

令和 4 年度 防衛装備庁
安全保障技術研究推進制度

研究成果報告書

極超音速飛行に向けた、流体・燃焼の基盤的研究

令和 5 年 3 月

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

本報告書は、防衛装備庁の安全保障技術研究推進制度による委託業務として、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構が実施した令和4年度「極超音速飛行に向けた、流体・燃焼の基盤的研究」の成果を取りまとめたものです。

目次

1. 委託業務の目的	1
1.1 研究課題の最終目標	1
1.2 最終目標を実現するために克服又は解明すべき要素課題	1
要素課題1: エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築	1
(1-1) 風洞試験に関する課題	1
(1-2) CFD 解析による予測ツールの構築に関する課題	1
(1-3) 予測ツールの検証に係る課題	2
要素課題2: 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築	2
(2-1) 風洞試験に関する課題	2
(2-2) CFD 解析による予測ツールの構築に関する課題	2
(2-3) 予測ツールの検証に係る課題	2
要素課題3: 飛行試験データを取得する手段の整備	3
(3-1) 気流状態を計測する手法の構築に係る課題	3
(3-2) 飛行試験供試体の実現に関わる課題	3
(3-3) 飛行試験システムの構築に係る課題	3
1.3 要素課題に対する実施項目及び体制	3
実施項目1: エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築(岡山大学と JAXA で分担)	3
(1-1-1) 乱れ強さの計測手法構築(担当:岡山大学)	3
(1-1-2) 高温風洞での乱れ強さの計測(担当:JAXA)	4
(1-2-1) 燃料の混合に対する乱れ強さの影響の評価(担当:岡山大学)	4
(1-2-2) 燃焼ガス等の混入の影響を評価する化学反応機構の選定(担当:JAXA)	4
(1-2-3) 混合及び反応を組み合わせた予測ツールの構築(担当:JAXA)	4
(1-3-1) 飛行試験において乱れ強さを計測する手法の開発(担当:岡山大学)	4
(1-3-2) 飛行試験での現象観測用センサーの開発(担当:岡山大学)	4
(1-3-3) エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの評価(担当:岡山大学)	4
実施項目2: 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築(担当:東海大学)	5
(2-1-1) 風洞の整備	5
(2-2-1) 連成解析化による CFD 解析の精度の向上	5
(2-2-2) 設備依存性を予測するツールの構築	5
(2-3-1) 飛行試験において空力加熱量を計測する手法の開発	5
(2-3-2) 対象とする先端形状の選定	5
(2-3-3) 空力加熱量に対する影響を予測するツールの評価	5
実施項目3: 飛行試験データを取得する手段の整備(担当: JAXA)	6
(3-1) 気流の状態を計測する手法の構築	6
(3-2) 飛行試験供試体の実現	6
(3-3) 飛行試験システムの構築	6
実施項目4: 評価用データの取得及び予測ツールの評価	6
(4-1) 飛行試験の実施(担当: JAXA)	6
(4-2) 地上対比試験の実施(担当: JAXA)	7
(4-3) エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの評価(担当:岡山大学)	7
(4-4) 空力加熱量に対する影響を予測するツールの評価(担当:東海大学)	7
実施項目5: プロジェクトの総合的推進(担当: JAXA)	7
2. 研究開始時に設定した研究目標の達成度	8
2.1 エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築	8
2.2 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築	8
2.3 飛行試験データを取得する手段の構築	8
2.4 評価用データの取得(飛行試験と地上対比試験の実施)及び予測ツールの評価	9

3. 委託業務における研究の方法及び成果	10
3. 1 エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築	10
3. 1. 1 乱れの燃焼混合への影響について	10
3. 1. 2 予測ツールの概要	15
3. 1. 2. 1 CFD コードの概要	15
3. 1. 2. 2 化学反応機構について	16
3. 1. 2. 3 パラメータの調整による合わせ込みについて	16
3. 1. 3 搭載センサーの開発	23
3. 1. 3. 1 飛行試験において乱れ強さを計測する手法の開発	23
3. 1. 3. 2 飛行試験用現象観察用センサーの開発	30
3. 2 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築	34
3. 2. 1 予測ツールの概要	34
3. 2. 2 予測ツールの検証	37
3. 3 飛行試験データを取得する手段の構築	40
3. 3. 1 気流の状態を計測する手法の構築	40
3. 3. 2 飛行試験供試体の実現	42
3. 3. 3 飛行試験システムの構築	47
3. 4 評価用データの取得及び予測ツールの評価	50
3. 4. 1 飛行試験の実施	50
3. 4. 2 地上対比試験の実施	66
3. 4. 2. 1 ラムジェットエンジン試験設備	66
3. 4. 2. 2 地上対比試験用供試体	67
3. 4. 2. 3 地上対比試験の試験条件の設定	73
3. 4. 2. 4 地上対比試験結果	75
3. 4. 3 エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの評価	82
3. 4. 3. 1 地上対比試験との比較	82
3. 4. 3. 2 飛行試験との比較	87
3. 4. 3. 3 積分推力としての比較結果まとめと目標達成度評価	88
3. 4. 4 空力加熱量に対する影響を予測するツールの評価	91
3. 4. 4. 1 飛行試験と地上対比試験における表面熱流束の予測	91
3. 4. 4. 2 熱流束予測結果のまとめと目標達成度	97
4. 委託業務全体の成果	102
4. 1 計画時に想定していなかった成果(副次的成果)や、目標を超える成果	102
4. 2 研究課題の発展性(間接的成果を含む)	102
4. 3 研究成果の発表・発信に関する活動	102
5. プロジェクトの総合的推進	103
5. 1 研究実施体制とマネジメント	103
5. 2 経費の効率的執行	103
6. まとめ、今後の予定	103
7. 研究発表、知的財産権等の状況	104

1. 委託業務の目的

1.1 研究課題の最終目標

極超音速領域におけるエンジン及び機体の技術開発では、飛行試験を実施するとコストが高く、また、計測や試験条件等に関する様々な制約があるため、風洞試験を多用することになる。

極超音速風洞設備では、非常に高温・高速な気流を人為的に生成するため、マッハ数などの代表的なパラメータを合わせても、実飛行時と異なる条件の流れが生成される。特に風洞で気流を生成する際に生じる気流の乱れ及び気流を加熱する燃焼ガス等の混入がエンジン燃焼及び機体空力加熱の計測結果に影響を与え、風洞試験と飛行試験の結果が異なる可能性がある(以下「設備依存性」という。)

本委託業務では、エンジン及び機体の開発において技術リスクが高いと考えられる分野のうち、エンジン燃焼及び空力加熱の二つの現象について、まず風洞試験及び CFD 解析の両面から気流の乱れ及び加熱用燃焼ガス等の混入の影響を解明し、それぞれの現象における設備依存性の影響を CFD 解析で表現する手法を提案して風洞試験の結果を再現できることを確認する。その上で、気流の乱れ及びガスの混入度合のパラメータを調整することにより、飛行試験の結果を予測するツール(試験結果に基づく物理現象の数学的表現を CFD 解析に組み込んだプログラム)を構築する。このツールの構築によって、低コストかつ計測や条件設定に自由度の大きい風洞試験による効率的な極超音速領域におけるエンジン及び機体の研究開発を進めることが可能となる。

なお、本事業では、将来の極超音速飛行のための基礎研究として、空気の解離が生じない速度領域を念頭に、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(以下「JAXA」という。)が所有するラムジェットエンジン試験設備(以下「RJTF」という。)における代表的な作動条件(飛行マッハ数 8 相当、全温度 2400 K)以下の流れ場を対象とする。

1.2 最終目標を実現するために克服又は解明すべき要素課題

本委託業務では、設備依存性に係る「1.エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築」と、「2.空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築」の二つの作業を並行して進める。いずれのツールも風洞試験結果と CFD 解析を活用して構築し、最終的には各ツールによる予測値及び飛行試験の結果を比較して構築したツールの有効性を評価する。一方、研究開始時点では飛行試験により評価する手段がないことから、本委託業務内で飛行試験システムの要件を検討し、上記の評価を可能とすることも課題である(「3.飛行試験データを取得する手段の整備」)。

なお、エンジン燃焼現象については、JAXA で将来の宇宙輸送に有利と考えている炭化水素燃料を対象とする。以下、主な要素課題を項目ごとに整理する。

要素課題1:エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築

本ツールの構築のために予想される主な技術課題を以下に示す。乱れ強さ(気流の平均流速と流速の変動成分の標準偏差との比及び渦の空間スケールの平均値)の計測については要素課題2と共通の項目であるが、本項目に含める。

本ツールを構築するためには、まず風洞で生成される高温の気流の乱れ強さ、燃焼ガス混入の状態を計測した上で、これを数学的に表現し、CFD 解析に組み込んでエンジン燃焼反応の計算を実施できることが必要である。また風洞試験及び飛行試験の条件に合わせて CFD 解析を実行し、ツールとしての成立性を検証する必要がある。

(1-1) 風洞試験に関する課題

- ・ 高温となる極超音速気流の乱れ強さの計測は、従来の熱線風速計等の接触式センサーやトレーサーを用いる粒子イメージ流速計測法(以下「PIV」(Particle Image Velocimetry)という。)等の光学計測を用いることができない。更に、飛行試験機に搭載可能であることが求められるため、重量・寸法に制限を受けるが、これらの要件を満たす計測手法は確立していない。したがって、これらの要件を満たす新たな計測手法を確立する必要がある。

(1-2) CFD 解析による予測ツールの構築に関する課題

- ・ 計測された乱れ強さを CFD 解析の境界条件として与える方法は確立しておらず、新たに考案する必要がある。また、下流側の CFD 解析と整合させる必要があるほか、壁面付近など、計測

の分解能より細かい格子に対しても、適切に乱れ強さの分布を境界条件として与えることが求められる。

- ・ 膨大な関係化学種を有する炭化水素の燃焼に係る CFD 解析では、点火や燃焼など、着目する現象に応じて複雑な化学反応機構を簡略化することが、実用的な計算を行う上で必要である。従来の簡略化は、着火遅れ時間や燃焼温度などの燃焼特性を指標にして行うが、設備依存性の解明にいかなる指標が簡略化に適するかは不明であり、着目する発熱位置及び発熱量が合致する簡略化の方法を新たに構築しなければならない。
- ・ エンジン燃焼を含む CFD 解析では、境界条件、解法や格子の生成要領などについて風洞試験に適合するように調整する必要がある、その上で、乱れ強さや燃焼ガスの混入量のみを境界条件として与えて着目する現象を表現できないと、予測ツールとして成立しない。

(1-3) 予測ツールの検証に係る課題

- ・ 予測ツールの検証は、風洞試験及び飛行試験のように、乱れ強さや燃焼ガス混入量が異なる条件で取得した複数の結果を比較することにより可能となる。飛行試験においては、計測方法にも重量・寸法・消費電力・データ送信速度などに厳しい制約が課され、この制約の下でも運用可能なセンサーで現象を観測できなければならない。
- ・ ツールを検証するためには、実飛行環境で取得したデータ及び同じ条件で取得した風洞試験のデータが必要であるが、公開データのうち実飛行環境で取得されたデータは限られ、特にマッハ数等の条件を合わせて取得された風洞試験のデータとの組み合わせで公開された例は存在しない。

要素課題2: 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築

本ツールの構築において予想される主な技術課題を以下に示す。ツールを構築するためには、気流の乱れや燃焼ガス等の混入の影響が明確になるよう、実現象をより正確に反映した手法を構築し、これに気流の乱れや燃焼ガス等の混入の数学的表現を組み込む必要がある。また空力加熱は物体の形状にも依存することから、より強く気流の乱れや燃焼ガス等の混入の影響を受ける形状を探り、風洞試験及び飛行試験の条件に合わせてツールを実行し、その有効性を検証する必要がある。

(2-1) 風洞試験に関する課題

- ・ (風洞の改造等、実施する項目はあるが、試験方法などに技術課題はない。)

(2-2) CFD 解析による予測ツールの構築に関する課題

- ・ 従来の空力加熱を推定する手法では、衝撃層(※1)を CFD 解析で推定し、壁条件を求めて飛翔体内の熱伝導解析を行う一方通的な方法であり、この方法では、飛翔体内の熱伝導による影響が、衝撃層の推定にフィードバックされていない。フィードバックを行い、かつ、安定な計算を可能とする境界条件を与える方法を確立し、解析精度の向上を図る必要がある。

※1: 衝撃波と物体の間で衝撃波によって圧縮され、高温・高圧となった領域

- ・ 既存の乱流モデル(※2)は低速用であるため、想定している極超音速領域や高温領域の CFD 解析に適用できるかは示されていない。このため、乱流モデルを適用できるか検証するとともに、要すれば修正を行うことが必要である。

※2: CFD 解析において乱流による現象を表現する式

(2-3) 予測ツールの検証に係る課題

- ・ 予測ツールの検証は、ツールにより予測する結果と風洞試験及び飛行試験の結果を比較することで可能となる。その際、風洞試験と飛行試験で同じ計測方法を用いることが理想的であるが、飛行試験システムにおいては、計測方法にも重量・寸法・消費電力・データ送信速度などに厳しい制約が課され、この制約の下でも風洞試験で用いる計測方法と同じ計測方法が可能なセンサーが必要となる。
- ・ 機体形状によって現象が大きく変わり、設備依存性の影響も変わる可能性がある。したがって、設備依存性の評価に適切な対象を選定しないと、予測ツールとしての評価ができない可能性があることから、数種の形状を対象に検討を行う必要がある。
- ・ ツールの検証のためには風洞試験と飛行試験のように、乱れ強さや燃焼ガス混入量が違う条件で取得した複数のデータが必要であるが、公開データのうち実飛行環境で取得されたデータは

限られ、特にマッハ数等の条件を合わせて取得された風洞試験のデータとの組み合わせで公開された例は存在しない。

要素課題3：飛行試験データを取得する手段の整備

飛行試験によりデータを得るためには、適切な試験条件(速度、温度、圧力)を作り出す飛行試験システムを構築し、飛行中の実際の試験条件、エンジン燃焼状態、空力加熱状態等を計測することが可能な供試体(以下「飛行試験供試体」という。)が必要である。

飛行試験の実施に際しては、計測手法、飛行試験供試体及び飛行試験システムについて、以下の技術課題を想定している。

(3-1) 気流状態を計測する手法の構築に係る課題

- ・ 極超音速領域においては、加熱のためにピトー管のような気流接触型のセンサーが使えない。このため飛行試験供試体の形状と姿勢を考慮した壁圧を用いる手法を飛行試験供試体に合わせて考案し、飛行試験供試体周辺の気流状態を計測する必要がある。

(3-2) 飛行試験供試体の実現に関わる課題

- ・ 飛行試験供試体は、まず使用する燃料に合わせた失火しない形状であり、かつ、燃焼や空力加熱に耐える材料及び構造が求められる。試験データを取得する観点から、燃焼状態(着火位置の違い)や、空力加熱状態(熱流束・熱伝達率の違い)を計測するのに適した構造及び計測位置を設定する必要がある。
- ・ 飛行試験供試体の燃焼及び空力加熱の状態を計測するためには、少なくとも実飛行環境に耐え得る圧力、温度及び画像を計測する手法を構築する必要がある。
- ・ ロケット等を用いた諸外国の飛行試験においても、試験時間は数秒～十数秒に限られていることを踏まえれば、限られた試験時間の中でも、予測ツールの検証に必要な物理現象を十分に計測できるデータ量を転送する必要がある。

(3-3) 飛行試験システムの構築に係る課題

- ・ 極超音速でのデータ取得のためには、コストやスケジュール面を含めた最適な手段を案出する必要がある。ロケットの利用は一例であるが、本来ロケットは、比較的動圧が低い軌道を飛行するため、RJTF で再現するような、超音速燃焼に適した軌道を数秒以上飛行するシステムは国内にない。
- ・ 飛行試験システムとして弾道軌道を飛行する既存の小型ロケットの活用を想定した場合、試験を実施できる空域が打ち上げ場所から見て水平線に近く、試験時間も数秒程度と予想される。
- ・ 本飛行試験システムで、従来のロケット等を改修して活用することを想定した場合、改修内容に応じて安全に試験を実施する空域を選定し、飛行試験の軌道に対応したデータの送受信が可能な試験施設の選定を行うことが必要である。

1.3 要素課題に対する実施項目及び体制

要素課題を解明するため、風洞試験とCFD解析を用いてエンジン燃焼及び空力加熱に対する設備依存性の影響を見積もるツールの構築を行うとともに、飛行試験によって得られる評価用のデータと比較することによりツールの評価を行う。また、風洞試験及び飛行試験の双方に適用可能な計測手法や試験条件を機上で計測する手法など、飛行試験の実現に必要な技術も確立する。

なお、中間評価を2019年9月末頃までに実施するものとし、実施項目の進捗状況によっては、委託契約書第48条に定める外部の専門家からなる評価を別途行うものとする。

実施項目1：エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築(岡山大学とJAXAで分担)

(1-1-1) 乱れ強さの計測手法構築(担当:岡山大学)

- ・ 飛行マッハ数8相当の高温・高速の気流において、風洞試験と飛行試験に使用可能なフォトダイオードを用いた気流の乱れ強さを計測する新たな手法の確立を目指す。
- ・ 岡山大学所有の table-top 風洞を用いて、まずは低温・超音速(マッハ2程度まで)で乱れ強さの計測方法として既に確立された計測手法(ハイスピードシュリーレン可視化法やPIV等)により、新たな手法及び既存の手法による計測結果の比較を行い、新たな手法の有効性を検証する。また、新た

な手法による計測データと乱れ強さの対応を示す検定曲線を作製し、事後実施する乱れ強さの計測において利用する。

- ・岡山大学所有の小型超音速風洞(マッハ 2~3.5)等を用いて、検定曲線の適用範囲を広げる。

(1-1-2) 高温風洞での乱れ強さの計測(担当:JAXA)

- ・(1-1-1)で考案したフォトダイオードを用いた計測手法について、JAXA 所有の基礎燃焼風洞(マッハ 2~3)において、プローブ等を用いた流速の計測結果と比較し、高温流でも適用可能である事を実証したのち、RJTF にてマッハ 8 の試験条件における気流に対して検定を行い、本事業で対象とすべき乱れ強さの指標とする。

(1-2-1) 燃料の混合に対する乱れ強さの影響の評価(担当:岡山大学)

- ・乱れのある気流中に噴射した燃料が気流中に混合し、拡散していく過程を観察するため、岡山大学所有の小型超音速風洞(マッハ 2~3.5)に、気流に乱れを発生させる装置を付加し、気流中の燃料の濃度を平面レーザー誘起蛍光法やガスクロマトグラフィによって計測する。同時に(1-1-1)で考案した手法によって気流の乱れ強さを計測し、乱れ強さと混合度合いの関係を明らかにする。
- ・計測された乱れ強さと混合度合いの関係を CFD 解析で再現するための境界条件の設定について、LES(Large-Eddy Simulation)法等に乱れをモデル化する手法を導入して検討し、計算結果と風洞試験結果を比較・検証し、燃料の混合に対する乱れ強さの影響を評価する CFD 解析の手法を構築する。

(1-2-2) 燃焼ガス等の混入の影響を評価する化学反応機構の選定(担当:JAXA)

- ・市販のソフトウェアを用いて、気流中における燃料の燃焼を実用的な精度及び時間で模擬することができる化学反応機構を選定する。詳細な化学反応機構による計算結果及び一部の化学種や反応式を簡略化した化学反応機構による計算結果を比較することにより、燃焼による圧力上昇の位置及び度合いについて、詳細な化学反応機構と同等の計算結果を得ることのできる化学反応機構の特定を目指す。

(1-2-3) 混合及び反応を組み合わせた予測ツールの構築(担当:JAXA)

- ・(1-2-1)で構築した CFD 解析手法及び(1-2-2)で得た化学反応機構を組み合わせた予測ツールを構築する。基礎燃焼風洞(マッハ 2~3)又は RJTF(マッハ 8)に燃焼器を設置し、実際に気流の乱れ強さや水蒸気量等の試験条件を変化させてエンジン燃焼時の発生推力を計測する。ある気流の乱れ強さや気流中の水蒸気量等の条件の下で予測ツールを調整し、様々な条件下で予測した発生推力を風洞試験結果と比較することにより、予測ツールの有効性を検証する。

(1-3-1) 飛行試験において乱れ強さを計測する手法の開発(担当:岡山大学)

- ・実飛行環境下において(1-1-1)で提案した手法によって乱れ強さを計測するため、飛行試験供試体に搭載する計測器材の概念設計を行うとともに、計測データを機上で処理するプログラムの作製を行う。成果は(3-2)の飛行試験供試体の設計に反映する。
- ・センサーの試作や基礎燃焼風洞等において機能等の検証を行い、仕様を決定する。
- ・(3-2)で実施する機能確認試験で得られたデータを解析することにより、解析手法を確立する。

(1-3-2) 飛行試験での現象観測用センサーの開発(担当:岡山大学)

- ・飛行試験供試体の燃焼器内部における燃焼状態を観察する小型の画像センサーについて、観測可能な事象及び位置から、仕様を決定する。成果は(3-2)の飛行試験供試体の設計に反映する。
- ・センサーの試作や基礎燃焼風洞等において機能等の検証を行い、計測手法の評価を行う。
- ・(3-2)で実施する機能確認試験で得られたデータを解析することにより、解析手法を確立する。

(1-3-3) エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの評価(担当:岡山大学)

- ・(4-3)として実施する。

中間評価時点では、(1-2-3)の予測ツールの構築の見通しを得るとともに、(1-3-1)及び(1-3-2)の計測法について、飛行試験時の制約への対応を含め技術的な見通しを得ることを目標とする。

実施項目2:空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築(担当:東海大学)

(2-1-1) 風洞の整備

- ・東海大学所有の既存の衝撃波管を利用し、吹き出し式風洞設備(以下「小型衝撃風洞」という。)として整備を行い、マッハ 5~8、比エンタルピー 2 MJ/kg 程度で試験を実施できることを目指す。

(2-2-1) 連成解析化による CFD 解析の精度の向上

- ・マッハ 8 相当の試験条件を想定して、気流中に置かれた物体の先端部に生じる衝撃層流れ場の CFD 解析を行うとともに、熱伝導方程式を用いた物体内部の温度場解析を同時並行で行う。
- ・小型衝撃風洞(マッハ 5~8)及び熱流束等計測用の供試体を用いて熱流束及び壁面圧力を計測する。計測した値を用いて衝撃層流れ場の CFD 解析結果及び物体内部の温度場解析結果を検証し、衝撃層流れと熱伝導を連成させた空力加熱の解析手法を構築する。

(2-2-2) 設備依存性を予測するツールの構築

- ・(2-2-1)の衝撃層流れ場の解析に、既存の乱流計算モデルを選択して修正しつつ導入し、気流の乱れ強さが空力加熱に与える影響を見積もる。同様に、衝撃層流れ場解析に空気-水素反応系の化学反応機構を組み込んで水蒸気を含む気流及び含まない気流を対象とした流れ場解析を実施し、気流に含まれる水蒸気量が空力加熱に与える影響を見積もる。さらに、JAXA 所有の高温ガス流評価設備(マッハ 3、加熱に水素の燃焼ガスを用いる)や RJTF 等を用いて熱流束を計測し、水蒸気を含む気流の流れ場の解析結果と比較することにより、これらの解析結果を検証し、気流の乱れ強さ及び水蒸気量による設備依存性を予測するツールを確立する。

(2-3-1) 飛行試験において空力加熱量を計測する手法の開発

- ・東海大学所有の小型衝撃風洞(マッハ 5~8)及び JAXA 所有のアーク風洞(マッハ 4.8)を用いて、飛行試験における空力加熱量(熱流束に面積と時間を乗じたもの)を計測する熱流束センサーを試作する。センサーは、実飛行環境を模擬して出力特性の解析を行うとともに、RJTF の気流条件に合わせて較正曲線を作製する。
- ・JAXA 所有の基礎燃焼風洞又は高温ガス流評価設備で、センサーの機能や耐久性等を確認する。
- ・成果は(3-2)の飛行試験供試体の設計に反映する。
- ・(3-2)で実施する機能確認試験で得られたデータを解析することにより、解析手法を確立する。

(2-3-2) 対象とする先端形状の選定

- ・設備依存性の影響をより強く受ける飛行試験供試体の先端形状の候補を選定し、予測ツールの評価をより効果的に行う。従来の鈍頭先端形状の他に、前面スパイク(通常の鈍頭形状に比して、衝撃波が先端に近づいて流れの剥離の影響を受けにくい。熱防御方法として両者は両極端といえる)を設置した形状について、(2-2-2)の CFD 解析を用いて空力加熱量の試算を行いながら、設備依存性の影響をより強く受ける先端形状を選定する。より影響を受ける先端形状が見出された場合には、(3-2)の飛行試験供試体の設計に反映する。また、当該先端形状の縮小模型を製作し、小型衝撃風洞(マッハ 5~8)を用いて、先端部周囲の流れ場構造をシュリーレン可視化法で観察するとともに、表面温度分布を計測することにより、CFD 解析結果の検証を行う。

(2-3-3) 空力加熱量に対する影響を予測するツールの評価

- ・(4-4)として実施する。

中間評価時点では、(2-2-2)の設備依存性を予測するツールの構築の見通しを得るとともに、(2-3-1)及び(2-3-2)の計測法について、飛行試験時の制約への対応を含め技術的な見通しを得ることを目標とする。

実施項目3:飛行試験データを取得する手段の整備(担当:JAXA)

(3-1) 気流の状態を計測する手法の構築

- ・飛行試験における気流の状態(マッハ数、流れの向き、静温、静圧等)を推定するための機上計測手法を確立する。飛行試験供試体の簡易模型に、CFD 解析を用いて選定した位置に複数の圧力センサーを配置し、JAXA 所有の極超音速風洞(マッハ 5 又は 7)又は RJTF(マッハ 8)の使用を想定した風洞試験によって得られる圧力の分布及び気流の状態の対比から実飛行環境下における気流の状態を推定することを目指す。なお、圧力センサーの位置及び個数は風洞試験を通じて最適化を図る。

(3-2) 飛行試験供試体の実現

- ・飛行試験において気流の状態や燃焼器内の燃焼状態、先端部の空力加熱量等を取得する飛行試験供試体の仕様を策定し、形状設計を実施する。設計にあたっては、(1-3-1)、(1-3-2)、(2-3-1)、(2-3-2)及び(3-1)の成果を反映する。
- ・加えて飛行試験供試体における燃焼状態、空力加熱量を風洞試験及び CFD 解析により推定し、耐熱材料の選定及び冷却構造の設計を行う。(2-3-2)の先端形状設計と統合し、飛行試験供試体の詳細設計を行う。(以上、中間評価まで)
- ・飛行試験供試体の設計に基づき、風洞試験用の供試体(以下「地上供試体」という。)を製作する。地上供試体は、(1-3-1)、(1-3-2)、(2-3-1)及び(3-1)において準備した各センサーを搭載するとともに、飛行試験供試体と同一の構造、寸法及び機能を有することを前提とし、変更する場合は評価の方法を含めて検討する。
- ・地上供試体は、RJTF においてその計測機能等を確認する機能確認試験を行い、飛行試験供試体による実飛行環境下におけるデータ取得の見通しを得る。同供試体は、(4-2)の地上対比試験においても用いる。
- ・飛行試験供試体の設計に基づき、飛行試験供試体の製作を実施する。

(3-3) 飛行試験システムの構築

- ・飛行試験に対する要求要件(RJTF で再現できるマッハ数及び動圧に対応した試験条件)、飛行試験供試体の重量等に関する要求要件、試験までの期間、開発や試験実施上の課題等を踏まえて、複数の飛行試験システム(飛行試験供試体を、風洞試験結果と比較可能なデータが取得可能な試験条件で飛行させるための総合的な試験システム)の概念設計を行い、各要件に対する達成状況を指標とすることにより、最適な飛行試験システムを選定する。
- ・選定した飛行試験システムについて、システムを構成する要素を設定し、要素の実現に向けた課題を抽出する。
- ・抽出された課題の解決を図るため、飛行試験システムの要素に関する試験等を行い、詳細設計を実施する。
- ・可能な限り既存の設備を活用しつつ、飛行試験に十分な試験領域を確保できる場所を選定する。(以上、中間評価まで)
- ・飛行試験システムの製作を行い、機能確認等を実施する。
- ・試験内容や射場、試験領域等を勘案しつつ、安全対策を含む射場整備を実施し、飛行試験前には安全審査を行う。

中間評価時点においては、気流の状態を計測する方法が(3-1)の風洞試験で実証され、(3-2)の飛行試験供試体及び飛行試験システムの詳細設計が完了し、搭載する要素が実現可能であり、(3-3)において飛行試験に供する上で必要となる要件が満たされていることを目指す。

実施項目4:評価用データの取得及び予測ツールの評価

(4-1) 飛行試験の実施(担当:JAXA)

- ・(3-3)の飛行試験システムによって、(3-2)の飛行試験供試体による飛行試験を行い、飛行中の気流の状態量(マッハ数、動圧、乱れ強さ等)、燃焼器内の圧力分布に基づく発生推力、燃焼

器内部の燃焼状態の画像や先端部まわりの空力加熱量等を取得する。取得するデータは(4-2)、(4-3)及び(4-4)に提供する。

(4-2) 地上対比試験の実施(担当:JAXA)

- ・(4-1)の飛行試験で取得した気流の状態量に合わせた試験条件で、地上供試体及び RJTF を用いて地上対比試験を行う。取得するデータは(4-3)及び(4-4)に提供する。

(4-3) エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの評価(担当:岡山大学)

- ・地上対比試験の結果を用いて(1-2-3)で構築した予測ツールによる発生推力や燃焼位置等を、飛行試験で計測された発生推力や燃焼状態の画像等と比較することにより、予測ツールの評価を行う。予測ツールによる発生推力と飛行試験による計測値との誤差は5%以内を目標とする。

(4-4) 空力加熱量に対する影響を予測するツールの評価(担当:東海大学)

- ・地上対比試験の結果及び(2-2-2)で構築した設備依存性の予測ツールによる空力加熱量を、飛行試験で計測された空力加熱量と比較することにより、予測ツールの評価を行う。予測ツールによる空力加熱量の予測値と飛行試験による計測値との誤差は5%以内を目標とする。

なお、(4-1)～(4-4)については、中間評価の結果を踏まえ、試験及び評価の実施計画を見直すこととする。

実施項目5:プロジェクトの総合的推進(担当:JAXA)

- ・TV会議をベースとして定期的に議論を深める場を、JAXA のシステムを利用して早急に構築し、地理的に隔たりの大きい、JAXA 内3部門と2大学が連携して研究を進める。
- ・同じくサーバを用いた電子ライブラリの構築を行い、資料の共有化を図る。
- ・飛行試験システムの検討にあたっては、小型ロケット等の製造や飛行試験システムの構築に知見を有するメーカーに対して、コスト、開発期間の見積等の支援を求める。
- ・2017年度における飛行試験システムの比較検討を実施した後、その実現性について、外部有識者も含めたJAXAによる評価会を2018年度第1四半期に開催し、飛行試験システムの形態及び試験条件を確定する。
- ・可能な限り、半年に一度はface to faceで全参加者が集合する会議を設定し、成果の報告を行う。
- ・飛行試験前審査をJAXA安全基準に基づき実施する。実施にあたってはJAXA内部の審査体制を活用する。
- ・本事業により得られた成果は随時、国内外の学会等において積極的に発表し、本研究の更なる進展に努める。なお、研究成果の発表にあたっては、委託契約書の定めに従い事前に発表内容等を通知する。

2. 研究開始時に設定した研究目標の達成度

2.1 エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築

気流の乱れは燃料混合過程に作用してエンジン燃焼に影響を与えることが予想されたことから、乱れを定量的に計測するための仕組みを検討した。乱れによる密度の変化(屈折率変化に伴う光の強弱)を光学的に観察し、その後、速度変分へと変換することを試みた。風洞内にワイヤを張って乱れを加えた状態で、光学計測を実施し、明度の信号に変化がみられることを確認し、さらに高温ガスに対しても同様の光学的手法により密度変化信号を捉えることができた。これを踏まえて、ラムジェットエンジン試験設備(RJTF)にて、燃焼器模型に装置を導入し、燃焼中の信号の変化を調べた。その結果、エンジン燃焼器入口部においても、密度変化を捉えることができた。

しかし、密度の変化と速度変分(乱れ強さ)の相関については、その前提としていたStrong Reynolds Analogy仮定が、局所的な非定常流れ場には適応できない可能性が、解析により判明した。よって、本手法をベースに開発した乱れ計測装置は、密度の変化を観察し、流れ場に様子の違いの有無を調べることとし、飛行試験供試体へ搭載、また地上対比試験に応用することとした。

一方、乱れが混合に対する影響については、ワイヤを導入した風洞での試験における噴流の可視化結果から、乱れによる変化が小さいことがうかがわれた。Large Eddy Simulationによる数値的な検討によると、噴射孔サイズに比し乱れスケールの比が大きくなると、乱れが無い場合と変わらない混合効率となることが判った。RJTFにおいても、噴射孔に対して乱れスケールは非常に大きいことから、今回のツールへの乱れモデルの導入は不要と判断した。

燃焼ガスの混入の影響については、実用的な時間で、ツールが解を求められるよう、飛行試験で想定する炭化水素燃料の反応機構の数値モデルの簡略化(反応に関与する化学種と反応過程の絞り込み)を行った。詳細反応機構に対し簡略化により、燃焼による圧力分布の変化を確認し、省略化の限界を探った結果、およそ1/3程度(111→37)まで化学種を減らせることを確認できた。

飛行試験供試体に搭載する燃焼器は、燃焼ガス混入により、燃焼状態の変化が出やすい形状をCFDにて探り、これをもとに製造した燃焼器の燃焼試験により、設計要求を反映していることを確認できた。

達成度100%である。飛行試験結果との比較については2.4項を参照されたい。

2.2 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築

より正確な熱伝達を数値手法で再現するため、流れ場のCFDと物体の熱伝導を連成して解析する手法に取り組んだ。円柱を対象として、流れ場の計算に、水反応コード、仮想的な乱れを導入しつつ、加熱における風洞依存性の影響を数値的に評価した。連成解析により、数値的にも時間とともに物体内の温度が変化する様子を合理的にとらえることができるようになった。水の効果による衝撃波での昇温低減、乱れ付加による加熱量の増加もとらえることができ、依存性の影響が強い気流に対しても空力加熱量の評価ができる手法を確立することができた。一方で飛行試験供試体のような複雑形状へ適用すると計算規模が大きくなる。

飛行試験において空力加熱を計測するため、耐熱性が高く、小型のセンサーの開発を行った。複数の熱電対を、表面から距離を違えて配置し、温度勾配から熱流束を計測する手法とし、アーク風洞にて検定試験、基礎燃焼風洞を用いた高温・高密度の検定試験を実施した。また飛行試験供試体への搭載のために、直径10mmまで小型化し、精度向上のため、3点計測する方式として、熱流束センサーの開発を行った。熱流束センサーはハロゲンヒータを熱源とした較正試験により検定し、市販の較正されたガードンゲージを基準として較正曲線を得た。

ツールの予測精度が目標に達しなかったが、ツールの構築は達成した。達成度90%である。飛行試験結果との比較については2.4項を参照されたい。

2.3 飛行試験データを取得する手段の構築

風洞依存性はより高マッハ数(高エンタルピ)で、より多くの加熱が必要となり、水分量が多くなると、顕著となる。そこでRJTFにおいて燃焼加熱が必用となるマッハ5.5~8条件を研究の対象とし、飛行試験でもこのマッハ数領域を飛行することを目指した。短期間で飛行試験を実現するため、既存の飛行試験システムをベースに弾道軌道に降下中に燃焼試験を行う方法を選択した。飛行試験システムは既存の観測ロケットS-520を用い、実績のあるラムライン装置を加えて、降下中の迎角が小さくなるよう、飛行試験供試体のピッチ角を制御することとした。ただしこれまでの制御実績に対して約2倍の角度変化が必要となることから、

制御用のガスタンクの増設を行うと共に、制御アルゴリズムの確認のため、モーションテーブル試験を実施した。また、ノーズコーン分離時の飛行試験供試体衝突状況については、模型を使った試験で問題の無いことを確認した。

飛行試験供試体は、先端部を既存ノーズコーンで覆い、後端部は既存のマルマンバンドにてCI部（アビオ搭載部）に結合させた。飛行試験供試体は中央部に設けたフレア部に掛かる力のみで空力的な安定を得る形状とした。このため、重心位置の制約を満足するよう、搭載品のレイアウトを工夫した。また1/8模型試験により検定したCFDコードを用いて空力係数を算定し、試験時の流量の変化が少ない軌道を作り出すための分離時姿勢条件を明らかにした。

搭載品については、観測ロケットの打上基準値に合わせて、個々に振動試験、衝撃試験を実施後、飛行試験供試体内部の二次構造体に取り付け、電気的な試験を実施して機能を確認した。また、供試体組立後に、CI部と合わせて質量特性を計測し、ラムラインによるピッチ角制御時に発生するニューテーション運動を抑制する上で重要な慣性能率比が所定値以上になることを示した。飛行試験供試体はロケットシステムの一部を成す構造であることから、ロケットの構造体としての強度を確保し、荷重試験により、問題の無いことを確認した。

飛行試験供試体の中央部に搭載した燃焼器ダクトは、CFDと実験により、水分混入により差が出やすい形状を探り、最終的にラムジェットエンジン試験設備にて、水分混入による燃焼の違い、飛行条件における着火・保炎性能を確認した。

達成度100%である。飛行試験データの取得状況については2.4項を参照されたい。

2.4 評価用データの取得（飛行試験と地上対比試験の実施）及び予測ツールの評価

超音速燃焼飛行試験を2022年7月24日に実施した。打上後約378秒後には動圧25kPa、マッハ5.6に到達し、その後燃焼試験を実施、412秒後に着水した。搭載したエアデータシステムはIMUやレーダデータから算定した動圧とほぼ一致した値を算出、動圧12 kPaを検知したところで試験シーケンスがスタートしている。試験中の平均マッハ数は約5.7であり、ラムライン装置による正確な姿勢変更により、試験中の全迎角は最大でも2度程度であり、流量変化の小さい（約1%）試験が達成された。

試験開始後、着火剤の水素噴射により圧力の上昇が観察され、燃焼が起こった。その後、エチレン燃料のみとなったところで、一旦圧力が減少し、失火したものと推定できるが、その後、自発着火して、燃料逃気に至るまで、超音速燃焼が維持された。燃焼中は燃焼器保炎器（キャビティ）後端部の圧力が下がり、下流噴射孔付近より圧力上昇が観察できた。

また、飛行試験供試体先端部に取り付けた二つの熱流束センサー、分離部に取り付けた乱れ計測装置も正常に作動し、それぞれ極超音速飛行中の機体表面熱流束と、気流の密度の変動を記録した。

飛行試験後に、飛行条件を吟味してRJTFにて対比試験を実施した。風洞のマッハ数と、飛行マッハ数は異なることから、風洞試験模型のインレット部形状を変更し、燃焼器入口にて飛行試験と同じマッハ数となるように調整した結果、飛行試験と同様の圧力分布を再現することができたが、細部に違いも見られ、風洞における水分混入の影響を捉えたものと考えられる。

地上対比試験の結果に対し、整備を進めてきたツールにより、再現性を確認した結果、混合に関係するパラメータの調整で良い一致を示すことが判った。このパラメータを固定した状態で、ほぼ動圧の等しい飛行試験（水分が無い状態）を計算した結果、飛行状態での圧力分布も良く再現できることを示せた。評価指標として導入した圧力積分推力の値として、風洞試験データに対し、ツールは約0.5%、飛行試験に対して約0.1～2.9%の誤差で再現でき、目標値（誤差5%）を上回る精度を達成した。また動圧が±20 kPa程度ずれていても、同一のパラメータを使って飛行試験での積分推力を5%誤差で推定できる見通しを得た。

一方、熱流束については飛行試験供試体のインレット内面（HFM1）、外面（HFM2）にて計測を行った。飛行試験の結果は、飛行動圧25kPa～50kPaで層流境界層流れ、100kPa以上では乱流境界層流れによる熱流束値を示し、この間に層流から乱流への遷移を示した。HFM2については、風洞試験では層流境界層、飛行試験では乱流境界層の傾向を示したことから、推定のためには別途、層流・乱流の見極めが必要であることが判った。さらに、HFM1については風洞の設備ノズル上流からの輻射と推定される高熱流束が計測され、パラメータ調整が困難となった。このため、両者とも一般的なパラメータを用いた推定をせざるを得なかったが、100 kPaでは、8.2%の誤差でツールによる推定ができることを示した。

熱流束の予測精度が目標の誤差5%以内を達成できなかったため、達成度90%とする。

3. 委託業務における研究の方法及び成果

3.1 エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの構築

3.1.1 乱れの燃焼混合への影響について

乱れの燃焼混合への影響を評価するため、本研究では、超音速風洞実験とこれに対応する数値シミュレーションを実施した。超音速風洞に乱れを導入した実験は世界的にもこれまでに例がなく、本研究では風洞内に乱れを導入する手法の開発から着手した。本研究では、低速風洞における乱れ導入でしばしば用いられる乱流格子に着目した。一般的に超音速風洞では、流路中の物体は気流の閉塞を引き起こし、風洞の不始動を引き起こす。そのため、乱流格子による乱れの導入はこれまでなされてこなかった。本研究では、格子挿入位置の下流において流路を拡大することにより、これを回避できることを発見し、乱れの導入に成功した。乱流格子を設置した超音速風洞の概要と、本研究で用いた格子配置を図 3-1-1-1 に示す。図中青色で示される位置に乱流格子が挿入されており、風洞下壁が 1.1° の拡がり角で拡大している。乱流格子にはタングステンワイヤを用い、その直径を変えることで乱れの強さ u_{rms} が変えられる。また風洞上壁には噴射孔が設けられており、噴流混合に対する乱れの影響を調べられるようになっている。なお噴射孔径は $D = 0.8 \text{ mm}$ である。

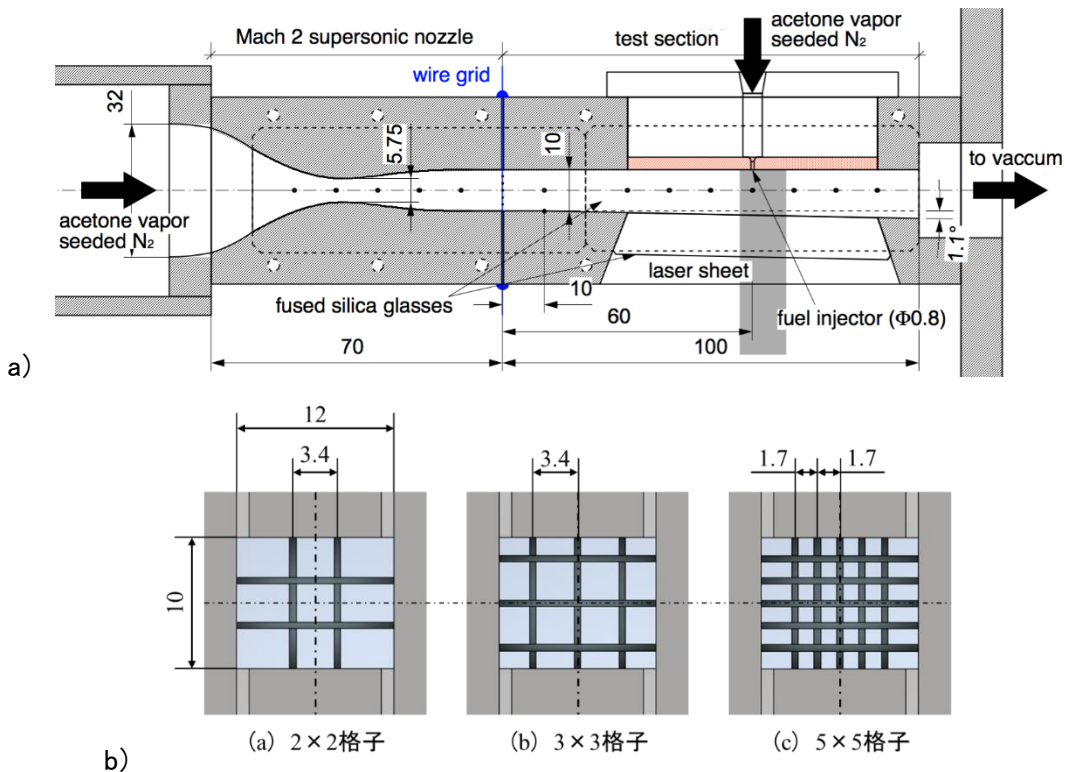


図 3-1-1-1 a)超音速風洞の概要と b)乱流格子の配置

この乱れ導入の実験スキームを用いて u_{rms} を変えて、乱れが噴流混合に及ぼす影響を調べた。図3-1-1-2に乱れを導入した超音速流中に噴射された噴流の可視化画像を示す。図より、ワイヤ径の増加に伴い気流中の乱れが増加し、それに伴い噴流の様子も変化していることが分かる。これら可視化画像を用いた流速計測法により、本実験スキームで達成できる乱れの強さは、最大でおよそ主流速の8%程度であることを確認している。

噴流混合に関しては、アセトンを用いた蛍光比法により噴流の時間平均モル分率を計測し、調べた。特に2020年度には、既存の蛍光比法の信頼性を、トレーサ添加条件を工夫することで向上できることを明らかにし、これを用いた計測を実施した。図3-1-1-3に信頼性を向上した計測により得られた噴流モル分率分布を示す。なお実験では、ワイヤの挿入に伴う境界層厚さの変化(図3-1-1-2噴流上流の壁面近傍を参照)が生じにくいワイヤ配置(2×2格子)を採用した。図より、「乱れあり」と「乱れなし」で噴流モル分率の様子がほとんど変化しておらず、乱れがほとんど噴流混合に影響を与えないことが分かる。この理由に関しては以下の数値シミュレーションの結果を踏まえ説明する。

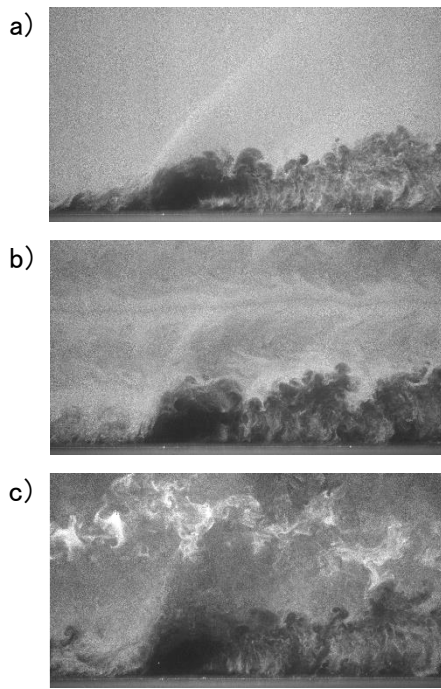


図 3-1-1-2 乱れが存在する流れに噴射された噴流の可視化(3×3 格子): a) 乱流格子なし, b) ワイヤ直径 0.2 mm, c) ワイヤ直径 0.4 mm

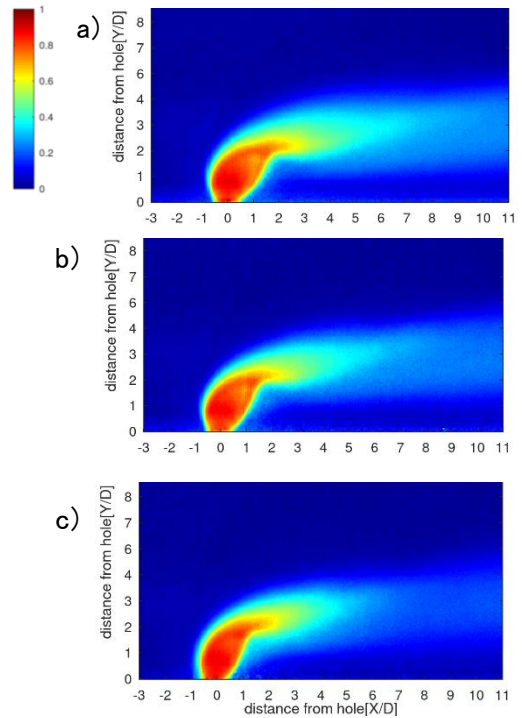


図 3-1-1-3 乱れが噴流モル分率に及ぼす影響(2×2 格子): a) 乱流格子なし, b) ワイヤ直径 0.2 mm, c) ワイヤ直径 0.3 mm

数値シミュレーションには Large Eddy Simulation (LES) と呼ばれる格子サイズ以上の渦は直接解像する計算手法を用いた。工学的によく用いられる RANS 解析では、本質的に非定常流れの解析は困難である。気流の乱れは風洞上流部で生じた非定常乱流渦が気流中に混入し、下流に移流することに起因するため、RANS によりその影響を取り込むことは困難と判断した。本研究では、LES において気流の乱れを再現するための境界条件として、以下の2つの方法を検討し、計算コードの構築を行った。

- a. Random Flow Generation (RFG) 法: 2001年に Smirnov によって提案された確率統計的手法で、有限個のランダムな波数、位相を持つ波の重ね合わせとして乱れを与え、これを LES の境界条件に用いる手法。
- b. データベース法: 周期箱中で等方一様乱流を計算し、これをデータベースとして LES の境界条件に用いる手法。

b. に関しては、より物理的に妥当な乱れを導入可能である一方計算コストが高い。本研究で b. は、主に乱れ計測における密度変動と速度変動の関係性を調査することに用いたので、ここでは a. を中心にその結果を述べる。LES 解析では乱れが噴流混合に及ぼす影響の調査のみならず、先に述べた実験結果の理由を調査するため、大きく以下の3つの条件に関して計算を行った。① 境界層の影響を排除し、主流乱れのみが存在する計算、② 乱れなしで境界層厚さを変更した計算、③ 実験相当の主流乱れあり/境界層ありで乱れ強さを変化させた計算。

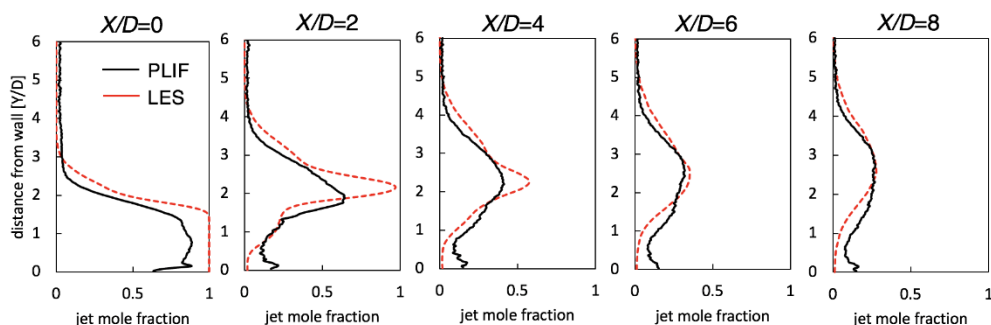


図 3-1-1-4 実験データ(実線)と LES データ(破線)の噴射モル分率の比較

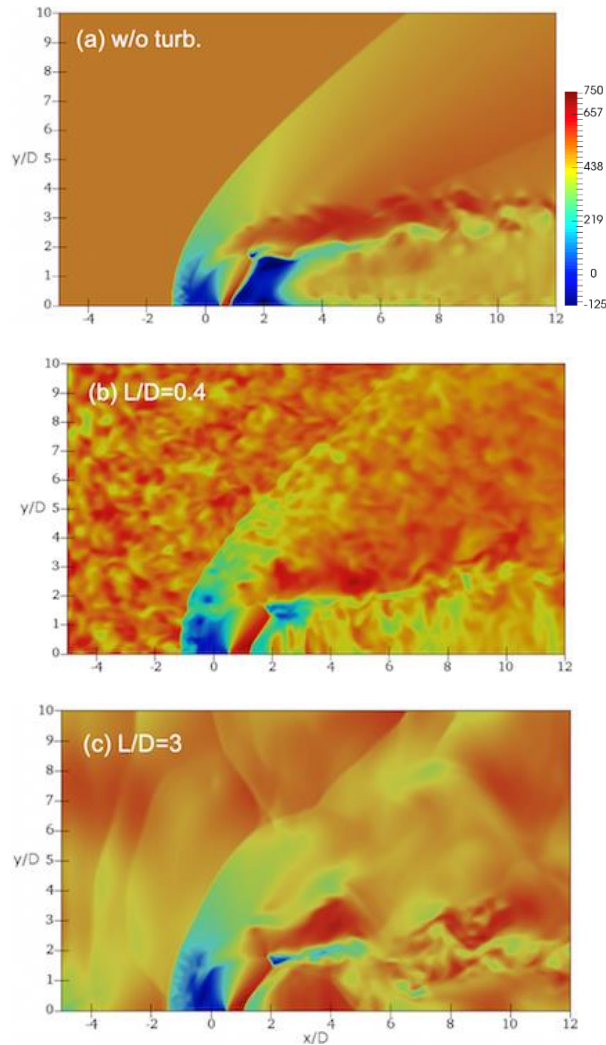


図 3-1-1-5 乱れスケールを変化させた場合の流速分布 (乱れ強さ 10%)

条件を変更したLES解析に先立ち、まずLESの妥当性を検証した。図3-1-1-4に実験で取得した噴流モル分率とLES解析で得られた結果の比較を示す。なおLESにおける境界層厚さ δ は実験で得られた1.8 mmとしている。またこの条件では主流乱れは導入していない。図より、LESは特に $x/D > 4$ においてかなり精度よく実験を再現していることが分かる。なお同様の比較をRANSでも行ったが、噴流内縁(噴射壁側)のモル分率分布の再現性は比較的高かったものの、噴流外縁における最大モル分率の解析値は、 $x/D = 8$ においても実験値の倍近い値となっていた。

①の解析では、乱れの強さ u_{rms} とスケール L を変化させ、主流乱れが噴流混合に及ぼす影響を調べた。図3-1-1-5に u_{rms} を主流速 U_1 の10%で固定し、 L を変えた場合の典型的な流速分布を示す。図より、RFGを用いることで乱れのスケール等を任意にコントロールし、解析に導入できていることが分かる。これら結果から、瞬時量に基づく噴流の混合効率(η_m)と平均量に基づく混合効率 $\overline{\eta_m}$ を算出し、 u_{rms} と L が噴流混合に及ぼす影響を調べた。その結果を図3-1-1-6に示す。

一般的な実験では、瞬時の物理量の計測が難しく、混合効率に関しても平均量に基づく $\overline{\eta_m}$ が算出される。しかしながら、乱れのスケールが大きい場合、噴流が大きく蛇行するような動きが見られた(図3-1-1-5(c))。このような場合、混合したガスが計測点に到達し得られた値なのか、あるいはある瞬間には燃料のみ、別の瞬間には空気のみがその点に到達し、それらが時間平均された「見かけの混合」なのかを区別できない。「見かけの混合」は燃焼に結びつく真の混合ではないため、本研究では、瞬時値に基づく(η_m)も合わせて評価した。

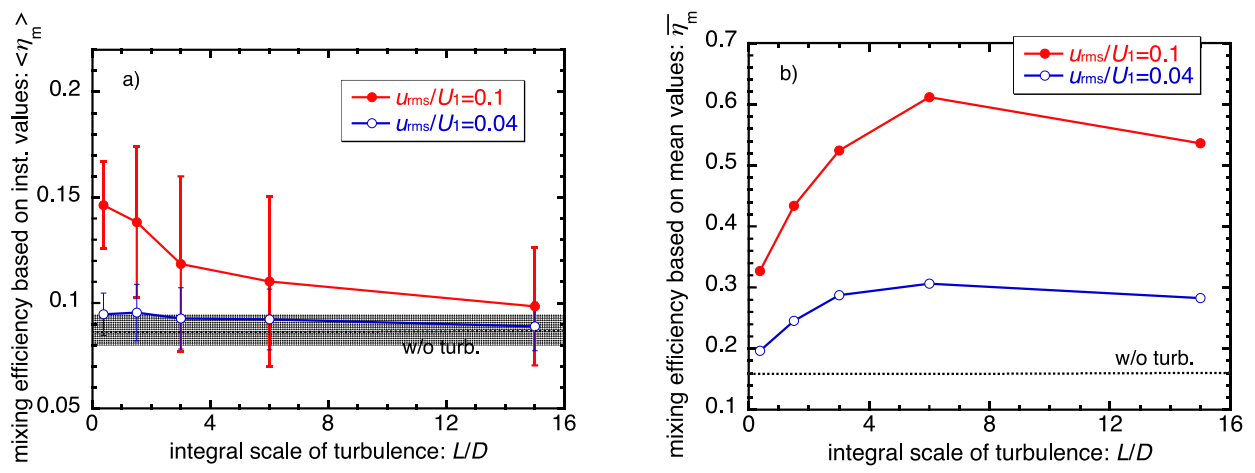


図 3-1-1-6 a)瞬時量とb)平均量に基づく混合効率に対する乱れ強さとスケールの影響 ($x/D = 10$)

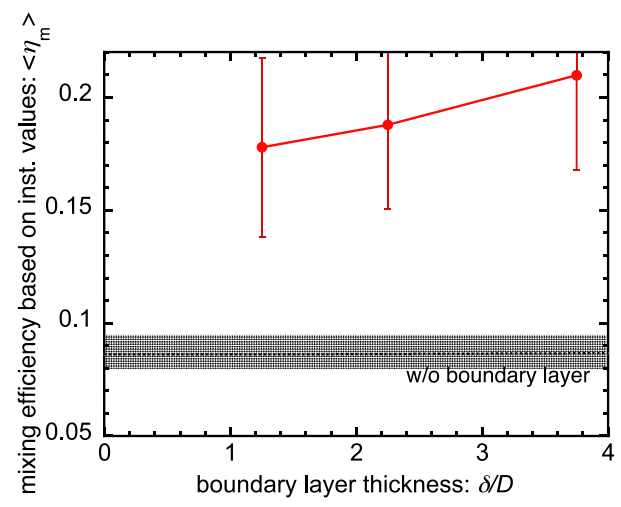


図 3-1-1-7 混合効率に対する境界層厚さの影響 ($x/D = 10$)

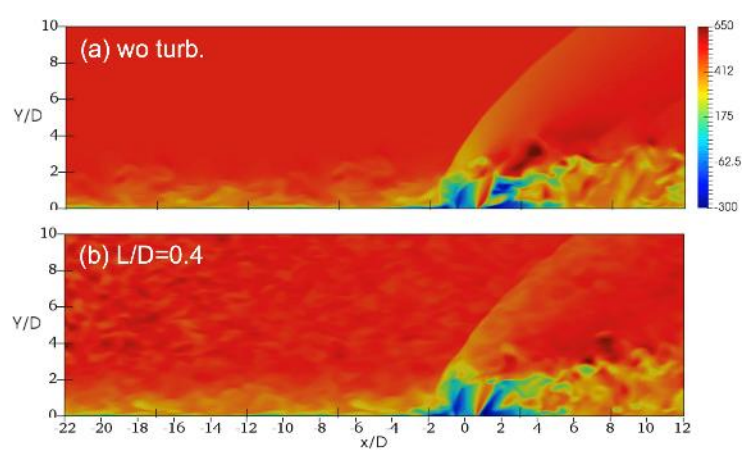


図 3-1-1-8 主流乱れ a)なしと b)ありにおける流速分布 ($\delta/D = 2.25$)

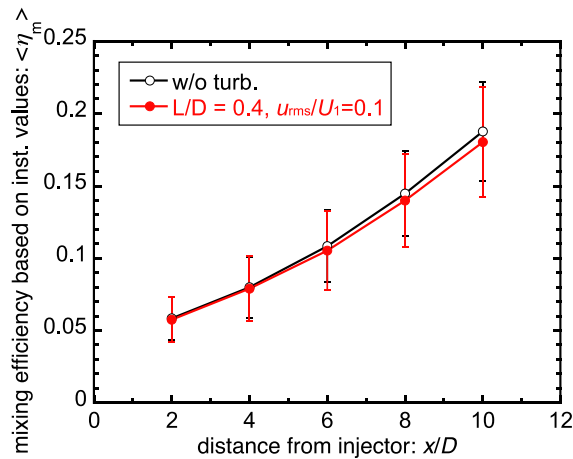


図 3-1-1-9 主流乱れあり/なしにおける混合効率の流れ方向分布 ($\delta/D = 2.25$)

まず、 $\langle \eta_m \rangle$ と $\overline{\eta_m}$ を比較すると、図より明らかに $\overline{\eta_m}$ が $\langle \eta_m \rangle$ より高くなっていることが分かる。また乱れのスケールに対する依存性も異なっており、平均値に基づく $\overline{\eta_m}$ では混合を適切に評価できない。瞬時値に基づく $\langle \eta_m \rangle$ では、乱れスケールが最も小さいときに混合効率が高くなっている。 $\langle \eta_m \rangle$ は $L/D = 0.4$ のとき、乱れなしの2倍近くに達する。しかしながら乱れスケールが大きくなると、 $\langle \eta_m \rangle$ は徐々に低下し、 $L/D = 15$ ではほぼ乱れなしのケースと同程度となる。乱れスケールが大きくなると、流れ場に導入された大きな揺らぎにより噴流は左右に大きく蛇行する。しかしながら、局所的な空気と噴流の混合状態は、乱れの波長が長いため、大きく変化しない。このため図3-1-1-6 a)のような変化傾向となった。また乱れ強さの影響を見ると、定性的な変化は $u_{rms}/U_1 = 0.1$ と 0.04 で同様であるけれど、乱れ強さが $u_{rms}/U_1 = 0.04$ だと混合効率に寄与する乱れの影響はそれほどない。

②の解析では、噴射孔へ流入する境界層厚さを変化させた。境界層厚さは実験における計測値を含むよう $\delta/D = 1.25 \sim 3.75$ で変化させた。図3-1-1-7に $x/D = 10$ における瞬時値に基づく $\langle \eta_m \rangle$ に対する境界層厚さの影響を示す。図より δ/D の増加に伴い、 $\langle \eta_m \rangle$ が増加していることが分かる。特筆すべきはその値の大きさである。流入境界層も主流乱れもない $\langle \eta_m \rangle$ (図中破線)と比べると、流入境界層がある計算では混合効率が2~3倍の値となっている。また境界層を含まない主流乱れのみがある解析結果(図3-1-1-6)と比較すると、最も境界層厚さの薄い $\delta/D = 1.25$ における $\langle \eta_m \rangle$ でさえ、主流乱れの影響により $\langle \eta_m \rangle$ が最大となる $L/D = 0.4$ における $\langle \eta_m \rangle$ を上回っている。これは、主流乱れよりも境界層内の乱れが噴流混合に強く影響することを意味している。

③の解析では、流入境界層厚さを実験の計測値とし、さらに主流乱れを導入した。なお乱れ強さとスケールは①において最も噴流混合への寄与が大きかった $u_{rms}/U_1 = 0.1$ と $L/D = 0.4$ とした。図3-1-1-8に各条件における典型的な速度分布、図3-1-1-9に各条件における $\langle \eta_m \rangle$ の流れ方向の変化を示す。図3-1-1-6 a)の結果とは異なり、主流乱れを導入しても、全く混合効率に変化していないことが図3-1-1-9より分かる。これは先に述べたように、流入境界層内の乱れが噴流混合に対して支配的であることに起因する。またこの結果は図3-1-1-3に示した実験結果と合致しており、実験とLES解析の双方において、少なくとも壁面から噴射された噴流混合に対しては、主流乱れの影響は無視できることが分かった。

本研究を通じて、①超音速風洞に乱れを導入する実験的手法を確立し、②LESに主流乱れを導入するRandom Flow Generation (RFG)を組み合わせた計算コードを構築した。その結果、壁面から噴射された燃料の噴流混合に関しては、流入境界層内の乱れが混合を支配しており、主流乱れはほとんど影響を及ぼさないことが明らかとなった。仮に流入境界層が薄く、主流乱れが支配的な条件だったとしても、燃焼に寄与する混合が促進されるのは、噴射孔よりも波長の小さい乱れでかつ変動強度の高い乱れである。一般的に乱れは、波長が短ければすぐに減衰するため、その乱れ強さは低下しやすい。従って上記のような条件は、実現には起こりにくい。またRJTF試験では、3.1.3項で後述のTMU (Turbulence Measurement Unit) 計測の結果から乱れスケールは噴射孔径の100倍程度と非常に長いことが分かっている。このように長大な乱れスケールは、燃焼に寄与する噴流混合に大きな影響を与えないことも本研究により明らかとなった。従って、RJTF地上対比試験に予測ツールを適用する際、計算負荷の高いLESを用いた乱れ導入を積極的に行う必要はない。

3. 1. 2 予測ツールの概要

3. 1. 2. 1 CFD コードの概要

CFD ツールについては、当初飛行試験供試体燃焼器設計に用いられた JAXA 内製コードである LS-FLOW を基に検討が進められていた(参考文献 3-1-2-1)。しかしながら、本コードは非定常燃焼現象をロバストに解くことに優れているものの、その計算時間が問題となっていた。格子サイズや計算機リソースに依存するものの、定常解を得るのに概ね 1 か月オーダーの計算時間を要していた。そこで代替案として、以前より角田宇宙センターで水素燃料のエンジン解析に用いられていた別の内製コードに修正を加えることで計算時間の短縮を試みた。

本コードはレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式(RANS)と各化学種の質量保存式を支配方程式として、非構造格子有限体積法で離散化される。時間積分には LU-SGS 陰解法を適用し、非粘性流束の評価には AUSM-DV 法(参考文献 3-1-2-2)を用い、空間二次精度を実現するため検査体積内で原初変数の線形再構築を行っている。乱流モデル及び乱流シュミット数 Sc_t は Baseline として Spalart-Allmaras 一方程式モデル(SA) (参考文献 3-1-2-3)に混合層に対する圧縮性補正項(参考文献 3-1-2-4)(CC)を加えたもの、及び $Sc_t=0.9$ とし、また乱流燃焼モデルは層流燃焼とした。これは、先行研究(参考文献 3-1-2-5, 3-1-2-6)において水素燃料エンジン対して M6V(RJTF における燃焼加熱方式による飛行マッハ数 6 相当の風洞試験)と M6S(RJTF における蓄熱体加熱方式による飛行マッハ数 6 相当の風洞試験)の比較を CFD で検討した際に、両試験結果との一致が比較的良好であったことによる。計算の実行に当たっては JAXA スーパーコンピュータ JSS3 を用いた。

計算領域は供試体の上下左右の対称面から片側半分のみ $1/4$ とし、座標軸は原点を燃焼器入口と対称面の交点に置いて、流れ・幅・高さ方向をそれぞれ x, y, z 軸とした(計算領域は $x=900$ mm まで)。さらに計算領域はインレットと燃焼器に分割され、それぞれ別々に計算される。格子生成には商用ソフトウェア Pointwise(参考文献 3-1-2-7)を用いた。壁面垂直方向の最小格子幅を $5 \mu\text{m}$ と設定し、総格子点数は Baseline の場合、インレットと燃焼器でそれぞれ約 124 万点及び 239 万点となった。

従来の燃焼 CFD、特に流体と化学反応計算を連成した手法では、両者間及び素反応間の特性時間の差異に起因する計算の硬直性を緩和するため、点陰解法がよく用いられる。しかしこれと LU-SGS 法等の流体計算で用いられる陰解法を組み合わせる場合、行列反転に相当する演算が必要となり、特に化学種数が多くなるとその演算量が問題となる。そこで我々は、Ju が提案した Diagonal Algorithm(参考文献 3-1-2-8)を適用し演算量を抑制する。これは LU-SGS 法においてはその対角行列に以下で示す特性時間 τ_i の逆数の項を加えることにより容易に実装される。

$$\tau_i^{-1} = \text{Max} \left[\frac{\partial \dot{\omega}_i^c}{\partial \rho_i}, \frac{\partial \dot{\omega}_i^p}{\partial \rho_j} \Big|_{j \neq i} \right] \quad \text{式(3-1-2-1)}$$

ここで i, j は各化学種を示し、 ρ は密度、 $\dot{\omega}_i^p \cdot \dot{\omega}_i^c$ はそれぞれ化学種の生成・消費速度を表し、化学種保存式のソース項は $\dot{\omega}_i = \dot{\omega}_i^p - \dot{\omega}_i^c$ となる。これにより対角行列を維持するためその反転は通常の除算となり計算時間を抑制することが可能となる。ただし以下の補正を考慮しない場合、本研究では安定に計算することはできなかった。

(a) $\rho_i = 0$ の場合、 $\partial / \partial \rho_i = 0$

(b) ある化学種に関し、それが関与する反応式において触媒として働く場合、その反応式は(3-1-2-1)式の評価から除く

(b)については、Baseline の 20 化学種の反応機構では、例えば N_2 が関与する以下の反応が挙げられる。

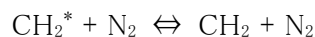


図 3-1-2-1 に Vitiated Air と同様に混合気の組成を mole 比で $\text{O}_2:\text{N}_2:\text{H}_2\text{O}=1:3.76:1$ とした場合に、上記の補正前後における τ_i^{-1} ($i=\text{O}_2, \text{N}_2, \text{H}_2\text{O}$) の温度変化の比較を示す。非反応の組成であればこの値はゼロに近いほど望ましいが、補正前の場合、低温にもかかわらず N_2 と H_2O の値は大きく、これにより非反応帯での計算が破綻する要因となる。一方で補正後は図には示されないが N_2 の値はゼロとなり、 H_2O も O_2 と同程度に小さな値となる。しかしながら、この補正を行った場合でも計算が破綻するケースが見られた。そこでさらに Yamamoto ら(参考文献 3-1-2-9)が提案したクランク・ニコルソン法とニュート

ン法の組み合わせによる時間精度の高次精度化手法を適用することにより、ソース項の計算精度を改善し、結果として Diagonal Algorithm の安定性を向上させる。これは Savard ら(参考文献 3-1-2-10)のアイデアに基づいている。本プロジェクトでは定常解を得るのが目的のため、ニュートン法の繰返し数は 2~3 回とした。これにより、時間刻みを概ね $1\sim 2 \times 10^{-8}$ sec として安定した燃焼計算が可能となった。この Diagonal Algorithm の適用と次節で述べる反応機構の簡略化により、Baseline 格子に対して JSS3 のノード数 240 を用いた場合、数日で収束解を得ることができ、当初の狙い通り計算時間の短縮に成功した。

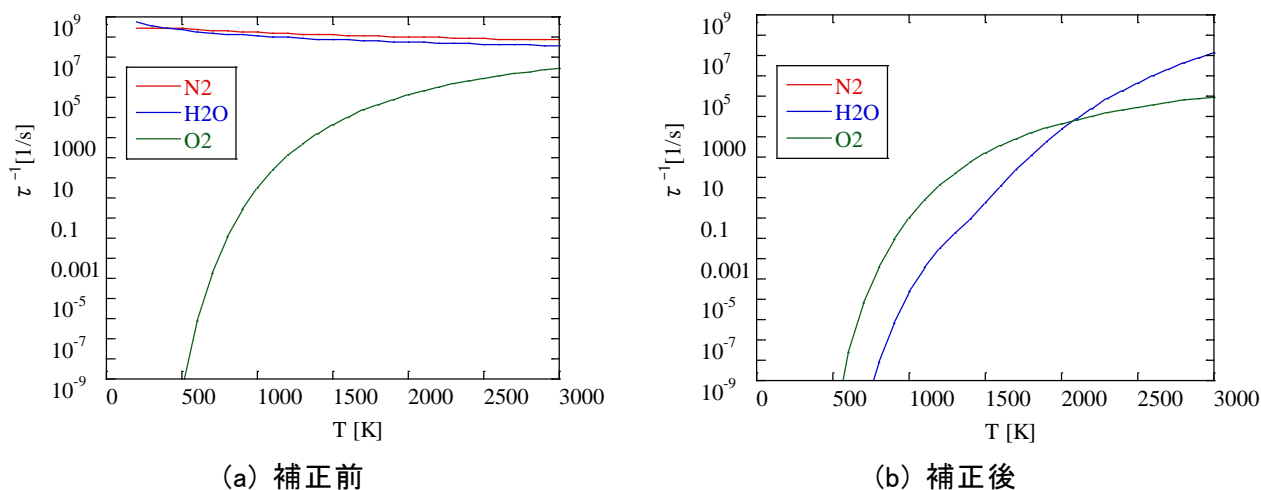


図 3-1-2-1 τ_i^{-1} の温度による変化

3. 1. 2. 2 化学反応機構について

気流中の水蒸気の影響が顕著に現れると考えられるのが燃焼反応によるものであり、その反応機構の選定が重要項目の一つとなる。本プロジェクトでは飛行試験のタンク容量の制約から燃料種として C_2H_4 を採用しているが、その詳細反応機構は水素と比べて複雑で化学種数も多く、計算時間の観点から予測精度は保ちつつその簡略化が望まれる。小林らは、 C_2H_4/Air の詳細反応機構に USC Mech II (111 化学種 770 反応) (参考文献 3-1-2-11) を選び、CHEMKIN-Pro (参考文献 3-1-2-12) を用いて本プロジェクトの解析対象・条件に限定することで、詳細反応機構の結果と比較しながら、不必要な化学種・素反応を引き抜くいわゆる Skeletal モデルによる簡略化を行った(参考文献 3-1-2-13)。まず 0 次元の着火遅れ時間の解析を行い、次に 1 次元の Plug Flow Reactor を仮定した反応流解析において燃焼器拡大部を対象とし、その静圧分布が詳細反応機構の結果を可能な限り維持しつつ簡略化を行い、幾つかの候補となる反応機構を構築した。それらは化学種数が 34、23、20、18、19 のものであった。次にそれら簡略化機構を 2 次元及び 3 次元 CFD に組み込み、最終的には 20 化学種(96 反応)の反応機構が少ない化学種数かつ精度も問題ないということで、これを Baseline の反応機構として採用した。詳細は(参考文献 3-1-2-13)を参照されたい。

3. 1. 2. 3 パラメータの調整による合わせ込みについて

CFD 特に RANS の場合、実験結果と合わせるための調整パラメータとして S_c があり、また乱流モデルも普遍的なものではなく対象となる流れ場によって変える必要がある。そこでこれらパラメータ調整に関し、飛行試験前に実施した RJTF 試験データを用いて合わせ込みを行った。RJTF 試験の詳細については、「3. 4. 2 項 地上対比試験の実施」で述べるが、ここで使用した供試体を図 3-1-2-2 に、風洞内設置状況と共に示す。本試験では、飛行マッハ数6の条件において燃焼加熱と蓄熱体加熱を用いた気流のいずれかを選択して、地上試験を M6V 条件とした場合に、M6S を疑似飛行条件に見立て、飛行試験供試体に対する地上と飛行の違いの影響(主に水蒸気の影響)を調べた。CFD ではこの違いを再現することを目標とした。表 3-1-2-1 に RJTF の M6S・M6V 条件を示す。CFD の実行ではまずこれら条件をインレット計算に適用し、その計算結果を燃焼器計算の流入条件に与えて燃焼計算を行い、本試験データとの比較を試みた。その際燃焼器壁温は 500 K とし、また噴射される C_2H_4 の総温は 300 K、当量比は $\Phi=0.35$ のみとした。

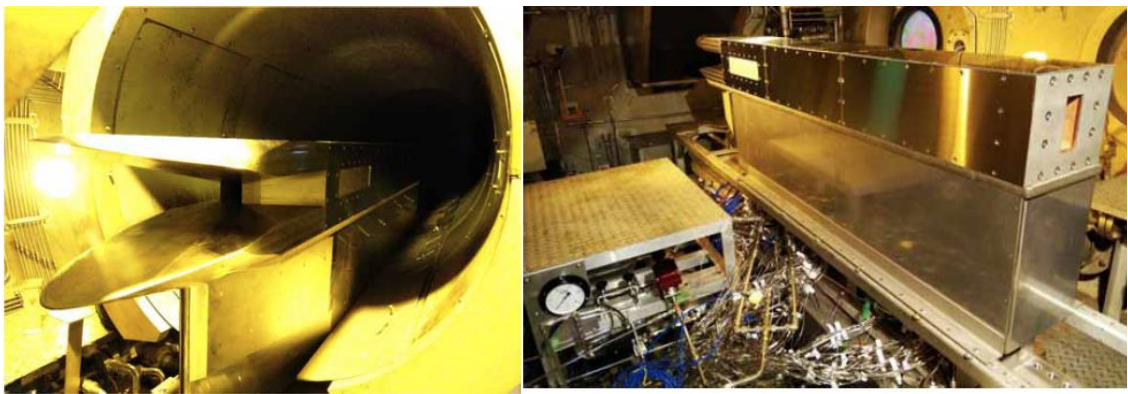
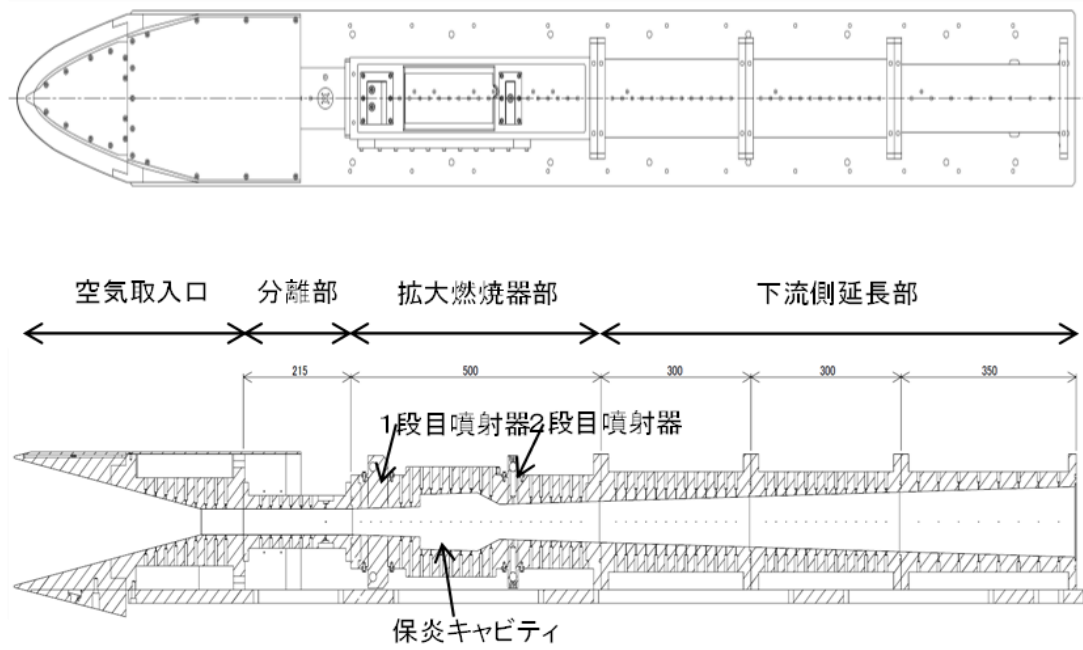


図 3-1-2-2 供試体設置状況

表 3-1-2-1 RJTF M6S・M6V 条件

	M6S	M6V	mod. M6V
Mach number	5.3	5.15	5.18
Velocity [m/s]	1620.7	1746.5	1676.2
Static pressure [kPa]	5.3	5.8	5.5
Static temperature [K]	232	271	249
Density [kg/m ³]	0.07929	0.06987	0.07251
Stag. pressure [MPa]	4.78	4.52	4.43
Stag. temperature [K]	1480	1530	1407
O ₂ mass frac.	0.234	0.251	0.250
H ₂ O mass frac.	0.000	0.114	0.101
N ₂ mass frac.	0.766	0.635	0.649

図 3-1-2-3 に Baseline のパラメータ設定を用いて、M6S 及び M6V の場合における上面及び側面中心線上の壁圧分布について CFD と RJTF 試験結果を示す。ここで壁圧は主流総圧(P_0)で無次元化されている。また、RJTF 結果は上下両面のデータをプロットしている。RJTF 試験では、M6S と M6V で圧力分布に大きな差が生じており、M6S の方が高い圧力を示している。CFD でもそのような傾向は見られたが、定量的には異なる点がある。まず上面側を見ると、地上試験に対応する M6V 条件では、キャビティ内の圧力レベルが CFD の方が高いが、下流の圧力レベルは RJTF との一致が良い。一方飛行試験に対応する M6S 条件では、キャビティ内の圧力レベルについて RJTF と良く一致している。しかしその下流の圧力レベルは M6V と変わらず、RJTF と比べて低い。側面側も同様のことが言える。

キャビティ内の圧力における M6V と M6S の差は、キャビティ付近の燃焼と境界層剥離の相互干渉の程度によって生じている。すなわち M6V の方が M6S よりも干渉が弱い。図 3-1-2-4 に $y=0$ mm 及び $y=12.7$ mm 断面におけるマッハ数分布を M6V と M6S で比較した図を示す。なおそれぞれの断面は 2 段目及び 1 段目噴射孔中心を通過する。また、音速線を黒線で示している。キャビティ付近の亜音速域の先頭は M6V ではキャビティ前縁に一致するのに対し、M6S ではコーナーにおける剥離によって、 $y=12.7$ mm 断面ではキャビティ前縁の上流まで拡大している。またキャビティ内の音速線は $y=12.7$ mm 断面において、M6V の場合は $y=0$ mm 断面と同様に主流に平行なのに対し、M6S の場合に側面境界層の剥離が生じ、主流側への拡大収縮を繰り返している。

一方でキャビティ下流においては、M6V では上下面に亜音速域が見られ、上流の亜音速域と合体しているのに対し、M6S では亜音速域が消滅している。これに関連し、M6S の場合、CFD ではキャビティ下流でよく燃えず RJTF よりも低い圧力となっているが、これはキャビティ内で O_2 が消費され、その下流の 2 段目噴射燃料が燃焼生成物を多く含む気流に晒されるためである。図 3-1-2-5 に x 断面上の OH モル分率分布を M6V と M6S で音速線とともに示す。ここで x 断面は $x=150\sim 900$ mm の間に 50 mm 間隔で表示されている。燃焼域は両条件ともに音速線に沿ったキャビティ剪断層付近に分布しているが、M6S ではキャビティ上流のコーナー剥離域が保炎点となっており、一方で M6V はキャビティ剪断層内で保炎している。したがって M6S の方が M6V と比べてキャビティ後縁までの燃焼量はより多いことが示唆される。その結果、2 段目燃料噴射器付近において、M6S では燃焼域は壁面に沿ってわずかに分布しているのに対し、M6V では亜音速域が存在し、その中で比較的広く燃えている様子が見られ、相応の O_2 量があったことがわかる。

M6S において、キャビティ内への O_2 の取り込み及び 2 段目噴射燃料の燃焼を促進し、下流圧力を RJTF に一致させるため、Baseline 設定から $Sc_t=0.3$ と変更する。図 3-1-2-6 に図 3-1-2-3 と同様の壁圧分布に関し両条件における変更後の CFD 結果と RJTF との比較を示す。確かに M6S の条件において、CFD は下流側の圧力が増加し、RJTF と良く一致するようになった。しかし一方で M6V の条件においてもキャビティ内で燃焼が促進されて RJTF で見られた低圧力レベルを維持できず、境界層剥離の進展とともに M6S の状態へと燃焼モードが遷移した。本稿では示さないが、M6V の結果は壁圧分布のみならず、マッハ数、温度も概ね M6S と類似の分布となった。

図 3-1-2-7 に図 3-1-2-5 と同様の x 断面上の O_2 モル分率分布を M6S 条件のみについて $Sc_t=0.9$ と 0.3 で比較する。 $Sc_t=0.9$ ではキャビティ内で O_2 が消費尽くされているのに対し、 $Sc_t=0.3$ では主流からキャビティへの O_2 の取り込みが促進されてキャビティ内で残留している。その結果、2 段目噴射器の直上流でも比較的 O_2 が分布している様子が見られ、その下流での燃焼が促進されることが示唆される。

図 3-1-2-8 に断面平均による O_2 の全量に対する消費率 η_{O_2} の主流方向変化を $Sc_t=0.9$ と 0.3 について示す。 $Sc_t=0.9$ の場合、上述した通り M6S の方がより上流側で燃焼が開始されるため、キャビティ区間では同じ x 位置で積算された酸素消費量が多いが、キャビティ後半ではその消費速度が急速に減少する。一方で M6V の場合は、2 段目噴射器付近で酸素消費速度が大きく、 $x=650$ mm 付近で M6S と同程度にまで追いついている。 $Sc_t=0.3$ の場合は、本図において M6S と M6V の差はない。 $Sc_t=0.9$ の結果と比較すると、M6S の場合、2 段目噴射器より下流での酸素消費速度が増加しており、乱流拡散促進の効果が表れている。

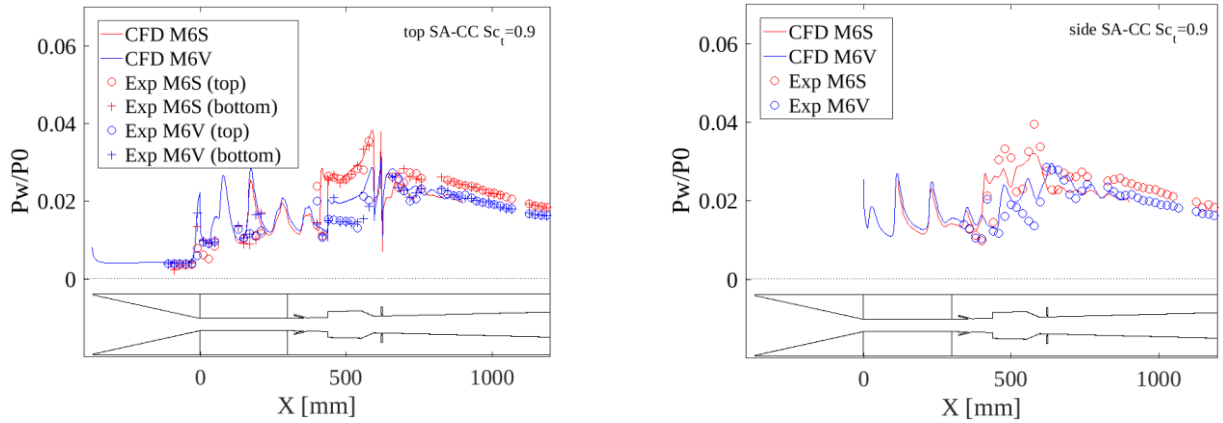


図 3-1-2-3 上面(左)及び側面(右)中心線上圧力分布に関する実験との比較 (SA-CC, $Sc_t=0.9$)

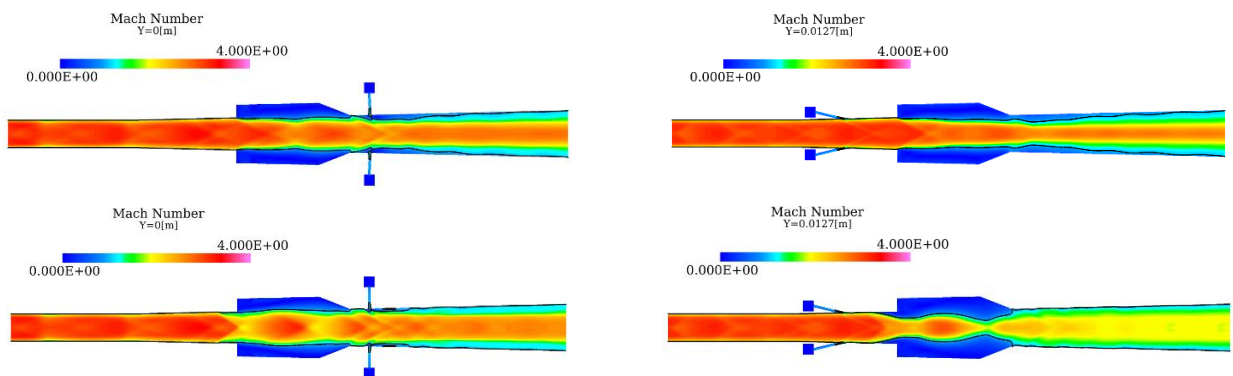


図 3-1-2-4 M6V(上列)及び M6S(下例)での $y=0$ mm (左) 及び $y=12.7$ mm (右) 断面上マッハ数分布 (SA-CC, $Sc_t=0.9$)

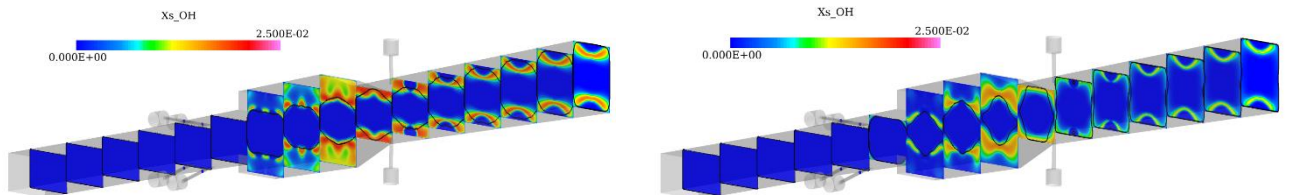


図 3-1-2-5 M6V(左)及び M6S(右)での x 断面上の OH モル分率 (SA-CC, $Sc_t=0.9$)

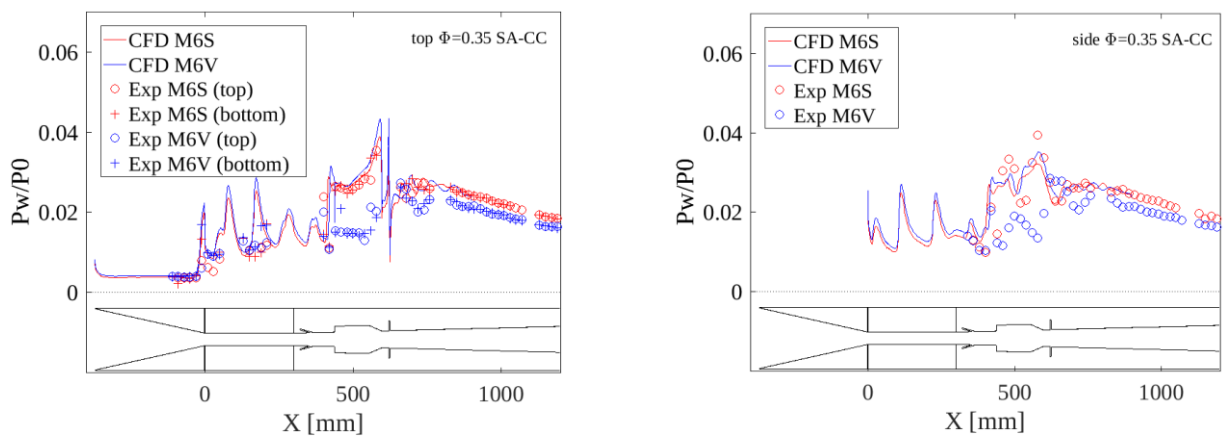


図 3-1-2-6 上面(左)及び側面(右)中心線上圧力分布に関する実験との比較 (SA-CC, $Sc_t=0.3$)

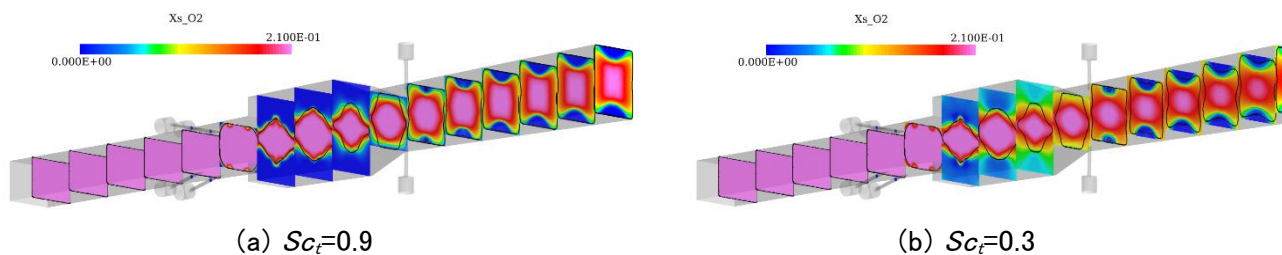


図 3-1-2-7 x 断面上の O₂ モル分率 (M6S, SA-CC)

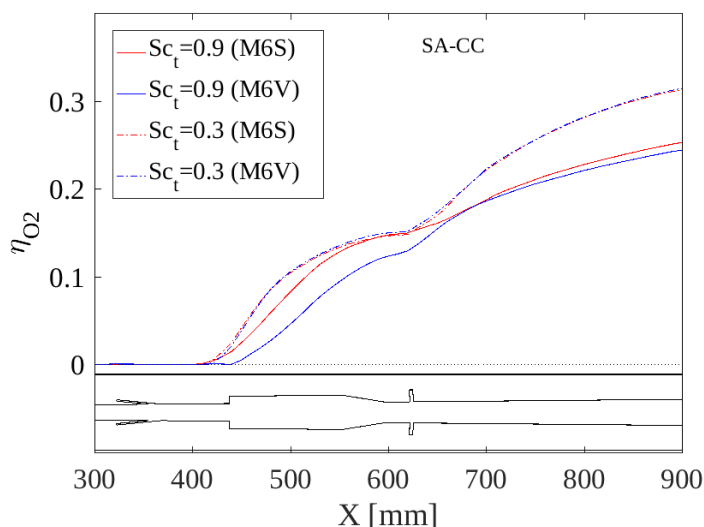


図 3-1-2-8 酸素消費率の主流方向変化 (SA-CC)

次に $Sc_t=0.9$ に戻して、乱流モデルを $k-\omega$ SST 二方程式乱流モデル (SST) (参考文献 3-1-2-14) に変更してみる。ここでソース項の評価には渦度の大きさを用い、また Forsythe らの圧縮性補正 (参考文献 3-1-2-15) を適用した。図 3-1-2-9 に上面中心線上の圧力分布について SA と比較した結果を示す。若干の違いが見られるものの、SA, $Sc_t=0.9$ の結果とほぼ同じであり、RJTF 結果と一致することはなかった。

上述した CFD と RJTF の結果の差異の改善に関し、1) M6V 条件ではキャビティ内の燃焼抑制、2) M6S 条件ではキャビティ内への O₂ の取り込み促進、という 2 つの相反する効果を CFD で取り入れなければならず、Baseline の層流燃焼では限界があるのではないかと考えた (当然 RANS 手法の限界もあるものと考え)。そこで本供試体燃焼器と類似性のある Micka らの実験 (参考文献 3-1-2-16) およびそれに対応した Fureby らの LES 解析 (参考文献 3-1-2-17) に着目した。Micka らは燃料に水素を用い、キャビティ付き超音速燃焼器とその上流に壁面垂直噴射という形態でデュアルモード燃焼に関する研究を行っており、その中で特徴的な 2 つの燃焼モードがあることを報告した。それぞれ cavity stabilized mode 及び jet-wake stabilized mode である。この内 RJTF の M6V の結果が cavity stabilized mode に対応するのではと考えた。Fureby らは LES に乱流と化学反応の干渉 (Turbulence Chemistry Interaction: TCI) モデルの一つである Berglund ら (参考文献 3-1-2-18) の partially stirred reactor (PaSR) モデルを組み込み、その 2 つの燃焼モードを数値的に捉えることに成功している。一方で彼らは同時に RANS 解析も行っており、cavity stabilized mode を再現できないことを示している。そこで我々は Berglund らの PaSR モデルを今回の CFD ツールに組み込むことを試みた。ただし本モデルは LES 用であるため、RANS に組み込むために若干の変更を行った。PaSR モデルは一般的に計算セル内を 2 つの領域 (fine structures と surroundings) に分けるが、本モデルは以下に示す質量・エネルギーの balance equations を解くことにより fine structures に関する質量分率 Y_i^* 及び温度 T^* を求め、ソース項の評価に反映させるものである。

$$\bar{\rho}(Y_i^* - \bar{Y}_i) = (1 - \gamma)\tau_m \dot{\omega}_i(\bar{\rho}, Y_i^*, T^*) \quad \text{式(3-1-2-2)}$$

$$\begin{aligned} & \bar{\rho} \sum_{i=1}^N [Y_i^* h_i^*(T^*) - \tilde{Y}_i \tilde{h}_i(\tilde{T})] \\ & = (1 - \gamma) \tau_m \sum_{i=1}^N h_{i,f}^\theta \omega_i(\bar{\rho}, Y_i^*, T^*) \end{aligned} \quad \text{式(3-1-2-3)}$$

ここで i 及び N は各化学種及び全化学種数、 h 及び h_f^θ はエンタルピー及び標準生成エンタルピーである。また、 $\bar{\quad}$ 及び $\tilde{\quad}$ はレイノルズ平均及びファールブル平均を表し、RANS の場合両者は等価と考える。さらに fine structures の volume fraction (γ) を次のようにモデル化する。

$$\gamma = \tau_c / (\tau_c + \tau_m) \quad \text{式(3-1-2-4)}$$

ここで mixing time scale (τ_m) は Petrova ら (参考文献 3-1-2-19) に倣って RANS 用に

$$\tau_m = \sqrt{\tau_K \tau_I} \quad \text{式(3-1-2-5)}$$

とする。ここで τ_K , τ_I はそれぞれ Kolmogorov time scale および integral time scale で次のように定義される。

$$\tau_K = \sqrt{\frac{\nu}{\varepsilon}} \quad \text{式(3-1-2-6)}$$

$$\tau_I = \frac{k}{\varepsilon} = \omega^{-1} \quad \text{式(3-1-2-7)}$$

ここで ν は動粘性係数、 k , ε , ω はそれぞれ乱流の運動エネルギー・散逸率・比散逸率である。また τ_c は chemical time scale で Fulton ら (参考文献 3-1-2-20) を参考にして以下のように評価した。

$$\tau_c^{-1} = \frac{\text{Max}[\|\omega_i^p\|, \|\omega_i^f\|]}{\bar{\rho}} \quad \text{式(3-1-2-8)}$$

ここで $\|\quad\|$ は全化学種に対する $L2$ ノルムを表す。

式(3-1-2-2), (3-1-2-3) について、微分項はないが非線形の方方程式でありこれを連立して解くのは困難であった。そこで式(3-1-2-2)と式(3-1-2-3)を分離して解き、ループをまわして収束させる手法を採用した。この時式(3-1-2-2)では T^* を固定して Y_i^* を求め、式(3-1-2-3)では Y_i^* を固定して T^* を求めた。また、式(3-1-2-2)より $Y_i^* < 0$ となる恐れがあるため、 τ_m に以下のような制約を設けた。

$$c = \text{Min}[(1 - \gamma) \tau_m / \bar{\rho}, -\tilde{Y}_i / \omega_i^*], \text{ if } \omega_i^* < 0 \quad \text{式(3-1-2-9)}$$

上式を全化学種で満たすように c を決定し、以下の式で τ_m を求め γ を更新する。

$$\tau_m = (\bar{\rho} c + \sqrt{\bar{\rho} c (\bar{\rho} c + 4)}) / 2 \quad \text{式(3-1-2-10)}$$

最後に化学種保存式のソース項を $\gamma \omega_i^*$ とすることにより今回の PaSR モデルは実装される。なお、本モデルの実行には k と ε の情報が必要なため、本研究では先に示した SST モデルに圧縮性補正を適用したものを乱流モデルとして使用した。

図 3-1-2-10 に図 3-1-2-3, 3-1-2-6 と同様の壁圧分布について、PaSR モデルを適用した CFD 結果と RJTF の比較を示す。RJTF 結果との一致について図 3-1-2-3 と比較して改善しているのがわかる。M6V 条件ではキャビティ内圧力が低下し RJTF 結果に近づき、また M6S 条件ではキャビティ下流の圧力が増加し、RJTF 結果と良く一致している。図 3-1-2-11 に η_{O_2} の主流方向変化について PaSR モデルの結果と図 3-1-2-8 の結果を比較する。確かに PaSR モデルを適用することによって、M6V の場合キャビティ区間での燃焼が抑制され、一方で M6S ではキャビティ下流での燃焼が促進されているのがわかる。以上より、飛行試験前に調整したパラメータ値は表 3-1-2-2 で示す通りとなった。以降、これを Baseline2 とする。

表 3-1-2-2 調整用 CFD パラメータ値

	Baseline	Baseline2
乱流シュミット数	0.9	0.9
乱流モデル	SA-CC	SST-V-CC
乱流燃焼モデル	層流燃焼	Berglund's PaSR
反応機構	20種96反応	20種96反応

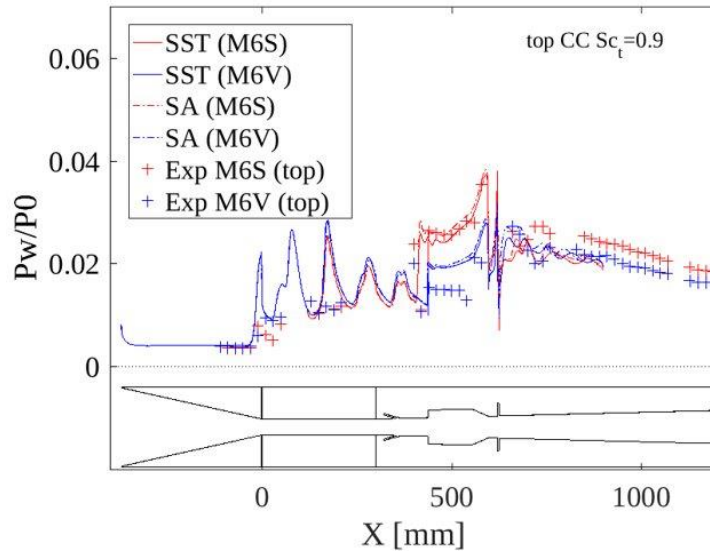


図 3-1-2-9 上面圧力分布の乱流モデルによる比較 ($Sc_t=0.9$)

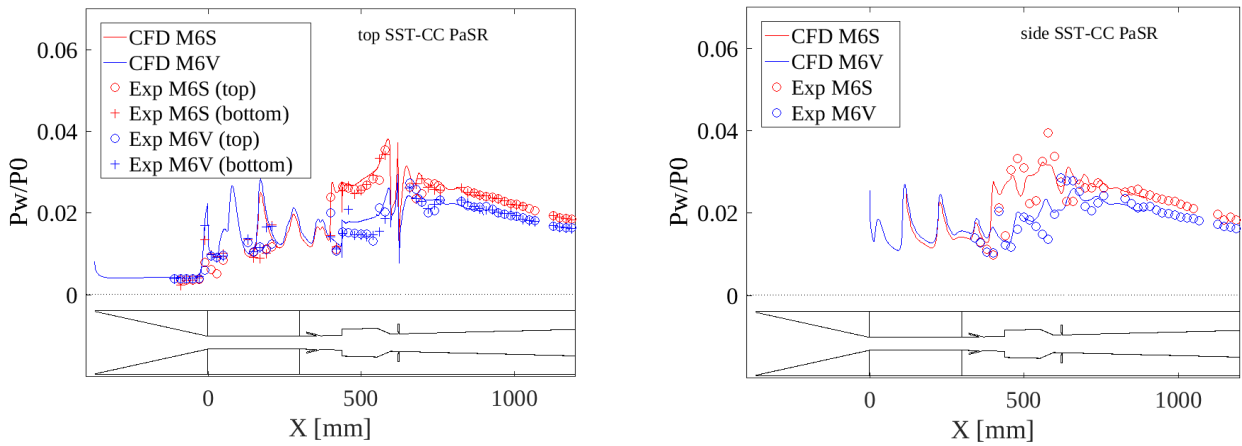


図 3-1-2-10 上面(左)及び側面(右)中心線上圧力分布に関する実験との比較 (SST-CC, PaSR, $Sc_t=0.9$)

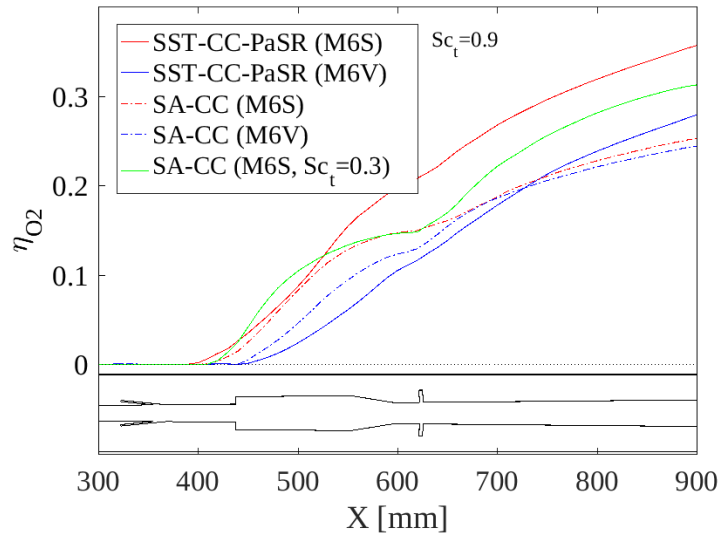


図 3-1-2-11 PaSR モデルの有無による酸素消費率の主流方向変化の比較

3.1.3 搭載センサーの開発

3.1.3.1 飛行試験において乱れ強さを計測する手法の開発

(1) TMUハードウェアの開発

図 3-1-3-1 に本研究で考案した光による乱れ計測システム (Turbulence Measurement Unit: TMU) の構成を示す。TMU では、光が計測領域を通過する際にそこに密度勾配が存在すると光が屈折することを利用する。光の屈折に伴い、光強度が時間的、空間的に変化する。TMU ではこれを光センサーで時系列に計測し、気流中の密度変化の時間変動を計測する。そのため、TMU の主要なコンポーネントは、計測部に光を導入する光源と計測部を通過した光の強度を計測する光ディテクタとなる。光源には LED (ソーラボ M405F1) を、光ディテクタには微弱光も計測可能な光電子増倍管 (Photomultiplier Tube: PMT、浜松ホトニクス H11901-210) を用いた。LED、PMT はそれぞれ光ファイバーを通じて、計測部に直結されたシャドウグラフ光学系に導入される。

図 3-1-3-2 に供試体に組み込むシャドウグラフ光学系のコンポーネントの概要と写真を示す。光学系は、光源用ファイバーから放射された光を凹面鏡からなる反射型コリメータ (ソーラボ RC02SMA-P01) で平行光にし、計測部流路壁に設置したガラス窓から入射させる。そして計測部を透過した光を反対壁に設置したガラス窓から受光用ファイバーに入射させ、光ディテクタでその強度を計測するシステムである。なお光ファイバーおよび反射型コリメータは耐熱性を考慮し、厚さ 10 mm のベークライト (図 3-1-3-2 の山吹色のブロック) を介して、計測部に固定されている。

PMT は内部に昇圧回路を有し、DC 15 V の駆動電圧を 300V に昇圧する。飛行試験の環境下では、機器周辺は高真空状態となり、PMT を正常に作動させることが出来ないため、計測部に直結された光学系を除き、TMU のメインコンポーネントである LED や PMT、また、これらを駆動する基板回路 (TMU-core) は気密容器内に搭載した。図 3-1-3-3 に製作した気密容器を示す。気密容器は、超々ジュラルミン (A7075) 製で、メイン制御機器 (CompactRIO) との通信、また電源ユニット (PCU) からの電力供給を受けるためのハーメチックコネクタ (ダイトロン DDB-15PLM23) が取り付けられる (写真前方の四角孔がハーメチックコネクタの取り付け孔)。また LED、PMT とシャドウグラフ光学系を結ぶ光ファイバーも専用のフィードスルーを作製し、これを気密容器に取り付けることで容器の気密を確保した (写真前方の円形の孔がフィードスルー取り付け孔)。図 3-1-3-4 に製作したフィードスルー付き光ファイバーの概要を示す。上に示されている光ファイバーは受光用のもので、ステンレス製の保護ケーブル、両端 SMA コネクタのコア径 200 μm のマルチモード・ファイバーとなっている。光源用のものは、コア径 105 μm の二分岐マルチモード・ファイバーで、図 3-1-3-1 に示すように、一つの LED 光源から二つに分岐した光を、上下壁と両側壁で計測を行えるよう計測部を直交するよう入射させる。

LED や PMT は専用開発した基板 (TMU-core) にて制御される。図 3-1-3-1 の破線内が TMU-core 内に実装された機能で、LED に対する電流制御、PMT への電力供給、およびコントロール電圧の制御、またこれらの電流、電圧値のモニターが行われる。TMU-core にはこれら機器の制御に加え、飛行試験時に機上でデータを処理する演算機能も搭載されている。PMT からの電流出力はアンプで増幅され、高速 ADC でデジタル変換されたのち、FPGA を用いて乱れ強さやスケールの演算が行われる。

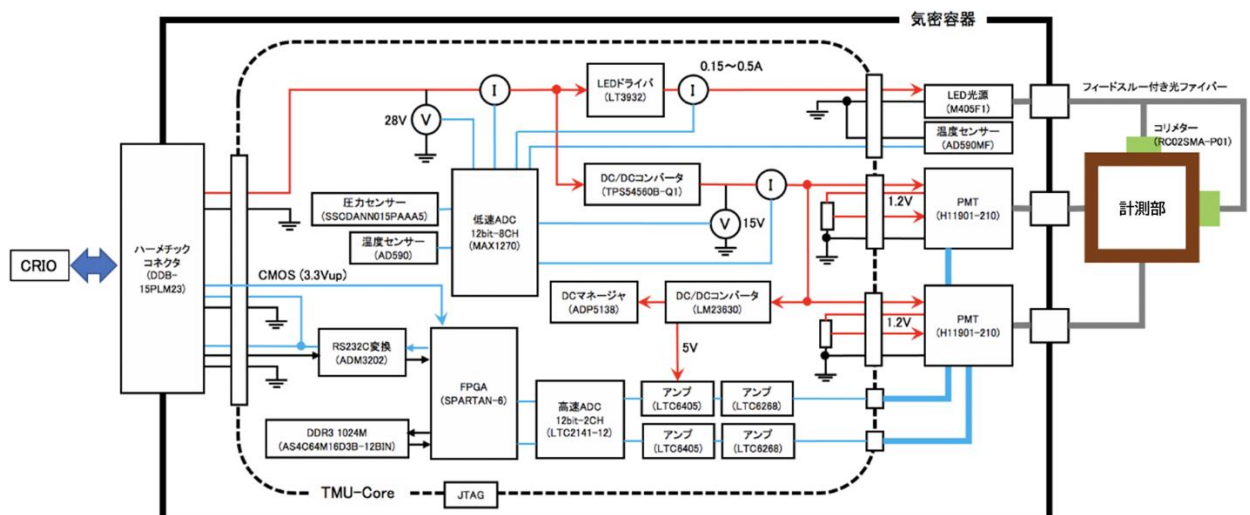


図3-1-3-1 TMUの構成

また TMU-core にはこれら機能に加え、メイン制御機器である CompactRIO との RS232C 通信の機能も実装してある。図 3-1-3-5 に開発した TMU-core の写真を示す。写真中央、やや右下よりの一番大きな黒い素子が FPGA で、FPGA の左の素子が DDR3 (メモリ)、基板右上の二つの SMA 端子が PMT 出力の基板への入力端子、左上のコネクタ群が、LED や PMT の駆動用配線を接続する端子となっている。



図3-1-3-2 供試体に組み込むシャドウグラフ光学系コンポーネント



図3-1-3-3 気密容器



図3-1-3-4 光ファイバーとフィードスルー

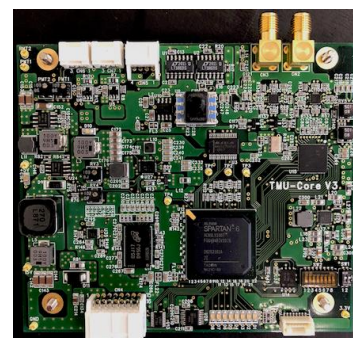


図3-1-3-5 TMU-core

(2) TMUソフトウェアの開発

TMU-core の FPGA に実装するプログラムに関して、PMT の出力から計算すべき乱れ強さと乱れ長さの演算方法、及び、ヘルスケアデータのモニターや CompactRIO との通信に必要なプログラムを説明する。図 3-1-3-6 に乱れ強さと乱れ長さの計算プログラムのフローチャートを示す。PMT から出力される電流の時系列データは、計測点における密度勾配 (正確には二階の空間微分) の時間変化を表している。従って、この時系列データから算出した標準偏差が乱れの変動強度、つまり「乱れ強さ (Turbulent Intensity: TI)」を表す。TI の二乗は、 i 番目の時系列データを D_i とすると

$$TI^2 = \frac{1}{N_t} \sum_{i=1}^{N_t} D_i^2 - \left(\frac{1}{N_t} \sum_{i=1}^{N_t} D_i \right)^2 \quad \text{式(3-1-3-1)}$$

と書け、時系列データの二乗和と和から算出可能である。 N_t は統計量を算出するための総データ点数で、0.1 s 間のデータから TI を算出する場合、高速 ADC のサンプリング周波数が 12.5 MHz であるので、 $N_t = 1,250,000$ となる。

また、時系列データの自己相関係数を算出し、これを積分することで乱れ信号が持続する代表時間 (積分スケール)、つまり「乱れ長さ (Turbulent Length: TL)」を算出することが出来る。時系列の信号データを $x(t)$ とすると、自己相関関数 $C(\tau)$ は

$$C(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} x(t)x(t+\tau)dt - \bar{x}^2 \quad \text{式(3-1-3-2)}$$

で計算され、これを $x(t)$ の分散 $C(0)$

$$C(0) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} x(t)x(t)dt - \bar{x}^2 \quad \text{式(3-1-3-3)}$$

で割ることで、自己相関係数 $R(\tau) = C(\tau)/C(0)$ が求まる。ここで \bar{x} は x の時間平均値である。従って、式(3-1-3-3)と式(3-1-3-1)は連続関数の積分か、離散データの総和かの違いで、本質的には同じものであることに注意されたい。この自己相関係数分布を用いてTLは

$$TL = \int_0^{\infty} R(\tau)dt \quad \text{式(3-1-3-4)}$$

となる。

分散の計算やTIの計算で用いられる二乗和と和は、AD変換された値を逐次加算していくことでその値を計算することが可能である。他方でTLを計算する場合、信号とラグ τ 秒分データをずらした信号の掛け算を行い、その積を加算し終わったら、ラグを変えて再度同じ計算を行う必要がある。そのため、逐次計算だけでは対応できず、データをメモリに一度保存し演算を行う必要がある。TMU-coreでは有効ラン信号(3.3V)を受けて、5.5 ± 0.1秒後から1秒間分のデータ(総点数 $N = 12,500,000$ 点)をメモリに保存し、データストア後に演算を行う。なおデータの保存時間が1秒間である理由は、基板に搭載するメモリの制約によるものである。また、一般に積分スケールを算出する際は、長秒時のデータから有限長の自己相関係数分布を多数求め、これのアンサンブル平均 $[R(\tau)]$ をとる。十分な平均をとるには、多くの演算時間が必要となり、データダウンリンクのリミット時間に間に合わなくなる可能性が高い。そこで少しでも演算時間を減らすように、図3-1-3-6のフローチャートに示す手順で演算を行う。以下でその手順を説明する。

- ①メモリにストアされたデータを決まったデータ長 N_V で分割する。なお分割数は仮に N_{div} とする。
- ②分割されたデータ一塊を基準データ f_i としてFPGAに読み込む。
- ③同じくメモリから①で読み出したデータとlag分ずれた同じ長さのデータ g_i を読み込む。このとき、 $g_i = f_{i+lag}$ となることに注意されたい。なお計算はlag = 1からスタートする。
- ④ f_i の総和と二乗和、 g_i の総和、および f_i と g_i の積の和から以下を計算する。

$$C_s = N_V \sum_{i=1}^{N_V} f_i g_i - \sum_{i=1}^{N_V} f_i \sum_{i=1}^{N_V} g_i \quad \text{式(3-1-3-5)}$$

$$V_s = N_V \sum_{i=1}^{N_V} f_i f_i - \sum_{i=1}^{N_V} f_i \sum_{i=1}^{N_V} f_i$$

なお、 C_s を N^2 で割ったものが式(3-1-3-2)、 V_s を同じく N^2 で割ったものが式(3-1-3-3)に相当することに注意されたい。

- ⑤従って、抜き出す基準データを変え、③と同じlagで g_i を読み込み、再度 C_s 、 V_s を計算し、その総和から、 $t = lag$ におけるアンサンブル平均をとった自己相関関数 $[R_{lag}]$ が、以下のように計算される。

$$[R_{lag}] = \frac{\sum_{s=1}^{N_{div}} C_s}{\sum_{s=1}^{N_{div}} V_s} \quad \text{式(3-1-3-6)}$$

- ⑥ある特定のlagで $[R_{lag}]$ の計算が終わったら、 $lag = lag + 1$ とlagを増やし、 $[R_{lag+1}]$ を計算し、 $[R_{lag}]$ の累積和を計算する。自己相関関数 $R(lag)$ がlagを十分に大きくした際にゼロに収束する場合、 $[R_{lag}]$ の累積和はある値に漸近する。一般的にゼロへの収束には非常に多くのアンサンブル平均数が必要となる。その一方で本計測ではデータ長が十分とは言えず、ゼロよりも高い値やゼロ

をクロスしてある負の値に収束する可能性がある。そこで、累積和の変化がthresholdより小さくなった時点で計算を終了し、 $TL = R_0 + \sum_{lag=1} R_{lag}$ とする。なお R_0 は $lag = 0$ における自己相関関数なので $R_0 = 1$ である。また実際の乱れ長さは算出されたTLにサンプリング周波数の逆数を乗算した値となることに注意されたい。

TMU-core には上記で述べたような PMT からの出力信号の後処理の他に、ヘルスケアデータのモニター、および後処理結果とヘルスケアデータの CompactRIO への RS232C 送信などがある。図 3-1-3-1 に示すように、TMU-core への入力電圧や電流、LED 電流、PMT への入力電圧や電流、容器内の圧力、基板温度、LED 温度は低速 ADC に入力され、RS232C で気密容器外に送信される。

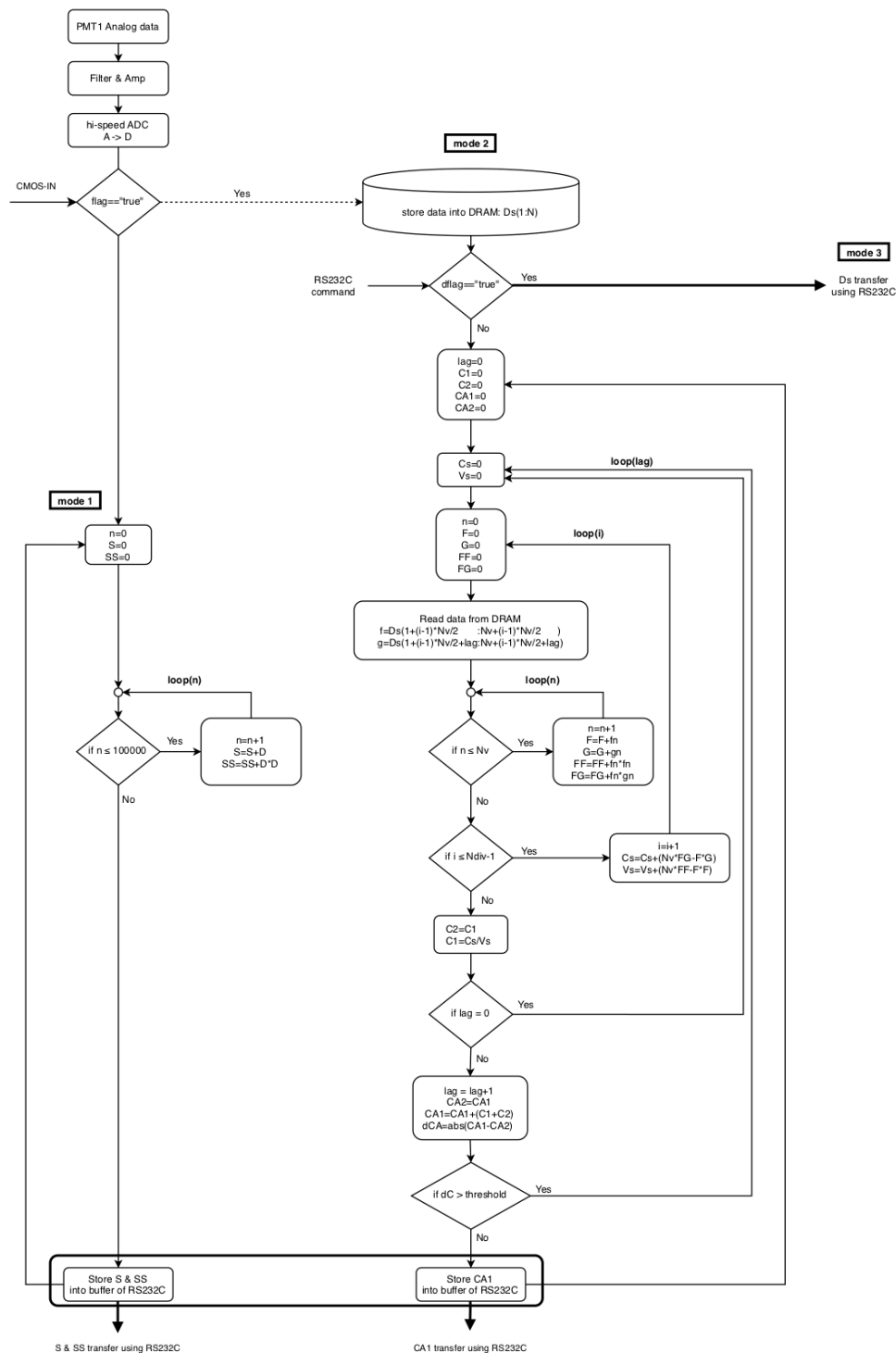


図3-1-3-6 乱れ強さ、スケール(乱れ長さ)の演算フローチャート

(3) RJTF試験における機能確認

TMUの機能確認は、2020年3月に行われたRJTF-M6Sの試験、及び、2020年9月から10月にかけて行われたM6Vの試験で実施した。図3-1-3-7にRJTF試験用供試体にTMUシャドグラフ光学系を設置した状況を示す。光学系は図3-1-3-2に示した飛行試験供試体に使用するものと同型のもので、燃焼器上流の分離部流路壁に断熱材を挟み直付けされている。計測ラインは、上下、左右の2ライン(図3-1-3-8参照)で飛行試験と同じ配置である。LEDやPMTを制御する機器は、供試体周りのスペースの問題から、供試体内に組み込むことはせず、図3-1-3-8に示すように光ファイバーを延長し、RJTF低圧室外部に設置した。また飛行試験とは異なり、機上でデータ処理を行う必要がなく、より詳細な状況を記録するため、PMT出力電流をアンプ回路で増幅、電圧に変換し、高速でデータを記録できるオシロスコープにて記録した。なお、オシロスコープの電圧分解能は12 bitで、サンプリング周波数は2 MHzに設定した。サンプリング周波数は飛行試験で想定している周波数より小さい。これはオシロスコープのメモリに制約があり、RJTF試験では有効ラン時間が長く、通風開始時から終了時までの様子を12.5 MHzで記録することが出来なかったためである。なお図3-1-3-10で後述するように、20 kHz程度で信号がノイズに埋もれるため、2 MHzのサンプリング周波数でも問題ない。

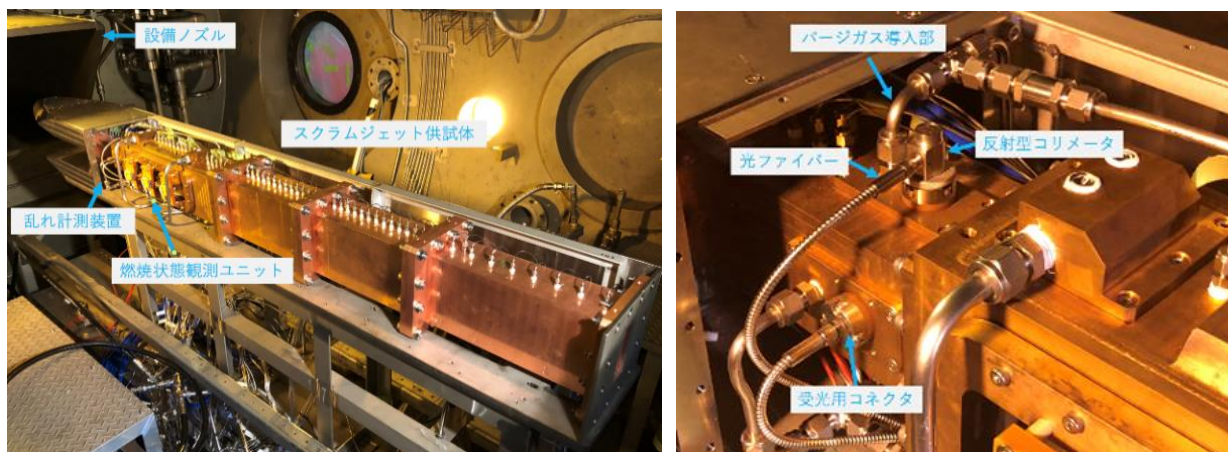


図3-1-3-7 RJTF試験における乱れ計測装置組み込みの様子

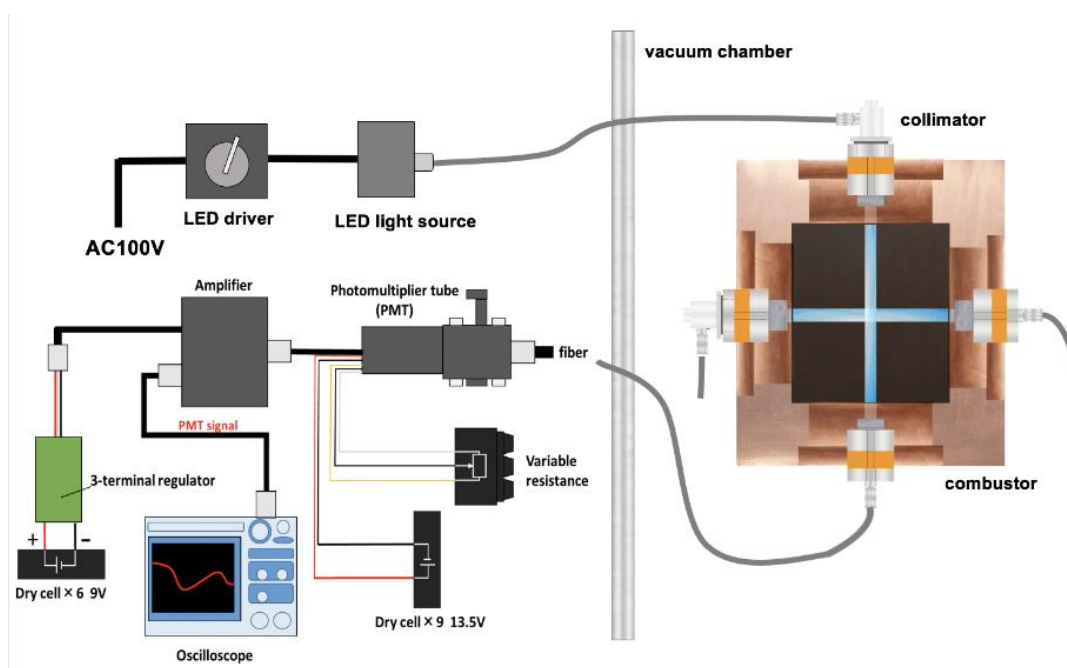


図3-1-3-8 RJTF試験における乱れ計測のセットアップ

図 3-1-3-9 に PMT の出力信号の時系列変化を示す。図には合わせて、有効ラン信号(赤線)も示してある。図中赤線で示された矩形波が立っている時間が有効ランである。この試験での有効ラン時間はおよそ 12 s であった。なお図ではデータを 1/10000 に間引いて表示してある。

図左側が上下の計測ライン結果、右が左右の計測ライン結果である。RJTF 試験では飛行試験時におけるガラス窓形状を選定するため、上下計測ラインの観測窓には小さなキャビティが設けてあり、流路からガラス窓が 5 mm オフセットした位置に取り付けてある。このキャビティ窓では風洞始動時まで窒素パージガスが噴射され、風洞の燃焼加熱器が着火する際に窓を保護するようになっている。他方、左右の計測ラインのガラス窓は段付きガラスになっており、ガラス面が流路内壁と同じツラ位置にくる。2020 年に行った M6S と M6V の試験結果から、パージガスによる保護は必要ないことが分かったので、地上対比試験や飛行試験では、流れへの影響の少ない段付きガラス窓を採用した。

左右の図を比較すると、右の方が、変化が大きいように見える。特に $t \sim 20$ s と 70 s 付近でシグナルが大きく低下している。これは風洞起動時に流れる常温気流が凝縮したためである。左図に示される上下の計測ラインでは、有効ラン以外では窒素パージを行なっているため、凝縮の影響が比較的小さい。その一方で信号の振幅に着目すると、左図では有効ランにおける信号の振幅の方が、それ以外の時間における信号の振幅より小さいように見える。これも窒素パージの影響である。

このように得られた PMT 信号の有効ランデータを抜き出し、FFT によりパワースペクトルを求めた。図 3-1-3-10 にその結果を示す。図の横軸が周波数で、縦軸がその周波数における信号の振幅の 2 乗、つまりパワーを表している。図には併せて、通風を行っていない状態(窒素パージも当然ない)において計測した、背景ノイズのデータ(黒線)も示してある。ノイズデータを見ると 50 Hz にスペクトルのスパイクが存在している。これは電源ノイズである。またノイズデータは、このスペクトルピークを除き、全周波数帯域において同じパワーを持っていることから、ホワイトノイズであることが分かる。PMT 信号のスペクトルに着目すると、上下/左右どちらの計測ラインに関しても、低周波領域でパワーがノイズより卓越している。周波数が増加するに従い、パワーは減衰し、およそ 20 kHz 程度で信号がノイズに埋もれている。また両者を比較すると、 $f < 1$ kHz において、上下ラインの計測結果の方が、パワーが高くなっているけれど、スペクトルの全体的な傾向は定性的に一致している。上下ラインの低周波領域における違いは、計測窓に設けたキャビティの影響が考えられるが、明確な理由は分かっていない。

次に図 3-1-3-10 で得られた PMT の信号から乱れ強さを求めた結果を図 3-1-3-11 に示す。図中、赤の領域が有効ランの時間を示している。この計測では乱れ強さは後処理により算出しているが、シーケンシャルに算出することを想定し、0.1 s ごとのデータから時系列に乱れ強さを算出している。なお図では、背景ノイズの影響を取り除き、かつ背景ノイズの RMS で値を無次元化してある。従って、乱れが一切ない場合、値はゼロとなり、値が 1 のとき、背景ノイズの倍の乱れが信号中にあることを示す。

左図に示された上下ラインを見ると、有効ランのときより、その他の時刻における信号の乱れの方が大きい。これは先にも述べたようにパージの影響である。有効ランと同時にパージが切れると、左に示した上下ラインの結果は右に示した左右ラインの計測結果とほぼ一致する。乱れの大きさは、有効ラン中に比較的大きく変化し、およそ 1 程度に漸近する傾向が見える。その他の試験結果を見ると、必ずしも有効ラン中に値が変化する場合ばかりではなかったけれど、その値はおおよそ 1~1.5 で、全体的に一致していた。右図を見ると、試験開始時でもおよそ 0.5 程度の値は持っていることが分かる。これは上下から噴出されているパージ窒素の影響ではないかと考えている。40 秒を過ぎ、燃焼式加熱器が作動し、気流総圧が増加すると乱れが増加していることが分かる。また 20 秒の付近や、70 秒以降の大きな乱れは、風洞の起動と停止の影響である。このように、本研究で考案した乱れ計測により、エンジン風洞における気流の乱れ、また風洞起動時の変化を捉えることが出来た。

次に、PMT 信号から得られた乱れスケールに関して述べる。乱れスケールを算出する際、自己相関関数を算出する必要がある。機上でデータを処理する場合、3.1.3.1(2)で説明した手法を用いて自己相関関数を算出するが、ここでは図 3-1-3-10 ですすでにパワースペクトルを算出しているので、Wiener-Khintchine の定理を用いて、パワースペクトルの逆フーリエ変換により自己相関係数を求めた。その結果を図 3-1-3-12 に示す。なお図の横軸は見やすいように対数軸としてあるので注意されたい。また図には併せて自己相関係数の累積積分値も示してある。

実線で示される自己相関係数を見ると、 $t > 10^{-5}$ s から減少をはじめ、 $t > 10^{-4}$ s ではその値が振動しながら減少し、 $t < 10^{-4}$ s とやや傾きの傾向等が異なる。また左右の図の比較から、上下の計測ラインでは左右の計測ラインよりも、 $t \geq 10^{-4}$ s の自己相関係数の値が高くなっていることが分かる。図 3-1-3-10

を見ると、上下の計測ラインでは $f < 1$ kHzにおいて、パワーが高くなっている。従って、低周波におけるパワーが $t \geq 10^{-4}$ sにおける自己相関係数の傾向の違いを引き起こしていると判断できる。また十分に時間が離れた領域に着目すると、特に左図に示される上下の計測ラインで顕著であるが、3.1.3.1(2)で予想した通り、自己相関係数がゼロをクロスし、負値となっている。そこでこの累積積分から乱れ長さTLを求めた。上下、左右の計測ラインで値が多少異なっているが、図よりTLは 3×10^{-4} sのオーダーであることが分かる。試験部内の正確な流速は分からないけれど、仮に1000 m/sだったとすると、乱れの渦スケール(波長)は300 mm($= 3 \times 10^{-4}$ s \times 1000 m/s)となる。これは拡大部も含む供試体燃焼器の1/3の長さに対応する。このような乱れは、整流出来ずに残った主流中の渦というよりは、設備に依存した揺らぎに等しい。現状、このような波長の長い乱れが、噴流混合にどのような影響を及ぼすかは分からない。しかしながら、この乱れの波長は燃料噴射孔径のおよそ100倍程度の長さであることから、局所的な燃焼の促進に及ぼす影響はほとんどないと考えている。

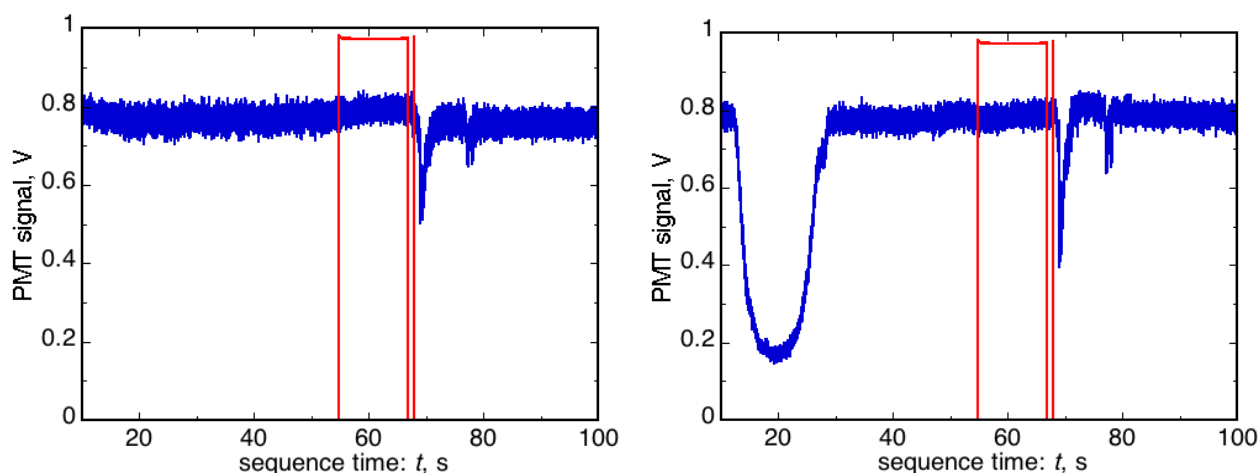


図3-1-3-9 試験中のPMT出力(M6V32)
左図: 上下計測ライン、右図: 左右計測ライン

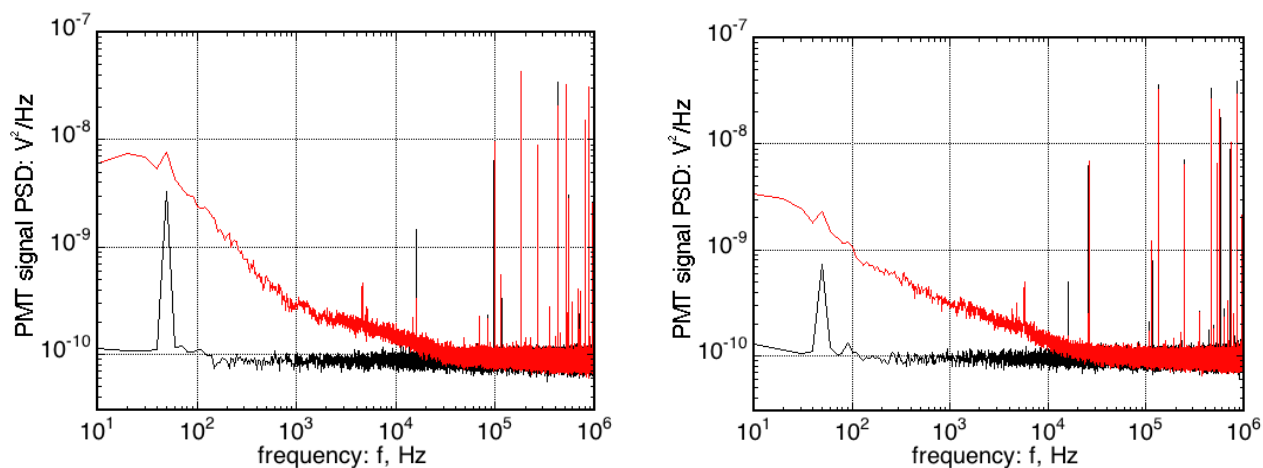


図3-1-3-10 PMT出力のパワースペクトル(M6V32)
左図: 上下計測ライン、右図: 左右計測ライン

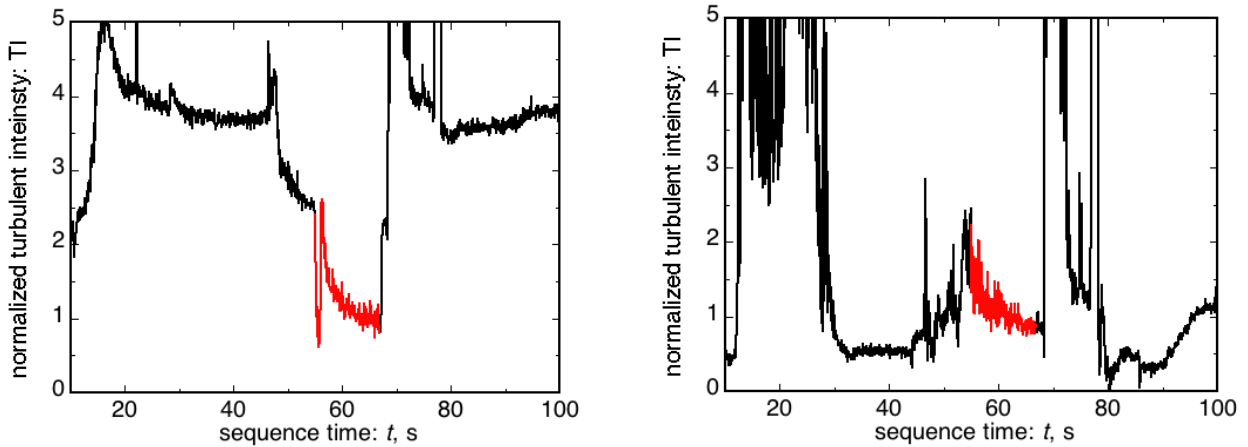


図3-1-3-11 乱れ強さの時系列変化 (M6V32)

左図: 上下計測ライン、右図: 左右計測ライン

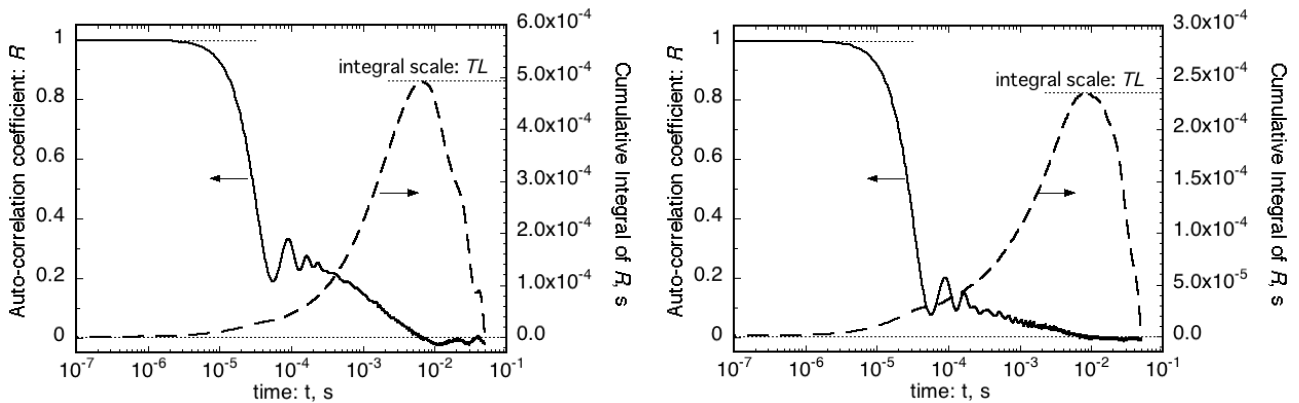


図3-1-3-12 PMT信号の自己相関係数とその累積積分 (M6V32)

左図: 上下計測ライン、右図: 左右計測ライン

3. 1. 3. 2 飛行試験用現象観察用センサーの開発

(1) 飛行試験に向けた装置開発

図3-1-3-13に現象観測用装置のブロック図を示す。図3-1-3-14に現象観察用のアナログカメラを示す。カメラ(Run Cam社製RunCam Swift 2(NTSC ver.))のイメージセンサーはCCDで、CMOSで問題となるローリングシャッター歪みが発生せず、高速現象に対しても撮影が可能である。またゲインや露光時間をマニュアル設定することができ、M12マウントレンズを交換・装着可能なため、様々な明るさ・画角に対応可能である。飛行試験においては、連続した画像で現象観察ができるよう、アナログカメラのデータを画像分割機で一つにまとめ、Kuバンド送信機で、アナログ信号を送信し続ける方式を選定した。これは過去に観測ロケットで実績のある手法であり、現状の通信容量に対応ができる。図3-1-3-15に、2019年9月に作製した画像分割機を示す。この画像分割機は、4台のアナログカメラのデータを一つに合成することが可能である。燃焼現象の観測用には3台のカメラを用い、残り1台のカメラをロケット外部の状況観察に用いることを想定した。最終的な飛行試験供試体への搭載については、燃焼器へのカメラの艙装スペース確保、画像送信機器類の艙装スペース確保、供試体後端へのアンテナの追加が困難であったこと、観察用センサーなしでも壁圧分布から燃焼状態の変化を確認できると判断されることから、現象観察用センサーの搭載を断念した。

(2) 地上試験での現象観察

これらの現象観察用カメラを利用し、地上試験において燃焼現象の観察を行った。カメラ等の装置の取り付けに当たっては、燃焼ガスからの輻射熱が観測窓を通して放出されるため、耐熱性や設置方法を検討した。また、観察した現象とバルブシーケンスとの同期を取るためのLEDランプを取り付けた。

図 3-1-3-16 に RJTF 用の組込式の現象観察システムの模式図を示す。RJTF 試験では、それぞれ

のカメラに電源および NTSC 信号出力ラインを接続した。燃焼現象を観察するため、燃焼器の側壁に 300mm×70mm の可視領域を確保した石英ガラスをはめ込み、1 段目の燃料噴射孔から 2 段目の燃料噴射孔にかけてある保炎用キャビティ内を観測できるように、図 3-1-3-17 のように 3 台のカメラを設置した。それぞれのカメラの視野は図 3-1-3-18 に示されるように、Cam1 は1段目の燃料噴射孔からキャビティ入口のエッジまでを、Cam2 はキャビティ内を、Cam3 はキャビティ後縁のランプ面から 2 段目の噴射孔を可視化範囲に捉えている。

図 3-1-3-19 に、バルブ作動と同期させるための有効ラン信号を、カメラへ記録するための LED を示す。LED を基板に設置し、その基板を図 3-1-3-17 の耐熱性の高いベークライト板の背後にボルト留めすることで、強化を図っている。図 3-1-3-19 の右図は有効ラン信号を受けて LED が点灯している状態で、ガラスに反射した光をカメラが記録している。

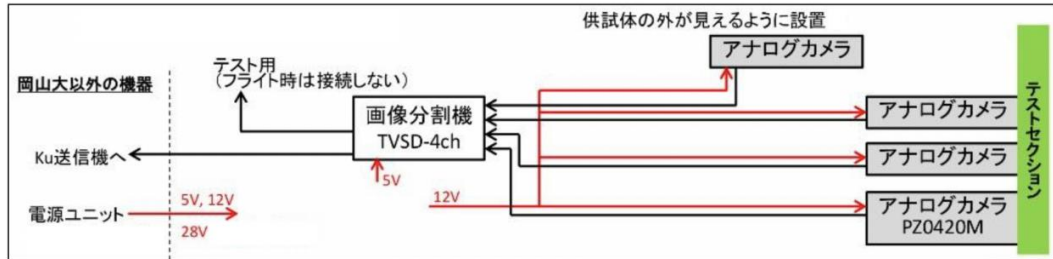


図3-1-3-13 飛行試験用現象観測用装置のブロック図



図3-1-3-14 カメラ単体



図3-1-3-15 試作した画像分割機(TVSD-4ch)

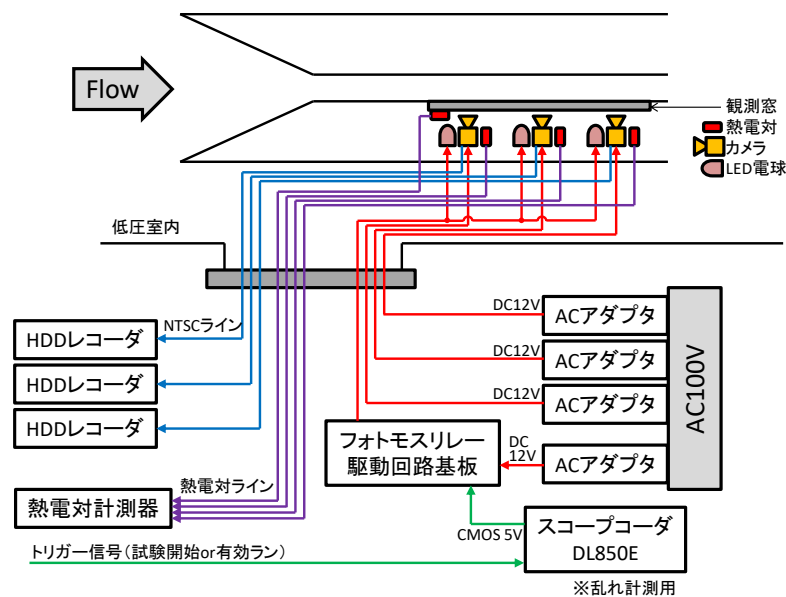


図3-1-3-16 RJTF試験用の組込式観測システム概要

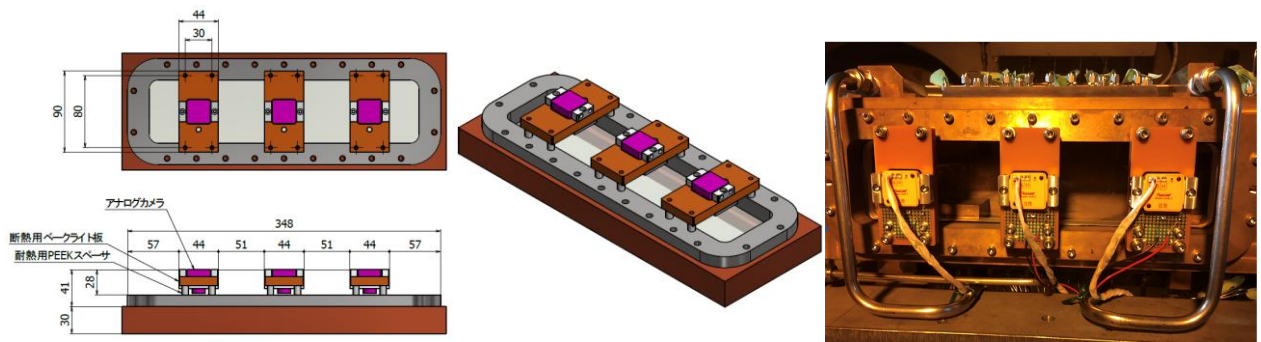


図3-1-3-17 RJTF試験用の組込式観測システムにおけるカメラ設置

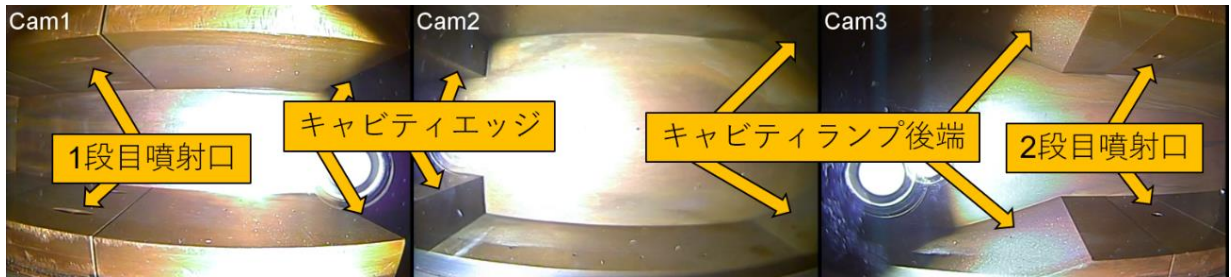


図3-1-3-18 観測システムの視野

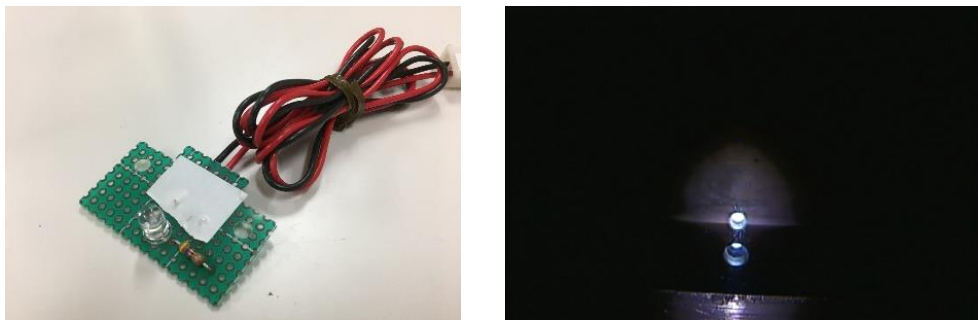


図3-1-3-19 LED(トリガーシグナル確認用)の設置と有効ラン信号での点灯の様子

現象観察用カメラを2020年9月から10月にかけて行われたRJTF-M6V試験に適用し得られた画像として、M6V-29を例として図3-1-3-20に示す。M6V-29では、当量比を $\phi \sim 0.15$ で2秒間定常燃焼を行なったのち、 $\phi \sim 0.56$ まで緩やかに増加させた。輝度値の各成分は当量比の増加に伴い増加する傾向にある。 $t = 59.75 \text{ s}$ の可視化画像は $\phi \sim 0.15$ の定常燃焼時における燃焼状態を表しており、キャビティせん断層において火炎が保炎されていることがわかる。当量比を増していくと、 $t = 61.23 \text{ s}$ や 62.78 s の可視化画像に示されるように、キャビティ内の燃焼が活発になると同時に、2段目の燃料噴射の着火に起因する輝度値の増加領域が見られる。またCam2やCam3の画像を見ると、せん断層外縁に凹凸が見られ、斜め衝撃波列が流路中心を走っていることが類推される。この衝撃波列は、当量比の増加とともに、明瞭になり、かつ上流に遡っていることが $t = 62.78 \text{ s}$ と 64.27 s の可視化画像の比較から分かる。

2020年3月に行ったRJTF-M6S試験と同9月から10月にかけて行ったM6V試験の可視化結果の比較を行った。比較に用いたのは $\phi \sim 0.36$ の定常燃焼を行なったM6S-138とM6V-28、および $\phi \sim 0.15$ から 0.6 程度まで当量比を緩やかに増加させたM6S-139とM6V-29のデータである。図3-1-3-21に当量比 $\phi \sim 0.36$ における定常燃焼で観測された火炎の様子の違いを示す。M6Sでは、明らかにキャビティせん断層内のブルーフレームの輝度値が高く、かつ、衝撃波の入射に伴うせん断層外縁の凹凸が上流にシフトしている。また加えて、Cam3右端に生じうる2段目の燃料の着火・保炎に伴う高輝度領域がM6Sでは消失していることが分かる。

このような違いをより定量的に示すため、当量比を緩やかに増加させ $\phi \sim 0.36$ をクロスするスイープ試験のCam3のBlue成分に着目し、当量比を横軸にとり図3-1-3-22にプロットし直した。図を見ると、M6Sでは $\phi \sim 0.35$ でCam3の輝度値が大きく減少するのに対し、M6Vでは同様の輝度値の減少が、 $\phi > 0.4$ で生じている。この輝度値の急な減少は、図3-1-3-21で見た2段目の燃料の着火・保炎領域の消失に伴う現象である。また図を見るとM6Vの方が変化に広がりを持っているように見える。これはM6Vでは、2段目の燃料の着火・保炎領域が消失した際、M6Sとは異なり、火炎の上流保炎位置が、上下非対称にキャビティエッジより上流に遡ることがしばしば生じるためである。このように本組込式の現象観測システムは、M6SとVの燃焼現象の違いを明確に捉えることができた。

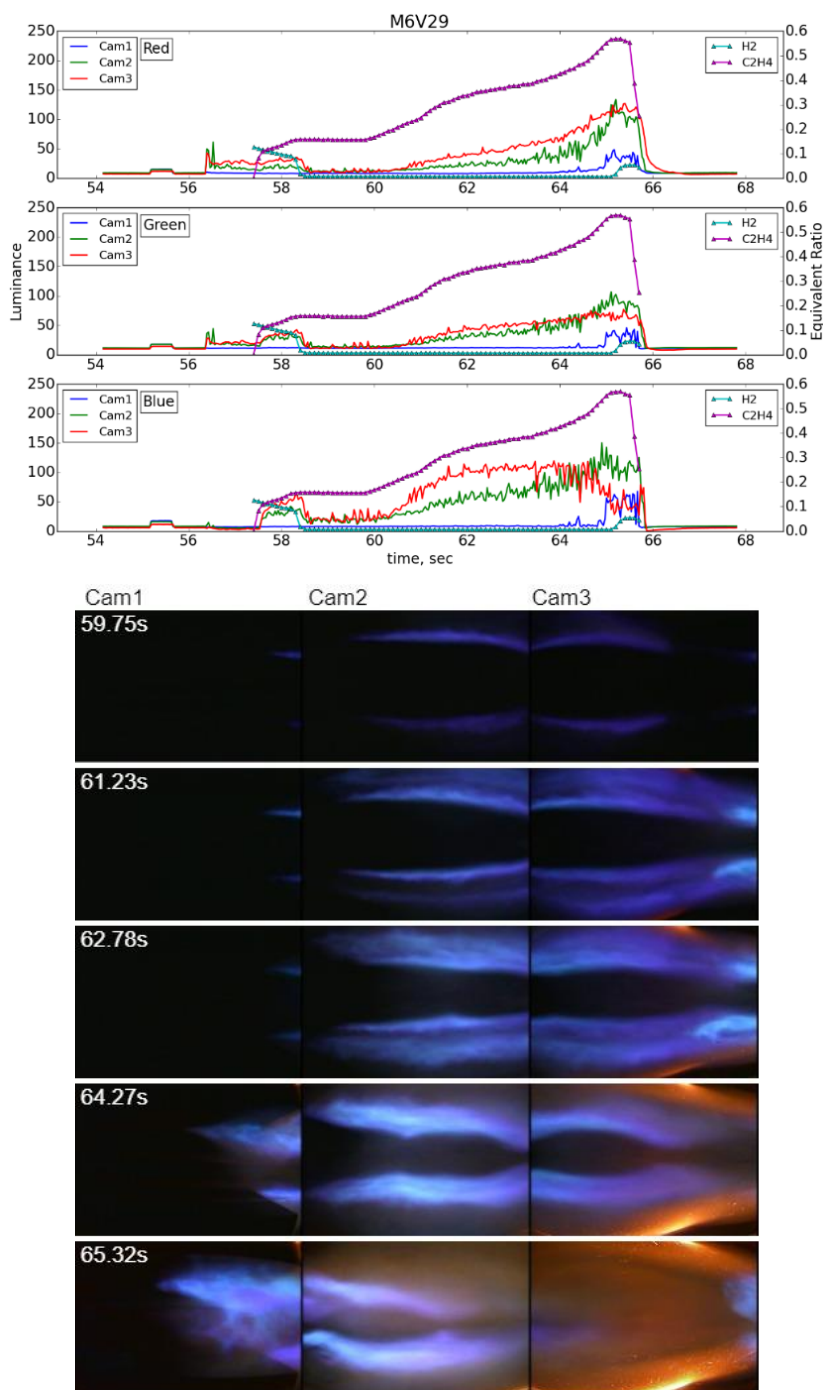


図3-1-3-20 現象画像取得の結果の一例(M6V-29 当量比上げスイープ)

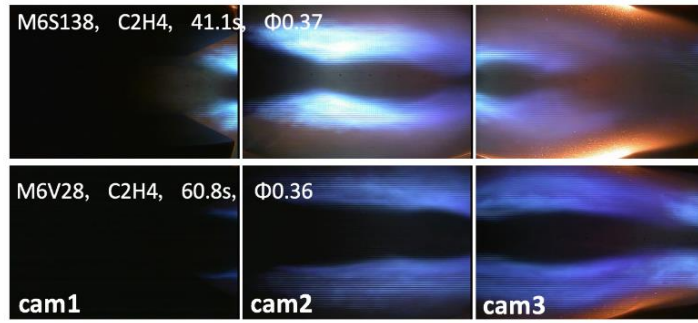


図3-1-3-21 M6SとM6Vの燃焼状態の違い

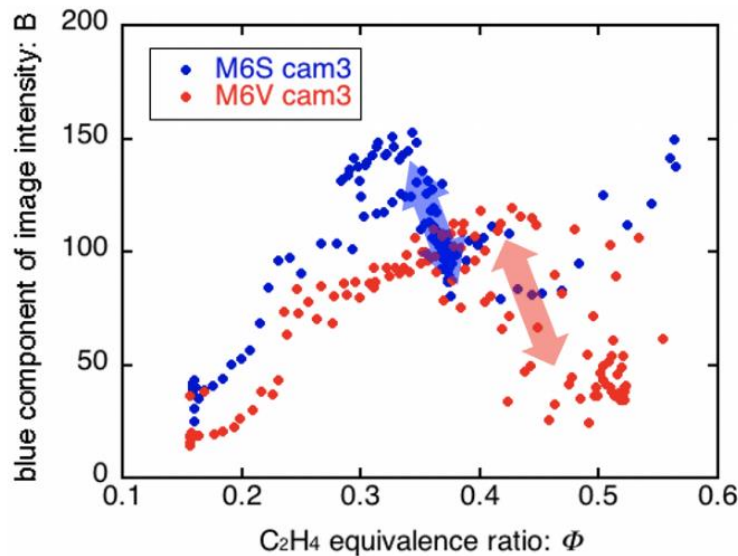


図3-1-3-22 下流燃料の着火・保炎状況の変化

3. 2 空力加熱量に対する影響を予測するツールの構築

3. 2. 1 予測ツールの概要

(1) 非粘性CFDとreference enthalpy methodによる表面熱流束の予測

供試体表面の表面熱流束を評価するべく、埋め込み境界法に基づいた非粘性流れ解析用CFDプログラムと、それに対応したreference enthalpy method (REM)を開発して適用した。非粘性CFDの支配方程式には3次元圧縮性Euler方程式と理想気体の状態方程式、壁面境界表現にはレベルセット関数と埋め込み境界法を適用した。これらは完全にin-houseのプログラムである。REMは平板層流境界層理論に基づいてEckertにより1955年に提案された、境界層内部を近似してReynoldsとColburnのアナロジーにより近似的に摩擦応力と空力加熱量を算出する手法である(参考文献3-2-1-1)。日本の国内ではこちらを用いた研究例はほとんど見られないが、海外では盛んに研究と応用がなされており(参考文献3-2-1-2, 3-2-1-3)、近年ではNASA LangleyのHamiltonらによる解析例(参考文献3-2-1-4)や、Mengらによる極超音速飛翔体に応用した例などが見られる(参考文献3-2-1-5)。REMはEuler解析に基づく非粘性流れのCFD結果に基づいて、よどみ点からの最短の表面流線の長さ、また境界層内部の諸量を計算して、各位置における熱流束を求める手法である。非粘性CFDとREMを用いた予測手法は、Navier-Stokes方程式による計算コストを大きく削減しうる。そこで本研究でもこの手法を世界的に先駆けて埋め込み境界法に拡張して、高速・高精度な表面熱流束予測手法を構築した。

(2) 埋め込み境界法に基づく非粘性CFD解析

表面熱流束を解析するために、まずは非粘性流れ場を解析する必要がある。そこで支配方程式には3次元圧縮性Euler方程式を用いる。式(3-2-1-1)、式(3-2-1-2)、式(3-2-1-3)はそれぞれ連続の式、運動量

保存式、エネルギー保存式である。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad \text{式(3-2-1-1)}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \quad \text{式(3-2-1-2)}$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\rho E + p)u_j] = 0 \quad \text{式(3-2-1-3)}$$

またEuler方程式内で用いる諸量を求めるための状態方程式は以下の式で表される。

$$p = (\gamma - 1) \left(\rho E - \frac{1}{2} \rho u_i u_i \right) \quad \text{式(3-2-1-4)}$$

計算格子には等間隔直交格子を用いて、非粘性流束計算にはSLAUスキーム(参考文献3-2-1-6)を用い、時間積分には3次精度のTotal Variation Diminishing (TVD) Runge-Kutta法(参考文献3-2-1-7)を用いた。物体境界は開発したレベルセット関数と埋め込み境界法に基づく手法(参考文献3-2-1-8)により表現した。亜音速から超音速の速度域ではこれらの手法の計算精度は既に先行研究で確認済みであった。しかしながら本研究では高M数、高Re数の流れ場を模擬した解析を高効率に実施するために、滑り壁面境界条件の埋め込み境界法を適用することとした。図3-2-1-1が滑り壁面用の埋め込み境界法の模式図で、黒、黒縁灰色、灰色、白抜き緑、黄色の丸印がそれぞれ計算セル、ゴーストセル、物体セルの中心位置、壁面上の点、イメージポイントを示す。黄色、緑、紫、赤、青の線と矢印がそれぞれ壁面からの距離、物体境界線、速度ベクトル、速度ベクトルの壁面法線方向成分、接線方向成分である。 ϕ_g 、 ϕ_i はそれぞれ着目しているゴーストセルと壁面上の点までの最小距離と、イメージポイントと壁面上の点までの最小距離(プローブ長さ)で、今回はイメージポイントにおける再帰参照を防止するため $\phi_i = 1.75 \Delta x$ (Δx は格子幅)の固定値とした。イメージポイントにはtrilinear内挿で周囲の8点から物理量を内挿する。

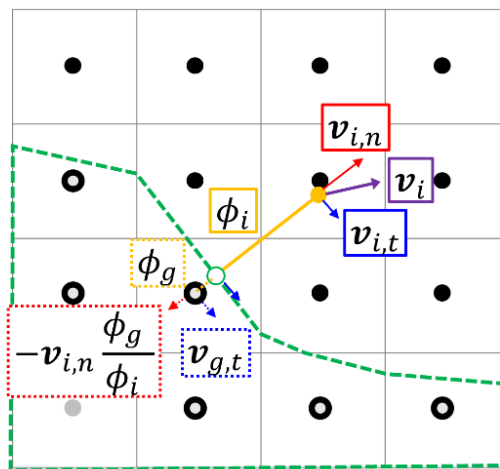


図3-2-1-1 滑り壁のゴーストセルの速度の定義方法

$$\mathbf{v}_{g,n} = -\frac{\phi_g}{\phi_i} (\mathbf{v}_{i,n} \cdot \mathbf{n}) \mathbf{n} \quad \text{式(3-2-1-5)}$$

$$\mathbf{v}_{g,t} = \mathbf{v}_{i,n} - (\mathbf{v}_{i,n} \cdot \mathbf{n}) \mathbf{n} \quad \text{式(3-2-1-6)}$$

$$\mathbf{v}_g = \mathbf{v}_{g,n} + \mathbf{v}_{g,t} \quad \text{式(3-2-1-7)}$$

$$\rho_g = \rho_i \quad \text{式(3-2-1-8)}$$

$$p_g = p_i \quad \text{式(3-2-1-9)}$$

$$E_g = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{p_g}{\rho_g} + \frac{1}{2} (\mathbf{v}_g \cdot \mathbf{v}_g) \quad \text{式(3-2-1-10)}$$

下添え字 i, g, n, t はそれぞれイメージポイント、ゴーストセル、壁面法線方向成分、壁面接線方向成分の諸量を指す。イメージポイントに内挿した速度 v_i 、密度 ρ_i 、圧力 p_i を用いて、式(3-2-1-5) - 式(3-2-1-10)を順に計算して断熱条件と滑り壁条件を満足するようにゴーストセルの諸量である速度 v_g 、密度 ρ_g 、圧力 p_g 、エネルギー E_g を求める。本研究では物体境界をレベルセット関数によって表現しているため、壁面との単位法線ベクトル \mathbf{n} はレベルセット関数の勾配から容易に求められる。また今回は物体境界からプローブ長さの2倍程度まで物体の内部に位置しているセルをゴーストセルとした。

(3) reference enthalpy method

reference enthalpy method (REM)の前身のreference temperature method (RTM)は平板層流境界層の理論から導出される平板長さ x 基準のReynolds数や壁面摩擦係数に基づいて、基準温度 (reference temperature)に基づいて熱流束等を理論的に求める手法であった(参考文献3-2-1-9)。その後、EckertによってRTMはStanton数やReynoldsのアナロジー等を導入されてREMに拡張され、Mach 14まで境界層内部の最高温度が精度良く予測されることが示された(参考文献3-2-1-1)。近年ではそれを発展させた式が開発・応用されており、その一例を先行研究(参考文献3-2-1-10)に基づいた式(3-2-1-11)に示す。添字文字 $\infty, r, w, e, \text{grd}, *, m$ はそれぞれ、一様流、回復量、壁面、境界層外縁、局所勾配、参照エンタルピー (reference enthalpy) に基づいた量、境界層外縁もしくはそれに準拠した量である。なお式(3-2-1-11)は変形すると極超音速流れ中のよどみ点の諸量を求める際に用いられるFay&Riddellの式(参考文献3-2-1-11)に帰着する。本研究では以下の式(3-2-1-12)と式(3-2-1-13)を用いて二次元円柱と球周りの熱流束予測を行い、式(3-2-1-14)と式(3-2-1-15)の平板上の層流境界層近似を考慮したREM(参考文献3-2-1-12)と乱流境界層を仮定したREM(参考文献3-2-1-5)により供試体表面の熱流束を算出した。

$$q_w = C \frac{\mu_\infty (H_r - H_w)}{Pr^{2/3} L} \left(\frac{\rho^*}{\rho_\infty} Re_{\infty,L} \right)^{1-n} \left(\frac{\mu^*}{\mu_\infty} \frac{u_{\text{grd}}}{u_\infty} L \right)^n \left(\frac{u_m}{u_\infty} \right)^{1-2n} \quad \text{式(3-2-1-11)}$$

$$q_{\text{stag}} = 0.57 Pr^{-2/3} \left(\rho_e u_\infty \mu_e \frac{1}{R} \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)^{0.5} (H_r - H_w) \quad \text{式(3-2-1-12)}$$

$$q_w = q_{\text{stag}} \cos^m \theta \quad \text{式(3-2-1-13)}$$

$$q_{w_{lam}} = \frac{0.332}{Pr^{\frac{2}{3}}} \left(\frac{\rho^* \mu^* u_e}{x} \right)^{0.5} (H_r - H_w) \quad \text{式(3-2-1-14)}$$

$$q_{w_{tur}} = \frac{0.0296}{Pr^{\frac{2}{3}}} \rho_e u_e g \frac{\rho^*}{\rho_e} \left(\frac{\rho^* u_e x}{\mu^*} \right)^{-0.2} (H_r - H_w) \quad \text{式(3-2-1-15)}$$

3. 2. 2 予測ツールの検証

(1) マッハ数 $M_\infty=6.7$ の中に置かれた球周りの圧力分布

一様流マッハ数 $M_\infty=6.7$ の流れ中の球周りの流れ場を、表3-2-2-1に示す東海大所有の衝撃風洞の流れの条件にて直径を40セルと80セルで分割して解析を行った。図3-2-2-1、図3-2-2-2はそれぞれの解析から得られた中央断面における等圧力線図と密度勾配の絶対値の分布図である。両者とも離脱衝撃波が安定して捉えられ、80セルの方が、等圧力線が滑らかで、また、密度勾配の絶対値の濃淡が明瞭であった。衝撃風洞で本解析と同様の条件で可視化実験を実施した結果、衝撃波離脱距離が両者とも可視化結果とほぼ一致することを確認しており、これらの解析結果が妥当であることを確認した。

表3-2-2-1 衝撃風洞の動作条件

物理量	数値	単位
主流静圧	691	Pa
主流静温	195	K
主流密度	0.012347	kg/m ³
主流流速	1875.4	m/s
主流音速	279.91	m/s
主流マッハ数	6.7	

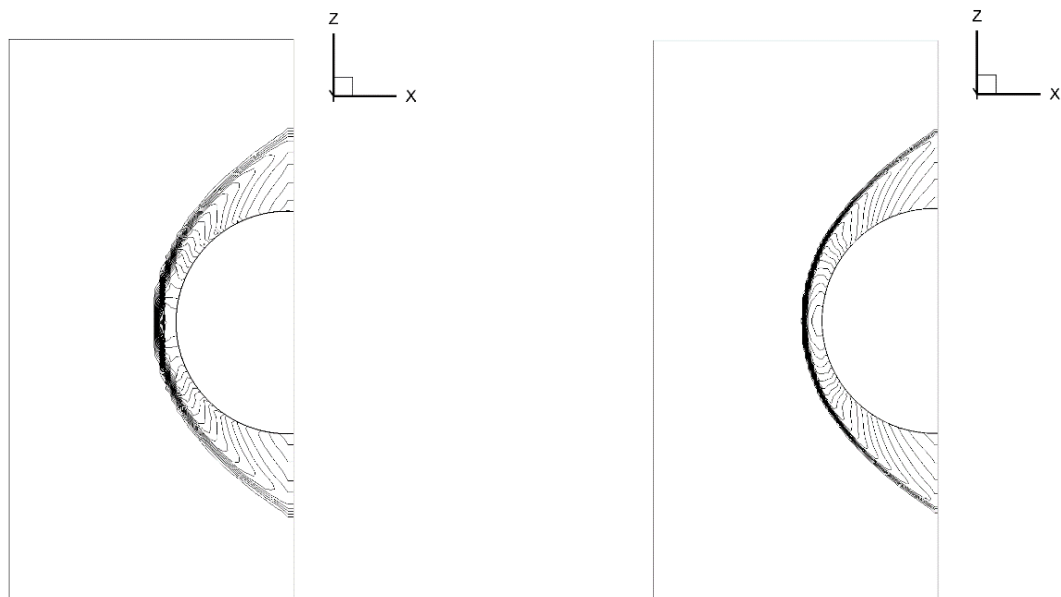


図3-2-2-1 $M_\infty=6.7$ における球周りの等圧力線図(直径40分割(左), 80分割(右))

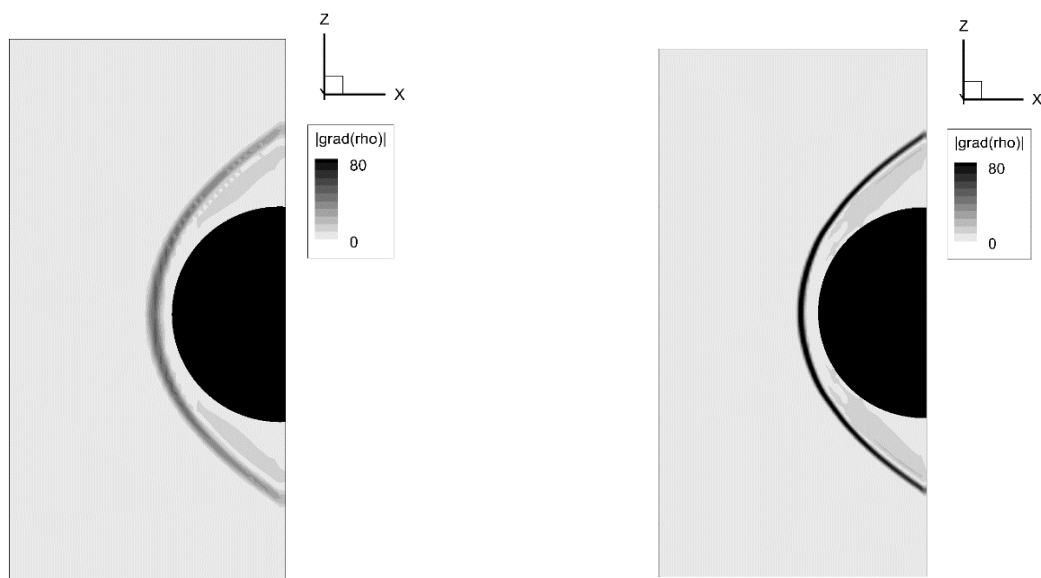


図3-2-2-2 $M_\infty=6.7$ における球周りの密度勾配の絶対値分布図(直径40分割(左), 80分割(右))

(2) マッハ数 $M_\infty=8.1$ の中に置かれた円柱周りの熱流束

構築した手法の検証として一様流マッハ数 $M_\infty=8.1$ の中に置かれた円柱周りの解析を行った。等間隔直交格子を用いて主流方向と主流垂直方向にそれぞれ100、200セル、合計20,000セルを用いて、円柱の直径を80セルで分割した。図3-2-2-3は用いた格子と解析により得られた等圧力線図を示しており、この結果が構造格子によって得られたKitamuraらの先行研究(参考文献3-2-2-1)と良好な一致を示した。同様に図3-2-2-4に円柱表面の無次元圧力分布、図3-2-2-5にREMの式(3-2-1-12)と式(3-2-1-13)により得られた無次元熱流束分布を示した。REMは得られた解に対して後处理的に分布を計算した。両者とも定量的に完全な一致とは言えないまでも、定性的な傾向の一致を確認した。このことから本解析手法の妥当性と有効性を確認した。

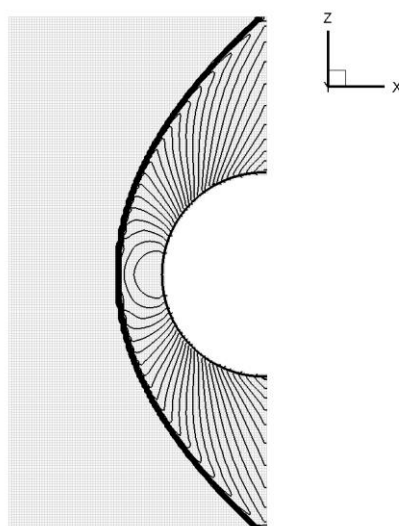


図3-2-2-3 $M_\infty=8.1$ における格子と円柱周りの等圧力線図

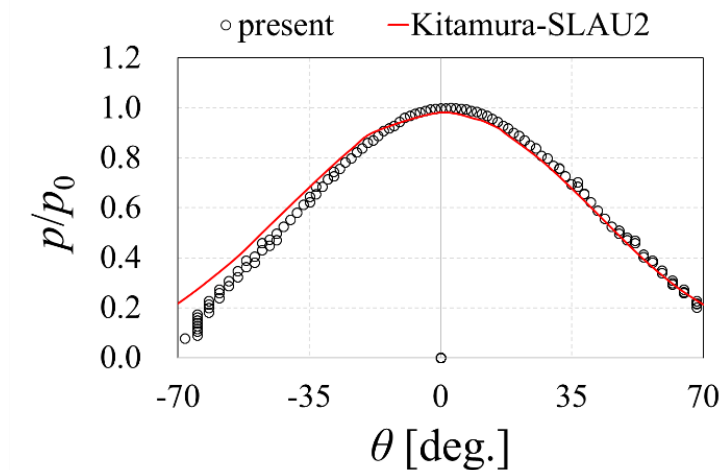


図3-2-2-4 $M_\infty=8.1$ における正規化表面圧力分布の比較

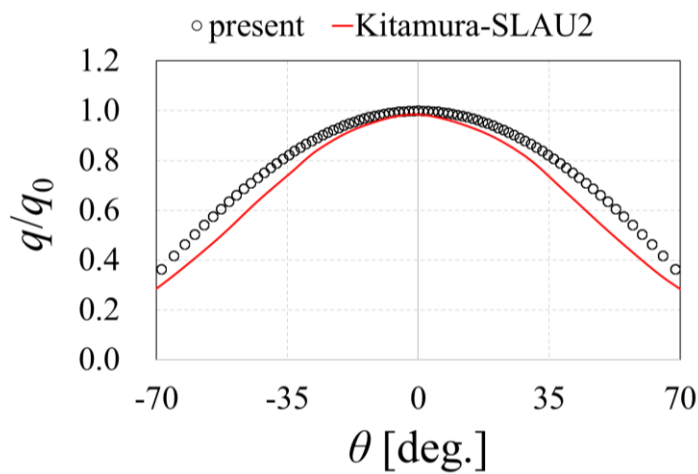


図3-2-2-5 $M_\infty=8.1$ における正規化熱流束の比較

(3) マッハ数 $M_\infty=6.13$ の中に置かれた球周りの熱流束解析

一様流マッハ数 $M_\infty=6.13$ の流れ中の球周りの流れ場を、直径を80セルで分割して三次元CFD解析を行った。一様流の条件は基礎燃焼風洞で実施した表3-2-2-2の通りである。図3-2-2-6、図3-2-2-7に、得られた解に対してREMの式(3-2-1-12)と式(3-2-1-13)を適用することにより得られた正規化熱流束分布と有次元の熱流束分布を、実験値とFay-Riddellの式とLeesの分布式(参考文献3-2-2-2)から求められた値と比較した図を示す。本研究で用いたREMによる予測がFay-RiddellとLeesの予測式よりも実験に近い値を示したが、その差は未だ顕著であった。REMの先行研究でよどみ点をより高精度に求める研究(参考文献3-2-2-3)なども行われていることから、さらに高精度に熱流束を予測する方法などが課題として残った。

表3-2-2-2 基礎燃焼風洞の動作条件

物理量	数値	単位
主流静圧	2788	Pa
主流静温	94.35	K
主流密度	0.1030	kg/m ³
主流流速	1194.0	m/s
主流音速	194.67	m/s
主流マッハ数	6.13	

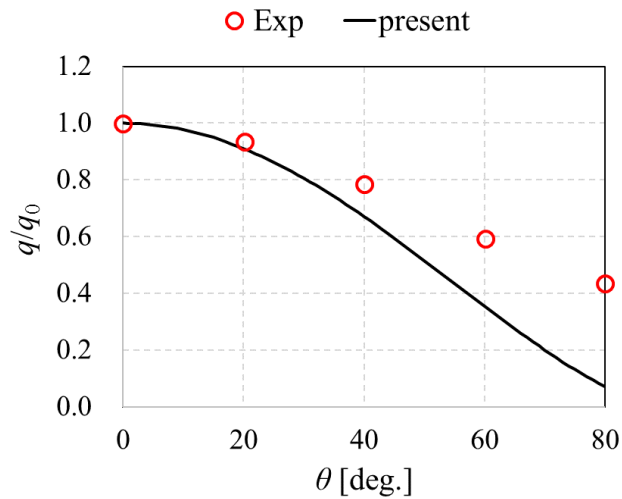


図3-2-2-6 $M_\infty=6.13$ における球表面の正規化熱流束の比較

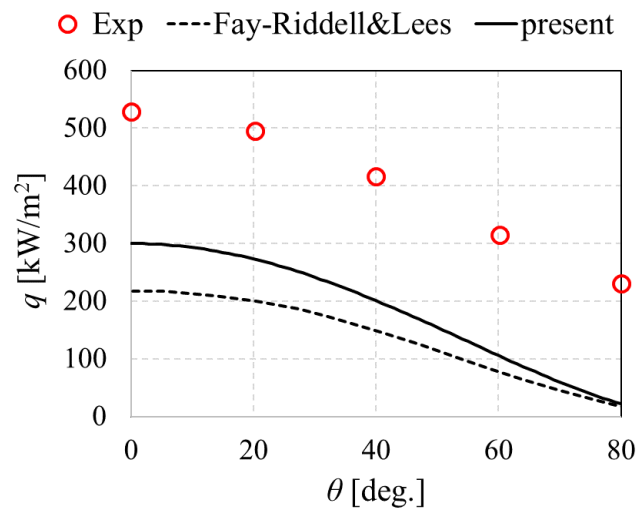


図3-2-2-7 $M_\infty=6.13$ における球表面の熱流束の比較

3.3 飛行試験データを取得する手段の構築

3.3.1 気流の状態を計測する手法の構築

飛行試験供試体の飛行中の気流状態や姿勢角状態(マッハ数、動圧、迎角 α 、横滑り角 β)を推算するためのセンサーとして、Flush Air-Data Sensing (FADS)システムを構築した(参考文献 3-3-1-1、3-3-1-2)。FADS は、通常の航空機で用いられる、ノーズブームに取り付けられるエアデータセンサとは異なり、機体先端部付近を主とした壁面圧力を利用してエアデータと関連付ける方式である。図 3-3-1-1 に記載のように計 11 点の圧力計測点を設けた。

CFD を用いて、想定飛行軌道条件となる飛行マッハ数 4~7、姿勢角 $\pm 5^\circ$ 以下の範囲で各壁面圧力を計算し、その結果を基にして想定される飛行軌道全体に沿った各壁面圧力分布を算出した。その圧力値を基にして、幾つかの壁面圧力値の組み合わせから、エアデータを推定する式を導出した。式(3-3-1-1)はエアデータの中でも動圧を推定するための基本式である。式中の各差圧はセンサー位置及び組み合わせを考慮して決め、また、係数については、基準となる推定動圧分布全域(0 kPa - 100 kPa)に対してベストフィットとなるように探索して決定した。

$$FADS1 = q_{\infty FADS1} = A(P_4 - P_8) + B(P_4 - P_{11}) + C(P_8 - P_{11}) \quad \text{式(3-3-1-1)}$$

$$A = 12.0, B = -1.9, C = -1.5$$

さらに、圧力センサーが故障した場合の冗長系として、式(3-3-1-1)の基本式に加えて 2 本の推定式を導出した。最終的には、式(3-3-1-2)のように、3 本の推定式から動圧を推定する。この表式では、各動圧推定式に用いているいずれかのセンサーが破損した場合には重み付け係数を 0 として冗長計算として対処する。センサーの計測値が正常か否かについては、予め CFD により予測した圧力値を基にして閾値を設け、その範囲を外れた場合は非物理的な値と判断して棄却することとした。

$$q_{\infty \text{ est}} = \frac{w_1 \cdot q_{\infty \text{ FADS1}} + w_2 \cdot q_{\infty \text{ FADS2}} + w_3 \cdot q_{\infty \text{ FADS3}}}{\sum_{i=1}^N w_i}; w_i = 0 \text{ or } 1; i = 1 \sim N; N = 3 \quad \text{式(3-3-1-2)}$$

設計した FADS 推定式を用いて推定した動圧分布と想定軌道の動圧分布との比較を図 3-3-1-2 (a) に示す。推定結果については、基準式については姿勢角が 0° 及び $\pm 5^\circ$ の結果、冗長系の式については姿勢角 0° の結果を比較している。マッハ数範囲は 5.0~7.0 としている。定性的には良く想定軌道を推定できていることが分かる。推定誤差範囲は、動圧 0kPa~100kPa の範囲内で 1.3%以内である。また、圧力センサーに介在する誤差を考慮した場合でも誤差範囲約 4.8%で動圧を推定可能であることが分かった。図 3-3-1-2 (b) には設計した FADS による迎角推定結果を示す。本計算条件では、誤差 0.5° 以内で迎角を推定可能である。冗長系に関しても、意図的にあるセンサー値が非物理値であると仮定したシミュレーションを行った結果、式(3-3-1-2)により動圧を適切に推定できることを確認した。

ここでは、機体先端部付近の壁圧データを参照してエアデータを推定する FADS システムを構築した。同システムでは冗長系についても考慮して設計し、一部の圧力センサーが故障した場合にも対処できる構成とした。誤差解析の結果、同システムによる動圧及び迎角の推定は許容誤差範囲に収まった。よって、同システムにより、飛行試験中にトリガとなる動圧 12 kPa を推定することが可能であると考えられる。

なお、事後解析で軌道や速度を算出するため、飛行試験供試体には慣性計測ユニット(IMU; Inertial Measurement Unit)を搭載し、3 軸加速度及び 3 軸回りの角速度計測を行った。

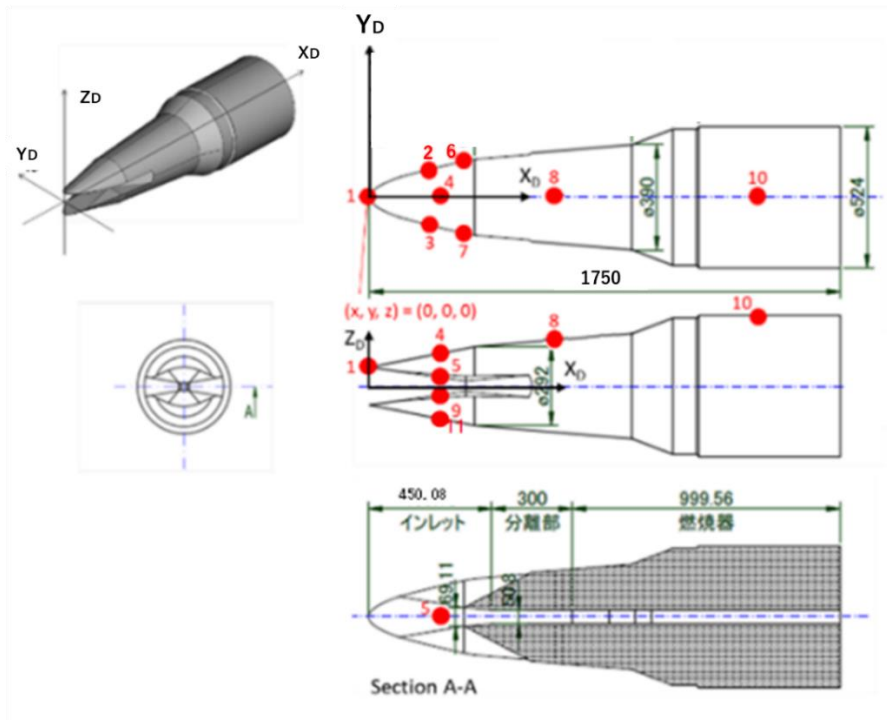
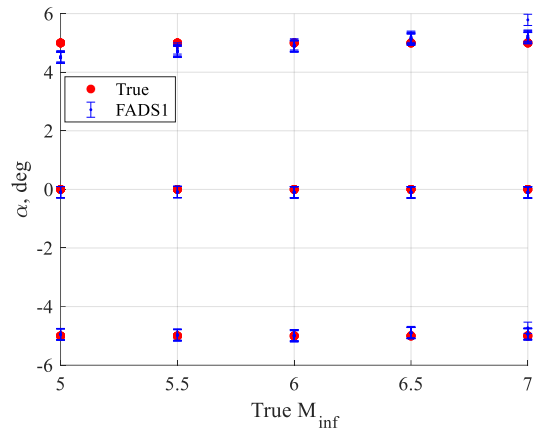
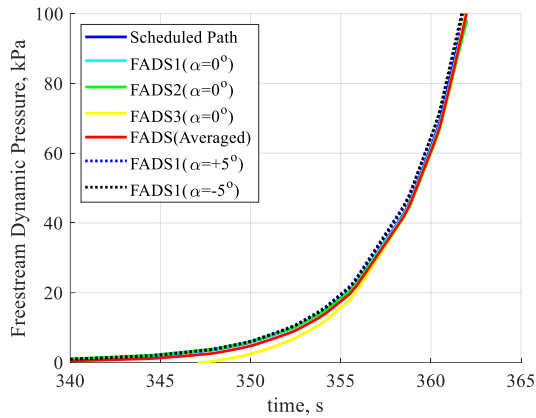


図 3-3-1-1 Air Data System に用いる静圧孔位置



(a) 想定される軌道での動圧と FADS による推定値の比較 (q_∞ range: 0kPa~100kPa)

(b) 想定される迎角とマッハ数について FADS による推定値との比較

図 3-3-1-2 FADS による動圧と迎角の推定 (M5.0 - M7.0; $|\alpha| \leq 5^\circ$)

3.3.2 飛行試験供試体の実現

(1) 飛行試験供試体の全体構成

図 3-3-2-1 に飛行試験供試体の透視図を示す。S-520-RD1 号機で用いた飛行試験供試体は、姿勢制御のためのガスジェットや空力的な補助翼はなく、機体形状自体で空力安定となる形状とした。機体の中ほどに設けたフレア部で発生する衝撃波にて高圧域を作り、姿勢が傾いた際の復元力を得るが、復元力の作用点は機体重心よりも下流側にあることが必須である。このため、内部の機器類はできるだけ先端部側に寄せて配置し、飛行解析から得られた重心の目標値 ($46\% \pm 2\%$) の範囲内に収めた。供試体の中心軸には燃焼器を設けており、嘴状の先端部で空気を圧縮し、空気を吸い込み、燃焼試験を実現する。加えて、既存のノーズコーン(NC)により先端部を保護するため、先端部は NC 内部の包絡域に収まるよう形状が制限されている(参考文献 3-3-2-1)。3.3.3項において述べるように、ロケットの外筒の一部を成す構造であり、打上時に従来の S-520 と同様の空力的形状を維持するため、供試体後部の胴直径は S-520 と同じく 524 mm とした。

① 搭載燃焼器について

図 3-3-2-2 に飛行試験供試体中心軸上に搭載した超音速燃焼器供試体(以下、「燃焼器供試体」)の形状を示す。X 座標の原点は拡大燃焼器入口に置く。燃焼器供試体は、飛行供試体の中心軸上に設置される。上流からインレット、分離部、拡大燃焼器および矩形延長ダクトで構成される。

インレットは、供試体の高さ方向に圧縮を加える外部圧縮部と、幅方向に圧縮を加える内部圧縮部からなる複合圧縮型である。外部圧縮部には側壁がなく、側方への流れを許容することでインレットの始動性を高めている。外部圧縮部の入口と出口の高さはそれぞれ 140 mm と 38.1 mm である。また、圧縮ランプの楔角は 8.12 度である。一方、内部圧縮部の入口と出口の流路幅はそれぞれ 69.11 mm および 50.8 mm、側壁ランプ楔角は 5.1 度である。また、流路高さは、外部圧縮部の出口高さと同じ 38.1 mm で一定である。

分離部は、幅 50.8 mm、高さ 38.1 mm、長さ 300 mm の定断面矩形ダクトである。燃焼器内の圧力上昇により生じた擬似衝撃波などがインレットの内部圧縮部入口まで遡り、空気流を取り入れられなくなる不始動状態への遷移を防ぐために設置される。

拡大燃焼器は、半頂角 1.3 度で流路高さ方向に両拡大する 2 次元ダクトであり、流路幅は 50.8 mm で一定である。上壁および下壁には、キャビティ保炎器(以下、「キャビティ」)と上流側噴射孔および下流側噴射孔が設置される。キャビティは X=138 mm に設置され、開口部長さ 159 mm、深さ 18.2 mm、後端ランプ角 22.7 度である。上流側噴射孔は、キャビティ上流の X=61.5 mm に設置され、燃料噴射に伴い強い気流擾乱が発生しにくい斜め噴射式である。直径 3.4 mm、壁面に対する噴射角 15 度の噴射孔が、幅方向に 25.4 mm 間隔で 2 個ずつ設置される。一方、下流側噴射孔は、キャビティ下流の X=324 mm に設置され、直径 3.6 mm の単孔垂直噴射式である。燃焼器の流路形状に対する設計要求は、同

一形状燃焼器を用いた地上試験と飛行試験において、気流組成の違いにより圧力計測で判別可能な燃焼圧力の違いが得られることである。燃焼器の内部流路形状は、キャビティの深さ、各噴射孔の孔径と数を設計パラメータとして、まず、一次元解析と CFD により設計指針の取得と候補形状の選定を行い、直結式燃焼器試験と全流路形態供試体を用いたセミフリージェット式 RJTF 燃焼試験により評価して決定した。設計検討および評価試験結果の詳細は(参考文献 3-3-2-2~3-3-2-4)を参照されたい。なお、本燃焼器供試体では、製作の簡素化によるコスト削減と製作期間短縮のため、半頂角 1.3 度の拡大燃焼器部は X=624 mm までとし、その下流には加工が容易な定断面矩形延長ダクトを取付けた。

燃焼器供試体の主要部分はインコネル 718 で製作した。また、飛行中、特に高い熱負荷を受ける外部圧縮ランプ先端部および側壁の先端部にはタングステンを使用した。なお、高い熱負荷に晒される時間は 10 秒以内と短いため、壁面の冷却は行っていない。

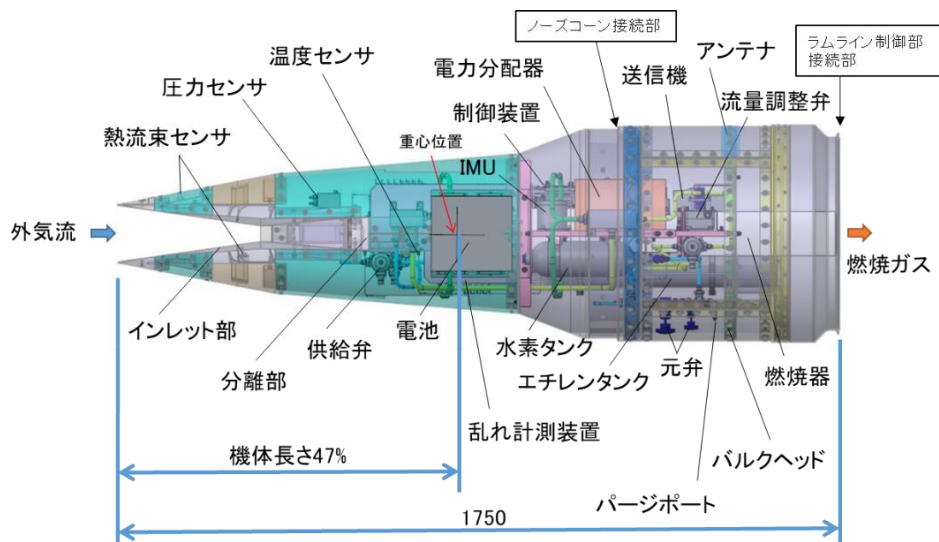


図 3-3-2-1 飛行試験供試体

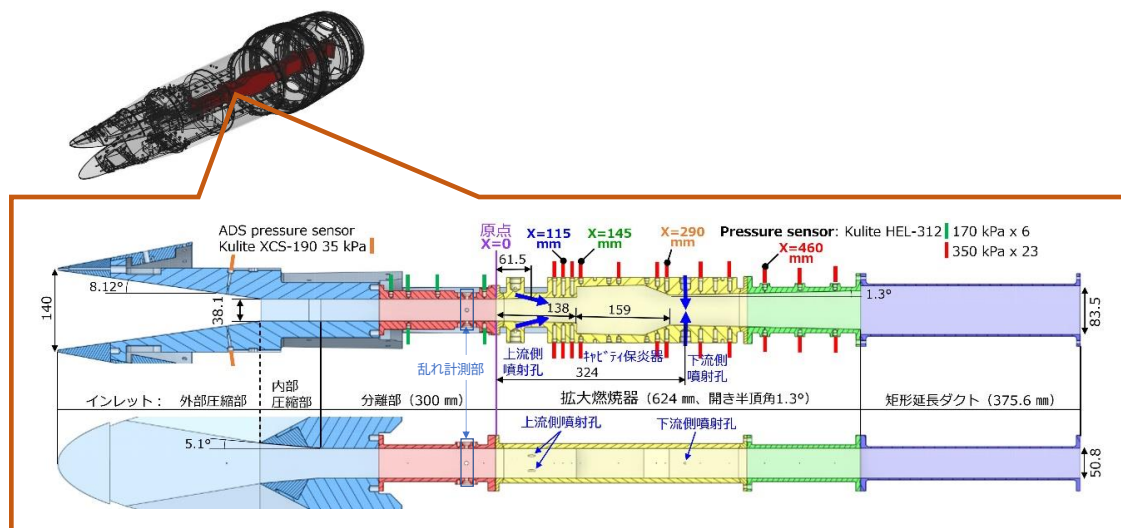


図 3-3-2-2 搭載燃焼器寸法 (寸法は mm 単位)

② 供給系

図 3-3-2-3 に、飛行供試体に搭載した主燃料であるエチレンとパイロット水素の供給系を示す。燃料タンクに充填したエチレン燃料は、主燃料供給弁 FMV の開操作により上流側および下流側噴射孔から燃焼器内に供給される。燃料タンクの容積は 3.40、充填圧力は 3.6 MPa である。燃焼試験中、飛行高度の低下に伴い大気密度が急速に上昇し、燃焼器に流入する空気流量も急速に増加する。一方、燃料タンク容積が限られているため、燃料供給を開始すると燃料タンク圧は急速に低下する。そこで、予め設定した主燃料当量比に相当する流量でエチレン燃料を供給するため、小型軽量の主燃料

流量調整弁 FCV の開度変更によりエチレン燃料流量を制御した。なお、エチレンの凝縮温度は常温に近く、供給系内を流れる際に局所膨張して温度が低下すると、凝縮を起し想定した流量を供給できない懸念があるため、エチレン燃料タンクを保温材入り電気ヒータージャケットで包み、打上げの 10 分前まで 40℃に加熱した。

本飛行試験では、上流側噴射孔と下流側噴射孔からエチレン燃料を同流量で供給する。燃料流量比を同一に保つため、分岐マニホールドと各噴射孔への燃料供給配管との接続位置に、較正試験で流出特性が同等であることを確認した孔径 2.11 mm のオリフィスを装着し、燃料流れをチョークさせることで、各噴射孔に供給される燃料流量をオリフィス位置で確定し、かつ、均等化した。また、分岐マニホールド内の圧力 PFO および温度 TFO を計測し、各オリフィスの流出特性とチョーク流れ関係式を用いてエチレン燃料の質量流量を推算した。

本飛行試験では、反応性の高い水素を噴射して、その自着火で生じるパイロット火炎を用いる方法を適用した。これは、飛行供試体の電力供給量の制約や関連機器の搭載による重量増、高空の低圧条件下での電氣的短絡による点火失敗のリスクにより、電気式点火器の適用が困難と判断したためである。図 3-3-2-3 に示したように、パイロット水素供給系は、水素タンク(容積 1 ℓ、充填圧 3.8 MPa)、水素漏洩防止のため冗長化された水素供給弁 H MV1 および H MV2、および、流量調整用オリフィス(孔径 1 mm)からなる。ブローダウン式供給であり、流量制御を行わないため、パイロット水素の流量は、供給開始後、タンク圧の低下に伴い急激に減少する。また、パイロット水素は上流側噴射孔のみから供給した。

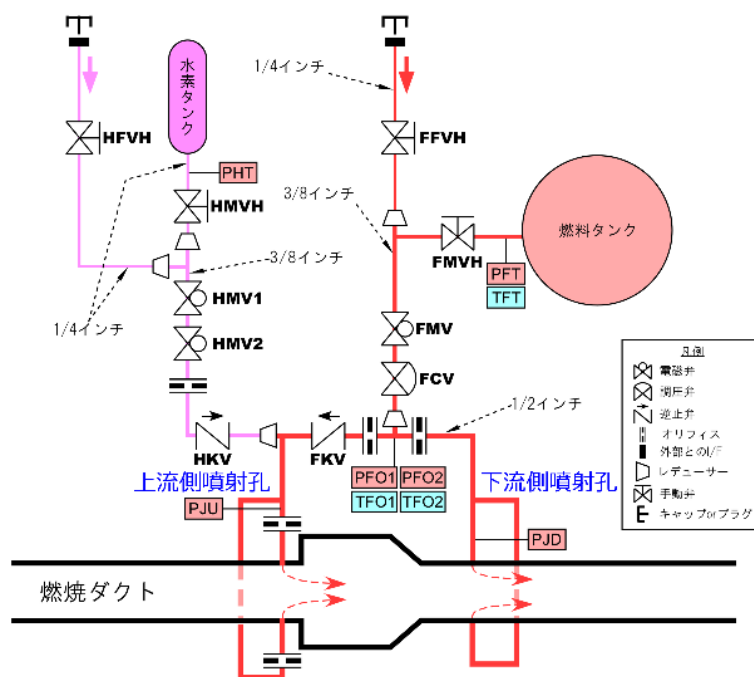


図 3-3-2-3 供給系(図中のインチは配管外径を表す)

③ 計測・制御系

供給系の開閉弁遠隔開閉操作、FCV の開度プロファイル制御、および、飛行供試体内で行われる各種計測データの収録等は、National Instruments 製 CompactRIO により行った。供給系の制御は 1/100 秒毎に記述したシーケンスデータで定義した。供試体の飛行中、CompactRIO は、ADS(Air Data System) (参考文献 3-3-2-5) の計測値から推算した飛行動圧をモニターし、直近 0.5 秒間の動圧平均値が閾値 12 kPa を越えた時点で、供給系シーケンスデータに基づき供給系の制御を開始する。

燃焼器供試体の分離部と拡大燃焼器部には、図 3-3-2-2 に示す位置に、圧力計測用センサー Kulite HEL-312 が合計 29 個取り付けられている。少ないセンサーでより有効なデータを得るため、燃焼器地上試験の結果を基に、燃焼状態の変化が圧力変化として顕著に現れる上流側噴射孔からキャビティ上流端までの間、キャビティ内および下流側噴射孔より下流の拡大部に配置した。また、亜音速

燃焼モードや不始動状態への遷移の監視のため分離部内にも配置した。さらに、主要な計測点については燃焼器流れの対称性を確認するため、上壁と下壁の両方に配置した。CompactRIO は、各データをサンプリング周波数 3.2 kHz で収録し、64 点の平均値を計算して、50 Hz でデータを出し地上基地局に伝送した。なお、燃焼器供試体では、圧力計測の他に、壁温 6 点も計測した。

④ 熱流束センサー

飛行試験供試体のインレット内側と外側に設置した熱流束センサー(それぞれ HFM1、HFM2)により極超音速飛行中の飛行試験データを取得した(図 3-3-2-4 に熱流束センサーの設置位置を示す)。熱流束センサー内部にはシース型 K 熱電対3本が図 3-3-2-5 のように、それぞれ表面から 1.0 mm、6.0 mm、11.0 mm となるように設置されている。熱電対により取得したデータは CompactRIO にて処理され、圧力データ等とまとめて地上に送信した。

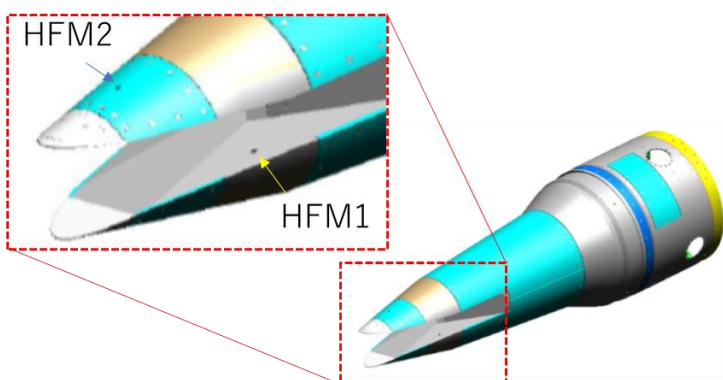


図 3-3-2-4 熱流束センサー取り付け位置

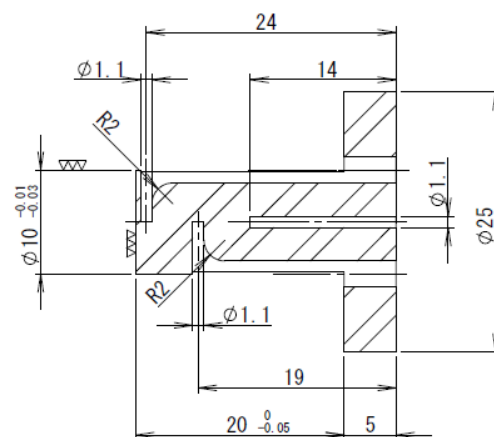


図 3-3-2-5 熱流束センサーの構造

⑤ 乱れ計測装置

図 3-3-2-6 に TMU とこれに接続された光学系ユニットの概要、図 3-3-2-7 に実際に飛行供試体に設置された状況の写真を示す。図 3-3-2-6 の左側の図は、図 3-3-2-2 の乱れ計測部の流れ方向断面を表しており、TMU では、光が計測領域を通過する際、そこに密度勾配が存在すると光が屈折することを利用して、気流中の密度変動を計測する。TMU は LED 光源(ソーラボ M405F1) と光ディテクタ(光電子増倍管 Photomultiplier Tube: PMT、浜松ホトニクス H11901-210)、光強度の時系列アナログ信号を A/D 変換し、変動強度と特徴周期¹に相当する積分時間を計算する TMU ボードより構成され、気密容器内に収められている。LED と PMT はそれぞれ光ファイバーを通じて、計測部に設置されたシャドウグラフ光学系に接続される。光は 2 分岐光ファイバーにより二つにスプリットされ、計測部の上下と左右を貫く平行光となる。またこれに合わせて、気密容器内には 2 台の受光用 PMT が設置されている。

TMU 計測における光強度は 12.5 MHz で A/D 変換(A/D convert: ADC)され、100 ms 区間毎の局所時系列データから積算値(平均値)と二乗積算値(RMS)をオンボードで算出し、テレメータにより随時送信する方式とした。平均値は気流や装置の定性的な変化、RMS 値は光強度の振幅を代表し、密度変動の強度を表す。加えて、TMU 計測では光信号の特徴周期に相当する積分時間を計測した。演算速度と送信量制限があるため、オンボード処理と送信後に地上での処理を組み合わせることで計測した。

¹ 実現象における光強度は必ずしも周期振動をする訳ではないので、あくまで比喩的な表現であることに注意されたい。一般に実現象では、統計的に見るとその信号強度は着目時間から離れると徐々に減衰し、ゼロとなる。本計測ではこの信号強度が統計的にゼロに落ちるまで時間のことを積分時間と称す。

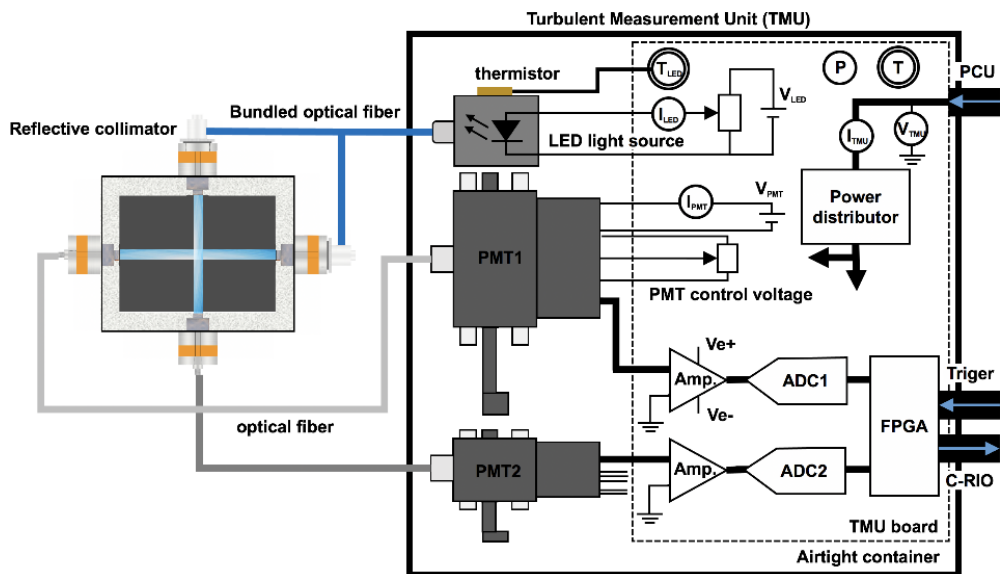


図3-3-2-6 TMUと光学系の概要

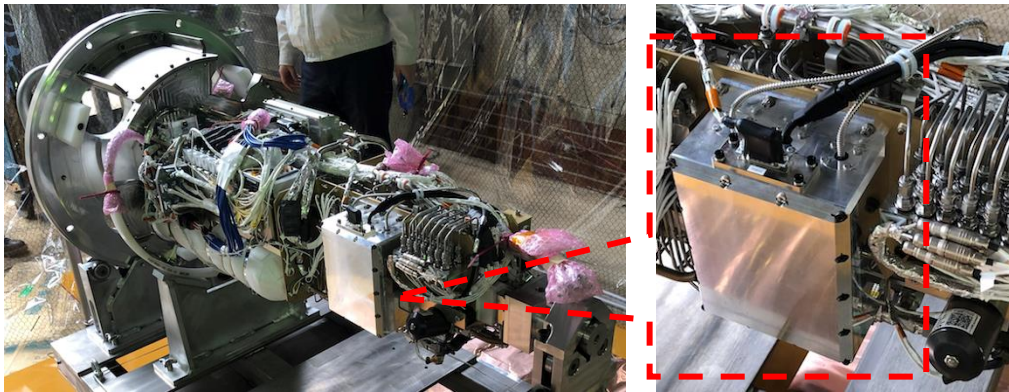


図3-3-2-7 飛行供試体に設置された乱れ計測装置 左:全景、右:TMU気密容器

(2) 飛行試験供試体 主要機能確認試験

前述のように、飛行試験供試体は機体形状により静安定を得る。このため、機体形状決定、軌道解析のため、調布極超音速風洞にて1/8 模型による空力係数取得試験を実施した。この結果を参照し、CFDにより異なるマッハ数についての係数を見積もった。また搭載燃焼器の形状決定、着火・保炎性能についても、最終的にRJTFにて確認を行った。

飛行試験供試体に搭載した機器類は、S-520 で設定する振動・衝撃レベルに合わせた試験を実施し、個々に健全性を確認したのち、搭載品を艀装、連結した状態で機能確認試験を2021年11月より開始した(図 3-3-2-8)。電氣的な機能健全性、燃料流量の検証試験、圧力配管の気密、センサーの較正等を行い、2022年3月までに確認を完了した。また、本供試体はロケットシステムの一部を成す構造であることから、飛行安全上、機体の強度確認が重要である。上昇加速時に想定される軸方向、横方向荷重に相当する力を供試体に負荷した強度試験を実施し、有意な変形、損傷が無いことを確認した(図 3-3-2-9)。

この他、飛行安全の観点、また機体の安定した飛行とラムライン制御上の制約から、動バランス調整試験および慣性能率取得試験を実施した。搭載機器を高密度に配置していることから、熱対策として、打上直前まで低温窒素ガスによる冷却が必要であった。事前の簡易解析結果を基に、実流量を流した冷却試験を実施し、各機器類が仕様上限温度を超えないこともあわせて確認した。

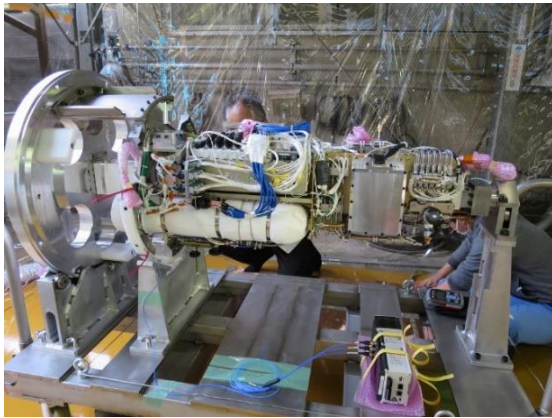


図 3-3-2-8 機能確認試験

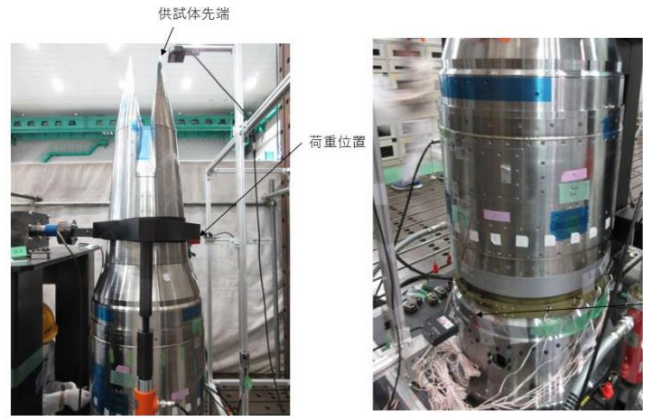


図 3-3-2-9 構造強度試験

(3) 噛み合わせ試験結果および射場での機能確認

飛行試験供試体単体の機能確認後、CI、SJ 部と供試体を接続して全体としての機能確認（噛み合わせ試験）、質量特性取得試験を 2022 年 4 月から 6 月中旬にかけて実施し、その後、飛行試験供試体、ロケットシステムを内之浦宇宙空間観測所 (USC) に移送した。2022 年 6 月 23 日からは、USC にて移動後の飛行試験供試体の機能確認を実施、平行してロケットシステムの組立を進めた。最終的に、2022 年 7 月 22 日に準備状況、天候を確認して飛行試験システムの確認を終了した。

3.3.3 飛行試験システムの構築

(1) 飛行試験システムへの要求

風洞依存性はより高マッハ数（高エンタルピ）で、より多くの加熱が必要となり、水分量が多くなると、顕著となる。そこで RJTF において燃焼加熱が必用となるマッハ 6~8 条件を研究の対象とし、飛行試験でもこのマッハ数領域を飛行することを目指した。また本来極超音速機やそのエンジンの研究開発への応用を目指していることから、機体が飛行すると想定される動圧 25~100 kPa の範囲で飛行試験ができることを目標とした。マッハ数と動圧が定まると、大気圧分布から自ずと高度も決まる。図 3-3-3-1 は今回の飛行試験で想定した、高度・マッハ数領域（破線枠内）を示したものである。この領域内で試験ができれば、気流総圧、総温を調整することで、同等条件の風洞試験が実施でき、飛行試験と風洞試験結果の直接比較が可能となる。なお、図 3-3-3-1 に示す通り、結果的に、飛行試験供試体（図中に RD1 flight data として示した線）はこの領域を通過することが出来た。

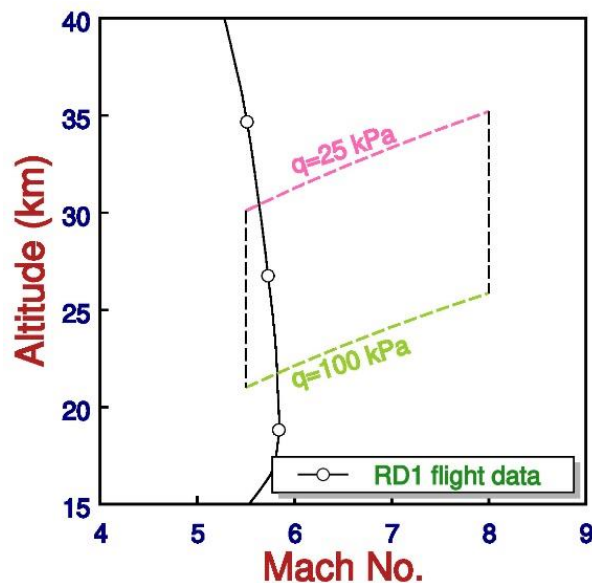


図 3-3-3-1 飛行試験領域

(2) 飛行試験システムの構成と諸元

(1) に述べた飛行条件を短期かつ限られたリソースで実現するために、本研究では、JAXA で運用している観測ロケット S-520 をベースとした飛行試験システムを構築することとした(参考文献 3-3-3-1)。飛行試験システムに搭載した飛行試験供試体を弾道軌道に乗せ、安全面も考慮して、降下中に試験を行った。本飛行試験システムを以下 S-520-RD1 号機(S-520 Research & Development 1)と称する。S-520-RD1 号機は、既存の技術を最大限活用し、既存のロケットモータの上部に、本試験特有の課題である、「飛行試験供試体先端部を海面方向に姿勢制御する」ためのラムライン制御装置(SJ 部)を乗せ、さらにその上部に飛行試験供試体を重ねて構成されている(図 3-3-3-2)。また飛行試験供試体の先端部は既存のノーズコーンを使って保護しており、飛行試験供試体がロケットシステムの一部を成す、独特な構造としている。打上後、モータが燃焼を完了した時点でモータを切り離し、SJ 部とロケットアビオニクス搭載部(CI 部)、また飛行供試体が一体となって飛行する。この間、飛行試験供試体の先端が海面を向くように姿勢制御を行い、気流条件が所定の状態に至ったところで、飛行試験供試体を切り離し、以後単独で降下する。

ラムライン制御装置(参考文献 3-3-3-2)は、スピン安定のロケットにおいて、間欠的に特定の位相で半径方向に窒素ガスを噴射し、ピッチ角を変更する装置である。ピッチ変更に伴い、ニューテーション運動が大きくなるが、本装置はピッチ変更後、周方向にガスを吹くことで、ニューテーション角を低減させる。これまで運用されてきたラムライン制御装置は、搭載衛星を所定の姿勢で切り離すために使われた。今回は供試体を海面に向くように大きく転向させるため、衛星姿勢制御の約 2 倍のガスを必要とした。このため、既存品をベースとしつつも、ガスタンクを一基増設し、制御アルゴリズムについても修正、検証(後述のモーションテーブル試験)を行った。

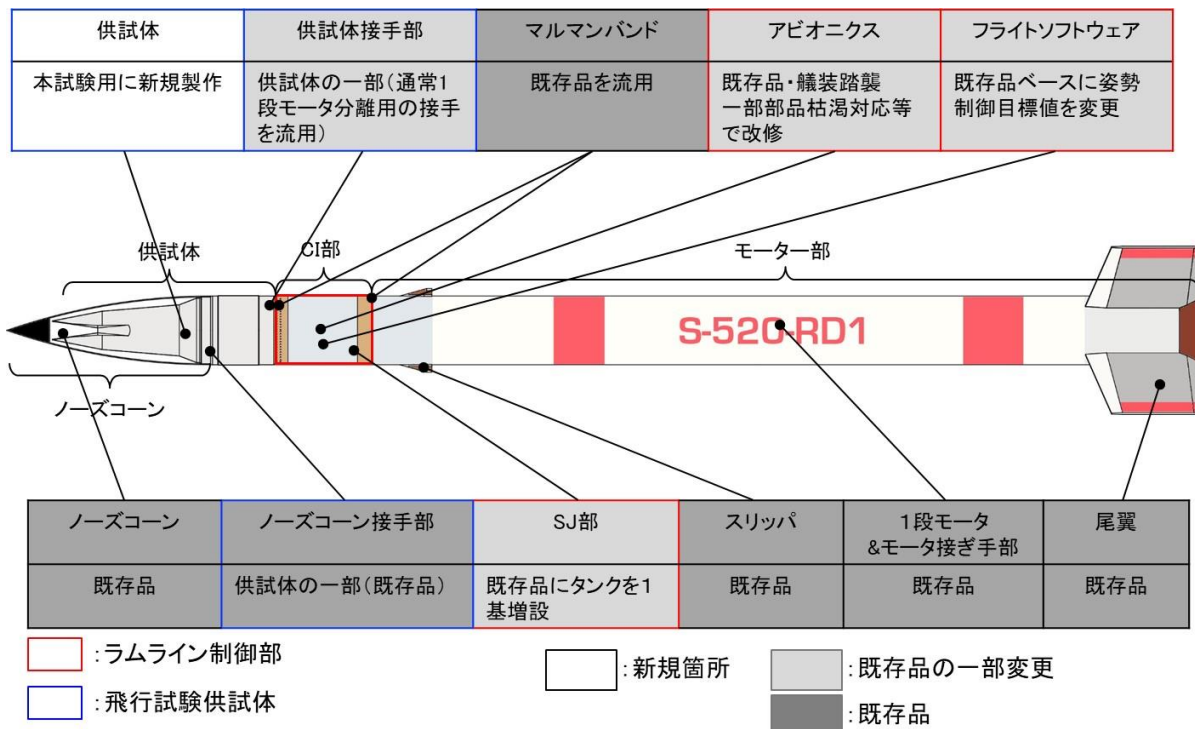


図 3-3-3-2 S-520-RD1 号機の構成

最終的な機体の緒言を表 3-3-3-1 にまとめる。通常の観測ロケット S-520 に比し、全長は変わり無いが、全備質量は大きい。ただし、S-520 のモータをそのまま用いて二段化した SS-520 とは同じ程度であり、実績の範囲と判断した。姿勢制御の際には飛行試験供試体と CI、SJ 部が一体(表中③の形態)となって先端を下げる運動を行う。その際発生するニューテーション運動を小さくする制御も行うが、その制御収束性を確保するためには、飛行体の慣性能率比を所定の値以上とする必要がある。S-520-RD1 号機では、慣性能率比向上のため、ダミーウェイト約 140 kg を搭載して調整し目標値を超える事ができた。

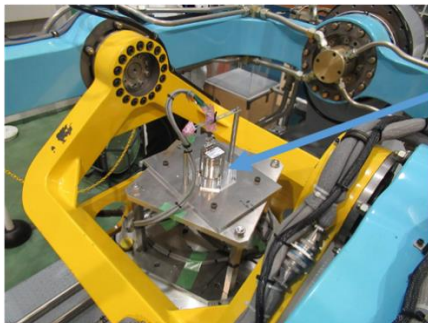
表 3-3-3-1 S-520-RD1 号機 諸元

形態	質量 (kg)	全長 (m)	重心 (%)	慣性能率 (kg・m ²)	
				Ixx	Iyy
①全機	2614.6	9.120	54.6	114.74	14437.3
②NC分離時	992.4	8.772	37.4	54.3	7303.1
③供試体とCI・SJ部	579.4	2.666	51.8	20.94	275.03
④供試体	299.2	1.751	47.2	7.33	68.74

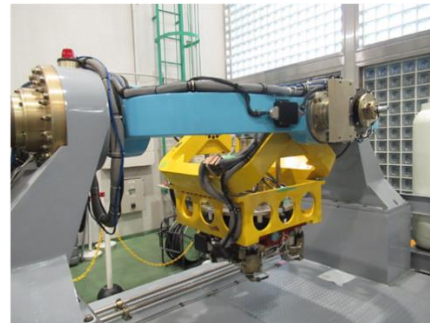
(3) 飛行試験システム実現のための主要機能確認試験について

S-520-RD1 号機では、ラムラインを用いた姿勢制御を実施するため、姿勢制御装置の機能確認が重要である。そのため、モーションテーブルを用いて、姿勢を感知する IMU に疑似的に傾きを与え、IMU とアピオニクスを結んで制御量を算定し、算定値に基づきモーションテーブルの傾きを制御するループ試験(モーションテーブル試験)を実施した(図 3-3-3-3)。飛行試験供試体はラムライン装置で姿勢変更後に単独で飛行するが、試験領域を通過する際に、できるだけ小さな迎角となるように、単独飛行開始時の姿勢を設定する必要がある。モーションテーブル試験における姿勢制御量は、単独飛行時の軌道を想定しつつ、設定し、機能の確認を行い、目標誤差(5 度)以内に収まる見通しを得た。

また、飛行試験供試体に、ノーズコーン(NC)を直接接続した構成のため、NC が供試体との分離時に衝突することが避けられない。同様の課題は過去の衛星分離時においても起こったが、その際は緩衝材を追加することで回避した。本試験では緩衝材を付加する空間的余裕がなく、また緩衝材が供試体に残ると、飛行状態に影響することから、衝突しても問題無いことを試験にて確認することとした。ただし、万が一に備え、実際の供試体ではなく、供試体の外形状を模した模型に NC を繋ぎ試験を行った。S-520 はスピン安定の機体であり、分離時には NC が回転しながら衝突する。事前の解析にて、衝突位置を予測の上、模型内部に加速度計を配置し、想定されるスピンレートの最大、最小値(1.9 Hz / 1.4 Hz)にて回転させながら分離試験を実施した(図 3-3-3-4)。試験後の表面の観察ではキズ、凹みは無く、また加速度計から得られた衝撃振動は、供試体分離時に想定される振動レベル未満であることから、機器への影響は無いものと判断した。



モーションテーブルに IMUを取付けた状態



モーションテーブル (M/T)

図 3-3-3-3 モーションテーブル試験



図 3-3-3-4 NC 分離試験

3. 4 評価用データの取得及び予測ツールの評価

3. 4. 1 飛行試験の実施

(1) 飛行試験結果

飛行試験供試体は S-520-RD1 号機(図 3-4-1-1)により、USC から 2022 年 7 月 24 日、朝 5 時 0 分 0 秒に打ち上げられた。レーダ観測の結果などから 412 秒後に、太平洋の当初設定の着水予定域に落下したことを確認した。当日は概ね 0 時より打上準備を開始し、予定通りに進行し、打ち上げに至った(図 3-4-1-2)。S-520-RD1 では、飛行試験供試体、CI 部ともに熱的な制約が厳しいこともあり、最も気温の下がる日の出前の時間帯を選択しての打ち上げとした。

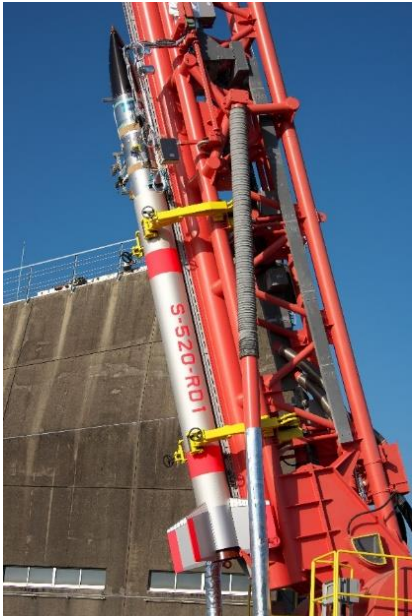


図 3-4-1-1 S-520-RD1 号機



図 3-4-1-2 打上の様子

① 当日の気象条件

ロケットは上昇中に風の影響で姿勢の変化、経路の変化が起こり、到達高度また飛行速度が変化する。特に本試験では、飛行試験供試体をラムライン制御により姿勢を変更し、先端を海面側に向け、最終的に試験を行う領域で迎角を 5 度以内に抑える事を目標としている。このため、当日の気象条件を考慮して、姿勢制御量を決定する必要がある。

本試験では、各高度における風条件を打上前にバルーン観測により調べ、この値を基にシミュレーションを行って姿勢制御量を設定している。

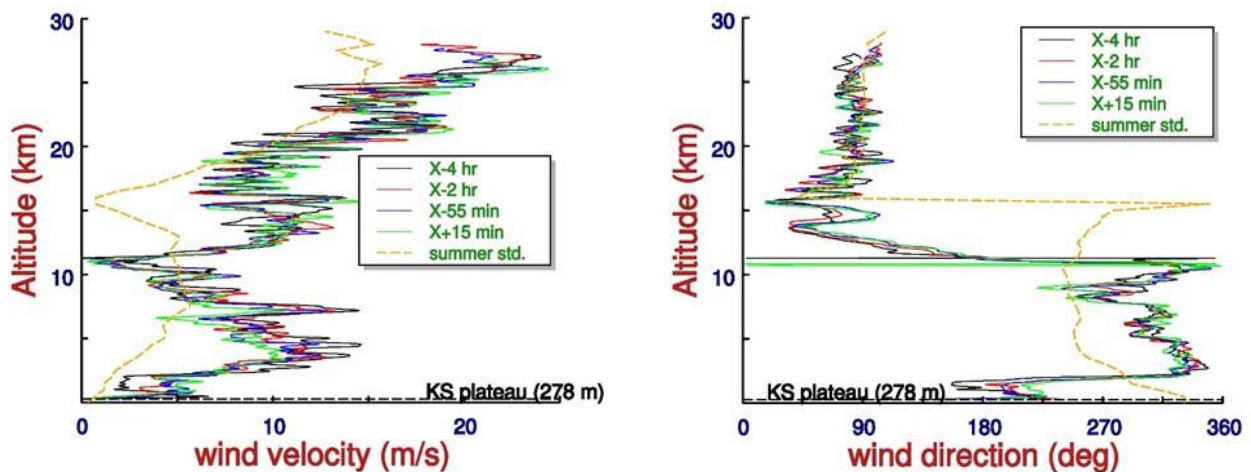


図 3-4-1-3 高度と風向・風速(左:風速、右:風向)

図 3-4-1-3 に当日の風向と風速を示す。バルーン観測は打上前 4 時間、2 時間、55 分前に実施し、影響が大きく出る高度 30 km 付近まで観測を行った。制御量は 55 分前の観測データに基づき決定している。なお、打上後 15 分でもう一度バルーンを上げ、直近の風データもあわせて取得した。気象が安定していたこともあり、4 時間前から 15 分までの間、大きな変化は見られなかった。地表付近は 0.7 m/s と微風であり、高度 10 km あたりまでは西風が卓越していた。5 km 付近では 10~15 m/s と若干強めの風が吹いていた。10 km を超えたあたりで偏西風帯に起因して、風の方向が大きく変わり、東風が卓越した状況となった。30 km あたりまで、徐々に風速が大きくなっている。内之浦における過去のバルーン観測から求めた平均的な風(図中の破線)と比較すると、風向はほぼ平均的であったが、風速がやや高めであった。

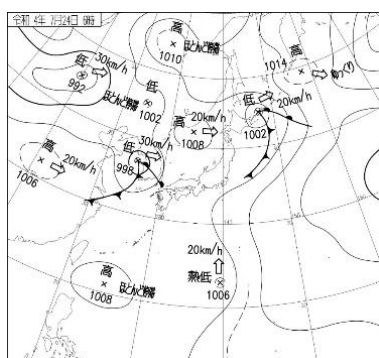


図 3-4-1-4 天気図

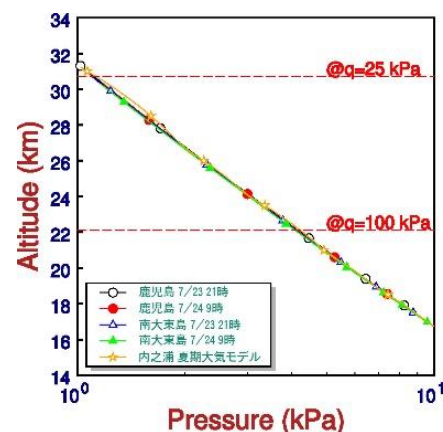
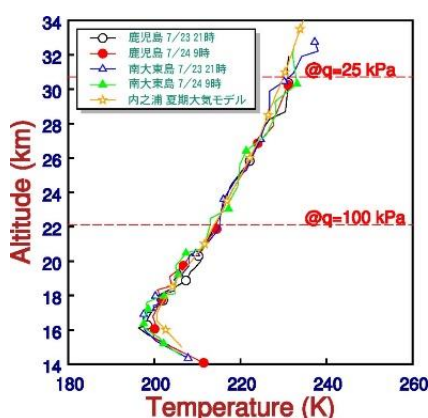


図 3-4-1-5 高層大気の気温(左)気圧(右)分布

打上時の天候は晴れ(薄い雲がかかる程度)、気温 23.5 度、気圧は 100.3 kPa であった。視界は良好であり、打上後の飛行は、長時間にわたり視認可能であった。気象庁のデータに基づく気圧配置を図 3-4-1-4 に示す。ロケット、供試体が飛行した領域では地上気圧はほぼ一定(100.2~100.6 kPa)であり、これは、JAXA で用いている USC の夏期標準の大気データ(以下 USCS データ、地上気圧 100.9 kPa)と、ほぼ等しい。高度方向の大気データについて、USCS データと、気象庁が公開している鹿児島および南大東島のデータを比較した様子を図 3-4-1-5 に示す。落下地点付近の分布を直接得ることはできなかったが、近辺の気温、気圧データは USCS データとほぼ一致している。気圧分布の一様性から、落下地点も含めて、USCS データを軌道解析に用いることは妥当と判断できる。実際、試験を行う高度における温度の差異から予測されるマッハ数誤差は 1%未満、気圧の誤差は 5%未満である。

② 打上条件、軌道

質量特性が最終的に確定した後、マッハ 5.5 以上の速度を確保するため、ノミナルの射角を 77 度を設定した。また打上の方位は、当初から南東(135 度)として、落下域を設定していた。前述のバルーン観測により、特に軌道への影響を受けやすい 10 km までの低高度で西風が支配的であることから、打上角度と方位を当初の想定速度と落下域に合うよう、風条件を考慮し飛行解析を行い、打上角度を 79 度、打上方向は若干東よりの 125 度とした。打ち上げ時の条件を表 3-4-1-1 にまとめる。

表 3-4-1-1 打上条件まとめ

項目	実績値
打上時刻	2022年7月24日05:00 (JST)
射角	79° (ノミナル77°)
方位角	125° (ノミナル135°)
天候	晴れ(薄い雲あり)
気温	23.5°C
風	地表は0.7 m/s 低層は西、高層は東風

③ レーダ観測に基づく軌道

図 3-4-1-6 にレーダを用いた飛行軌道を示す。レーダは飛行試験供試体と CI 部・ラムライン部が一体となって飛行している状態まで追尾した。この二つが分離(打上後、235 秒で分離)した後は、二つの物体が近い距離で平行して落下することとなるため、飛行試験供試体の軌道を特定できなくなる。このため、分離後は、JAXA 観測ロケットの軌道解析で用いているソフトウェアに、飛行試験供試体の質量特性、空力特性値を与えて落下軌道を推定した。以下レーダに基づく降下時のデータは、レーダをベースとした飛行解析値を指す。なお、落下速度は最大 1500 m/s 以上であり、風の影響は無視できる。

レーダ観測から、打上 206 秒後に最大高度 167.6 km に到達したと見積もられる。打上後、低高度域で西寄りの風の影響を受けたため、やや経路角が大きくなり、当初想定していた 162 km よりも若干到達高度が高くなる結果であった。飛行試験供試体と CI 部ラムライン部の分離は、やや下った位置となる。その後、飛行試験供試体は落下しつつ加速し、412 秒後に、射点より 243 km 東南方向の太平洋上に着水したものと推定される。着水推定地点を図 3-4-1-7 に示す。上昇経路角が高めであったこともあり、当初設定の着水円(半径 90 km)の中心からやや北東寄りでも想定よりも陸地に近い場所へ着水したが、想定円内に収まり、安全に試験を完了することができた。

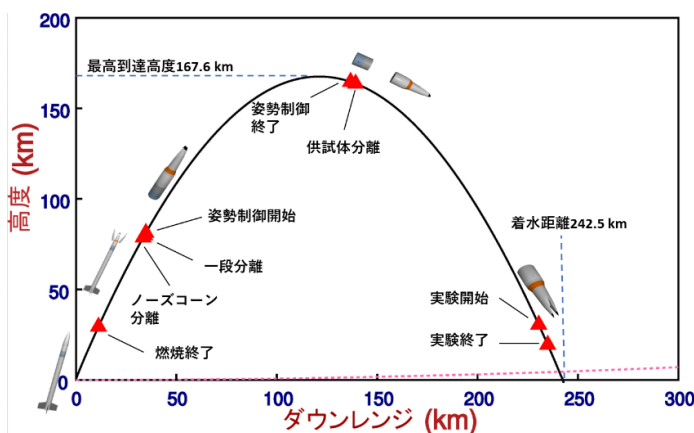


図 3-4-1-6 レーダによる飛行軌道

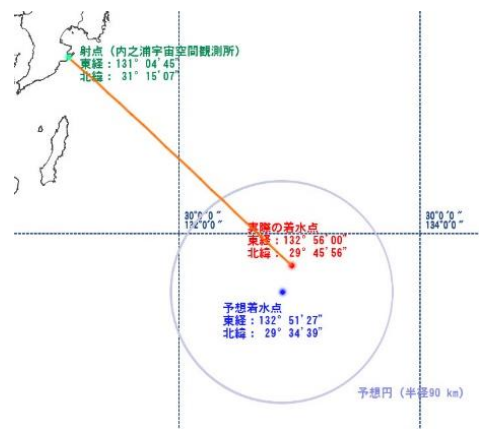


図 3-4-1-7 着水点

④ 飛行試験供試体に搭載した IMU に基づく軌道

本試験では、ロケット CI 部と飛行試験供試体それぞれに IMU(SYSTRON DONNER INERTIAL SDI500)を搭載した。前者は主にラムラインによる姿勢制御のため、また後者は特に燃焼試験時の飛行試験供試体姿勢と速度を確認するためのものである。飛行試験供試体に搭載した IMU については、打ち上げ直後にデータ欠損が起こったが、レーダによる追尾と CI 部 IMU データとの比較から、欠損部を補うことで、飛行軌道を計算することができた。図 3-4-1-8 にレーダ軌道との比較を示す。両者はよく一致しており、頂点高度で 50 m、降下時の高度 30 km 到達時間にして、0.3 秒の違いであった。

IMU は飛行試験供試体に搭載され直接飛行データを得ていることから本飛行試験では基本的に IMU によって得られたデータを基準として解析を進めることとした。

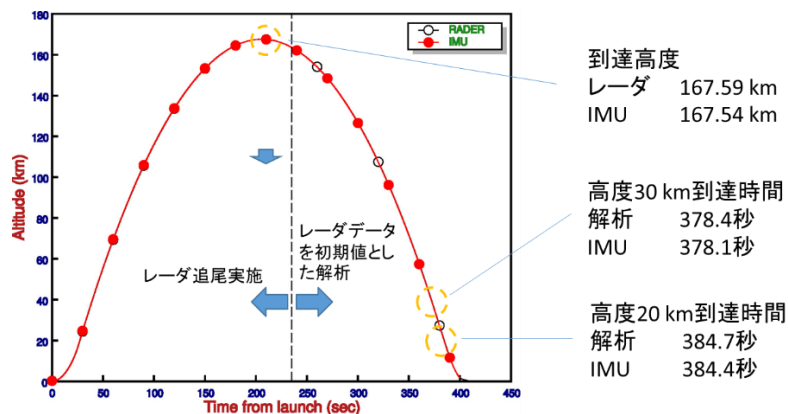


図 3-4-1-8 レーダ軌道と IMU 軌道の比較

⑤ 飛行中の主要イベント

打上後は、事前に設定した SOE(Sequence of Events)に沿って、制御が行われた。図 3-4-1-9 に主要イベントを示す。打上後約 30 秒でモータの燃焼が終了した後、約 70 秒後にモータ分離、NC 分離を行い、ラムライン制御を開始した。ラムライン制御は当日の軌道条件により姿勢制御量が変わる。当初 100 秒程度を予定していたが、結果としては 60 秒で完了した。続くニューテーション低減のための制御 (Active Nutation Control : 以下 ANC) も当初予定の 60 秒よりも非常に短い 4 秒で完了している。飛行試験供試体は、頂点高度を過ぎた 235 秒で CI、SJ 部から分離、降下を続けた後、搭載したエアデータシステム(Air Data System : 以下 ADS)が動圧 12 kPa と感知した 374.6 秒(計画値 370.3 秒)から試験シーケンスを開始した。約 400 秒後には、飛行試験供試体の高度が下がり、電波可視域を外れた。この時の高度は約 2 km、マッハ数は約 2 であったと推定される。

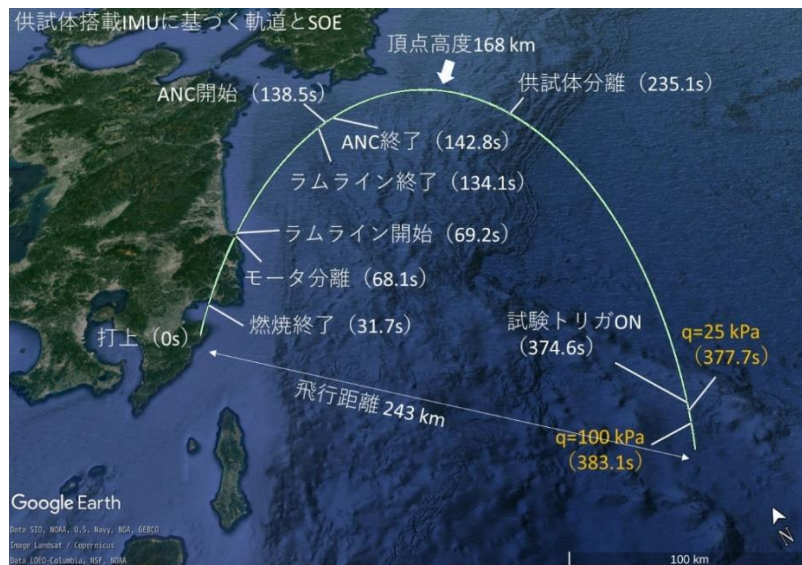


図 3-4-1-9 軌道と主要な SOE

⑥ 姿勢制御と試験中の姿勢

S-520 は尾翼にカント角をつけ、スピンを与えることで飛行を安定させる。スピンレートのノミナル値は 1.6 Hz であるが、S-520-RD1 号機は計測の結果 1.7 Hz(図 3-4-1-10)であった。スピン安定にある飛行体の姿勢を制御するためには、デスピナーでスピンを停止し、その後サイドジェットを噴射するか、スピニング中に特定の位相で間欠的にガスを吹く方法(ラムライン制御)がある。本試験では、比較的近年実施された SS-520 におけるラムライン制御の知見を活用することで飛行試験システムの早期実現を図った。



図 3-4-1-10 スピンレート(図中下段)

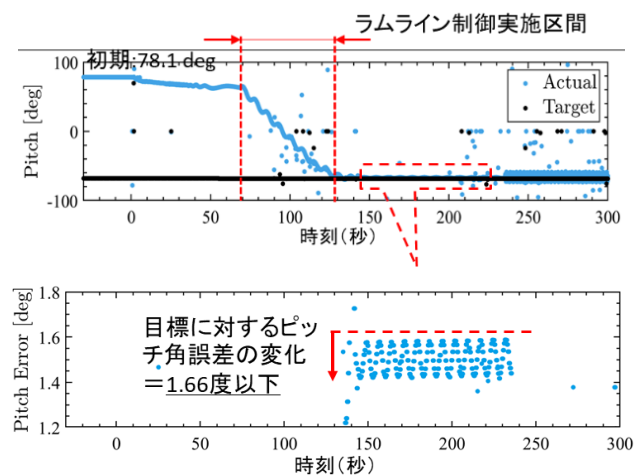


図 3-4-1-11 ピッチ角の変化

S-520-RD1 号機におけるピッチ方向姿勢制御量は、打上射角、風向・風速、また飛行試験供試体が試験領域を通過する際の迎角制限(5度以内)により決定した。切り離し後の飛行試験供試体の軌道を解析により求め、試験領域通過時に迎角がゼロに近づくよう、切り離し時の姿勢角(θ_1)を設定する。一方、打上射角と風の影響(バルーン観測結果に基づく)から、ラムライン制御開始時のS-520-RD1号機の姿勢角(θ_0)を推定する。両者の姿勢角差($\theta_0 - \theta_1$)が制御量となる。種々に飛行条件を変えた解析結果から、迎角最小となる θ_{1min} に対し、迎角が最大許容値(5度)となる θ_{1err} は、

$$\theta_{1err} = \theta_{1min} \pm 7.5$$

となることが判っている。7.5度を姿勢変更の際しての総合的な誤差と考え、姿勢変更時に発生しうる以下のような誤差等に割り振って、制御許容値とした。

- ・ラムライン制御の角度誤差(5度)
- ・ANC後の残留ニューテーション(2度)
- ・飛行試験供試体とCI、SJ部が周方向に不均一に分離する誤差(0.5度)

データから、回頭開始時のピッチ角は78.1度であり、事前に定めた目標値は-66.4度であった。打上時の条件により、ラムライン制御量は変化するため、ある程度余裕のある制御時間として100秒と設定したが、結果的には、約60秒で制御が完了した(図3-4-1-11)。また、制御の角度誤差は1.66度であった。ラムライン制御後、姿勢変更に伴って発生するニューテーションを抑えるため、機体の周方向にガスを間欠的に吹くANCを実施した。この縮減の量も、その日の打上条件(ラムライン回頭量)に依存する。ANCはラムライン制御終了直後より開始し、想定した約60秒に対し、わずか4秒で終了、終了時の残留ニューテーション角は0.63度を達成している(図3-4-1-12)。ラムライン誤差量と合わせても約2.3度の誤差となり、目標値(7度)を十分下回る結果であり、飛行試験領域通過時の迎角の低減に貢献した。

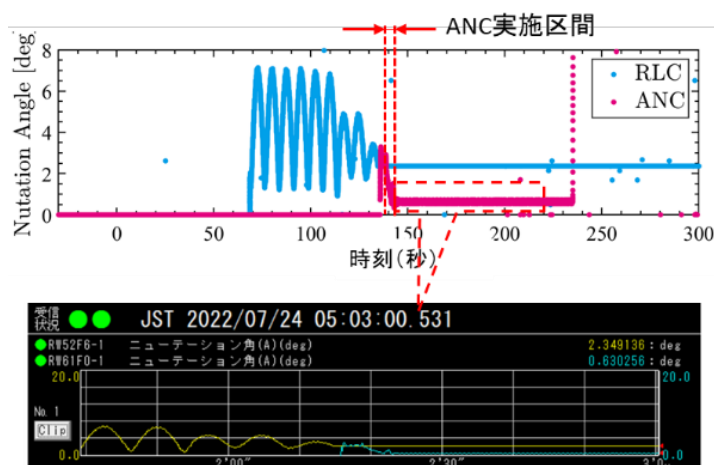


図 3-4-1-12 ニューテーション制御

⑦ IMUとADSによる試験条件の推定

飛行試験供試体が試験を行う領域に差し掛かると、大気圧と機体速度の増加により、供試体に設けたADSの各センサーが圧力を検知した。今回用いたADS用の圧力センサーはKulite®社XCS-190(レンジ5PSI=34.5kPa)である。圧力履歴を検討した結果、もっとも高圧となる供試体先端に配置したセンサー(ADS1)で高度約95km(330秒)付近から圧力の上昇を感知しはじめ、その後降下を続けると、さらに圧力が増加した。ADS1は試験領域ではセンサー容量を超えていたが、残るセンサーについては燃焼試験中も34.5kPa以下の値となった(図3-4-1-13)。なお、ADS1は動圧検知には使用しないセンサーであるため、容量をオーバーしてもデータ処理には特に支障とはならない。

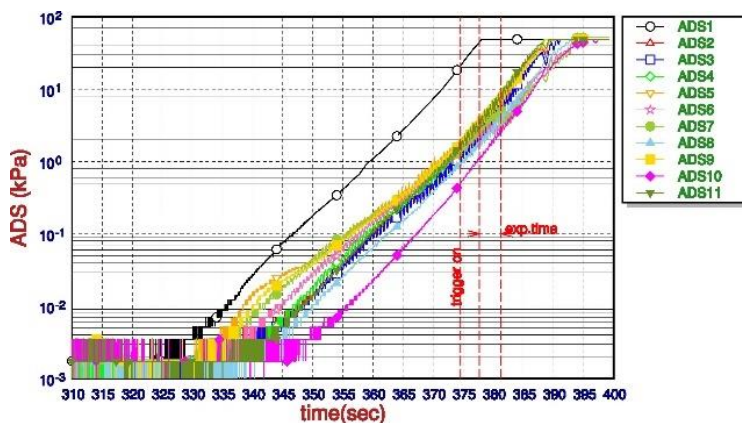


図 3-4-1-13 ADS センサー出力時間履歴

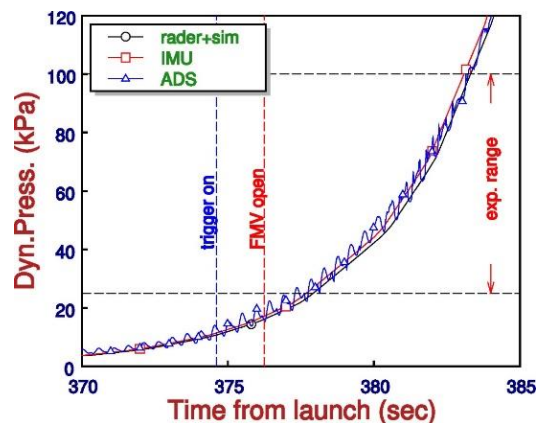


図 3-4-1-14 動圧時間履歴

ADS 各センサーから得られた圧力データを事前に検証したデータ処理方法に基づき、計測制御装置(NI社 CompactRIO)にてリアルタイムに飛行動圧へと換算した。図 3-4-1-14 に ADS から算出した動圧、IMU データより得られた動圧、またレーダ軌道に基づく動圧を比較する。IMU、レーダでは速度を直接算出できるが、動圧に変換するために、前述のように USCS 大気圧分布を用いた。飛行試験供試体は 2 度程度の迎角をもってスピン/ニューテーション運動をしていたため(⑧項に後述)、各圧力データは振動しており、この値を用いて算出した動圧もまた振動する。一方、IMU から得た飛行試験供試体の動圧は単調な増加を示しており、飛行動圧が周期的に変化することは無いものと推定できる。回転する飛翔体で圧力ベースの ADS による動圧検知を行う場合には圧力振動を考慮した推定方法が必要であることがわかった。ADS による動圧の平均的な傾向は IMU による動圧とよく一致していた。今回の試験では、ADS により算定した動圧が 12 kPa となった時点(図中の”trigger on”に相当)から試験シーケンスを開始しているが、結果的に概ね想定したタイミングで試験が開始できた。

一方、ADS によるマッハ数は、圧力振動の影響を強く受けており、回転による各ポートの時間遅れも影響して、正しいマッハ数の算出ができていない。図 3-4-1-15 に、振動を取り除くため、0.4 Hz でローパスフィルタ(LPF)をかけたマッハ数と、IMU から得られたマッハ数、レーダに基づくマッハ数を比較する。ADS はローパスフィルタをかけても振動を取り切れず、動圧同様、回転する機体への応用に課題が残った。

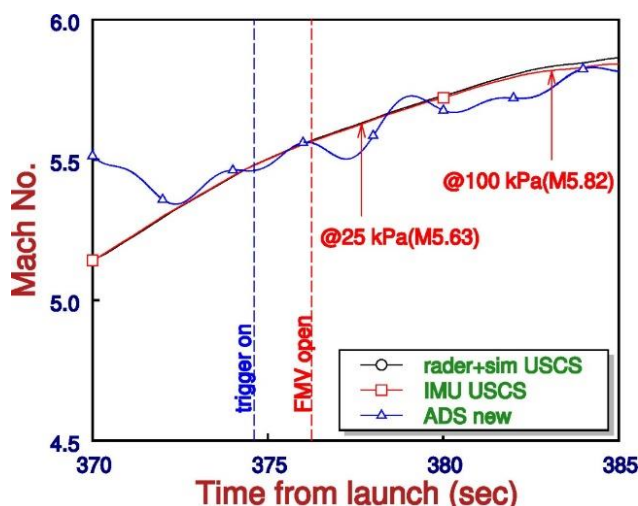


図 3-4-1-15 飛行マッハ数の推定

⑧ 試験時の迎角の推定

前述の通り、飛行試験供試体は、試験中に 1.7 Hz でスピンしていると共に、ニューテーション運動も行っている。このため、供試体は迎角をもって飛行したものと推定できる。

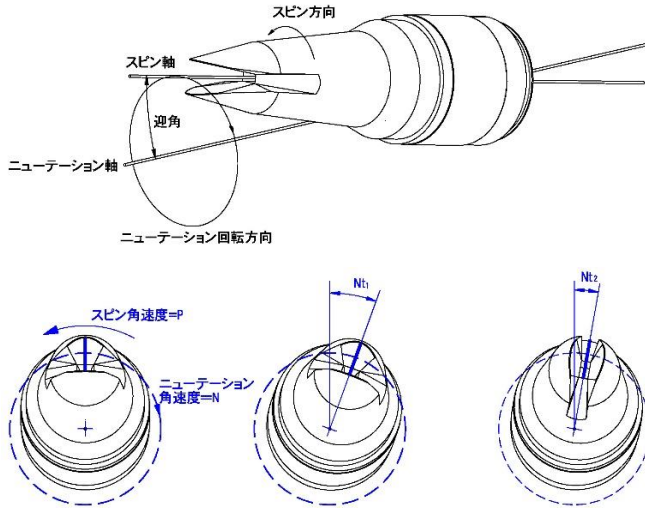


図 3-4-1-16 スピン/ニューテーション運動

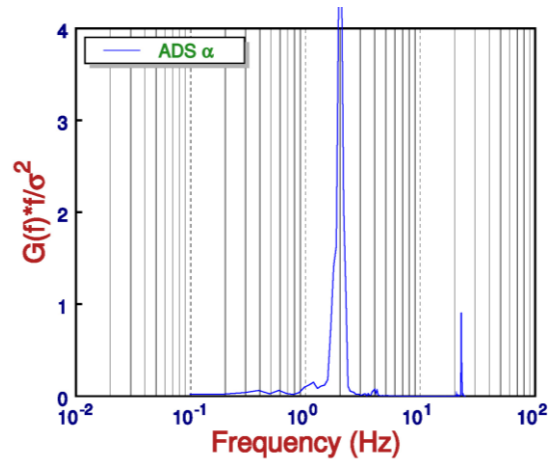


図 3-4-1-17 迎角振動のパワー分布

図 3-4-1-16 に飛行試験供試体の回転の様子を示す。IMU データ解析から、機体の運動状態を調べた結果、ニューテーション回転方向とスピン回転の方向が逆であることが推定された。このため図に示す様に、同じ迎角(α)に戻るタイミングは、スピンによるロール運動一周期を完了する前に発生する。図 3-4-1-17 に ADS から算定した迎角変化の無次元パワー分布を示す。強いスパイクが 2.1Hz 付近に観察されるが、これはスピン周期 1.7 Hz よりも大きく、従って、ニューテーションとスピンの逆方向であることと矛盾しない。

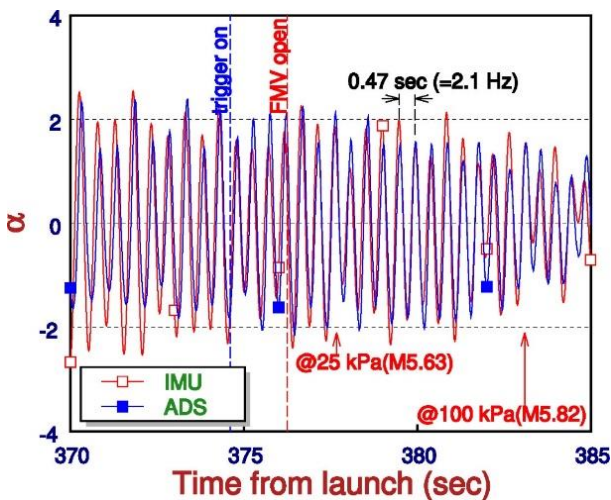


図 3-4-1-18 ADS/IMU による α の変化

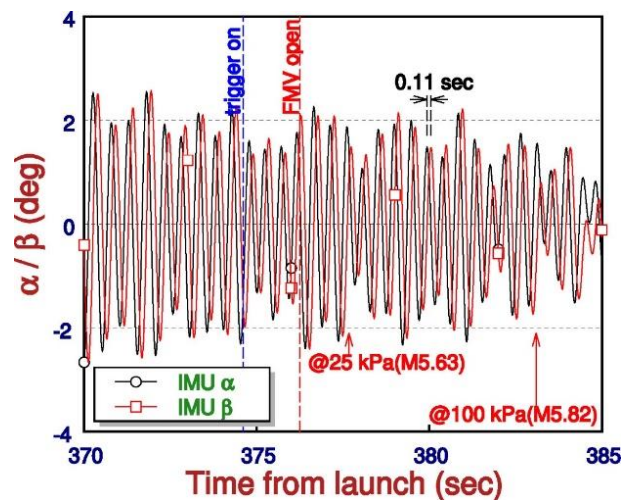


図 3-4-1-19 α と β の変化比較

今回は機体の迎角 (α) と横滑り角 (β) を ADS と IMU から推定した。飛行試験供試体の速度に比し風速が十分小さいことに基づき、IMU にて算出した経路角と姿勢角の差を α 、 β として推定している。一方 ADS による β は解析の結果、明らかに周期性の無い変化を示しており、計算手法に問題があるか、 β 算出に用いた圧力値に異常がある。よって今回は IMU による β のみ評価の対象とした。 α について、ADS/IMU の結果を図 3-4-1-18 に比較する。両者は周期、振幅ともによく一致しており、試験領域を飛行している最中は 2 度以下であったことが伺える。 β について、IMU 計測の結果 (図 3-4-1-19) から、やはり 2 度程度の値となっており、迎角に対して位相が約 0.11 秒遅れであることが見て取れる。これは 2.1 Hz の圧力振動 (即ち 0.48 秒周期) の 1/4 回転分にほぼ相当している。 α と β を合成し、全迎角 α_{tot} を推定した。図 3-4-1-20 に推定した結果を示す。 α_{tot} は、図 3-4-1-20 左図に示す角度を表し、 α と β から次の式により算出できる。

$$\alpha_{tot} = \cos^{-1} \left(\frac{\cos \alpha}{\sqrt{1 + \cos^2 \alpha \cdot \tan^2 \beta}} \right)$$

若干の振動を伴うが、試験領域を飛行している間は2度以下の値を示した。事前のCFDによる解析(図3-4-1-21)から、2度程度の α の場合、迎角の無い状態に対し、流量の変化は1%未満と推定できる。よって、今回の飛行試験では、迎角により気流の方向の若干の変化はあるものの、燃焼器に送り込まれる気流流量は迎角が無い状態とほぼ同じで一定とみなすことができる。

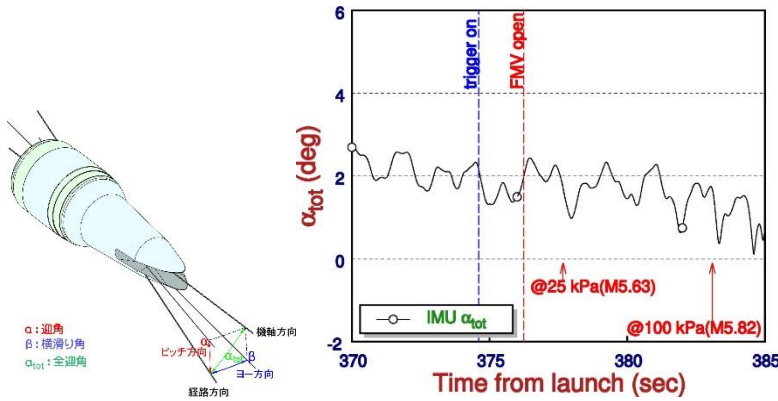


図 3-4-1-20 IMU による全迎角

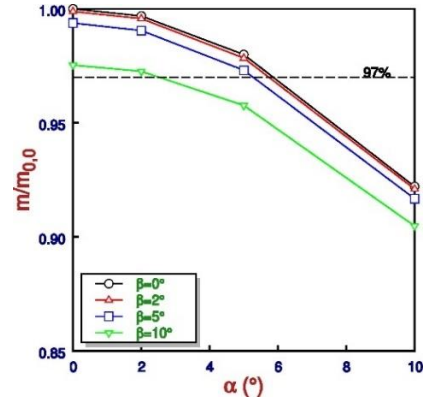


図 3-4-1-21 迎角に対する流量変化

⑨ 試験条件のまとめ

表 3-4-1-2 に飛行試験領域(動圧が 25~100 kPa の範囲)を通過中の、気流諸量をまとめる。これらの値は IMU と USCS データに基づくものである。当初想定 of 飛行マッハ数 5.5 を超えて、試験終了時には 5.8 を達成した(平均は 5.7)。また試験領域通過時間は 5.4 秒であった。

表 3-4-1-2 試験条件まとめ

	平均	最小	最大	備考
マッハ数	5.73	5.63	5.82	
迎角(deg)	-0.05 (-0.17)	-2.33(-2.05)	2.13(2.05)	()内はADSによる値
横滑り角(deg)	-0.03	-2.20	2.21	
全迎角(deg)	1.67	0.63	2.33	
静圧(kPa)	2.32	1.13	4.22	最小はq=25 kPa/最大はq=100 kPaに対応
静温(K)	222.51	213.95	229.95	最小はq=100kPa/最大はq=25 kPaに対応

(2) 燃焼試験結果

ADS による動圧 12 kPa 検知で CompactRIO が試験シーケンス開始のトリガを発出した後、事前の飛行解析を基に、一定の時間をおいて、点火剤、燃料投入を開始した。結果的に FMV は 376.2 秒(トリガ入力後 1.6 秒)に開となった。以下の説明では、FMV 開時刻を起点(0秒)として整理している。

① 燃料投入量と飛行条件の関係

Case①~⑤に加えて、点火剤や燃料噴射等の時刻と気流条件を表 3-4-1-3 にまとめる。

エチレン単独供給状態は、最終的に Case⑤を超えて、+10.4 秒(HMV ON2)まで継続している。しかし、+8.74 秒でエチレン当量比は 0.173 まで低下していることから、実質的な試験終了時刻は、Case⑤(約+8.8 秒、最高動圧は約 160 kPa)までである。

表 3-4-1-3 燃料タイミングと飛行試験条件

Case	Time sec	Altitude km	Dynamic Press. kPa	Mach Number	Press. kPa	Temp. K	Density kg/m ³	Velocity m/s	Unit Re# 1/m	C2H4 equiv. ratio	H2 equiv. ratio
Tare	-1.20	35	12.5	5.50	0.59	237	0.0087	1695	9.65E+05	—	—
H2 only	-0.54	34	14.6	5.54	0.68	235	0.0101	1700	1.13E+06	—	0.368
H2+C2H4	0.56	32	19.3	5.59	0.89	232	0.0133	1706	1.51E+06	0.489	0.151
Unburn	2.00	30	28.9	5.65	1.29	229	0.0197	1713	2.27E+06	0.388	—
①	3.54	28	41.7	5.71	1.82	225	0.0283	1717	3.31E+06	0.415	—
②	4.84	25	57.6	5.76	2.48	221	0.0391	1717	4.65E+06	0.333	—
③	6.54	23	90.8	5.81	3.84	215	0.0621	1709	7.51E+06	0.308	—
④	7.34	21	109.9	5.82	4.63	213	0.0759	1702	9.23E+06	0.281	—
⑤	8.74	19	156.9	5.84	6.57	206	0.1110	1681	1.37E+07	0.173	—

Tare: 気流のみ (燃料・パイロット無) とみなす区間

H2 only: パイロット水素のみの区間

H2+C2H4: パイロット水素と燃料を同時噴射した区間

Unburn: 試験中に失火とみなした区間 (④、⑤項に後述)

② 当量比の変化

パイロット水素とエチレン燃料の質量流量と当量比の時間変化を図 3-4-1-22 に示す。試験結果を実線で、また、エチレン燃料の目標値を一点鎖線で示した。飛行動圧 25 kPa (試験開始)、62.5 kPa (中間) および 100 kPa (試験終了計画値) でのエチレン当量比の目標値 (図 3-4-1-22 にマークで図示) は、それぞれ 0.4、0.35 および 0.3 に設定した。これらの当量比は、飛行試験に先立ち RJTF を使って実施した、飛行試験用燃焼器と同じ内部流路形状を持つ燃焼器供試体の地上燃焼試験において、蓄熱体加熱モード (M6S) と燃焼加熱モード (M6V) の圧力分布間に顕著な違いが現れた値である (参考文献 3-4-1-1, 3-4-1-2)。

当量比の計算には、燃焼器に流入する空気流量の推算が必要となる。ここでは、表 3-4-1-3 の飛行動圧③条件で飛行試験供試体のインレットと分離部の流れ場の CFD を行い、インレットで捕獲された空気流量を主流の質量流束 (密度と速度の積) で除した値を有効捕獲面積と定義し、この値と飛行動圧の相関式を求めた。また、気流の質量流速を IMU データから同定し、有効捕獲面積に乗じて飛行試験の捕獲空気流量 (燃焼器に流入する流量) を推算した。

飛行試験では、トリガ発出により供給系制御プログラムを開始し、まずパイロット水素が、上流側噴射孔から、時刻-0.9 秒から+1.1 秒まで供給された。パイロット水素の供給は流量制御なしのブローダウン式であるため、水素質量流量は時間経過とともに単調に低下した。一方、飛行高度の低下に伴い、燃焼器流入空気流量が急速に増加するため、当量比は、水素質量流量の低下よりずっと急速に低下する。点火に十分な当量比を確保しつつ、発熱量過多による流路の不始動遷移を避けるために、目標当量比を 0.4 程度としていたところ、当量比は最大で 0.5 程度まで上昇したが、パイロット水素噴射時に不始動遷移が発生していないことは、後述の図 3-4-1-23 により確認できる。次に、エチレン燃料は、パイロット水素噴射中の時刻 0 秒に、上流側噴射孔と下流側噴射孔の両方から供給開始された。パイロット水素とエチレン燃料の同時供給時間は計画通り約 1 秒間確保されている。飛行動圧 25 kPa から 100 kPa 到達までの燃焼試験時間中に、目標当量比は 0.4 から 0.3 まで減少するが、前述のとおり、飛行高度の低下に伴い燃焼器流入空気流量が急速に増加するため、燃料の目標質量流量も増加する。FCV 開度変化による流量制御により、供給開始から動圧 100 kPa に到達する時刻+7 秒まで、質量流量と当量比ともに目標値に近い値が得られた。なお、エチレン流量は、+7.3 秒以降に減少に転じているが、この挙動は設計通りであり、FCV は図中の青点線で示した流量を目標値として制御されているものの、主燃料タンク圧低下が顕著となり、FCV 開度を上げても流量を増やすことができないためである。

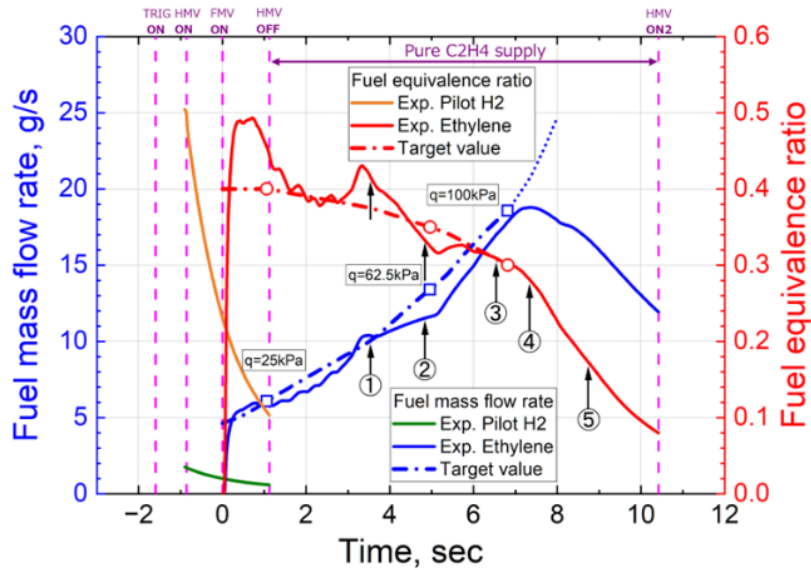


図 3-4-1-22 パイロット水素とエチレン燃料の質量流量・当量比の時間変化

③ 燃焼器内圧力の時間変化

図 3-4-1-23 に、飛行動圧と分離部内 $X=-150$ mm 位置の圧力の時間変化を示す。前述の通り、飛行高度の低下に伴い飛行動圧は急速に上昇し、燃焼器内各計測点での圧力も急速に上昇している。異なる飛行時刻におけるデータを比較するためには、各飛行時刻における代表圧力で、各計測点での圧力を無次元化することが必要となる。図 3-4-1-15 に示したように、飛行マッハ数は試験期間中に比較的一定となっており、飛行マッハ数が一定であれば、燃焼器入口条件(動圧や静圧)も飛行動圧に比例する。よって、ここでは飛行動圧により無次元化を行った。図 3-4-1-23 に、分離部圧力を飛行動圧で無次元化した値の時間変化も合わせて示す。気流条件が一定であれば分離部の圧力は一定値を示す。無次元量は機体回転による変動を除いて概ね一定値を示しており、飛行動圧による無次元化が妥当であると判断できる。なお、分離部の圧力は、燃焼器内における過剰な発熱で流路が不始動となるとときには大きく変化するが、今回の試験期間中に該当する変化は見られず、燃料流量過多による不始動遷移は発生していないと判断できる。

図 3-4-1-24 に、代表的な圧力計測点における圧力の時間変化を示す。圧力は、各時刻における飛行動圧で無次元化した値である。また、各圧力計測点の位置は、図 3-3-2-2 に図示した。なお、図 3-4-1-24 の $X=115$ mm 位置は、上流側噴射孔とキャビティ上流端の間に位置し、燃焼による圧力上昇は生じないことが予想されていた。

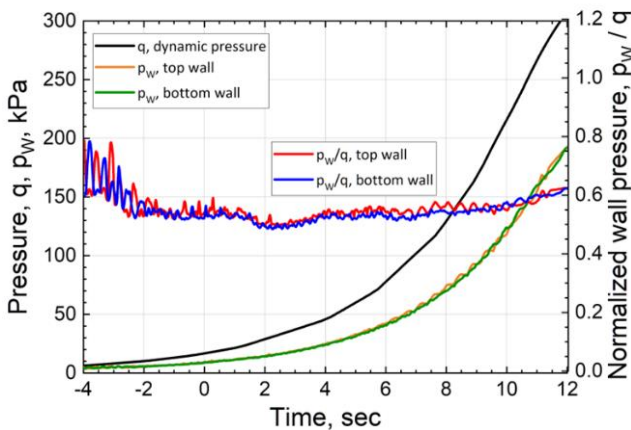


図 3-4-1-23 分離部内 ($X=-150$ mm) の有次元・無次元圧力の時間変化

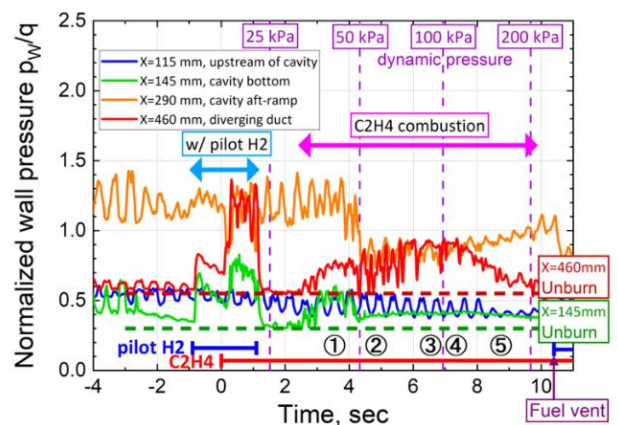


図 3-4-1-24 燃焼器内代表点の無次元圧力の時間変化

同点の無次元圧力値は、図 3-4-1-23 に示した分離部のデータと同様、パイロット水素噴射の開始前からそれ以降もほぼ一定になっており、飛行動圧による無次元化の有効性は同点でも示されている。よって、次節にて説明するように、分布としても無次元化の有効性が示された。

先行して実施した燃焼器地上試験(参考文献 3-3-2-3, 3-3-2-4, 3-4-1-1)における圧力分布計測と火炎観察などの知見から、図 3-4-1-24 に示す各代表位置では、燃焼状態に応じて以下の様な圧力変化の「特徴」がある事が判明している。

【上流側噴射孔とキャビティ上流端との間】(X=115 mm)

キャビティ付近で生じた燃焼による圧力上昇が大きくなり、キャビティ上流端を越えて上流に伝播した場合に圧力が上昇する。

【キャビティの底面】(X=145 mm)

キャビティ内で燃焼が得られると圧力が上昇する。

【キャビティの後端ランプ面】(X=290 mm)

キャビティ内で燃焼が生じていない場合には、キャビティ内再循環流と主流の間に形成される剪断流れがこの位置付近に衝突して高い圧力を示し、周辺圧力分布はこの点付近にピークを持つスパイク状分布となる(参考文献 3-3-2-3, 3-3-2-4)。一方、キャビティ内で燃焼が起こり、圧力が上昇すると、剪断流れが押し上げられ後端ランプ面への衝突が緩和されるため、この位置周辺の圧力分布が、未燃焼状態の分布ほど明確なピークとはならず、なだらかな分布となる。なお、燃焼状態のこの位置の圧力値が未燃焼状態のピーク圧力より低くなるか高くなるかは、キャビティ内の燃焼状態に依存し、燃焼が弱い場合には低く、逆に、燃焼が盛んな場合には高くなる(参考文献 3-3-2-4)。

【下流側噴射孔より下流の拡大部内】(X=460 mm)

同噴射孔から供給された燃料が燃焼すると圧力が上昇する。

上記特徴に照らして、今回の試験結果を評価すると、パイロット水素供給時の-0.9 秒から+1.1 秒、および、エチレン燃料のみ供給の+2.5 秒から+10.4 秒の時間帯には、キャビティ内(X=145 mm)、あるいは、下流拡大部内(X=460 mm)で圧力上昇が見られ、燃焼が達成されたことがわかる。特に、+4.2 秒から+10 秒の間は、キャビティ後端ランプ面(X=290 mm)の圧力ピークが消失し、下流拡大部内(X=460 mm)での圧力上昇が顕著となっており、安定した燃焼状態が達成されていると判断される。しかし、+4.2 秒で圧力ピークが消失するのと同時に、キャビティ底面(X=145 mm)の圧力も急速に低下しており、これは前記の「特徴」とは異なる現象である。(特徴に従えば、キャビティ底面は圧力が上昇する)また、圧力が急変する+4.2 秒から+6 秒にかけて、下流拡大部内(X=460 mm)の圧力が大振幅、かつ、機体回転に起因する 2.1Hz 圧力変動の 2 倍以上高い周波数(4.5 Hz)で変動している。この変動は、キャビティ後端ランプ面(X=290 mm)やその上流域の圧力履歴には見られないことから、下流側噴射孔から供給されたエチレン燃料の点火位置が変化することで発生している可能性が考えられる。一方、パイロット水素供給停止直後の時刻+1.1 秒から+2.5 秒には、燃焼器内で圧力上昇が見られず、失火したか、キャビティ内のごく一部でのみ保炎していた可能性が高い。結果を示していないが、この時間帯に、燃焼器壁温の上昇率が一時的に低下したことも確認している。

④ 燃焼による圧力分布の変化

図 3-4-1-25 に、エチレン点火過程の各代表時刻における圧力分布を、燃料噴射前の気流のみ(Tare、白抜きで示す)の圧力分布と比較して示す。いずれもそれぞれの時刻の飛行動圧で無次元化している。また、機体回転に起因する 2.1 Hz の圧力変動を考慮して、代表時刻に対し、変動周期に相当する 0.48 秒間(代表時刻を中心として挟む 25 点)の平均値を採用した。各点のエラーバーは平均時間内の標準偏差である。後述のエチレン燃焼時も含め、各時刻の無次元圧力分布と気流のみの無次元圧力分布は、インレットと分離部においてよく一致している。したがって、気流のみの無次元圧力分布からの無次元圧力の変化量により、流れや燃焼状態を評価することは妥当と考えられる。また、試験時間中、上壁と下壁の無次元圧力分布はよく一致しており、燃焼器流れが著しく非対称になることはなかったと判断できる。

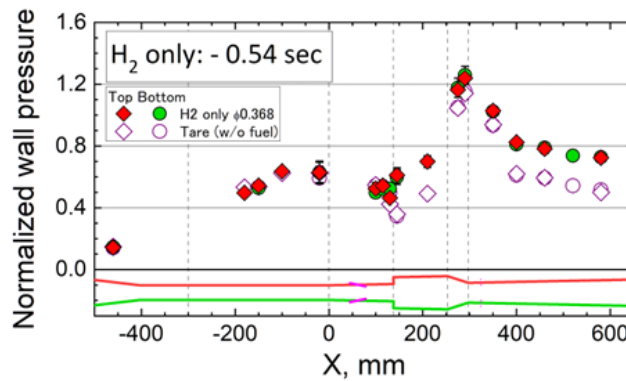
図 3-4-1-25 (a)は、パイロット水素が上流側噴射孔から供給されている時刻-0.54 秒の圧力分布である。キャビティ内とその下流域で圧力が上昇しており、水素が自着火して燃焼していることを確認できる。次に、図 3-4-1-25 (b)は、パイロット水素とエチレン燃料が同時に供給されている時刻+0.56 秒の圧力

分布である。パイロット水素のみが供給される時刻-0.54 秒の圧力分布に比べて、キャビティ内とその下流域ともに燃焼による圧力上昇が増大している。水素流量は時間とともに急速に減少するので、この圧力上昇の増大は、エチレン燃料の燃焼の寄与によると考えられる。特に、下流拡大部での圧力上昇が顕著であり、下流側噴射孔から供給されたエチレン燃料がよく燃焼していると考えられる。

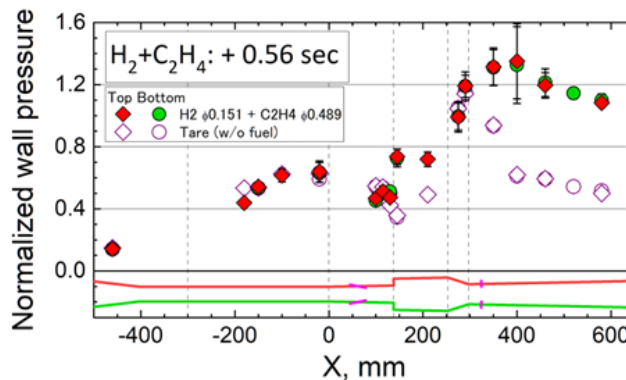
しかし、パイロット水素の供給が時刻+1.1 秒で停止し、エチレン燃料のみ供給される状態になると、キャビティ内および下流拡大部の圧力は急速に低下した。図 3-4-1-25 (c)は、時刻+2.0 秒の圧力分布であるが、燃焼器全域で燃焼による圧力上昇が見られない。前述の通り、時刻+1.1 秒から+2.5 秒までの時間帯は、燃焼器全域で燃焼による圧力上昇が見られず、失火したか、あるいは、キャビティ内のごく一部でのみ保炎していた可能性が高い。

時刻+2.5 秒以降、キャビティ内と下流拡大部で燃焼による圧力上昇が再び見られるようになった。時間経過とともに飛行高度が低下すると、気流密度が急速に上昇するため、反応速度が速くなり着火・保炎しやすい状態になる。その結果、エチレン燃料が自着火したか、あるいは、キャビティ内のごく一部で保炎されていた領域を火種に再着火したことが考えられる。

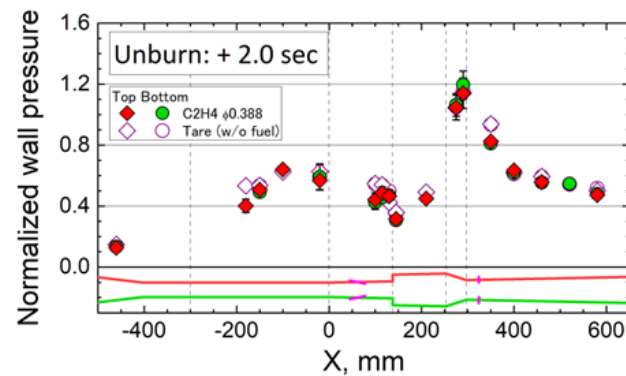
自発着火後の圧力分布の変化を図 3-4-1-26 に示す。①～⑤の時刻は、表 3-4-1-3 に示した Case ①～⑤に対応する。



(a)パイロット水素のみ(-0.54 秒)

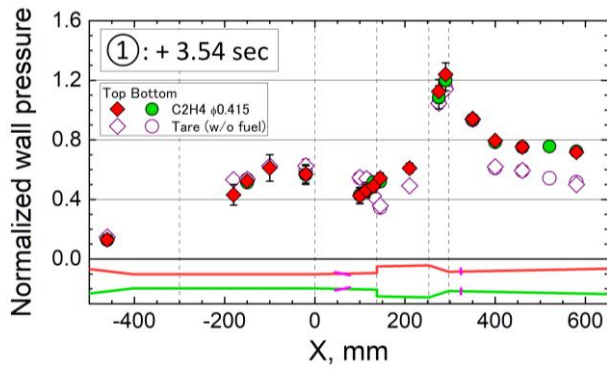


(b)パイロット水素とエチレン燃料(+0.56 秒)

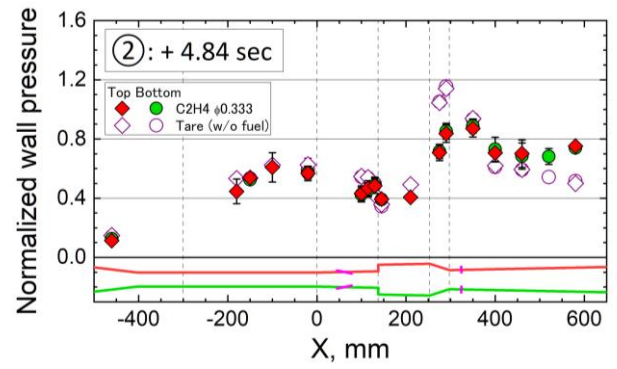


(c)エチレン燃料、失火状態(+2.0 秒)

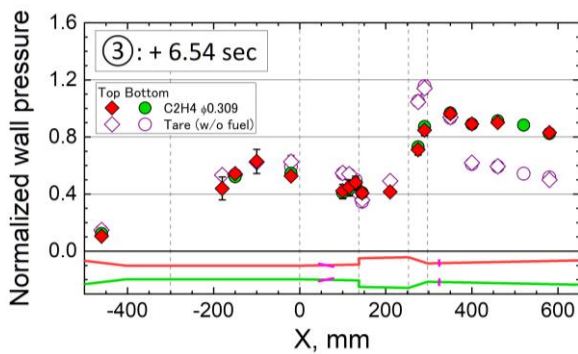
図 3-4-1-25 エチレン点火過程の無次元圧力分布



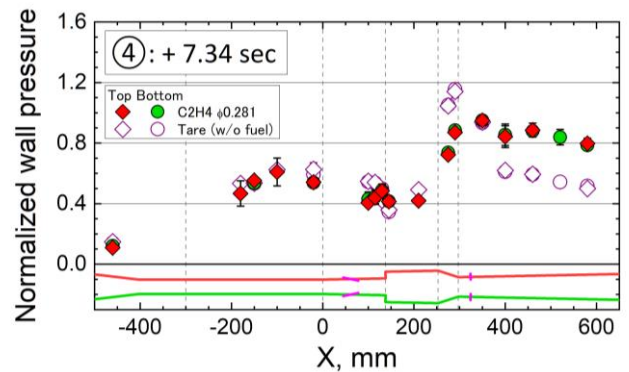
(a) C2H4 ①: $t = +3.54$ sec



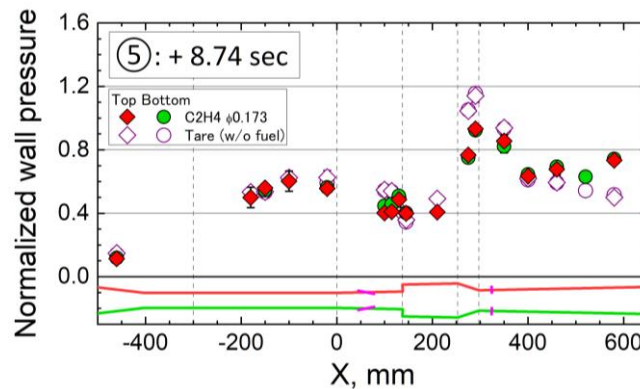
(b) C2H4 ②: $t = +4.84$ sec



(c) C2H4 ③: $t = +6.54$ sec



(d) C2H4 ④: $t = +7.34$ sec



(e) C2H4 ⑤: $t = +8.74$ sec

図 3-4-1-26 エチレン燃焼時の無次元圧力分布

Case①(図 3-4-1-26 の (a))では、燃料噴射前の圧力分布と同様に、キャビティ後端ランプ面に圧力ピークが見られる。その一方で、キャビティ内と拡大部内 $X=400\text{mm}$ 下流においては燃焼による圧力上昇が見られる。このような圧力分布は、地上燃焼試験では観察されていない。この圧力分布については後節⑤で考察する。Case②(同 (b))では、先述のとおり、時刻+4.2秒に、キャビティ後端ランプ面付近の圧力ピークが消失し、同時に、キャビティ底面の圧力も低下したため、Case①の圧力分布に比べ、全体的に低い圧力となっている。下流拡大部では、 $X=500\text{mm}$ 下流の後半部で燃焼による圧力上昇が見られるが、下流側噴射孔付近では、圧力が気流のみの場合の値に近く、点火・燃焼は生じていないと判断される。この時刻の下流側噴射孔付近の圧力がまだ低く、点火や発熱の遅れが長くなって圧力上昇の遅れが生じたものと考えられる。

Case③(同 (c))はCase②と比較して、キャビティ周りの圧力に変化は見られないが、一方で、下流拡大部では顕著な圧力上昇が見られる。特に、下流側噴射孔付近から圧力が上昇しており、下流側噴射孔から供給された燃料が噴射孔付近で点火・保炎され、燃焼しているものと判断される。

Case④(同 (d))での圧力分布は基本的に Case③と同様で、下流側噴射孔より下流の拡大部で顕著な圧力上昇が維持されている。Case④は、エチレン流量が試験時間中で最大であるが、燃焼器に流入する空気流量がそれを上回って増加しているため、当量比は Case③より低い。下流拡大部での圧力上昇が Case③より低いのは当量比が低下したためと考えられる。

Case⑤(同 (e))では当量比が急速に低下し、下流拡大部において燃焼による圧力上昇は見られるものの著しく減少している。Case⑤の圧力分布は、Case④より Case②の分布に近く、下流側燃料の燃焼に流れ方向の遅れが再び発生している。Case⑤は、飛行動圧は 157 kPa と高いものの、当量比が 0.173 まで低下しており、空気流の動圧に対して燃料噴流の動圧が低いため、燃料噴流の貫通高さが低くなり、空気流をせき止めて高温・高圧の点火領域を形成する(参考文献 3-4-1-3)能力が低下し、遅れを持って燃焼圧力上昇が発生したと考えられる。

⑤ 地上燃焼試験の特徴との相違点について

今回の飛行試験結果では、先行して実施した燃焼器地上試験(参考文献 3-3-2-3,3-3-2-4,3-4-1-1)における圧力分布計測や火炎観察などから得られた知見と異なる燃焼状態の変化や圧力分布が見られた。

まず、時刻+1.1 秒にパイロット水素の供給が停止すると、失火したことである。この原因は、飛行試験時間の初期は、高度が高く、空気密度が低いため、エチレンの燃焼反応速度が遅いことが挙げられる。失火時の飛行動圧は約 22 kPa であったが、ここまで低圧条件の地上試験は実施していない。また、エチレン当量比が高いことから、特に、キャビティ内当量比が高くなることで失火しやすいことも挙げられる。なお、パイロット水素とエチレン燃料を同時に供給している時間帯は失火時より空気密度が低く、総当量比は高い状況にあるが、水素の反応速度の速さにより保炎されているものと考えられる。

次に、図 3-4-1-26 (a)に示した Case①の壁圧分布において、キャビティ底部(X=145 mm および 210 mm)の圧力が、上流側噴射孔とキャビティ上流端の間の圧力より高い値まで上昇しているにも関わらず、キャビティ後端ランプ角付近には、未燃焼時の壁圧分布の特徴と考えていた圧力ピークが残存していることである。これはキャビティ内での燃焼発熱がそれほど大きくなく、剪断流れの後端ランプ面への衝突を無くすには至っていない状況であった可能性が考えられる。また、他の理由としては、キャビティより上流域で発生した斜め衝撃波がキャビティ部で剪断流れに入射した可能性もある。この場合、剪断流れが一時的に持ち上げられ、その近傍の圧力が上昇するが、反射波として膨張波が形成されるため、入射点の下流で剪断流れは再び押し下げられる。その結果、キャビティ底部の圧力は上昇するが、剪断流れのキャビティ後端ランプ面への衝突は解消されない。燃焼器内には、インレット部で形成された斜め衝撃波が入射・反射を繰り返して到達している他、試験時間前半は、内部流路の設計点(飛行動圧 62.5 kPa 条件)より低圧かつ低 Reynolds 数であるため、設計段階で想定していない境界層剥離が起きて剥離衝撃波が形成されている可能性も考えられる。

三つ目の相違点は、時刻+4.2 秒にキャビティ底部と後端ランプ面上の圧力が同時に低下したことである。時刻+4.2 秒の前後に相当する図 3-4-1-26 (a)に示した Case①と(b)に示した Case②の圧力分布を比較すると、キャビティ底部の圧力は Case①の方が Case②より高く、また、Case①ではキャビティ後端ランプ角付近に圧力ピークが見られるが、Case②では圧力ピークが見られない。下流拡大部での圧力上昇は、Case①の方がやや大きい。また、Case②と、気流のみや図 3-4-1-25 (c)に示した失火時の圧力分布を比較すると、Case②のキャビティ底部 2 点の圧力はほぼ等しいのに対し、未燃焼状態にはキャビティ上流端に近い X=145 mm の圧力に対して X=210 mm の圧力の方がやや高い。この Case②のキャビティ底部の壁圧分布は、Case③以降の壁圧分布にも継続して見られることから、安定して維持されていると判断できる。一方、未燃焼状態のキャビティ底部の圧力分布は、地上試験結果の気流の場合にも同様に勾配を持った分布が観察されており(参考文献 3-3-2-3,3-3-2-4,3-4-1-1)、未燃焼状態の典型的分布と考えられる。Case②のキャビティ底部の分布は、この未燃焼状態の分布と異なることから、Case②のキャビティ内では、顕著な圧力上昇は見られないものの、少なくとも燃焼は維持されていると判断できる。また、時刻+4.2 秒における圧力分布の変化は、キャビティ内の燃焼状態の変化により剪断流れの後端ランプ面への衝突状況が変化したことによると推測される。

(3) 熱流束計測結果

図3-4-1-27に飛行試験供試体の熱流束センサーの取り付け位置を示す。表3-4-1-4に取り付け位置の

座標を示す。HFM1がインレット内面、HFM2がインレット外面に設置された熱流束センサーである。図3-4-1-28に計測に用いた熱流束センサーの構造を示す。熱流束センサー内部にはK種のシース型熱電対3本が、それぞれ表面から1.0 mm、6.0 mm、11.0 mmとなるように取り付けられている。較正されたガードンゲージ(熱流束計)と赤外線ヒーターとを用いた独自の較正装置を利用して、事前にこの熱流束センサーを較正している。熱電対の指示誤差等を考慮すると、計測誤差は±10%である。

熱電対のデータは、S-520-RD1の計測装置であるCompactRIOの温度モジュールを用いて記録しており、打上前から着水直前までのデータを取得した。図3-4-1-29に打上後375秒から385秒目までの熱流束センサーの温度データを示す。図中の T_1 、 T_2 、 T_3 はそれぞれ熱流束センサー表面から1.0 mm、6.0 mm、11.0 mmの位置における温度を表す。どちらの熱流束センサーにおいても、表面に近いほど温度が高くなっており、時間とともに上昇する傾向にある。また計測データに異常な変化等は確認されていないため、開発した熱流束センサーによる飛行試験データの計測は成功したと考えられる。燃焼試験を実施する目標の飛行動圧25~100 kPaの気流条件は、時刻377.68~383.09秒に相当する。

図3-4-1-30に、計測した温度データから熱流束値を求めた結果を示す。図中には、マッハ数と動圧も示している。これより、動圧が増加するにつれて、熱流束値が増加する傾向にあることが分かる。動圧が25 kPaまでは、インレット外側(HFM2)のほうがインレット内部(HFM1)よりやや熱流束が高くなっているが、それ以上ではインレット内部の熱流束の方が高くなっている。

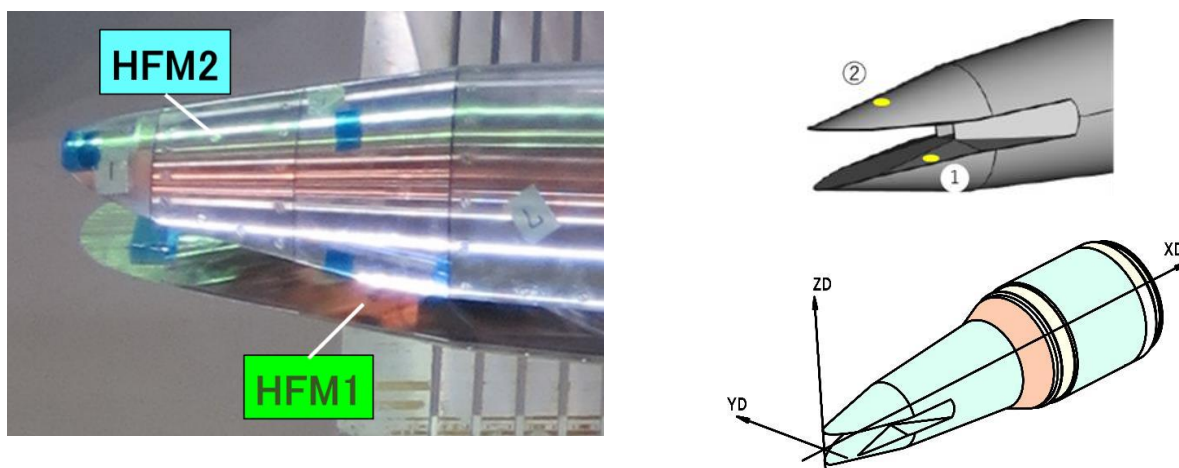


図3-4-1-27 供試体表面の熱流束センサー設置位置

表3-4-1-4 熱流束センサーの取り付け座標

	XD	YD	ZD
HFM1	312	-93	-Z側 インレット表面
HFM2	160	0	+Z側 外周表面

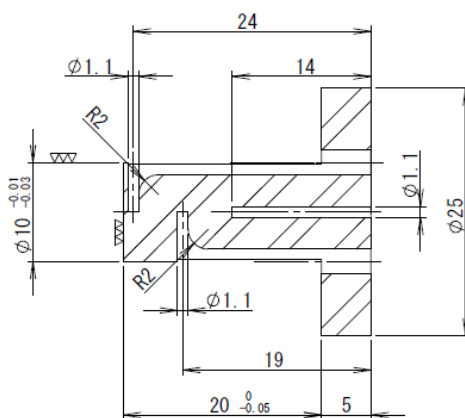


図3-4-1-28 熱流束センサーの寸法と熱電対位置

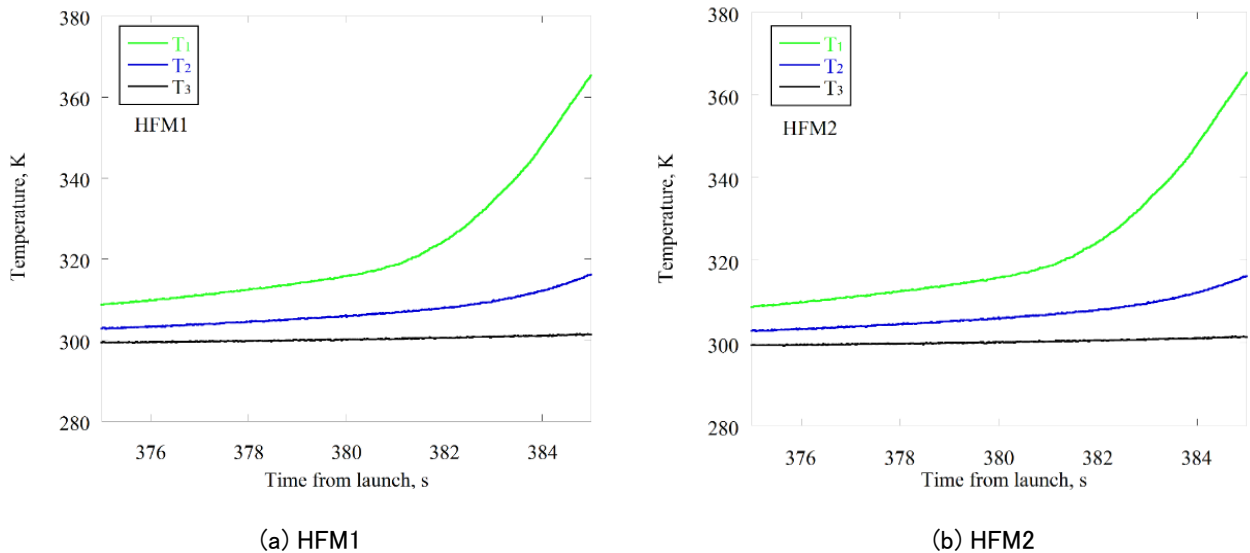


図3-4-1-29 熱流束センサーの出力データ(T_1 :1.0 mm, T_2 :6.0 mm, T_3 :11.0 mm)

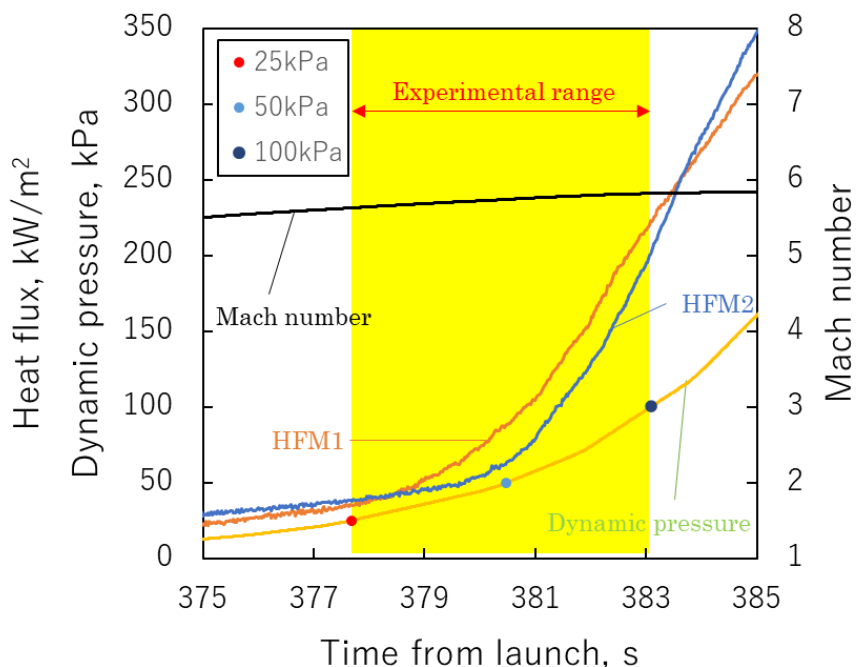


図3-4-1-30 飛行試験中の熱流束の変化

(4) 乱れ計測結果

飛行試験におけるエンジン流入空気の密度変動は、岡山大学で開発した Turbulence Measurement Unit (TMU)を用いて計測した。

図 3-4-1-31 に飛行試験で得られた TMU 計測結果を示す。なお図の横軸は、エチレン燃料のバルブ開コマンドがオンになった時刻を基準としていることに注意されたい。図 3-4-1-31 a)に TMU のステータス信号を示す。図中の青ハッチが、気流動圧が 25 kPa から 100 kPa の有効ラン領域を示している。有効ラン領域における TMU のステータス信号が up となった時刻で、積分時間計算用のデータをメモリにストアしている。

図 3-4-1-31 b) に PMT 出力の RMS 値を前日に行った電波テストの値(計測ノイズのレベル)で除した値の時系列変化を示す。ノイズフロアから RMS の増加分は上下/左右の計測ラインそれぞれにおいて、おおよそ 0.2 以下とかなり小さい。また有意な変化と言えるか定かではないけれど、上下の計測ラインでは動圧の上昇に伴い、RMS が増加しているように見える。さらに試験シーケンス終了後は、RMS の値は乱高下している。

図 3-4-1-31 c)に TMU ボード上で計算され逐次ダウンリンクされた積分時間を示す。なお平均処理を行っていない自己相関関数は、多分に統計的揺らぎを含むため、送信されてくる個々の値の時間的変化が物理的な気流の変化を必ずしも示す訳ではないことに注意されたい。また時間軸はダウンリンクが行われた時刻を示しているに過ぎないことに注意されたい。図を見ると棒グラフとなっているけれど、これは 1 区間のデータの演算に、おおよそ 0.5 ms の時間を要し、その間は値の更新が行われなためである。これらデータから平均の積分時間を算出すると、左右計測ラインでは 3.5 μ s、上下計測ラインでは 6.4 μ s であることが分かった。これは射場作業の電波テスト時に行った静止状態での計測の結果(ノイズの周期:0.08 μ s = 12.5MHz)と比較すると、二桁程度大きな値であり、計測に対する S/N 比は十分に大きかったと言える。

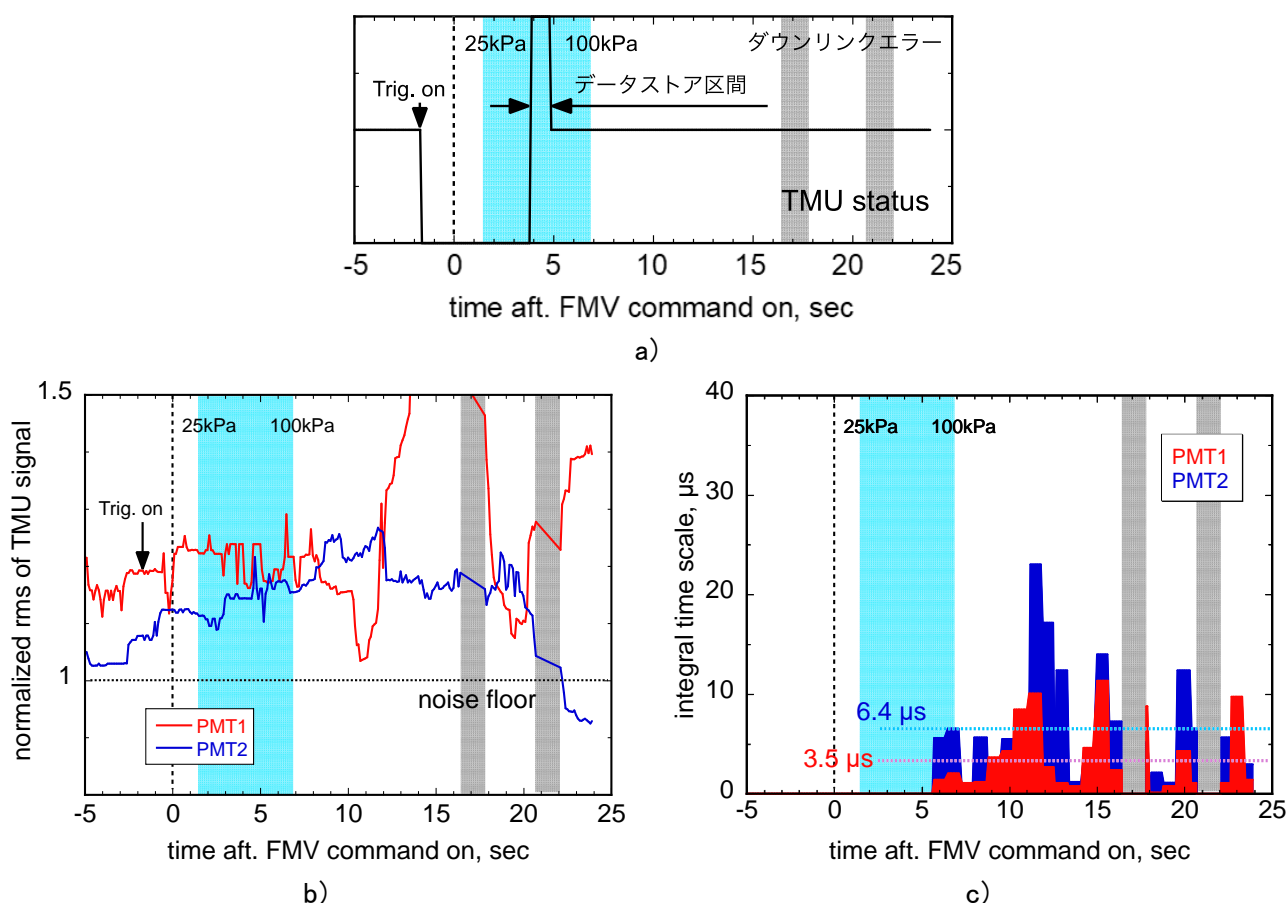


図3-4-1-31 飛行試験におけるTMU計測の結果 : a)ステータス信号、b)RMS、c)積分時間

3. 4. 2 地上対比試験の実施

3. 4. 2. 1 ラムジェットエンジン試験設備

地上対比試験は、JAXA 角田宇宙センターに設置されているラムジェットエンジン試験設備 (Ramjet Engine Test Facility = RJTF) (参考文献 3-4-2-1)を用いて実施した。RJTF は、空気加熱装置として、セラミックス製レンガを LPG により加熱・蓄熱し、空気が流れる際に熱交換しながら加熱する蓄熱体加熱器と、空気流に付加した水素と酸素の燃焼により加熱する燃焼加熱器 (Vitiation Air Heater; VAH) を有している。地上対比試験における空気加熱方法は、飛行マッハ数 6 以上に相当する高速試験気流を発生させる場合に必ず使用する燃焼加熱式とした。RJTF は、設備上の制約はあるものの、総圧や総温を変更した試験気流条件での運転が可能であり、今回の地上対比試験では、飛行マッハ数6での燃焼加熱式 (M6V) のノミナル条件をベースに、試験気流の動圧と運動エネルギーが、飛行試験の代表点の気流条件の値に、一致するよう風洞運転条件の調整を行った。ただし、RJTF のノミナル試験条件での気流のマッハ数は 5.2 で、飛行試験の平均飛行マッハ数 5.7 より少し低いため、次項に示すように、地上対比試験用供試体のインレット部の形状変更を検討・実施した。

3.4.2.2 地上対比試験用供試体

① インレット(空気圧縮部)

飛行試験において飛行動圧 25 kPa から 160 kPa の範囲において、飛行マッハ数は 5.6 から 5.8 (平均約 5.7) であった。RJTF におけるノミナル条件での試験気流のマッハ数は表 3-4-2-1 に示すように 5.15 である。このため、飛行試験供試体と同一形状のインレットで圧縮した場合、燃焼器入口のマッハ数も同様に違いが生じる。燃焼器入口マッハ数は、燃焼器の作動特性に影響するパラメータの一つであるため、地上対比試験における燃焼器入口マッハ数が、飛行試験と一致するように低圧縮比に変更することを検討した。ここでは、供試体の形状変更が容易に実施可能なようにインレットの圧縮ランプ角を小さくして圧縮比を下げる方法を選択した。

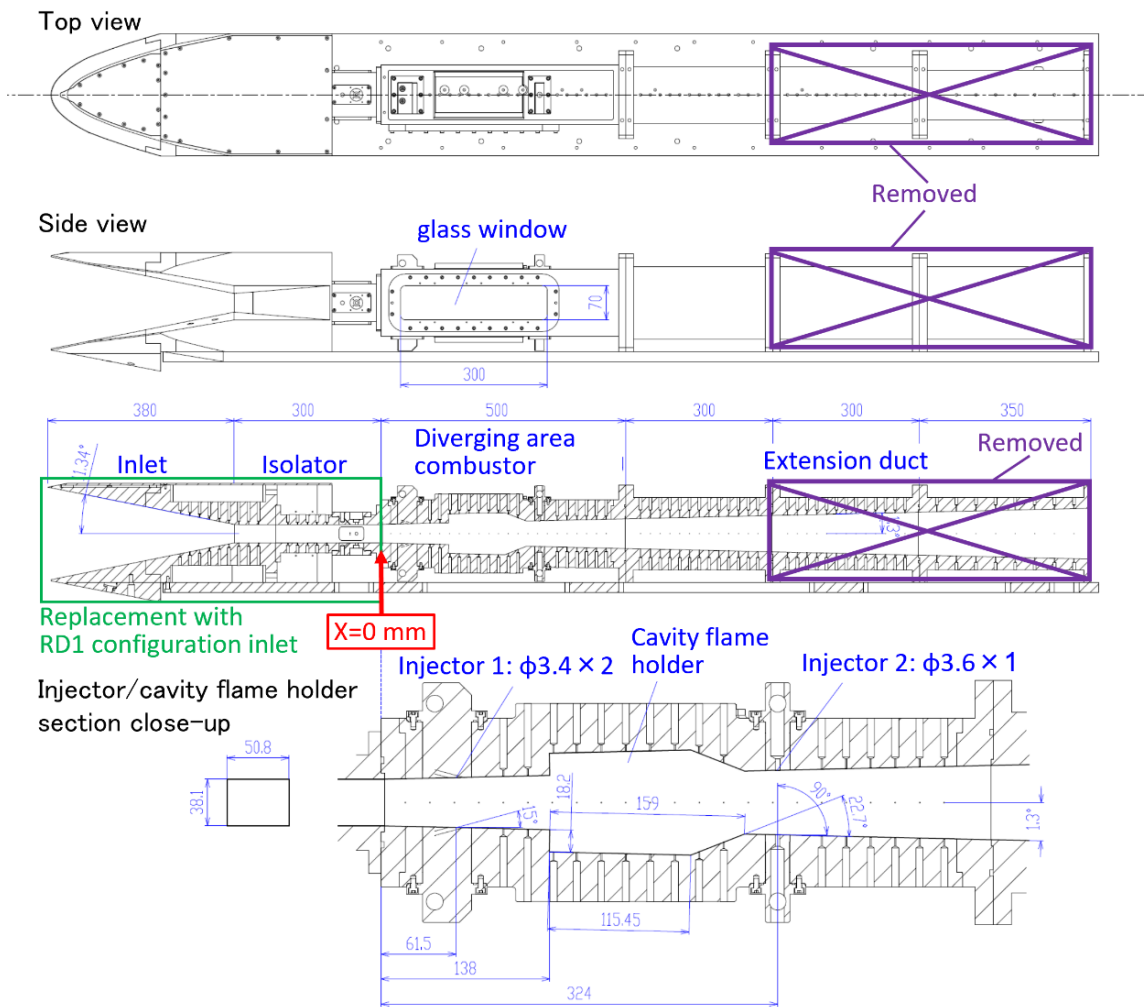
図 3-4-2-1 に地上対比試験用の供試体全体形状と圧縮比を下げるために用いたインレット部の形状を示す。まず、表 3-4-2-1 に示した地上対比試験の主流条件に対して、斜め衝撃波関係式を用いて、インレット圧縮ランプの長さを変えずランプ角を小さくする検討を行ったところ、ランプ角を、飛行試験供試体のインレットランプ角の 8.12 度から 2 度小さくすることで、インレット圧縮後のマッハ数が飛行試験の値にほぼ一致する見通しを得た。そこで、次に、飛行試験供試体のインレット圧縮ランプ角を 2 度低減した低圧縮比形状(インレット高さが 115mm となるので w115 形状と呼ぶ)のインレット流れを、JAXA 内製コード LS-FLOW(参考文献 3-4-2-2)を用いて、完全乱流を仮定した 3D RANS CFD で評価した。主流条件は、表 3-4-2-1 の RJTF-M6V ノミナル条件とした。

RJTF-M6V ノミナル条件における w115 インレットの CFD 評価結果として、まず、図 3-4-2-2 に、圧縮ランプ面と内部流路の上面および側面の各壁面上の無次元圧力分布と、Y 方向中央面上(内部流路を除く)のマッハ数等高線とを重ねて示す。飛行試験供試体形状(以下 RD1 形状と呼ぶ)では、圧縮ランプ先端から生じる斜め衝撃波は、対面で反射したのち、再び圧縮ランプの下流端付近、もしくは、内部圧縮部(側壁圧縮部)の入口付近に入射する。一方、w115 形状では、圧縮ランプ先端から生じる斜め衝撃波が対面で反射した後、再び、圧縮ランプ面の途中に入射している。ランプ角を小さくした場合、この衝撃波の再入射により境界層剥離が起こり、インレット不始動状態になることが懸念されたが、壁圧分布をみる限り、衝撃波再入射位置付近に剥離発生を示す圧力変化は見られず、境界層剥離は起きていない。これは、ランプ角が小さくなり、斜め衝撃波自体が弱まったためと考えられる。

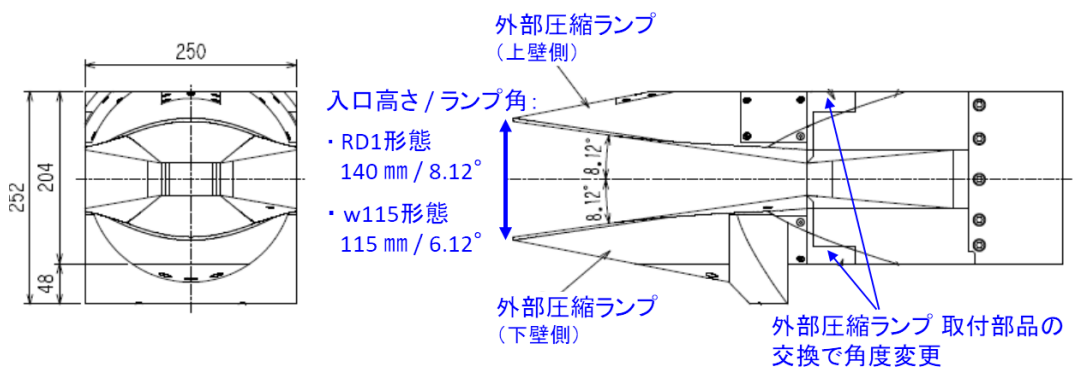
次に、図 3-4-2-3 に、飛行試験条件における RD1 形状と、RJTF-M6V 条件における w115 形状との、各インレット内の気流状態量の軸方向分布の比較を示す。図 3-4-2-3 (a)はマッハ数と静温の断面積分平均値、図 3-4-2-3 (b)は壁圧である。各図には、RJTF-M6V 条件における RD1 形状の結果も示したが、図 3-4-2-3 (a)では、飛行試験条件の RD1 形状の結果に比べて、インレットから分離部までの全域で、マッハ数は低く、静温は高い。一方、圧縮比を下げた w115 形状の結果を見ると、分離部出口、すなわち、燃焼器入口の付近で、マッハ数は飛行試験条件の RD1 形状の結果によく一致しており、静温も差が小さくなっている。図 3-4-2-3 (b)を見ると、RJTF-M6V 条件の w115 形状の壁圧は、飛行試験条件の RD1 形状の結果より全域で高いものの、分離部内の圧力ピーク位置はよく一致している。図 3-4-2-3 には、RJTF-M6V 条件の気流総圧を 71%値に下げた気流条件における w115 形状の結果も示したが、分離部内において、飛行試験条件の RD1 形状の壁圧分布とよく一致した。ランプ角を小さくしたことで、反射衝撃波のランプへの再入射位置は上流に移動したが、そのことで境界層剥離など流れ場の構造を著しく変化させる気流擾乱は発生していないと考えられる。上記検討より、気流条件調整用インレットには w115 形状を採用した。

表 3-4-2-1 気流条件調整用インレット設計に用いた主流条件

気流条件	動圧 kPa	静圧 kPa	静温 K	マッハ数	密度 kg/m ³	速度 m/s	モル分率		
							O ₂	H ₂ O	N ₂
RD1 事前軌道解析	62.5	2.777	219.3	5.67	0.0439	1687	0.210	—	0.790
RJTF M6Vノミナル	106.5	5.800	271.0	5.15	0.0698	1747	0.213	0.172	0.615



(a) 全機形状(既存形状、単段ランプ圧縮インレット)



(b) 複合ランプ圧縮インレット(RD1 形状)

図 3-4-2-1 地上試験供試体

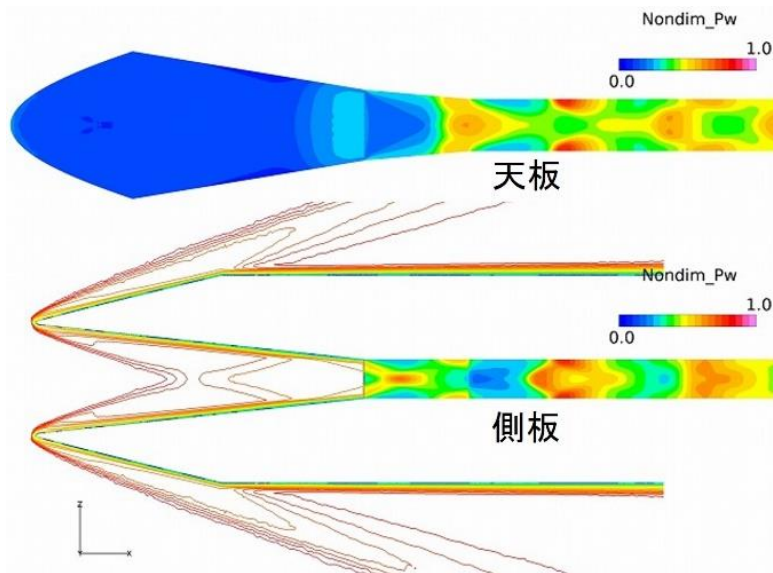
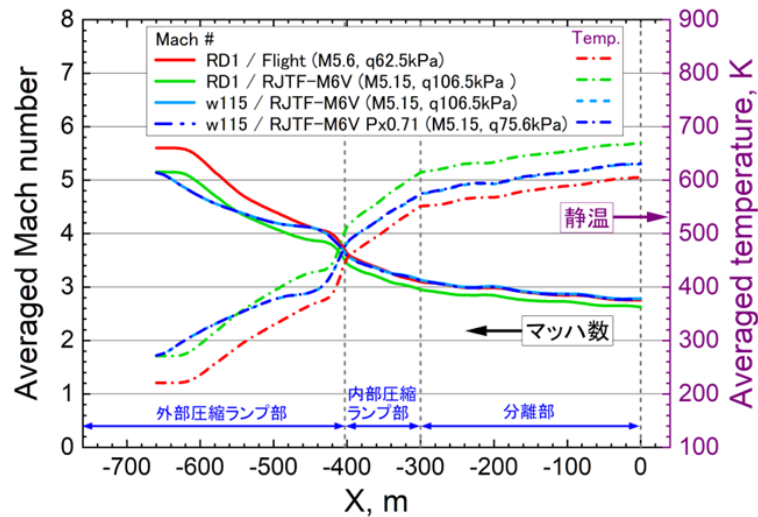
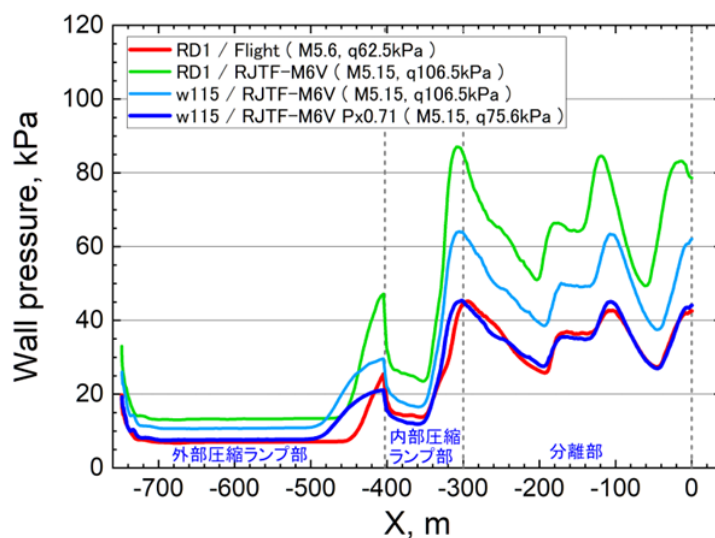


図 3-4-2-2 w115 インレットの CFD; 天板および側板の無次元壁圧分布と Y=0 mm 断面の等マッハ数線図 (RJTF M6V ノミナル条件)



(a) マッハ数および静温の断面積分平均値



(b) 天板 中央対称線上の壁圧

図 3-4-2-3 w115 インレットの CFD; 飛行試験条件および RJTF-M6V 条件における軸方向分布の比較

② 供試体設置状況

RJTF 低圧室内における地上試験供試体の設置状況を図 3-4-2-4 に示す。供試体は、低圧室床に固定された架台に支持された状態で、設備ノズルの直下流、高さ方向には供試体中心線が設備ノズルの中心線と一致するように設置される。供試体の大部分は、低圧室内圧力を低く保ち、極超音速試験気流を維持するための設備排気系ディフューザピックアップに覆われた状態になる。

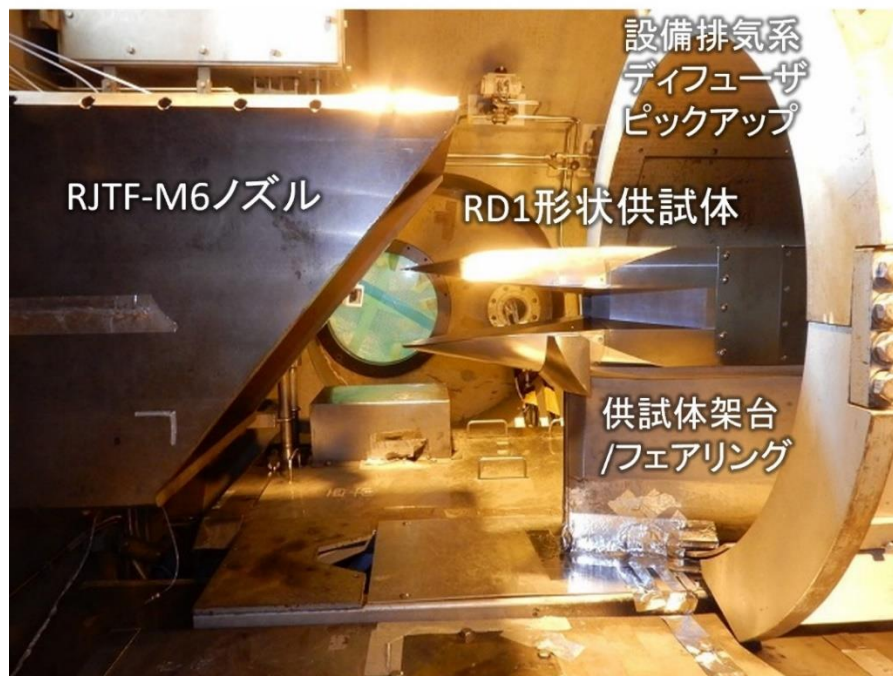


図 3-4-2-4 RJTF 低圧室内の設置状況

③ 分離部から燃焼器拡大部

図 3-3-2-2-及び図 3-4-2-1 に示すように RD1 形状インレットの圧縮部の入口と出口の高さはそれぞれ 140 mm と 38.1 mm である。また、圧縮ランプの楔角は 8.12 度である。一方、側壁による圧縮部の入口と出口の流路幅はそれぞれ 69.11 mm および 50.8 mm、側壁ランプ楔角は 5.1 度、流路高さは外部圧縮部の出口高さと同じ 38.1 mm で一定である。

分離部は、高さ 38.1 mm、幅 50.8 mm、長さ 300 mm の定断面矩形ダクトである。燃焼器内の圧力上昇により生じた擬似衝撃波などがインレットの内部圧縮部入口まで遡り、空気流を取り入れられなくなる不始動状態への遷移を防ぐために設置される。

拡大燃焼器は、半頂角 1.3 度で Z 方向に両拡大する 2 次元ダクトであり、流路幅は 50.8 mm で一定である。上壁および下壁には、キャビティ保炎器（以下、「キャビティ」と上流側噴射孔および下流側噴射孔が設置される。キャビティは $X=138$ mm に設置され、開口部長さ 159 mm、深さ 18.2 mm、後端ランプ角 22.7 度である。上流側噴射孔は、キャビティ上流の $X=61.5$ mm に設置され、強い気流擾乱を発生しにくい斜め噴射式である。直径 3.4 mm、壁面に対する噴射角 15 度の噴射孔が、Y 方向に 25.4 mm 間隔で 2 個ずつ設置される。一方、下流側噴射孔は、キャビティ下流の $X=324$ mm に設置され、直径 3.6 mm の単孔垂直噴射式である。燃焼器供試体の左舷側壁上、上流側噴射位置から下流側噴射位置にかけての領域には、300 mm × 70 mm、厚さ 25 mm の合成石英ガラスがはめ込まれており、⑤項に後述の可視化システムにより燃焼器内流れの可視化観察を行った。

燃焼器の流路形状に対する設計要求は、同一形状燃焼器を用いた地上試験と飛行試験において、気流組成の違いにより圧力計測で判別可能な燃焼圧力の違いが得られることである。設計検討および評価試験結果の詳細は（参考文献 3-4-2-3～3-4-2-6）を参照されたい。

下流の拡大部は出口 ($X=1450$ mm) まで半頂角 1.3 度の拡大流路である。ただし、本報に掲載した試験結果は、下流の 2 ブロックを取外し $X=800$ mm までに短縮し、その直下流に燃焼ガス試料採取プローブを設置した形態で取得されたものである。 $X=800$ mm 付近で燃焼ガス流れは超音速流であり、拡大部の短縮や試料採取プローブの設置がキャビティ周辺の燃焼状態に影響することはない。

新規製作したインレット部は、試験気流から高い熱負荷と空力荷重を受けるものの、先端曲率半径を 1.5 mm～2.0 mm とした場合、無冷却であっても最も高温になる先端部分が 600K 程度だった過去の実績を踏まえ、十分な強度を有する SUS303 で製作した。ただし、特に高い熱負荷を受ける側壁先端部のみモリブデンで製作した。一方、分離部と拡大燃焼器部は、熱伝導性のよい無酸素銅で製作し、無冷却でも最長 30 秒程度の試験が可能な熱容量を持たせた。

④ 供給系および点火系

RJTF 試験で用いたエチレン燃料とパイロット水素の供給ユニット(以下、「燃料供給ユニット」)を含む供給系の系統図を図 3-4-2-5 に、燃料供給ユニットの低圧室内設置状況を図 3-4-2-6 に示す。本供給ユニットは、3. 1. 2項で実施した RJTF M6S モード試験(参考文献 3-4-2-3) および M6V モード試験(参考文献 3-4-2-4) で製作し、飛行試験供試体に搭載する供給系(参考文献 3-4-2-7) の技術実証用を兼ねて製作した装置で、設置スペースや試験条件の関係上、配管長さやタンクの数量等は異なるものの、飛行試験供試体の供給系と使用する機器や構成を同一にしている。

燃料供給ユニットは、RJTF 低圧室内の地上試験供試体の脇に設置される。試験前作業で燃料タンクに充填されたエチレン燃料は、主燃料供給弁 FMV(Swagelok 空圧弁 SS-83KS6-31C)の開操作により上流側および下流側噴射孔から燃焼器内に供給される。RJTF 試験は、RD1 飛行試験の後半に相当する飛行動圧 100 kPa 程度の高動圧条件で約 10 秒間燃料を供給するため、エチレンの総供給量が飛行試験より多く、燃料タンクは容積 3.4 L のボトルを 2 本使用している(RD1 飛行供試体は同ボトル 1 本を使用)。今回の地上対比試験における充填圧は 1.63 MPa から 4.47 MPa であった。また、タンク容積が小さく、燃料供給を開始すると燃料タンク圧が急速に低下する状況下で、設定された燃料当量比に相当する流量の燃料を供給するには、燃料の流量制御が必須となる。本供給系では、主燃料流量調整弁 FCV の開度変更によりエチレン燃料流量を簡易的に制御している。FCV には、HANBAY 社製 MCL-050AF-3-SS-1VS6 を用いた。これは、Swagelok 社製ニードル弁 1VS6 に電動アクチュエータを取付けたもので、電流信号の大きさ(開度 0%～100%が電流信号 4 mA～20 mA に相当)で弁開度を遠隔操作可能である。また、エチレンの凝縮温度は常温に近く、供給系内を流れる際に局所膨張して温度が低下すると、凝縮を起こし、設定流量を供給できない懸念がある。そのため、まず、燃料タンクを保温材入り電気ヒータージャケットで包んであらかじめ 40℃に加温し、RJTF 低圧室外で 40℃に湯煎されたエチレンボンベからエチレンを燃料タンクへ充填し、さらに、試験開始 10 分前まで燃焼タンクの 40℃保温を継続した状態からエチレンを供給することで凝縮の防止を図っている。

本試験では、エチレン燃料を上流側噴射孔と下流側噴射孔から同流量で供給する。燃料流量配分を一定に保つため、燃料供給配管を上流側および下流側噴射孔への供給配管に分岐した後、各供給配管に、較正試験で流出特性が同等であることを確認した孔径 2 mm のオリフィスを装着し、その各オリフィスで燃料流れをチョークさせることで、各噴射孔に供給される燃料流量を確定し、かつ、均等化した。また、配管分岐点の圧力 P_{e0} およびエチレン温度 T_{e0} を計測し、各オリフィスの流出特性とチョーク流れ関係式を用いてエチレン燃料の質量流量を推算した。なお、エチレンの熱力学的物性値は、市販ソフトウェア REFPROP(参考文献 3-4-2-8)の付属プログラムを用いて実流体効果を考慮して計算した。

燃焼器供試体内に噴射された燃料の当量比を計算するためには、インレットが捕獲した試験気流に含まれる酸素の質量流量の推算が必要となる。ここでは過去の RJTF 試験(参考文献 3-4-2-3,3-4-2-4)と同様に、以下の仮定に基づき酸素の質量流量を計算した。

- VAH 内で空気・酸素・水素は完全に混合し、かつ、水素は完全に燃焼するものとする。なお、試験気流中に残存水素が含まれないことは、過去の設備ノズル出口での試料採取によって示されている(参考文献 3-4-2-9)。これにより、VAH に供給した空気・酸素・水素の各質量流量の計測値から、燃焼加熱後の試験気流に含まれる酸素の総流量が求まる。
- 酸素総流量は、ノズル出口断面積に均質膨張すると仮定する。RJTF 設備ノズルの出口断面は辺長 0.51 m の正方形であり、設備ノズル壁上を発達する境界層の排除厚さの平均値は 0.0167 m(参考文献 3-4-2-9)であることから、ノズル出口断面積を $(0.51-2 \times 0.0167) \times (0.51-2 \times 0.0167) = 0.227 \text{ m}^2$ とした。
- 均質膨張した酸素のうち、各インレットの有効捕獲断面積内に含まれる酸素が燃焼器に流入すると仮定する。ここで、有効捕獲断面積は、CFD で計算したインレット捕獲空気流量を、試験気流の密度と速度の積で除した値であり、RD1 形状は 0.007503 m^2 、w115 形状は 0.006163 m^2 である。

こうして求めた捕獲酸素流量を用いて、各試験の燃料当量比を計算した。

次に、エチレン燃料の点火方法であるが、RD1 飛行試験(参考文献 3-4-2-7)および過去に実施した RJTF 試験(参考文献 3-4-2-3,3-4-2-4)と同じく、反応性の高い水素を噴射して、その自着火で生じるパイロット火炎を用いてエチレンに点火する方法を適用した。図 3-4-2-5 に示すように、パイロット水素供給系は、水素供給弁 HMV (Marotta 製電磁弁 MV130HLT)、流量調整用オリフィス(孔径 1.4 mm)からなる。また、パイロット水素は、上流側噴射孔からのみ供給した。これは、下流にキャビティがあり着火・保炎しやすいからである。なお、過去の RJTF 試験(参考文献 3-4-2-3,3-4-2-4)では、図 3-4-2-5 の圧力計 P_{ht} 設置位置から配管を分岐してランタンク(容積 2 L)を接続し、試験前に RJTF 低压室 GH₂ 供給系を用いてランタンク内に充填した水素を供試体に供給したが、今回の試験では、作業手順の簡素化のため、GH₂ 供給系の調圧弁下流から HMV 上流までの配管内に、表 3-4-2-2 に示す RJTF D 条件では 2.8 MPa、その他の条件では 6.1 MPa の水素を充填し、供試体に供給した。なお、ブローダウン式供給であり、流量制御を行わないため、パイロット水素の流量は、供給開始後、供給元圧の低下に伴い急激に減少する。なお、飛行試験の捕獲流量も、地上対比試験と同様に、インレット流れの CFD で推算した有効捕獲面積を用いて計算した(参考文献 3-4-2-7)。

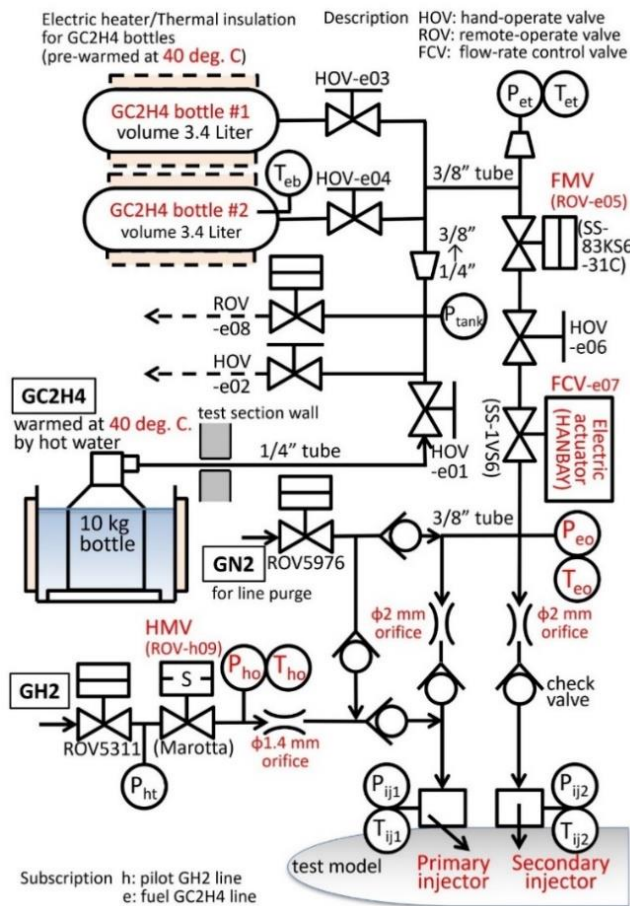


図 3-4-2-5 燃料供給系 系統図

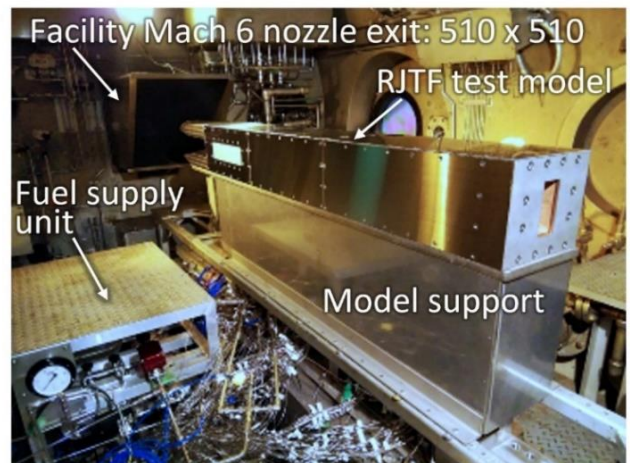


図 3-4-2-6 RJTF 低压室内の燃料供給ユニット設置状況

⑤ 制御および計測

前節の燃料供給ユニットで使用する供給弁 FMV および HMV の遠隔開閉操作、主燃料流量調整弁 FCV の開度プロファイル制御、および、RJTF 低压室供給系遠隔弁の操作は、National Instruments 製 CompactRIO で行った。燃料供給ユニットの動作は、各バルブの開閉や FCV 開度指令用電流信号値を 1/100 秒毎に記述したシーケンスデータで定義する。RJTF 運転開始後、全圧が設定基準に到達して試験気流が確立すると発信される「有効ラン信号」を受信して、CompactRIO は、供給系シーケンスデータに基づく燃料供給ユニットの制御を開始する。

計測項目は、燃焼器内の圧力分布計測および火炎動画撮影、燃焼器出口における燃焼ガス採取、供試体の壁温、分離部における気流乱れ計測およびインレット部の熱流束である。このうち、本報では、燃焼器内の圧力分布と火炎動画撮影の結果から燃焼器内の燃焼状態について検討する。

燃焼器内の圧力分布は、PSI(現 Measurement Specialties)社製 model 8400 および測定レンジ 100 kPa の 64ch 圧カスキャナ 2 台と 300 kPa の 64ch 圧カスキャナ 1 台を用いて計測した。本報に示す圧力分布は、下流拡大部を X=800 mm まで短縮した形態で取得しており、圧力計測点は、上壁と下壁がそれぞれ 51 点、観察窓のない右舷側壁が 36 点である。データ収録周波数は 20Hz である。

次に、燃焼室内の火炎撮影用カメラの設置状況、および、通風なしの状態でのカメラ画像を図 3-4-2-7 に示す。本撮影システムは、過去に実施した RJTF 試験(参考文献 3-4-2-3,3-4-2-4)でも使用された装置であり(参考文献 3-4-2-10)、単焦点広角レンズを取り付けた小型 CCD カメラを 3 台使用している。地上試験供試体の左舷側壁に 300 mm×70 mm の合成石英ガラスをはめ込み、その固定用窓枠に小型 CCD カメラを直付けして撮影を行う。これら小型カメラシステムは、地上試験供試体の観察窓と外面保護板との間の狭い空間内に収納されており、機材が高温の試験気流に直接晒されることはない。3 台のカメラは、それぞれ、上流側噴射器付近、キャビティ部、および、キャビティ後端ランプ部から下流側噴射器付近を撮影する。また、3 台のカメラで撮影した映像間の時刻は、有効ラン信号をトリガに点灯する小型 LED ランプをそれぞれ撮影して同期させている。

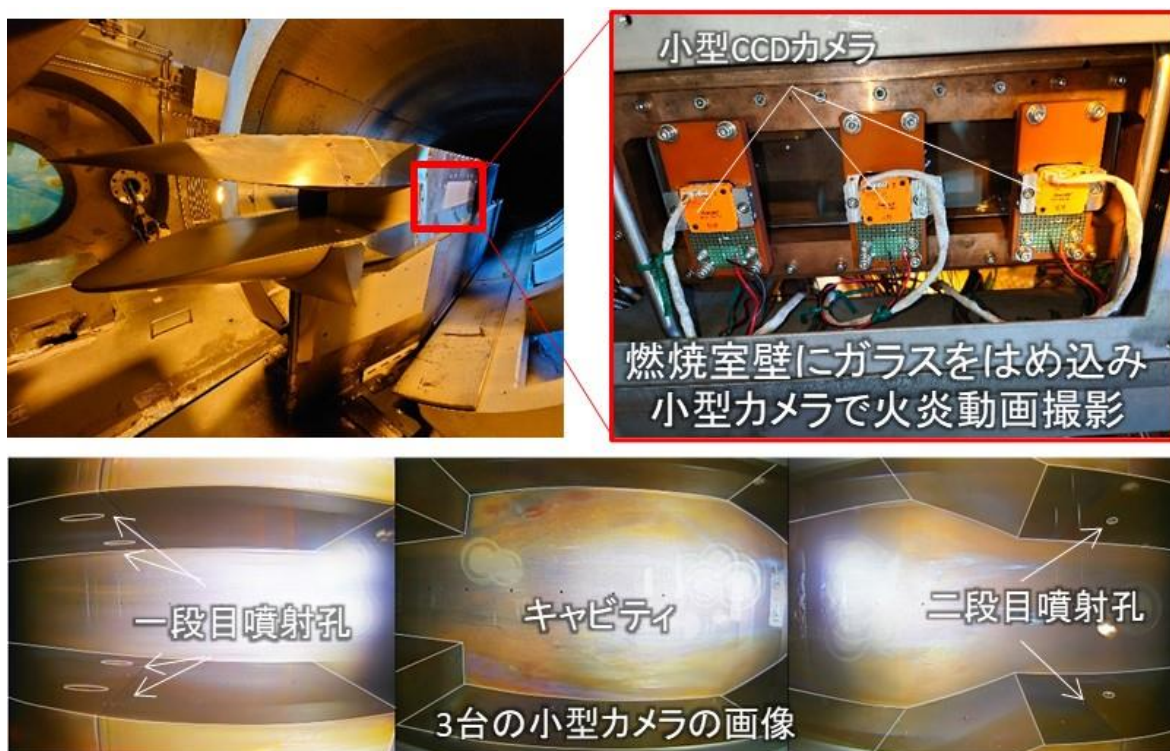


図 3-4-2-7 火炎撮影用カメラの設置状況および撮影範囲

3. 4. 2. 3 地上対比試験の試験条件の設定

地上対比試験では、M6V ノミナル条件をベースに、試験気流の動圧と運動エネルギーが、RD1 飛行試験の代表点の気流条件の値に一致するよう風洞運転条件の調整を行った。ここで、運動エネルギーは、全エンタルピーに代わる気流状態量である。これは、まず、高速かつ静温が常温以下の気流では、運動エネルギーが全エンタルピーの大部分を占めること、燃焼ガスのエンタルピーは基準の取り方に注意を要するため運動エネルギーの方が扱いやすいこと、また、運動エネルギーは気流速度の自乗の 0.5 倍であり、運動エネルギーを合わせることで、流体の特性時間を決める気流速度の一致も同時に得られるためである。

表 3-4-2-2 に、地上対比試験の試験気流条件および関連する RD1 飛行試験代表点の気流条件(参考文献 3-4-2-7)を示す。備考欄には各試験の目的も記載した。地上対比試験の試験気流条件は、

VAH に供給された空気・酸素・水素の各質量流量と気流総圧の計測値を元に、NASA CEA プログラム (参考文献 3-4-2-11) を用いて計算した。ここで、ノズル膨張比は、前述の境界層排除厚さを考慮した出口面積を元に 37.12 と設定した。

地上対比試験の比較対象に、RD1 飛行試験の case④と case②を選んだ。case④は、拡大部で比較的高い燃焼圧力が得られた条件で、気流動圧は RJTF M6V ノミナル条件と同等である。一方、case②は、拡大部での発熱遅れが顕著で低い燃焼圧力しか得られなかった条件であり(参考文献 3-4-2-7)、気流動圧は RJTF 試験等で運転実績がある範囲の下限付近の値である。本地上試験で、飛行試験 case④と case②の気流動圧と運動エネルギーの再現を狙った試験気流条件 M6V-H と M6V-L を新たに設定した。

図 3-4-2-8 は、地上対比試験と飛行試験の試験気流動圧および運動エネルギーの実績値の比較である。M6V-L と case②については、動圧と運動エネルギーがそれぞれよく一致したが、M6V-H と case④については、動圧と運動エネルギーともに M6V-H の方が case④より若干低くなった。このうち、動圧については、M6V-H の動圧に合わせた飛行試験代表点 case⑥を追加し、case④に替えて比較対象とした。一方、M6V-H の運動エネルギーが低い理由は、VAH に供給する水素流量が目標値より低く、気流全温が目標値まで上がらなかったためである。風洞運転の制御パラメータを調整して水素流量を増やすことを試みたが改善できず、今回の目標流量が、RJTF 水素供給系の流量制御特性上、調整が難しい領域に含まれていたのではないかと考えている。

表 3-4-2-3 に、各試験のインレット形状、試験気流条件、エチレン当量比および燃焼器入口の気流条件を示す。ここで、燃焼器入口気流条件は、各試験条件で CFD を実行し、各物理量の燃焼器入口面の断面積分平均値を取得し、試験気流値に対する比を求め、この比を表 3-4-2-2 に示した各試験の気流状態量実績値に乗じて推算した値である。また、図 3-4-2-9 に、各試験のエチレン当量比を気流動圧に対して示した。

表 3-4-2-2 飛行試験と地上対比試験の試験気流条件

条件	Inlet 形状	試験気流 条件	動圧 kPa	運動 エネルギー MJ/kg	静圧 kPa	静温 K	密度 kg/m ³	マッハ 数	速度 m/s	モル分率			備考	
										O2	H2O	N2		
地上 対比 試験	RJTF A	RD1	M6V-H	101.2	1.397	5.44	247	0.0724	5.18	1672	0.214	0.152	0.633	インレット比較用
	RJTF B	w115	↓	101.4	1.400	5.46	248	0.0725	5.18	1673	0.214	0.152	0.633	インレット比較用
	RJTF C	↓	↓	101.8	1.402	5.48	248	0.0726	5.18	1674	0.214	0.153	0.633	飛行case⑥相当
	RJTF D	↓	M6V-L	57.8	1.468	3.14	261	0.0394	5.15	1713	0.208	0.161	0.630	飛行case②相当
飛行 試験	case②	RD1	②	57.6	1.473	2.48	221	0.0391	5.76	1717	0.210	—	0.790	地上RJTF D相当
	case⑥	↓	⑥	101.8	1.454	4.29	214	0.0700	5.82	1705	0.210	—	0.790	地上RJTF C相当
	case④	↓	④	109.9	1.448	4.63	213	0.0759	5.82	1702	0.210	—	0.790	

表 3-4-2-3 飛行試験と地上対比試験の試験条件およびエチレン当量比、燃焼器入口条件

条件	Inlet 形状	試験気流 条件	動圧 kPa	運動 エネルギー MJ/kg	燃料 当量比	燃焼器入口条件						Inlet 捕獲流量 kg/s	備考	
						静圧 kPa	静温 K	密度 kg/m ³	マッハ 数	速度 m/s	H2O モル 分率			
地上 対比 試験	RJTF A	RD1	M6V-H	101.2	1.397	0.337	62.89	596	0.3494	2.72	1331	0.152	0.902	インレット比較用
	RJTF B	w115	↓	101.4	1.400	0.318	47.39	564	0.2810	2.85	1356	0.152	0.742	インレット比較用
	RJTF C	↓	↓	101.8	1.402	0.291	47.59	565	0.2816	2.85	1357	0.153	0.746	飛行case⑥相当
	RJTF D	↓	M6V-L	57.8	1.468	0.304	26.72	583	0.1524	2.89	1394	0.161	0.422	飛行case②相当
飛行 試験	case②	RD1	②	57.6	1.473	0.333	32.09	606	0.1882	2.86	1374	—	0.509	地上RJTF D相当
	case⑥	↓	⑥	101.8	1.454	0.298	54.64	585	0.3333	2.93	1384	—	0.907	地上RJTF C相当

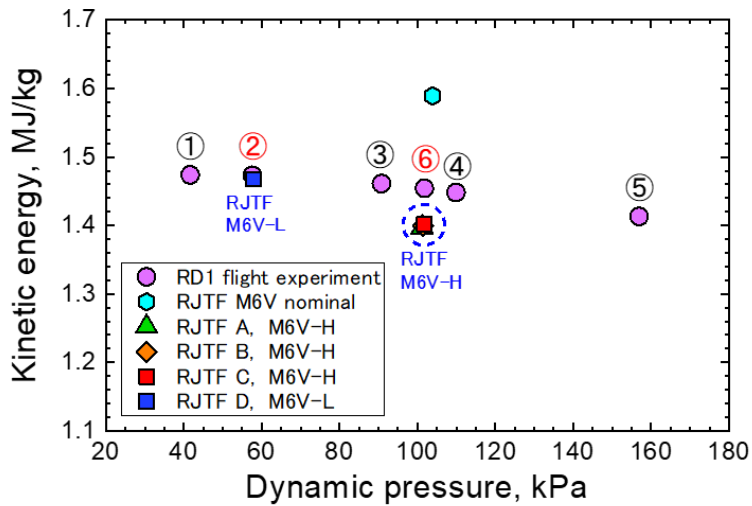


図 3-4-2-8 試験気流の動圧と運動エネルギー

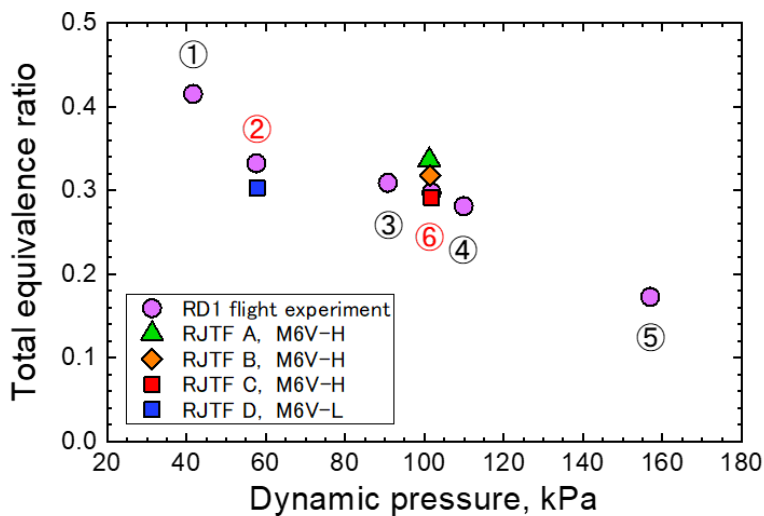


図 3-4-2-9 試験気流の動圧とエチレン燃料当量比

3. 4. 2. 4 地上対比試験結果

(1) 試験結果概要

地上対比試験は 4 試験条件で合計 6 回実施した。まず、RJTF A は、RD1 形状インレットを用いて、M6V-H 条件で試験を行った。飛行試験 case⑥に対して、同じインレット形状で、試験気流条件も近いが、燃料当量比が飛行試験の 0.298 に対して 0.337 と約 13% 高い。なお、RJTF A は、同一条件で燃焼器出口の試料採取位置を Y 方向に変えながら試験を 3 回行ったが、圧力分布の再現性は良好であった。以下に示す RJTF A の圧力分布は 3 回の試験結果の平均値である。その他の RJTF B、RJTF C および RJTF D は、低圧縮比の w115 形状インレットを用いて燃焼器入口マッハ数も飛行試験と一致するよう調整した試験である。RJTF B と RJTF C は、ともに飛行試験 case⑥に対応した M6V-H 条件で試験を行ったが、当量比がそれぞれ 0.318 および 0.291 と異なり、RJTF C が飛行試験 case⑥に最も近い試験条件である。RJTF D は、飛行試験 case②に対応した M6V-L 条件で試験を行い、当量比も飛行試験 case②の値に一致させた。以下では、RJTF A と RJTF B の試験結果の比較から、燃焼器入口気流条件の違いが燃焼特性に及ぼす影響を検討する。また、RJTF C と飛行試験 case⑥、RJTF D と飛行試験 case②の 2 組の試験結果の比較から、地上対比試験と飛行試験との比較評価を試みる。

次に、地上対比試験の気流総圧の時間変化を図 3-4-2-10 に示す。横軸は、風洞設備の有効ラン信号発信時刻を起点とした時間である。各試験で+2 秒から+12 秒まで(RJTF C のみ+15 秒まで)、気流総圧はほぼ一定に保たれている。また、M6V-H 条件で行った試験の気流総圧の再現性は良好であった。なお、RJTF C では、試験時間を 3 秒間延長し、エチレンタンク圧力の低下により燃料当量比が時

間とともに低下する状態まで計測を実施した。図 3-4-2-10 には、パイロット水素およびエチレン燃料の噴射時間、また、以下で示す圧力分布データの平均時間帯をバーで表示した。本試験では、有効ラン開始から+4 秒まで、燃料噴射を行わず、気流のみの圧力分布を計測した。+4 秒からパイロット水素の供給を開始し、続いて、+4.7 秒からエチレン燃料の供給を開始した。+5.5 秒でパイロット水素の供給が停止された後がエチレン燃焼の時間帯である。また、パイロット水素とエチレン燃料を同時に供給する約 0.8 秒の間に、パイロット火炎を用いてエチレン燃料に点火する。図 3-4-2-11 に、パイロット水素およびエチレン燃料の当量比の時間変化を示す。パイロット水素は、ブローダウン式で流量調整を行わず供給されるため、供給開始後、当量比は急速に低下する。一方、エチレン燃料の当量比は、供給開始から+9 秒までほぼ一定に保たれている。その後、当量比が少し増減するのは、FCV 開度設定の調整不足による流量変化のためである。よって、燃焼時の圧力分布は、当量比がほぼ一定に保たれている+7 秒から+9 秒までの平均値で評価した。また、気流のみの場合の圧力分布は、+3 秒から+4 秒の平均値とした。

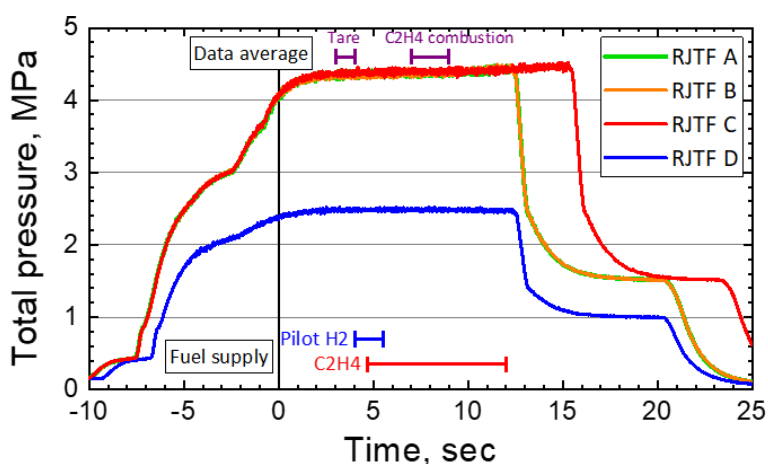


図 3-4-2-10 地上対比試験：試験気流総圧の時間変化

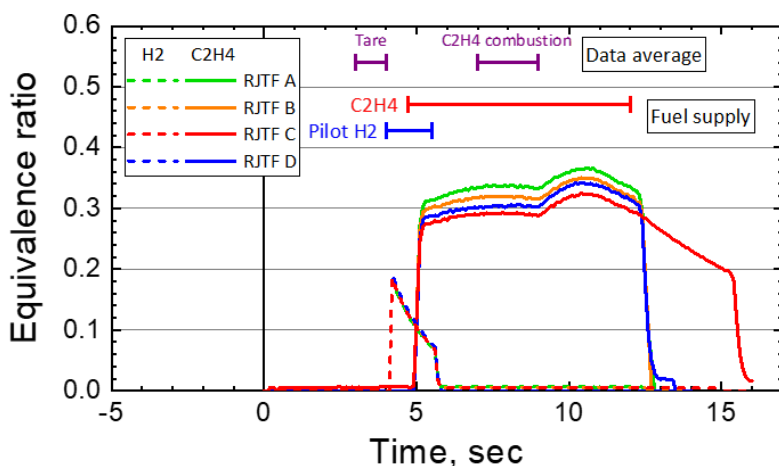


図 3-4-2-11 地上対比試験：パイロット水素・エチレン燃料当量比の時間変化

(2) 各試験条件の燃焼器流れ

地上対比試験の各試験条件におけるエチレン火炎の観察結果を図 3-4-2-12 に、また、無次元圧力分布を図 3-4-2-13 に示す。図 3-4-2-12 に示した画像は、動画の+7 秒から+9 秒までの各コマの平均画像であり、燃焼器内部の各稜線を白線で追記して流路形状を把握できるようにした。また、3 台のカメラが撮影した画像を、左側から上流側噴射孔付近、キャビティ周辺、キャビティ後端ランプから下流側噴射孔付近の順に並べた。青白い領域がエチレン火炎の自発光である。なお、キャビティ後端ランプ上の画面手前側だけに見られる赤い発光は、高温燃焼ガスにより加熱された観察窓ガラスの赤熱による。一方、図 3-4-2-13 の圧力分布は、同じく+7 秒から+9 秒までの平均値を気流動圧で無次元化した値である。また、比較のため、気流のみの壁圧分布も表示した。

まず、RJTF A は、RD1 形状インレットを装着しているため、気流捕獲流量が大きく、インレット圧縮も強く、さらに、燃料当量比もこの 4 条件で最も高い 0.337 であるため、エチレン燃焼が最も盛んにであった。図 3-4-2-12 (a)には、主流とキャビティ内再循環流との剪断流れ領域において、キャビティ上流端角付近からエチレン火炎の発光がはっきりと見られ、火炎はキャビティ上流端角に付着していると考えられる。また、キャビティ部での火炎の発光も 4 条件の中で最も強い。さらに、下流側噴射孔付近から白色がかかった発光領域が見られ、下流側噴射エチレンが噴射孔付近から燃焼していると考えられる。次に、図 3-3-2-13 (a)の無次元圧力分布を見ると、圧力はキャビティ上流端付近で急激に上昇している。圧力はその後も上昇を続け、下流側噴射孔の下流 $X=400$ mm 付近で最高値となった後、流路拡大に伴い低下した。下流側噴射孔付近で圧力が上昇し続けていることから、下流側噴射エチレンは噴射孔付近から燃焼していると判断できる。なお、図 3-4-2-12(a)の高さ方向の中央に見られる無発光領域は、インレットが取り込んだ主流が流れる領域であるが、中央画像には、無発光領域の幅(高さ方向)が流れ方向に変化する様子が捉えられている。これは、剪断流れ領域での燃焼により、キャビティ部の圧力が上流の圧力より高くなると、キャビティ上流端角付近から主流内に斜め衝撃波が形成され、その背後で主流が中心軸方向に曲げられ縮流するためである。

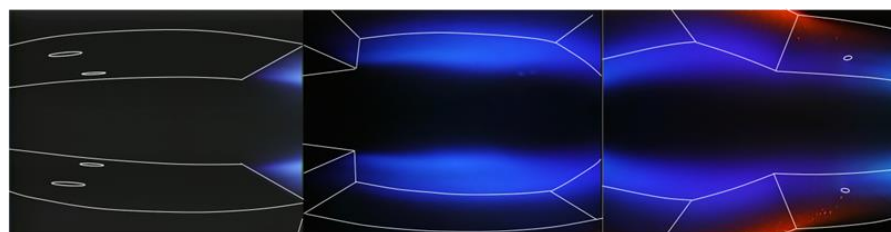
次に、RJTF B は、低圧縮比の w115 形状インレットに換装して行った試験である。試験気流条件は RJTF A と同じ M6V-H 条件、燃料当量比は RJTF A より少し低い 0.318 である。図 3-4-2-12 (b)を見ると、RJTF A に比べて、エチレン燃焼による発光が全体的に弱くなり、特にキャビティ上流端付近の発光が弱まり、発光が強い領域も下流に後退した。また、中央の無発光領域は、RJTF A の画像より幅広く分布しており、かつ、幅の変化も見られないことから、主流の縮流はほとんど起きていないと判断できる。一方、下流側噴射孔付近には、RJTF A の画像と同様に白色がかかった発光が見られ、RJTF B でも下流側噴射エチレンが噴射孔付近から燃焼している。次に、図 3-4-2-13 (b)に示した無次元圧力分布を見ると、キャビティ部の圧力は、気流のみの場合の圧力より高いものの、上流の圧力と同等か少しだけ高い程度であった。このことは、図 3-4-2-12 (b)で主流がほとんど縮流していないことと一致する。一方、下流の拡大部では、RJTF A の圧力より低いものの、RJTF B でも気流のみの場合より高い圧力が下流側噴射孔付近から得られており、下流側噴射エチレンが噴射孔付近から燃焼していることを圧力分布からも確認できる。ただし、RJTF A の場合、圧力ピークの位置は $X=400$ mm 付近であったが、RJTF B では $X=460$ mm に後退しており、燃焼発熱が遅くなったことを示唆している。なお、過去に行った燃焼試験(参考文献 3-4-2-3,3-4-2-4,3-4-2-6)や CFD(参考文献 3-4-2-5)から、気流のみ、および、燃料噴射しても未燃の場合の圧力分布には、キャビティ後端ランプ角付近にスパイク状の圧力ピークが現れることがわかっている。これは、主流とキャビティ内再循環流れの境界にできる剪断流れが、キャビティ後端ランプ面上に強く衝突し、衝撃波を形成するためである。一方、燃焼時には、キャビティ内圧力が上昇して主流の縮流が起こり、同時に剪断流れが押し上げられるため、剪断流れのキャビティ後端ランプ面への衝突が緩和されて圧力ピークは見られなくなる。この未燃時と燃焼時の圧力分布の違いは、図 3-4-2-13(a)や図 3-4-2-13(b)でも確認できる。ただし、両条件の燃焼時圧力分布を比較すると、RJTF A では、キャビティ後端ランプ角付近の圧力が、気流のみの場合の圧力ピーク値より高いが、RJTF B の同位置の圧力は、気流のみの場合のピーク値より低いという違いがある。これもインレット低圧縮化による燃焼器入口条件の変更で燃焼発熱に遅れが生じたことを示している。

次に、RJTF C は、飛行試験 case⑥と比較するため、RJTF B から燃料当量比を約 9%下げた試験である。図 3-4-2-12 (c)の可視化結果では、当量比を下げたことで、キャビティ部の火炎は RJTF B の場合よりさらに下流へ後退した。一方、下流側噴射孔付近の発光はかなり弱まっているが視認できる。元の動画では、強く燃えている領域と思われる白色がかかった火炎が噴射孔と少し下流位置との間で変動している様子が捉えられており、下流側噴射エチレンの燃焼は保持されているが後退気味であった。次に、図 3-4-2-13(c)に示した RJTF C の無次元圧力分布では、RJTF B に比べて、キャビティ部の圧力がさらに低下し、キャビティ上流の圧力とほぼ同じか少し低くなった。また、拡大部での燃焼圧力もさらに低下した。特に、 $X=400$ mm から $X=440$ mm にかけて圧力が一度低下してから再び上昇している点が、RJTF A や RJTF B の圧力分布と異なる点であり、これは可視化動画に見られた下流側噴射エチレンの燃焼後退に関連していると思われる。RJTF C では、試験時間を+15 秒まで伸ばし、エチレンタンク圧の低下に伴ってエチレン当量比が低下する時間帯まで圧力分布を取得した。図 3-4-2-14 は RJTF C の+10 秒以降の無次元圧力分布(Top wall のみ表示)の時間変化である。時刻+10 秒では、当量比が高いので、RJTF B の圧力分布と同様に $X=460$ mm に圧力ピークを持つ分布である。その後、当量比の低

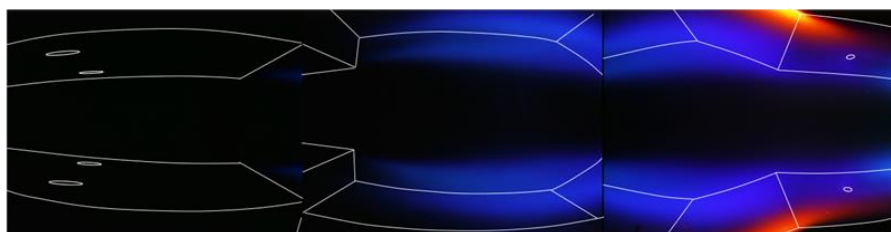
下に伴い、+11.5 秒で RJTF C と同様に拡大部の圧力分布に凹みが発生し、その後、当量比がさらに低下すると、それに伴って圧力の再上昇位置が徐々に後退した。この圧力が少し距離を置いて再上昇する現象は、下流側噴射エチレンが遅れを持って燃焼し、発熱による圧力上昇を起こすためと考えられる。このことから、図 3-4-2-13(c)に示した RJTF C の圧力分布で、拡大部に見られた凹みは、下流側噴射エチレンの発熱遅れによるものと考えられる。一方、図 3-4-2-14 に示した圧力分布の時間変化で、キャビティ内の圧力も、当量比の低下に伴って徐々に低下している。このキャビティ内の圧力低下は、当量比の低下に伴い、キャビティ内に取り込まれる上流側噴射エチレン量が減少するためと考えられる。

キャビティ内燃焼は、燃焼発熱による気流温度の上昇や燃焼中間生成物であるラジカルの供給により、下流側噴射エチレンの着火・保炎の促進に寄与している。よって、図 3-4-2-14 で見られた、当量比の低下に伴い、下流拡大部で発熱遅れが長くなる現象は、上流のキャビティ内燃焼が弱くなったことが原因と考えられる。

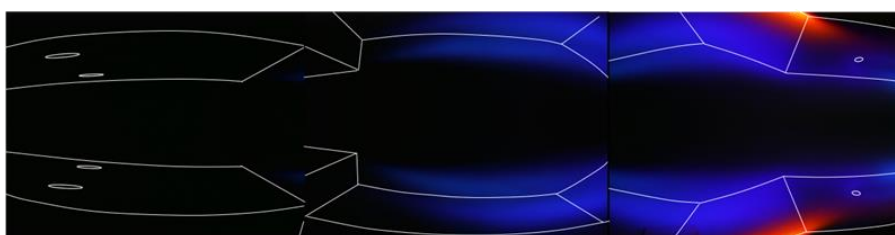
最後に RJTF D は、飛行試験 case②の低動圧条件に対応した地上試験で、試験気流の動圧は 58 kPa と他の条件のほぼ半分である。RJTF D では、安定した燃焼状態が得られず、可視化動画でも、時々、青色の発光が瞬間的かつ散発的に見えるだけであった。そのため、図 3-4-2-12 (d)に示した 2 秒間の平均画像で火炎を視認することはできない。図 3-4-2-13(d)に示した無次元圧力分布では、上流側噴射孔より下流の各圧力計測点で、燃料供給時の圧力の方が、気流のみの値より少しだけ高いが、これは、エチレン燃料の分だけ質量流量が増加したことによる変化である。キャビティ後端ランプ付近に圧力ピークが表れていることから、未燃状態と判断できる。



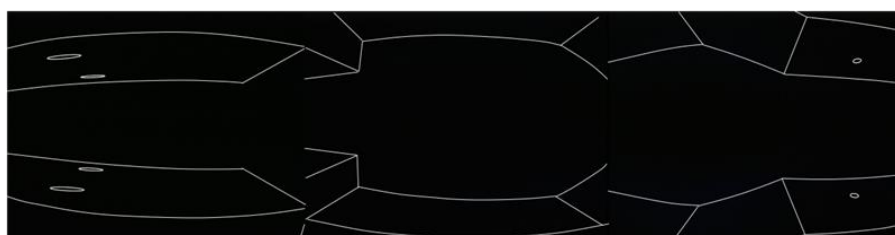
(a) RJTF A, M6V-H, RD1 形状, ϕ 0.337



(b) RJTF B, M6V-H, w115 形状, ϕ 0.318

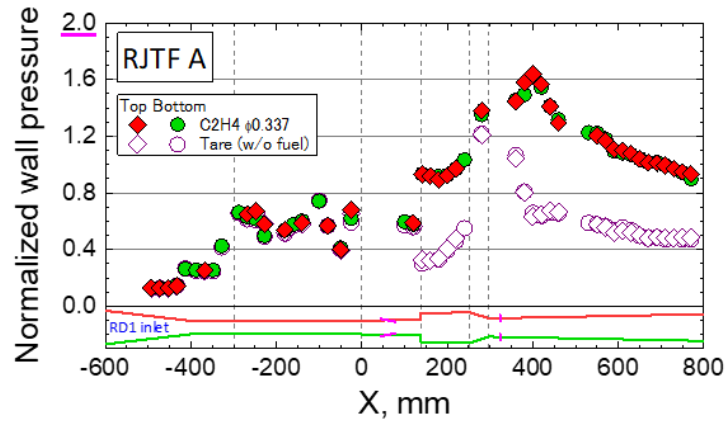


(c) RJTF C, M6V-H, w115 形状, ϕ 0.291

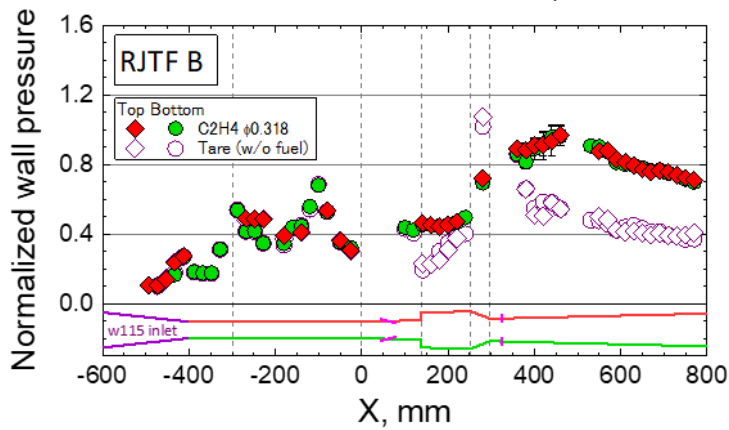


(d) RJTF D, M6V-L, w115 形状, ϕ 0.304

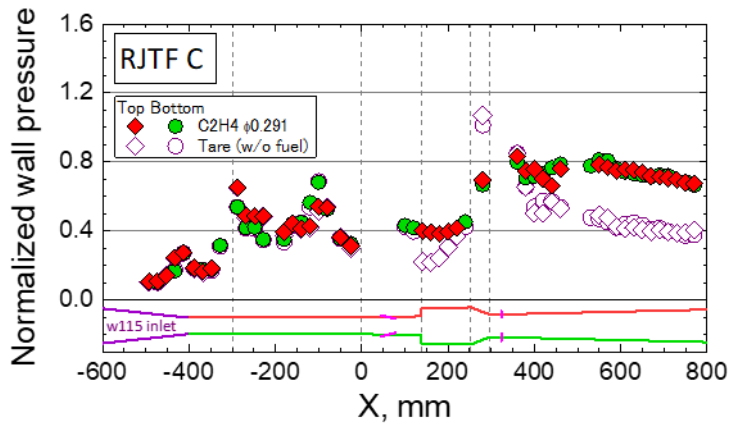
図 3-4-2-12 地上対比試験: エチレン火炎の観察結果
(+7~+9 秒間の平均画像)



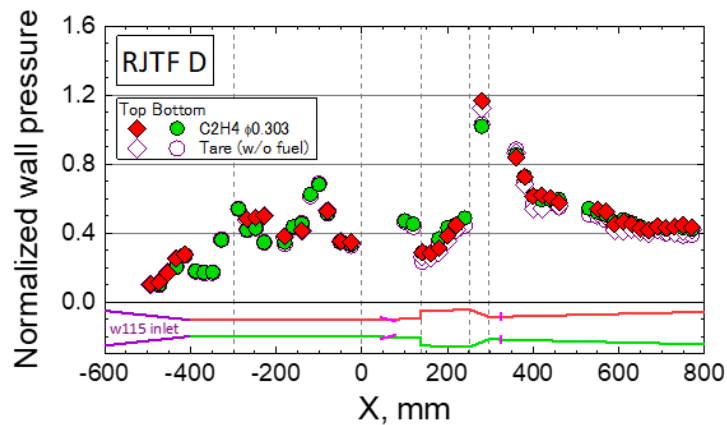
(a) RJTF A, M6V-H, RD1 形状, $\phi 0.337$



(b) RJTF B, M6V-H, w115 形状, $\phi 0.318$



(c) RJTF C, M6V-H, w115 形状, $\phi 0.291$



(d) RJTF D, M6V-L, w115 形状, $\phi 0.304$

図 3-4-2-13 地上对比試験: 無次元圧力分布

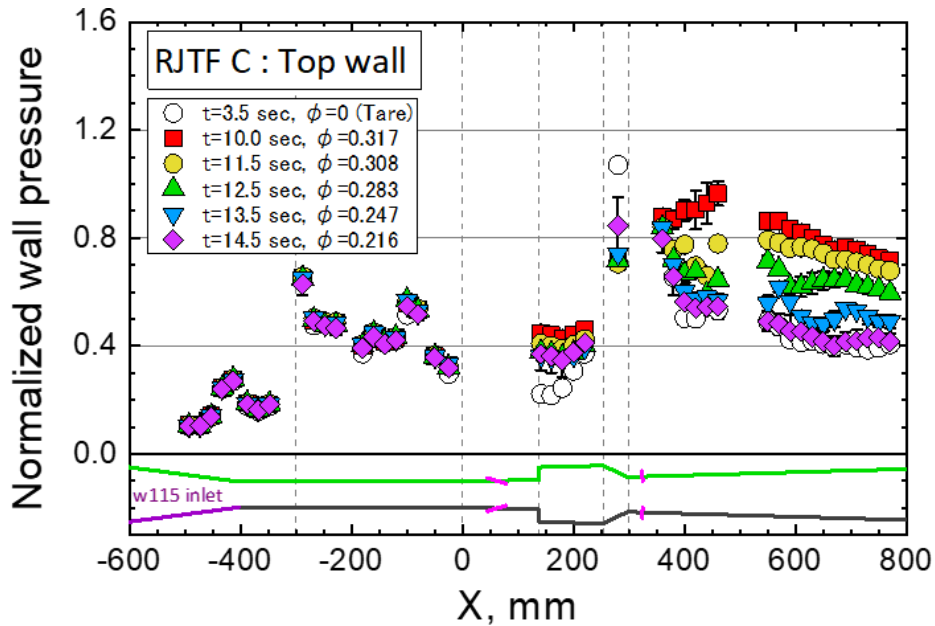


図 3-4-2-14 RJTF C の無次元圧力分布の変化 (Top wall)

(3) 燃焼器入口気流条件の違いの影響

RJTF A と RJTF B の試験結果の比較より、インレット形状を変更して設定した燃焼器入口気流条件の違いが燃焼特性に及ぼす影響について考察する。RJTF A は外部圧縮ランプ角 8.12 度の RD1 形状インレット、RJTF B は同ランプ角 6.12 度で低圧縮比の w115 形状インレットを装着した試験である。表 3-4-2-3 に示した拡大燃焼器入口の気流条件を比較すると、RJTF A と RJTF B のマッハ数はそれぞれ 2.72 と 2.85 で RJTF B の方が 0.13 高く、静温は 596 K と 564 K で RJTF B の方が 32 K 低い。その他、気流速度の差は比較的小さく RJTF B の方が 1.9% 速い程度であったが、逆に、静圧は 25 % 低く、捕獲空気量も 18 % 少なく、これらが最も大きな違いとなっている。前節で述べたように、図 3-4-2-12(a) と図 3-4-2-12 (b) に示した可視化結果によれば、RJTF A では、火炎の発光がキャビティ上流端角にほぼ付着した状態であり、かつ、主流とキャビティ内再循環流れの間の剪断流れ内で強い発光が観察されたが、RJTF B では、全体的に発光が下流に後退し、かつ、弱くなった。また、図 3-4-2-13(a) と図 3-4-2-13 (b) に示した無次元圧力分布によれば、RJTF A では、キャビティ部の圧力が、その上流の値より大きく上昇し、拡大部でも高い燃焼圧力が得られたが、RJTF B では、キャビティ部の圧力は、上流の値より少し高い程度であり、拡大部の圧力も RJTF A に比べると低く、最高圧力点も下流に後退した。RD1 形状から w115 形状に変更したことで、燃焼器入口静圧の低下と質量流量の減少が顕著に発生したこと、それに加えて、静温も少し低下し、マッハ数や流速は逆に少し遅くなったことは、いずれも混合や着火・燃焼発熱を遅らせる方向に働く。これらの影響は、強い気流擾乱の発生を抑えるために斜め噴射を採用した上流側噴射孔から供給されたエチレンの混合・燃焼過程により強く影響するものと考えられる。また、キャビティ部での燃焼による圧力上昇が弱いと、剪断流れが中心軸に向かってそれほど強く押し上げられないため、上流側噴射エチレンがより多くキャビティ内に取り込まれ、キャビティ内当量比が高くなり過ぎて着火・燃焼しにくくなることも考えられる。一方、拡大部については、低圧縮比インレットに変更したことで、燃焼圧力は低下したものの、下流側噴射孔から供給されたエチレンは噴射孔付近から燃焼しており、この燃焼器入口条件の違いの影響は、上流側噴射エチレンの場合より小さいと考えられる。ただし、図 3-4-2-14 の説明で述べた通り、キャビティ内燃焼が弱くなり過ぎると、噴射孔付近からの着火・保炎を維持できなくなり、発熱遅れを生じるようになる。

w115 形状への変更により、RJTF B の無次元圧力分布は、RJTF A の圧力分布に比べて、次節で示す飛行試験 case⑥の圧力分布に近い分布になった。このことは、今回適用した w115 形状インレットによる気流条件調整法の有効性を示している。また、地上試験設備を用いて燃焼器試験を行う場合、試験気流条件に加えて、燃焼器入口気流条件を実飛行条件に合わせることで、実飛行条件の燃焼器特性により近い燃焼試験データを取得できることを示す結果であった。

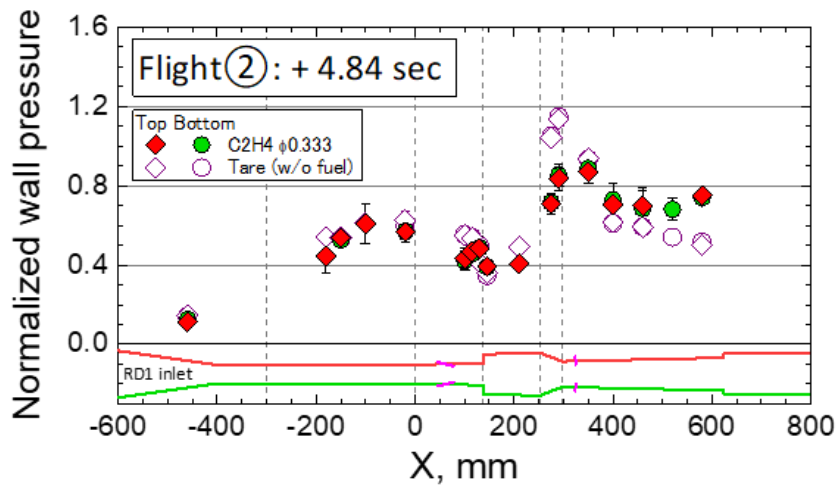
(4) 地上対比試験と飛行試験の試験結果の比較

次に、地上対比試験と飛行試験の結果を比較する。図 3-4-2-15(a)および図 3-4-2-15(b)に、RD1 飛行試験(参考文献 3-4-2-7)の case②および case⑥の無次元圧力分布を示す。なお、飛行試験結果も地上対比試験と同様に各時刻の動圧で無次元化した値である。

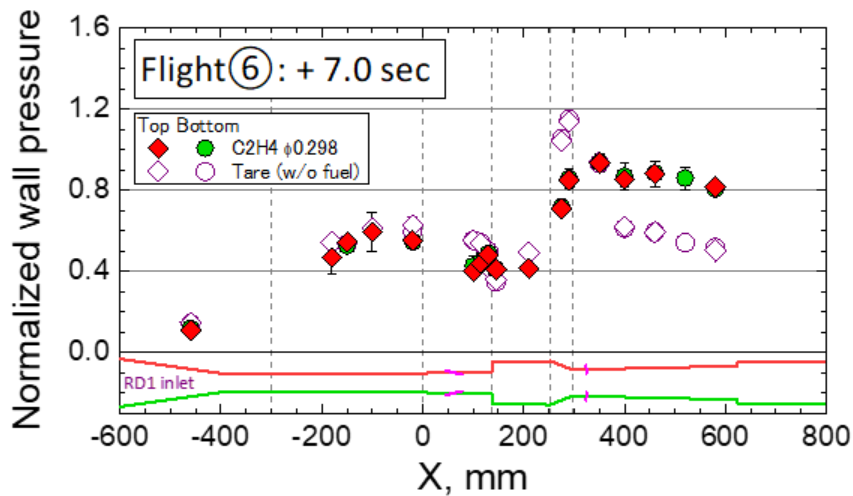
RJTF C は、RJTF B と同じインレット形状および試験気流条件だが、当量比を下げて飛行試験 case ⑥の試験条件に近づけた動圧 102 kPa の高圧条件試験である。前述の通り、試験気流の運動エネルギー(全エンタルピも同様)は、RJTF の燃焼加熱用水素流量が設定目標値を下回ったため、飛行試験 case⑥の気流値より若干低いが、当量比はほぼ一致している。一方、RJTF D は、飛行試験時間初期の case②との比較のため、動圧を 58 kPa に下げた低圧条件試験である。RJTF D の試験気流条件は、飛行試験 case②の各気流状態量とよく一致したが、当量比は飛行試験より約 10 %低い。

まず、動圧 58 kPa 条件の地上対比試験 RJTF D と飛行試験 case②の無次元圧力分布を比較する(図 3-4-2-13(d)と図 3-4-2-15 (a)を参照)。気流のみの場合、両圧力分布は、キャビティ底部および拡大部の圧力が、飛行試験に比べて地上対比試験の方が若干低いが、両分布ともキャビティ後端ランプ角付近に高圧ピークが形成されている点など、分布形状はよく一致している。一方、燃料供給した場合、RJTF D では、前述の通り、安定した燃焼状態を得られず、圧力分布も、エチレン供給による質量流量増に相当する程度の圧力増分しか得られていない。また、未燃状態の圧力分布の特徴であるキャビティ後端ランプ角付近の高圧ピークも残存している。一方、飛行試験 case②では、拡大部の X=500 mm から下流で燃焼による圧力上昇が見られる。また、キャビティ後端ランプ角付近の高圧ピークは消失し、キャビティ底部の圧力分布も、気流のみの場合と僅かに異なる分布(参考文献 3-4-2-7)である。これらより、飛行試験 case②では、キャビティや拡大部でエチレンが燃焼していると考えられる。気流のみの場合に地上試験の燃焼器内圧力が飛行試験結果より少し低いことは、主流中に比熱の大きい水蒸気が含まれており、温度や圧力が低下するためと考えられる。一方、地上試験で安定燃焼状態を得られなかった原因については、この試験条件が他の条件より低圧であることや、飛行試験でも発熱遅れが顕著な燃焼による圧力上昇しか得られていないことから、この試験条件が、着火・燃焼限界に近く、温度や圧力などの気流状態量や当量比に対して高い感度を持つことが考えられる。

次に動圧 102 kPa 条件の地上対比試験 RJTF C と飛行試験 case⑥の無次元圧力分布の比較である(図 3-4-2-13(c)と図 3-4-2-15(b)を参照)。この比較においても、気流のみの場合の圧力は、RJTF C の方が飛行試験 case⑥より少し低いが、これは前述の通り、主流に含まれる水蒸気の影響と考えられる。一方、燃料供給時には、両試験の圧力分布で、キャビティ後端ランプ角付近の高圧ピークが消失し、また、拡大部で高い燃焼圧力が得られている。しかし、下流拡大部の圧力は、RJTF C の方が飛行試験 case⑥より少し低い。地上試験の水蒸気を含む主流の場合、飛行試験の純空気流の場合に比べて、燃焼圧力が低くなる傾向は、過去の試験結果と一致している(参考文献 3-4-2-7,3-4-2-12)。また、前述の通り、RJTF C の圧力分布には、拡大部で凹みが見られ、下流側噴射エチレンの燃焼発熱遅れが現れている。これらより、地上対比試験の燃焼圧力の方が飛行試験結果よりやや低い理由として、比熱の大きい水蒸気をより多く含むこと、また、燃焼発熱の遅れが飛行試験条件より顕著に現れたことが考えられる。一方で、キャビティ底部の圧力に関しては、気流のみの場合の圧力に対する燃料供給時の圧力増分は、RJTF C の方が飛行試験 case⑥より大きくなっているが、この違いの原因究明は今後の課題である。



(a) 飛行試験②; 動圧 57.6 kPa, RD1 形状, ϕ 0.333



(b) 飛行試験⑥; 動圧 101.8 kPa, RD1 形状, ϕ 0.298

図 3-4-2-15 飛行試験の無次元圧力分布(参考文献 3-4-2-7)

3. 4. 3 エンジン燃焼に対する影響を予測するツールの評価

3. 4. 3. 1 地上対比試験との比較

飛行試験に対する予測ツールの精度を確認する前に、地上対比試験に対して、予測ツールの調整を行った。

まず CFD パラメータ値は 3.1.2 項 Baseline2 のまま、供試体インレットは低圧縮形状に変え、飛行試験後の RJTF 試験の条件を適用し、壁面圧力分布の比較を行った。結果を図 3-4-3-1 に示す。なお、同時に燃料無噴射の結果の比較についても示してある。無噴射の結果について、キャビティ区間における圧力分布は両方で比較的良好に一致するものの、2 段目燃料噴射より下流において CFD は圧力を過小評価している。次に燃料噴射し燃焼した場合についても同様に、燃焼器下流の圧力を CFD は過小評価しており、これは後述の Baseline2 を用いた CFD と飛行試験との比較結果と同様となっている。なお、無噴射の場合に両者が一致しない原因は不明である。ただしこの不一致に関して、燃焼時には流れ場が大きく変化するためその予測精度に対する影響は小さいと考える。

ここで、飛行試験後の RJTF 試験条件における燃焼器内の燃焼が混合律速なのか、あるいは反応律速なのかを検討する。これにより仮に混合律速であれば乱流シュミット数 Sc_t を調整すれば良いし、一方で反応律速の場合は化学反応機構を再検討する必要がある。図 3-4-3-2 に CFD 結果より得られた断面平均による混合効率 η_m ・燃焼効率 η_c の主流方向変化について示す。混合効率の定義は式(3-4-3-1)の通りであり、燃焼効率は酸素消費率より求めた。

$$\eta_m = \frac{\int_A \frac{\rho_{fuel} u}{\max(\phi, 1)} dA}{\int_A \rho_{fuel} u dA} \quad \text{式(3-4-3-1)}$$

ここで u は主流方向速度、 ρ は密度、 ϕ は局所当量比である。本図より、混合効率と燃焼効率の間に大きな差があるため、反応遅れが大きく反応律速の可能性がある一方で、特に 2 段目噴射より下流において混合効率の増加とともに、燃焼効率も増加していることから、混合に支配されているようにも見える。

そこで、まずは Sc_t の依存性について再調査する。図 3-4-3-3 に Sc_t を変化させた場合の上面壁圧分布の変化を示す。 Sc_t を Baseline2 の 0.9 から減少させていくと混合が促進され、特に 2 段目燃料噴射より下流の圧力が上昇し燃焼も促進されている。一方でキャビティ内の圧力も徐々に増加する傾向が示されている。そして $Sc_t = 0.3$ になるとキャビティ内の圧力が急激に上昇し、飛行試験前の M6S 条件における RJTF 試験結果と同様に燃焼モードが遷移した。その結果、キャビティ下流の燃焼も促進され特に 2 段目燃料噴射付近の圧力上昇が顕著となっている。よって本図に限れば、試験データとの一致度の観点から、 $Sc_t = 0.36$ が最適の値となっている。

次に反応機構の違いによる影響を検討する。3.1.2 項で取り上げた化学種数の異なる反応機構の内、Baseline2 で用いた 20 種の反応機構及び 34 種の反応機構、さらに他の Skeletal モデルとして、ベースとなる詳細反応機構が同じ USC Mech II である Zambon and Chelliah による 31 種の反応機構(参考文献 3-4-3-1) および Luo らによる 32 種の反応機構(参考文献 3-4-3-2) について試してみる。図 3-4-3-4 に $Sc_t = 0.36$ とした場合の、上面壁圧分布に対する上記反応機構を用いた結果の比較を示す。本図より、反応機構の依存性も大きいことがわかる。そしてこれまで用いていた 20 種の反応機構が最も反応性が良く、続いて 34 種、31 種、32 種の順に反応性が悪くなり、燃焼による圧力上昇のレベルが低下する。なお 34 種、31 種、32 種間の差は比較的小さい。このことから、 Sc_t の調整を行う前に、反応機構の再選定を行う必要があることがわかった。

図 3-4-3-5 に基礎燃焼特性である着火遅れ時間と層流火炎速度について、3.1.2 項で構築した各種反応機構及び元となった詳細反応機構を用いて計算した結果を示す。ここで図中の凡例名は”化学種数”-”素反応数”で示されており、”111-770”が詳細反応機構である。まず着火遅れ時間をみると詳細反応機構と比較して、初期温度 T_{init} が十分高い場合は、34 種の反応機構はほぼ一致している一方で、20 種の反応機構は着火遅れ時間をかなり長く見積もっているのがわかる。次に層流火炎速度については、圧力 1atm の条件において fuel rich 側で詳細反応機構からのずれが大きい、その中でも比較的詳細反応機構に近いのが 34 種の反応機構である。一方で 20 種の反応機構は層流火炎速度をかなり過大に評価しているのがわかる。層流火炎速度は、1 次元の火炎伝播理論によれば平均反応速度の平方根に比例するため、燃焼が反応律速の場合このずれは致命的エラーと言える。3.1.2 項において 20 種の反応機構が問題なかったのは、調査した解析対象が十分な燃焼を生じていて拡散燃焼が支配的であったためである。さらに Skeletal モデルの化学種数については、他の研究グループの反応機構が 30 程度であることから、この数字が相場と考えられる。精度を保ちつつこれより化学種数を減らす場合は、quasi-steady-state(QSS)近似等の解析的な簡略化手法の適用が必要である。以上の議論から、反応機構を 20 種から 34 種に切り替えることにした。

図 3-4-3-6 に反応機構を 34 種に固定し、 Sc_t を 0.36 からさらに小さくした場合の上面壁圧分布の変化を示す。 $Sc_t = 0.36$ の場合は試験データと比較して下流の圧力レベルを過小評価しているが、 $Sc_t = 0.3$ とすると、キャビティ内の圧力を低く保ちつつ、下流の圧力が上昇し試験データに近づく。しかしながら 2 段目燃料噴射付近と $x=800\text{mm}$ より下流の圧力は試験データよりも低いままである。そして $Sc_t = 0.26$ にすると 20 種の反応機構を用いた $Sc_t = 0.3$ の場合と同様に燃焼モードの遷移が生じた。このことからキャビティ内の低圧力を維持して燃焼モードの遷移を抑制しつつ、2 段目燃料噴射付近での圧力上昇が促進されることが望まれる。ここで燃料噴射角度に注目すると、1 段目燃料噴射は主流に対して 15° であるのに対し、2 段目燃料は壁面に対して垂直に噴射することから、後者の方が燃料の混合が進み易いはずである。ところが図 3-4-3-7 で示される反応凍結して燃料噴射した場合の各燃料噴射孔付近の渦粘性係数の分布を見てみると、特に 2 段目付近の渦粘性がより強くなっているようには見えない。これはおそらく現在用いている乱流モデルの SST モデルが今回の対象としている流れ場を想定しておらず、正常に機能していない可能性がある。そこで、やや人工的ではあるが、 Sc_t の値を上流と下流で変えることにする。すなわちキャビティ後縁より上流では、Baseline2 の $Sc_t = 0.9$ として、それより下流の Sc_t のみ 0.24 とした上壁面圧力分布結果を図 3-4-3-6

に追加で示す。(凡例名” $Sc_t=0.9/0.24$ ”)これによりキャビティ内の圧力分布は試験データを非常によく再現し、かつ 2 段目燃料噴射付近の圧力レベルも試験データに近い値となった。しかしながらより下流の圧力レベルはわずかながら試験データと比較して過小評価した。そこで、さらに乱流モデルを Menter の Baseline (BSL) モデル(参考文献 3-1-2-14)に変えることにした。ここで、生成項の評価および圧縮性補正の方法は SST モデルと同じである。本モデルは解くべき輸送方程式は SST モデルと同じで、違いは SST モデルの場合に、渦粘性の評価に乱流剪断層の輸送効果を考慮した処理が行われる点であり、これにより過度な渦粘性を抑制し境界層剥離の予測精度が向上するとされている。逆に BSL モデルは SST モデルよりも渦粘性の値が大きく、その分混合が促進される傾向にある。よって図 3-4-3-8 の上面壁圧分布に示されるように下流側の Sc_t の値を過度に小さくすることなく圧力レベルを実験値に近づけさせることが可能となり、かつ SST モデルの場合に問題となった下流の圧力レベルの過小評価を解消する結果となった。最終的に CFD パラメータの再調整結果は表 3-4-3-1 に示す通りで、これを Baseline3 とする。

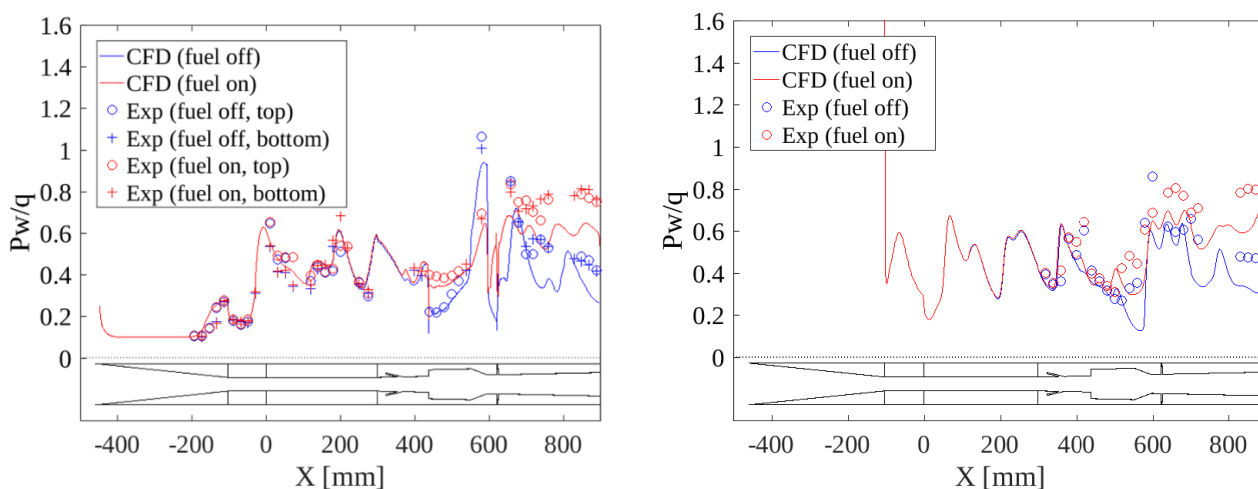


図 3-4-3-1 上面(左)及び側面(右)中心線上圧力分布に関する RJTF 結果との比較(Baseline2)

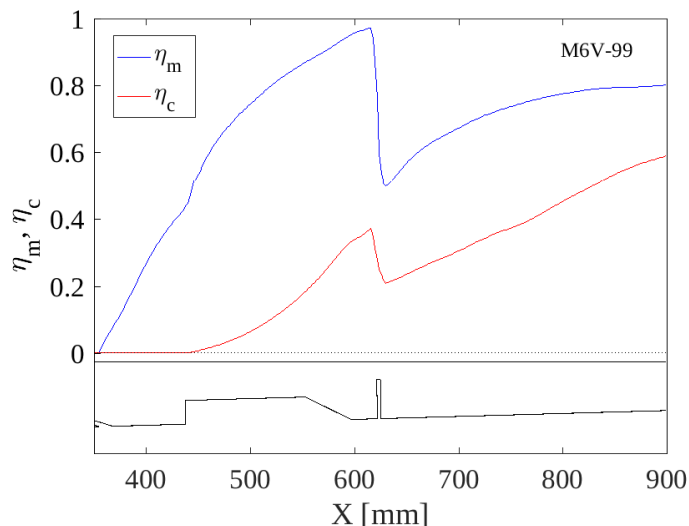


図 3-4-3-2 CFD による混合・燃焼効率の主流方向変化(修正 M6V, Baseline2)

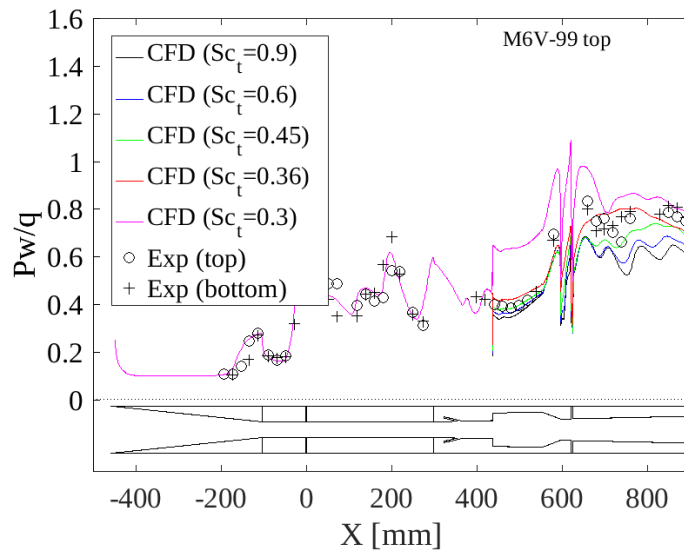


図 3-4-3-3 上面壁圧分布に対する Sc_t の依存性 (20-96 反応機構)

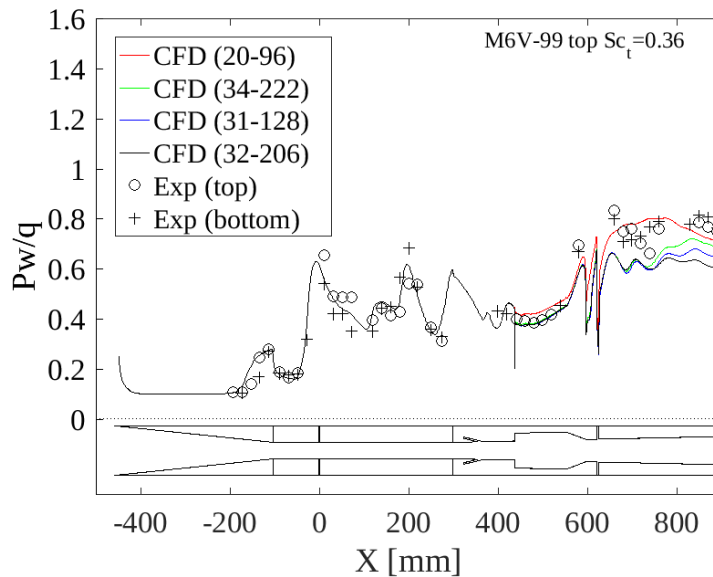
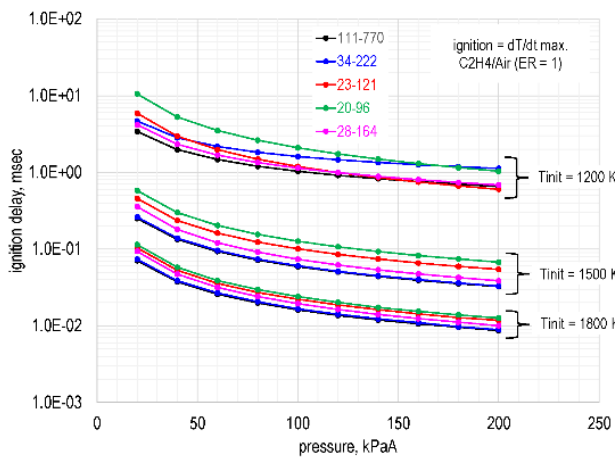
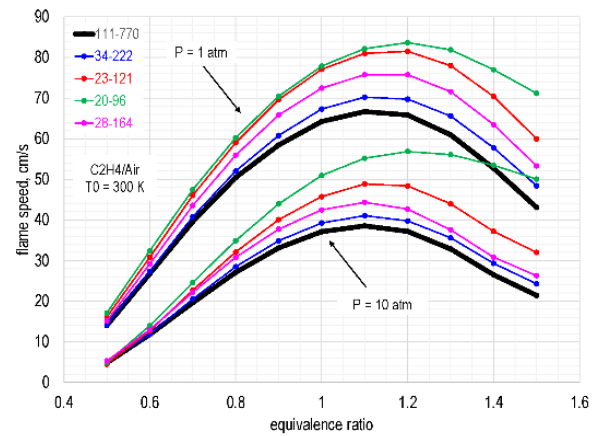


図 3-4-3-4 上面壁圧分布に対する反応機構の依存性 ($Sc_t=0.36$)



(a) 着火遅れ時間



(b) 層流火炎速度

図 3-4-3-5 反応機構による基礎燃焼特性の変化

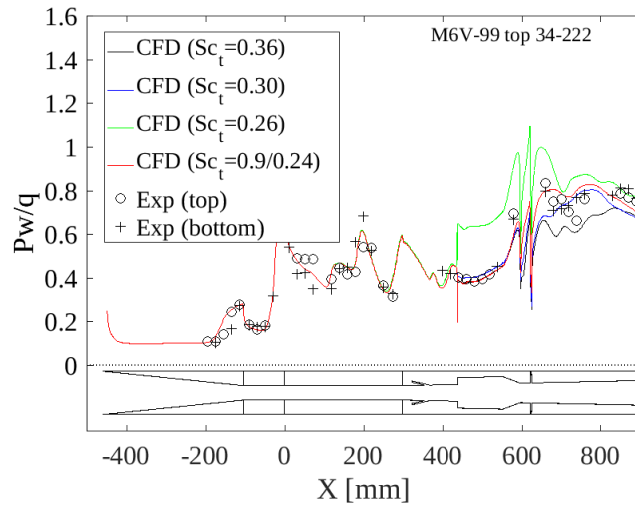


図 3-4-3-6 上面壁圧分布に対する Sc_t の依存性 (34-222 反応機構)

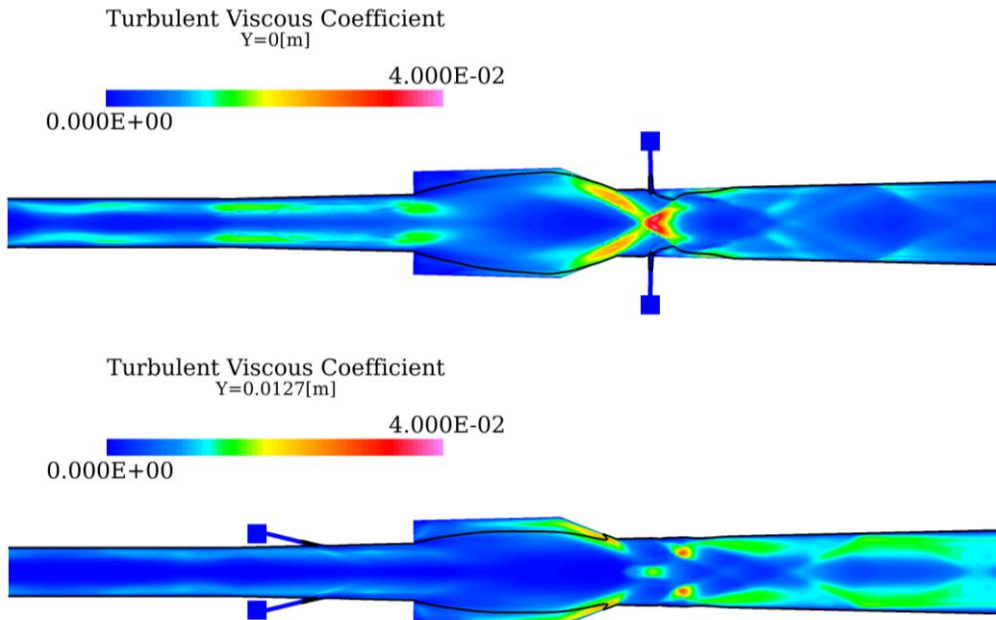


図 3-4-3-7 $y=0$ mm (上) 及び $y=12.7$ mm (下) 断面上渦粘性係数分布 (fuel on, frozen)

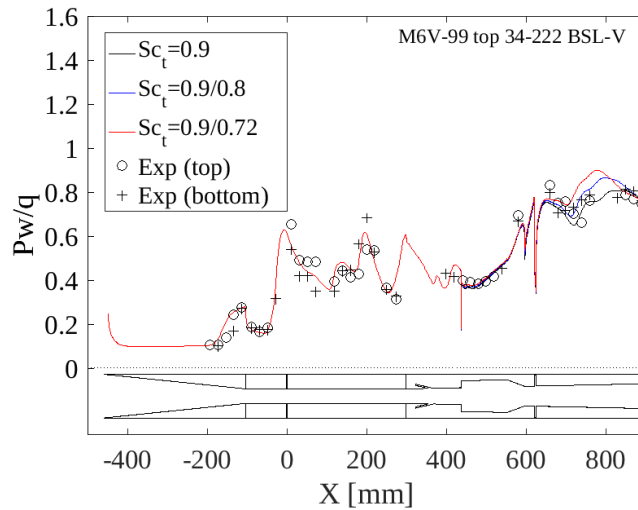


図 3-4-3-8 上面壁圧分布に対する Sc_t の依存性 (BSL-V モデル)

表 3-4-3-1 調整用 CFD パラメータ値

	Baseline	Baseline2	Baseline3
乱流シュミット数	0.9	0.9	上流：0.9/下流：0.8
乱流モデル	SA-CC	SST-V-CC	BSL-V-CC
乱流燃焼モデル	層流燃焼	Berglund's PaSR	Berglund's PaSR
反応機構	20種96反応	20種96反応	34種222反応

3.4.3.2 飛行試験との比較

まず Baseline2 に基づき、ADS・IMU 等の飛行試験データから推定されたインレットに流入する気流条件を適用して、供試体内部燃焼流の CFD 解析を実施した。なお、3.1.2 項で示した飛行試験前の RJTF 試験で用いたインレットは、側壁圧縮のない形状で実施され、また気流マッハ数も飛行試験よりも低く、その結果実際の飛行試験ではこの時の地上試験と異なり、より弱い燃焼状態となったことに注意が必要である。

表 3-4-3-2 に飛行試験区間中の選択された5つのケース(Case1～Case5)の気流条件を示す。図 3-4-3-9 に、Case1～Case5 における上壁中心線上の壁圧分布について、CFD と飛行試験の結果を比較したものを示す。ここで、圧力値は q で無次元化され、CFD については燃料噴射無しの結果も示してある。また流路形状を図の下に描画し、横軸の x 座標は分離部入口を起点としている。さらに、迎角(α)・横滑り角(β)について、CFD では 0° を仮定しているのに対し、飛行試験では両者の間に約 90° の位相を持ちつつ振幅約 2° で周期的に変動していたことに注意が必要である。結果として Case2 の場合のみ、CFD は飛行試験結果を比較的よく再現した一方で、Case3、Case4 ではインレットからキャビティ後縁までの区間で CFD と飛行試験結果はよく一致しているものの、その下流では CFD は飛行試験の燃焼圧力を過小評価した。さらに Case1 ではキャビティ内の圧力分布も一致していない。ただし Case1 は他のケースとは事情が異なる。飛行試験で見られているキャビティ後縁の圧力ピークは無噴射の時にキャビティ剪断層がキャビティ底面に付着することにより生じるもので、燃料噴射しキャビティ内の再循環流で燃焼が生じた場合は、剪断層が主流と平行に伸びるためそのピーク値が低下する。実際に無噴射時の CFD 結果は該当するピーク値について飛行試験結果に近い値を示している。一方でキャビティ下流の圧力について、飛行試験結果は CFD の無噴射の結果と比較して高い値を示していることから燃焼が生じていると考えられる。CFD の噴射時の結果は強制的にキャビティ内で着火させることにより得ており、キャビティ下流でも燃焼が生じていて無噴射よりも圧力が高くなっているが、それでも飛行試験結果と比較すると圧力レベルを過小評価しているように見える。なお、CFD の無噴射の圧力分布結果は、反応凍結して噴射した結果と大きな差がないことを付しておく。無次元化された圧力分布についてもう少し考察すると、CFD 結果は q の変化に対する影響が比較的小さいのに対し、飛行試験では Φ がわずかではあるが減少しているのにも関わらず、 q の増加と共に明らかに増加している。すなわち CFD 結果はほぼ当量比に依存しているのに対し、飛行試験結果はその他に静圧にも依存していることが示されている。

ここで、上記両者の一致が不十分な点について、2 つの要因を考えた。ひとつは壁温の影響で、もうひとつは α 、 β が変動する影響についてである。前者については、CFD では壁温を 500K の等温壁に設定して計算を行った。ここで、地上試験の供試体の材質は銅であり比較的熱伝導率が良く壁面温度上昇も顕著でなかった。一方で、飛行試験供試体は材質がニッケル合金のためより壁面温度上昇率が大きい。そこで壁温を 700K まで上昇させてその感度を調べた。

図 3-4-3-10 に上面中心線上の圧力分布について、壁温が 500K と 700K の場合の CFD 結果の比較を示す。本図より、壁温が変化する影響は小さく、飛行試験結果との差を縮める要因ではないことがわかった。

次に、 α 、 β の変動に関する影響について検討を行った。先述した通り、 α 、 β の最大振幅が約 2° でお互いの位相差も 90° 程度とのことから、最低限の α 、 β の組合せとして $(\alpha, \beta) = (2, 0), (-2, 0), (0,$

2), (0, -2)° の 4 ケース選び、それぞれの結果の平均を取ることにした。なお、飛行試験の壁圧データは概ね 2Hz の周期的変動を生じているため 1 周期間の平均値として提供されている。したがってよりフェアな比較を行うべきとの観点からもこのような処理を行った。図 3-4-3-11 に上面中心線上の圧力分布について、上記 4 ケースの結果とその平均値、そして $\alpha, \beta = 0^\circ$ の結果との比較を示す。ここで、 $(\alpha, \beta) = (0, 2)$ と $(0, -2)^\circ$ の結果は上壁中心線上の分布の場合と同じである。本図により、 $\alpha \neq 0^\circ$ の場合、インレット・分離部の圧力変化が比較的大きいのに対し、燃焼器下流の圧力変化は小さい。一方で、 $\beta \neq 0^\circ$ の場合、インレット・分離部の圧力分布の変化はほぼなく、キャビティおよび燃焼器下流の圧力が $\alpha, \beta = 0^\circ$ の場合と比較して若干増加する。そして上記 4 ケースの平均値は $\beta \neq 0^\circ$ の場合の結果に近く、 $\alpha, \beta = 0^\circ$ の場合と比較して燃焼器下流の圧力が若干上昇するが、飛行実験結果との差を埋めるような変化ではなかった。

そこで CFD パラメータ再調整後の Baseline3 の設定で、再度飛行条件の Case1 から Case5 を計算した。図 3-4-3-12 に各条件における燃焼時の上壁面圧力分布の CFD と飛行試験結果の比較を示す。本図より Case3 から Case5 までの比較的広範囲で両者が一致しているのがわかる。特に再調整に使用した地上試験結果の動圧が 100kPa 付近であったことから、飛行条件においてもそれに近い Case4 においてよい一致が見られた。一方で、Case2 については Baseline2 の設定で計算した結果とは異なり、(この時は飛行試験結果をよく再現していたが) CFD は過大評価となっている。そして Case1 は前回と同様に飛行試験結果を再現することは困難であった。

3. 4. 3. 3 積分推力としての比較結果まとめと目標達成度評価

表 3-4-3-3 に圧力積分による推力係数に関し、表 3-1-2-1, 3-4-3-2 で示される各条件における Baseline2 及び Baseline3 による CFD 結果と飛行試験後の RJTF 試験結果及び飛行試験結果の比較を示す。ここで、積分範囲は計測点が限られていることおよび CFD の計算領域を考慮して上流はキャビティ後縁から、下流は燃焼器拡大部開始位置からの距離が 600mm までとした。推力係数は q と分離部断面面積 (38.1mm × 50.8mm) の積で無次元化されている。当初の目標では CFD と飛行試験の推力差を ±5% 以内としていたが、Baseline2 を用いた CFD 結果については、飛行試験後の RJTF 試験との差は -23.1% とかなり過小評価していた。そして飛行試験との差については Case2 が -4.1% であって目標を達成し、その他の条件では両者の差が -5% 以上であった。一方で再調整後の Baseline3 を用いた CFD 結果については、飛行試験後の RJTF 試験結果との差が -0.5% と目標を達成し、飛行試験結果との比較では、両者の差が Case3, Case4 でそれぞれ -2.9%, 0.1% と目標を達成し、Case5 についても目標は達成しなかったが 6.2% と小さい。一方で Case1, Case2 については両者の推力差は 10% 以上と依然大きい。以上のことから調整用に用いる地上試験の条件と近い飛行条件 (ここでは $q = 100\text{kPa}$ 付近) においては、CFD の予測精度は十分に目標を達成可能であることを示した。

表 3-4-3-2 飛行試験条件

Case	Time	Dyn. Pressure	Mach No.	Velocity	Pressure	Temperature	Fuel flow rate	Φ
	[s]	[kPa]		[m/s]	[kPa]	[K]	[g/s]	
Case1	379.7	41.66	5.712	1716.9	1.8242	224.9	10.37	0.4155
Case2	381.0	57.64	5.761	1716.5	2.4810	221.0	11.53	0.3326
Case3	382.7	90.77	5.812	1709.4	3.8383	215.3	16.99	0.3092
Case4	383.5	109.91	5.823	1701.8	4.6307	212.6	18.80	0.2813
Case5	384.9	156.93	5.841	1681.2	6.5711	206.2	16.70	0.1729

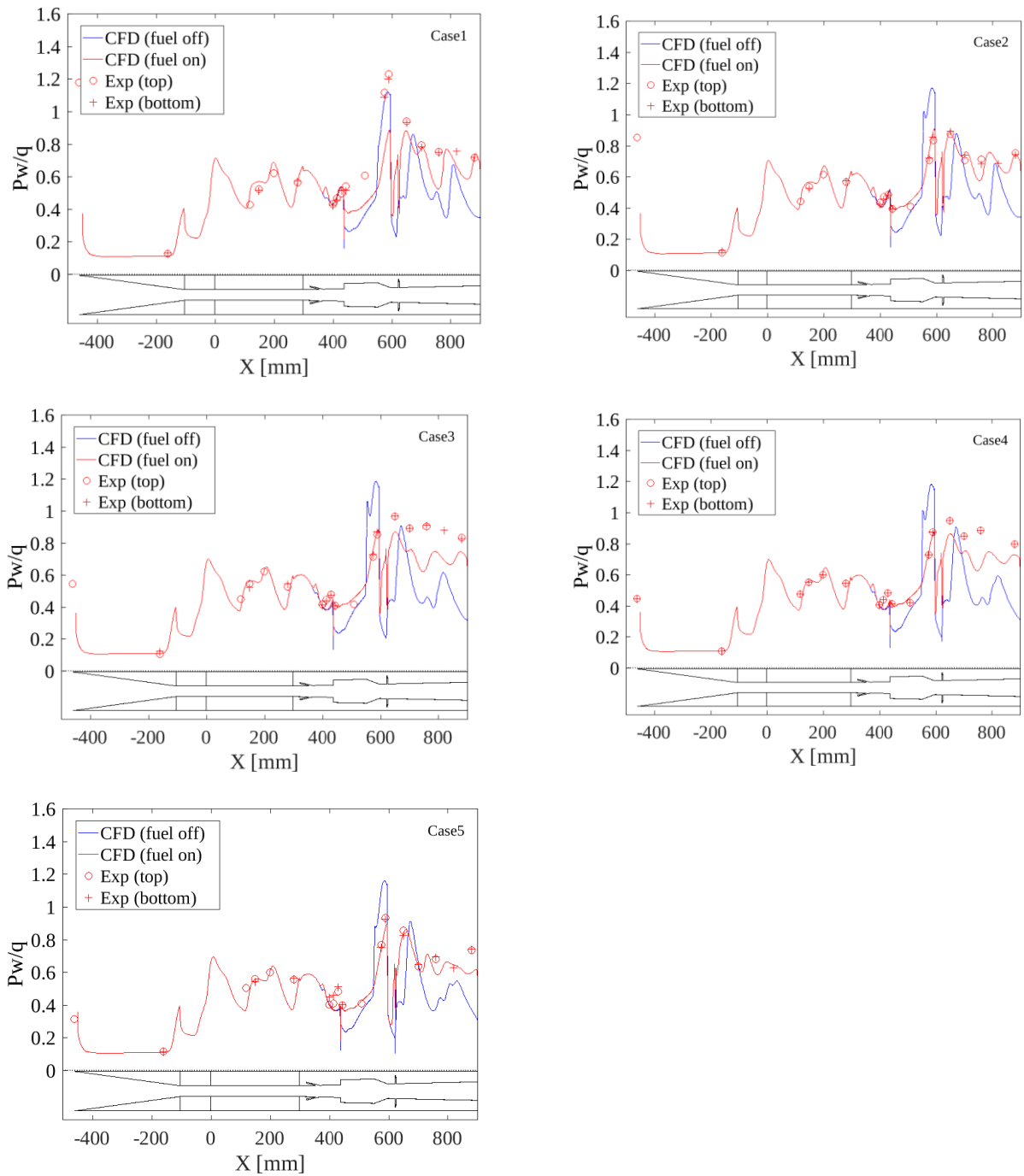


図 3-4-3-9 上面壁圧分布に対する CFD と飛行試験結果の比較 (Baseline2)

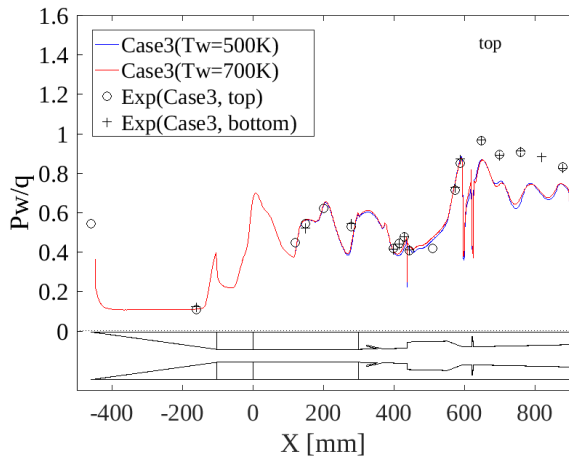


図 3-4-3-10 上面壁圧分布に対する壁温の影響

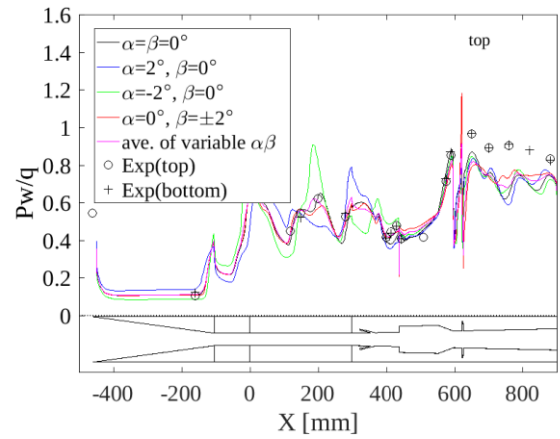


図 3-4-3-11 上面壁圧分布に対する α, β 変化の影響

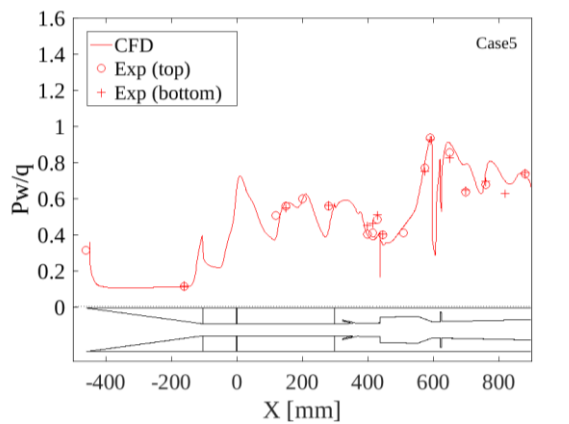
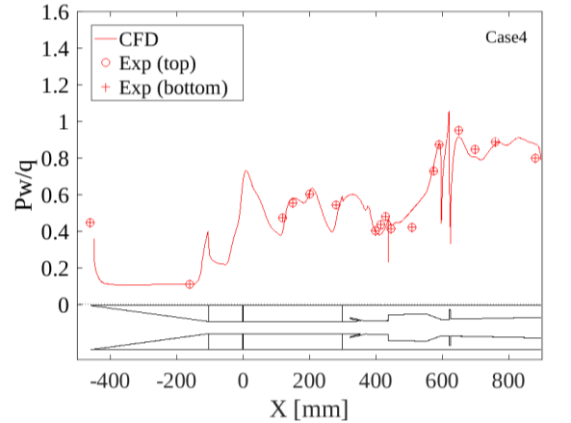
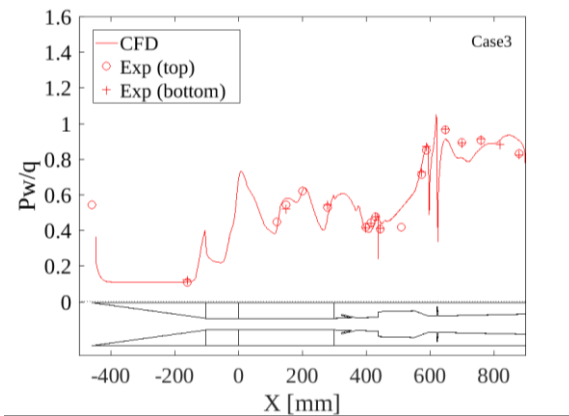
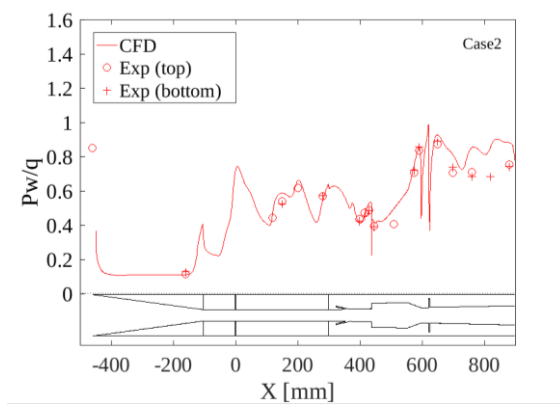
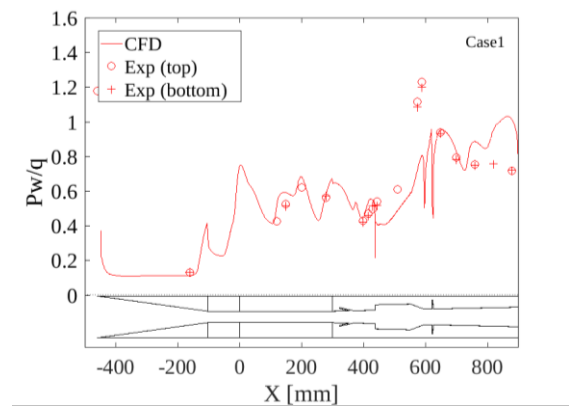


図 3-4-3-12 上面壁圧分布に対する CFD と飛行試験結果の比較 (Baseline3)

表 3-4-3-3 積分圧力推力係数

Conditions	Exp.	Baseline2		Baseline3	
		CFD	Gap	CFD	Gap
mod. M6V	0.279	0.214	-23.1%	0.277	-0.5%
Case1	0.279	0.246	-11.9%	0.319	14.5%
Case2	0.264	0.253	-4.1%	0.302	14.5%
Case3	0.319	0.259	-18.8%	0.310	-2.9%
Case4	0.307	0.257	-16.2%	0.307	0.1%
Case5	0.251	0.229	-8.7%	0.267	6.2%

3.4.4 空力加熱量に対する影響を予測するツールの評価

3.4.4.1 飛行試験と地上対比試験における表面熱流束の予測

(1) 解析方法

供試体形状の三次元STL形状から図3-4-4-1のようにレベルセット関数を定義した。飛行試験の解析用の計算格子は1mmの等間隔直交格子を用いて438×156×156=1065万セルを用いて図3-4-4-1左図のように、また地上対比試験の解析用にも同様に1mmの等間隔直交格子を用いて444×114×153=774万セルを用いて図3-4-4-1右図のように定義した。レベルセット関数の値がゼロの等値面が物体表面を表しており、物体内部は負の値、物体外部は正の値で、表面からの最小距離を定義した。非常に複雑な形状のため、一部の物体表面でSTLには無い凹凸が生じているが、この点は後に示す表面熱流束の予測には大きく影響しなかった。このレベルセット関数は個人用のパーソナルコンピュータを用いて10分程度で生成が可能である。

熱流束センサーは、図3-4-4-2に示すHFM1, HFM2の位置に設置されている。これらの位置で計測された値と、Euler方程式によるCFDと式(3-2-1-14)の層流REM、もしくは式(3-2-1-15)の乱流REMによって得られた解析値を比較する。CFD解析は大型計算機にて128並列計算でおよそ40時間、REM解析はCFD解析の解を入力して個人用のパーソナルコンピュータを用いて5分程度で解析可能である。CFD解析の段階では滑り壁面、断熱壁条件で解析されるため、表面熱流束は得られていないが、その後REMに物体表面の密度、速度、温度、それらから求められる粘度、表面流線の長さを用いて、平板層流境界層、もしくは平板乱流境界層を仮定した式によって表面熱流束を求める。通常、このような3次元複雑形状のNavier-Stokes方程式による解析は、境界層を解像する格子の必要性からこの数倍から10倍以上の計算コストになる。Euler方程式によるCFD解析は全ての物性値を乾燥空気の値としたが、REM解析においてはより実際の状況を模擬するため、飛行試験に対しては乾燥空気の物性値を用い、一方で地上試験(RJTF)に対しては気流中の水分の影響を考慮して、以下の式(3-4-4-1)及び式(3-4-4-2)で一樣流の定圧比熱と粘性係数を定めた上でREM解析を行った。式中の α は水蒸気の体積分率で今回の試験では0.15である。また地上試験のREM解析には比熱比や気体定数にも水分を考慮した値を採用した。

$$C_{p_grd} = \alpha C_{p_vap} + (1 - \alpha) C_{p_air} \quad \text{式(3-4-4-1)}$$

$$\mu_{grd} = \alpha \mu_{vap} + (1 - \alpha) \mu_{air} \quad \text{式(3-4-4-2)}$$

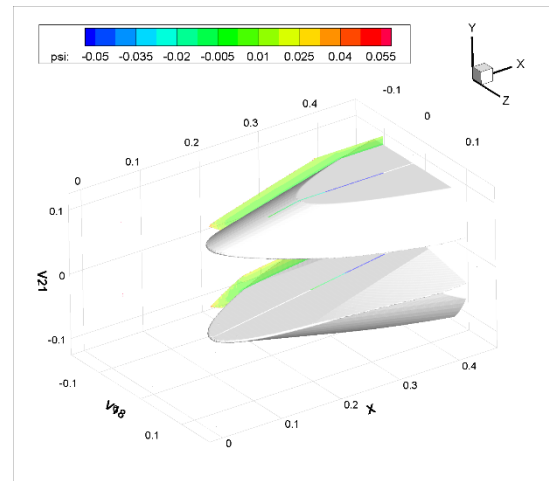
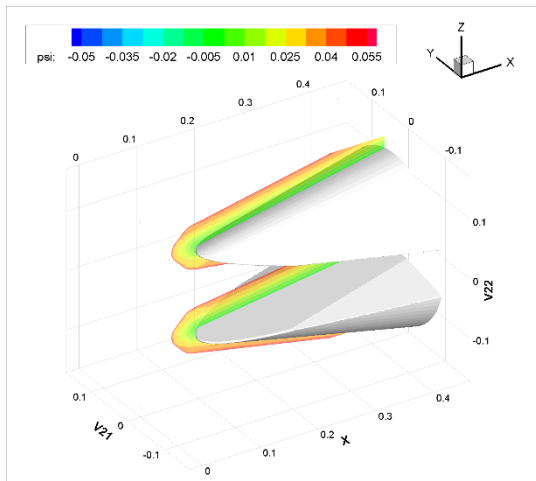


図3-4-4-1 供試体周りのレベルセット関数の分布
(左: 飛行試験供試体形状, 右: 地上対比試験形状)

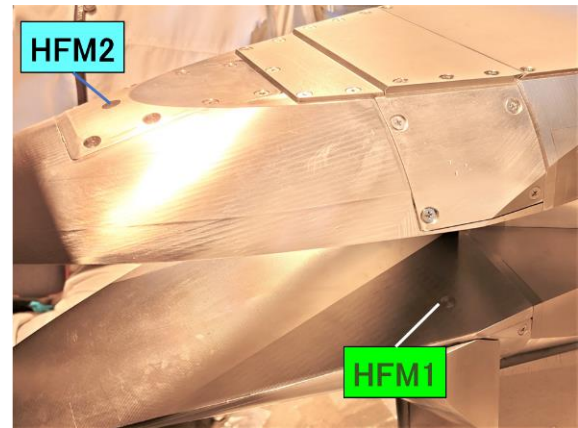
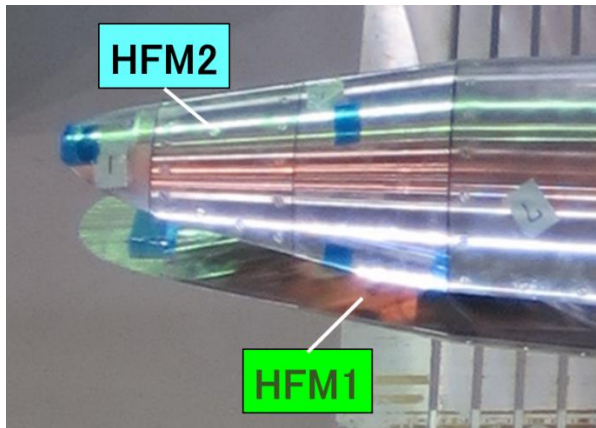


図3-4-4-2 供試体表面の熱流束センサー設置位置
(左: 飛行試験供試体, 右: 地上試験供試体)

(2) 地上対比試験条件に合わせた熱流束予測

図3-4-4-3に地上対比試験で計測された(a)HFM1及び(b)HFM2の熱流束を示す。同図には、横軸を動圧として、飛行試験で得られた熱流束も示している。試験条件は表3-4-2-2に示されたRJTF A～RJTF Dである。地上対比試験は、飛行試験とマッハ数が異なるものの、RJTF Aの試験は、動圧101kPa、迎角 0° （気流に対して、HFM1は 11° 、HFM2は 8° ）の条件で、RJTF B, Cは、動圧101kPa、迎角 2° （気流に対してHFM1は 13° 、HFM2は 6° ）、RJTF Dは動圧58kPa、迎角 2° である。

これに対して、表3-4-2-2に示した地上対比試験の条件に相当する風洞運転条件を用いてEuler方程式によるCFDとREMで表面熱流束を求めた。

図3-4-4-4(a)にインレット内面に配置された熱流束センサーHFM1が存在する面の、図3-4-4-4(b)にインレット外面に配置された熱流束センサーHFM2が存在する面の熱流束分布を示す。熱流束センサーの位置は、○印の位置に配置されている。表3-4-4-1に熱流束センサーによる計測値と、計測位置においてCFDとREMから求めた層流と乱流の熱流束の解析値を示す。REMのパラメータは、(1)文献等で一般的に再現性の良いとされる標準的なものと、(2)参照温度を物理的な意味合いを損なわない範囲で、地上対比試験(RJTF A条件)で計測された熱流束に近くなるように調整した値を示した。HFM2の位置の流れは、標準的なパラメータを用いた場合では層流に近い傾向を示しているが、パラメータを調整すれば、乱流を仮定した場合で誤差は-3.2%まで小さくなった。表3-4-4-2に境界層外縁の運動量厚さ基準Reynolds数を示す。HFM2の位置のRe数は、HFM1のRe数に近いことから、HFM2の位置において層流から乱流への遷移が生じ始めている可能性が考えられ、また、図3-4-4-3(b)に示すRJTF B, C, D条件の地上対比試験の結果は、

後述する図3-4-4-6に示す解析結果と比べて、乱流に近いと考えられることから、飛行試験での機軸の2°の変化で層流と乱流が交互に変化した可能性も考えられる。ただし、後述する図3-4-4-6の解析値や、図3-4-4-3(b)でRJTF Aの熱流束が飛行試験に比べて半分程度と小さかったことを考慮すると、RJTF A条件におけるHFM2の位置の流れは層流境界層流れと考えられ、REMのパラメータ調整により乱流と結論づけるのは適切ではなかった可能性が考えられる。

一方、HFM1の位置の流れは、表3-4-4-2に示すRe数を見てもわかる通り乱流と推定されるものの、パラメータを調整した場合でも誤差は-81.3%と大きくなった。図3-4-4-3(a)に示すように地上対比試験で計測されたHFM1の熱流束は、飛行試験で得られた値の2倍に達しており、HFM2の計測結果と比べても大きく異なる結果となった。前項の解析方法で述べたように、水分の影響の補正は、比熱、粘性係数、水分の割合等の影響を考慮するものだが、それらの調整だけで補正できる値を超える高熱流束であった。

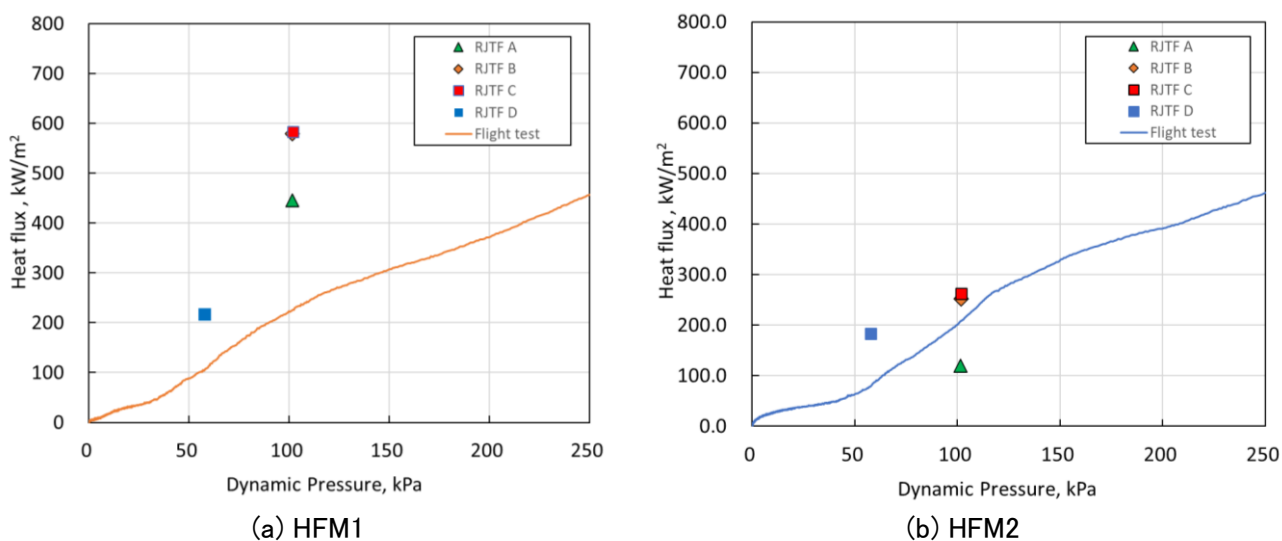


図3-4-4-3 飛行試験で計測された熱流束と地上対比試験で計測された熱流束の結果

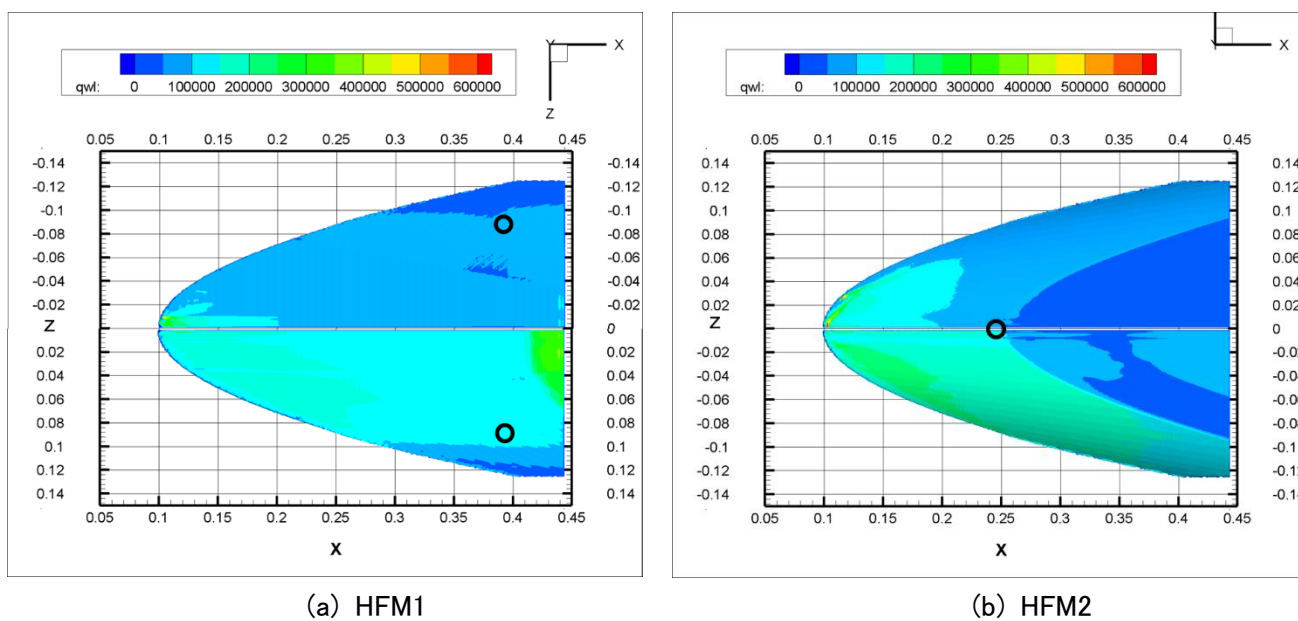


図3-4-4-4 CFDとREMにより求めた熱流束分布(地上対比試験供試体)

(左:インレット内面HFM1, 右:インレット外面HFM2, 上:層流REM, 下:乱流REM, ○:センサー位置)

表3-4-4-1 地上対比試験条件でCFDとREMから求めた熱流束

熱流束単位[W/m ²]	HFM1		HFM2	
	層流	乱流	層流	乱流
計測値	445,780		118,976	
(1) REM標準予測値 (文献推奨パラメータ)	40,440	60,750	83,550	160,500
(2) REMチューニングパラメータ	42,860	83,260	89,160	115,200
計測値と(2)の誤差	-90.4%	-81.3%	-25.1%	-3.2%

表3-4-4-2 境界層外縁の諸量から求めた熱流束センサー位置における運動量厚さRe数

地上対比試験	HFM1	HFM2
102kPa	1.73×10^6	4.85×10^5

(3) 飛行試験条件に合わせた熱流束予測

地上対比試験において用いたパラメータを基に、地上対比試験と同じ動圧100kPaでの飛行試験、及び、動圧 50kPa、25kPaでの流れ場の特性が異なる3つの動圧の状態についてCFDとREMで表面熱流束を求め、実験値と比較を行う計画であったが、地上対比試験において求めたREMのチューニングパラメータでは、特にHFM1について、計測値と予測値が大きく乖離してしまい、またHFM2でもチューニングが適切ではない可能性が考えられた。そのため以下では、文献推奨のパラメータを用いて比較を行った。乖離の原因については、風洞の乱れの可能性や、風洞設備ノズルの上流からの熱輻射により、飛行試験では起こらない高い熱流束が計測された可能性が考えられるが、HFM2ではその傾向があまり見られなかったため、現在、定量的に影響を調査中である。表3-4-4-3に比較条件となる試験条件を示す。また、表3-4-4-4に飛行試験時の各動圧条件での熱流束センサー位置における境界層外縁のReynolds数を示す。

図3-4-4-5に、動圧100kPa、50kPa、25kPaにおけるインレット内面に配置された熱流束センサーHFM1が存在する面と、インレット外面に配置された熱流束センサーHFM2が存在する面の熱流束分布を示す。図の上側半分は層流境界層、下側半分は乱流境界層を仮定した場合での熱流束分布を示している。熱流束センサーの位置は、図中の○印で示す。表3-4-4-5に飛行試験時の動圧100kPa時点における熱流束センサーによる計測値と、計測位置においてEuler方程式によるCFDとREMから求めた層流と乱流の熱流束値を示す。同様に、表3-4-4-6に飛行試験時の動圧50kPa条件での、また、表3-4-4-7に飛行試験時の動圧25kPa条件での熱流束計測値と、Euler方程式によるCFDとREMから求めた層流と乱流の熱流束解析値を示す。

図3-4-4-6に、飛行試験におけるHFM2の位置の熱流束センサーによる計測値と、計測位置においてEuler方程式によるCFDとREMから求められた熱流束の解析値を示した。図には、参考としてNavier-Stokes方程式によるCFDから求めた熱流束の解析値(壁温は飛行試験結果を使用)も一緒に示した。解析値との整合性より、飛行試験でのHFM2の位置の境界層流れは、飛行動圧25kPaまでは層流、飛行動圧25kPa~100kPaでは乱流に遷移している途中の段階であると考えられる。図3-4-4-3(b)の地上対比試験では、動圧100kPaの条件で層流と考えられる結果が得られているので、地上対比試験の結果を基に水分の影響を補正しても、乱流である飛行試験での熱流束を予測することは困難である。なお、飛行試験におけるHFM2の熱流束を予測した結果は、飛行動圧100kPaの条件で、誤差8.2%であった。Navier-Stokes方程式による解析を基にしたCFDの結果は、飛行動圧50kPaの条件で-2.6%の誤差となり、部分的に予測誤差5%未満を達成したが、層流と乱流を見極めることが、正確な予測を行う上での課題として残った。

表3-4-4-3 比較条件となる試験条件

飛行試験	高度 (km)	マッハ数	動圧 (kPa)	全迎角 (deg)	気圧 (kPa)	気温 (K)	音速 (m/s)	速度 (m/s)	密度 (kg/m ³)
100kPa	22.1043	5.81847	100.12	1.678871	4.2249	213.929	293.18	1705.86	0.0688121
50kPa	26.2446	5.74020	50.064	1.557338	2.1706	222.689	299.13	1717.07	0.0339624
25kPa	30.71394	5.62799	25.005	1.671153	1.1278	229.942	303.68	1710.68	0.0170896

表3-4-4-4 境界層外縁の諸量から求めた熱流束センサー位置における運動量厚さRe数

飛行試験	HFM1	HFM2
100 kPa	1.24×10^6	5.41×10^5
50 kPa	6.46×10^5	2.95×10^5
25 kPa	3.81×10^5	1.62×10^5

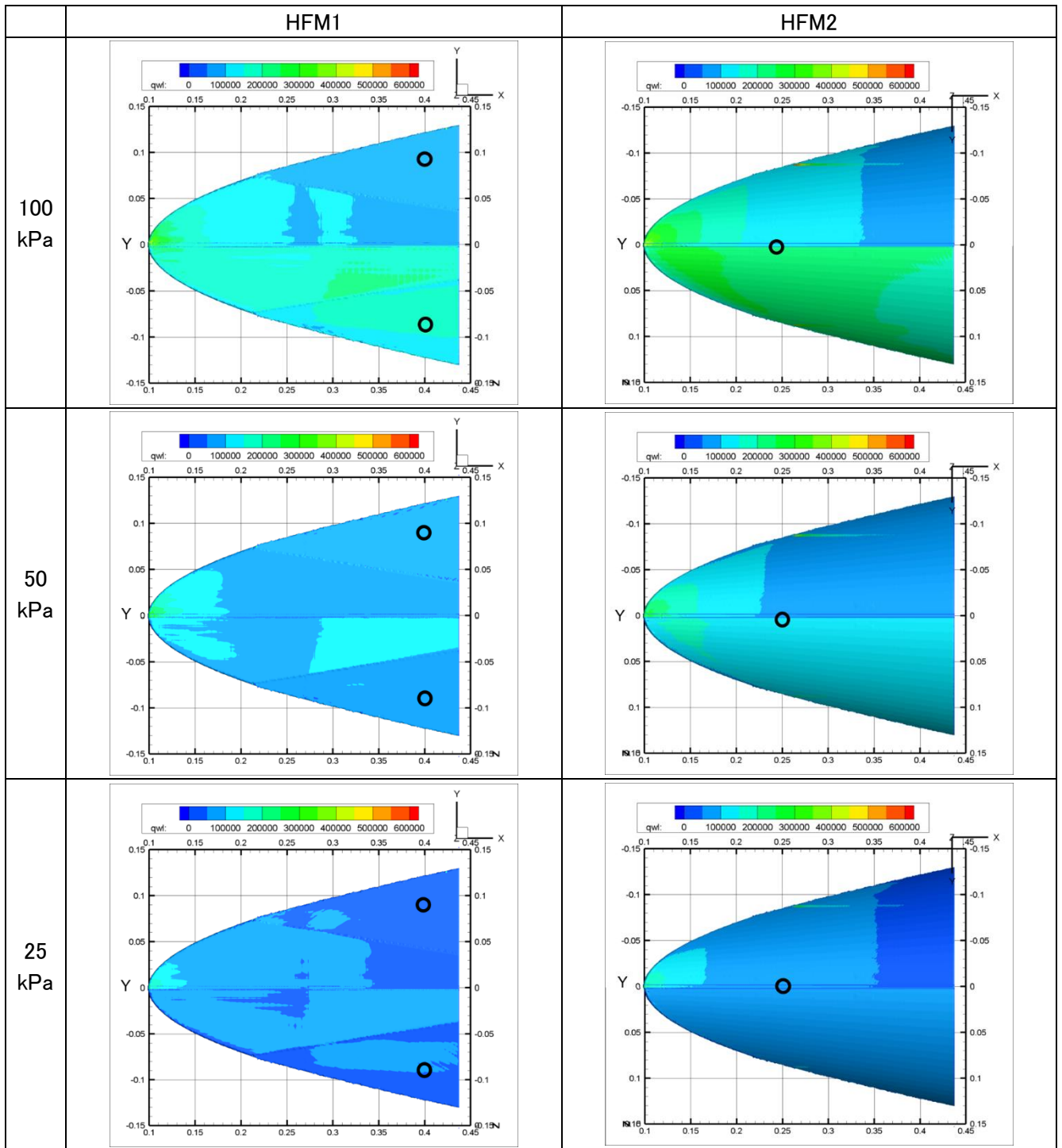


図3-4-4-5 CFDとREMにより求めた熱流束分布(飛行試験供試体)

表3-4-4-5 飛行試験条件でCFDとREMから求めた熱流束(100 kPa)

熱流束単位[W/m ²]	HFM1		HFM2	
	層流	乱流	層流	乱流
飛行試験 100kPa				
計測値	222,450		202,661	
Euler CFD + REM 予測値 (計測値との誤差)	74,370 (-66.6%)	138,200 (-37.9%)	125,400 (-38.1%)	219,300 (8.2%)
Navier-Stokes CFD 予測値 (計測値との誤差)	70,723 (-68.2%)	243,123 (9.3%)	77,979 (-61.5%)	253,087 (24.9%)

表3-4-4-6 飛行試験条件でCFDとREMから求めた熱流束(50 kPa)

熱流束単位[W/m ²]	HFM1		HFM2	
	層流	乱流	層流	乱流
飛行試験 50kPa				
計測値	88,561		63,007	
Euler CFD + REM 予測値 (計測値との誤差)	54,090 (-38.9%)	72,860 (-17.7%)	91,890 (45.8%)	120,600 (91.4%)
Navier-Stokes CFD 予測値 (計測値との誤差)	52,878 (-40.3%)	150,110 (69.5%)	61,380 (-2.6%)	158,668 (151.8%)

表3-4-4-7 飛行試験条件でCFDとREMから求めた熱流束(25 kPa)

熱流束単位[W/m ²]	HFM1		HFM2	
	層流	乱流	層流	乱流
飛行試験 25kPa				
計測値	35,276		38,630	
Euler CFD + REM 予測値 (計測値との誤差)	39,760 (12.7%)	39,720 (12.6%)	68,390 (77.0%)	68,310 (76.8%)
Navier-Stokes CFD 予測値 (計測値との誤差)	37,595 (6.6%)	90,514 (156.6%)	45,505 (17.8%)	75,287 (94.9%)

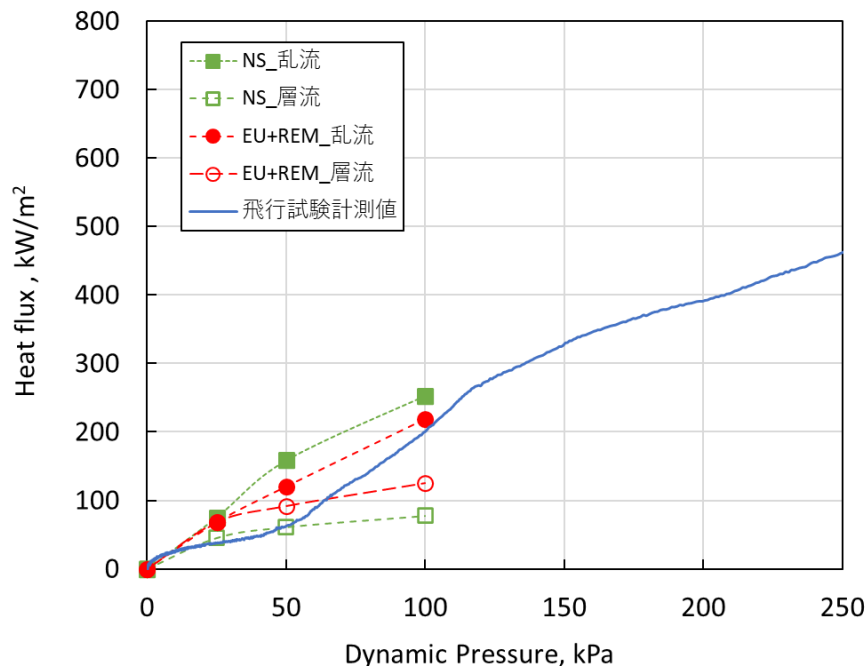


図3-4-4-6 飛行試験での熱流束計測結果とCFDとREMにより求めた熱流束の比較(HFM2)

次に、図3-4-4-7に飛行試験におけるHFM1の熱流束センサーによる計測値と、計測位置においてEuler方程式によるCFDとREMから求められた熱流束の解析値を示した。参考としてNavier-Stokes方程式によるCFDの結果から求めた熱流束の解析値(壁温は飛行試験結果を使用)も一緒に示した。図3-4-4-7に示す解析値と計測値の整合性より、HFM1の位置での境界層流れは、飛行動圧0~25kPaでは層流、飛行動圧50kPa~130kPaにかけて乱流に遷移し、それ以上の動圧では、完全に乱流境界層流れであったと考えられる。また、表3-4-4-4の境界層外縁のReynolds数を見ても、HFM1の位置においては層流から乱流への遷移が生じていると考えられる。Euler方程式によるCFDとREMから飛行試験におけるHFM1の熱流束を予測した結果は、飛行動圧100kPaの条件では乱流を仮定したほうが誤差は少なく、その誤差は-37.9%であった。一方、層流境界層と思われる飛行動圧25kPaの条件では、誤差は12.6%であった。Navier-Stokes方程式による解析を基にしたCFDの結果は、飛行動圧25kPaの条件で6.6%の誤差となった。熱流束の正確な予測には、層流か乱流かを正確に見極める必要があるが、熱流束センサーを取り付けた位置では、図3-3-3-1に示す飛行試験領域25kPa~100kPaに渡って層流から乱流へ遷移している途中であった。このため、層流か乱流のどちらかの状態しか予測できない現状では、予測誤差5%以内の目標を達成することは困難な結果となった。

以上のように、飛行試験の計測結果、CFDによる解析結果、地上対比試験による計測結果を得たことにより、飛行試験での境界層流れが、層流か乱流のどちらか一方であると推定できれば、精度よく熱流束を予測できる見込みを得たが、層流と乱流の遷移状態の場合は、予測誤差5%以内の達成は困難であることがわかった。

このような熱流束が層流と乱流で大きく異なることは、過去の飛行試験のHiFIRE(参考文献3-4-4-1)や、BOLT(参考文献3-4-4-2)でも確認されており、乱流遷移が熱流束の増加に大きく寄与することが今回の実験結果でも確認された。図3-4-4-7に見られるように、飛行試験の計測値は、飛行動圧25kPa以下の領域では層流の解析値に近く、飛行動圧100kPa付近では乱流の解析値に近い。図3-4-4-3(a)と図3-4-4-7を比べると、地上対比試験の熱流束の計測値は乱流の解析値よりもさらに大きな値を示している。これは、前述の風洞設備ノズル上流からの輻射による影響の他、境界層遷移領域にあると、乱流の熱流束の予測値を超える場合がある(参考文献3-4-4-3)とも報告されており、表3-4-4-1の地上対比試験での熱流束の計測値(HFM1)が、乱流の熱流束の予測値を超えているのは、そういった可能性も考えられる。

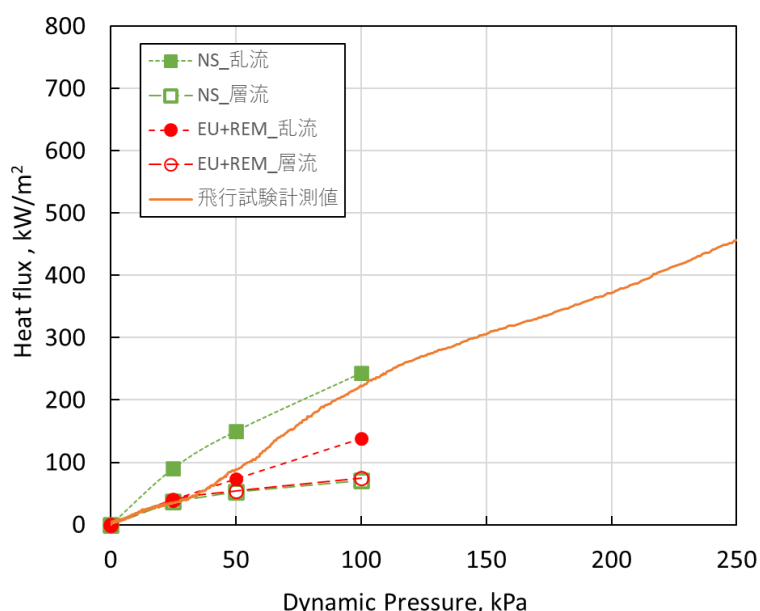


図3-4-4-7 飛行試験での熱流束計測結果とCFDとREMにより求めた熱流束の比較(HFM1)

3. 4. 4. 2 熱流束予測結果のまとめと目標達成度

得られた結果を以下のようにまとめる。

1. 非粘性CFD (Euler解析) とREMにより粘性CFD (Navier-Stokes解析) の計算コストを大きく低減する手法を開発した。

2. 開発したCFDとREMによる手法を円柱、球に適用した場合、先行研究とも良好に一致、もしくはより良好な表面熱流束を予測した。
3. 供試体表面にCFDとREMを適用して熱流束を予測した。気流に水分が推定15%含まれる地上対比試験において、熱流束の誤差-2.2%（インレット内部・乱流仮定）及び2.8%（インレット外部・層流仮定）までREMパラメータの合わせ込みを行った。水分のない飛行試験の熱流束を予測した結果、最も良い予測誤差8.2%（全体では-38～77%）となった。地上対比試験で層流境界層と推定される流れに対して、飛行試験で乱流境界層もしくは層流境界層から乱流境界層への遷移途中の場合もあるため、地上試験の結果から飛行試験の結果を推定することができない場合があることがわかった。この結果から、目標とする予測精度5%以内は達成できなかった。

参考文献

- 3-1-2-1) Takahashi, M., Tomioka, S., Kodera, M., Kobayashi, K., Hasegawa, S., Shimizu, T., Aono, J. and Munakata, T., "Numerical Study on Combustor Flow-Path Design for a Scramjet Flight Experiment," *Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan*, Vol. 19, No. 3, 2021, pp. 415-423.
- 3-1-2-2) Wada, Y. and Liou, M.-S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities," AIAA Paper 94-0083, 1994.
- 3-1-2-3) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 3-1-2-4) Spalart, P. R., "Trends in Turbulence Treatments," AIAA Paper 2000-2306, 2000.
- 3-1-2-5) Kodera, M., and Tomioka, S., "Investigation of Air Vitiation Effects on Scramjet Engine Performance," Proceedings of 32nd ISTS, 2019-a-49, 2019.
- 3-1-2-6) 小寺, 富岡, 宗像, 三谷, "CFD 模擬によるスクラムジェットエンジン内の諸燃焼形態について" 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2020 オンライン論文集, JAXA-SP-20-008, pp. 69-78.
- 3-1-2-7) Pointwise, Version 18.1 Release 1, Pointwise, Inc., <https://www.pointwise.com>.
- 3-1-2-8) Ju, Y., "Lower-Upper Scheme for Chemically Reacting Flow with Finite Rate Chemistry," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 8, 1995, pp. 1418-1425.
- 3-1-2-9) Yamamoto, S., Kano, S. and Daiguji, H., "An Efficient CFD Approach for Simulating Unsteady Hypersonic Shock-Shock Interference Flows," *Computers & Fluids*, Vol. 27, No. 5-6, 1998, pp. 571-580.
- 3-1-2-10) Savard, B., Xuan, Y., Bobbitt, B. and Blanquart, G., "A Computationally-Efficient, Semi-Implicit, Iterative Method for the Time-Integration of Reacting Flows with Stiff Chemistry," *Journal of Computational Physics*, Vol. 295, 2015, pp. 740-769.
- 3-1-2-11) Wang, H., You, X., Joshi, A. V., Davis, S. G., Laskin, A., Egolfopoulos, F. and Law, C. K., USC Mech Version II. High-Temperature Combustion Reaction Model of H₂/CO/C₁-C₄ Compounds. http://ignis.usc.edu/USC_Mech_II.htm, 2007.
- 3-1-2-12) CHEMKIN-Pro version 19.2, ANSYS, 2019.
- 3-1-2-13) Kobayashi, K., Tomioka, S., Takahashi, M., and Kodera, M., "Reaction Mechanism Reduction for Ethylene-Fueled Supersonic Combustion CFD," *CEAS Space Journal*, 2023.
- 3-1-2-14) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598-1605.
- 3-1-2-15) Forsythe, J. R., Hoffmann, K. A. and Suzen, Y. B., "Investigation of Modified Menter's Two-Equation Turbulence Models for Supersonic Applications," AIAA Paper 99-0873, 1999.
- 3-1-2-16) Micka, D. J. and Driscoll, J. F., "Combustion Characteristics of a Dual-Mode Scramjet Combustor with Cavity Flameholder," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 32, 2009, pp. 2397-2404.

- 3-1-2-17) Fureby, C., Tegnér, J., Farinaccio, R., Stowe, R. and Alexander, D., “A Computational Study of a Dual-Mode Ramjet Combustor with a Cavity Flameholder,” *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 11, No. 6, 2012, pp. 487–510.
- 3-1-2-18) Berglund, M., Fedina, E., Fureby, C., Tegnér, J. and Sabelnikov, V., “Finite Rate Chemistry Large-Eddy Simulation of Self-Ignition in a Supersonic Combustion Ramjet,” *AIAA Journal*, Vol. 48 No. 3 2010, pp. 540-550.
- 3-1-2-19) Petrova, N., Sabelnikov, V. and Bertier, N., “Numerical Simulation of a Backward-Facing Step Combustor Using Reynolds-Averaged Navier Stokes / Extended Partially Stirred Reactor Model,” *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 11, 2019, pp. 625-656.
- 3-1-2-20) Fulton, J. A., Edwards, J. R., Cutlery, A., McDaniel, J. and Goynes, C., “Turbulence / Chemistry Interactions in a Ramp-Stabilized Supersonic Hydrogen-Air Diffusion Flame,” AIAA Paper 2014-0627, 2014.
- 3-2-1-1) Eckert, E.R.G., *Trans. ASME*. Aug 1956, 78(6): 1273-1283.
- 3-2-1-2) Tauber, M. E., et al., *Journal of Spacecraft and Rockets* 27.5 (1990): 514-521.
- 3-2-1-3) Zoby, E. V., et al., *Journal of Spacecraft and Rockets* 18.1 (1981): 64-70.
- 3-2-1-4) Hamilton, H. H., et al., *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 51, No. 4 (2014)
- 3-2-1-5) Meng, Z., et al., *Acta Astronautica* 129 (2016) 429–437.
- 3-2-1-6) Kitamura, K., *Computers & Fluids* 129 (2016): 134-145.
- 3-2-1-7) Gottlieb, S., et al., *Mathematics of computation* 67.221 (1998): 73-85.
- 3-2-1-8) Takahashi, S., et al., *Journal of Applied Mathematics* 2014 (2014).
- 3-2-1-9) Schlichting, H., and Joseph K., *Boundary layer theory*. Vol. 121. New York: McGraw-Hill, 1961.
- 3-2-1-10) Simeonides, G., *Shock Waves* 8.3 (1998): 161-172.
- 3-2-1-11) Fay, James A., and Frederick R. Riddell., *Journal of the Aerospace Sciences* 25.2 (1958): 73-85.
- 3-2-1-12) Liu, C., and Wei C., *International Journal of Heat and Mass Transfer* 111 (2017): 1079-1086.
- 3-2-2-1) Kitamura, K., et al. *Journal of Computational Physics* 245 (2013): 62-83.
- 3-2-2-2) Lees, L., *Journal of Jet Propulsion* 26.4 (1956): 259-269.
- 3-2-2-3) Zhao, J., and Shuang L., *Journal of Aerospace Engineering* 31.5 (2018): 04018051.
- 3-3-1-1) Takahashi, H., Kodera, M., Tani, K., “Flush Air Data Sensing System for a Sharp-Nose_d Hypersonic Vehicle with Curved-Wedge Forebody,” *AIAA Journal*, 58 (11), pp.4819-4831, 2020.
- 3-3-1-2) Takahashi, H., Hasegawa, S., and Tani, K., “Simplified Real-Time Flush Air-Data Sensing System for Sharp-Nosed Hypersonic Vehicles,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, <https://doi.org/10.2514/1.A35634>
- 3-3-2-1) 谷, "S-520-RD1 による超音速燃焼飛行試験について," JSASS-2023-H001, 2023 年航空宇宙学会北部支部講演会予稿集、2023
- 3-3-2-2) Takahashi, M., Tomioka, S., Kodera, M., Kobayashi, K., Hasegawa, S., Shimizu, T., Aono, J., and Munakata, T., "Numerical Study on Combustor Flow-path Design for a Scramjet Flight Experiment," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., Aerospace Tech. Jpn*, 19 (2021), pp. 415–423, <https://doi.org/10.2322/tastj.19.415>.
- 3-3-2-3) Takahashi, M., Kobayashi, K., Tomioka, S., "Combustion Characteristics of a Supersonic Combustor Model for a JAXA Flight Experiment," 2nd HiSST, Bruges, Belgium, HiSST-2022-0250, 2022.
- 3-3-2-4) Takahashi, M., Tomioka, S., Takegoshi, M., Kobayashi, K., Onodera, T., Saito, T., "Ground Test Evaluation of a Supersonic Combustor Model for JAXA Flight Experiment in Mach 6 Flight Condition," 33rd ISTS online, Japan, 2022-a-14, 2022.

- 3-3-2-5) Takahashi, H., Kodera, M., Tani, K., "Flush Air Data Sensing System for a Sharp-Nosed Hypersonic Vehicle with Curved-Wedge Forebody," *AIAA Journal*, 58 (11), pp.4819-4831, 2020.
- 3-3-3-1) Tani, K., et.al, "Flight Experiment for the Validation of New Methodology to Compensate the Wind Tunnel Contamination Problem," a90372, 32nd International Symp. of Space Tech. & Science, 2019.
- 3-3-3-2) 伊藤他、"SS-520-5号機ラムライン制御系開発および飛翔結果," 1F06, 第62回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 久留米, 2018
- 3-4-1-1) Takahashi, M., Takegoshi, M., Saito, T., Onodera, T., Kobayashi, K., Kato, K., Isono, T., Tomioka, S., "Vitiation Effects on Combustion Characteristics of a Supersonic Combustor Model for JAXA RD1 Flight Experiment at Mach 6 Flight Condition," *AJCPP 2023, Kanazawa, AJCPP2023-140*, 2023.
- 3-4-1-2) 小寺, 高橋, 小林, 富岡, 「超音速燃焼飛行試験供試体のCFDによる性能予測について」, 第61回航空原動機・宇宙推進講演会, 米子, 3A02, 2022.
- 3-4-1-3) Huber, P. W., Schexnayder, Jr., C. J., McClinton, C. R., "Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures," *NASA Technical Paper 1457*, 1979.
- 3-4-2-1) Yatsuyanagi, N., Chinzei, N., Mitani, T., Wakamatsu, Y., Masuya, G., Iwagami, S., Endo, M., and Hanus, G., "Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, Japan," 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, VA, U.S.A., *AIAA Paper 1998-1511* (1998).
- 3-4-2-2) Kitamura, K., Fujimoto, K., Kuzuu, K., Shima, E., Wang, Z.J., "Validation of Arbitrary Unstructured CFD Code for Aerodynamic Analyses," *Trans. Japan Soc. Aeronaut. Space Sci.*, Vol. 53, No. 182 (2011), pp. 311-319.
- 3-4-2-3) Takahashi, M., Tomioka, S., Takegoshi, M., Kobayashi, K., Onodera, T., Saito, T., "Ground Test Evaluation of a Supersonic Combustor Model for JAXA Flight Experiment in Mach 6 Flight Condition," 33rd ISTS online, Japan, 2022-a-14, 2022.
- 3-4-2-4) Takahashi, M., Takegoshi, M., Saito, T., Onodera, T., Kobayashi, K., Kato, K., Isono, T., Tomioka, S., "Vitiation Effects on Combustion Characteristics of a Supersonic Combustor Model for JAXA RD1 Flight Experiment at Mach 6 Flight Condition," *AJCPP 2023, Kanazawa, AJCPP2023-140*, (2023, to appear).
- 3-4-2-5) Takahashi, M., Tomioka, S., Kodera, M., Kobayashi, K., Hasegawa, S., Shimizu, T., Aono, J., and Munakata, T., "Numerical Study on Combustor Flow-path Design for a Scramjet Flight Experiment," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., Aerospace Tech. Jpn.*, 19 (2021), pp. 415-423, <https://doi.org/10.2322/tastj.19.415>.
- 3-4-2-6) Takahashi, M., Kobayashi, K., Tomioka, S., "Combustion Characteristics of a Supersonic Combustor Model for a JAXA Flight Experiment," 2nd HiSST, Bruges, Belgium, *HiSST-2022-0250*, (2022).
- 3-4-2-7) 高橋, 小林, 齋藤, 小野寺, 磯野, 小寺, 富岡, 「S-520-RD1による超音速燃焼飛行試験について」日本航空宇宙学会北部支部2023年講演会ならびに第4回再使用型宇宙輸送系シンポジウム, (2023).
- 3-4-2-8) Lemmon, E., Huber, M., and McLinden, M., "NIST Standard Reference Database 23: Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties-REFPROP," Version 9.1, *Natl Std. Ref. Data Series (NIST NSRDS)*, (2013).
- 3-4-2-9) RJTF建設グループ, 「ラムジェットエンジン試験設備」, *NAL-TR1347*, (1997).
- 3-4-2-10) 細谷, 永田, 河内, 竹腰, 高橋, 富岡, 「スクラムジェットエンジンに直接取り付けカメラを用いた燃焼現象の可視化」, 2F07, 第65回宇宙科学技術連合講演会, (2021).
- 3-4-2-11) Gordon, S., McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," *NASA RP-1311*, (1996).
- 3-4-2-12) Tomioka, S., Hiraiwa, T., Kobayashi, K., Izumikawa, M., Kishida, T., and Yamasaki, H., "Vitiation Effects on Scramjet Engine Performance in Mach 6 Flight

- Conditions," *J. Propul. Power*, 23(4), pp. 789-796 (2007).
- 3-4-3-1) Zambon, A. C., and Chelliah, H. K., "Explicit Reduced Reaction Models for Ignition, Flame Propagation, and Extinction of C₂H₄/CH₄/H₂ and Air Systems," *Combustion and Flame*, Vol. 150, 2007, pp. 71-91.
- 3-4-3-2) Luo, Z., Yoo, C. S., Richardson, E. S., Chen, J. H., Law, C. K., and Lu, T., "Chemical Explosive Mode Analysis for a Turbulent Lifted Ethylene Jet Flame in Highly-Heated Coflow," *Combustion and Flame*, Vol. 159, 2012, pp. 265-274.
- 3-4-4-1) Kimmel, R. L., "HiFiRE-5 Boundary layer transition and HiFiRE-1 shock boundary layer interaction", AFRL-RQ-WP-TR-2015-0151
- 3-4-4-2) Rieken, E. F., "Aeroheating Measurements of BOLT Aerodynamic Fairings and Transition Module", AIAA 2020-1561
- 3-4-4-3) Schneider, S. P., "Developing mechanism-based methods for estimating hypersonic boundary-layer transition in flight: The role of quiet tunnels", *Progress in Aerospace Sciences* 72 (2015) 17-29

5. プロジェクトの総合的推進

5. 1 研究実施体制とマネジメント

FY2020より、コロナ禍により、face to faceでの打合せや、人が集まる会議室を結ぶTV会議システムの利用が難しくなった。代わりに、Teams等の個人のPCにて会議を実施する方式に移行し、タイムリーに会合をもつことができた。

JAXA内部においては独自の審査体制に基づき、表5-1-1に示すような設計審査会及び安全審査会を設け、設計段階に応じたゲート審査を経て、供試体の完成及び飛行試験の実施まで進めた。また、審査会に先立ち、事前に技術的なアドバイスを受けるピアレビュー会を実施し、プロジェクト管理とは別に、広く専門家からの技術的なアドバイスを受け、技術的な検討漏れがないように努めた。審査会で出たアクションアイテムは、記録・管理し、期限までに処置し、指摘者に了解を得て処置完了とするプロセスを実行した。

飛行試験供試体や飛行試験システムの設計・製作・検証試験においては、品質管理担当を当て、不具合を記録・処置状況を管理する体制を取り、確実に不具合が解消されたことを確認しながら進めた。また、他のプロジェクトのレッスズラウンドを参考に、同様の不具合が発生しないよう努めた。

表 5-1-1 JAXA 内で実施した審査会

実施年月日	審査会名称
2019年9月16日	実証計画確認会
2020年1月16日	実証計画確認会2
2020年2月19日	安全審査 Phase0
2020年7月14日	安全審査 Phase1/2
2020年7月30日	実証設計審査会その1
2020年10月29日	実証設計審査会その2
2022年3月24日	安全審査 Phase3
2022年6月16日	実証準備完了審査
2022年7月22日	打上2日前判断会議
2022年12月14日	研究開発完了審査

5. 2 経費の効率的執行

本研究において重要な位置づけである飛行試験システムの構築、及び、飛行試験の実施においては、短期間かつ限られた資金で完成させる必要があったため、図3-3-3-2に示すように、新規開発部分を抑えて、可能な限り既存の製品・技術を使用し、また、JAXAの既存設備を可能な限りそのまま利用することで、開発費用を抑えた。

6. まとめ、今後の予定

航空宇宙分野では、低コスト化が大きな課題となっており、性能確認のためのエンジンや機体の飛行試験の回数を削減できれば、大きな効果が期待できる。代わりに風洞試験により、より精度の高いデータを蓄積するために、風洞固有の問題(風洞依存性)を解決するためのツールを構築できた事は、今後の航空宇宙開発において意義のある成果であると考えられる。またツール開発の過程において、小型の乱れ計測装置や高耐熱型熱流束センサーの開発など、試験・計測技術の高度化にも貢献できたものと考えられる。

特にツール検証のために実施した超音速燃焼飛行試験においては、国内で初めて実飛行中に超音速燃焼を達成することができた。弾道軌道を飛行中に安定した姿勢で試験を行うため、飛行試験システムの姿勢制御技術、飛行試験供試体の空力設計技術の蓄積もでき、また JAXA にて長年積み上げてきたスクラムジェット燃焼器の設計技術を実飛行環境で実証できた意義も大きい。取得した燃焼データや空力加熱データは、今回の目的である、風洞依存性補正ツールの検証データとして活用できただけでなく、当初想定していなかった、失火現象など、今後燃焼器設計技術向上に寄与するものと考えられる。

今後は、出来上がったツールを活用し、将来的に想定されているスクラムジェット自律飛行実証試験

や、複合サイクルエンジン飛行実証に向けた事前のエンジン風洞試験データの評価を進めていく。また飛行実証に先立つエンジン機能確認のための予備的な試験に、今回の弾道飛行試験技術を活用していくことも検討する。

7. 研究発表、知的財産権等の状況

(1) 研究発表等の状況

種別	件数
学術論文	3件
学会発表	45件
展示・講演	1件
雑誌・図書	該当なし
プレス	3件
その他	該当なし

(2) 知的財産権等の状況

該当なし

(3) その他特記事項

該当なし