

グレージング流れを伴う吸音ライナの数値解析

榎本 俊治, 石井 達哉 (宇宙航空研究開発機構 航空技術部門)
赤見坂 祐輔, 藤 秀実 (金沢工大)

Numerical Analysis of Acoustic Liner Performance in an Impedance Tube Test

by

Shunji ENOMOTO, Tatsuya ISHII (JAXA)
Yusuke AKAMISAKA, Hidemi TOH (Kanazawa Institute of Technology)

ABSTRACT

As aircraft noise regulation becomes severe year by year, aFJR (Advanced fan Jet Research) project of JAXA conducted research and development on light weight sound absorption liner technology from 2014 to 2018. In this research, we attempted to develop a method to predict the sound absorption coefficient by numerical analysis of the flow field when glazing flow exists. Assuming laminar and two-dimensional flow, numerical calculation of the flow field with glazing flow and sound wave was performed, and the sound absorption coefficient was evaluated. The sound absorption obtained by the calculation and the sound absorption obtained by the experiment qualitatively agreed well. In the presence of glazing flow, it was found that the sound absorbing cell was not much resonant. The fact that sound absorption occurs even though the sound absorbing cell is not strongly resonating suggests that a phenomenon different from the Helmholtz resonance occurs in the sound absorbing liner having a glazing flow.

1. はじめに

航空機の環境適合技術の向上を目指し、JAXA 航空技術部門では 2014 年から 2018 年までの 4 年間、高効率ファン・タービン技術実証(aFJR)プロジェクトを行った。この中で、ファン騒音の低減を目的として用いられる吸音ライナについては、軽量化のための技術開発に合わせて吸音性能の向上を目指した研究を行った。吸音ライナは例えば図 1 のような形状^[1]をしており、微小な孔が開いた表面板と背後の空気層から構成され、ヘルムホルツ共鳴によって特定の周波数近傍の音を吸音することができる。通常は表面板に単純な丸孔が開いた形状が用いられるが、孔の形状を工夫することにより吸音性能を向上させる試みも行われている^[2]。

吸音ライナでは、音の粒子速度が微小な孔を通過する際に発生する損失で吸音が起きていると考えられているが、形状が小さいため実験による流れ場の計測は難しく、どこで、どのような原理で吸音が起きているか、どのような形状にすれば吸音率を上げられるかは明確ではない。そこで筆者らはまず、静止気体中の吸音ライナ性能を計測する垂直入射管試験に相当する数値解析を行い^[3]、図 2 のように孔内に発生する流れや損失を可視化できることを示した。

ファン騒音低減のために用いられる吸音ライナの場合、吸音ライナの外部の空気に流れが有る。この流れはグレージング流れと呼ばれ、グレージング流れが有る場合は無い場合と比べて吸音特性が変化することが知られている。グレージング流れの有る吸音ライナの性能計測を行うためには図 3 のようなフローダクト試験装置が必要となる^[1]。フローダクト試験装置は、ダクトの壁面に吸音ライナを取り付け、空気が流れている状態で上流あるいは下流から音波を入射し、音を吸音ライナ上を通過させ、その吸音率を測定する装置である。

フローダクト試験装置を用いて、或る吸音ライナの吸音率を計測した例を図 4 に示す。ここで、流れが無い状態で音波のみを入射した場合を“静止”、流れが有る状態で上流から下流に向かって音波を入射した場合を“順方向”、下流から上流に向かって音波を入射した場合を“逆方向”と呼ぶことにする。流れの速さはマッハ数 0.3 である。

“静止”では垂直入射管試験と基本的に変わず、共鳴周波数に吸音率のピークが有り、共鳴周波数から離れると吸音率は低い。一方、“順方向”では“静止”と比べて吸音率のピークが少し下がり、ピークとなる周波数は少し高く

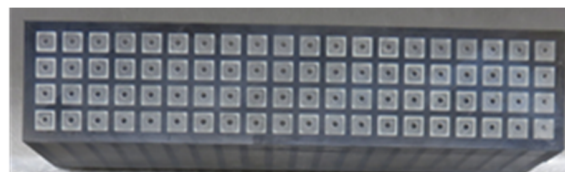
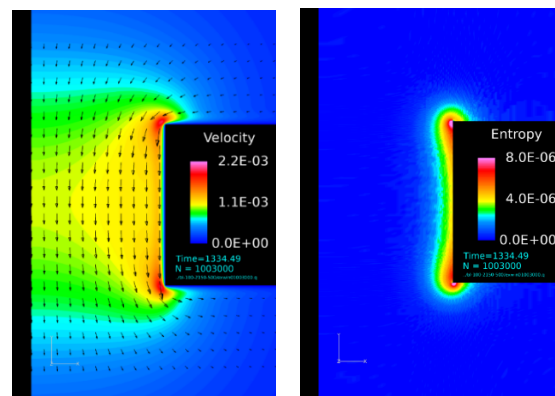


図1 吸音ライナ^[1]



粒子速度 エントロピー

図2 垂直入射管の数値解析^[3]

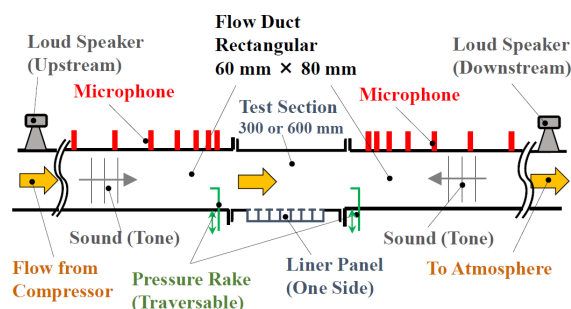


図3 フローダクト試験装置^[1]

なり、周波数の幅は広がっている。“逆方向”では吸音率は全体的に上がり、周波数の幅は大きく広がっている。このように、グレージング流れのある吸音ライナの吸音率はヘルムホルツ共鳴現象だけでは説明し難く、別の現象も吸音に関係しているのではないかと考えられる。

そこで本研究では、フローダクト試験装置の流れ場・音場を模擬する数値解析を行うことにより、グレージング流れのある吸音ライナで起きている現象を明らかにすることを試みることとした。

グレージング流れのある吸音ライナでは様々な現象が発生している。例えば

- ①ダクト内の乱流境界層
- ②乱流境界層内の渦の孔への流入・流出
- ③吸音ライナの孔とグレージング流れとの間の剪断層の発生と振動
- ④ダクト内の平均速度分布
- ⑤流れが有ることによる音波の変化（音波の波長の伸長・伸縮等）

などである。それらの現象の影響を工学的な観点から考えると、吸音性能の変化と流れ損失の増加があげられる。流れ損失を評価する上では①～③を精度良く評価することが重要である。しかし本研究では流れ損失については対象外とし、吸音性能に焦点を当てることとした。

吸音性能に対して①、②がどの程度の影響を与えているかは明白ではないが、乱流による渦の流速変動成分が音速と比較して遥かに小さいことから考えると、音にとっては乱流の変動成分は主なファクターではなく、平均速度成分だけが意味を持つのではないかと推測することができる。③に関しては剪断層の振動が新たな騒音を発生させる可能性が有るが、ファン騒音の音圧レベルが非常に大きいことから考えて、今のところ考慮の対象外として差支えないのではないかと考えられる。

④のダクト内の平均速度分布を得るための方法としては乱流モデルを用いてダクト内の流れの計算を行う方法が考えられる。しかしながら、乱流モデルでは乱流粘性が計算に導入されるため、音のエネルギーが吸音されるプロセスに対して、乱流粘性が影響を及ぼしてしまう可能性が考えられる。そこで乱流モデルは用いず、従って乱流境界層の速度分布を模擬することを諦め、層流境界層を用いることとした。結論として⑤に示した、グレージング流れが有ることによる音波の変化が、吸音ライナの性能にどのように影響を与えるかを調べることとした。また、この場合、流れの三次元性は重要な要素ではないと考えられるため、2次元計算を用いることとした。

2. 計算手法

数値計算コード

本研究では、垂直入射管の解析¹³⁾と同様に、筆者の一部がJAXA航空技術部門において開発しているCFDコードで

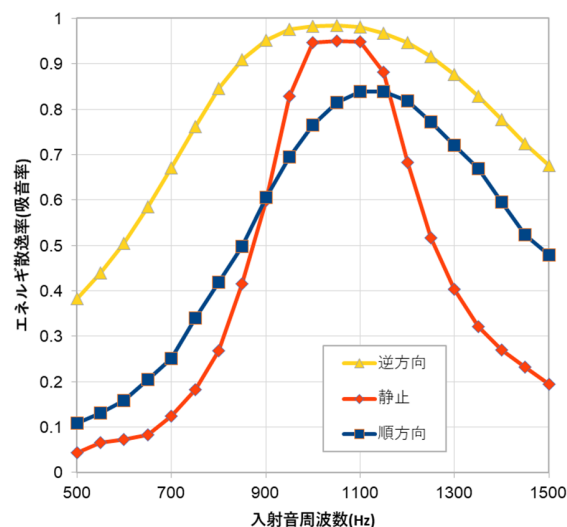


図4 フローダクト試験の吸音率（例）

あるUPACS-LESを用いた。UPACS-LESは有限体積法により離散化した3次元圧縮性NS方程式ソルバーであり、マルチブロック構造格子によるLES解析を実行することができる。対流項の空間差分には最大で6次精度の有限体積法用のコンパクトスキームを用いており、odd-even型の数値振動を抑えるために10次精度の空間フィルタを用いている。時間進行はルンゲ・クッタ陽解法を用いている。

計算領域・条件

計算領域全体を図5に示す。図3で示したフローダクト装置の流路の下半分を模擬することとして、計算領域の流路高さを40mm、流路長さを $X=0$ を中心に左右900mm、上側をスリップ壁、下側を付着壁とした。計算領域の中心($X=0$)に模擬吸音ライナを一つだけ設置している。

流れは左から右に $M=0.3$ で流れており、流路下側に層流境界層が形成されている。層流境界層は入口条件としてブラジウス解を利用した分布を仮定する方法が考えられるが、今回は上流側に15m程度の助走区間を持つ計算を別途行い、その境界層分布を用いた。境界層厚さは約8mmである。

計算領域の左右両端から150mmの領域を、音波を入射することができるスポンジ領域としている。スポンジ領域では速度分布も与えており、上流側のスポンジ領域は、計算領域内に音を入射することができるとともに、吸音ライナで反射した音波、透過した音波を吸収する。図5（下）では、上流側（左）から流入させた音が、下流側（右）のスポンジ領域で減衰して消え、また吸音ライナで反射した音が上流側のスポンジ領域で消える様子が分かる。入射音圧は110dBとした。

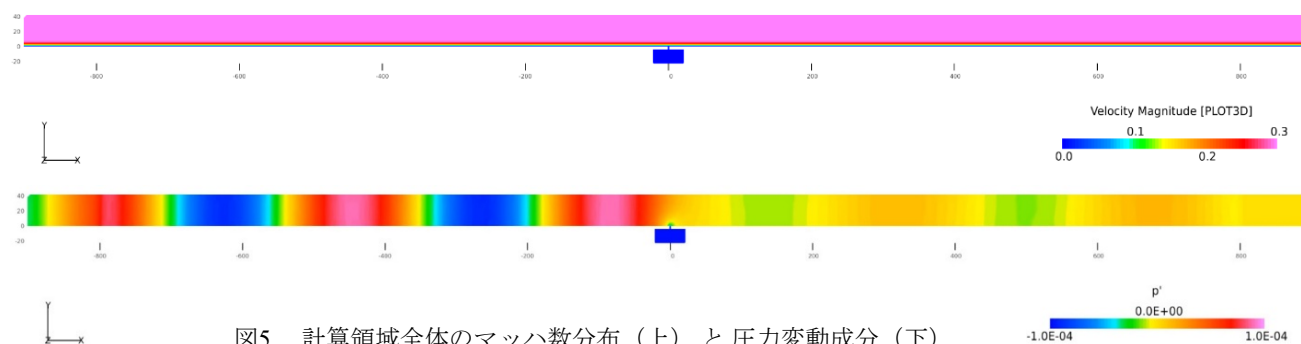


図5 計算領域全体のマッハ数分布（上）と圧力変動成分（下）

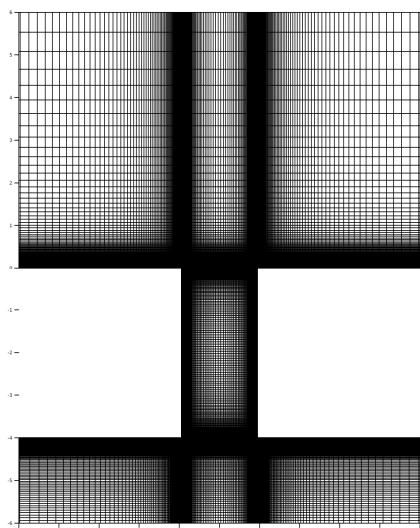


図 6 計算格子（孔部詳細）

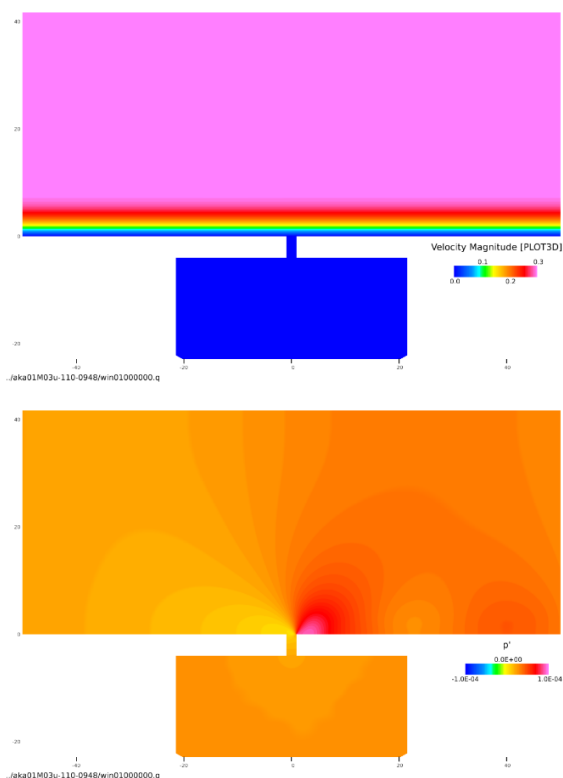


図7 模擬吸音ライナ近傍のマッハ数分布（上）と圧力変動成分（下）

模擬吸音ライナの孔の幅は1.9mm、孔の深さは4mmとし、セルの体積は共鳴周波数が1kHz近傍になるように設定した。図6は吸音ライナの孔部の計算格子を拡大した図である。流路壁面や孔の内壁に隣接する計算格子の幅は、垂直入射管の解析^[3]において得られた、吸音率を精度よく計算できる条件である0.005mmとした。

図7は吸音ライナ近傍の拡大図である。マッハ数分布の図では孔の存在は流れにほとんど影響を及ぼしていないように見える。一方、圧力変動成分（音波）の図では、孔の下流に周期的に流れる渦のようなものが見られ、音波が孔の上を通過することで僅かではあるが渦状の変動が発生していることが分かる。

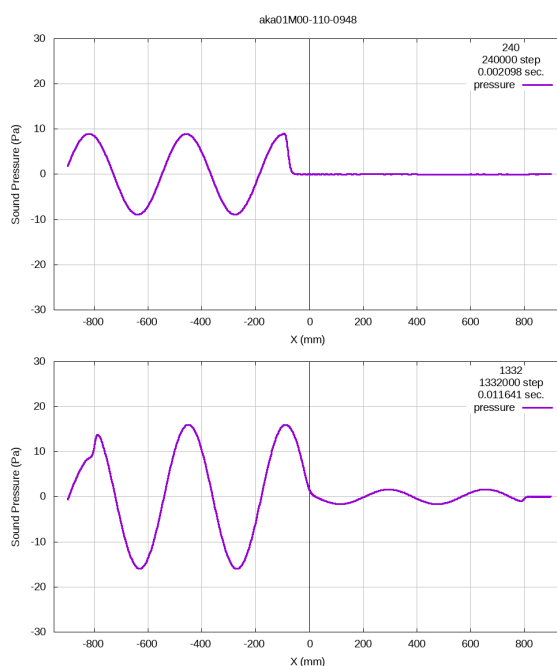


図 8 流路を伝わる音波

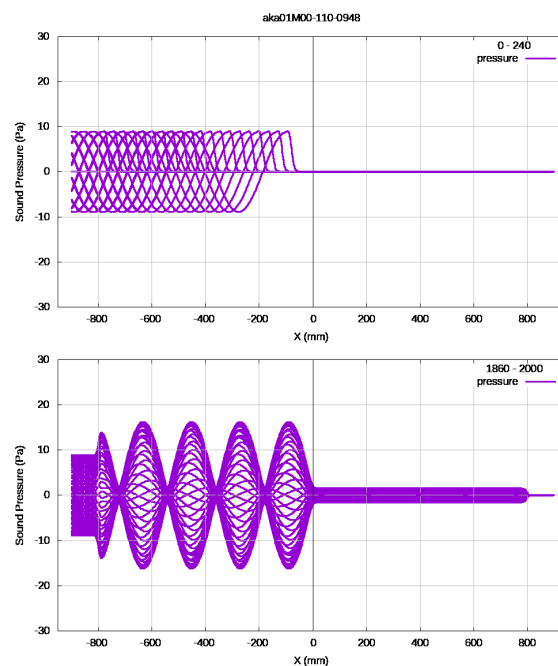


図9 音圧のグラフの重ね書き

吸音率の計算

図8はグレーディング流れが無い場合の、ダクト内中心線(Y=40mm)に沿った瞬間の音圧を示している。図8(上)は、計算領域の左側のスポンジ領域(Y<-750mm)で付加された右に進む音波が、吸音ライナに到達する直前の状態である。図8(下)は、さらに計算を進め、吸音ライナで反射した音波が左側のスポンジ領域で吸収され、また吸音ライナを透過した音波は右側のスポンジ領域で吸収されている様子を示している。

図9は音圧のグラフが時間進行する様子を重ね書きしたものである。図9(上)からは入射波の音圧がわかる。ま

た図9(下)の、 $X < 0$ の音圧振幅の最大値は入射音圧+反射音圧に相当し、 $X > 0$ の音圧振幅は透過音圧である。ここで、 A = 入射音圧

B = 入射音圧+反射音圧

C = 透過音圧

とすると、反射率、透過率は次のようになり、

$$\text{反射率 } r = \frac{B-A}{A}$$

$$\text{透過率 } t = \frac{C}{A}$$

ここから、グレーディング流れのマッハ数を M とすると、エネルギー散逸率(吸音率)は次のように求めることができる[1]。

$$\text{順方向エネルギー散逸率} = 1 - \left(\frac{(1-M)^2}{(1+M)^2} r^2 + t^2 \right)$$

$$\text{逆方向エネルギー散逸率} = 1 - \left(\frac{(1+M)^2}{(1-M)^2} r^2 + t^2 \right)$$

流れが有る場合は、壁面摩擦力によって圧力勾配が発生するため、音波が無いときの圧力分布は図11(a)のようになる。ここに音波が重なると図11(b)のような圧力分布となる。このままでは音圧を算出しにくいので、圧力勾配分を差し引いて図11(c)のような図を作成すると、流れが静止しているときと同じ方法で吸音率を計算することができる。

3. 結果と考察

計算結果から得られた吸音率

このようにして得られた吸音率が図12である。計算は2次元であり吸音セルが一つだけであるなど実験とは形状が異なるため、実験結果(図4)と図12を直接比較することは出来ないが、定性的には、静止状態と比べ、順方向ではピークが下がり、逆方向ではピークが上がることで、両方向とも広帯域になることなど、大きな傾向は一致している。このことより、実験結果で得られたフローダクト流れの吸音ライナの吸音特性の主な要因は、グレーディング流れの存在であると推定することができたと考えられる。

セル内の圧力振幅

垂直入射管試験の場合、吸音ライナの特性を決めるのは吸音セルと音の共鳴現象であった。それではグレーディング流れが有る場合も同じように共鳴しているのだろうか。それを調べるために、図10に示す2点の音圧の時間変化を図13に示した。図13は、(a)静止、(b)順方向、(c)逆方向に対して、それぞれ入射音が772Hz, 948Hz, 1163Hzの場合の、

流路の圧力(duct pressure ———)

セル内の圧力(cell pressure ———)

を示している。

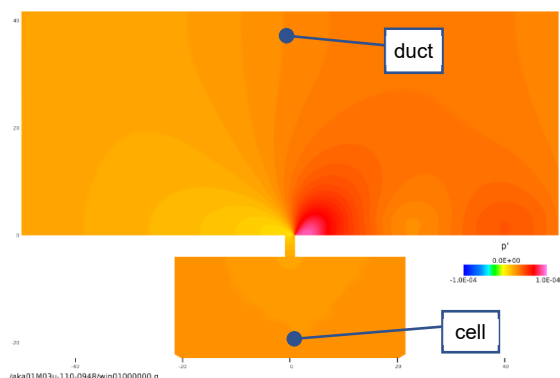
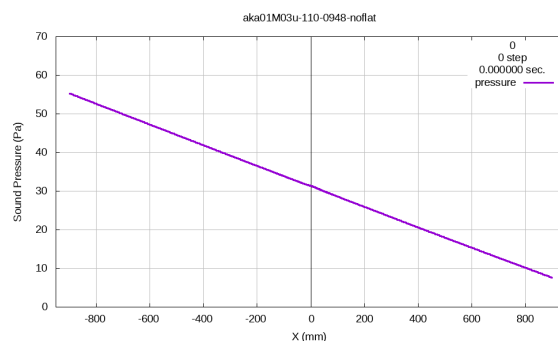
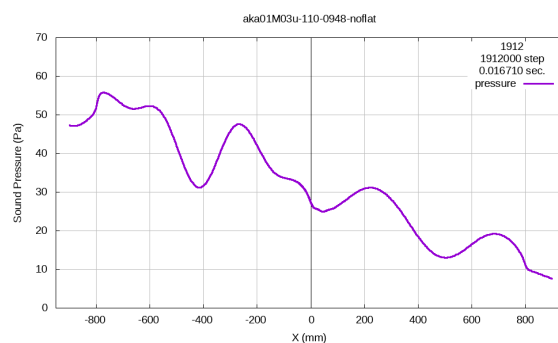


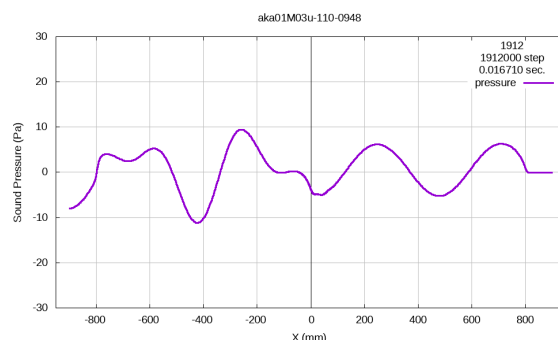
図10 音圧のサンプル点



(a) グレーディング流れによる圧力勾配



(b) 圧力勾配+音圧



(c) 圧力勾配分を差し引いて音圧を抽出

図11 グレーディング流れが有る場合

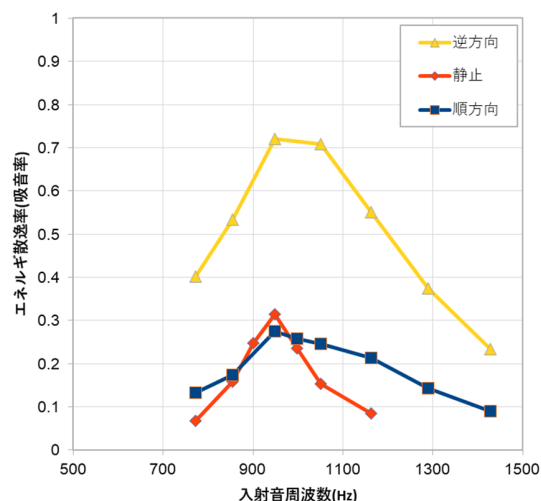


図12 計算結果から得られた吸音率

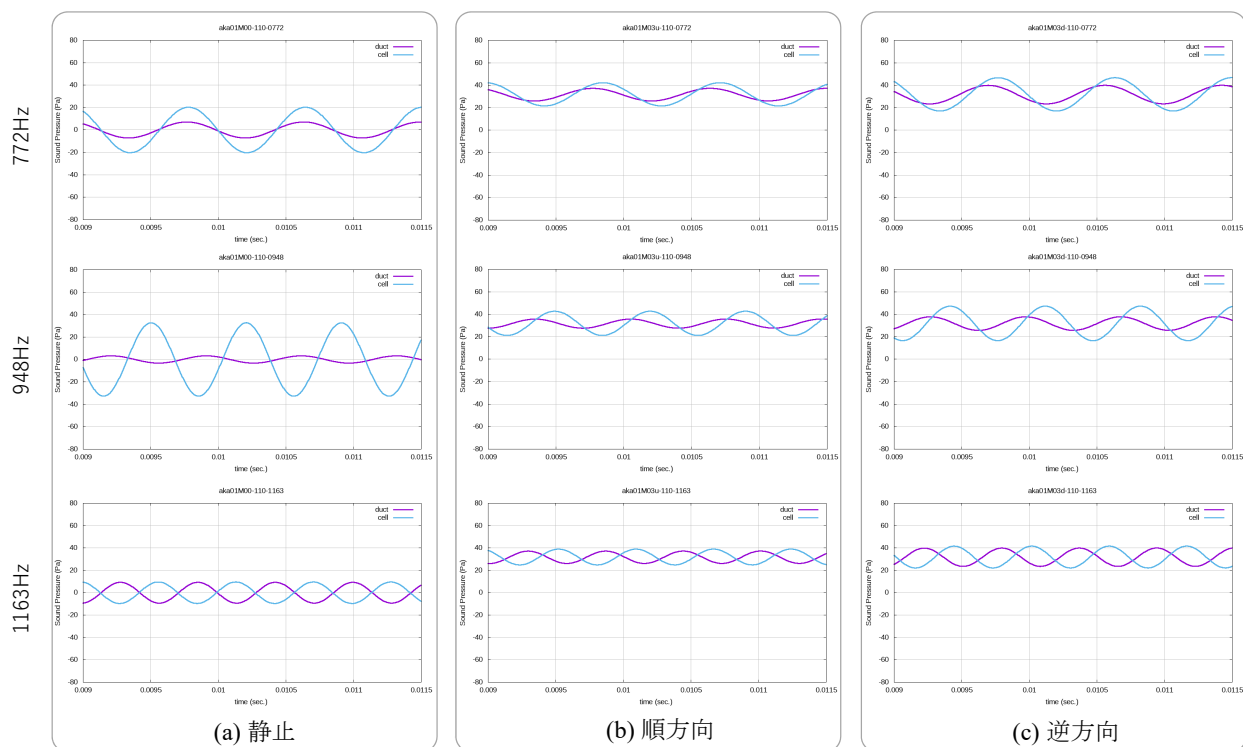


図13 セル内外の音圧

(a)静止の場合、共鳴周波数である 948Hz の時、他の周波数の場合よりも、セル内の圧力は高くなっている。また流路の圧力とセル内の圧力の位相を比較すると、772Hz ではほぼ同位相、948Hz では位相が 120 度程度遅れており、1163Hz ではほぼ逆位相となっており、これらは 948Hz のときに吸音セルが共鳴していることを示している。

(b)順方向と(c)逆方向の場合は共に、共鳴周波数においてもセル内の圧力は静止の時のように大きく共鳴してはいない。一方で、流路圧力とセル圧力の位相関係は静止の場合とほぼ同じであることから、グレージング流れによって共鳴周波数が変わったわけではないと考えられる。

これらの結果より、グレージング流れが有る場合、共鳴周波数においてもセル内の圧力振幅が大きくなるという。それにも関わらず図 12 で示したように吸音が起きているということは、グレージング流れが有る場合、共鳴とは異なる原理によって吸音が起きているのではないかと考えられる。

孔内の流れ

そこで次に、グレージング流れが有る場合の孔内の流速を図 14 に示した。(a)は入射音が無い場合であり、孔の剪断層によって孔の入り口近傍に渦が発生している。この計算では剪断層は振動することなく渦は定常となった。グレージング流れの主流の流速が $M=0.3$ であるのに対し、渦の流速は図中右端で発生する最大値でも $M=0.004$ 程度である。次に、(b), (c)は順方向に 948Hz の音を入射した場合の流速で、(b)は音による粒子速度が下向きに最大になる瞬間、(c)は上向きに最大の瞬間である。(b)では、音によって下向きの粒子速度が発生すると、剪断層が下向きに傾き、流れが孔の下流側の壁に衝突して渦を強化する流れが起きている。その渦が半周回った頃(c)に、上向きの粒子速度によって渦が孔から外に出ようとするような現象が起きている。このように、音によって渦が強化され、渦に伴う摩擦損失によってエネルギー損失が増えていると考えられる。しかしながら、このエネルギー損失が、音のエネルギーの吸収を意

味しているのか、主流の摩擦抵抗を増やしているのかは、この図からは判断できない。

4. 結論

グレージング流れの有る吸音ライナの基本的な吸音特性を、層流境界層を仮定した 2 次元計算によって模擬できることを示した。流れが静止している場合には吸音ライナのセルと入射音の共鳴によって吸音が発生すると考えられるが、グレージング流れが有る場合、強く共鳴しておらず、孔の入り口近傍に発生する渦が吸音に関係している可能性があることが示された。孔内に発生する渦がどのように吸音に影響するかは現時点では不明であり、吸音ライナ性能向上のための指針を得るためには、さらなる解析が必要である。

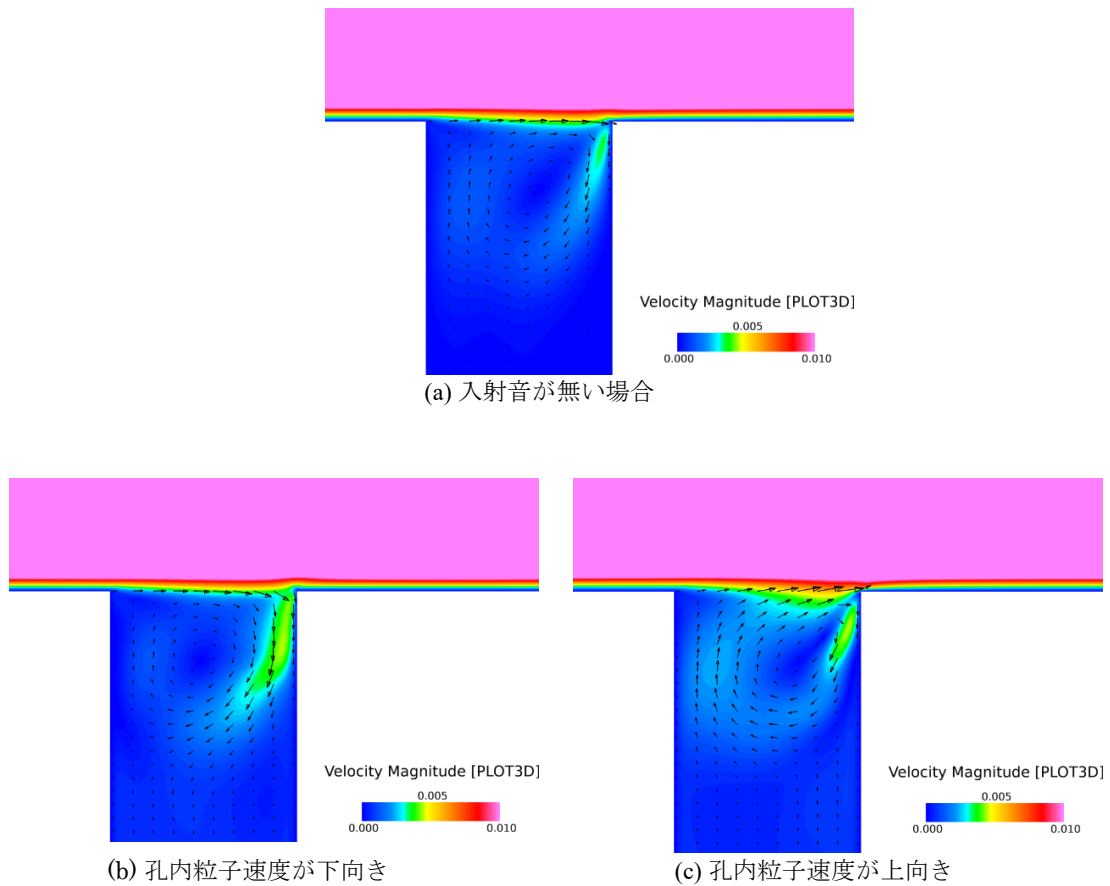


図14 孔内の流速

参考文献

- [1] Takuya Harada¹, Kenichiro Nagai, Hideshi Oinuma, Hirofumi Daiguji, Tatsuya Ishii, “*Validation of Impedance Education Method for Acoustic Liner Panel in Grazing Flow*”, AJCPP2018-001, Proceedings of AJCPP 2018, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, March 14-17, 2018
- [2] 赤見坂祐輔, 栗原啓, 稲垣諒, 吉川和志, 首藤星拓, 藤秀実, 石井達哉, 長井健一郎, 「垂直入射管を用いたアコースティックパネルの評価」, JSASS-2017-0094, 日本航空宇宙学会 第57回航空原動機・宇宙推進講演会
- [3] 榎本俊治, 石井達哉, 神田拓磨, 赤見坂祐輔, 稲垣諒, 佐々木大輔, 藤秀実, 「垂直入射管試験における吸音ライナ性能の数値解析」 JSASS-2017-2027-F/A, 第49回流体力学講演会／第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム