室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

JAXAのRBCCスペースプレーン形状の基本的空力特性と飛行性能予測

メタデータ	言語: Japanese
	出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター
	公開日: 2019-03-15
	キーワード (Ja):
	キーワード (En):
	作成者: 溝端, 一秀, 橋爪, 絵梨香, 山﨑, 優樹
	メールアドレス:
	所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009798

共同研究報告：JAXA の RBCC スペースプレーン形状の基本的空力特性と飛行性能予測

○溝端　一秀（航空宇宙システム工学ユニット　准教授）
橋爪　絵梨香（航空宇宙システム工学コース　学部 4 年）
山﨑　優樹（航空宇宙総合工学コース　博士前期 1 年）

１．はじめに

2 段式スペースプレーンの初段推進方式として，大気吸い込み式エンジンとロケットエンジンを組み合わせた Rocket-Based Combination Cycle (RBCC)方式が提唱されている[1, 2]．これは，地上静止状態から極超音速までの広いマッハ数範囲を 1 つのエンジンでカバーするために，飛行マッハ数に応じてエンジンモードを切り替えことによって各要素エンジンの短所を補う．このような RBCC エンジンそのものの研究は JAXA を中心に比較的進んでいるが，このエンジンを搭載するスペースプレーン形状の空力特性や飛行特性については研究があまり進んでいない．そこで，本研究では RBCC エンジンを搭載するスペースプレーン形状を提案し，風洞試験によってその空力特性を明らかにする．その際にエンジン噴射による空力特性の変化の計測も試みる．なお，本研究は JAXA 角田宇宙センターとの共同研究「RBCC の機体統合型設計技術の研究」の一部として実施された．

２．理論と手法

共同研究において，室蘭工大は機体模型の設計・製作，遷音速風洞試験における機体模型の駆動および空気力計測，並びに実験後のデータ解析を担当した．一方 JAXA は機体形状の提案，模擬エンジンの設計，風洞試験における模擬エンジンのガス供給，およびエンジンの状態計測，並びに CFD による空気力予測を担当した．

JAXA によるスペースプレーン実機の概念設計を Fig.1 に示す. 風洞試験模型の設計にあたって，模型の縮小比や許容ピッチ角を決定することを目的として，Digital DATCOM により風洞通風時に風試模型にはたらく空気力を推算した．その結果を Fig.2 に示す．縮小比 1.2 ％，通風 Mach 数 1.3 で許容ピッチ角は±5.1 ° と選定された．これを元にして Fig.3.のように縮小比 1.2 ％の風洞試験模型を設計した．製作時間短縮およびコスト削減のために，主翼は下半角なしのデルタ翼に，尾部は圧力配管を通せるように長方形に，ノーズ・前胴部は同軸の円錐に，それぞれ簡略化している．

2016 年 12 月に JAXA/ISAS にて遷音速風洞試験を実施した. 機体模型単独での風洞試験の他に，模擬エンジンに高圧窒素ガスを供給し，エンジン噴出を模擬しながらの通風も実施した．空気力および空力モーメントを内装型六分力天秤により計測した．

３．結果と考察

通風 Mach 数 0.7, 0.9, 1.1, 1.3 のそれぞれにおいて，機体模型のみ，機体模型+エンジン模型（ガス噴射なし），機体模型+エンジン模型（ガス噴射あり）の 3 パターン，計 12 パターンで風洞試験を行った．今回の風洞試験では，高圧窒素ガス供給系の圧損が予想外に大きく，ガス流量と供給圧を両立させることが出来なかったため，エンジン噴射による空力特性の変化が十分には計測に

乗らなかった．そこで，以下の考察では機体形状そのものの空力特性および飛行性能に的を絞ることにする．

機体模型のみでの風洞試験による揚力係数，ピッチングモーメント係数，および抗力係数をFigs.4～6 に示す．比較として，同条件での CFD 解析結果も破線で示している．Fig.4 より揚力係数 C_L は，各マッハ数で迎角に対して概ね線形であり，亜音速ではゼロ揚力迎角は-1.39 deg，揚力傾斜は 0.0647 deg^{-1}，遷音速ではそれぞれ-0.35 deg，0.078 deg^{-1} となっている．CFD では，風洞試験に比べてゼロ揚力迎角も揚力傾斜も小さく見積もられている．また，Fig.5 よりピッチングモーメント係数 C_M のグラフは右下がりであり，静安定が確認される．ピッチトリムを保ちながら飛行するには，横軸切片が飛行迎角に一致する必要がある．亜音速においては横軸切片が負になっていることよりエレベータ操舵によってこれを正にする必要があるが，その実現可能性については操舵を伴う風試で検証する必要がある．

次に，Fig.6 より，抗力係数 C_D のグラフは各マッハ数で滑らかな 2 次関数になっている．迎角を変化させたときの抗力係数の最小値 $C_{D\min}$ と Mach 数の関係を Fig.7 に示す．遷音速域で抗力係数が増大することが分かる．CFD 解析による抗力係数は，亜音速では風試より大きく，遷音速では風試より小さくなっている．また，現在室蘭工大で研究開発が進められている小型超音速実験機オオワシⅡの抗力係数を Fig.7 に併記する．オオワシⅡと比べて JAXA の RBCC スペースプレーン形状は抗力係数が格段に大きい．これは，主翼の大きさに比して胴体が太いことや，胴体側面のエンジンインテークによるものと推定される．

この機体を超音速域で飛行させるための必要最低推力を風洞試験データより予測した．超音速域では空力特性はマッハ数によらず一定と仮定する．動圧 25 kPa の飛行経路に沿って飛行するものとし，機体質量を 25 ton と仮定すると，必要最低推力は，91.5 tonf と推算された．これは，機体を定常水平飛行させるために必要な推力であり，上昇飛行の場合はさらに大きな推力を要する．この推力値は H2 ロケットのメインエンジンと概ね同等の値であり，非現実的と考えられる．大幅な抗力低減が必要と言える．

４．結言

本研究では，JAXA が提案している RBCC スペースプレーン形状の空力特性および飛行性能を明らかにすることを目的として，風洞試験を実施した．遷音速域での抗力係数が 0.16 と大きな値となり，動圧 25 kPa での飛行するための推力は 91.5 tonf 以上と見積もられた．今後，機体形状修正によって抗力を低減することが必要である．

また，ピッチングモーメントについては，亜音速と遷音速の双方で静安定が確認されたが，ピッチトリムのためには亜音速ではエレベータ上げ，遷音速ではエレベータ下げの操舵が必要であることがわかった．実際のピッチトリム性能については，エレベータ操舵を伴う風試による検証を要する．

参考文献

[1] N. Morita, et al, “Design Study on Booster Vehicles of a TSTO RLV with RBCC Engines Part1: Lifting Body Configuration”, JSASS-2015-4453.

[2] N. Morita, et al, “Design Study on Booster Vehicles of a TSTO RLV with RBCC Engines Part2: Waverider Configuration”, JSASS-2015-4454.

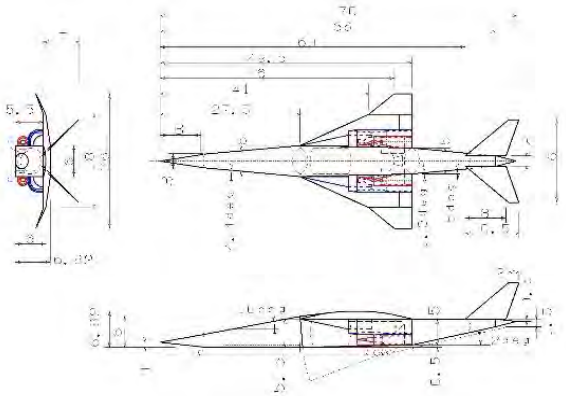

Fig.1[n1]. A space plane configuration proposed by JAXA.

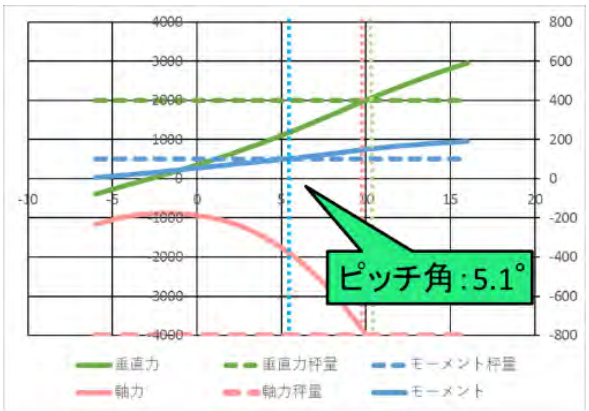

Fig.2. Aerodynamics at Mach 1.3 predicted with Digital DATCOM.

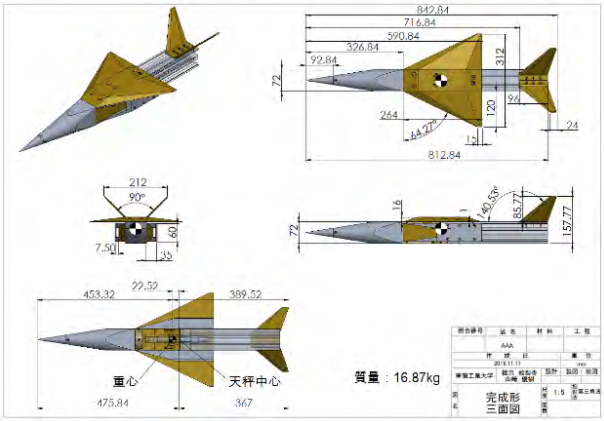

Fig.3. Design of a wind tunnel test model (Scale ratio 1.2 %).

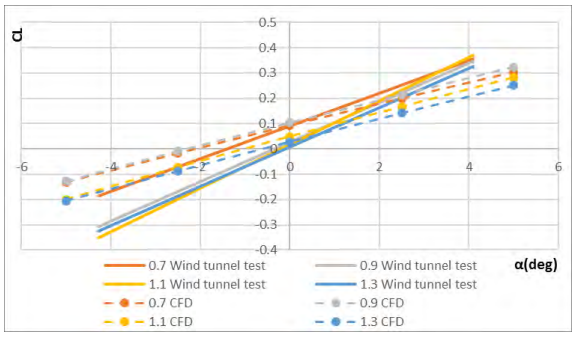

Fig.4. Results of wind tunnel tests and CFD with respect to C_L.

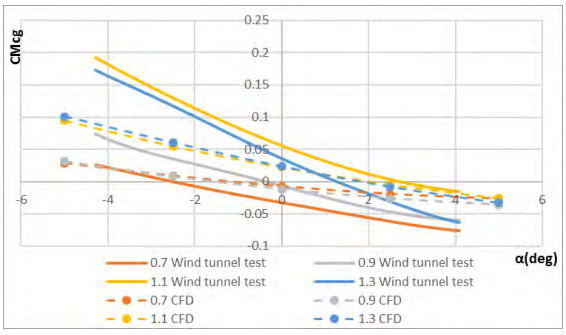

Fig.5. Results of wind tunnel tests and CFD with respect to C_{Mcg}.

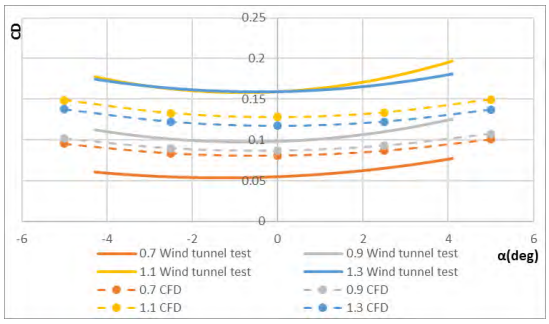

Fig.6. Results of wind tunnel tests and CFD with respect to C_D.

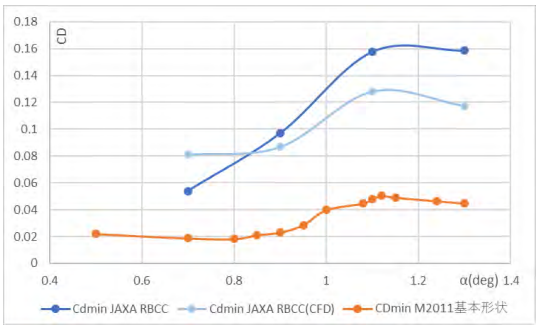

Fig.7. Comparison of C_{Dmin} of the JAXA RBCC space plane and Owashi (configuration M2011)