

埋め込み境界法を用いた機内空気流の LES の構築

齋藤英文*, 梶島岳夫**

*株式会社津製作所 航空機器事業部

**大阪大学大学院 工学研究科

Formation of LES of cabin air flow using immersed boundary method

by

Hidefumi Saito and Takeo Kajishima

ABSTRACT

We propose an analytical model as a process of understanding and improving cabin air in an aircraft. The model is based on Boeing 767 aircraft having two aisles in a wide body. In the model, interiors (i.e. ceilings, side wall, seats, and floor) and human bodies are taken into account. To deal with the complicated geometry of flow field efficiently, this model consists of Large Eddy Simulation (LES) based on Smagorinsky Model (SM) and is using IBM (Immersed Boundary Method) to adopt uniform staggered grids. The flow velocities at the immersed boundary cells are determined according to the volumetric fraction of solid. The effect of buoyancy is treated by Boussinesq approximation. The profiles of temperature and oxygen concentration are also calculated simultaneously. It is shown that the process is reproduced successfully for our purpose of optimizing cabin air quality.

1. はじめに

航空機の空調システムは、一般的な空調システムとは異なり、機内の与圧・換気・温度調節の3つの重要な機能を持つシステムでなければならない。特に航空機が上空を巡航している際は、与圧と換気の機能発揮がなければ、人体が生存可能な機内環境を維持することは困難になる。そのため、圧縮した機外空気を機内に取り込むことが必要であり、これに消費されるエネルギーは、空調システム運用時のエネルギー消費の大部分を占める。

航空機用空調システムは、軽量であることも必須の要件である。このため、相変化を利用する冷媒は使用されず、従来から空気の断熱圧縮・断熱膨張を基本としたエアサイクル方式が採用されている。また、その空気源はメインエンジンからの抽気（ブリードエア）とする方式が一般的である。メインエンジンの圧縮部で圧縮された機外空気の一部を、エンジンから抜き取って空調用空気源とし、断熱圧縮→冷却→断熱膨張という過程を経て、適切な圧力と温度の空気を確保する方式である。

しかし近年の地球温暖化や原油高騰への対策から、航空機においても運行時のエネルギー（燃料）消費を大幅に削減することが要請されており、空調システムの効率化も重要な課題となりつつある。その一つの解決方法として、空調システムの空気源を、エンジン抽気方式から電動圧縮方式に置き換える動きがある。

メインエンジンは飛行条件に応じて作動状態が変化するが、これに伴い抽気圧も大幅に変動する。抽気圧が変動しても空調システムに必要な圧力を確保するため、圧力余裕のある抽気ポートを設定し、抽気後に大きく圧力を絞る調整が行われている。このため、抽気方式ではエネルギー効率が低くなる。一方、エンジンシャフトから駆動される発電機を用いる場合は、消費電力に応じた負荷運用が可能となるため、エネルギー効率高い。昨今モータおよび電力素子技術が発達し、モータの小型化と高効率化が可能となったことから、航空機でも電力方式に移行する動きが進み始めている。

我々は、電力駆動による機外空気圧縮機を持つ空調システムに、快適性や安全性も向上させる機器を加えたシステムの研究を進めた¹⁾。航空機の機内は 2,438m (8,000ft) の高度の気圧まで低下することが許容されているが、この状態でも乗客の快適性維持のため、酸素分圧や湿度を改善した空気を乗客頭部付近に供給する方式を採用した。研究で

は、全てを統合した航空機空調システムとして、総合評価試験を進め、機能が効果的に発揮されることを検証した。

しかし、システム実証結果を得たものの、これを実用化して行くには、解決すべき課題が残っていた。その1つが、酸素分圧や湿度を改善した空気の、効果的な機内供給方法の確立である。実際の機内空間は、安全性の確保・搭乗者の居住性・乗客乗員の移動性・荷物収納の容易性等、あらゆる要素を考慮した設計となっており、これに基づく条件設定を行う必要がある。また機内空気は、規定量換気のために機体軸方向の空気流も存在しており、このような条件も付与する中で、酸素分圧を改善した空気を効果的に供給できる方法を検討することが必要となる。

以上の背景から、航空機の機内に対し、効果的な空気供給の形態を CFD により評価することを目的とし、機内空気の流れを表現できるモデル構築を進めた。

2. 解析モデルの要件とその構築

機内空気を解析するために、少ない計算処理にも拘らず流れの実体を的確に表現できる方法を志向する。

機内形状を模擬したモデル構築を行うにあたり、以下の要件を盛り込む。

- 機内には機体軸方向に、乗客に不快感を与えない程度 (0.3m/s 以下) の平均流が存在するが、シートや人体等の固体部分によって乱れを生じている。その乱れの状態が分かる解析を可能とすること。
- 人体等の温度による空気流への影響と酸素の濃度変化の解析が可能であること。
- 機内噴出し・吸込みに加え、乗客の呼吸による空気流の解析が可能であること。

これらの要件を考慮した結果、温度や酸素濃度の分布にも影響を与える比較的大きな乱れは、その影響状態を把握するためにも時間経過による変化も確認できることが必要となる。そこで、規模の小さな乱れは、格子内での渦拡散として係数化できる Smagorinsky Model (SM) を取り入れた Large Eddy Simulation (LES) を採用する。また、機内の構造物や人体などの存在に対しては、比較的粗い均一格子でも複雑な固体形状を取り扱うことを可能とするため、埋め込み境界法(IBM, Immersed Boundary Method)²⁾を用いる。

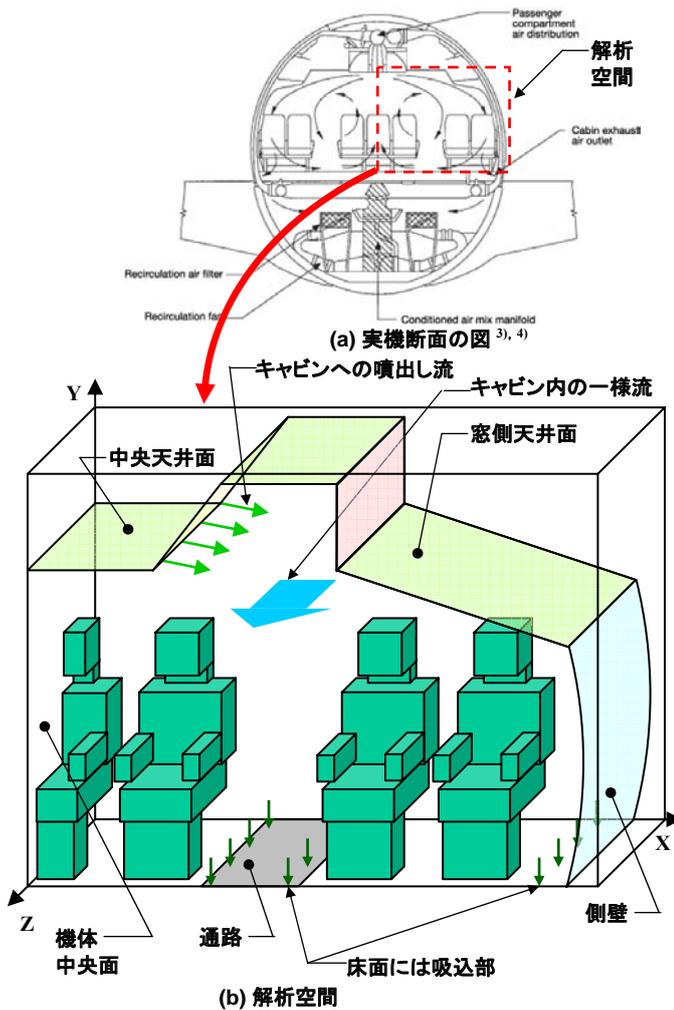


図1 機内空気の解析空間の形態

解析するモデルは、乗客の頭部から距離のある天井部分からの酸素分圧改善空気を供給した状態で評価することを考慮して、広胴中型機である Boeing767 機をベースに選んだ。この機体の客室形状で、一列分の座席状態を切り出し、さらに機体中央面で対称と仮定し、モデル空間を設定した(図1参照)。X, Y, Z 各軸は図示の方向で規定した。これにより、 $X=0\sim 2,420\text{mm}$, $Y=0\sim 2,120\text{mm}$, $Z=0\sim 800\text{mm}$ を解析範囲とする。

空間全体に $20\text{mm}\times 20\text{mm}\times 20\text{mm}$ の均一 Staggered 格子を張り、格子数 $i\times j\times k=121\times 106\times 40$ の解析空間を構成した。この格子に対し、機内構造物や人体等の固体部分を、埋め込み境界法により組み入れた。本モデルでは固体位置は固定としているため、各セルに含まれる固体の占める割合(固体率)は固定値となる。固体(速度=0)と流体(空気流として速度を持つ)の両方を内包したセルでは、固体率と流体率(=1.0-固体率)をそれぞれの速度に乘じ合算し、セル代表流速を得る。この操作により、固体を含む解析空間全体を「流体」とみなし一括解析が可能となる。

天井にあるスリット状の空気噴出し口と、床面に吸い込みを与える。天井の噴出し空気の全量を等分割し、床面の各吸込みセルの吸込み量として設定する。

各人体の口の位置には、呼吸を表現するため、吸込み・噴出しを有したセルを設定する。人体モデルは機体中央面側から側壁側に向かい No.1~4 の番号を付与し、No.1, 3

を呼気状態に No.2, 4 を吸気状態に設定し、呼気・吸気の流量は時間的に一定とする。なお、呼気流量の合計は吸気流量の合計に等しい。

機体軸方向である Z 方向は同じ座席列が繰り返し並ぶことから、Z 方向境界には周期境界条件を設定する。

3. 基礎式

本モデルでは、非圧縮性流体として密度の変化はないものとし、温度変化に伴う浮力は Boussinesq 近似で与える。

空気流および熱移動と物質拡散の基礎式を以下に示す。本研究では LES による解析とするため、フィルターにより格子以上のスケール(GS, Grid Scale)と、格子以下のスケール(SGS, Sub-Grid Scale)に分離する。格子以上のスケール(GS)は以下の基礎式を用いて直接解析する。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \dots(1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} = -\nabla \cdot (\mathbf{u}\mathbf{u}) - \frac{1}{\rho} \nabla P + \nabla \cdot (2\nu \mathbf{D}) + \mathbf{f}, \dots(2)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = -\nabla \cdot (\theta \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\alpha \nabla \theta), \dots(3)$$

$$\frac{\partial \xi}{\partial t} = -\nabla \cdot (\xi \mathbf{u}) + \nabla \cdot (D \nabla \xi), \dots(4)$$

ここに、

\mathbf{u} : 流速(m/s),

P : 圧力(Pa),

ρ : 密度(kg/m^3),

ν : 動粘性係数(m^2/s),

\mathbf{D} : ひずみ速度テンソルで

$$\mathbf{D} = \frac{1}{2} \left\{ (\nabla \mathbf{u})^T + \nabla \mathbf{u} \right\},$$

\mathbf{f} : 体積力(m/s^2),

θ : 温度(K),

α : 温度伝導率(m^2/s),

ξ : 酸素濃度,

D : 拡散係数(m^2/s).

係数の中で、 ν , α , D は格子以下のスケール(SGS)の渦粘性、渦拡散による影響分を含むものとして、以下の式により計算される。なお、 D は窒素に対する酸素の拡散係数を用いる。

$$\nu = \nu_0 + \nu_e, \dots(5)$$

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_0 + \alpha_e \\ &= \alpha_0 + \frac{\nu_e}{\text{Pr}_{\text{SGS}}}, \dots(6) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D &= D_0 + D_e \\ &= D_0 + \frac{\nu_e}{\text{Sc}_{\text{SGS}}}, \dots(7) \end{aligned}$$

ここに、

ν_0 : 1 気圧・298.15K (25°C) 空気の動粘性係数(m^2/s),

ν_e : SGS 渦動粘性係数(m^2/s),

α_0 : 1 気圧・298.15K の空気の温度伝導率(m^2/s),

α_e : SGS 渦温度伝導率(m^2/s),

D_0 : 1 気圧・298.15K の酸素の拡散係数(m^2/s),

D_e : SGS 渦拡散係数(m^2/s).

(6), (7)式に示すとおり, α_e と D_e は, Pr_{SGS} (SGS プラントル数) と Sc_{SGS} (SGS シュミット数) を用いて ν_e から与えられる。本解析では 0 方程式モデルを採用し, Pr_{SGS} , Sc_{SGS} は共に 0.5 (一定値) をとする^{5),6)}。

SGS 渦粘性係数 ν_e は, SM に基づき, 次式により与えられる⁷⁾。

$$\nu_e = (C_s f_s \Delta)^2 |\mathbf{D}|, \dots(8)$$

ここに,

$$\Delta = \sqrt[3]{\Delta_x \Delta_y \Delta_z}, \dots(9)$$

$$|\mathbf{D}| = \sqrt{2D_{ij}D_{ij}} \dots(10)$$

C_s は Smagorinsky 定数で, $C_s = 0.10$ を採用する。

f_s は van Driest 減衰関数で次式による⁷⁾。

$$f_s = 1 - \exp\left(-\frac{y^+}{A^+}\right), \dots(11)$$

ここに,

$$y^+ = \frac{lu_\tau}{\nu_0}, \dots(12)$$

また, $A^+ = 25$ とする。

(12)式に示されるとおり, y^+ は, 壁からの距離 l と摩擦速度 u_τ とにより計算される値である。本解析モデルのように, 解析空間内には複雑な形状の固体が多数存在する場合は, 流体領域での摩擦速度はその直近にある固体の形状によって異なる値になると予想される。しかし, 解析を容易にするために, あえて摩擦速度は解析空間内で一定とすることを試みる。摩擦速度の代表値を決定し, これを全領域に対し, (12)式での計算に適用する。

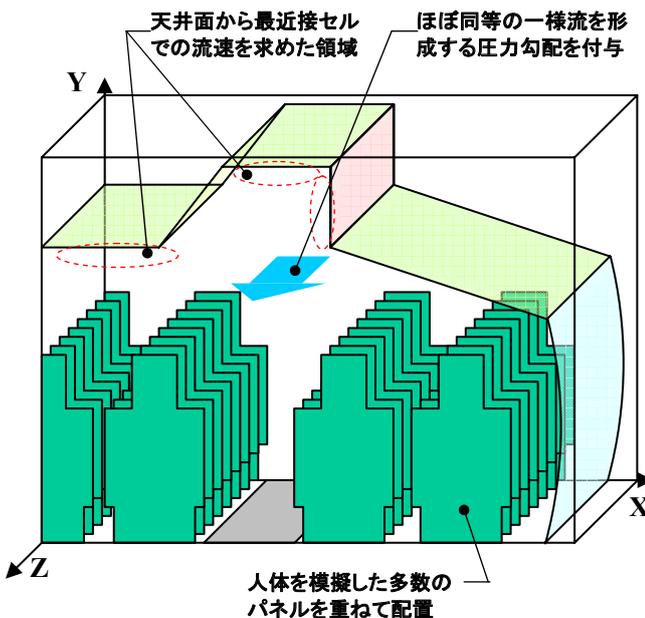


図 2 摩擦速度の代表値算定のためのモデル

摩擦速度の代表値を求めるため, 図 2 に示す, 同一の機内断面に対し, 座席と人体は板状のパネルを多数重ねて設置したような予備解析モデルを構築する。本解析モデルで与えるのと同じ一様流を, 予備解析モデルの機体軸方向に形成し, その際の各部の流速分布を調べた。一様流に平行な天井面 (固体表面) から第 1 層目となる流体セルで形成される Z 方向流速の平均値と, 流速規定位置での天井面からの距離 ($= \Delta/2$) とから摩擦速度 u_τ を決定した。

(12)式の距離 l については, 解析領域内の各セルに対し最も近い固体位置を求め, その距離を算出する。本モデルでは固体部分が動かないため l は固定値として, 解析に先立ち計算しておく。

温度変化に伴って発生する浮力を, Boussinesq 近似にて体積力として与えるため, (2)式の外力項 \mathbf{f} には, Y (鉛直) 方向成分のみに, 標準空気温度 θ_0 ($=298.15\text{K}$) からの温度偏差 $\Delta\theta$ (K) を用いて, 次式で計算される体積力を加算する。

$$f_y = \left[g \left(-\frac{\Delta\theta}{\theta_0} \right) \right], \dots(13)$$

ここに, g は重力加速度 $= -9.8067 \text{ m/sec}^2$ である。

機軸方向に一様流れを形成する。規定の流速を得るため, これを形成する圧力勾配と等価な駆動力を, (2)式の外力項 \mathbf{f} に, Z 方向成分に体積力として与える。

4. 解析アルゴリズムと解析条件

本モデルにおける流れ場の解析は, Staggered 格子を用い空間差分は 2 次精度中心差分による。移流項・粘性項の時間進行には 2 次精度 Adams-Bashforth 法による計算とし, SMAC 法を用いての流れ場と圧力場のカップリングの解を求めている。その際の圧力方程式は, 過緩和係数 $\beta=1.3$ を用いた逐次過緩和法 (SOR 法) により計算している。

温度場・濃度場の解析は, 流れ場と同一格子を用い空間方向に 2 次精度中心差分を行っている。流れ場で得られた流速を, 移流項と拡散項の計算に用いる。これらの時間進行は 2 次精度 Adams-Bashforth 法による。

本解析に用いた各数値を, 表 1 に示す。

表 1 解析に用いた各数値

代表摩擦速度 u_τ	$8.06 \times 10^{-3} \text{ m/s}$
機内空気の基準状態	$\theta = 298.15\text{K}$ (25°C) $P = 101325\text{Pa}$, a $\xi = 0.2094$ (20.94%)
各物性値 (m^2/s)	$\nu_0 = 1.574 \times 10^{-5}$, $\alpha_0 = 2.182 \times 10^{-5}$ $D_0 = 1.80 \times 10^{-5}$
Z 方向一様流の設定	Z 方向 0.00080Pa/m の圧力勾配に相当する体積力を付与
噴出し空気	$\theta = 298.15\text{K}$, $\xi = 0.2147$
呼気 ⁸⁾	$\theta = 310.00\text{K}$, $\xi = 0.1627$

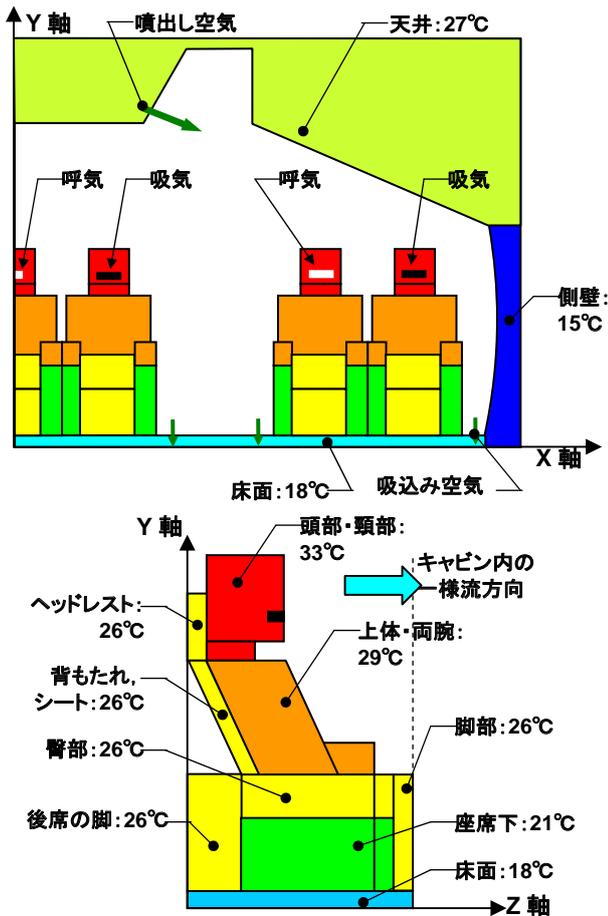


図3 温度条件の設定

本解析では、流速分布のみならず温度や酸素濃度も含めた空気流の状態を明確にすることに主眼を置くため、空気との熱交換に関わらず、固体内部での温度は初期設定値を維持する。各固体セル（固体率=1.0のセルで、人体・座席・機内構造物等）に対し、その表面温度を予想し、その値に設定する。図3に設定した各部位の温度を示す。

天井噴出し空気と乗客の呼気に対し、特定の酸素濃度と温度（表1参照）を規定する。これ以外の全領域の酸素濃度は、初期値として基準状態値 $\xi = 0.2094$ を与え、固体内部はこの初期値が変化しないものとする。

噴出し・吸込みセルは、今回のモデルでは、中央部天井面の端部1箇所に空気噴出し部を、床面は通路両端と側壁近くの3箇所に空気吸込み部を、それぞれスリット状に設ける。

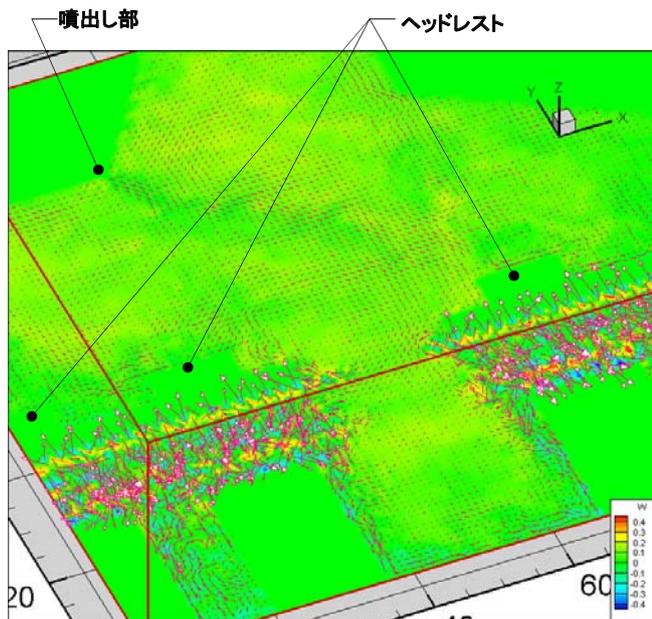
5. 解析結果

以上のモデル化に基づくプログラムを構築し、機内空気の解析を進めている。得られた解析結果を、Z軸に垂直な断面により図4～図8に示す。人体モデルに対する各断面の位置を示す補助図を、各図に付与する。図中にはX-Y面内の流速ベクトルを赤い矢印で示す。これらの図は、図8の右側の図を除き、すべて瞬間的な結果を示している。

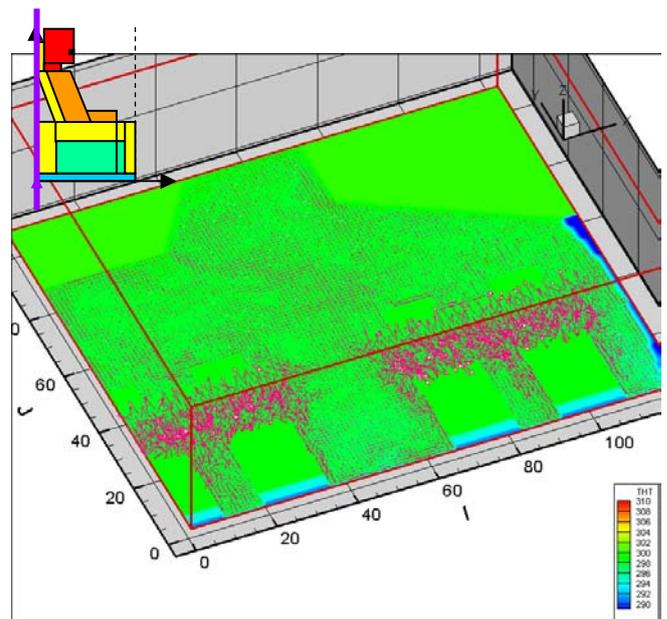
図4～図6は、左側の図はZ方向流速値により、右側の図は温度分布により、それぞれ図の色付けを行い、左側の図の方が中央部を拡大表示する。各図はその断面位置によって、それぞれ特徴のある流れ状態が観察されるが、いずれの図も、天井のスリット状噴出し口から噴出す空気流が共通して現れている。噴出し流れは両側に渦を形成しながら斜め下方に流れ、この噴出し流の存在部分は、Z方向の流速wが小さくなる傾向が認められる。

図4は、ヘッドレスト後面に近い位置での断面である。ここでは、Z方向一様流が座席の背もたれにぶつかり、大きく乱れた流れが確認される。複雑な固体形状に対して格子解像度や渦粘性の減衰関数が十分でないことによる影響も含まれていると考えられるが、変動は周期的かつ局所的であり、全体の流れには影響を及ぼしていない。

図5は、後頭部付近の断面位置で、断面のうち、かなりの割合が人体や座席（固体セル）で占められ、その部分は初期設定した温度が維持されている。図6は顔面の前方空間での断面で、左右の図共に呼気の影響が認められる。特に右図では温度の高い呼気の塊が明確に現れている。



Z方向流速分布により色付け



温度分布により色付け

図4 k=1面（ヘッドレスト裏面）の流れ場と温度分布

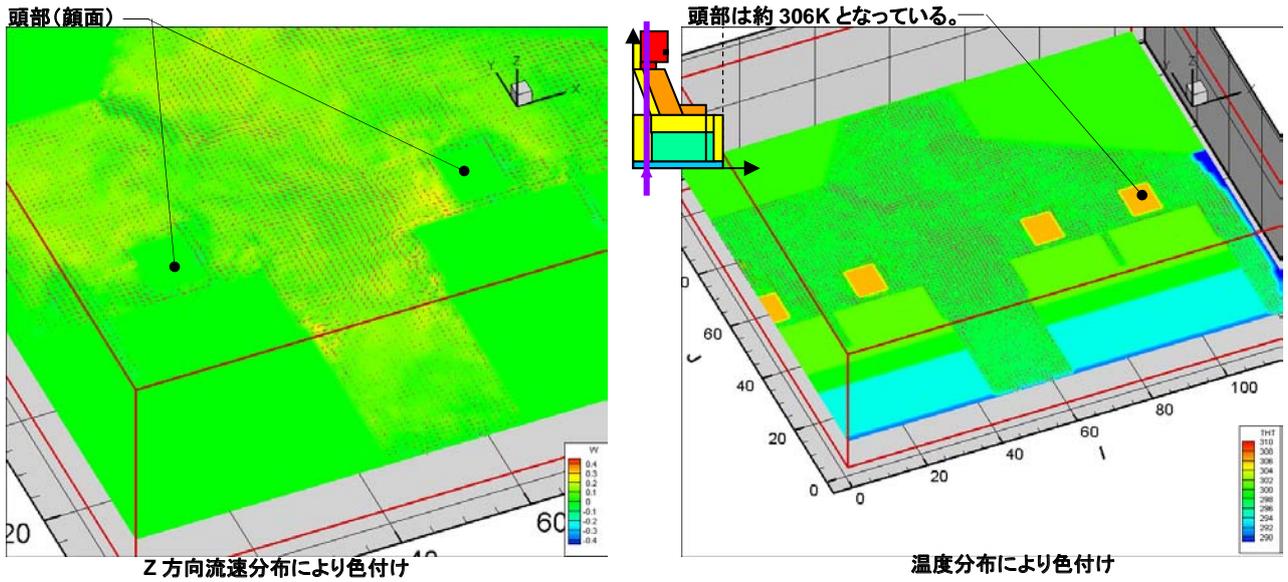


図 5 k=10 面 (顔面近く) の流れ場と温度分布

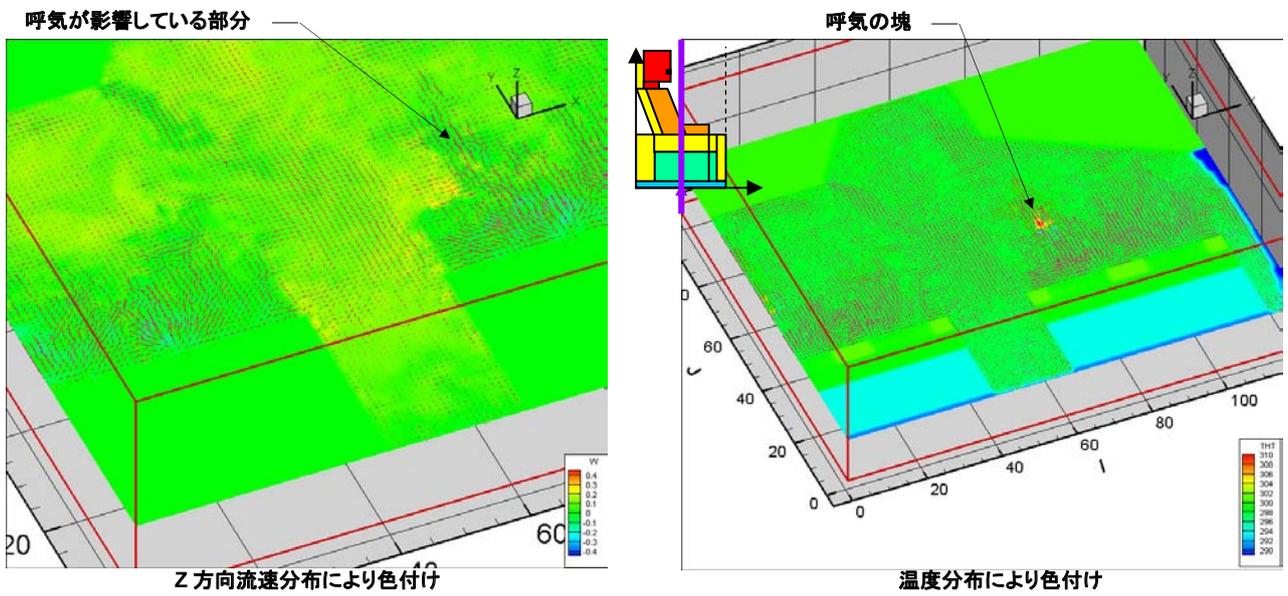


図 6 k=15 面 (顔面の前方) の流れ場と温度分布

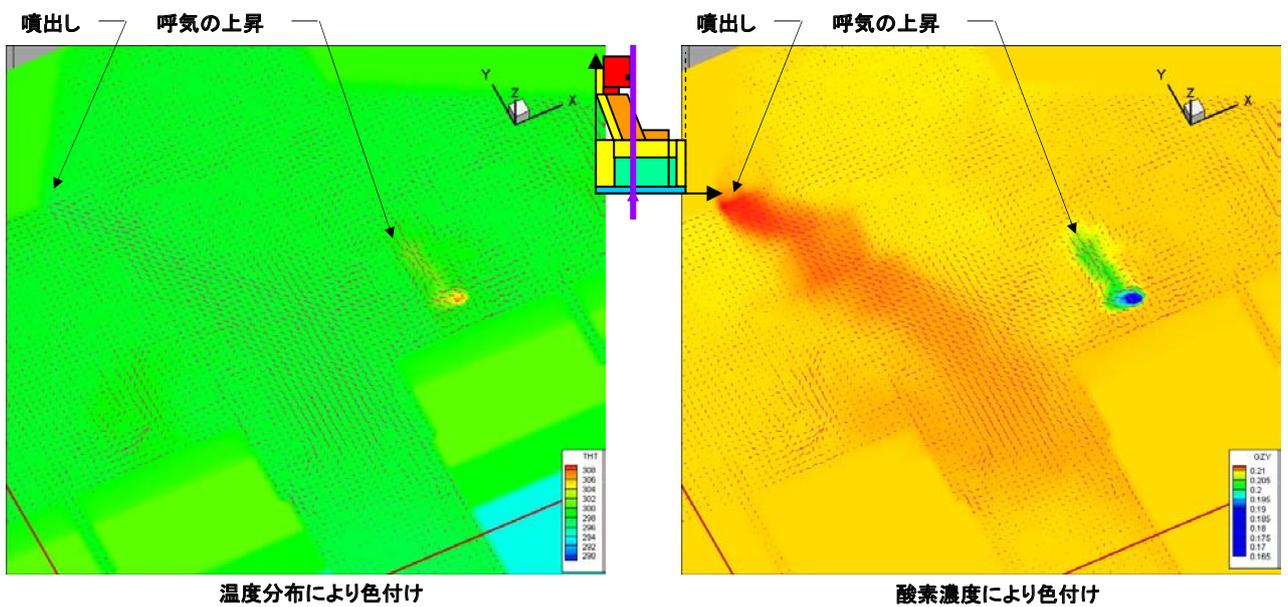


図 7 k=12 面 (顔面の表面付近) の温度分布と酸素濃度分布

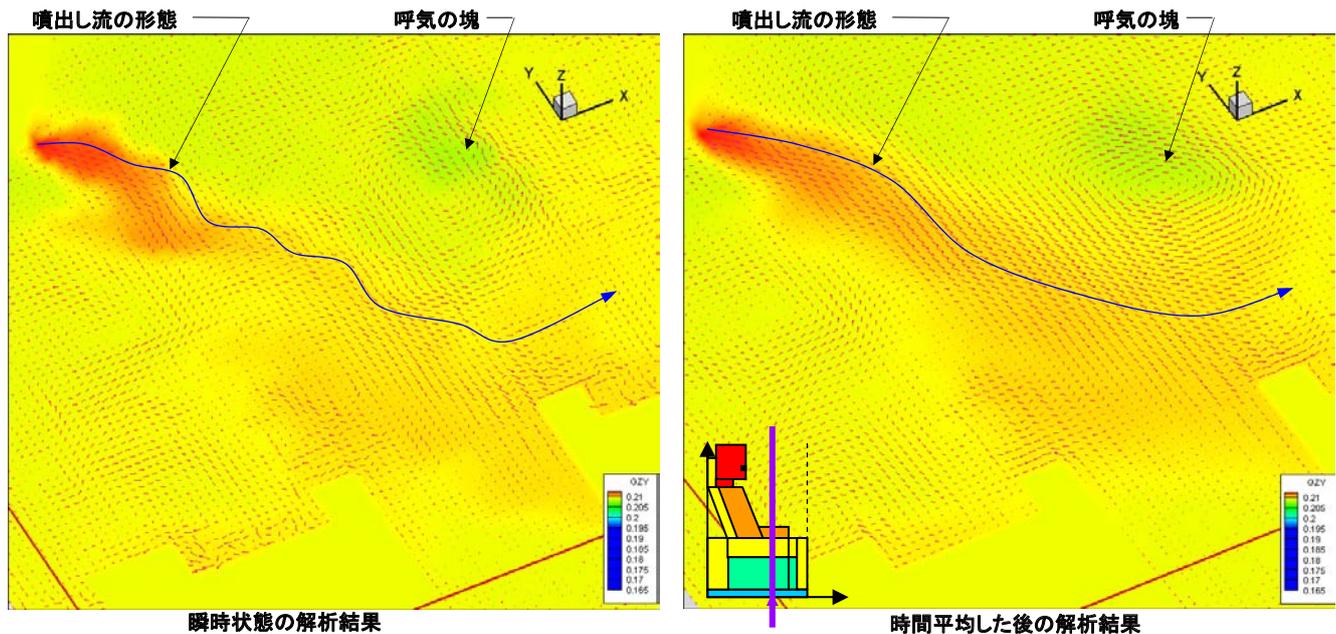


図 8 k=25 面、天井噴出し流部分の瞬時状態と時間平均状態（酸素濃度で色付け）

図 7 は、断面位置が顔面直近となる断面で、温度と酸素濃度によりそれぞれ色付けした図を示す。比較を容易にするため、両図はほぼ同じ尺度である。両図とも天井からの噴出し流と呼気の動きがよく現れている。特に呼気は、酸素濃度が低く温度が高い空気であるため、その存在が顕著であり、浮力の作用によって拡散しながら上昇している様子がよく分かる。

図 8 は人体前方の空間を断面位置として、瞬時状態の図と、その変化を時間平均した結果の図を示す。図の色付けは酸素濃度により、天井からの噴出し流の範囲を拡大している。両図はほぼ同じ尺度である。天井からの噴出し流は、左図では蛇行しており、その周囲には多数の渦も認められるが、右図では滑らかな動きになり、規模の大きな旋回となっている。流れの蛇行や小さな渦は、時間経過と共に移動するため、時間で平均化するとこれが消える。また、図の左上には酸素濃度の低い領域があり、呼気の塊が存在していることが認められる。

6. モデルに対する考察

以上の解析モデルについて、次の点を考察する。

SGS 渦粘性を取り入れるために SM を使った LES により機内空間の解析モデルの構築を目指す。この過程において空間全体を代表する摩擦速度を算定し、van Driest 減衰関数を構築し SM に組み込んでいる。これに対し、解析格子は $20\text{mm} \times 20\text{mm} \times 20\text{mm}$ と比較的粗い。そこで、Z 軸方向の一様流を与えた際の、天井面直近セルでの y^+ の値を試算すると $y^+ = 5.12$ が得られ、本研究の目的に対しては、十分な解像度を有するものと判断される。この結果、本解析モデルは固体表面の摩擦による影響と、複雑な固体形状を IBM によって処理することを両立することが可能になっており、機内空気流を把握するに有効なモデルが得られると考えられる。

7. 結論

航空機の機内で効果的な空気供給方法を検討するために、熱移動と酸素の物質拡散を含めた流れ場の解析モデルを構築し、解析を試みた結果、次の結論を得ている。

- ① SM を用いた LES により、比較的粗い格子を採用しても、機内空気の流れ状態と温度分布・酸素濃度分布を表現できるモデルが構築されている。
- ② 埋め込み境界法を用いることにより、人体や機内構造物を含む機内空間全体を、均一の直交格子で解析することが可能となっている。
- ③ 解析空間内に噴出し・吸込みセルを設け、噴出空気に対しては、その温度や濃度を設定することで、機内への空気供給口や呼気を模擬することができる。

今後このモデルを用いて、効果的な空気供給方法を模索するための研究を進めて行く。

参考文献

- 1) 斎藤ほか:「先進空調システムの技術開発（ノンブリード空調システム）」, 第 46 回飛行機シンポジウム講演 3D4, Oct. 2008
- 2) 小林他編「数値流体力学ハンドブック」丸善, p388～389, 2003
- 3) Boeing 社ホームページより <http://www.boeing.com/commercial/cabinair/ecs.pdf>
- 4) (財) 日本航空機開発協会ホームページより http://www.jadc.or.jp/10_AircraftD.pdf
- 5) 村田ほか:「渦励起による同軸混合噴流の流動制御と渦励起周波数の予測」生産研究, 53-1 p53～56, 2001
- 6) Eidson, T.M.: Numerical simulation of turbulent Rayleigh – Benard convection using subgrid scale modelling, J. Fluid Mech, 158, p245～268, 1985
- 7) 梶島著「乱流の数値シミュレーション」養賢堂, 第 7 章 2003
- 8) 広重他著「小生理学」南山堂, 第 5 章 1987