



小型超音速飛行実験機のCFD解析による動的空力評価

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2019-04-22 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 西田, 明寛, 白方, 洸次, 塩野, 経介, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009855

小型超音速飛行実験機の CFD 解析による動的空力評価

○西田 明寛 (航空宇宙システム工学コース 学部 4 年)
白方 洸次 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年)
塩野 経介 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年)
溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

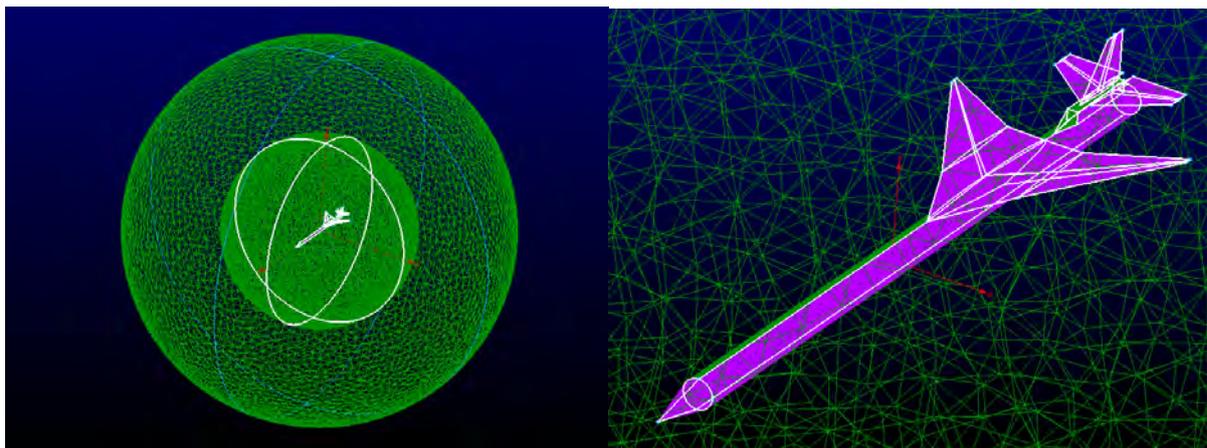
1. はじめに

先行研究[1]において第二世代オオワシの M2011NoseC 基本空力形状について動的 CFD 解析が実施され、ロールレートに起因する空力微係数が推算されているものの、そこでは風試におけるロール往復運動を再現せずに一方向のロール回転を想定していることから、動的空力微係数を正確に評価できていない可能性がある。そこで、本研究では風試におけるロール往復運動を再現できるように CFD 解析手法を再整備して、ロールレートによる空力微係数 $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$, C_{lp} , C_{np} を算出し、第二世代オオワシの動的空力特性を正確に評価することを狙う。

2. 解析手法

2-1. 格子生成

メッシュの生成には Pointwise を使用する。生成されたメッシュを図 1 に、メッシュ生成条件および境界条件を表 1 に示す。機体形状は M2011NoseA および NoseC とし、寸法は風試模型と同等であり NoseA では全長 677 mm, NoseC では全長 910 mm, 全幅は共に 282 mm である。ノーズ先端には格子形状の歪みを防ぐために 0.1 [mm] の曲率半径を与える。外部圧縮性流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径 2 m と 4 m の 2 重球状とし、内側の直径 2 m の球内の格子は機体と共にロール運動する。



(a) 概観

(b) 機体周辺の拡大

図 1 CFD 解析のためのメッシュ

表1 メッシュ生成条件および境界条件

Mesh generation conditions	Mesh type	Tetrahedral Mesh
	Mesh spacing	Body surface : 1[mm] Outer half circle : 60 [points]
	Number of Cells	4,964,069
Boundary conditions	M2011 body	Wall
	Spherical surface with a diameter of two meters	Interface
	Spherical surface with a diameter of four meters	Pressure-far-field

2-2. 流体解析

CFD 解析コードとして ANSYS 社の Fluent を使用する。主要な解析条件を表2に示す。ピッチ角は解析領域の流入条件として与え、温度と圧力は2016年度に室工大低速風洞で実施した風試のデータを使用し、おおむね常温・常圧である。また、比較的遅い流れの解析であるため数値解析ソルバーとしては圧力ベースソルバーを用いる。

表2 CFD 解析条件

Governing equation	Three-dimensional Navier-Stokes equations
Spatial Discretization	Second-order upwind differencing
Fluid	Air/Ideal-gas
Turbulence model	Spalart-Allmaras
Viscosity model	Sutherland
Mach number	0.29

2-3. 空力微係数の算出方法

先行研究[1]の CFD 解析では計算スキームの非対称性の影響が解に含まれていたため、今回はこれを除去して空力微係数を算出する。それにはヒステリシス解析を用いる。ローリングモーメント係数 C_l を例にとると、CFD 解析で得られた空力係数 C_l を横滑り角 β に対して描くとヒステリシス曲線となり(図2)、その縦軸切片近傍での近似直線は式(1)(2)で表される。ここで ε は、計算スキームの非対称性に起因する偏差である。この2式の差を取ることによって ε がキャンセルされ、式(3)のように動的空力微係数 C_{lp} が推算される。また、近似直線の傾きとして静的空力微係数 $C_{l\beta}$ が求められる。

$$C_l^+ = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} \hat{p} + \varepsilon \quad (1)$$

$$C_l^- = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} (-\hat{p}) + \varepsilon \quad (2)$$

$$C_{lp} = \frac{C_l^+ - C_l^-}{2\hat{p}} \quad (3)$$

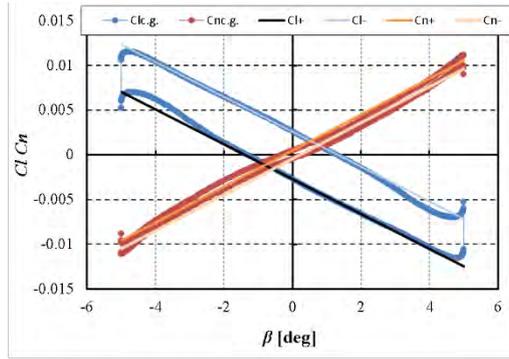


図2 ローリングモーメント係数及びヨーイングモーメント係数のヒステリシス曲線

2-4. ロール運動の再現

CFD 解析におけるロール角の時間推移を図3に示す。風試でのロール駆動条件はロール角 ± 90 deg の範囲の往復駆動であり, 図3より風試と同等のロール駆動が再現できていることがわかる。

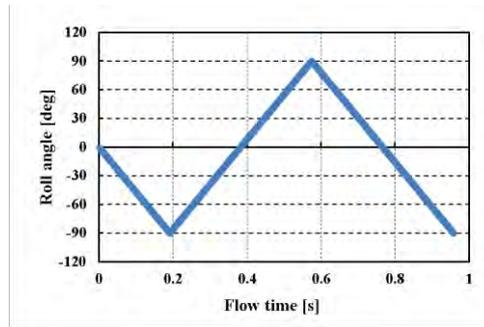
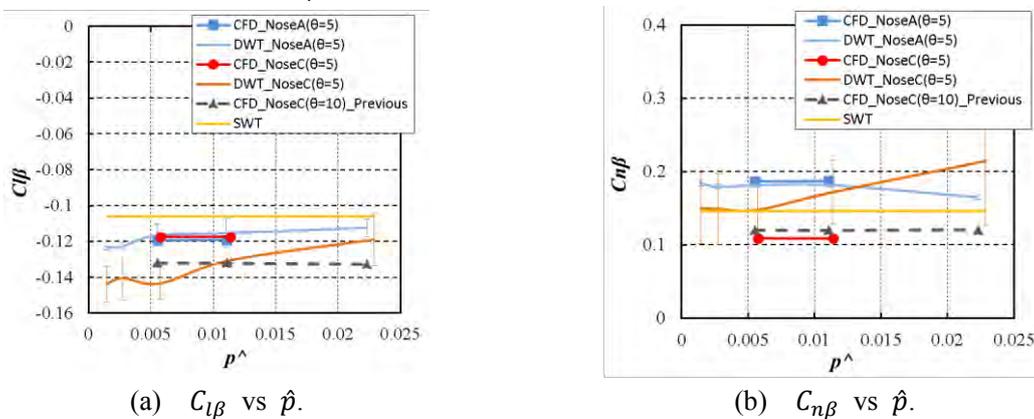


図3 ロール角の時間推移

3. 解析結果

3-1. 静的空力微係数 ($C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$)

図4(a)と(b)はM2011NoseA 空力形状とM2011NoseC 空力形状についてのピッチ角 $\theta=5$ deg における静的空力微係数 $C_{l\beta}$ と $C_{n\beta}$ である。青と赤の線 (CFD) は今回の CFD 解析, 水色と橙色の線 (DWT) は動的風試, 黄色の線 (SWT) は静的風試, 灰色の破線 (CFD_Previous) は先行研究[1]の結果である。動的 CFD 解析結果は動的風試および静的風試と概ね良く一致している。また, $C_{l\beta} < 0$, $C_{n\beta} > 0$ となっており, 上反角効果と風見安定性はあるが, M2011NoseC 空力形状はM2011NoseA 空力形状よりも $C_{n\beta}$ の値が小さいため風見安定性が低い。



(a) $C_{l\beta}$ vs \hat{p} .

(b) $C_{n\beta}$ vs \hat{p} .

図4 ロールレートを与えたときの静的空力微係数

3-2. 動的空力微係数 (C_{lp} , C_{np})

図5(a)と(b)はM2011NoseA 空力形状と M2011NoseC 空力形状についてピッチ角 $\theta=5 \text{ deg}$ における動的空力微係数 C_{lp} と C_{np} である。動的 CFD 解析結果は \hat{p} が大きいところでは動的風試とよく一致しているが、 \hat{p} が小さいところではあまり一致していない。これは動的風試において \hat{p} が小さい場合にはロール角速度に起因する空気力が小さいことから計測信号の S/N 比が劣化しているものと推察される。また、 $C_{lp} < 0$ となったことからロールダンピングはあり、 $C_{np} > 0$ となったことからアドバースヨー効果は無い。

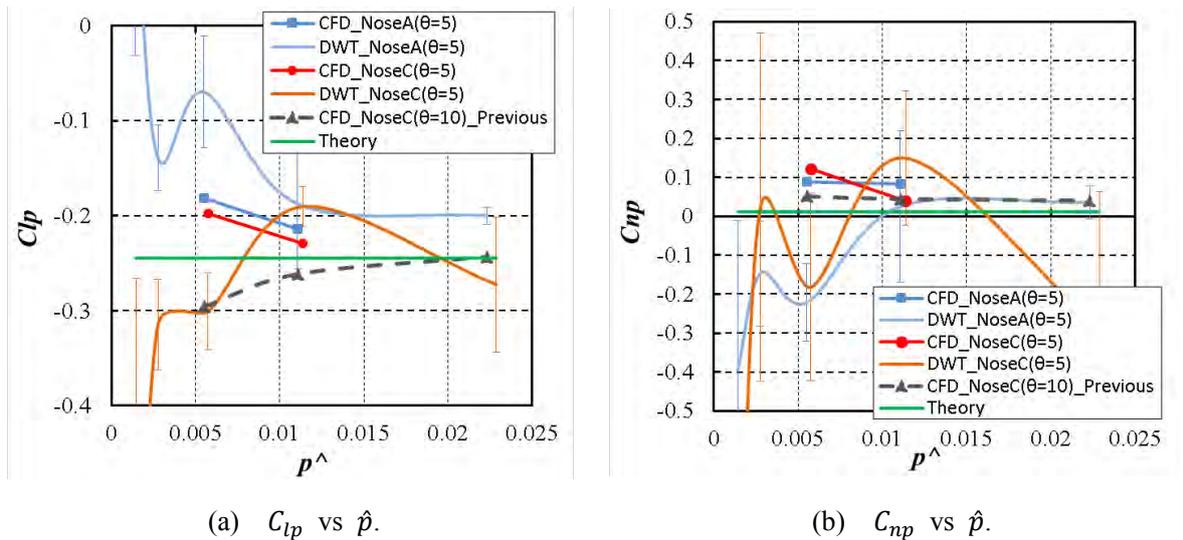


図5 動的空力微係数

4. まとめ

CFD 解析手法を整備して風試と同等のロール駆動を CFD 解析で再現し、小型超音速飛行実験機(オオワシ)の M2011NoseA 空力形状及び M2011NoseC 空力形状について動的 CFD 解析を実施して空力微係数を推算した。その結果を風試結果と比較検証した結果、静的空力微係数については風試と概ね一致する結果を得られた。動的空力微係数はロールレート \hat{p} の値によって動的風試との一致度にばらつきがある。 \hat{p} の値の小さい場合の風試データの散らばりが大きいことから、風試手法の改良を要する。また、今後はロールレート \hat{p} やピッチ角 θ の多様な値について風試データを蓄積すること、ピッチ・ヨーレートによる動的空力も風試と同等の条件で CFD 解析すること、さらには機体表面での流れの剥離・再付着の再現性を検討・確認すること、等を計画している。

なお、本研究は科学研究費助成金(基盤研究(C)、課題番号 15K06596)に基づいて実施された。

参考文献

- [1] 三浦壮晃, 室蘭工大小型超音速飛行実験機の動的 CFD 解析による空力評価, 室蘭工業大学修士論文(2017年2月), pp.24