

## 航空機二輪式主脚の車輪周り流れから発生する空力騒音の研究

### A study of aircraft main landing gear noise generated from the two wheels flow

吉岡純生

Yoshiki Yoshioka

In this study, the characteristics of the aerodynamic noise generated from aircraft landing gear 5% scaled model which have two wheels are investigated. Aerodynamic noise is measured with low-noise wind tunnel at  $Re = 1.7 \times 10^5$  based on the tire diameter and flow speed. Comparison of the results of the small scaled model and that of JAXA 40% scaled model are carried out. The aerodynamic noise characteristics depended on effect of model scale and shape from far field sound measurements at downward of the airframe and flow field around two wheels are showed.

#### 1. はじめに

航空機の降着装置については、実機の 40%縮尺模型を用いた風洞試験により、高周波騒音には詳細部品の形状が影響し、低周波数騒音にはタイヤホイールや脚の構造物形状が影響することが明らかにされている。しかし、汎用的な知見や二輪式主脚に適用可能な研究成果は少ないため、本研究では 2 輪式の主脚から発生する騒音へ与える主脚形状やスケールの影響について調べており、著者らは 4.2%縮尺簡易形状模型や 5%縮尺模型を用いて、小型の二輪式主脚模型から発生する騒音特性において、形状依存特性やスケールの影響などについて調べてきた。また、5%縮尺模型での試験結果でも横川らの 40%模型試験結果と同様に、各構成要素単体から発生する騒音の特性が全要素設置状態における騒音への寄与する周波数帯域が異なることを明らかにし、各構成要素毎に分離して計測した遠方場音の音圧スペクトルを積算することにより全要素設置状態での遠方場音を予測することが可能であることも示した。本報告では、これまでの研究成果に基づき、タイヤ周りの流れ場計測を行い、音源の推定や騒音発生機構の解明を試みる。

#### 2. 実験装置および方法

実験には JAXA で使用された 40%縮尺二輪式主脚模型をもとに配管部品等の小部品などの細部を単純化した 5%縮尺模型を用いた。5%模型の概観を図 1 に示す。本報告では全要素設置状態を基本形態(Full Configuration: FC)と呼ぶ。風洞は主として遠方場音の計測には東京大学生産技術研究所の回流式低騒音風洞を、流れ場の計測には日本大学理工学部の小型低騒音風洞をそれぞれ使用した。前者はノズル寸法 0.5 m × 0.5 m、測定部長さ 1.7 m を有し、最大風速は 50 m/s である。風速 50 m/s における暗騒音レベルは気流中

心から 1 m の位置で 64 dB(A)である。後者はノズル寸法 0.2 m × 0.24 m、測定部長さ 0.7 m を有する。最大風速は 31.5 m/s である。空力音の計測には 1/4 インチ無指向性マイクロフォンと精密騒音計を使用し、図 2 に示すように地面より鉛直方向に 0.8 m の位置(機体下方相当位置)にて遠方場音を計測した。周波数分解能 10 Hz である。計測した遠方場音スペクトルは全て、周波数および音圧レベルに対して、それぞれ(1)式および(2)式により想定実機スケール換算(想定実機局所風速: 54.4 m/s, 模型縮尺: 100%, マイク位置: 120 m)を行って表示している。(1)式は Strouhal 数一定に、(2)式は音圧が流速比の 6 乗に比例、スケール比の 2 乗に比例、距離の 2 乗に反比例することに基づいている。また、実機スケール換算された周波数分解能と音圧レベルを用いて、最終的にパワースペクトル密度として算出している。ここで添字 A は実機スケール値、SPL は音圧レベル[dB], U は風速 [m/s], D はスケール[m], R はマイク距離[m]を表す。流れ場の計測には熱線流速計と I 型プローブを使用している。

$$f_A = f \frac{U_A}{U} \frac{D}{D_A} \quad (1)$$

$$SPL_A = SPL + 60 \log \left( \frac{U_A}{U} \right) + 20 \log \left( \frac{D_A}{D} \right) - 20 \log \left( \frac{R_A}{R} \right) \quad (2)$$

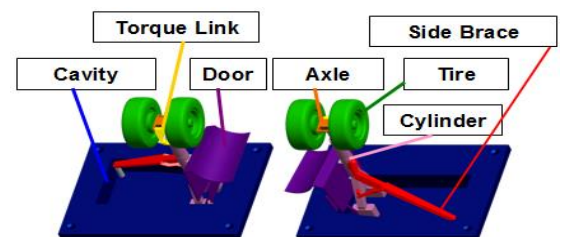


Fig1. 5%主脚模型

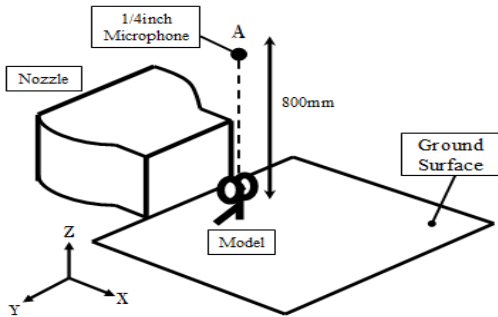


Fig2. 実験装置外観

### 3. 実験結果および考察

#### 3.1 音圧スペクトルの特性

まず、40%模型の試験結果を用いて、5%模型および40%模型による試験結果の比較を行い、スケール効果について検討する。基本形態における5%と40%の放射音スペクトルの比較図を図3に示す。図3より5%と40%模型の放射音スペクトルはよく一致しており主要な音源は5%と40%模型で類似していると推測できる。5%模型における400 Hz 付近のピークと40%模型における240Hz 付近のピークは、各構成要素の着脱による遠方場音計測の結果より、トルク保持ピン周りの音源が関係していることが判明している。40%模型ではアクスルピンの直径と一様流速度を代表値として算出した Strouhal 数は0.215 となり、もしタイヤ間で主流が約1.08 倍に増速されていれば Strouhal 数は0.2 となるのでトルク保持ピンのエオルス音が原因であると推定できる。5%模型におけるピーク音 Strouhal 数は約0.37 となる。これより、5%模型では40%模型では音源構造とは異なると考えられる。しかし、これまでの実験におけるアクスル形状制御の比較により、トルク保持ピンが関係していることは明らかである。

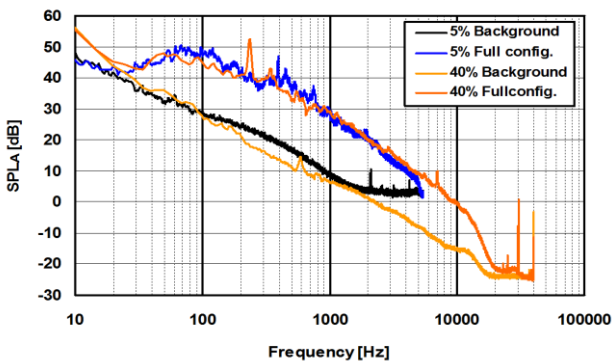


Fig3. Comparison of sound spectra in scale effect of full configuration

#### 3.1 タイヤ周りの流れ場と主要な音源

次にタイヤホイールが通常の形状(TR-S)、ホイール表面を平滑化した形状(TR-F)を用いてタイヤ中心高さ

( $Z=106$  mm)および、それより少し下の $Z=98$ mmの位置におけるXY 平面内の流速変動分布について、計測位置と計測結果を次の図に示す。計測範囲はX方向はタイヤ前方から後方までの60mmの範囲とする。Y方向はタイヤ表面から2mm位置をスタート点としてそこから10mmの範囲で計測している。図中の $Y = -32$  mmの計測位置は、タイヤ表面から約2 mm 外側に離れた位置です。上図および下図より、TR-Sでは流速変動の高い領域がタイヤ表面から離れた領域に分布し、TR-Fではタイヤ表面に近い領域に分布しているのがわかる。 $Z=106$  mmの位置ではタイヤ前方からの流れのはく離がTR-S では著しく大きく、TR-Fでは小さいと考えらる。



Fig.4 Measurement area for velocity fluctuation in XY section

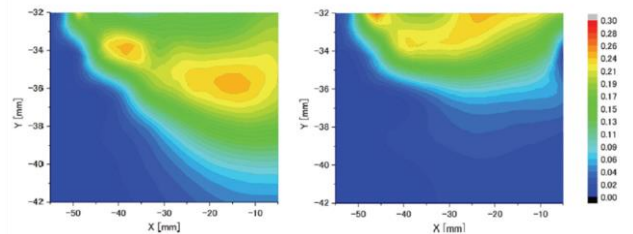


Fig.5 Velocity fluctuation distributions of  $u/U_0$  outer of the tire at  $Z=106$  mm (left: TR-S, right: TR-F)

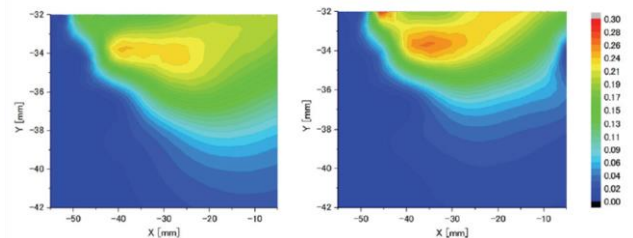


Fig.6 Velocity fluctuation distributions of  $u/U_0$  outer of the tire at  $Z=98$ mm (left: TR-S, right: TR-F)

#### 参考文献

- [1] 横川譲, 他“JAXA 主脚騒音模型の遠方場騒音特性”, 第 41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2009 講演論文集(2009)
- [2] 阿部雄一郎, 他“航空機小型主脚模型から発生する空力騒音の特性”, 日本機械学会 2009 年度年次大会講演論文集(2009), pp. 271-272.