

## No.14

## 高速半裁風試による SST ナセル干渉評価の試み

中野 欣也, 若井 洋, 塩沢 信秋 (富士重工業株式会社)

Evaluation of Nacelle-Wing/Body Interference Phenomena by Wind Tunnel Test  
by

Kinya Nakano, Hiroshi Wakai, Nobuaki Shiozawa (Fuji Heavy Industries LTD.)

## Abstract

Nacelle-wing/body interference phenomena is one of major engineering subject for future SST aerodynamic design. The wind tunnel test has performed at FHI high speed tunnel using SST half model which can set the various nacelle configurations(nacelle up/down, in/out, forward, and nacelle off). This paper describes the wind tunnel test result about the effect of the nacelle installation position.

## 1. はじめに

将来超音速機の技術検討課題のひとつとして、エンジンナセルと翼胴の干渉抵抗の低減があげられる。この干渉抵抗は、超音速時にエンジンナセル、主翼、胴体各部位から衝撃波が発生し、それぞれが干渉し合い、複雑な流れ場を形成することによって引き起こされる。しかし、これら機体要素の相関位置を干渉抵抗低減の観点から最適化を行うことにより、揚抗比の向上が期待される。今回、FHI高速風洞においてエンジンナセル取り付け位置の最適化に関する資料を得るため、高速半裁風洞試験を実施したので報告する。

## 2. 風洞概要

## 2.1 試験方法

風試はFHI 61cm×61cm 高速風洞(図1)にて行った。試験形態は半裁風試とし、供試体を風洞壁側にあるサイドウォール天秤(縦3分力計測)に取り付けた。また、風洞上流から発達してくる境界層の影響を避けるため、スプリックプレートを模型と風洞壁との間に設置した。(図2)

## 2.2 供試体

主翼、胴体は過去の社内試験研究に用いた形状である。また、胴体はエアリアルールを取り込んでおり、主翼翼根は絞り込んである。供試体仕様を表1に示す。

ナセル形状は2次元インテークで3段衝撃波による外部圧縮型となっており、フロースルータイプである。また、ディフューザ後方平行部(ファンフェース位置)において総、静圧を計測している。尚、流量調整は特に実施していない。

ナセル取り付け位置は機体前後2方向、翼幅3方向、上下3方向(ダイバータ使用)に移動可能である。このうち、ナセル中立位置の根拠は実機を想定して、構造、装備上取り付け可能な位置としている。(図3)

## 2.3 試験条件

試験マッハ数は1.4, 1.6, 2.0、試験迎角は $-2^{\circ}$  ~  $4^{\circ}$ とし、ナセル取り付け位置を変化させて計測を行った。また、翼胴のみの縦3分力を把握するため、ナセルなしの形態の試験も実施した。計測項目として、縦3分力、ナセル内総、静圧各1点、一樣流マッハ数を計測した。 $\rho$ 処理は天秤干渉補正、支持系たわみ補正を実施し、風洞壁干渉補正は特に実施していない。

また、ナセルまわりの流れ場を把握するため、オイルフローによる可視化を行った。

## 3. 試験結果

## 3.1 縦3分力計測結果

図4に各マッハ数ごとのダイバータ高さによるL/D比較を示す。(ここで、凡例×は今回の試験において最適位置であると確認されたものであり、参考に併記し

ている。)各マッハ数ともダイバータ高さが低い方(主翼とナセルの間隔が狭い)が良い傾向を示している。この原因として主翼、ナセル間で形成される“流管”はナセル外形により圧縮-膨張型になっている。よって、この“流管”に入り込み圧縮、膨張される空気流量が少ない方が抵抗も小さくなると考えられる。また、単純にダイバータ分の投影面積が減少したため、抵抗が小さくなったとも考えられる。

図5に各マッハ数ごとの前後方向位置によるL/D比較を示す。各マッハ数とも中立(後方)位置が最も良い傾向を示している。これは主翼、ナセルが干渉する領域が減少するため、抵抗が小さくなったと考えられる。

図6に各マッハ数ごとの翼幅方向位置によるL/D比較を示す。各マッハ数とも外側位置が良い傾向を示している。これは胴体、ナセル間の流管が広がり、流れが圧縮されなくなったためであると考えられる。

以上の結果からダイバータが低く、前後方向中立(後方)、翼幅方向外側の組み合わせが最も良い空力特性を示すと考えられ、その形態で試験を実施したところ、良好な結果を得た。(各図中の凡例×)

### 3.2 オイルフロー結果

オイルフロー結果を図7に示す。主翼下面側の中立、最適位置を比較すると胴体、ナセル間の流れで中立位置ではかなりの圧縮が確認できる。これは胴体、ナセル間流管が狭まったためであり、3.1項ダイバータ高さ比較の説明に一致する。また、中立位置のナセル外側流れではダイバータ先端から生じた衝撃波が確認でき、抵抗増加の原因になっていると考えられる。

ナセル胴体側の中立、最適位置を比較すると、中立位置ではナセル後上部に膨張波が確認できる。これも胴体、ナセル間流管が狭まったためであり、3.1項ダイバータ高さ比較の説明に一致する。ナセル内部のオイルフロー結果を図8に示す。設計通りの位置にセカンドショックが確認できる。

## 4. まとめ

超音速風試を実施し、ナセル配置による Drag level、L/D 等空力特性への影響を把握した。これにより実機ナセル配置検討時の基礎データを得た。

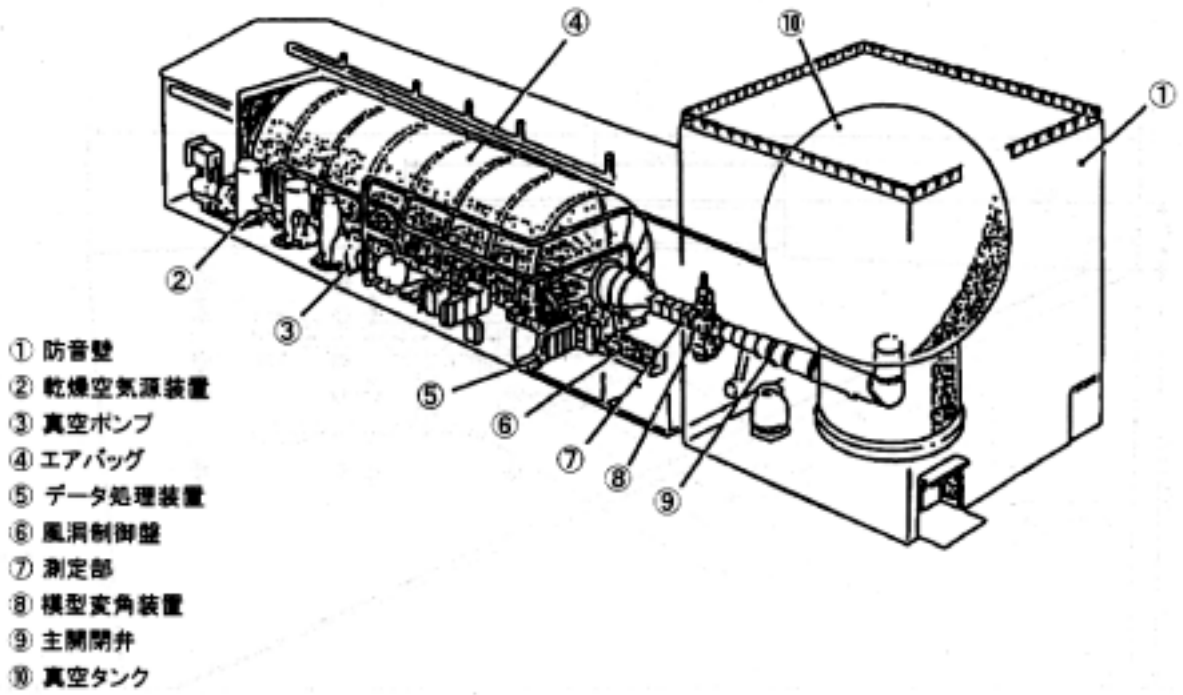


図1 FHI高速風洞概要図

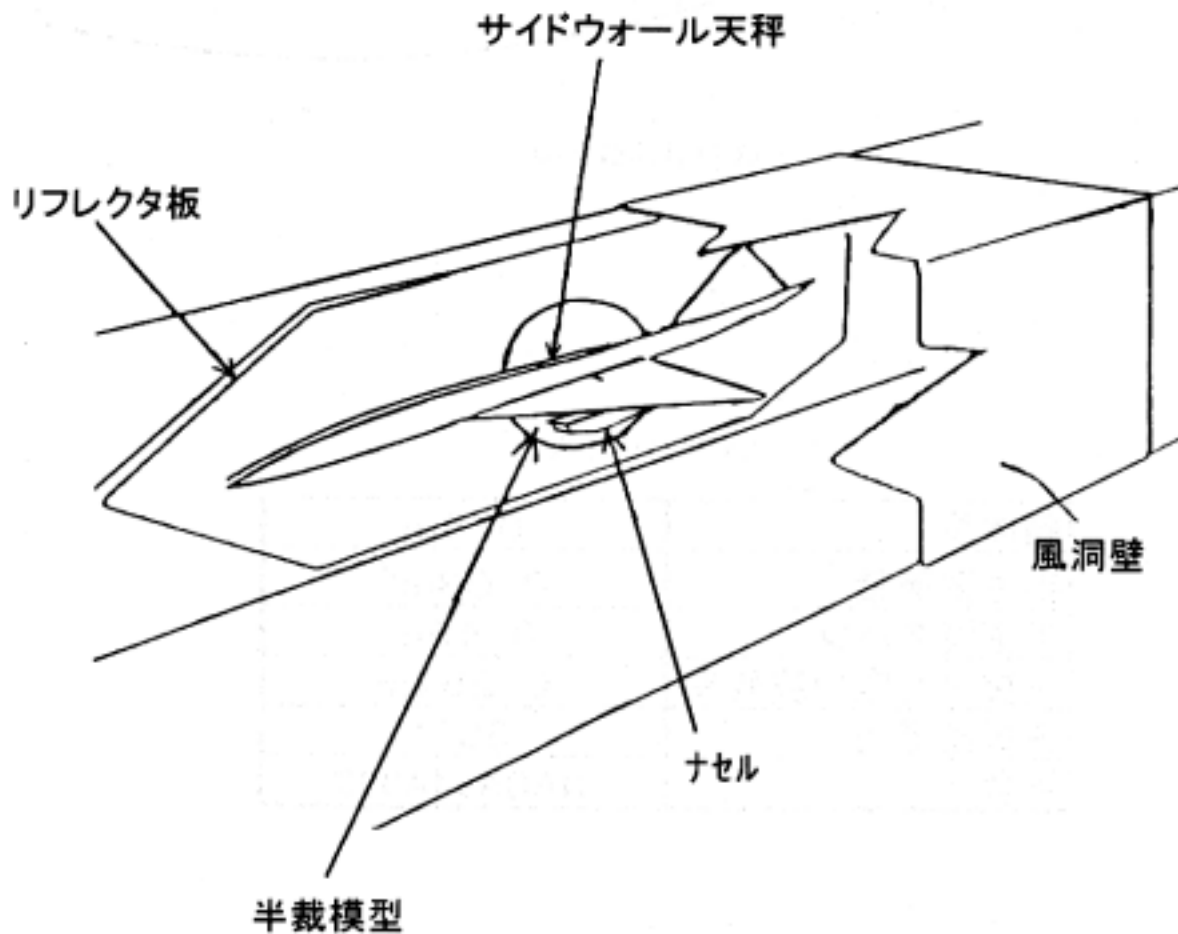


図2 供試体設置概要図

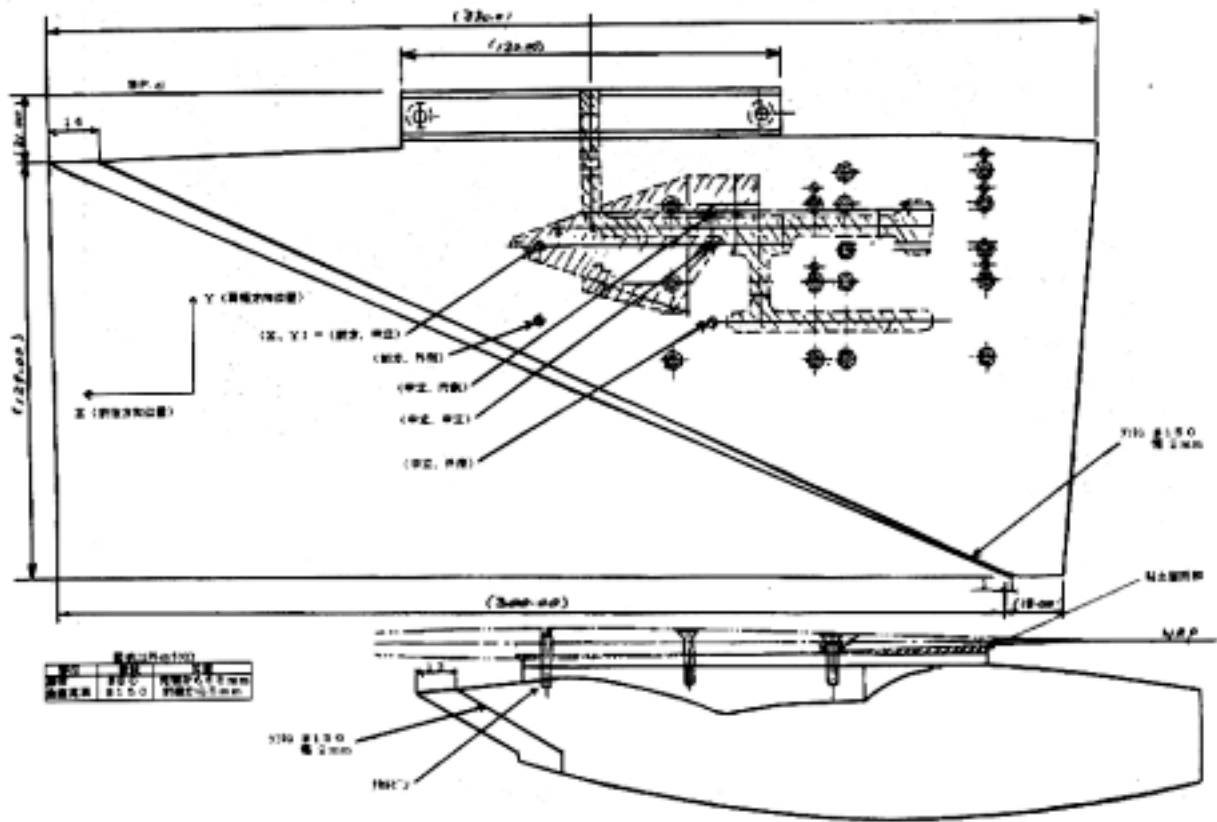


図3 供試体概要図

表1 供試体仕様

胴体長	0.8m
半主翼面積	0.03m <sup>2</sup>
半主翼スパン	0.15m
主翼平均空力翼弦長	0.254m
主翼後退角	65°
翼型	NACA64A003

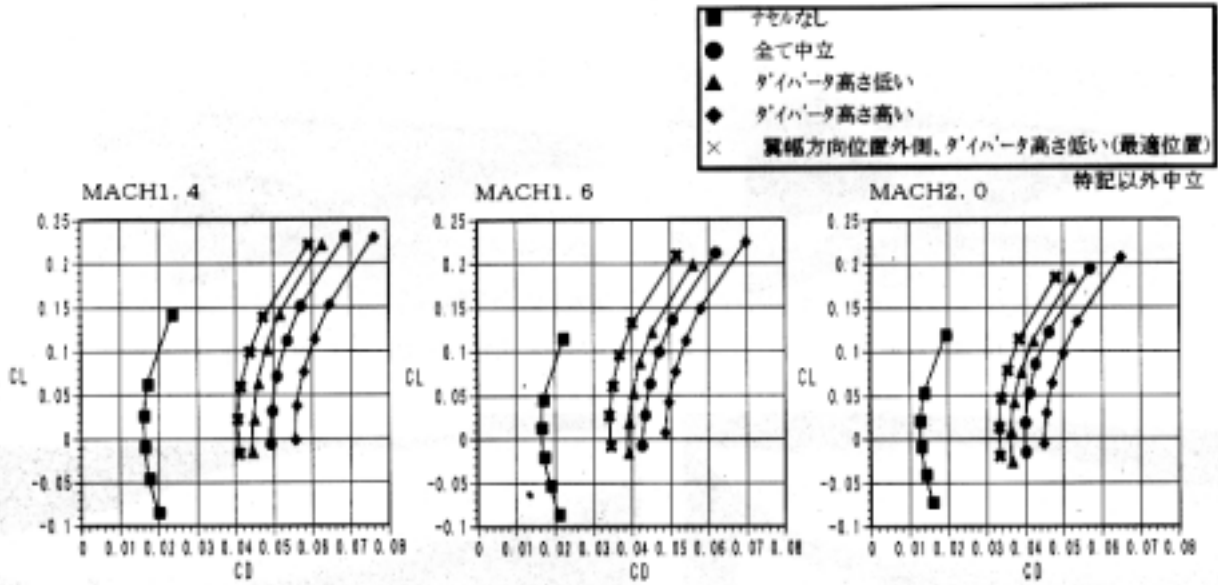


図4 CL~CD ダイハータ高さ効果(半裁7.7%模型)

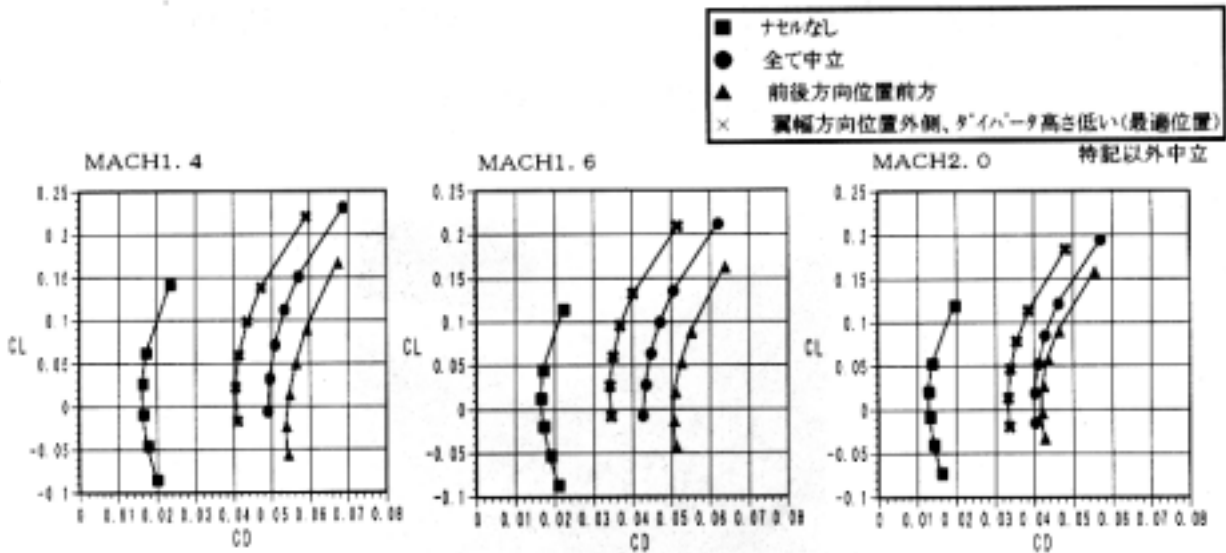


図5 CL~CD 前後方向位置効果(半裁7.7%模型)

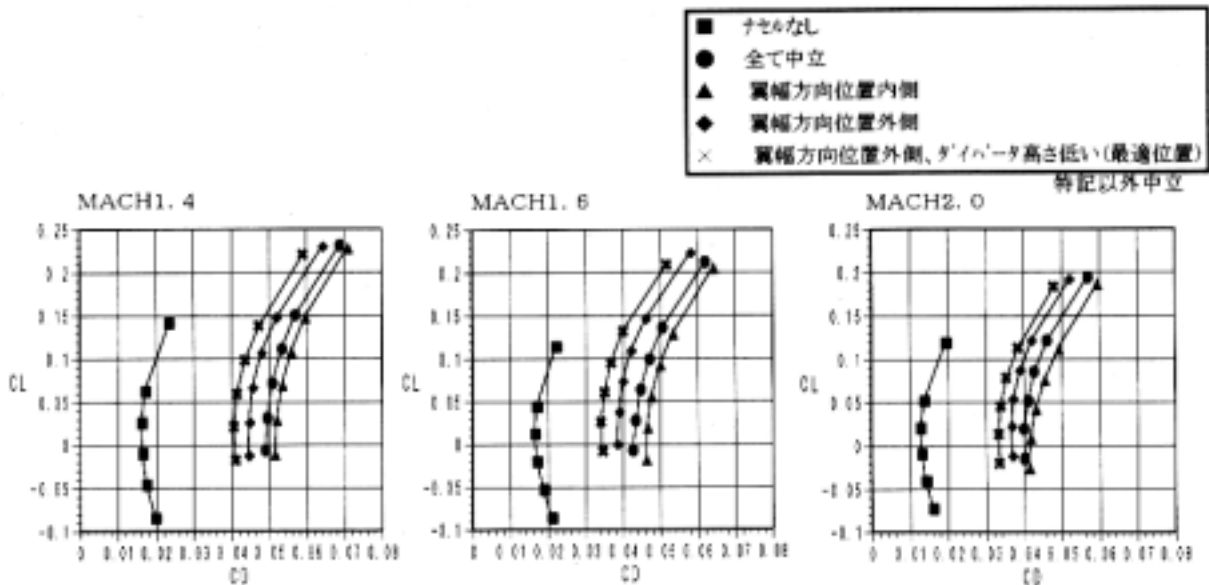
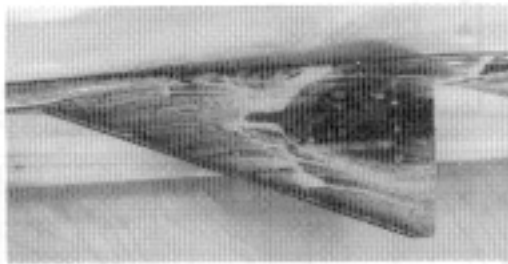
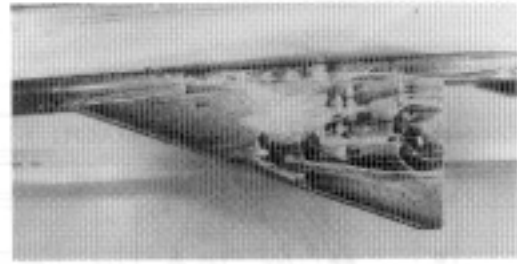


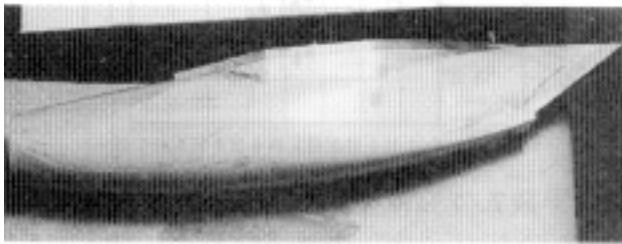
図6 CL~CD 翼幅方向位置効果(半裁7.7%模型)



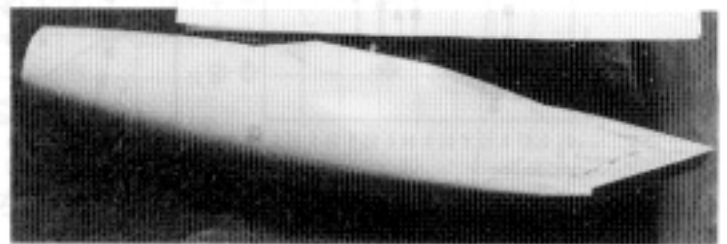
中立位置～主翼下面



最適位置～主翼下面



中立位置～ナセル胴体側



最適位置～ナセル胴体側

図7 オイルフロー結果～外観(MACH2.0)



図8 オイルフロー結果～ナセル内部(MACH2.0)

