



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



小型無人超音速機の空力特性に関する研究

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 桑田, 耕明, 飯村, 拓哉, 酒井, 貴志, 中田, 大将, 吹場, 活佳, 溝端, 一秀, 棚次, 亘弘, 丸, 祐介 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008739

小型無人超音速機の空力特性に関する研究

著者	桑田 耕明, 飯村 拓哉, 酒井 貴志, 中田 大将, 吹場 活佳, 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 丸 祐介
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2009
ページ	10-13
発行年	2010-06
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008739

小型無人超音速機の空力特性に関する研究

桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻)

飯村 拓哉(航空宇宙システム工学専攻)

酒井 貴志(航空宇宙システム工学専攻)

○ 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)

吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 特任教授)

丸 佑介(JAXA/ISAS)

1. 研究背景

利便性の更なる向上を目的とした超音速旅客機の実現に向けて、世界各国で基盤技術の研究が進められている。本学航空宇宙機システム研究センターにおいては、大気中を超音速で飛行するための各種基盤技術に関する研究を行っており、その実証のためのフライングテストベッドとして小型無人超音速機的设计を進めている。図1に現在設計が進められているM2006機体形状¹⁾を示す。エンジンは主翼下、胴体に近接した位置に搭載しており、エンジン吸い込み流量の変化に伴う干渉抗力の変化を予め見積もっておくことが極めて重要と予想される。本研究では、エンジン流量が機体の干渉抗力に及ぼす影響を検証するため、エンジン出口部に径の異なるオリフィスを設けて吸い込み流量を模擬し、風洞試験を実施した。

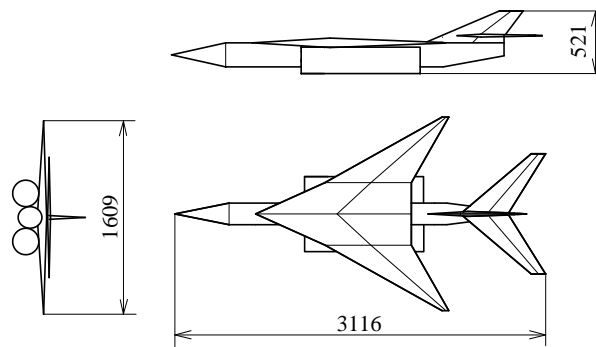


図1 : M2006 機体形状

2. 風洞試験条件と解析手順

本研究では艀装エンジンに可換式オリフィスを設けることにより、エンジンの作動状態に対応する流量を調整する。エンジン流量を評価する為のパラメタとして流量吸込率を式(1)で定義する。但し、 \dot{m}_f はエンジン前方投影面積を通過してくる質量流量、 \dot{m}_d はエンジンの吸い込み流量、 \dot{m}_{cor} はエンジン修正流量、 A はエンジン前方投影断面積、 P_{am} は大気圧、 T_{am} は大気温度、 R は機体定数、 γ は比熱比、 M は飛行マッハ数 (>1.0) である。

$$\eta = \frac{\dot{m}_d}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_{cor}}{AP_{am}} \sqrt{\frac{RT_{am}}{\gamma}} \frac{1}{M} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

式(1)より、 A と \dot{m}_{cor} を決定することが出来れば、流量吸込率 η は飛行マッハ数 M のみの関数となる。 A と \dot{m}_{cor} は、搭載予定のエンジンが現在設計中の為、未確定である。そこで今回の解析では表1に示す暫定値を使用する。 η については0-0.47の範囲で設定した。詳細な試験条件を表2に示す。

表1：艀装エンジン設計パラメタ

Diameter of intake	0.192 m
Corrected mass flow	3.6 kg/s

表2：風洞試験条件

Exam. Mach Number	1.1, 1.3
Flow draw ratio	0, 0.18, 0.36, 0.45
Angle of attack	-2, 0, 2, 4 deg

エンジンからの溢れ流れ(スピレージ流れ)による流れ場の変化に起因する干渉抗力 $C_{D_{others}}$ は、全機体抗力 $C_{D_{tot}}$ から、機体からエンジンを取り外した状態の抗力 $C_{D_{fus}}$ と、エンジン単体に作用する抗力 $C_{D_{eng}}$ を差し引くことで求められる(式(2))。 $C_{D_{tot}}$ 、 $C_{D_{fus}}$ は風洞試験により取得し、 $C_{D_{eng}}$ は理論式から推算により求めた²⁾。

$$C_{D_{others}} = C_{D_{tot}} - C_{D_{fus}} - C_{D_{eng}} \quad (2)$$

エンジン内部を流れる流量 \dot{m}_d は、流れの閉塞を利用して計測した。すなわち式(3)により算出する³⁾。尚、閉塞条件は、図2に示す全圧 P_o と静圧 P_s を位置で確認している。

$$\dot{m}_d = \frac{C_p A}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (3)$$

但し、 C はオリフィス流量係数、 P_o はエンジン内全圧、 A はオリフィスの開口面積、 R は空気的气体定数、 T_0 は全温、 γ は空気の比熱比である。尚、 P_o は衝撃波による全圧損失も考慮に入らためエンジン内部で計測した。

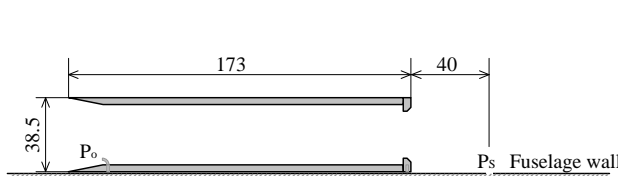


図2： P_o と P_s の測定点

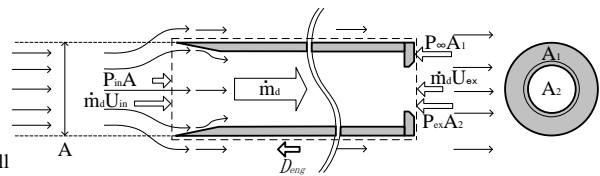


図3：エンジン単体に作用する抗力

3. 試験結果と考察

3.1 全機体抗力特性 $C_{D_{tot}}$ 、機体抗力特性 $C_{D_{fus}}$

図4に η と $C_{D_{tot}}$ の関係を示す。同図は横軸に流量吸込率 η 、縦軸に $C_{D_{tot}}$ を示す。同図からMach 1.1、並びにMach 1.3とも η に対して $C_{D_{tot}}$ が減少する傾向が伺え、 η が $C_{D_{tot}}$ に及ぼす影響は強いと

言える. 図4における各々の迎角における線図の傾き C_{Dtot}/η を最小二乗法により求めた結果を図5に示す. 同図の横軸は迎角, 縦軸に C_{Dtot}/η を示す. 同図からMach1.1の方がMach1.3よりも C_{Dtot}/η の絶対値が大きい. Mach1.1の時に C_{Dtot} が η の影響を受けやすいと言える.

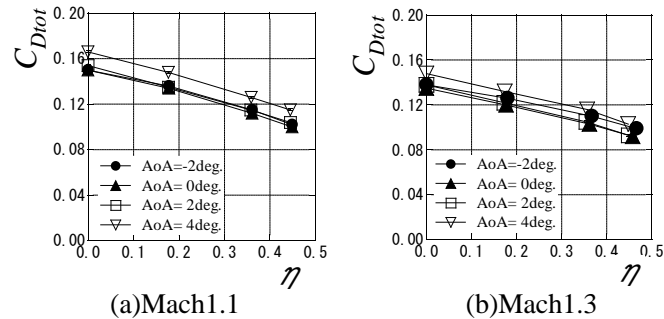


図4: C_{Dtot} の η に対する依存性

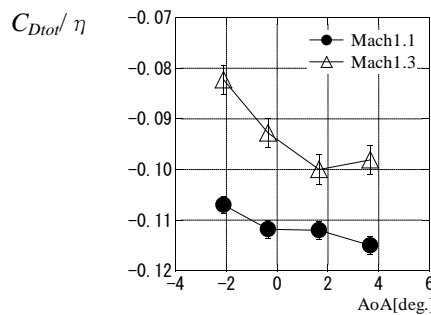


図5: C_{Dtot}/η のAoA依存性

オイルフローによってエンジン表面における流線を比較したものを図6に記す. 尚, 風上の向きは図中右下方向である. Mach1.1の時のみエンジンナセル付近で大きな逆流領域が生じていることが確認された. これは流れの剥離を示唆しており, これが干渉抗力を招く原因になっていると推察される.

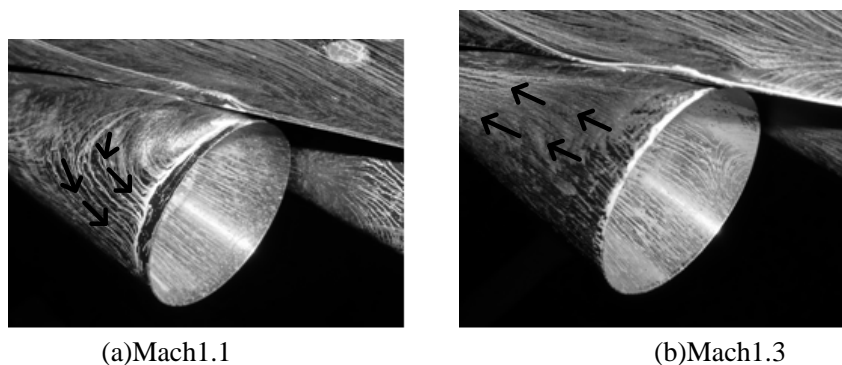


図6: オイルフローによる艤装エンジン入口付近の流れ場の様子

図7に全機体抗力 C_{Dtot} の各成分 C_{Dfus} , C_{Deng} , $C_{Dothres}$ の内訳を示す. このうち C_{Deng} は2節で述べたように理論式からの推定であり, その他は実測値である. 各々の流量吸込率 η に対して $C_{Dothres}$ が C_{Dtot} に対して占める割合は 0~20%程度で C_{Deng} が C_{Dtot} に対して占める割合は 40~70%である. 定

量的には干渉抗力 $C_{Dothers}$ よりもエンジンの抗力 C_{Deng} の変化量の方が大きいですが、 η が大きくマッハ数が 1.1 の場合には干渉抗力も無視出来ない程度存在すると言える。今後、適切なフィレットの採用により図 6 で示されるようなエンジンナセル部の剥離を抑制することで、干渉抗力の割合を低減することが求められる。

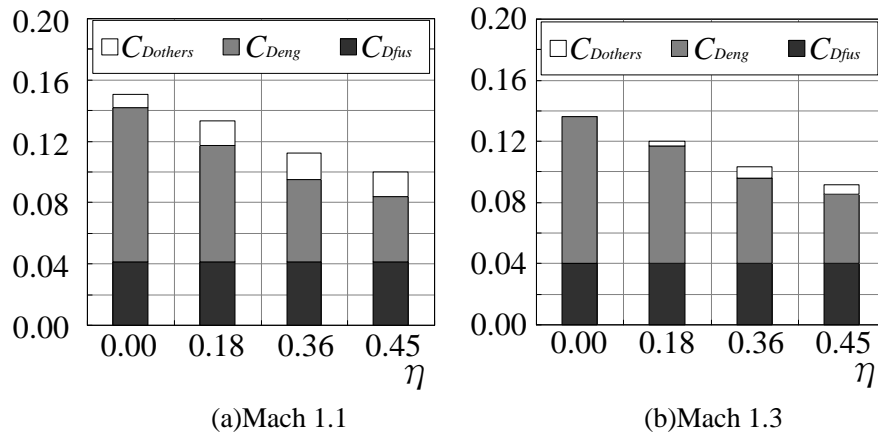


図 7：全機抗力に占める抗力成分の割合

4. 結言

本研究では、M2006 機体形状についてエンジン流量の変化が干渉抗力に及ぼす影響を風洞試験により確認した。

1. 流量吸込率が 0.45 から 0 まで変化すると抗力係数は 0.1 程度から 0.15 程度まで増加することが確認された。
2. 流量吸込率 $\eta=0\sim0.45$ において、全抗力に対する割合については、エンジン抗力は 40~70%、流れ場の変化による抗力は 0~20% であることが予測された。
3. オイルフロー試験の結果より、マッハ 1.1 の場合にはエンジンナセル表面に剥離痕が見られることが分かった。

以上の結果を踏まえて、エンジン作動条件の変化に伴う M2006 機体の抗力変化を正確に把握することが可能となった。

参考文献

- (1) 羽田尚太, 小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム後刷集 P.47-49
- (2) 桑田耕明, 超音速機のエンジン流量が抗力特性に及ぼす影響の実験的評価, 室蘭工業大学修士論文, 2010 年 2 月
- (3) AIAA Paper 2005-3415