

2B11 極超音速飛行試験を行う上での 空気力学上の諸問題について

「S-520-RD1飛行試験におけるシミュレーションの 活用事例」

長谷川 進、谷 香一郎

宇宙航空研究開発機構 第四研究ユニット

本研究は、防衛装備庁が実施する安全保障技術研究推進制度(JPJ004596)の支援を受けたものである。

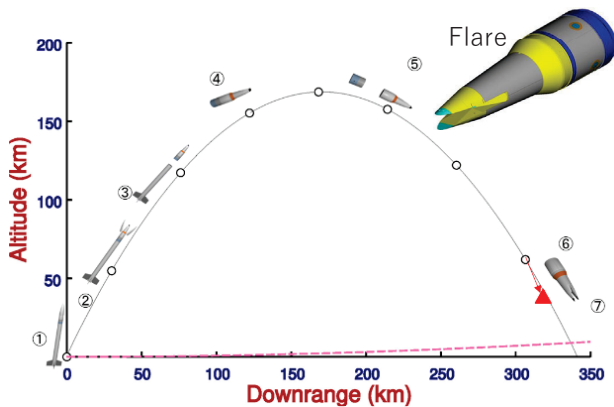
概要

- 目的
- 供試体の空力係数の算出と検証
- α β を変えた捕獲流量の算定
- ハーネスのカバー付加による空力へ影響
- ADS (Air Data Sensor) から飛行状態の推定
- ノーズコーン開頭時の流れの解析
- 空調の設計に関する流れ解析

- まとめ

目的- 極超音速飛行試験

本研究では、極超音速飛翔体の数値シミュレーションを行いました。特に、飛翔体の空力特性を数値的に求め、極超音速風洞で得られた試験データと連携して検証した。さらに、熱伝達解析、開頭時の流れ解析、冷却の流れ解析等を行い、2022年7月時点での飛行試験の検討を行いました。私の発表は、事前検討が主な内容です。



No.	Event
①	Launch
②	End of Burning
③	Separation, Nose cone open
④	Attitude control starts. (55degree)
⑤	Attitude control ends (-55degree)
⑥	Injection starts.(q=12 kPa)
⑦	End of Test(q=100 kPa)
⑧	Water landing

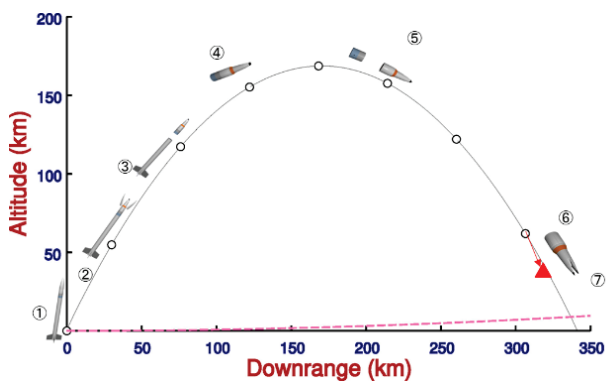
到達高度
レーダ 167.59 km

高度30km 到達時間
解析 378.4 sec

高度20km 到達時間
解析 384.7 sec

目的- 極超音速飛行試験

極超音速燃焼飛行試験では、マッハ6前後で飛行する機体でエチレン燃料を燃焼させ、実際の飛行状態での燃焼状態を探ることを目的としています。
試験体は小型ロケットS-520によって弾道飛行軌道に投入され、落下中にマッハ数に達した時点で試験が行われます。落下中の外乱により軌道が不安定になることが予想されるため、機体後部にフレアを追加し、フレアによる抗力を利用して機体の復元力と飛行安定性を持たせることにしました。



No.	Event
①	Launch
②	End of Burning
③	Separation, Nose cone open
④	Attitude control starts. (55degree)
⑤	Attitude control ends (-55degree)
⑥	Injection starts.(q=12 kPa)
⑦	End of Test(q=100 kPa)
⑧	Water landing

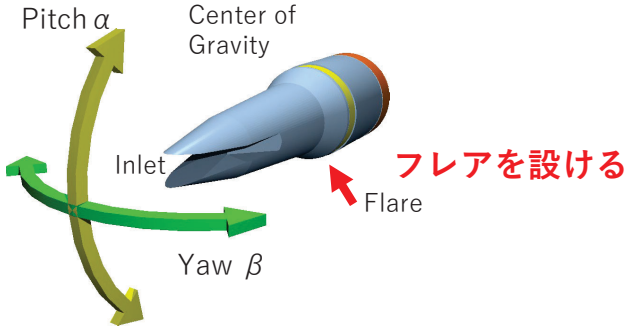
到達高度
レーダ 167.59 km

高度30km 到達時間
解析 378.4 sec

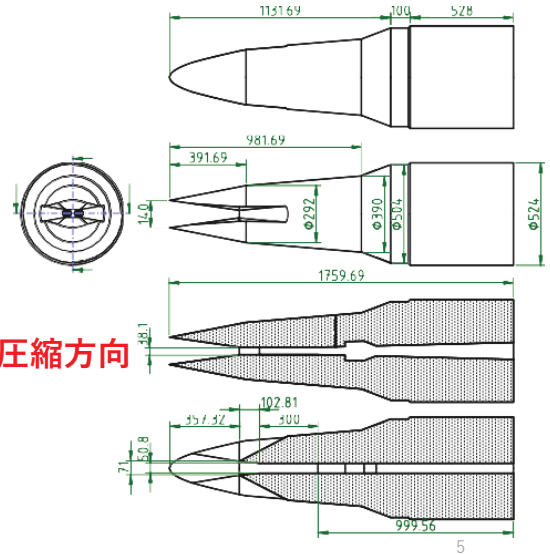
高度20km 到達時間
解析 384.7 sec

飛翔体形状

インレット圧縮方向



Flight Vehicle Configuration

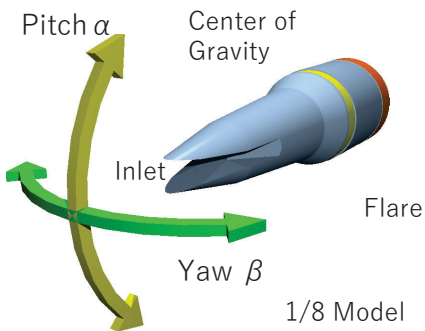


The flight condition of Mach 6

インレット圧縮方向

Physical Quantity	Value
Mach Number	6
Density	3.12E-2 kg/m ³
Static Pressure	1997.5 Pa
Temperature	223.14 K
Velocity	1797 m/s

極超音速風洞試験



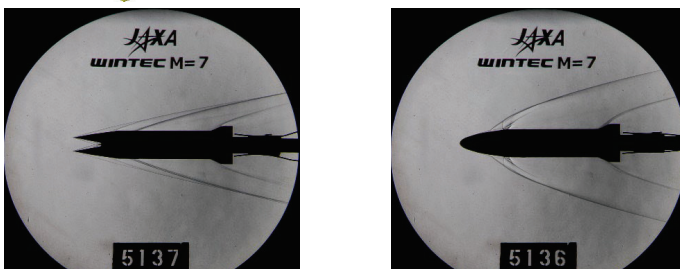
Wind Tunnel	Turbulence
Mach Number	7
Total Pressure	6 MPa
Total Temperature	920 K

Sweep -10° ~ 10°

調布極超音速風洞を用いて試験データを取得する。

形状：3種類

トリッピングワイアで乱流化させる。



α sweep Schlieren Photo β sweep

数値計算法と計算条件

・非構造格子のソルバーFaSTARを使用した。この研究では、ナビエ・ストークス方程式を、有限体積法を用いて非構造格子上で解いた。

GLSQ (Green-Gauss based weighted least square),
 HLLEW, LU-SGS,
 Hashida's limiter
 Turbulence Model "SA-noft2-R" with $Crot = 1$. from NASA LaRC

・非構造格子は、商用ソフトPointwise を用いて生成した。

・JAXAスーパーコンピュータシステム(JSS3)を用いて数値シミュレーションを行った。

7

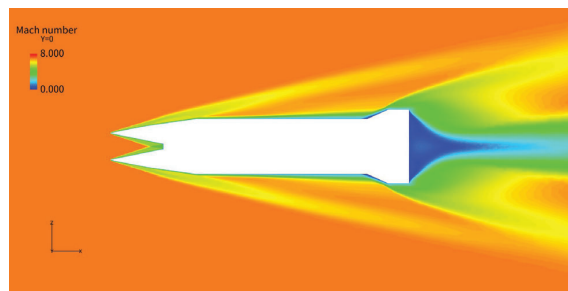
(a)

極超音速風洞試験



Schlieren Photo 1/8 Model

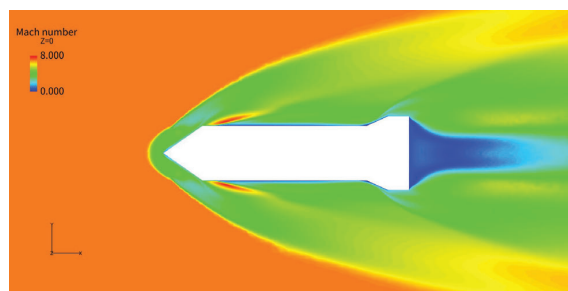
α sweep



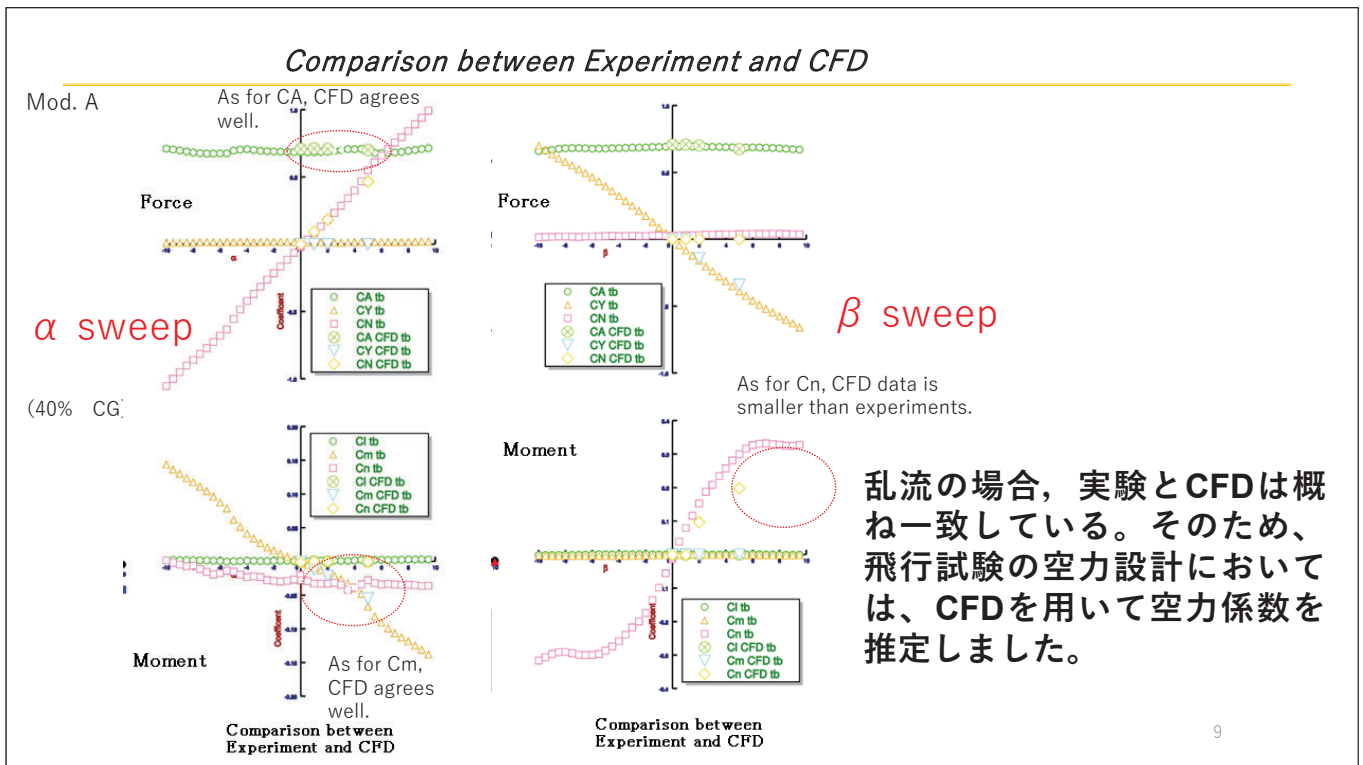
Mach Number



β sweep

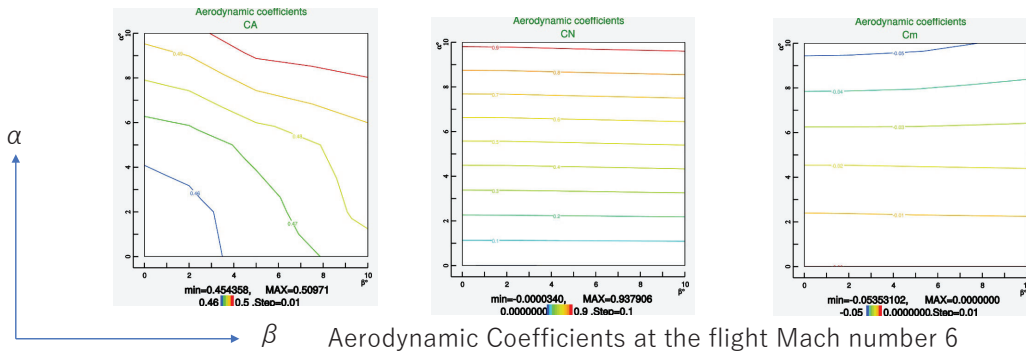


8

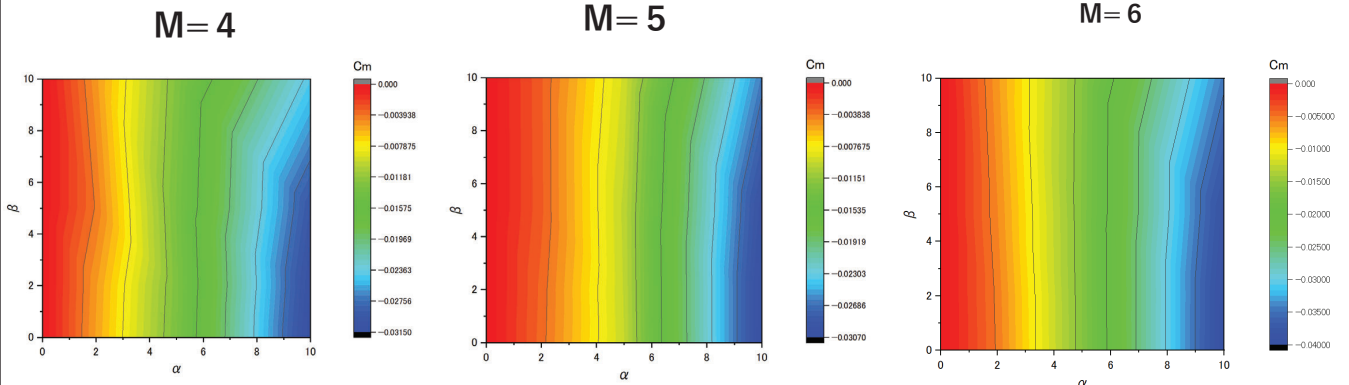


飛行解析のための空力係数の算出

Configuration	Aerodynamics Estimation
All	DATCOM Calculation
Vehicle + CI Part	DATCOM Calculation
Vehicle (100km above)	DATCOM Calculation (CFD values are not available at high altitude due to the high angle of attack)
Vehicle (100 km below)	FaSTAR ($\alpha, \beta = 0 \sim 10^\circ$, Response Surface Method) Mach = 2, 4, 5, 6, 7, linear interpolation



飛行解析のための空力係数の算出 C_m

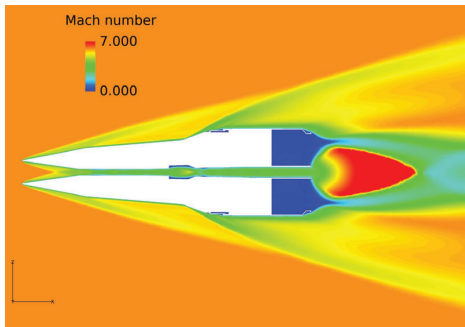


縦安定性が成立している。

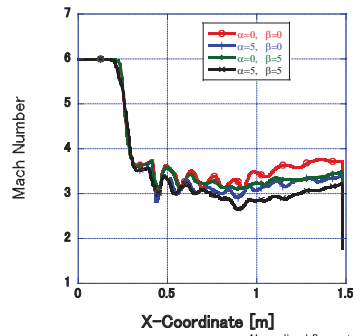
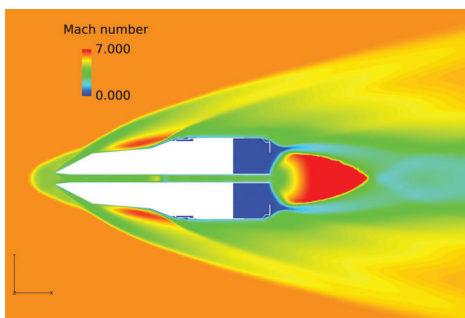
Aerodynamic Coefficients at the flight Mach number 4, 5, 6

数値計算 (マッハ数)

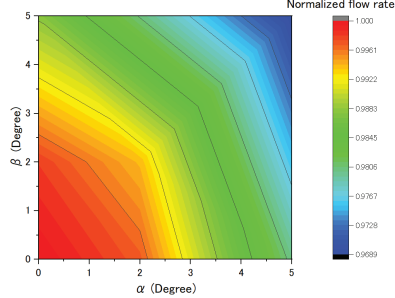
(a) $Y=0$



(b) $Z=0$



各 α 、 β でインレットは始動している。

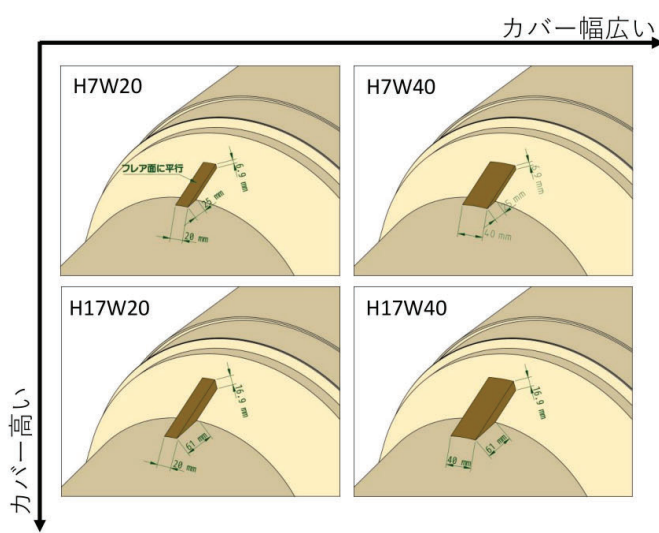


規格化された流量は、 α 方向に比べ、 β 方向には変化は少ない。

3%の流量変動を許容する場合、概ね α も β も 5 度以下を目指す必要があることが分かった。

NCハーネスのカバー付加による空力へ影響

NCハーネスをフレア面に固定した状態をモデル化し、空力（CAとCm）への影響を評価した。計算は迎角0度と5度で実施した。モデルは以下の4形態である。



カバーは軸対称位置に一对設定した

H7W20 : 基本形状。ハーネスを通す孔を塞ぐような最小サイズ。傾斜面はフレア面に平行。

H7W40 : H7W20と同じ高さで幅が倍のモデル

H17W20 : H7W20に高さを10 mm加えたモデル。

H17W40 : 上記の幅をさらに倍にした

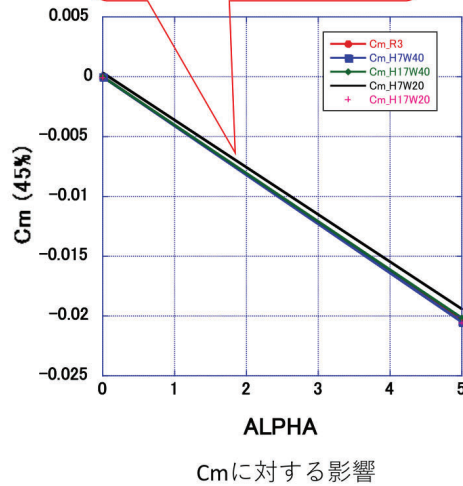
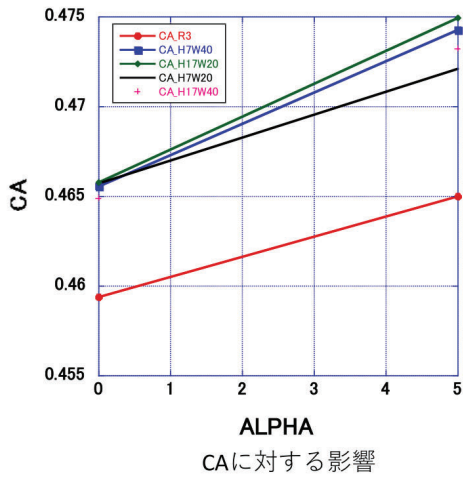
次ページに示す通り、左記の範囲内では大きな違いが無いが、できるだけ障害を少なくする観点から、幅20 mm程度、高さ7 mm程度に抑えることを目指す。

NCハーへのカバー付加による空力への影響

空力係数の変化状況

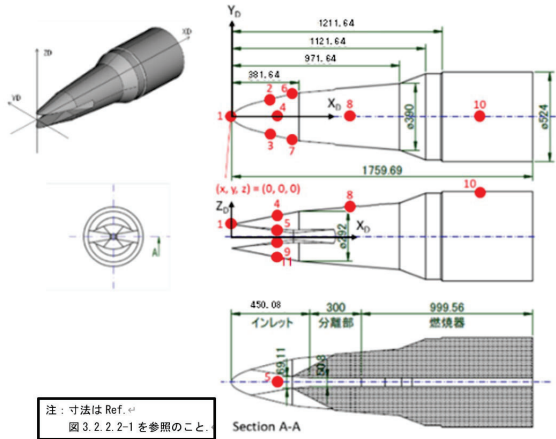
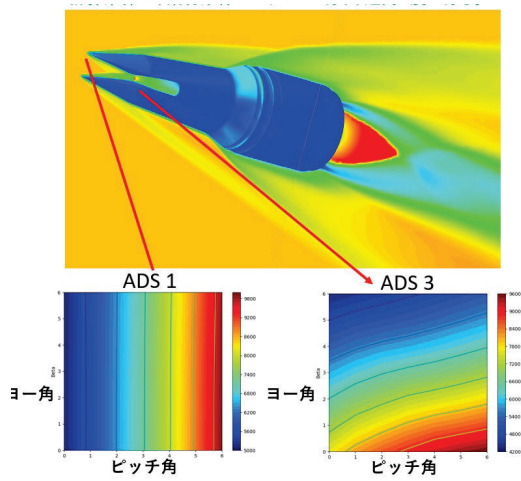
CAとCmに対する影響を以下に示す。なお、「R3」はカバー無形状の結果である。

想定される空力係数誤差 5%の範囲内に入るため、設計変更は不要と判断



➤ フレア面の圧力上昇に伴い、ややCm増加（安定化）するが、大きな差はない。

ADS (Air Data Sensor) から飛行状態の推定



注：寸法はRef. 4
図 3.2.2.2-1 を参照のこと

動圧の推定等に関しては、従来の手法で一定の精度の範囲で成功した。

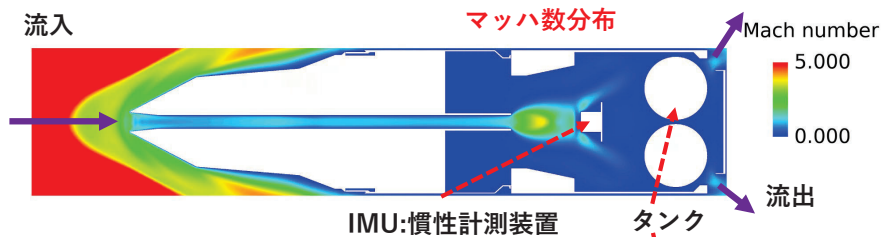
飛翔体表面の圧力係数と機体周囲のマッハ数分布。飛行条件はマッハ6、迎角5度。

今後は、より高精度の手法の開発が必要。

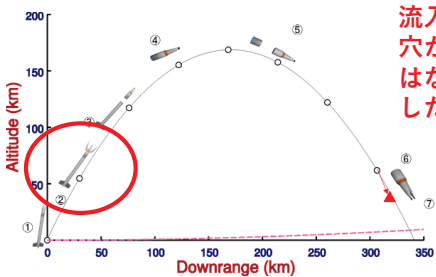
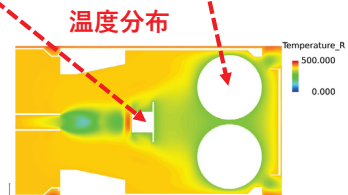
ノーズコーン開傘時の流れの解析

本試験では、高度約80kmでノーズコーンを開傘する必要がある。マッハ数は、約5であり、密度は低いもの流れがインレット、分離部、燃焼器を通して、CI部に流れ込む。その再、特に問題になるのは、IMUに気流が当たることである。それを解析するために、開傘する飛行条件相当の条件で、数値計算を行った。

高度	75.69 m
マッハ数	5.15
大気静圧	2.1375 Pa
大気静温	207.03K
大気密度	3.59678 kg/m ³
音速	288.44 m/sec



流入してきた空気は、タンク横にある穴から出ていき空気が溜まっていくことはない。IMUにかかる力、熱流束を計算した。



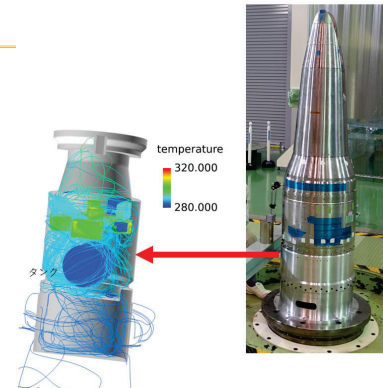
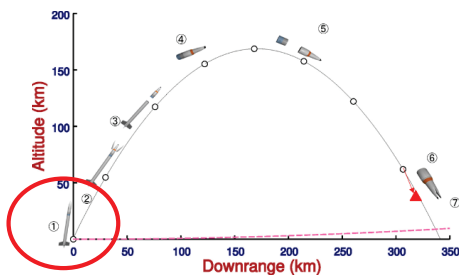
マッハ5の場合、流れは入り口で不始動となり亜音速まで減速する。その後、ダクト出口で膨張し加速され超音速でCI部に流入する。空気密度が小さいために、内部機器に大きな影響を及ぼすことはないことが分かった。16

空調の設計に関する流れ解析

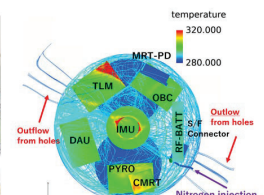
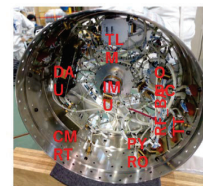
IMU、CMRT、RF-BATTERYなど電子機器は打上げ前から作動させる必要がある。各電子機器の発熱によりCI部の温度が過度に上昇すると電子機器が不具合を起こすリスクがあることから、供試体外部からホースにより窒素ガスを注入してPI部やCI部内の過度の**温度上昇を抑制する必要あり温度調整を行った。**

PI部、CI部内の打上げ前冷却方法の検討を行う必要があり、Ansys Fluentを用いて流れ場を計算した。解析は、非圧縮流とみなして熱流体解析を行った。

窒素流量と熱伝達率の関係を評価するためにCFDで定常解を得て、熱伝達率を算出している。効果的な冷却方法を熱流体解析CFDを行い検討し、**打ち上げ時には十分な温度コントロールを行うことができた。**



左図は搭載機器の表面温度と流線（色はガス温度）。右図は飛行試験機の写真。



右図はCI部を上流側から撮影したもの。左図は表面温度と搭載機器の流線（色はガス温度）。

まとめ

本研究では、極超音速飛翔体の数値シミュレーションを行いました。特に、極超音速飛行実験を実現するために必要だった、空力解析、熱伝達解析等を紹介しました。

極超音速試験は、多くの方のご協力により、昨年七月に実施されて多くのデータを取得することができた。

- ・極超音速飛行のための試験供試体を設計し、飛行マッハ数を6とし、CFDにより機体周りの流れ場を求めた。ピッチ角とヨー角をそれぞれ5度まで変更し流入気流を調べた。いずれの場合も、入口内部の流れは超音速を維持しており、入口の始動条件は維持されていた。さらに、流量変動を3%以内にするためには、ピッチ角 α 、ヨー角 β 、共に5度以内に収めることが重要である。

- ・本試験では、高度約80kmでノーズコーンを開傘する必要がある。その際のマッハ数は、約5であり、密度は低いもの流れがインレット、分離部、燃焼器を通過して、CI部に流れ込む。その再、特に問題になるのは、IMUに気流が当たることである。しかしながら、空気密度が小さいために、内部機器に大きな影響を及ぼすことはないことが分かった。

- ・PI部、CI部内の打上げ前、冷却方法の検討を行う必要があり、熱流体解析を行った。窒素流量と熱伝達率の関係を評価するためにCFDで定常解を得て、熱伝達率を算出している。効果的な冷却の熱流体解析を行い検討し、打ち上げ時には十分な温度コントロールを行うことができた。