

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

超音速旅客機の機体／推進系統合設計のための空力特性評価技術
Evaluation Method for Propulsion/Airframe Integration of Supersonic Transport

上野 篤史, 牧野 好和, 佐藤 一成, 三友 俊輝, 磯 英雄, 三浦 哲晋, 高谷 亮太
UENO Atsushi, MAKINO Yoshikazu, SATO Kazushige, MITOMO Toshiteru, ISO Hideo,
MIURA Noriyuki and TAKAYA Ryota

2020年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. はじめに	1
2. 風洞試験について	2
2.1. 対象形状	2
2.2. 計測手法	3
2.3. 風洞試験模型	4
2.3.1 模型本体	4
2.3.2 流量調整プラグ	5
2.3.3 計測系統	6
3. 超音速風洞試験	7
3.1. スピレージ抵抗	7
3.1.1 データ処理	7
3.1.2 計測結果	8
3.1.3 風洞試験と CFD の対比	8
3.1.4 CFD 解析を援用した内部抵抗補正	10
3.2. ダイバータ抵抗	12
3.3. ナセル衝撃波干渉抵抗	13
4. 遷音速風洞試験	14
4.1. データ処理	14
4.1.1 基準プラグ開度の変更	14
4.1.2 総圧レーク形状の変更	14
4.1.3 CFD 援用手法の変更	15
4.2. スピレージ抵抗	15
4.2.1 CFD 解析結果との対比	15
4.2.2 スピレージ抵抗評価結果	16
5. 推力 - 抗力収支計算	17
5.1. エンジンインストール性能評価	17
5.2. 推力 - 抗力収支	19
6. まとめ	21
謝辞	21
参考文献	21

超音速旅客機の機体／推進系統合設計のための空力特性評価技術

上野 篤史^{*1}, 牧野 好和^{*1}, 佐藤 一成^{*2}, 三友 俊輝^{*2}, 磯 英雄^{*2}, 三浦 哲晋^{*2}, 高谷 亮太^{*2}

Evaluation Method for Propulsion/Airframe Integration of Supersonic Transport

UENO Atsushi^{*1}, MAKINO Yoshikazu^{*1}, SATO Kazushige^{*2}, MITOMO Toshiteru^{*2}, ISO Hideo^{*2},
MIURA Noriyuki^{*2}, TAKAYA Ryota^{*2}

ABSTRACT

Propulsion/airframe integration (PAI) is one of the key technologies to realize an environmentally friendly and economically viable supersonic transport. Japan Aerospace Exploration Agency has studied engine/nacelle layout to improve cruise efficiency and to reduce sonic boom loudness. For the validation of PAI design, wind tunnel test technique is studied through the joint research with SUBARU CORPORATION. In this study, "Thrust-Drag Bookkeeping" is focused on, and additional drags caused by PAI, such as the spillage drag, are measured. Through supersonic and transonic wind tunnel tests, knowledge on improvement of measurement accuracy was obtained. This report summarizes results obtained in the joint research.

Keywords: Propulsion/airframe integration, Supersonic transport, CFD, Wind tunnel test

概要

超音速旅客機の機体／推進系統合設計の成立性を評価するため、株式会社 SUBARU と共同で風洞試験技術の検討を行った。ここでは推力－抗力収支計算の高精度化に取り組み、スピレージ抵抗等の推進系統合に伴う付加抵抗を高精度に計測する手法を検討した。この結果、スピレージ流量を調整するための流量調整プラグの形状や、インテークダクトの内部抵抗補正に必要なダクト出口面の総圧レークの配置等に対する知見が得られた。また必要に応じ、風洞試験計測では取得しきれない圧力の分布情報を CFD 解析結果で補うことが有効であることを示した。本資料では得られた知見を中心とし、共同研究で実施した超／遷音速風洞試験の成果をまとめる。

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、環境適合性と経済性に優れた超音速旅客機の実現に向け、システム統合設計技術の研究開発を実施している。2006年度から2015年度にかけて実施した静粛超音速機技術 (S3) の研究開発事業では、環境適合性の観点からソニックブーム強度の低減 (低ブーム設計を実施しない従来設計技術に対して半減) と空港騒音の低減 (ICAO基準のChapter 4適合) に取り組み、経済性の観点か

ら巡航揚抗比の向上 (8以上)、構造重量の低減 (複合材料を用いない従来設計技術に対して15%低減) に取り組んだ。2016年度に開始した静粛超音速機統合設計技術 (S4) の研究開発事業では統合設計技術に重点を置き、機体と推進系の統合、低速空力設計と高速空力設計の統合、低抵抗性と低ブーム性の統合などを実施している。また、S4事業では環境適合性に関する目標が引き上げられ、ソニックブーム強度は85デシベル (PLdB : Steven's mark vii perceived level) 以下、空港騒音はICAO基準のChapter 14適合を

* 2019年12月2日受付 (Received December 2, 2019)

^{*1} 航空技術部門 航空システム研究ユニット (Aviation Systems Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

^{*2} 株式会社 SUBARU (SUBARU CORPORATION)

目標としている。

S4事業で取り組んでいる統合設計技術のうち、本研究では機体／推進系統合設計技術を対象とする。エンジンはICAO基準のChapter 14に適合するため、これまでの超音速機に搭載されてきたエンジンよりもバイパス比が大きく、結果的に直径が大きくなる。これを低抵抗性と低ブーム性の観点から効率的に機体と統合することが重要であり、JAXAは胴体側方部にエンジンを搭載するレイアウトを採用している（図1）。本レイアウトではインテークランプ部で発生する衝撃波が主翼と後縁近傍で干渉する。これにより主翼の圧力抵抗が低減されるとともに、衝撃波の地面への伝播が遮蔽されることで低ブーム性が実現される¹⁾。



図1. JAXA小型超音速旅客機のイメージ

このような機体／推進系統合設計はCFD解析を用いて検討されており、この成立性を評価する風洞試験技術を確立するため、JAXA航空技術部門の公募型研究制度を利用し、株式会社SUBARUとの共同研究を2013年度から2018年度にかけて実施した。共同研究では機体成立性を高精度に評価できるよう、推力ー抗力収支計算（Thrust-Drag Bookkeeping）²⁾の高精度化に取り組んだ。2013年度は機体／推進系統合技術の調査を行い、推力ー抗力収支計算を高精度化するためにはインテークスピレージ抵抗等の付加抵抗を精度良く計測することが必要であることが示された³⁾。2014年度はこのための風洞試験計画の立案、供試体の設計製作を行った⁴⁾。風洞試験は2015年度から2018年度にかけてJAXAの1m x 1m超音風洞と2m x 2m遷音速風洞で実施された^{5,6,7)}。また、2018年度には得られたスピレージ抵抗計測結果を基に推力ー抗力収支計算を行い、機体の成立性を確認した。

本資料ではSUBARUとの共同研究で得られた成果をまとめる。第2章では風洞試験におい

て対象となる小型超音速旅客機、付加抵抗の計測手法、風洞試験模型を示す。第3、4章ではそれぞれ超音速風洞試験結果と遷音速風洞試験結果を示す。第5章で推力-抗力収支計算結果を示す。

2. 風洞試験について

2.1. 対象形状

風洞試験で対象とする機体形状はS3事業で設定した50席級双発機のQSST 3.2次形状である。本形状はマッハ1.6、設計揚力係数0.15において揚抗比8を目標として設計されている。胴体長は53 m、翼幅は22.9 m、主翼面積は175 m²である。推進系について、エンジンファン直径(D)は1.7 mである。インテークは2段外部圧縮型であり、ランプ角は第1段が6度、第2段が7度である。亜音速ディフューザーは3Dの長さであり、エンジンファンフェース中心がインテーク入口中心に対して高さ方向に0.16DだけオフセットしたS字ダクトである。なお、ナセルは機体軸に対して60度ロールした状態で胴体と統合されている。

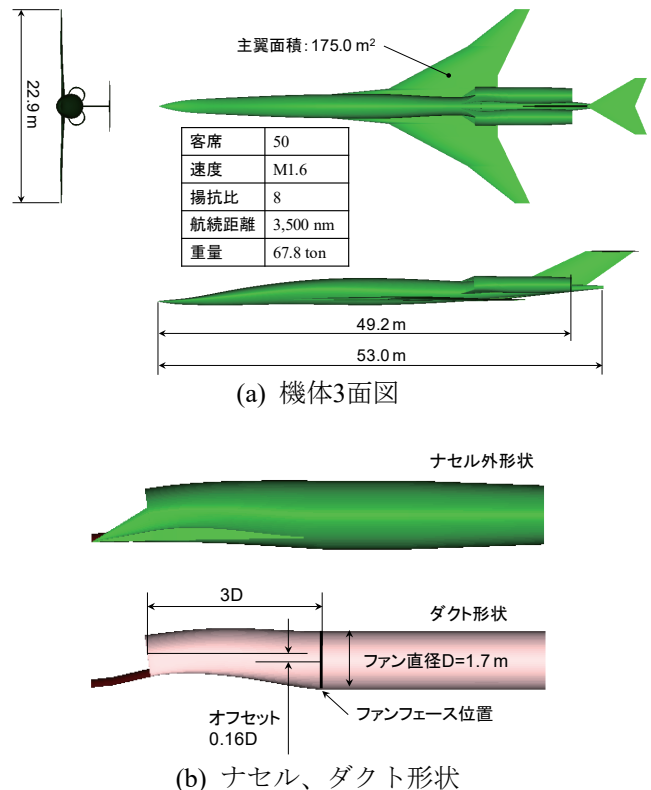


図2. 風洞試験で対象とするQSST 3.2次形状

2.2. 計測手法⁴⁾

本研究で対象としている機体／推進系統合に伴う付加抵抗は、①スピレージ抵抗、②ダイバータ抵抗、③機体／推進系の干渉抵抗である。

スピレージ抵抗はインテークが取り込める空気流量がエンジン必要空気流量を上回ったとき、余剰空気がインテーク外に漏れ出すことで発生する抵抗であり、エンジン作動状況に応じて変化する。ダイバータは機体表面上を発達する境界層がインテークに流入するのを防ぐ役割を果たしており、QSST 3.2次形状ではダイバータ高さをランプ先端における境界層厚さの70%としている。ダイバータ周囲の流れ場は機体表面上を発達する境界層のために亜音速域と超音速域が存在し、CFDでの抵抗予測を難しくしている。干渉抵抗は具体的にはナセル衝撃波と主翼との干渉で発生する抵抗である。ナセル衝撃波が主翼上面の後縁近傍に作用することで主翼圧力抵抗が減少する。同時に、揚力減少のために巡航迎角が大きくなることで抵抗が増加する効果もある。

上記3項目の抵抗計測手法を以下に示す。

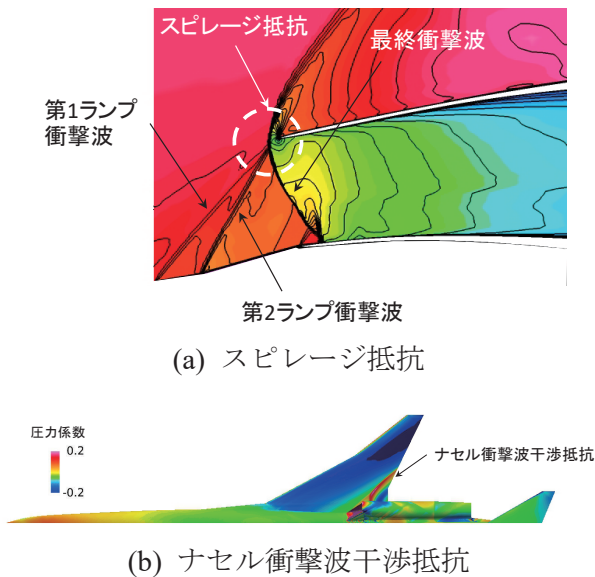


図3. 機体／推進系統合に伴う付加抵抗⁴⁾

・スピレージ抵抗

インテークが発生する抵抗 (D_{intake}) は、流れ場が直接的に機体 (カウル) 表面に及ぼすカウル抵抗 (D_{cowl}) と、インテークに取り込まれる流管がその減速過程において発生する抵抗 (D_{add}) の和で表される⁸⁾ (図4)。この中で、 D_{cowl} は基準状態 ($A_0/A_c=1$) における抵抗 ($(D_{cowl})_{A_0/A_c=1}$) とこれからの差分 (ΔD_{cowl}) に分解でき

る (式 (1))。ここで、 A_c はインテークキャプチャ面積で、 A_0 はインテークに取り込まれる流管の無限遠における断面積である。スピレージ抵抗はインテーク抵抗の基準状態からの差分、つまり、 ΔD_{cowl} と D_{add} の和である。

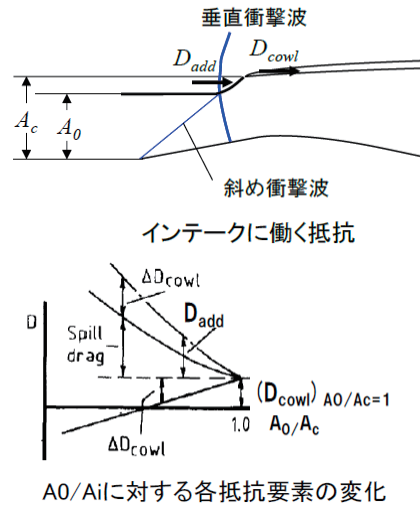


図4. スピレージ抵抗⁴⁾

$$D_{intake} = D_{cowl} + D_{add} = (D_{cowl})_{A_0/A_c=1} + \Delta D_{cowl} + D_{add} \quad (1)$$

インテーク抵抗を風洞試験で計測する場合、天秤に加わる力 ($D_{balance}$) にはカウル抵抗 (D_{cowl})、ランプ抵抗 (D_{ramp})、ダクト抵抗 (D_{duct})、ベース抵抗 (D_{base}) が含まれる (図5、式 (2))。ここで、インテークに取り込まれる流管に運動量保存の式を適用すると式 (3) が得られる。式 (3) において、インテークに取り込まれる流管にはランプ抵抗とダクト抵抗の反力に加え、ランプ衝撃波背後での減速時に発生する力が含まれており、これが前述の D_{add} に相当する (図6、式 (3))。

$$D_{balance} = D_{cowl} + D_{ramp} + D_{duct} + D_{base} \quad (2)$$

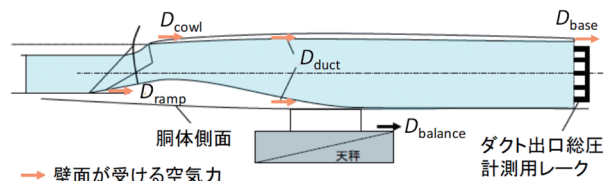


図5. インテークに作用する抵抗⁴⁾

$$\rho_0 u_0^2 A_0 + D_{add} - D_{ramp} - D_{duct} - (\rho_e u_e^2 + (p_e - p_0)) A_e = 0 \quad (3)$$

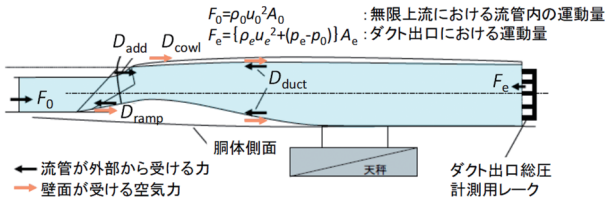


図6. インテーク流管に作用する抵抗⁴⁾

ここで ρ は密度、 u は速度、 A は流管断面積、 p は静圧であり、添え字0は無限遠、 e はノズル出口を示す。式(2)、(3)より、天秤計測値にベース抵抗補正と内部抵抗補正を行うことでスピレージ抵抗が得られることがわかる(式(4))。

$$D_{cowl} + D_{add} = D_{balance} - D_{base} + (\rho_e u_e^2 + (p_e - p_0)) A_e - \rho_0 u_0^2 A_0 \quad (4)$$

実際の風洞試験では、エンジン作動状況を模擬してインテークに流入する空気流量を変化させる必要があり、このために使用する流量調整プラグの影響が生じる(図7)。この場合、天秤に加わる力(式(2))に流量調整プラグの抵抗(D_{plug})が加わる(式(5))。また、運動量保存の式(式(3))には D_{plug} の反力が加わる(式(6))。式(5)、(6)より、スピレージ抵抗の計算においては D_{plug} が相殺されるため、流量調整プラグを使用したとしても式(4)によりスピレージ抵抗が計算可能である。

$$D_{balance} = D_{cowl} + D_{ramp} + D_{duct} + D_{base} + D_{plug} \quad (5)$$

$$\rho_0 u_0^2 A_0 + D_{add} - D_{ramp} - D_{duct} - D_{plug} - (\rho_e u_e^2 + (p_e - p_0)) A_e = 0 \quad (6)$$

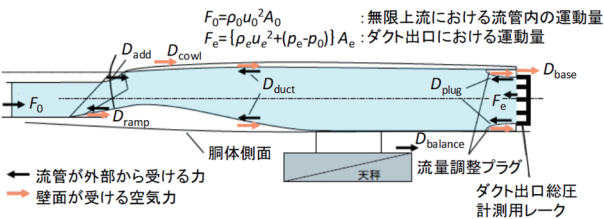


図7. インテーク流管に作用する抵抗 (流量調整プラグを使用した場合)⁴⁾

・ダイバータ抵抗

ダイバータ抵抗はこれのみを力計測により取得することが難しいが、ダイバータ周りの流れ場は機体表面上を発達する境界層の影響を強く受ける複雑な流れ場であるため、CFD解析によるダイバータ抵抗推算結果を風洞試験により検証する必要がある。ここではダイバータ

の側面に複数の静圧孔を設け、CFD解析により得られる圧力を検証することとした。

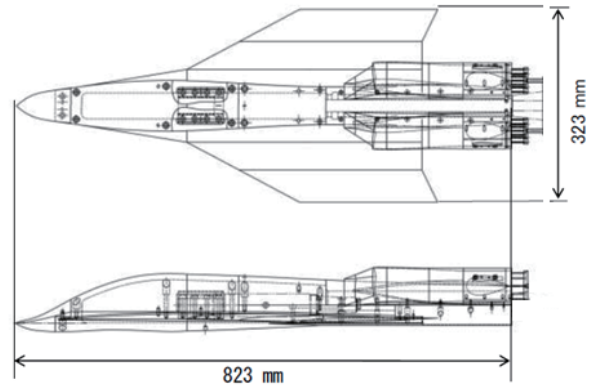
・ナセル衝撃波干渉抵抗

ナセル衝撃波干渉抵抗は上述のダイバータ抵抗と同様に、主翼上面のナセル衝撃波が作用する領域に複数の静圧孔を設け、CFD解析により得られる圧力を検証することとした。

2.3. 風洞試験模型^{5,7)}

2.3.1. 模型本体

風洞試験模型を図8に示す。



(a) 2面図⁵⁾



(b) 超音速風洞での設置状況⁷⁾

図8. 風洞試験模型

本風洞試験模型は尾翼が模擬されていない、前胴が短縮されている等、QSST 3.2次形状の単純なスケール模型とは異なる。これらの修正は表1に示す要求・制約条件を考慮して設定された。まず、模型スケールは表1の模型全長に対する制約に従うと実機の2.32%以下としなければならない。しかしこのとき、ナセル直径(レイノルズ数)に対する要求が満たされず、より大きな模型が必要となる。本風洞試験の目的の1つはスピレージ抵抗計測であり、ナセル直径(レイノルズ数)の要求を満たしつつ抵抗計測

精度を上げるために模型スケールを大きくし、同時に計測に不要な部位を削除することで模型全長などに対する制約を満たす仕様とした。具体的には模型スケールを3%とした。このとき、レイノルズ数は 1.28×10^6 、抵抗計測精度は3カウントとなる（JAXA $\Phi 25\text{mm}$ 天秤、基準面積は主翼面積 175m^2 ）。

表1. 風洞試験模型に対する要求・制約条件⁴⁾

項目	要求・制約条件	備考
ブロックage	2%以下	風洞が始動する条件
模型全長 ノーズ～ ナセル出口	1140 mm 以下	ノーズ衝撃波の風洞壁での反射波がナセルと干渉しないための条件
模型全幅	600 mm 以下	気流一様性保証範囲 (測定部中心より上下左右 $\pm 300\text{mm}$)
ナセル直径	約 40 mm 以上	ナセル直径基準レイノルズ数が約 1×10^6 以上
天秤容量	500 kgf (Fz) 30kgfm (My)	風洞始動停止荷重が天秤容量を超えないこと

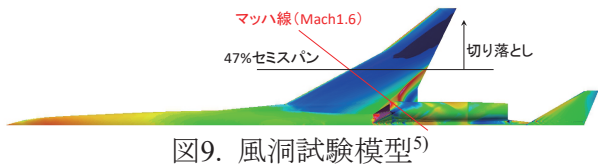


図9. 風洞試験模型⁵⁾

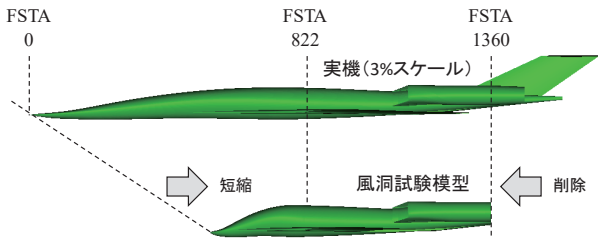


図10. 胴体形状の修正⁵⁾

3%の模型スケールを維持しつつ各制約を満たすため、以下のように翼胴形状を修正した。主翼は模型全幅と天秤容量に対する制約から縮小する必要があり、ここでは47%セミスパンより外側の主翼を切り落とすこととした（図9）。これにより上述の制約を満たしつつ、外翼切り落としの影響がインテーク周辺の流れ場に影響を及ぼすことなく、ナセル衝撃波干渉抵抗に対するCFD検証が可能となる。また、模型全長に対する制約から、垂直尾翼及び水平尾翼を削除し、胴体及びナセル後部の（3%スケールの胴体に対し）FSTA1360より後方も切り落とした。さらに天秤容量に対する制約から前胴部も短縮する必要があり、FSTA822（主翼第1キंक位置）より前方（ストレーキを含む）を約35%に縮小することで全長を短縮した（図10）。これに

よりインテーク周辺の流れ場が変化するが、胴体短縮形状に対してCFD解析を実施し、フロースルー条件でのランプ衝撃波パターンがQSST 3.2次形状と同等であり、スピレージ抵抗計測に問題がないことを確認した（図11）。



図11. ランプ衝撃波パターンの比較⁷⁾

2.3.2. 流量調整プラグ

エンジンの作動状態を模擬してスピレージ抵抗を計測するためにはインテーク流量を調整する必要がある。本研究では固定式の流量調整プラグをインテークダクト内部に設置し、通風毎に流量調整プラグを交換することとした。

流量調整プラグはセンターボディプラグとアニュラープラグの2形態である（図12）。センターボディプラグはインテークダクトの中心部で流路断面積が調整され、アニュラープラグではインテークダクトの壁面部で流路断面積が調整される。2形態とも流路断面積を変化させても後述の内部抵抗補正におけるインテークダクト出口面積が一定に保たれるという利点がある。

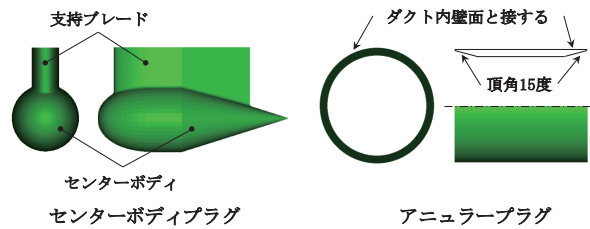


図12. 流量調整プラグ⁷⁾

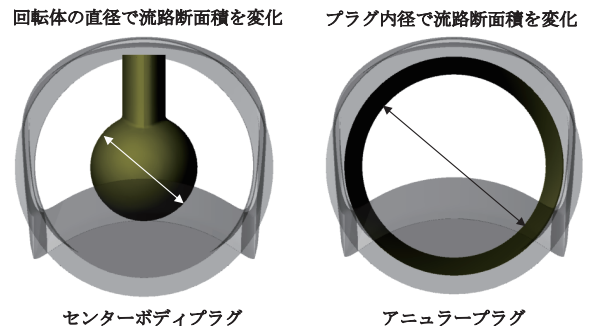


図13. 流量調整プラグ設置状況（正面図）

センターボディタイプのプラグではNACA4字シリーズ翼型（45%コードより後方では直線形状）の回転体が支持ブレード（NACA4字シリーズ翼型の2次元翼）を介してインテークダクトに固定される。回転体の断面積を大きくすると流路断面積が減少しインテーク流量も減少する。アニュラープラグは筒状の形状である。図12のアニュラープラグの側面図において、中心軸より上側は断面図を示している。図の通りアニュラープラグは台形断面の回転体であり、この内径によりインテーク流量を調整する。プラグの開度をプラグ最小流路断面積のインテークダクト断面積に対する比率と定義する。プラグ開度100%はフロースルー状態に対応する。プラグ開度は想定エンジンの空気流量を考慮して60%から85%の間で複数用意した。

2.3.3. 計測系統

スピレージ抵抗計測のためには内部抵抗補正とベース抵抗補正を行う必要がある（2.2項）。前者のために、インテークダクト出口面における総圧と静圧を計測する。後者のためにベース圧を計測する。計測点数は多いほど好ましいが、圧力配管が天秤計測と干渉することを避ける必要があり、本研究では総圧は17本の総圧管で構成される総圧レークにより計測し、静圧は3点、ベース圧は1点の計測点数とした。

総圧レークは超音速風洞と遷音速風洞で異なるものが用いられた。超音速風洞で使用した総圧レークでは総圧管がダクト出口面を17等分した領域の面積重心に設置されている（図14）。左右のナセルで45度傾けて計測しており、流れ場が左右対称であると仮定すると周方向45度間隔の計測が可能である。図14において、インテークダクトの半径は25.5 mmであり、内側総圧レークを半径 r_1 （=13.06 mm）上の総圧管で構成されるものとし、外側総圧レークを半径 r_2 （=21.64 mm）上の総圧管で構成されるものとする。ここで、インテークは機体軸に対して60度傾いた状態で統合されている。インテーク対称面を0度とし、左舷ナセルを機体後方からみて反時計まわりが正となる周方向角度を θ と定義する。

遷音速風洞で使用した総圧レークは図15に示すようにI字型のレークであり、 $\theta=45$ 度の位置に総圧管が配置されている。表2に示すように、中心点における総圧管以外は半径方向に等

間隔に総圧管が配置されている。なお、左右のレークで総圧管の半径方向位置を変えており、流れ場が左右対称であると仮定すると半径方向に9点の計測が可能である。これは第3章で示すように、先行して実施した超音速風洞での試験結果より、アニュラープラグを利用した場合にはインテークダクト出口面の流れ場が軸対称的となり、周方向よりも半径方向に細かく計測するほうが高精度化されると判断したためである。

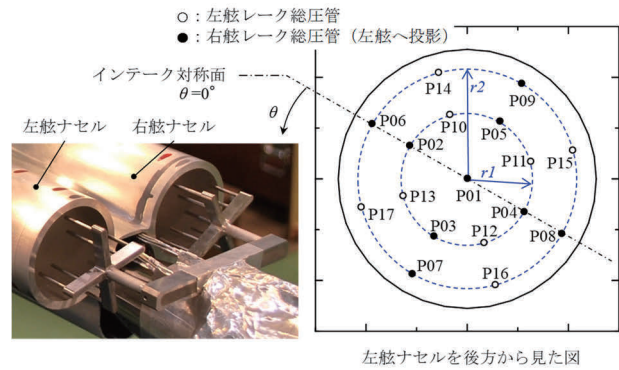


図14. 総圧レーク（超音速風洞試験）⁷⁾

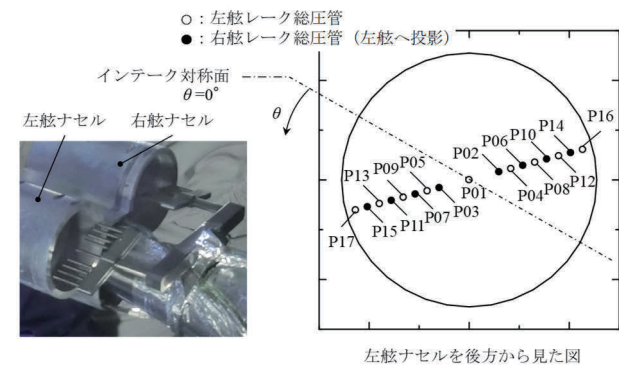


図15. 総圧レーク（遷音速風洞試験）

表2. 総圧レーク（遷音速風洞試験）

左舷レーク		右舷レーク	
No.	半径, mm	No.	半径, mm
1	0.00	2	6.18
4	8.66	3	6.18
5	8.66	6	11.13
8	13.61	7	11.13
9	13.61	10	16.08
12	18.55	11	16.08
13	18.55	14	21.03
16	23.50	15	21.03
17	23.50		

インテークダクト出口面における静圧は右

舷ナセルの $\theta=0$ 度、 ± 120 度に対応するダクト壁面（ダクト出口の5 mm上流）に設けられた静圧孔で計測した。なお、右舷ナセルでは θ は右舷ナセルを後方から見て時計回りが正となる。ベース圧は右舷ナセルの $\theta=180$ 度のベース面に設けられた静圧孔で計測した。

ダイバータ抵抗とナセル衝撃波干渉抵抗を直接的に計測することが困難であることから、本研究ではダイバータ静圧とナセル衝撃波が干渉する主翼上面静圧を計測し、CFD解析による設計を検証することとした。右舷側のダイバータ側面上には内舷側と外舷側にそれぞれ流れ方向3点の静圧孔が設けられている。流れ方向の位置は内舷側と外舷側で同じ位置であり、これを図16に示す（図中の x は図10においてノーズを短縮する前のノーズ先端が原点である）。ダイバータ高さ方向の位置は、それぞれの流れ方向位置におけるダイバータ高さの midpoint に配置されている。主翼上面には同一スパン上に4点の静圧孔が配置されている（図16）。最も上流の静圧孔はナセル衝撃波の影響を受けない位置とし、後流側3点はナセル衝撃波の影響を受ける位置とした。

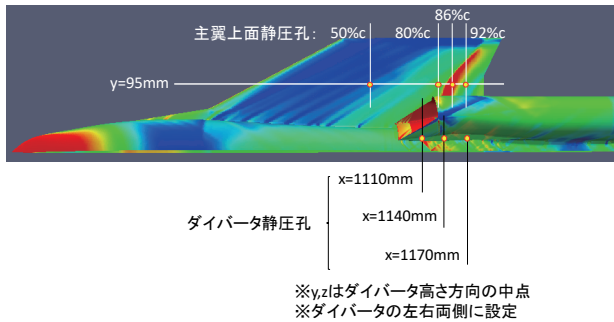


図16. ダイバータと主翼上面の静圧孔位置⁴⁾

3. 超音速風洞試験

風洞試験はJAXAの1m x 1m超音速風洞で実施した。試験マッハ数は1.6、単位レイノルズ数は 25.5×10^6 [1/m]である。迎角はたわみ補正後の値として0度、2.1度、3.7度の3点である。横滑り角は0度であり、インテークダクト出口面における総圧計測が左右対称な流れ場を想定していること（2.3.3項）に対応した。流量調整プラグの開度は70%、75%、80%、85%とした。空力係数は基準面積をQSST3.2次形状の主翼面積（ 175 m^2 ）の3%スケール（ 0.1575 m^2 ）として計算した。

3.1. スピレージ抵抗

3.1.1. データ処理

2.2項で示したように、天秤計測値にベース抵抗補正と内部抵抗補正を行うことでスピレージ抵抗が得られる。具体的には以下に従ってデータ処理を行っている。

まず、内部抵抗補正は以下の式により行う。

$$C_A = C_{A,balance} - \Delta C_{A,int} \quad (7)$$

$$C_N = C_{N,balance} - \Delta C_{N,int} \quad (8)$$

ここで、 C_A は軸力係数、 C_N は垂直力係数であり、風洞の計測システム内でベース抵抗補正が施された値である。添え字balanceは天秤計測値を示す。また、intは内部抵抗補正量を示し、これは有次元量で以下のように表せる。

$$\Delta A_{int} = \rho_0 U_0^2 A_0 \cos \alpha - A_e \{ (p_e - p_0) + \rho_e U_e^2 \} \quad (9)$$

$$\Delta N_{int} = \rho_0 U_0^2 A_0 \sin \alpha \quad (10)$$

ここで ρ は密度、 U は速度、 A は流管断面積、 α は迎角、 p は静圧である。添え字の0は一樣流、eはインテークダクト出口を示す。無次元量では以下のように表せる。

$$\Delta C_{A,int} = \frac{2}{S_w} \left[A_0 \cos \alpha - \frac{A_e}{\rho_0 U_0^2} \{ (p_e - p_0) + \rho_e U_e^2 \} \right] \quad (11)$$

$$\Delta C_{N,int} = \frac{2A_0}{S_w} \sin \alpha \quad (12)$$

ここで、 S_w は基準面積である。本式を適用するために、まずインテークダクト出口マッハ数（ M_e ）を計算する。

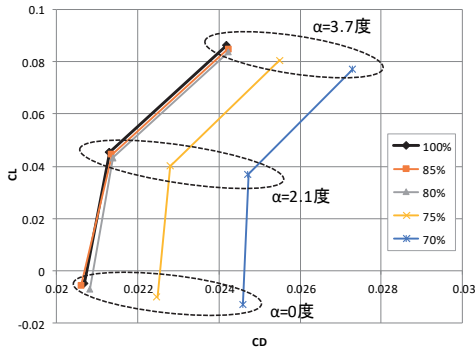
$$M_e = \sqrt{ \left[0.41726 + 0.7767 \left(\frac{p_{t,e}}{p_{s,e}} - 1 \right) - \frac{0.0989}{\left(\frac{p_{t,e}}{p_{s,e}} - 1 \right)} \right] } \quad \left(\frac{p_{s,e}}{p_{t,e}} \leq 0.528 \right) \quad (13)$$

$$M_e = \sqrt{ \frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left(\frac{p_{t,e}}{p_{s,e}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right\} } \quad \left(\frac{p_{s,e}}{p_{t,e}} > 0.528 \right) \quad (14)$$

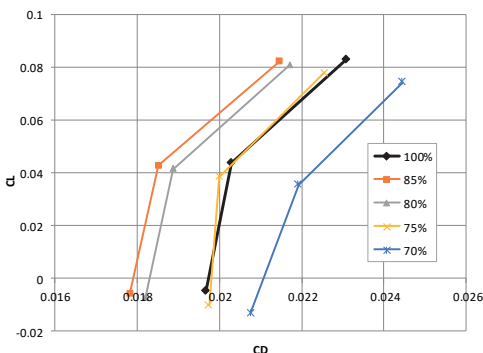
ここで、 $p_{t,e}$ と $p_{s,e}$ はそれぞれ風洞試験で計測されたインテークダクト出口面の総圧と静圧である。なお、総圧は17点の総圧計測結果の単純平均とし、静圧は3点の静圧計測結果の単純平均とする。得られた出口マッハ数を基に等エントロピー関係式と状態方程式からインテークダクト出口面での密度と速度が計算され、流量が得られる。 A_0 は連続の式に基づき、インテークダクト出口面の流量から計算される。

3.1.2. 計測結果

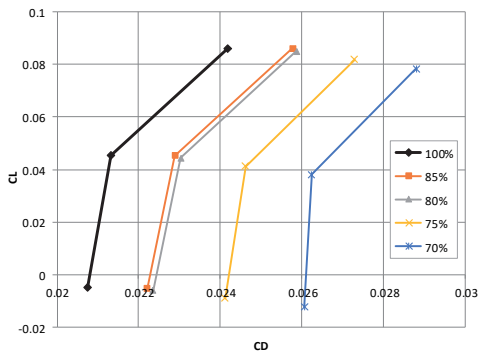
プラグ開度毎の抵抗計測結果を図17に示す。



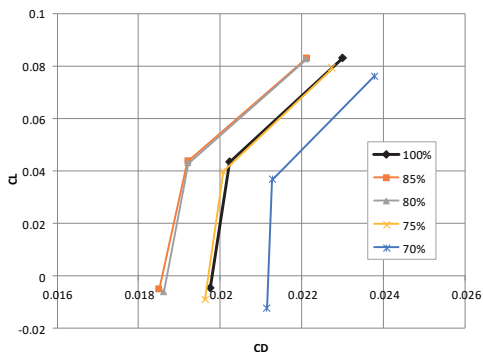
(a) 内部抵抗補正前 (センターボディ)



(b) 内部抵抗補正後 (センターボディ)



(c) 内部抵抗補正前 (アニューラー)



(d) 内部抵抗補正後 (アニューラー)

図17. ドラッグポーラ

センターボディプラグでは、内部抵抗を補正することでプラグ開度が小さいほど抵抗が増加する、つまり、スピレージ抵抗が増加することがわかる。しかし、本来は最も抵抗が小さくなると考えられるプラグ開度100%(フロースルー状態)での抵抗がプラグ開度を小さくした状態の抵抗よりも大きくなっている。この傾向はアニューラープラグを用いた計測結果でも同様である。

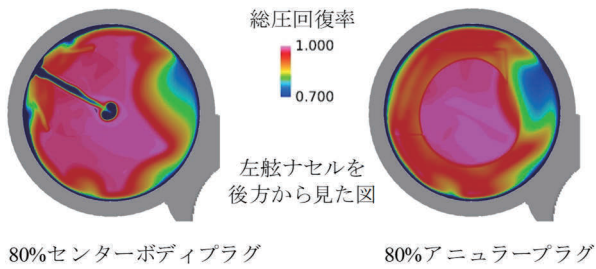
インテークの作動状態としては、プラグ開度85%と100%では超臨界で、プラグ開度80%以下では亜臨界となることを確認している(3.2、3.3項)。よって、本来であればプラグ開度85%と100%は同じドラッグポーラとなり、これよりもプラグ開度を小さくすると抵抗が増加することとなる。これらの結果より、ここで適用した内部抵抗補正が正しく機能していない可能性が考えられるため、次項では風洞試験計測結果とCFD解析の対比を行い、CFD解析を援用した内部抵抗補正について検討する。

3.1.3. 風洞試験とCFDの対比^{5,7)}

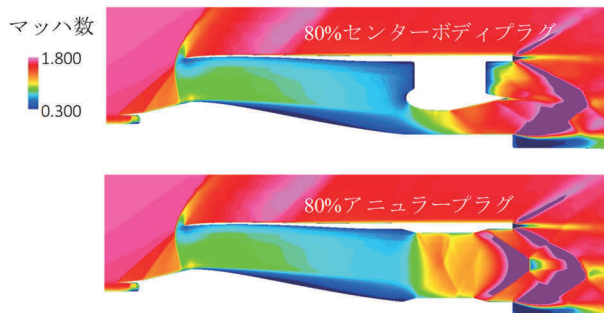
内部抵抗補正にはインテークダクト出口面での総圧および静圧が必要となる(3.1.1項)。処理に用いる総圧(17点計測)および静圧(3点計測)は、計測値を平均したものを代表値として処理に用いるが、この時、ダクト出口面での面平均値と風洞試験での離散的な圧力計測値の平均がほぼ一致している必要がある。そのためには、ダクト出口面での圧力がゆるやかな分布になっていることが望ましい。本項ではインテークダクト出口面での圧力分布をCFD解析で確認し、次項ではスピレージ抵抗を精度よく評価するためのデータ処理方法を検討する。なお、CFD解析手法については文献5)に示されている。

CFD解析による総圧分布を図18に示す。ここではプラグ開度80%のセンターボディプラグとアニューラープラグを適用している。迎角は巡航迎角3.5度に近い風洞試験計測点である3.7度とした。図18(a)はインテークダクト出口面における総圧分布であり、ここではこれを一樣流総圧で無次元化した総圧回復率を示している。図18(b)はインテーク対称面($\theta=0$ 度)でのマッハ数分布である。センターボディプラグの場合、プラグの後流で総圧損失が発生するため、図18(a)ではプラグが設置されるインテーク対称

面において大きな総圧低下が見られる。アニュラープラグの場合、プラグが軸対称形状であるため、同心円状の総圧分布となっている。なお、半径方向外側の総圧が低く、内側が高いのは、図18(b)で示すようにプラグ後端で発生する衝撃波の影響である。また、 $\theta=220$ 度付近でプラグ形状にかかわらず総圧が低下しているが、これはダイバータで除去しきれなかった機体表面上の境界層が原因と考えられる。



(a) 総圧分布 (ダクト出口面)



(b) マッハ数分布 (インテーク対称面)

図18. CFD解析結果 (総圧、マッハ数分布) ^{5,7)}

インテークダクト出口総圧の風洞試験結果との比較を図19に示す。風洞試験において総圧管上流のマッハ数が超音速の場合、計測される圧力は総圧管上流で形成される垂直衝撃波の影響を含んだ総圧 (ピトー圧) となるため、CFD解析でもこれに応じてピトー圧を計算して風洞試験結果との比較を行っている。プラグ形状にかかわらずおおむねCFD解析結果と風洞試験結果が一致しているといえる。ただし、センターボディプラグの場合、特に内側レークと中心点におけるプラグ後流 ($\theta=0$ 度) の総圧損失に違いが見られる。原因としては風洞試験における総圧レークの位置決め精度の影響や、CFD解析における後流部の解析精度の影響が考えられる。

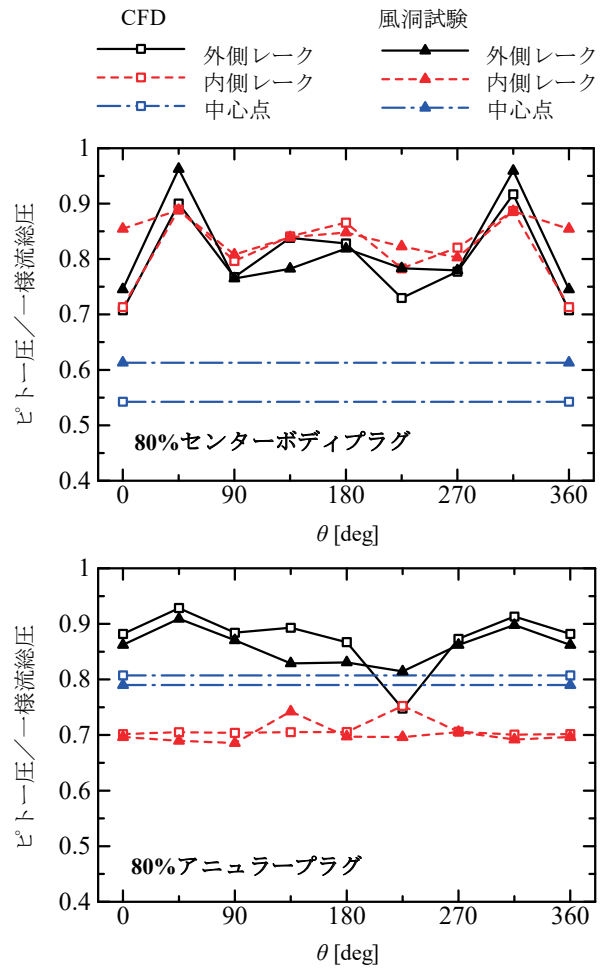


図19. インテークダクト出口面の総圧分布^{5,7)}

CFD解析によるインテークダクト出口面における静圧分布を図20に示す。アニュラープラグの場合、図18(a)の総圧分布と同様にプラグ後端で発生する衝撃波による高圧部とこの影響を受けない低圧部が存在する。センターボディプラグの場合、プラグ後流はより複雑な流れ場となっており、支持ブレード／センターボディ後端で発生する衝撃波により $\theta=0$ 度近傍では圧力が高まる。このように、インテークダクト出口面の静圧は半径方向に分布を持っているが、風洞試験ではダクト壁面でのみ静圧を計測している。その比較を図21に示す。アニュラープラグの場合、おおむねCFD解析結果と風洞試験結果が一致している。しかし、センターボディプラグの場合、インテーク対称面 ($\theta=0$ 度) の静圧に相違が見られる。これは以下に示すように総圧管の影響と考えられる。図18(b)で示したように、支持ブレード後流では超音速域まで加速するための助走距離が長く、特にダクト壁面では境界層の影響もありダクト出口において亜音速流となっている。この部位に総圧管を

設置したために、その直近の静圧計測では流れ場が閉塞されたと感じて静圧が上昇したものと考えられる。こうしたことから、次項で示すCFD解析結果を援用したスピレージ抵抗計算において、センターボディプラグの場合には $\theta = 0$ 度での静圧計測結果は用いないこととした。

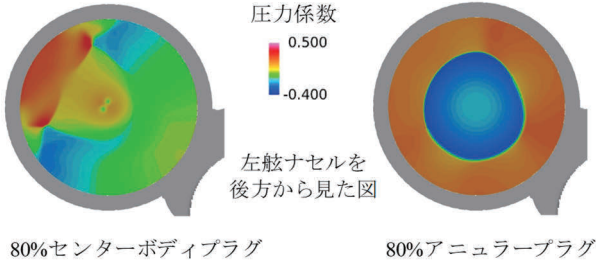


図20. CFD解析結果（静圧分布）^{5,7)}

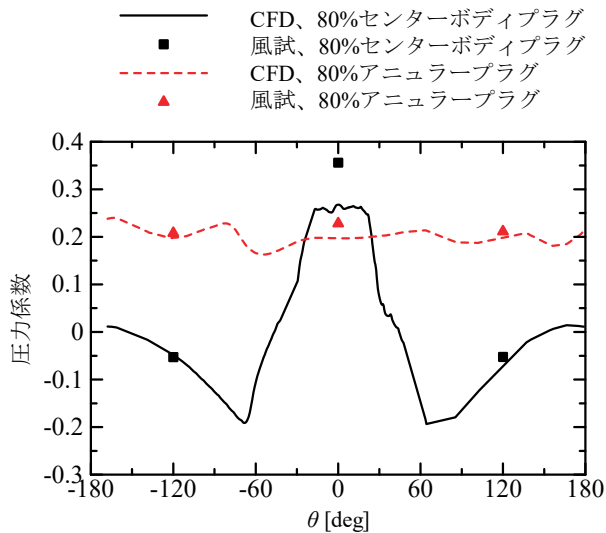


図21. インテークダクト出口面の静圧分布⁵⁾

3.1.4. CFD解析を援用した内部抵抗補正^{5,7)}

CFD解析結果がおおむね風洞試験結果と一致するため、CFD解析を援用した内部抵抗補正について検討する。

インテークダクト出口面のピトー圧と静圧分布が均一ではないため、ここでは各総圧管が担当する領域毎に内部抵抗補正を行い、これらを足し合わせることにした。例えば、総圧管P06

(図14)が担当する領域はダクト出口面積を17等分したうちの $\theta = 0$ 度を含むダクト壁面側の領域である(図22)。この領域では境界層やセンターボディプラグの後流のために圧力分布は均一ではなく(図18(a))、この領域のピトー圧を総圧管で計測されたピトー圧で代表させるのは適切ではない。このため、風洞試験で計測さ

れた圧力をCFD解析で得られる圧力分布情報を基に補正する。

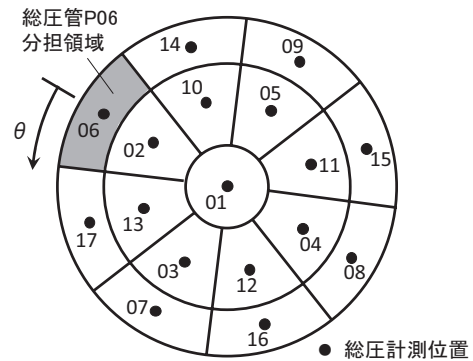
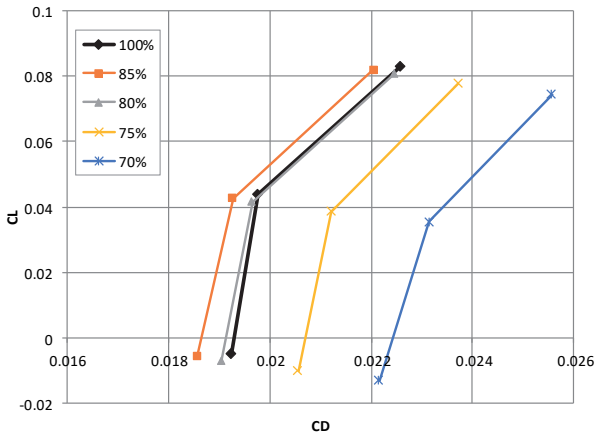


図22. 総圧管の担当領域

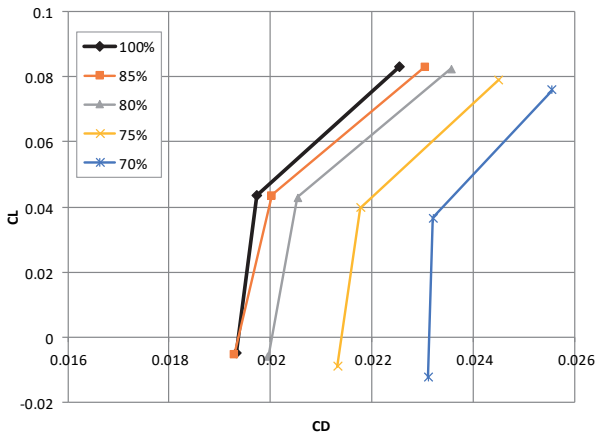
まずピトー圧については、CFD解析結果より総圧管P06が担当する領域の平均ピトー圧を取得し、CFD解析で得られる総圧管P06の位置でのピトー圧に対する比を計算する。この比を風洞試験で計測されたピトー圧と掛け合わせたものをこの領域でのピトー圧とする。静圧についても同様であり、まずCFD解析結果より総圧管P06が担当する領域の平均静圧を取得する。つぎにCFD解析で得られる静圧孔位置(センターボディプラグの場合は $\theta = \pm 120$ 度、アニュラープラグの場合は $\theta = 0, \pm 120$ 度)での平均静圧を取得する。これらの比(総圧管担当領域の平均値/静圧孔位置の平均値)を風洞試験で計測された平均静圧(センターボディプラグの場合は $\theta = \pm 120$ 度、アニュラープラグの場合は $\theta = 0, \pm 120$ 度)と掛け合わせたものをこの領域での静圧とする。このように、風洞試験結果では不足する圧力分布情報をCFD解析により補っている。以上により得られたピトー圧と静圧により内部抵抗補正を行う。同様の計算を17本全ての総圧管に対して行い、これらの和が内部抵抗補正量となる。なお、センターボディプラグ挿入時の支持ブレード後流($\theta = 0$ 度)では、流れ場(総圧損失量)がCFD解析と風洞試験で異なり、上記補正を行うとピトー圧が過大に評価される。このため、センターボディプラグ挿入時の $\theta = 0$ 度(総圧管P01、P02、P06)ではCFD解析で得られる総圧管担当領域での平均ピトー圧をそのまま適用して内部抵抗補正を行う。補正係数(総圧管担当領域の平均値と風洞試験計測点の平均値の比率)の一覧をAppendix Aに示す。

上述の内部抵抗補正により得られるドラッ

グポーラを図23に示す。



(a) センターボディプラグ



(b) アニュラープラグ

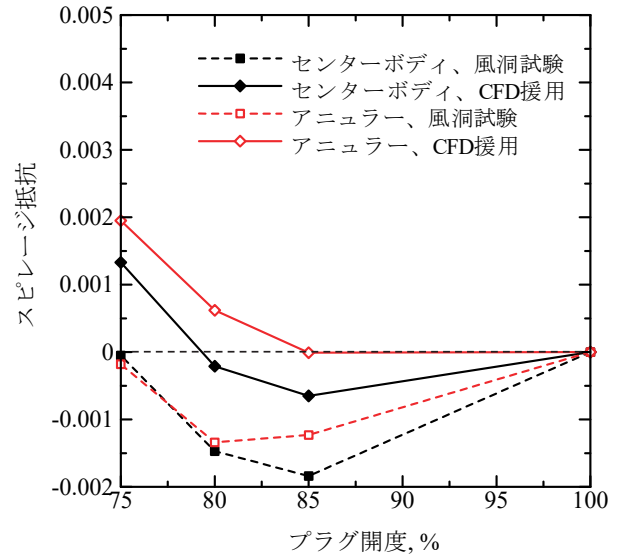
図23. ドラッグポーラ (CFD援用)

センターボディプラグの場合、風洞試験計測結果のみで内部抵抗補正を行った場合 (図17) と同様に、プラグ開度85%の場合の方がフロースルー状態よりも抵抗が大きくなっている。一方、アニュラープラグの場合、プラグ開度100%と85%のドラッグポーラに大きな差がなく、これよりもプラグ開度を小さくすると抵抗が大きくなっており、インテークの作動状態を正しく表しているといえる。

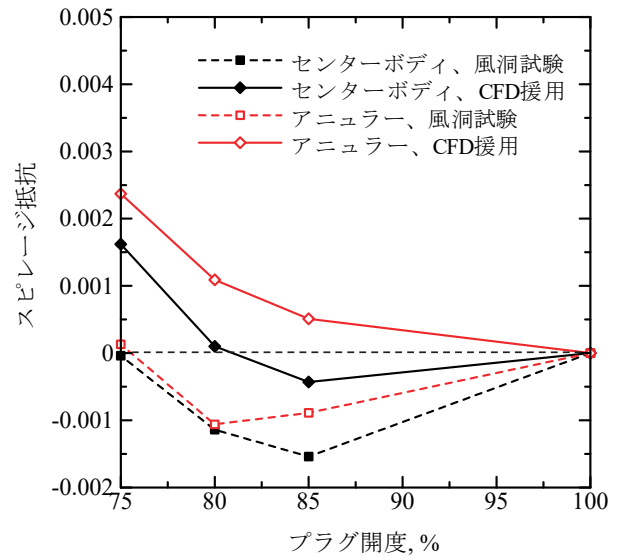
図24は図23のドラッグポーラを2次関数近似し、 $C_L=0$ と巡航迎角 (3.5度) での揚力係数にほぼ等しい $C_L=0.08$ (風洞試験模型では主翼の一部を削除したため、QSST3.2次形状での巡航揚力係数0.15よりも値が小さくなる) におけるスピレージ抵抗 (フロースルー状態の抵抗からの差分) を示したものである。

センターボディプラグの場合、 C_L にかかわらず負のスピレージ抵抗が発生しているが、CFD

解析結果を援用することで風洞試験結果のみで内部抵抗補正した場合よりもその絶対値は小さくなっている。CFD解析による圧力分布情報を利用して風洞試験では取得できていないインテークダクト表面上の境界層による総圧損失が考慮されるようになったため、また、センターボディや支持ブレード後流の局所的な総圧損失の過大評価が抑制されたためと考えられる。



(a) $C_L=0$



(b) $C_L=0.08$

図24. スピレージ抵抗 (超音速風洞試験)

アニュラープラグの場合、 $C_L=0$ ではプラグ開度85%においてスピレージ抵抗が発生しておらず、正しくインテークの超臨界状態を表している。しかし、 $C_L=0.08$ の場合にはプラグ開度85%

において正のスピレージ抵抗を示している。これは高迎角域でのCFD解析と風洞試験の差によるものと考えられる。まず、CFD解析では図19で示したように、内側レークのピトー圧は迎角によらず周方向ではほぼ一定の値をとる。風洞試験では、迎角が0度の場合にはCFD解析と同様の傾向を示すが、迎角が大きくなるにつれて総圧管P12 ($\theta=135$ 度)のピトー圧が大きくなり、外側レークで同じ周方向角度の総圧管P16のピトー圧と同等の値となる(図25)。

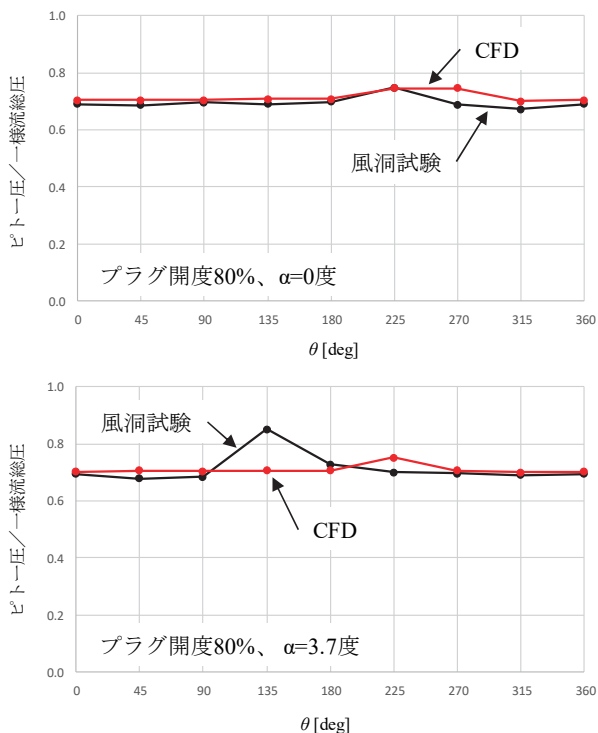


図25. ピトー圧計測結果
(アニューラプラグ、内側総圧レーク)

このため、総圧管P12はプラグ後端衝撃波の影響を受けたピトー圧を計測したと考えられる。ここで、図20で示したアニューラプラグ後端で発生する衝撃波は内側レークと近接しており、衝撃波位置が変化することで計測されるピトー圧はプラグ後端衝撃波の影響を受けない値から受けた値に大きく変化する。総圧管P12に対する補正係数はCFD解析に基づきプラグ後端衝撃波の影響を受けないピトー圧により計算されている。しかし、風洞試験では高迎角域においてプラグ後端衝撃波の位置がCFD解析とは異なり、この影響を受けたピトー圧が計測されたために補正が正しく機能しなかったと考えられる。

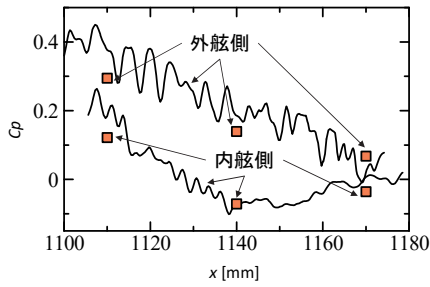
以上のように、CFD解析結果を援用することで風洞試験計測結果のみで内部抵抗補正を行った場合よりも高精度にスピレージ抵抗を評価可能となったことがわかった。また、プラグ形状によりスピレージ抵抗の評価結果が変化することがわかった。センターボディプラグ後流は局部的に大きな不均一性を持つ流れ場となり、この領域におけるCFD解析と風洞試験の不一致がスピレージ抵抗評価に悪影響を及ぼしている。アニューラプラグの場合、その後流はプラグ後端衝撃波の影響を受ける部分と受けない部分に二分されるが、流れ場はほぼ同心円状であり、プラグ後流の不均一性はセンターボディプラグのものよりも小さいといえる。本研究では、内側レークがプラグ後端衝撃波位置に近接し、総圧管がこの衝撃波の影響を受けるか否かがCFD解析と風洞試験で異なり、補正が一部の条件で正しく機能しなかった。内側レークをプラグ後端衝撃波から遠ざけることでより高精度にスピレージ抵抗が評価可能と考えられる。

3.2. ダイバータ抵抗

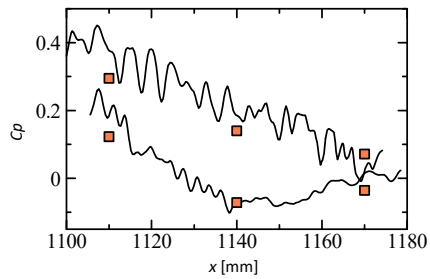
ダイバータ側面での静圧計測結果を図26に示す。ここでは迎角3.7度におけるセンターボディプラグでの計測結果を示している(図中のマーカー)。同図にはCFD解析結果を合わせて示している(図中の実線)。なお、自動格子生成ツールを用いてCFD解析用の格子を作成しており、ダイバータとナセルの接合部、また、ダイバータと胴体の接合部において滑らかな格子になっていない。このためCFD解析による静圧分布は波状となっている。

風洞試験計測結果ではプラグ開度100%と85%で同じ静圧分布となっている。このため、プラグ開度85%ではインテークが超臨界状態であると考えられる。これはCFD解析結果でも同様であり、プラグ開度100%と85%でインテーク対称面におけるランプ衝撃波パターンが同一であることを確認している。風洞試験計測結果、CFD解析結果ともにプラグ開度を80%以下とすると、流れ方向3点の静圧孔のうち最も後流側では圧力が上昇している。スピレージにより強められた衝撃波の影響が表れていると考えられる。このように、風洞試験結果とCFD解析結果でプラグ開度と流れ場の対応が同じであること、また静圧の絶対値についても大きな差がないことから、CFD解析のダイバータ抵抗評価

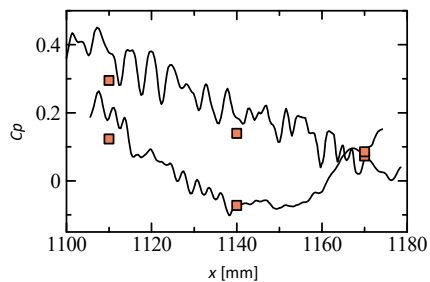
が妥当であると判断した。



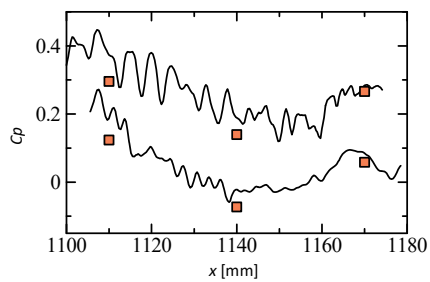
(a) プラグ開度100%



(b) プラグ開度85%



(c) プラグ開度80%

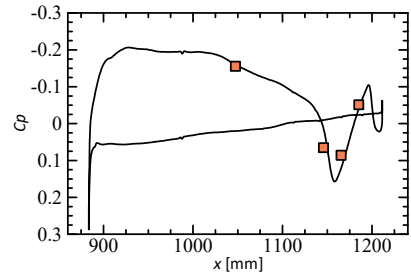


(d) プラグ開度75%

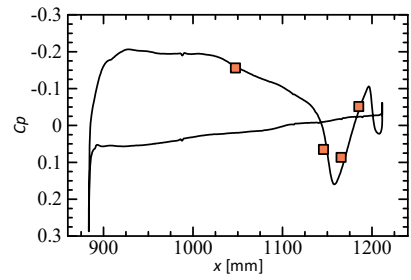
図26. ダイバータ側面静圧計測結果

3.3. ナセル衝撃波干涉抵抗

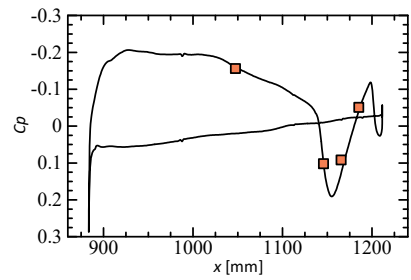
主翼上面での静圧計測結果を図27に示す。ここでは迎角3.7度におけるセンターボディプラグでの計測結果を示している（図中のマーカー）。同図にはCFD解析結果を合わせて示している（図中の実線）。



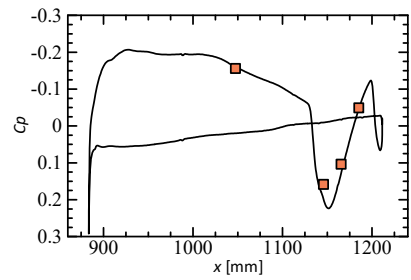
(a) プラグ開度100%



(b) プラグ開度85%



(c) プラグ開度80%



(d) プラグ開度75%

図27. 主翼上面静圧計測結果

ダイバータ側面での静圧計測結果と同様に、プラグ開度100%と85%で静圧分布は同じであり、この結果からもプラグ開度85%ではインテークが超臨界状態であると考えられる。インテークが亜臨界状態となるプラグ開度80%以下では、スピレージの増加に伴いランプ最終衝撃波が上流側に移動し、主翼上面との干渉位置も前進する。この結果、上流側から2番目の静圧孔ではプラグ開度が小さくなるほど圧力が上昇する。上流側から3番目の静圧孔でも同様の傾向を示すが、静圧の変化量は

小さい。このような結果はCFD解析結果でも同様である。よって、CFD解析の衝撃波干渉抵抗評価が妥当であると判断した。

4. 遷音速風洞試験

亜音速域を含めた非設計マッハ数域におけるスピレージ抵抗計測を目的とした風洞試験を、JAXAの2m x 2m遷音速風洞で実施した。試験マッハ数は0.8から1.4とし、単位レイノルズ数は 10×10^6 [1/m]である（集合胴総圧は80 kPa）。迎角はマッハ0.9以下の場合、-4、-2、0、1、2、4、6、8度とし、マッハ0.9より高速域では-2、0、1、2、4、6度とした。横滑り角は超音速風洞試験と同様に0度である。流量調整プラグはアニュラープラグとし、その開度は60%、70%、75%、80%、85%とし、このうち60%はマッハ0.8のみで計測した。

風洞試験は2017年度と2018年度に実施した。2017年度の試験は超音速風洞試験と同じ総圧レークとデータ処理（CFD援用）手法を適用した⁶⁾。この成果を踏まえ、2018年度には総圧レークやデータ処理手法を見直して高精度化を実現した。ここでは2018年度の風洞試験結果をまとめる。

4.1. データ処理

2018年度に実施した遷音速風洞試験では総圧レークやデータ処理手法について3点の変更を行った。これを以下に示す。

4.1.1. 基準プラグ開度の変更

2017年度に実施した遷音速風洞試験では超音速風洞試験と同様に、プラグ開度100%（フロースルー状態）を基準としてスピレージ抵抗を評価した。しかし、インテークダクト出口付近が亜音速となる場合、プラグ開度100%の条件ではCFD解析において亜音速ディフューザーでの大規模剥離が発生した（図28、超音速風洞試験で用いた総圧レークを適用）。この剥離状況が風洞試験とCFD解析で大きく異なり、2017年度の遷音速風洞試験では3.1.4項で示したCFDの援用が正しく機能しなかった。プラグ開度85%において本剥離は解消されないものの緩和されること、また、エンジン最大流量条件をカバー可能であることから、プラグ開度85%を基準としてスピレージ抵抗を評価することとした。

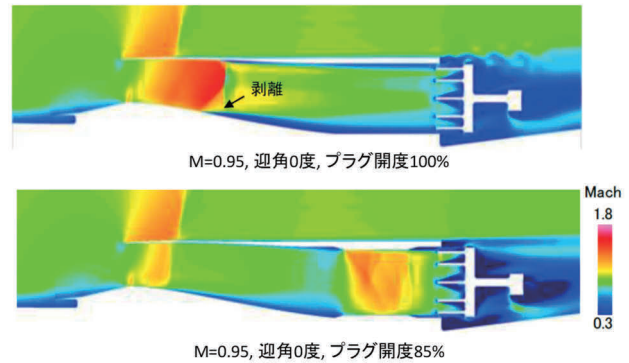


図28. インテーク対称面マッハ数分布

4.1.2. 総圧レーク形状の変更

超音速風洞試験の結果、流量調整プラグはその後流の流れ場がより均一になる形状が好ましく、センターボディプラグとアニュラープラグを比較すると、後者が好ましいという結果であった。このため、遷音速風洞試験ではアニュラープラグを適用する。アニュラープラグは軸対称形状であり、インテークダクト出口面の流れ場も軸対称性が強いものとなる（図18(a)、図20）。従って、総圧分布は周方向分布よりも半径方向分布をより詳細に計測することが精度向上につながると考えられる。こうしたことから2018年度の遷音速風洞試験では2.3.3項で示したI字の総圧レークを用いて計測した。なお、図18(a)で示した機体表面上の境界層に起因すると考えられる220度付近での総圧低下は遷音速域でも見られる。このため、これを計測できるようにI字レークは $\theta = 45$ 、225度方向に設定した。また、超音速風洞試験で用いた十字総圧レークでは、CFD援用において各総圧管が等しい面積（インテークダクト出口面積の1/17）を担当していたが、I次総圧レークでは総圧管毎に担当する面積が異なる。2.3.3項の表2で示したように、総圧管はインテークダクト出口面の中心点を除き同一の半径方向位置に2本配置されている。片方の総圧管（中心点（P01）を除く奇数番号の総圧管）は θ が-45度から135度の範囲を担当し、もう片方の総圧管（偶数番号の総圧管）は θ が135度から315度までを担当する（図29）。各総圧管が担当する面積についてインテークダクト出口面積に対する比率を表3に示す。本面積比率とAppendix Aに示すCFD援用における補正係数を用いて各総圧管担当範囲において内部抵抗が補正される。

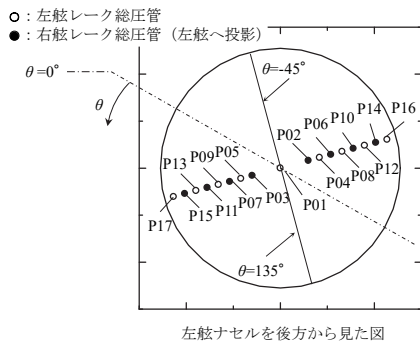


図29. CFD援用における総圧管の担当範囲

表3. CFD援用における総圧管の担当面積比率

左舷レーク			右舷レーク		
No.	半径, mm	面積比率, %	No.	半径, mm	面積比率, %
1	0.00	5.88	2	6.18	2.82
4	8.66	3.76	3	6.18	2.82
5	8.66	3.76	6	11.13	4.71
8	13.61	5.65	7	11.13	4.71
9	13.61	5.65	10	16.08	6.59
12	18.55	7.53	11	16.08	6.59
13	18.55	7.53	14	21.03	8.47
16	23.50	7.54	15	21.03	8.47
17	23.50	7.54			

4.1.3. CFD 援用手法の変更

超音速風洞試験では総圧と静圧に対してCFD解析結果を援用した。遷音速風洞試験では2018年度の計測結果を基に静圧のみCFD結果を援用することとした。詳細については4.2項において計測結果と合わせて記述する。

4.2. スピレージ抵抗

4.2.1. CFD 解析結果との対比

超音速域での総圧計測結果を図30、これに対応するCFD解析結果を図31に示す。ここでマッハ数は1.4、迎角は0度、プラグ開度は85%、 R はインテークダクト出口半径、 r は総圧管の半径方向位置である。外舷側（半径方向位置 (r/R) が-1付近）では内舷側（ r/R が1付近）よりも高いピトー圧が計測されている。これはCFD解析結果でも同様である。図31では、内舷側において外舷側よりも発達した機体表面上の境界層がインテークに流入し、これがインテークダクト内の最終衝撃波と干渉することで境界層が剥離する様子が見られる。この剥離が風洞試験でも発生して内舷側の圧力が低下したと考えられるが、この剥離の度合いが風洞試験とCFD解析で異なったため、図30のような圧力損失の差が発生したと考えられる。なお、インテークダクト内の最終衝撃波はプラグ開度に関わらず発生するため、このようなピトー圧の低下もプ

ラグ開度に関わらず発生している。

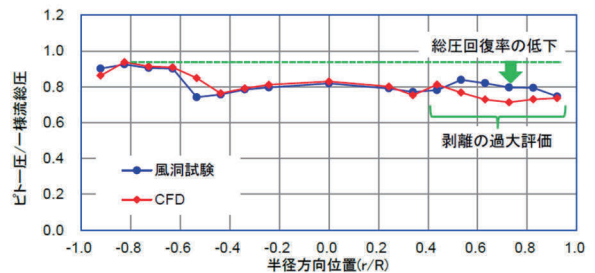


図30. 総圧計測結果 (M1.4)

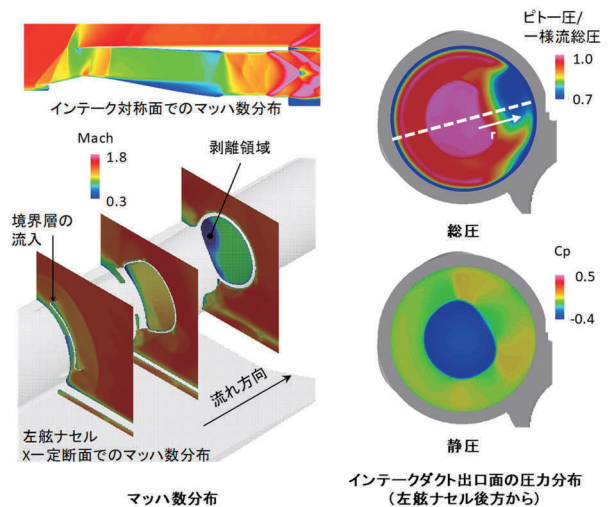


図31. CFD解析結果 (M1.4)

亜音速域での総圧計測結果を図32、これに対応するCFD解析によるインテーク対称面のマッハ数分布を図33に示す。マッハ数は0.8、迎角は0度、プラグ開度は80%、85%である。プラグ開度85%の場合、図31と同様に衝撃波に起因する剥離が見られ（図33）、この剥離がCFD解析では過大評価されて風洞試験計測結果よりも圧力損失が大きくなっている（図32）。一方、プラグ開度80%ではディフューザー内に衝撃波が発生しないため、衝撃波に起因する剥離は見られないものの、アニューラプラグの後方部（断面積拡大部）で剥離が生じている（図33）。この剥離の度合いがCFD解析では過大評価され、風洞試験計測結果よりも総圧損失が大きくなっていると考えられる（図32）。

以上のように、超音速域、亜音速域ともに境界層剥離に起因する圧力損失が風洞試験とCFD解析で異なっている。ここで、インテークダクト出口面の総圧分布はこの剥離の影響を受ける部位以外では軸対称的である。また、風洞試験では剥離の影響を受ける部位を含めて半径方向の分布を超音速風洞試験時よりも詳

細に計測できている。こうしたことから、CFDを援用した内部抵抗補正において、総圧の補正は実施せず、風洞試験計測結果をそのまま用いることとした。しかし、一様流が超音速の場合、インテークダクト出口面の静圧分布はプラグ後端衝撃波の影響のため一様な分布ではなく(図31)、これは風洞試験では計測できていない。このため、静圧については超音速風洞試験と同様のCFDを援用した補正を行うこととした。

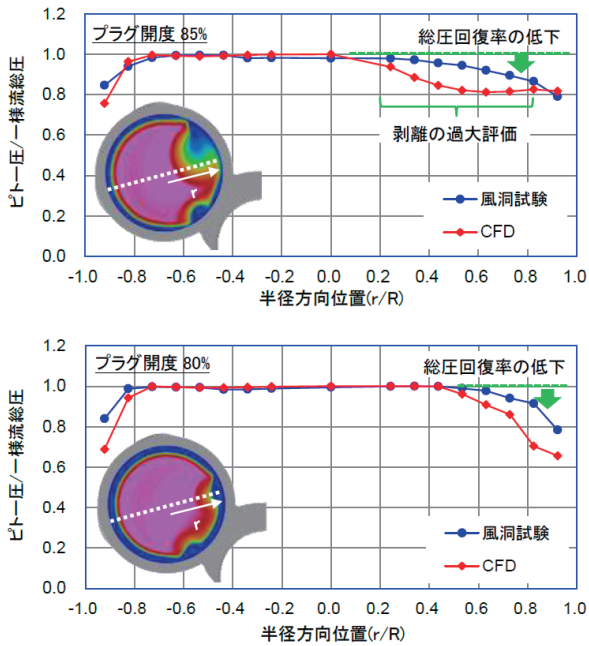


図32. 総圧計測結果 (M0.8)

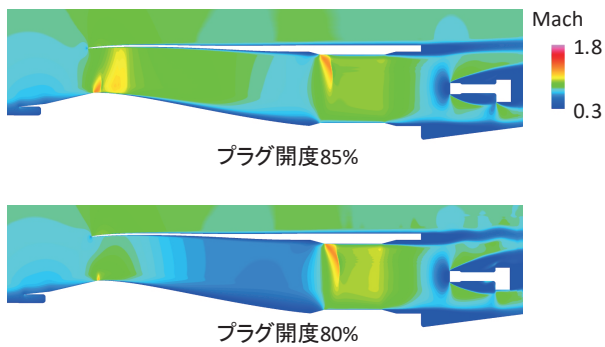
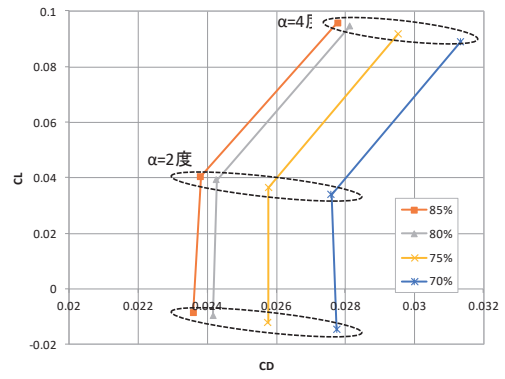


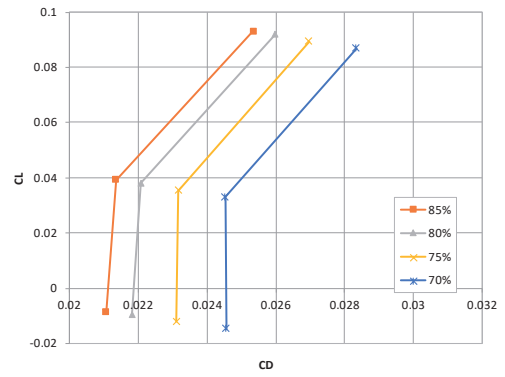
図33. CFD解析結果 (M0.8)

4.2.2. スプレー抵抗評価結果

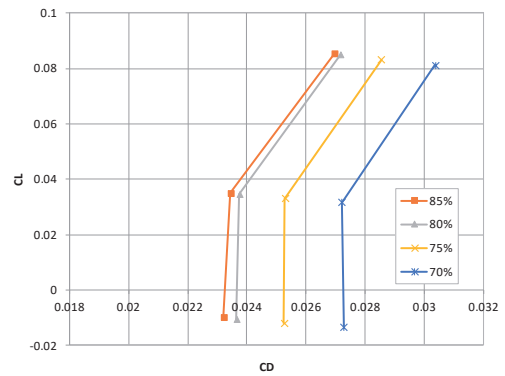
スプレー抵抗評価結果を図34に示す。ここでは迎角0、2、4度での計測データに対して内部抵抗補正を実施している。



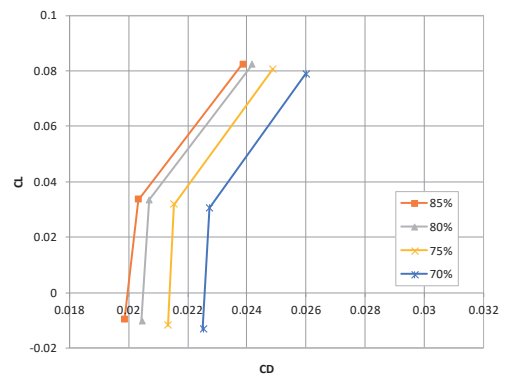
(a) 内部抵抗補正前 (マッハ1.4)



(b) 内部抵抗補正後 (マッハ1.4)

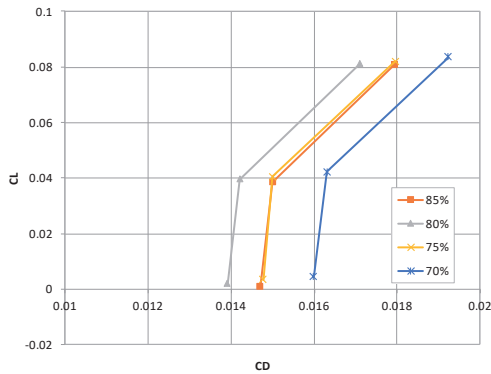


(c) 内部抵抗補正前 (マッハ1.2)

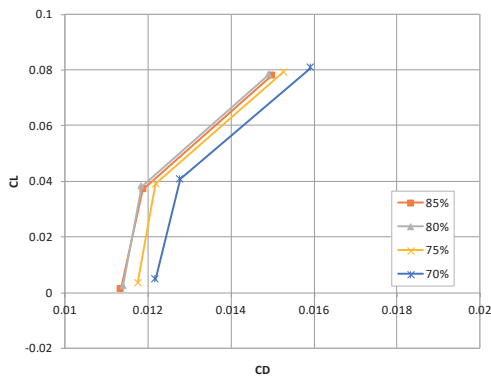


(d) 内部抵抗補正後 (マッハ1.2)

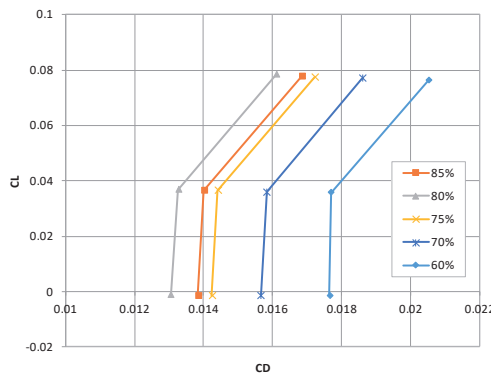
図34. ドラッグポーラ



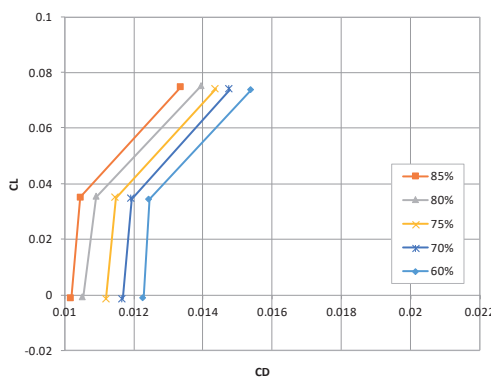
(e) 内部抵抗補正前 (マッハ0.95)



(f) 内部抵抗補正後 (マッハ0.95)



(g) 内部抵抗補正前 (マッハ0.8)



(h) 内部抵抗補正後 (マッハ0.8)

図34. ドラッグポーラ (続き)

亜音速域では内部抵抗が未補正であると、プラグ開度80%での抵抗がプラグ開度85%での抵抗よりも小さくなっている。しかし、内部抵抗補正を行うことで超音速域を含めてプラグ開度が小さいほど抵抗が増加しており、スピレージの現象を正しく捉えられているといえる。

図35にプラグ開度85%での抵抗値を基準とした各マッハ数でのスピレージ抵抗を示す。ここでは迎角を0度としている。前述の通り、プラグ開度を小さくすることでスピレージ抵抗が増加している。なお、マッハ0.8のプラグ開度60%ではプラグ開度に対する抵抗増加量の感度がプラグ開度70%以上のデータとは異なっている。静圧に対する補正係数を設定したCFD解析では、図33で示したように流量調整プラグの後方部(断面積拡大部)で境界層剥離が発生している。マッハ0.8、プラグ開度60%の条件ではこの剥離が安定せずに振動的な解となっており、適切な補正ができていないと考えられる。

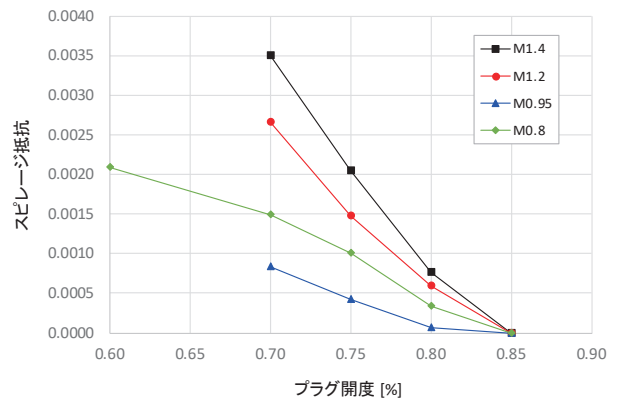


図35. スピレージ抵抗 (遷音速風洞試験)

以上のように、①インテークダクト内の剥離を考慮した基準プラグ開度の変更、②アニュラープラグに合わせた総圧レークの改修、③インテークダクト出口面の流れ場に合わせたCFD解析結果の援用、が有効に機能したと考える。

5. 推力-抗力収支計算

風洞試験で得られたスピレージ抵抗等を基にエンジンインストール性能を評価し、機体抵抗との収支を計算する。

5.1. エンジンインストール性能評価

対象とするエンジンはS4事業でICAO基準のChapter14 適合のために諸元設定されたものであり、離陸重量 67.8 ton に対してエンジン推力は1基当たり地上静止状態で 13.5 ton である。

エンジンインストール性能を評価する際に考慮した項目は、インテーク総圧回復率とスピレージ抵抗である。インテーク総圧回復率は風洞試験では計測していないため、ここではCFD解析結果を適用する。なお、CFD解析手法は文献1)に示している。また、スピレージ抵抗は風洞試験において基準プラグ開度での抵抗値からの差分値として評価している。このため、スピレージ抵抗の基準状態における絶対値は文献1)で示したCFD解析結果を適用し、このスピレージ抵抗値からの差分が風洞試験結果を用いて評価される。

CFD解析で得られたマッハ数毎のインテーク総圧回復率を図36に示す。横軸はエンジンに供給される空気流量とインテーク捕獲面積を通過する空気流量との比(MFR_{ENG})である。

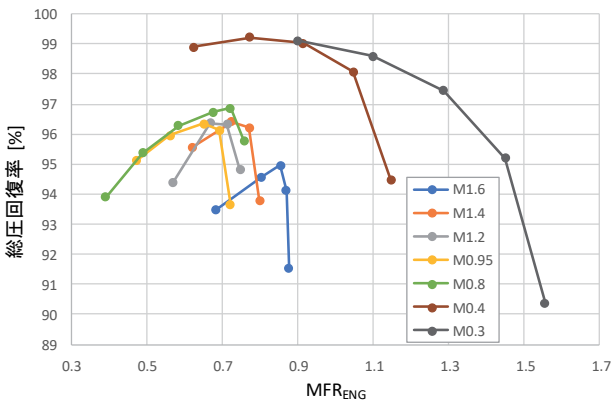


図 36. 総圧回復率 (CFD 解析結果)

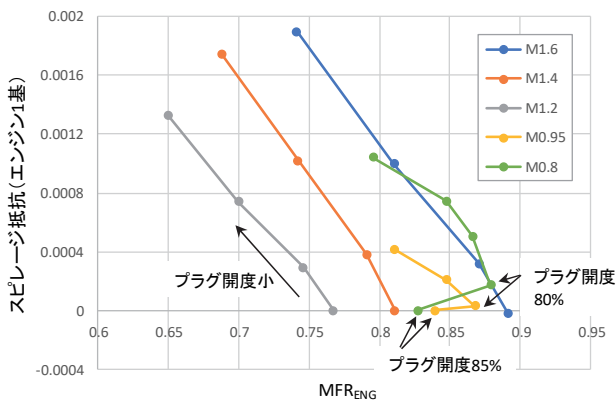


図 37. スピレージ抵抗 (風洞試験計測結果)

風洞試験で得られたマッハ数毎のスピレージ抵抗を図37に示す。ここでは迎角を0度としている。第3、4章ではプラグ開度を横軸としてスピレージ抵抗を示していたが、ここではMFR_{ENG}を横軸としている。なお、MFR_{ENG}は第3、4章で示したCFD解析を援用して得られる値である。また、第3、4章

ではエンジン 2 基分のスピレージ抵抗を示していたが、ここではエンジン 1 基当たりのインストール推力を計算するため、1 基分のスピレージ抵抗を示している。つぎに、図 37 のスピレージ抵抗を 1 次関数で近似し、その勾配を取得する。これによりMFR_{ENG}を変化させたときのスピレージ抵抗の増加量が計算できる(表 4)。なお、図 37 において、マッハ 0.95 と 0.8 では、プラグ開度 85%でのMFR_{ENG}がプラグ開度 80%での値よりも小さくなっている。これは、図 33 で示した亜音速ディフューザー内の剥離に起因していると考えられる。このため、マッハ 0.95 と 0.8 ではプラグ開度 85%のデータを除外して表 4 を作成した。つぎに、CFD解析により基準となるスピレージ抵抗の絶対値を評価した。図 38 のモデル作成法で示すように、CFD解析で得られるスピレージ抵抗値に表 4 で示した感度を考慮することでスピレージ抵抗モデルが得られる(図 38)。

表 4. スピレージ抵抗の空気流量に対する感度

マッハ数	$\Delta CD_{spill} / \Delta MFR_{ENG}$
1.6	-0.0125
1.4	-0.0140
1.2	-0.0111
0.95	-0.0065
0.8	-0.0088

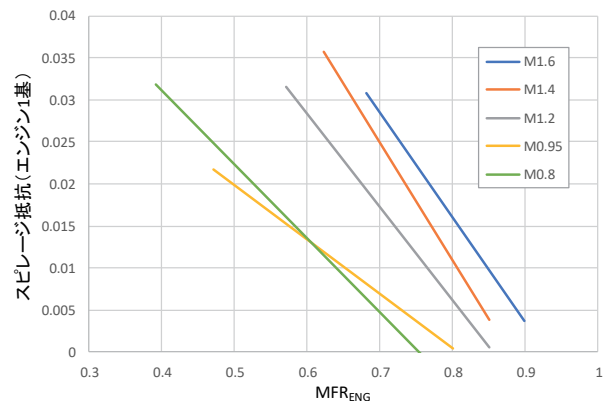
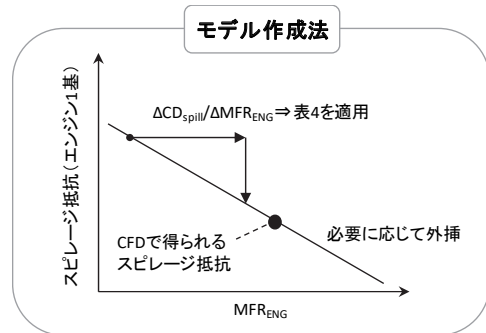


図 38. スピレージ抵抗モデル

図 38 をスピレージ抵抗の等高線として示したものを図 39 に示す。図中には想定飛行経路をプロットしており、上昇中はエンジン 1 基当たり 10 カウント程度、降下中はエンジン 1 基当たり 20 から 30 カウント程度のスピレージ抵抗を受けることとなる。

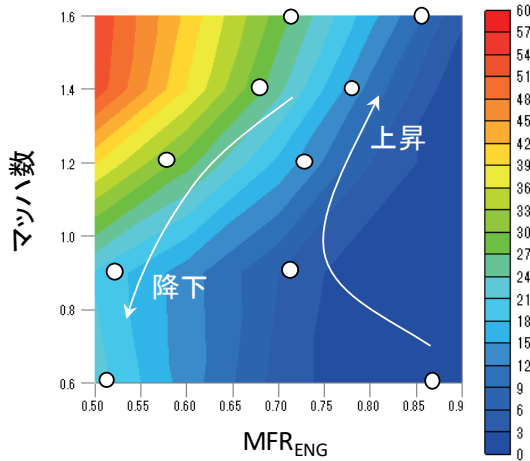


図 39. スピレージ抵抗の等高線

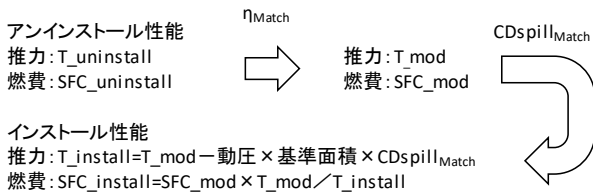
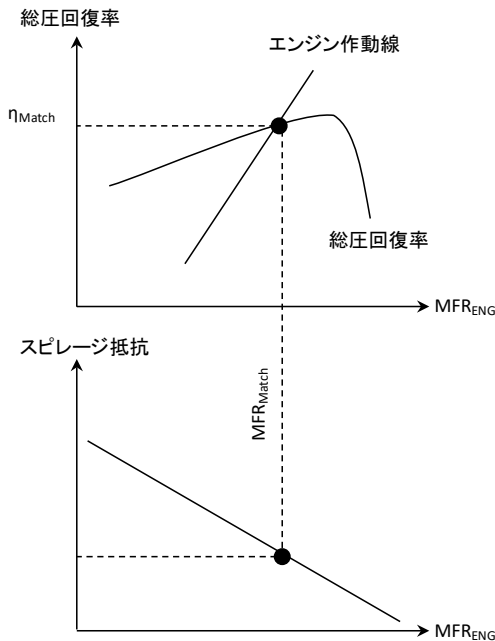


図 40. インストール性能の計算

以上の結果を踏まえ、図 40 に示す流れでエンジンインストール性能を評価する。まず、インターク空気流量とエンジン必要空気流量とを整合させ

るため、図 36 の総圧回復率線図とエンジン作動線との交点 (MFR_{Match}) を計算する。 MFR_{Match} での総圧回復率とスピレージ抵抗値をそれぞれ η_{match} 、 $CD_{spillage_match}$ とする。つぎに、エンジンのアンインストール性能は総圧回復率を 1 として推算されているため、 η_{match} を考慮して性能を低下させる必要がある。ここでは文献 1) に示したように、総圧回復率が 1% 低下することで推力が 1.47% 低下し、燃費 (SFC) が 0.57% 悪化することとした。これにより図 40 における T_{mod} と SFC_{mod} が得られる。 $CD_{spillage_match}$ については動圧と基準面積 ($175m^2$) を掛けて有次元量とし、エンジン推力から差し引くことでインストール推力が得られる。スピレージ抵抗を考慮しても単位時間に消費される燃料が変わらないように SFC のインストール性能が計算される。

5.2. 推力ー抗力収支

推力ー抗力収支計算で対象とする機体形状は、QSST3.2 次形状をベースとして S4 事業でより高い技術目標が設定された低騒音性を満足するために改善設計された S4-1.3.4 次形状である (図 41)。主翼面積は $175 m^2$ で QSST3.2 次形状と同じであるが、先端低ブーム化のためにノーズが延長され、胴体長は $64 m$ となっている。なお、設計マッハ数は 1.6 で不変であるが、設計揚力係数は 0.15 から 0.16 に変更している。この条件下で自然層流翼設計の適用により巡航揚抗比 8 が達成される見込みである。

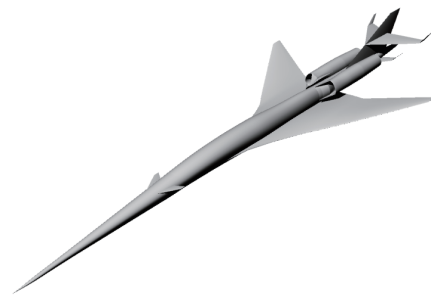


図 41. S4-1.3.4 次形状

S4-1.3.4 次形状の空力性能モデルを図 42 に示す。空力性能は CFD 解析で評価されており、マッハ 1.2 以上とこれ未満の領域で異なる手法が用いられている。

マッハ 1.2 以上の速度域では非構造格子と構造格子を組み合わせたハイブリッド格子⁹⁾が用いられた。機体近傍の非構造格子は TAS¹⁰⁾で粘性解析が行われ、機体から離れた位置の構造格子は UPACS¹¹⁾で粘性解析が行われた。得られた空力

性能に対し、今後適用が予定されている自然層流翼設計による抵抗低減効果を反映し、設計マッハ数(1.6)、設計揚力係数(0.16)において巡航揚抗比が8となるように C_{D0} を調整した。

マッハ 1.2 未満の速度域では HexaGrid¹²⁾により非構造格子を自動作成し、FaSTAR¹³⁾によりオイラー解析を行った。表面摩擦抵抗は別途推算式¹⁴⁾により評価した。

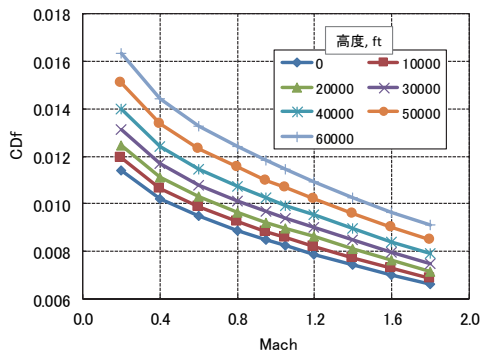
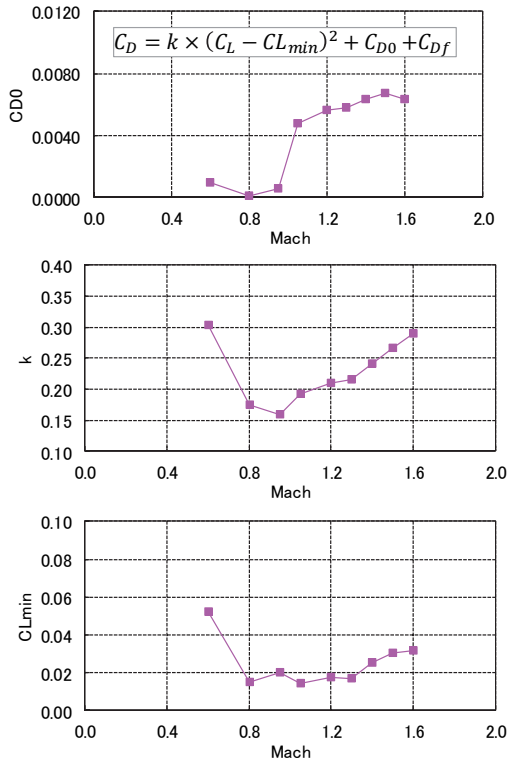


図 42. S4-1.3.4 次形状の空力性能モデル

以上の空力性能と 5.1 項で示したエンジンインストール性能を合わせ、比余剰パワーを評価した(図 43)。ここでは機体重量を 67.8 ton、燃料重量を 32.8 ton とし、燃料を 40%消費した状態の機体

重量で評価している。なお、図 43 の赤で示した点線はエンジンデータの存在範囲であり、これを逸脱した領域ではエンジンデータを端点保持として計算している。

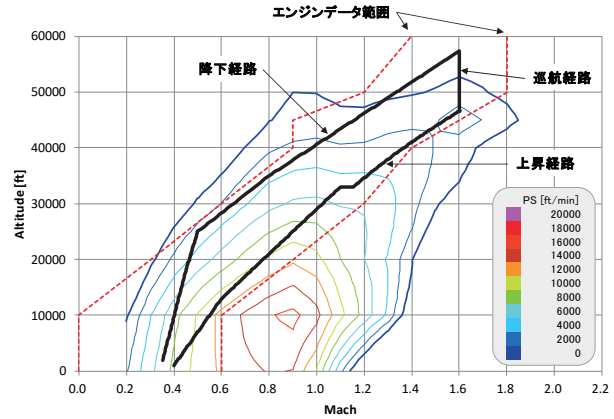


図 43. 比余剰パワー

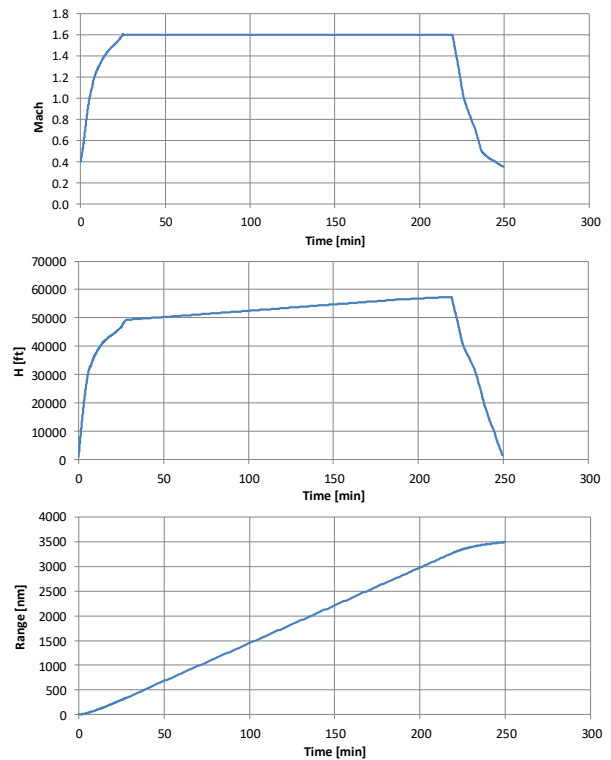


図 44. 航続距離

上昇開始時(マッハ 0.4、0ft)で 8,000 ft/min、巡航開始時(マッハ 1.6、49kft)で 2,000 ft/min の余剰パワーを有しており、加速性能に問題はないと考えられる。実際、図 43 において黒線で示した飛行経路に沿って積分計算することで、30 分未満で巡航開始点に上昇・加速可能であることを確

認した。また、S4 事業では航続距離 3,500 nm を目標としているが、これも実現可能であることを確認した(図 44)。

6. まとめ

超音速旅客機の機体／推進系統合設計の成立性を評価するための風洞試験技術を検討した。ここでは推力ー抗力収支計算の高精度化に取り組み、スピレージ抵抗等の推進系統合に伴う付加抵抗を高精度に計測する手法を検討した。スピレージ抵抗計測の高精度化で得られた計測手法(流量調整プラグの形状、ダクト出口総圧計測レークの配置、CFD 解析の援用)に関する知見を以下にまとめる。

スピレージ抵抗計測のためには力計測と同時に、インテークダクトの内部抵抗補正を行うためにダクト出口面における総／静圧を計測する必要がある。力計測との干渉を避けるため圧力計測点数が限られるため、ダクト出口面の圧力分布をいかに偏りの小さい均一なものとするかが重要となる。本研究では流量調整プラグとしてアニュラープラグとセンターボディプラグを適用した。前者はダクト出口面の圧力分布が軸対称的となるが、後者はプラグの支持部後流で局所的な総圧損失が発生する等、偏りの大きな圧力分布となる。このため、アニュラープラグの適用が好ましいと考えられる。

ダクト出口面の総圧計測について、本研究では周方向分布も計測可能な十字型の総圧レークと、半径方向分布の計測に重きを置いた I 字型の総圧レークを適用した。前述のようにアニュラープラグの場合、ダクト出口面の圧力分布が軸対称的となるため、アニュラープラグと I 字型総圧レークの組み合わせが適切と考えられる。

ダクト出口面の静圧計測について、本研究ではダクト壁面でのみ静圧を計測した。しかし、超音速域の計測ではアニュラープラグ後端で発生する衝撃波のため、ダクト出口面の静圧は均一なものとはならない。このように、風洞試験では静圧の面情報が不足したため、風洞試験で得られた点情報を CFD 解析で得られた面情報を基に補正する手法を適用した。風洞試験のみで面情報を計測できるのが好ましいが、これが不足する場合には CFD 解析を援用する手法が有効であると考えられる。

謝辞

推力ー抗力収支計算に用いたエンジンのアンインストール性能は、航空システム研究ユニットの赤塚純一氏に提供頂いた。また、空力性能は航空

システム研究ユニットの石川敬掲氏に提供頂いた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 上野篤史, 渡辺安: 超音速旅客機のエンジン配置に関する多分野統合最適設計, 航空宇宙技術, Vol. 14, pp. 67-76, 2015.
- 2) Ferri, A.: Airframe/Engine Integration, AGARD-LS-53, 1972.
- 3) 佐藤一成, 三友俊輝, 磯英雄, 牧野好和, 渡辺安: 超音速旅客機の機体／推進系統合設計のための空力特性評価技術について, 第52回飛行機シンポジウム, JSASS-2014-5205, 2014.
- 4) 上野篤史, 牧野好和, 佐藤一成, 磯英雄, 三友俊輝: 小型超音速旅客機の機体／推進系統合設計評価, 第53回飛行機シンポジウム, JSASS-2015-5078, 2015.
- 5) 上野篤史, 牧野好和, 佐藤一成, 磯英雄, 三友俊輝: 小型超音速旅客機のCFDを援用したスピレージ抵抗計測, 第54回飛行機シンポジウム, JSASS-2016-5052, 2016.
- 6) 高谷亮太, 三友俊輝, 上野篤史, 牧野好和: 超音速旅客機インテークの非設計点におけるスピレージ抵抗評価技術に関する研究, 第56回飛行機シンポジウム, JSASS-2018-5134, 2018.
- 7) 上野篤史, 牧野好和, 高谷亮太, 佐藤一成, 磯英雄, 三友俊輝: CFDを援用した小型超音速旅客機のスピレージ抵抗計測, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 6, pp. 235-242, 2017.
- 8) Seddon, J. and Goldsmith, E. I.: Intake Aerodynamics, AIAA Education Series, AIAA, 1985.
- 9) Ishikawa, H., Tanaka, K., Makino, Y., and Yamamoto, K.: Sonic-boom Prediction using Euler CFD Codes with Structured/Unstructured Overset Method, Proc. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 2010, ICAS 2010-2.4.1.
- 10) Nakahashi, K., Ito, Y., and Togashi, F.: Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD, International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol.43, 2003, pp. 769-783.
- 11) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane T, Enomoto, S., and Mukai, J.: The Development of the UPACS CFD Environment, High Performance Computing, Proc. Of ISHPC 2003, Springer, pp. 307-319, 2003.

- 12) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., and Lahur, P.: Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2009-1365, Jan. 2009.
- 13) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M., and Lahur, P. R.: Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR', 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-1075, 2012.
- 14) Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, 4th edition, AIAA Education Series, AIAA, 2006.

Appendix A. 補正係数について

超音速風洞試験における補正係数

総圧の補正係数はCFD解析で得られる総圧管担当領域の平均総圧値と風洞試験計測点での総圧値の比率である。静圧の補正係数はCFD解析で得られる総圧管担当領域の平均静圧値と風洞試験計測点での平均静圧値の比率である。センターボディプラグの補正係数を表 A1 に示す。なお、風洞試験では迎角について3点で計測しているが、補正係数はCFD解析結果を基に迎角0度でのみ設定しており、これ以外の迎角においても同じ補正係数を用いることとしている。

表 A1a. 補正係数：センターボディプラグ、マッハ 1.6、迎角 0 度（総圧補正）

外リング							
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	20%アニュラ
6	0	0.8900	0.8710	0.8493	0.8064	0.7306	0.9467
17	45	0.8834	0.8765	0.8422	0.8991	0.9739	0.9358
7	90	0.8853	0.9424	0.9460	0.9490	0.9298	0.9404
16	135	0.8546	0.9280	0.9336	0.9299	0.9719	0.9332
8	180	0.9095	0.9774	0.9703	0.9705	0.9874	0.9568
15	225	0.9751	0.9880	0.9844	0.9823	0.9515	0.9808
9	270	0.9378	0.9517	0.9630	0.9565	0.9397	0.9356
14	315	0.8888	0.8902	0.8656	0.9480	0.9730	0.9502
内リング							
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	20%アニュラ
2	0	1.0015	0.9055	0.8817	0.8355	0.7948	1.1077
13	45	1.0040	0.9795	0.9920	0.9794	0.9676	1.1025
3	90	1.0229	1.0189	1.0255	1.0244	1.0232	1.1085
12	135	1.0155	1.0039	1.0103	1.0179	1.0041	1.1093
4	180	0.9859	0.9872	0.9879	0.9933	1.0080	1.1116
11	225	1.0049	1.0177	1.0119	1.0111	0.9997	1.0081
5	270	1.0209	1.0272	1.0054	1.0131	1.0271	1.0529
10	315	1.0050	1.0001	0.9972	0.9731	0.9483	1.1092
中心							
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	20%アニュラ
1	n/a	1.0109	0.8863	0.8607	0.8322	0.7236	0.9879

注. 水色で着色した総圧管 P01, P02, P06 では本補正係数は適用されず、CFD で得られる総圧で内部抵抗補正が実施される。

表 A1b. 補正係数：センターボディプラグ、マッハ 1.6、迎角 0 度（静圧補正）

外リング							
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	20%アニュラ
6	0	0.9614	1.6520	1.5741	1.4189	1.0394	0.9531
17	45	0.9653	1.3911	1.1664	0.9344	0.5408	0.9657
7	90	0.9659	0.8403	0.7899	0.7420	0.7794	0.9573
16	135	0.9987	0.9921	1.0171	1.0092	1.0388	0.9613
8	180	1.0181	1.0265	1.0899	1.0990	1.0421	0.9829
15	225	0.9972	0.9999	1.0301	1.0350	0.9686	0.9792
9	270	0.9801	0.9055	0.8703	0.8166	0.6165	0.9847
14	315	0.9713	1.4896	1.2302	0.9520	0.5160	0.9381
内リング							
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	20%アニュラ
2	0	0.9344	1.4631	1.3299	1.2272	1.1291	0.5807
13	45	0.9325	1.3121	1.1437	1.0643	0.9263	0.5741
3	90	0.8735	0.9008	0.8747	0.8289	0.7879	0.5755
12	135	0.8687	0.9992	0.9523	0.8801	0.9599	0.5854
4	180	0.9311	1.0474	1.0251	0.9590	0.9973	0.6262
11	225	0.8838	1.0102	1.0087	0.9622	0.8745	0.7087
5	270	0.8699	0.9744	0.9522	0.8864	0.7631	0.6750
10	315	0.9411	1.3475	1.1583	1.0725	0.9884	0.5743
中心							
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	20%アニュラ
1	n/a	0.8197	1.2064	1.2382	1.3036	1.3303	0.5219

アニュラープラグに対する補正係数を以下に示す。

表 A2a. 補正係数：アニュラープラグ、マッハ 1.6、迎角 0 度（総圧補正）

外リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
6	0	0.8900	0.9307	0.9467	0.9529	0.9544
17	45	0.8834	0.9313	0.9358	0.9444	0.9652
7	90	0.8853	0.9302	0.9404	0.9493	0.9296
16	135	0.8546	0.9226	0.9332	0.9379	1.0138
8	180	0.9095	0.9489	0.9568	0.9588	0.9599
15	225	0.9751	0.9894	0.9808	0.9832	0.9690
9	270	0.9378	0.9173	0.9356	0.9506	0.9487
14	315	0.8888	0.9416	0.9502	0.9603	0.9552
内リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
2	0	1.0015	1.0891	1.1077	1.1353	1.1285
13	45	1.0040	1.0869	1.1025	1.1236	1.1308
3	90	1.0229	1.0879	1.1085	1.1268	1.1278
12	135	1.0155	1.0890	1.1093	1.1236	1.1177
4	180	0.9859	1.0863	1.1116	1.1290	1.0978
11	225	1.0049	0.9719	1.0081	1.0602	1.1256
5	270	1.0209	0.9484	1.0529	1.1387	1.1727
10	315	1.0050	1.0980	1.1092	1.1263	1.1236
中心						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	n/a	1.0109	0.9898	0.9879	0.9865	0.9858

表 A2b. 補正係数：アニュラープラグ、マッハ 1.6、迎角 0 度（静圧補正）

外リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
6	0	0.9721	0.9539	0.9530	0.9717	0.9514
17	45	0.9760	0.9810	0.9656	0.9534	0.9113
7	90	0.9766	0.9954	0.9572	0.9301	0.9300
16	135	1.0098	0.9966	0.9612	0.9286	0.9477
8	180	1.0294	1.0042	0.9828	0.9884	0.9527
15	225	1.0083	0.9998	0.9791	0.9807	0.9640
9	270	0.9910	0.9904	0.9846	0.9835	0.9917
14	315	0.9820	0.9458	0.9380	0.9338	0.9559
内リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
2	0	0.9447	0.6516	0.5806	0.5476	0.5306
13	45	0.9429	0.6583	0.5740	0.5327	0.4834
3	90	0.8832	0.6616	0.5754	0.5251	0.4738
12	135	0.8784	0.6670	0.5853	0.5236	0.4693
4	180	0.9415	0.7026	0.6261	0.5644	0.4091
11	225	0.8936	0.8066	0.7086	0.6456	0.4547
5	270	0.8796	0.7922	0.6749	0.5926	0.5445
10	315	0.9515	0.6644	0.5743	0.5288	0.5403
中心						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	n/a	0.8288	0.6242	0.5218	0.4534	0.4070

表 A3a. 補正係数：アニュラープラグ、マッハ 1.6、迎角 2.1 度（総圧補正）

外リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
6	0	0.8938	0.9300	0.9375	0.9388	0.9427
17	45	0.8828	0.9315	0.9288	0.9372	0.9572
7	90	0.9176	0.9366	0.9469	0.9430	0.9291
16	135	0.8652	0.9341	0.9425	0.9630	0.9062
8	180	0.9006	0.9317	0.9334	0.9754	0.9766
15	225	0.9371	0.9915	0.9804	0.9663	0.9706
9	270	0.9214	0.9042	0.9452	0.9350	1.0164
14	315	0.8909	0.9435	0.9468	0.9474	0.9422
内リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
2	0	1.0024	1.0902	1.1208	1.1193	1.1362
13	45	0.9985	1.0866	1.1101	1.1223	1.1483
3	90	1.0184	1.0886	1.1112	1.1269	1.1325
12	135	1.0084	1.0931	1.1140	1.1192	1.1389
4	180	0.9834	1.0866	1.1121	1.1087	1.1457
11	225	0.9943	0.9719	1.0059	1.1010	1.1589
5	270	1.0102	0.9525	1.0746	1.1144	1.1335
10	315	0.9990	1.0973	1.1131	1.1134	1.1293
中心						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	n/a	0.9989	0.9889	0.9864	0.9918	0.9840

表 A3b. 補正係数：アニュラープラグ、マッハ 1.6、迎角 2.1 度（静圧補正）

外リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
6	0	0.9552	0.9684	0.9584	0.9774	0.9273
17	45	0.9638	0.9874	0.9737	0.9731	0.9320
7	90	0.9835	0.9855	0.9530	0.9442	0.9537
16	135	1.0030	0.9981	0.9667	0.9911	0.9586
8	180	1.0109	1.0076	0.9917	0.9860	0.9641
15	225	0.9973	0.9990	0.9813	0.9702	0.9979
9	270	1.0063	0.9952	0.9880	0.9631	0.9427
14	315	0.9685	0.9519	0.9494	0.9597	0.9289
内リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
2	0	0.9343	0.6568	0.6125	0.5596	0.5069
13	45	0.9313	0.6585	0.5974	0.5470	0.4768
3	90	0.9025	0.6596	0.5798	0.5372	0.4716
12	135	0.8973	0.6768	0.5941	0.5683	0.4857
4	180	0.9468	0.7100	0.6362	0.5811	0.4695
11	225	0.9079	0.8048	0.7108	0.5577	0.5162
5	270	0.9188	0.7879	0.6714	0.5491	0.5690
10	315	0.9341	0.6613	0.5846	0.5446	0.5207
中心						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	n/a	0.8314	0.6261	0.5242	0.4812	0.4034

表 A4a. 補正係数：アニュラープラグ、マッハ 1.6、迎角 3.7 度（総圧補正）

外リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
6	0	0.8959	0.9313	0.9407	0.9387	0.9375
17	45	0.8831	0.9301	0.9267	0.9405	0.9554
7	90	0.9497	0.9557	0.9608	0.9531	0.9451
16	135	0.8767	0.9524	0.9539	0.9596	0.9021
8	180	0.9236	0.9578	0.9353	0.9836	0.9916
15	225	0.9001	0.9919	0.9822	0.9612	0.9805
9	270	0.9221	0.9045	0.9587	0.9531	0.9307
14	315	0.8899	0.9428	0.9486	0.9482	0.9425
内リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
2	0	1.0005	1.0920	1.1229	1.1168	1.1231
13	45	1.0002	1.0882	1.1101	1.1231	1.1250
3	90	1.0224	1.0897	1.1105	1.1241	1.1273
12	135	1.0099	1.0955	1.1157	1.1235	1.1206
4	180	0.9834	1.0862	1.1153	1.1005	1.1175
11	225	0.9965	0.9718	1.0072	1.0980	1.1338
5	270	1.0131	0.9590	1.1117	1.1195	1.1465
10	315	0.9995	1.0959	1.1104	1.1148	1.1539
中心						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	n/a	0.9987	0.9889	0.9868	0.9915	0.9857

表 A4b. 補正係数：アニュラープラグ、マッハ 1.6、迎角 3.7 度（静圧補正）

外リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
6	0	0.9554	0.9702	0.9617	0.9831	0.9752
17	45	0.9658	0.9866	0.9780	0.9731	0.9591
7	90	0.9820	0.9720	0.9505	0.9431	0.9689
16	135	1.0053	0.9914	0.9697	0.9998	0.9825
8	180	1.0137	1.0041	0.9957	0.9892	0.9565
15	225	1.0034	0.9934	0.9773	0.9654	0.9560
9	270	1.0055	0.9927	0.9912	0.9504	0.9582
14	315	0.9683	0.9469	0.9451	0.9657	0.9559
内リング						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
2	0	0.9338	0.6613	0.6159	0.5567	0.5128
13	45	0.9316	0.6608	0.5982	0.5434	0.5022
3	90	0.8993	0.6543	0.5765	0.5268	0.4683
12	135	0.8997	0.6775	0.5969	0.5919	0.4772
4	180	0.9464	0.7176	0.6460	0.6040	0.5159
11	225	0.9059	0.8007	0.7049	0.5410	0.5098
5	270	0.9174	0.7767	0.6573	0.5434	0.5324
10	315	0.9327	0.6537	0.5827	0.5406	0.4988
中心						
プローブ番号	θ [deg]	フロースルー	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	n/a	0.8338	0.6228	0.5245	0.4779	0.4066

遷音速風洞試験における補正係数

遷音速風洞試験ではアニューラープラグのみが用いられた。また、CFDの援用はインテークダクト出口面の静圧計測結果のみに対して行った。迎角0度のCFD解析結果を基に設定した補正係数を表A5に示す。なお、本補正係数を全ての迎角に適用した。

表 A5a. 補正係数：アニューラープラグ、マッハ 0.8、迎角 0 度（静圧補正）

プローブ番号	中心距離	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ	40%プラグ
1	0.000	1.0348	1.0478	1.0459	1.0431	1.1404
2	6.185	1.0318	1.0436	1.0424	1.0396	1.1474
3	-6.185	1.0325	1.0439	1.0421	1.0396	1.1024
4	8.658	1.0292	1.0397	1.0389	1.0362	1.1224
5	-8.658	1.0294	1.0396	1.0381	1.0357	1.0908
6	11.132	1.0262	1.0354	1.0350	1.0323	1.0949
7	-11.132	1.0257	1.0346	1.0334	1.0312	1.0755
8	13.606	1.0233	1.0310	1.0309	1.0283	1.0712
9	-13.606	1.0215	1.0291	1.0283	1.0262	1.0558
10	16.079	1.0205	1.0271	1.0270	1.0245	1.0550
11	-16.079	1.0170	1.0235	1.0232	1.0212	1.0391
12	18.553	1.0182	1.0242	1.0241	1.0218	1.0463
13	-18.553	1.0125	1.0183	1.0183	1.0167	1.0291
14	21.026	1.0167	1.0232	1.0230	1.0210	1.0416
15	-21.026	1.0086	1.0147	1.0153	1.0143	1.0241
16	23.500	1.0161	1.0238	1.0235	1.0186	1.0248
17	-23.500	1.0072	1.0143	1.0153	1.0144	1.0249

表 A5b. 補正係数：アニューラープラグ、マッハ 0.95、迎角 0 度（静圧補正）

プローブ番号	中心距離	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	0.000	1.0515	1.0678	1.0656	1.0543
2	6.185	1.0482	1.0641	1.0632	1.0527
3	-6.185	1.0482	1.0624	1.0590	1.0475
4	8.658	1.0446	1.0600	1.0594	1.0493
5	-8.658	1.0443	1.0572	1.0536	1.0421
6	11.132	1.0404	1.0553	1.0549	1.0454
7	-11.132	1.0396	1.0510	1.0473	1.0362
8	13.606	1.0358	1.0503	1.0501	1.0411
9	-13.606	1.0343	1.0443	1.0406	1.0301
10	16.079	1.0310	1.0453	1.0452	1.0370
11	-16.079	1.0287	1.0374	1.0337	1.0242
12	18.553	1.0270	1.0407	1.0408	1.0336
13	-18.553	1.0229	1.0306	1.0272	1.0191
14	21.026	1.0243	1.0374	1.0380	1.0311
15	-21.026	1.0180	1.0256	1.0231	1.0163
16	23.500	1.0229	1.0364	1.0362	1.0220
17	-23.500	1.0166	1.0248	1.0224	1.0154

表 A5c. 補正係数：アニューラープラグ、マッハ 1.2、迎角 0 度（静圧補正）

プローブ番号	中心距離	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	0.000	0.5363	0.4583	0.3931	0.3432
2	6.185	0.4964	0.4255	0.3659	0.3201
3	-6.185	0.5011	0.4271	0.3667	0.3218
4	8.658	0.5067	0.3913	0.3388	0.2994
5	-8.658	0.4609	0.3931	0.3391	0.3021
6	11.132	0.7170	0.5275	0.3934	0.3047
7	-11.132	0.4907	0.3802	0.3145	0.3001
8	13.606	0.9303	0.8939	0.8202	0.7312
9	-13.606	0.8959	0.8395	0.6828	0.5861
10	16.079	0.9518	0.9289	0.9093	0.9051
11	-16.079	0.9251	0.9083	0.8877	0.8833
12	18.553	0.9609	0.9429	0.9277	0.9263
13	-18.553	0.9389	0.9241	0.9091	0.9058
14	21.026	0.9608	0.9499	0.9383	0.9397
15	-21.026	0.9453	0.9335	0.9211	0.9195
16	23.500	0.9429	0.9406	0.9369	0.9489
17	-23.500	0.9299	0.9264	0.9193	0.9209

表 A5d. 補正係数：アニューラープラグ、マッハ 1.4、迎角 0 度（静圧補正）

プローブ番号	中心距離	15%プラグ	20%プラグ	25%プラグ	30%プラグ
1	0.000	0.5378	0.4593	0.4001	0.3450
2	6.185	0.4972	0.4264	0.3722	0.3216
3	-6.185	0.5032	0.4282	0.3736	0.3242
4	8.658	0.5200	0.3928	0.3446	0.3014
5	-8.658	0.4627	0.3941	0.3457	0.3034
6	11.132	0.6992	0.5321	0.3989	0.3021
7	-11.132	0.4464	0.3615	0.3207	0.2962
8	13.606	0.9229	0.8807	0.8171	0.6995
9	-13.606	0.8621	0.7909	0.6629	0.5634
10	16.079	0.9450	0.9309	0.9200	0.9015
11	-16.079	0.9174	0.9061	0.8889	0.8863
12	18.553	0.9543	0.9459	0.9398	0.9214
13	-18.553	0.9312	0.9225	0.9142	0.9102
14	21.026	0.9548	0.9525	0.9525	0.9332
15	-21.026	0.9377	0.9322	0.9326	0.9248
16	23.500	0.9342	0.9403	0.9477	0.9330
17	-23.500	0.9233	0.9252	0.9327	0.9270

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-19-007

JAXA Research and Development Memorandum

超音速旅客機の機体／推進系統合設計のための空力特性評価技術

Evaluation Method for Propulsion/Airframe Integration of Supersonic Transport

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: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 2020年2月19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.

