Effect of Interaction between Cavity Shear-Layer and Cylinder on Noise Generation

1. 緒言

航空機が住環境に与える影響の一つである航空機騒音は エンジン騒音とフラップ、スラットや主脚などから発生する 機体騒音がある.着陸進入時、エンジン出力が小さくなるこ とから機体騒音が支配的となるが、エンジン騒音に比べて機 体騒音は騒音低減が進んでいないことから航空機の騒音低 減は停滞しつつある.Dobrzynski⁽¹⁾は主な騒音発生源は降着 装置,高揚力装置であり、大型機の場合、降着装置は機体騒 音で最も支配的になるとしている.

Dobrzynski⁽¹⁾は降着装置の騒音が主脚の構成要素やそれらの干渉流れで発生するとしている.一方,高石ら⁽²⁾による主脚騒音低減実証における風洞試験で主脚収納部から低周波の騒音が発生していると分かっているが、図1に示す航空機主脚のように収納部には支柱やサイドブレースなどの構造物があり、その後流と収納部のせん断層や後縁と干渉することで騒音が発生する可能性がある.図1に示す主脚にはMurayamaら⁽³⁾によって三次元の空力音響計算が行われたが、複雑な流れであるため主脚収納部と構造物の干渉音について現象の理解までは至っていない.

そこで、本研究は主脚収納部と主脚構造物の干渉音の基礎 的な騒音発生現象を理解するために数値計算を行う. 主脚の 構造物に関しては、後流のせん断層と主脚収納部のせん断層 の回転軸がほぼ平行であるために大きな干渉音を発生させ る可能性のあるサイドブレースに限定する. 本研究は主脚収 納部とサイドブレースの干渉音について、それぞれをキャビ ティと円柱にモデル化し二次元で基礎的な物理現象を理解 することを目的とする.

2. モデル

形状と流れ場は次のような考え方でモデル化する. キャビ ティと円柱の寸法は図 1 に示す主脚の収納部とサイドブレ ースを参考にする. キャビティ長さ *L* を代表寸法としてキャ ビティ深さ*D*/*L* = 0.5, 円柱直径*d*/*L* = 0.14である.

流れ場は主流速度を航空機の着陸進入時を想定してマッハ 数M = 0.2とし、現象を単純化するために流れは層流を仮定 する.また、層流でのキャビティの騒音について Rowley⁽⁴⁾が 調査している.キャビティの騒音には、キャビティ内に存在 する音波のフィードバックがキャビティ開口部のせん断層 を振動させ、ピーク音が発生する shear-layer モードとフィー ドバックは存在しないが、キャビティ開口部のせん断層が大 きく振動し広帯域でレベルの高い音が発生する wake モード の2つの発生機構がある. Rowley⁽⁴⁾はキャビティ前縁でのせ ん断層(以下、キャビティせん断層)の運動量厚さθ/Lがモ ードを決めるパラメーターの一つであるとしている.4.1 節 で詳細に述べるが、本研究は前者の shear-layer モードを対象 として、キャビティせん断層の運動量厚さθ/L = 1/80の流れ に対して円柱を設置する.

図2に計算モデルを示す.キャビティせん断層の運動量厚 さ*θ/L* = 1/80の時,キャビティせん断層の 99%厚さ*δ/L* = 0.09となる.円柱中心位置はキャビティ前縁から流れ方向に 知能機械システム工学コース 航空エンジン超音速流研究室 1225059 梁 裕卓



Fig. 1 Example of main landing gear (3)



直径d, 高さ方向に(a)円柱がキャビティ内に存在している状態(y = -d/2), (b)円柱中心がキャビティ開口部に存在している状態(y = 0), (c)円柱中心がキャビティ開口部のせん断層内に存在している状態(y = d/2), (d)円柱が一様流内に存在し、下面がキャビティ開口部のせん断層と接している状態($y = \delta + d/2$)とする.

3. 数値計算

3.1 数值計算手法

数値計算には JAXA の CFD コード『UPACS』⁽⁵⁾を用いる. 支配方程式は三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いてい るため境界条件で二次元計算になるようにする.離散化は有 限体積法を用いている.対流項には低マッハ数でも数値粘性 の小さい SLAU⁽⁶⁾を用いた3次精度風上差分,拡散項は2次 精度中心差分である.時間積分は二次元層流計算にしたこと で時間ステップが大きくできない陽解法でも短時間で非定 常計算が可能なため3次精度ルンゲクッタ陽解法を用いる.



Fig. 3 Boundary condition

3.2 境界条件

図3に境界条件を示す.流入流出面と上面はマッハ数固定 の遠方境界としている.十分に層流境界層を発達させるため, キャビティ前縁の2.7L上流から滑りなし壁境界条件とした. 奥行き方向zに幅Lの有限体積セル1つをとり, z = 0,Lの面 を鏡像境界条件とすることで実質的に二次元計算になるよ うにする.

3.3 計算条件

キャビティ長さを代表長とするレイノルズ数 Re_L は主流マ ッハ数M = 0.2でキャビティ前縁から2.7L上流で境界層が開 始された時に前縁での運動量厚さ θ/L が想定した大きさにな るように設定する.運動量厚さ θ/L の設定については 4.1 節 で述べる.時間刻み幅dtは計算の安定性を考慮してM = 0.2の一様流の初期条件から開始し,残差が周期性を示すまでは 最大 CFL を1とする.それ以降の時間刻み幅は CFL がおお よそ1となる時間刻み幅で一定とした.時系列データのサン プリングは時間刻み幅を一定にした時点から流れがキャビ ティ長さのおよそ100倍の長さを進む間に行う.サンプリン グ位置は物体表面の圧力変動が音波と強い相関を持つため 図 2 に示す点 A と主流内に 3 か所のサンプリングを行った が,スペクトルに大きな違いが見られなかったため,代表と して点 A のみ結果を示す.

4. 結果と考察

4.1 キャビティ流れの騒音発生

キャビティと円柱の干渉音を議論する前にキャビティ流 れによる騒音発生について説明する.

2章でキャビティ流れの騒音はキャビティせん断層の振動 の違いにより特徴が異なることを述べた. Rowley(4)は振動が 主流マッハ数,キャビティの深さ,キャビティせん断層の運 動量厚さに依存し. キャビティせん断層が薄くなると定常状 態から shear-layer モード, wake モードの順に遷移するとし ている.本研究は円柱による流れや音の干渉について,不規 則な現象である wake モードでは変化の評価が難しいため, 周期的な現象である shear-layer モードに対して評価を行うが, shear-layer モードが現れる運動量厚さを設定する必要である.

そこで、キャビティ流れについてレイノルズ数 Re_L を変え てパラメトリックスタディを行い、キャビティ前縁でのせん 断層の運動量厚さ(a) $\theta/L = 1/80$ で shear-layer モード、 (b) $\theta/L = 1/150$ で wake モードの特徴が見られた.図4 に点 A での圧力のパワースペクトル密度、図5 にある瞬間での圧 力の時系列変化から時間平均成分を引いた変動成分と渦度 のコンターを示す.なお、留意点として(a) $\theta/L = 1/80$ の圧 力変動値は図の見やすさから(b) $\theta/L = 1/150$ に対して1/4 のスケールとした.図4 より(a) $\theta/L = 1/80$ は Rossiter⁽⁷⁾の一 次モードとその高調波成分と考えられるピーク音が見られず、広帯 域でレベルが高いことが分かる.





Fig. 5 Pressure fluctuation and vorticity contour (cavity only)

また、図5より(a) $\theta/L = 1/80$ はキャビティせん断層の振動 と音波に周期性があるように見えるが、(b) $\theta/L = 1/150$ はキ ャビティせん断層の振動が複雑になっており、音波にも周期 性がないように見える.以上から(a) $\theta/L = 1/80$ では shearlayer モード、(b) $\theta/L = 1/150$ では wake モードによる振動が 発生していると考えられる.よって、本研究は shear-layer モ ードを対象にするため(a) $\theta/L = 1/80$ のキャビティ流れで円 柱との干渉を調べる.

4.2 キャビティと円柱の干渉音

キャビティと円柱の干渉について円柱がキャビティ内に 存在しているy = -d/2から上へと順に説明する.図6に点 Aでの圧力のパワースペクトル密度,図7にある瞬間での圧 力の時系列変化から時間平均成分を引いた変動成分と渦度 のコンターを示す.また,図6において周波数は主流速度Uと代表長Lで無次元化したストローハル数Stで整理する.

y = -d/2の場合,図 6(a)より最も強いピーク音はSt = 0.6で現れ,その高調波成分としてSt = 1.2, 1.8でピーク音が見ら れることが分かる.図 4(a)の円柱なしと比較すると一部の周 波数のピーク音が抑えられているが,St = 0.6とその高調波 成分のピーク音に大きな変化がないことが分かる.図 7(a)か らキャビティせん断層の振動や音波に周期性があるように 見える.円柱がキャビティに入り込んでいるため,円柱の後 流にカルマン渦のような流体現象が発生しない.また,円柱 とキャビティせん断層の干渉が少ないことからキャビティ せん断層の振動や音波に及ぼす変化が少ないものと考えら れる.

 $y = 0 \ge y = d/2$ の場合では図 6 の(b), (c)に示すようにピ

ーク音が見られず広帯域で騒音レベルが高いことが分かる. また、2 つのスペクトルを比較したとき、St = 1.5付近の騒音 レベルはy = d/2の方が高い. St = 1.5を円柱直径dで無次元 化するとSt ≅ 0.2であることから、カルマン渦に類似した現 象が発生していると考えられる. 図 7(b)からy = 0の場合は 円柱の存在でキャビティせん断層が薄くなるため wake モー ドのように不規則なキャビティせん断層の振動と音波が発 生していることが分かる. 一方、図 7(c)からy = d/2の場合 は円柱が主流に干渉し始めたことでカルマン渦のように円 柱の後流にできる現象が発生し始めていると考えられる. し かし、キャビティから出る不規則な音波も強いため、広帯域 で騒音レベルが高くなると考えられる.

 $y = \delta + d/2$ では図 6(d)に示すように最も強いピーク音は St = 1.68で見られ、1/2の周波数であるSt = 0.83やその高調 波としてSt = 2.59でもピーク音が発生することが分かる.図 7(d)からキャビティせん断層が円柱下部近傍でカルマン渦に 巻き込まれ対流することが分かる.また,他の円柱位置に比 べて強い音波が発生していることが分かる. St = 1.68は円柱 直径のストローハル数に変換するとSt = 0.24となりカルマ ン渦の周波数に近い値となることから,全体の騒音としてカ ルマン渦から発生するエオルス音が支配的であると分かる. 次に, St = 0.83のピーク音は図 4(a)で示した円柱のない場合 のスペクトルでは見られない.このピーク音の原因として円 柱とキャビティ後縁の間でフィードバックループを形成す る可能性が考えられる.フィードバック距離が短くなれば, 1周期が短くなりピーク音は高周波になる. そこで、キャビ ティ長さを円柱直径分長くした場合と円柱直径分短くした 場合で計算を行った.図8はストローハル数を代表長Lで算 出し,図2の点Aと同じ座標点における圧力のパワースペ クトル密度の比較を示している.図8よりピーク音の周波数 に変化は見られないことから、St = 0.83のピーク音はキャ ビティの長さに依存しないことを示している. すなわち, 上 記で可能性として示したフィードバックループは形成され ていないと言える. このピーク音については、カルマン渦と キャビティせん断層が干渉することによりカルマン渦の2周 期分に相当する新たな不安定性が発生した結果現れたもの と考えられる.





Fig. 8 Comparison of power spectral density of pressure at the same coordinate point as point A

5. 結言

機体騒音の主な騒音発生源である主脚において主脚収納 部とサイドブレースの干渉音の基礎的な現象を理解するた めにキャビティと円柱の干渉流れに対して二次元層流計算 を行い、キャビティと円柱の位置関係の違いによる現象の変 化について以下のことが分かった.

- i)円柱がキャビティ内に存在する時,円柱がキャビティ 流れによるピーク音の周波数や騒音レベルに与える変 化は小さい.
- ii)円柱がキャビティ開口部のせん断層内に存在する時, 円柱がキャビティせん断層を薄くすることでキャビティ流れや音波に周期性を持たない wake モードの振動となる.また,円柱が主流に近づくにつれてカルマン渦に近い周波数のレベルが高くなる.
- iii)円柱が主流内に存在しキャビティせん断層と接している時、円柱からのエオルス音が支配的となる.また、円柱下部近傍でカルマン渦がキャビティ開口部のせん断層を巻き込むことでカルマン渦の2周期分に相当する新たな不安定性が発生する.

キャビティ流れの騒音は主流速度やキャビティ深さによって流れや音波の特性が異なる. 今後の課題としてキャビティと円柱の干渉音をより深く理解するためには主流速度, キャビティ深さを変更し多くのパターンについて評価する必要がある.

謝辞

本研究の数値計算および計算結果の可視化には宇宙航空 研究開発機構(以下, JAXA)のスーパーコンピュータシステ ム『JSS2』を利用した.

また、本研究は JAXA の受託指導学生受入制度により実施 した.最後までご指導を頂いた山本一臣氏、村山光宏氏をは じめ航空システム研究ユニットの皆様に感謝の意を表す.

参考文献

- W. Dobrzynski, "Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve?," Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 2, 2010.
- (2) 高石武久ほか,"飛翔の主脚低騒音化設計とFQUROH飛 翔実証,"日本航空宇宙学会第49期年会講演会,1A09, 2018.
- (3) M. Murayama et al, "Numerical Simulation of Main Landing Gear Noise Reduction in FQUROH Flight Demonstration," AIAA Paper 2019-1836, AIAA SciTech 2019 Forum, 2019.
- (4) C. Rowley et al, "On self-sustained oscillations in twodimensional compressible flow over rectangular cavities," J. Fluid Mech. vol.455, pp.315-346, 2002.
- (5) 山本一臣ほか, "CFD 共通基盤プログラム UPACS の開 発," 第 14 回数値流体力学シンポジウム, D02-1, 2000.
- (6) E. Shima et al. "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds," AIAA JOURNAL. Vol. 49, No. 8, 2011.
- (7) J. E. Rossiter, "Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds," Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No. 3438, 1964.