

## 話題提供 旅客機開発と音響風洞試験

柴田 眞 (JAXA 風洞技術開発センター客員研究員)

### Aeroacoustic Wind Tunnel Testing for Development of Airliners

Makoto SHIBATA (JAXA Wind Tunnel Technology Center)

民間機は離着陸時に騒音規定を満足しなければなりません。型式証明を取得するための音の計測位置は Flyover と Sideline、そして Approach の 3 地点です。前 2 者は離陸時でエンジンに起因する音が卓越するのに対し、後者の Approach は着陸進入時で最近では機体が発生する空力音も技術課題となってきました。本日はまず 1990 年代のアメリカの超音速輸送機計画における空力音の風洞試験から紹介します。そしてエンジンに起因する音については、イギリスが保有する試験施設の例をあげて、話題提供としたいと思います。

#### ボーイング社の音響風洞

ボーイング社は LSAF (Low Speed Aeroacoustic Facility) という試験設備を保有しています。これは簡単にはエッフェル型風洞で開放測定部の周りを無響室で囲んだものと思えばよいでしょう。その無響室の大きさは図に示したように、鉄道総研の米原に比べるとやや小ぶりですが、それでも相当な大きさで、性能としては 200Hz 以上のブロードバンドに対して無響といわれています。そして風洞気流ですが、吹出し口寸度の高さが 2.1m で巾が 3m、最大風速は 0.32 マッハ (109m/sec) と低速風洞としてはやや高速です。

#### 90 年代のアメリカの超音速輸送機計画

正式には高速民間輸送機 HSCT (High Speed Civil Transport) 計画です。乗客 300 人を乗せて太平洋をマッハ 2.4 で横断する機体をイメージして下さい。機体の規模はおおまかにいって 400 トンで、全長は 90m 級、全幅は 40m 級、二重デルタ翼をもつ 4 発機、水平尾翼が付いています。NASA の High Speed Research Program 契約のもと、この機体の音響試験が全機 3% 模型を用いて、LSAF において実施されました。その概要が 1998 年の正月の Reno で発表されています。

#### 空力音響の計測

この風洞試験の計測は 12 個の Free-field microphone による音圧レベルや周波数特性の測定と、103 個のマイクを用いた Phased microphone array による音源位置の特定のみならず、Free-field マイクの設置位置が模型から 3.6m 下方であることに注意して

下さい。これは実機寸度で考えた場合、標準の **Glide slope 3 deg.** のとき **Approach** 計測地点上空の通過高度が **120m** になるのに対応しています。標準試験ケースは機体迎角 **12 度** ですが、実機では **Glide slope 3 deg.** 分があるため、機体姿勢角としては頭上げ **9 度** になり、厳密にいうと少し異なります。また **Phased microphone array** による音源位置の特定は、マイクを埋め込んだ板を前後に移動して計測することが可能です。

### データ解析の手順

計測されたデータをどのように処理していくかの手順をまとめてみました。まず背景雑音ですが、風洞の運転音のみ差し引いて模型支持ストラットが出す音は引きません。これは背面支持の場合、ストラットの音は模型を取付けると遮蔽されるという考えからです。また開放型測定部においては風洞の流れはジェット流そのものですから、音が無響室に出て行くとき屈折することになります。したがって周波数のドップラーシフト分および音源の位置を修正しなければなりません。

### データ解析の手順 (つづき)

模型では実機よりも周波数が高くなるので、縮尺に比例させて実機の周波数に換算します。周波数によって大気による吸収が変わりますから、大気伝播中の吸収量の差を考慮して寸法効果の修正をします。またこの試験では **80kHz** 以上の高周波は測定できませんでした。これは実機では **2.4kHz** 以上が測定範囲外ということになりますので、その分は外挿で求めることとなります。最後に型式証明用マイクの位置に対する地面反射の修正をしてから、**Perceived Noise Level** など感覚的音響単位を求めてデータ解析完了です。

### 試験結果の概要

簡単に試験結果について紹介しておきたいと思います。主要な音源は主翼端、主脚、水平尾翼でした。ふつうの旅客機とはちがって前縁高揚力装置は大きな音は出していません。これはストラットではなく前縁フラップなので、スロット流れがないためでしょう。ただし主翼端の音は前縁フラップの外端面と固定部との干渉によるものです。主脚の出す音は試験では **120Hz** 以下の低周波が卓越しますが、実機ではもう少し高い周波数になるらしく、このことを含め経験的要素が大きい分野と考えておく必要があります。後縁フラップ自身はたいした音を出しませんが、その後流が水平尾翼にあると主要な音源になります。

### エンジンに起因する音について

エンジンに起因する音に関しては、最近のナセル設計の具体例をひとつあげておきまし

よう。図に示したのは全日空のボーイング B777-300ER に搭載された GE90-115B の新しいナセルで、ファン流、コア流とも出口にシェブロン\*が付いています。また外観からはわかりませんが、適用面積を拡大した継目なしライナーも採用されています。このような設計に関しては、飛行試験にいたるまでに、いろいろな模型試験や地上試験が必要なことはいうまでもありません。

### 英国 QinetiQ の NTF (Noise Test Facility) の概要

このようなジェット排気関連の音響試験を実施する大型設備には、たとえば英国のファンボローにある NTF (Noise Test Facility) があります。基本構成は先に紹介した LSAF と同じですが、エンジン排気を模擬するための高温高圧の空気源が必要なだけ、かなり大がかりな設備となっています。図に示したように NTF の無響室は鉄道総研のものより大きく、かつ一般流が 0.80 マッハという巡航時の試験も可能な設備です。

### おわりに

自動車や身近な家電製品でも静音化は高品質に結びついています。旅客機の世界に出遅れている以上、われわれは静かさに代表される高品質な機体を開発しなければなりません。にもかかわらず国として航空関係の本格的な音響試験設備を保有していないのです。この資料でも LSAF および NTF の無響室の大きさを示すため、やむなく鉄道総研の米原風洞を比較の対象として用いました。これが本日の話題提供というか問題提起です。みなさんの活発なご議論、ご討論をお願いしたいと思います。

### 参考資料

- AIAA-98-0472 “Wind Tunnel Measurements of the Airframe Noise of a High-speed Civil Transport”, William H. Herkes and Robert W. Stoker
- AIAA 2006-2720 “The Quiet Technology Demonstrator Program: Flight Validation of Airplane Noise-Reduction Concepts”, William H. Herkes, et al.
- Aircraft Noise – Issues and Challenges, Jeremy Astley

UK-Japan bilateral Workshop, Tokyo, 2006

以上

\* シェブロン (Chevron) とは軍服の袖についている山形章のことで、最近、ノズル出口の形を鋸歯状 (serration) にする場合に対して用いられるようになりました。

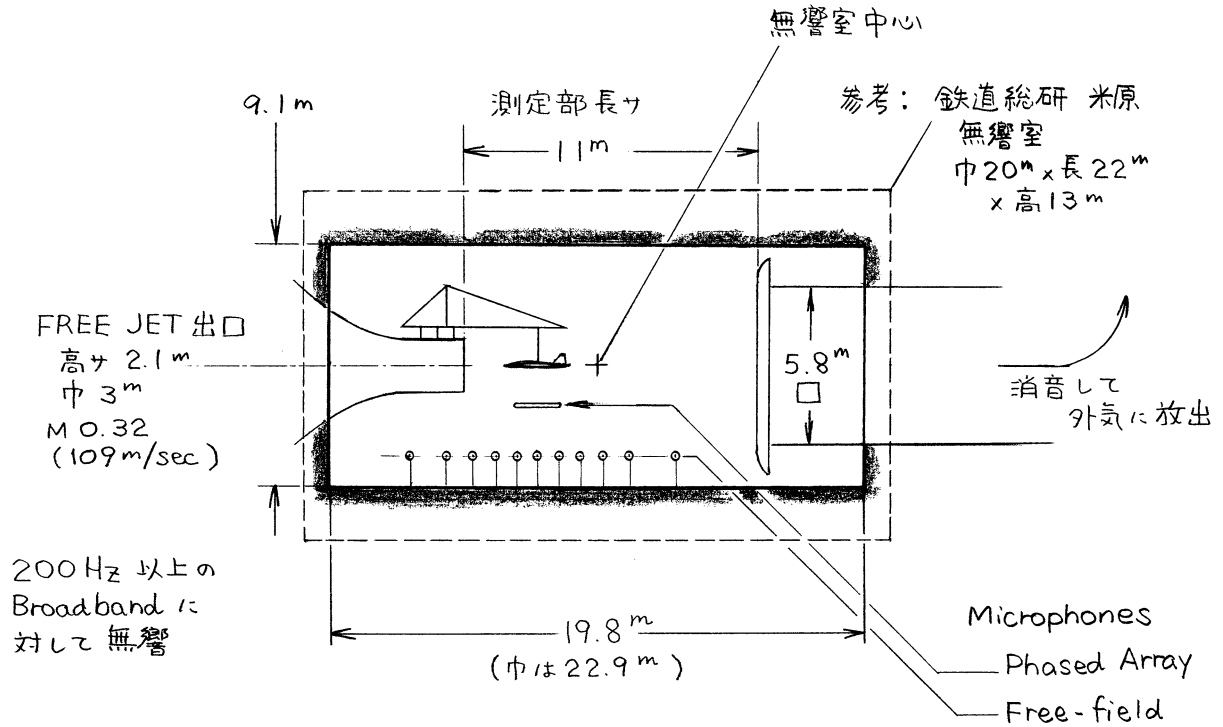


図1 Boeing LSAF (Low Speed Aeroacoustic Facility)

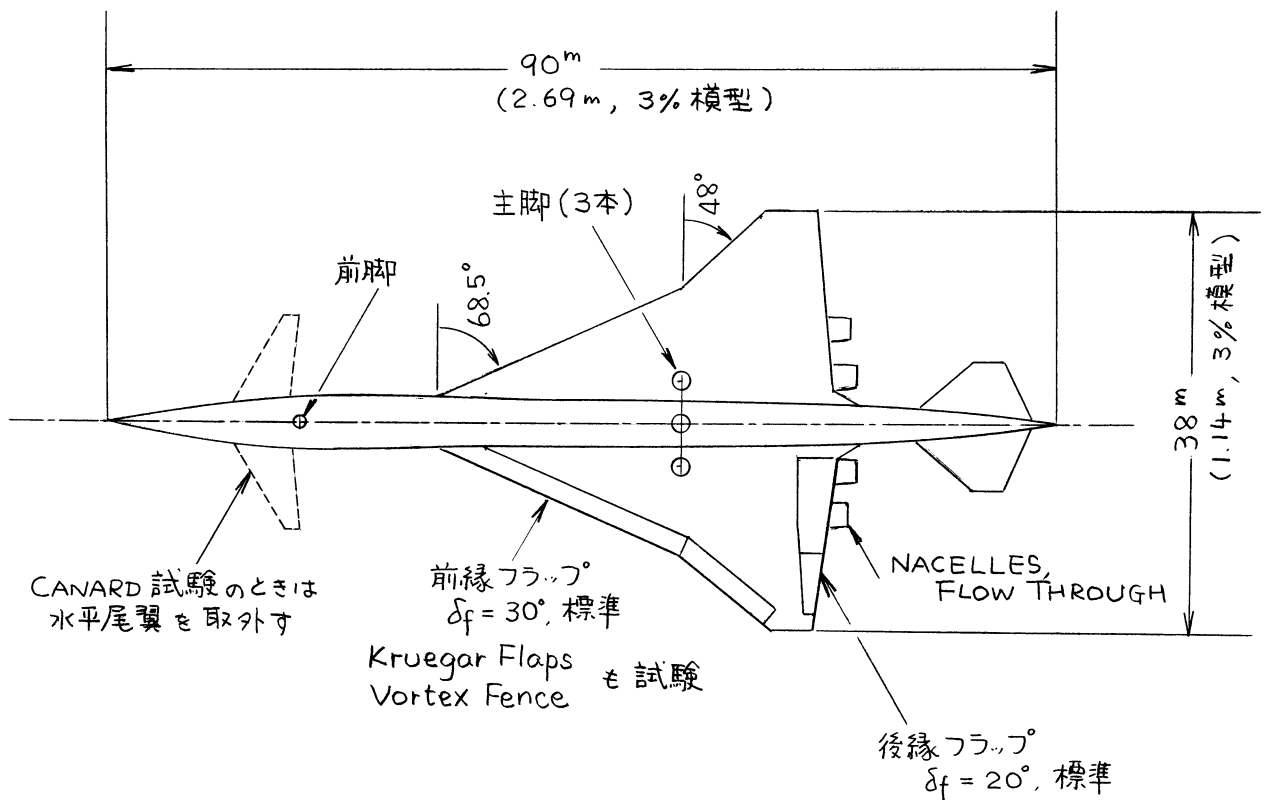


図2 NASA HSCT (High Speed Civil Transport)

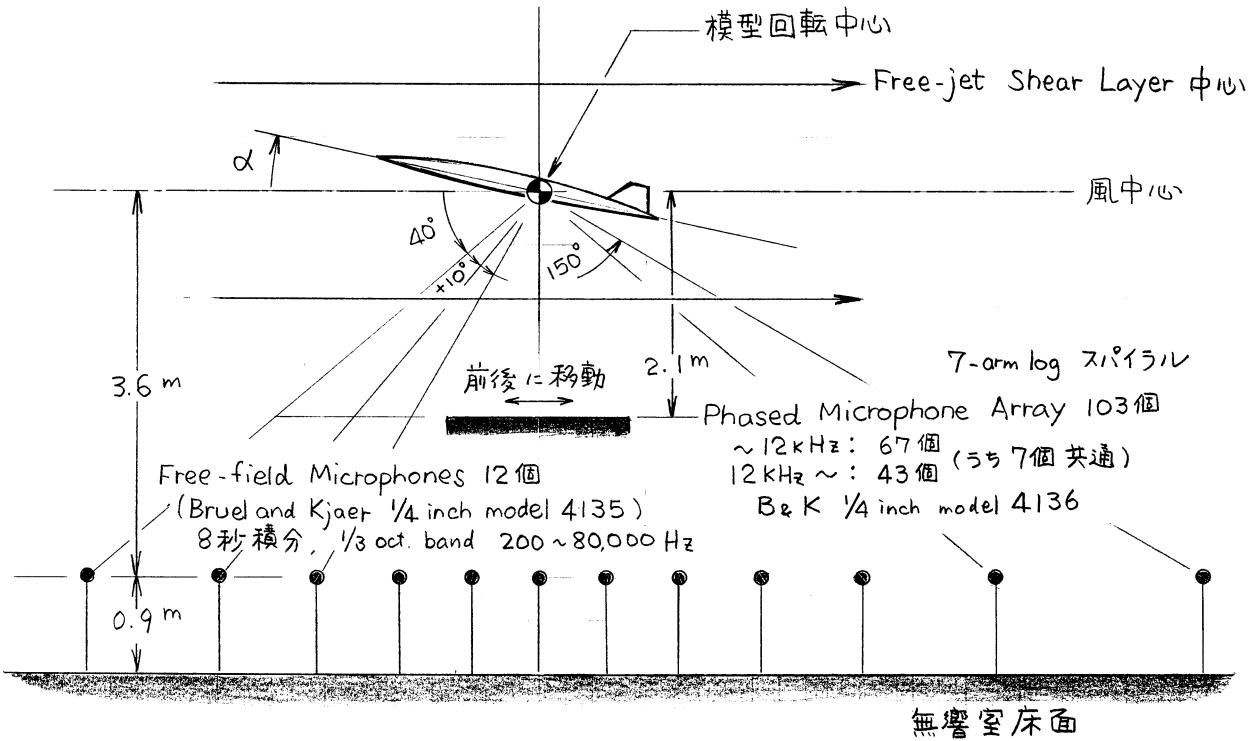


図3 計測配置の概要

① 背景雑音を引く

測定されたSPLから風洞のみの背景雑音を引く  
 模型支持ストラットの音は引かない

② Free-jet Shear Layer における屈折を修正

位置およびドップラーシフト周波数を修正する

③ 寸法効果

周波数および音圧レベルをスケールリングする  
 大気伝播中の吸収距離の差を補正する

④ 外挿

計測できなかった 80kHz(実機で 2.4kHz)以上を外挿する

⑤ 感覚的音響単位を求める

地上 4feet(1.2m)の型式証明用マイクロフォンに対する地面反射の修正をしてから  
 感覚的音響単位(PNL,PNLT,EPNL)を計算する

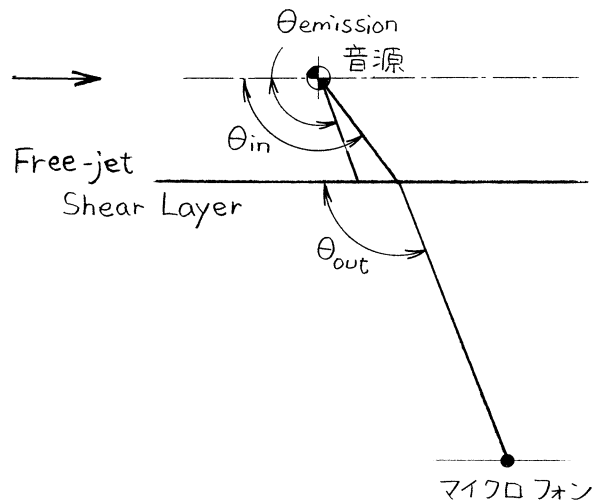


図4 データ解析の手順

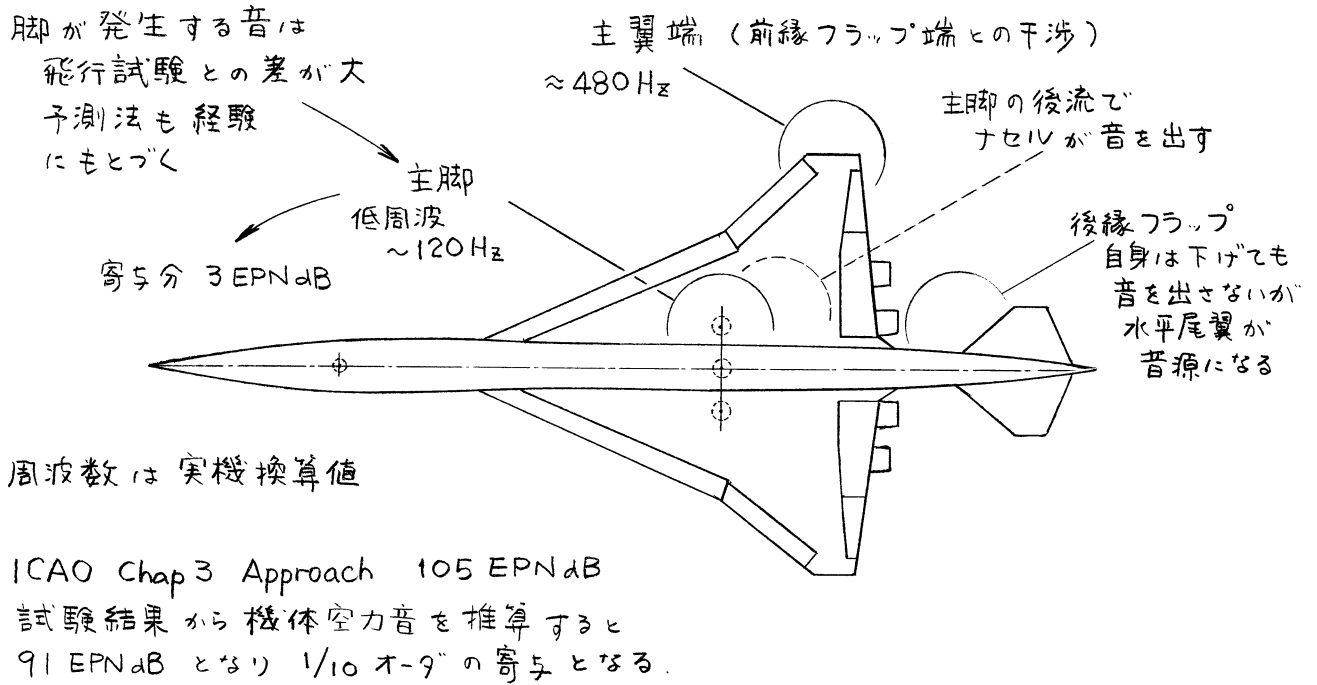


図5 結果の概要

$M = 0.24$  ( $\approx 81.6 \text{ m/s}$ ,  $160 \text{ kt}$ ),  $\alpha = 12^\circ$

継目なしライナー  
リップ・ライナー

- ・離陸時, ファン・ブレード先端速度は超音速
- ・回転衝撃波面が不規則化し Multiple Pure Tones を発生する

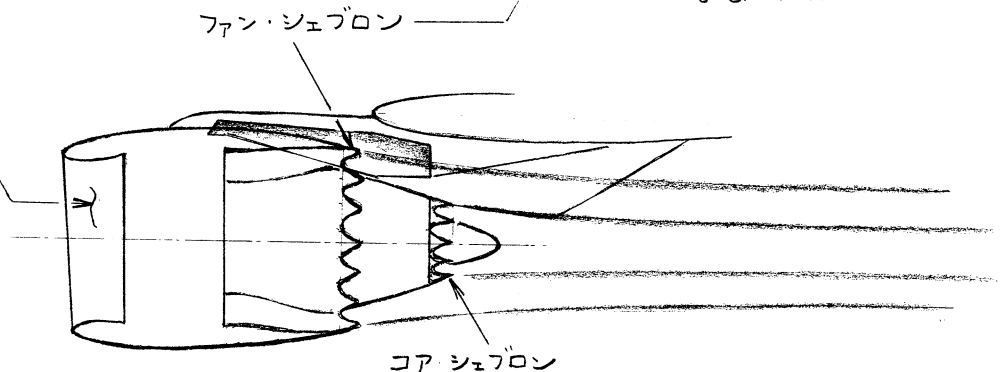
・継目は吸音面積が減る以上の悪さをする

離陸時

- ・ Jet mixing noise
- ・ 低周波 "プロ-ドノイズ"

巡航時 (後部客室騒音)

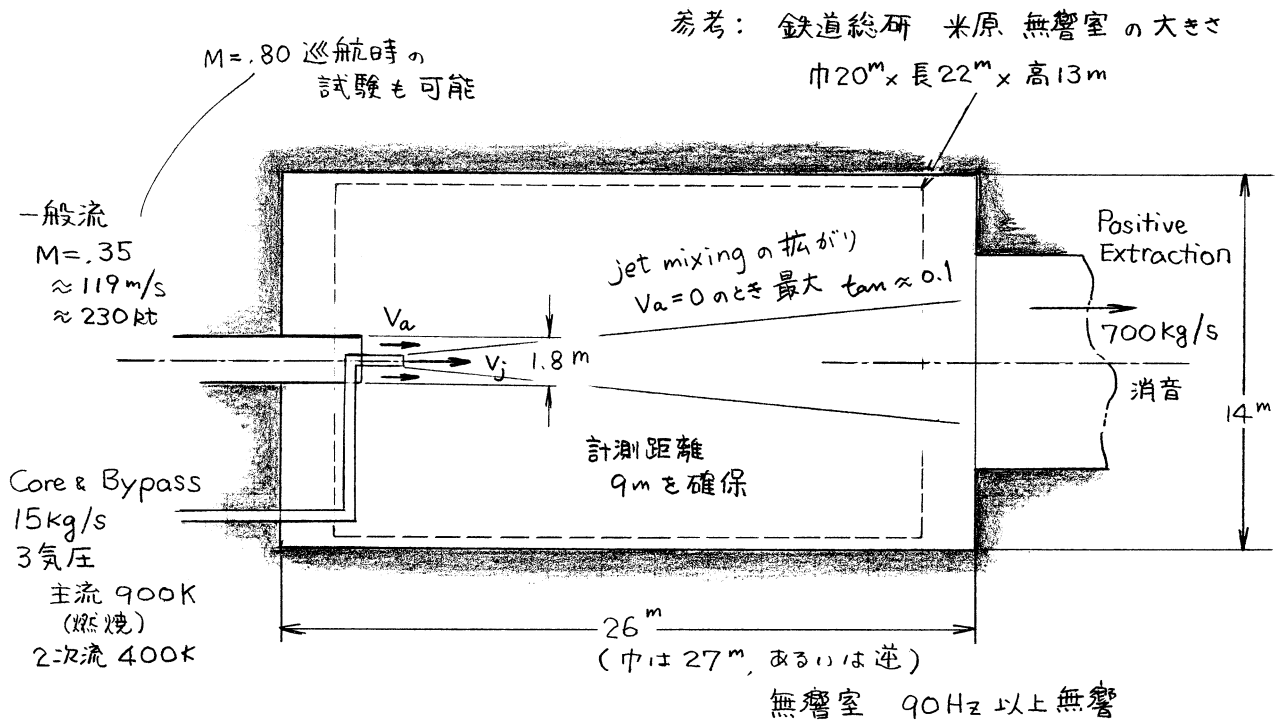
- ・ Shockcell noise
- ・ jet 流中の準周期的な Shockcell による



Static Ground Line

きめの細い空力・音響 統合設計が必要  
Thrust Loss, SFC 悪化を避ける  
可変形状シェブロンも研究されている

図6 ナセル静音設計の一例



**図 7 QinetiQ NTF (Noise Test Facility)**