

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

熱防護系評価のためのアーク加熱風洞設備の将来計画検討
A Requirement Consideration of Future Arc-heated Wind Tunnels for TPS
Evaluation

藤井 啓介, 鈴木 俊之, 足立 寛和, 下田 孝幸, 八木 邑磨, 藤田 和央
山田 和彦

FUJII Keisuke, SUZUKI Toshiyuki, ADACHI Hirokazu, SHIMODA Takayuki, YAGI Yuma
FUJITA Kazuhisa and YAMADA Kazuhiko

2022年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

概要	1
1 はじめに	5
2 環境再現パラメータ整理	6
2.1 現象面からの整理	6
2.2 澱み領域を想定した環境再現パラメータの検討	8
2.3 熱防護評価設備検討のための環境再現方針	10
3 既存アーク風洞能力調査	11
4 将来ミッション突入条件予測	12
4.1 想定する将来ミッション	12
4.2 超軌道ミッションにおける再突入環境	12
4.3 低軌道ミッションにおける再突入環境	14
5 将来設備能力の検討	16
5.1 超軌道ミッションへの対応設備能力要求検討	16
5.2 低軌道ミッションへの対応設備能力要求検討	18
6 設備要件検討	25
6.1 ガス供給系	25
6.2 アークヒータ・ノズル	25
6.3 排気系	26
7 まとめ	28
参考文献	29
Appendix A アーク風洞気流における澱み点加熱率の推定	31
Appendix B 供試体径の影響予測	34

熱防護系評価のためのアーク加熱風洞設備の将来計画検討

藤井 啓介^{*1}, 鈴木 俊之^{*2}, 足立 寛和^{*3}, 下田 孝幸^{*2}, 八木 邑磨^{*2}, 藤田 和央^{*4}, 山田 和彦^{*5}

A Requirement Consideration of Future Arc-heated Wind Tunnels for TPS Evaluation

FUJII Keisuke^{*1}, SUZUKI Toshiyuki^{*2}, ADACHI Hirokazu^{*3}, SHIMODA Takayuki^{*2}, YAGI Yuma^{*2},
FUJITA Kazuhisa^{*4} and YAMADA Kazuhiko^{*5}

Abstract

Two major arc heated wind tunnels in JAXA both have contributed to projects of reentry missions for years, though their capabilities may not meet requirements of future missions, which include sample return from even further astronomical objects, or vehicles equipped with larger size of Thermal Protection System (TPS). Figured out is the crucial flow parameters in the arc heated wind tunnel testing with which proper evaluations for the TPS materials can be made under expected flow conditions for future missions. Reproducing both the heating rate and the surface pressure has been required in most situations where not only the pyrolysis or fusion but also oxidization is to consider. Accordingly, too low wind tunnel total enthalpy compared with the flight would cause very small size of testing specimen to achieve the heating rate with the specific pressure. Provided that $\phi 40$ mm in diameter is minimum allowable size for evaluating TPS material characteristics, our preliminary analysis suggests that the total enthalpy of our future arc heated wind tunnel should cover as high as 60 MJ/kg considering to deal with the case of the reentering velocity of 15 km/s. Decreasing the fraction of oxygen in the working gas however allows higher impact pressure to achieve the required stagnation heating rate with the partial pressure of oxygen unchanged. In fact, the wind tunnel total enthalpy of 40 MJ/kg is found enough to reproduce reentering environments even at speeds of 15 km/s using 80% nitrogen diluted air as working gas. It is further shown that not only the heat flux or the oxygen partial pressure at the surface but diffusion of oxygen and of C_3 by sublimation through the boundary layer can also be reproduced under lower total enthalpies than the flight conditions. By means of the strategy, depicted are requirements for the future arc-heated wind tunnel in JAXA which is well capable of evaluating TPS materials for future sample-return missions, after predicting representative flight environments.

For missions with lower reentering speed but with larger and complicated TPS system, however, system evaluation would be sometimes required where partial prototype models are exposed to flight ‘equivalent’ thermal environment, though either of our current arc-heated wind tunnels in JAXA is not capable of testing specimen larger than $\phi 50$ mm in diameter. Defining representative flight environments of expecting large-size reentering missions from the low earth orbit and from lunar return orbit, additive requirements for the future arc-heated wind tunnel in JAXA for such missions are described supposing minimum size of specimen to be

^{*} 2022年10月4日受付 (Received October 4, 2022)

^{*1} 航空技術部門 設備技術研究ユニット (Aeronautical Facility Research Unit, Aviation Technology Directorate)

^{*2} 宇宙科学研究所 専門・基盤技術グループ (Research, Test and Operation Technology Group, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*3} 研究開発部門 1 段再使用飛行実験 (CALLISTO) プロジェクトチーム (CALLISTO Project Team, Research and Development Directorate)

^{*4} 宇宙科学研究所 学際科学研究系 (Department of Interdisciplinary Space Science, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*5} 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系 (Department of Space Flight Systems, Institute of Space and Astronautical Science)

$\phi 150$ mm $\sim\phi 200$ mm. A comprehensive solution satisfying the requirements is then proposed, where total input power is roughly estimated as 17 MW supposing energy transfer efficiency as 25 % in high enthalpy operations of 40 MJ/kg with mass flow rate of 120 g/s.

keywords: Thermal Protection, Arc-heated wind tunnel, High enthalpy flow

概要

JAXA におけるこれまでの再突入ミッションの熱防護系 (TPS) 開発・評価において、主として 2 基のアーク加熱風洞が重要な役割を果たしてきたが、これまで以上に遠くの惑星からのサンプルリターンミッションや、有人化を視野に入れた大型の機体に装着される熱防護系評価ニーズなどを含む将来ミッションへの対応を考慮した場合、これらの既存アーク加熱風洞では十分な評価をできない可能性があった。そのような背景からこれら将来のミッションにおいて想定される気流・環境条件において熱防護系材料の適切な評価を行うために必要なアーク風洞試験における気流パラメータを明確化した。これまでの評価試験においては一般に、熱防護材料の熱分解や溶融だけではなく表面における酸化反応を評価する目的で、実飛行環境における加熱率と同時に表面圧力を再現する必要があった。そのため、実飛行気流総エンタルピーと比べ風洞気流総エンタルピーが低すぎる場合、定まった圧力下で所定の加熱率を達成するために小さな曲率半径である必要が生じ、結果的にあまりにも小さな供試体による試験をしなければならない状況となる。熱防護材料特性評価の目的では直径 40 mm 程度の供試体サイズが最低でも必要と考えると、我々の初期検討によると再突入速度 15 km/s の将来ミッションに対応するためのアーク風洞において、風洞総エンタルピー 60 MJ/kg を包含する運用エンベロープを有する必要があることが分かった。しかしながら作動ガスにおける酸素分率を低く抑えることで、酸素分圧を変えることなく表面圧力を高圧化することができ、それによりより大きな供試体においても高い加熱率を達成することができるものと考えられた。実際、窒素で 80% 希釈した空気を使用することで再突入速度 15 km/s の飛行環境の模擬を 40 MJ/kg の風洞総エンタルピーにより実現可能であることが分かった。更にその場合、加熱率及び表面酸素分圧だけではなく、酸素や昇華により発生する C_3 の境界層を通じた拡散速度に関しても、実飛行環境より低い風洞総エンタルピーの風洞気流により再現可能であることが示された。このような手法を用いることで、JAXA の将来サンプルリターンミッションにおいて予測される代表的な飛行環境に対応する熱防護材料評価試験を十分実現できるような将来 JAXA において整備すべきアーク加熱風洞への技術的要求をここで明確化した。

再突入速度はサンプルリターンミッションと比べ低いものより大型で複雑な熱防護系を有するミッションに関して、実機を想定したプロトタイプモデルの熱防護系そのものを実飛行と「等価な」熱的環境の気流に直接さらすようなシステム評価試験へのニーズも発生するものと考えられるが、既設 JAXA アーク風洞はいずれも $\phi 50$ mm を超える直径の供試体加熱試験に対応しておらず、これらのニーズには必ずしも応えることができていない。そこで低軌道もしくは月帰還軌道からの大型機体の再突入ミッションにおける代表的気流環境を想定し、JAXA が整備すべき将来アーク風洞への追加要求として明確化した。その際、そのようなシステム評価試験においては供試体サイズとして $\phi 150$ mm $\sim\phi 200$ mm を想定した。これらの設備能力要求を包括的に満たすような設備概要を提案した。その設備規模として設備入力電力 17 MW が推定されたが、これは作動ガス流量 120 g/s での高エンタルピー運用 (40 MJ/kg) にけるエネルギー変換効率として大きな不確かさがあるものの 25 % を想定した結果である。

記号

A	(4) 式に現れる定数 ($\approx \sqrt{\frac{\mu_{ref}}{\sqrt{R_g T_{ref}}}}$)	, ($\text{kg}^{\frac{1}{2}}\text{m}^{-1}$)
B_c	Normalized Ablation Rate ($\equiv \frac{m_{ab}}{q_c/h_0}$)	, -
C_1	recombination rate parameter ($\equiv \frac{\rho}{M_w} \frac{2k_f}{K_{eq}\sqrt{dt/dx_s}}$)	, -
C_f	skin friction 係数	, -
C_H	Stanton 数 ($\equiv \frac{q_c}{\rho u(h_0-h_w)} \approx \frac{q_c}{\rho u h_0}$)	, -
C_i	i 番目の種の質量分率	, -
C'	$\equiv \frac{C_{O_2,WT}}{C_{O_2,FL}}$, -
D	直径	, m
D_s	供試体直径	, m
h_0	総エンタルピー	, J/kg
h'	$\equiv \frac{h_{0,WT}}{h_{0,FL}}$, -
K_{eq}	平衡定数	, -
k_f	forward rate coefficient	, -
L	ノズル出口から供試体加熱面までの距離	, m
M_w	分子量	, kg/mole
m_{ab}	アブレーションによる質量損耗速度	, $\text{kg}/\text{m}^2\text{s}$
\dot{m}_i	i 番目の種の境界層内拡散質量流量	, $\text{kg}/\text{m}^2\text{s}$
P	設備入力電力	, MW
P_{gas}	作動ガスエネルギー流量	, MW
p	圧力	, Pa
p_{02}	衝撃圧	, Pa
p'	$\equiv \frac{p_{02,WT}}{p_{02,FL}}$, -
q	加熱率	, W/m^2
R	曲率半径	, m
R'	$\equiv \frac{R_{WT}}{R_{FL}}$, -
R_g	気体定数 ($= \frac{p}{\rho T}$)	, J/kg K
T	温度	, K
u	気流速度	, m/s
V_∞	再突入速度	, m/s
X_i	i 番目の種の mole 分率	, -
x_s	澱み点からの距離	, m
α	輻射加熱の対流加熱との比, $\equiv \frac{q_{r,FL}}{q_{c,FL}}$, -
ε	輻射率	, -
θ	ノズル開き角 (半頂角)	, deg
θ_e	有効ノズル開き角	, deg
ρ	密度	, kg/m^3
σ	ステファンボルツマン定数 ($\approx 5.6704 \times 10^{-8}$)	, $\text{W}/\text{m}^2\text{K}^4$
τ	剪断力	, N

subscript

0	澱み状態（貯気槽状態） または基準状態
<i>c</i>	convection, 対流
C_3	C_3 に関する量
<i>e</i>	境界層端
<i>exit</i>	ノズル出口状態
<i>FL</i>	実飛行環境状態
O_2	酸素分子
<i>r</i>	radiation, 輻射
<i>ref</i>	参照状態
<i>s</i>	供試体澱み点状態
<i>throat</i>	ノズルスロート状態
<i>WT</i>	風洞試験状態
<i>w</i>	壁面状態
∞	一様流状態

表 1: JAXA アーク加熱風洞

	惑星大気突入環境模擬装置 (JAXA ISAS アーク風洞)	750kW アーク加熱風洞 (JAXA 調布アーク風洞)
最大電力 P	1.0 MW	0.75 MW
代表加熱率 q	1~16 MW/m ²	0.5~5 MW/m ²
代表衝撃圧 p_{02}	5~70 kPa	~30 kPa
代表総エンタルピー h_0	3~20 MJ/kg	~20 MJ/kg
代表ヒータ圧 p_0	500 kPa	~300 kPa
スロート径 D_{throat}	φ10 mm	φ18 mm, φ25 mm
作動ガス種	N ₂ または空気	空気
標準供試体直径 D_s	φ25 mm, φ50 mm	φ40 mm
主な対応ミッション	超軌道ミッション	低軌道ミッション
設置年	1996	1993
所在	JAXA 相模原キャンパス	JAXA 調布航空宇宙センター

1 はじめに

サンプルリターン探査ミッションや、ISSをはじめとする有人ミッションなどを推進するうえで、大気再突入時に発生する空力加熱から機体を保護する熱防護系は重要な評価・開発要素の一つといえる。再突入時に熱防護材料が晒される環境では、空力加熱による単なる高温化またそれに伴う溶融・熱分解反応などだけではなく、境界層外縁においてほぼ全解離している酸素分子が境界層を通じた拡散輸送により材料表面に供給されることで発生する酸化反応もまた考慮すべき要素の一つとなっている。このように、再突入機開発における熱防護系評価には、単に予測される高温環境を再現するだけでなく、酸化にかかわる要素を含めた再突入環境全般において少なくとも安全側評価となるよう地上試験環境を整える必要がある。実際、サンプルリターンミッション等で使用されるアブレータ損耗に限らず、再使用熱防護系としてC/C等に適用されていたSiCコーティングは酸化反応や摩擦剪断力などにより損耗速度が決まるものと考えられている。そのため、地上試験においては、想定される材料表面温度を達成するだけでなく、酸素分子、場合により酸素原子の供給量、表面摩擦率なども想定される実機条件を包含する試験環境での評価が行われている。

その様な観点から、日本を含め各国において耐環境試験設備としてアーク加熱風洞が整備され、これまでに再突入機の熱防護系評価に活用されてきている。ここでアーク加熱風洞は、アーク放電により高温化された空気を供試体にあて、発生する加熱率に応じた表面温度で数十秒から数十分の間保持することができるものであり、実機環境における予測加熱率と合致させることで、実機における温度環境を再現しつつ酸化反応・剪断摩擦率による耐損耗特性を評価することができる装置である。日本における代表的なアーク加熱風洞 [1, 2, 3, 4] としては表 1 に示す JAXA にある 2 つのアーク加熱風洞があげられるが、いずれも過酷な運用条件に伴う老朽化が進行しているのが現状である。それにより JAXA において計画されているミッションに必ずしも十分に対応できない可能性が生じていること、また将来ミッションにおいて想定される再突入条件が従前のものと変化してきていることなどから、対応すべき地上試験設備能力を再整理したうえでアーク加熱風洞設備の将来計画を検討することとした。

2 環境再現パラメータ整理

2.1 現象面からの整理

再突入熱防護系評価の観点から地上試験設備に求められる役割として、表面材料特性評価と内部構造評価とが考えられる。表面材料特性評価においては前述の通り温度つまり加熱率を合致させるだけでなく酸素輸送量、剪断力なども合わせる必要があるものの比較的小型の供試体による試験が可能である。一方で内部構造評価においては、極力実機サイズでの試験が望ましいものの、設備規模へ直接的に影響することに加え部分熱モデル試験・解析など併用することで間接的評価の可能性もあると考えられる。そのためここではアーク加熱風洞においてのみ評価可能と考えられる表面材料特性評価を主要制約条件と考え、設備規模に直接的影響を与える内部構造評価に関しては副次的な要求項目としてとらえることとした。

表面材料特性として考えるべき項目として、

- (i) 高温化に伴う溶融・熱分解・昇華、
- (ii) 酸素分子・原子供給による酸化、
- (iii) 剪断摩擦力によるエロージョン、

等の現象が考えられる。それぞれの現象を支配するパラメータを表 2 に示す。(i) の溶融・熱分解に関しては主なパラメータは温度 T であり、その温度は輻射平衡温度 $((q/\epsilon\sigma)^{1/4})$ を上限として加熱率 q により決定されるものと考えられる。また、(ii) の酸化反応としてあげられている項目は実際には窒化反応により損耗していく現象も同様に生じているものの、その影響は酸化反応と比べ小さいと予測されることからここでの検討においては酸化反応のみに焦点を当てることとした。

(i)、(ii) の効果は図 1 に示されるアブレータ炭化層損耗量 [5] により視覚的に確認できる。図中、炭化層の損耗する速度 m_{ab} を境界層内における質量拡散速度に関係する量 q_c/h_0 で無次元化した Normalized Ablation Rate $B_c = (m_{ab})/(q_c/h_0)$ の温度・圧力依存性を示している。これは質量拡散がエネルギー拡散と同程度 ($\dot{m}_i \approx C_i(q_c/h_0)$) という仮定に基づいている。グラファイトの酸化損耗は下記の通りグラファイトの昇華と、

表 2: 熱防護材表面において考慮すべき耐環境特性

注*: SiC 系の酸化において酸素供給が不足することで発生するアクティブ酸化現象の場合、供給を大きくすることで損耗抑えてしまうケースがあり得る。

現象	再現物理量	パラメータ	現象加速の方向
溶融・分解・昇華	表面温度	加熱率 q	高
	C_3 拡散速度	$\frac{q_c}{p_{O_2} h_0}$	高
酸化	表面温度	加熱率 q	高
	酸素分圧	$X_{O_2} p_{O_2}$	高*
	拡散速度	$C_{O_2} \frac{q_c}{h_0}$	高*
	O 原子供給	C_1	低
エロージョン	剪断力 τ	$q_c \frac{\mu_e}{h_0}$	高

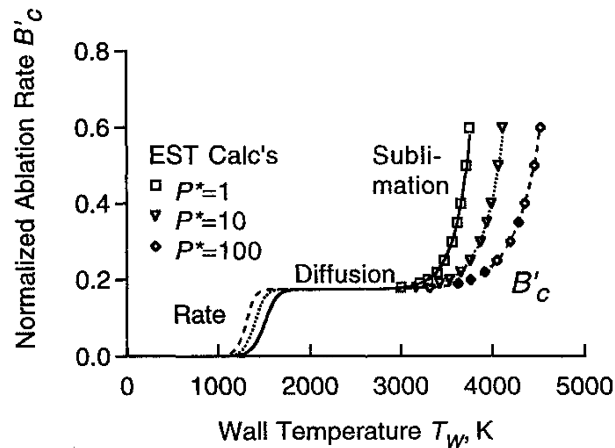


図 1: 炭化層損耗の温度変化 [5]

表面近傍でそれに続いておきる気相の酸化反応等によって生じているものと考えられている [6]:



(1) 式の C_3 昇華に関する平衡定数は C_3 のモル分率つまり分圧に依存し $K_{C_3}(T) = p_{C_3}$ 、(3) 式の CO_2 の生成に関しては $K_{CO_2}(T) = \frac{p_{CO_2}}{p_{CO_2}}$ であり、表面温度が定まれば CO_2 の生成速度は酸素分圧 p_{O_2} に依存する。ここで図 1 中 'Rate', 'Diffusion' は共に酸化反応による C_3 減少で損耗が進行する領域であり、'Rate' 領域では表面温度が低いいため酸化反応速度により損耗量が決定されてしまう領域を、'Diffusion' 領域では反応速度は十分大きく境界層内を酸素が拡散してくる速度により損耗量が決定される領域をそれぞれ示している。境界層外縁での酸素分率 $C_{i,e}$ として Reynolds analogy により $\frac{\dot{m}_i}{\rho_e u_e (C_{i,e} - C_{i,w})} \approx \frac{q_c}{\rho_e u_e (h_0 - h_w)}$ であるため壁への酸素の供給量 \dot{m}_i は $C_{i,e} \frac{q_c}{h_0}$ に比例すると考えられる。'Diffusion' (拡散律速) 領域においてはそのため、供給される酸素に比例した損耗が発生し B_c は一定値をとることとなる。'Rate' 領域では反応速度律速状態であるため、上述の通り酸素分圧 $p_{O_2} = X_{O_2} p_{02}$ の高いほど反応が早く進むことが示されている。但し以上はアブレータ炭化層における損耗に関する状況であり、材料により異なる傾向を示すこともあり得る事には注意が必要である。例えば再使用熱防護材として知られる SiC 系セラミックスの酸化特性において、酸素供給量が少ない場合に発生するアクティブ酸化現象では、酸素供給の多い場合のパッシブ酸化と比べ SiO_2 保護膜が形成されないため損耗が急激に起こることが知られており、必ずしも酸素供給が多いほど損耗が多いとは限らないことに注意が必要である。

更に、ほぼ全解離している酸素原子が境界層内を拡散していく間に一部は再結合しないまま材料表面に供給されるケースも考えられる。そのため酸化力のより強いと考えられる酸素原子供給量が多い凍結境界層に近い評価試験ほど安全側での評価となると考えられる。境界層内での非平衡性の評価としては、例えば Fay&Riddell[7] は拡散の代表時間と再結合反応の代表時間との比である再結合パラメータ $C_1 = (\rho/M_w)(2k_f/K_{eq})/\sqrt{du/dx_s}$ を定義しており、凍結境界層に近づくにつれ C_1 は小さな値とする。図 2 に示される加熱率への C_1 効果 [7] から、 $C_1 \approx 1$ 以下において非平衡性が現れ、 $C_1 \approx 10^{-5}$ でほぼ凍結境界層となっているものと考えられ、実機条件と評価試験条件とで C_1 の大きさの差異も考慮するべきである。

また図 1 中の 'Sublimation' とある領域は昇華した C_3 が酸化反応とくらべはるかに多く拡散により放出され

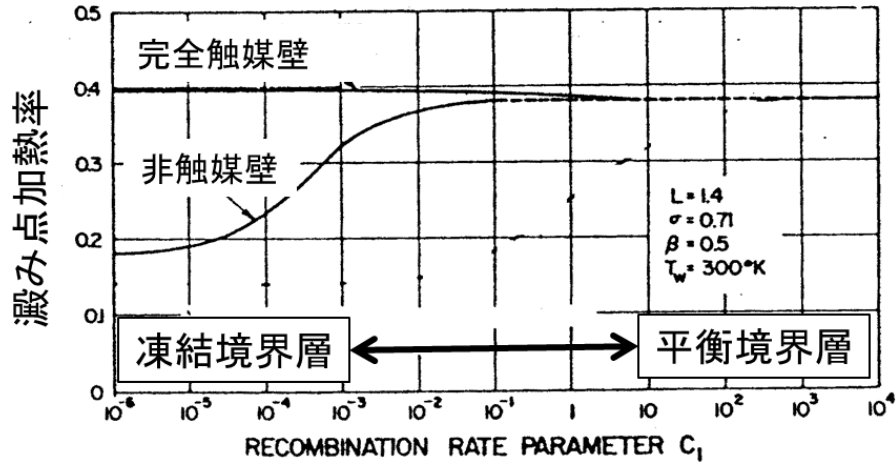


図 2: 再結合パラメータ C_1 の効果 [7]

ていく領域を示している。 C_3 の境界層を通して拡散する量は $m_i \approx C_{C_3} (q_c/h_0) \approx \frac{M_{w,i} C_3}{M_w} \frac{p_{C_3}}{p_{02}} \frac{q_c}{h_0}$ となり、飽和蒸気圧 p_{C_3} が表面温度のみの関数と考えられるので、定性的に低い衝撃圧 p_{02} であるほど大きくなると考えられる。

(iii) のエロージョンの模擬のためには、主として剪断力 τ が重要な要素となると考えられる。 $C_f \approx 2C_H$ を想定して $\tau \approx \rho_e u_e^2 \frac{C_f}{2} \approx u_e q_c/h_0$ であるため $u_e q_c/h_0$ を実機条件と合致させることが必要と考えられる。以上より熱防護系評価試験設備として、実機環境と合致させるべきパラメータは表 2 中「パラメータ」欄の通りと考えられる。

2.2 澱み領域を想定した環境再現パラメータの検討

実機環境における物理量と地上試験環境における物理量とでこれら条件をまとめると以下の通りとなる：

$$\begin{aligned} q_{c,WT} &= q_{c,FL} + q_{r,FL} && \text{(表面温度)} \\ C_{O_2,WT} p_{02,WT} &= C_{O_2,FL} p_{02,FL} && \text{(酸素分圧)} \\ C_{O_2,WT} \frac{q_{c,WT}}{h_{0,WT}} &= C_{O_2,FL} \frac{q_{c,FL}}{h_{0,FL}} && \text{(酸素拡散速度)} \\ \frac{q_{c,WT}}{p_{02,WT} h_{0,WT}} &= \frac{q_{c,FL}}{p_{02,FL} h_{0,FL}} && \text{(昇華ガス拡散速度)} \\ \frac{u_{e,WT} q_{c,WT}}{h_{0,WT}} &= \frac{u_{e,FL} q_{c,FL}}{h_{0,FL}} && \text{(剪断力)} \end{aligned}$$

ここで実機サイズは数 m のケースが考えられる一方、地上試験環境において供試体は比較的小さいサイズを想定されるため、地上試験における輻射加熱 $q_{r,WT}$ は無視できるものと考えた。

まず加熱環境が最も過酷となると考えられる澱み点加熱において地上試験設備で備えるべき要件の整理を試みることにする。従来の試験計画においては、「表面温度」関係と「酸素分圧」関係を満たすため、一般に加熱率 q 及び衝撃圧 p_{02} を合致させることを行ってきた。その場合、一般に総エンタルピは $h_{0,WT} < h_{0,FL}$ であるため、酸素拡散速度、昇華ガス拡散速度は地上試験では実機と比べ厳しい側での評価とならざるを得ない。

ここで、対流激み点加熱 q_c は衝撃圧 p_{02} や総エンタルピー h_0 、曲率半径 R と以下のような関係がある：

$$\begin{aligned}
 q_c &\approx \sqrt{\rho_s \mu_s} \sqrt{\left(\frac{du}{dx}\right)_s} (h_0 - h_w) \\
 &\approx \sqrt{\rho_s \left(\frac{\mu_{ref}}{\sqrt{R_g T_{ref}}} \sqrt{R_g T_s}\right) \frac{\sqrt{R_g T_s}}{R}} (h_0 - h_w) \\
 &= \sqrt{\frac{\mu_{ref}}{\sqrt{R_g T_{ref}}} \sqrt{\frac{\rho_s R_g T_s}{R}}} (h_0 - h_w) \\
 &\approx A \sqrt{\frac{p_{02}}{R}} h_0
 \end{aligned} \tag{4}$$

そのため、加熱率 q に加え衝撃圧 p_{02} も実機条件に合致させるとすると、供試体径と総エンタルピーとは直接的な関係をもつ。但しここで R は激み点曲率半径ではあるが、JAXA アーク風洞においてこれまで利用されてきている標準供試体形状である肩 R 付平頭円柱中心部における「有効曲率半径」はおよそ円柱直径と同程度とみなせる結果が得られている（Appendix A）。仮に総エンタルピー $h_0=20$ MJ/kg の現状のアーク風洞を用い、 $V_\infty=15$ km/s の超軌道ミッション ($h_0 \approx 110$ MJ/kg) の環境を模擬するためには供試体を実機の 1/30 としなればならず、例えば $R \approx 200$ mm のはやぶさカプセルと想定すると、供試体径を $\phi 6$ mm 以下とすることを意味する。熱防護材料評価の観点からは供試体径として $\phi 40$ mm ~ $\phi 50$ mm 程度を確保することが望ましいが、そのためには風洞総エンタルピーを $h_{0,WT} \approx 60$ MJ/kg とする必要があり、技術的困難を伴うものと考えられた。

しかし上述の実機環境・地上試験環境間の関係式において、衝撃圧と加熱率（つまり総エンタルピーと供試体径）以外に酸素質量分率 C_{O_2} が可変パラメータとしてあらわれている。例えば加熱率を、過大な衝撃圧 $p_{02,WT}$ により達成する一方で希釈により酸素分圧を実機状態に合致させることにより、この総エンタルピーに関する要求を緩和できる可能性が考えられる。そこで剪断力に関する関係式以外の関係式を、実機環境における輻射加熱と対流加熱との比、及び地上試験物理量と実機物理量との比として以下のパラメータを用い、まず再整理した： $\alpha \equiv \frac{q_{r,FL}}{q_{c,FL}}$, $h' \equiv \frac{h_{0,WT}}{h_{0,FL}}$, $p' \equiv \frac{p_{02,WT}}{p_{02,FL}}$, $C' \equiv \frac{C_{O_2,WT}}{C_{O_2,FL}}$, $R' \equiv \frac{R_{WT}}{R_{FL}}$

$$\frac{p' h'^2}{R'} = (1 + \alpha)^2 \tag{5}$$

$$C' p' = 1 \tag{6}$$

$$C' / h' = \frac{1}{1 + \alpha} \tag{7}$$

$$\frac{1}{p' h'} = \frac{1}{1 + \alpha} \tag{8}$$

ここで (8) 式は (7) 式/(6) 式で表されてしまうため、上記 4 式を満足させるためには 3 つのパラメータが以下の関係を満たせばよいことが分かる：

$$p' = \frac{1 + \alpha}{h'} \tag{9}$$

$$C' = \frac{h'}{1 + \alpha} \tag{10}$$

$$R' = \frac{h'}{1 + \alpha} \tag{11}$$

ここで (11) 式では (4) 式と異なり、 R' が h' の一次関数となっていることから、 C' を可変パラメータとすることで、より低い総エンタルピー $h_{0,WT}$ で大きい供試体サイズを確保できることが期待される。

このような条件設定を行った場合、考慮に含めなかった剪断力に関する環境再現性に関してここで確認しておく必要があると考える。前節において剪断力評価式中の境界層外縁流速が $u_e \approx \sqrt{h_0}$ と考えると、 $\tau' \equiv \frac{\tau_{WT}}{\tau_{FL}} \approx \frac{1+\alpha}{\sqrt{h'}}$ であるため、総エンタルピー比 $h' = \frac{h_{0,WT}}{h_{0,FL}} < 1$ である場合、風試環境における剪断力は実機環境より大きくなると考えられる。そのため、実機環境と比べより過酷な環境での評価試験であり、いわゆる安全側の評価となるものと考えられる。

2.3 熱防護評価設備検討のための環境再現方針

前節において得られた関係によって定まる気流条件である (9)~(11) 式の解を其々 p'_0, C'_0, R'_0 等としたとき、 $C'_0 \leq C'$ とした上で (5) 式、(6) 式を満たす様 p', R' 等を定めれば、

$$p' = \frac{1}{C'} (\leq p'_0) \quad (12)$$

$$C' \geq C'_0 \quad (13)$$

$$R' = \left(\frac{h'}{1+\alpha} \right)^2 \frac{1}{C'} (\leq R'_0) \quad (14)$$

となるため、酸素拡散、昇華ガス拡散 (それぞれ (7) 式、(8) 式に相当) はともに

$$\frac{C'(1+\alpha)}{h'} = \frac{1+\alpha}{p'h'} = \frac{p'_0}{p'} (\geq 1)$$

だけ過大となる。つまり $p' \leq p'_0$ の範囲で風洞衝撃圧を設定できれば酸素拡散、昇華ガス拡散に関しては‘安全側’で評価可能と考えられる。逆に、 $p' \geq p'_0$ の領域では拡散量が実機条件よりも少ない‘危険側’となることから、供試体径 R' を固定した場合、前節の解は衝撃圧の上限値、風洞総エンタルピーの下限値を与えると解釈できる。一方、風洞試験において酸素分率 C' を安全上 1 以上としないという制限を設けるとすると、酸素分圧 ((6) 式に相当) を安全側で評価するためには $p' \geq 1$ とする必要がある、これら衝撃圧に関し上限値・下限値の範囲内で評価する必要がある。

一方、設備規模に影響を与えると考えられる作動ガスエネルギー流量 $P_{gas} = h_{0,WT} \dot{m}_{WT}$ は、加熱率を一定とする際の衝撃圧と風洞総エンタルピーとの関係 ($p_{02,WT} \propto h_{0,WT}^{-2}$) を用い、また S を一様流における有効気流断面積で一定とすれば、

$$\begin{aligned} P_{gas} &= h_{0,WT} (\rho_{\infty,WT} u_{\infty,WT} S) \\ &\propto h_{0,WT} \frac{p_{02,WT}}{u_{\infty,WT}} \\ &\propto h_{0,WT}^{-1.5} \end{aligned} \quad (15)$$

であるため、所定の加熱率を達成させるためには風洞総エンタルピーを高く、あるいは低い衝撃圧とすることで、結果的に設備規模を抑えることができると考えられる。

これらのことから、酸素拡散・昇華ガス拡散を安全側で評価し、更に設備規模を最小化するためには、衝撃圧下限値である $p'=1$ (加熱率・衝撃圧を実機条件に合致させる) での運用が妥当と考えられる。但し将来の超軌道ミッションなどを考慮した場合前述の通り必ずしも $p'=1$ を達成させるだけの風洞総エンタルピー h' を実現できない場合が予測されるため、その場合においては、 $p' \leq p'_0$ の範囲での評価が可能な設備規模を特定することとする。

この様な運用において、酸素拡散や昇華ガス拡散における実機条件との比は前述の様に $\frac{1+\alpha}{p'h'} = p'_0/p'$ に比例すると考えられ、今回検討するケースに関しては後述することとする。

表 3: 海外の既存アーク加熱風洞の能力比較 [8, 9, 10, 11]

機関	設備名称	P MW	$h_{0,WT}$ MJ/kg	D_{throat} mm	$p_{0,WT}$ MPa	$p_{02,WT}$ kPa
米 NASA ARC	Aerodynamic Heating Facility	10, 20	28	25~51	1.0	0.5~50
米 NASA ARC	Interaction Heating Facility	60	28	60	1.0	1~600
米 NASA JSC	TP1&2	~13	3.5~47	50×50	1.0	60
露 TsNIMASH	TT-2	6	46	-	2.5	-
伊 CIRA	Scirocco	70	2.5~45	75	0.1~1.7	100~1760
独 DLR	L3K	6	20	14, 29	~1.7	240

3 既存アーク風洞能力調査

前節において加熱率と衝撃圧とを合致させる場合風洞総エンタルピー $h_{0,WT}$ と供試体径 D_s とが直接的な関係を持ち、達成可能な風洞総エンタルピーに応じた供試体径とせざるを得ない状況であることが確認された。そのため、これまでアーク風洞の設計・製作に関する知見が乏しいながらも将来整備すべきアーク風洞を検討する際に、達成可能な風洞総エンタルピーなどに関しては既存アーク風洞の実績（表 3）を基に判断することが容易であると考えた。ここでは 10 MJ/kg 以上の高エンタルピー気流をつくることが必須となることを考慮して、アークヒータタイプとして、Huels 型を除き Segment 型のものを調査することとした。これにより、大型で実用化されているアーク風洞において風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \approx 40$ MJ/kg 程度までであれば実現可能なものと考えられる。また、ヒータ最大圧力 ($p_{0,WT}$) に関しては、1 MPa 又はそれ以上において運用している設備も存在していることが分かり、ここで検討するヒータ最大圧力として 1 MPa と設定することも可能であると考えられる。

4 将来ミッション突入条件予測

4.1 想定する将来ミッション

整備すべきアーク風洞能力を検討する上で、今後予測される JAXA による再突入ミッションにおいて想定される再突入環境を整理することとした。熱防護系評価が重要となる JAXA 将来ミッションとして、ISS や月ゲートウェイからの帰還等の有人ミッションや、低軌道あるいはサブオービタル再突入となる再使用ロケット・二段再使用将来輸送系、また周回低軌道からの小型高頻度回収ミッションなどが、比較的低軌道ミッションと位置付けられ澱み領域曲率半径 R の観点からは、前者はおそらく $R \approx 4$ m 程度の大型の機体、後者は $R \approx 1$ m 程度の比較的小型の機体による、揚力大気突入が予測される。ISS など地球周回のいわゆる低軌道からの再突入速度は $V_\infty \approx 8$ km/s が想定され、HTV 搭載小型回収カプセルの実績等から想定すべき加熱率としては 1 MW/m^2 程度と考えられる [12, 13]。一方、近年検討が進められている月ゲートウェイからの帰還などを想定した場合は $V_\infty \approx 11$ km/s 程度となり、過去の Apollo カプセル等の実績を参考にすると、澱み点加熱率としては 4 MW/m^2 程度を想定するべきと考えられる [14]。

JAXA における再突入ミッションとしてはそれらの他、はやぶさ等これまで実績のあるサンプルリターンカプセルミッションの系統が考えられている。それらははやぶさの $R \approx 0.2$ m 程度の規模から MMX や CAESAR [15] など更に大型化していく傾向にあり、 $R \approx 1$ m 程度までを想定するべきと考えられる。惑星探査・サンプルリターンミッションとしてはこの大型化の傾向の他に、今後ミッションの高速化が予測されている。はやぶさリターンカプセルなど小惑星帯からの帰還速度はおおよそ、 $V_\infty = 12 \text{ km/s}$ 程度であるが、土星軌道程度からの帰還速度まで考慮するとおおよそ $V_\infty = 15 \text{ km/s}$ での要求も予測されている。この場合総エンタルピーは $h_0 \approx 110 \text{ MJ/kg}$ であり、アーク風洞において h_0 を再現させることは実績面から判断するとほぼ絶望的である。そのためこのような超軌道ミッションへの対応においては、材料特性評価試験で必要とされる供試体サイズを確保するための総エンタルピーを明確化するべきであると考えた。また、想定すべき澱み点加熱率としては、当面ははやぶさカプセルが経験した加熱率を若干超える 20 MW/m^2 程度とすることとした。

以上のように、サンプルリターン等の超軌道ミッションにおいては $V = 12 \sim 15 \text{ km/s}$ 、 $R = 0.2 \sim 1.0 \text{ m}$ 程度を、低軌道ミッションにおいては $V_\infty = 8 \sim 11 \text{ km/s}$ であって澱み領域曲率半径 R として $1 \sim 4 \text{ m}$ 程度のものを想定することとする。

4.2 超軌道ミッションにおける再突入環境

大気再突入における最大加熱発生時が、地上試験において再現すべき代表的な環境と考えられ、その最大加熱発生時の機体速度は実際には侵入速度とほぼ同程度であるため、最大加熱は基本的には、弾道係数に応じどの高度まで減速せずに大気に突入するかでほぼ決まってしまう。つまり機体サイズ R と侵入速度 V_∞ が与えられた場合の最大加熱は、高度に応じた澱み圧力 p_{02} のみに依存する事になる。しかしながら、超軌道弾道再突入における空力加熱においては、衝撃波後の高温空気による対流加熱 q_c に加え、高温空気からの発光に起因する輻射加熱 q_r が無視できなくなることが一般に知られている。輻射加熱は高温空気層の厚さ、つまり衝撃波離脱距離と共に大きくなるため、同一気流中においては代表長 R に比例した加熱となり、 \sqrt{R} に反比例する対流加熱 q_c と代表長への依存性が逆転している。地球大気再突入時の輻射加熱の推定には Tauber-Sutton [16] による推定式が広く用いられており、ここでもその推定方法を採用することとした。この様に R 及び V_∞ を仮定すれば、 q_c 、 q_r 共に p_{02} の関数であるので、逆に p_{02} 及び $\alpha = q_r/q_c$ の総加熱率 $q = q_c + q_r$ との関係を整理することができる。想定される超軌道ミッションとして、侵入速度 $V_\infty = 12 \text{ km/s}$, 15 km/s 、機体代表長 $R = 0.2 \text{ m}$,

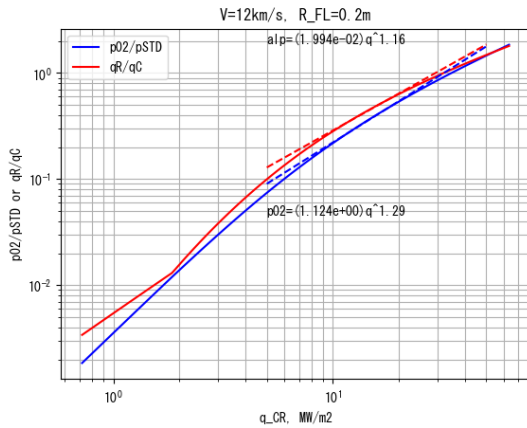
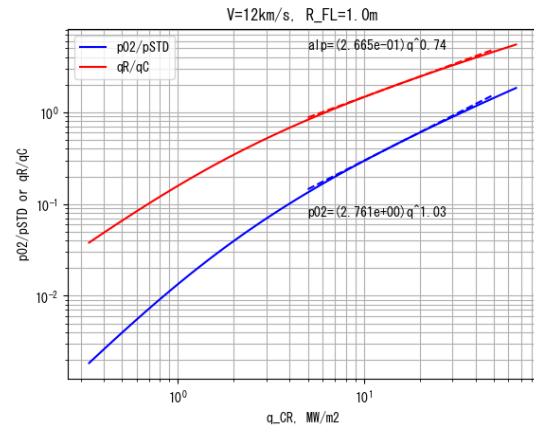
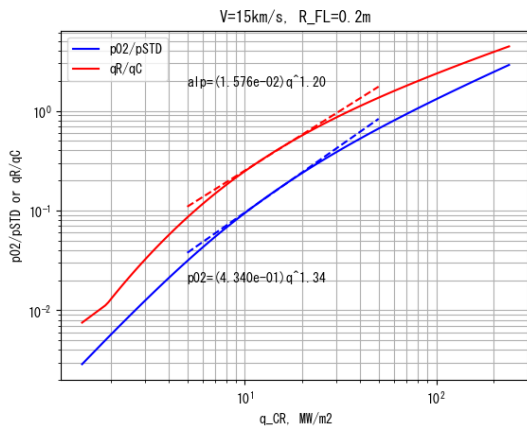
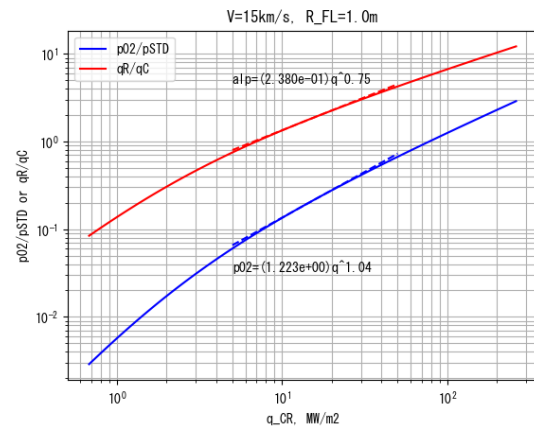
(a) $V_\infty=12$ km/s, $R=0.2$ m(b) $V_\infty=12$ km/s, $R=1.0$ m(c) $V_\infty=15$ km/s, $R=0.2$ m(d) $V_\infty=15$ km/s, $R=1.0$ m

図 3: 再突入速度・澱み点曲率半径に応じた加熱率と衝撃圧、輻射・対流加熱比の関係
 図中 p_{STD} は 100 kPa を示す。

1.0 m のケースを想定し、図 3 に、 p_{02} , α と q との関係を示す。 q_c の推定には Detra-Kemp-Riddell[17] の方法を用いている。想定される加熱率 $q=10\sim 20$ MW/m² における p_{02} 及び $\alpha (= \frac{q_r}{q_c})$ を q の指数関数として近似し、検討することとした (近似式は図中に示す)。これらの関係により、実現できる風洞総エンタルピー $h_{0,WT}$ と、実現すべき加熱率 q が設定されると、評価試験に必要な衝撃圧 p_{02} 、供試体径 R 、質量分率 C を (9), (10), (11) 式などから予測することができる。

前章において O 原子再結合パラメータ C_1 を実機条件以下とすることが必要であるとしていたが、 C_1 は境界層厚さ或いはノーズ半径に依存するため、以下の様に単位再結合パラメータのようなものとして $h-V$ 線図上に整理した (図 4) :

$$C_1/R = \frac{\rho}{M_w} \frac{2k_f}{K_{eq}} \frac{1}{R} \frac{du}{dx} \approx \frac{\rho}{M_w} \frac{k_f}{K_{eq}} \sqrt{\frac{2\rho_s}{p_s - p_\infty}} \quad (16)$$

ここで k_f は酸素解離反応の forward rate 係数、 K_{eq} は平衡定数であり、暫定的に解離反応のみ考慮し電離に関しては未考慮である。同図中には前述の $V_\infty=12$ km/s, 15km/s における $q=20$ MW/m² 程度を想定した代表的弾道経路を示しているが、予測される最大加熱時期において $V_\infty=12$ km/s では 1 以上であり非平衡性の影響は限定的であると予測される。一方で $V_\infty=15$ km/s では非平衡性の影響が出てくるものと考えられ、さらに $R < 1$ m

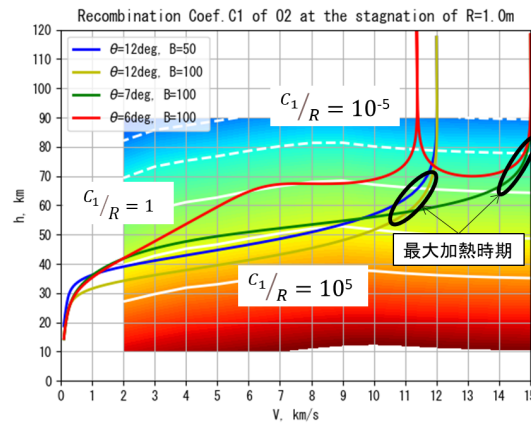
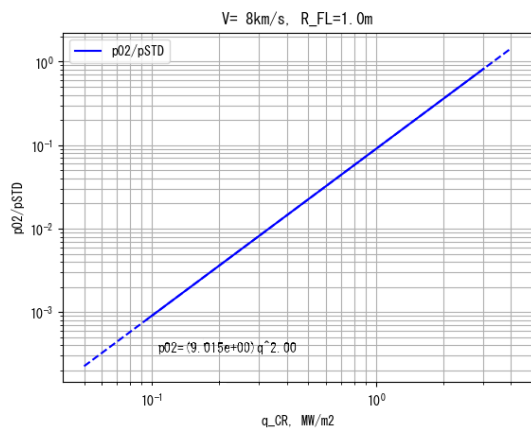
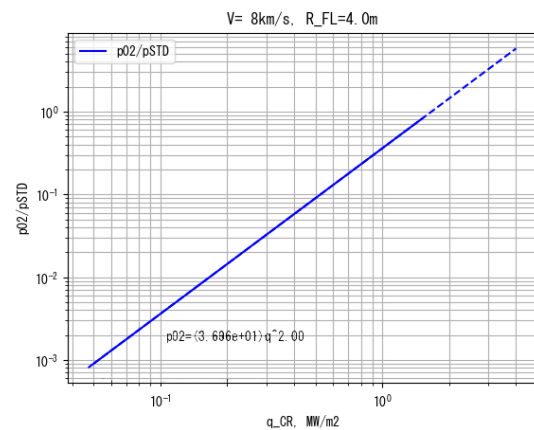
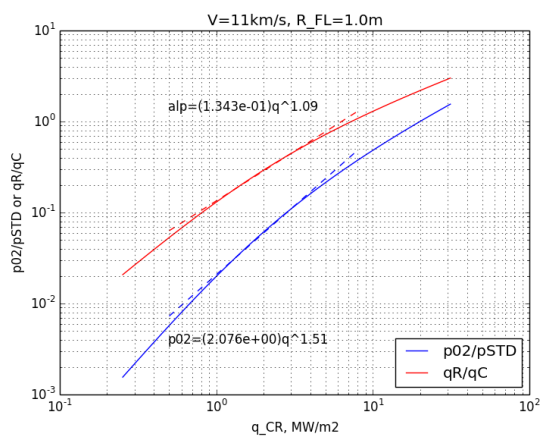
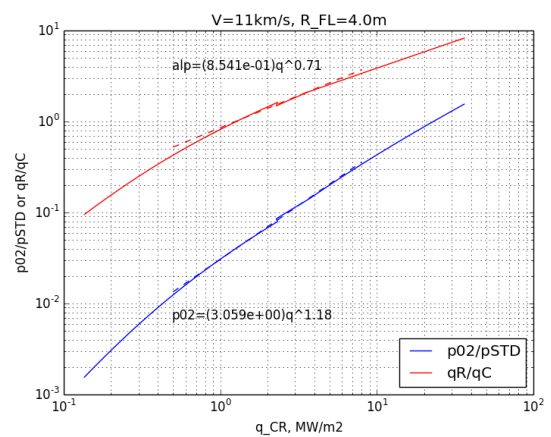


図 4: 単位再結合パラメータ C_1/R , 1/m

の場合更に影響が生じうるものと考えられる。しかし地上設備との比較という観点からは、加熱率・衝撃圧を同一とした上で低い h_0 、小さい曲率半径では、 C_1 はより小さくなり、酸素原子拡散としてはより多くなる安全側の評価となるものと考えられる。実際、後述で想定した超軌道・低軌道ミッションにおける代表点において $C_{1,FL} \approx 10^{-1} \sim 10^{-4}$ 程度であり、酸素原子の再結合反応速度の影響を受ける範囲であることが予測される。また、加熱率・衝撃圧を合致させたときの地上試験におけるパラメータとの比は $C_{1,WT}/C_{1,FL} \approx 0.02 \sim 0.5$ となっており、地上試験においては酸素はやはりより多く原子状態で壁面に到達するものと予測される。但し $p' \geq 1$ とする評価時においてはその限りではなく、 $C_{1,FL} \approx 10^{-4}$ 程度に対し、より高い圧力のため $C_{1,WT} \approx 10^{-1}$ と平衡境界層に近い状態も想定される。そのため、酸素原子による影響の評価は今後の熱防護材評価試験設計における課題の一つであると考えられる。

4.3 低軌道ミッションにおける再突入環境

想定すべき機体サイズは大きくなるものの、比較的低速 $V_\infty \approx 8$ km/s である場合、輻射加熱の寄与は実質的に弱く、前節において加熱率 $q = q_c + q_r$ に対して整理した $\alpha = q_r/q_c$ は常に 0 であることが予測される。 $V_\infty \approx 11$ km/s の場合は、前節 $V_\infty \approx 12$ km/s の場合と同様ではあるが、機体サイズが大きくなる分寧ろ輻射加熱の影響が予測される。そこで衝撃圧 p_{02} と加熱率 $q \approx q_c$ との関係を調べた (図 5)。 $V = 8$ km/s においては想定される加熱率 $0.1 \text{ MW/m}^2 \sim 2 \text{ MW/m}^2$ の範囲では予想通り衝撃圧 p_{02} は q^2 に比例しており、また $V = 11$ km/s においては Apollo 再突入時の加熱率 [14] を参考に設定した $q \approx 4 \text{ MW/m}^2$ 以下における範囲で飛行状態における衝撃圧 $p_{02,FL}$ 及び輻射加熱比 α_{FL} を前節と同様な近似式 (図中) として整理した。これにより、評価試験に必要な衝撃圧 p_{02} 、供試体径 R 、質量分率 C を予測する準備ができた。

(a) $V_\infty = 8 \text{ km/s}$, $R = 1 \text{ m}$ (b) $V_\infty = 8 \text{ km/s}$, $R = 4 \text{ m}$ (c) $V_\infty = 11 \text{ km/s}$, $R = 1 \text{ m}$ (d) $V_\infty = 11 \text{ km/s}$, $R = 4 \text{ m}$ 図 5: 再突入速度・澱み点曲率半径に応じた加熱率 q_{FL} と、衝撃圧 $p_{02,FL}$ 及び加熱率比 α の関係

図中 p_{STD} は 100kPa を示す。 $V = 8\text{km/s}$ ケースでは $\alpha = 0$ が予測されている。
 また (d) 図 $q_{CR} \approx 23 \text{ MW/m}^2$ において見られる不連続は q_R 推定のコリレーション上限値の変更に伴うもの。

5 将来設備能力の検討

5.1 超軌道ミッションへの対応設備能力要求検討

まず作動空気を希釈等組成を調整しない従来手法で加熱率 q と衝撃圧 p_{02} を実現しようとした場合の、想定した $V_{\infty}=12, 15 \text{ km/s}$, $R=0.2, 1.0 \text{ m}$ の条件における、必要となる衝撃圧、供試体径を等高線の形式で図 6 に示す。ここで海外アーク風洞等における総エンタルピー実績値として $h_{0,WT} < 40 \text{ MJ/kg}$ 程度まで実現可能と見込みまた、はやぶさカプセル程度の総加熱率 $q \approx 20 \text{ MW/m}^2$ を実現する事を検討する。供試体径として $\phi 50 \text{ mm}$ を想定すると、 $V_{\infty}=12 \text{ km/s}, R=0.2 \text{ m}$ (図 6(a)) では、衝撃圧 $p_{02,FL} \approx 54 \text{ kPa}$ の気流環境となるため $h_{0,WT} \approx 60 \text{ MJ/kg}$ を要し、 $V_{\infty}=15 \text{ km/s}, R=0.2 \text{ m}$ (図 6(c)) では、衝撃圧 $p_{02,FL} \approx 24 \text{ kPa}$ とするため、 $h_{0,WT} \gg 60 \text{ MJ/kg}$ とする必要があることが分かった。逆に風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \approx 40 \text{ MJ/kg}$ で加熱率・衝撃圧を再現するためには供試体径 $\phi 10 \text{ mm}$ 程度とする必要がある。

次に組成調整された作動気体を用いることで加熱率、酸素分圧に加え酸素拡散速度も合致させる場合について、(9),(10),(11) 式により予測される風洞衝撃圧 $p_{02,WT}, \text{kPa}$ 、供試体径 R, mm 及び作動空気希釈率 $C', \%$ (質量分率) を図 7 に示す。これにより、 $V_{\infty} \approx 12 \text{ km/s}, R = 0.2 \text{ m}$ (図 7(a)) のミッションでは供試体径 50 mm で実現するためにでも、 $h_{0,WT} \approx 30 \text{ MJ/kg}$ で可能であり、 $V_{\infty} \approx 15 \text{ km/s}, R = 0.2 \text{ m}$ (図 7(c)) においても $h_{0,WT} \approx 43 \text{ MJ/kg}$ 程度で達成できる見込みであることが分かる。ここで、風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$ は 100 kPa 程度であり、希釈率 C' は $20\% \sim 30\%$ 程度となっている。

一方、より大きな $R=1.0 \text{ m}$ のミッションを想定した場合では、総エンタルピーを低いものの風洞衝撃圧を高くすることで加熱率を確保し拡散速度を抑えるべきとの結果となっている。高い衝撃圧を実現することは後述の通り設備規模に直接的にかかわることとなることから、2.3 節で検討した従来手法との中間の総エンタルピー・衝撃圧によって拡散速度に関しては過大となる条件での評価による対応をすることを考えた。加熱率 (5) 式、酸素分圧 (6) 式、酸素拡散速度 (7) 式、全てを満足させることができないため、従来手法と同様に、加熱率 (5) 式、酸素分圧 (6) 式のみを満足させ、酸素拡散速度は実機環境より大きいいわゆる安全側の評価に代えて運用するものである。

以上から今後 JAXA においてターゲットとする $V_{\infty} = 12 \sim 15 \text{ km/s}$ であって $R \approx 0.2 \sim 1.0 \text{ m}$ 程度であって $q \approx 20 \text{ MW/m}^2$ であるサンプルリターン等の超軌道ミッションにおける熱防護材特性評価の目的で確保すべきアーク風洞能力として、一部酸素拡散速度に関しては過大となる安全側評価となる運用を許容する前提で、もっとも高い風洞総エンタルピーが必要とされた条件を基に、

- 風洞最高総エンタルピー: $h_{0,MAX} \approx 40 \text{ MJ/kg}$
- 供試体サイズ: $\phi 50 \text{ mm}$ 程度
- 風洞衝撃圧: $p_{02,WT}$ は、最大で $100 \sim 150 \text{ kPa}$ 程度
- 窒素による空気希釈能力: 空気流量の 4 倍程度まで

が必要な条件として識別されたと考えられる。しかしながらこれらだけでは設備規模を予測する情報が不足しているため、これら条件を満たすノズルサイズ、作動ガス流量なども含めた風洞仕様を検討する必要がある。まず、風洞衝撃圧が $100 \sim 150 \text{ kPa}$ と比較的高いことに加え、法令上設備澱み圧を 1 MPa 以下に設定することで運用性を高めることができることから、ノズルノミナルマッハ数として $3 \sim 4$ 程度、出口径/スロート径比を 3 程度とすることが妥当と考えられた。表 1 の 750 kW アーク加熱風洞における高動圧ノズル (Appendix A

表 4: JAXA 超軌道ミッションに対応すべきアーク風洞気流条件推定

ノズル形状 $D_{throat}=25\text{mm}$, $D_{exit} = L=75\text{mm}$, 供試体径 $D_s=50\text{mm}$ において加熱率 q が 20MW/m^2 となり、 $p_{02,WT} \approx p_{02,FL}(1+\alpha)/h'$ (上段) 或いは $p_{02,WT} \approx p_{02,FL}$ (下段) となる様調整した結果

\dot{m} は作動ガス質量流量、 L はノズル出口から供試体までの距離を示す。

Case#	V_∞ km/s	R_{FL} m	$h_{0,WT}$ MJ/kg	$p_{0,WT}$ kPa	\dot{m} g/s	$p_{02,WT}$ kPa	q_{WT} MW/m ²	D_s mm	P_{gas} MW
(9),(10),(11) 式による									
1	15	0.2	37	790	117	116.6	20.4	50	4.3
2	15	1.0	13	5,200	1,088	775.7	19.9	50	14.1
3	12	0.2	21	2,050	365	316.2	20.0	50	7.7
4	12	1.0	8.7	12,000	2,898	1,772	19.8	50	25.2
$q_{WT} = q_{FL}, p_{02,WT} = p_{02,FL}$ による									
1'	15	0.2	66	175	15.98	24.0	20.1	50	1.06
2'	15	1.0	65	200	18.71	27.3	20.5	50	1.22
3'	12	0.2	52	400	48.77	54.6	20.5	50	2.54
4'	12	1.0	50	440	55.41	60.4	20.6	50	2.77

参照)における実績を基に、ノズル出口径として供試体径の1.5倍を確保し ($D_{exit} \approx 1.5D_s$) 供試体位置はノズル出口から D_{exit} と同程度までとする、更にノズル開角は既設ノズルと同程度という方針で定めることとした。ノズル出口径を供試体径の1.5倍である $\phi 75$ mm、スロート径 $\phi 25$ mm、ノズル角 5.5° 、供試体を出口から 75mm 位置、として供試体位置における加熱率、衝撃圧の予測を行った。ここでスロート上流は総エンタルピー及び総圧下で化学的平衡を仮定し組成・状態量の計算 [18] の結果を用い、ノズル流解析は熱的平衡・化学的非平衡を仮定して計算する NENZF コード [19] による推定を行っている。この推定に先立ち行った既設 750 kW アーク加熱風洞 (表 1) における検証計算により、平頭円柱澱み点加熱における有効曲率半径 R_{eff} はおよそ供試体直径 $\approx D_s$ と推定できると考えられた (Appendix A 参照)。 $V_\infty=12$ km/s, 15 km/s, $R_{FL}=0.2$ m, 1.0 m の各条件で $q \approx 20$ MW/m² となり、 $p_{02,WT} \approx p_{02,FL}(1+\alpha)/h'$ (上段) 或いは $p_{02,WT} \approx p_{02,FL}$ (下段) となる様調整した結果を表 4 に示す。これにより、加熱率と衝撃圧とを合致させる従来手法では風洞総エンタルピーを $50\sim 66$ MJ/kg としなければならず実現が困難となる予測を再確認できる。また上段の (9),(10),(11) 式による評価法において必要となる最大風洞総エンタルピーは $h_{0,WT} \leq 37$ MJ/kg であり、この Case#1 を満足させれば、拡散速度に関して過大となる安全側評価は可能であることが分かった。同表中 P_{gas} は作動ガスが持つエネルギー流量であり、アークヒータの変換効率に依存して、アーク風洞消費電力量が決まる。既設 750 kW アーク加熱風洞設備においてはこの変換効率は $50\% \sim 60\%$ 程度であるが、予備検討によると高エンタルピー化と共に $25\% \sim 30\%$ 程度まで悪化する可能性が考えられるため、表 4 Case#1 の条件のためにはおよそ 17 MW 程度の消費電力が見込まれる。

このような規模の設備整備が困難な場合は、供試体径の縮小により対応せざるを得ないと考えられるが、この場合、(9) 式: 衝撃圧 $p_{02} \approx \rho_\infty u_\infty^2 \propto h_0^{-1}$ と、(11) 式 $D_s \propto h_0$ 及び (5) 式、 $u_\infty \propto \sqrt{h_0}$ などから、投入エネルギー $P_{gas} \propto h_0 \rho_\infty u_\infty D_s^2$ と供試体径 D_s との関係はおよそ、

$$P_{gas} \propto D_s^{1.5}$$

であると予測される。ここで検討する設備規模を縮小する要求が出た場合の参考として、供試体径 $\phi 25$ mm で上と同様の条件の評価を行う場合に必要とされる設備能力を計算すると、表 5 のような結果となり、必要となる風洞総エンタルピーは最低限 16.5 MJ/kg あればよいこととなり、仮に変換効率 25% を仮定すれば消費電力としては 4.8 MW 程度でよいことが分かる。一方で加熱率・衝撃圧を実機環境と一致させるためには、風洞

表 5: JAXA 超軌道ミッションに対応すべきアーク風洞気流条件推定 ($D_s = \phi 25$ mm の場合)ノズル形状 $D_{throat}=12.5$ mm, $D_{exit} = L=37.5$ mm、供試体径 $D_s=25$ mm において加熱率 q が 20 MW/m² となり、 $p_{02,WT} \approx p_{02,FL}(1 + \alpha)/h'$ (上段) 或いは $p_{02,WT} \approx p_{02,FL}$ (下段) となる様調整した結果

Case#	V_∞ km/s	R_{FL} m	$h_{0,WT}$ MJ/kg	$p_{0,WT}$ kPa	\dot{m} g/s	$p_{02,WT}$ kPa	q_{WT} MW/m ²	D_s mm	P_{gas} MW
(9),(10),(11) 式による ($p' = p'_0$)									
5	15	0.2	16.5	1500	72.6	258.1	20.3	25	1.20
$q_{WT} = q_{FL}, p_{02,WT} = p_{02,FL}$ による ($p' = 1$)									
5'	15	0.2	54	335	5.11	24.1	20.3	25	0.28

総エンタルピーは最低でも 54 MJ/kg を達成する必要があり技術的困難が予測される。ここで地上試験として満たすべき条件を整理するために、澱み点加熱 20 MW/m² を満たす点を風洞総エンタルピー及び風洞質量流量（ノズル出口径を供試体径の 1.5 倍と仮定）で表した（図 8）。図中赤破線は一定供試体径の場合の等加熱率線を、青点線は $p' = p'_0$ となる衝撃圧の上限値（風洞一様流マッハ数が十分高いと仮定し $\dot{m} \propto h_{0,WT}^{1/2}$ ）、緑点線は $p' = 1$ となる衝撃圧の下限値（ $\dot{m} \propto h_{0,WT}^{7/2}$ ）をそれぞれ示す。ここで $h_{0,WT}=54$ MJ/kg の ' $V=15$ km/s, $R=0.2$ m, $p'=1'$ の $\phi 25$ mm の点より高压側（高質量流量側）の等加熱率線上の点であれば、酸素分圧の観点からは安全側で評価できる（あるいは N₂ 希釈することにより酸素分圧を合致できる）ことを意味しており、また青点線上の ' $V=15$ km, $R=0.2$ m, $p' = p'_0$ ' の $\phi 25$ mm の点より低压側の等加熱率線上であれば、酸素拡散・昇華ガス拡散の観点から安全側で評価できることを意味している。そのため、同図中 ' $SR V=12$ km, $R=0.2$ m, $p'=1'$ $\phi 25$ mm で示される条件（ $h_{0,WT}=37$ MJ/kg, $\dot{m}=13.4$ g/s, $p_{02,WT}=53.4$ kPa）とすれば酸素分圧においても、酸素・昇華ガス拡散の観点においても安全側での評価が可能であると考えられる。この場合、酸素・昇華ガス拡散流量は実機状態と比べ $\frac{p'_0}{p'}$ であるためおよそ 5 倍程度が見込まれる。このほか供試体径の設備規模に及ぼす影響予測として若干の検討を Appendix B で行っている。

5.2 低軌道ミッションへの対応設備能力要求検討

上述の超軌道ミッションと比べ低軌道ミッションへの対応では、比較的低エンタルピー（ ~ 30 MJ/kg @ $V_\infty=8$ km/s）、低加熱率（ ~ 1 MW/m²）であることから、耐熱材料特性を評価する目的に対してはより小規模の設備で対応することが可能と考えられる一方で、実装される熱防護構造の耐環境性評価をすることによる熱防護システム信頼性向上までを視野に入れると、供試体サイズ $\phi 50$ mm では必ずしも十分とは言えず極力実機構造の部分供試体を加熱する能力が求められる。ここで仮に供試体サイズ $\phi 200$ mm 程度を想定し、 $V_\infty=8$ km/s、 $R_{FL}=1$ m, 4 m のケースを検討する。作動ガス組成を調整しない従来手法による環境模擬をするための予測を図 9 に示す。実機想定加熱率として $q \approx 1$ MW/m² と考えた場合、供試体サイズ $\approx \phi 200$ mm において実現するためには、 $R_{FL}=1$ m のケースに対し $h_{0,WT} \approx 15$ MJ/kg、衝撃圧 $p_{02,WT} \approx 9$ kPa、 $R_{FL}=4$ m のケースに対し $h_{0,WT} \approx 7$ MJ/kg、衝撃圧 $p_{02,WT} \approx 30$ kPa を達成する能力が求められることが分かる。またこれらの場合、酸素拡散流量としては実機条件と比べ過大となり、その比は $\frac{1+\alpha}{p'h'}$ \approx $\frac{1}{h'}$ であるためそれぞれ 2.1 倍、4.6 倍程度と見込まれる。

更に $V_\infty=11$ km/s の月周回軌道相当からのミッションに対応する予測は図 10 に示される通り、超軌道ミッションと同様に輻射加熱の影響が現れ供試体サイズ $\approx \phi 200$ mm で想定加熱率 $q_{FL} \approx 4$ MW/m² を風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \leq 40$ MJ/kg で実現することはできないことが分かる。但し、供試体サイズ $\approx \phi 150$ mm であれば、 $R_{FL}=1$ m, 4 m の両ケースに対し風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \approx 40$ MJ/kg、風洞衝撃圧 $p_{02,WT} \approx 15$ kPa

表 6: JAXA 低軌道ミッションに対応すべきアーク風洞要求能力

V_∞ , km/s	q_{FL} , MW/m ²	$h_{0,WT}$, MJ/kg	供試体 D_s , mm	$p_{02,WT}$, kPa	空気希釈度 %
8	1	15	200	9	100
8	1	7	200	30	100
11	4	40	150	15	100
11	4	15	200	120	20

で達成可能であることが分かった。またこの場合も、酸素拡散流量としては実機条件と比べ過大となり、その比は $\frac{1+\alpha}{p'h'} \approx \frac{1+\alpha}{h'}$ であり、 $R_{FL}=1$ m のケースでは 2.8 倍、 $R_{FL}=4$ m のケースでは 5.7 倍程度と見込まれる (α は図 5(c),(d) より求めた)。

そこで、超軌道ミッション対応検討時と同様に作動ガスを調整し風洞総エンタルピーの低い制限下で環境再現をすることを考えると、図 11 で示される予測となった。これにより、風洞総エンタルピー $h_{0,WT}$ への要求がより高いケースである $R_{FL}=1$ m のケースにおいて供試体サイズ $\approx \phi 200$ mm で加熱率 $q_{FL} \approx 4$ MW/m² を実現するためには、風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \approx 15$ MJ/kg、風洞衝撃圧 $p_{02,WT} \approx 120$ kPa、作動空気希釈 20 % とする必要のあることが分かった。

以上から、今後 JAXA においてターゲットとする $V_\infty=8\sim 11$ km/s であって $R_{FL} \approx 1$ m \sim 4 m 程度の大型の低軌道ミッションにおける熱防護系評価の目的で確保すべきアーク風洞能力をまとめると、表 6 の通りとなる。

ここで目標として識別された条件（加熱率・風洞衝撃圧）を前節と同様のノズル流解析により、作動ガス流量、投入エネルギー等を推定した（表 7）。その際、ノズル出口径 D_{exit} は供試体径の 1.5 倍とし、またヒータ内圧 $p_{0,WT}$ が 1 MPa の制限を超えない範囲でスロート径 D_{throat} を小さくすることとした。これは、衝撃圧 ($p_{02,WT} \approx \rho_\infty u_\infty^2$) を一定に保ちつつ設備規模に関わる作動ガス流量 ($\propto \rho_\infty u_\infty$) を小さくするために主流 Mach 数 ($\propto u_\infty$) を大きくすることを意図している。まず $V_\infty=11$ km/s であって作動ガス組成を調整することで供試体径を確保する Case#9 に関しては、超軌道対応のケースと同様に風洞衝撃圧を上げることで加熱率を確保するために、比較的高圧条件となり、ノズルスロート径は同様に $D_{throat} = \frac{D_{exit}}{3}$ としている。しかし作動ガス流量は 2,776g/s と膨大であるうえ、作動ガスが持つエネルギー流量 P_{gas} だけでも 37 MW もの大規模なものとなる見込みとなり、今回の我々のスコープを大きく超える予測であることが判明した。一方、供試体サイズとして $\phi 150$ mm 程度に限定し、加熱率・衝撃圧を合わせるケース（Case#8）では、超軌道ミッションにおいて予測した表 4 中 Case#1 と比べノズル出口径のみが異なるだけで、風洞総エンタルピー $h_{0,WT}$ 、ヒータ内圧 $p_{0,WT}$ 、作動ガス流量 \dot{m} など他のヒータ内条件が同程度であることが判明した。そのためこれらの用途においてはノズル部のみを変更しアークヒータは共用する運用が考えられ、エネルギー変換効率 25% を想定すれば消費電力として同様の 17 MW 程度が見込まれる。

$V_\infty=8$ km/s のミッションへの対応に関しては、加熱率と衝撃圧を合致させる方針であることから比較的低圧の運転条件となり、そのためノズルスロート径としては相対的に小さな $\phi 50$ mm と設定した。結果は表 7 の Case#6, #7 に示されるように作動ガス流量は最大で 800 g/s 程度までが見込まれ、作動ガスエネルギー流量も 5.6 MW と大きなものとなっている。しかし風洞総エンタルピーが既設 750kW アーク加熱風洞設備と同程度であることから、エネルギー変換効率も同程度の 50~60% が期待できるものと仮定すると、供試体サイズ $\approx \phi 200$ mm 程度の場合、設備消費電力として 5~11 MW 程度が見込まれることが分かった。

供試体径の消費電力への感度に関しては Appendix B に示すが、作動ガス組成調整を行わない設定を想定し

表 7: JAXA 低軌道ミッションに対応すべきアーク風洞気流条件推定

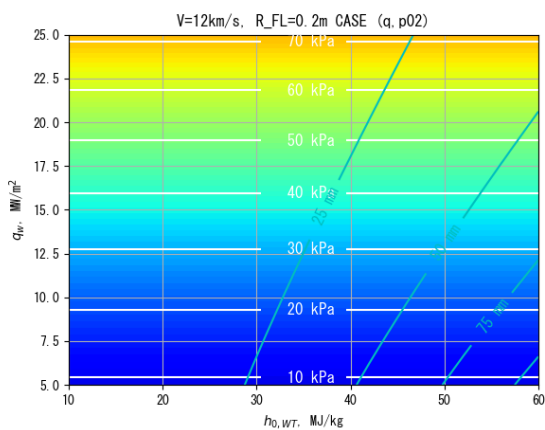
\dot{m} は作動ガス質量流量、 L はノズル出口から供試体までの距離を示す。

Case#	$h_{0,WT}$ MJ/kg	$p_{0,WT}$ kPa	\dot{m} ,g/s	D_{throat} ,mm	D_{exit} = L ,mm	$p_{02,WT}$,kPa	q_{WT} ,MW/m ²	D_s ,mm	P_{gas} , MW
6	12.5	225	197	50	300	8.6	1.0	200	2.5
7	7	720	799	50	300	29.6	1.0	200	5.6
8	35	800	121	25	225	15.4	4.0	150	4.2
9	13.4	825	2,776	100	300	123	4.0	200	37.2

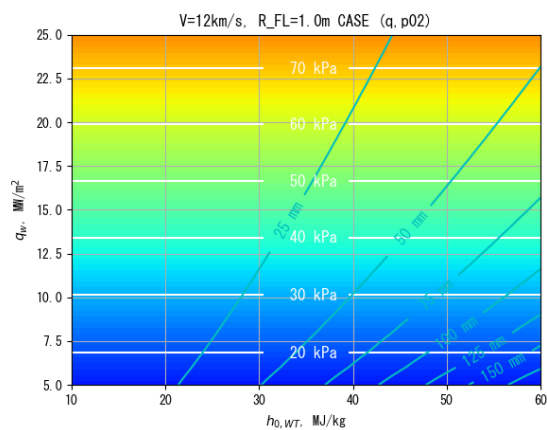
ており、衝撃圧 $p_{02} \propto \rho_{\infty} u_{\infty}^2$ と、澱み点加熱 $q_c \propto \sqrt{\frac{p_{02}}{D_s}} h_0$ を一定値とする条件下であるため、投入エネルギー $P_{gas} \propto h_0 \rho_{\infty} u_{\infty} D_s^2$ と供試体径 D_s との関係は

$$P_{gas} \propto D_s^{2.25}$$

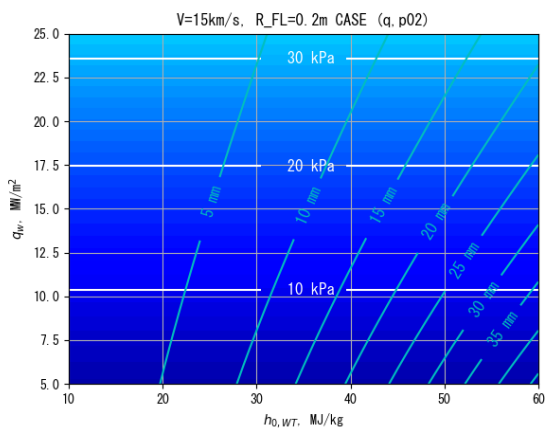
であると予測される ($u_{\infty} \propto \sqrt{h_0}$)。



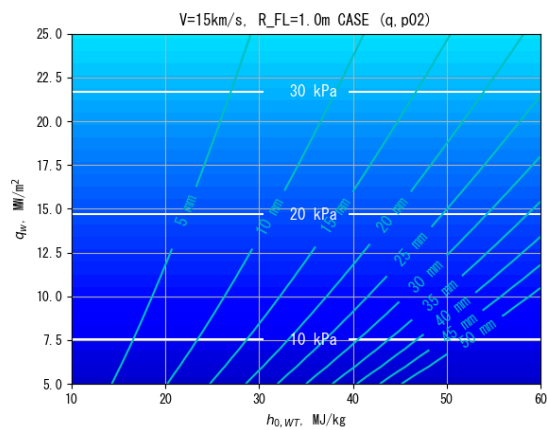
(a) $V_\infty=12$ km/s, $R=0.2$ m



(b) $V_\infty=12$ km/s, $R=1.0$ m



(c) $V_\infty=15$ km/s, $R=0.2$ m



(d) $V_\infty=15$ km/s, $R=1.0$ m

図 6: 飛行条件に対応する風試条件（風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$ ）の推定
加熱率・動圧を合致させる場合

カラーコンター及び白線は風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$ を、青線は風試供試体曲率半径（ \approx 供試体径）をそれぞれ示す。

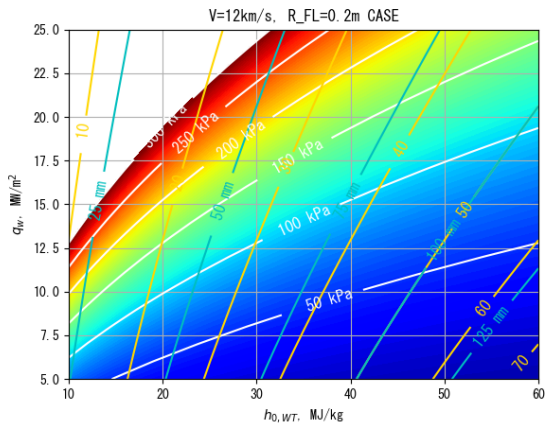
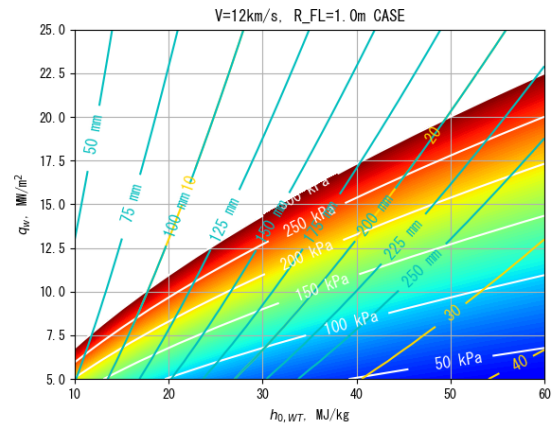
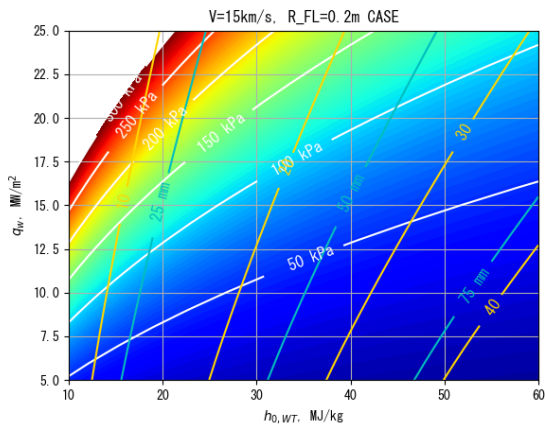
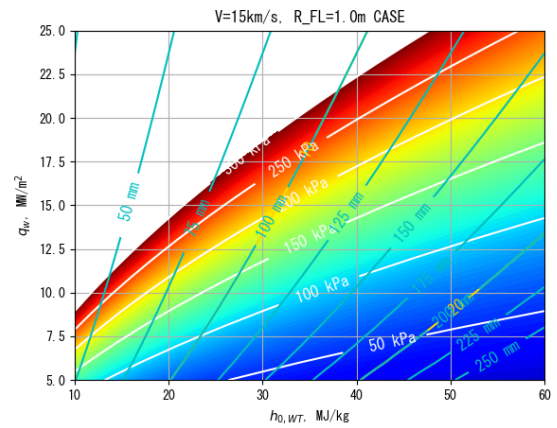
(a) $V_\infty=12$ km/s, $R=0.2$ m(b) $V_\infty=12$ km/s, $R=1.0$ m(c) $V_\infty=15$ km/s, $R=0.2$ m(d) $V_\infty=15$ km/s, $R=1.0$ m

図 7: 飛行条件に対応する風試条件（風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$ ）の推定
 組成調整された作動ガス利用の場合
 カラーコンター及び白線は風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$ 、青線は風試供試体曲率半径（ \approx 供試体径）を、
 また黄色線は C' をそれぞれ示す。

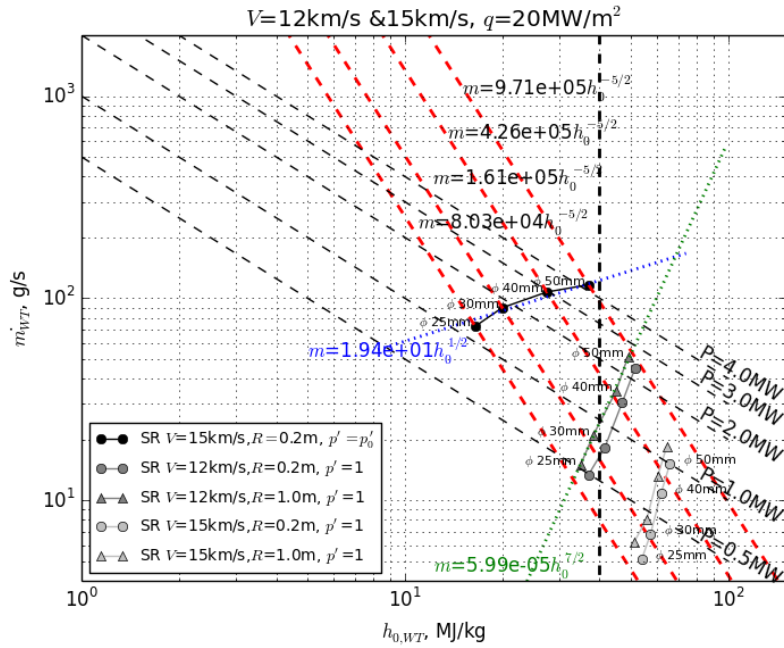
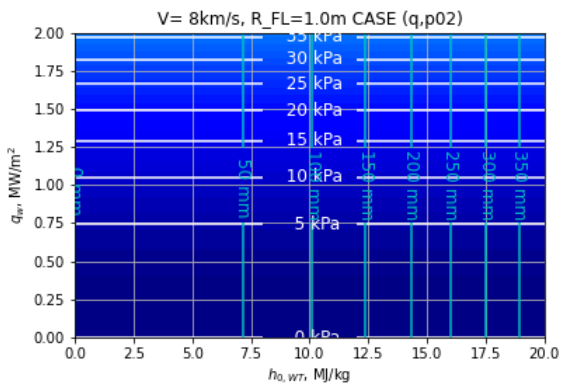
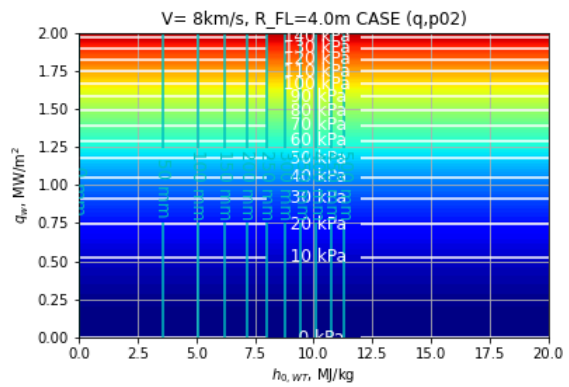


図 8: 地上試験において評価可能な領域 (超軌道ミッション)

赤破線は一定供試体径の時の等加熱率線、青点線は $p' = p'_0$ に相当する圧力上限値、緑点線は $p' = 1$ の圧力下限値をそれぞれ示す。
 表 5 の $p' = 1$ に相当する条件は図中における 'SR $V=15\text{km/s}$, $R=0.2\text{m}$, $p' = 1$ ' の $\phi 25\text{mm}$ の点に相当する。また $h_{0,WT}=40\text{MJ/kg}$ を総エンタルピー上限値として黒破線で示している。



(a) $V_\infty=8 \text{ km/s}$, $R_{FL}=1 \text{ m}$



(b) $V_\infty=8 \text{ km/s}$, $R_{FL}=4 \text{ m}$

図 9: 飛行条件 $V_\infty=8 \text{ km/s}$ に対応する風試条件 (風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$) の推定
 加熱率・動圧を合致させる場合

カラーコンター及び白線は風洞衝撃圧 $p_{02,WT}$ を、青線は風試供試体曲率半径 (\approx 供試体径) をそれぞれ示す。

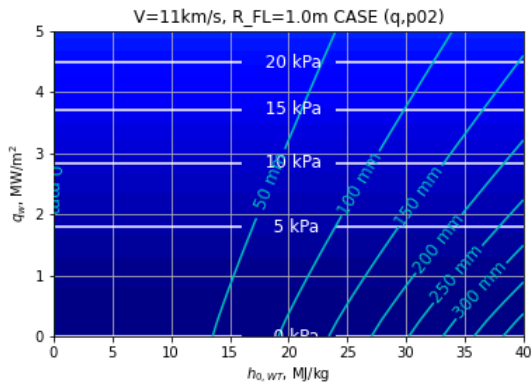
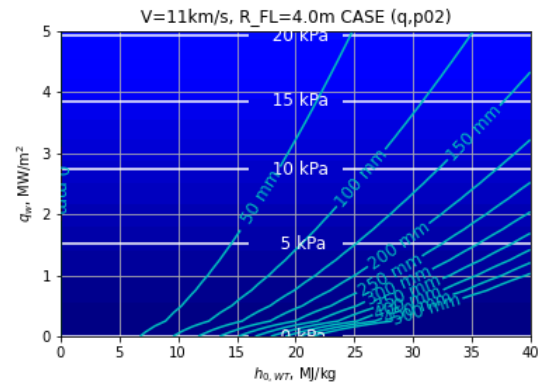
(a) $V_\infty=11$ km/s, $R_{FL}=1$ m(b) $V_\infty=11$ km/s, $R_{FL}=4$ m

図 10: 飛行条件 $V_\infty=11$ km/s に対応する風試条件（風洞衝撃圧 $p_{02,W T}$ ）の推定
加熱率・動圧を合致させる場合

カラーコンター及び白線は風洞衝撃圧 $p_{02,W T}$ を、青線は風試供試体曲率半径（ \approx 供試体径）をそれぞれ示す。

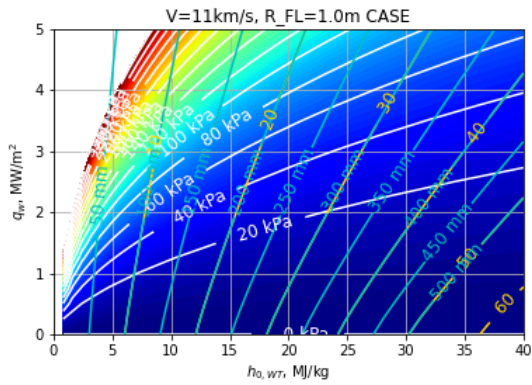
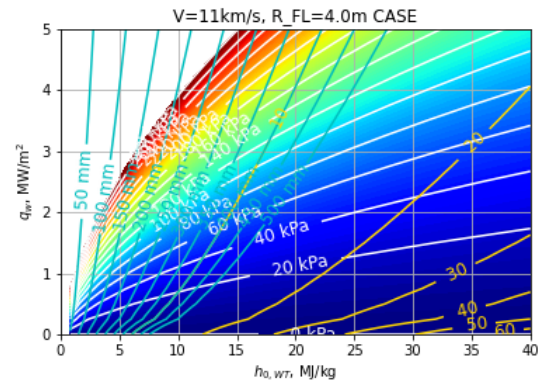
(a) $V_\infty=11$ km/s, $R=1$ m(b) $V_\infty=11$ km/s, $R=4$ m

図 11: 飛行条件 $V_\infty=11$ km/s に対応する風試条件（風洞衝撃圧 $p_{02,W T}$ ）の推定
組成調整された作動ガス利用の場合

カラーコンター及び白線は風洞衝撃圧 $p_{02,W T}$ 、青線は風試供試体曲率半径（ \approx 供試体径）を、
また黄色線は C' をそれぞれ示す。

6 設備要件検討

前節において予測された超軌道ミッション対応設備諸元（表 4）及び低軌道ミッション対応設備諸元（表 7）を基に、整備すべき将来アーク風洞の概略の規模・構造を見積もる目的で設備消費電力の他に作動ガス流量からガス供給系や、ヒータ・ノズル、要求される排気系能力などに関して若干の検討を行う。その際要すれば JAXA 調布アーク風洞における既設設備を基準として設備規模などを見積もることとした。

6.1 ガス供給系

超軌道ミッションに対応する Case#1 では酸素分率を下げるために空気を窒素等により 5 倍程度希釈するための混合装置が必要であるうえ、作動ガス総流量 120 g/s の約 8 割程度の窒素を供給し続ける必要がある。一回の通風時間を 20 分程度と想定すると、1 回の通風で 100 Nm³ 程度の窒素を消費することとなり、通常の 7 Nm³ シリンダ 20 本程度のガスカードルでは 1 通風で使い切る運用となる。しかし消費量に対し運転時の供給速度が大きいと、液化ガスローリーとコールドエバポレータだけではガス供給が間に合わないものと考えられ、窒素ガスの貯槽を別途設置する必要があるものと考えられる。そのため、複数のガスカードルを設置し運用する方法も有効なものと考えられる。

低軌道ミッションへの対応（Case#6~#8）では空気の窒素希釈は想定しておらず、空気流量としては最大 800 g/s(≈40 Nm³/min) 程度が予測されている。この流量の場合、ガスカードルなどによる運用は考えられず、250 kW 程度の低圧空気圧縮機により連続的に供給することができると予測されるが、より現実的な構成としては、内径約 5 m の 5 MPa 球形貯槽に相当する 3000 Nm³ 程度の貯気槽による 4 通風の運用が可能な間欠吹出し形式であると考えられる。

6.2 アークヒータ・ノズル

風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \approx 40$ MJ/kg の条件におけるエネルギー変換効率が 25%程度しか達成できないと仮定すると、供給電力としては最大で 17 MW となる。高エンタルピーを実現することからコンストリクタ型のアークヒータを想定するが、ここで大電力を確保するため multiple-ring 電極方式を採用するとして、例えば 4 電極、各電極に流れる電流を 750 A とする様調整することを想定すると、電極間電圧は最大で 6 kV の供給が必要となる。各セグメント間におけるアーキングを避ける目的でセグメント間電位を 50 V 以下に抑えるために、セグメント数はおおよそ 120 程度とすべきと考えられ、既設 JAXA750 kW アーク加熱風洞におけるセグメント数と比べ 1.5 倍程度に抑えられていることから運用面においても大きな障壁とならないことが予測される。また、アークヒータにおけるエネルギー交換効率はアークヒータの設計次第と考えられるため、今後のアークヒータの設計において高効率化を進める必要がある。

表 4 及び表 7 で推定されたアークヒータ条件 $h_{0,WT}, p_{0,WT}, \dot{m}$ を比較すると、Case#1, #8 は高エンタルピーでありガス流量が 120 g/s 未満である一方、Case#6, #7 に関しては比較的低エンタルピーであり大流量（～800g/s）に大別できる。そのためアークヒータとしてそれらに対応したものをそれぞれ設計・製作することが理想と考えるが、前者のアークヒータをコアとし、その下流部にコールドガスを混合させるチャンバを設けるなどヒータコンフィギュレーションを変更することによって後者の要求にも対応する案も併せて検討進める価値があるものとする。

今まで検討してきたような一般的な平頭円柱形式の供試体を加熱する目的ではノズル及び供試体支持機構に関しては対象とする供試体径に対応し、まず、高エンタルピー・中流量に対応するアークヒータには以下の2種類のノズルを取り付け、供試体支持装置に対する位置を変更可能な構造とする必要がある。スロート径 $\phi 25$ mm、出口径 $\phi 75$ mm のノズル (Case#1) であってその出口と供試体加熱面とは 75 mm 程度の距離を有するものと、スロート径 $\phi 25$ mm、出口径 $\phi 225$ mm のノズル (Case#8) であってその出口と供試体加熱面とは 225 mm 程度の距離を有するものとする。比較的低エンタルピー・大流量に対応するアークヒータには、スロート径 $\phi 50$ mm、出口径 $\phi 300$ mm のノズル (Case#6,#7) であってその出口と供試体加熱面とは 300 mm 程度の距離を有するものを取り付ける構造とすべきと考えられる。ここで供試体加熱面とノズル出口面との距離は、一般に IR による光学表面温度計測を行うためには観測面法線と視線との角度を 60 deg 以下とする必要が知られており、その角度を確保するためのものである。

熱防護系の最終評価を行うような場合、標準供試体形状に加工するのではなくプロトタイプモデル品を直接アーク気流で加熱するというニーズも考えられる。その様なより大型の供試体の一部に高温噴流をあて局所的にだけでも加熱させるような試験形態も想定すると、加熱率を決める代表長は供試体径 D_s ではなく、噴流直径つまりノズル出口径に依存するものと考えられる。そのため例えば表 7 の Case#7 の条件での加熱を行おうとする場合、噴流代表径が $\phi 200$ mm となる様なノズルを用いる必要があるため、より小口径のノズルも併せて用意しておく必要があるものと考えられる。

6.3 排気系

要求される排気能力は、総ガス流量と雰囲気圧力とに依存するが、ここでは、最大流量となる表 7 中 Case#7 のノミナル Mach 数がおおよそ 5 であることから、その雰囲気圧力を定めるディフューザ効率を 0.25[20]、つまりディフューザ下流において衝撃圧 p_{02,W_T} の 0.25 倍まで圧力が回復するものとして、要求される排気能力を推定したところ、約 3.2×10^4 m³/hr が必要であることが判明し、大型のメカニカルブースターポンプ (12,000 m³/h、最大差圧 4kPa, 22kW) 3 台程度で 12kPa 程度まで昇圧し、 2×10^4 m³/h の排気を大型の補助ポンプ (1,800 m³/h、45kW) 12 台程度での対応で実現可能との見通しを得た。この場合排気装置に必要な電力は約 600kW となり、ガス供給系の 250kW 等と合わせ 1MW 弱がアークヒータ電源以外に要すると考えられるが、既設調布アーク風洞における補機類/アークヒータ電力比である 20%程度と比べ相対的に低い割合であることが分かった。大流量のため排気において代わりにイジェクタ等を検討するためには、減圧環境下で有効に機能する乾式 NOX 除去器などが必要と考えられる。通常の超音速風洞と比べ供試体によるブロッキングが極端に大きいアーク風洞の様な形態において有効なディフューザ効率に関する情報が十分とは言えないこと、冷却系における圧力損失の見積もりが含まれていないこと、などから今後更に調査することが必要と考えられるが、排気装置に関する能力要求の概要を確認することができた。

アークヒータにより電離・解離状態となった空気が冷却と共に再結合し、高濃度の NOX が発生する。例えば $h=5$ MJ/kg、 $p=10$ kPa の平衡状態の空気において NO は約 3.6%つまり 36,000ppm 存在する。そのため現行のアーク風洞設備においても NOX 除去のための装置が設置されることがおおく、実際 JAXA750kW アーク加熱風洞においても、NO 除去用として亜塩素酸ナトリウム+水酸化ナトリウムを吸収液とした反応塔及び、NO₂ 除去用として流化ナトリウム+水酸化ナトリウムを吸収液とした反応塔の縦型充填塔形式の NOX 除去装置が設置されている。アーク風洞の最低総エンタルピー条件においても NOX 生成には十分な高温となることから、NOX 排出量は主に作動ガス流量のみに依存すると考えられる。既設 JAXA750kW アーク加熱風洞における実測において既設除去装置は、薬液 pH が十分に高い場合、36g/s までの空気流量においておおよそ 400ppm 程度まで低減することが確認されている (図 12)。既設装置の反応筒内断面 (0.35m×0.65m) における平均ガ

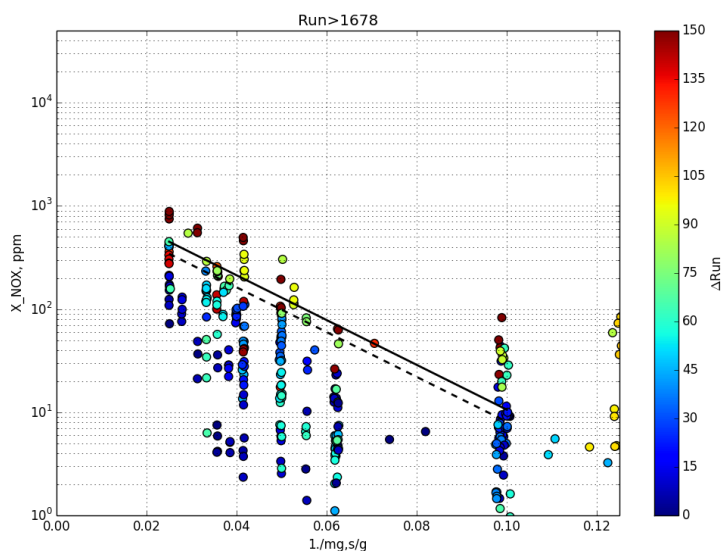


図 12: 既設 JAXA750kW アーク加熱風洞 NOX 除去機能力
 反応時間に比例するガス流量 mg, g/s の逆数と、排出 NOX 分率との関係を示す。
 図中実線は薬液交換の指標としていた経験値、
 破線は NOX 除去機設計点である $m_g=35$ g/s、 $X_{NOX}=300$ ppm を通る様修正した関係

ス流速はその条件では 0.15 m/s であり、噴霧状となった薬液と反応できる領域長さが 340 mm であるため、反応時間として 2.3 s を確保できれば、同程度の性能を確保することができるものと考えられた。現状で最大流量は 800 g/s と想定されるので、既設装置設計値 35 g/s の約 20 倍であり、反応塔断面積を 10 倍、反応領域長さを 2 倍程度とする必要があると考えられる。

7 まとめ

我が国で再突入技術を維持発展させていくうえで必要とされる熱防護系評価設備として、アーク加熱風洞将来計画を検討するための状況整理・検討を行った。再突入環境で熱防護系の表面材料特性として評価されるべき現象を対応する風洞パラメータと共に整理した。その結果として、高温環境模擬だけでなく酸化特性を評価できる設備が必要であるという意味でアーク風洞が適していることを再確認した。しかし作動ガス中の酸素分率をパラメータとしない従来の評価方法において、材料表面温度（加熱率）、 O_2 分圧、 O_2 拡散速度、 C_3 拡散速度すべてを実機環境と合致させることはできないことを確認し、安全側に評価するという観点からアーク風洞設備において供試体加熱率 q と衝撃圧 p_{02} を同時に実機想定条件と合致させた上で、更に拡散速度を示す q_C/h_0 、酸素原子の再結合相対速度（つまり酸素原子供給）を表す C_1 を実機条件以上とする従来手法の位置づけを確認した。その場合、供試体径 D_s は風洞総エンタルピー h_0 の二乗に比例する関係とならざるを得ず、より高速ミッションにおいて総エンタルピーを地上設備で再現できない場合に供試体径を極端に小さなものとせざるを得ない状況が確認された。一方、JAXA ISAS アーク風洞においてはこれまでも作動ガスとして N_2 を用いていた実績もあることから、作動ガスとして空気を窒素で希釈することで酸素分率を新たにパラメータとすることを検討したところ、異なる総エンタルピーにおいても、加熱率、 O_2 分圧、 O_2 拡散速度、 C_3 拡散速度の4条件を実機環境と合致させることが理論上は可能であり、更に供試体径 D_s も総エンタルピー h_0 と1次の関係となることが判明した。但しその手法による評価の場合、衝撃圧は実機条件よりも高いものとなることから、境界層厚が小さいにもかかわらず C_1 は必ずしも実機状態とくらべ小さい値とはならず酸素が原子状態で表面に到達する量が少なくなるいわゆる危険側の評価になる可能性も確認された。

熱防護系評価試験設備要求能力検討において、実機条件における総エンタルピー $h_{0,FL}$ 或いは速度 V_∞ 、澗み領域曲率半径 R もしくは機体代表長が重要な要素であるため、将来 JAXA が主体的に担うミッションの気流条件予測において、その観点から整理した。低軌道上もしくは月周回軌道からの有人大型ミッション及び小型高頻度物資回収ミッションにおいては、 $V_\infty=8\sim 11$ km/s、 $R=1\sim 4$ m とし、外惑星探査・サンプルリターンミッションにおいては、はやぶさ等の前例のある小惑星帯からの帰還速度として $V_\infty=12$ km/s から土星軌道程度からの帰還速度である $V_\infty=15$ km/s を想定、機体サイズとしても、はやぶさに代表される小型カプセル $R\approx 0.2$ m から比較的大型の $R\approx 1.0$ m を想定することとした。速度（総エンタルピー）及び澗み領域曲率半径（代表長）が定めれば、輻射加熱率及び対流加熱率は衝撃圧のみで定まるため、抽出されたミッション条件に応じて、衝撃圧及び輻射/対流加熱率比を、総加熱率の関数として整理した。想定した加熱率範囲としては低軌道ミッションの場合、月軌道の場合、超軌道の場合でそれぞれ ≈ 1 MW/m²、4 MW/m²、20 MW/m² とした。

実現可能な風洞総エンタルピー最大値が 40 MJ/kg 程度という前提のもとに各ミッションケースに応じ熱防護系評価試験の観点から要求される設備能力を整理した。超軌道サンプルリターンミッションのケースであって、加熱率・衝撃圧を実飛行状態と合致させガス組成は調整しない場合、熱防護材料の特性評価試験であっても供試体径として $\phi 40\sim 50$ mm 程度が望ましいところ風洞総エンタルピー $h_{0,WT}\leq 40$ MJ/kg では達成困難であり、供試体径として $\phi 10$ mm としなければ $h_{0,WT}=40$ MJ/kg で加熱率・衝撃圧が合致しないことが分かった。一方でガス組成を調整する手法を採用した場合、空気希釈率 $C'\approx 20\sim 30\%$ とすることで同条件で加熱率 20 MW/m² を $\phi 50$ mm 供試体で実現できる見込みであることが分かった。それら検討の結果、超軌道サンプルリターンミッションに対応するための条件を、風洞最高総エンタルピー 40 MJ/kg、風洞衝撃圧 100~150 kPa、供試体サイズ $\phi 50$ mm、であって窒素による空気希釈能力を空気流量の最大 4 倍程度まで有すること、とした。その要求をうけ、ノズル出口径 $\phi 75$ mm のコンカルノズルを検討したところ、アークヒータ内圧 $p_{0,WT}=1$ MPa であって、総ガス流量 120 g/s、作動ガスエネルギー流量 $P_{gas}=4.3$ MW において実現見込みのあることが分かった。アークヒータ内のエネルギー変換効率として 25%~30% を想定し、設備消費電力としては 17 MW が見込まれた。

低軌道ミッションに対応する設備能力としては、材料特性評価目的を超え熱防護系評価を念頭に供試体サイズとして $\phi 150\sim 200$ mm を想定したところ、いずれも空気組成の調整を行わない従来手法による実現が可能であり $V_\infty=8$ km/s に対しては $\phi 200$ mm 供試体を用い、最大ガス流量 800 g/s、最大総エンタルピー 13 MJ/kg の範囲で、また作動ガスエネルギー流量 $P_{gas}=5.6$ MW で対応できることが分かった。比較的低エンタルピーであることからエネルギー変換効率 50% を想定し 11 MW 程度の設備消費電力と考えられた。 $V_\infty=11$ km/s に対しては $\phi 200$ mm 供試体を用いることができず、 $\phi 150$ mm 供試体において風洞総エンタルピー $h_{0,WT}=35$ MJ/kg、空気流量 120 g/s、作動ガスエネルギー流量としては超軌道ミッション対応と同様に 4.2 MW、エネルギー変換効率を同様に想定し、設備消費電力として 17 MW 程度が見込まれるものと考えた。

なお、今回の検討における設備規模の想定は、エネルギー変換効率として高エンタルピー時には 25% とする予測に基づいていたが、アークヒータ設計における最適化によって変わり得る量と考えられる。そのため本効率に関しては設計を進める際により確度を高めていく必要が考えられる。最後に本検討において判明した酸素再結合速度パラメータ C_1 が、 $p' = p'_0$ のケースにおいて危険評価側となる可能性については、その影響の予測・検証法を検討していく必要のあるものとする。また、今回の検討において除外した窒化反応・電離等による影響に関して、低軌道ミッション対応には影響ないものではあるものの、高速ミッションにおいてその影響予測は熱防護系評価試験の精度向上につながると考えられる。それらの効果の予測法検討および検証もまた併せて進めていくべきものとする。

参考文献

- [1] 稲谷芳文, 山田哲哉, and 平木講儒. 再突入環境模擬装置と気流計測技術. *日本航空宇宙学会誌*, 43(499):462–467, 1995.
- [2] 下田孝幸 and 山田和彦. JAXA/ISAS におけるアーク風洞の現状と展開. *日本航空宇宙学会誌 特集記事*, 63(10):315–320, 2015.
- [3] 松崎貴至, 石田清道, 渡辺康夫, 三保和之, 板垣春昭, and 芳仲敏成. 750kw アーク加熱風洞の構造と動作特性. Technical Report NAL TM-760, 航空宇宙技術研究所, 2001.
- [4] 藤井啓介, 石田清道, 水野雅仁, 藤田和央, 長井遵正, 吉田哲生, and 酒井武治. JAXA 風洞センター高エンタルピー風洞における試験領域の拡大について. 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-14-011, 2015. pp72–77.
- [5] R.L.Potts. Application of integral methods to ablation charring erosion, a review. *J. Spacecraft and Rockets*, 32(2):200–209, 1995.
- [6] W.H. Dorrance. *Viscous hypersonic flow*. McGRAW-HILL BOOK, 1962.
- [7] J.A.Fay and F.R.Riddell. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. *J. Aeronautical Sciences*, 25(2):73–85, 1958.
- [8] Imelda Terrazas-Salinas and the staff of the Thermophysics Facilities Branch Entry Systems and Technology Division. Test planning guide for NASA ames research center arc jet complex and range complex. NASA Ames research center, 2020. A029-9701-XM3 Rev.F.
- [9] V.Marieu, Ph.Reynier, L.Marraffa, D.Vennemann, F.De Filippis, and S.Caristia. Evaluation of SCIROCCO plasma wind-tunnel capabilities for entry simulations in CO₂ atmospheres. *Acta Astronautica*, 61(7-8):604–616, 2007.

- [10] Thorn Schleutker and Ali Gulhan. Re-entry simulation and demise testing at DLR. The 1st international workshop on space situational awareness, 2017. Orlando, FL, USA.
- [11] S. Matsui. *Application of Laser Absorption Spectroscopy to High Enthalpy Flow Diagnostics*. PhD thesis, University of Tokyo, 2005.
- [12] 渡邊泰秀, 鈴木裕介, 藤田和央, 鈴木俊之, 小笠原俊夫, 青木卓哉, 石田雄一, 藤井啓介, 水野雅仁, and 山田哲哉. HTV-R での再突入時熱防護研究. 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2013. 2J08.
- [13] 渡邊泰秀, 藤井啓介, 水野雅仁, 大矢洋明, 笹山広幸, and 森田和宏. HTV 搭載小型回収カプセル熱防護系の開発. 日本航空宇宙学会 特集 HTV 搭載小型回収カプセルの挑戦 第 6 回, 2020.
- [14] James E.Pavlosky and Leslie G.St. Leger. Apollo experience report - thermal protection subsystem. Technical Report TN D-7564, Lyndon B.Johnson Space Center NASA, 1974.
- [15] D.S.Lauretta and et.al. S.W.Squyres. The CAESAR new frontiers mission: 1.expected nature of the returned comet sample. 50th Lunar and planetary science conference 2019, Woodlands, TX, USA, 2019. LPI contrib.No.2132.
- [16] M.E.Tauber and K.Sutton. Stagnation-point radiative heating relations for Earth and Mars entries. *J. Spacecraft and Rockets*, 28(1):40–42, 1991.
- [17] R.W.Detra, N.H.Kemp, and F.R.Riddell. Addendum to ‘heat transfer to satellite vehicles re-entering the atmosphere’. *Jet Propulsion*, 27(12):1256–1257, 1957.
- [18] K.Fujii and H.G.Hornung. A procedure to estimate the absorption rate of sound propagating through high temperature gas. Technical Report FM 2001.004, GALCIT, Caltech, 2001.
- [19] L.A.Lordi, R.E.Mates, and J.R.Moselle. Computer program for the numerical solution of nonequilibrium expansions of reacting gas mixtures. Technical Report CR-472, NASA, 1966.
- [20] Alan Pope and Kenneth L. Goin. *High-Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons, 1965.
- [21] Dorothy B. Lee and Andrew G. Swanson. Heat transfer measured on a flat-face cylinder-flare configuration in free flight at Mach numbers from 1.6 to 2.7. Technical Report RM L58A06, NACA, 1958.

Appendix

A アーク風洞気流における澱み点加熱率の推定

5.1 節において行った澱み点加熱率の推定に関して、調布アーク風洞（表 1）の計測結果を基に検証を行っているため、ここでその概要を述べる。調布アーク風洞はボア径 $\phi 25$ mm のセグメント型アークヒータに、表 8 に概要が示される二種類のコンカルノズルを接続した形態で運用されており、低圧もしくは低加熱率環境を再現するためには「標準ノズル」を、高動圧もしくは中程度加熱 (~ 5 MW/m²) の場合に「高動圧ノズル」を用いることとしている。また使用される標準供試体形状は $\phi 40$ mm の平頭円柱であり、但し肩部は 5 mm の R をとった形状としている。

将来アーク風洞検討時と同様に、スロート上流において化学的平衡状態を仮定し、ノズル流解析は熱的平衡・化学的非平衡を取り入れた NENZF コード [19] による推定を行った。ここでノズル出口から供試体までは Mach 角を考慮しノズル開き角のまま膨張を続ける仮定を行っている。供試体位置における垂直衝撃波直後から化学的平衡、更に等エントロピー圧縮により澱むという仮定を行った。ここで、ノズル境界層の影響を考慮していない場合、実測衝撃圧と推定衝撃圧とに差が発生するため、その差を最小とする「有効開き角」 θ_e を過去の実験結果に基づいて設定している（表 8）。代表的な高加熱気流条件における実験計測結果及び、対応する予測衝撃圧、更に予測加熱率から求まる有効曲率半径 r_{eff} と供試体直径 D_s との比を表 9 に示す。平頭円柱澱み加熱に関しては $r_{eff} \approx 2D_s$ とする報告 [21] があるが、ここで扱われる平頭円柱は前述の通り肩部に R をとっている形状であり、有効曲率半径はより小さなものとなるものと予想される。実際、表 9 によれば $\frac{r_{eff}}{D_s}$ はおよそ 1 前後の値をとっており、 $r_{eff} \approx D_s$ として加熱率を予測した場合の実測との差異は $\pm 20\%$ 程度に収まることが確認された。そのため、この報告においては $r_{eff} \approx D_s$ を想定し検討することとしている。

異なる設備における検証として、図 13 に示される ISAS アーク風洞（表 1）における計測結果 [2] を基に、加熱率推定結果を比較・検証することとした。但し ISAS アーク風洞試験形態においては、ノズル出口径 $D_{exit} = 25$ mm に対し、供試体位置を 25 mm \sim 200 mm まで変化させており、ノズル端の影響が供試体位置にまで影響を与えていると考えられ、自由噴流における気流の膨張過程がノズル開き角であるコンカルフローと仮定することが困難である。そのため、ここでは実験で得られた衝撃圧（図 13(b)）と近い値となる様ノズル開き角を変更したうえで $r_{eff} = D_s$ として加熱率予測を行った（表 10）。これにより、 $L \geq 80$ mm においては予測加熱率は実測とほぼ一致することが確認された。一方で $L \leq 50$ mm においては予測加熱率が過少評価となっているが、加熱率の供試体位置への依存性が急激に変化していることなどから、加熱率を決める代表長が供試体径（あるいは曲率半径）ではなく、噴流直径のみに依存する状態になっている可能性がある。いずれにしても肩 R を持つ平頭円柱加熱率に関する有効曲率半径 r_{eff} は供試体径 D_s 程度もしくはそれ以下であると予測される。

表 8: 調布アーク風洞におけるノズル概要

ノズル	スロート径 D_{throat} , mm	ノズル出口径 D_{exit} , mm	開き角（半頂角） θ , deg	有効開き角 θ_e , deg	供試体位置 L , mm
標準ノズル	25	115	15.0	13.12	100
高動圧ノズル	18	60	5.5	4.83	50

表 9: 調布アーク風洞における澱み点加熱実測値と推定値との比較

両ノズル形態での標準供試体 ($\phi 40$ mm) で実測された衝撃圧及び加熱率を示す。
 r_{eff} は予測加熱率と実測加熱率とから得られた有効曲率半径、 $q_{予測}$ は $r_{eff} = D_s$ としたときの予測加熱率を示す。

Run#	h_0 , MJ/kg	p_0 , kPa	p_{02} , 実測 , kPa	$q_{実測}$, MW/m ²	p_{02} , 予測 , kPa	$\frac{r_{eff}}{D_s}$	$\frac{q_{予測}}{q_{実測}}$
標準ノズル							
1595	18.9	106.5	5.1	2.26	4.40	1.078	1.038
1595	17.7	104.0	5.0	2.07	4.33	1.117	1.057
1494	19.4	118.2	5.5	2.07	4.92	1.508	1.228
1912	18.7	102.1	4.2	2.02	4.22	1.269	1.126
1803	20.9	53.1	2.4	1.98	2.22	0.849	0.921
1804	21.2	53.0	2.4	1.98	2.21	0.867	0.931
高動圧ノズル							
1831	15	197.2	23.6	5.01	23.8	0.773	0.879
1836	14.4	193.2	23.1	4.59	23.4	0.835	0.914
1829	12.5	279.3	31.7	4.59	34.2	0.932	0.966
1831	16.0	98.7	12.8	4.23	11.9	0.606	0.778
1836	15.1	96.6	12.6	4.10	11.7	0.571	0.755
1713	13.2	185.2	22.5	4.07	23.4	0.899	0.948

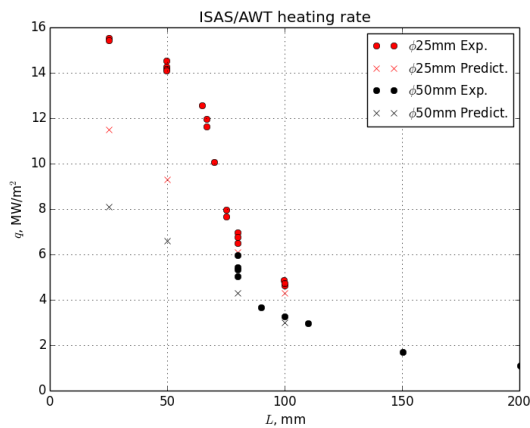
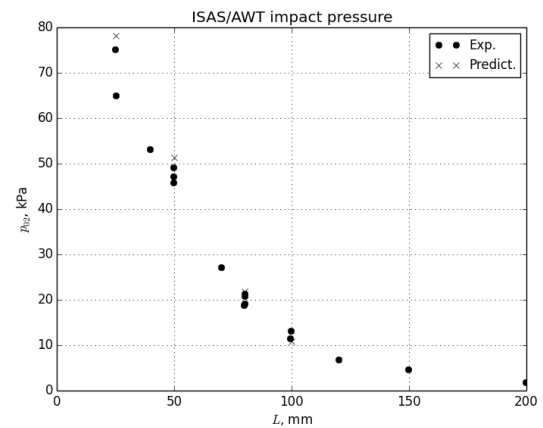
(a) $\phi 25, 50$ mm 平頭円柱澱み点加熱 q_w $\phi 25$ mm: 赤、 $\phi 50$ mm: 黒(b) 衝撃圧 p_{02} 図 13: ISAS アーク風洞における加熱率・衝撃圧の供試体位置 L による変化 [2]○: 実測値 [2]、×: p_{02} を調整した際の予測値 (表 10)

表 10: ISAS アーク風洞における澱み点加熱実測値と推定値との比較

ノズル開き角は 10deg であるが、 $L > 50$ mm においては衝撃圧 p_{02} がほぼ一致する仮想の開き角を設定して予測している

h_0 , MJ/kg	p_0 , kPa	供試体位置 L , mm	仮想のノズル開き角 , deg	予測衝撃圧 , kPa	予測加熱率 ($\phi 50$ mm) , MW/m ²	予測加熱率 ($\phi 25$ mm) , MW/m ²
17	500	100	20	10.9	3.0	4.3
17	500	80	15	21.9	4.3	6.1
17	500	50	10	51.4	6.6	9.3
17	500	25	10	78.2	8.1	11.5

表 11: アーク風洞気流条件推定への供試体径感度

$h_{0,WT}$	$p_{0,WT}$	\dot{m}	$p_{02,WT}$	q_{WT}	D_{throat}	D_{exit}	D_s	P_{gas}
MJ/kg	kPa	g/s	kPa	MW/m ²	mm	mm	mm	MW
Case#1: $V_\infty = 15\text{km/s}$, $R_{FL} = 0.2\text{m}$								
37	790	117	116.6	20.4	25	75	50	4.32
27.5	1,020	107.3	152.9	19.9	20	60	40	2.95
16.5	1,500	72.6	258.1	20.3	12.5	37.5	25	1.20
Case#6: $V_\infty = 8\text{km/s}$, $R_{FL} = 1\text{m}$								
12.5	225	197	8.6	1.0	50	300	200	2.5
11	235	136	9.2	1.0	40	240	160	1.5
9	225	57	8.8	1.0	25	150	100	0.5
Case#7: $V_\infty = 8\text{km/s}$, $R_{FL} = 4\text{m}$								
7	720	799	29.6	1.0	50	300	200	5.6
6	750	560	29.8	1.0	40	240	160	3.4
5	765	237	30.1	1.0	25	150	100	1.2
Case#8: $V_\infty = 11\text{km/s}$, $R_{FL} = 1\text{m} \ \& \ 4\text{m}$								
35	800	121	15.4	4.0	25	225	150	4.2
31	790	80	15.2	4.0	20	180	120	2.5
24	680	29	14.9	4.0	12.5	112.5	75	0.7

B 供試体径の影響予測

超軌道ミッションへの対応としては熱防護材料評価の観点に特化し供試体径 $\approx \phi 50 \text{ mm}$ を想定し（表 4 Case#1）、 $V_\infty = 8 \text{ km/s}$ の低軌道ミッションへの対応に関しては熱防護系構造を含めた評価のために供試体径 $\approx \phi 200 \text{ mm}$ （表 7 Case#6, 7）、但し $V_\infty = 11 \text{ km/s}$ 、 $q_{FL} \approx 4 \text{ MW/m}^2$ のケースに関しては $\phi 150 \text{ mm}$ を基準として（表 7 Case#8）これまで検討してきた。しかし想定する供試体径が直接的に設備規模の要求につながることから、ダウンサイズの方で供試体径の持つ感度を調べておく必要がある。そこで、それぞれのケースに関して供試体径を 0.8 倍、0.5 倍とした場合の検討を行い、その感度を確認した。ノズル出口径は供試体径の 1.5 倍のものとした結果を表 11 及び図 14 に示す。供試体径を小さくすることで、必要とされる風洞総エンタルピーは低くなり、 $D_s = \phi 25 \text{ mm}$ に至っては $h_{0,WT} \approx 24 \text{ MJ/kg}$ を実現すればよいことが分かった。作動ガス流量も供試体径と共に変化し、 $D_s = \phi 25 \text{ mm}$ においては Case7 の状況においても 240 g/s の流量を確保すればよいことが分かる。作動ガスエネルギー流量 P_{gas} は $\phi 50 \text{ mm}$ においては最大 4.3 MJ/kg （変換効率 25% と仮定すると消費電力は 17 MW ）、 $\phi 40 \text{ mm}$ においては最大 3.0 MJ/kg （変換効率 25% と仮定すると消費電力は 12 MW ）、 $\phi 25 \text{ mm}$ においては最大 1.2 MJ/kg （変換効率 25% と仮定すると消費電力は 4.8 MW ）との結果を得た。

供試体径 $\phi 50 \text{ mm}$ の場合、加熱率及び衝撃圧を合致させる手法では、超軌道ミッション ($V_\infty \leq 15 \text{ km/s}$) に対応するために風洞総エンタルピー $h_{0,WT} \leq 60 \text{ MJ/kg}$ が必要であり実現性が低いと考え候補から排除していたが、供試体径を上記の検討の様に $\phi 25 \text{ mm}$ 程度まで考慮する場合には改めて検討を行う必要があると考えた。そこで、表 4 下段において検討した結果と同様の加熱率・衝撃圧としつつヒータ内圧 $p_{0,WT}$ を 1 MPa 以下の範囲で高 Mach 数化のためスロート径を $D_{throat} = 18 \text{ mm}$ として再推定し、そのノズル形状の相似縮小したノズルを用いて供試体径の影響を確認することとした。表 12 に示される結果の通り、 $V_\infty = 12 \text{ km/s}$ のケースで

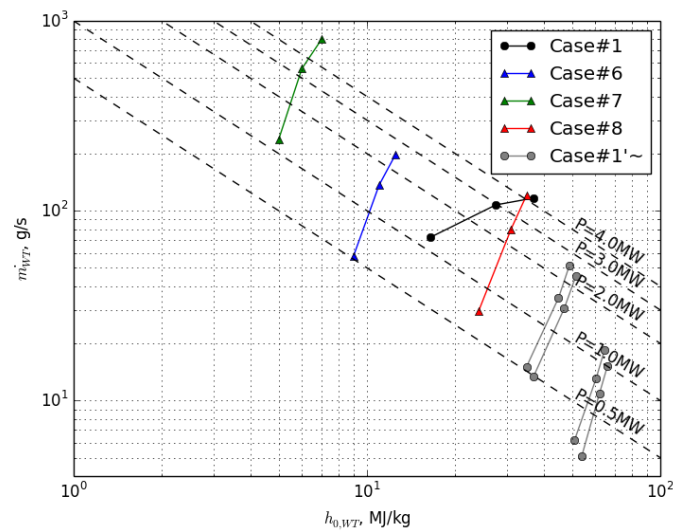


図 14: 供試体径変化に伴う、必要な風洞総エンタルピー、作動ガス流量の変化

Case#1~#8 は表 11 で示されるケースを、Case#1'~ (灰色シンボル) は表 12 で示されるケースを表す

は、要求される $h_{0,WT} \approx 40$ MJ/kg であるため、技術的にも十分対応可能な領域であることがわかった。更にその際の作動ガス流量も 13~15 g/s と比較的少量であるため、設備に投入すべき電力も 2 MW 程度と予測される (エネルギー変換効率を 25 % と仮定)。 $V_{\infty} = 15$ km/s のケースでは $h_{0,WT} \leq 50$ MJ/kg が必要とされることが分かるが、上述の $V_{\infty} = 12$ km/s への対応気流において空気の窒素による希釈能力を確保さえすれば 2.3 節で示される '安全側' の評価は可能であると考えられる。

表 12: アーク風洞気流条件推定への供試体径感度 (加熱率・衝撃圧を合致させる場合)

$h_{0,WT}$	$p_{0,WT}$	\dot{m}	$p_{02,WT}$	q_{WT}	D_{throat}	D_{exit}	D_s	P_{gas}
MJ/kg	kPa	g/s	kPa	MW/m ²	mm	mm	mm	MW
Case#1: $V_\infty = 15\text{km/s}$, $R_{FL} = 0.2\text{m}$								
66	320	15.2	23.9	20.1	18	75	50	1.0
62	325	10.9	24.2	19.6	14.4	60	40	0.67
54	335	5.11	24.1	20.3	9	37.5	25	0.28
Case#2: $V_\infty = 15\text{km/s}$, $R_{FL} = 1.0\text{m}$								
64.5	375	18.4	27.9	20.4	18	75	50	1.19
60.5	380	13.2	27.8	20.1	14.4	60	40	0.80
51	385	6.2	27.5	20.2	9	37.5	25	0.32
Case#3: $V_\infty = 12\text{km/s}$, $R_{FL} = 0.2\text{m}$								
51.5	710	45.1	54.1	20.3	18	75	50	2.3
47	700	30.5	54.1	20.2	14.4	60	40	1.4
37	700	13.4	53.4	19.6	9	37.5	25	0.50
Case#4: $V_\infty = 12\text{km/s}$, $R_{FL} = 1.0\text{m}$								
49	780	51.5	59.7	20.0	18	75	50	2.5
45	780	34.8	60.8	20.3	14.4	60	40	1.6
35	770	15.1	59.8	19.7	9	37.5	25	0.53

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-22-003

JAXA Research and Development Report

熱防護系評価のためのアーク加熱風洞設備の将来計画検討

A Requirement Consideration of Future Arc-heated Wind Tunnels for TPS Evaluation

発行 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <https://www.jaxa.jp/>

発行日 2022年11月29日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

