

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成25年 5月27日現在

機関番号：32689

研究種目：基盤研究（B）

研究期間：2010～2012

課題番号：22360358

研究課題名（和文） 極超音速エンジンにおける非定常現象の解明および動的シミュレータの構築

研究課題名（英文） Development of the dynamic simulator for the hypersonic turbojet engine including unsteady phenomena

研究代表者

佐藤 哲也（SATOU TETSUYA）

早稲田大学・理工学術院・教授

研究者番号：80249937

研究成果の概要（和文）：

本研究は、極超音速予冷ターボジェットに関わる、「エアインテークバズ」と「極低温水素燃料の挙動」という2つの非定常現象を実験的、数値的に調査、モデル化すること、さらに、それらを組込んだシステム全系の非定常シミュレータを構築し、エンジン燃焼実験に適用することを目的とした。研究はほぼ予定通り完了し、インテークバズが、空気の流量バランスおよび後部ダクト体積に支配されることを発見した。新規開発した静電容量型ボイド率計／流速計を用いて、液体窒素のクオリティと熱伝達に関する関係を導いた。得られた物理モデルを非定常シミュレータに組込んで、JAXAで実施した起動試験と比較し、精度を検証した。

研究成果の概要（英文）：

We developed a dynamic simulator for the hypersonic precooled turbojet including the unsteady models of the inlet unstart phenomenon and flow properties of two-phase hydrogen flow. Wind tunnel tests and numerical simulation clarify that the amplitude and frequency of the inlet buzz are determined by the inflow and outflow balance of the inlet and the duct volume located after the inlet. A capacitance-type void fraction meter was newly developed and relationship between the quality and heat transfer rate of the nitrogen was researched. The dynamic simulation agrees with the engine firing test.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2010年度	3,200,000	960,000	4,160,000
2011年度	2,600,000	780,000	3,380,000
2012年度	2,100,000	630,000	2,730,000
年度			
年度			
総計	7,900,000	2,370,000	10,270,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：航空宇宙工学

キーワード：推進・エンジン、動的シミュレータ、インテークバズ、気液二相流

1. 研究開始当初の背景

次世代の航空宇宙輸送システムにおいて、高い安全性、信頼性、低コスト、環境への配慮（低CO₂）、利便性（高速化）が必須な要求項目であるが、従来の使い捨てロケットやケロシン燃料を用いた航空機では、構造重量や運用に関する制約により、将来の発展に対

応することが困難である。そこで、申請者等は液体水素を燃料かつ冷媒とした予冷ターボエンジンを提案し、世界に先駆けて開発研究を進めてきた。予冷システムにより、ターボジェットの飛行マッハ数の限界を現状のマッハ数3からマッハ数6程度まで拡大することができる上、ブレイトンサイクルの熱効率を

向上させ、エネルギー面においても飛躍的な効果を発揮する。

このような推進システム開発を想定した場合、量産品と異なり実験的にデータベースを構築することがコスト的に困難である。そこで本研究では、飛行マッハ数の変化や液体水素の燃料マネジメントを含めた非定常シミュレータを構築し、実験データを補間しようとするものである。その際、鍵技術となる2つの非定常現象（エアインテークの不始動/バズと液体水素の相変化）については未だ明らかになっていない点が多く、特に工学的なモデル化はなされていない。

エンジンの過渡応答性の研究は、近年ロケット分野で多く着手されており、例えば、欧州におけるアリアンロケットの予冷、起動、停止モードの非定常シミュレーションやJAXAによるロケットエンジンの動的シミュレータ等がある。しかしながら、本研究で対象とするターボエンジンはロケットと異なり大気を吸込むため、飛行環境の変化による影響が大きいことが現象を複雑にしている。

2. 研究の目的

本研究は、予冷ターボエンジンを対象とし、要素の非定常現象の解明と工学的なモデル化、並びに非定常シミュレータの構築を目的としている。具体的な項目を以下に示す。

(1) エアインテークのバズ、不始動現象の解明と復旧、回避手法の実証

極超音速機では、飛行条件の変化に対して、可変形状のエアインテークとノズルを制御することで対応している。エアインテークの非定常特性を研究した資料は少ない上、バズという現象を捉えるという段階で留まっている。本研究では、申請者等が提案しているランプ可変機構やバイパスドアを用いたバズ回避方法やバズからの復旧方法を実証する。

(2) 液体水素の相変化を含めた非定常現象の解明とエンジンの熱管理技術の構築

予冷ターボでは、主流およびエンジン構造を冷却する必要があるため、予冷器、再生冷却燃焼器等の熱交換器を有しており、その内部を流れる水素の状態が激しく変化する。特に、エンジン始動時には、亜臨界状態のガス水素から、二相流状態を経て、超臨界状態へと相変化が起こり、その間に密度が数十倍に変化する。これまでのエンジン開発試験においては、この流量制御を試行錯誤的に行ってきたが、ロジックの構築は困難であった。本研究では、基礎実験を併用し、燃料水素の熱流体特性（伝熱、圧力損失）をモデル化し、熱管理ロジックを構築する。

(3) 3力学をカップリングした非定常シミュレータの構築

従来の研究においては、回転機械、エアインテーク、ノズルという要素を単独に研究し

たものが多く、エンジンシステム全体の設計、制御に役立てられているとは言いがたい。本研究では、上記のモデルを組み込み、空気力学、熱力学、機械力学をカップリングした非定常シミュレータを構築し、試験結果と比較検討しながら精度を高める。

本研究は、液体水素を燃料とする極超音速予冷ターボエンジンの過渡応答性（非定常性）に焦点を当てている。航空用ターボジェットやロケットエンジンの制御に関する研究は古くから数多くなされており、制御技術も確立されたものになっているが、いずれもケロシン系燃料（ロケットでは液酸/液水）、穏やかな起動、飛行環境の変化が小さいものを対象としている。一方、予冷ターボの制御は、極低温燃料の相変化、起動時の内部流体の急激な変化、飛行時の大気の変化に対応する必要があり、学術的、技術的に新規性に富み、技術課題も多い。また、極低温液体水素の熱物性特性に関する研究は超伝導の分野等でなされているが、極めて基礎的、厳密である一方、工学的なモデルを作る段階には至っておらず、この点でも本研究の意義は大きい。

3. 研究の方法

極超音速予冷ターボエンジンを対象として、可変インテークおよびノズルまで含めたシステム全体の非定常シミュレータを構築し、並行してJAXAで行なうエンジンの燃焼試験データと比較検討する。また、その際に必要となる、エアインテークの不始動現象、ターボ機械の動特性、相変化を伴う熱交換器およびバルブなどの非定常特性等、未解明の要素現象について、適宜、基礎実験と数値解析を行ないモデル化する。

(1) エアインテークのバズ特性に関する研究

インテークバズとは、超音速エアインテークが超臨界状態から不始動状態になったときに起こる衝撃波の自励振動現象である。バズにより、燃焼火炎の吹き消え、エンジンの破壊等が起りうるため、回避すべき問題である。本研究では、矩形エアインテーク（図1）の超音速風洞実験を実施し、バズが起きない飛行マッハ数領域を調査するとともに、バズの予兆を発見することを目的とする。ディフューザ部や抽気室に非定常圧力センサーを取付け、バズが発生したときの圧力振動を周波数解析することで、今回起こると考えられるFerri型バズの特性を解明する。また、高速度カメラを用いたシュリーレン撮影により現象を可視化する。過去に実験を行なった風洞模型を活用し、ランプ部を可変にし、可変バイパスドアを取り付けることによって、通風中にインテーク形状を変えられるようにする。また、数値解析によって実験では観測することのできないインテーク内部での衝撃波の挙動を調査する。さらに、エアインテーク後方

に配置したフロープラグで背圧を変化させたとき（エンジンの状態変化を模擬）にエアインテークがバズに陥らないようにする方法やバズに陥った状態から復帰する方法を可変ランプやバイパスドアを制御することにより確立する。

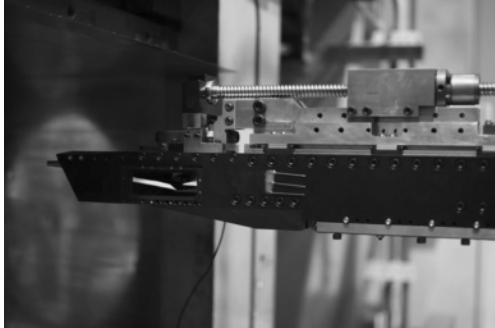


図1. インテーク風洞試験模型

(2) 気液二相流の流動特性に関する実験研究

極低温流体の流動特性を調査するために、本研究では静電容量型ボイド率計を開発した。まず、水-空気二相流を対象とし、簡易的に二相流を作り出し、本ボイド率計を可視化による手法と比較し、校正する。次に、蒸発過程を伴う極低温流体の流動特性を把握するために、液体水素および液体窒素を用いた流動試験を行った。図2に実験供試体(計測部)の写真を示す。光学観測のため、ユーピロン製(防弾ガラス)の可視化管を用いている。実験の手順としては、まず、液体水素を管内に流し、配管中を流れる液体水素を電熱線によって加熱することにより蒸発させ、気泡流、スラグ流等、任意の流動様式を作り出す。実験は、JAXA 能代多目的実験場およびあきる野実験場を使用して行なった。

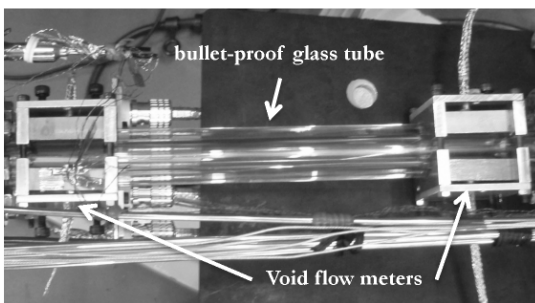


図2. 二相流計測テストセクション

(3) エンジン非定常シミュレータの構築

本シミュレータは、ボリューム・ジャンクション法を用いた非定常準一次元 CFD 解析である。極超音速ターボジェットの広範囲にわたる作動特性と極低温気液二相流の非定常特性を組み込み、精度の良いシミュレーションを行う。特に、飽和状態や臨界状態付近では

物性値の急激な変化があり、熱伝達率等は物性や相変化の影響を受ける。本研究で用いている物性値プログラムは NASA の物性データを利用し、スプライン補間で飽和付近以外では滑らかな物性値を出力し、飽和状態付近では細かく区間を分け、不連続な解を持つように工夫を加えた。また、単相流・二相流問わず亜臨界領域で連続的に使用できる推測式を用いてシミュレーションを行った。さらに、エンジンシミュレータの構築の初期段階には、数多くのエンジンの燃焼実験データと比較する必要があり、大規模な予冷ターボエンジン試験だけでは対応できない。そこで、保有している小型ターボエンジン試験装置に、推力 9kgf 級の Mercury エンジンと液体窒素を冷媒とする予冷器を装着したものを供試体として、エンジン燃焼実験を実施した。圧力、温度、燃料流量、回転数、推力を計測し、燃料および冷媒の供給量を変化させたときの応答性を調査し、エンジンのシミュレータを検証した。

4. 研究成果

以下に結果の概要を示す。

(1) エアインテークのバズ特性に関する研究

図3に風洞実験で得られたインテークバズの発生と停止の様子(圧力の時間推移)を示す。インテーク背圧を上昇させるとバズが発生し、圧力振幅が大きくなる(22秒時)。その後、インテークスロート面積を小さくしていくと徐々に圧力の振幅が小さくなり、ついにはバズが停止した(41秒時)。このことから、スロート面積がある一定値以下になるとバズが発生しないことがわかる。その他、バズ発生時にバイパスドアを開けることによって、バズが停止させる手法を確立した。

実験と CFD によって得られたインテークバズ発生中の圧力時間履歴(1周期)を図4に示す。実験と CFD では振幅で 30%、周波数で 11%の差があるものの定性的な傾向は一致した。その他、ダクト体積の違いにより、バズの発生タイミングが変化する様子をつかえることができた。バズ周波数がインテークに流入・流出する流量のバランスに係わることを発見した。低マッハ数時には、超臨界状態(始動状態)と特性の似ている亜臨界状態(不始動状態)が観測され、疑似超臨界状態と名付けた。さらに、インテークバズをモデル化し、ボリューム・ジャンクション法によって解析した。

(2) 気液二相流の流動特性に関する実験研究

図5に水平管内を流れる水素気液二相流の撮影画像を示す。図中、流れは左から右に向かっていて、白い破線で囲まれた部分が、ボイド率計測の対象範囲である。撮影画像を画像処理(背景処理、輪郭形成、二値化処理)することによって、ひとつひとつの気泡を追

跡し、各気泡を楕円球近似することにより体積を求める方法（直接追跡法）と二値化画像全体の黒い部分の割合から統計的にボイド率を算出する方法（統計的手法）の二種類を比較した。図6に静電容量型ボイド率計測と光学的手法による計測を比較した結果を示す。グラフの上部にある帯に、各時刻における垂直方向および水平方向の気泡の様子（二値化後）が書かれている。静電容量型ボイド率計の時間分解能が約 20 Hz と低いことおよび測定位置が光学計測の位置と完全に一致していないことより両者は異なっているように見えるが、全体的な傾向は一致している。光学的手法において、直接追跡法と統計的手法を比較すると後者はピークを捕らえきれはいたが、ほぼ正確な値を算出することができた。統計的手法を使うことにより解析時間が短縮される他、直接追跡法では気泡が重なって個々の気泡の体積を求めることが困難となった場合への適用も期待される。その他、課題として出てきたボイド率計の温度ドリフトを低減することができた。また、実験結果から、液体窒素のクオリティと熱伝達に関する関係を導き、液体水素の物性データを取得する目処を立てた。

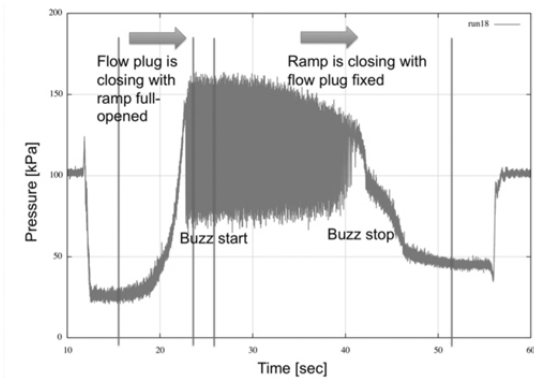


図3. インテークバズの発生と停止(Mach 2.0, Re 数 9.16×10^5)

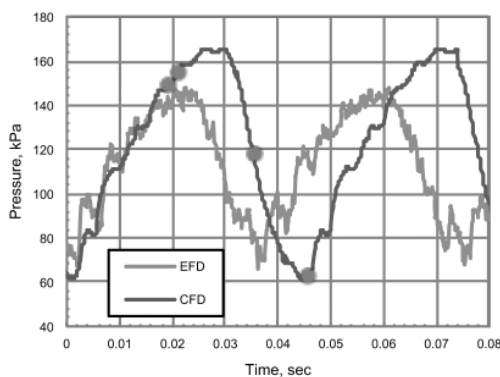


図4. バズによる圧力振動

(3) エンジン非定常シミュレータの構築
図7にモデル化した予冷ターボジェットエ

ンジンのフロー図を示す。エンジン各要素をボリューム要素として、繋いでいる配管をジャンクションとして解析するボリューム・ジャンクション法のコードを開発した。まず、予冷ターボの実験データを用いて各要素をモデル化し、定常状態におけるエンジンの性能を評価することができた。また、液体水素の熱物性モデルを組込むことにより、液体燃料を用いた実験の性能評価を行なうことができた。図8にエンジン起動時の回転数履歴について、実験と解析結果を比較した。非定常特性を含めて、シミュレーションは実験結果を再現できている。空気流量、燃料流量も定量的に一致したが、配管温度等には、誤差が大きく見られた。さらに、Mercury エンジンを対象とし、一定ゲイン拡張カルマンフィルタによる性能推定プログラムを作成し（パラメータは現在回転数のみ）、実験値とカルマンフィルタ推定値の違いに関して比較・考察を行った。これまでに構築した非定常シミュレータに今年度得られた物理モデルを組み込み、精度の向上を図った。さらに、非設計点として、エンジンがウインドミル状態で作動するときのモデルを組み込み、JAXA 側で実施した起動試験と比較し、シミュレータの精度を確認した。

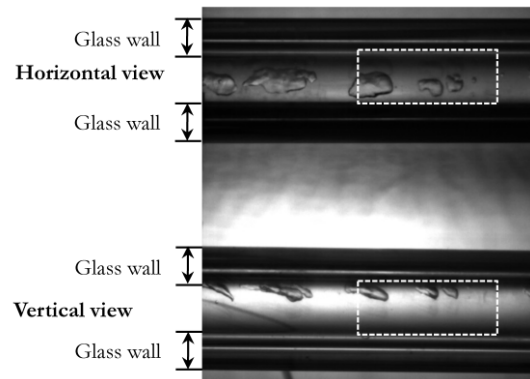


図5. 液体水素二相流の可視化撮影

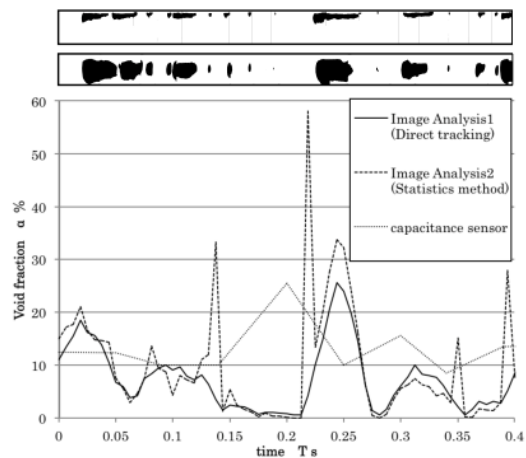


図6. 液体水素二相流の可視化撮影

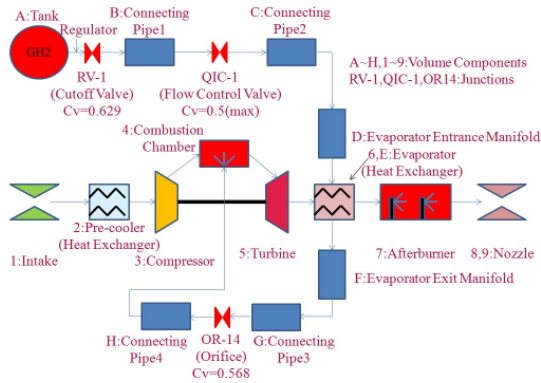


図7. 予冷ターボエンジンフロー図

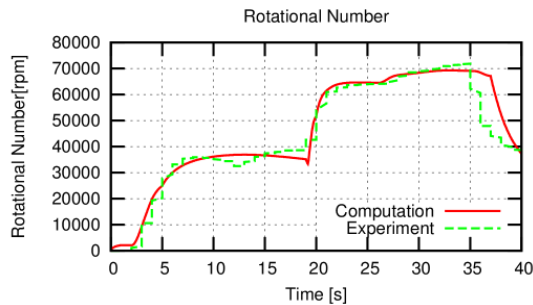


図8. 動的シミュレーションによるエンジン回転数の履歴

以上まとめると、研究はほぼ予定通りに完了し、波及的な技術も得られたが、インテークバズと液体水素の流動モデルをシミュレータに組み込むという点において未だ不十分なところがあり、今後の課題となった。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計1件)

- ① 佐藤哲也、田口秀之、小林弘明、小島孝之、本郷素行、極超音速ターボジェットに関連する流体技術、日本航空宇宙学会誌、査読有、Vol. 60、No.4、2012、pp. 165-172。
その他、査読中2件。

[学会発表] (計18件、主なものを以下に)

- ① 高橋将大、M. Rizal Rosli、佐藤哲也、小島孝之、田口秀之、極超音速エンジン用 Busemann 型三次元エアインテークの数値解析、第53回 航空原動機・宇宙推進講演会、2013 (倉敷)。
② 田口秀之、小林弘明、小島孝之、本郷素行、原田賢哉、佐藤哲也、極超音速ターボジェットの飛行環境模擬試験、第53回 航空原動機・宇宙推進講演会、2013 (倉敷)。
③ Akatsuka, M.、Sato, T.、Nakayama, T.、Kojima, T.、and Taguchi, H.、An

Experimental Study of Instability Phenomenon in a Supersonic Air Inlet, The Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2012 (中国)。

- ④ Kobayashi, H.、Taguchi, H.、Kajikawa, K.、Sato, T.、and Ohira, K.、Development of Advanced Propellant System for Liquid Hydrogen Aircraft, The Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2012 (中国)。
⑤ Sato, T.、Watanabe, M.、Iizuka, H.、Arai, T.、Goto, T.、Hirayama, A.、Kobayashi, H.、Taguchi, H. and Harada, K.、Cryogenic Fuel Management on the Precooled Turbo Jet Engine, 62nd International Astronautical Congress, 2011 (南アフリカ)。
⑥ Nakayama, T.、Sato, T.、Akatsuka M.、Hashimoto, A.、Kojima, T. and Taguchi H.、Investigation on Shock Oscillation Phenomenon in a Supersonic Air Inlet, 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2011 (アメリカ)。
⑦ Nakayama, T.、Miyamura, K.、Akatsuka, M.、Sato, T.、Kojima, T. and Taguchi, H.、An Experimental Study on Inlet Buzz Characteristics, Asian Joint Conference of Propulsion and Power 2010 (宮崎)。
⑧ Arai, T.、Sato, T.、Taguchi, H. and Kobayashi, H.、Dynamic Simulation of Pre-cooled TurboJet Engine, Asian Joint Conference of Propulsion and Power 2010 (宮崎)。

[産業財産権]

出願予定1件 (現在準備中)。

6. 研究組織

(1) 研究代表者

佐藤 哲也 (サトウ テツヤ)
早稲田大学・理工学術院・教授
研究者番号：80249937

(3) 連携研究者

田口 秀之 (タグチ ヒデユキ)
宇宙航空研究開発機構・航空本部・主幹研究員
研究者番号：90358515
小林 弘明 (コバヤシ ヒロアキ)
宇宙航空研究開発機構・航空本部・主任研究員
研究者番号：90358515
小島 孝之 (コジマ タカユキ)
宇宙航空研究開発機構・航空本部・研究員
研究者番号：00373449