

スラット騒音の発生機構と伝播に関する数値解析

廣瀬健一, 橋本敦 (名大・院), メンショフ イゴール, 中村佳朗 (名大・工)

Numerical Analysis of Slat Noise Mechanism and its Propagation

by

Kenichi HIROSE, Atsushi HASHIMOTO, Igor Men'shov and Yoshiaki NAKAMURA

ABSTRACT

Numerical analysis of a wall jet model as a simplified representation of a slat and main wing was conducted to investigate the slat noise mechanism and its propagation. The acoustic feedback mechanism in a gap region was confirmed by frequency comparison of numerical results with theory. It was found that the gap tones propagate in two ways. One is acoustic waves which propagate directly from a sound source, and the other is acoustic waves which are reflected from a wall and refracted at the outer edge of a gap flow. Moreover, it was found that the gap tones have a directivity.

1. はじめに

近年, 国際民間航空機関(ICAO)や米連邦航空局(FAA)により, 空港周辺の騒音規制が強化され, 航空機機外騒音の低減化が求められている. 航空機離着陸時の機外騒音は, エンジン騒音と機体騒音に大別される. 高バイパス比エンジンの登場や, chevron ノズルの採用などによりエンジンが低騒音化した結果, 航空機着陸時における機体騒音の低減化が重要な課題となっている. 主な騒音源は, 脚と高揚力装置であり, 特にスラット騒音源の正確な位置, 強さ, 及び指向性の予測については, 更なる研究が必要とされる.

本研究では, 機体騒音の主たる発生源であるスラットを研究対象とし, 空力音発生機構の解明と伝播解析を研究目的とする. スラット騒音の 1 つは, スラット後縁からの渦放出によるトーンノイズである¹⁾. 実際の高揚力装置の幾何学形状は図 1 に示すように複雑であるが, 本研究では単純化したモデルとして, スラットと母翼の隙間を模擬した, wall jet モデル(図 2)を用いて, ギャップトーン発生機構を解析する.

2. 数値計算法と計算条件

圧縮性 Navier-Stokes 方程式を有限体積法により数値的に解く. 時間積分の計算には, 4 段階 4 次精度の Runge-Kutta 法を用い, 空間の離散化として, 各量を MUSCL 法により 3 次精度で計算し, それを用いて Roe の近似 Riemann 解法で非粘性流束を求める. また, 粘性流束は 2 次精度中心差分で評価する.

本研究における計算対象は図 2 に示す wall jet モデルである. 今回用いた平板形状は, 主流方向長さ $12h$, 厚み 0 である. 流

れの条件は, マッハ数 $M_1 = 0.2$, $M_2 = 0.1$ である. 隙間内流速と隙間高さ h に基づくレイノルズ数は, $Re = 6.3 \times 10^4$ である.

図 3 に計算領域を示す. (x, y) 座標系を用い, x 方向は主流方向, y 方向は壁に対して鉛直方向を表す. 原点は平板後縁である. 格子点数は, x 方向 AB 間に 537 点, y 方向 AD 間に 321 点である. また, 壁と平板の隙間(間隔 h)の格子点数は, 101 点である. その結果として, 2 次元平面の全格子点数は, 約 19 万点である.



図 1: 高揚力装置

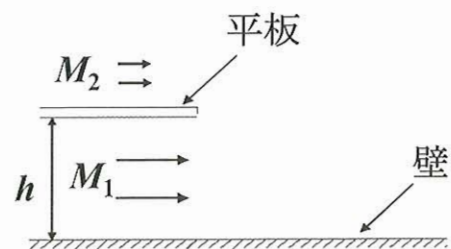


図 2: 流れのモデル化

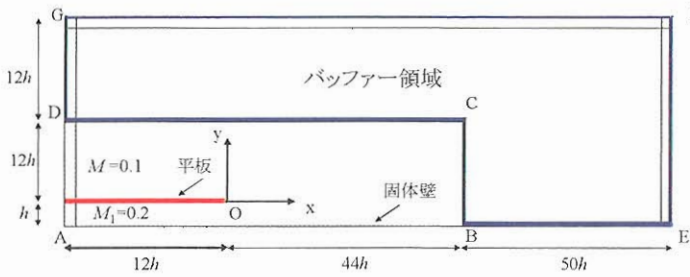


図 3: 計算領域

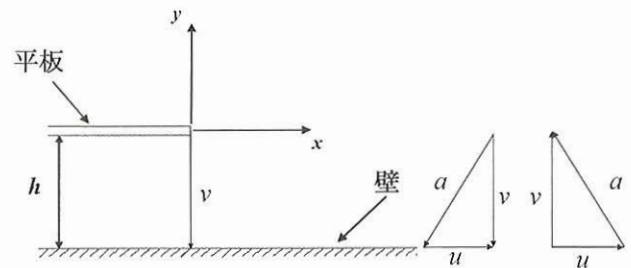


図 5: 音波伝播に関する速度ベクトル

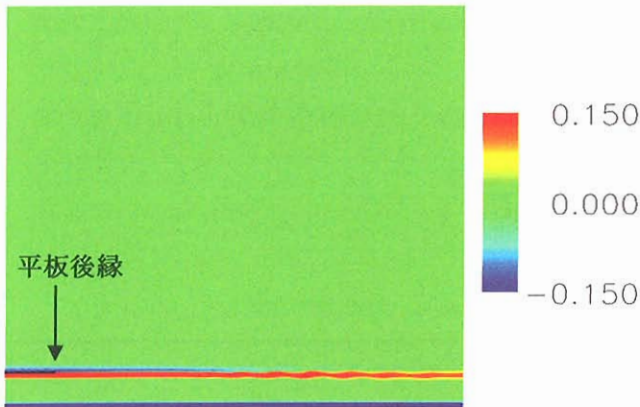


図 4: z 方向渦度成分の分布

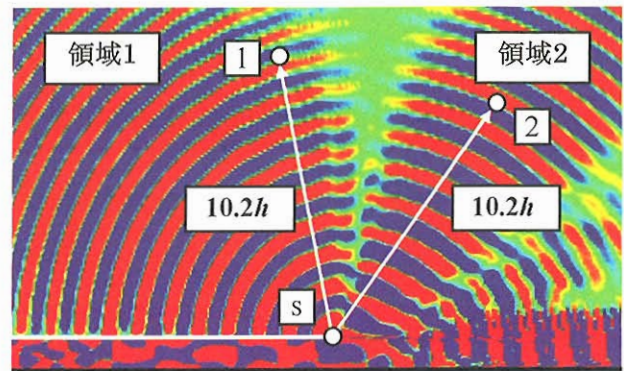


図 6: 速度発散 ($div \vec{u}$)

空力音に関する数値解析では、境界条件の与え方が問題となる。与え方によっては境界で圧力波が反射し、非物理的な現象が発生する可能性がある。これに対処する方法として、流れの外側境界にバッファ領域と呼ばれる緩衝領域を接続し、バッファ領域内で諸量を強制的に減衰させ、反射を防ぐ方法がある。以下に今回用いた境界条件を簡単に述べる。

速度に関しては、壁・平板上で滑り無し(no slip) 条件とした。流入境界条件には Riemann 変数による境界条件を用いた。流入速度分布は、流入境界でブラシウス分布を持った流れを与えた。y 方向外側境界にはバッファ領域を設け、さらに Riemann 変数による境界条件を用いた。流出境界にはバッファ領域を設け、さらにすべての保存量を 0 次外挿した。

3. 結果および考察

3.1 流れ場の考察

平板後縁における流れ場の特徴について述べる。ある時刻での瞬時における渦度分布を図 4 に示す。ここでは渦度ベクトルの z 方向成分 ω_z を示している。平板上下の異なる速度の流れが自由せん断層を形成し、後縁からシート状の渦層が下流方向に伸びている。自由せん断層を持つ Kelvin-

Helmholtz 不安定性のためにやがて渦シートは波打ち始める。

3.2 フィードバック機構

平板後縁からの渦放出過程は、フィードバックループによって決定される。後縁での渦放出により発生した音波は、隙間を通る流れを横断して壁に到達し、壁で反射する。その後、再度、隙間流れを横断して、平板後縁に到達する。その時、平板後縁でのせん断層を刺激し、その結果、新しい渦の生成を引き起こす。このような過程を繰り返すフィードバックループによって、ギャップトーンが発生し、維持される。

図 5 に音波伝播の速度ベクトルを示す。隙間流れを垂直に横断し伝播する音波の位相速度 v は、静止流体中の伝播速度 a と、一様流速度 u とをベクトル的に加えたものである。隙間の間隔が h であるので、1 回のフィードバックに要する時間は $2h/v$ になる。これに基づき、Tam により導出されたギャップトーン周波数 f_s は、以下の式で与えられる²⁾。

$$f_s = \frac{n(a^2 - u^2)^{\frac{1}{2}}}{2h}, \quad (n = 1, 2, 3, \dots) \quad (1)$$

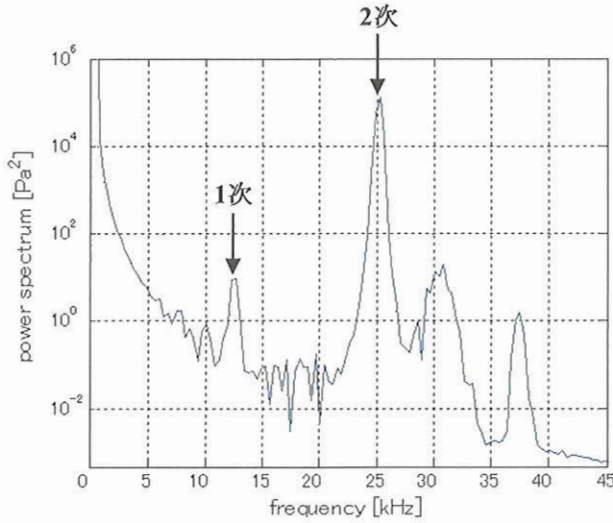


図7: 周波数解析結果 (x,y)=(0,0)

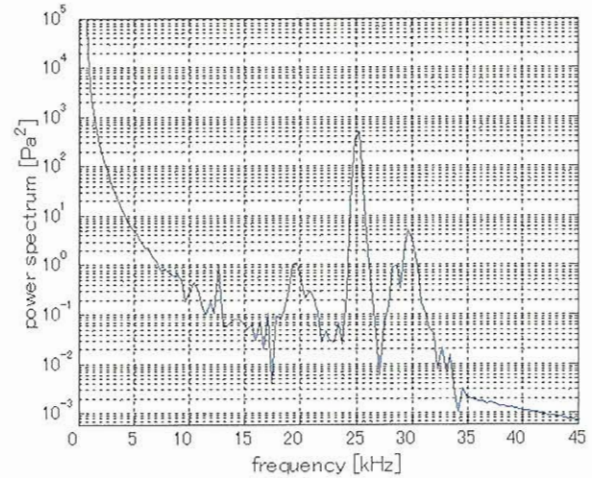


図9: 周波数解析結果 (x,y)=(-2h,10h)

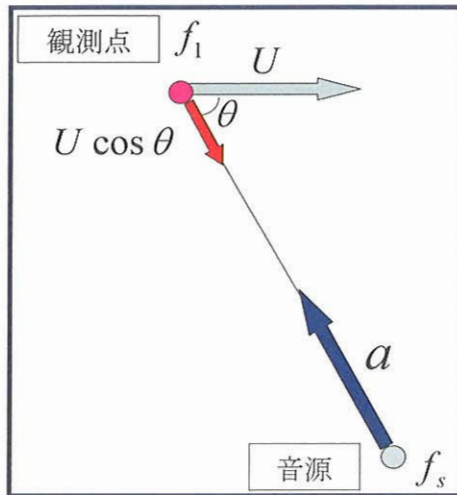


図8: ドップラー効果

瞬時における速度発散 ($\text{div } \vec{u}$) を図6に示す。図6において、平板後縁 $(x,y)=(0,0)$ (観測点 s) での圧力の時間履歴を取り、そのデータをFFTにより周波数解析した。その結果を図7に示す。2次のモードの周波数でパワースペクトルのピークが発生している。このことから、ギャップトーン周波数が、2次のモードの周波数であることが確認できる。

図6において、平板後縁から距離 $10.2h$ 離れた位置 $(x,y)=(-2h,10h)$ (観測点1) での圧力の時間履歴を取り、そのデータをFFTにより周波数解析した。観測点1は、平板後縁の音源よりも、上流側であるため、ドップラー効果により、周波数が高周波数側へ移動する。そこで、ドップラー効果を考慮し、観測点1でのギャップトーン周波数を導出する。観測点1でのギャップトーン周波数 f_1 は、平板後縁で発生するギャップトーン周波数 f_s 、静止流体中の伝播速度 a および一様流速度 U を用いて、以下の式で表される (図8参照)。

$$f_1 = \frac{a + U \cos \theta}{a} f_s \quad (2)$$

周波数の比較を表1に示す。 n はギャップトーン周波数の次数である。1次および2次のモードについて、ギャップトーン周波数 f_1 と、周波数解析結果は定量的に良く一致した。

位置 $(x,y)=(-2h,10h)$ における周波数解析結果を図9に示す。図9より、2次のモードの周波数でパワースペクトルのピークが発生している。この2次のモードは、平板後縁 $(x,y)=(0,0)$ における周波数解析結果と、スペクトルの波形が一致する。さらに図6より、伝播する音波の波長が、隙間 h とほぼ等しいため、2次モードの周波数であることが確認できる。

3.3 伝播形態および指向性

次に図6と図10を用いて、ギャップトーンの伝播形態について述べる。ギャップトーンは、周囲に2つの形態で伝播する。傾

表1: 周波数の比較 (x,y)=(-2h,10h)

n	ギャップトーン 周波数 f_s [kHz]	ギャップトーン 周波数 f_1 [kHz]	計算 [kHz]
1	12.3	12.5	12.6
2	24.6	25.1	25.2

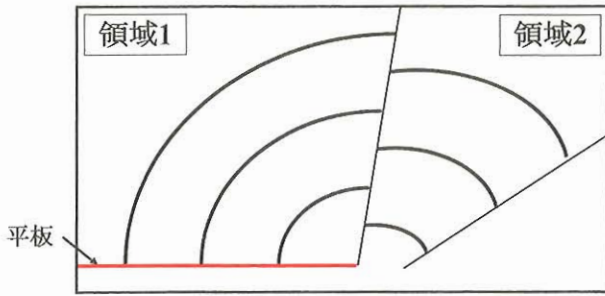


図 10: 伝播形態

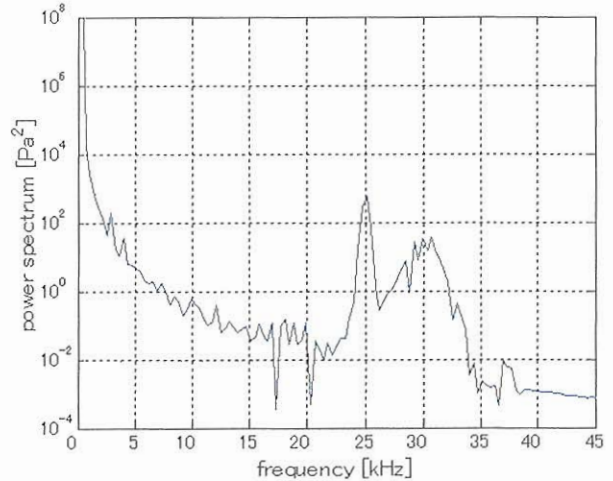


図 12: 周波数解析結果 (x,y)=(2.56h,0)

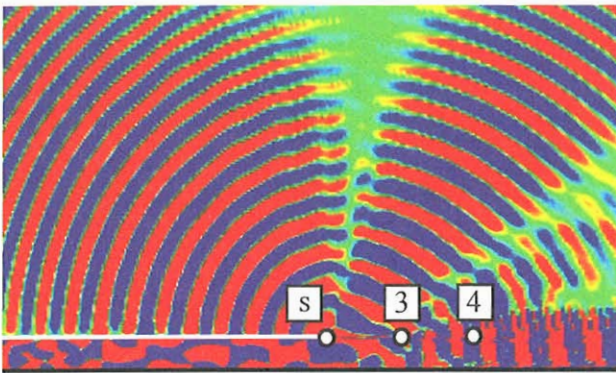


図 11: 速度発散 ($div \bar{u}$) と観測点
(x,y)=(0,0),(2.56h,0),(5.1h,0)

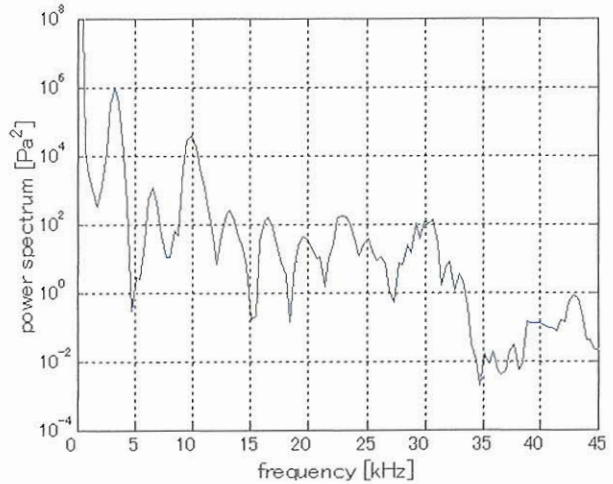


図 13: 周波数解析結果 (x,y)=(5.1h,0)

域 1 では、音源からの音波が直接伝播する。この領域では、壁での反射波の影響は見られない。一方、領域 2 では、隙間流内からの音波が伝播する。具体的には、先ず音源からの音波が壁で固定端反射し、その後、隙間流外縁付近で屈折し、上流側に偏向して領域 2 に伝播する。領域 1 と領域 2 の間の領域では、逆位相の音波の重ね合わせにより、音が減少している。

また、図 6 において、平板後縁から距離 $10.2h$ 離れた位置での音圧レベルは、領域 1 では 92 [dB]、領域 2 では 97 [dB] である。

3.4 不安定波

瞬時における速度発散 ($div \bar{u}$) と、3 個の圧力時間履歴観測点 s, 3, 4 を図 11 に示す。観測点は、左から、(x,y)=(0,0), (2.56h,0), (5.1h,0) である。それぞれの観測点での圧力の時間履歴を取り、そのデータを FFT により周波数解析した。その結果を

図 7,12,13 に示す。以下で音源からの距離による、周波数の違いについて述べる。

図 7, 12 より、点 s (x,y)=(0,0)、点 3 (2.56h,0) では、2 次のモードのギャップトーン周波数が確認できる。また、音源から離れるにつれ、ギャップトーンの強さが減衰することも分かる。また、3 [kHz] 付近にパワースペクトルのピークが発生し始めているが、これはせん断層の不安定波の周波数であると考えられる。

図 13 より、点 4 (x,y)=(5.1h,0) では、3.3 [kHz] と 10 [kHz] にパワースペクトルのピークがある。これらは、せん断層の不安定波の周波数であると考えられる。図 11 から、点 4 で不安定波が存在しているのが見られる。このことから、平板後縁下流位置では、下流側に行くにつれ、ギャップトーンとは異なる、せん断層固有の周波数を持つ不安定波が支配的になると言える。

4. 結論

スラットと母翼を単純化して模擬した wall jet モデルの数値解析を行い、以下の結論を得た。

- ・理論と計算結果の周波数比較により、ギャップトーンはフィードバック現象によるものであることが確認された。
- ・ギャップトーンは、周囲に2つの形態で伝播する。1つは音源からの直接伝播する音波であり、もう1つは壁面で一度反射し、その後、隙間流外縁で屈折する音波である。
- ・ギャップトーンには指向性があり、領域1よりも領域2の音が大きくなる。
- ・平板後縁下流位置では、下流側に行くにつれ、ギャップトーンとは異なる周波数の不安定波が支配的になる。

参考文献

- 1) M. R. Khorrami, "Understanding Slat Noise Sources," Proc. of EUROMECH Colloquium 449, Computational Aeroacoustics: From Acoustic Sources Modeling to Far-Field Radiated Noise Prediction, Chamonix, France, Dec. 2003.
- 2) C. K.W Tam and N. Pastouchenko, "Gap Tones: A Component of Airframe Noise," AIAA Paper 2000-0606, 2000.
- 3) M. M. Choudhari, D. P. Lockard, M. G. Macaraeg, B. A. Singer, and C. I. L. Streett, "Aeroacoustic Experiments in the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel," NASA/TM-2002-211432, 2002.
- 4) M. E. Berkman, M. R. Khorrami, M. Choudhari and S. S. Sadowski, "Investigation of High-Lift Flowfield of an Energy Efficient Transport Wing," Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 1, 2000, pp. 45-52.