

SST インテーク不始動模擬超音速風洞試験について

○高崎 悟 (川崎重工)
Brett J. Churchill (Boeing)

藤本 朗 (川崎重工)
山納 敦 (日本航空機開発協会)

Supersonic Wind Tunnel Testing for Investigating SST Inlet Unstart Phenomena

Satoru Takasaki (Kawasaki Heavy Industries, LTD.)
Brett J. Churchill (Boeing)

Akira Fujimoto (Kawasaki Heavy Industries, LTD.)
Atsushi Sannou (JADC)

概要

SST (次世代超音速旅客機) のインテーク不始動時にインテークから吐き出される衝撃波の挙動を明らかにすることを目的に、超音速風洞試験を実施した。

インテーク不始動現象の模擬はナセル流路出口面積を制御することにより行ない、衝撃波の挙動を捕らえるために、主翼下面に取付けた非定常圧力センサによる圧力計測を行なった。

本講演では、風洞試験/風試模型の概要および得られた風洞試験結果について報告する。

1. 緒言

次世代超音速旅客機(SST)の開発においては、推進系と機体とが統合された全機形態での特性把握が重要であり、その場合推進系/機体間の空力干渉問題の解明が必要となる。マッハ2を超える次世代SSTではインテークとして、混合圧縮型インテークが採用される見通しである。しかし空力的な問題として、スロート付近に保持した衝撃波が瞬時に外部に吐き出され、急激な推力低下と抵抗の増大が発生する「インテーク不始動現象」^{(1),(2)}がある(図1参照)。

本研究は、インテーク不始動時における衝撃波の挙動、特に変動周波数特性を風洞試験により明らかにすることを目的とし、実機での現象予測を最終目標とした。なお、衝撃波の到達範囲、全機特性へのインパクトについては参考文献(3),(4)を参照のこと。

2. 風洞試験模型

図2に使用した風洞試験模型の上面図とインテーク不始動機構の概念図を示す。インテーク不始動を模擬するための不始動機構は右外舷ナセルの後端に取付ける。インテーク不始動機構はアクチュエータによりフロープラグを前進させてフロースル

ーナセルの流路出口面積を減少させる。このことにより、衝撃波がインテークから吐き出され、不始動現象を発生させる。フロープラグの速度調整はアクチュエータに供給する圧縮空気の圧力によって制御する。アクチュエータの側面には位置センサを2個取付けた。センサによる計測の目的は、アクチュエータの動きを計測することにより、フロープラグのセンサ間の移動時間から、平均的なフロープラグの移動速度を求めるためである。

左舷側のダミー不始動機構は、右舷側の不始動機構と外形寸法と質量が等しいものであり、模型の外形形状および質量分布が機体軸に対して不均等になることを防ぐために取付けた。

図3,4は右主翼下面に取付けた非定常圧力センサ(ENDEVCO MODEL 8515C-50)の配置を示す。センサは機体軸に対して平行に5列計50個配置した。これらのセンサによる非定常圧力計測の目的は、不始動時にインテークより吐き出された衝撃波の変動周波数、移動範囲を求めることにある。センサの配置数は不始動機構を取付けた外舷側ナセルの中心軸上とその両側に多く配置してあるが、一方内舷側ナセル先端近傍にも密に配置してある。これは外舷側での不始動発生による衝撃波の移動範囲が

内舷側まで達するかどうかを判定するためである。圧力センサからの配線は主翼を通して主翼上面にはわせて取り回し、粘土整形を施して流れから保護した。

3. 試験結果および考察

3.1 通風条件および試験ケース

風洞試験には、測定部 4ft×4ft のブローダウン式超音速風洞を使用した。通風条件は Mach 数 $M=2.4$ 、風洞総圧 $P_0=2.67(\text{kg/cm}^2\text{A})$ 、総温 $T_0=277(\text{K})$ である。

試験ケースは図 1 に示したフロープラグの位置を

(1) ナセル流路出口が全閉の場合、

(2) (1) から 4mm の隙間を空けた場合、
の 2 ケースである。

3.2 風洞試験結果(非定常圧力センサ出力の

FFT 解析結果)

図 5 は各圧力センサ位置における圧力変動波形の FFT 解析結果を示す。データサンプリング周波数は 5kHz^(*)、解析に用いたデータ個数は $2^{15}(=32,768)$ 個である。5 つあるグラフのうち、4 つはケース(1)の結果であり、残り 1 つがケース(2)の結果の代表例である。

ケース(1)の結果から、各計測点に共通して、 $f=336(\text{Hz})$ 付近において卓越周波数を得ていることが分かる。すなわち、衝撃波の移動による圧力変動は計測対象全体に渡ってしかも同じ周波数で変動していることを意味する。ケース(2)の場合、卓越周波数は 299(Hz) であり、ケース(1)に比べて低い値を示している。ケース(1)と(2)の違いはフロープラグの位置のみであり、この条件の違いと卓越周波数の変化との関係から圧力変動の周波数特性を決定しているのはナセル流路を気柱とする共鳴現象であることが考えられる。次節ではこの仮定から求めた共鳴周波数と卓越周波数との関係を検討する。

(*) 試験時の計測データを AD 変換した際のサンプリング周波数は 20kHz であり、データ処理時は処理効率から 5kHz を用いた。なおサンプリング間隔を間引いたことによる低周波数領域のデータへの影響がない事は確認している。

3.3 圧力変動の卓越周波数と気柱共鳴周波数との関係

ケース(1)の様なナセル出口全閉の場合、図 6 のような上流側が開放、下流側が閉鎖の気柱としてモデル化することができる。この条件の場合、気柱共鳴の基本周波数 f_0 は

$$f_0 = \frac{V}{\lambda} = \frac{1}{4L}V \quad \dots\dots\dots (1)$$

と表される。ここで V は流速ではなく微小じょう乱の伝播速度であり、 $V = |U - c|$ (U は流速、

c は音速)、 λ は波長、 L は気柱の長さ(この場合ナセル流路の長さ)に相当)である。そこで実際の流れ場の状態をその範囲内に特定する、以下の解析的検討が容易な両極端な 2 つの条件：

① インテーク前方に衝撃波が存在しない場合

$$\Rightarrow (V = |U_\infty - c_\infty|)$$

② インテーク前方に 1 本の垂直衝撃波が存在する

$$\text{場合} \Rightarrow (V = |U_2 - c_2|)$$

(※ 添字 2 は衝撃波下流側を表す。)

について式(1)の f_0 を求め、風洞試験結果とともにまとめたのが表 1 である。この結果から、風洞試験結果は①、②の仮定に基づく検討結果の間に存在する事が分かる。実際の現象はこの両仮定の中間、すなわちインテーク上流側に衝撃波は存在するものの、それは垂直衝撃波の場合よりも下流の圧力上昇が低い場合に相当し、よってじょう乱の伝播速度もこの両者に挟まれる値を取るようになるため、試験結果が示すような共鳴周波数となると考えられる。また、図 5 に示したケース(2)の場合に(1)に比べて低い周波数を持つ理由についても、隙間を空けたことは式(1)中の気柱長さ L が長くなることに相当する為に、流れ場が同じすなわち V が等しい場合には波長 λ が長くなり、よって共鳴周波数が減少すると説明付けられる。

この結果をもとに、実機巡航条件($M2.4$ 、高度 20,000m : V を規定、 $L=3.28\text{m}$ と仮定)における f_0 の値も同様に求め、表 1 に示した。この結果から実機巡航条件での衝撃波の変動周波数は 15~30(Hz) の範囲であると推算される。

4. 結 言

SST (次世代超音速旅客機) のインテーク不始動時にインテークから吐き出される衝撃波の挙動を明らかにすることを目的に、超音速風洞試験を実施し、以下のことが明らかとなった。

- (1) インテーク不始動時の吐出衝撃波の位置は卓越周波数を有して変動することを FFT 解析より明らかにした。
- (2) 卓越周波数はナセル流路を気柱と見立てた場合の気柱共鳴周波数に対応することを見出した。
- (3) (2)の解析結果をもとに、実機飛行条件(M2.4, 飛行高度 20,000m と仮定)における衝撃波の卓越周波数の範囲を(約 15 Hz~約 30 Hz)を求めた。

謝 辞

本研究は通産省の委託調査の一環として実施したものであり、関係各位には多大なご支援をいただきました。ここに謝意を表します。

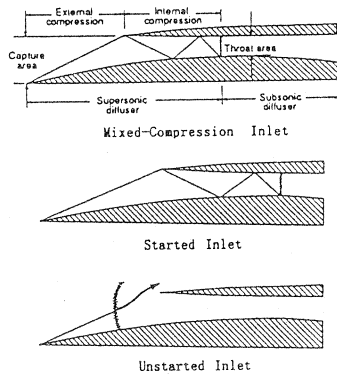


Fig.1 Definition of Inlet Unstart (2)

参考文献

- (1) Seddon, J. and Goldsmith, E.L., "Intake Aerodynamics", AIAA Education Series(1985).
- (2) Domack, C. S., "A Preliminary Investigation of Inlet Unstart Effects on a High-Speed Civil Transport Concept", AIAA paper 91-3327 (1991).
- (3) 藤本、高崎、Churchill, B.J., 高須, "SST: インテーク不始動の全機空力特性へのインパクト", 第 35 回 飛行機シンポジウム(1997,10 月)
- (4) Takasaki, S., Churchill, B.J., Fujimoto, A. and Takasu, T. "Inlet Unstart Influence on Aerodynamic Characteristics of Next Generation Supersonic Transport (SST)", SAE/AIAA 1988 World Aviation Congress, Anaheim, CA., No. 985546.

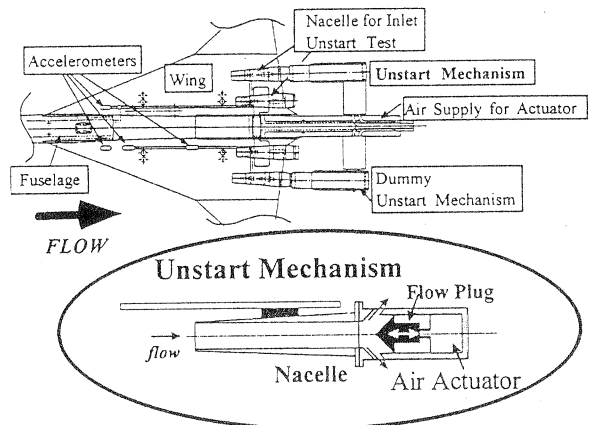


Fig.2 Model Configuration at Inlet Unstart Test [Top View] and Concept of Unstart Mechanism

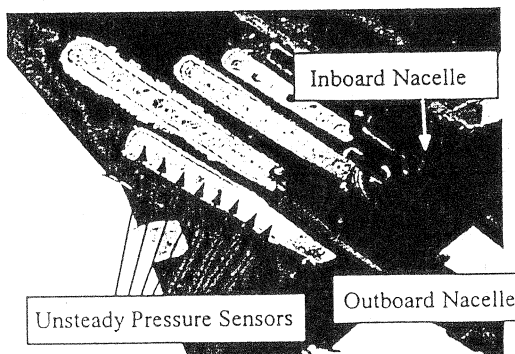


Fig.3 Location of Unsteady Pressure Sensors

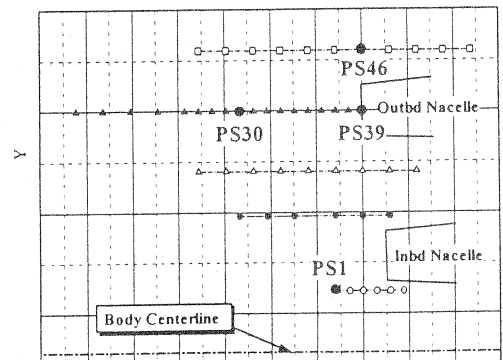


Fig.4 Coordinate System of Unsteady Pressure Sensors

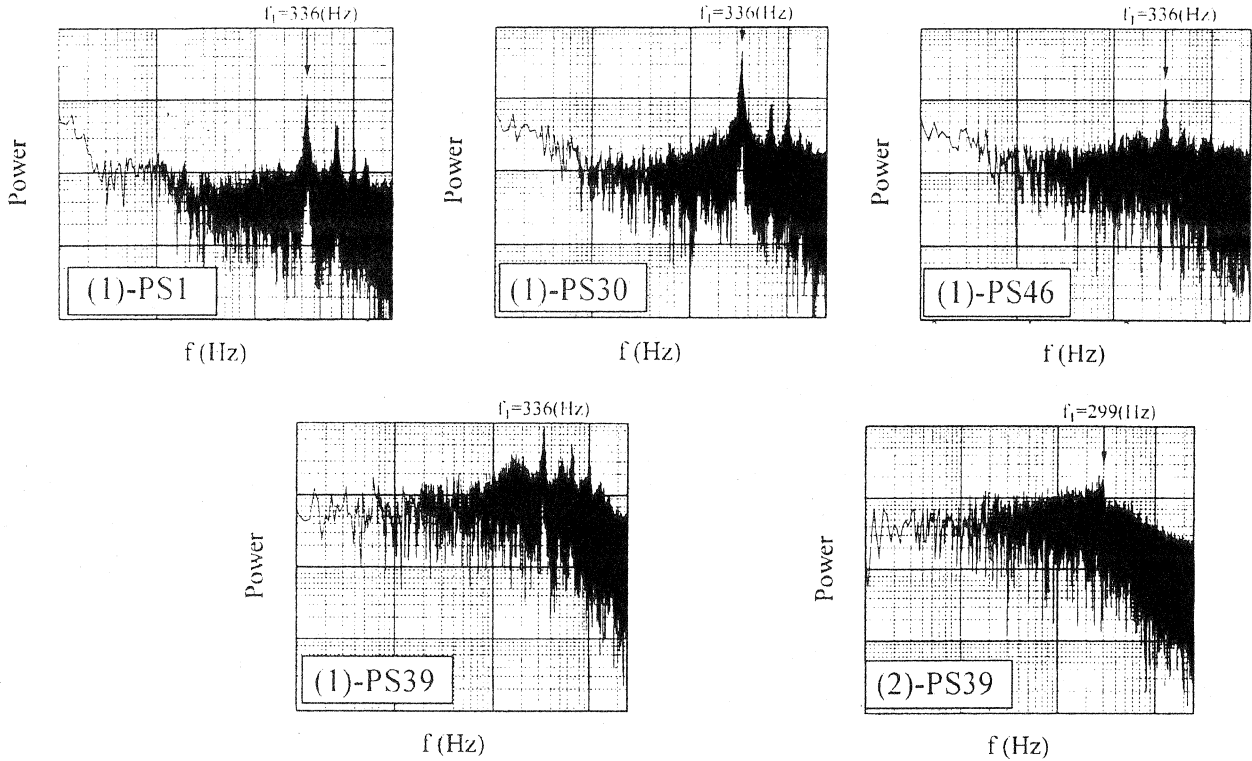


Fig.5 Results of FFT Analysis for Unsteady Pressure Signal

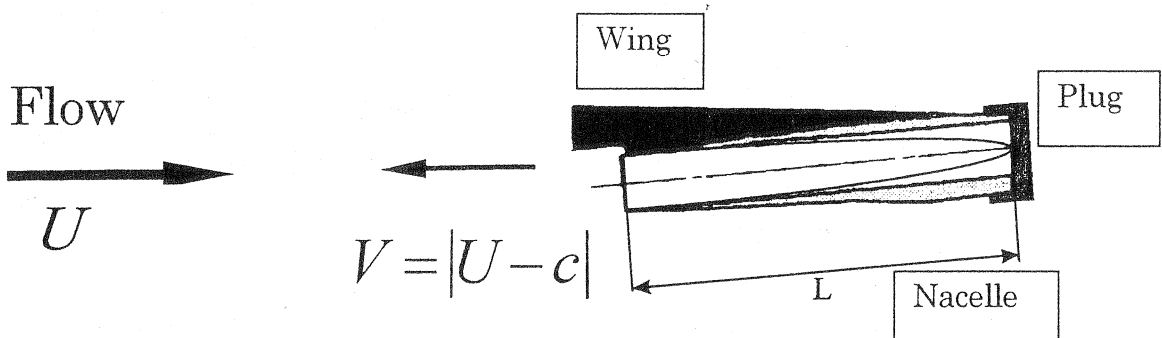


Fig.6 Analysis Model for Estimating the Oscillating Frequency (Organ Pipe Resonance)

Table 1 Resonant Frequency obtained from Two Analysis Conditions and Test Result (Experimental Condition and Actual Flight Condition)

	f_0 (Hz) (Experimental Condition)	f_0 (Hz) (Actual Flight Condition)
Assumption① ^(*)	530.7	30
Assumption② ^(**)	258.2	15
Test Result	336	

(*) Assumption ① : Flow Velocity → M2.4 condition

(**) Assumption ② : Flow Velocity → down stream condition of normal shock at M2.4