

ISAS 高速風洞の気流特性

Air Flow Characteristic of ISAS High Speed Wind Tunnel

○正木 陽*, 高木 正平**, 棚次 亘弘**

*室蘭工業大学・院 **室蘭工業大学航空宇宙機システムセンター

Akira Masaki, Shohei Takagi and Nobuhiro Tanatsugu

Muroran Institute of Technology

Abstract

Static-pressure fluctuations in the test section at the transonic and supersonic flow regimes of the ISAS wind-tunnel facility were evaluated with the aid of an AEDC conical model. Also, transient static pressures were measured at the start and at the end of the blow. This paper presents evaluated results in comparison with those of other facilities.

Keywords: Transonic cart, Supersonic cart, Static pressure fluctuation, Starting load

1. 背景と目的

航空機は、静止した空気中を飛行することから、特に巡航時の空気の揺らぎは小さいと言われている。地上設備でこのような飛行環境を模擬するためには、一様で気流変動の小さい高速気流を作り出す必要がある。このような設備では気流変動は模型の上流やその周囲、さらには流れが亜音速では下流からも飛来する。

Fig.1 は横軸にマッハ数、幾つかの機関の風洞の気流変動レベルと飛行試験で計測された静圧変動の大きさを縦軸に比較したものである¹⁾。静圧変動は頂角が 10 度の AEDC 模型として知られた円錐模型に埋め込んだ非定常圧力センサで計測されたものである。風洞では遷音速領域で著しく変動が大きくマッハ数 1 近傍で極値をとるが、一方飛行環境では遷音速から超音速領域で変動が次第に減少傾向を示し、風洞の変動強度の 10 分の 1 以下で極めて静粛な環境であることが確認できる。

従って、風洞試験では気流の質が模型の空力特性に影響されることから、気流の質を把握しておく必要がある。室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターが所有している中型超音速風洞の気流評価用として頂角 10 度の円錐模型を整備した。この円錐模型を用いて、2012 年度に ISAS 高速風洞の遷音速カート、2013 年度には超音速カートの気流評価を行った。本小論ではその結果をまとめて報告する。また、室蘭工業大学の超音速風洞の気流変動²⁾と比較も行う。

2. 気流変動の評価

2-1. 気流評価方法

気流評価には、ピトー管を用いて総圧変動を評価する方法と、円錐模型を使用して静圧変動を評価する方法とがある。後者では、気流の静圧変動に加えて円錐模型に沿う境界層の影響も受け、通常この 2 つは分離評価できない問題点がある。従って、風洞における気流評価法として総圧

プローブが広く採用されている。室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターが所有している中型超音速風洞では、乾燥空気源の敷設が完了しておらず、現状では大気吸い込み方式である。水蒸気を含んだ空気は超音速ノズルで膨張すると水蒸気は微小な氷の粒に相変化する。もし気流評価のために総圧管を用いた場合、総圧管の前方には衝撃波が形成され、氷の粒がこの衝撃波を通過すると再び水蒸気あるいは微細な水滴に相変化する。大気の高湿度が高い場合には総圧管に埋め込んだ圧力センサに水滴が付着する可能性もあり、長期的な使用では圧力センサの劣化や最悪には破損を招来する。このような理由で、室蘭工業大学超音速風洞の気流評価には AEDC 模型を用いて静圧変動を計測した。圧力センサの埋設位置は境界層の振る舞いの影響を受けることから可能な限り先端に近づけた。

以上の理由から、ISAS 高速風洞においても同様の模型を使用し、静圧変動の評価を行った。

2-2. 静圧変動評価法

静圧変動の実効値は主流動圧に対して無次元化され、ここでは $C_{p_{rms}}$ と記す。圧縮流れに対するベルヌーイの式は、

$$\frac{a^2}{\gamma-1} + \frac{1}{2} U^2 = \frac{a_0^2}{\gamma-1} \quad (1)$$

であり、総圧を p_0 、動圧を $D = \frac{1}{2} \rho U^2$ とするとき、

$$\frac{D}{p_0} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{\rho}{\rho_0} \left(1 - \frac{T}{T_0}\right) \quad (2)$$

が導ける。等エントロピーの式から、

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (3)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

式(3)と(4)を式(2)に代入することで、 M 数が決まれば動圧に対する総圧の値が一意的に求まる。

非定常圧力センサ出力の平均値からの変動時系列 \bar{p}_i (平均

値 0、データ数： $N \cong 3 \times 10^6$) を取り出し校正式圧力に換算した後、波形観測とスペクトル解析並びに実効値 p' を計算し、次のように整理する。

$$\text{変動実効値： } p'/p_0 : p' = \sqrt{\sum_{i=1}^N \tilde{p}_i^2 / N} / p_0 \quad (6)$$

式(2)と(6)から、 $C_{p_{rms}} = p'/D$ を求める。

3. 静圧変動の計測

3-1. 計測項目

遷音速カートについては、静圧変動と静圧を計測した。

超音速カートについては、静圧変動、静圧とスターティングロード計測を計測した。

3-2. 計測方法

静圧計測には、Fig.2 に示すように頂角 10 度、全長 250mm の円錐模型を用いて、圧力センサは Kulite 社製の XCQ062-350mBARD (感度 35kPa) 稜線上に設置し、その背圧は最下面の静圧孔を用いた。また、4 か所の静圧は高速風洞常設の圧力変換器を用いて計測した。計測条件を Table.3-2 に示す。超音速カートについては、上流から見て模型を 90 度ずつ回転させて計測した。

Table.3 Blow condition

| | マッハ数 | 総圧[kPa] |
|--------|------|---------|
| 遷音速カート | 0.7 | 150 |
| | 1.3 | |
| 超音速カート | 2 | 150 |
| | | 175 |
| | | 200 |

模型詳細としては、流れ方向軸長さは 250mm である。静圧変動は頂点から 120mm 下流に設けた直径 0.5mm の静圧孔の下に Kulite 圧力センサ XCQ-062-350BARD を埋設してある。感度は 0.35 大気圧で差動型である。静圧は頂点から 245mm 下流に 90 度間隔に 4 か所周方向に開けてある。Kulite センサのカタログ表によると応答特性は DC-30kHz である。Kulite センサと静圧センサーは Druck 社の DPI610 (200kPa) で校正した。なお、模型はストラットの機械的水平位置で固定した。

3-3. 計測機器

Kulite 圧力センサアンプは、自家製の直流増幅器を用い、静圧変動計測では、増幅率は 501 倍、スターティングロード計測では、増幅率は 26 倍、周波数特性は 50kHz 以上である。圧力センサの応答特性を考慮して、遷音速カートにおいては、Low Pass Filter(LPF)の遮断周波数を 50kHz にセットし、100kHz のサンプリング周期で収録した。超音速カートについては、LPF の遮断周波数を 100kHz にセットし、200kHz のサンプリング周波数で収録した。

LPF は日本オーディオ社の遮断特性が 100dB/oct の PGF-8 モジュールを用い、データ収録装置は NF ブロック社の EZ7510 (A/D 変換 16 ビットの分解能) を用いた。直流増幅器と LPF の電源は、S/N 比向上のため電池駆動とした。

4. 実験結果

4-1. 遷音速カート

4-1-1. 静圧変動

・M=0.7

時間変動波形を Fig.4.a, それをスペクトル解析し 20 回集合平均した結果を Fig.4.b に示す。

動圧と総圧に対する実効値は以下のようである。

$$C_{p_{rms}} = p'/D = 3.6\% \quad (D/p_0 = 0.247) \\ p'/p_0 = 0.9\%$$

Fig.4.b から 5.2kHz に中心を持つ離散的な変動が観測されている。これらの成分についても末尾で過去の edge tone に関する文献と比較する。さらに、70Hz と 200Hz に中心を持つ離散成分は測定部を囲むチャンパー内の空気と多孔壁を通した主流との共鳴ではないかと推察される¹⁾。文献 1) の Fig.7 と Fig.10 に示された M=0.6 と 0.8 の測定部中心の静圧変動のスペクトルを Fig.5 に引用する。なお、5.2kHz の離散変動より振幅が大きい 700Hz と 1.27kHz に中心を持つ極めて鋭いスペクトル成分については、それらの起源を特定することはできなかった。

Fig.4.b と Fig.5 のスペクトル分布形状が酷似しているのは興味深い。

・M=1.3

時間変動波形を Fig.6.a, それをスペクトル処理し 20 回の集合平均した結果を Fig.6.b に示す。

動圧と総圧に対する実効値は以下のよう求める。

$$C_{p_{rms}} = p'/D = 1.7\% \quad (D/p_0 = 0.427) \\ p'/p_0 = 0.72\%$$

Fig.6.b は低周波数のレベルが高く一般的な低速風洞のでもみられるスペクトル形状をしているが、特徴的なことは、6.6kHz に中心を持つ離散的な変動及び高調波が際立っていることである。このような離散変動は遷音速カート壁における斜孔の下流側の鋭い端から放射される edge tone の共鳴ではないかと推察される。事実、Fig.7.(b)のシュリーレン写真には床と天井から放射されたと思われるマッハ線 ($\sin^{-1}(1/M) = 50^\circ$ あるいは $\sin^{-1}(1/M) = -50^\circ$ の傾斜) が多数観測されている。

4-1-2. 静圧の時間歴

Fig.8 には通風開始時から停止までの静圧の時間歴を示し、図中の数値は式(5)より算出した静圧値である。3 本の線は、上流から見て円錐模型の 0 時(LP11), 3 時(LP13)及び 9 時(LP12)の位置における静圧に対応している。測定部中心における数値と 1-5kPa 程度の差圧が見られる。

M=1.3 における静圧の時間歴はほぼ一定とみなせそうであるが、M=0.7 では 2-3 秒程度の脈動が観測される。

流量制御弁の Hunting だと考えられる．今回の計測では模型の迎角やヨー変化を与えることができなかったため、流れの偏角まで計測できなかった．

4-2. 超音速カート

4-2-1. 静圧変動

時間変動波形とそれをスペクトル処理し 20 回の集合平均した結果を Fig.10 から Fig.16 に示す．動圧と総圧に対する実効値は以下のように求まる．

Table.9 Static pressure fluctuation

| | $C_{prms} = p'/D$ | D/p_0 | p'/p_0 |
|--------|-------------------|---------|----------|
| 150kPa | 0.49% | 0.358 | 0.17% |
| 175kPa | 0.53% | | 0.19% |
| 200kPa | 0.50% | | 0.18% |

Fig.10 (b)から Fig.12 (b)までは総圧が同じときの Kulite の位置変化による比較である．どのスペクトルも概ね一致していることから気流のねじれはないことがいえる．

Fig.13 から Fig.16 まではスペクトル解析の結果を kulite 固定，総圧固定の 2 つの条件で比較したものである．これらについて大きな違いが見られないことから上下左右において総圧の違いによる変化がないことが言える．

4-2-2. 静圧の時間歴

Fig.17 から Fig.19 には通風開始から停止までの静圧の時間歴を示し，図中の数値は式 (5) より算出した静圧値である．4 本の線は，(a)では，上流から見た円錐模型の 0 時 (LP12)，3 時 (LP13)，6 時 (LP11)，9 時 (LP14) の位置における静圧に対応している．(b)では，(a)から 90 度時計方向に回転させたものを示している．

(a)と(b)を比較すると両者とも概ね同一の値を示していることから流れのねじれはなく，一様であると言える．

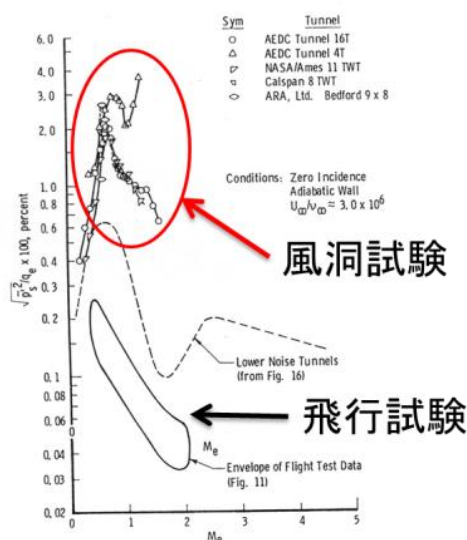


Fig.1 Mach and static pressure fluctuation

4-2-3. スターティングロード計測結果

Fig.20 に計測結果をまとめたものを載せる．

変動率をみると，150kPa と 175kPa では，終了時の方が大きく，200kPa では，始動時と終了時の差はない．

150kPa と 175kPa では，エジェクターを使用していることからエジェクターが関係しているのではないかと考えられる．

5. まとめ

5-1. 遷音速カート

今回の計測値を他機関の風洞と比較した結果を Fig.21 に示す．気流変動の大きな風洞に属するようである．

5-2. 超音速カート

Fig.22 は本超音速カート内の静圧変動のレベルを他機関の風洞のそれと比較したものであり，標準的なレベルであるといえよう．

気流のねじれは，用いた本 10 度円錐模型では評価できない程度に小さい．また，総圧に対する静圧変動強度は，評価した範囲で明確な違いはなかった．

エジェクターが作動していると通風始動時より終了時により大きく静圧が変化することから，模型の強度計算に注意が必要である．

参考文献

- 1) Medved, B. and Radovich, C. A.: Fluctuating static pressure measurements in the Allied Aerospace North American 7x7 Foot Trisonic Wind Tunnel, 24th ICAS, 2004.
- 2) 高木正平、上村卓也、平田裕、高田晃輔：超音速流特性に及ぼす湿度効果について．日本航空宇宙学会論文集．(印刷中)

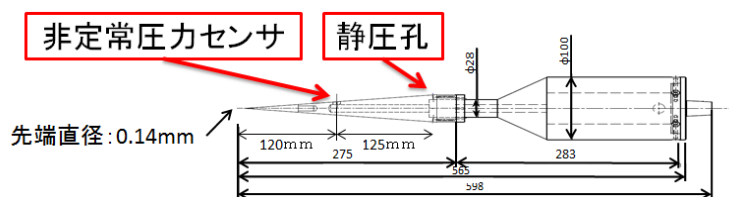


Fig.2 AEDC model

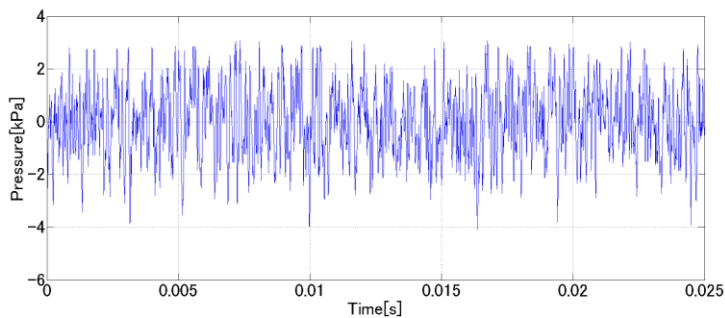


Fig.4.a Time series static pressure fluctuation at M=0.7

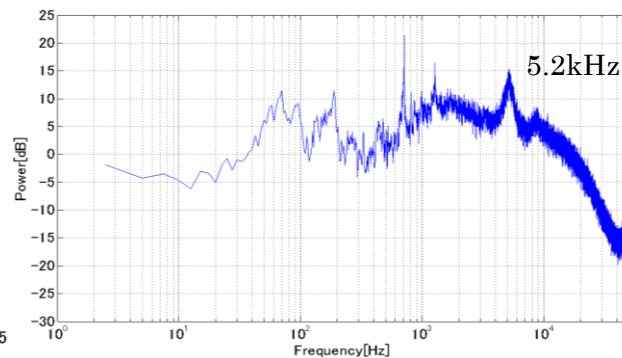


Fig.4.b Spectral analysis at M=0.7

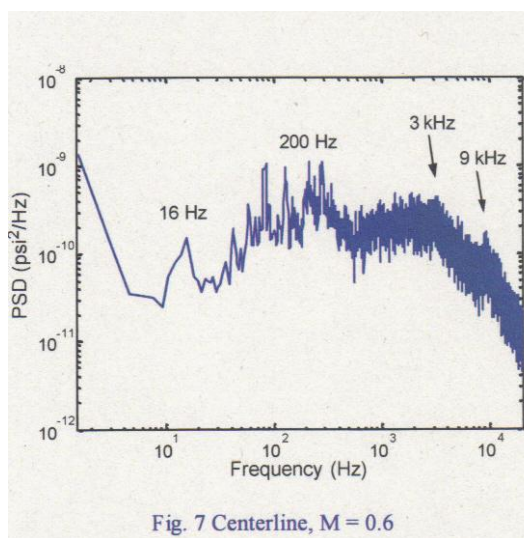


Fig. 7 Centerline, M = 0.6

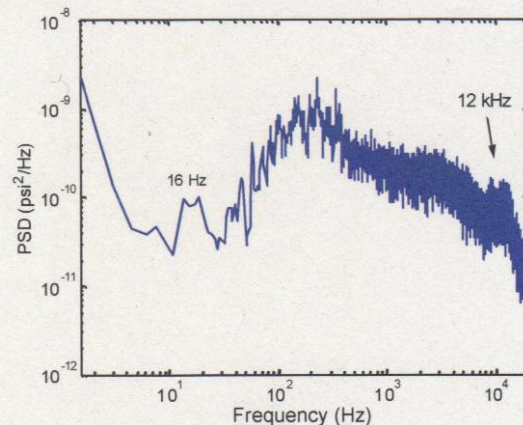


Fig. 10 Centerline, M = 0.8

Fig.5 Static pressure fluctuation spectrum at M = 0.8 and M = 0.6 of 7x7Foot Trisonic WT¹⁾

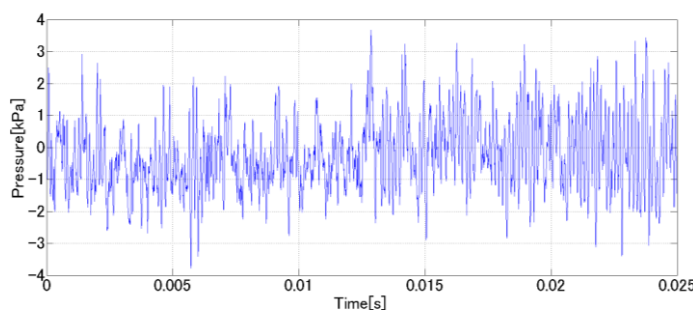


Fig.6.a Time series static pressure fluctuation at M=1.3

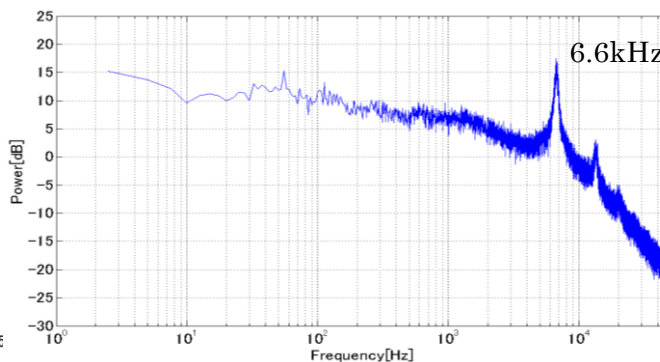


Fig.6.b Spectral analysis at M=1.3

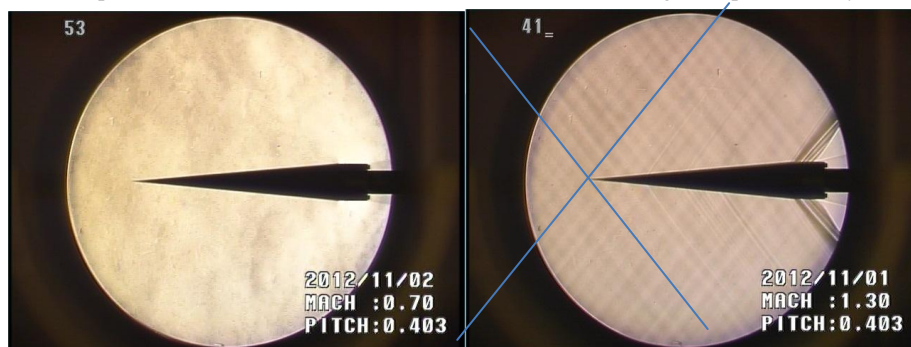


Fig.7 (a) Schlieren image at M=0.7

(b) Schlieren image at M=1.3

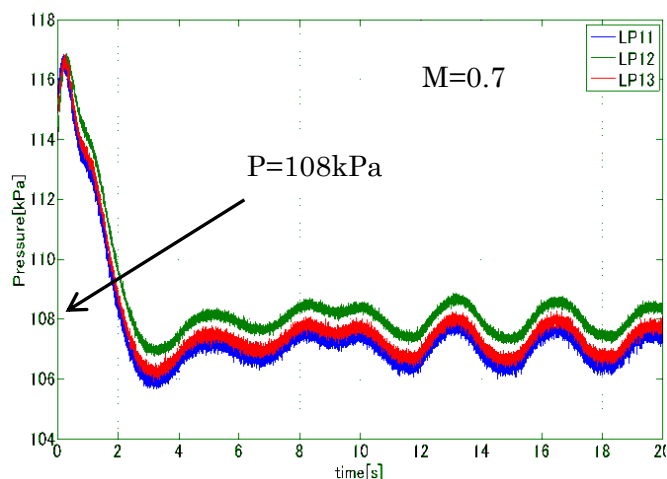
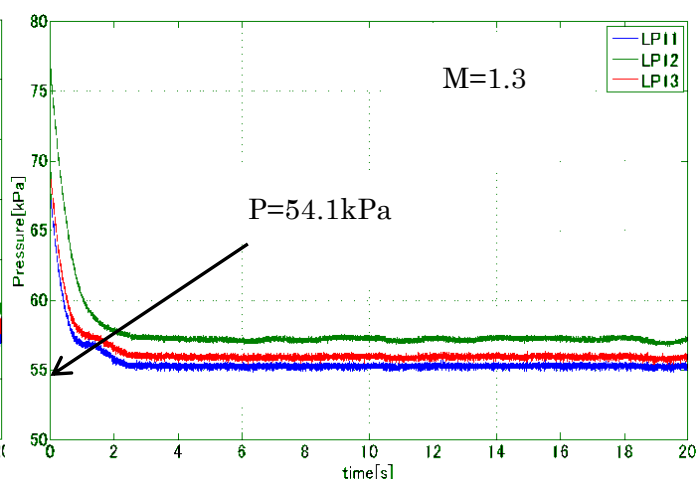


Fig.8 (a)Time series static pressure at M=0.7



(b)Time series static pressure at M=1.3

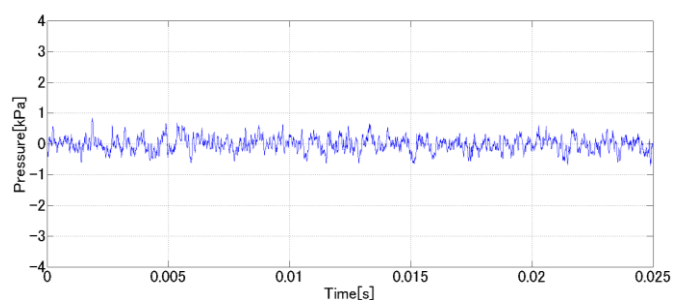


Fig.10.a Time series static pressure fluctuation at 150kPa

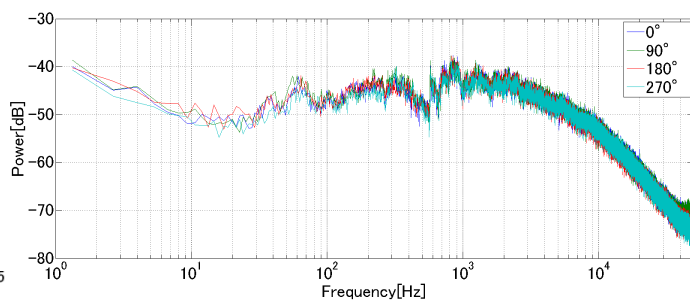


Fig.10.b Spectral analysis at 150kPa

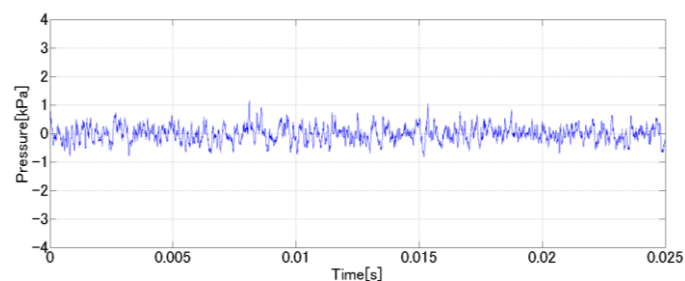


Fig.11.a Time series static pressure fluctuation at 175kPa

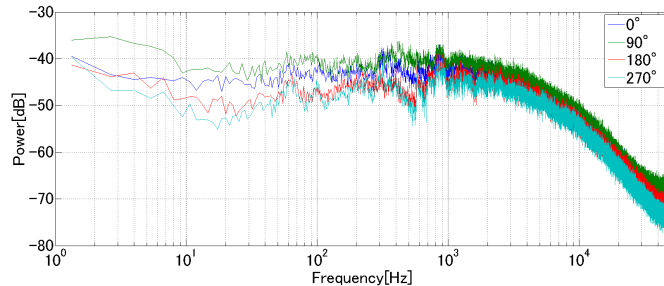


Fig.11.b Spectral analysis at 175kPa

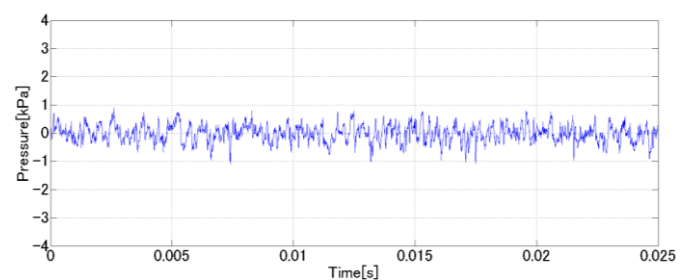


Fig.12.a Time series static pressure fluctuation at 200kPa

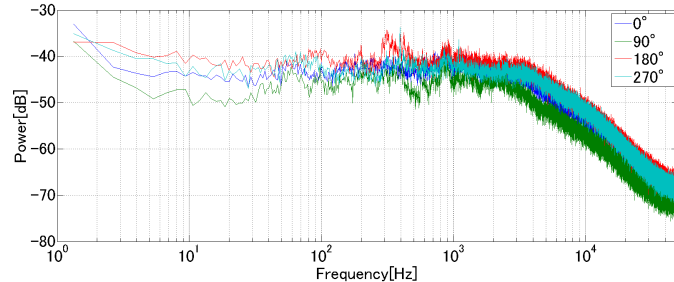


Fig.12.b Spectral analysis at 200kPa

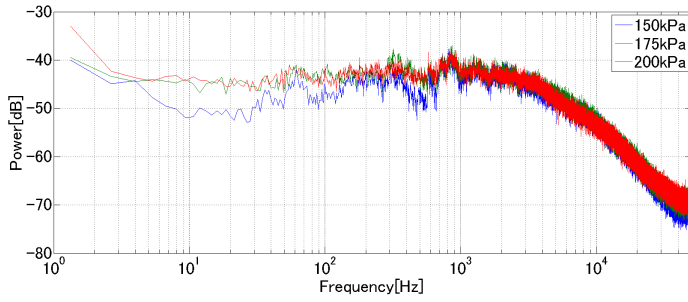


Fig.13 Spectral analysis at 0 degrees

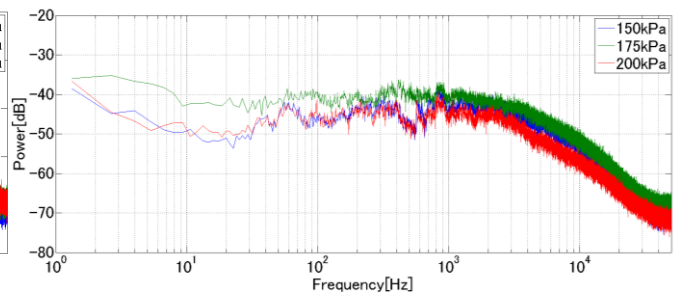


Fig.14 Spectral analysis at 90 degrees

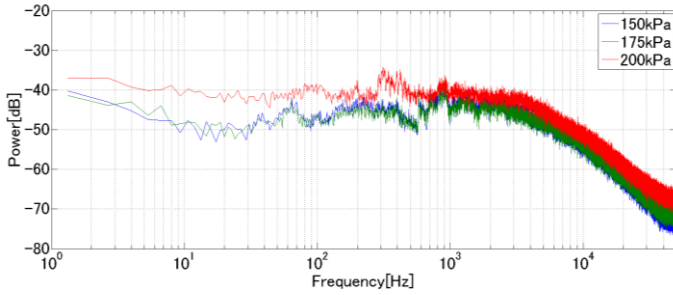


Fig.15 Spectral analysis at 180 degrees

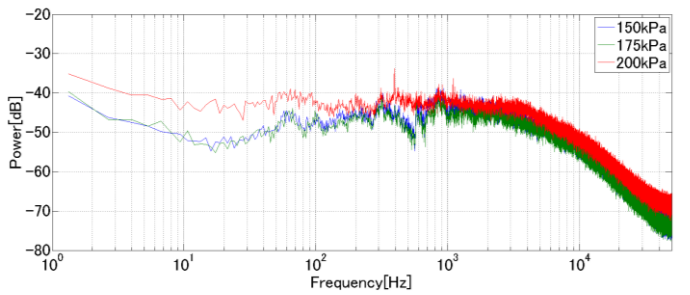


Fig.16 Spectral analysis at 270 degrees

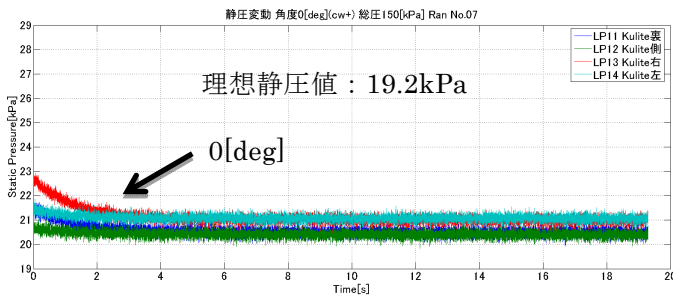
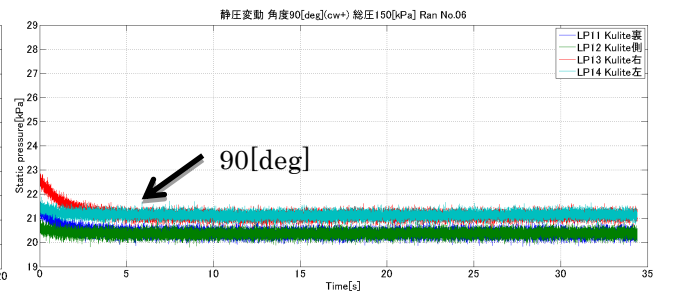


Fig.17 (a)Time series static pressure at 0 degrees 150kPa



(b)Time series static pressure at 90 degrees 150kPa

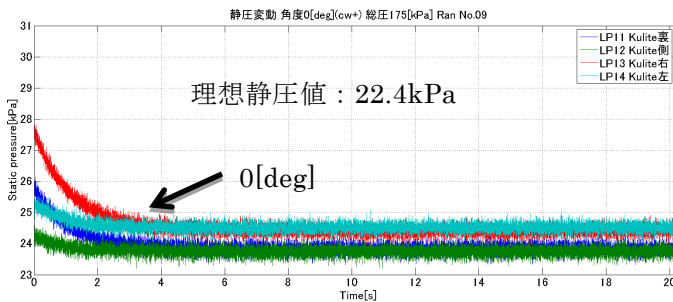
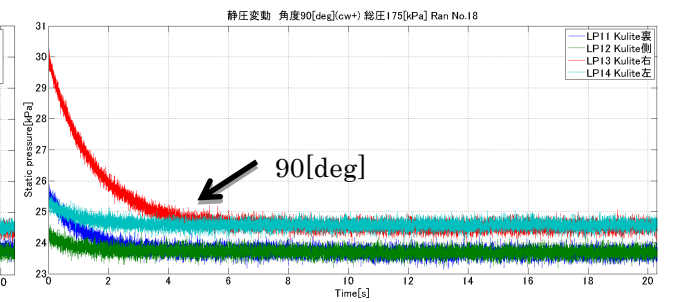


Fig.18 (a)Time series static pressure at 0 degrees 175kPa



(b)Time series static pressure at 90 degrees 175kPa

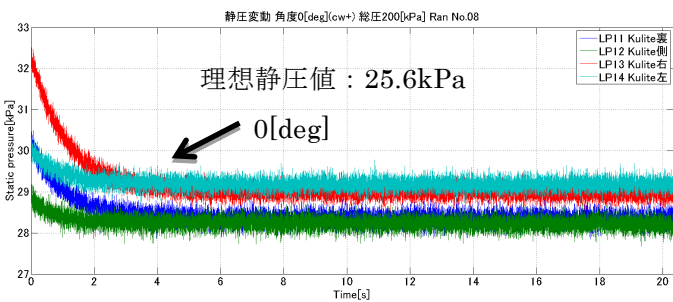
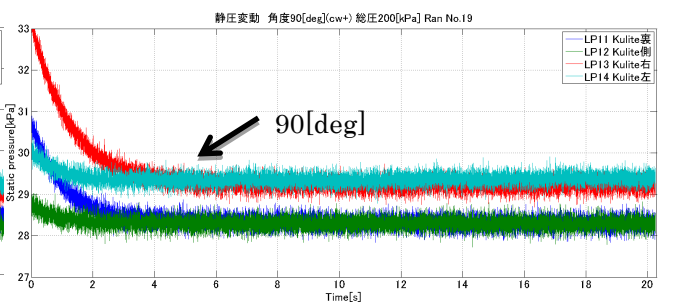


Fig.19 (a)Time series static pressure at 0 degrees 200kPa



(b)Time series static pressure at 90 degrees 200kPa

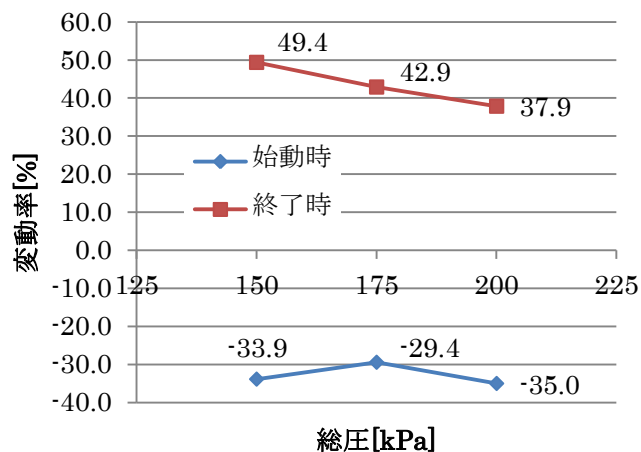
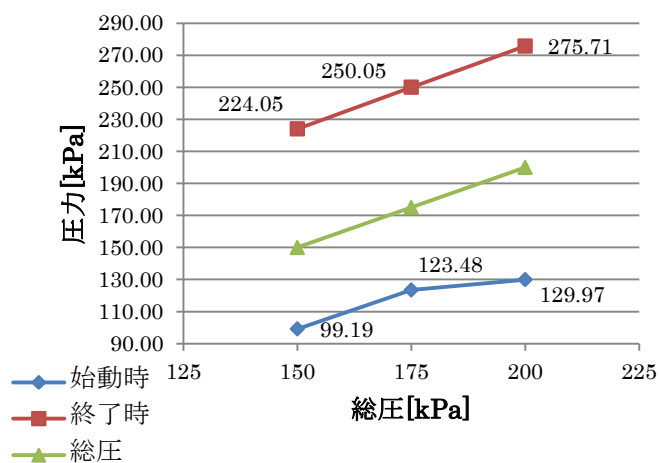


Fig.20 Fluctuation rate at start and end

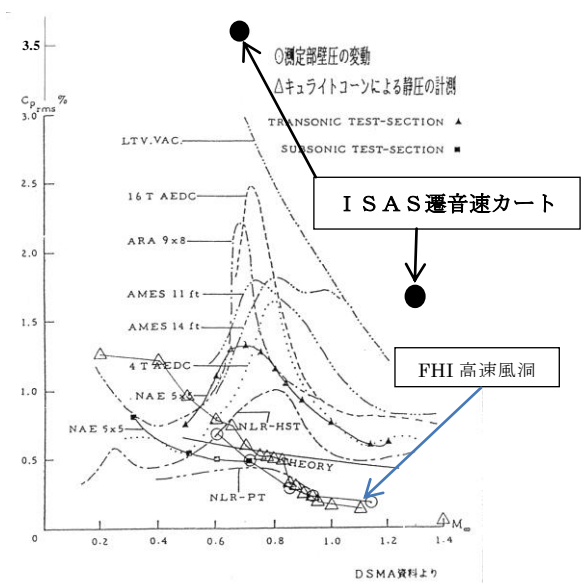


Fig.21 Comparison of Broadband Center-line Noise Levels in Transonic Wind Tunnels

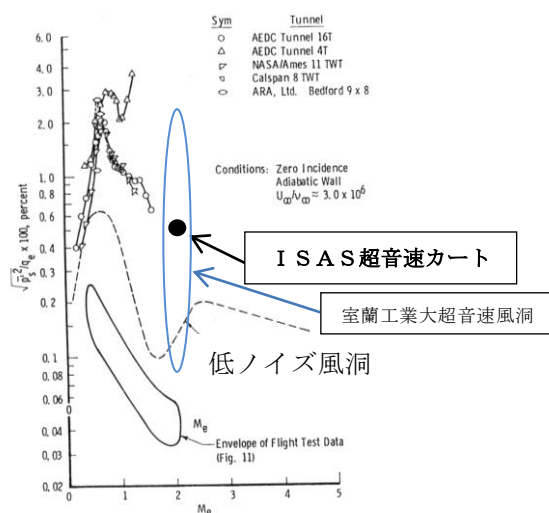


Fig.22 Comparison of highest disturbance levels measured in wind tunnels with disturbances in-flight

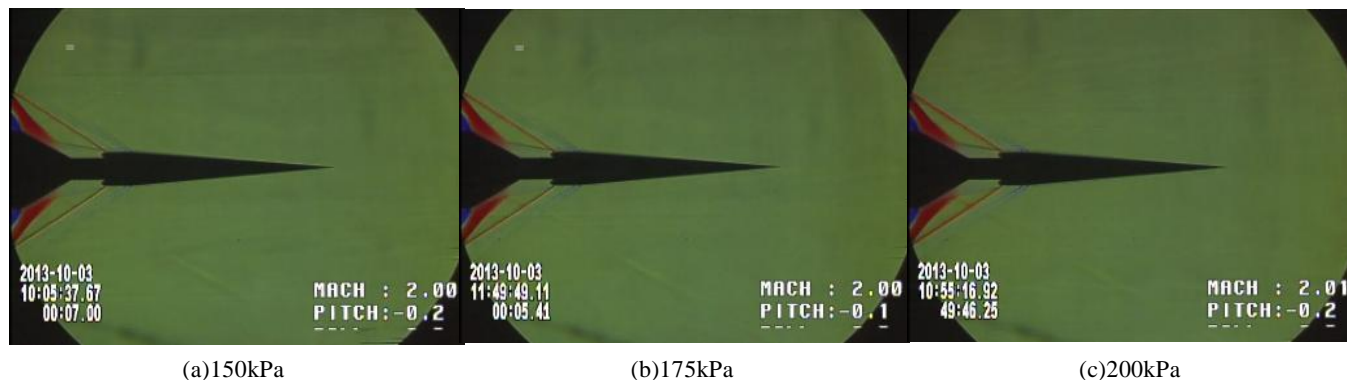


Fig.23 Schlieren image at M=2