

ATRIUM エンジン用 Busemann インテークの亜遷音速特性評価

橘隼平（静岡大学大学院総合科学技術研究科）， 吹場活佳（静岡大学）

丸祐介（宇宙航空研究開発機構）

Performance Evaluation of Busemann Intakes for ATRIUM Engines at Sub-Transonic Speeds

Jumpei Tachibana（Graduate School of Shizuoka）， Katsuyoshi Fukiba（University of Shizuoka）

Yusuke Maru（Institute of Space and Astronautical Science, JAXA）

Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency and universities in Japan are promoting the development of reusable rockets. One of these projects is a reusable sounding rocket with an ATRIUM engine, which is both an air-breathing engine and a rocket engine. In recent years, the actual development and flight test of a reusable sounding rocket have been planned. In the project, an isentropic compression intake (Busemann Intake) was designed. The performance of the intake from subsonic to supersonic speed should be evaluated. In this study, since the air breathing engine operates in the subsonic and transonic regions, the performance of the air intakes is evaluated using two parameters, Total pressure ratio (TPR) and Mass capture ratio (MCR). Transonic wind tunnel experiments were conducted using a cutout model of an axisymmetric intake of the reusable sounding rocket. As a result of increasing the Mach number and flow rate, the MCR increases and TPR decreases. The worst condition for this model is the MCR = 0.72 and the TPR = 0.71.

記号

P_0	:	全圧
P_s	:	静圧
M	:	マッハ数
TPR	:	全圧回復率
MCR	:	流量捕獲率
Q	:	流量
Re	:	レイノルズ数
A	:	断面積
t	:	計測時間
BR	:	閉塞率
σ	:	実験標準偏差
s	:	精密度
Δ	:	諸量のばらつき（不確かさ）
添字		
ave	:	算術平均値
wt (∞)	:	風洞
in	:	インテーク
en	:	計測部(エンジン部)

1. 序論

1.1 研究背景

使い捨て型のロケットは宇宙への輸送システムとしてこれまで長い間使われてきた。しかしながら、地球資源の有効活用や輸送コストの観点から問題視されている。そこで、JAXA を中心に全国の大学で、再使用可能ロケットに関する開発が進められている。その 1 つが、図 1 に示すエアブリージングエンジンとロケットエンジンを兼ね備えている ATRIUM エンジンを有する、大気アシスト再使用観測ロケットである。¹⁾

大気アシスト再使用ロケットはロケットエンジンのみを利用するロケットに比べて、比推力が大幅に向上する。また、到達高度の上昇、ロケットのペイロード重量を大幅に増加させるほか、垂直離着陸ロケットが本質的に抱える着陸失敗リスクを低減する利点がある。飛行音速領域は $0 \leq M_\infty \leq 4.0$ であり、エアブリージングエンジンが作動する $M_\infty \leq 2.0$ の領域では、インテークを通した空気の吸い



図 1 大気アシスト再使用観測ロケット¹⁾

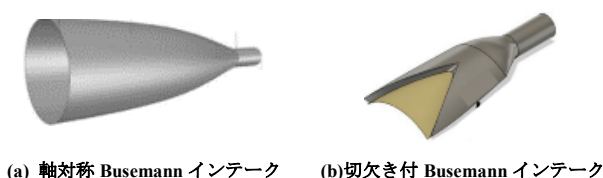


図 2 Busemann インテーク

込みが行われる。インテークの性能は、エンジン全体の推力、比推力に大きな影響を及ぼすため、様々な研究が行われてきた。²⁾ そこで開発されたインテークが、図 2 に示す Busemann インテークである。Busemann インテーク内では、流入した気流が圧縮波により等エントロピー下で段階的に減速圧縮され、円錐衝撃波を通過することにより、更に減速圧縮される。そのため衝撃波損失が小さく、高いインテーク効率が得られるとされている。しかしながら、インテーク長の増大にともなう始動性の低下が問題である。そこで、始動性の改善が見込まれる、切欠きを有する Busemann インテークの研究が行われている。

1.2 研究目的

大気アシスト再使用観測ロケットは、亜音速から超音速において飛行するため、幅広い飛行音速領域において、その性能が評価される必要がある。その広域な飛行音速の中で、亜・遷音速領域においてはエアブリージングエンジンが作動するため、空気を吸い込むインテークの性能評価も必要とされる。

本研究では、軸方向に対称な大気アシスト再使用観測ロケットモデルの一部を切り出した形状を持つ模型を用いて遷音速風洞実験を行った。主流

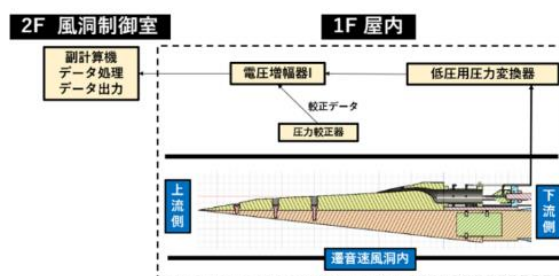


図 3 実験系



供試体



計測部

図 4 実験模型

表 1 通風条件 主要値

項目	記号	値
全 圧	P_0	150 kPa (設定値)
マッハ数	M_∞	0.3~0.9
レイノルズ数	Re	$8.5 \times 10^4 \sim 2.0 \times 10^5$
迎 角	α	0°

マッハ数とインテークに吸い込まれる流量を変更して、吸い込み後の流路内圧力の計測を行う。計測した圧力値を用いて、インテークの性能評価をする上で重要なパラメータである、流量捕獲率と全圧回復率を算出し、性能評価をすることを目的とする。また、得られた実験データと実機が飛行する条件を用いて換算を行うことで、実機における飛行時の性能予測も行う。

2. 実験方法及び条件

本実験は ISAS 宇宙科学研究所 相模原キャンパス 風洞実験棟内の遷音速風洞を用いて行った。図 3 に、実験系の概略図を示す。図 4 に、実験に用いた模型を示す。供試体は、3D プリントを用いて作製され、ナイロン製である。大気アシスト再使用観測ロケットモデルを、モデル本来の性能に影響が及ば

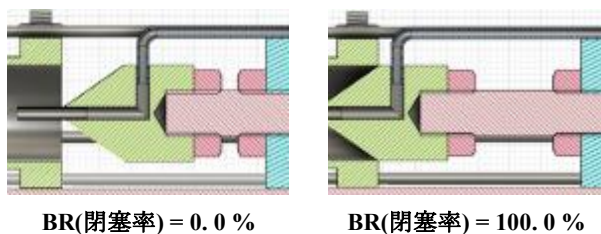


図5 プラグによる流量の調整

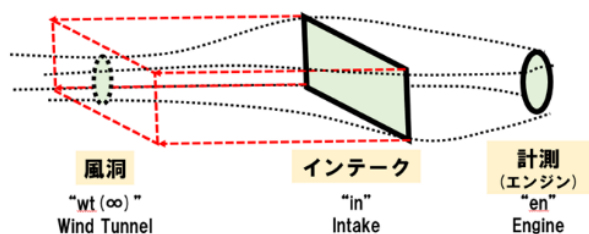


図6 流量捕獲の模式図

ない範囲で、その一部を加工して供試体として用いた。本実験の実験条件を表1に示す。本実験では、インテークに流入してくる気流の静圧を8点（2面×上下左右4点）、全圧を1点、計9点の圧力をエンジン位置後部の円管内にて計測した。風洞全圧は $P_{0\infty}=150$ kPa で一定としている。通風ごとに変更した条件は、主流マッハ数 M_∞ とインテーク内の流量である。図5に示すように、円管後部に位置している円錐形状をしているプラグの位置を調整することで、流量の調整を行った。円管断面積に対して、プラグが円管内に進入したときの断面積の割合を閉塞率[%] (Blockage Ratio : BR) としている。BR が大きいほど、円管出口面積が減少するため、流量は減少する。本実験では、BR=0.0, 10.2, 23.7, 32.9, 41.8, 55.8, 67.2 にて計測を行った。

3. 評価するパラメータ

インテークの性能は、式(1), (2)にて定義される全圧回復率 (Total Pressure Ratio) および流量捕獲率 (Mass Capture Ratio) によって評価される。全圧回復率は、主流-計測部間において、どの程度全圧が減少したのかを表す値である。この値が小さいほど、圧力損失が大きいことを意味する。流量捕獲率は、図6に示す破線で囲まれたインテーク前面投影

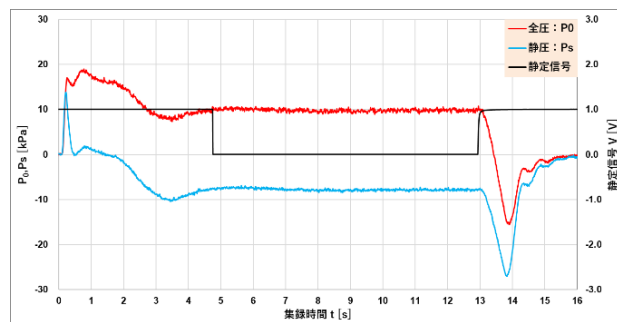


図7 生データ (BR=0.0 $M_\infty=0.9$)

$$\text{全圧回復率 (TPR)} \equiv \frac{\text{インテーク内部の全圧 } P_{0 \text{ in}}}{\text{主流全圧 } P_{0 \infty}} \quad (1)$$

$$\text{流量捕獲率 (MCR)} \equiv \frac{\text{インテーク捕獲流量 } Q_{\text{in}}}{\text{インテーク前面投影面積を通過する主流流量 } Q_\infty} \quad (2)$$

面積を通過する流量のうち、インテークが実際に捕獲することができる流量の割合を示す値である。また、本実験は風洞、インテーク、計測部（エンジン）の3つのセクションで構成されている。取得する値と算出する値に区別をつけるため、添字 “wt (∞)”, “in”, “en” を用いている。

4. 実験結果と考察

4.1 計測データの扱い

図7に、 $M_\infty=0.9$, BR=0.0の結果の生データを示す。通風を始めてから静定するまでは、風洞内の流れが安定していないためデータのばらつきが大きくなる。そこで、静定状態におけるデータを用いて評価する。図7より、集録時間5.0s 少し手前から13.0s までが静定状態であることが分かる。そこで、 $5.5 \leq t \leq 12.5$ の計700点の計測データを評価する標本として用いる。

4.2 計測値の評価

4.2.1 再現性の評価

本実験では、再現性を評価するために(BR, M_∞)=(0.0, 0.3), (0.0, 0.9), (23.7, 0.3), (23.7, 0.9)の4ケースにおいて、同一条件における計測を各3回ずつ行った。図8に、(BR, M_∞)=(0.0, 0.9)の時の3回の静圧計測の結果を示す。プロットは、各計測結果の代表値として、標本700点の計測値の平均値 $P_{S \text{ en_ave}}$ を用いている。実験装置の精度(実験標準偏差) σ について

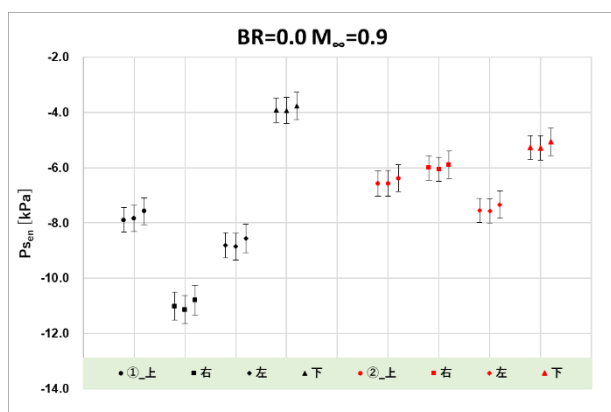


図 8 静圧計測結果(BR=0.0 $M_{\infty}=0.9$)

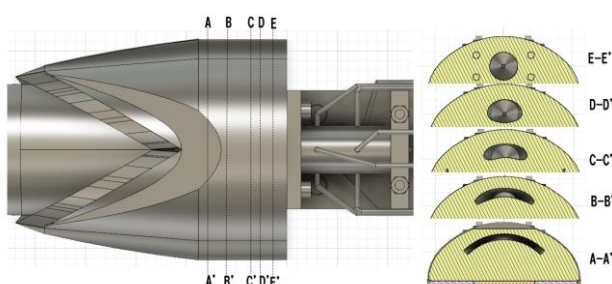


図 9 インテーク・計測部分の上面図と断面図

は、最良推定値である精密度 s を用い、各プロットのエラーバーには $\pm 2s$ を用いている。したがって、真値がエラーバー内に存在している確率は 95.4% となる。計測静圧、計測全圧、風洞全圧の計測値のばらつきを定量的に評価した結果、 $\Delta P_{sen}=0.20$ kPa, $\Delta P_{0en}=\pm 0.25$ kPa, $\Delta P_{0\infty}=\pm 0.13$ kPa となった。計測された最小静圧値は、2.33 kPa, 最小全圧値は、7.60 kPa であったことから、静圧値のばらつきが計測値に占める割合は最大で 8.5%, 全圧値では最大でも 3.3% となる。

4.2.2 圧力回復率と流量捕獲率の不確かさの算出
インテークの性能評価パラメータである圧力回復率と流量捕獲率は、それぞれ計測全圧値と風洞全圧値、計測全圧値と計測静圧値の関数として表される。したがって、圧力回復率と流量捕獲率は、4.2.1 項において算出した、計測静圧値と計測全圧値、風洞全圧値のばらつきの影響を受ける。この誤差の伝播について考え、本実験における圧力回復率の不確かさ ΔTPR_{en} , 流量捕獲率の不確かさ

表 2 計測・算出値の評価結果

項目	記号	値
風洞全圧のばらつき	$\Delta P_{0\infty}$	± 0.13
計測全圧値のばらつき	ΔP_{0en}	± 0.25
計測静圧値のばらつき	ΔP_{sen}	± 0.20
全圧回復率の不確かさ	ΔTPR_{en}	± 0.027
流量捕獲率の不確かさ	ΔMCR_{en}	± 0.025

$$\Delta TPR_{en} = \sqrt{\left(\frac{1}{P_{0\infty}} \Delta P_{0en}\right)^2 + \left(\frac{P_{0en}}{P_{0\infty}^2} \Delta P_{0\infty}\right)^2} \quad (3)$$

$$\Delta MCR_{en} = \sqrt{\left(\frac{\partial}{\partial P_{0en}} (MCR)_{P_{sen}} \Delta P_{0en}\right)^2 + \left(\frac{\partial}{\partial P_{sen}} (MCR)_{P_{0en}} \Delta P_{sen}\right)^2} \quad (4)$$

ΔMCR_{en} を算出する。式(3), (4)に算出式を示す。式(3)に、計測全圧値、風洞全圧値のばらつき、各計測で得られた計測値を代入することで、各計測における ΔTPR_{en} が算出される。(BR, M_{∞})=(0.0, 0.3), (0.0, 0.9), (23.7, 0.3), (23.7, 0.9)の各 4 ケース, 3 回ずつの計測を行ったので、全部で 12 個の値の平均値の実験圧力回復率の不確かさとした。流量捕獲率については、計測全圧値、計測静圧値のばらつき、各計測で得られた計測値を代入することで、各計測における ΔMCR_{en} が算出される。表 2 に、以上の結果を示す。

4.3 静圧値を用いた管内流れの把握

図 9 に、インテークと計測部の上面図とインテーク部断面図を示す。本模型のインテークと計測部は、左右には対称性を有しているが、上下に対称性は有していない。

そこで、計測部の流れの様子を、計測部静圧値 P_{sen} を用いて確認する。図 10 に、横軸を断面 F の各計測位置、縦軸を静圧値としたグラフを示す。同一主流マッハ数では、各計測点における“下”部の静圧値が他の三点に比べて低下していない。また、主流マッハ数が増加するにつれて、その様子が顕著になっていることが分かる。これは、インテーク内部の形状によるものであると考えられる。下部の形状は曲率が大きいため、速度勾配が大きい。したがって、圧力勾配に逆らって表面に沿って流れ

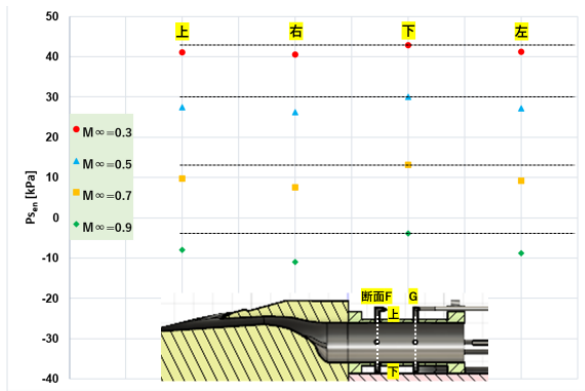


図 10 断面 F の各計測点における静圧値

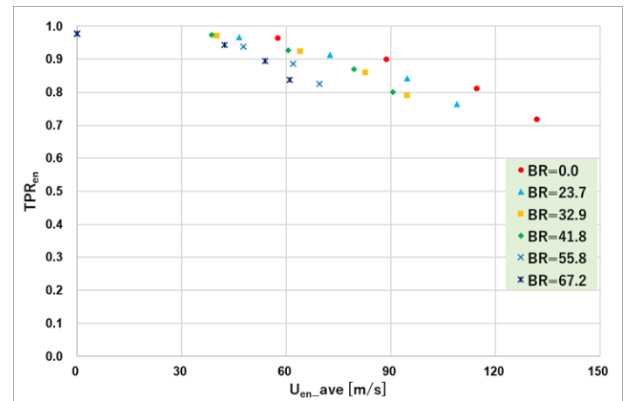


図 12 計測部流速に対する圧力回復率

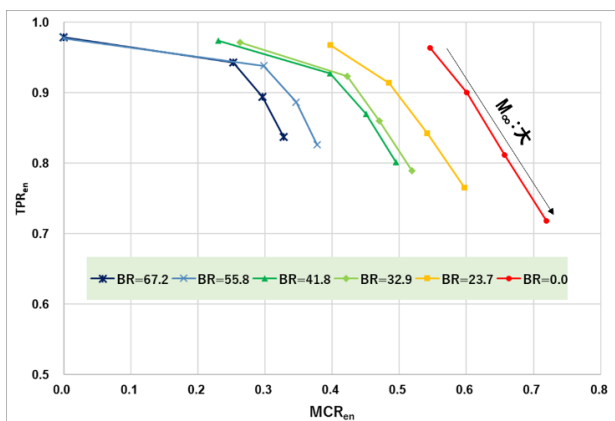


図 11 TPR_{en} - MCR_{en} (BR ごと)

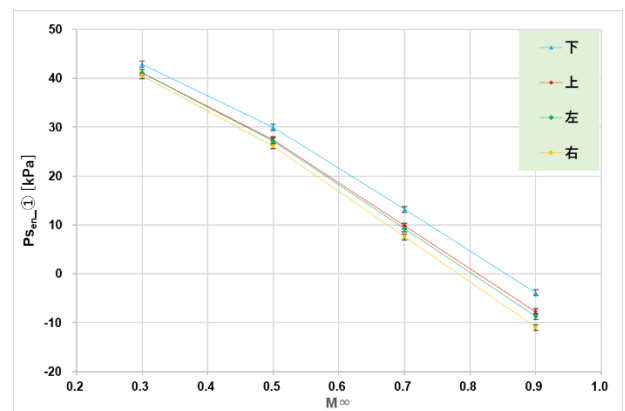


図 13 主流マッハ数と静圧値の関係 (BR=0.0)

ることができなくなるために、剥離が生じているとされる。インテーク下部の形状により発生したこの剥離が、図 10 に示す断面 F の“下”部の静圧値の増加を引き起こしていることが考えられる。

4.4 主流マッハ数に依存する諸量

図 11 に、横軸を流量捕獲率、縦軸を全圧回復率としたグラフを示す。BR を一定とした時、主流マッハ数が増加(プロット順に、0.3, 0.5, 0.7, 0.9)するにつれて、 TPR_{en} は減少し、 MCR_{en} は増加していることが分かる。本実験の最大流量条件である、 $(BR, M_{\infty}) = (0.0, 0.9)$ においては、 $(MCR_{en}, TPR_{en}) = (0.72, 0.71)$ という結果が得られた。

次に、圧力損失の原因について考える。図 12 に、横軸を計測部流速、縦軸を全圧回復率としたグラフを示す。計測部流速と圧力回復率の関係は、比例的な関係にあることが分かる。言い換えれば計測

部流速に対して圧力回復率(圧力損失)が一意に定まっている。このことから、インテーク内での管内摩擦損失が圧力損失を支配していると考えられる。

4.5 結果の換算による実機インテークの性能予測

これまでに算出してきた全諸量は、実験データより算出される諸量であり、実験における“風洞”と“計測部”の関係を表す諸量である。実際のインテークの性能評価を行う場合は、実機における“主流”と“インテーク”の関係を表す諸量を用いる必要がある。そこで、実験データと実機でのエンジン件を用いることで、実機の飛行時におけるインテークの性能予測を行う。

そこでまず、本実験における未計測マッハ数条件での諸量の算出を行うこととした。本実験の計測マッハ数は、0.3, 0.5, 0.7, 0.9 である。図 13 に示すように、計測部静圧値と主流マッハ数は線形的な

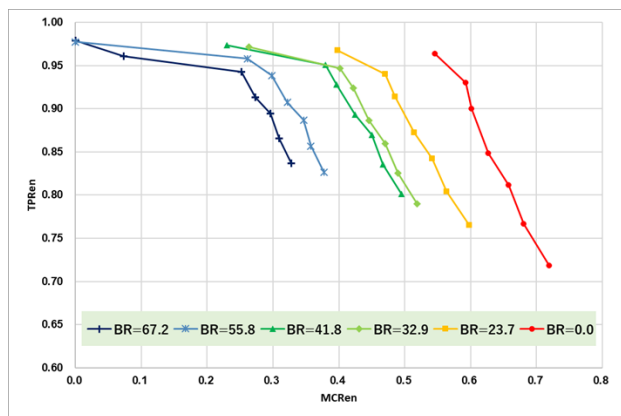


図 14 未計測マッハ数領域を含む TPR_{en} - MCR_{en}

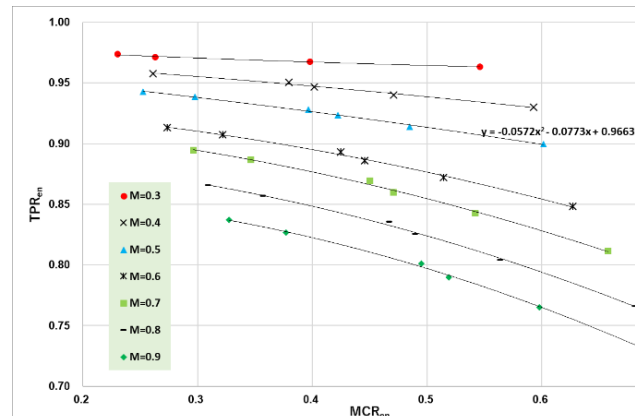


図 16 TPR_{en} - MCR_{en} (マッハ数ごと)

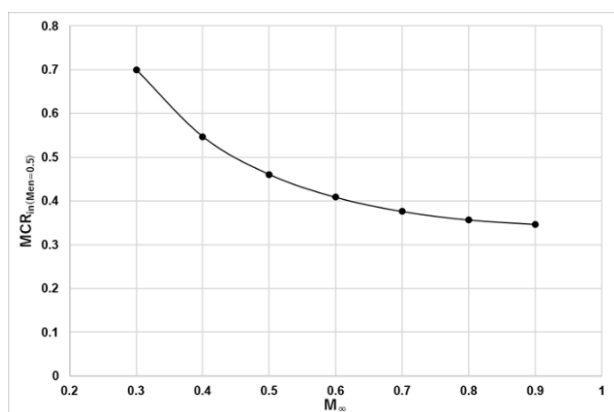


図 15 実機における $MCR_{in}(M_{en}=0.5)$

関係にある。そこで、得られた結果に対して内挿を行うことで、未計測マッハ数 0.4, 0.6, 0.8 における諸量の算出を行うことができた。そこで、最良直線を推定する最小二乗法である線形回帰を用いることで、未計測マッハ数における静圧値を求めた。式(5), (6)を用いて、最良直線の傾きと切片を求めた。³⁾ また、全圧値においても同様に算出を行った。

図 14 に、内挿によって算出した未計測マッハ数領域のデータを含む、全圧回復率と流量捕獲率のグラフを示す。実機 ATRIUM エンジンでは、本実験でいう計測部を通過するマッハ数は、飛行条件に寄らず 0.5 としている。そこで、 $M_{en}=0.5$ という条件の下、換算を行う。式(2)より導かれる、この条件下における流量捕獲率を式(7)に示す。実機におけるエンジン部の断面積 A_{en} とインテークの断面積 A_{in} の比($A_{in}/A_{en}=2.17$)と、エンジン部マッハ数 $M_{en}=0.5$

$$a = \frac{n \sum M_{\infty} P_{sen} - \sum M_{\infty} \sum P_{sen}}{n \sum M_{\infty}^2 - (\sum M_{\infty})^2} \quad (n = 4) \quad (5)$$

$$b = \frac{\sum M_{\infty}^2 \sum P_{sen} - \sum M_{\infty} \sum M_{\infty} P_{sen}}{n \sum M_{\infty}^2 - (\sum M_{\infty})^2} \quad (n = 4) \quad (6)$$

$$MCR_{in}(M_{en}=0.5) = \frac{A_{wt}}{A_{in}(M_{en}=0.5)} = \frac{A_{wt}/A^*}{A_{in}(M_{en}=0.5)/A^*} \quad (7)$$

$$TPR = -0.0572MCR^2 - 0.0773MCR + 0.9663 \quad (8)$$

という条件を用いて換算を行うと、主流マッハ数に対して、理論的に算出される流量捕獲率 $MCR_{in}(M_{en}=0.5)$ は一意に定まる。

図 15 に、横軸を主流マッハ数、縦軸を流量捕獲率としたグラフを示す。主流マッハ数の増加に伴わない、 $MCR_{in}(M_{en}=0.5)$ が減少していることが分かる。インテークでは、遷音速下だけではなく全ての飛行速度において、エンジンが要求する流量のみがインテークから吸い込まれる。したがって、主流マッハ数の増加に応じて、流量捕獲率が低下する。余剰する場合はインテーク外部に溢流し、不足する場合には流線が広がる。

最後に、実機における圧力回復率の算出を考える。図 14 に示した、BR を一定としたグラフを、主流マッハ数を一定としたグラフに変え、TPR を MCR の関数として考える。このグラフを図 16 に示す。図 16 から、主流マッハ数と MCR_{en} を定めれば、 TPR_{en} が一意に定まることが分かる。式(8)に示すように、 $M_{\infty}=0.5$ における近似式を用いて、実機インテ

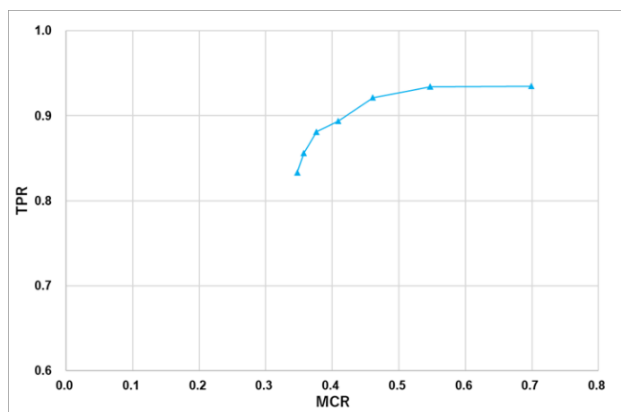


図 17 実機における TPR-MCR($M_{en}=0.5$)

ークと主流における、圧力回復率を算出する。また、そのグラフを図 17 に示す。エンジン部マッハ数を 0.5 と一定にすると、流量捕獲率と全圧回復率の関係が一意に決まることが分かる。実機では離陸後、上昇・加速をする。この飛行マッハ数が、主流マッハ数に対応する。図 17 を用いて実機への対応を考えると、マッハ数の増加とともに、MCR が最も大きい点から、左にシフトしていく。つまり、流量捕獲率の減少とともに、全圧回復率も減少していく。 $M_{en}=0.9$ の時に、最小の全圧回復率 0.83 をとることが分かった。

本実験ではインテークの高さが約 4 mm と小さく、大きな摩擦損失が発生している。実機ではインテークの水力直径（代表長さ）が大きくなるため、圧力損失は小さくなると考えられる。したがって、実機の全圧回復率は本実験結果よりも増加すると考えられる。また、小島ら⁴⁾の ATREX エンジンに用いられている軸対称インテークの研究では、亜音速領域での TPR は 0.95 としている。亜音速領域での全圧回復率特性実験は行われていないが、他のモデルにおいて全圧回復率 0.96~0.98 を達成しているからである。この結果から、亜音速領域では 5% 程度の圧力損失しか起こらないことが推測される。したがって、本実験で用いた Busemann インテークにおいても、実機では、同程度の圧力損失になるのではないかと考えられる。本実験結果及び予測の結果から分かる Busemann インテークの性能は、実機に対してより厳しい評価となっている。

5. 結言

本研究では、亜・遷音速領域における Busemann インテークの性能評価をすることを目的とし、流量捕獲率と全圧回復率を算出した。また、得られた実験データと実機が飛行する条件を用いて換算することで、実機の飛行時の性能予測も行った。主流マッハ数の増加と閉塞率(流量)を変化させた結果として、流量の増加にともない、流量捕獲率は増加、全圧回復率は減少することが分かった。本模型において性能が最も悪くなる条件は、主流マッハ数 0.9 の最大流量時であり、MCR が 0.72, TPR が 0.71 という結果であった。計測部における平均流速値と全圧回復率の関係が、比例的な関係になることが分かった。このことから、本模型に生じる損失は、インテーク内部での管摩擦損失が支配しているのではないかと考えられる。

本試験における計測部を、実機におけるエンジン部とし、そのマッハ数を 0.5 とした場合、主流マッハ数 0.9 のときに最小圧力回復率が 0.83 という結果を得た。インテーク内部における管摩擦損失が損失を支配しているとする、実機では、インテークの代表長さである水力直径が大きくなるので、圧力回復率は本実験模型より大きくなると考えられる。

参考文献

- 1) Maththew P. Richardson, et al. : Atrium Combined Cycle Propulsion Flight Test Project, Accelerating Space Commerce, Exploration, and New Discovery conference, ASCEND 2021, AIAA 2021-4197.
- 2) Hideaki OGAWA, Sannu MOLDER, Russell BOYCE: Effects of Leading-Edge Truncation and Stunting on Drag and Efficiency of Busemann Intakes for Axisymmetric Scramjet Engine", Journal of Fluid Science and Technology, Vol. 8, No. 2, 2013
- 3) N.C.BARFORD, "Experimental Measurements: Precision, Error and Truth", Maruzen Corporation, p. 73-79, 1997
- 4) H.Kobayashi, T.Sato, and N.Tanatsugu, "Analytical Model of ATREX Engine Flight Performance", ISAS Report Special Issue No.46, March 2003