

超音速機用推進システムにおける混合流解析

大石 勉、平井 健二、児玉 秀和、宮城 裕幸 (石川島播磨重工)

山本 誠 (東京理科大)、田村 敦宏、菊地 一雄、野崎 理 (航技研)

Analysis of mixing flows for the hyper-supersonic transport propulsion system

Tsutomu. Oishi, Kenji. Hirai, Hidekazu. Kodama, Hiroyuki. Miyagi (IHI)

Makoto. Yamamoto (The science univ. of Tokyo), Atsuhiko. Tamura, Kazuo. Kikuchi, Osamu. Nozaki (NAL)

ABSTRACT

There are lots of the mixing flows on the hyper-supersonic transport propulsion system. For instance, the mixing between the exhaust jet and the entrained flow in the mixer-ejector nozzle to reduce the noise level at the take off and the mixing between the ram air and the turbo air in the front mixing component operating for the dual mode of the the hyper-supersonic transport propulsion system. In the research and the development of this system it is very useful for predicting the mixing characteristics to design components and improve the performance of this system. In this paper the comparison between the analysis results and the test results of above two kinds flows are reported.

1. はじめに

可変サイクルエンジンである超音速機用推進システムにはさまざまな混合を伴う流れがある。例えば、離陸時のジェット騒音を低減させるためのデバイスであるミキサエジェクタノズル内における排気ジェットと外部導入空気との混合、可変サイクルのモード切り替え時における前部混合部のラム側空気とターボ側空気の混合などである。本推進システムの研究開発においては、このような混合流れの特性を精度良く予測することがエンジンシステム設計あるいはその性能向上のための一つの手段として必要である。ここでは、これらエジェクタ内混合流れと可変サイクルエンジン前部合流部混合流れについての数値計算結果と模型試験結果の比較例を報告する。

2. 数値計算方法

基礎方程式としては2次元(軸対称)圧縮性ナビエ・ストークス方程式、乱流モデルには2方程式低レイノルズ数型 Lam-Bremhost $k-\epsilon$ モデルを使用した。解法には陽解法である3段階ルンゲ・クッタ法を適用し、計算格子にはマルチブロック法を用いた。

3. エジェクタ内混合流れへの適用

超音速輸送機用推進システムのエジェクタノズルは離陸時に作動させ、超音速排気ジェットをエジェクタ内部の空気と混合させることによりエジェクタ外部の空気を導入し、より混合を促進させジェット速度を落とすことで騒音を低減するデバイス(図1参照)である。

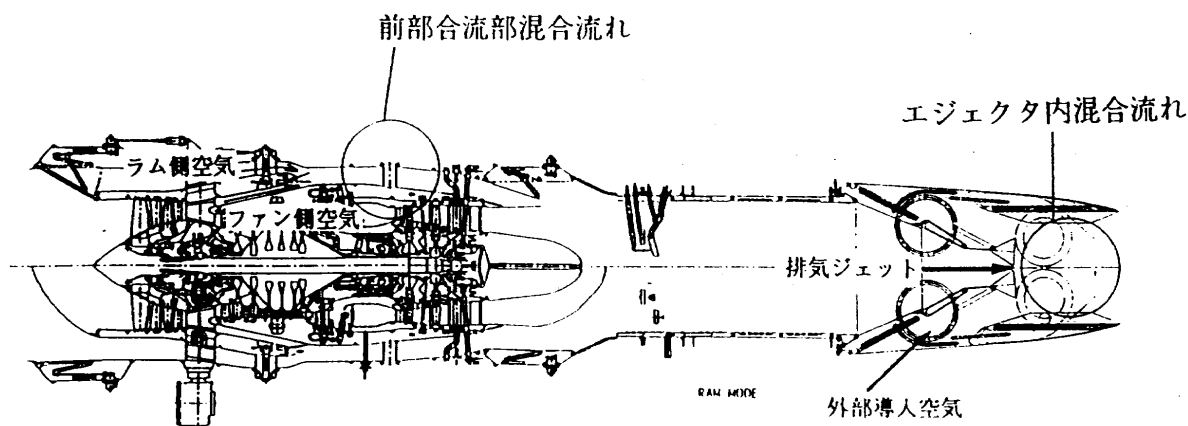


図1 超音速機用推進システム(可変サイクルエンジン)

(1) 模型試験

エジェクタノズル模型試験として、図2に示すような平板エジェクタノズルでノズル圧力比2.5の常温試験を実施した。同時にエジェクタ出口全温、全圧トラバース計測を行った。以下に試験結果と数値計算結果との比較を示す。

(2) 計算格子と境界条件

計算格子は代表的なパラメタを模型形状と同じにし、その格子点数は64×96点で行った。境界条件は主流入口側で全温、全圧、流入角を固定、大気入口側で全温、全圧を固定、出口側では静圧を与えた。

(3) 結果

図3にエジェクタ出口断面での流速分布の比較を示す。横軸はエジェクタ中心軸からエジェクタ壁面までの距離である。また、超音速せん断層の発達する割合 δ' の比較をしたところ、

$$\delta' = \frac{\partial \delta}{\partial x}$$

δ ; せん断層厚さ

x ; 主流ノズル出口からのジェット軸方向距離

実験の $\delta' = 0.125$ に対し計算では $\delta' = 0.104$ となった。いずれの結果からも本計算結果は超音速ジェットと外部導入空気の混合のようすを良好に再現できた。

4. 前部合流部混合流れへの適用

超音速機用推進システムの前部合流部は、可変サイクルのモード切り替え時に重要となり、ファンダクトが流入する圧縮された空気とインテークから流入しそのままファンをバイパスして流入する空気が合流、混合してラム燃焼器へ様な空気を流出するデバイス(図1参照)である。

(1) 模型試験

前部合流部模型試験として、図4に示すようにミキシング開始部からミキシングダクト出口にいたる流れ方向5断面において全圧トラバース計測試験を実施した。その代表的な2ケースの混合条件についての数値計算結果と試験結果との比較を示す。

	流量比 (ラム側/ファン側)	マッハ数 (ファン側入口)
CASE 1	1.6	0.5
CASE 2	0	0.8

(2) 計算格子と境界条件

計算格子は模型と同一形状で、格子点数はファンダクト側に100(流れ方向)×50(径方向)点、ラムダクト側には100×30点で行った。境界条件はそれぞれの入口で全温、全圧、流入角、出口では静圧を与えた。

(3) 結果

図5に各断面での全圧分布を示す。横軸はダクトの中心位置からの距離である。これより、混合の進行過程の変化、さらに流量比を変えた場合にはその混合進行速度が変わることも良く再現できることが判った。図6および図7にはそれぞれ流れ方向の最大速度減衰、超過流速半減幅を示す。横軸はミキシング開始位置からの流れ方向距離である。

最大速度減衰 : ある断面での最大速度とファン側入口の最大流速の比。

超過流速半減幅 : ある断面での最大速度の2分の1の速度を持つ地点間の距離としての混合層の幅。

これらの結果からは、亜音速せん断層の発達過程も定量的に再現できていることが判った。

5. まとめ

本数値計算手法は超音速と亜音速の混合流れの特性を予測することができ、試験結果との検証においても良く一致することを確認できた。

なお、本研究は通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)から委託を受けて実施したものである。

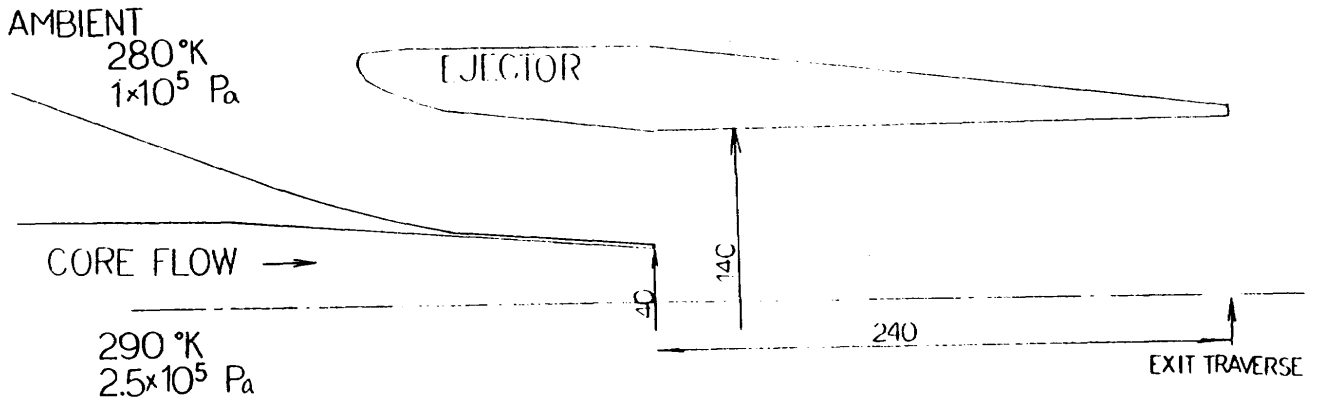


図2 エジェクタ試験模型

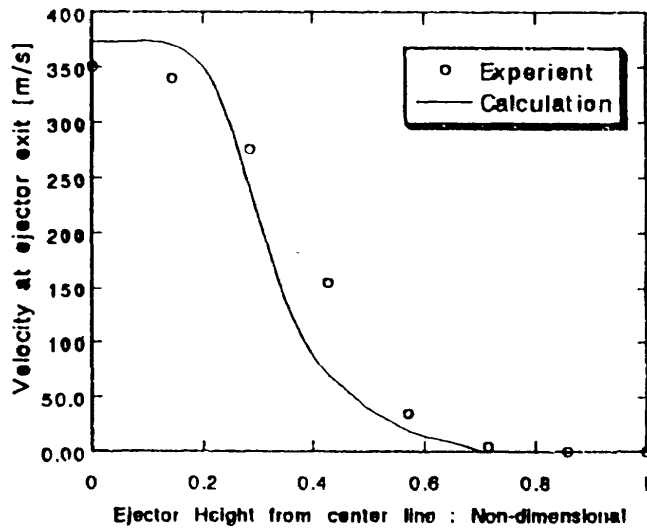


図3 エジェクタ出口断面での流速分布

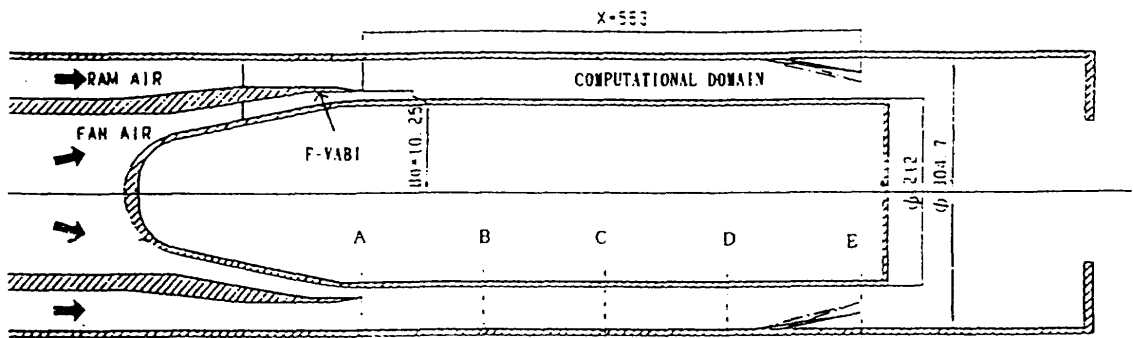


図4 前部合流部試験模型

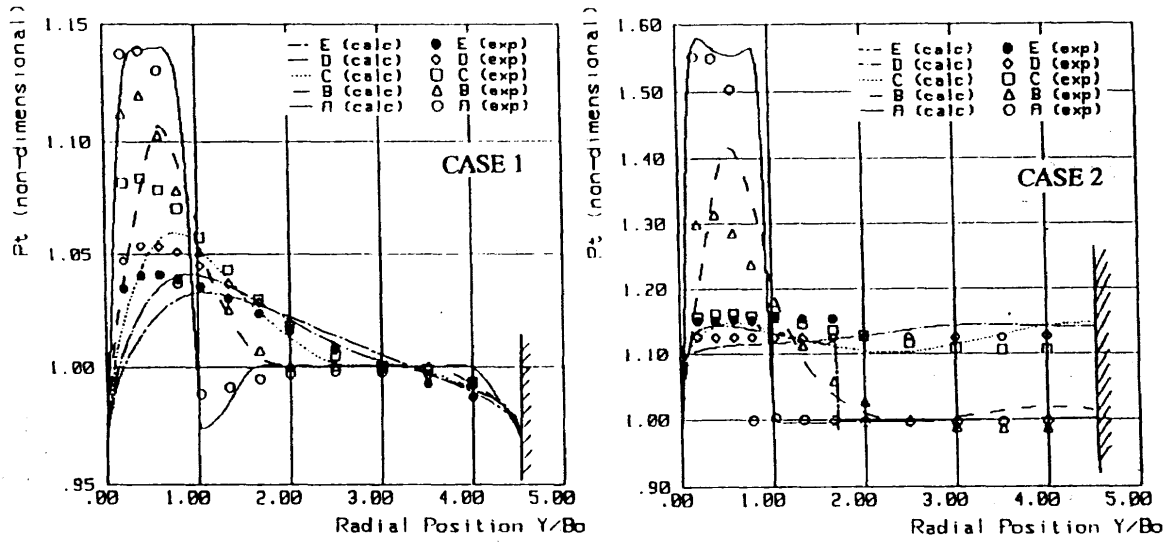


图5 全压分布

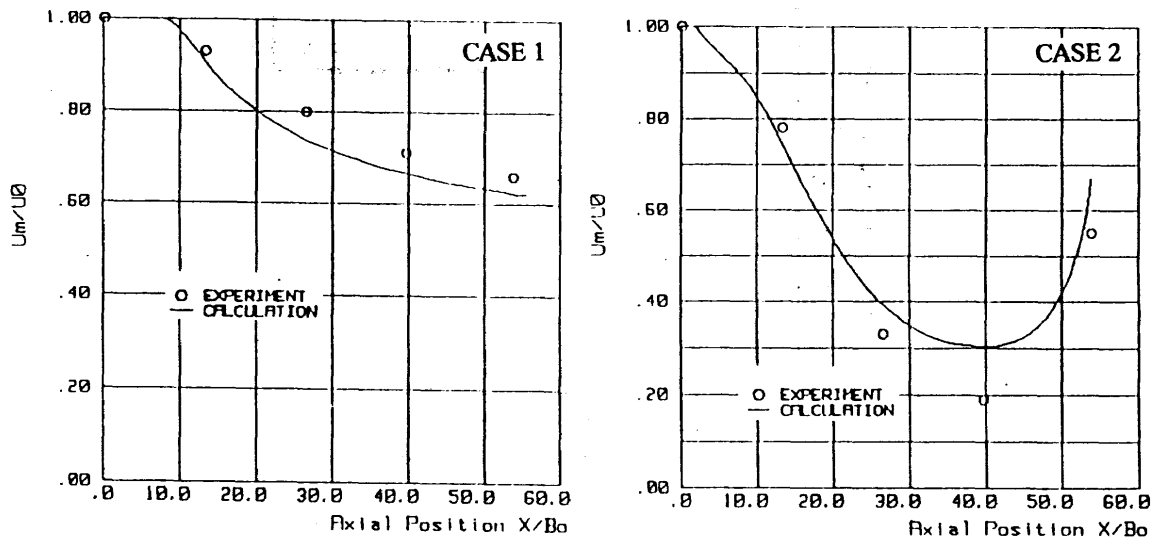


图6 最大速度減衰分布

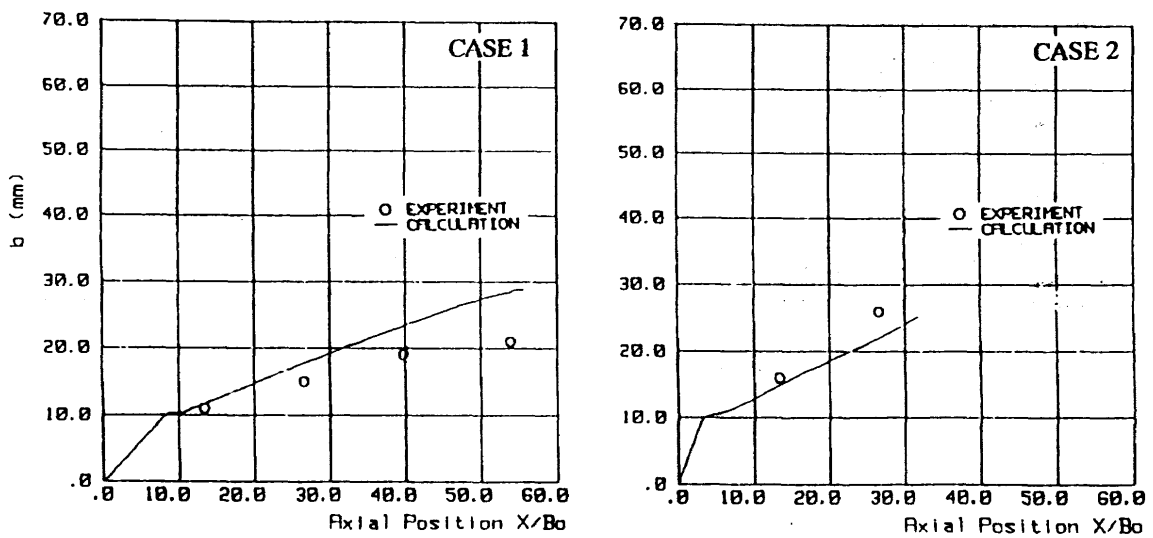


图7 超過流速半減幅分布