

ロケットフェアリング模型の遷音速風洞試験

高間良樹, 今川健太郎, 加藤裕之, 中北和之, 西沢啓, 堤誠司, 橋本敦, 渡辺重哉, 松尾裕一
宇宙航空研究開発機構

Transonic Wind Tunnel Test of Rocket Fairing Model

by

Yoshiki Takama, Kentaro Imagawa, Hiroyuki Kato, Kazuyuki Nakakita, Akira Nishizawa, Seiji Tsutsumi,
Atsushi Hashimoto, Shigeeya Watanabe and Yuichi Matsuo

ABSTRACT

Transonic wind tunnel test of a rocket fairing model was conducted to investigate the steady and unsteady phenomena around it and to obtain the experimental data used for the validation of CFD code. This paper mainly describes the results of the steady and unsteady pressure measurement. The flowfield around the rocket fairing in transonic regime is characterized by shock wave generated downstream the expansion region near the fairing shoulder, separation caused by the shock wave, and suction region behind it. The unsteadiness was observed in the vicinity of the fairing shoulder due to the interaction between the shock wave and the boundary layer. As uniform flow Mach number was increased, the shock wave was moved downstream. In the leeward side with a small angle of attack, the shock wave was moved upstream, the suction region was enlarged, and the stronger unsteadiness was observed. Even the attachment of a tiny shoulder frame to the clean rocket fairing model significantly changed the pressure distribution because the shock wave and the suction region were highly affected. As a result of the frequency analysis, the broadband increase in the power spectrum density of pressure coefficient was observed when the flow passed through the shock wave. No peculiar frequencies relevant to the transonic unsteady phenomena were found.

1. はじめに

ロケットフェアリング周りの流れ場を知ることは学術的にも工学的にも重要である。特に遷音速領域では、衝撃波振動、衝撃波剥離、衝撃波/境界層干渉などの非定常現象が起り、ロケットフェアリング周りには複雑な非定常流れ場が形成される。過去にロケットフェアリングに関する風洞試験は実施されているが¹⁻³⁾、ロケットフェアリング周りの非定常流れ場については詳細に調べられていない。

また、ロケットフェアリングに限らず実際の飛行体の表面には様々な突起物がある。この表面突起物は例えば遷音速バフェットの様な強い非定常現象を引き起こすことがあり、海外においては表面突起物を考慮した研究が行われている⁴⁻⁶⁾。一方、国内では表面突起物の影響について調べた例は見当たらず、今後研究を進めていく必要があると考えられる。

計算機の発達により、対象や Re 数は限られるが LES (Large Eddy Simulation) や DNS (Direct Numerical Simulation) といった非定常計算が可能になりつつある。一方、ロケットフェアリングのような実機を対象とした場合は Re 数が高いために LES や DNS を直接適用することは難しく、RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 解析と LES のハイブリッド手法を選択せざるを得ない。しかしながら、上述のように衝撃波/境界層干渉やそれに伴う剥離流れが対象となるため、この LES/RANS ハイブリッド法の適用限界などを詳しく調べる必要がある。今後、実機を対象とした非定常 CFD 解析の信頼性を向上させるためには、計算コードを検証するための乱流統計量といった実験データが必要である。

一方、非定常 PSP (Pressure Sensitive Paint) や時系列 PIV (Particle Image Velocimetry) といった先進流体計測技術の発展によって、非定常流れを実験的に調べることができるようになってきた。従来の計測技術である静圧孔や非定常圧力センサによるデータに加えて、非定常 PSP や時系列 PIV を用いることで、乱流場についてもより詳細な流れ場の情報を得ることが可能となり、非定常 CFD の検証データとしても有用である。

そこで、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、

- ① ロケットフェアリング周りの遷音速非定常現象の解明
- ② 遷音速非定常現象を捉える先進流体計測技術の獲得
- ③ CFD (特に非定常 CFD) の検証データの取得

を目的として H22 年度に遷音速風洞試験を実施した。本稿ではその概要と試験結果について報告する。

2. 風洞試験概要

風洞模型は一般的なロケットフェアリングの形状とし、頭部 (半球+円錐) と円柱部から構成される。模型の全長は 1125mm、円柱部の直径は 213mm である。

頭部は 2 種類存在し、これを交換することでクリーン形状 (突起なし形状) と肩部突起付き形状という 2 形態の試験を実施する。図 1 に風洞模型の外形線を示す。図 1 には肩部の拡大図も示してある。肩部突起としては、頭部の斜面のところに 0.35mm のフォワードステップ、その後方の円柱部に 0.47mm のバックステップを設けた。突起は周方向にリング状に存在する。突起の場所を肩部にした理由は、衝撃波や剥離を伴い、最も流れ場に影響が出ると予測したからである。突起サイズは事前の CFD 検討⁷⁾によって計算された排除厚と同等のサイズとした。実機の飛行においては Re 数が非常に大きいため境界層が非常に薄くなり、排除厚と同程度 (あるいはそれ以上) の表面突起は十分存在し得るであろう。

肩部に向かう流れを確実に乱流化して実機環境に近づけるため、頭部にはラフネスを貼った。ラフネスの設置場所は $x=78.8\text{mm}$ とし、ラフネス高さは Braslow の方法⁸⁾によって 142 μm とした。

計測内容は

- ① 静圧孔
- ② 非定常圧力センサ
- ③ 非定常 PSP
- ④ 時系列 PIV

である。試験期間の制約から、H22 年度はクリーン形状の①~④、肩部突起付き形状の①、②の一部を実施した。肩部突起付き形状の①~④の詳細データについては H23 年度に実施予定である。本稿ではクリーン形状の①と②、及び肩部突起付き形状の①と②について述べる。クリーン形状の③、④については各々文献 9)、10)に譲り、本風洞試験に関連した CFD の取り組みについては文献 7)を参照されたい。

クリーン形状における静圧孔の場所を図 2 に示す。静圧孔は、頭部に 13 点、円柱部に 42 点ある。肩部突起付き形状についても頭部に 13 点静圧孔を設け、それらは肩部突起

の場所にある 2 点を除き、クリーン形状の静圧孔と同一の場所にある (図 3)。円柱部についてはクリーン形状と共通使用のため、定常圧計測場所も変わらない。静圧孔の直径は 0.5mm である。

クリーン形状における非定常圧力センサ設置場所を図 4 に示す。非定常圧センサは頭部に 1 個 (CH1)、円柱部に 21 個 (CH2~CH22) 設置した。非定常圧力センサとしては、各測定場所で予想される圧力レベルに応じて 2 種類用意し、

- ・ 肩部直下の 3 点 (CH2~CH4)
 - Kulite 社, XCQ-093-25A
- ・ その他の 19 点 (CH1, CH5~CH22)
 - Kulite 社, XCQ-093-5D

とした。肩部突起付き形状についても頭部に 1 個設置し、この場所はクリーン形状における設置場所と同一である。円柱部についてはクリーン形状と共通使用のため、非定常圧計測場所も変わらない。非定常圧センサのサンプリングレートは 20kHz で、10 秒間計測した。

図 2, 4 に示す通り、大部分の静圧孔と非定常圧センサはちょうど反対側に存在する。

3. 風洞試験結果

風洞試験には宇宙航空研究開発機構所有の 2m×2m 遷音速風洞を用いた。通風パラメータは、マッハ数 (M)、迎角 (α)、ロール角 (ϕ) であり、CFD の検証に必要な膨大な実験データを取得することができた。円柱部直径に対する Re 数は、M=0.8 のとき 2.6×10^6 である。

遷音速風洞内に取りつけられた風洞模型 (クリーン形状) を図 5 に示す。表面が黄色くなっているのは非定常 PSP 用に塗装してあるためである。

3. 1 マッハ数の効果

クリーン形状、 $\alpha=0\text{deg}$ について、マッハ数を変化させたときの定常 Cp 分布と CpRMS (Cp の変動成分の Root Mean Square) 分布を各々図 6, 7 に示す。図 6 より、肩部の膨張域で衝撃波が形成され、その後方に剥離領域が存在していることがわかる。衝撃波はマッハ数の増加とともに下流に移動していく。肩部ではラムダ衝撃波が形成されているが、このラムダ衝撃波と境界層の干渉によって衝撃波が振動して非定常性を生じる。そのため、この付近で CpRMS は強いピークを持つと予想され、例えば M=0.75 のときには強いピークが捉えられている。しかしながら、非定常圧センサが離散的に配置されているため、M=0.8 のときはこのピークが捉えられていない⁹⁾。また、CpRMS 分布には 2 つのピークが捉えられており、1 つ目は上述のラムダ衝撃波の位置であるが、2 つ目は再付着位置であると予想している。

3. 2 迎角の効果

迎角をとった場合、圧力分布は周方向に一様ではなくなる。すなわち、風下側の位相では肩部での剥離が大きくなり、風上側の位相では肩部での剥離が小さくなる。従って、迎角をとった際には、模型をロールさせて定常圧及び非定常圧の周方向分布を計測した。ロール角は、肩部での剥離が最小になるときを $\phi=0\text{deg}$ として定義した (図 8)。一例として、クリーン形状、M=0.8、 $\alpha=2\text{deg}$ について、定常 Cp 分布と CpRMS 分布を各々図 9, 10 に示す。ロール角は 30deg ピッチで変化させた。この周方向マッピング結果は CFD の検証データとしても有用であると考えている。

図 11, 12 には、剥離が最も大きくなる位相 (leeward $\rightarrow \phi=-180\text{deg}$ に相当) と剥離が最も小さくなる位相

(windward $\rightarrow \phi=0\text{deg}$ に相当) について、定常 Cp 分布と CpRMS 分布を各々プロットした。図 11 より、迎角とるこ

とで風下側では衝撃波が前方へ移動し、その背後の負圧領域が広がり、よりゆっくりと一様流静圧まで圧力回復していくことがわかる。図 12 より、4deg のときに非定常性をもっとも大きいことがわかるが、これは非定常 PSP の結果でも確認することができた⁹⁾。

3. 3 突起の効果

M=0.75~0.9、 $\alpha=0\text{deg}$ について、クリーン形状と肩部突起付き形状の定常 Cp 分布と CpRMS 分布の比較を各々図 13, 14 に示す。図 13 より、衝撃波位置、肩部での負圧のピーク値、その後の負圧領域の長さなどが大きく変わっていることがわかる。特に M=0.8 では両者の差が最も大きくなっている。図 14 より、M=0.9 以外では肩部突起を付けることで、下流の非定常性が大きくなっていることがわかる。

今回付けた肩部突起は非常に小さいものであったが、それでも流れ場に与える影響は非常に大きいことがわかった。

3. 4 周波数解析

FFT (Fast Fourier Transform, 高速フーリエ変換) を用いて非定常 Cp データの周波数解析を行った。4096 個のデータごとに FFT 処理を行い (2048 点ずつオーバーラップあり)、それら 96 セットのアンサンブル平均をとった。窓関数にはハニング窓を用いた。

FFT 結果例を図 15 に示す。試験条件は、クリーン形状、M=0.8、 $\alpha=0\text{deg}$ である。また、そのスペクトルに対する考察を図 16 に示す。

どの CH にも出ているピークは外乱の可能性が高い。50Hz 付近のものは商用電源のノイズと考えられる。特に CH2~CH4 で大きなピークが観察されているのは、2 章で述べた通り CH2~CH4 では非定常圧センサの種類が異なっているためであると考えている。300Hz 付近のものは送風機のブレードに起因するノイズと推定できた。これは M=0.8 における送風機の回転数とブレード枚数から計算される周波数が 292~303Hz であり、FFT 結果のピークと合致したからである。なお、その他のマッハ数においても、送風機のブレードに起因するノイズが FFT 結果に表れることを確認している。7kHz 付近のブロードなピークは風洞の多孔壁から入る擾乱に起因するものではないかと考えている。これは過去に遷音速風洞で多孔壁にネットを張って行った実験があり、その際に 7kHz 付近の非定常性が減ったという結果があるからである。ただし、ネットを張ると衝撃波位置が変化するという報告があり、本実験ではネットを張ることはしなかった。

図 6, 11 の定常圧分布、及び非定常 PSP 結果⁹⁾ から、M=0.8、 $\alpha=0\text{deg}$ では衝撃波が非定常圧センサの CH3 と CH4 の間にあることはわかっている。そこで図 16 を見ると、衝撃波を通過すると低周波成分を中心に高周波成分まで非定常レベルが上昇していることがわかる。また図 15 より、衝撃波通過後は全周波数にわたって非定常レベルが徐々に低下していく様子が見える。

以上より、流体現象に起因すると思われる特異な周波数 (ピーク) は存在せず、周波数特性としてはブロードな現象であることがわかる。

外乱がピーキーな周波数特性であるのに対して流体現象がブロードな周波数特性を示していることから、外乱が流体現象に与える影響は小さいと予想されるが、今後高速シェリーレン画像の FFT 解析などを通して更に考察を深めていく予定である。

4. まとめ

ロケットフェアリング模型の遷音速風洞試験を行った。風洞模型形状として、クリーン形状と肩部突起付き形状の

2種類を用意した。マッハ数，迎角，突起の効果について調べ，CFDの検証に必要な膨大なデータを得ることができた。

定常圧／非定常圧計測結果から，ロケットフェアリング周りの現象として以下のことがわかった。

- ・ マッハ数の上昇とともに肩部で発生する衝撃波が下流に移動していく。
- ・ 迎角をとると，風下側で衝撃波が前方に移動し，その背後の負圧領域は広がる。
- ・ 非常に小さいものであっても肩部突起によって衝撃波位置，負圧のピーク値，負圧領域の長さなどが大きく変わる。
- ・ 肩部付近で衝撃波と境界層の干渉により非定常性が生じる。
- ・ 流体现象に起因する特異な周波数はない。

参考文献

- 1) 石田清道，近藤洋史，清水福壽，野田順一，中村正剛，馬場滋夫，田中俊輔，江藤隆夫，H-IIロケットの遷・超音速風洞成分試験，第29回宇宙科学技術連合講演会講演集，pp.152-153, 1985
- 2) 福島幸夫，北間章司，海老原正夫，鈴木弘一，伊藤徹，木村康夫，H-IIロケット衛星フェアリング遷音速時変動圧力計測試験（その1），第30回宇宙科学技術連合講演会講演集，pp.252-253, 1986
- 3) 石田清道，近藤洋史，野田順一，鈴木弘一，唐沢敏夫，江藤隆夫，H-IIロケット遷・超音速風洞成分試験（2次），第31回宇宙科学技術連合講演会講演集，pp.728-729, 1987
- 4) Yang, M. Y. and Wilby, J. F., Derivation of Aero-Induced Fluctuating Pressure Environments for Ares I-X, AIAA 2008-2801, 2008
- 5) Panda, J., Martin, F. W., and Sutliff, D. L., Estimation of the Unsteady Aerodynamic Load on Space Shuttle External Tank Protuberances from a Component Wind Tunnel Test, AIAA 2008-232, 2008
- 6) Walker, B. E., Panda, J., and Sutliff, D. L., Vibration Analysis of the Space Shuttle External Tank Cable Tray Flight Data with and without PAL Ramp, AIAA 2008-312, 2008
- 7) 堤誠司，高木亮治，高間良樹，今川健太郎，加藤裕之，中北和之，ロケットフェアリング流れにおける定常・非定常CFD解析の現状，第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2011, 2B12, 2011
- 8) Braslow A. L. and Knox E. C, Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5, NACA-TN-4363, 1958
- 9) 中北和之，今川健太郎，高間良樹，加藤裕之，中島努，ロケットフェアリング模型の非定常PSP計測，第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2011, 2B15, 2011
- 10) 加藤裕之，小池俊輔，中北和之，高間良樹，今川健太郎，鈴木幸一，川端敏之，ロケットフェアリング模型の時系列PIV計測，第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2011, 2B14, 2011

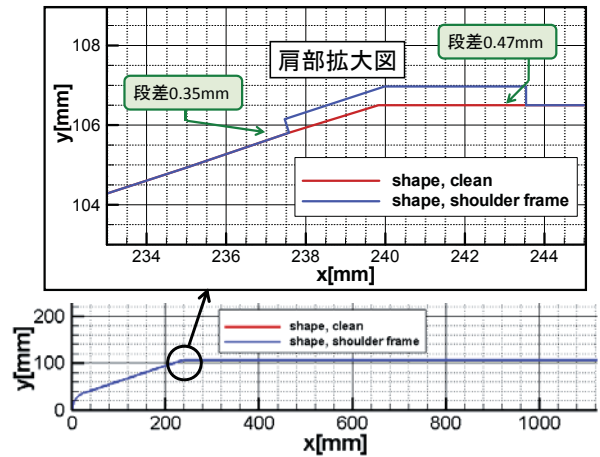


図1 風試模型外形線

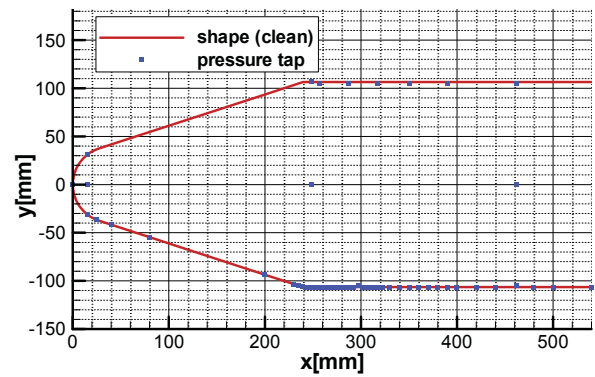


図2 クリーン形状における静圧孔の場所

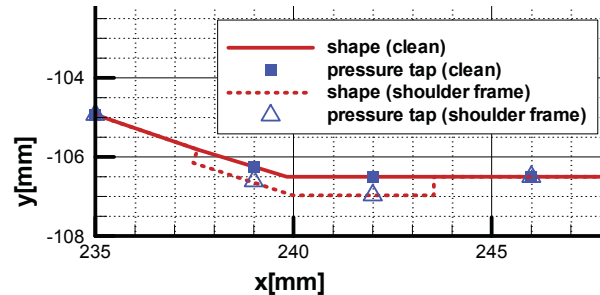


図3 クリーン形状と肩部突起付き形状の静圧孔の場所の違い

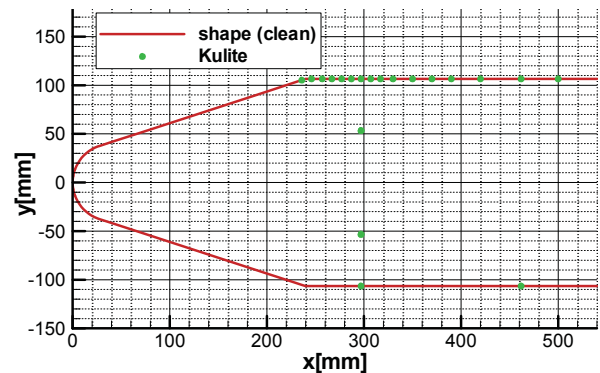


図4 クリーン形状における非定常圧力センサ設置場所



図5 遷音速風洞に取りつけられた風洞模型 (クリーン形状)

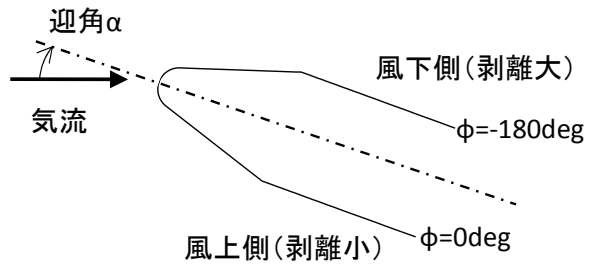


図8 ロール角の定義

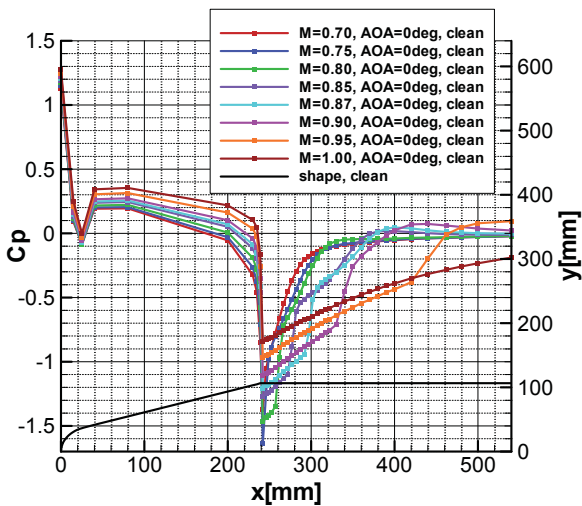


図6 マッハ数の効果 (クリーン, $\alpha=0deg$, 定常圧)

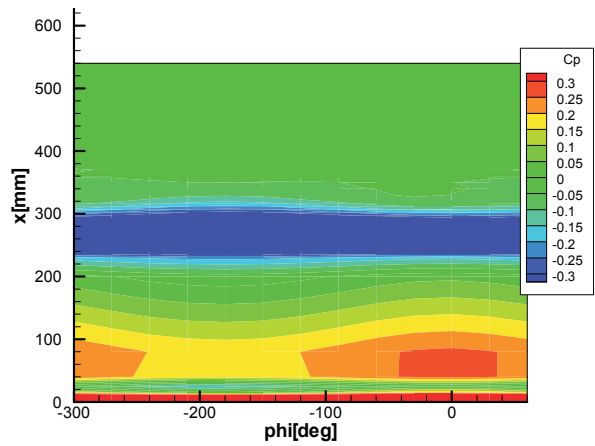


図9 迎角 2deg のときの定常 Cp の周方向分布果 (クリーン, M=0.8)

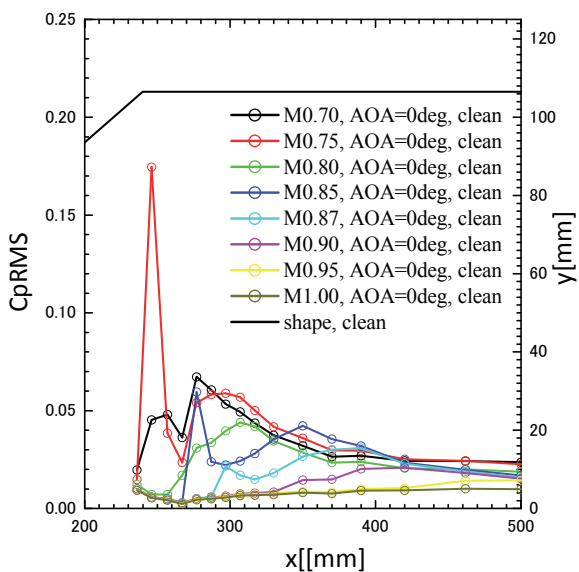


図7 マッハ数の効果 (クリーン, $\alpha=0deg$, 非定常圧)

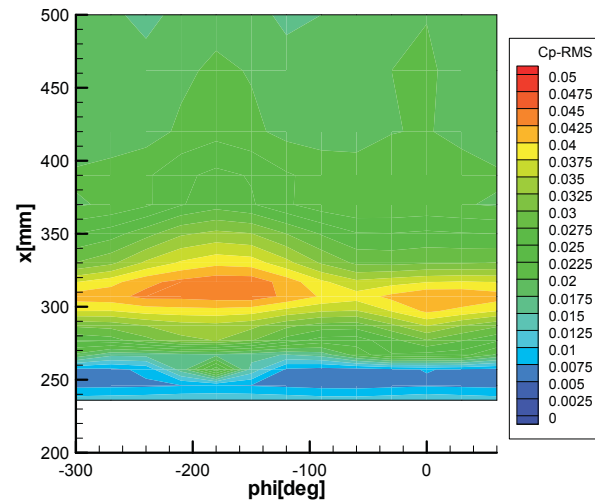


図10 迎角 2deg のときの CpRMS の周方向分布果 (クリーン, M=0.8)

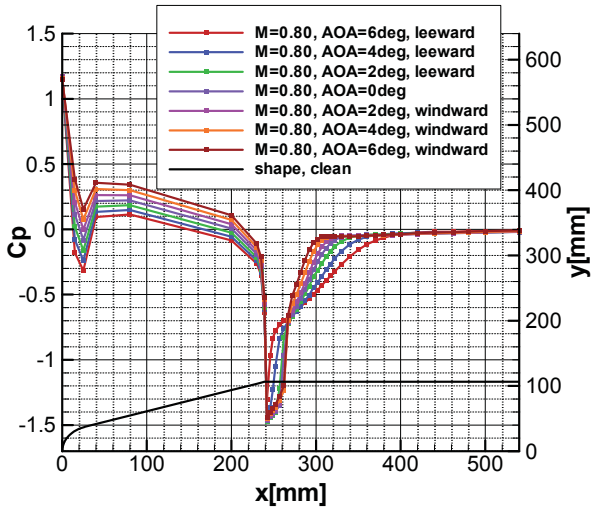


図 11 迎角の効果 (クリーン, M=0.8, 定常圧)

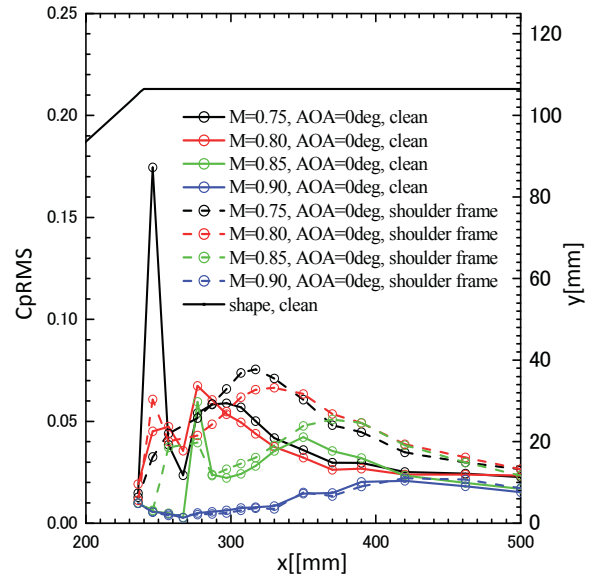


図 14 突起の効果 ($\alpha=0\text{deg}$, 非定常圧)

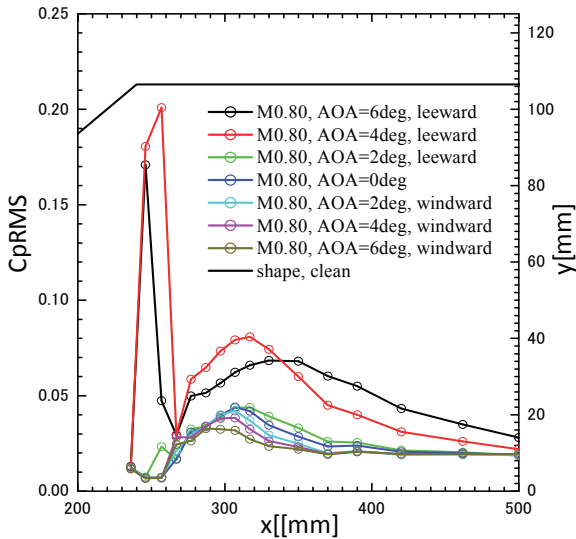


図 12 迎角の効果 (クリーン, M=0.8, 非定常圧)

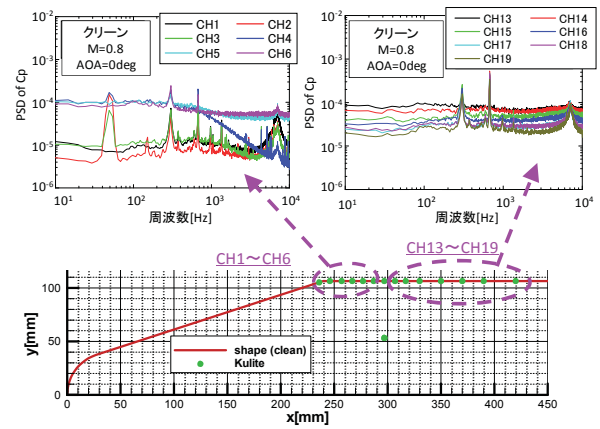


図 15 FFT 結果 (クリーン, M=0.8, $\alpha=0\text{deg}$)

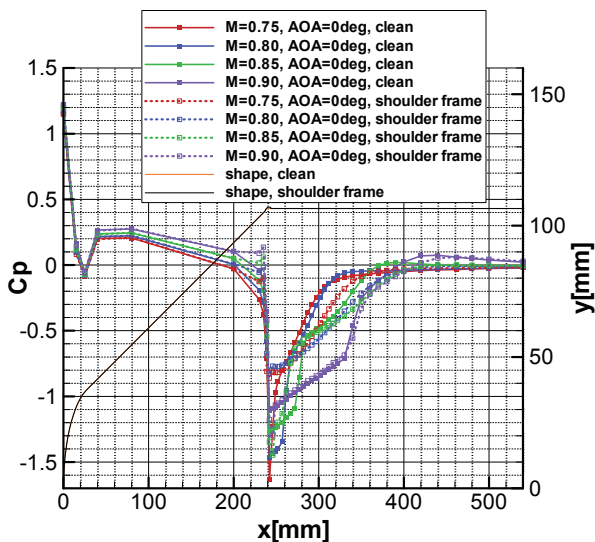


図 13 突起の効果 ($\alpha=0\text{deg}$, 定常圧)

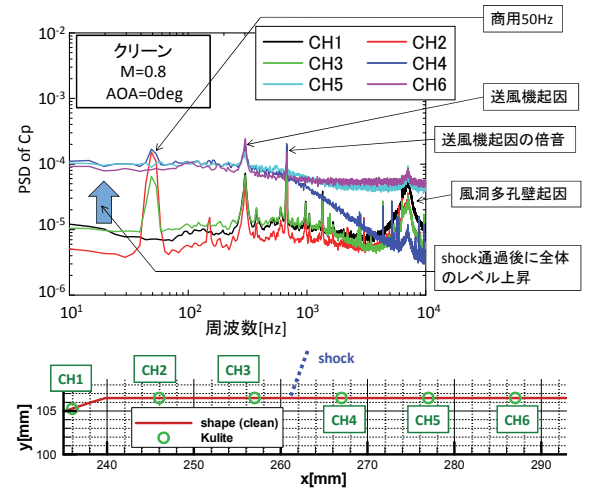


図 16 FFT 結果の解説 (クリーン, M=0.8, $\alpha=0\text{deg}$)