(1 - f_{sm}) + q_R f_{sm}$$

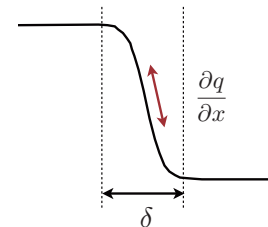


2010年9月28日火曜日

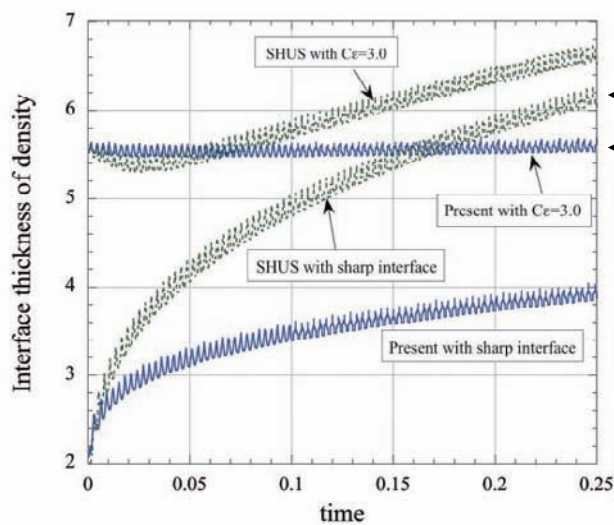
9

Result 2: Interface thickness

- ▶ Interface thickness defined as: $\delta = \frac{\Delta q}{\Delta x \partial q / \partial x|_{max}}$



Schematic of interface thickness



SHUS with Sharp interface

Present with Smooth interface

- ▶ Even with smooth initial interface, the present method keeps the interface sharper than MUSCL (SHUS) with sharp initial interface

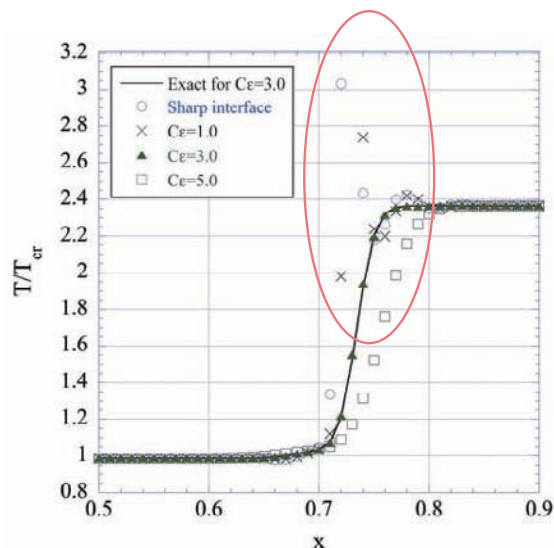
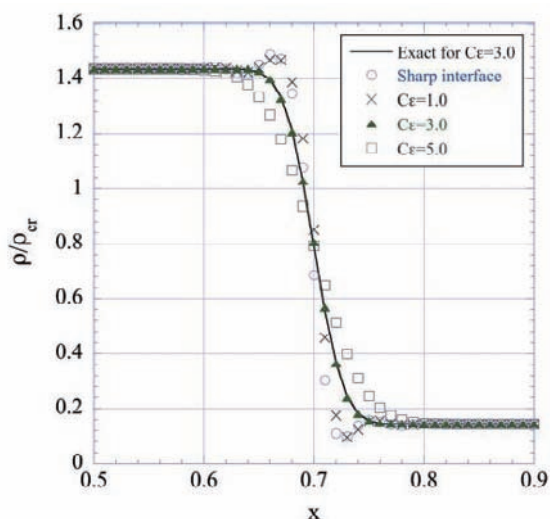
2010年9月28日火曜日

10

Result 3: Influence of LAD: κ^*

$$\kappa^* = C_\kappa \frac{\rho c^3}{T} \left| \sum_{l=1}^3 \frac{\partial r T}{\partial \xi_l^r} \Delta \xi_l^r \Delta_l \right|$$

► The following results are with $C_\kappa = 0.001$



► LAD κ^* effectively can reduce spurious oscillations due to initial startup errors, the effect appears particularly in the temperature profile as expected.

2010年9月28日火曜日

11

Result : Shock tube problem

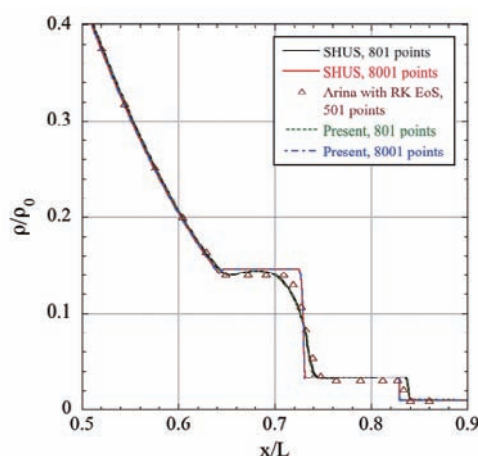
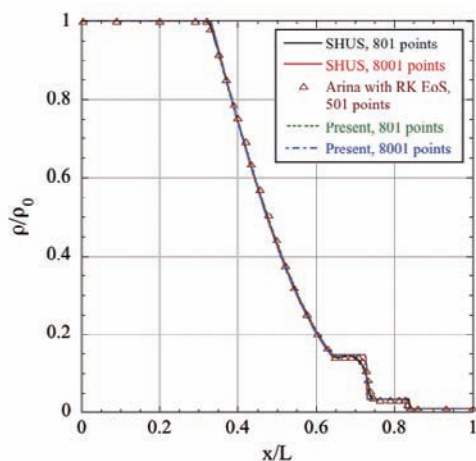
二酸化炭素の臨界値：

$$p_{cr} = 7.376 \text{ MPa}, \quad T_{cr} = 304.22 \text{ K}, \quad \rho_{cr} = 348.8 \text{ kg/m}^3$$

► CO_2 considered

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (348.8, 0.0, 73.76) & 0 \leq x < 5\text{m}, \\ (3.488, 0.0, 0.7376) & 5 \leq x \leq 10\text{m}. \end{cases}$$

► 801 and 8001 grid points, CFL: 0.4, $C_\beta = 1.75, C_\kappa = 0.01$



Density (overall and zoom-up) profiles at $t=2.745\text{e-}3\text{s}$

2010年9月28日火曜日

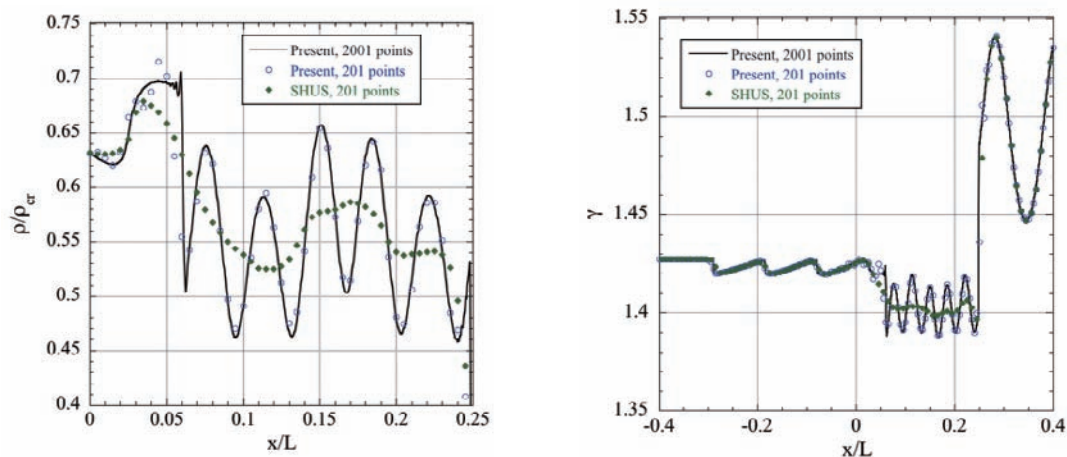
12

Result : Modified Shu-Osher problem

- ▶ Nitrogen under supercritical pressure considered

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (3.86\rho_0, M_{ref}c_L, 10.33p_0) & -5 \leq x \leq -4\text{m.} \\ (\rho_0(1 + 0.2 \sin 5x), 0.0, p_0) & -4 \leq x < 5\text{m,} \end{cases} \quad \text{where} \quad \begin{aligned} \rho_0 &= 50\text{kg/m}^3 \\ p_0 &= 4.0\text{MPa} \end{aligned}$$

- ▶ 201 and 2001 grid points, CFL: 0.4, $C_\beta = 1.75, C_\kappa = 0.01$



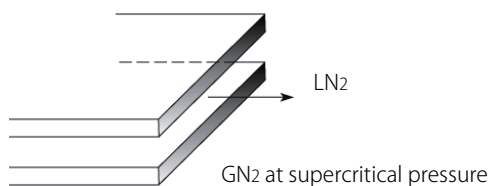
Density (zoom-up) and ratio of the specific heat profiles at $t=5.903\text{e-}3\text{s}$

2010年9月28日火曜日

13

Two-dimensional case: cryogenic jet

- ▶ Cryogenic LN₂ plane jet injected into GN₂ supercritical pressure condition



Injection jet	Chamber
130.0 K	298.0 K
3.97 MPa	3.97 MPa
236.3 kg/m ³	45.458 kg/m ³
Maximum injection velocity $V_0=10.0$ m/s	
Velocity profile using hyperbolic tangent	
Diameter of inlet $D=2.2$ mm	
Reynolds number: 2.63×10^5	

- ▶ Velocity profile at the inlet

$$V(r_c) = \frac{V_0}{2} \left[1 + \tanh \left(0.25 \frac{D}{\Theta} \left(\frac{D}{2r_c} - \frac{2r_c}{D} \right) \right) \right], \quad \text{where} \quad \Theta = \frac{D}{60}$$

- ▶ Viscosity from Zeberg-Mikkelsen et al.
- ▶ Thermal conductivity from Vasserman and Nedostup

2010年9月28日火曜日

14

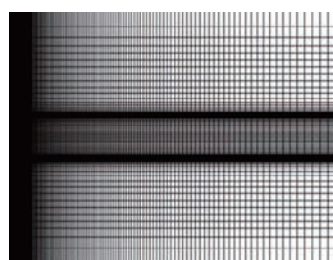
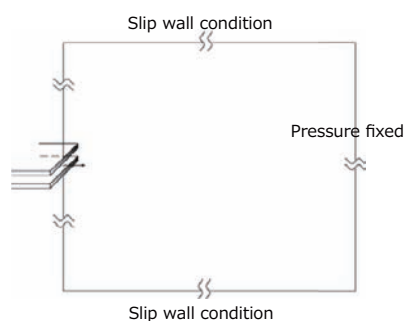
Continued.

- Four grids used for grid convergence study

Grid1: 199×185 , Grid2: 368×345 , Grid3: 689×645 , and Grid4: 1309×1185 .

Minimum grid spacing: $1.5 \times 10^{-5} \text{m}$

Computational domain: $400D \times 100D$



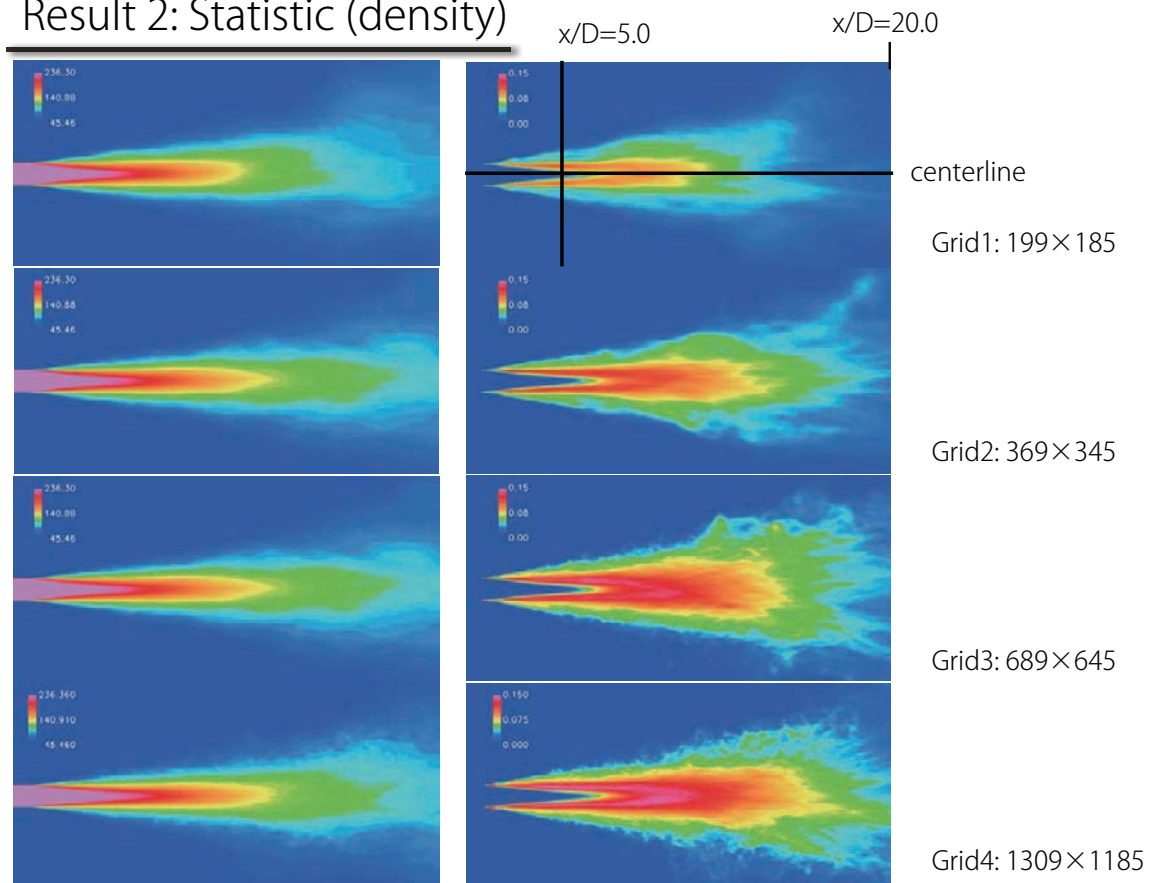
A computational grid (Grid 1) near the inlet

- Statistics during 60ms

2010年9月28日火曜日

15

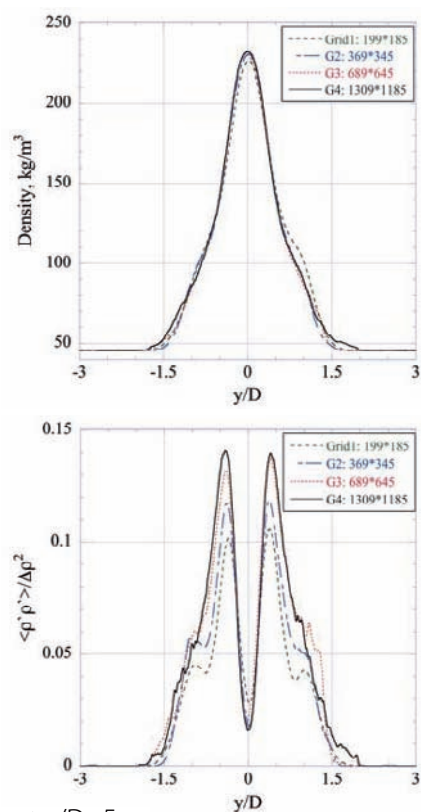
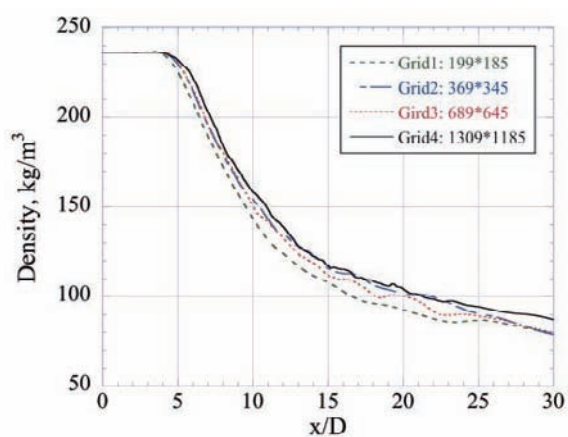
Result 2: Statistic (density)



2010年9月28日火曜日

17

Result 3: Statistic distributions



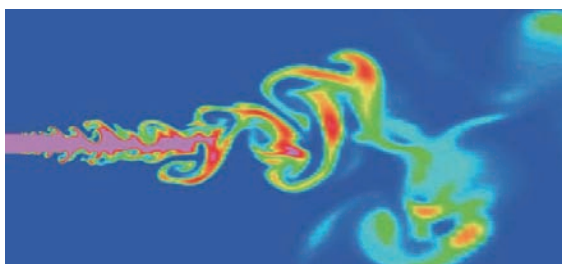
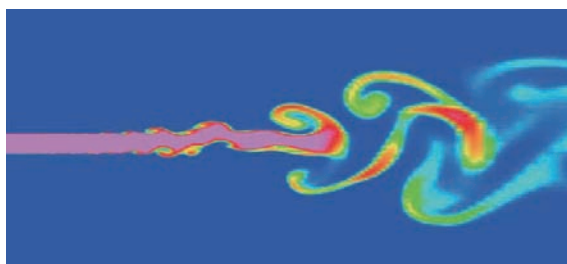
Density: mean on centerline, mean at $x/D=5$, fluctuation at $x/D=5$

2010年9月28日火曜日

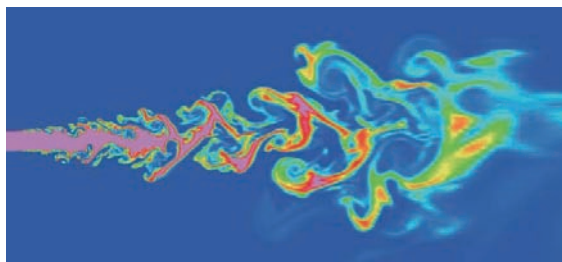
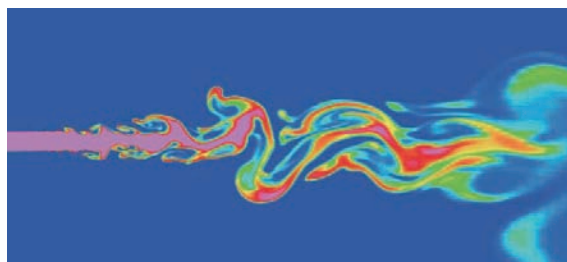
18

Result 4: Comparison with MUSCL scheme (SHUS)

► Instantaneous density distributions



Left: SHUS, Right: Present on Grid2: 369×345

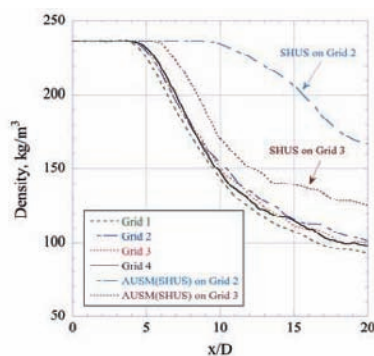


Left: SHUS, Right: Present on Grid3: 689×645

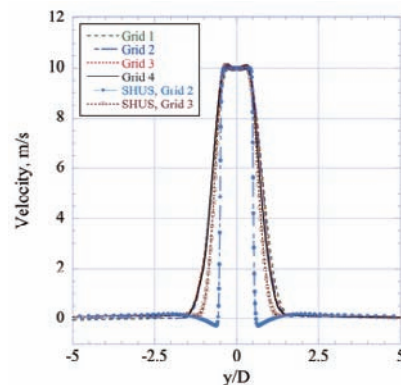
2010年9月28日火曜日

19

Result 5: Comparison with SHUS on Statistics

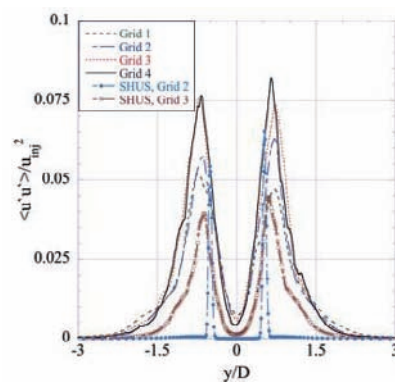


Density: mean on centerline



Velocity:

mean at $x/D=5$ (upper),
fluctuation at $x/D=5$ (lower)



2010年9月28日火曜日

20

Conclusions

超臨界圧流体解析に対して、6次精度コンパクト差分法とLADによる高解像度数値解析法の導入し、1, 2次元問題を通して、その性能と適用性を評価した。

- 適切にinitial startup errorを避けることで、虚偽の数値振動無く、遷臨界状態を含む超臨界圧移流問題に適用できることを示した
- 特に、LADにおける人工熱伝導係数は、界面でのwiggles抑制に効果的に働く
- 衝撃波を含む超臨界圧流体に適用可能であること、修正Shu-Osher問題では、密度や温度の高周波変動を解像する上で優れた性能を持つことを示した
- 2次元極低温噴流問題に適用し、適度な格子解像度で、噴流の非定常構造や変動量の評価が可能となることを示した

2010年9月28日火曜日

21

Acknowledgement

本研究では、河合宗司博士 (CTR, Stanford University) に貴重な議論などをいただいております。



振動燃焼抑制に向けた取り組み —レゾネータと燃焼器の減衰特性評価— Study on Acoustic Devices to Attenuate Oscillatory Combustion

清水太郎, 堀暖, 北村圭一, 大門優

JAXA / JEDI CENTER

2010.9.28



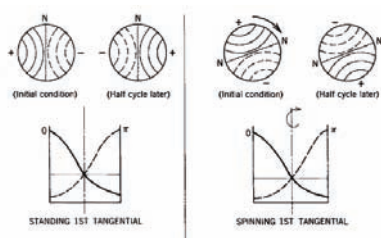
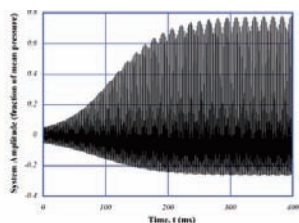
1



振動燃焼とは？

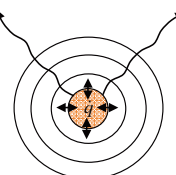
特徴

- ・高周波振動: 1000Hz以上、音響モードに関連
- ・壁への高いheat flux: エンジンに壊滅的なダメージを引き起こす



1Tmode

発熱変動が主音源



$$p'(\mathbf{x}, t) \approx \frac{\rho}{4\pi|\mathbf{x}|} \frac{\partial}{\partial t} \int \left[\frac{\dot{q}(\mathbf{y}, t)}{c_p \rho T} \right] d^3\mathbf{y},$$

2



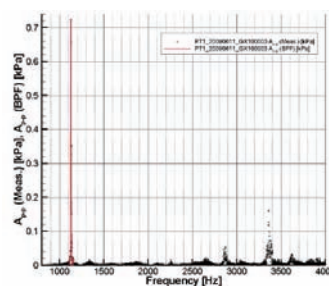
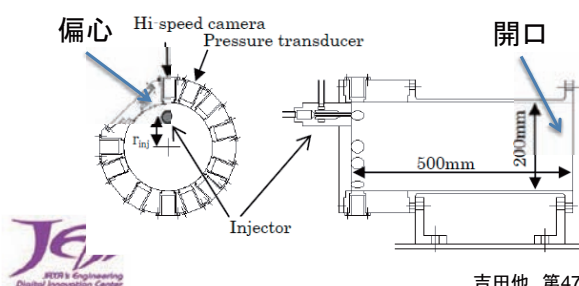
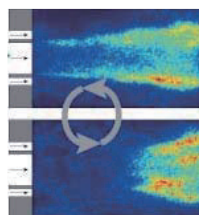
"Rocket Propulsion Elements," Sutton



振動燃焼の例

基礎実験例@常圧下 (JAXA/IAT:調布研開本部と共同)

・振動燃焼を発生させ検証データを取得する(増幅率・最終振幅)



1Tmode

吉田他, 第47回燃焼シンポジウム講演論文集pp.231, 2009.

3



最終的な目標

数値解析技術を用いたロケットの振動燃焼評価手法の確立



4



振動燃焼の増幅・減衰要因

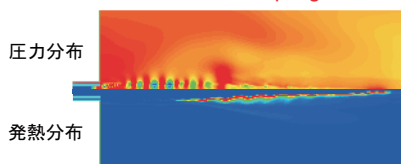
音のエネルギーの保存式



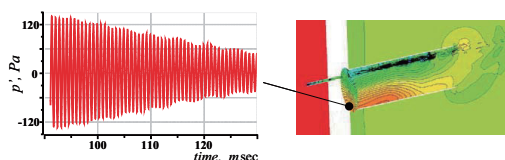
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \left(\frac{p'^2}{2\rho c^2} + \frac{\rho \mathbf{v}'^2}{2} \right) dV = \int_V \frac{(\gamma-1)p'q'}{\rho_0} dV - \int_S p' \mathbf{v}' \cdot d\mathbf{S}$$

Howe, M. S., *Acoustics of Fluid-Structure Interactions*

増幅項 (音と火炎のcoupling)



減衰項 (音響減衰: 開口部、減音デバイス)



スケールと物理の分離

5



振動抑制手法の整理

- active device: 振動の発生自体を抑える
secondary fuel injection (heat release control), uniform O/F distribution
- passive device: 発生した振動を減衰させる
baffle, hub, resonator, (chamberの基本特性)

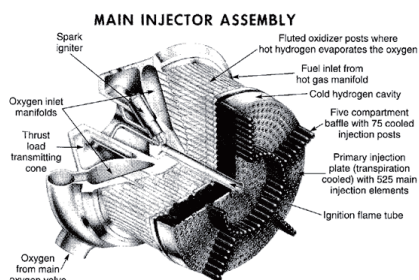
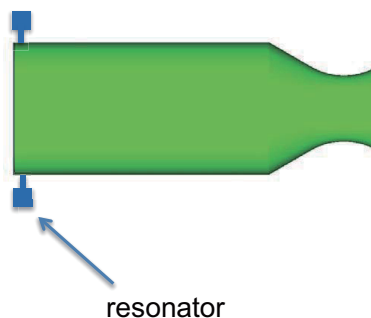


FIGURE 9-6. Main injector assembly of the Space Shuttle main engine showing baffle with five outer compartments. (Courtesy of The Boeing Company, Rocketdyne Propulsion and Power.)

baffle, hub



resonator



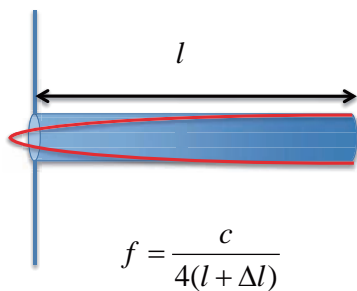
"Rocket Propulsion Elements," Sutton

6



resonatorとは？

Quarter wave ($\lambda/4$) resonator: QWR

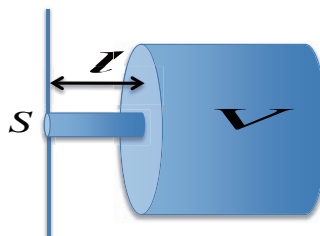


Δl : 開口端補正

- ・太い管(放射による): 内半径 \times 約0.61という理論値
- ・細い管(粘性による): 気柱内部での波長のほぼ8分の1



Helmholtz resonator: HR



$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{Vl'}}$$

$$r = \sqrt{\frac{S}{\pi}}$$

$$l' = l + 1.3r$$

7

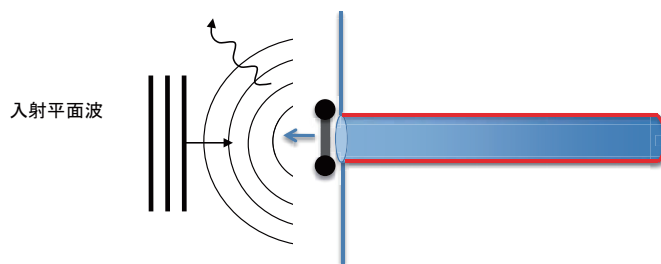


resonatorの働き

減衰要因 = (粘性・熱伝導) + (放射・散乱) + (渦・乱流jetの生成)

linear

Nonlinear(>0.1% Pc)



8



粘性と熱伝導の効果

音の線形損失の基本原理に基づく

$$\left\langle \frac{de}{dt} \right\rangle_{vis} = \frac{1}{T} \int_0^T \int_S \rho u'^2 \sqrt{\frac{\omega \nu}{2}} dS dt$$

$$\left\langle \frac{de}{dt} \right\rangle_{thermal} = \frac{1}{T} \int_0^T \int_S (\gamma - 1) \frac{p'^2}{\rho c^2} \sqrt{\frac{\omega D}{2}} dS dt$$

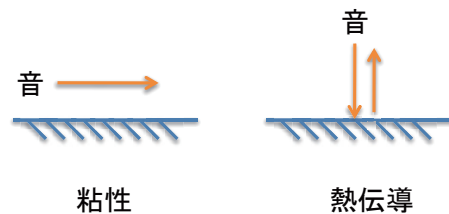
この量を壁際で積分すればよい

ν : dynamic viscosity
 D : thermal diffusivity

$$\bar{E} = \frac{1}{T} \int_0^T \int_V \left(\frac{1}{2} \rho u'^2 + \frac{1}{2} \frac{p'^2}{\rho c^2} \right) dV dt$$

$$\alpha_e \equiv \left\langle \frac{de}{dt} \right\rangle_{total} / \bar{E}$$

$$E = E_0 \exp(-\alpha_e t) \exp(i\omega t)$$

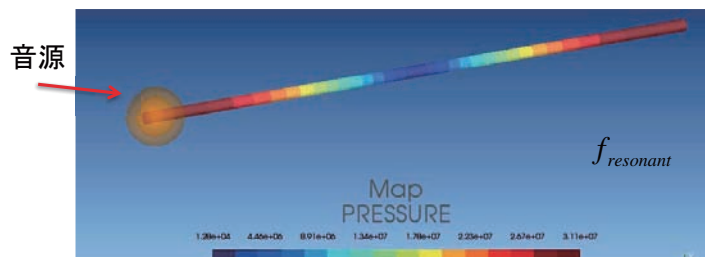


音響FEM等の解析負荷の小さいツールで評価可能



音響FEMを用いた評価(検証)

3Dの細長いキャビティー内の1Lモードの減衰係数を予測
(Searby et al. J.P.P. vol. 24, No.3, pp.516-523, 2008)



cavity:
 $r = 0.005[m]$
 $L = 0.5[m]$
 $\gamma = 1.27$
 $a = 1884.5[m/s]$
 $\rho = 0.358[kg/m^3]$
 $c_p = 6257.6[J/kg \cdot K]$
 $c_v = 4927.2[J/kg \cdot K]$
 $\nu = 1.35 \times 10^{-4}[m^2/s]$
 $Pr = 0.79$
 $D = Pr \cdot \nu = 1.71 \times 10^{-4}[m^2/s]$
 $f_{resonant} = 1884.5[Hz]$

$$E = E_0 \exp(-\alpha_e t) \exp(i\omega t)$$

$$\alpha_p = \alpha_e / 2 \equiv \left\langle \frac{de}{dt} \right\rangle_{vis} / 2\bar{E} = 179.3[1/s]$$

$$\alpha_{p_CFD} = 178.5[1/s]$$

$$\alpha_{p_theory} = 178.8[1/s]$$

FEM結果に基づく推算値が、
下記の粘性考慮の非定常CFD、
理論値とほぼ一致



注意点) 熱損失は含まれていない(論文での設定)。



線形領域の評価(粘性・熱伝導)

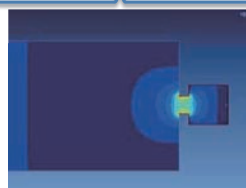
共振点での変動場

QWR型

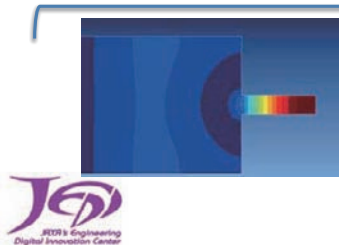
HR型

HR型taper付

速度変動



圧力変動



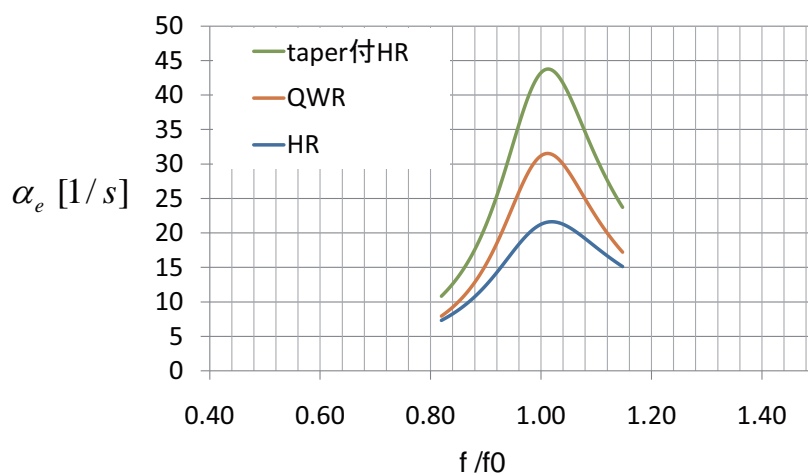
QWRと入り口幅同じ

(QWRの入り口幅の半分)



定量評価例

各形状に対する減衰係数 α_e の比較



$$E = E_0 \exp(-\alpha_e t) \exp(i\omega t)$$

$\alpha_e = 40$ なら、0.1[s]で、圧力振幅が14%に減ずる

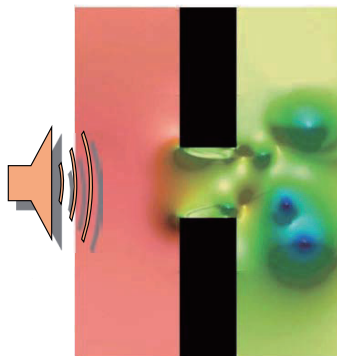
→基本設計が可能(非線形でも共振周波数はさほど変化しない) ¹²





非線形領域の評価

Tam et al., J. S. V. 284, pp947-984, (2005)



Dispersion Relation Preserving method
(WENOに類似)



反射係数 (magnitude)

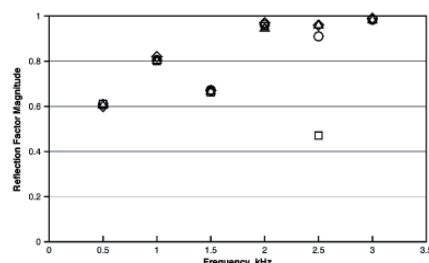


Fig. 8. Comparisons between calculated and measured reflection factors of 90° slit with 0.05-in width. ◇, Reflection factor magnitude, calculated; □, reflection factor magnitude, measured (trial #1); △, reflection factor magnitude, measured (trial #2); ○, reflection factor magnitude, measured (trial #3, slit rotated by 90°) (time dependence $e^{-\alpha t}$).

反射係数 (phase)

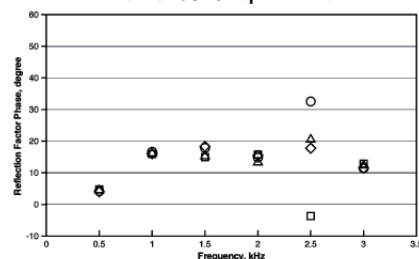


Fig. 9. Comparisons between calculated and measured reflection factors of 90° slit with 0.05-in width. ◇, Reflection factor phase, calculated; □, reflection factor phase, measured (trial #1); △, reflection factor phase, measured (trial #2); ○, reflection factor phase, measured (trial #3, slit rotated by 90°) (time dependence $e^{-\alpha t}$).



JAXA圧縮性コードによる評価中

CFDのポイント

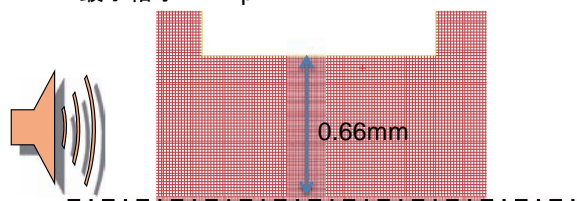
- ・実設計に使うため、複雑形状に対応 → 非構造格子法 (LS-flow, cfd++)
- ・低速(前処理法)
- ・音波を解く(圧縮性考慮と時間精度確保)
- ・乱流モデル不要 (DNS)

入力音響条件

150dB, $\pm 632\text{Pa}$ (燃焼圧の0.6%変動相当), $\pm 1.57[\text{m/s}]$, 1500Hzのsin波

スリット付近格子分布

最小格子: 12.7 μm



Oscillatory stokes layer, λ
を解像する必要がある。

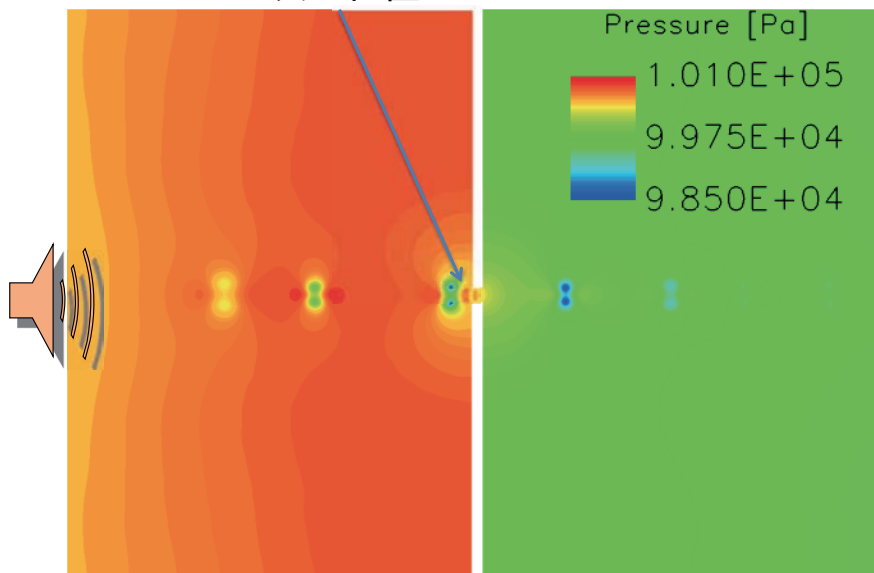
$$\lambda = 2 \left(\frac{\pi \nu}{f} \right)^{1/2}$$





CFD結果の例(圧力場)

スリット位置

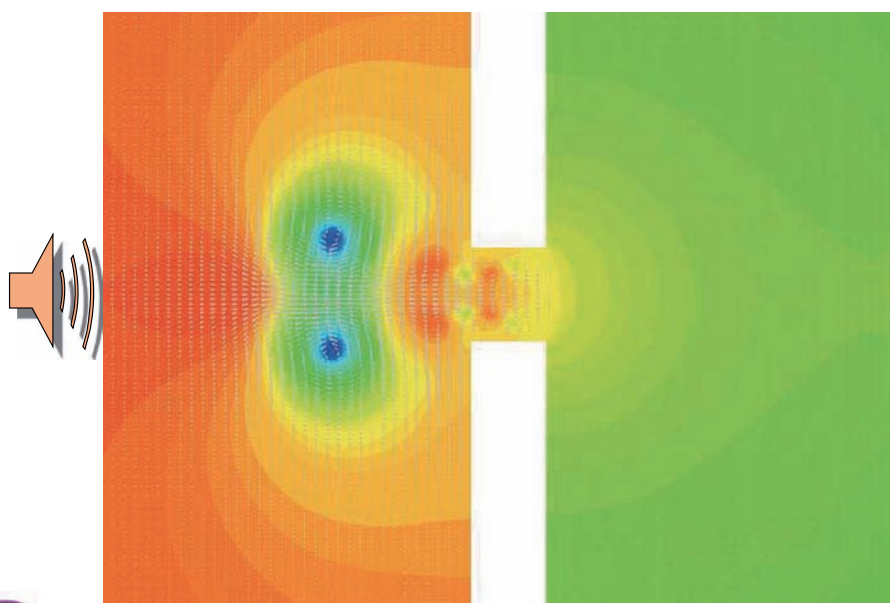


15



CFD結果の例(圧力・速度場)

スリット位置拡大図

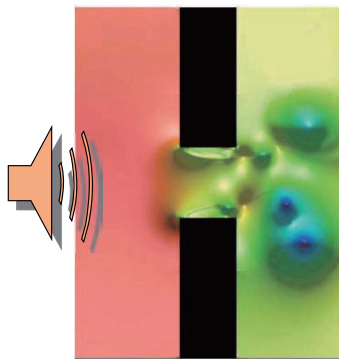


16



現在の評価状況

Tam et al., J. S. V. 284, pp947-984, (2005)



反射係数 (magnitude)

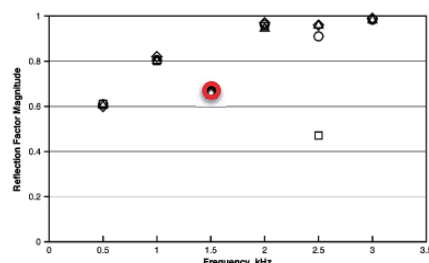


Fig. 8. Comparisons between calculated and measured reflection factors of 90° slit with 0.05-in width. ◇, Reflection factor magnitude, calculated; □, reflection factor magnitude, measured (trial #1); △, reflection factor magnitude, measured (trial #2); ○, reflection factor magnitude, measured (trial #3, slit rotated by 90°) (time dependence $e^{-\alpha t}$).

反射係数 (phase)

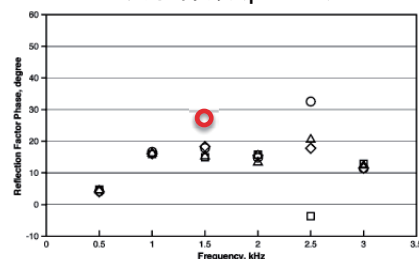
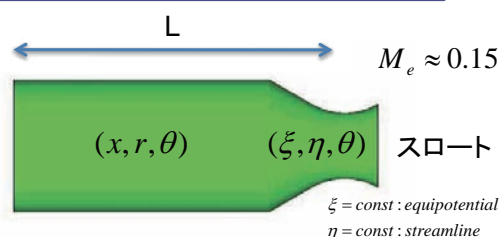
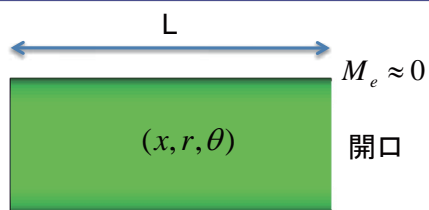


Fig. 9. Comparisons between calculated and measured reflection factors of 90° slit with 0.05-in width. ◇, Reflection factor phase, calculated; □, reflection factor phase, measured (trial #1); △, reflection factor phase, measured (trial #2);



開口部からの放射の寄与(1Tmode)



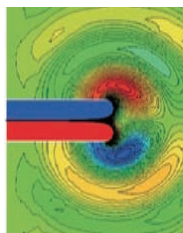
共振時は開口部の速度変動が単極子となる

平均流の存在が大きく寄与する

$$\Phi = \frac{\dot{V}(t - R/c)}{4\pi R}$$

$$\dot{V} \rightarrow u'dS$$

$$p'(\mathbf{r}) \xrightarrow{r \gg r_0} \frac{i\omega\rho}{4\pi} \exp i(\omega t - kr) \times \int_s \frac{u'_x(r_1, \theta_1)}{r} \exp\{-ikr_1(\cos\phi \sin\theta \sin\theta_1 - \cos\theta \cos\theta_1)\} r_1 dr_1 d\theta_1$$



$$\alpha_e = 9[1/s]$$

$$\alpha^* z_e \approx \frac{1}{2} \{\varepsilon_r - (\gamma + 1) \bar{u}_e\}$$

$$\varepsilon = \gamma a + \frac{B}{i\omega_0}$$

$$\alpha_e = 110[1/s]$$



Shimizu et al. AIAA 2010-1146

Crocco, AGARD117

Cantrell et al., JASA., vol.36, no.4, pp.697. 18



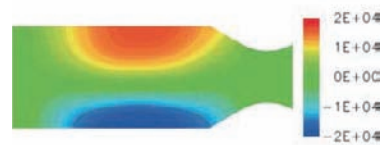
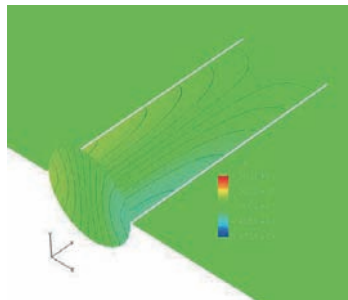
CFDによる評価(1Tmode)



開口



スロート



$$\alpha_e = 9[1/s]$$

$$\alpha_e = 120[1/s]$$

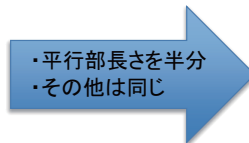


$$(\alpha_{e_resonator} \approx 10[1/s])$$

19



開口部からの放射の寄与(1Tmode)



$$\alpha_e = 120[1/s]$$

$$\alpha_e \approx 240[1/s]$$

- ・resonatorは付加的な寄与
- ・減音特性には、ノズルの形状・特性が最も大きく関与する



20



まとめ

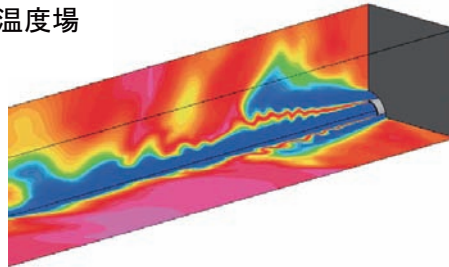
- ・振動燃焼評価のため、各要因毎に最先端の数値解析技術を適用している
- ・特に減音デバイスについては、理解が進んできた
- ・現在は、音源を調べるための非定常燃焼解析と振動燃焼試験を実施中

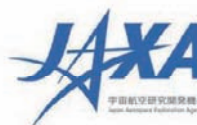
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \left(\frac{p'^2}{2\rho c^2} + \frac{\rho \mathbf{v}'^2}{2} \right) dV = \int_V \frac{(\gamma-1)p'q'}{\gamma p_0} dV - \int_S p' \mathbf{v}' \cdot d\mathbf{S}$$

CFDによる増幅項評価

(非定常燃焼解析: FaSTARによる解析例)

温度場





ロケット燃焼器の燃焼試験技術の 現状と課題

宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部
エンジン研究開発グループ 燃焼器技術領域

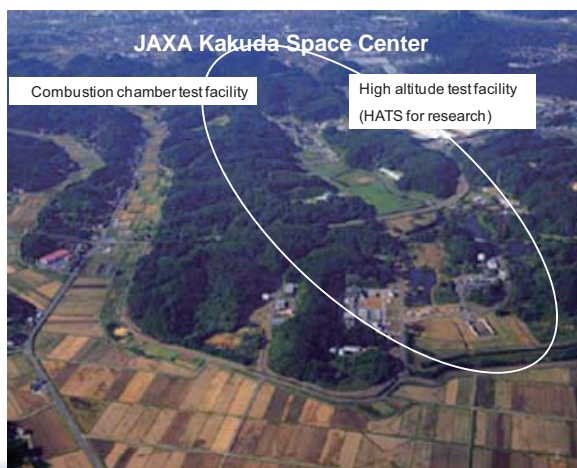
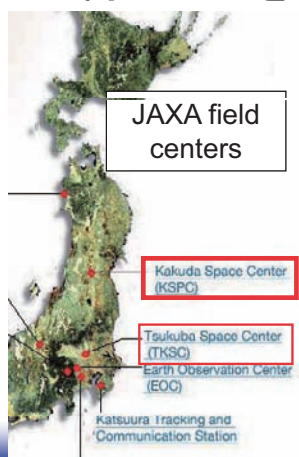
富田 健夫, 川島 秀人, 布目 佳央,
小野寺 卓郎, 森谷 信一



燃焼器技術領域



- ・ サブスケール燃焼試験やコールドフロー試験等を通じた研究開発により、ロケットエンジン要素の設計技術の向上を目指す。

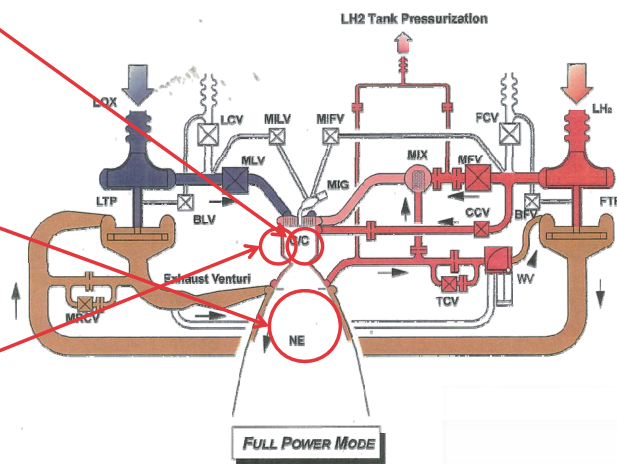




ロケットエンジンにおける燃焼器



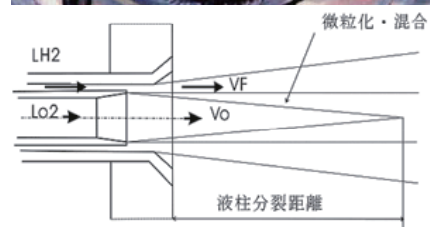
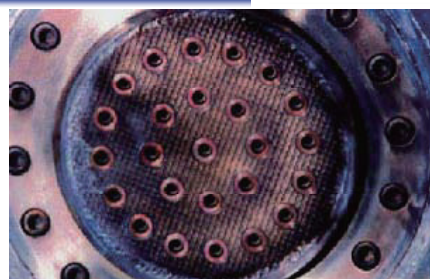
- 燃焼室における燃焼による熱エネルギー、圧力ポテンシャルの発生
- ノズルにおける熱エネルギー／圧力ポテンシャルから運動エネルギーへの変換
- 燃焼室冷却=吸熱によるタービン駆動エネルギーの発生



各要素の技術課題～噴射器

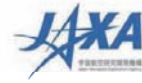


- 高い燃焼・混合効率を短い距離で実現
 - 高性能
 - 軽量化
- 振動燃焼の防止
 - 高信頼化
- 同軸型噴射器
 - 遅い液体酸素・高速のガス水素 → 剪断力による微粒化・混合
 - 噴射器設計による微粒化・混合・燃焼の制御 ← 現象把握／解明
 - 流体の流動・燃焼に伴う圧力・流量変動 ← 現象把握／設計クライテリア

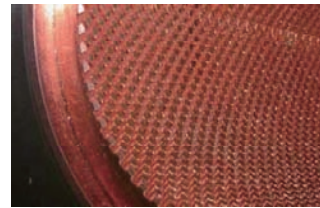
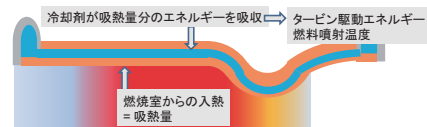




各要素の技術課題～燃焼室



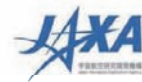
- 高い熱流束を冷却
 - 燃焼ガス温度は 3×10^3 K, 熱流束は最大 1×10^2 MW/m²のオーダー
 - 塑性変形を許容した設計
- タービン駆動エネルギーを取得
 - 高比エンタルピ流体による冷却
- 縦溝冷却燃焼器
 - 燃焼ガス側熱伝達特性←燃焼現象把握・環状冷却による情報取得・噴射器設計との関係
 - 冷却剤側熱伝達特性←強制対流冷却モデルによって、構造温度が大きく違う←現象把握とより高度なモデル



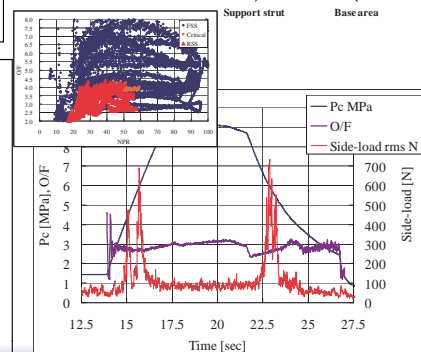
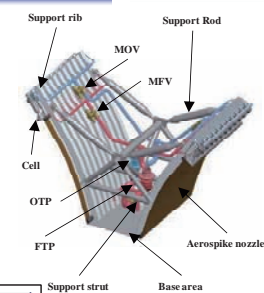
菱形形状突起フィン付き燃焼器内面



各要素の技術課題～ノズル



- 高いエネルギー変換効率
 - 高度と圧力変化・推力制御への対応
 - 高度補償ノズル
- 過渡の過膨張における横力
 - 剥離条件の特定
 - 特異な剥離の発生防止
- 高度補償ノズル
 - デュアルベル、エアロスパイク等←複雑化する流れの把握
- 剥離条件の特定
 - ノズル内の剥離位置の予測精度向上
 - 過渡の比定常な燃焼室条件

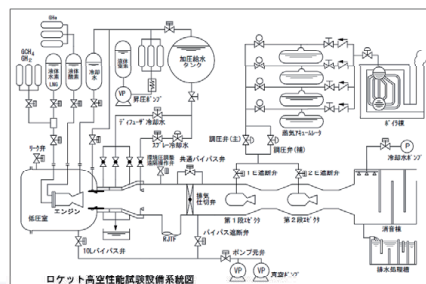
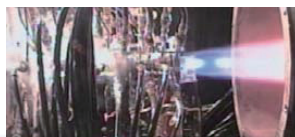




試験設備～HATS



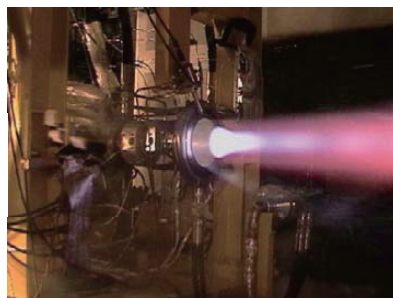
- ロケット高空性能試験設備の特徴
 - 高度30 kmを模擬した高空条件での試験が可能
 - 100秒程度の高空模擬試験が可能
 - 使用可能推進剤
 - 酸化剤: LOX
 - 燃料: LH2, LNG, LCH4, GH2, GCH4, アルコール等炭化水素
 - 最大燃焼圧力: 5 MPa程度
 - 最大推力: 3 tonf



試験設備～液水スタンド



- 液体水素ロケットエンジン要素試験設備の特徴
 - 地上条件の高圧燃焼試験が可能
 - 独立冷却燃焼試験が可能
 - 燃焼条件と冷却条件を独立に設定可能
 - 燃料供給温度を制御可能
 - 液体水素とガス水素を任意の割合で混合可能
 - 使用可能推進剤
 - 酸化剤: LOX × 2系統
 - 燃料: (LH2, LNG, LCH4) × 2系統, (GH2, GCH4) × 3系統
 - 最大燃焼圧力: 12 MPa以上
 - 最大推力: 2 tonf

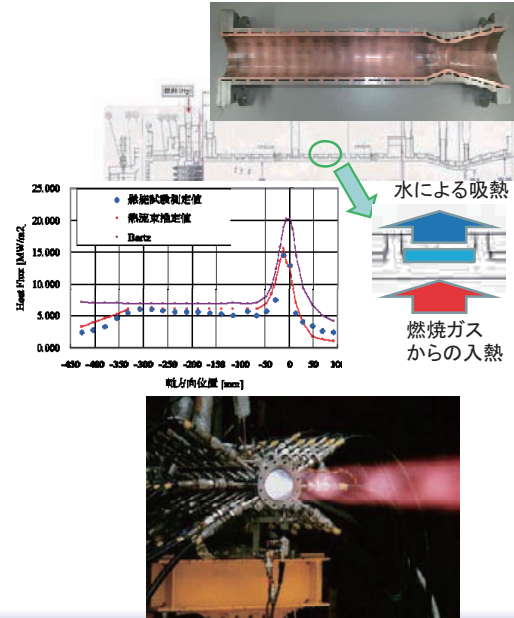




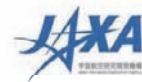
代表的な燃焼試験～熱負荷評価



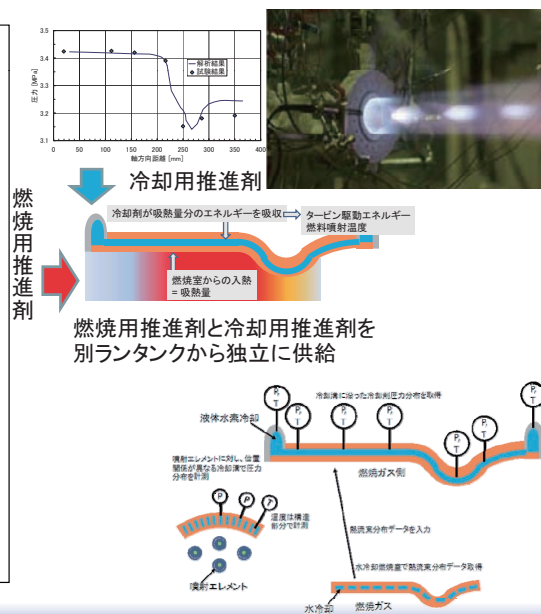
- 燃焼試験中の冷却水のエンタルピー上昇を計測
 - 熱的にはバランス
- 入熱／吸熱面積を適当に与えれば、冷却チャンネルあたりの平均熱流束が計測可能
- 計測値を利用するには、「熱伝達率」に変換する必要がある



代表的な燃焼試験～独立冷却

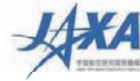


- 燃焼用の推進剤と冷却用の推進剤を独立して設定
 - 模擬したい条件を自由に選べる
- 入熱側熱伝達率は同一形状噴射器・燃焼器にて熱負荷評価試験を実施して取得
 - 既知の入熱条件に対して冷却剤の冷却能力を評価
- 冷却剤圧力、温度、構造温度等から冷却能力を評価

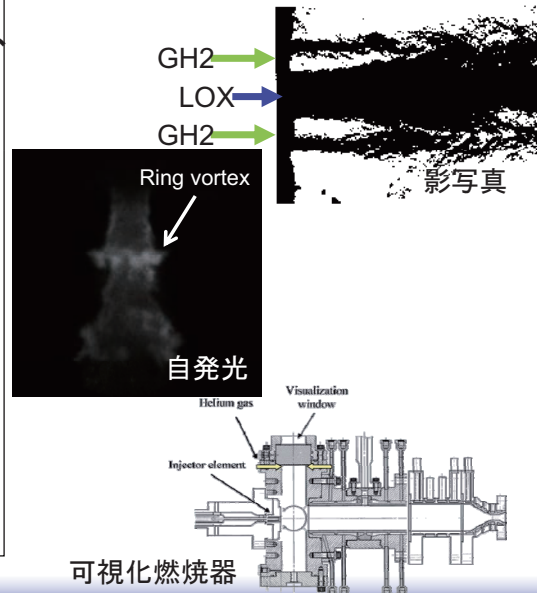




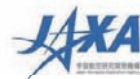
代表的な燃焼試験～可視化燃焼



- 燃焼状態を可視化観察して、噴射器設計と燃焼について調べる
 - 写真によるLOX噴流の微粒化・混合
 - 自発光による燃焼領域
 - LIFによる面分布の取得への挑戦
 - 窓ガラス保護のために、現実のロケット燃焼器とは若干異なる条件←CFDによる架け橋が必要



ロケット燃焼器試験技術の現状と課題



現状

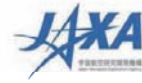
- 大まかには設計に利用可能な情報が取得可能。
 - 噴射器設計に関しては、性能推定の半経験式を提示してきた。
 - 入熱側熱伝達は、よく用いられるBartzの式への補正を提示してきた。
 - 冷却剤冷却特性については、よく用いられる強制対流冷却モデルの評価と、独自の冷却モデルを提示してきた。

課題

- 平均データの点計測
 - 通常の評価データは数百Hzのフィルタ
 - 注目する点データのみ、数十kHzのサンプリング
 - 主に表面で数点の点データしか取得できない
- バルクの評価
 - 点データが全体を代表すると仮定してバルク評価
 - 面情報取得への挑戦



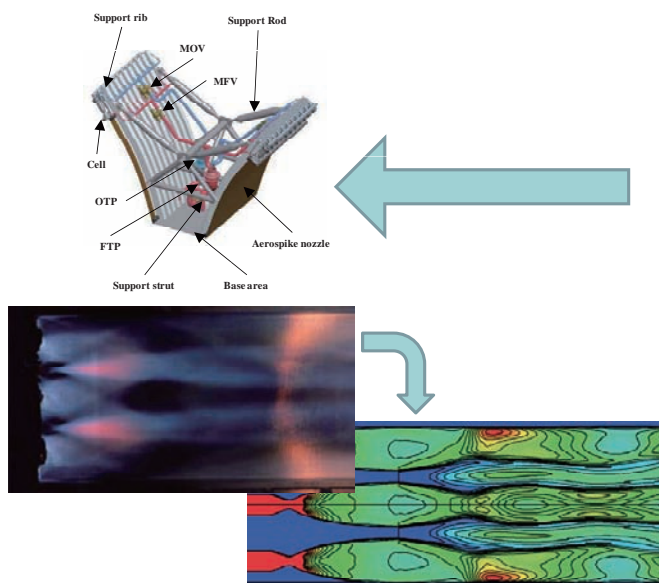
今後の展望



- 変動現象への挑戦
 - 計測機器・収録機器の進歩により、高速サンプリングが可能になってきている。
 - 現状、～25 kHzまでの圧力や加速度は評価可能。
- 面データ取得への挑戦
 - 可視化技術の進歩により、表面の面データや、空間の任意断面のデータを定量評価可能になってきている。
 - これまで、コールドフローでは表面データの取得(剪断応力、圧力分布等)を実施。
 - 燃焼試験における任意断面の燃焼関連データの可視化に挑戦予定。
 - 構造温度分布の可視化も将来的には挑戦していきたい。
- CFDとのコラボレーション
 - 点データからの現象解明には限界がある。3次元的に現象把握の出来るCFDとのコラボレーションが必須。



今後のロケットエンジン研究開発におけるCFDの役割



1次設計:
経験則・実験式やモデル解析による概略設計

2次設計:
CFDを用いた複雑な流れの解析による1次設計評価／改善

設計評価に用いるCFDの構築:
サブスケール実験とCFDの対比・検証による解析結果の信頼性の向上

- 対象に対し、詳細解析すべき現象と無視出来る現象の識別
- 結果の定量評価による検証

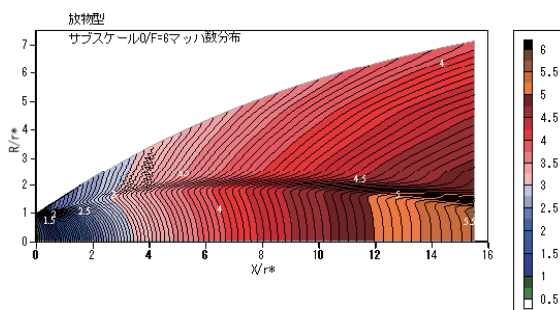


古い成功例～TDK



- ロケットのノズルの性能
計算コード

- 非粘性の超音速スペース
マーチング計算
- 粘性の影響は境界層排除
厚さのみ
- 反応も入っている～影響
が大きいのはマッハ数の
小さな領域のみ
- 今のPCなら一瞬で終了!!





LE-X Engine

LE-Xエンジンにおける シミュレーション解析技術の活用

平成22年9月28日

宇宙航空研究開発機構
宇宙輸送ミッション本部エンジン研究開発グループ

野田慶一郎

1



LE-Xエンジン

有人対応を視野に入れた次期ブースターエンジン



LE-X Engine



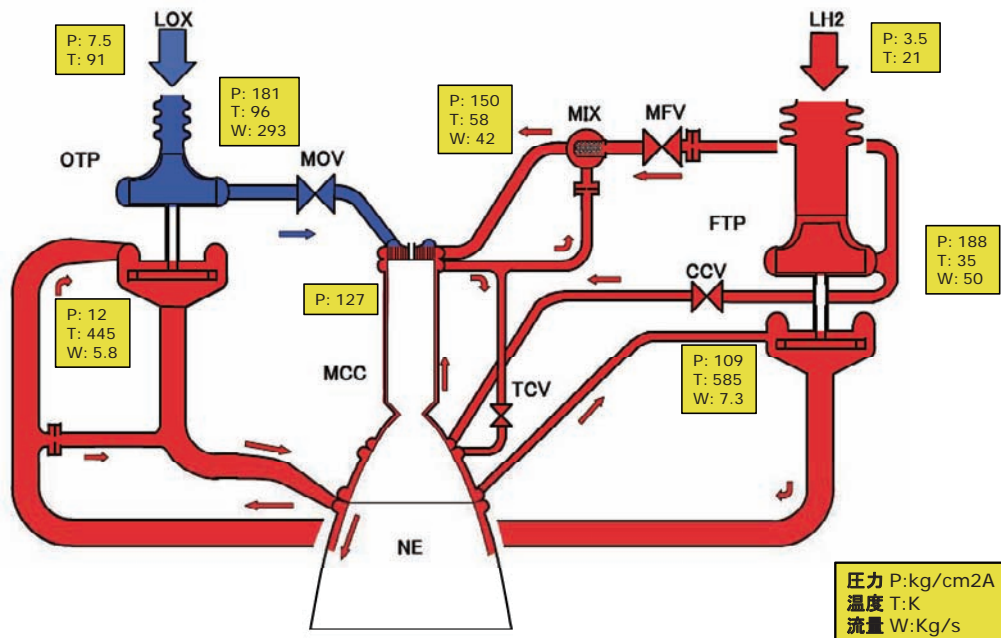
推力(真空中)	1448kN(147.7t)
推力(海面上)	1217kN(124.1t)
比推力	431.9 sec
燃焼圧	12.1 MPa
エンジン混合比	5.9
燃焼室混合比	6.9
膨張比	37

水素噴射温度	58.0K
タービン入口温度	587K
LH2流量	49.6kg/s
LOX流量	292.4kg/s
FTP回転数	40790 min ⁻¹
OTP回転数	16110 min ⁻¹

2

エキスパンダーブリードサイクル(EBC)

大推力エキスパンダーブリードサイクルエンジンの実現




3

EBCエンジンの発展

LE-5エンジンからLE-Xエンジンへの進化




4



LE-Xエンジンが目指すもの

日本が世界に誇るブースターエンジンを目指して

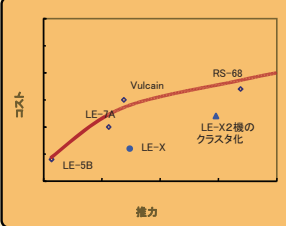


信頼性

- 有人を視野に入れた**日本独自のエンジンサイクル**の採用
 - ＜制御安全＞
 - 世界の有人ブースターエンジン
 - SSME(スペースシャトル): 2段燃焼サイクル
 - F1(サターンV): GGサイクル
 - ＜本質安全＞
 - 日本のブースターエンジン(有人も対応可)
 - LE-X: エキスパンダーブリードサイクル (世界初のブースターエンジンへの適用)
 - 日本独自の開発手法**の確立
 - 有人へ向けた信頼度を満足するための設計開発手法の構築
 - 従来の方式では有人対応エンジンの開発に3000回の試験、4000億円の試験費が必要
 - 高信頼性開発プロセスにより、適正な開発費規模で大幅な信頼性の向上を達成


コスト

- 世界一のコストパフォーマンス、国際価格競争力の実現**
- 目標コスト: LE-7Aに比べ約50%
- 世界的に革新的なコストレベル




性能

- 推力混合比制御**によるロケット性能の向上
- バルブ電動化**による運用性の向上




トータルバランスの取れたエンジン

5




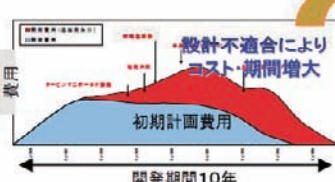
高信頼性開発プロセスの構築

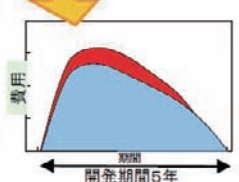
従来のエンジン開発プロセスからの革新



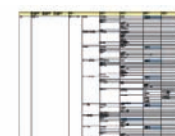
- 従来 (Test - Fail - Fix) 型の開発プロセスから革新 → **設計時に信頼度を算出**
信頼度算出のために、故障モードとその影響を網羅的に評価(**フロントローディング**)








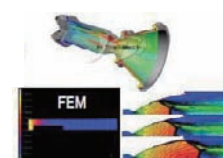
- 故障モードの影響評価では、**故障モードの網羅**とともに**故障モード毎の現象の理解**が重要



◆故障モードライブラリの整備





◆故障シナリオの充実



●数値シミュレーション(現象の理解)

コリレーション





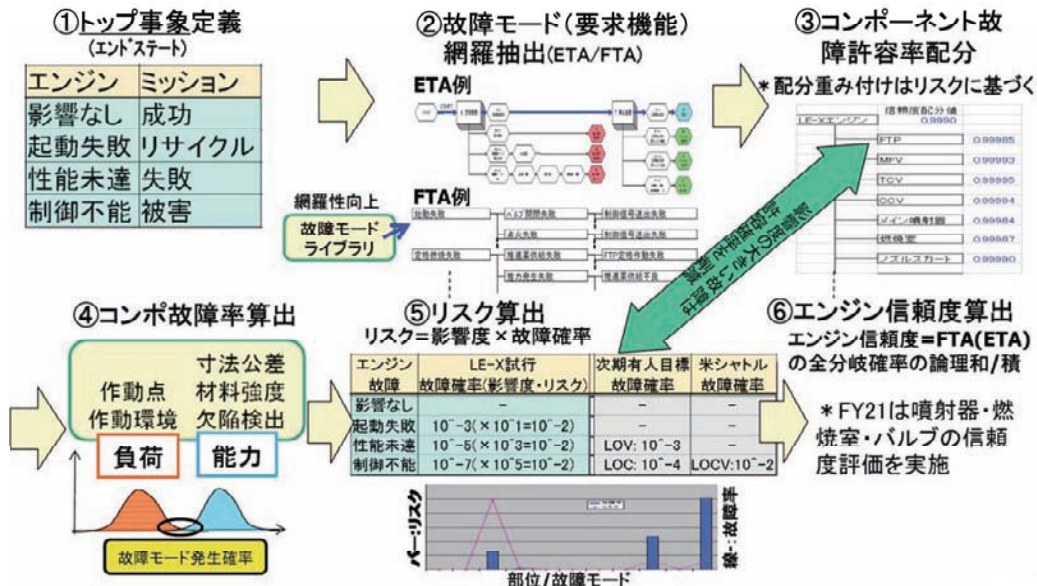
■各レベルでの試験検証

⇒ 本プロセスは全プロジェクトに展開可能

6

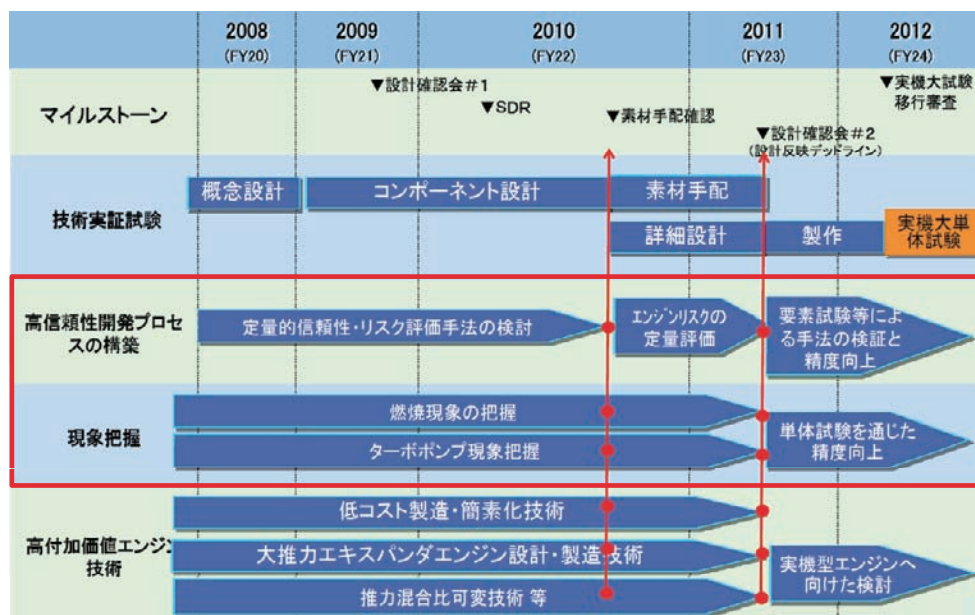
設計信頼度の評価

設計信頼度評価プロセスの全体概要



7

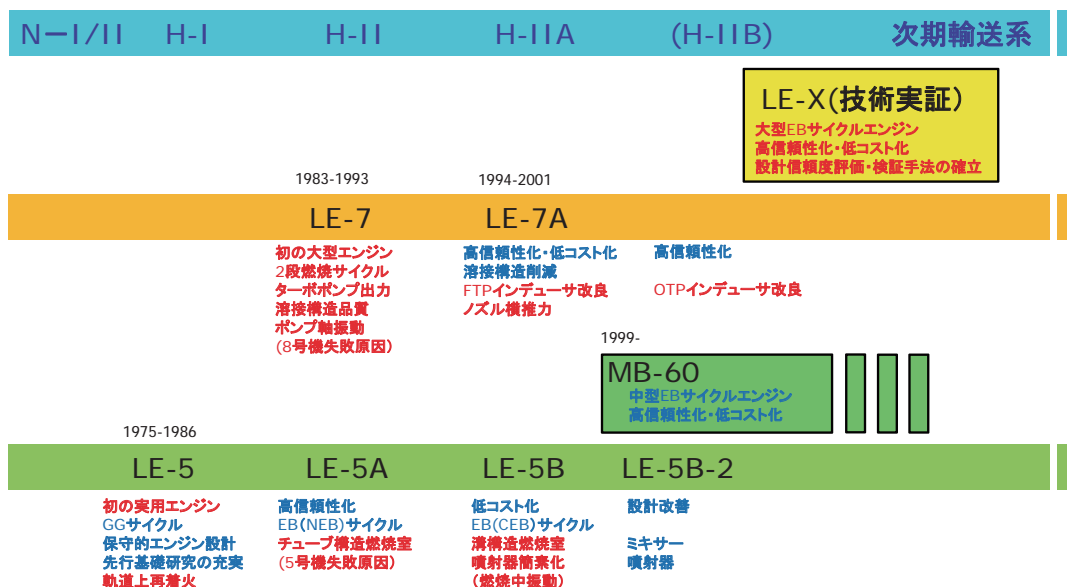
LE-X技術実証計画



8



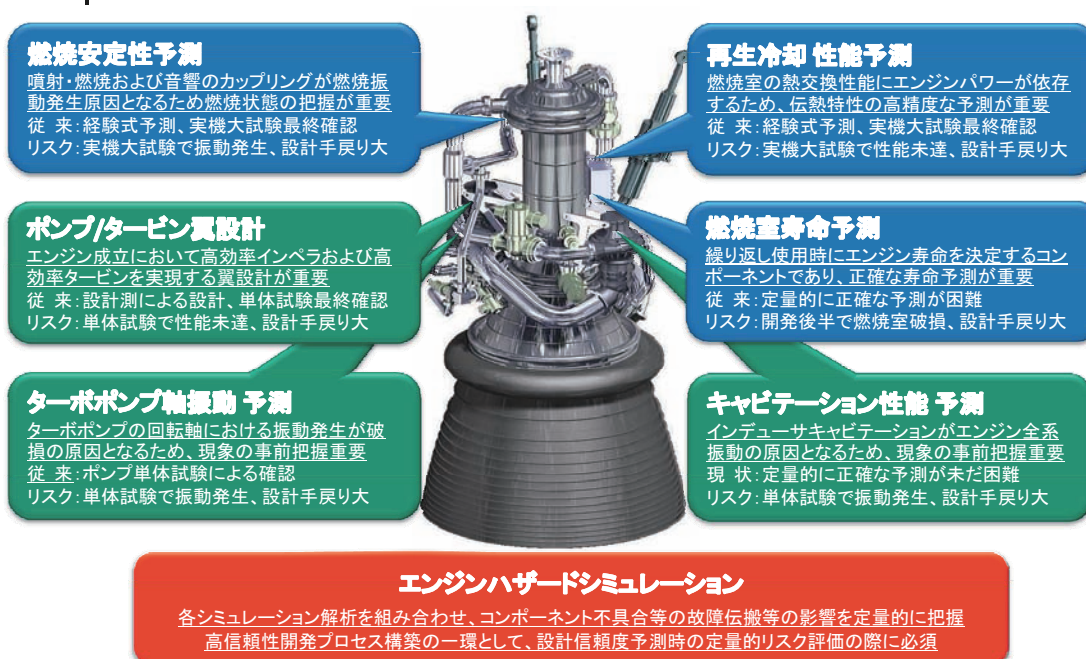
液酸液水エンジン開発の流れ



9

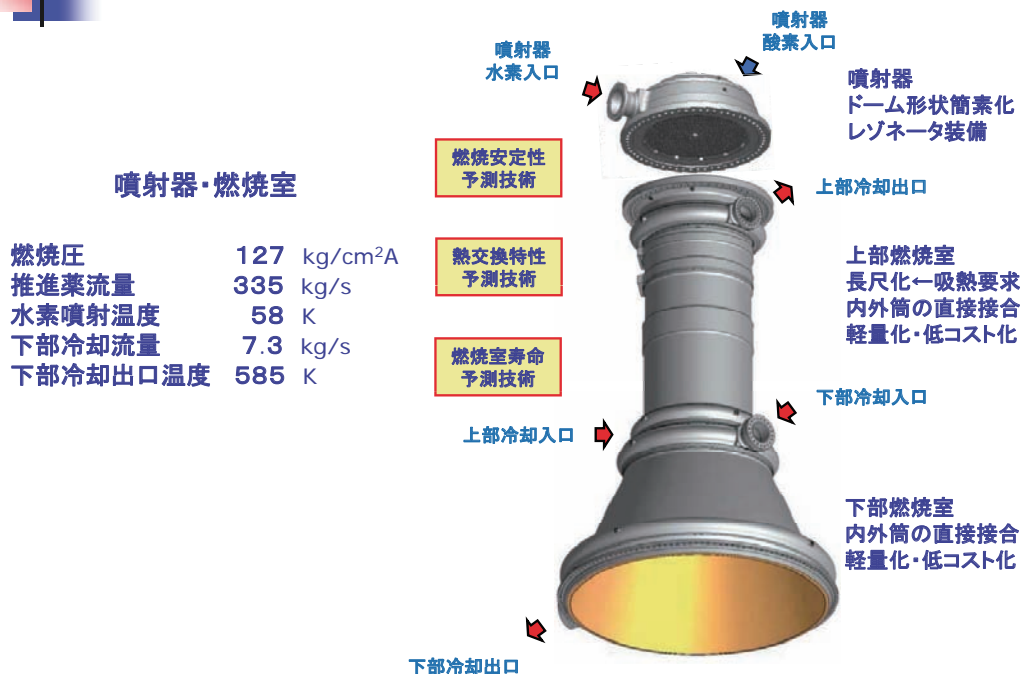


シミュレーション解析技術への期待



10

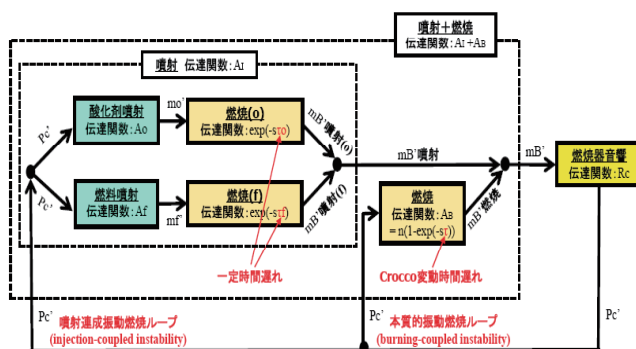
LE-X 噴射器・燃焼室



11

燃焼安定性評価1 (N-τ 法)

圧力と流量の伝達関数を比較：定常燃焼CFD等を活用



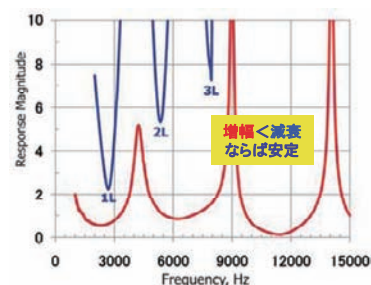
噴射伝達関数 $A_i(s)$ と 燃焼伝達関数 $A_b(s)$ から $A_i(s) + A_b(s)$ を計算
 → $A_i(s) + A_b(s)$: 燃焼振動の増幅要素 →

$$A_i(s) = \frac{\dot{m}'_{b, inj}(s) / \bar{p}'_c(s)}{\bar{p}_c} = \frac{\bar{r} \cdot A_o(s) \cdot \exp(-s\tau_o) + A_f(s) \cdot \exp(-s\tau_f)}{\bar{r} + 1}$$

$$A_b(s) = \frac{\dot{m}'_{b, burn}(s) / \bar{p}'_c(s)}{\bar{p}_c} = n[1 - \exp(-s\tau)]$$

定常燃焼CFD (FLUENT) の結果を
 音響解析ソフト(ACTRAN)へ入力
 燃焼器音響伝達関数 $R_c(s)$ を計算

$1/R_c(s)$: 燃焼振動の減衰要素



噴射エレメント燃焼試験

12

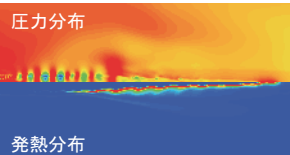


燃焼安定性評価2(圧力変動エネルギー法)

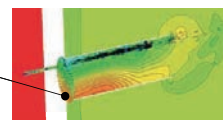
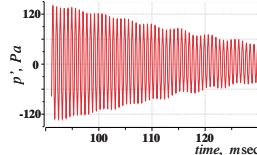
音の理論式に基づき圧力変動エネルギーを評価：非定常燃焼CFD等を活用

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V (\text{圧力変動 エネルギー}) dV = \int_V \frac{(\gamma-1) p' \dot{q}'}{\gamma p_0} dV - \int_S p' \mathbf{v}' \cdot d\mathbf{S}$$

非定常燃焼CFDによる増幅項評価



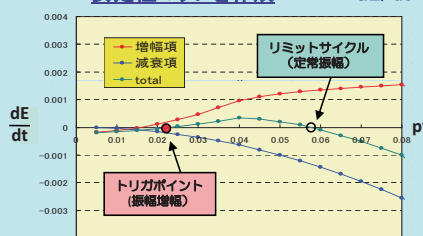
音響解析による減衰項評価



多数エレメント存在時の干渉効果の評価

安定性マップを作成

→ dE/dt < 0 になる振幅p'で振動安定



- ・音響と燃焼の寄与を分離して評価
- ・定常振幅等の定量値により実験との比較検証可能
- ・非線形領域(大振幅)にも拡張可能(別理論式利用)
- ・繰り返しの CFD 実施が不要
- ・システムの大きな特性を把握、相互比較が可能



偏心常圧振動燃焼試験

13

再生冷却部性能評価1

再生冷却部性能予測の高精度化

従来：経験式+1次元解析

低精度、実機 リスク大

$$h_{Barr} = \frac{C_{Barr}}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu_0^{0.2} C_{F,0}}{P_0^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A_c} \right)^{0.9} \sigma$$

$$Nu_s = 0.023 Re_b^{0.8} Pr_b^{0.4} \psi^{-0.55}$$

経験式による吸熱量予測

1次元解析による冷却性能評価

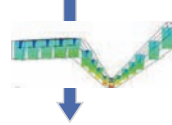
吸熱特性評価
燃焼試験

入力

冷却剤特性評価
燃焼試験

高精度化：CFDベース解析

高精度、実機リスク小



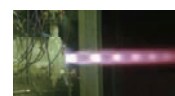
CFDによる吸熱量予測

連成

CFDによる冷却性能評価

再生冷却性能に影響を及ぼす燃焼室熱流動現象の理解とモデル化
LE-Xエンジン再生冷却性能の事前予測及び関連リスクの未然防止

➢ 燃焼試験によるパラメータ
合わせこみが必須



シングルエレメント試験



➢ 予測精度の画期的向上
(目標5%)
➢ 燃焼試験によるパラメータ
合わせこみが必須でない

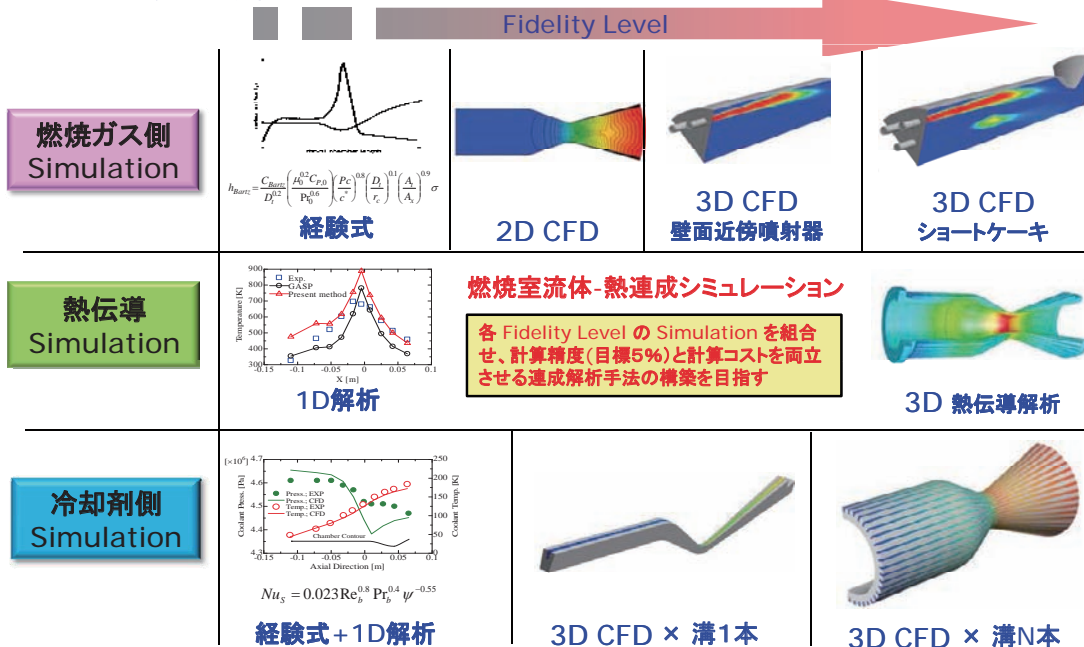
➢ 的確な物理現象モデルの
構築が必須
➢ モデル構築・検証のための
要素試験・燃焼試験が必須

14



再生冷却部性能評価2

燃焼室流体-熱連成シミュレーション

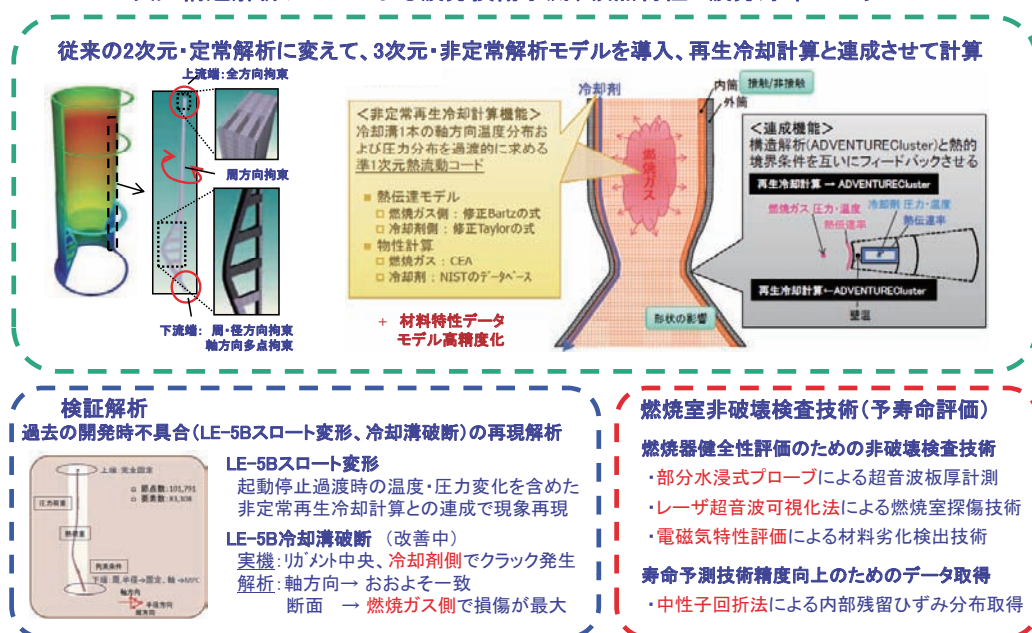


15



燃焼室寿命予測

3次元構造解析ツールによる疲労損傷予測、吸熱特性と疲労寿命のバランス



16



LE-Xターボポンプ



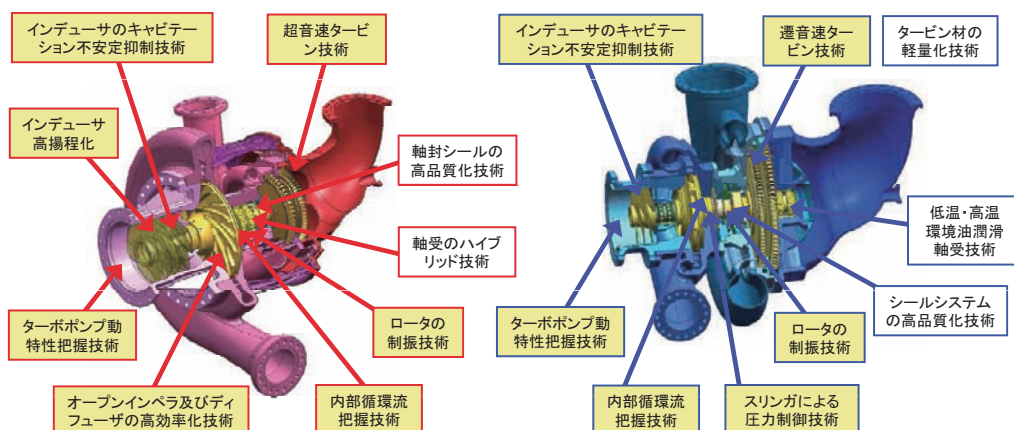
LE-X Engine

燃料ターボポンプ(FTP)

入口圧 3.5 kg/cm²
 出口圧 180 kg/cm²
 流量 50 kg/s
 回転数 40790 rpm

酸化剤ターボポンプ(OTP)

入口圧 7.5 kg/cm²
 出口圧 190 kg/cm²
 流量 293 kg/s
 回転数 16100 rpm



17



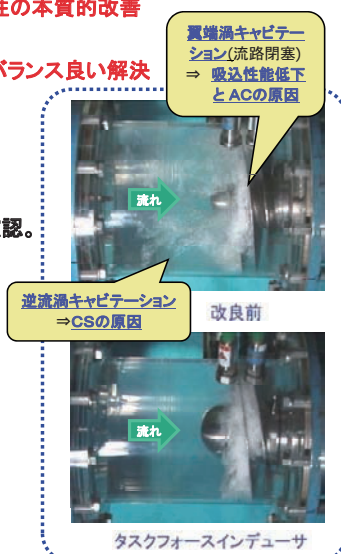
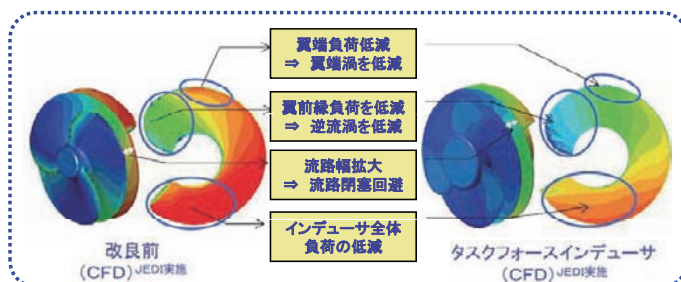
ポンプキャビテーション問題



LE-X Engine

LE-7AエンジンOTP改良タスクフォース活動におけるシミュレーション解析の貢献

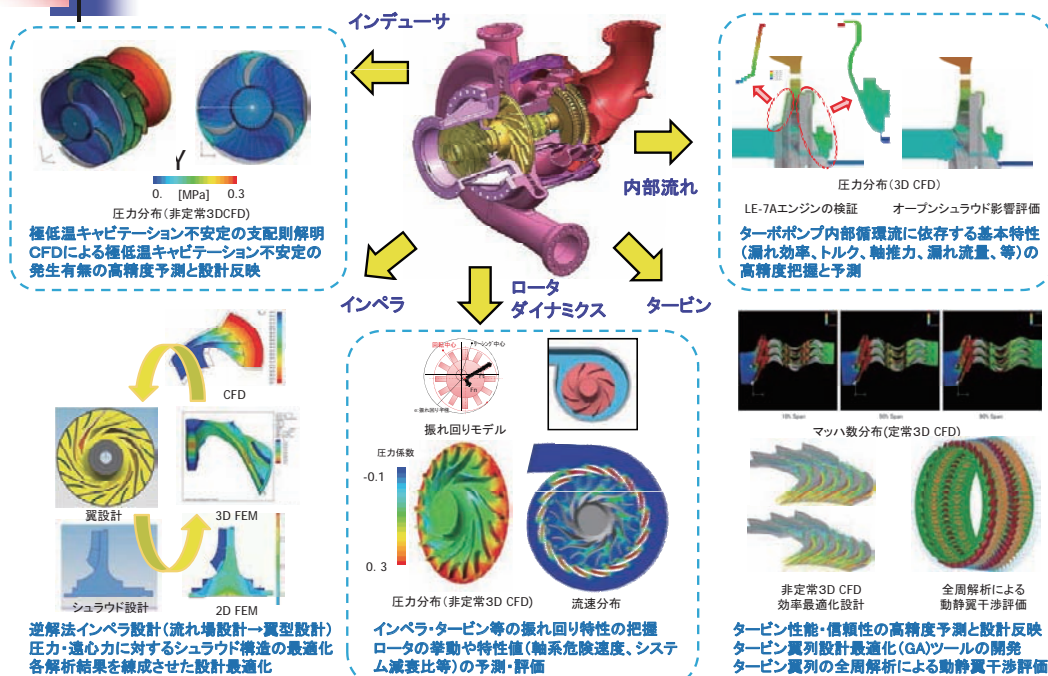
- H2ロケット8号機で、FTPインデューサ翼疲労破断により打上げ失敗
- H2A試験機打上げに向けFTPを最優先で改良。OTPは運用と並行し改良を試行。
吸込性能余裕不足、旋回キャビテーション(AC)による過大軸振動可能性の本質的改善
- 改良試行(1, 2回目)では、フライト適用可能なOTP改良案を見出せず。
吸込性能、旋回キャビテーション(AC)、キャビテーションサージ(CS)のバランス良い解決
- 実施体制・手法を抜本的に改め改良試行(3回目)を実施
 - ①実施体制の見直し (All JAXA, All Japan 体制)
 - ②開発手法の見直し (Test-Fail-Fix 型 → Front Loading 型)
 - ③設計手法の見直し (Design by Rule 型 → Design by Analysis 型)
- メカニズム検討に基づき対策立案、効果をCFD解析・要素試験等で確認。
 これらの作業を繰り返し設計を確定。改良目標を達成しフライトに適用。



18

ターボポンプにおけるシミュレーション解析

LE-X Engine



19

エンジンハザードシミュレーション

LE-X Engine

各種解析ツールを連成させ、不具合時の波及効果を定量的に評価

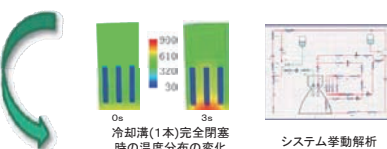
高信頼性開発プロセス構築の一環として、設計信頼度予測時の定量的リスク評価の際に必須エンジン全系のハザード解析ツール獲得を目標として、コンポーネントレベルから構築中

燃焼室ハザードシミュレーション (平成20年度)

事象: 燃焼室スロート部冷却通路詰まり、または内筒破孔
解析: 冷却流量変化に伴う冷却通路温度・圧力を予測

①熱構造解析入力用再生冷却ツール解析

Input: 燃焼圧, O/F, 再生冷却流量分布
Output: 再生冷却部壁圧/壁温分布



事象: 再生冷却部壁圧/壁温変化に伴い構造変形
解析: 再生冷却部構造変形に伴う寿命の予測

②再生冷却部寿命予測ツール解析

Input: 再生冷却部壁圧/壁温分布
Output: 3次元非弾性解析による応力・ひずみ分布

亀裂進展モデルによる亀裂・破孔の発生予測

ノズルハザードシミュレーション (平成21年度)

事象: タービン排気ガス出口ノズレット部分閉塞、または流量低下
解析: 燃焼ガス条件変化に伴う板金部温度・圧力を予測

①構造解析入力用CFD解析

Input: 燃焼圧, O/F, Film cooling噴射条件
Output: ノズル板金部壁圧/壁温分布

事象: 燃焼ガス条件変化に伴いノズル板金部形状が変形
解析: 壁圧・壁温変化に伴う板金部構造変形を予測

②ノズル板金部変形解析

Input: ノズル板金部壁圧/壁温分布
Output: ノズル板金部変形分布

事象: 構造変形に伴い推力性能が変化
解析: 構造変形を考慮してノズル推力性能を予測

③推力性能評価用CFD解析

Input: ノズル板金部変形分布
Output: 推力性能 (推力線, Isp, Cf効率等)

燃焼ガス流れ・推力性能予測

20



まとめ



LE-Xエンジン

- ・有人対応を視野に入れた次期ブースターエンジン
- ・従来のエンジン開発プロセスを抜本的に改革
- ・設計時に信頼度(故障モード)を網羅的に評価
- ・フロントローディング徹底により開発リスクを低減
- ・高精度のシミュレーション解析技術が必要不可欠
- ・的確な現象把握、解析モデル構築/検証が必須
- ・解析モデル構築/検証のための試験充実が重要

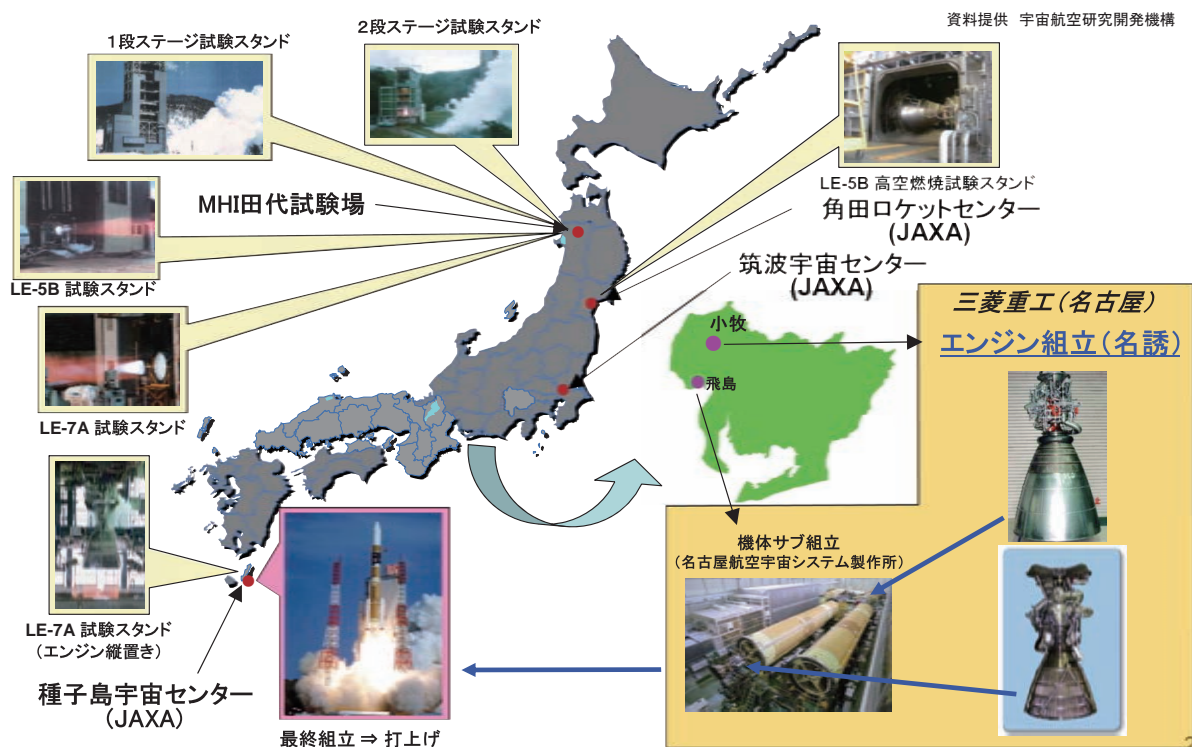
MHIにおける液体ロケットエンジン設計 へのシミュレーション適用の取組み



三菱重工業株式会社
名古屋誘導推進システム製作所 (名誘)
小金澤 崇

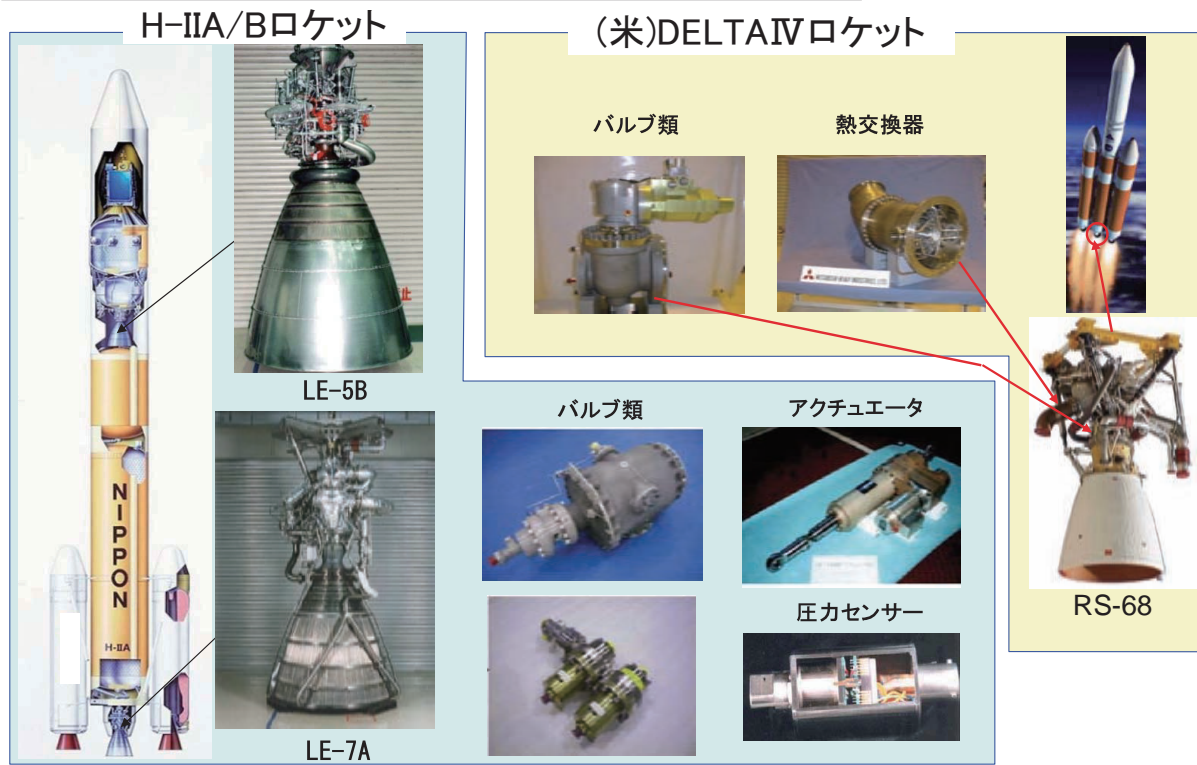
1

名誘と液体ロケット製造/設備(H-IIA/B)



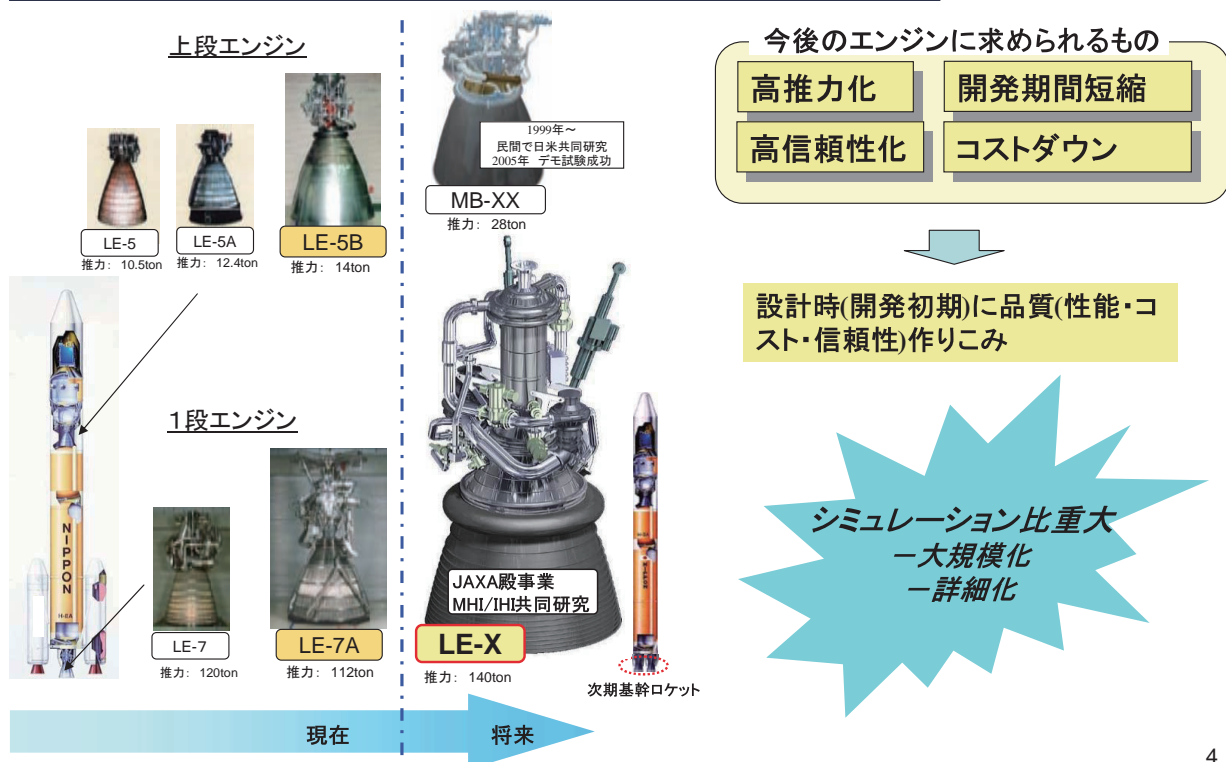
2

名誘担当製品 (液体ロケット関連)



3

液体ロケットエンジンの進歩とシミュレーション



4

ロケットの作動原理

ロケットエンジンの推進力はガスを高速で噴射することによってその反作用として生じる。ガスを加速する過程でのエンジン内外面に作用する圧力として具現される。

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e + (p_e - p_a) A_e$$

$$(p_c)_{ns} A_t = \frac{\dot{w}}{g} c^* \left\{ \begin{array}{l} c^* = \frac{g(p_c)_{ns} A_t}{\dot{w}} \quad (\text{m/sec}) \\ C_F = \frac{F}{(p_c)_{ns} A_t} \end{array} \right.$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{w}} = \frac{c^* C_F}{g} \quad (\text{sec})$$

$$\Delta V = g I_{sp} \ln \frac{M_1}{M_2} \quad (\text{m/sec})$$

大きな増速量 ΔV を獲得するためには

高い I_{sp} (燃費の良いエンジン)

大きな質量比 M_1/M_2 (沢山の推進薬が入る軽い機体)が必要



資料提供 宇宙航空研究開発機構

【用語】

F 推力

\dot{w} 推進薬重量流量 = \dot{w}_o (酸化剤重量流量) + \dot{w}_f (燃料重量流量)

A 流路面積

I_{sp} 比推力 → エンジンの全体性能を表すパラメータ(燃費の良さ)

c^* 特性排気速度 → 燃焼器の燃焼効率を表すパラメータ

C_F 推力係数 → ノズルの膨張効率を表すパラメータ

ΔV 機体増速量

M 機体重量

5

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



LE-7A燃焼試験(田代試験場)

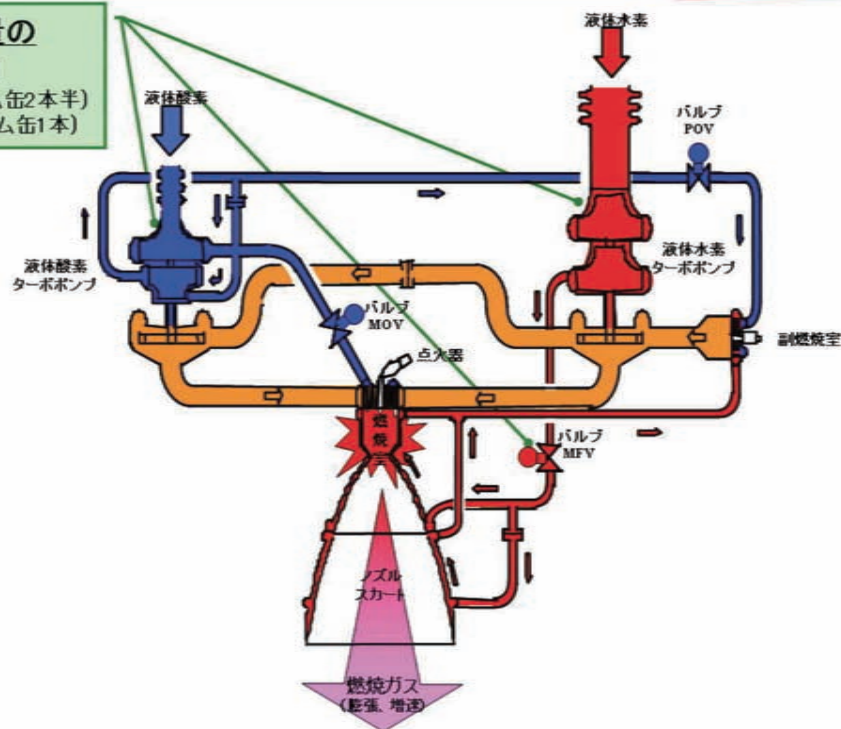
6

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



極低温・大流量の 推進薬制御

液体水素: 毎秒530L (ドラム缶2本半)
液体酸素: 毎秒180L (ドラム缶1本)



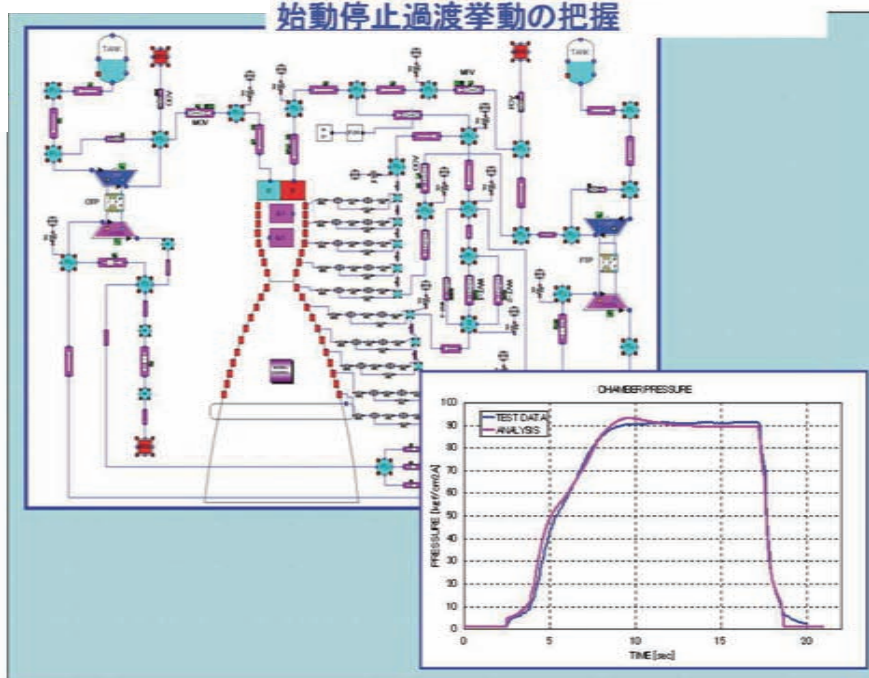
7

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



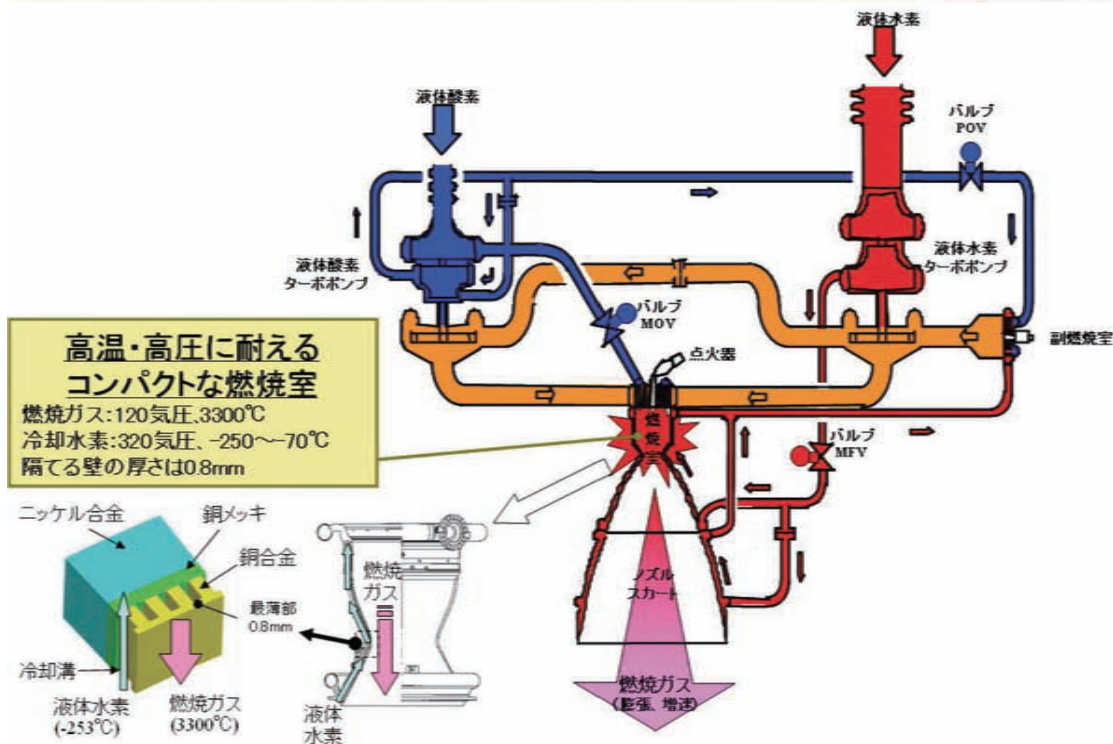
①システムシミュレーション技術

始動停止過渡挙動の把握



8

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



9

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術

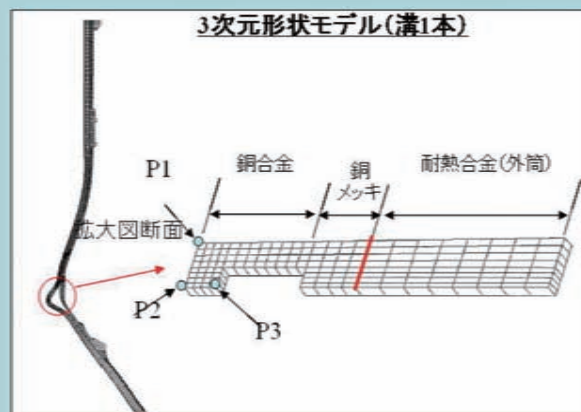


構造/強度解析

材料非線形、クリープ特性等を考慮した弾塑性非定常FEM解析による寿命推定



3次元形状モデル(溝1本)



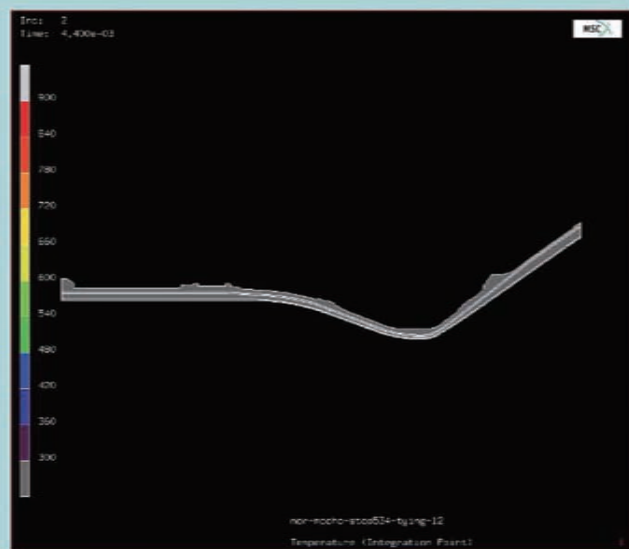
10

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



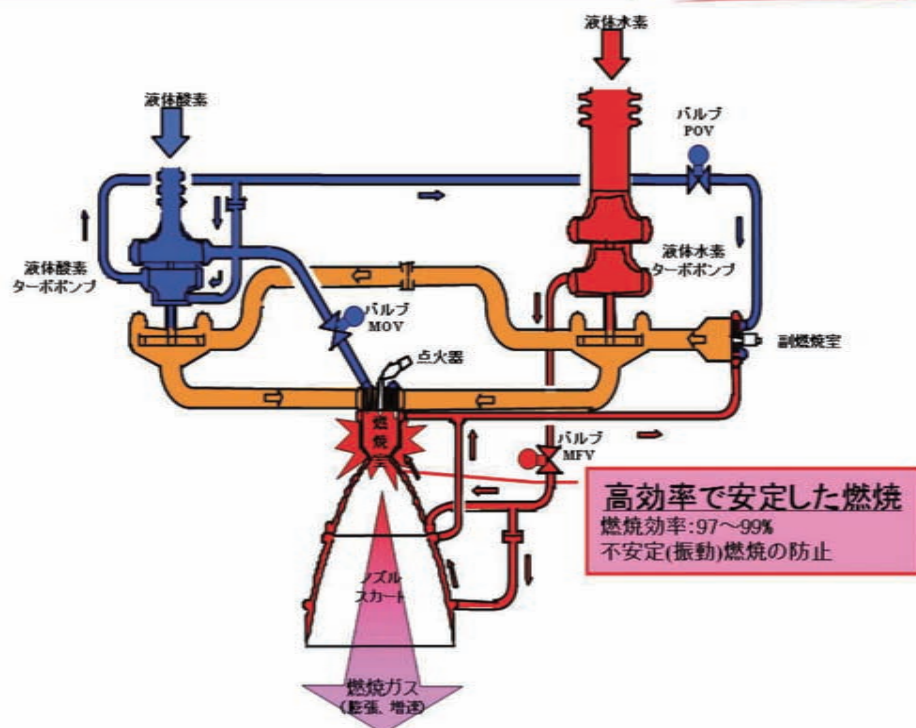
構造/強度解析

材料非線形、クリープ特性等を考慮した
弾塑性非定常FEM解析による寿命推定



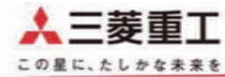
11

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術

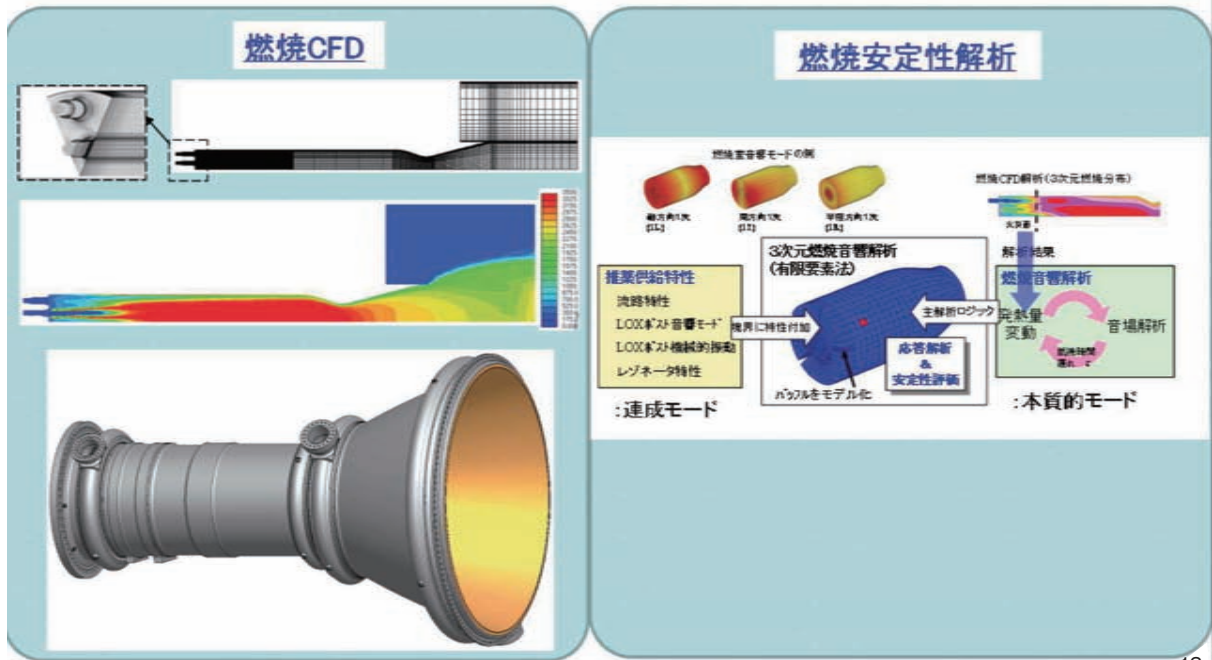


12

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



② 燃焼解析



13

① システムシミュレーション

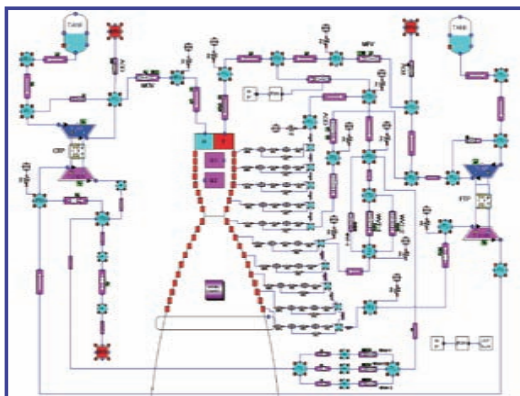
ロケットエンジン: 数秒で定格に始動

⇒シーケンス設定は、圧力オーバーシュートや過加熱を避けるために非常に重要

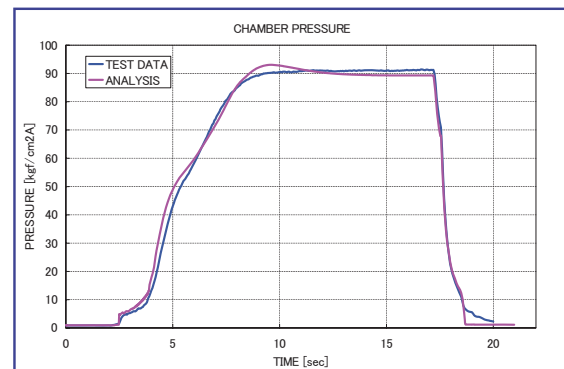
システムシミュレーション結果

⇒既存機種の試験結果と良く一致

⇒新規エンジンの始動・停止過渡特性の把握(始動・停止シーケンスの検討)に活用



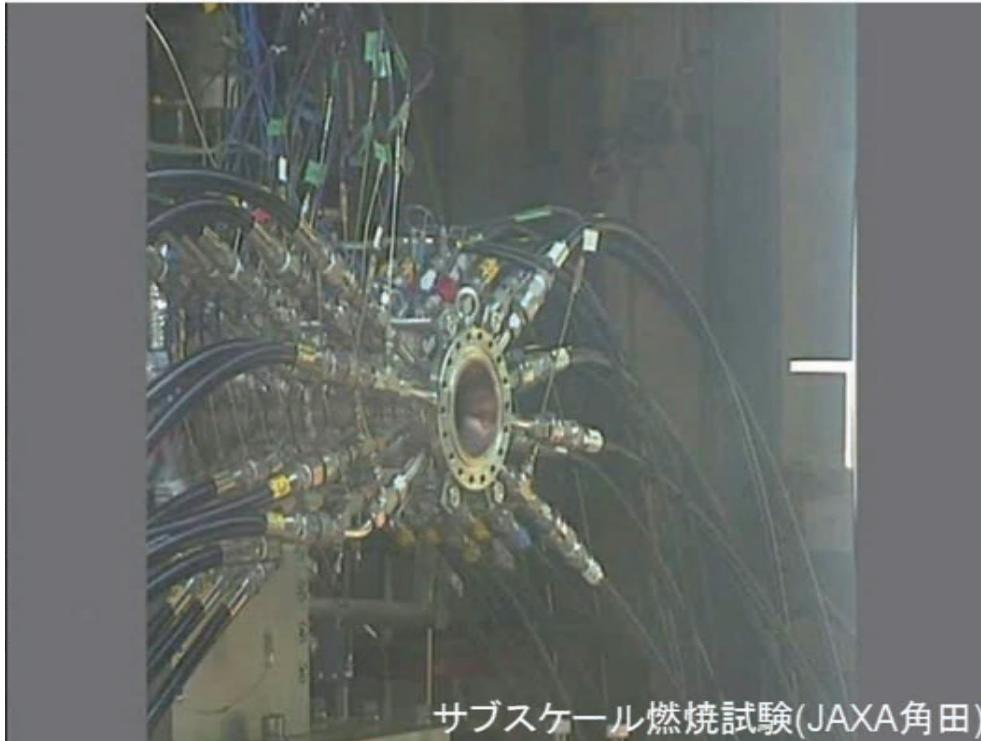
システムシミュレーションモデル



始動時の試験結果と予測との比較

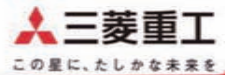
14

②燃焼解析 —(1)燃焼CFD



15

②燃焼解析 —(1)燃焼CFD



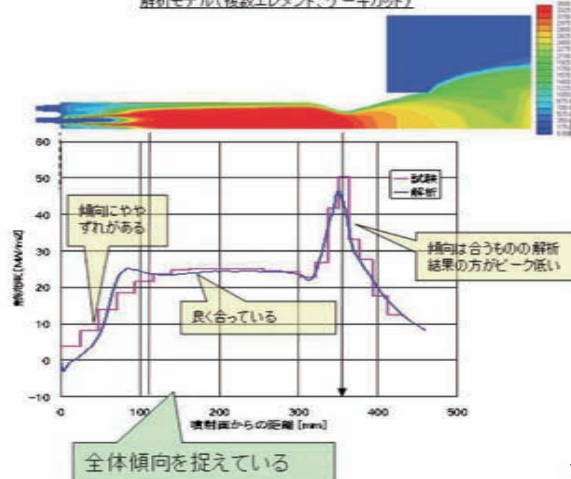
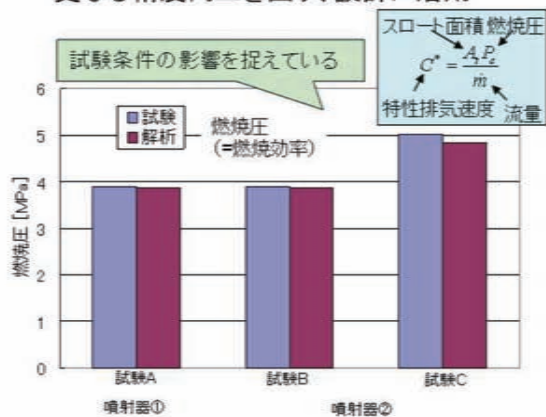
・燃料と酸化剤の混合、燃焼(化学反応)を3次元の流れ解析にてシミュレート

・燃焼効率(燃焼圧) } を推算
 ・燃焼ガス側熱負荷 }



・試験結果をほぼ再現可能

・更なる精度向上を図り、設計に活用



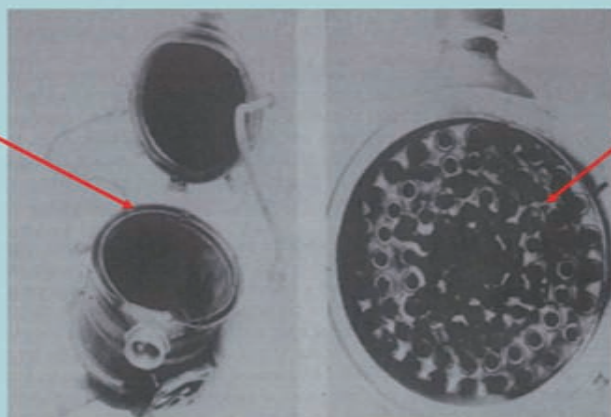
16

②燃焼解析 —(2)安定性解析



不安定燃焼例

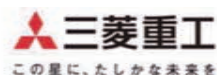
噴射器／燃焼室
溶接部が破断



噴射面溶損

17

②燃焼解析 —(2)安定性解析



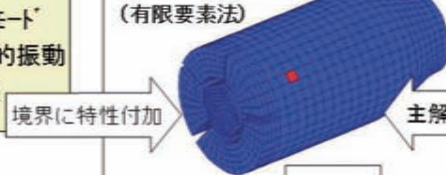
燃焼音響解析モデルを構築し、安定性解析を実施

推進供給特性

- ・流路特性
- ・エレメント音響モード
- ・エレメント機械的振動
- ・レゾネータ特性

応答解析&安定性評価

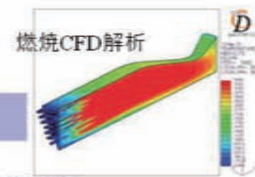
3次元燃焼音響解析
(有限要素法)



境界に特性付加

主解析ロジック

不安定モード、減衰比



解析結果

燃焼音響解析

発熱量
変動

音場解析

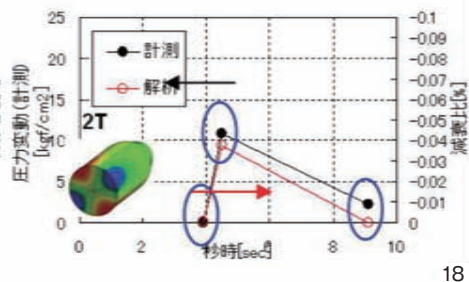
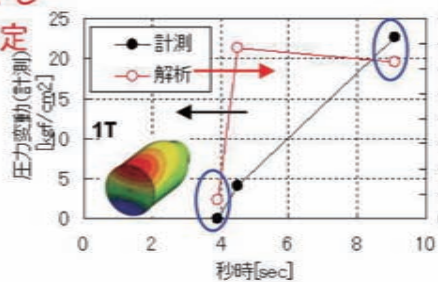
燃焼時間
遅れて

各不安定モードで試験の傾向を再現

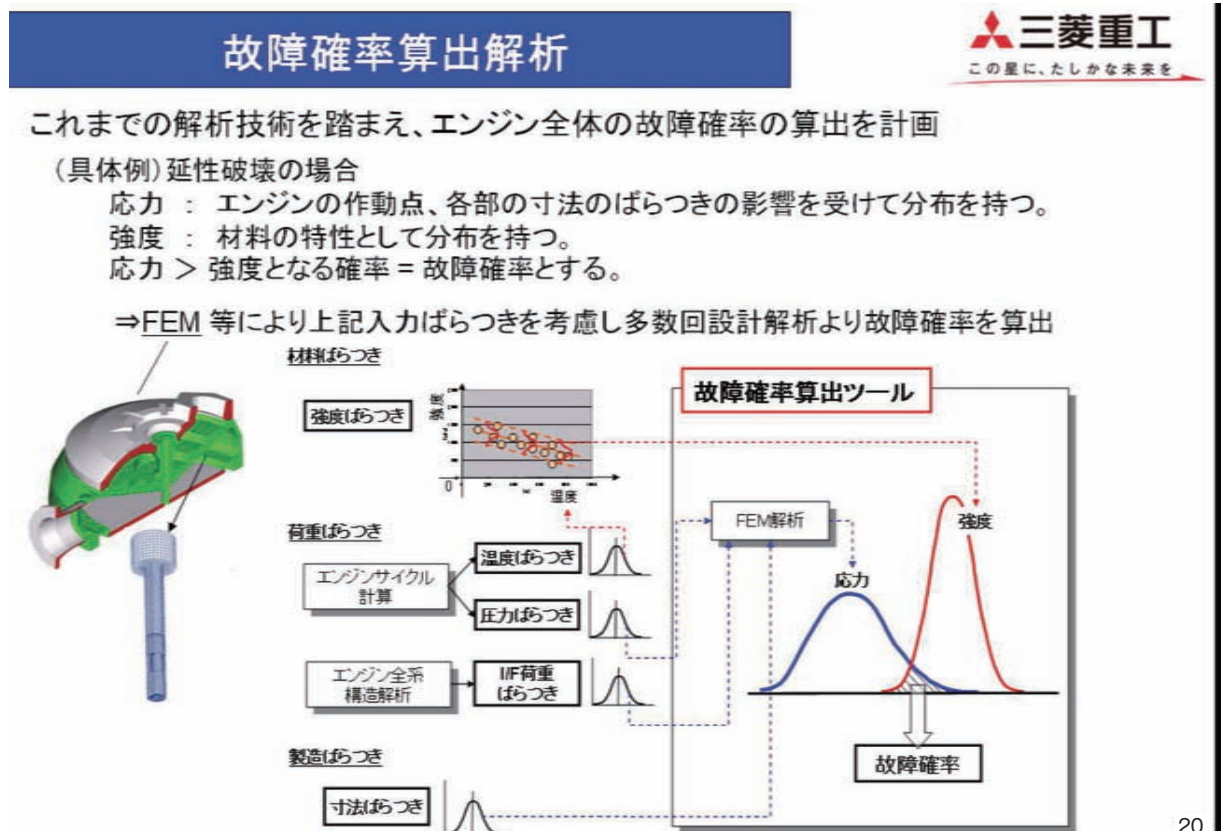
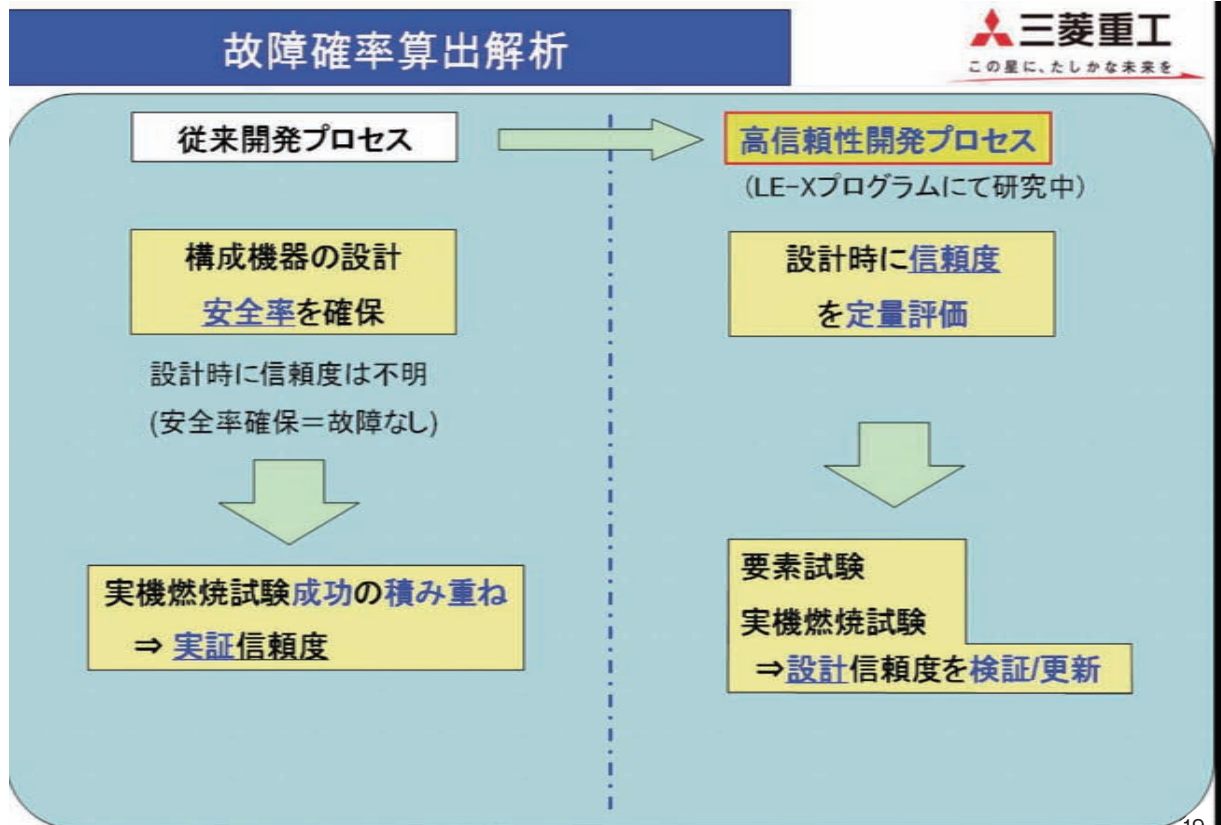
⇒検証ケース増やし

クライテリア設定

⇒設計に活用



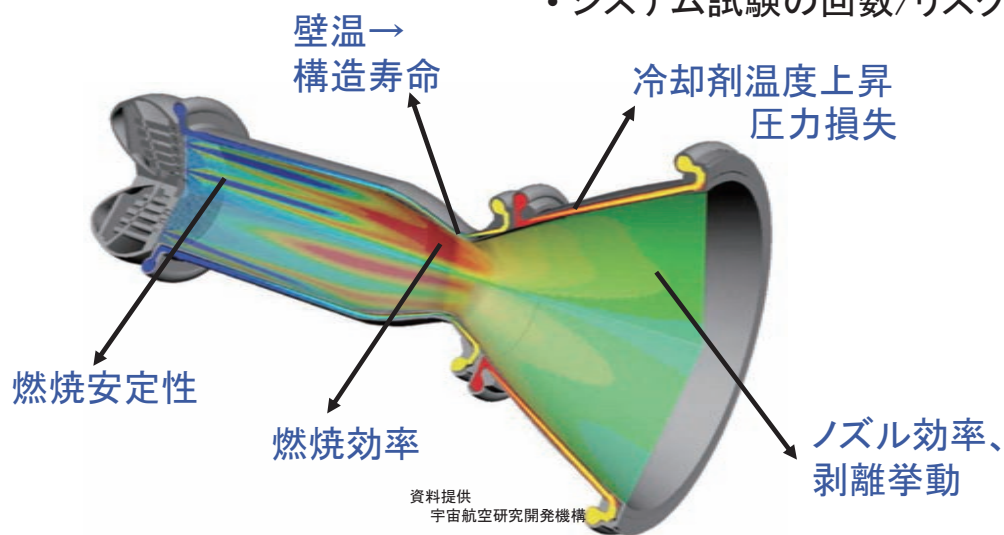
18



将来の理想の姿 — バーチャル燃焼室

- 燃焼器全体3Dモデル
- 燃焼－構造連成解析
- 始動／停止過渡シミュレーション

- 燃焼器全体評価、最適化
- 燃焼器単体試験(サブスケール、フルスケール)の省略
- システム試験の回数/リスク低減



21

ご清聴ありがとうございました



三菱重工

この星に、たしかな未来を

22



ロケットエンジン設計解析技術 － 現在と未来 －

(東京大学・JAXA社会連携講座シンポジウム)

N/C 2010.09.28

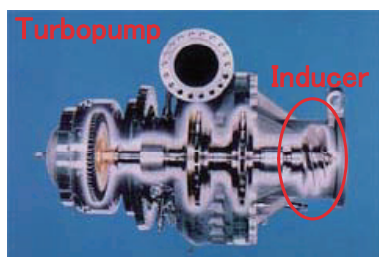
株式会社 **IHI**

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

1. はじめに



- 今日のロケットエンジン設計解析技術の向上は、ロケット開発の成功と信頼性の高い運用に寄与している。一方で今後に残された課題も少なくない。
 - － ロケットエンジン特有の極低温や超高压の環境における現象理解の不足
 - － 高負荷と短寿命等の特殊な使用条件
 - － 限られたリソースでの開発過程を経てきたことによる少ない検証データ
- 本発表では、IHIグループのロケットエンジン関連の設計解析技術の現状とともに、将来の展望について紹介する：
 - － システム技術(エンジン動特性シミュレータ)
 - － 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析、燃焼チャンバー伝熱モデル)



LE-7A FTPターボポンプ



Second stage engine (LE 5B) LOX/LH₂ turbopumps

LE-5B ターボポンプ

1. はじめに

IHI
JGM1-100339

・IHIグループは、GXロケット開発などを通じてエンジンシステム全体の設計技術(サイクル計算, 熱制御設計, 構造設計その他)を獲得した(図1)。その結果, GXロケット開発においては, 世界で初めて実機レベル10ton級LNGエンジンの長秒時連続燃焼3回(500秒2回, 600秒1回)を含む累積試験秒時約2,200秒を達成した



エンジン燃焼試験(IHIロケット試験センター)



LOX-LNGエンジン(10ton級)

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

2

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

IHI
JGM1-100339

・RVTエンジンの開発・試験を効率的に進めるため、広範囲なエンジン運転条件で動特性を評価できるシミュレータを構築した。

限られたリソースを最大
限に生かすため

高速運転・広範囲運転
に対応するため

動特性を評価できるシミュレータが構築されてきた
短時間に効率良く、広範なエンジン性能を予測あるいは評価できるようになっている。

実験の回数を重ねるごとに入力データの質的な見直しが行われシミュレーション結果の精度向上が図られている。



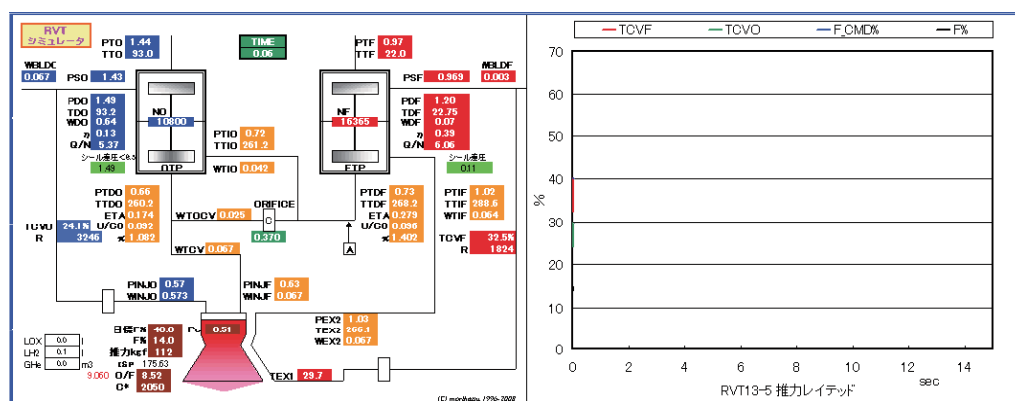
8 kN級ターボポンプ式エンジン
(RVT-13)

エンジン試験において高速応答能力
とディープスロットリング能力を実証

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

3

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

IHI
JGM1-100339

シミュレーション例

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

4

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

IHI
JGM1-100339

エンジンの各コンポーネント特性をなるべく簡素化した形で取り込み、必要にして十分な確度で迅速に性能を評価できるようにしている。

・システム方程式

内部で取り扱われる変数をすべて集めて一つのベクトル(状態変数ベクトル X_n)と見なし、過去のベクトルから ΔT だけ未来の状態 X_{n+1} を予測する。

X_n は次に示すように約100の変数からなる。

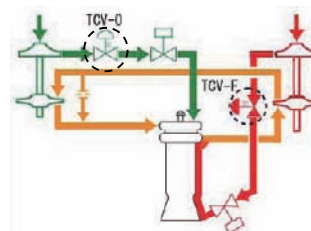
圧力 : P0~P30, 温度 : T0~T30

流量 : w0~w30, 回転数, フラグ類, 安定性指標他: x0~x10

制御ベクトル U_n として、推力制御弁コマンド(TCV-O, TCV-F)を対応させている。

$$X_n, U_n \xrightarrow{\Delta T} X_{n+1}$$

$$X_{n+1} = f(X_n, U_n)$$



エンジンシステム構成(RVT)

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

5

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

IHI
JGM1-100339

・力学的バランス方程式

タービンとポンプのパワーバランスと、流体の連続性を基本支配式としている。

$$Tr_{turb} d\theta + I_{xx} \ddot{\theta} d\theta + \frac{\Delta h}{\eta_p} dm = \eta_t \Delta H_t dmt \quad (\text{パワーバランス})$$

タービン発生パワー、ポンプ消費パワー、摩擦損失、角運動量変化

$$\Delta P = \frac{l}{A} \frac{d\dot{m}}{dt} + \frac{R}{\rho} \dot{m}^2 + \frac{1}{C} \int d\dot{m} \quad (\text{流体連続性})$$

圧損に対応する流量に液柱慣性や圧縮性から決まる遅れが重なる

以上に加えて燃焼器流入量とスロート通過量をバランスさせている。

$$\dot{m}_{ENG} = \dot{m}_{LOX} + \dot{m}_{LH_2}$$

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

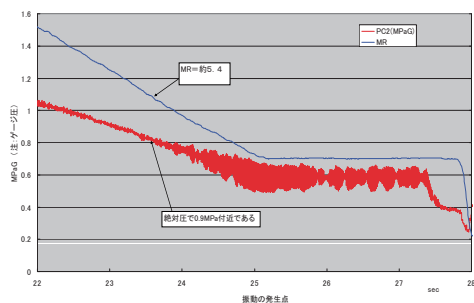
6

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

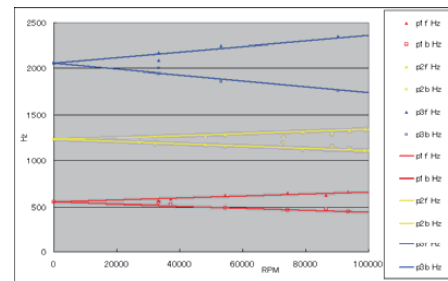
IHI
JGM1-100339

・工学的制約

本シミュレータではこれまでの試験実績から、チャギング・ロータ危険速度・FTPストール等に関して随時評価を行い不安定化しないように圧力配分や推力制御弁開度を調節している。



強制チャギング発生試験例



ロータ固有値実測例

不安定化限界を知った上で、そこを避けるような運転となるようにエンジンシステムはマニューバされている

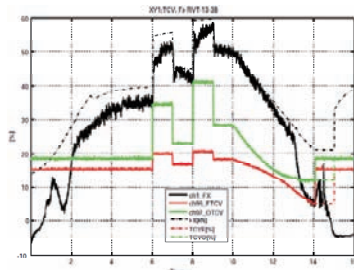
IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

7

2. システム技術(エンジン動的シミュレータ)

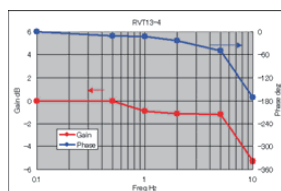
IHI
JGM1-100339

サイトデータの例



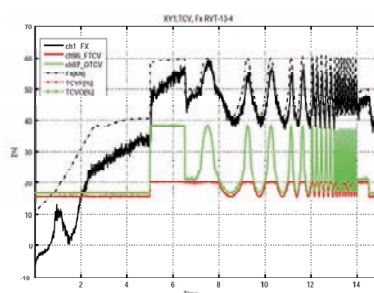
RVT-13-3B: ステップ&ディープスロットル

シミュレータに対する要求どおり、変化の大きな現象も予測されている



(Gain & Phase)

RVT-13-4: 周波数応答試験 (0.5Hz~1Hz~2Hz~5Hz~10Hz)



IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

8

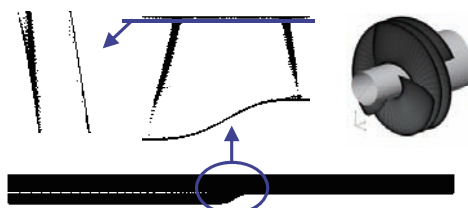
3. 1 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析)

IHI
JGM1-100339

- ・ 低マッハ数近似のNS方程式
- ・ 乱流モデルはDESを適用
- ・ 高精度の数値計算法
 - － コロケート格子に対するFractional Step法
 - － 対流項: 3次精度風上差分
 - － 粘性項: 4次精度中心差分
 - － 時間積分: 2次精度Adams-Bashforth法
 - － 圧力: 2次精度中心差分
- ・ 均質媒体キャビテーションモデル(湧出し-消滅) →
- ・ 構造格子
- ・ 1翼間当り約110万点



キャビテーション発生状況(水試験)



インデューサ解析格子例

$$\frac{Df_L}{Dt} = [C_g(1-f_L) + C_L f_L](p - p_v)$$

f_L : Volume fraction

p_v : Vapor pressure

C_g, C_L : Constants

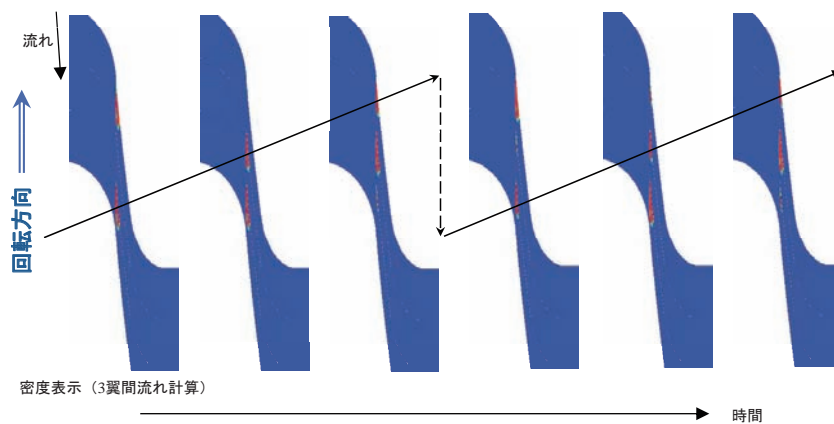
IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

9

3. 1 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析)

IHI
JGM1-100339

(旋回キャビテーションの再現)

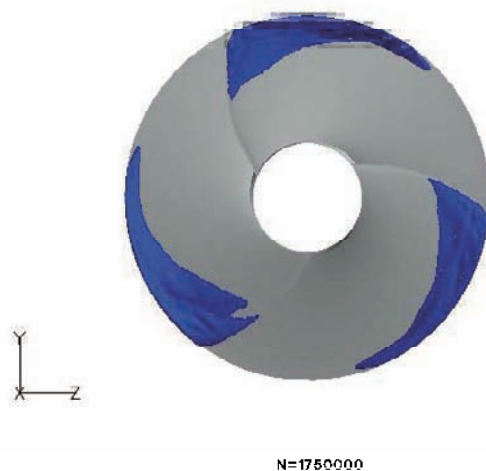


- ・ 非対称なキャビテーション(R.C.)が翼を移っていくように変動している。

3. 1 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析)

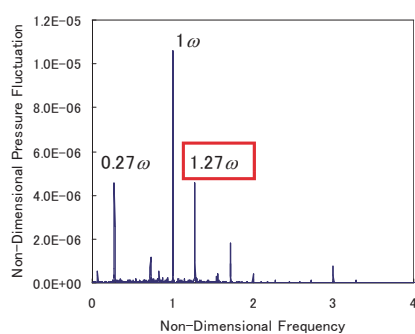
IHI
JGM1-100339

(旋回キャビテーションの再現)

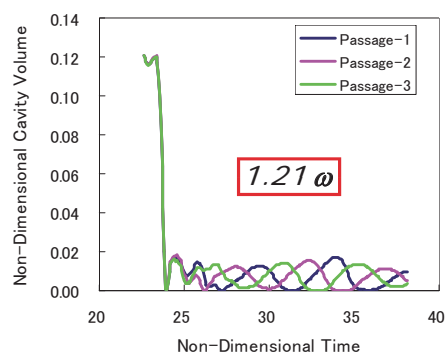


- ・ 3D数値計算にて、インデューサ内の旋回キャビテーションが現れた。

3.1 要素技術(非定常キャビテーション流れ)

IHI
JGM1-100339

Measurement



CFD

- ・ 数値計算と実験の旋回キャビテーションの周波数は比較的良く一致している。

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

12

3.2 要素技術(燃焼チャンバー伝熱モデル)

IHI
JGM1-100339

エンジン燃焼試験後に伝熱モデルの検証を行なった。



From Upstream



From Downstream

燃焼試験後
(Combustion time 600sec)

IHI AeroSpace

出典: FULL DURATION FIRING TEST RESULTS OF
100KN LOX/LNG ENGINE, SP2010 1843646, 2010

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

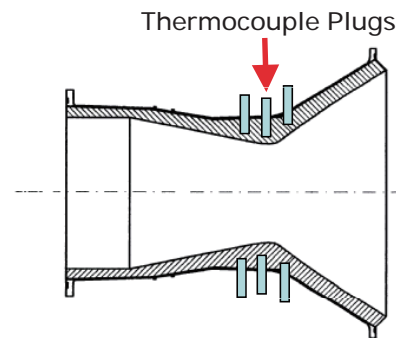
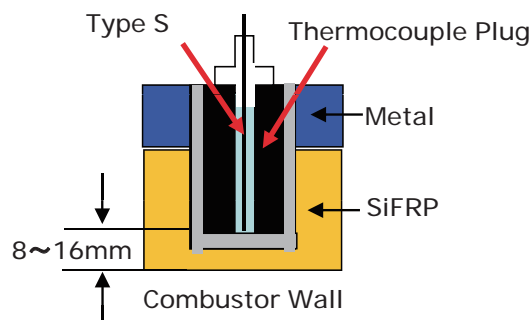
13

3. 2 要素技術(燃焼チャンバー伝熱モデル)

IHI
JGM1-100339

エンジン試験において検証に必要なデータを取得した

- ・ 地上燃焼試験時には、スロート近傍の内表面から8、12、16mmの3カ所にS型熱電対を挿入し、温度計測を実施した。
- ・ 実際の熱電挿入深さは、燃試後の燃焼室切断調査時にX線計測で確認した。



IHI AeroSpace

出典: Thermal Issues in the Design of Ablative Combustion Chamber
of Liquid Rocket Engines, AJCPP2010 0104, 2010

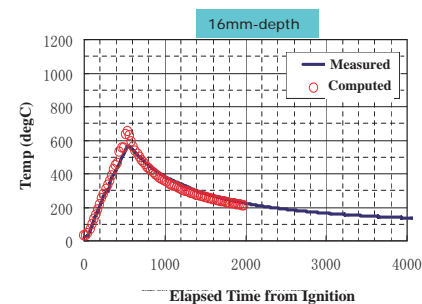
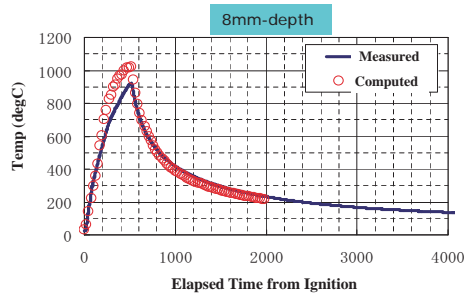
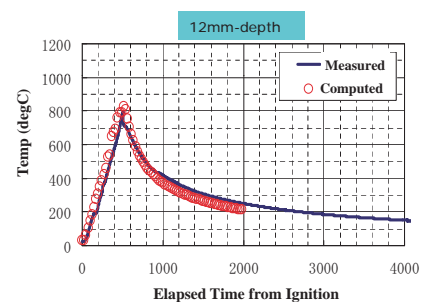
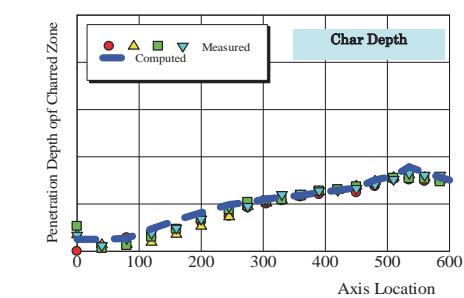
IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

14

3. 2 要素技術(燃焼チャンバー伝熱モデル)

IHI
JGM1-100339

計算結果は試験結果と良く一致している。



IHI AeroSpace

出典: Thermal Issues in the Design of Ablative Combustion Chamber
of Liquid Rocket Engines, AJCPP2010 0104, 2010

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

15

4. 将来への展望



IHIではロケットエンジンの設計作業に統合的設計管理手法 (IHI - TDM) の適用を広げつつある。

IHI-TDM: IHI Total Design Management

実用性と設計透明性を確保しながら、
多目的トレードオフ設計・ロバスト設計を含めた諸処の設計手法
とリスク管理手法の統合を目指した体系的な設計管理手法



設計の前提として実用的で精度の高い数学モデルの構築が必要であり、数学モデルの精度を向上するために解析技術の向上が求められている。また、リスク管理の面から解析誤差を把握する事が重要となる。

4. 将来への展望



IHI-TDMの特徴はセットベース・デザインとモデル・ベースド・リスクマネージメントの2本立てで、設計とリスク管理を統合化したことにある。

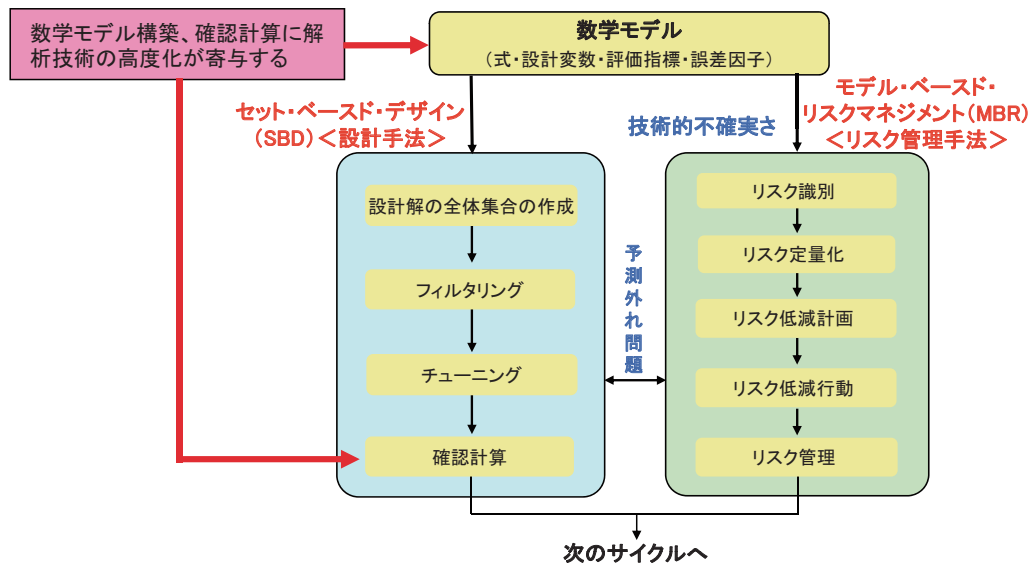


図 統合的設計管理手法 (TDM) 概観

4. 将来への展望



- ・ IHIにおけるロケットエンジンの設計は、IHI-TDMの適用が主流となりつつあり、今後ますます適用範囲を拡げて行く方向である。
- ・ TDMにおいては数学モデル構築のための多数の設計解計算が必要であり、計算負荷は小さく高精度な解析手法が望ましいことは言うまでもないがリスク管理のためには誤差範囲が既知であることも重要である。
- ・ 今後の数値解析技術開発においては、高精度化とともに適用範囲の拡大と誤差範囲の把握が望まれる。

水素の高压燃焼反応機構

東京大学工学系研究科
総合研究機構
越 光男

ロケットエンジン解析技術の新展開
2010.9.29 東京大学武田先端知ホール



はじめに

水素を燃料とするロケットエンジン燃焼の特徴

- 高压(～200気圧)燃焼であること
- H_2/O_2 燃焼で N_2 などの不活性ガスが存在しないこと

水素燃焼の反応機構の問題点

- これまでに提案されている反応機構をロケットエンジン燃焼条件に適用できるか?
- H_2/O_2 系であることによる反応方程式のStiffnessの増大⇒CFD計算に組み込む際の困難さ



水素の爆発限界と反応機構

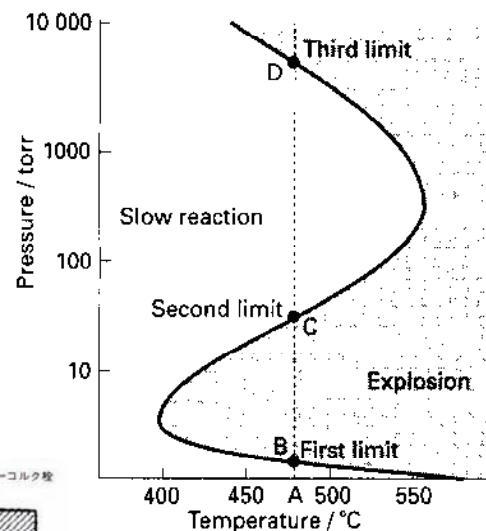
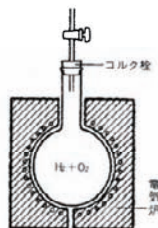
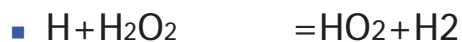
■ Second Explosion Limit

- Chain Branching & Termination



■ Third Explosion Limit

- Formation & Decomposition of H_2O_2



東京大学 THE UNIVERSITY OF TOKYO JAXA 宇宙航空研究開発機構 Japan Aerospace Exploration Agency
Rocket Engine Modeling Laboratory

最近提案されている主要な機構

Princeton

J.Li, Z.Zhao, A.Kazakov, F.L. Dryer,
Int.J.Chem.Kinet., 36 (2004) 566-575

LLNL

M.O'Conaire, H.J.Curran, J.M.Simmie, W.J.Pitz,
C.K.Westbrook,
Int. J. Chem. Kinet., 36 (2004) 603-622

Brussel

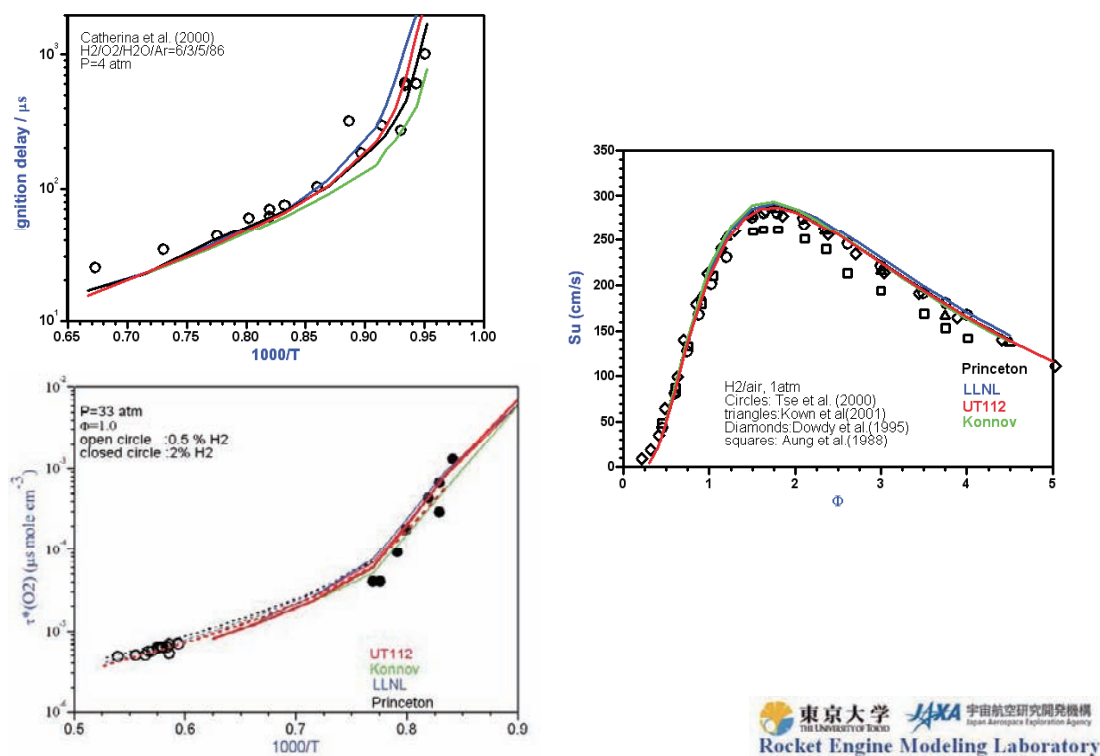
A.A.Konnov, Combust. Flame, 152 (2008) 507-528

UT-JAXA

Ver. 1.12a

東京大学 THE UNIVERSITY OF TOKYO JAXA 宇宙航空研究開発機構 Japan Aerospace Exploration Agency
Rocket Engine Modeling Laboratory

水素燃焼の反応機構の検証



水素燃焼の反応機構の検証： 質量燃焼速度の圧力依存性

M.P.Burke, M.Chaos, F.L.Dryer, and Y.Ju, Combust. Flame, 157 (2010) 618-631

高圧水素燃焼速度の予測=>現在提案されている反応モデルでは不可!!

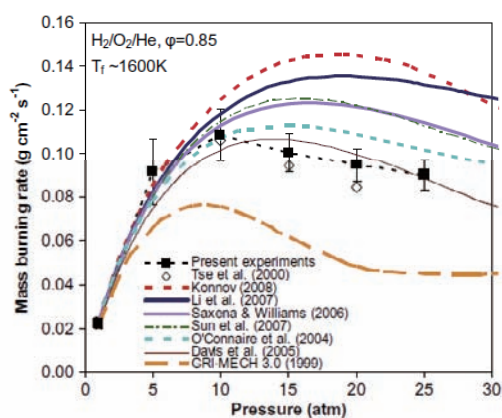


Fig. 4. Mass burning rate measurements from the present study and from Ref. [10] for various pressures for $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{He}$ flames of equivalence ratio 0.85 and flame temperature of ~ 1600 K. Lines show predictions from the different models considered in this study [12,17–21,24].

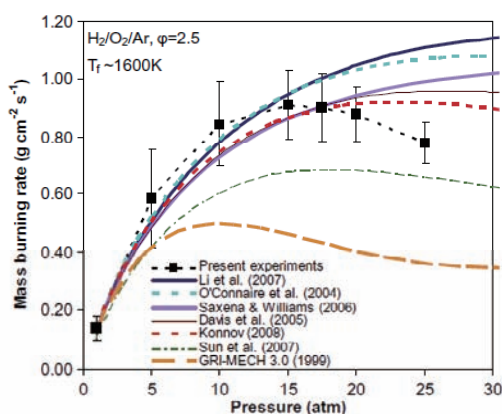


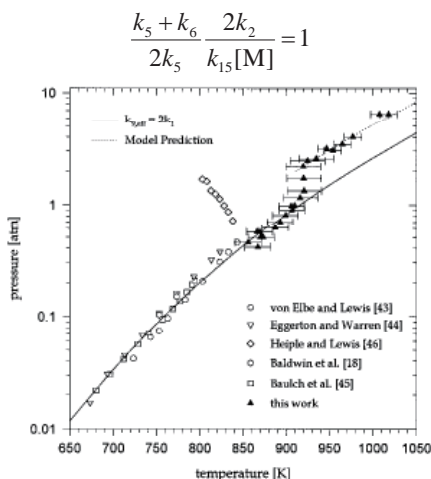
Fig. 5. Mass burning rate measurements for various pressures for $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{Ar}$ flames of equivalence ratio 2.5 and flame temperature of ~ 1600 K. Lines show predictions from the different models considered in this study [12,17–21,24].

反応機構の再検討

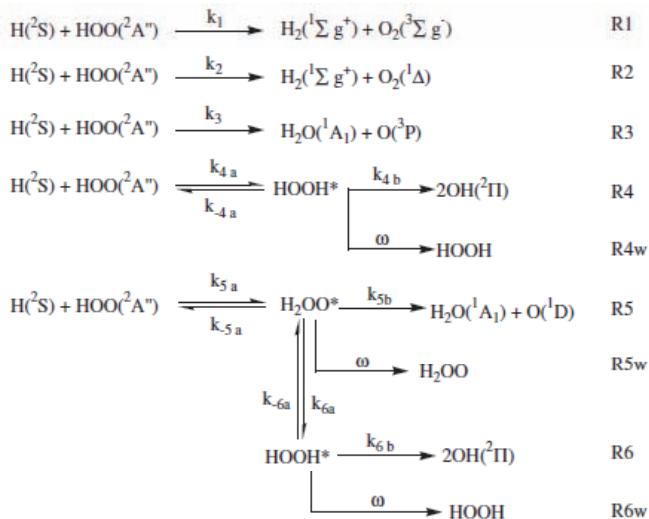


Extended 2nd explosion Limit

- (2) $\text{H} + \text{O}_2 = \text{HOH} + \text{O}$
 (15) $\text{H} + \text{O}_2 + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$
 (5) $\text{H} + \text{HO}_2 = \text{H}_2 + \text{O}_2$
 (6) $\text{H} + \text{HO}_2 = \text{OH} + \text{OH}$



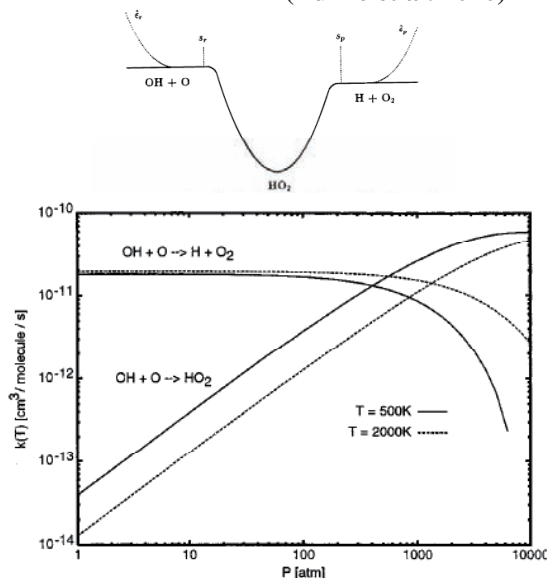
Muller et al. (1999)



Mousavipur et al.(2007)

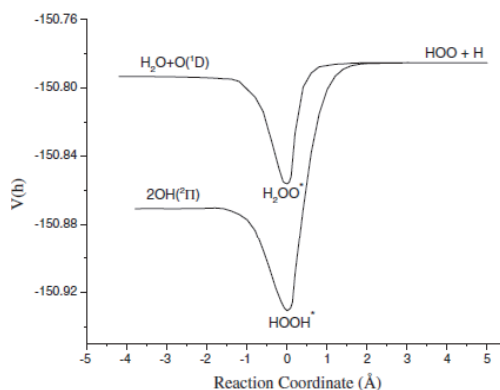
Missing Reaction?

No model includes $\text{O} + \text{OH} + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$.
 (Burke et al. 2010)



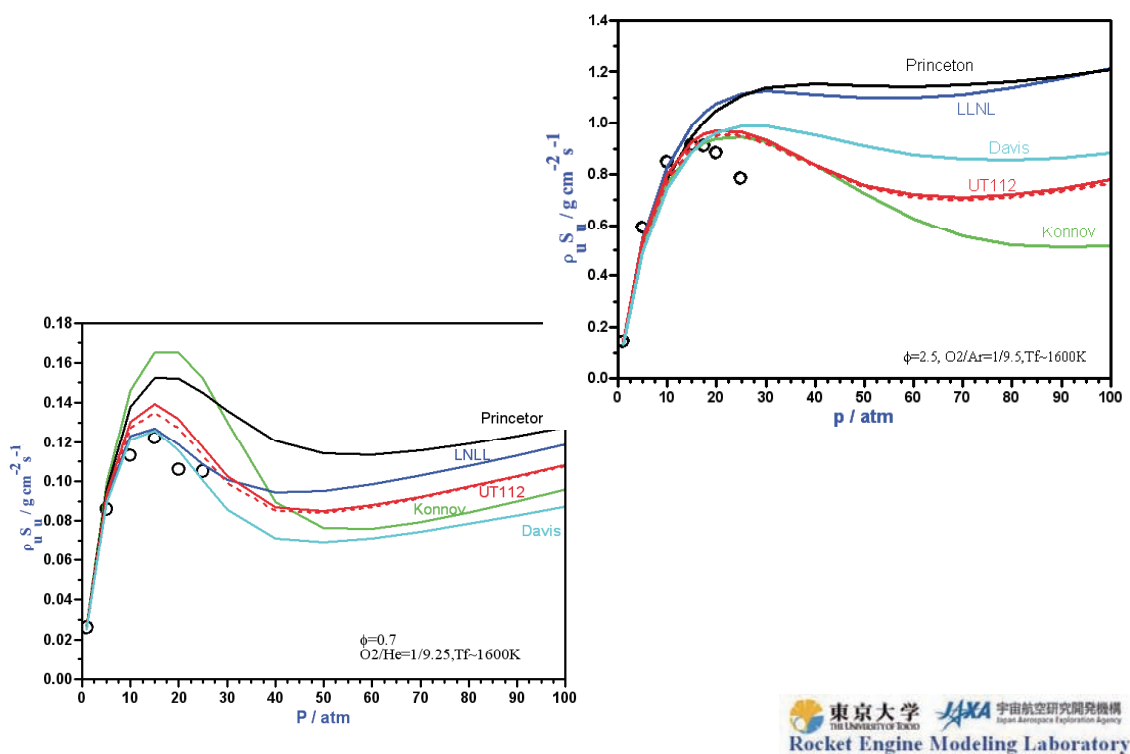
Germann and Miller (1997)

Production of electronically excited species:
 $\text{H} + \text{HO}_2 = \text{O}(^1\text{D}) + \text{H}_2\text{O}$



$\text{O}(^1\text{D}) + \text{M} = \text{O}(^3\text{P}) + \text{M}$
 $\text{M} = \text{Ar}, \text{He}, \text{H}_2$: slow (spin forbidden)
 $\text{M} = \text{O}_2, \text{H}_2\text{O}, \text{N}_2$: fast
 $\text{O}(^1\text{D}) + \text{H}_2 = \text{OH} + \text{H}$
 $\text{O}(^1\text{D}) + \text{H}_2\text{O} = \text{OH} + \text{OH}$

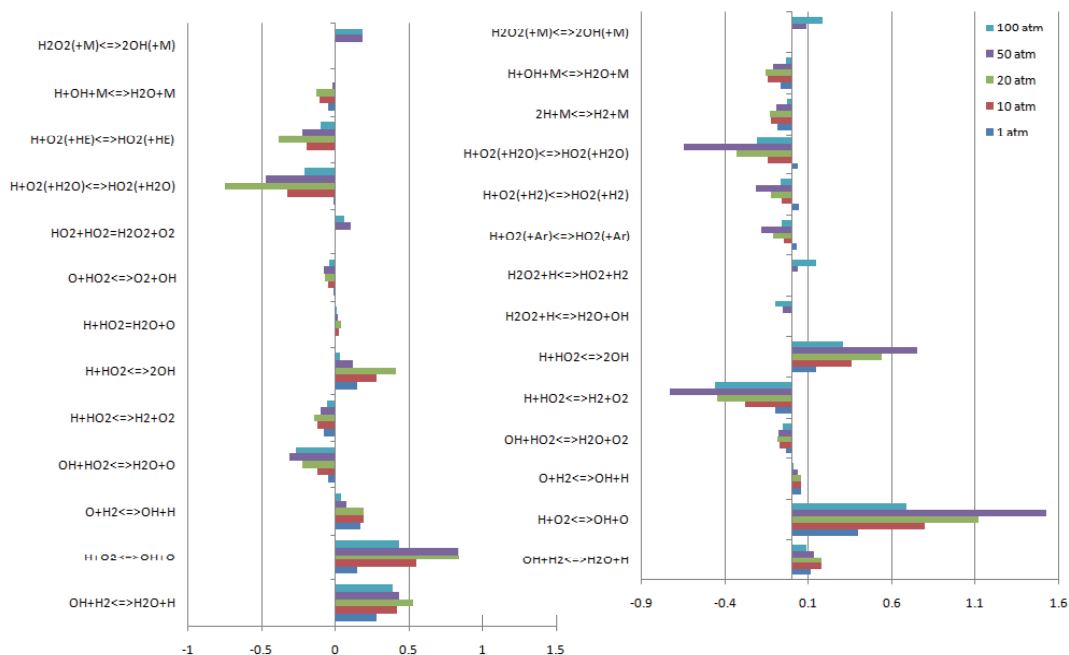
改良された反応機構の検証



感度解析: 反応機構の圧力依存性

$\phi=0.7$, $H_2/O_2/He$

$\phi=2.5$, $H_2/O_2/Ar$



高压水素燃烧の反応方程式:Stiffness

- Recent chemical kinetic mechanisms for H_2 combustion tend to have more and more stiffness.
- Under the rocket engine conditions (high pressure and no diluents), it becomes more stiff.

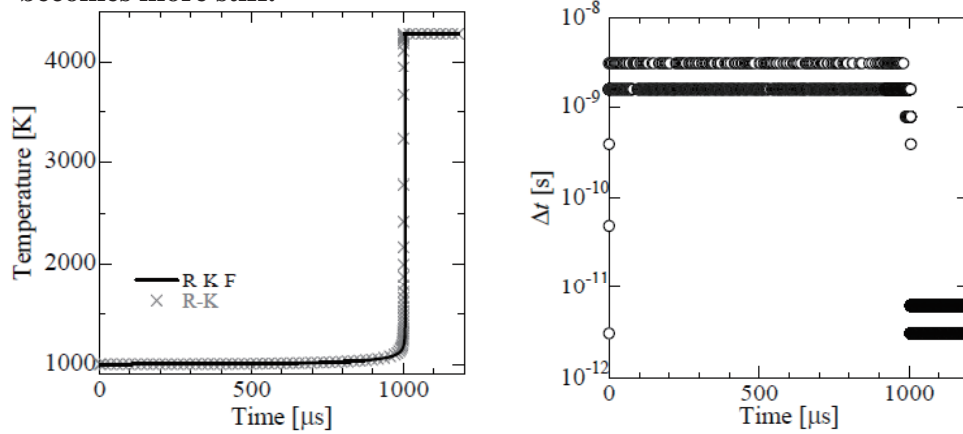


Fig. Time variation of temperature (a) and time step (b) required in the Runge-Kutta-Fehlberg (R-K-F) methods, for the adiabatic constant volume combustion: $H_2/O_2=2/1$, $T_0=1000K$, $P_0=150$ atm.

RCCE (Rate-Controlled Constraint-Equilibrium)法

-Stiffnessの緩和-

Gibbs Free energy and chemical potential

$$g = \sum_{j=1}^N \mu_j n_j \quad (1) \quad N: \text{number of chemical species, } n_j : \text{mol/g}$$

$$\mu_j = \mu_j^0 + RT \ln p_j / p^0 = \bar{\mu}_j^0 + RT \ln n_j / n \quad (2) \quad p^0 : 1\text{bar}$$

$$\bar{\mu}_j^0 = \mu_j^0 + RT \ln p / p^0 = H_j^0 - TS_j^0 + RT \ln p / p^0 \quad (3)$$

$$n = \sum_j n_j \quad (4)$$

Constraints

$$b_i = \sum_{j=1}^N a_{ij} n_j \quad (i = 1, \dots, M_e) \quad (5) \quad M_e = \text{number of elements}$$

$$d_k = \sum_{j=1}^N c_{kj} n_j \quad (k = 1, \dots, M_c) \quad (6) \quad M_c = \text{number of constraints}$$

Lagrangean: $L = g + \sum_i \bar{\lambda}_i b_i + \sum_k \bar{\beta}_k d_k$

$$\frac{\partial L}{\partial n_j} = 0 \Rightarrow n_j = n \exp \left(-\frac{\bar{\mu}_j^0}{RT} \right) \exp \left(\sum_i \bar{\lambda}_i a_{ij} \right) \exp \left(\sum_k \bar{\beta}_k c_{kj} \right) \quad (7)$$

$$\bar{\lambda}_i = -\bar{\lambda}_i / RT, \quad \bar{\beta}_k = -\bar{\beta}_k / RT$$

熱力学および化学動力学的束縛条件

Thermodynamic constraints $h = \sum_j H_j n_j$ (8)

$p = n\rho RT$ (9)

Kinetic constraints $d(d_k)/dt = \sum_j c_{kj} (dn_j/dt) = \sum_j c_{kj} W_j$ (10)

$W_j \Leftarrow$ From detailed chemical kinetic mechanism

Kinetic constraints:

Constraint A1: H_2, O_2, H_2O, H

Constraint A2: H_2, O_2, H_2O, H, OH

Constraint B1 (3-constraints):

TM (total moles)

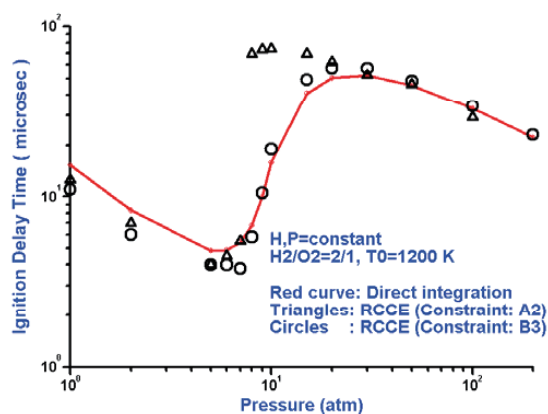
$TM = H_2 + O_2 + H + O + OH + HO_2 + H_2O + H_2O_2$

AV (active valence) $AV = H + OH + 2O$

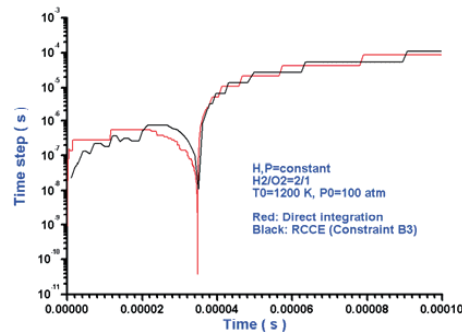
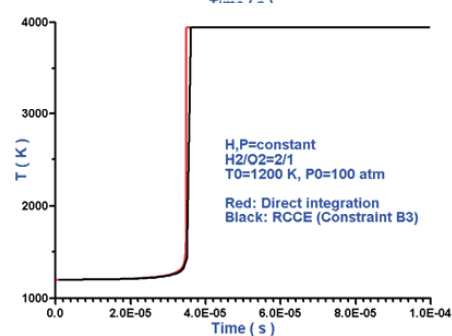
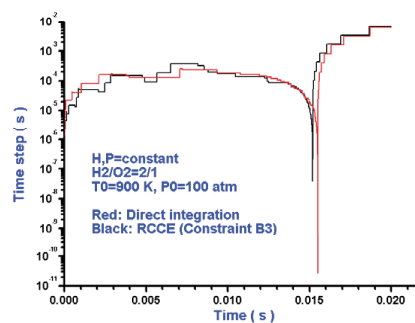
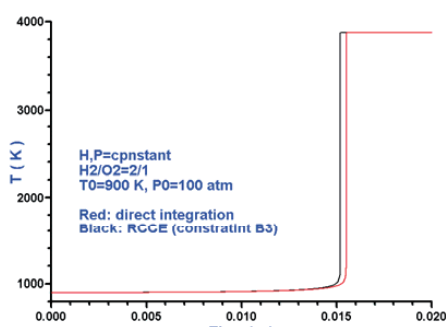
FO (free oxygen) $FO = H_2O + OH + O$

Constraint B2: TM, AV, FO and H_2O

Constraint B3: TM, AV, FO and $\{H_2O + H_2 + O_2\}$



RCCE法と直接数値積分の比較



まとめ

1. 高圧における水素の燃焼反応機構を検討した。

- ・20-100気圧では $\text{H}+\text{HO}_2$ による連鎖分岐/連鎖停止反応が重要
- ・100気圧以上では H_2O_2 の解離(縮退連鎖分岐反応)の寄与が大きくなる

2. $\text{H}_2\text{-O}_2$ 燃焼反応にRCCE法を適用した。

- ・4つの化学種の線形結合による束縛条件で燃焼特性予測可能
- ・RCCE法の適用により反応帯におけるStiffnessが緩和できる

ロケット燃焼解析に必要な熱物性モデルと数値解析

清水 和弥

シンポジウム「ロケットエンジン解析技術の新展開」
2010年9月28・29日 東京大学武田ホール

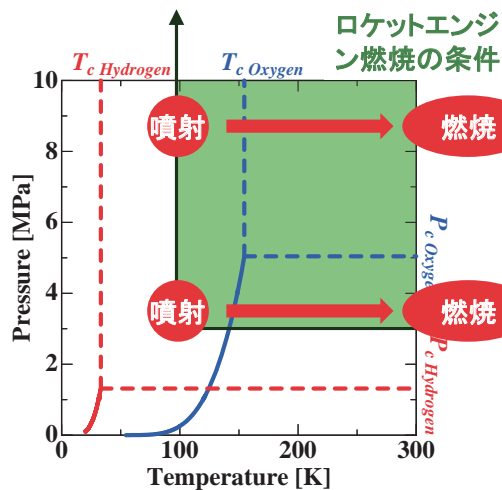
ロケットエンジンシミュレーションに必要な熱物性・輸送物性推算精度の現状と課題

目的

- 各種推算式と計測データとの比較
 - ✓ 推算式の定量性を明示することで解析モデルが潜在的に持つ誤差要因を評価できるようにする.
 - ✓ 実験データの存在範囲を明らかにすることで, 今後の研究の方向性を示す.
- 各種推算式の高精度化の試み
 - ✓ 汎用的な熱物性・輸送物性推算法は, 水素・酸素に特化にしたものではないため, モデル定数を水素・酸素用に設定することで高精度化を図れる可能性がある.

ロケット燃焼の概要

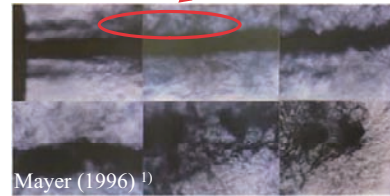
相図上で見る燃焼条件



水素 $T_c = 33.2\text{K}$, $P_c = 1.32\text{MPa}$
 酸素 $T_c = 154.6\text{K}$, $P_c = 5.04\text{MPa}$

超臨界圧燃焼

界面が連続



亜臨界圧燃焼

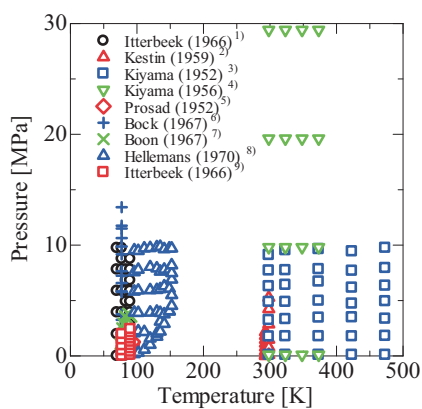
界面が不連続, 酸素液滴



1. Mayer, W., Tamura, H.: Propellant Injection in a Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Engine, Journal of Propulsion and Power, 12(1996), pp.1137-1147.

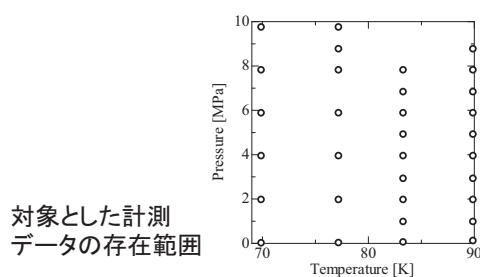
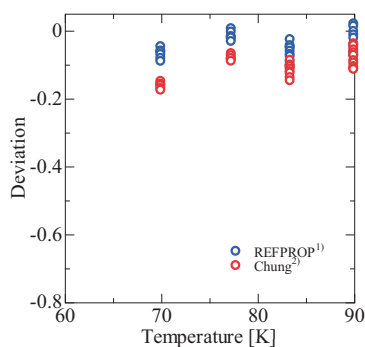
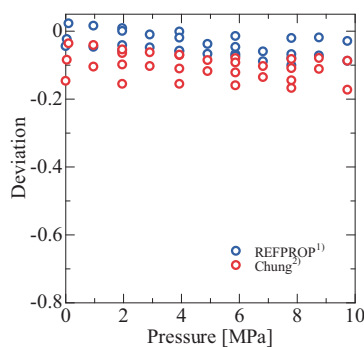
酸素粘性係数

計測データの存在範囲



1. Van Itterbeek, A., et al.: Viscosity of Liquified Gases at Pressures above one Atmosphere, Physica, 32(1966), pp. 489-493.
2. Kestin, J., et al.: An Absolute Determination of the Viscosity of Eleven Gases over a Range of Pressures, Physica, 25(1959), pp. 1033-1062.
3. Kiyama, R., et al.: The Viscosity of Carbon Dioxide, Ammonia, Acetylene, Argon and Oxygen under High Pressures, The Review of physical chemistry of Japan, 22(1952), pp. 49-58.
4. Kiyama, R., et al.: An Improved Viscometer for Compressed Gases and the Viscosity of Oxygen, The Review of physical chemistry of Japan, 26(1956), pp. 70-74.
5. Prosad, S.: The Thermal conductivity of Liquid Oxygen, British Journal of Applied Physics, 3(1952), pp.58-59.
6. De Bock, A., et al.: Pressure Dependence of the Viscosity of Liquid Argon and Liquid Oxygen, Measured by Means of a Torsionally Vibrating Quartz Crystal, Physica, 34(1967), pp.49-52.
7. Boon, J.P., et al.: On the Principle of Corresponding States for the Viscosity of Simple Liquids, Physica, 33(1967), pp. 547-557.
8. Hellemans, J., et al.: The Viscosity of Liquid Nitrogen and Liquid Oxygen along Isotherms as a Function of Pressure, Physica, 47(1970), pp. 45-57.
9. Van Itterbeek, A., et al.: Viscosity of Liquified Gases at Pressures between 1 and 100 Atmosphere, Physica, 32(1966), pp. 2171-2172.

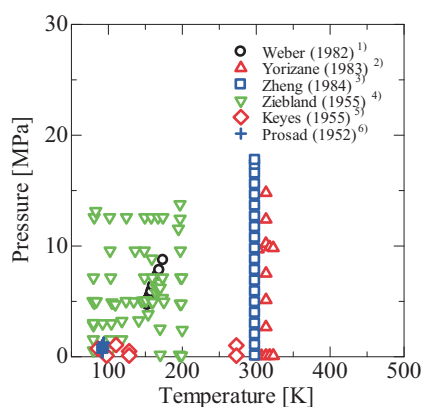
計測データとの比較

Itterbeek (1966)³⁾ との比較

1. Lemmon, E.W., et al.: NIST Standard Reference Database 23, 2007, <http://www.nist.gov/srd/nist23.htm>
2. Chung, T.-H., et al.: Applications of kinetic gas theories and multiparameter correlation for prediction of dilute gas viscosity and thermal conductivity, Ind. Eng. Chem. Fundam., 23(1984), pp. 8-13.
3. Van Itterbeek, A., et al.: Viscosity of Liquified Gases at Pressures between 1 and 100 Atmosphere, Physica, 32(1966), pp. 2171-2172.

酸素熱伝導率

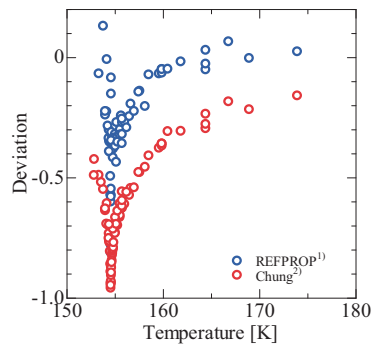
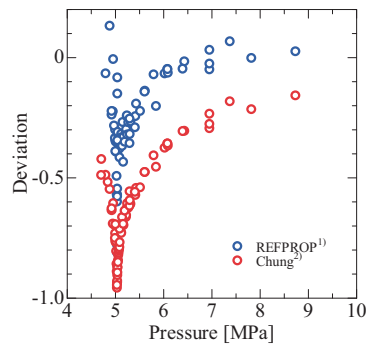
計測データの存在範囲



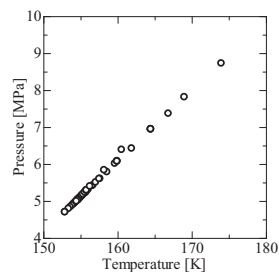
1. Weber, L.A.: Thermal Conductivity of Oxygen in the Critical Region, International Journal of Thermophysics, 3(1982), pp. 117-135.
2. Yorizane, N., et al.: Thermal Conductivity of Pure Gases at High Pressures by Use of a Coaxial Cylindrical Cell, Ind. Eng. Chem. Fundam. 22(1983), pp. 454-458
3. Zheng, X-Y., et al.: Measurement and Correlation of the Thermal Conductivities for Several Dense Fluids and Mixtures, Journal of Chemical Engineering of Japan, 17(1984), pp. 237-245.
4. Ziebland, H. et al.: The Thermal Conductivity of Liquid and Gaseous Oxygen, British Journal of Applied Physics, 6(1955), pp. 416-420.
5. Keyes, F.G., et al.: Thermal Conductivity of Gases, Transactions of the ASME, 77(1955), pp. 1395-1396.
6. Prosad, S.: The Thermal Conductivity of Liquid Oxygen, British Journal of Applied Physics, 3(1952), pp. 58-59.

計測データとの比較

Weber (1982)³⁾ との比較



対象とした計測
データの存在範囲



1. Lemmon, E.W., et al.: NIST Standard Reference Database 23, 2007, <http://www.nist.gov/srd/nist23.htm>
2. Chung, T.-H., et al.: Applications of kinetic gas theories and multiparameter correlation for prediction of dilute gas viscosity and thermal conductivity, Ind. Eng. Chem. Fundam., 23(1984), pp. 8-13.
3. Weber, L.A.: Thermal Conductivity of Oxygen in the Critical Region, International Journal of Thermophysics, 3(1982), pp. 117-135.

まとめ

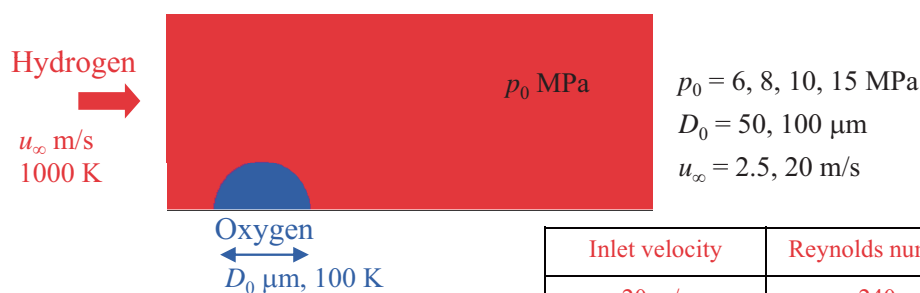
- ロケットエンジンシミュレーションに必要な熱物性・輸送物性の推算精度に関する検討について酸素の輸送係数を取り上げ述べた。
- 単成分の物性については、水素・酸素ともに必要となる温度・圧力範囲に対して概ね実測データは存在すると考えてよい。
- 酸素粘性係数について、2つの代表的な推算式の精度を検証すると、REFPROPで10%程度、Chungらのモデルで20%程度の誤差を持っている。
- 酸素熱伝導率について、2つの代表的な推算式の精度を検証すると、特に臨界点近傍ではその精度は極端に悪くなり、REFPROPで50%程度、Chungらのモデルで100%程度の誤差を持っている。
- 今後の予定・課題等
 - ✓ 計測データの整理、各種推算法との比較をさらに進め、ロケットエンジンシミュレーション用の熱物性・輸送物性推算式の推奨モデルを提示する。
 - ✓ 計測データが存在しない物性の推算精度をどのように評価するかが課題。

超臨界圧水素・酸素混合過程に関する数値解析

目的

- 超臨界圧燃焼現象の詳細理解
- ✓ 乱流等の影響がないような理想的な条件を想定することで, 混合・拡散・燃焼現象の特に圧力依存について検討する.

計算条件



Inlet velocity	Reynolds number
20 m/s	240
2.5 m/s	30

$p_0 = 10$ MPa, $D_0 = 100$ μ m

Numerical treatment

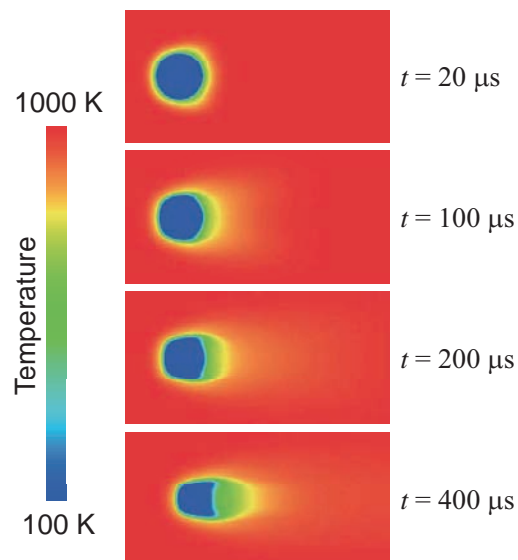
- Axisymmetric two-dimensional calculation
- Equation of state : Soave ¹⁾²⁾
- Viscosity : Chung et al. ³⁾
- Thermal conductivity : Chung et al. ³⁾
- Diffusivity : Riazi et al. ⁴⁾

1. Soave, G., *Chemical Engineering Science*, **27**(1972), pp.1197-1203.
2. Soave, G., *Chemical Engineering Science*, **35**(1980), pp.1725-1729.
3. Chung, T-H. et al., *Industrial & Engineering of Chemistry Research*, **27**(1988), pp.671-679.
4. Riazi, M. R. et al., *Industrial & Engineering of Chemistry Research*, **32**(1993), pp.3081-3088.

結果と考察

液滴変形の経時変化

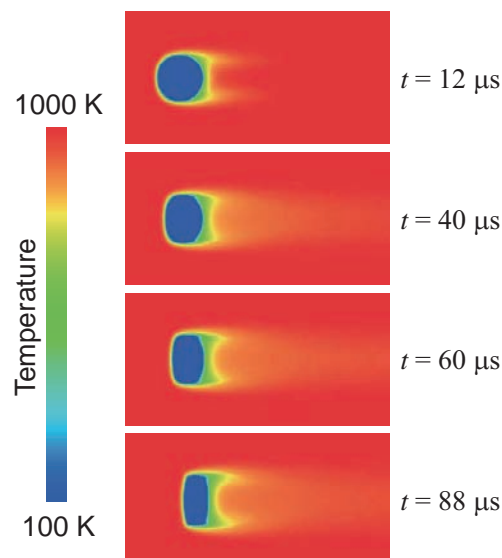
$$u_{\infty} = 2.5 \text{ m/s}, p_0 = 10 \text{ MPa}, D_0 = 100 \text{ }\mu\text{m}$$



- ✓ 変形は穏やか
- ✓ 流れ方向に伸びるように変形
- ✓ 温度勾配領域が厚い

液滴変形の経時変化

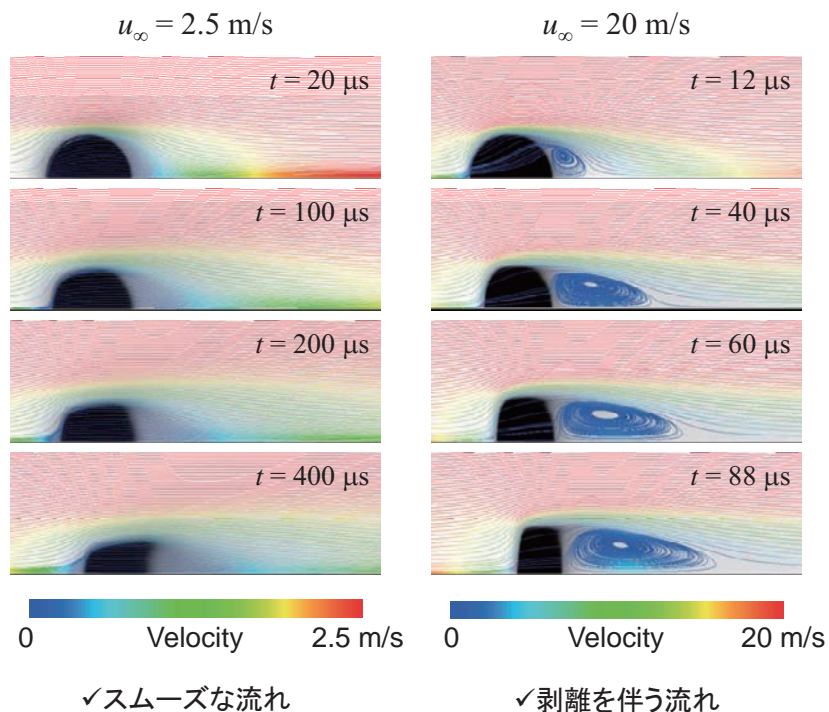
$$u_{\infty} = 20 \text{ m/s}, p_0 = 10 \text{ MPa}, D_0 = 100 \text{ }\mu\text{m}$$



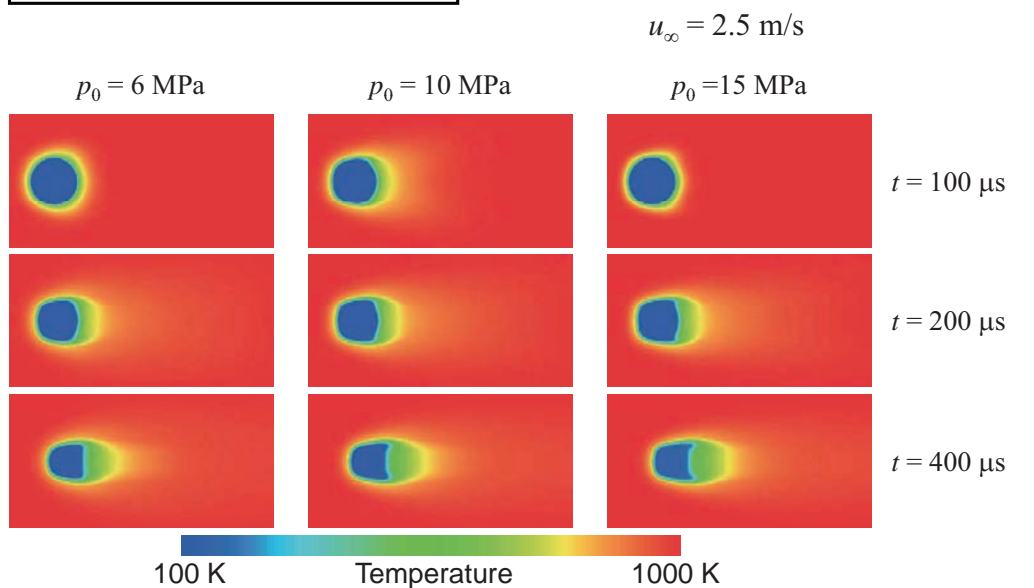
- ✓ 変形は激しい
- ✓ 流れと垂直方向に伸びるように変形
- ✓ 温度勾配領域は薄い

流れ場の経時変化

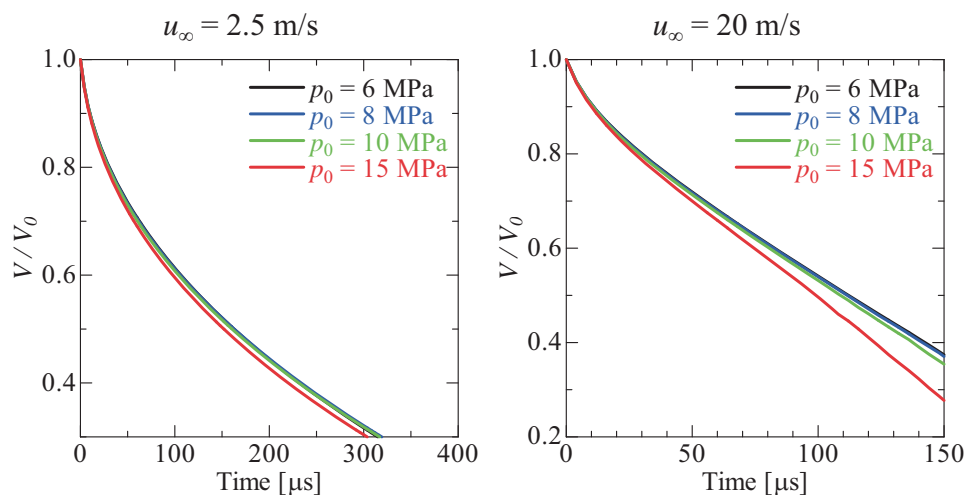
$p_0 = 10 \text{ MPa}$, $D_0 = 100 \text{ }\mu\text{m}$



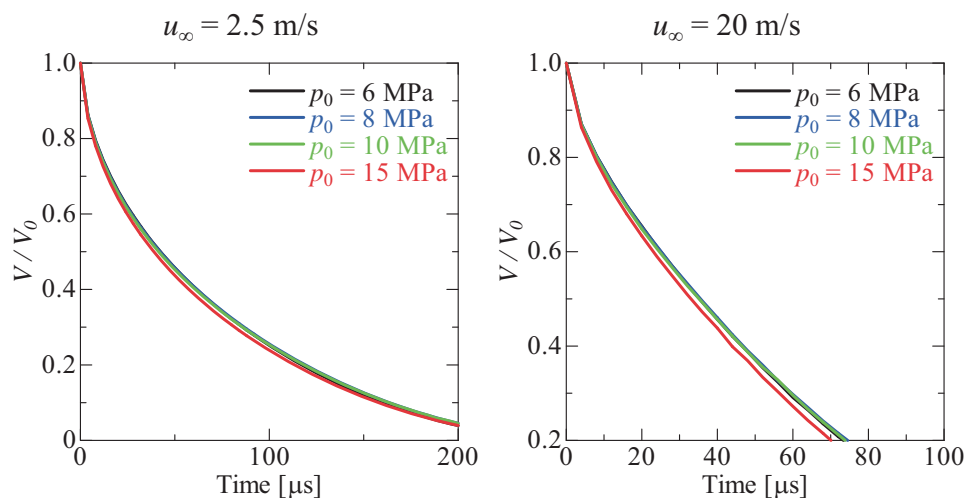
変形の様子の圧力依存



圧力上昇 \Rightarrow 液滴の変形は大きくなる
 液滴の下流への移動速度が大きくなる
 \Leftarrow 水素密度が上がり水素の運動量が大きくなる

液滴寿命評価 $D_0 = 100 \mu\text{m}$ 圧力の影響(1)

✓ 圧力が高くなると若干寿命は短くなるが、その影響は非常に小さい。

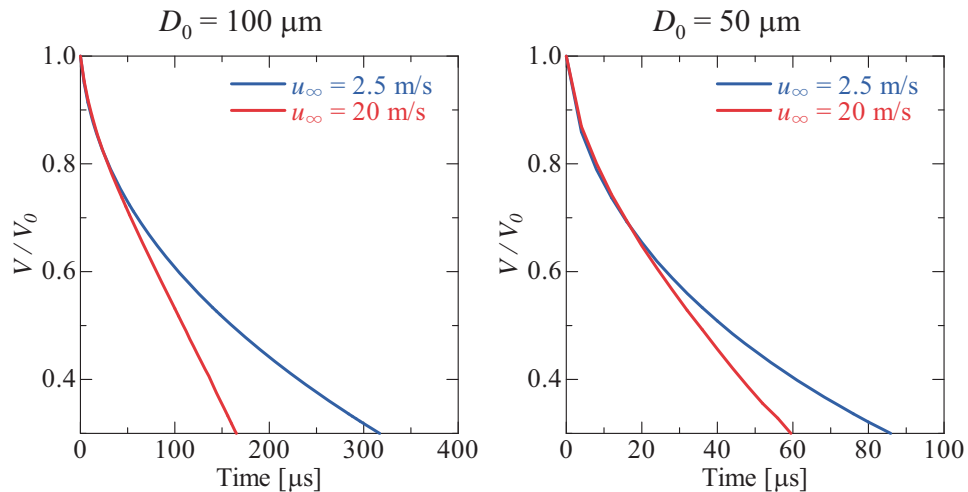
液滴寿命評価 $D_0 = 50 \mu\text{m}$ 圧力の影響(2)

✓ 圧力が高くなると寿命は短くなるが、その影響は小さい。

液滴寿命評価

$p_0 = 10 \text{ MPa}$

水素流速の影響

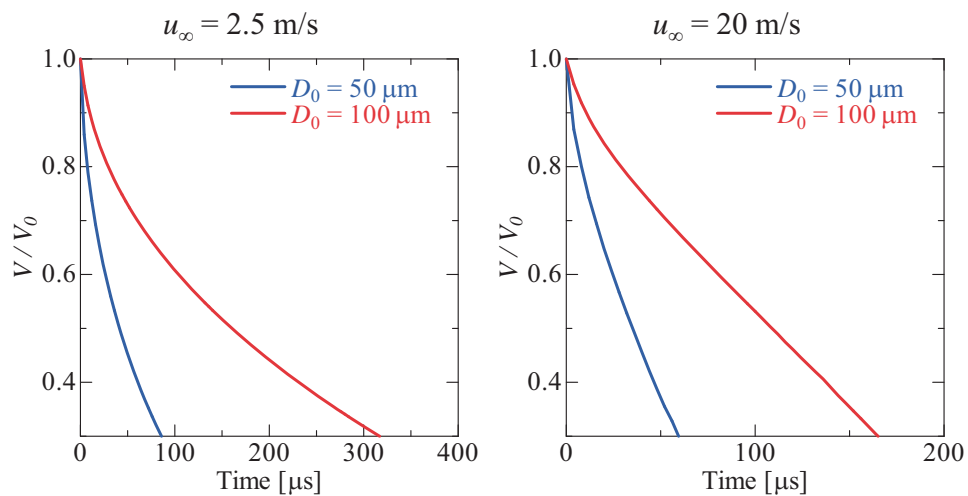


- ✓ 低速条件では、曲線状の寿命を示し液滴の減少速度は徐々に小さくなる。
- ✓ 高速条件では、直線状の寿命を示しほぼ一定割合で液滴が小さくなっていく。

液滴寿命評価

$p_0 = 10 \text{ MPa}$

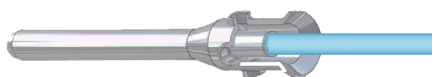
初期液滴径の影響



- ✓ 低レイノルズ数パターンでは、初期液滴直径が半分になると寿命はほぼ 1/4 なる。
- ✓ 高レイノルズ数パターンでは、初期液滴直径が半分になると寿命はほぼ 1/3 なる。

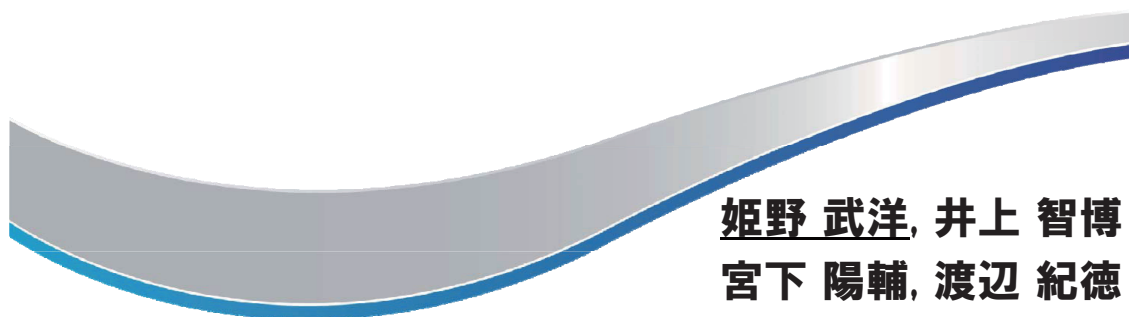
まとめ

- 超臨界圧力条件を対象に高温水素流れ中に置かれた低温酸素液滴の変形・拡散の様子について数値的に検討した。
- レイノルズ数に応じて流れのパターンが大きく2種類に大別されることを示した。
- 酸素液滴の変形, あるいは温度拡散の圧力依存は, 水素の密度がほぼ圧力に比例することに起因するものと考えられる。
- 液滴寿命評価によると, 低レイノルズ数パターンでは現象が熱伝導支配であることを示唆し, 高レイノルズ数パターンでは移流の効果が顕在化することになることを示唆している。
- 今後の予定・課題等
 - ✓ 酸素臨界点に近い条件を解析対象とすることで, 特異な熱物性の振る舞いの影響を検討する。
 - ✓ 検討対象を燃焼時にまで拡張し, 最終的には非燃焼時の挙動と燃焼時の挙動を対応付ける。
 - ✓ 将来的には, 蒸発モデルの構築, 蒸発・燃焼を同時に考慮可能な解析手法の確立などを進め亜臨界圧条件までの拡張を目指す。



UT-JAXA Symposium
28-29 October, 2010

推進薬の高圧噴射と微粒化に関連した熱流動現象



姫野 武洋, 井上 智博

宮下 陽輔, 渡辺 紀徳

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

寺島 洋史, 根岸 秀世

宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター

推進薬の高圧噴射・微粒化



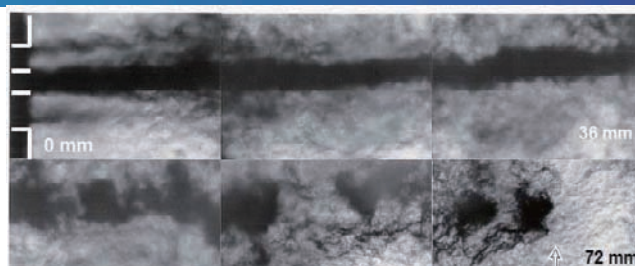
Supercritical Pressure

- 1st stage booster engines
- rated operation

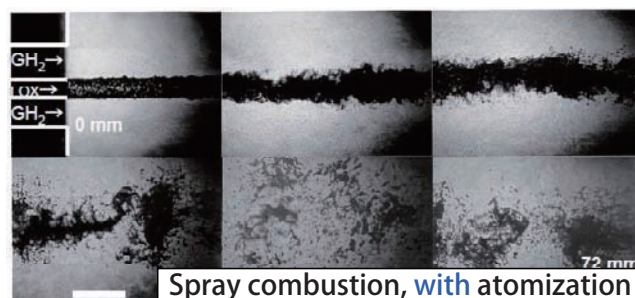


Subcritical Pressure

- upper stage engines
- Off-design operation (deep throttling)

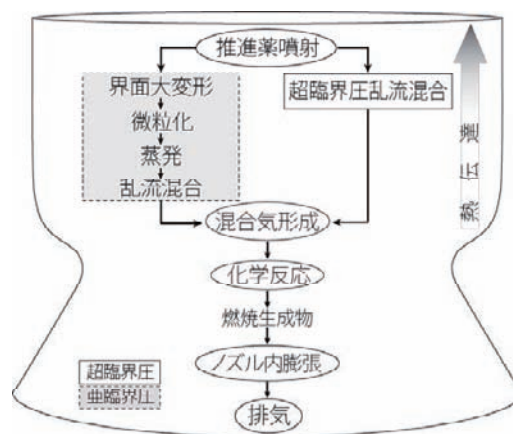
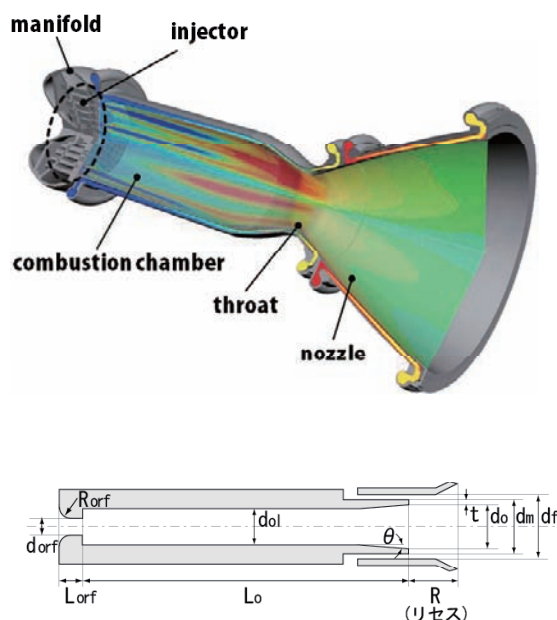


Turbulent diffusion combustion, ~~w/o~~ atomization
LOX/GH2 **supercritical pressure** (10 MPa)



Spray combustion, **with** atomization
LOX/GH2 **subcritical pressure** (1.5 MPa)
Mayer and Tamura 1996

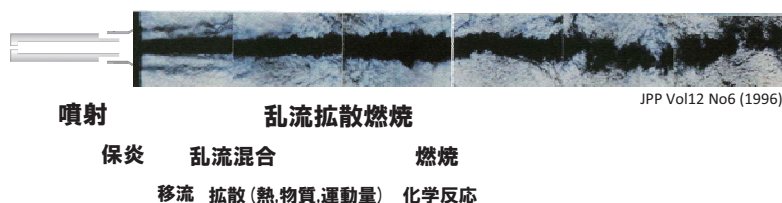
推力室構成と現象フロー



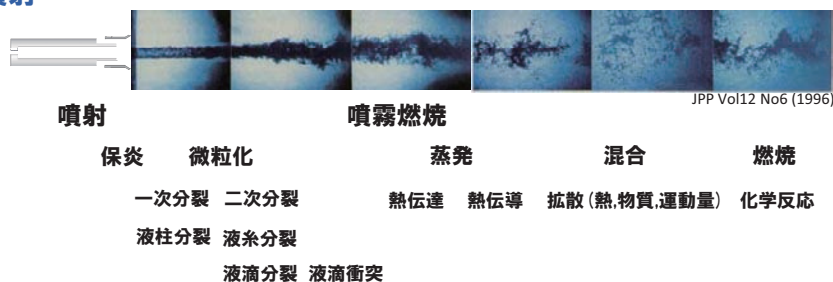
噴射器周りの現象



超臨界圧噴射



亜臨界圧噴射



高圧噴射・微粒化Gに関連した諸問題



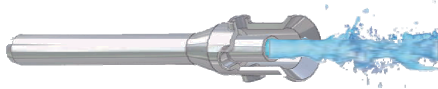
- ・従来のエレメント設計においては、噴射速度比や水素噴射温度の下限値に、経験的な設計クライテリアを用いることが多かった。しかし、クライテリアの推奨値は、必ずしも物理的根拠に基づいて算出されたものではなく、適応範囲も明確ではない。
- ・水流し試験結果と実機燃焼試験結果との物理的相関は、完全には把握されておらず、現状では、これらの設計開発プロセスに出戻りのリスクが内在している。
- ・今後は、不適合予防の観点から、開発に先立って、発生し得るリスクを可能な限り低減するとともに、より自由度の高い設計空間を獲得するために、これまで経験的に引用されてきたクライテリアの適応範囲を明確にすることが求められている。
- ・エレメント形状や噴射条件によって決まる推進薬の微粒化(亜臨界圧)および混合特性(超臨界圧)は、下流の混合気組成や燃焼特性と強い相関があり、ひいては推進性能に大きく影響する。
- ・噴射器近傍の熱流動現象に関する知見に基づいて、合理的なエレメント設計を行うことは、更なる高機能かつ高信頼性エンジンの実現を目指す上で極めて重要である。
- ・合理的にエレメントを設計する観点から、極低温推進薬の微粒化および混合に関して、実験に基づく基礎現象理解と、シミュレーション技術向上の双方に期待が寄せられている。

連携講座における高圧噴射・微粒化研究の目的

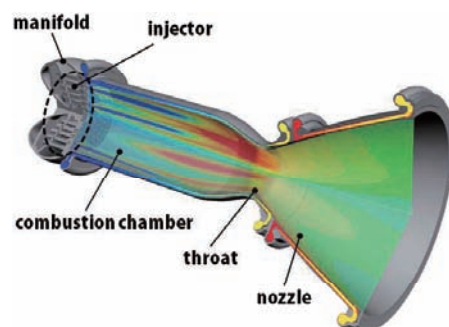


合理的なエレメント設計に資する知見の獲得という出口を見据えて、エンジン開発への貢献を目指す。

- ①数値解析技術を継続的に発展させることで、詳細に基礎現象を理解すること。
- ②下流の燃焼解析との融合や、噴射から燃焼まで一貫した数理モデルの構築といった、工学的に有益な知見へと統合すること。

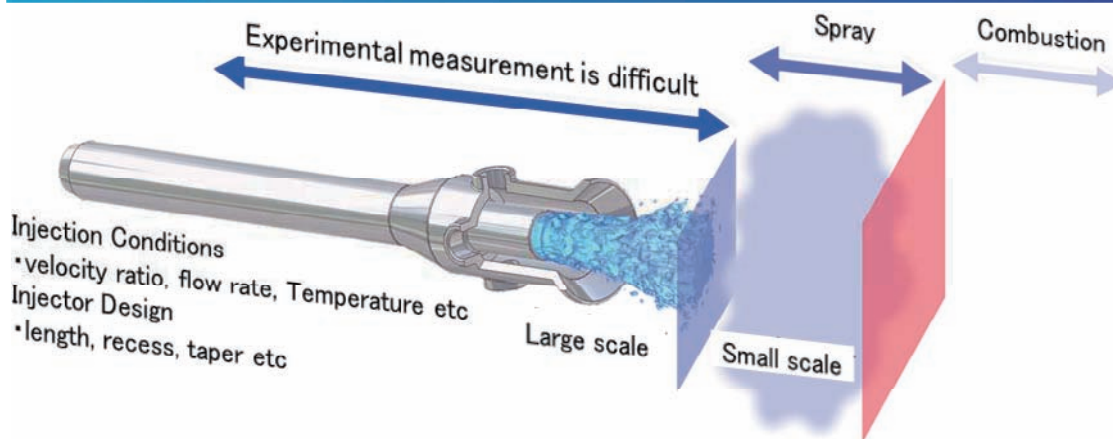


単一エレメントスケール



推力室スケール

ロケットエンジン内の微粒化研究の目的



- ☑ 噴霧特性に大きく影響する、噴射器の近傍における一次微粒化は、特に実験的計測が難しい。
- ☑ 液体ロケットエンジンの非設計点作動まで見据えて、噴射条件と噴射器近傍の微粒化の関連、およびその流体力学的機構を明らかにする。
- ☑ 噴射器内部あるいはその上流の影響までも考慮する。

研究課題のフローイメージ

(現象理解とマクロモデル構築)
アウトプット

一次微粒化理解

- ・LE-X始動過渡/MB-X
- ・LNGエンジン・RVTスロットリング

噴射条件と一次微粒化の関係調査
(流量、噴射温度、速度比、運動量比、マルチエレメント)

・噴霧燃焼解析の境界条件モデル高度化
・推進薬噴射-燃焼効率マクロモデル

・噴射条件、噴射器設計の最適化検討
・高信頼性化、高効率化

・噴射条件と噴霧特性(一次+二次微粒化)の関係を理解

実現象の観察、数理モデルの提案・構築と検証

水流し試験

極低温非燃焼試験

極低温燃焼試験

分散相モデル(液滴追跡、均質流)

相変化

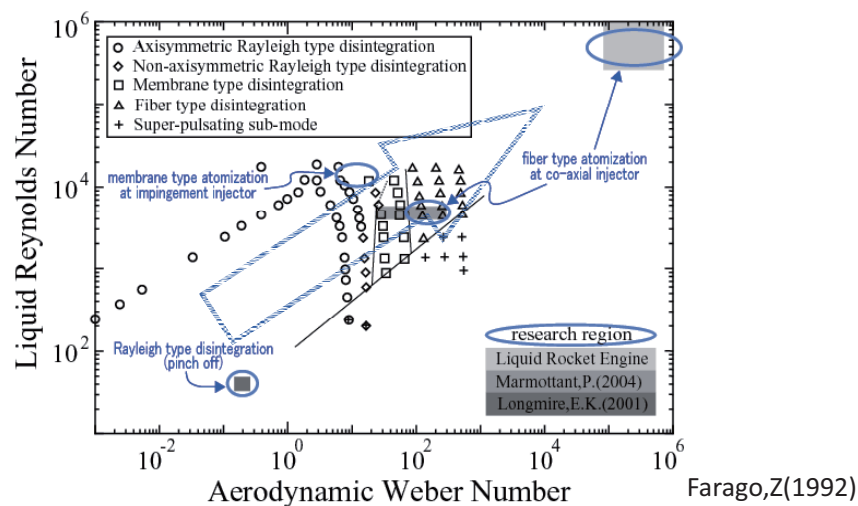
界面乱流(RANS/LES)

界面追跡(極低温噴射、実在流体効果を考慮)

解析技術高度化

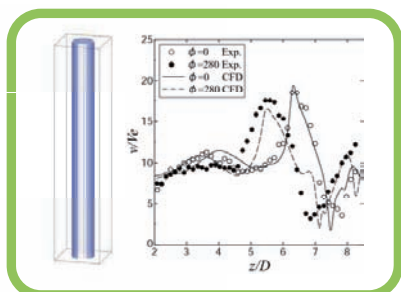
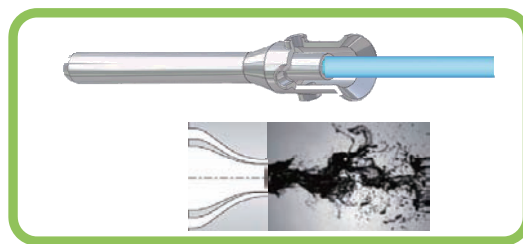
FY2008

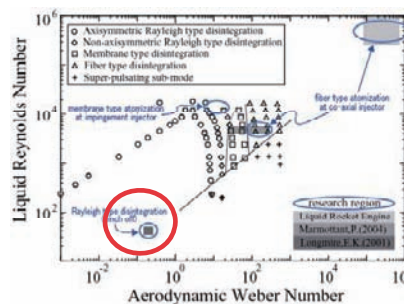
FY2012



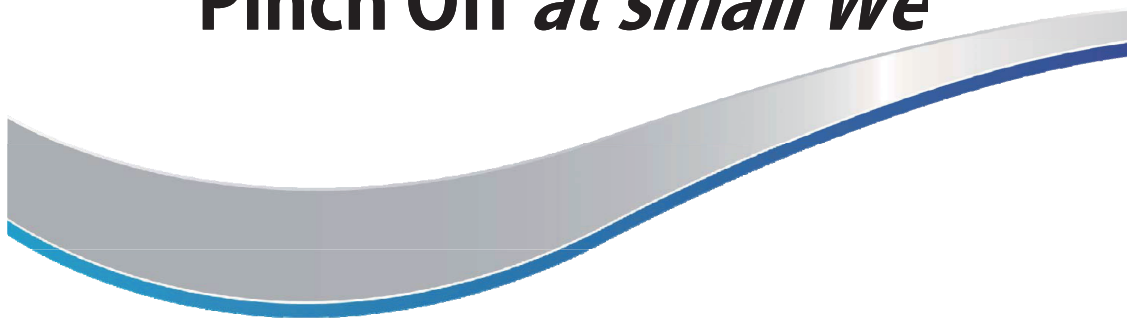
Classification of liquid jet atomization at coaxial type injector

- 数値解析とあわせて、対応する実験を実施。
- 低Weber数の比較的単純な単一液滴分裂現象から、段階的に高Weber数の液膜微粒化、液柱微粒化現象を対象として、微粒化現象の知見を蓄積。

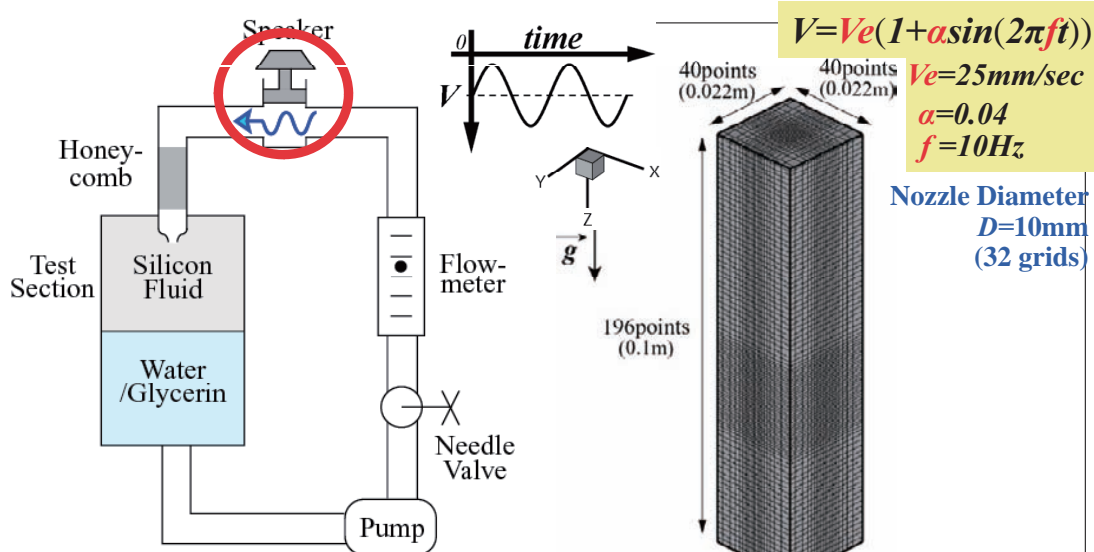




Pinch Off *at small We*



解析対象と条件



Experimental Apparatus

$We=0.26, Re=35$

Longmire, E.K., et al. (2001)

Present Numerical Conditions

$40 \times 40 \times 196$ stencils

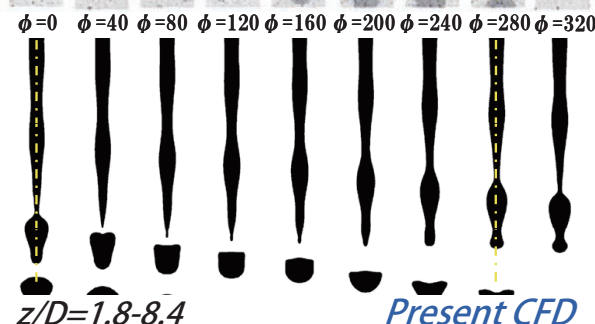
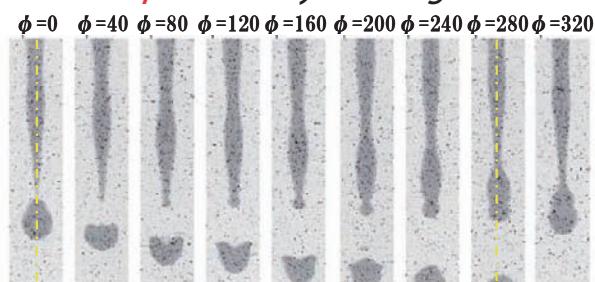
Inoue, C., et al., AIAA-2007-5461

実験結果との比較

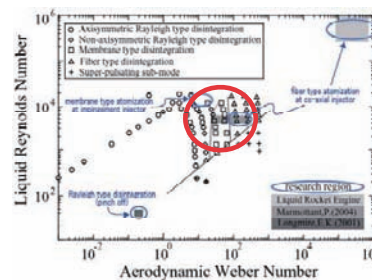
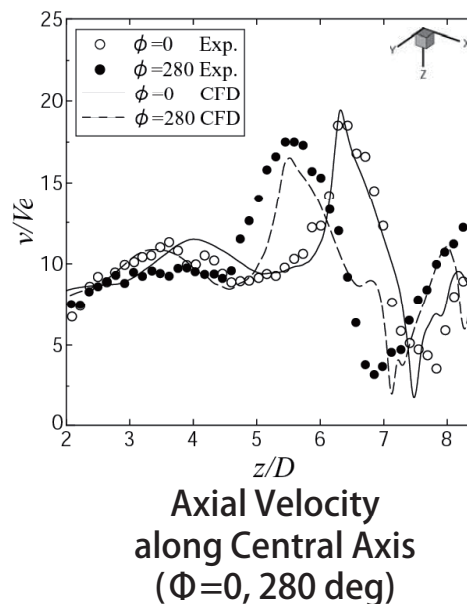


① Liquid Shape (cross section)

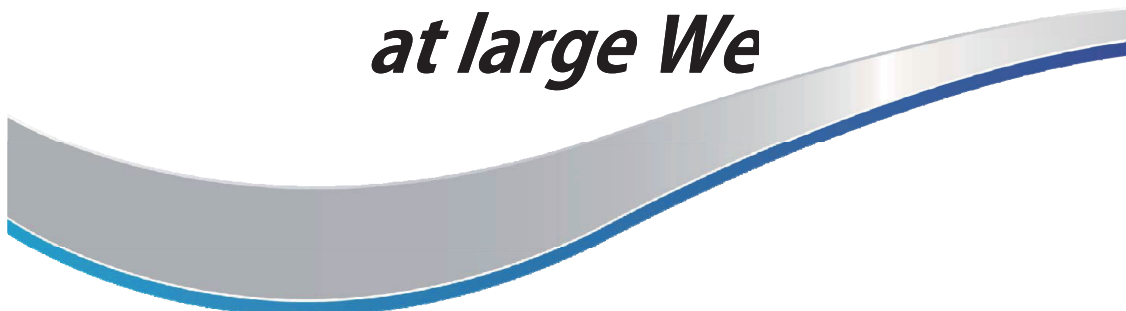
Experiment by E.K.Longmire et al.



② Axial Velocity Profile



Atomization of Liquid Sheet *at large We*

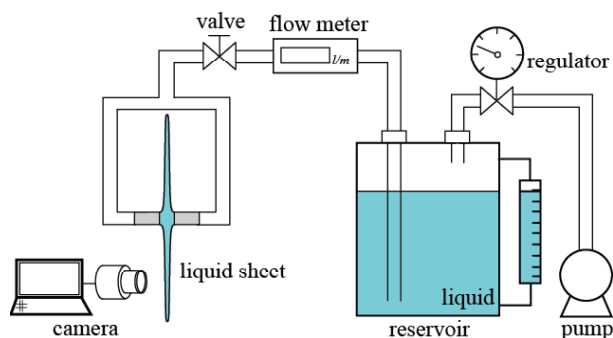


円盤状自由液膜微粒化の可視化



- ・二液の衝突によって円盤状自由液膜を形成することで、複雑な微粒化現象を、軸対称二次元の現象に帰結。
- ・可視化、集霧、線形解析、数値解析を相互に簡便に比較可能。

Inoue, C., et al., AIAA-2009-5041



Experimental Apparatus

$$We = \rho U^2 D / \sigma > 1000$$

(ρ : liquid density, D : nozzle dia.(1mm), σ : surface tension cef.)

円盤状自由液膜の数値解析

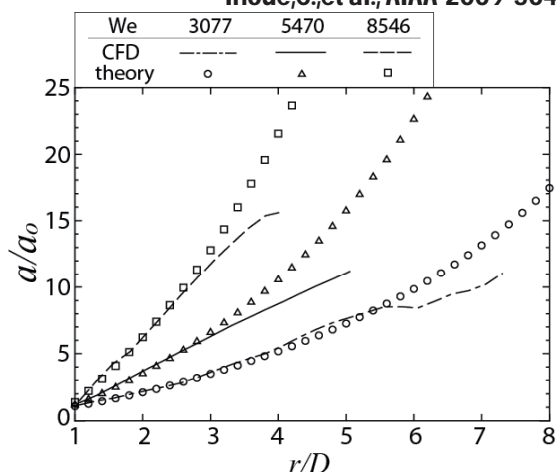
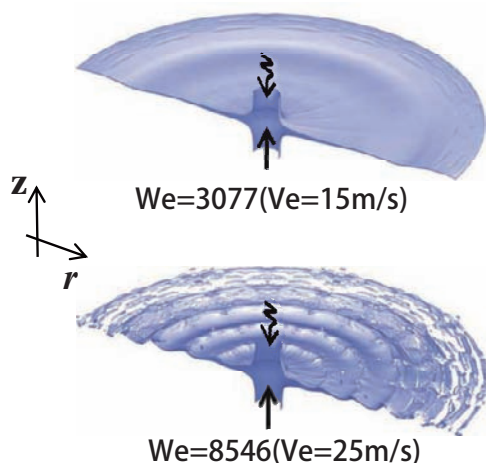


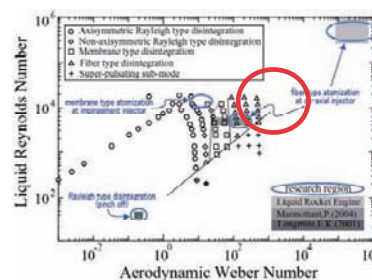
-amplitude of sheet ; $\frac{a}{a_o} = \frac{a_1}{a_o} \exp(G(\hat{r})) + \frac{a_2}{a_o} \exp(-G(\hat{r}))$

-max. growing ratio ; $G(\hat{r})_{\max} = \frac{2\sqrt{2}}{3} \rho_r We^{0.5} \hat{r}^{1.5} \quad \left(f = \frac{\rho_s V^3}{4\pi\sigma} \right)$

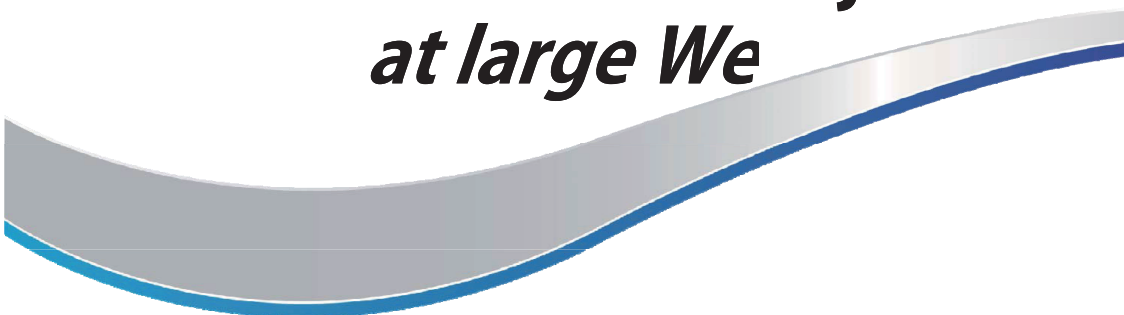
-with injection perturbation (same amplitude in each case)

Inoue, C., et al., AIAA-2009-5041

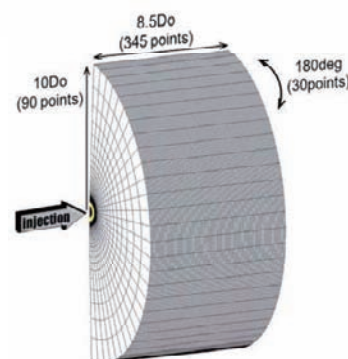
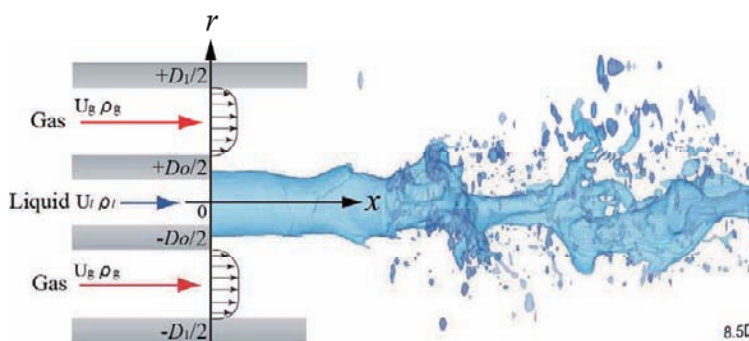




Atomization at Coax. Injector *at large We*



同軸噴射解析モデル



- ✓高速気流を伴う液柱ジェットの微粒化。
- ✓噴射器内部で発達した乱流渦は、噴射器近傍の液面大変形には寄与しない。

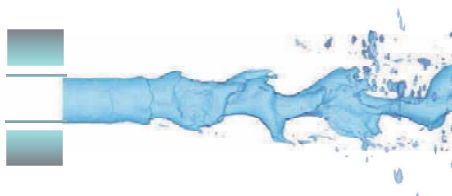
様々な噴射条件下の微粒化



Case 1: baseline

$U=0.8\text{m/s}$

$U_{g_max}=42\text{m/s}$



Case 2: 高密度低速気流

$U=0.8\text{m/s}$

$U_{g_max}=14\text{m/s}$

3-time denser gas
(at same flow rate)



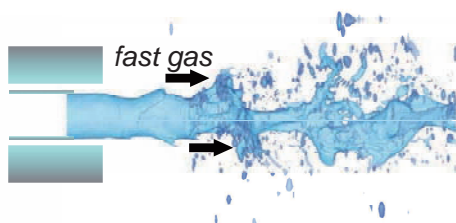
⇒高速気流が液面付近
に存在しない
⇒液面変形が抑制

Case 3: リセスあり

$U=0.8\text{m/s}$

$U_{g_max}=42\text{m/s}$

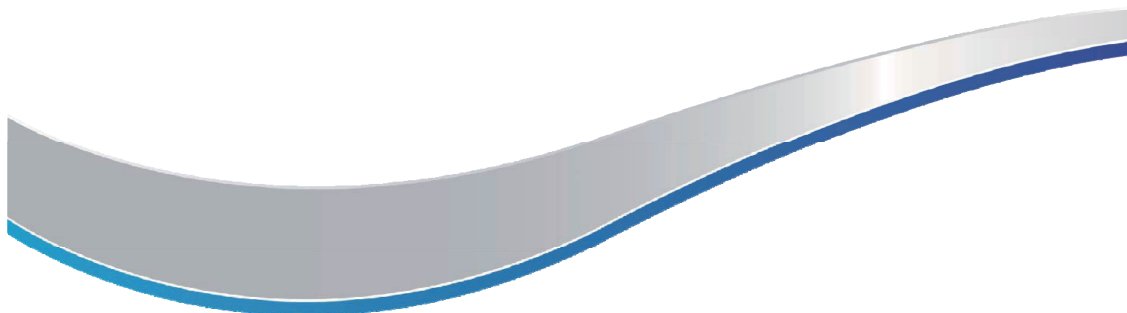
with 1D recess

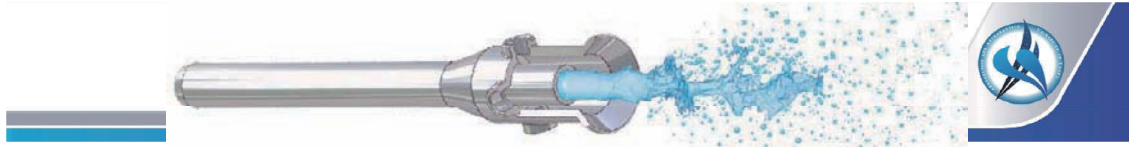


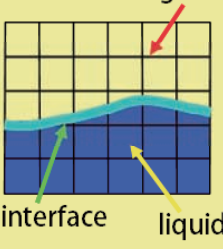
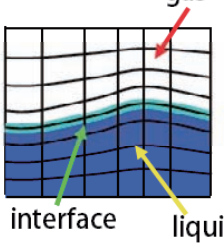
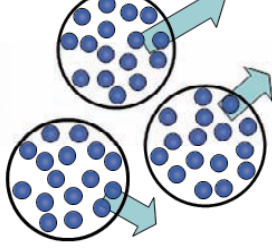
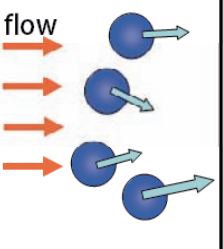
⇒リセスに導かれた高速
気流が、下流まで液柱近
傍に存在
⇒微粒化促進



相変化モデルと粒子追跡モデルの ハイブリッド界面追跡法について





Simulation of Atomization Process		Simulation of Spray	
Fixed Grid System	Moving Grid System	LHF Model	SF Model
capture and track motions of liquid/gas interface	grids move following motions of liquid/gas interface	Averaged equations of two phase flow are resolved	Track particle dynamics
 <p>gas</p> <p>interface</p> <p>liquid</p>	 <p>gas</p> <p>interface</p> <p>liquid</p>		 <p>flow</p>
<ul style="list-style-type: none"> ○ breakup of liquid column, droplet ○ large transformation of interface △ computational time × analysis of spray 	<ul style="list-style-type: none"> ○ liquid and gas phase can be described by different equation × large transformation of interface × analysis of spray 	<ul style="list-style-type: none"> ○ mist flow with lots of droplets × analysis of atomization process 	<ul style="list-style-type: none"> ○ spray behavior △ analysis of atomization process with breakup model × dependence on model

Capture Interface Precisely with Volume Conservation - HLSM(Level Set & MARS) [Himeno(2003)]-

Distance Function

Osher, S. (1988)

Distance function ϕ is generated from moving interface

Owing to distribution of ϕ

Normal Vector

$$\vec{n}_s = \frac{\nabla \phi}{|\nabla \phi|}$$

Curvature

$$\kappa = \nabla \cdot \vec{n}_s = \nabla \cdot \left(\frac{\nabla \phi}{|\nabla \phi|} \right)$$

are computed exactly

Surface tension is computed by CSF model

MARS

Kunugi, T. (2000)

VOF is interpolated with a piecewise linear function

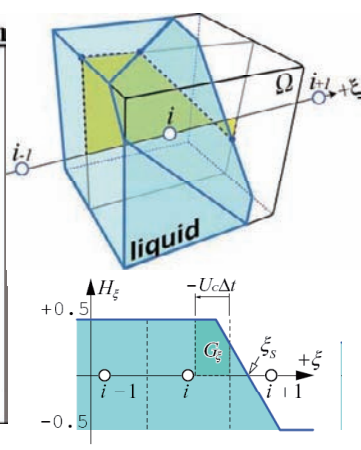
Distance function Heaviside function

ambient fluid $\phi < 0$ $He = -0.5$

liquid $\phi > 0$ $He = 0.5$

interface

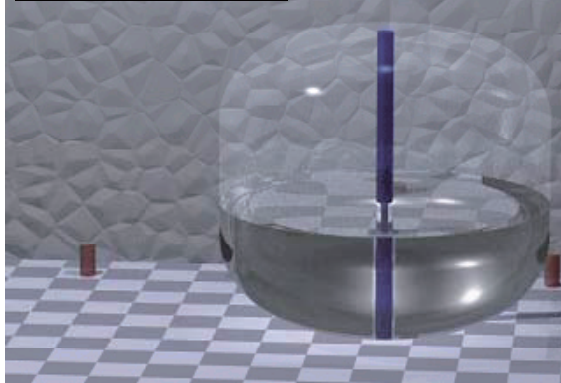
Distribution of heaviside function



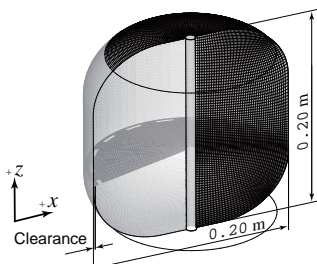
界面追跡法 (CIP-LSM) : 液体ロケットタンク内部熱流動



計算 : (Himeno, 2003)

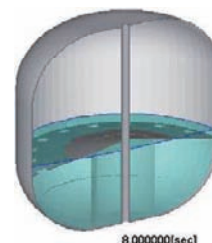


実験 : (Himeno, Nonaka and Naruo, 2002)



Ref. AIAA 2005-3931 (Himeno)

- 相似流れについて
- 実験と計算の相関を確認
- 実機飛行条件を計算で予測

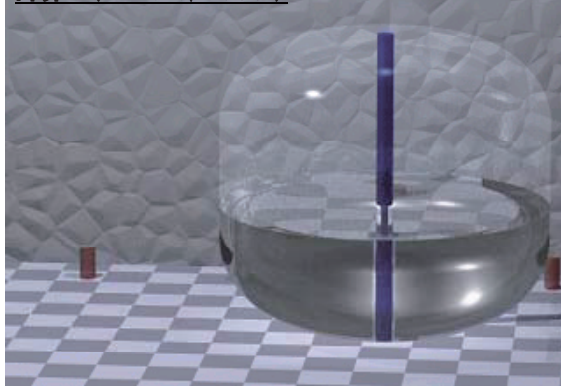


8.000000[sec]

界面追跡法 (CIP-LSM) : 液体ロケットタンク内部熱流動



計算 : (Himeno, 2003)



実験 : (Himeno, Nonaka and Naruo, 2002)

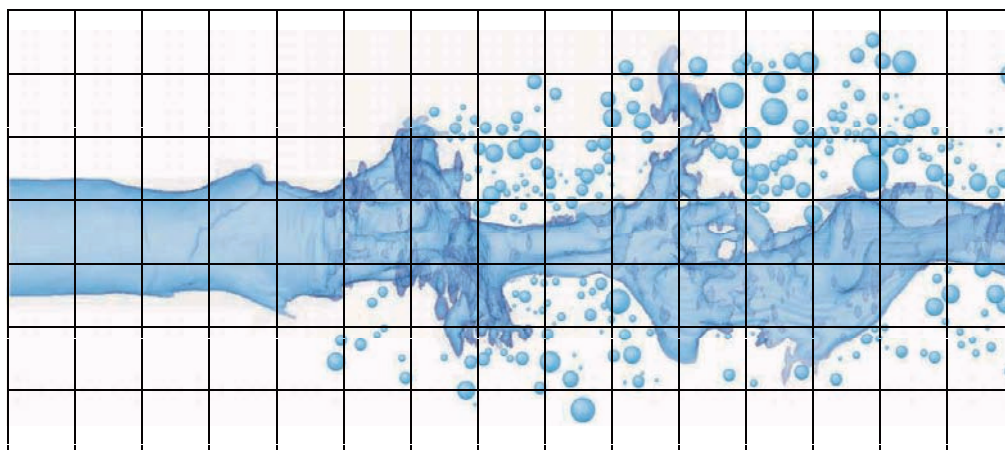


Ref. AIAA 2005-3931 (Himeno)

CIP-LSMの特徴

- その1 : 形状と体積保存性を保ちつつ界面追跡が可能である。
- その2 : 界面をシャープに取り扱い物性値の変化を1セル以内とする
- その3 : 液体の占有率だけでなく界面までの距離の情報を持っている

界面追跡-分散相ハイブリッド解析法

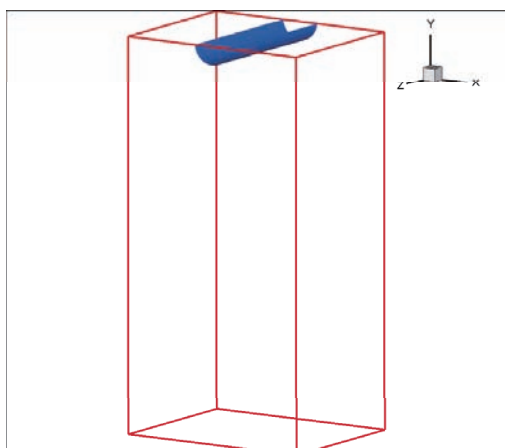


- 格子サイズ以上の現象→界面追跡法(オイラー的)
- 格子サイズ以下の現象→液滴追跡(ラグランジュ的)

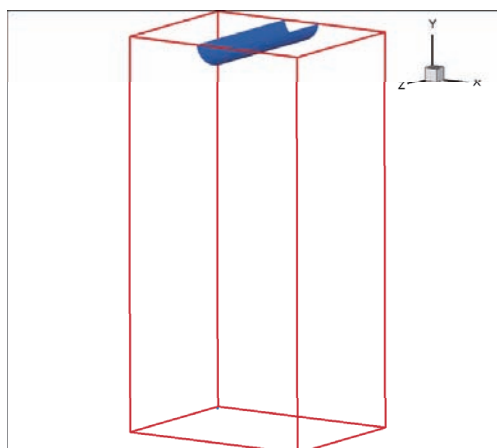
界面追跡-分散相ハイブリッドモデル



実機スケールの同種・異種衝突型噴射器における微粒化解析に向けて



CIP-LSM



CIP-LSM/DDMハイブリッド

粒子への切り替え方法をはじめ課題は多いが、下流遠方の質量流束分布など、実機スケールを意識した微粒化特性の取得を実施予定。

by 宮下 陽輔(M2)

沸騰の数値シミュレーション



相変化モデル

- 潜熱項の追加
- 体積湧き出し項の追加

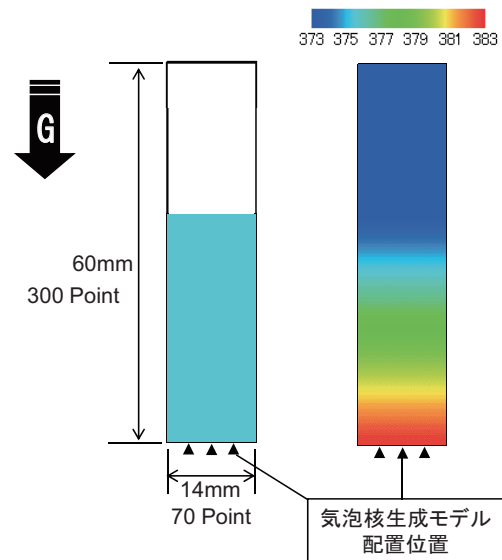


気泡核生成モデル

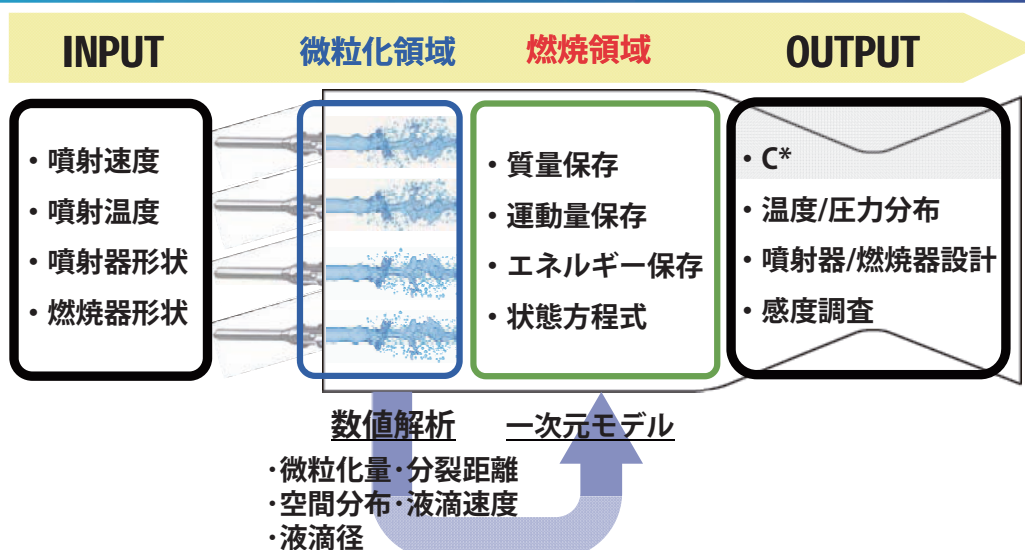
設定したセルが過熱度 ΔT を上回った際
セルの温度を飽和温度に下げ、
それによって失ったエネルギーを潜熱として
一つのセル内に気相を生成させる



沸騰



アウトプットイメージ



- ・ 実験計測が困難な微粒化過程の諸量を一次元モデルの初期値に反映(CFD→マクロ)
- ・ 微粒化・蒸発・混合現象が燃焼特性に与える感度を調査(マクロ→CFD)
- ・ 噴射器設計・燃焼器設計指針を獲得
- ・ LOX/LH2、LOX/LCH4、同軸型噴射器、衝突型噴射器に適応可能

まとめ



設計開発技術の高度化に向けた取り組みの中で、合理的にエレメントを設計する観点から、推進薬の微粒化に関して、実験に基づく基礎現象理解と、シミュレーション技術向上の双方を継続的に実施している。

- ①実機環境における極低温推進薬の微粒化現象を模擬することは、未だに難しく、これからの研究に期待するところが大きい。
- ②対応する実験との比較に基づいて、数値解析技術を継続的に発展させることで、詳細な基礎現象理解を試みることが重要である。
- ③下流の燃焼解析との融合や、噴射から燃焼まで一貫した数値モデルの構築といった、工学的に有益な知見へと統合することが必要である。
- ④合理的なエレメント設計に資する知見の獲得という出口を見据えて、エンジン開発への貢献を目指す所存である。今後とも、企業、JAXA、大学からのご協力をお願いする次第である。

東大-JAXAシンポジウム「ロケットエンジン解析技術の新展開」

9/29/2010

多重プロセス型キャビテーションモデルの現状と課題

信州大学工学部

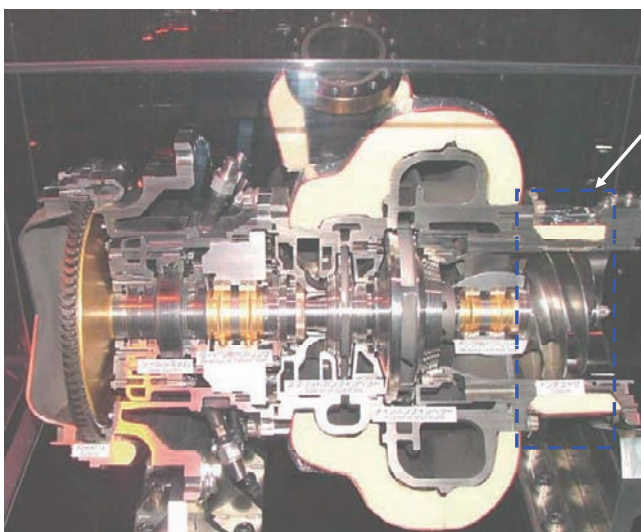
津田 伸一

(平成21年度末まで, JAXA/JEDI研究員)

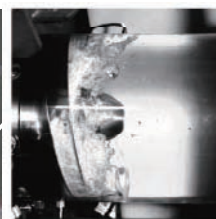
1

背景

液酸液水ロケットエンジンターボポンプの諸課題



液体酸素ターボポンプのカットモデル(LE-7)

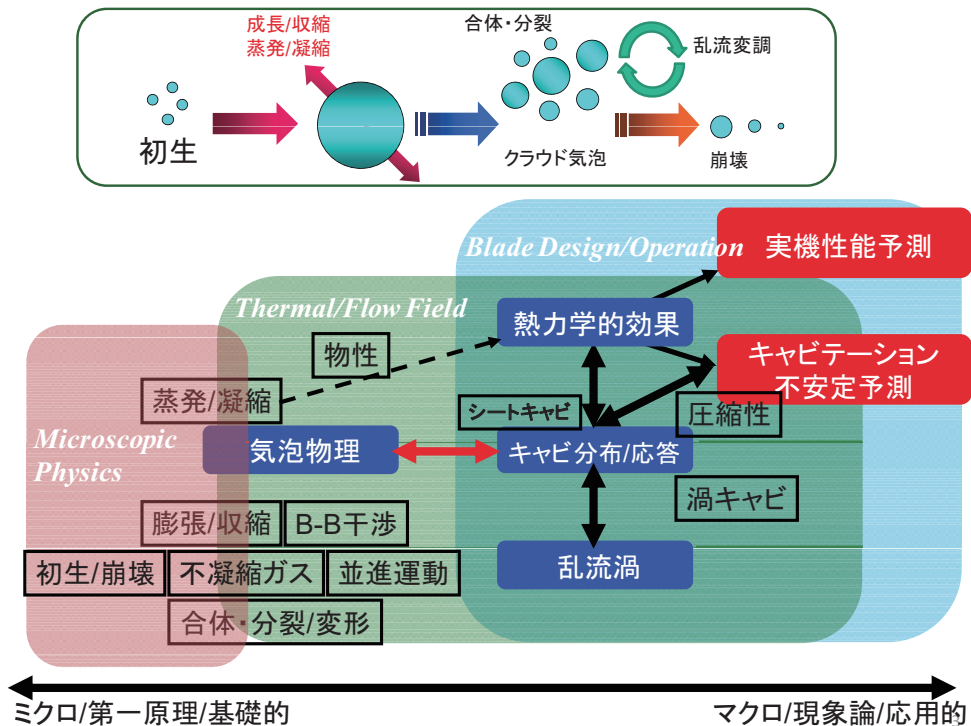


(Fujii et al., CAV2003, 2003)

- 吸込性能低下
- キャビテーション不安定
 - ✓ 旋回キャビテーション
 - ✓ キャビテーションサージ
- POGO不安定

2

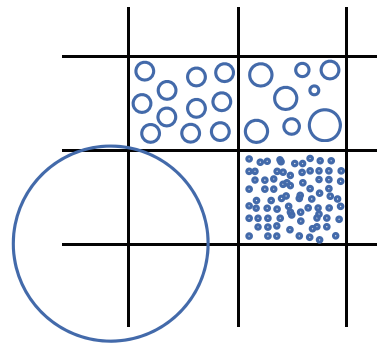
極低温キャビテーションに関する関連MAP



混相流の主な解析手法

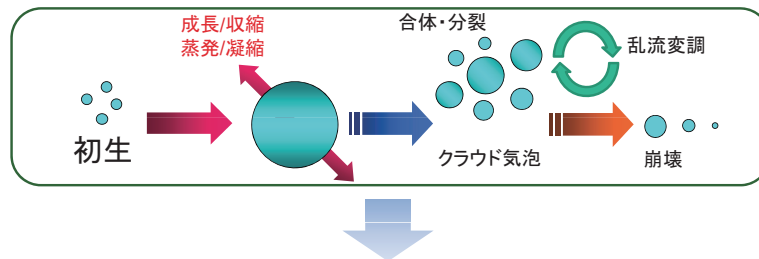


- 瞬時・局所の支配方程式 → **界面追跡法**
(VOF, Level Set, Front Tracking, etc.)
- 平均化方程式
 - ✓ 二流体モデル
 - ✓ 一流体モデル
 - 均質流モデル(EOS, BD)
 - ドリフトフラックス
 - スリップ流



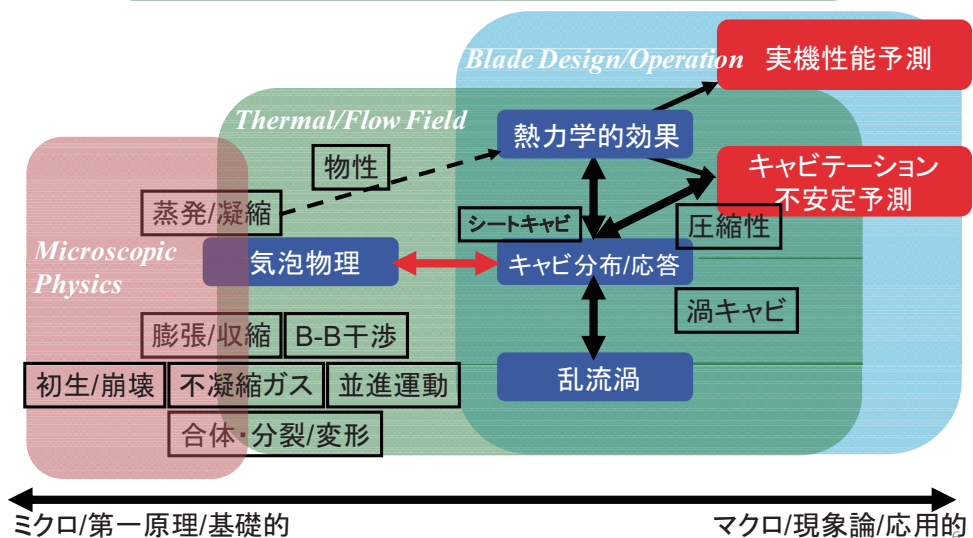
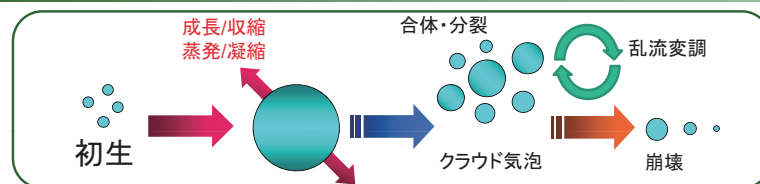
キャビテーションの主な解析手法の現状

- **状態方程式モデル**(Iga et al., 2003など)
 - ✓ 混相流中における音速を再現(～マクロモデル)
- **気泡力学モデル**(Okita&Kajishima, 2002など)
 - ✓ 単一気泡の力学方程式に準拠
 - ✓ 一素過程にもとづく一方程式モデルが大半



「気泡物理」の観点からすれば極めて粗いモデル化が現状
液酸液水では、特に充実したSGSモデルが必要

(極低温)キャビテーションに関する相関MAP



ミクロ/第一原理/基礎的

マクロ/現象論/応用的

新規キャビテーションモデルの概要

目的 (FY21)

気泡物理に立脚したSGS詳細キャビテーションモデルの構築&問題点抽出
(FY21の検証対象は水とする)

モーメント法による定式化

$$M_i = \int R^i f(R, t) dA$$

$$\frac{DM_i}{Dt} = iG(\bar{R})M_{i-1} + S_{p,i} \quad (\text{for } i = 0, 1, 2, 3)$$

初生/崩壊, 合体/分裂

$$\text{where } G(\bar{R}) = \frac{d}{dt} \left(\frac{M_1}{M_0} \right)$$

代表半径
(平均半径とする) $\bar{R} = \frac{M_1}{M_0}$

ボイド率

$$\phi = \frac{(4\pi/3)M_3}{1 + (4\pi/3)M_3}$$

長所

- SDFを間接的に取り込める(拡張性あり)
- 個々のプロセスを見通しよく取り込める

膨張/収縮 & 非平衡蒸発/凝縮モデル

➤ 気泡間干渉を考慮した気泡力学方程式

$$\left(\frac{3}{2} + \pi \bar{d}^2 M_1 \right) G(\bar{R})^2 + \left(\frac{\pi}{2} \bar{d}^2 S_{p,i} \bar{R}^2 \right) G(\bar{R}) = \frac{p_v - p_l - 2\sigma/\bar{R}}{\rho_l}$$

\bar{d} : characteristic length for each cell

(Kubota et al., J. Fluid Mech., 1992)から拡張

➤ Schrageの式(古典的簡略化モデル)の適用

$$\dot{m}_v = \frac{2\alpha}{2 - \alpha} \frac{p_{s,in} - p_g}{\sqrt{2\pi R_v T}} \quad \text{where} \quad p_{s,in} = p_v(T) \exp \left(- \frac{2\sigma}{\rho_l R_v T \bar{R}} \right)$$

where $p_g = \rho_g R T_g$
 α : 蒸発/凝縮係数(水の場合, $\alpha = 0.4$)

M_1/M_0

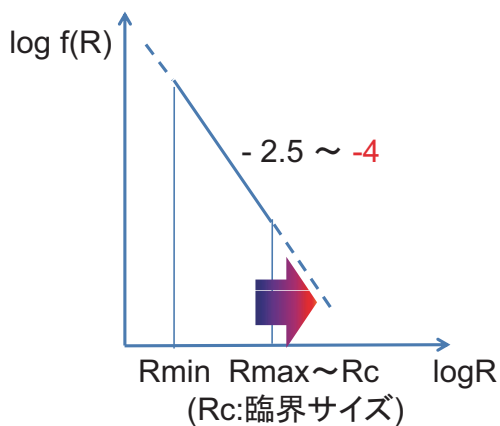
$$\frac{DM_i}{Dt} = iG(\bar{R})M_{i-1} \quad (\text{for } i = 0, 1, 2, 3)$$

where $G(\bar{R}) \sim K \left| p_{s,\infty} - p - \frac{2\sigma}{\bar{R}} \right|^{1/2}$

初生/崩壊モデル(for 水)

➤ 既存気泡核のサイズ分布に対して**べき乗則**を仮定(多くの実験的事実と合致)

$$f_0(R) = \frac{3\phi_0}{4\pi(1-\phi_0)\ln(R_{\max}/R_{\min})} R^{-4} \quad (\text{Wang, J. Fluids. Eng., 1999})$$



for $S_{p,inception}$

$$S_{p,0} = \int_{R_c}^{\infty} f_0(R) \dot{R} \delta(R - R_c) dR$$

$$\therefore S_{p,0} = J_0 = f_0(R_c) \dot{R}_c$$

($S_{p,i} (i > 0)$ can be negligible.)

9

合体/分裂モデル(今後の改良を前提としたモデル化)

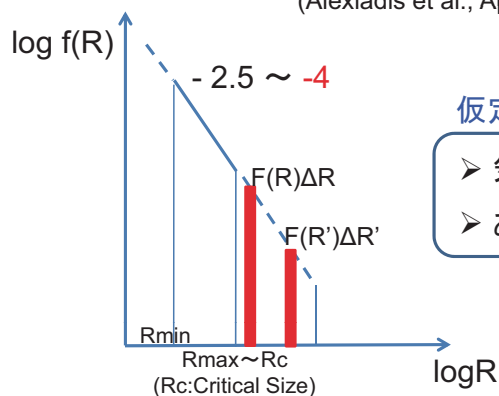
(合体) 理想気体における分子衝突との類似性から導出

(分裂) 気泡の変形に必要なエネルギーバランスから導出

$$(\text{合体}) \quad S_c \approx \pi \varepsilon^{1/3} \{f(R)f(R')(\Delta R)^2\} (d + d')^2 (d^{2/3} + d'^{2/3})^{1/2}$$

$$(\text{分裂}) \quad S_b \approx \frac{1}{d} \sqrt{8.2(\varepsilon d)^{2/3} - 12\sigma/(\rho_l d)} \quad \text{where } d = 2R$$

(Alexiadis et al., Applied Mathematical Modeling, 2007)などを参考に構築



仮定 (for 水)

- 気泡核のべき乗分布を気泡まで拡張
- ある2つの階層のランダム衝突-合体を仮定

注) 極低温流体の場合, この仮定すら採用できない

10

キャビテーションモデル(FY21版)

$$\begin{aligned}
 \textcircled{1} \quad \frac{DM_0}{Dt} &= J_0 + S_{b,0} - S_{c,0} \\
 \textcircled{2} \quad \frac{DM_1}{Dt} &= G(\bar{R})M_0 + R_c J_0 + \bar{R}(S_{b,0} - S_{c,0}) \\
 \textcircled{3} \quad \frac{DM_2}{Dt} &= 2G(\bar{R})M_1 + R_c^2 J_0 + \bar{R}^2(S_{b,0} - S_{c,0}) \\
 \textcircled{4} \quad \frac{DM_3}{Dt} &= 3G(\bar{R})M_2 + R_c^3 J_0 + \bar{R}^3(S_{b,0} - S_{c,0}) \\
 \textcircled{5} \quad \frac{D(\rho_g M_3)}{Dt} &\approx \dot{m}_v M_2 M_3 + \rho_g \frac{DM_3}{Dt}
 \end{aligned}$$

※ $p_g = \rho_g R T_g$ (Equation of state inside of bubble assuming ideal gas for vapor of water)

Inception/Collapse, Coalescence/Break-up, Expansion/Shrinkage, Inception/Collapse, Coalescence/Break-up, Evaporation/Condensation

Inception/Collapse terms for ②~④ may be neglected.
 Kinematically, this term can be neglected.

Void Fraction $\phi = \frac{(4\pi/3)M_3}{1 + (4\pi/3)M_3}$
 Quality $Y = \frac{(4\pi/3)\rho_g M_3}{\rho_l + (4\pi/3)\rho_g M_3}$

↑ from ④

0次元計算を実施して本モデルの特性評価をおこない、無視できる項は無視したうえでCFDソルバーに導入

11

CFD検証(JAXA/谷直樹博士のご協力による)

流体解析(谷 直樹, 東京大学博士論文, 2003)

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} \rho u \\ P + \rho u^2 \\ \rho uv \\ (\rho e + P)u \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ P + \rho v^2 \\ (\rho e + P)v \end{bmatrix} = \text{Viscous Term}$$

解法: Thermo-CCUP法

乱流モデル: Baldwin-Lomaxモデル

※極低温キャビテーションへの適用実績

+

物理モデル

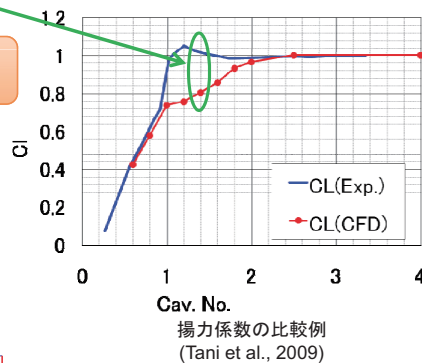
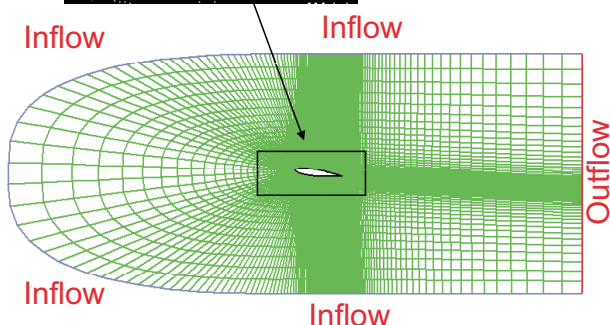
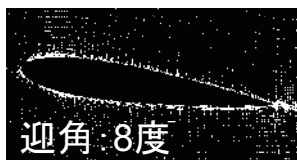
多重プロセス型キャビテーションモデル
(5方程式モデル)

12

CFD検証(JAXA/谷直樹博士のご協力による)

NACA0015単独翼, キャビテーション数1.4

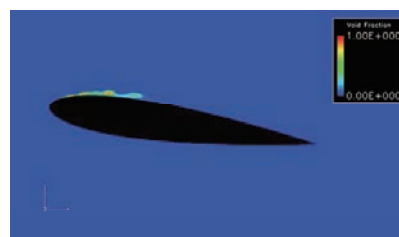
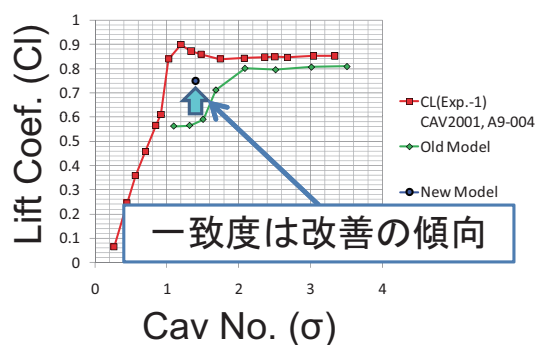
既存の解析結果の精度は一様に悪い



作動流体: 水
 $Re \sim 10^5$
 (コード長基準)

13

CFD検証(主要な結果 & 問題点)



ボイド率の時間変化

結 論

- 初生/崩壊, 合体/分裂に起因する気泡数の変化は, 定性的には実験結果と合致
- 揚力係数の再現性については, 既往モデルよりも改善される傾向あり
- 現モデルでは, 大規模非定常現象の再現ができない
(高ボイド率における物理モデルとしての妥当性に起因)

14

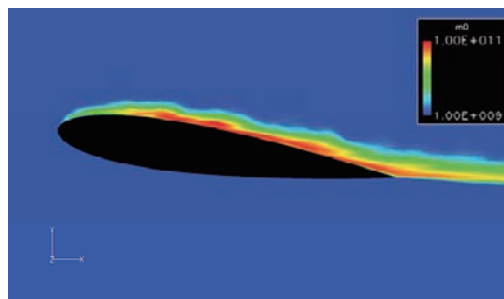
モデルの妥当性検証



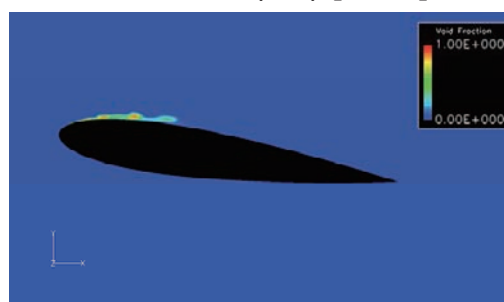
キャビティが消えた後に
気泡数増大



定性的傾向は一致



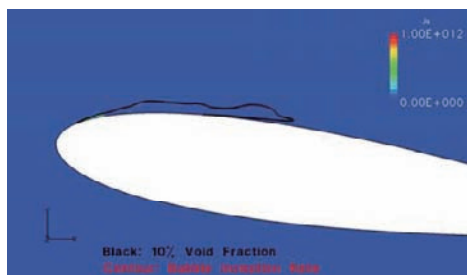
気泡数(M_0) [$1/m^3$]



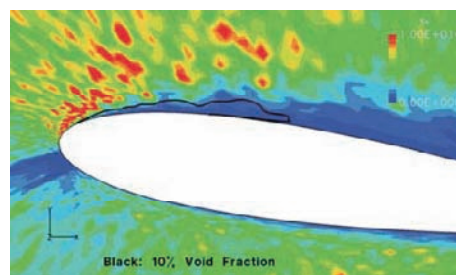
ボイド率

15

モデルの妥当性検証



気泡発生率 J_s [$1/s/m^3$]

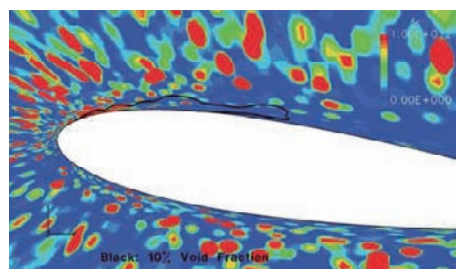


気泡分裂率 S_b [$1/s/m^3$]

気泡発生後にキャビティ成長
キャビティ外縁で分裂率(大)
キャビティ前縁で合体率(大)
キャビティ後縁で合体率(小)



定性的な傾向は一致

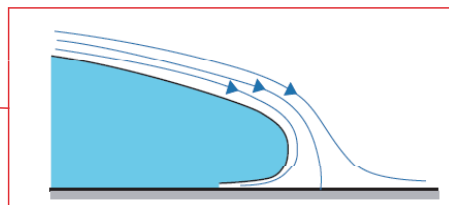


気泡合体率 S_c [$1/s/m^3$]

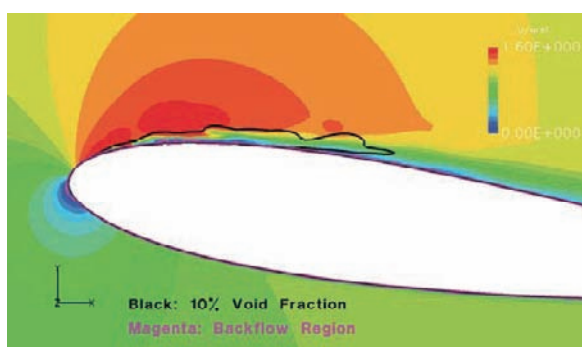
16

大規模非定常現象が再現できない原因

クラウドキャビテーションの発生原因



キャビティ後縁で逆流発生 → キャビティを引きちぎる



(流速の等値線)

黒: ボイド率10%

ピンク: 軸流流速0m/s

キャビティ後縁の
逆流が現れず...

密度勾配?

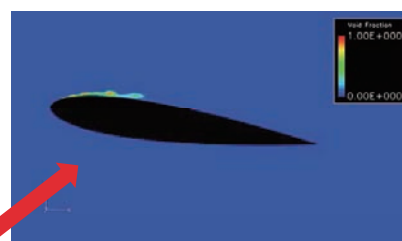
圧力勾配?

17

大規模非定常現象が再現できない原因

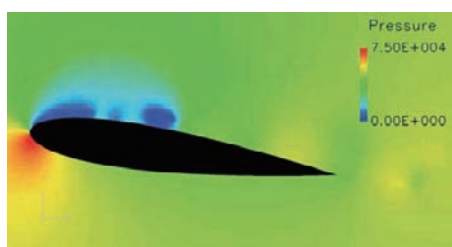


ボイド率

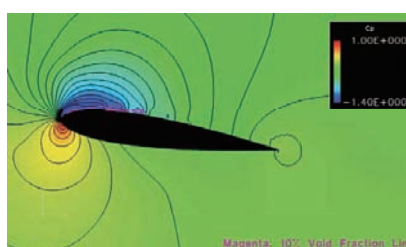


ボイド率

密度変化が緩やか



圧力
旧モデル($\sigma=1.4$)



圧力
新モデル($\sigma=1.4$)

圧力変化はどちらも同程度

18

まとめ

- 多重プロセス型キャビテーションモデルを独自に構築
- 実績のあるCFDコードに実装して1次検証を実施



- 初生/崩壊, 合体/分裂に起因する気泡数の変化は, 定性的に実験結果と合致
- 揚力係数の再現性は既往モデルよりも改善の傾向
- 現モデルでは, 大規模非定常現象の再現ができない
(気泡物理モデルの限界に起因)

～今後の方針～

- SGSモデルの限界確認 with 合体/分裂モデルの改良等
- 極低温流体での検証(モデルは構築済)
- GS気泡に対する界面追跡型手法との併用