# Standard Dynamics Model における空力微係数の定常・非定常解析

橋本　敦（JAXA），橋爪　幹人，砂田　茂（大阪府立大），村上　桂一，上野　真（JAXA）

# Steady/Unsteady Analysis of Aerodynamic Derivatives on Standard Dynamics Model

by
Atsushi Hashimoto（JAXA）, Mikihito Hashizume, Shigeru Sunada（Osaka Prefecture University）,
Keiichi Murakami, and Makoto Ueno（JAXA）

**ABSTRACT**

Standard Dynamics Model (SDM) is computed to validate the prediction of dynamics derivatives using grid generator “HexaGrid” and flow solver “FaSTAR”. The static and dynamic derivatives are computed at M=0.6, Re=$2.31\times10^6$, $\alpha$=0–20deg. The forced oscillation method is employed to compute the dynamic derivatives. The effects of local time step and number of inner iteration are investigated. The computed results show good agreement with wind tunnel data. It is found that we have to evaluate the dynamic derivatives of SDM using unsteady simulation since the effects of $C_{z\dot{\alpha}}$ and $C_{m\dot{\alpha}}$ are rather large, and these are not considered in the steady simulation.

## １．はじめに

近年、CFD を用いて動安定解析が盛んにされるようになってきた。このような研究は、動特性が重要な戦闘機の開発需要と関連していると思われるが，欧米で意欲的に取り組まれている。具体的に，米国では、NASA Langley の COMSAC プロジェクト [1] やアメリカ国防総省の CREATE-AV プログラムの Kestrel の開発 [2,3] で CFD による動安定解析に取り組んでいる。非定常計算結果を用いて，非線形の動特性を同定したり [2], 舵の動きや空力弾性を考慮して六自由度の飛行運動を模擬したりすることが可能であると報告されている [3]．また，欧州では SimSAC プロジェクト [4] で CEASIOM[5] という解析ツールを開発し，DLR-F12 モデルで風洞試験と比較したり [6]，Ranger　2000 の飛行試験結果と比較したりして検証を進めている [7].

以上述べたように，動安定解析のツール開発や検証の実績といった観点では，日本は出遅れてしまっているが，解析に必要な要素技術はもっており，十分に追いつけるレベルにいると考えている．また，静特性に比べて動特性の風洞実験は装置の問題もあり難しいため，航空に限らず，宇宙の問題でも解析に対するニーズが高まりつつある（HTV-R カプセルなど）．そこで，本研究では，JAXA で開発している自動格子生成ソフト HexaGrid と、高速流体解析ソフト FaSTAR を活用し，効率的に動安定特性を解析できるツールの開発を目的とする．コードの検証をするために，形状が公開されており，風洞試験データが豊富にある Standard Dynamic Model (SDM)[8] を対象に計算を行う．また，本解析では，定常解析と非定常計算の両方を行い，その違いを議論する．

## ２．計算条件

計算対象として図 1 に示す Standard Dynamic Model (SDM) を用いる。SDM は安定微係数に関して異なる風洞で実験データ [8-10] があり、数値解析 [11] も行われているので、結果の比較検討が可能であるためである。SDM は F-16 を元に簡素化された機体であり、ストレーキを持つデルタ翼、水平尾翼、垂直尾翼、機体下に 2 枚の安定板を持つ。また、下部にインテーク形状もあるが，その流入面は塞がれている。平均空力翼弦 $c$ は 0.2646 m、代表面積 $S$ は 0.163942 m$^2$ である。実験では，強制的に模型を振動させて，そのときの空力係数を時系列で計測し，その結果から安定微係数を求めている．本計算でも同様の手法を用いる．

計算条件を表 1 に示す．今回は，文献８に掲載されている実験条件の中で，比較的計算の容易な条件を選択した．具体的には，衝撃波干渉のない $M$=0.6 を選択した．また，積分時間が少なくて済むように，無次元振動数は最も大きい $k=\omega c/U$=0.052 を選択した．ここで，$\omega$は角振動数で，$U$ は一様流速度である．振動周期 $T_1=1/f=2\pi/\omega$と流れの時間スケール $T_2=c/U$　を比較すると，$T_1/T_2$=120 となる．つまり，振動の一周期の間に 120 回流れが通り過ぎることになる．最も高い振動数 $k$ を選択したが，定常解析と比較すると比較的長い時間を計算することが必要になる．本来は剥離流を含む非定常問題なので，DES 等の手法を用いることが望ましいが，時間刻みを大きくとる必要があるため，本計算では実用的に URANS を用いて計算する．また，振幅幅は$\alpha_1$=1°であり，ある迎角$\alpha_0$周りに$\alpha=\alpha_0+\alpha_1\sin(\omega t)$で振動させる．

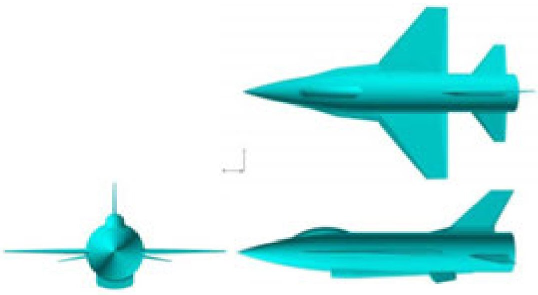


図１　Standard Dynamic Model [12]

表１　計算条件（文献８より）

| | |
|---|---|
| レイノルズ数 *Re* | $2.31\times10^6$ |
| マッハ数 *M* | 0.6 |
| 平均迎角 $\alpha_0$[deg] | 0, 5, 10, 15, 20 |
| 片振幅 $\alpha_1$[deg] | 1 |
| 無次元振動数 *k* | 0.052 |

## ３．空力微係数の計算方法

### ３．１　定常解析

速度 U、迎角 $\alpha_0$ で定常飛行状態を解析する。各迎角において、軸力 Z を無次元化した$C_z$、0.35MAC 周りのピッチングモーメントを無次元化した $C_m$ を計算する。この定常解析結果から，静微係数の$C_{z\alpha}=\partial C_z/\partial\alpha$ ，$C_{m\alpha}=\partial C_m/\partial\alpha$を求めることが可能である．

### ３．２　定常回転解析

速度 U、迎角 $\alpha_0$ でピッチング方向の回転速度 q で定常回転状態している状態を解析する．注意すべきことは，q で回転しているが，$\dot\alpha=0$である．これは，風洞試験では再現できない状態で, CFD のみ解析可能な状態である. 異なる q で$C_z$、$C_m$ を計算して，その差分から動微係数の$C_{zq}=\partial C_z/\partial q$や$C_{mq}=\partial C_m/\partial q$を求める．本計算では，$q_0=0$ と$\alpha_1\sin(\omega t)$で振動させたときの最大角速度 $q_1=\alpha_1\omega$の２つの定常計算結果の差分から微係数を計算する. つまり, 新たに $q_1$ で計算をして，３．１で計算する定常解析結果との差分を計算する．ちなみに，最大角速度の２倍の $q_2=2\alpha_1\omega$と $q_1$ で計算したものも同じ結果になることを確認しており, $q_0$ から $q_2$ の範囲では線形の関係がある．また，この方法では，$C_{z\dot\alpha}=\partial C_z/\partial\dot\alpha$や$C_{m\dot\alpha}=\partial C_m/\partial\dot\alpha$を求めることができないが，定常計算の約２倍のコストで微係数を計算できるため，後述する非定常解析に比べて効率的に求めることができる．

### ３．３　非定常解析

定常解析結果を初期値として，ピッチング運動$\alpha=\alpha_0+\alpha_1\sin(\omega t)$を非定常解析する（図２）。$C_z$、$C_m$ の時間履歴を計算し、以下の方法で静微係数の$C_{z\alpha}$ ，$C_{m\alpha}$ と，動微係数の$C_{zq}+C_{z\dot\alpha}$ ，$C_{mq}+C_{m\dot\alpha}$を算出する。この方法では，３．２の方法と異なり$C_{z\dot\alpha}$と$C_{m\dot\alpha}$を求めることが可能だが, $C_{zq}$や$C_{mq}$と分離することはできない.

$C_m$を例に解析手法を示す。ピッチングモーメント M を、以下の線形近似式で表現するが、この式の α は、これまでの記号での$\alpha-\alpha_0$を意味する。

$$M=M_0+\frac{\partial M}{\partial\alpha}\alpha+\frac{\partial M}{\partial\dot\alpha}\dot\alpha+\frac{\partial M}{\partial q}q$$

$$=M_0+\frac{\partial M}{\partial\alpha}\alpha+\left(\frac{\partial M}{\partial\dot\alpha}+\frac{\partial M}{\partial q}\right)\dot\alpha \qquad (1)$$

この式を$0.5\rho U^2Sc$で（Z の場合は、$0.5\rho U^2S$で）無次元化すると

$$C_m=C_{m0}+C_{m\alpha}\alpha+\left(C_{mq}+C_{m\dot\alpha}\right)\frac{c}{U}\dot\alpha \qquad (2)$$

となる．ここで,

$$C_{m\alpha}=\frac{\partial C_m}{\partial\alpha}=\partial M/\partial\alpha\Big/0.5\rho U^2Sc$$

$$C_{m\dot\alpha}=\frac{\partial C_m}{\partial\dot\alpha}=\partial M/\partial\dot\alpha\Big/0.5\rho USc^2$$

$$C_{mq}=\frac{\partial C_m}{\partial q}=\partial M/\partial q\Big/0.5\rho USc^2$$

である．この式に$\alpha=\alpha_1\sin(\omega t)$を代入すると,

$$C_m=C_{m0}+A\sin(\omega t+\phi) \qquad (3)$$

ここで,

$$A=\sqrt{{C_{m\alpha}}^2+\left(C_{mq}+C_{m\dot\alpha}\right)^2\left(\frac{c}{U}\right)^2\omega^2}\,\alpha_1$$

$$\tan\phi=\left(C_{mq}+C_{m\dot\alpha}\right)\left(\frac{c}{U}\right)\omega\Big/C_{m\alpha}$$

一方、計算結果に最小二乗法を用いて、A とϕを得ることができる。式(2)と式(3)から$C_{m\alpha}$と$C_{mq}+C_{m\dot\alpha}$を求めると

$$C_{m\alpha}=\frac{A}{\alpha_1}\cos\phi \qquad (4)$$

$$\left(C_{m\dot\alpha}+C_{mq}\right)=\frac{U}{c}\frac{A}{\alpha_1\omega}\sin\phi \qquad (5)$$

となる．$C_{z\alpha}$，$C_{zq}+C_{z\dot\alpha}$についても同様に解析を行う。

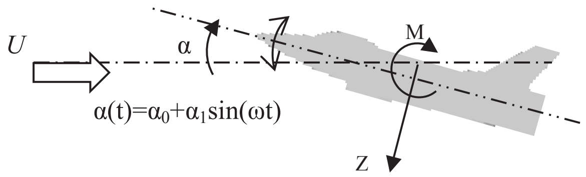



図２　計算条件

## ４．計算格子とソルバ

### ４．１　計算格子

自動格子生成ソフト HexaGrid[12] を用いて格子を生成した。格子を図３に示す。本計算では，ピッチング運動だけを考えているので,格子は半裁のものを使用した.総セル数は約 679 万セルで，表面のセルサイズは均一に 1.6mm とした．このセルサイズであれば，平均空力翼弦を約 165 セルに分割する．またレイヤー格子の第一層高さは 0.02mm（$y^+$=7 程度）とし，計 15 層作成した．

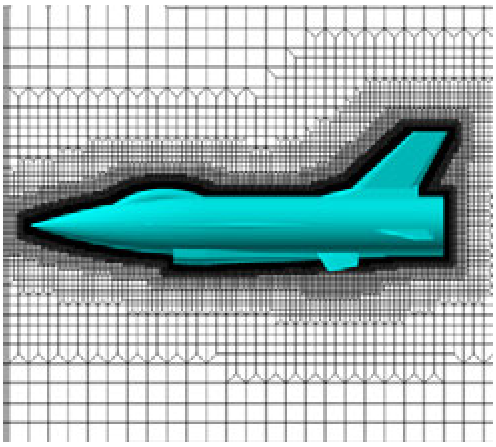


図３　計算格子

### ４．２　計算ソルバ

JAXA において開発されている高速流体ソルバ FaSTAR[13] を用いて数値解析を行った。FaSTAR は乱流モデル、移流項スキーム、再構成法などに様々なオプションを有するが、本計算において使用したオプションを表２にまとめる。デルタ翼では，前縁剥離渦が存在するため，渦での過剰な渦粘性の生成を抑制する修正（SA-R）を用いた．

表２　解析手法

| | |
|---|---|
| 支配方程式 | 圧縮性 RANS 方程式 |
| 空間離散化 | 有限体積法（セル中心法） |
| 乱流モデル | Spalart-Allmaras（SA-R） |
| 移流項スキーム | HLLEW |
| 勾配計算 | Green-Gauss |
| 勾配制限 | Hishida |
| 時間積分法 | LU-SGS 法 |

また，格子全体を回転させるために，移動格子法を用いている．面で移動速度を定義し，その移動速度を用いて流束の計算を行う．また，物体表面の境界条件には格子の移動速度を与える．定常回転計算では，一定の回転速度を与える．非定常計算では，回転速度と迎角変化を模擬するための格子速度を与える．

非定常計算には，疑似時間を用いた dual time stepping 法を用いる．慣性項は２次の後退差分で評価する．疑似時間の時間発展には，local time stepping を用いると，LU-SGS の対角成分は以下のようになる．

$$D_i = \sum_{j\in i}\left(V_i\left(\frac{3}{2\Delta t}+\frac{1}{\Delta\tau}\right)+\frac{1}{2}\sum_{j\in i}\rho_{Aj}S_j\right)I = \sum_{j\in i}\left(V_i\frac{3}{2\Delta t}+\frac{\rho_A}{CFL}+\frac{1}{2}\sum_{j\in i}\rho_{Aj}S_j\right)I$$

ここで，i はセル番号，j は面番号，V は体積，$\Delta t$ は物理時間，$\Delta\tau$ は疑似時間，$\rho_A$ はヤコビアン行列の最大固有値，S はセル表面の面積である．

本計算では，無次元時間刻み $\Delta t$=0.1 で計算した．この時間刻みで計算すると振動の一周期に約 2000step 入ることになる．このときの，内部反復の履歴を図４に示す．CFL=1～50 までは変化が見られ，CFL が大きいほど収束性が良い．しかし, CFL=500 の結果は CFL=50 とほとんど変わらない. CFL が大きすぎると，計算が不安定になることがあるので，本計算では，CFL＝50 を与えた．また，内部反復回数は 50 回とした．内部反復回数 50 回と 100 回で比較したところ，ほとんど同じ結果であり，動微係数の計算に影響しないことを確認している．

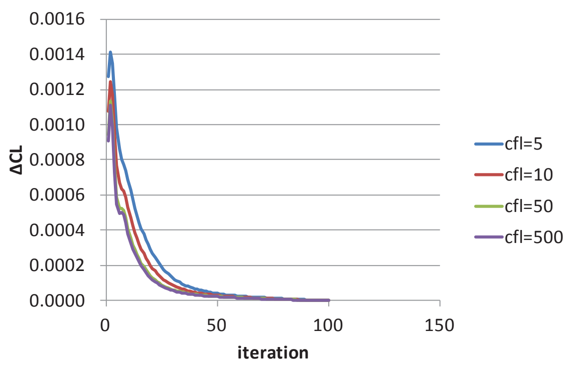



図４　内部反復の収束履歴

## ５．計算結果

### ５．１　流れ場

図５に Cz と Cm の定常解析結果を示す．実験（文献８）と比較すると，15° 以上の高迎角では，少し差が見られるが，全体的に良い一致を示している．高迎角の差の原因として，後述する前縁剥離渦の予測精度が考えられる．

図６(a)～(e)に各迎角の機体表面の Cp 分布を示す．前縁剥離渦で低下した圧力も同時に描いている．迎角 10° 辺りから，主翼前縁からの剥離渦が大きくなり始め，ストレーキからの渦もできている．迎角が大きくなるに従って渦は大きくなり，上方へ移動する．

図７に Cz や Cm に対する各パーツの寄与を示す．Cz に関

し，低迎角では胴体とエンジンインテーク部分の割合が大きいが，迎角が大きくなるにつれて，インテーク部の割合は小さくなり，主翼と胴体の寄与が大きくなる．一方，Cm に関して，低迎角では胴体とエンジンインテーク部分の割合が大きいが，迎角が大きくなるにつれて，水平尾翼と胴体の寄与が大きくなる．HexaGrid では，全てのパーツに対して均一な格子サイズで作成するので，胴体や主翼には多くの格子が作成されるが，尾翼の格子は比較的少ないため，特に Cm の精度を議論する際には，尾翼の解像度に注意する必要がある．

以上述べたような流れ場に対して，動的な特性を以後調べる．

### ５．２　空力微係数

図８(a)と(b)に静微係数の$C_{z\alpha}$と$C_{m\alpha}$を，(c)と(d)に動微係数の$C_{zq}+C_{z\dot{\alpha}}$と$C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$を示す．ただし，定常回転の場合は，$C_{z\dot{\alpha}}$及び$C_{m\dot{\alpha}}$は求まらないので，$C_{zq}$と$C_{mq}$である．この図では，FFA，DFVLR，NAL の風洞試験結果と比較している．風洞試験結果はお互いに同様の傾向であり，データの信頼性の高さを示している．

まず，静微係数を比較する（図８(a)(b)）．定常解析の結果（CFD(Steady)）は，図５の結果を差分して求めた微係数である．中心差分で評価しており，例えば，α=2.5° の微係数は，α=0° と 5° の結果を差分して求めた．定常計算結果は，実験のばらつきの中に入っており，精度良く予測できている．また，非定常解析（CFD(Unseady)）でも同様に実験と良く一致している．加えて，同じ迎角で評価していないが，定常計算結果と非定常結果で少し差が見られる．同じ迎角で正確に比較することが必要だが，非定常解析の時間刻みの影響なども検討する必要がある．

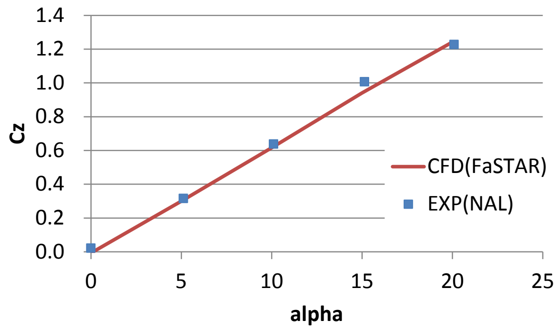
次に動微係数の比較をする（図８(c)(d)）．全体的に定常解析に比べて，非定常解析の方が実験をより正確に再現している．つまり，定常解析では考慮されていなかった$C_{z\dot{\alpha}}$と$C_{m\dot{\alpha}}$の影響だと思われる．また，α＝20° で実験との差が大きくなるが，これは剥離流の影響で，予測精度が悪化していると思われる．欧米で活発に行われているデルタ翼形状の SACCON の解析（例えば文献 14）では，現状の最先端の CFD でも，剥離渦を伴うような流れ場で動的な予測をするのは難しいという結果がでており，本解析でも同様の問題を抱えていると思われる．加えて，非粘性で解析した Murman の計算結果[11] と比較する．Murman の結果は，定量的にはほぼ同様の値であるが，比較的フラットな傾向を示しており，本解析の傾向とは多少異なる．これが，粘性の影響なのかは未検討であり，今後の課題である．

### ６．まとめ

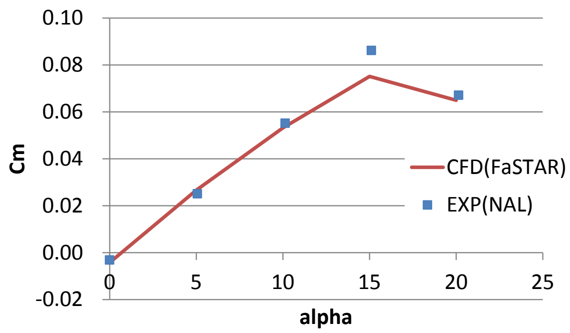
本計算では， HexaGrid と FaSTAR を活用し，効率的に動安定特性を解析できるツールの開発を目的として，SDM を対象に検証を行った．計算で得られた微係数は，全体的に実験結果と良く一致しており，本ツールの有効性を示すことができた．ただし，最も高迎角の 20° では実験との差が見られる．改善するためには，前縁剥離渦の動的な予測精度を向上する必要がある．また，非定常計算では，定常計算では評価できない$C_{z\dot{\alpha}}$と$C_{m\dot{\alpha}}$の効果を評価することができる．本計算対象では，これらの影響が大きいため，非定常解析で評価する必要があることがわかわった．

### 参考文献


1. Hall, R. M., et al., “Computational Methods for Stability and Control (COMSAC): The Time Has Come,” AIAA paper 2005-6121, 2005.
2. Dean, J. P., et al., “Determining the Applicability and Effectiveness of Current CFD Methods in Store Certification Activities,” AIAA paper 2010-1231, 2010.
3. Scott, M., et al., “Relative Motion Simulations Using an Overset Multi-mesh Paradigm with Kestrel v3,” AIAA paper 2012-712, 2012.
4. Rizzi, A., “Modeling and Simulating Aircraft Stability and Control—The SimSAC Project,” Progress in Aerospace Sciences, 47, 2011, pp.573–588.
5. http://www.ceasiom.com/
6. Mialon, B., et al., “European Benchmark on Numerical Prediction of Stability and Control Derivatives,” AIAA paper 2009-4116, 2009.
7. Goetzendorf-Grabowski, T., et al., “Coupling Adaptive-Fidelity CFD with S&C Analysis to Predict Flying Qualities,” AIAA paper 2009-3630, 2009.
8. Ueno, M. et al., “New Dynamic Stability Equipment for Transonic Wind Tunnel Testing at NAL,” AIAA paper 2001-0406, 2001.
9. Schmidt, E., “Standard Dynamics Model Experiments with the DFVLR/AVA Transonic Derivative Balance,” AGARD CP-386, 1985, pp.21-1, 21-16.
10. Jansson,T. and Torngren, L., “New Dynamic Testing Techniques and Related Results at FFA,” AGARD CP-386, 1985.
11. Murman, S. M., “Reduced Frequency Approach for Calculating Dynamic Derivatives,” AIAA Journal, 45, 6, 2007, pp. 1161-1168.
12. Hashimoto, A., et al., “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” AIAA paper 2009-1365, 2009.
13. Hashimoto, A., et al, “Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR',” AIAA paper 2012-1075, 2012.
14. Frink, N. T., “Strategy for Dynamic CFD Simulations on SACCON Configuration,” AIAA paper 2010-4559, 2010.



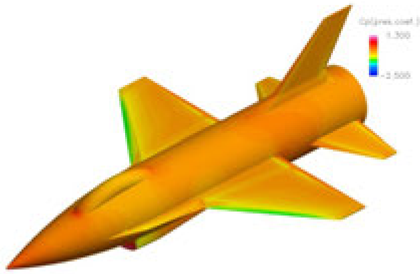

(a)　Cz



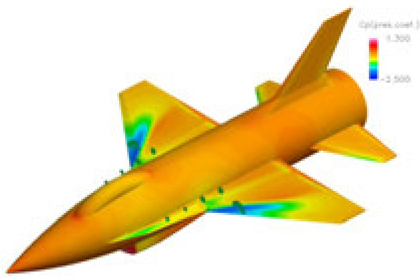

(b)　Cm

図 5　定常解析結果

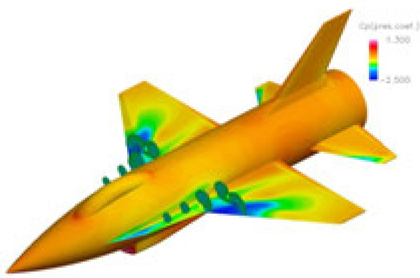
(a)　$\alpha=0^{\circ}$



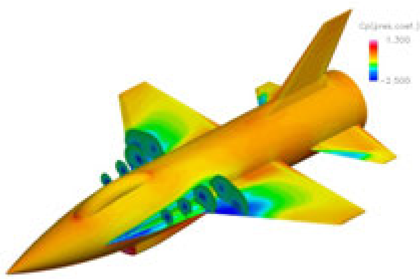
(b)　$\alpha=5^{\circ}$



(c)　$\alpha=10^{\circ}$

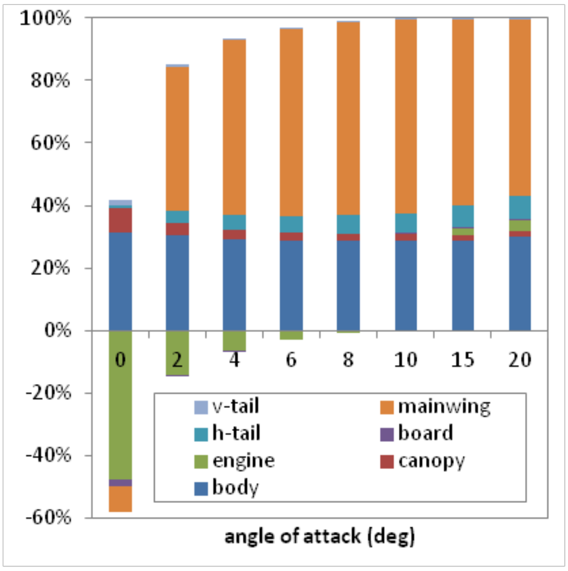


(d)　$\alpha=15^{\circ}$

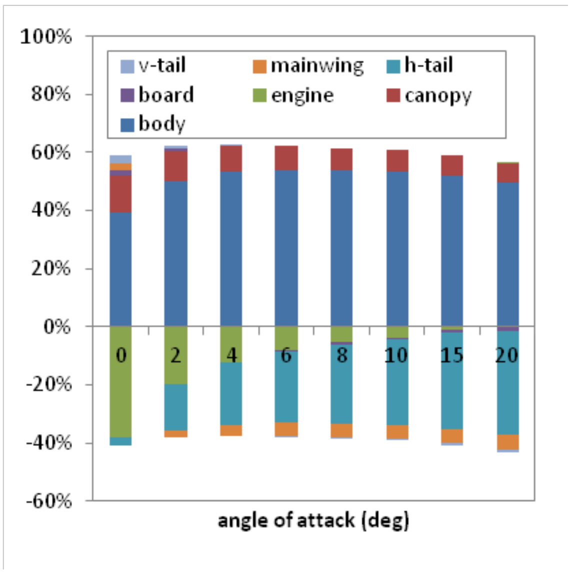


(e)　$\alpha=20^{\circ}$

図 6　表面 Cp 分布（定常解析）

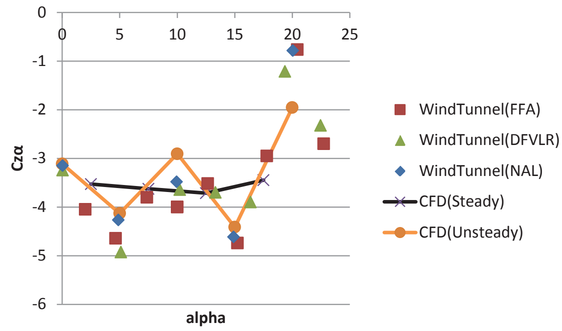



(a)　Cz

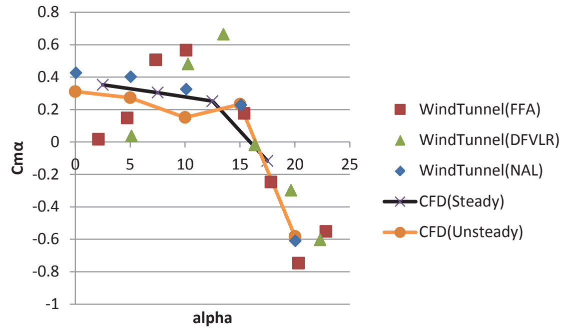



(b)　Cm

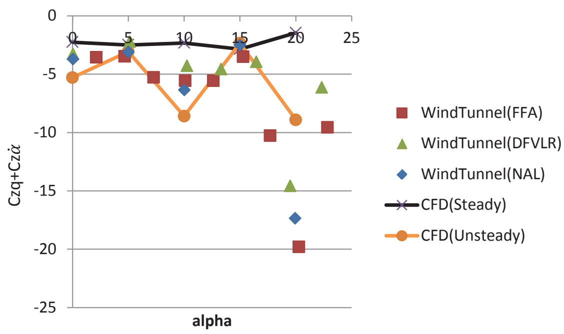
図７　各パーツの寄与



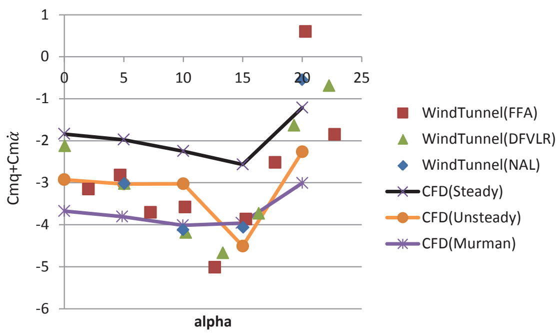

(a)　$C_{z\alpha}$




(b)　$C_{m\alpha}$




(c)　$C_{zq}+C_{z\dot{\alpha}}$




(d)　$C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$

図８　空力微係数