
超音速複葉翼理論に基づく サイレント超音速機の基盤研究

課題番号：19206086

平成19年（2007年）度～平成21年（2009年）度
科学研究費補助金（基盤研究（A））

研究成果報告書

－ Web掲載版 －

平成22年3月

研究代表者 大林 茂
(東北大学流体科学研究所・教授)

研究課題

超音速複葉翼理論に基づくサイレント超音速機の基盤研究

課題番号

19206086

研究組織

研究代表者 大林 茂 (東北大学 流体科学研究所・教授)

研究分担者

浅井 圭介 (東北大学 工学研究科・教授)

永井 大樹 (東北大学 工学研究科・准教授)

倉谷 尚志 (東北大学 流体科学研究所・
21 世紀 COE プログラムフェロー)

佐宗 章弘 (名古屋大学大学院 工学研究科・教授)

川添 博光 (鳥取大学大学院 工学研究科・教授)

松野 隆 (鳥取大学大学院 工学研究科・講師)

中橋 和博 (東北大学大学院 工学研究科・教授)

松島 紀佐 (富山大学大学院 理工学研究部・教授)

鄭 信圭 (東北大学 流体科学研究所・准教授)

中村 佳朗 (名古屋大学大学院 工学研究科・教授)

古川 剛 (独立行政法人宇宙航空研究開発機構
航空プログラムグループ・研究員)

宮路 幸二 (横浜国立大学 工学研究科・准教授)

澤井 秀次郎 (独立行政法人宇宙航空研究開発機構
宇宙科学研究本部・准教授)

藤田 和央 (独立行政法人宇宙航空研究開発機構
研究開発本部・主任研究員)

小林 弘明 (独立行政法人宇宙航空研究開発機構
研究開発本部・研究員)

佐藤 哲也 (早稲田大学 理工学術院・教授)

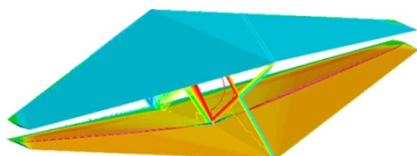
坪井 伸幸 (九州工業大学大学院 工学研究院・准教授)

松尾 亜紀子 (慶応義塾大学 理工学部・教授)

田口 英之 (独立行政法人宇宙航空研究開発機構
航空プログラムグループ・主任研究員)

研究の概要と本報告書の内容

近年、民間の超音速輸送機 (SST) の分野では、**小型超音速旅客機**や**超音速ビジネスジェット (SSBJ)**の開発計画が世界的に注目されている。米国では、エアリオン社¹⁾や SAI 社²⁾などが開発計画を打ち出し、数年後の市場投入を目指している。NASA でも 2020 年以降の市場投入を目指した SST の研究が進められている³⁾。欧州では、仏ダッソー社を中心に HISAC と呼ばれる SSBJ 開発が進められている⁴⁾。



国際民間航空機関 (ICAO) では、これらの動きに対応して 2013 年に民間超音速飛行に関する**ソニックブーム基準策定**を計画している。我が国でも、**第 3 期科学技術基本計画**の分野別推進戦略においてソニックブームの低減が掲げられおり、これに対応して文部科学

省では「次世代超音速機技術の研究開発」が重点的に進めるべき研究開発として取り上げられ、**宇宙航空研究開発機構 (JAXA)**において「**静粛超音速研究機**の研究開発」が検討され、2012 年に**気球投下による低ブーム技術実証試験**の計画がある⁵⁾。また 2005 年 10 月には、日本航空宇宙学会において申請者を主査とする**サイレント超音速旅客機研究会**が発足しており、JAXA・学会を中心に組織を横断してオール日本で超音速機の研究開発に取り組む体制が整いつつある。

一方、本研究グループは、2003～2006 年度に基盤研究 (A) (2) 課題番号：15206091「サイレント超音速飛行実現のための実験・計算融合研究」、2007～2009 年度に基盤研究 (A) (一般) 研究番号：19206086「超音速複葉翼理論に基づくサイレント超音速機の基盤研究」を実施してきた。1 番目の基盤研究で用いられた「**サイレント(静粛)超音速**」という言葉は、その後の NASA や JAXA のプロジェクト名に利用されており、この研究の先駆性が裏付けられている。この研究の 2 年目には、東北大学 21 世紀 COE プログラム「流動ダイナミクス国際研究教育拠点」で招聘した楠瀬博士の協力も得て、**超音速複葉翼理論**を提案した。この理論は、古典的なブーゼマン翼の概念を応用して 2 枚の翼を用いて衝撃波を干渉させることで、造波抵抗を低減しつつソニックブームを根本的に削減することを目指しており、JAXA の低ブームコンセプトとも異なる革新的空力形状である(図 1)。

本報告書は引き続き実施した 2 番目の基盤研究「超音速複葉翼理論に基づくサイレント超音速機の基盤研究」の内容をまとめたものである。超音速複葉翼理論の根幹となる 3 次元翼形状の定義とパラメトリックスタディによる最適形状の決定(図 2)、数値計算と低速風洞試験をあわせた超音速複葉翼の低速性能推定、超音速複葉翼に固有の始動過程に関する超音速風洞試験結果、バリスティックレンジを利用した超音速複葉翼による世界で初めての超音速飛行実験(図 3)、ラジコン機による低速飛行試験(図 4)等について章を掲げて解説し、その他研究分担者による成果の一部を論文別刷り集として掲載した。

図 1 超音速複葉機概念図

図 2 テーパーを持つ 3 次元翼形状

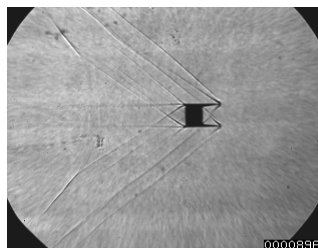


図 3 超音速飛行実験写真



図 4 ラジコン機飛行試験写真

超音速複葉翼理論は、1935 年のブーゼマンの提案に基づくものではあるが、これを 3 次元翼理論とし

て展開し低ブーム性を理論的に予測したのは**我が国独自の提案**である。今後は、超音速複葉翼が作るソニックブームを、飛行実証を通して計測し、予測精度の検証と高度化を図る必要がある。

参考資料

- 1) エアリオン社：<http://www.aerioncorp.com/home>
- 2) SAI 社：<http://www.saiqsst.com/>
- 3) NASA 先進概念研究：http://www.aeronautics.nasa.gov/nra_awardees_10_06_08.htm
- 4) HISAC：<http://www.hisacproject.com/>
- 5) 航空科学技術委員会：http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/index.html

【学術誌】

1. Makoto Obata, Noriko Matsuura, Kazunori Mitsuo, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, Masafumi Harada, Shiho Hirohara, Masao Tanihara, Shigenobu Yano, “Oxygen-Sensing Properties of 5,10,15,20-Tetraphenylporphinato Platinum(II) and Palladium(II) Covalently Bound on Poly(isobutyl-co-2,2,2-trifluoroethyl methacrylate),” *Journal of Polymer Science Part A, Polymer Chemistry*, Vol. 48-3, pp.663-670, 2009.
2. 滝田雄一, 宮路幸二, “CFD を用いた高亜音速域におけるウイングロック現象の解析,” *日本航空宇宙学会論文集 第57巻 第664号*, pp. 183-189, 2009.
3. Koji Miyaji, Yoshiyuki Kitazume, “Effect of Grid Resolutions and Injectant Species in Computations of Supersonic Mixing,” *AIAA paper 2009-3946*, 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 2009.
4. Koji Miyaji, Junya Matsuwaki, Takayuki Kojima, Kazuhisa Fujita, Shujiro Sawai, “Flutter Analysis of Balloon-Based Operation Vehicle for Precooled Turbojet Engine Demonstration,” *AIAA paper 2010-55*, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 2010.
5. Nakanishi, T., Matsuno, T., Iwata, H., Kawazoe, H., “New Measurement Method for Aerodynamic Force by a Single Video Camera,” *Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*, 7(ists26):Pe_59-Pe_64, 2009.
6. Daigo Maruyama, Kazuhiro Kusunose, Kisa Matushima, “Aerodynamic Characteristics of a two-dimensional supersonic biplane,” covering its take-off to cruise condition, *Shock Waves (2009) Vol. 18*, pp434-450.
7. D. Maruyama, K. Matsushima, K. Kusunose, and K. Nakahashi, “Three-Dimensional Aerodynamic Design of Low-Wave-Drag Supersonic Biplane Using,” *Inverse Problem Method, Journal of Aircraft (2009)*, Vol. 46, No.6, pp1906-1918.
8. Naoshi Kuratani, Shuichi Ozaki, Shigeru Obayashi, Toshihiro Ogawa, Takashi Matsuno and Hiromitsu Kawazoe, “Experimental and Computational Studies of Low-Speed Aerodynamic Performance and Flow Characteristics around a Supersonic Biplane,” *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 52巻 176号, 2009年8月4日, 89頁～97頁.
9. Masahito Yonezawa and Shigeru Obayashi, “Reducing Drag Penalty in the Three-Dimensional Supersonic Biplane,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2009年11月, 223巻 7号, 2009年3月, 891頁～899頁.
10. 尾崎修一, 小川俊広, 大林茂, 松野隆, 川添博光, “低速における超音速複葉翼の3次元空力性能評価,” *日本航空宇宙学会論文集*, 2009年12月5日 Vol.57, No.671, pp.461-467.
11. Koji Miyaji, Taku Uchiyama, Kazuya Yamaguchi, Kazuhisa Fujita, Nobuyuki Tsuboi, Shujiro Sawai, “Aerodynamic Simulation of Flight Testbed of a Pre-cooled Turbojet Engine using a High-Altitude Balloon,” *JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering*, 2008.
12. Kohei Anju, Keisuke Sawada, Akihiro Sasoh, Koichi Mori, Eugene Zaretsky, “Time-Resolved Measurements of Impulse Generation in Pulsed Laser-Ablative Propulsion,” *Journal of Propulsion and*

Power, Vol. 24, No. 2, 2008, pp. 322-329.

13. Choi, J.-Y., Sasoh, A., Jeung, I.-S., Urabe, N. and Kleine, H., "Impulse Generation Mechanisms in Laser-Driven In-Tube Accelerator," Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 51, No. 172, Aug. 2008, pp. 71-77.
14. T. Sakai, Y. Sekiya, K. Mori, and A. Sasoh, "Interaction between laser-induced plasma and Shock wave over a blunt body in a supersonic flow," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Vol. 222, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, pp.605-617.
15. Koji Suzuki, Keisuke Sawada, Ryota Takaya, Akihiro Sasoh, "Ablative Impulse Characteristics of Polyacetal with Repetitive CO2 Laser Pulses," Journal of Propulsion and Power, Vol.24,No.4, 2008, pp. 834-841.
16. Sasoh, A., Suzuki, S., Shimono, M. and Sawada, K., "Moderate-Acceleration Launch Using Repetitive-Pulse Laser Ablation In Tube," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 5, 2008, pp. 1144-1146.
17. 米澤誠仁, 大林茂, "CFD 解析による有限幅の超音速複葉翼の空力特性評価," 日本航空宇宙学会論文集, 57 卷 660 号, 2009 年 1 月 5 日, 32 頁~38 頁.
18. 米澤誠仁, 大林茂, "超音速複葉翼における超音速流れの履歴現象の 2 次元 CFD 解析," 日本航空宇宙学会論文集, 57 卷 662 号, 2009 年 3 月, 131 頁~133 頁.
19. 小川正倫, 佐藤哲也, 小林弘明, 田口秀之, "巡航マッハ数に応じた超音速ジェットエンジンの多目的最適化 Multiobjective Design Optimization of Super Sonic Jet Engine in Different Cruise Mach Number," 日本航空宇宙学会論文集, 57 卷 670 号, 2009 年 11 月, 453 頁~460 頁.
20. Yuichi Takita, Koji Miyaji, "Analysis of High-subsonic Wing Rock Phenomena by Numerical Simulations," JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2007.
21. Wataru YAMAZAKI, Kisa MATSUSHIMA and Kazuhiro NAKAHASHI, "Drag Decomposition-Based Adaptive Mesh Refinement," Journal of Aircraft (2007), Vol. 44, No.6, pp1896-1905.
22. Takeshi Furukawa, Takanobu Aochi and Akihiro Sasoh, "Expansion Tube Operation with Thin Secondary Diaphragm," AIAA J., Vol. 45, No. 1, 2007, pp. 214-217.
23. 森浩一, 大谷俊朗, 佐宗章弘, "レーザパルスにより誘起されるプラズマ-衝撃波干渉場," 日本機械学会論文集 B, 73 卷 727 号, pp. 670-675, 2007.
24. A Sasoh, K Kikuchi, and T Sakai, "Spatio-temporal filament behavior in a dielectric barrier discharge plasma actuator," Journal of Physics D: Applied Physics, Vol. 40, 2007, pp. 181-4184.
25. Shigeru OBAYASHI, Shinkyu JEONG, Kazuhisa CHIBA, and Hiroyuki MORINO, "Multi-Objective Design Exploration and its Application to Regional-Jet Wing Design," TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, Vol.50, No.167, May 2007, pp.1-8.

【国際会議発表】

1. NAGAI, H., OYAMA, S., ASAI, K., FUJISONO, T., OBAYASHI, S., "Three dimensional effect of a supersonic busemann biplane on start process," 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-e-21, Tsukuba, Japan, July, 2009.
2. Sugai, N., Yorita, D., Numata, D., Nagai, H., Asai, K., "Optical Fiber Sensor Capable of Measuring Pressure and Temperature from Luminescent Lifetime," 6th International Conference on Flow Dynamics, 9-63, Sendai,

Japan, November, 2009.

3. HAGIWARA, M., NAGAI, H., NUMATA, D., ASAI, K., “Analysis of Shock-wave Structures in a Supersonic Busemann Biplane by Sharp Focusing Schlieren System”, 6th International Conference on Flow Dynamics, 9-24, Sendai, Japan, November, 2009.
4. KAKUTA, T., KOYAMA, A., YORITA, D., NUMATA, D., NAGAI, H., ASAI, K., “Skin-Friction Measurement of Flow around Bluff Body Using Luminescent Oil-Film Technique”, 6th International Conference on Flow Dynamics, 9-11, Sendai, Japan, November, 2009.
5. Matsuno, T., Kanatani, T., Kawazoe, H., Obayashi, S., “An Application of DBD Plasma Actuator to Shock Wave Mitigation,” Proceedings of The 9th International Symposium on Advanced Flow Information and Transdisciplinary Fluid Integration:18-19, 2009.
6. Matsuno, T., Kawazoe, H., Nelson, R. C., “Aerodynamic Control of High Performance Aircraft Using Pulsed Plasma Actuators,” AIAA Paper 2009-697, 2009.
7. Kawazoe, H., Matsuno, T., Obayashi, S., Jeong, S., “Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of a Silent Supersonic Aircraft in Low Speed Flight,” Proceedings of The 9th International Symposium on Advanced Flow Information and Transdisciplinary Fluid Integration:32-33, 2009.
8. Tanabe, A., Matsuo, A., Kojima, T., and Taguchi, H., “Numerical Investigation on the Intake Performance of the Hypersonic Turbojet Experimental Aircraft”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010 (AJCPP2010), Miyazaki, Japan, Mar. 4-6, 2010.
9. Tanabe, A., Matsuo, A., Kojima, T., and Taguchi, T., “Numerical Evaluation of Aerodynamic Interference between Wing and Fuselage for Hypersonic Experimental Aircraft,” AIAA-2010-1046, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, USA, Jan. 4-7, 2010.
10. D. Maruyama, M. Yonezawa, K. Kusunose, K. Matsushima, and K. Nakahashi, “Numerical Analysis and Design of Wing-Body Configuration Based on Busemann Biplane,” 3rd EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS) July 1-7 2009.
11. D. Maruyama, K. Nakahashi, K. Kusunose, K. Matsushima, “Aerodynamic Design of Supersonic Biplane—Toward Efficient Supersonic Transport—,” European Air and Space Conference, October 26-30, 2009.
12. Ryota Noguchi, Kisa Matsushima, Daisuke Sasaki, Kazuhiro Nakahashi, “Construction of Low Boom Design Technique for Supersonic Transport by Using an Inverse Problem,” Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, November 4-6, 2009.
13. Akihiro Sasoh, Shingo Suzuki and Atsushi Matsuda, “Wall-Propelled, In-Tube Propulsion with Repetitive-Pulse Laser Ablation,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 2, 2009, pp. 540-542.
14. Akihiro Sasoh, Kosuke Kikuchi, Katsuya Simizu and Atsushi Matsuda, “Square-bore ballistic range for launching three-dimensional projectiles,” 27th International Symposium on Shock Waves, St. Petersburg, Russia, July 19,24, 2009, ISSW27-38414.
15. Akihiro Sasoh, Yohei Sekiya, Takeharu Sakai, Jae-Hyung Kim and Atsushi Matsuda, “Drag Reduction of Blunt Bodies in a Supersonic Flow with Laser Energy Depositions,” AIAA-2009-1533, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando World Center Marriott, Orlando, Florida, 8 January 2009.

16. Jae-Hyung Kim, Atsushi Matsuda and Akihiro Sasoh, "Experimental Study of Weak Shock Wave Propagation through a Shear Flow," AIAA-2009-1055, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando World Center Marriott, Orlando, Florida, 7 January 2009.
17. Shigeru Obayashi, "Multi-Objective Design Exploration (MODE) - Visualization and Mapping of Design Space," Machine Learning for Aerospace International Workshop, France, 3-4 July 2009.
18. Hiroshi Yamashita, and Shigeru Obayashi, "Global Variation of Sonic Boom Intensity Due to Seasonal Atmospheric Gradients," 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando World Center Marriott, Orlando, FL, 4-7 JAN 2010.
19. A. Toyoda, M. Okubo, S. Obayashi, K. Shimizu, A. Matsuda and A. Sasoh, "Ballistic Range Experiment on the Low Sonic Boom Characteristics of Supersonic Biplane," 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando World Center Marriott, Orlando, FL, 4-7 JAN 2010.
20. Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Hiroaiki Kobayashi, Takayuki Kojima, Kenya Harada, Motoyuki Hongoh, Daisaku Masaki, Keiichi Okai, Kazuhisa Fujita and Shujiro Sawai, "Development status of a hypersonic precooled turbojet engine," 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Korea, 12-26 Oct. 2009.
21. Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Hiroaiki Kobayashi, Takayuki Kojima, Motoyuki Hongoh, Kenya Harada, Daisaku Masaki, Keiichi Okai, Kazuhisa Fujita and Shujiro Sawai, "Development Status of A Precooled Turbojet Engine," 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba International Congress Center, Tsukuba, Japan, 8 July 2009.
22. KURATANI, N., NAGAI, H., ASAI, K., OGAWA, T., OBAYASHI, S., "Visualization of Interacting Flow Field between Busemann's Biplane in Supersonic Flow", Proceedings of the 13th International Symposium on Flow Visualization, ISFV13 (301), Nice, France, July, 2008.
23. NAGAI, H., OYAMA, S., OGAWA, T., KURATANI, N., ASAI, K., "Experimental Study on Interference Flow of a Supersonic Busemann Biplane using Pressure-Sensitive Paint Technique", Proceedings of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS2008-3.7.5, Anchorage, Alaska, USA, September, 2008.
24. OYAMA, S., NAGAI, H., ASAI, K., "Experimental study on three-dimensional shock interference flow of a supersonic Busemann Biplane", KSAS/JSASS Joint Int'l Symposium on Aerospace Engineering, November, 2008.
25. Matsuno, T., Arahori, H., Kawazoe, H., "Active Control of Separation Shock Wave on a Compression Ramp Using Plasma Actuators," Proceedings of the 5th International Conference on Fluid Dynamics, No. OS5-7, 2008.
26. Matsuno, T., Kawazoe, H., Nelson, R. C., Corke, T. C., "Forebody Vortex Control on High Performance Aircraft Using PWM-Controlled Plasma Actuators," Proceedings of the 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, No. ICAS 2008-3.3.4:CDROM, 2008.
27. Matsuno, T., Ota, K., Kanatani, T., Kawazoe, H., "Optimal and Robust Design of Plasma Actuator for the Control of a Cylinder Wake," Proceedings of the 2008 KSAS/JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering: 115-119, 2008.
28. Miyamoto, H., Matsuo, A., Kojima, T., and Taguchi, H., "Performance Evaluation of Hypersonic Turbojet

- Experimental Aircraft Using Integrated Numerical Simulation with Pre-Cooled Turbojet Engine,” Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2008 (AJCPP2008), Gyeongju, Korea, Mar. 6-8, 2008.
29. Daigo Maruyama, Kisa Matsushima, Kazuhiro Kusunose and Kazuhiro Nakahashi, “Aerodynamic Design of Supersonic Biplane Wing with Complicated Interference Using Inverse Problem Method,” ECCOMAS 2008, July 4, 2008 Venice, Italy.
 30. Kisa MATSUSHIMA, Takumi MATSUZAWA and Kazuhiro NAKAHASHI, “APPLICATION OF PARSEC GEOMETRY REPRESENTATION TO HIGH-FIDELITY AIRCRAFT DESIGN BY CFD, (ECCOMAS 2008)”, July 4, 2008 Venice, Italy.
 31. Kisa MATSUSHIMA, Daigo MARUYAMA, Ryota NOGUCHI, “Inverse Design and Analysis of Supersonic Biplane,” KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, NOV. 22, Jeju, Korea, 2008.
 32. T. Sakai, Y. Sekiya, M. Rosli, A. Matsuda, and A. Sasoh, “Unsteady Interaction of Blunt Bodies With Laser Induced Plasma in a Supersonic Flow,” AIAA-2008-3794, 39th Plasmadynamics and Lasers Conference, Seattle, Washington, June 23-26, 2008.
 33. A. Matsuda, Y. Sekiya, R. Rosli, T. Sakai and A. Sasoh, “Plasma Behavior Induced by Repetitive Laser Pulses,” AIAA-2008-3898, 39th Plasmadynamics and Lasers Conference, Seattle, Washington, June 23-26, 2008.
 34. M. Yonezawa, H. Yamashita, “COMPARISON OF SHOCK WAVE INTERACTION FOR THE THREE-DIMENSIONAL SUPERSONIC BIPLANE WITH DIFFERENT PLANAR SHAPES,” The 26th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences Including the 8th AIAA Aircraft Technology, Integration, and Operations Conference, USA(2008.9.16).
 35. S. Obayashi, S. Jeong, T. Kumano, “Multi-Objective Design Exploration (MODE) - Visualization of Design Space and Knowledge Mining,” 5th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2008, Italy(2008.6.30—7.4).
 36. SAITO, K., OGAWA, T., NAGAI, H., ASAI, K., “Development of Pressure-Sensitive Paint Technique in a Supersonic Blowdown Wind Tunnel and its Application to a Busemann Biplane, ” 22nd International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 2007.
 37. Matsuno, T., Kawazoe, H., Nelson, R. C., “Aerodynamic Control of High Performance Aircraft Using Plasma Actuators,” Proceedings of the 2007 JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering:44-47, 2007.
 38. Matsuno, T., Kawazoe, H., Nelson, R. C. “Development of a Separation Control System, Using Pulse-Width-Modulated Plasma Actuators,” Proceedings of the 4th International Conference on Fluid Dynamics, No. 3-2-4, 2007.
 39. Nelson, R. C., Corke, T. C., He, C., Othman, H., Matsuno, T., Patel, M. P., Ng, T. T., “Modification of the Flow Structure over a UAV Wing for Roll Control,” AIAA Paper, 2007-884, 2007.
 40. Y. Takizawa and A. Matsuda, ISAS/JAXA, Sagamihara, Japan; K. Kikuchi and A. Sasoh, and T. Abe, “Optical Observation of Discharge Plasma Structure in DBD Plasma Actuator,” AIAA-2007-4376, 38th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference In conjunction with the 16th International Conference on MHD Energy Conversion , Miami, FL, June 25-28, 2007.

41. Shigeru Obayashi, "Design Exploration of Low-Boom and Low-Drag Configuration for Supersonic Business Jet," KAIST, TIT, Tohoku University, and HIT Joint Workshop, on Multidisciplinary Design Problems, December 2007.
42. K. Matsushima, D. Maruyama and T. Matsuzawa, "Numerical Modeling for Supersonic Flow Analysis and Inverse Design," Lectures and Workshop International - Recent Advances in Multidisciplinary Technology and Modeling-, SS05-2.1, May 22, 2007, Tokyo.
43. Maruyama D., Matsushima, K., Kusunose, K. and Nakahashi, K., "Inverse Design of Biplane Airfoils for Efficient Supersonic Flight - Preliminary Trial to Construct Biplane Airfoil Data Base -, Lectures and Workshop International - Recent Advances in Multidisciplinary Technology and modeling-," SS05-2.2, May 22, 2007, Tokyo.
44. Maruyama, D., Kusunose, K., Matsushima, K. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis and Design of Supersonic Wings Based on Busemann Biplane," 2nd European Conference for Aero-Space Sciences , July 1-6, 2007, Brussels, Belgium.
45. K. Matsushima, "Supersonic Aerodynamic Design Using Inverse Problems," Workshop on Compressible Flows (Frontiers of computational Fluid dynamics V) 2007, June 20-21, Davis, California.
46. Maruyama, D., Matsushima, K., Kusunose, K., and Nakahashi, K., "Aerodynamic Design of Three-dimensional Low Wave-drag Biplanes Using Inverse Problem Method," The 46th AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2007-0289, January 11, 2008, Reno, Nevada.

【国内会議発表】

1. 田邊陽, 松尾亜紀子, "極超音速エンジン実験機の空力特性改善に関する数値解析," 日本航空宇宙学会第40期講演会, 調布, 2009年4月.
2. 松野 隆, 金谷高志, 川添博光, 鈴木直洋, 藤井孝藏, "サイレント超音速機の空力制御に対するプラズマアクチュエータの適用," 宇宙航行の力学シンポジウム(平成21年度), 2009 (in press).
3. 松野 隆, 松尾 好修, 太田 健太郎, 川添 博光, "DBD プラズマアクチュエータを利用したフラップ代替高揚力装置," 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009講演集:155-158, 2009.
4. 松野 隆, 太田 健太郎, 金谷 高志, 川添 博光, "プラズマアクチュエータを用いたブラフボディ後流制御における駆動条件の最適化," 日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集:CD-ROM, 2009.
5. 金谷 高志, 太田 健太郎, 松野 隆, 川添 博光, "プラズマアクチュエータを用いた3次元剥離流の能動制御," 日本機械学会中国四国支部第47期総会・講演会講演論文集 :209-210, 2009.
6. 太田 健太郎, 松野 隆, 金谷 高志, 岩田 博, 川添 博光: "プラズマアクチュエータによる2次元円柱剥離流の制御," 日本航空宇宙学会第40期年会講演会講演集, No. C08:CD-ROM, 2009.
7. 松尾 好修, 太田 健太郎, 金谷 高志, 松野 隆, 川添 博光: "プラズマアクチュエータを用いた剥離流制御による航空機の空力性能の向上," 日本機械学会中国・四国支部第48期総会・講演会講演論文集, 2010 (in press).
8. 野口遼太, 松島紀佐, 佐々木大輔, 中橋和博, "F関数法を用いた超音速旅客機の低ブーム設計," 第23回数値流体力学シンポジウム, 2009年12月16日-18日, 仙台.
9. 萩原真澄, 永井大樹, 沼田大樹, 浅井圭介, "断層シュリーレン法を用いた超音速複葉翼の内部構造の解

- 明,” 日本航空宇宙学会北部支部 2010 年講演会／第 11 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, JSASS-2010-H026, 2010 年 3 月.
10. 萩原真澄, 永井大樹, 沼田大樹, 浅井圭介, “断層シュリーレン法と感圧塗料の複合計測による超音速複葉翼の 3 次元内部構造の可視化計測,” 17-A-2-2, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 2010 年 3 月.
 11. 小川正倫, 佐藤哲也(早稲田大), “巡航マッハ数に応じた超音速ジェットエンジンの多目的最適化,” CD-ROM, B23, 第 49 回 航空原動機・宇宙推進講演会, 2009 年 3 月 6 日.
 12. 佐藤哲也, 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, “予冷ターボジェットエンジンに関する基礎研究,” 17-A-2-2, 平成 20 年度 宇宙輸送シンポジウム, 2009 年 1 月 20 日.
 13. 浅井圭介, 永井大樹, 宮路幸二, “動的風洞試験における EFD/CFD 融合の可能性,” 第 40 回流体力学講演会講演集, pp.145-148, 2008 年 6 月.
 14. 藤園崇, 大山創史, 永井大樹, 大林茂, 浅井圭介, “超音速複葉翼の始動過程に対する 3 次元性の影響,” 日本航空宇宙学会北部支部 2009 年講演会, pp.118-123, 2009 年 3 月, 東北大学流体科学研究所.
 15. 大山創史, 藤園崇, 永井大樹, 浅井圭介, 大林茂, “超音速複葉翼の始動過程に対する 3 次元性の影響,” 平成 20 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp.269-272, 2009 年 3 月, 名古屋大学.
 16. 松野 隆, 荒堀 宏典, 川添 博光, 大林 茂, 山本 潤弥, “プラズマアクチュエータによるサイレント超音速機の衝撃波制御,” 第 46 回飛行機シンポジウム講演集, No. 2D7:CDROM, 2008.
 17. 松野 隆, 荒堀 宏典, 川添 博光, 大林 茂, “プラズマアクチュエータによる衝撃波位置の制御,” 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2008, 講演前刷集:107-110, 2008.
 18. 松野 隆, 太田 健太郎, 金村 炫太, 荒堀 宏典, 岩田 博, 川添 博光, 藤井 孝藏, “プラズマを用いた超音速剥離流れの制御,” 宇宙航行の力学シンポジウム講演集(平成 20 年度):58-61, 2008.
 19. 荒堀 宏典, 松野 隆, 川添 博光, “プラズマアクチュエータによる超音速ランプ周り流れの制御,” 日本機械学会岡山講演会講演論文集, 2008.
 20. 阿部 真治, 栗津 剛, 松野 隆, 川添 博光, 大林 茂, “低速飛行でピッチング運動するサイレント超音速複葉機の空力特性,” 第 46 回飛行機シンポジウム講演集, No. 1A1:CDROM, 2008.
 21. 松島紀佐, 松澤拓未, 坂下翔士, “効率的精密設計を可能にする超音速翼 CFD 設計手法,” 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2008 講演集, 1A2, pp.3-6, (2008) 6 月 12 日, 仙台.
 22. 坂下翔士, 松澤拓未, 松島紀佐, 中橋和博, “逆問題解法と PARSEC 法を用いた超音速翼設計システム,” 第 46 回飛行機シンポジウム, CD 講演集, 1A8(2008) 10 月 22-24 日, 東京.
 23. 松島紀佐, 丸山大悟, 楠瀬一洋, “逆問題手法を用いた 3 次元超音速複葉翼の設計,” 防衛省技術研究本部公開研究発表会, (2008), 11 月 11 日, 東京.
 24. 野口遼太, 丸山大悟, 松島紀佐, 中橋和博, “超音速複葉翼の広マッハ数域における空力中心と空力特性に関する研究,” 第 22 回数値流体力学シンポジウム, (2008), 12 月 18 日, 東京.
 25. 齋藤 賢一, 小川俊広, 永井大樹, 浅井圭介, “超音速複葉翼の干渉流れに関する実験的研究,” 第 39 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2007, 2007 年 6 月.
 26. 倉谷尚志, 永井大樹, 小川俊広, 大林茂, 浅井圭介, “超音速複葉翼間における衝撃波干渉と相殺現象の可視化,” 平成 19 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2007 年 12 月.
 27. 大山創史, 永井大樹, 倉谷尚志, 小川俊広, 浅井圭介, “超音速複葉翼の衝撃波干渉流れに関する研

- 究,”平成19年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp.219-220, 2008年3月.
28. 河勝元, 三浦悠佑, 永井大樹, 浅井圭介, 中北和之, “極超音速流中のエアロスパイク模型に流入する熱流束分布の可視化,”平成19年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp.349-352, 2008年3月.
 29. 永井大樹, 河勝元, 三浦悠佑, 浅井圭介, “感温塗料を用いた空力加熱計測手法の東大柏洞への適用,”平成19年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp.357-360, 2008年3月.
 30. 松野 隆, 川添 博光, “プラズマアクチュエータによる小型超音速機の前胴渦制御,”平成18年度科研費空力班シンポジウム発表論文集:57-60, 2007.
 31. 松野 隆, 川添 博光, “プラズマアクチュエータを用いた円柱周り流れのPWM制御,”平成19年度科研費空力班シンポジウム発表論文集: 32-33, 2007.
 32. 松野 隆, 川添 博光, 石田 誉, “プラズマアクチュエータによる衝撃波位置制御の試み,”第39回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム2007講演論文集, 2007.
 33. 宮本秀正, 松尾亜紀子, 田口秀之, 小島孝之, “数値解析を用いたマッハ5クラス極超音速実験機の飛行特性評価,”平成19年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2008年1月.
 34. 宮本秀正, 松尾亜紀子, 小島孝之, 田口秀之, “予冷ターボエンジンノズルと極超音速実験機の統合数値解析,”第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月.
 35. 丸山大悟, 松島紀佐, 楠瀬一洋, 中橋和博, “超音速複葉翼設計における翼型選定に関する考察,”第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007, 1A5, (2007), 6月14日, 東京.
 36. 松澤拓未, 松島紀佐, 中橋和博, “超音速翼設計における PARSEC 形状表現法の適用,”第21回数値流体力学シンポジウム講演論文集 D10-2, (2007), 12月21日, 東京.
 37. 松島紀佐, 丸山大悟, 楠瀬一洋, “3次元超音速複葉翼の逆問題による空力性能向上,”日本航空宇宙学会北部支部2008年講演会 G-4, (2008), 3月11日, 札幌.
 38. 梅田成紀, 山崎 渉, 松島紀佐, 中橋和博, “超音速域における CFD 抵抗分解,”日本航空宇宙学会北部支部2008年講演会 U-10, (2008), 3月12日, 札幌.
 39. 山下博, 米澤誠仁, 大林茂, “低ブーム胴体形状に関する研究,”第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2007年6月.
 40. 倉谷尚志, 小川俊広, 米澤誠仁, 山下博, 大林茂, “ソニックブーム低減用複葉翼間の衝撃波干渉と相殺,”第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2007年6月.
 41. 尾崎修一, 米澤誠仁, 倉谷尚志, 小川俊広, 鄭信圭, 大林茂, 松野隆, 川添博光, “低速域における複葉翼の空力特性と流れ特性,”第39回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2007年6月.

解説等

1. 大林茂, “進化計算による多目的最適化と工学設計,”計測と制御, Vol.47, No.4, pp.480-486, (2008.6.10).
2. 大林茂, 倉谷尚志, “ソニックブームを相殺する超音速複葉翼理論,”日本ガスタービン学会誌, Vol.36, No.5, pp.1-5, (2008.9).
3. 藤井 孝藏, 松野 隆, “DBD プラズマアクチュエータ ーバリア放電を利用した新しい流体制御技術,”日本機械学会流体工学部門ニューズレター流れ 2007年12月号, 2007.

研究成果による工業所有権の出願・取得状況

なし

博士論文・修士論文

1. 佐藤 孝磨:「推進系結合を考慮した超音速旅客機の低ブーム・低抵抗設計」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2008年3月.
2. 松澤 拓未:「超音速機設計のための高精度で効率的な CFD 手法の研究」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2008年3月.
3. 矢野祐介:「航空機翼胴結合部形状の空力最適設計に関する研究」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2008年3月.
4. 山下 博:「Environmental Technologies for Sonic Boom Mitigation in Eco-Efficient Supersonic Transport Design (環境性・経済性を両立した超音速旅客機設計におけるソニックブーム低減の環境技術)」, 東北大学大学院情報科学研究科博士論文, 2009年3月.
5. 米澤 誠仁:「Aerodynamic Performance of the Three-Dimensional Supersonic Biplane Based on the CFD Simulation (CFDを用いた3次元超音速複葉翼の空力性能の研究)」, 東北大学大学院情報科学研究科博士論文, 2009年3月.
6. 尾崎 修一:「CFD/EFDによる超音速複葉翼の低速空力性能の研究」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2009年3月.
7. 山本 潤弥:「プラズマアクチュエータを用いた流体制御の非構造格子数値解析」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2009年3月.
8. 坂下 翔士:「超音速旅客機主翼に対する CFD 逆問題設計手法の研究」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2009年3月.
9. 大山 創史:「超音速複葉翼の始動過程に対する3次元性の影響」, 東北大学大学院情報科学研究科修士論文, 2009年3月.
10. 藤園 崇:「テーパ型超音速複葉翼の始動過程に対する実験的研究」, 東北大学大学院工学研究科修士論文, 2010年3月.
11. 大久保 正幸:「バリステックレンジを用いたフリーフライト実験のための複葉翼実験模型の基礎設計」, 東北大学大学院工学研究科修士論文, 2010年3月.
12. 石垣 真之:「低ブーム超音速機における後端ブーム低減の研究」, 東北大学大学院工学研究科修士論文, 2010年3月.
13. 金山 靖信:「超音速複葉翼の空力中心と空力特性に関する研究」, 東北大学大学院工学研究科修士論文, 2010年3月.
14. 野口 遼太:「次世代超音速機の実現に向けての空力中心と低ブーム化に関する研究」, 東北大学大学院工学研究科修士論文, 2010年3月.
15. 萩原 真澄:「断層シュリーレン法を用いた超音速複葉翼の内部構造の解明」, 東北大学大学院工学研究科修士論文, 2010年3月.

研究会等開催

1. 第 39 回流体力学講演会, 特別企画 1「革命的超音速空力技術」, 宇宙航空研究開発機構 航空宇宙技術研究センター, 平成 19 年 6 月 14-15 日.
2. 第 40 回流体力学講演会, 特別企画 4「サイレント超音速空力技術」, 東北大学片平キャンパスさくらホール, 平成 20 年 6 月 12-13 日.
3. 第 41 回流体力学講演会, 特別企画 4「サイレント超音速空力技術」, 宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター, 平成 21 年 6 月 18-19 日.
4. The Fourth International Conference on Flow Dynamics, OS3-4: Supersonic Biplanes, Sendai international center, September 26-28, 2007.
5. The Fifth International Conference on Flow Dynamics, OS4: Trans-disciplinary Advanced Flow Division Session, Sendai Excel Hotel Tokyu, November 17-19, 2008.
6. The Sixth International Conference on Flow Dynamics, AFI/TFI-2009: Supersonic Technology Workshop, Hotel Metropolitan Sendai, November 4-6, 2009.

目 次

第1章 3次元複葉翼のパラメトリックスタディ.....	1
1.1 背景.....	1
1.2 3次元複葉翼のテーパ比及び後退角の抵抗への影響.....	1
1.2.1 背景.....	1
1.2.2 形状定義と計算条件.....	2
1.2.3 後退角の抵抗への影響.....	3
1.2.4 テーパ比の抵抗への影響.....	4
1.2.5 まとめ.....	4
1.3 3次元超音速複葉翼の空力性能.....	4
1.3.1 背景.....	4
1.3.2 解析形状及び解析条件.....	5
1.3.3 3次元超音速複葉翼の空力性能.....	5
1.3.4 まとめ.....	7
1.4 まとめ.....	7
参考文献.....	7
第2章 超音速複葉翼の低速風洞実験.....	9
2.1 研究背景.....	9
2.2 風洞実験手法.....	9
2.2.1 風洞と実験模型.....	9
2.2.2 計測手法.....	10
2.2.2.1 3分力計測.....	10
2.2.2.2 後流計測.....	10
2.2.3 計測条件.....	11
2.3 超音速複葉翼3次元空力性能.....	12
2.3.1 アスペクト比効果.....	12
2.3.1.1 アスペクト比の違いによる失速特性.....	12
2.3.1.2 アスペクト比の違いによる空力性能の算出.....	12
2.3.2 抵抗分解.....	13
2.3.2.1 CFD解析による翼型の抵抗分解.....	13
2.3.2.2 複葉翼古典理論を用いた誘導抗力算出手法.....	14
2.3.2.3 3次元翼の抵抗分解.....	17
2.4 後流計測による空力性能解析.....	18
2.4.1 翼型抗力算出.....	18
2.4.1.1 翼型抗力算出手法.....	18
2.4.1.2 模型後方計測距離による影響.....	18
2.4.1.3 有効迎え角による翼型抗力算出への影響.....	20

2.4.2 翼端付近の後流特性	23
2.4.3 後流からの誘導抗力算出	25
2.5 結論	27
参考文献	27
第3章 テーパ型超音速複葉翼の始動過程に対する実験的研究	29
3.1 はじめに	29
3.2 風洞実験手法 (EFD)	29
3.2.1 風洞実験設備	29
3.2.2 風洞実験模型	30
3.2.2.1 模型概観	30
3.2.2.2 翼	30
3.2.2.3 翼端板	31
3.2.3 感圧塗料計測	32
3.2.4 感圧塗料光学系セットアップ	32
3.2.5 実験条件	33
3.3 数値計算手法 (CFD)	33
3.4 テーパ型超音速複葉翼の始動特性と翼端板効果	33
3.4.1 テーパ型超音速複葉翼の始動特性	33
3.4.2 翼端板効果	36
3.4.2.1 始動特性に与える影響	36
3.4.2.2 空力性能に与える影響	39
3.5 まとめ	40
参考文献	41
第4章 バリスティックレンジを用いた超音速フリーフライト実験	42
4.1 はじめに	42
4.2 数値解析手法	42
4.3 複葉翼模型の設計及び実験結果	42
4.3.1 複葉翼実験模型	42
4.3.2 単葉翼実験模型	43
4.3.3 解析結果	43
4.3.3.1 チョーク現象	43
4.3.3.2 翼前縁に厚みのある複葉翼模型形状	43
4.3.4 実験	44
4.3.4.1 実験内容	44
4.3.4.2 計算結果と実験結果の比較	45
4.3.4.3 各実験で計測した圧力波形の比較	45
4.3.4.4 改善点	47

4.4	翼洞型複葉翼模型の設計	47
4.4.1	実験模型基本形状	47
4.4.2	胴体先端部形状	48
4.4.2.1	先端衝撃波強度の簡易推算法.....	48
4.4.2.2	胴体先端部形状の決定	48
4.4.3	胴体先端部形状の違いによるブーム波形への影響.....	49
4.4.4	翼前縁及び後縁に厚みのある模型形状.....	50
4.4.5	翼前縁から発生する衝撃波のブームへの影響.....	50
4.4.6	圧力計測位置での圧力波形の推算.....	52
4.4.7	胴体が複葉翼へ与える影響	52
4.5	まとめ.....	53
	参考文献.....	54
第5章	超音速複葉翼の空力中心と空力特性.....	55
5.1	はじめに.....	55
5.2	数値解析手法	56
5.3	解析対象.....	56
5.4	空力中心位置算出法	56
5.5	超音速複葉翼の空力中心位置の変化.....	57
5.5.1	飛行過程における空力中心位置の変化.....	57
5.5.2	始動から不始動への変化に伴う空力中心位置の変化.....	60
5.5.3	不始動から始動への変化に伴う空力中心位置の変化.....	62
5.6	チョーク回避形状の空力中心位置の変化.....	63
5.7	まとめ.....	65
	参考文献.....	65
第6章	ブーゼマン複葉翼を用いた低速飛行模型の開発.....	66
6.1	はじめに.....	66
6.2	動力付低速飛行模型の設計	66
6.2.1	設計過程の概要	66
6.2.2	空力計算における仮定	68
6.2.3	フリーフライト機の飛行試験による検証.....	68
6.2.4	フリーフライト機の飛行試験結果と考察.....	69
6.3	動力付低速飛行模型の試験飛行.....	69
6.3.1	動力付低速飛行模型について	69
6.3.2	飛行試験条件	70
6.3.3	動力付低速飛行模型の試験飛行結果と考察.....	71
6.4	まとめ.....	72
	参考文献.....	72

付録（代表論文別刷） — Web 掲載版では省略 —

第1章 3次元超音速複葉翼のパラメトリックスタディ

1.1 背景

コンコルドの経験から、超音速機の旅客機としての成立性の難しさが浮き彫りになった。中でも問題となるのがソニックブームによる騒音と燃料効率の悪さである。しかしながら、長距離飛行の飛行時間短縮のため旅客機の高速度が求められている。1990年代まで約200人乗り程度の旅客機について研究が行われてきたが、十分なソニックブーム低減及び燃料効率の向上は達成できなかった。そこで、最近では旅客機ではなく個人用のビジネスジェットまで小型化することで、超音速機の実現を目指そうという動きが活発になってきた。これは超音速機の場合小型化することにより機体体積及び揚力を減少させることができるので、機体から発生する衝撃波の低減化ができ、ソニックブーム及び抵抗の低減が望めるからである。それに加え、アメリカ航空宇宙局(NASA)による”Shaped Sonic Boom Demonstrator (SSBD)”[1]や米国防総省高等研究事業局(DARPA)による”Quiet SpikeTM”[2]などのソニックブーム低減化技術の研究もおこなわれてきている。この様な技術は大型の旅客機にも適用可能であるが、大型機に使用しても十分なソニックブームの低減及び低抵抗性能は得られない。なぜならば、機体を大型化すれば、その大きな体積と揚力から強い衝撃波が発生してしまうからである。これを解消する手法の一つとして超音速複葉翼[3]の採用が検討されている。以下の図1-1に示すように超音速複葉翼では翼間で衝撃波と膨張波を干渉させることにより、自身の体積により発生する衝撃波を打ち消すことができる。この超音速複葉翼を採用することにより、今まで揚力及び体積に依存する衝撃波が地上に伝播していたのに対し、揚力にのみ依存する衝撃波のみが地上に伝播するのでソニックブームの大幅な低減化が望める。

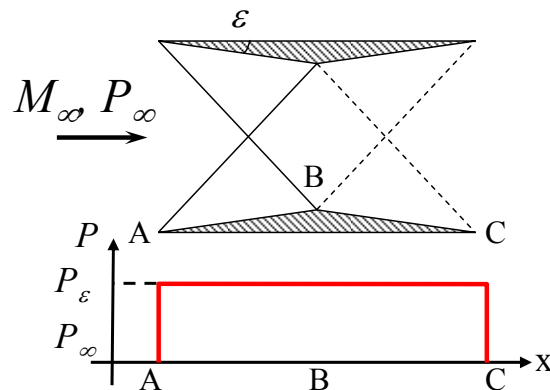


図1-1 超音速複葉翼理論による衝撃波干渉の概念図及び翼面上の圧力分布

超音速複葉翼理論は1935年にアドルフ・ブーゼマンにより提案されたが、複雑な衝撃波干渉を含むため理論での研究が難しく、あまり研究が行われてこなかった。しかし、最近では計算機及び計算技術の発達により数値シミュレーションによりこれを克服することができるようになった。そこで、楠瀬らによりこの超音速複葉翼を次世代超音速旅客機に採用する案が提案され、さまざまな研究が行われてきている[4], [5]。

1.2 3次元超音速複葉翼のテーパ比及び後退角の抵抗への影響

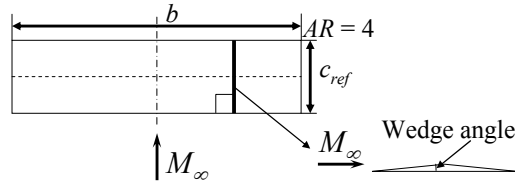
1.2.1 背景

現在までに超音速複葉翼に関し多くの研究がなされてきたが、3次元超音速複葉翼に関する研究は限られている。最初の研究はTanとSearsによる3次元矩形超音速複葉翼に関する研究で、翼端に発生するマッハコーンの領域内で干渉が崩れ抵抗が増大する事を明らかにした[6], [7]。この研究に続きさまざまな研究が行われてきたが、そのほとんどが矩形翼に関するものだった。そこで、楠瀬らにより低抵抗3次元超音速複葉の研究が進められ、テーパ型や翼端を閉じた超音速複葉翼が提案された[8]。この研究で矩形翼に比べ低抵抗な形状の提案がされたが、検討された形状が限られていたためにテーパ比や後退角といったそれぞれの変数がどのように抵抗に影響しているかを検討するまでにはいたらなかった。そこ

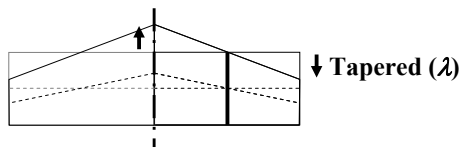
で、本研究では3次元超音速複葉翼のテーパ比及び後退角が、衝撃波干渉及び抵抗にどのような影響を及ぼすかを検討する。

1.2.2 形状定義と計算条件

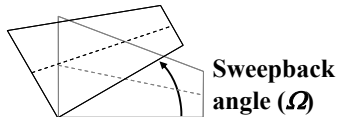
本研究では3次元超音速複葉翼を以下のような手順で定義した。



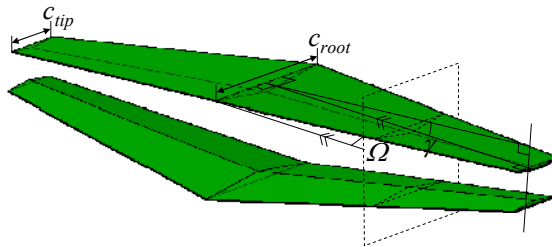
- (1) 2次元超音速複葉翼を定義されたテーパ比になる様にスパン方向に延長する



- (2) 前縁を固定し定義されたテーパになる様に後縁位置を変更する



- (3) 翼根前縁を中心とし定義された後退角になる様に回転する



- (4) 理想的な衝撃波干渉が起こる様に対の翼を設置する

図 1-2 3次元複葉翼の形状定義方法

1. 2次元超音速複葉翼を一定のアスペクト比になるようにスパン方向に延長した。
2. 前縁は一樣流に対し垂直に保ったまま、後縁位置を変化させテーパ翼に変化させた。この時、翼面積は元の矩形翼と同じになるようにした。
3. 翼根前縁を回転中心とし、前縁が指定した後退角を持つように回転させた。
4. 最後に線形理論を元に衝撃波角を求め、それを元に理想的な衝撃波干渉が起こる様にもう一方の翼を設置した。

本研究では翼面積及びアスペクト比を固定し、テーパ比及び後退角を変化させた。以下の表 1-1 に変数の種類と変数の値を表記した。その他の上反角 や翼間距離は以下の変数を決めることで一意に求まる。

表 1-1 変数の種類と値

変数	変数の種類	値
翼面積	固定	4
アスペクト比	固定	4
後退角, Ω	変数	0, 10, 20, 30 [deg.]
テーパ比, λ	変数	0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0

数値解析には非構造有限体積法を用いた東北大学空力解析コード(Tohoku University Aerodynamic Simulation Code, TAS Code)を用いた。一様流のマッハ数は設計マッハ数である $M_\infty = 1.7$ とし、迎角は0度として計算を行った。

1.2.3 後退角の抵抗への影響

以下の図 1-3 に示す後退角の変化に伴う抵抗係数の変化を見ると後退角が増えるにしたがって抵抗係数が増大していることが確認できる。

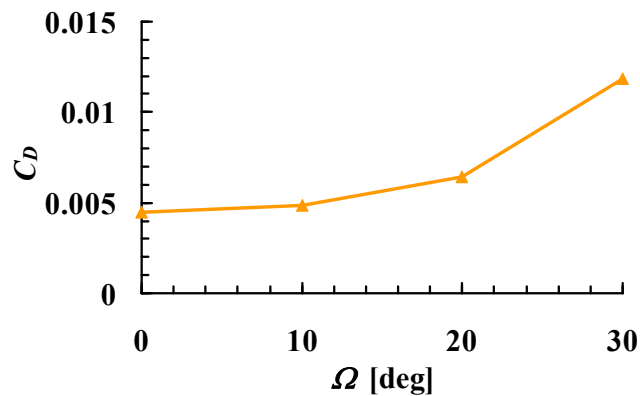


図 1-3 3次元複葉翼の後退角 Ω の変化による抵抗係数 C_D の変化

以下の図 1-4 に後退角の違いによる3次元超音速複葉翼の翼間側での圧力係数分布の違いを示す。この図より、後退角をつけることにより翼の中央から発生しているマッハコーンの領域で衝撃波干渉が崩れていることが確認できる。またこの衝撃波干渉が崩れている領域は後退角が増えるにしたがって広がっていることが確認できる。後退角をつけることにより衝撃波干渉が崩れてしまう領域が増えるために、後退角の増加とともに抵抗係数が増加するものと考えられる。

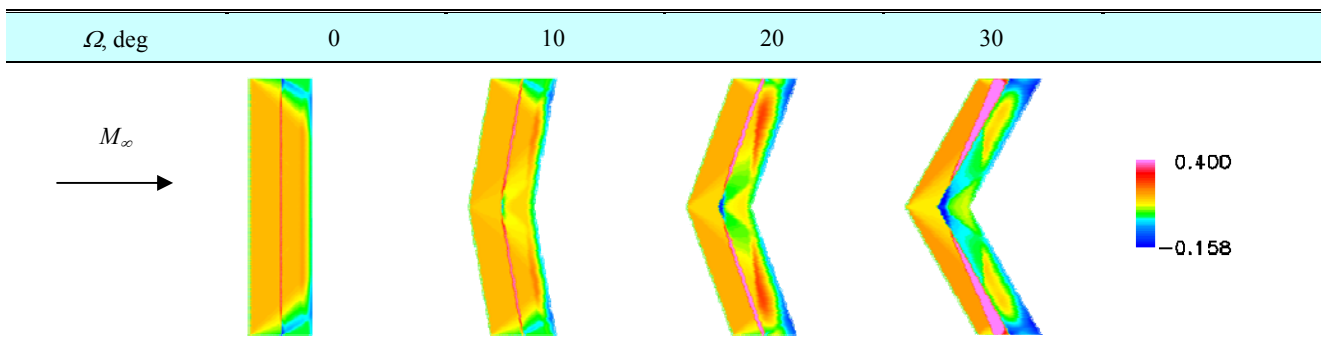


図 1-4 3次元超音速複葉翼の翼間側圧力係数分布

1.2.4 テーパー比の抵抗への影響

以下の図 1-5 にそれぞれの後退角でのテーパ比の違いによる抵抗係数の変化をしめす。

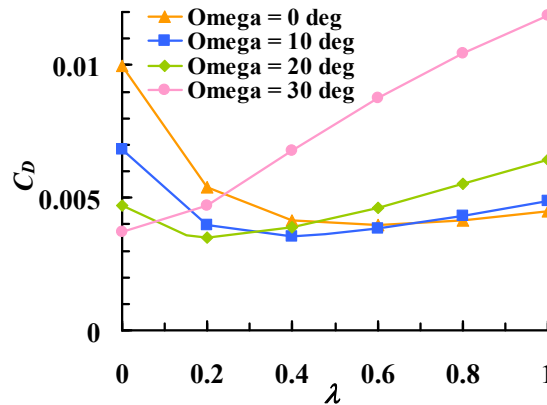


図 1-5 後退角 0, 10, 20, 30 度におけるテーパ比 λ の違いによる抵抗係数 C_d の変化

図 1-5 より、それぞれの後退角によって抵抗係数が最少となるテーパ比に違いがあることが確認できる。以下の図 1-6 にそれぞれの後退角で最少の抵抗係数となるテーパ比での翼間の圧力係数分布を示す。

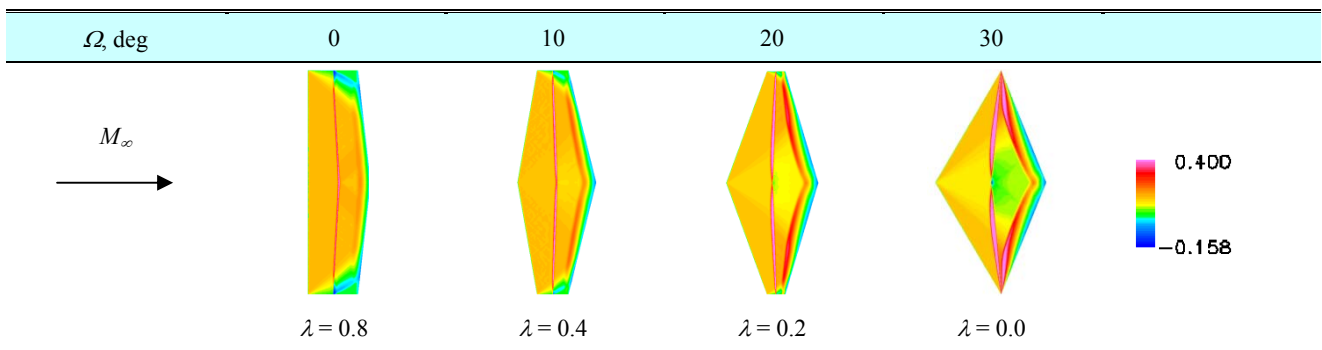


図 1-6 各後退角において抵抗係数が最少となるテーパ比での翼間の圧力係数分布

図 1-6 より各後退角で超音速複葉翼の頂点を結ぶ線が一樣流に対して垂直に近い場合に抵抗係数が最小となっている事がわかる。翼の頂点より前の圧力係数分布は、翼根及び翼端以外はテーパ比にかかわらず一様であるが、翼後半の圧力係数分布は翼頂点からの膨張波により決まる。この膨張波が設計通りに発生し理想に近い衝撃波干渉が起こるのは、翼頂点が一様流に対して垂直な場合であるので、翼頂点が一様流に対して垂直に近い場合に抵抗係数が最小となる事がわかった。

1.2.5 まとめ

この章では 3 次元超音速複葉翼の形状を定義し、それをもとに揚力の発生しない迎角 0 度での後退角及びテーパ比の違いによる抵抗への影響を検討した。その結果、小さな後退角を持ち、翼中央の頂点を結ぶ線が一様流に対し垂直に近い場合に抵抗が最小となる事がわかった。今回検証したテーパ比 4 の場合では、後退角が 10 度でテーパ比が 0.4 の時、及び後退角が 20 度でテーパ比が 0.2 の場合に抵抗が最小となる事が確認された。

1.3 3 次元超音速複葉翼の空力性能

1.3.1 背景

超音速旅客機の実現にあたり問題となっている燃料効率の改善には、抵抗の評価が必要不可欠である。航空機の抵抗は摩擦抵抗、圧力抵抗、造波抵抗、誘導抵抗に分けることができる。また、超音速機の場合には造波抵抗を体積依存分と揚

力依存分に分けることが出来る。その中で超音速複葉翼の採用により体積依存分の抵抗を減衰させることが出来る。しかし超音速複葉翼理論は元々2次元での理論のため、3次元の超音速複葉翼の抵抗評価をする必要がある。

1.3.2 解析形状及び解析条件

解析には3次元矩形超音速複葉翼及び3次元テーパ型超音速複葉翼を用いた。また、比較対象として2次元の超音速複葉翼も解析した。数値解析には前節と同様に非構造有限体積法を用いた東北大学空力解析コード(Tohoku University Aerodynamic Simulation Code, TAS Code)を用いた。一様流のマッハ数は設計マッハ数である $M_\infty = 1.7$ とし、迎角は0度～6度として計算を行った。摩擦抵抗の検討をする場合には支配方程式を Navier-Stokes とし、それ以外の場合は計算コストを減らすために Euler 方程式を支配方程式とした。3次元超音速複葉翼は矩形翼及びテーパ翼においてアスペクト比を4, 6, 8, 10 とし検討を行った。

1.3.3 3次元超音速複葉翼の空力性能

まず、矩形超音速複葉翼のアスペクト比4, 6, 8, 10 と2次元超音速複葉翼の圧力抵抗係数と揚力係数の極曲線を以下の図1-7に示す。また図1-8にテーパ型超音速複葉翼($\lambda=0.2$)のアスペクト比4, 6, 8, 10 と2次元超音速複葉翼の圧力抵抗係数と揚力係数の極曲線を示す。

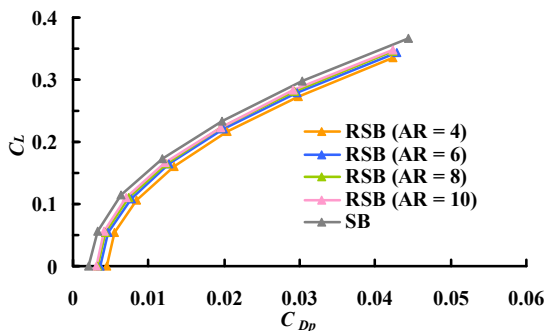


図 1-7 圧力抵抗係数と揚力係数の極曲線
(矩形翼($AR=4,6,8,10$)と2次元翼)

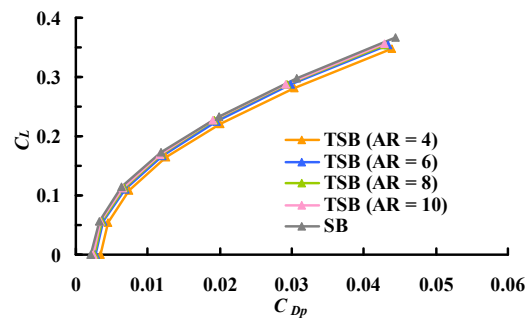


図 1-8 圧力抵抗係数と揚力係数の極曲線
(テーパ翼($\lambda=0.2, AR=4,6,8,10$)と2次元翼)

図1-7より極曲線の曲率はアスペクト比により変化しないことが確認できる。また、性能的には2次元翼が3次元矩形翼よりもよい性能を表している。また、矩形翼はアスペクト比が大きくなると共に性能が良くなり、2次元翼に近づくことが確認できた。また、テーパ型超音速複葉翼についても同様にアスペクト比が大きくなると共に極曲線が2次元超音速複葉翼に近づく事がわかった。しかし、テーパ型超音速複葉翼の場合は矩形翼の場合よりも早く2次元超音速複葉翼の曲線に近づくことが確認された。

次に零揚力状態での圧力抵抗係数について検討する。零揚力状態で発生する造波抵抗は体積に依存する分であるので、本来超音速複葉翼では発生しないはずの抵抗である。以下の図1-9にスパン方向の揚力分布を示す。

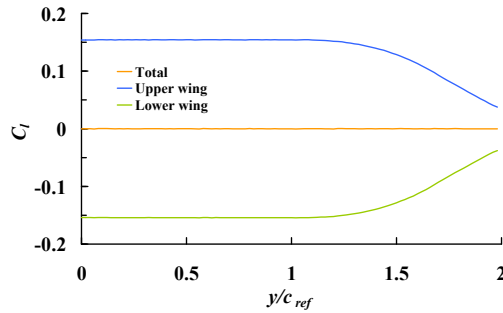


図 1-9 スパン方向の局所的揚力の発生分布(矩形超音速複葉翼, $AR=4$, $M_\infty=1.7$, $A.o.A=0$ deg.)

図 1-9 から分かるとおり超音速複葉翼では全体で零揚力状態でも個々の翼で上下逆の揚力を発生している. この事により 3 次元超音速複葉翼では零揚力状態でも翼端渦が発生し抵抗として作用している.

超音速複葉翼は迎角 0 の状態で個々の翼で揚力を発生しているものの, 全体として発生している揚力は 0 である. そこで, 迎角をつけた時の抵抗からゼロ迎角時の抵抗を引くことにより, 揚力に依存する抵抗について検討することができる. 以下の図 1-10 に矩形超音速複葉翼と 2 次元超音速複葉翼の揚力依存抵抗係数と揚力係数の極曲線を, 図 1-11 にテーパ型超音速複葉翼と 2 次元超音速複葉翼の揚力依存抵抗係数と揚力係数の極曲線を示す.

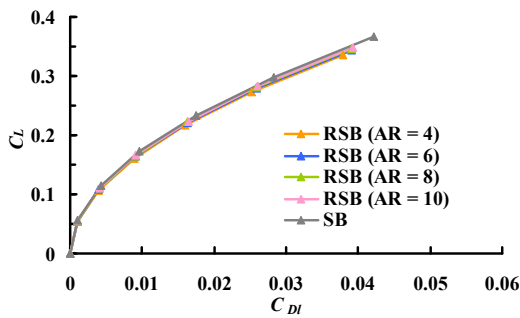


図 1-10 揚力抵抗係数と揚力係数の極曲線
(矩形翼($AR=4,6,8,10$)と 2 次元翼)

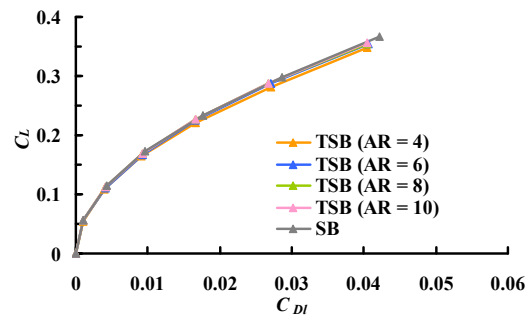


図 1-11 揚力抵抗係数と揚力係数の極曲線 (テーパ翼
($\lambda=0.2$, $AR=4,6,8,10$)と 2 次元翼)

上の図より, 2 次元超音速複葉翼が 3 次元翼に比べ大きな揚力を出していることが確認できる. また, 検討した全ての翼形状において同じような傾向であることが確認でき, 揚力依存の抵抗係数は揚力係数の二乗に比例している事がわかった. 正確には揚力依存の抵抗係数は揚力係数の二乗の 0.32 から 0.33 倍である事がわかった. この結果は誘導抵抗を導く式とは一致せず, むしろ超音速薄翼理論と一致する.

図 1-7 と図 1-8 及び図 1-10 と図 1-11 を比較すると矩形翼の場合より, テーパ翼の方が揚力を出した場合でも性能が良くなり, 2 次元超音速複葉翼に近づいていることが確認できる. つまり, 零揚力状態で平面形の空力形状の改善を行うと, 揚力発生している場合でも性能が向上されることが確認できた.

最後に摩擦抵抗について検討する. 摩擦抵抗を考慮するためにアスペクト比 4 の矩形超音速複葉翼と 2 次元超音速複葉翼について支配方程式を Navier-Stokes 方程式に変更し数値シミュレーションを行った. 以下の図 1-12 に摩擦抵抗係数と揚力係数の極曲線を示す.

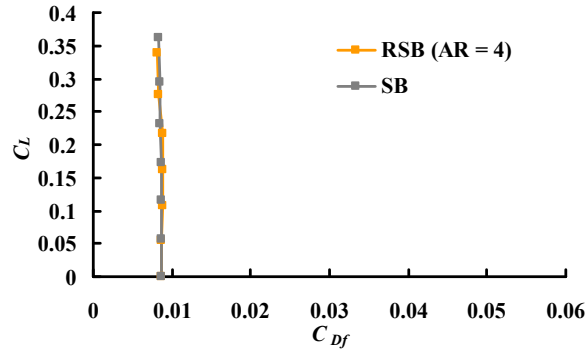


図 1-12 矩形超音速複葉翼($AR=4$)と 2次元超音速複葉翼の摩擦抵抗係数と揚力係数の極曲線

図 1-12 より摩擦抵抗係数は揚力係数の変化に関わらず一定であることが確認できる．そして，矩形超音速複葉翼の摩擦抵抗係数は 2次元超音速複葉翼の摩擦抵抗係数とほぼ同じである事が分かる．また，2次元超音速複葉翼の摩擦抵抗係数は White らにより提案された理論的に求める摩擦抵抗係数[9]とほぼ一致しているので，矩形超音速複葉翼の摩擦抵抗係数は理論的に求めることが出来ることが分かった．

1.3.4 まとめ

ここでは，2種類の3次元超音速複葉翼の空力性能について解析を行った．超音速複葉翼は2次元では非常に良い空力性能を発揮するが，3次元に拡張すると零揚力状態でも渦抵抗が発生する等いくつか問題があることが確認できた．しかし，その問題もアスペクト比を大きくする事等の改善をすることにより抑えることができることが確認された．

1.4 まとめ

次世代の超音速旅客機実現に向けて超音速複葉翼の研究が行われてきたが，3次元翼についての研究は少なかった．そこでまず，3次元超音速複葉翼の平面形について検討を行った．3次元複葉翼に後退角及びテーパをつけた場合に翼の発生する抵抗にどのように影響があるかを零揚力状態で検討を行った．その結果，翼中間の頂点を結ぶ線が一樣流に対し垂直に近い状態で抵抗係数が最小となる事が確認された．具体的には，今回検討した形状の中では後退角が10度でテーパ比が0.4の時，及び後退角が20度でテーパ比が0.2の場合に抵抗が最小となる事が確認された．次に3次元矩形超音速複葉翼及びテーパ比0.2のテーパ型超音速複葉翼について空力性能の検討を行った．その結果，3次元複葉翼でもアスペクト比を大きくすることにより，空力性能が2次元超音速複葉翼の空力性能に漸近し，改善されることが分かった．また超音速複葉翼独特の抵抗として，零揚力状態でも渦抵抗が発生する事がわかった．これらの知見を元に更に空力性能の良い3次元超音速複葉翼が設計出来るものとする．

参考文献

- [1] Pawlowski, J. W., Graham, D. H., Baccadoro, C. H., Coen, P. G., and Maglein, D. J., "Origins and Overview of the Shaped Sonic boom Demonstration Program," AIAA Paper 2005-5, 2005.
- [2] Simmons, F., Freund, D., Spivey, N. D., and Schuster, L., "Quiet SpikeTM: The Design and Validation of an Extendable Nose Boom Prototype," AIAA Paper 2007-1774, 2007.
- [3] Busemann, A., "Aerodynamic Lift at Supersonic Speed," *Lufffahrtforschung*, Vol. 12, No. 6, 1935, pp. 210-220, in German.
- [4] Kusunose, K., et al., "A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft," AIAA Paper 2006-654, 2006.
- [5] Kusunose, K., et al., "A Study in the Supersonic Biplane utilizing its Shock Wave Cancellation Effect," *Journal of the Japan*

Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 55, No. 636, 2007, pp. 1-7.

- [6] Tan, H. S., "The aerodynamics of supersonic biplanes of finite span," WADC TECHNICAL REPORT 52-276, 1950.
- [7] Sears, W. R., and Tan, H. S., "The Aerodynamics of Supersonic Biplane," *Quart. Appl. of Math.*, Vol. 9, No. 1, 1951, pp. 67-76.
- [8] Kusunose, K., *et al.*, "Aerodynamic design of supersonic biplane: cutting edge and related topics," Tohoku University Press, Sendai, 2007.
- [9] White, F. M., *VISCOUS FLUID FLOW*, Second Edition, McGraw-Hill, Inc., New York, 1991, pp. 429-430.

第2章 超音速複葉翼の低速風洞実験

2.1 研究背景

これまでの低速領域における超音速複葉翼に関する研究[1,2]は、設計マッハ数 1.7 で衝撃波を相殺する基本形状の空力性能評価[3,4]を中心に行ってきた。しかし実用化を考えると、基本形状の評価だけでは不十分であり、フラップを用いた高揚力形状および3次元翼の空力性能解析も必須である。本研究では、超音速領域の設計マッハ数において衝撃波を相殺できる超音速複葉翼に対して、離着陸を含めた低速領域での空力性能をより詳細に検証する。具体的には Experimental Fluid Dynamics (EFD)より得られた空力性能データに複葉翼の古典理論[5]を適用し、3次元翼の空力性能解析、抵抗低減に向けた抵抗メカニズムの解明を行うことで、超音速複葉翼の設計基盤を構築することを目的とする。

2.2 風洞実験手法

2.2.1 風洞と実験模型

風洞実験による流体解析 EFD を用いて低速領域における超音速複葉翼の空力特性の計測を行い、数値計算結果との比較を通してより詳細かつ正確な空力性能の議論を行った。本風洞実験は東北大学流体科学研究所が所有する単路回流型の低乱熱伝達風洞[6]を利用した。図 2-1 に風洞の計測部を示す。 U_∞ の計測は、風洞の流入部に設置してある既設のピトー管を用いて測定した。計測機器への影響を最小限に防ぐために、フェアリングを用い、また風洞で発達した境界層の模型への影響を防ぐためにアルミ製の境界層排除板を設置した。本実験では2種類のアスペクト比(AR)の模型を用いた。今回使用した模型の材質には Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP)を用いた。また、境界層排除板を対称面とした半裁模型形態としたため、 AR の表記は模型サイズ実寸の2倍とした。

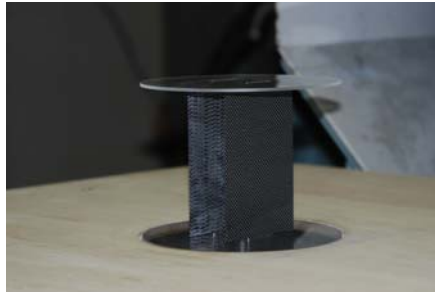
本研究で用いた複葉翼実験模型は、翼端効果の低減および上翼と下翼の翼間距離を保つ機構として、厚さ 3mm、直径 200mm の円形状の翼端板を装着した。 U_∞ が 30m/s 以上の場合にはフラッタが生じるため、翼端板は必須である。ただし、実験条件に合わせて取り外しが可能な機構とした。表 2-1 に模型の寸法を、図 2-2 に実験で使用した超音速複葉翼模型を示す。



図 2-1 低乱熱伝達風洞計測部

表 2-1 模型諸元

実験模型	$AR = 3$	$AR = 6$
翼弦長 c [mm]	100	100
翼厚 t [mm]	5	5
翼間距離 g [mm]	50	50
翼幅 b [mm]	150	300



(a) $AR = 3$ 模型



(b) $AR = 6$ 模型

図 2-2 超音速複葉翼実験模型

2.2.2 計測手法

2.2.2.1 3 分力計測

3 分力天秤 (日章電機, LMC-3501- 50NS) を用いて, U_∞ および迎え角 α に対する実験模型の空気力 (揚力 L , 抗力 D , ピッチングモーメント M_z の 3 分力) を測定した. 動圧 q はピトー管および微差圧計を用いて計測した値を Lab VIEW を用いて取り込み, 次式から揚力係数 C_L および抗力係数 C_D をそれぞれ求めた. なお, ρ は密度である.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} = \frac{L}{qS} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} = \frac{D}{qS} \quad (2.2)$$

α の変更にはターンテーブル(シグマ光機, KSA-160PM)を用い, ドライバ(オリエンタルモーター株式会社, RKD514L-A), モーションコントローラ(NATIONAL INSTRUMENTS, UMI-7764)を用いて Lab VIEW によるパルスを入力により α の自動変更を行った ($\alpha = 1$ [deg.]あたりのパルスは 200Hz). 図 2-3 に実験に使用した 3 分力天秤およびターンテーブルを示す.



図 2-3 3 分力天秤およびターンテーブル

2.2.2.2 後流計測

後流計測とは流れの中に置かれた物体後方の流れ場の影響を検証する実験である. 3 分力計測では計測できない空間的な空力特性も検証できるため, 超音速複葉翼の基本空力性能の解明にも有効な手段として実験が行われている[7]. 図 2-4 に後流計測装置の全体図を, 図 2-5, 2-6 にそれぞれピトーレーキの移動に用いたトラバース装置と模型後方の総圧を計測したピトーレーキを示す. ピトーレーキは 24 ポート装着しており, ポート間隔は 10mm である. これらの装置を用いることで, 超音速複葉翼の後流から総圧および静圧の計測を行った. なお, ピトーレーキに関しては, 支持部の調整により計測高さを変更できるようになっている.

図 2-7 中の H_0, p_0, H_2, p_2 はそれぞれ、主流総圧、主流静圧、後流総圧、後流静圧である。また、 w は後流圧力損失領域を示しており、翼型抗力算出時には α に応じて変化するため Jones の公式[8]に対応させて算出した。本後流測定は模型の回転中心から後方計測距離 $L_x=450, 550$ [mm]の 2 種類の位置で計測を行い、計測距離による影響も考慮した。またトラバース装置を用いて y 方向に模型中心の延長線を軸として、 ± 250 mm の幅で計測を行った。 z 方向の計測位置に関しては実験条件に合わせて対応させた。

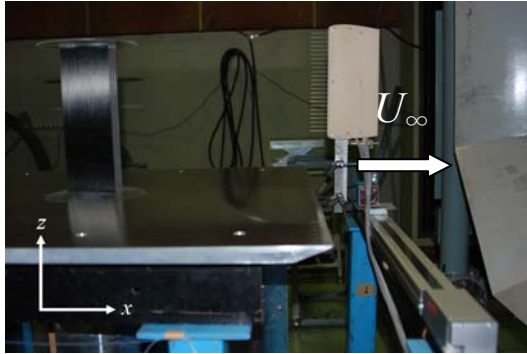


図 2-4 後流計測装置

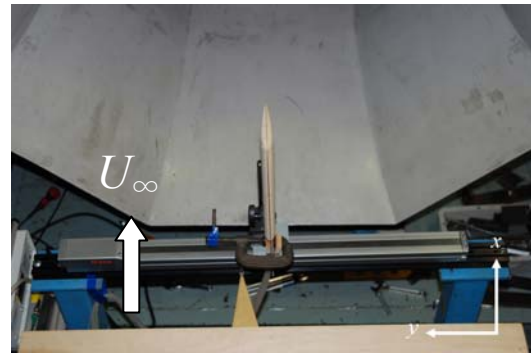


図 2-5 トラバース装置

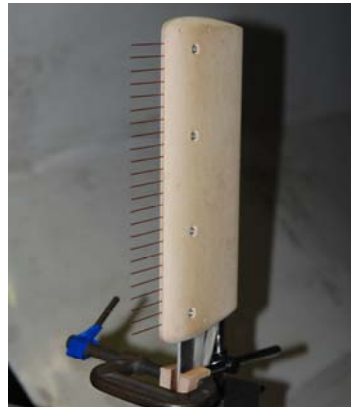


図 2-6 ピトーレーキ

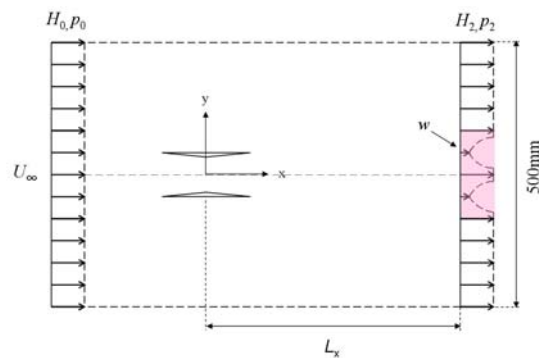


図 2-7 後流総圧測定概要図

2.2.3 計測条件

3 分力計測では $U_\infty=10, 20, 30$ [m/s], $\alpha = -30 \sim 30$ [deg.]の範囲で 1 [deg.]づつ変更しながら空気力測定を行った。超音速複葉翼は対称翼であるが、左右対称性を確認するために負迎角の範囲も含めた。また、後流計測に関しては $U_\infty=20$ [m/s], $\alpha = -10 \sim 10$ [deg.]の範囲で 5 [deg.]づつ変更しながら計測を行った。風洞のレイノルズ数 Re は、実験模型の翼弦長 $c=100$ [mm]を基準とした $Re=2.46 \times 10^4 \sim 1.73 \times 10^5$ の範囲で計測を行った。表 2-2 に実験条件について示す。

表 2-2 実験条件

計測手法	3 分力計測	後流計測
U_∞ [m/s]	10, 20, 30	20
α [deg.]	-30 ~ 30 (1deg.)	-10 ~ 10 (5deg.)
Re	$2.46 \times 10^4 \sim 1.73 \times 10^5$	1.15×10^5
実験模型	$AR=3, AR=6$	$AR=6, AR=6$ 片翼

2.3 超音速複葉翼 3 次元空力性能

超音速複葉翼の 3 次元現象を把握し翼設計への情報を取得するため、2 種類のアスペクト比 AR が異なる実験模型の解析を行い、 AR による空力性能の影響の解析を行った。また、翼設計に有効な手段である複葉翼古典理論の超音速複葉翼への適用検証もを行い、3 分力計測結果より誘導抗力の算出を行うことで超音速複葉翼の抵抗メカニズムの解明を試みた。

2.3.1 アスペクト比効果

2.3.1.1 アスペクト比の違いによる失速特性

図 2-8 に風洞実験により得られた 2 種類の AR 模型と 2 次元 CFD 解析により得られた超音速複葉翼型の抗力係数 C_D に対する極曲線を示す[9]。図 2-8 より AR の違いによって同じ揚力係数 C_L に対する C_D が変わっているのがわかる。これは、 AR が大きい翼ほど誘導抗力係数 C_{Di} が小さくなるといった従来の単葉翼と同じ性能を示している。また、 AR が大きくなっても明確な失速点が現れないのも確認できる。これは有限の翼幅を持つ翼設計において失速特性の影響を考慮しなくてもよいため、非常に良好な特性であるといえる。

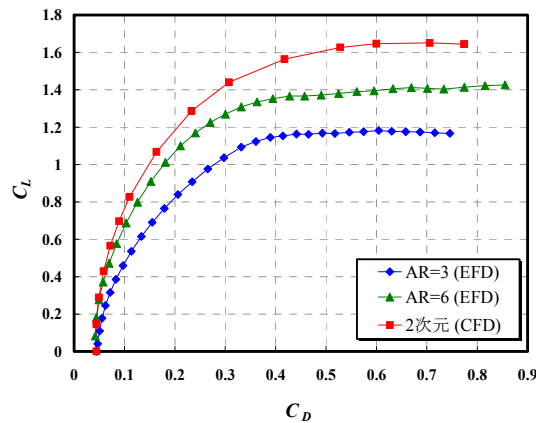


図 2-8 アスペクト比の違いによる極曲線

2.3.1.2 アスペクト比の違いによる空力性能の算出

風洞実験および CFD 解析を行っていない AR の翼の空力性能を解析するために、超音速複葉翼に複葉翼の古典理論を適用して検証を行った。ここで使う複葉翼の古典理論は 1920 年代に Max M. Munk らによって提案された複葉翼の空力性能を算出する理論[5]である。複葉翼の相似法則を式(2.3)、(2.4)に示す。なお、式(2.3)はラジアン表記である。

$$\alpha_2 = \alpha_1 - \frac{C_L}{\pi} \left[\left(\frac{S_1}{k_1^2 b_1^2} + I_1 \right) - \left(\frac{S_2}{k_2^2 b_2^2} + I_2 \right) \right] \quad (2.3)$$

$$C_{D2} = C_{D1} - \frac{C_L^2}{\pi} \left[\frac{S_1}{k_1^2 b_1^2} - \frac{S_2}{k_2^2 b_2^2} \right] \quad (2.4)$$

本式の k は Munk's span factor と呼ばれるものであり、本項では参照した文献[5]の値をそのまま用いることとした。 k は複葉翼の前面から見た形状、つまり翼幅 b と翼間距離 g によって変化する。 k については 2.3.2.2 項の誘導抗力算出過程で詳しく説明する。また、式(2.3)中の I は各々の翼に関する空力干渉の項だが、本解析では同翼幅で同翼弦長の翼を比較対象としているため、算出過程において $I_1 = I_2$ となり相殺されるため無視しても構わない。 S は複葉翼の全面積である。式(2.3)、(2.4)が超音速複葉翼に適用可能かの検証は文献[9]に詳細に記述されている。

本解析では $AR=3$ と $AR=6$ の実験模型に対してそれぞれ、3 分力計測結果から算出した $k=1.1134, 1.0698$ を用いた。相似法則を適用して $AR=6$ の実験模型より $AR=1\sim 10$ の空力特性を推定した結果を図 2-9 および図 2-10 に示す。なお $AR=6$ の実験データ自体は有害抗力係数 C_{Dp} を含んでいるため、 C_{Dp} も含めた C_D をもとした相対関係による空力特性とする。また参考までに 2 次元の CFD 解析結果も示す[9]。

図 2-9 より、 $AR=6$ までの翼では AR の増加によって、同じ α に対する C_d が大幅に増加しているのがわかるが、それ以上の AR では大きな差はないことがわかった。よって平面形が矩形翼である超音速複葉翼の理想的な AR としては $AR=6$ 以上の翼が望ましいことがわかった。図 2-10 より $AR=10$ では 2 次元の CFD 結果によく一致しているのがわかる。しかし、図 2-9 より 2 次元 CFD 結果の C_L と $AR=10$ の C_L に差があることを考えると、2 次元 CFD 解析の C_D が大きく見積もられている可能性があることがわかる。以上、複葉翼の古典理論を用いた本手法により、ある一つの AR の翼に関する空力性能がわかれば、それ以外の AR の翼についても空力性能が推定できることがわかった。

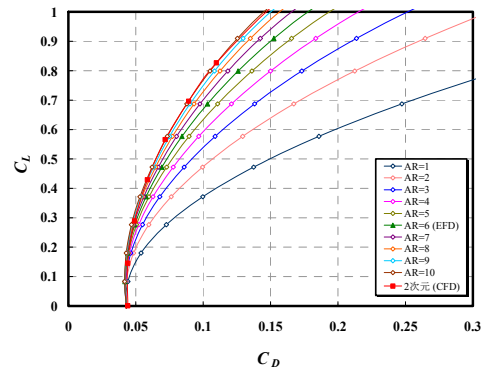
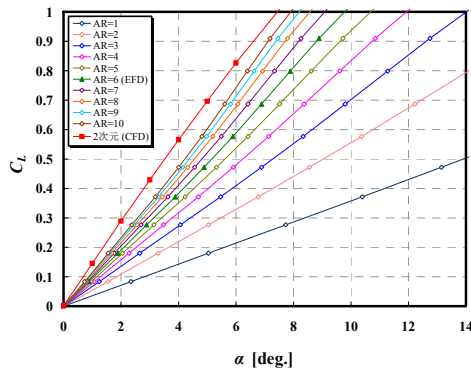


図 2-9 アスペクト比の違いによる空力性能（揚力曲線） 図 2-10 アスペクト比の違いによる空力性能（極曲線）

2.3.2 抵抗分解

風洞実験の 3 分力計測で得られた結果より、超音速複葉翼の誘導抗力係数 C_{Di} 算出を試みた。 C_{Di} を算出し、超音速複葉翼の抵抗メカニズムを解明することで、抵抗低減に向けた基本空力性能の取得を行った。

2.3.2.1 CFD 解析による翼型の抵抗分解

超音速流中において、2 次元翼に働く抵抗は摩擦抗力と形状抗力であるが、3 次元の翼には誘導抗力が働く。誘導抗力は後流渦が発生するために生ずるもので、動的揚力を得るためには避けることのできない抗力である。実際の航空機では、誘導抗力を減らすためにウイングレットや主翼端に後退角をつけるなどの工夫が施されている。図 2-11 に翼の抗力成分を示す。図 2-11 で示した抗力成分は、CFD 解析による抵抗分解で取得することが可能である[10]。一方で、CFD 解析で正確な抵抗値を算出するには、物体後方検査面での面積分から抵抗を算出する Far-Field Method [11] などが提唱されているが、計算精度を確保するには多大な計算時間を必要とする。よって本研究では 2 次元 CFD 解析により形状抗力と摩擦抗力成分のみ結果として取得した。3 次元翼の抗力である誘導抗力に関しては、複葉翼の古典理論を用いた手法(2.3.2.2

項)と後流解析による手法(2.4.3 項)を用いて算出した. 図 2-12 に 2 次元 CFD 解析により得られた抗力係数 C_d (翼型抗力係数 C_{d0}) から摩擦抗力係数 C_{df} , 形状抗力係数 C_{dpf} に抵抗分解した結果を示す. 図 2-12 より, C_l が小さいとき, つまり α が小さいときは C_{df} が全抵抗に対して支配的だが, C_l が大きくなるにつれ C_{df} が小さくなっている. これは α が大きくなるにつれ前縁はく離が生じ, 翼表面上に逆流領域ができるため C_{df} は小さくなり, はく離による圧力抗力の増加で C_{dpf} が支配的になるためである.



図 2-11 翼の抗力成分

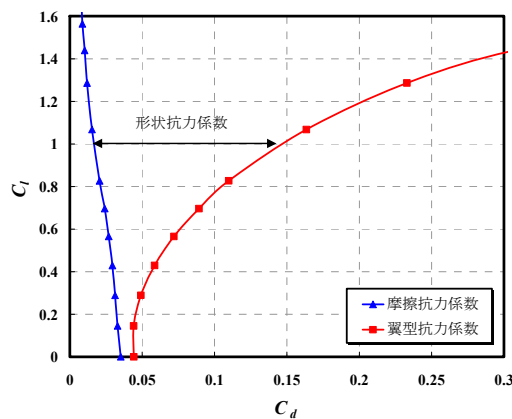


図 2-12 超音速複葉翼型の抗力内訳

2.3.2.2 複葉翼古典理論を用いた誘導抗力算出手法

3次元翼に働く C_{Di} を算出するために用いた複葉翼の古典理論[5,12]について示す. 古典理論に従って式(2.5)より誘導抗力算出に用いる係数 σ を求める. 本研究で対象とした超音速複葉翼実験模型は上下翼の翼幅比 $\mu (=b_2/b_1)$ が $\mu=1$ ($b_1=b_2=b$) であり, $AR=3$, 6 のそれぞれの模型において, $g/b=1/6, 1/12$ である. なお, b, g はそれぞれ, 翼幅, 翼間距離であり, 添え字は 1 が上翼を 2 が下翼を示している. 式(2.5)は, $g/b=1/15\sim 1/4$ の範囲であれば適用可能であるから, 本実験模型にも対応している.

$$\sigma' \cong \frac{1-0.66g/b}{1.05+3.7g/b}, \quad h=0.8\sigma'(1-\sigma')-0.1,$$

$$t = \frac{0.56}{\sigma'+h-0.22}, \quad \tau = \frac{b_1-b_2}{b_1+b_2}, \quad (2.5)$$

$$\sigma = \sigma' + h - \sqrt{h^2 + (\tau/t)^2}$$

式(2.5)より $AR=3, 6$ 風洞実験模型の σ はそれぞれ, $\sigma=0.5340, 0.6957$ となった. 次に, 上翼, 下翼それぞれの誘導抗力 D_i を式(2.6), (2.7)より求め, 2枚翼の全誘導抗力 D_i を式(2.8)より算出する. ただし, 本式はスタッガー形状でない場合に限り適用可能であり, 本風洞実験模型はスタッガー形状でないため対応している.

$$D_{i1} = D_{i11} + D_{i12} = \frac{1}{\pi q} \left(\frac{L_1^2}{b_1^2} + \sigma \frac{L_1 L_2}{b_1 b_2} \right) \quad \dots \text{上翼} \quad (2.6)$$

$$D_{i2} = D_{i21} + D_{i22} = \frac{1}{\pi q} \left(\sigma \frac{L_1 L_2}{b_1 b_2} + \frac{L_2^2}{b_2^2} \right) \dots \text{下翼} \quad (2.7)$$

$$D_i = D_{i1} + D_{i2} = \frac{1}{\pi q} \left(\frac{L_1^2}{b_1^2} + 2\sigma \frac{L_1 L_2}{b_1 b_2} + \frac{L_2^2}{b_2^2} \right) \quad (2.8)$$

上式を無次元化するときには以下の式(2.9)を用いる。ただし、 S は2枚翼の総面積である。

$$C_{Di} = \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}, \quad C_{L1} = \frac{L_1}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}, \quad C_{L2} = \frac{L_2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (2.9)$$

式(2.9)を用いて式(2.8)を無次元化すると

$$C_{Di} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{S}{b_1^2} C_{L1}^2 + 2\sigma \frac{S}{b_1 b_2} C_{L1} C_{L2} + \frac{S}{b_2^2} C_{L2}^2 \right) \quad (2.10)$$

本式が複葉翼の誘導抗力係数 C_{Di} であるが、式(2.10)では上翼、下翼単体での C_L がわからないと C_{Di} が算出できない。そこで、 C_L がわからなくても上下翼の揚力比さえわかれば C_{Di} を算出できる手法を示す。

算出に用いる上翼、下翼の揚力割合の関係式を式(2.11)、(2.12)に示す。なお、揚力比を $L_2/L_1 = \nu$ とする。ただし、本関係式は C_{Di} が最小と仮定した場合、つまり、本来は楕円翼にのみ適用可能であるが、暫定的に本風洞実験模型の矩形翼にも対応させた。

$$\nu = \frac{\mu - \sigma}{(1/\mu) - \sigma} \quad (2.11)$$

$$L_1 = L/(1+\nu), \quad L_2 = \nu L/(1+\nu) \quad (2.12)$$

上式を用いると、超音速複葉翼では上翼と下翼の翼幅が同じであるため $\alpha = 1$ となり、式(2.12)より揚力分布が上翼と下翼で同じになると推定されることがわかった。しかし、今回用いる翼型は上下対称な翼型ではあるが、キャンバーが逆対称な形状であるため上下翼の揚力分布が同じになるとは考えにくい。そこで、3次元CFD結果 ($AR=3$)より得られた上翼と下翼の ν を暫定的に用いた。算出に用いた ν を表2-3に示す。なお $\alpha = 0$ [deg.]では上翼と下翼が上下対称翼となり揚力は発生しないため理論値である $\nu = -1$ とした。また、 $\alpha = 5$ [deg.]においても、3次元CFD結果では上翼の C_L がほぼゼロとなるため除外することとした。

表2-3 3次元CFD解析 ($AR=3$)により得られた上下翼の揚力比 ν

α [deg.]	ν
0	-1
5	—
10	2.4820
15	2.2177
20	2.5109
平均(10-20)	2.4040

表 2-3 より C_{Di} 算出において ν は定義できたので、式(2.11), (2.12)を用いて式(2.8), (2.10)より C_{L1} , C_{L2} を消去して ν を含めた式に変換すると次式のようなになる。

$$D_i = \frac{2L^2}{\pi\rho V^2 b_1^2} \frac{\mu^2 + 2\mu\nu\sigma + \nu^2}{\mu^2(1+\nu)^2} \quad (2.13)$$

$$C_{Di} = \frac{SC_L^2}{2\pi b_1^2} \frac{\mu^2 + 2\mu\nu\sigma + \nu^2}{\mu^2(1+\nu)^2} \quad (2.14)$$

よって、式(2.14)より複葉翼の C_{Di} を算出することができる。

ここまでは ν を用いた算出方法について説明したが、2.3.1.2 項で示した Munk's span factor : k を定義することによって算出する手法についても示す。文献[5]によると k は次式のようなになる。

$$k = \frac{(1+\nu)\mu}{\sqrt{\mu^2 + 2\mu\nu\sigma + \nu^2}} \quad (2.15)$$

式(2.15)より、表 2-3 の平均値 $\nu=2.404$ を用いて $AR=3$, 6 風洞実験模型の k を算出するとそれぞれ、 $k=1.1134$, 1.0698 となる。ここで k を用いて式(2.13), (2.14)を変換すると、

$$D = \frac{2L^2}{\pi\rho V^2 (kb_1)^2} \quad (2.16)$$

$$C_{Di} = \frac{SC_L^2}{\pi(kb_1)^2} = \frac{C_L^2}{\pi k^2 AR} \quad (2.17)$$

となり、算出に用いる係数として k が既知であれば C_{Di} が算出できることを示している。また、式(2.17)は翼幅 b_1 である複葉翼の C_{Di} が、同じ C_L を持った翼幅 kb_1 , アスペクト比 $(kb_1)^2/S$ の単葉翼の C_{Di} と同じであることを示している。つまり、同 AR では単葉翼の C_{Di} よりも複葉翼の C_{Di} の方が小さいことを示している。ここで、これまでの算出過程で求めた係数を整理すると表 2-4 のようなになる。

式(2.17)を用いて $AR=3$, $AR=6$ 模型の C_{Di} 算出を試みる。表 2-4 の値を用いて算出した $AR=3$, $AR=6$ 模型の C_{Di} を図 2-13 に示す。図 2-13 より、同 C_L 下において $AR=3$ 模型の C_{Di} が $AR=6$ 模型の C_{Di} に対してほぼ 2 倍となっているのが確認できる。これは式(2.18)で示すように AR が異なる 2 種類の翼について、 AR と C_{Di} を乗した値は一定になるという単葉翼での関係式におおよそ従っているが、複葉翼の場合は C_{Di} を算出する際に k の要素が加わるため、若干の差が生じてしまう。しかし、 k の値はほぼ 1 であり、本解析では算出した C_{Di} が暫定的に正しいかどうか判断する指針としては式(2.18)は有効である。

$$AR_1 \cdot C_{Di1} = AR_2 \cdot C_{Di2} \quad (2.18)$$

ここで、式(2.18)中の添え字は異なる 2 種類の模型を示している。

表 2-4 誘導抗力算出に用いる係数

実験模型	$AR=3$	$AR=6$
g/b	1/6	1/12
σ	0.5340	0.6957
ν	2.4040	2.4040
μ	1	1
k	1.1134	1.0698

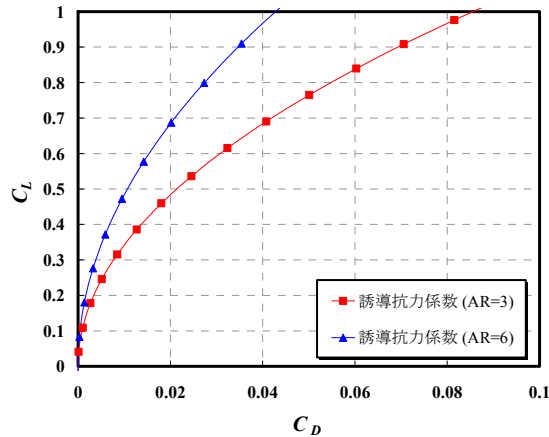


図 2-13 複葉翼古典理論より算出した $AR=3, 6$ 模型の誘導抗力係数

2.3.2.3 3次元翼の抵抗分解

式(2.17)を用いて算出した $AR=3, AR=6$ 実験模型の C_{Di} に関して、2次元 CFD 解析結果と比較することにより検証を試みる。まず表 2-4 の値を用いて算出した $AR=3$ 模型の C_{Di} を式(2.19)により評価する。

$$C_{d,EFD} = C_D - C_{Di} \quad (2.19)$$

式(2.19)は、3分力計測で得られた模型の全抗力係数 C_D から式(2.17)を用いて算出した C_{Di} を引いた値を、実験模型から算出した2次元値 $C_{d,EFD}$ (翼型抗力係数 C_{d0})として定義したものである。図 2-14 に式(2.19)を用いて算出した $C_{d,EFD}$ 、2次元 CFD 解析により得られた C_d と3分力計測より得られた $AR=3$ 実験模型の C_D を示す。

図 2-14 より風洞実験模型から算出した $C_{d,EFD}$ と C_d が一致していないのが確認できる。この理由としては、3分力計測結果には、境界層排除板上で発達した境界層による影響や、半裁模型形状としているために対称面に物体があることによる流れ場への影響などが考えられ、これらの影響が実際の $AR=3$ の翼での抗力を増大させ、有害抗力となって3分力計測結果に加わっているためである。つまり式(2.20)に3分力計測結果の抵抗内訳を示すと、

$$C_D = C_d + C_{Di} + C_{Dp} \quad (2.20)$$

となり、有害抗力係数 C_{Dp} の増加分だけ $C_{d,EFD}$ が C_d と一致していないと考えられる。

$AR=6$ 模型についても同様に表 2-4 の値を用いて式(2.17)より算出した C_{Di} に関して、式(2.19)より求めた $C_{d,EFD}$ 2次元 CFD 解析結果を比較した結果を図 2-15 に示す。

図 2-15 より、 $C_{d,EFD}$ と C_d がほぼ一致しているが、 $AR=3$ 模型とは対照的に $C_{d,EFD}$ が C_d よりも小さな値を示している。この理由としては、古典理論より算出した $AR=6$ の C_{Di} が大きく見積もられており、算出に用いた k の値が適当でない可能性がある。算出した C_{Di} の妥当性に関しては、4.3.4.2 項で後流計測より算出した C_{Di} と比較することにより検証することとする。また別の理由として、本研究で用いている TAS code における2次元 CFD 解析結果は擬似2次元計算を行っており、2次元格子が3次元格子に比べて歪な形状となるため、計算精度が悪くなる可能性がある[9]。

ここまで、超音速複葉翼の3次元空力性能について、3分力計測より得られたデータに対して複葉翼の古典理論を適用して議論を行ってきた。その結果、算出した C_{Di} の定量的な精度に関しては2.4.3.2 項で詳しく検証するが、定性的には2次元 CFD 結果と一致しており、超音速複葉翼にも複葉翼の古典理論が適用可能であることがわかった。本解析により、本来3分力計測より得られたデータについては、 C_L と C_D のみの検証が中心に行われてきたが、複葉翼の古典理論を用いることで、より詳細な3次元翼空力性能を議論できることがわかった。よって、今後の超音速複葉翼の3次元翼設計における指針を示せたといえる。

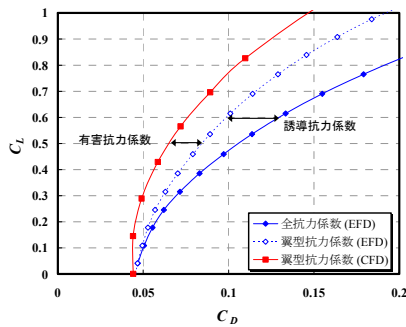


図2-14 3分力計測より得られたAR=3模型の全抗力係数 C_D と古典理論より算出したAR=3模型の翼型抗力係数および2次元CFD解析により得られた抗力係数の比較

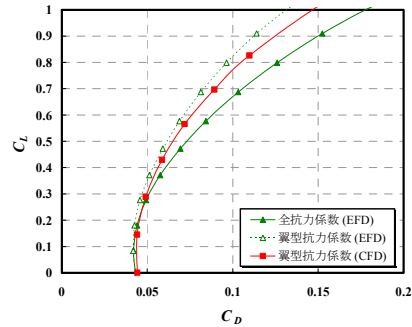


図2-15 3分力計測より得られたAR=6模型の抗力係数 C_D と古典理論より算出した誘導抗力の比較

2.4 後流計測による空力性能解析

超音速複葉翼の抵抗低減メカニズムを解明するため、後流計測を試みた[13]。後流計測は、翼の全抗力係数 C_D を、翼型抗力係数 C_{D0} と誘導抗力係数 C_{Di} に分解できる。また空間的な流れ場も可視化できるため、翼の抵抗メカニズムの解明には非常に有効な手法である[14]。図 2-16 にピトーレーキにより計測を行った領域について示す。

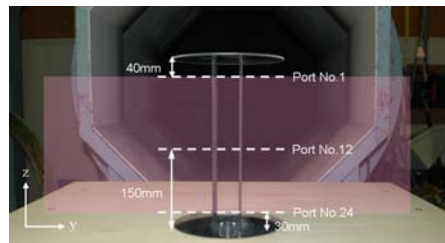


図 2-16 ピトーレーキ計測領域 (中心部)

2.4.1 翼型抗力算出

2.4.1.1 翼型抗力算出手法

風洞実験での後流計測によって、超音速複葉翼の後流における圧力損失を測定し、損失分から C_{D0} を算出した。また算出した C_{D0} を 2 次元 CFD 解析で得られた抗力係数 C_d と比較することで、CFD の 2 次元抗力予測精度および後流計測手法の精度検証も行った。代表的な C_{D0} の算出手法については Jones の公式を基に文献 [15] を参考にして、係数部分を入れ替えた公式を用いた[9]。

2.4.1.2 模型後方計測距離による影響

模型後方計測距離 L_x の違いによる後流計測への影響の検証を行った。本実験では模型回転中心位置より 450mm, 550mm 後方距離の 2 種類の計測位置について検証を行った。本計測で得られた計測面での正規化した動圧分布を図 2-17 に示す。なお、計測した迎え角は $\alpha = -10, -5, 0, 5, 10$ [deg.] であり、左側が $L_x = 450$ [mm]、右側が $L_x = 550$ [mm] の結果である。図 2-17 より 450mm と 550mm での結果を比較すると、450mm の正規化動圧分布の方が 550mm の結果に比べて鮮明になっている。これは、計測部が後流側になるほど渦が拡散し、圧力損失が回復するためである。 L_x の違いによる影響をさらに詳しく検証してみる。

図 2-18 に算出した C_{D0} と 2 次元 CFD 解析により得られた C_d の比較を示す。なお、 $\alpha = -5$ [deg.] と 5 [deg.]、 $\alpha = -10$ [deg.] と 10 [deg.] は対称性確認のために同じグラフ内で比較した。図 2-18 (a) より、450mm の結果の方が CFD と近い値を示しているのがわかる。この理由は、計測距離の違いによって圧力損失が回復したためである。しかし、450mm においても C_{D0} と C_d が完全に一致しているわけではない。これは 2 次元 CFD 解析の抗力予測精度が大きく見積もられているためである[9]。また、図 2-18 (b) および (c) では、どちらの距離の結果も C_d と一致していない。この理由としては、本実験模型は 3 次元模型のため翼端が存在し、後流渦によって下向きの誘導速度が生じ、これによって翼幅方向に沿って翼断面ごと

に有効迎え角が変化するためだと考えられる。また、図 2-18 (b)および(c)より、550mm の結果は α の正負で対称性がないが、450mm の結果ではほぼ対称になっているのが確認できる。これは計測距離が離れるほど、渦の拡散が進むためである。よって、本研究ではこれ以後、 $L_x=450$ [mm]の結果を用いることとする。

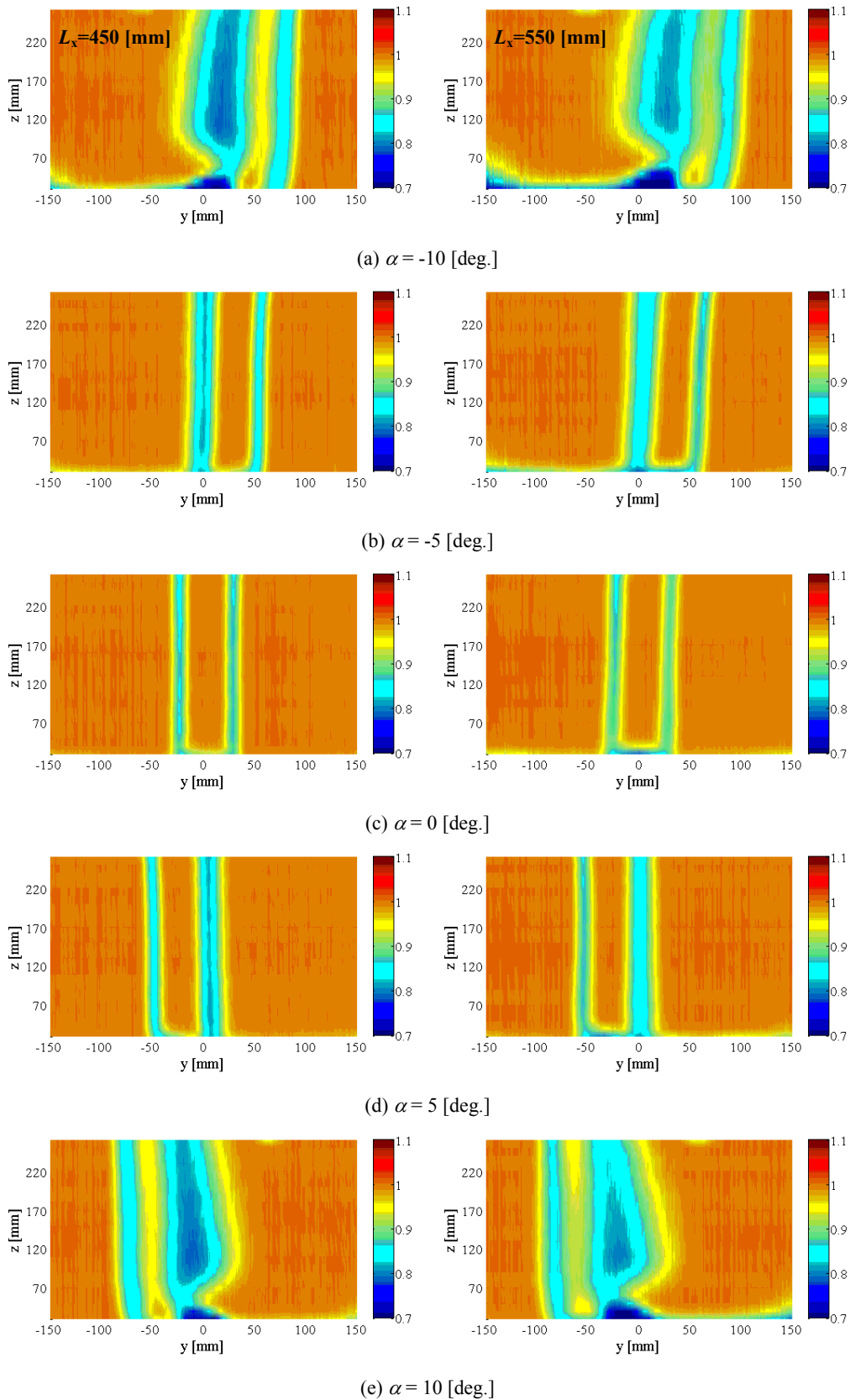


図 2-17 後流計測位置 $L_x=450$ [mm] (左) と 550 [mm] (右) の正規化動圧分布の比較

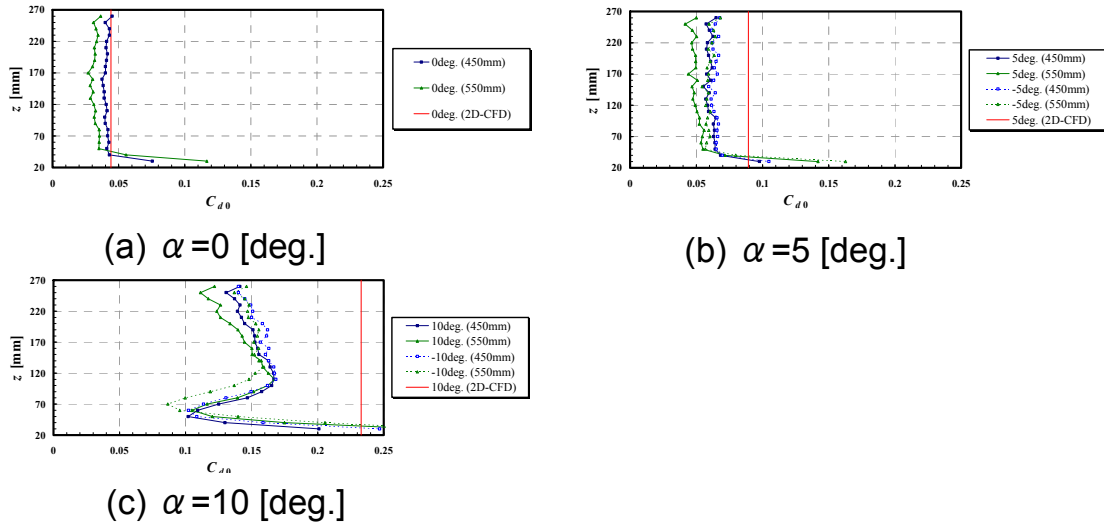


図 2-18 計測距離の違いによる翼型抗力比較

2.4.1.3 有効迎え角による翼型抗力算出への影響

本実験模型は3次元模型のため翼端が存在し、後流渦によって下向きの誘導速度が生じ、これによって翼の翼幅方向に沿っての翼断面ごとに正味の α が変化する。前方からの主流速度 U_∞ のほかに吹き下ろし速度 V が加わるため図 2-19 に示すように、

$$\alpha_i = \frac{V}{U_\infty} \quad [rad] \quad (2.21)$$

だけ、下向きの合成速度 V が当たることになる。すなわち、迎え角は α から

$$\alpha_e = \alpha - \alpha_i \quad [rad] \quad (2.22)$$

に減少する。よって、揚力発生条件下では2次元 CFD 結果と同じ α での比較が難しいことがわかる。 α_e を有効迎え角、 α_i を誘導迎え角または吹き降ろし角という。

α_i は単葉翼と複葉翼で異なることが知られている。複葉翼の場合は2枚翼の相互干渉による影響があり、単葉翼の誘導迎え角 α_{mi} に比べて $\Delta\alpha_i$ だけ増加する。そこで、単葉翼と複葉翼の誘導迎え角 α_{bi} の関係式は式(2.23)のようになる[16].

$$\alpha_{bi} = \alpha_{mi} + \Delta\alpha_i$$

$$\frac{\alpha_{bi}}{\alpha_{mi}} = \frac{\alpha_{mi} + \Delta\alpha_i}{\alpha_{mi}} = \left(1 + \frac{\Delta\alpha_i}{\alpha_{mi}}\right) = (1 + \zeta) \approx 1.5 \quad (2.23)$$

一般に複葉翼にすることで、単葉翼の約1.5倍の α_i になる[17]. 図 2-20 に複葉翼にすることで増加する誘導迎え角 $\Delta\alpha_i$ の関係について示す。

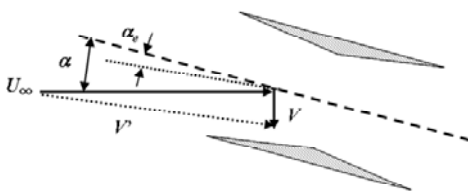


図 2-19 有効迎え角定義

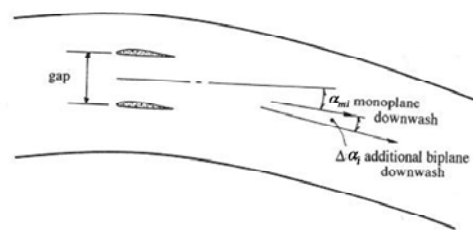


図 2-20 複葉翼形状にすることで増加する誘導迎え角

ここで、 α_{mi} は式(2.24)のように表されるから、式(2.23)の関係を用いて α_{bi} は式(2.25)のようになる。

$$\alpha_{mi} = \frac{KC_L}{\pi AR} \quad [rad] \quad (2.24)$$

$$\alpha_{bi} = \frac{KC_L(1+\zeta)}{\pi AR} \quad [rad] \quad (2.25)$$

上式中の K は誘導抗力の影響による係数と呼ばれるもので、楕円翼以外の平面形では翼幅効率 ε により変化する。式(2.26)に K の算出方法について示す。

$$K = \frac{1}{\varepsilon} = \frac{\pi AR}{(C_L^2/C_{Di})} \quad (2.26)$$

ここで Munk's Span factor : k を再び定義すると、

$$k = \sqrt{\frac{2}{(1+\zeta)}} \quad (2.27)$$

となり k を用いて式(2.25)を変換すると、

$$\alpha_{bi} = \frac{2KC_L}{\pi k^2 AR} \quad [rad] \quad (2.28)$$

となる。ここで、式(2.29)に示す式より簡単な算出方法で k を算出できる。ただし、式(2.29)が適用できる範囲は $g/b = 1/8 \sim 1/4$ である。

$$k \approx \sqrt{1.8(g/b)+1} \quad (2.29)$$

しかし、本実験模型 $AR=6$ の場合、 $g=0.5$ 、 $b=6$ であり、 $g/b=0.083$ となってしまうため式(2.29)は適さない。そこで、本手法では 2.3.2.2 項で算出した k および C_{Di} を用いて、式(2.28)より α_e を算出した。 $\alpha = 5, 10$ [deg.] の C_L に関しては、同 α における 3 分力計測結果の値を用いることとした。本手法で用いた係数および算出した α_e を表 2-5 に示す。

表 2-5 誘導迎え角より算出した有効迎え角

α [deg.]	5	10
C_L	0.4720	1.0116
C_{Di}	0.0103	0.0474
K	0.8715	0.8731
ε	1.1427	1.1455
k	1.0698	1.0698
α_{bi} [deg.]	2.1850	4.6916
α_e [deg.]	2.8150	5.3084

表 2-5 の結果より、算出した α_e における翼型抗力係数 C_{d0} を求める。本研究では、2 次元 CFD 結果に解析に α_e を対応させて読み取った C_d の値を C_{d0} とする[9]。なお、2 次元 CFD 結果に関してはサンプル点が少ないため、2 次曲線で補完した CFD の結果を用いる。図 2-21 に α_e に対応させて読み取った $AR=6$ 模型の C_{d0} について示す。図 2-21 より、 $AR=6$ 模型の α_e がそれぞれ 2.8150 ($\alpha = 5$ [deg.]), 5.3084 ($\alpha = 10$ [deg.]) のとき、 C_d はそれぞれ、0.058, 0.095 であることがわかる。しかし、図 2-18 (c)より、 $\alpha = 10$ [deg.]における後流計測から算出した C_{d0} は最小値が 0.095 よりも大きな値となっている。よって、本手法で算出した α_e から読み取った C_{d0} は小さく見積もられている可能性がある。そこで、別の手法で C_{d0} の算出を試みた。

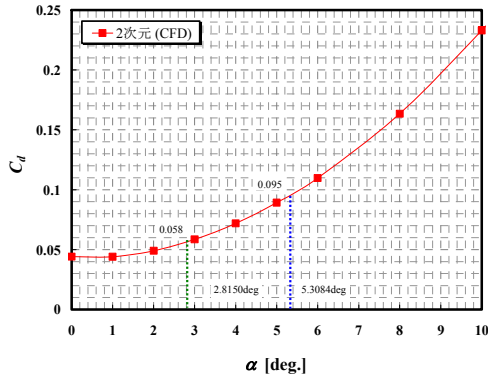


図 2-21 理論式から算出した有効迎え角に対応した 2次元CFD解析により得られた抗力係数

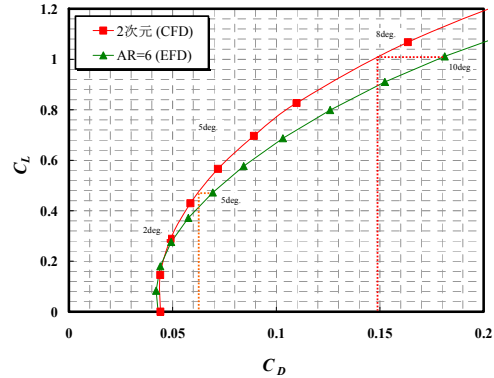


図 2-22 AR=6実験模型と2次元CFD結果より読み取る翼型抗力

3 分力計測結果より得られた $AR=6$ 模型と 2 次元 CFD の極曲線から、 $AR=6$ 模型が $\alpha = 5, 10$ [deg.] のときと同じ C_L における C_d を読み取る。その読み取った値を同じ C_L における C_{d0} とする。本手法は、同じ C_L 下において $AR=6$ 模型では 2 次元翼と比較して誘導抗力係数 C_{Di} 分の抵抗が加わるため、 C_{Di} を $AR=6$ 模型の C_D から差し引けば 2 次元値の抵抗 C_d が算出できるという考えに基づいている。図 2-22 に $AR=6$ 模型の 3 分力計測結果と 2 次元 CFD 結果の極曲線を示し、両者の関係から C_{d0} を読み取った。図 2-22 より、 $AR=6$ 模型の α が 5deg., 10deg. のときと同じ C_L における 2 次元 CFD の C_d はそれぞれ、0.063, 0.150 であることが確認できる。この値を図 2-21 に示したように、2 次元の CFD 解析により得られた α に対する C_d と対応させると図 2-23 のようになる。また、図 2-23 より読み取った C_d を $AR=6$ 実験模型の α_e を考慮したときの $\alpha = 5, 10$ [deg.] における C_{d0} として、後流計測より算出した C_{d0} と比較したものを図 2-24 に示す。

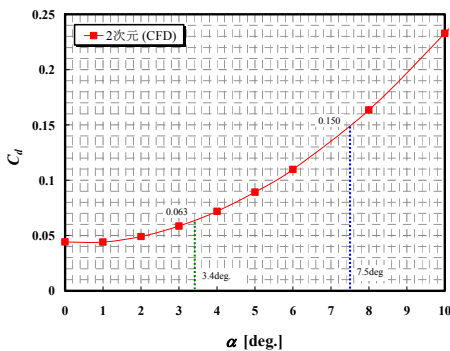


図 2-23 AR=6実験模型と2次元CFD結果より読み取った翼型抗力に対応した 2次元CFD結果上での有効迎え角

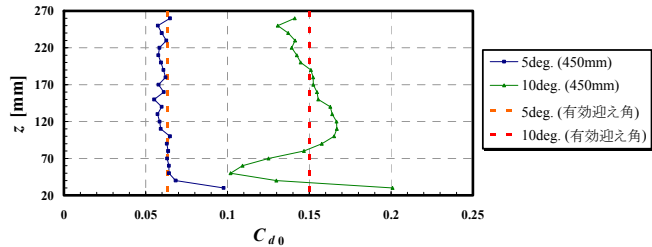


図 2-24 後流計測より得られた翼型抗力係数と有効迎え角を考慮した翼型抗力係数の比較

図 2-23 より、実際の α_e が $\alpha = 5, 10$ [deg.] それぞれにおいて、 $\alpha_e = 3.4, 7.5$ [deg.] であることがわかる。また、図 2-24 より α_e を考慮した C_d と後流から算出した C_{d0} を比較すると、 $\alpha = 5$ [deg.] のときはすべての翼幅位置でほぼ一致しているのが確認できる。一方で、 $\alpha = 10$ [deg.] のときは、部分的に一致・不一致する様子が確認できる。これは、 α_e はすべての翼幅位置での平均値として算出しているが、 α が大きくなり誘導抗力係数 C_{Di} が大きくなった実際の条件下では翼幅方向の抗力分布が一定にならず、翼幅方向の翼断面ごとに α_e が異なるためである。また、翼中央部に近い部分は算出した C_{d0} が減少しているのが確認できる。この理由としては、本実験では境界層排除板を対称面とした半裁模型形状としているため、境界層排除板上で発達した境界層の影響および境界層排除板があることで完全に自由な境界となっていないためである。このことを検証するために、図 2-25 に翼端渦によって下向きに誘導される翼幅方向の速度分布を示す。

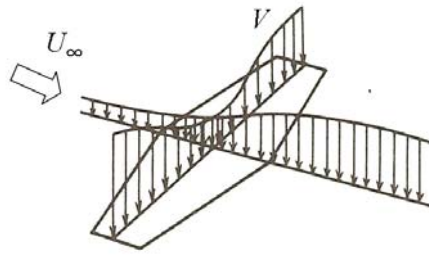


図 2-25 翼幅方向の下向きに誘導される速度分布 [18]

図 2-25 より翼端方向の下向きの速度(吹き降ろし速度 V)が大きく、翼中央部に行くに従って小さくなっているのが確認できる。図 2-25 で示した平面形はテーパー翼であるが、本実験模型の矩形翼ではさらに翼端付近の下向きの速度が大きくなる。よって式(2.21), (2.22)より、翼端付近では α_e が小さくなり、翼中央部では α_e が大きくなるのがわかる。つまり、翼端部では C_{d0} が小さくなり、翼中央部では C_{d0} が大きくなる。この C_{d0} に関する傾向は、図 2-24 に示した傾向と一致している。よって、 $\alpha = 5$ [deg.]では α_e を考慮すれば C_{d0} は C_d とほぼ一致しており、 $\alpha = 10$ [deg.]のときは境界層排除板の影響を無視できる他の翼幅位置では、 C_{d0} が翼端から翼中央部に向けて大きくなるといった矩形翼の傾向と一致しているため、本後流計測手法から算出した α_e と C_{d0} は妥当であるという。

2.4.2 翼端付近の後流特性

翼端付近の現象を捉えるために、翼端付近の高さにピトーレーキを合わせて計測を行った。図 2-26 に計測位置の概要を示す。計測領域としては、ポート番号 1 を翼端上部 40mm の位置に、ポート番号 24 を境界層排除板より 110mm の位置になるように設置した。なお、図 2-26 は翼端板装着時の実験模型だが、翼端板非装着時についても後流計測を行った。

翼端板装着時と翼端板非装着時の実験模型の翼端付近の後流について、正規化された動圧分布を図 2-27 に、 C_{d0} の分布を図 2-28 に示す[9]。図 2-27 より翼端板が非装着のときは、翼端渦が発生しているのがわかる。図 2-27 (a)より $\alpha = 0$ [deg.]では、複葉翼としては対称翼であり揚力が発生しないため、理論上では誘導抵抗 C_{Di} が生じないことになる。しかし、超音速複葉翼の場合、上翼および下翼の単葉翼ではキャンバーを持った翼型であるため、 $\alpha = 0$ [deg.]でも C_{Di} が生じる。また、上翼下翼のキャンバーがそれぞれ向かい合っているため、翼端渦が翼間方向に生じているのも確認できる。図 2-27 (b)より $\alpha = 5$ [deg.]では、両翼の翼端渦とも翼面上方向に生じており、下翼の翼端渦の方が大きくなっているのがわかる。これは上翼に比べ下翼の方が揚力を発生しているためである。また、下翼の翼端渦の方が翼端より遠方に生じているのがわかる。これは、上翼の渦による影響で、翼から離れる方向に循環が生じているためである。図 2-27 (c)より $\alpha = 10$ [deg.]では、翼端板の装着に関わらず、翼幅方向の内側の方まで翼端渦または翼端板から生じた渦の影響が及んでいるのが確認できる。また、図 2-28 から、翼端板の装着により、翼幅方向の C_{d0} が異なっているのが確認できる。特に図 2-28 (b), (c)の揚力発生下では顕著に現れている。この翼端板の影響に関しては、3 分力計測の結果からも検証を行った。図 2-29 に 3 分力計測より得られた翼端板が付いた $AR=6$ 模型と翼端板が無い $AR=6$ 模型の α に対する C_L 曲線を示す。

図 2-29 より、翼端板を装着した模型と装着しない模型の揚力傾斜がほぼ一致しているのが確認できる。本来、翼端板の装着により誘導抗力を低減できるので揚力が増大する[19,20]が、本研究で用いた円形の翼端板では、揚力を増大することができないといえる。これは、図 2-28 で示したように、翼端板の装着、非装着に関わらず翼幅方向の流れ場が乱れているためである。本研究で翼端板を用いた理由として、 $U_\infty = 30$ [m/s]以上で生じる翼のフラッタ現象を防ぎ、翼間距離を固定することに加えて、翼幅方向の 2 次元流れ領域を確保するといった目的のために翼端板を装着したが、本実験で用いた翼端板では 2 次元流れ領域を確保できなかったといえる。

本解析により、本研究で用いた円形翼端板では、翼幅方向の流れ場の乱れを防ぐことはできず、空力性能も向上しない

ことがわかった。しかし今後、速度を増した風洞実験を行う場合には、フラッタ現象を防ぎ、翼間距離を固定しなければならないため翼端板は必須であるといえる。よって翼端板が無い状態での翼端現象の解析に加えて、翼端板の形状最適化、翼端板を装着した時の複葉翼に与える空力性能への影響についても議論していく必要がある。

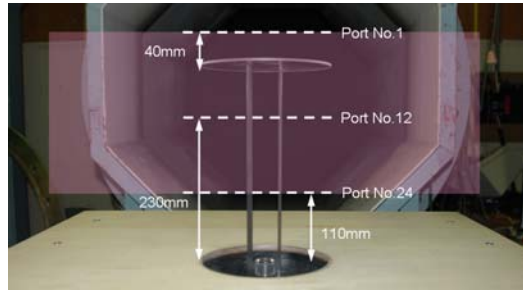


図 2-26 ピトレーキ翼端部計測領域

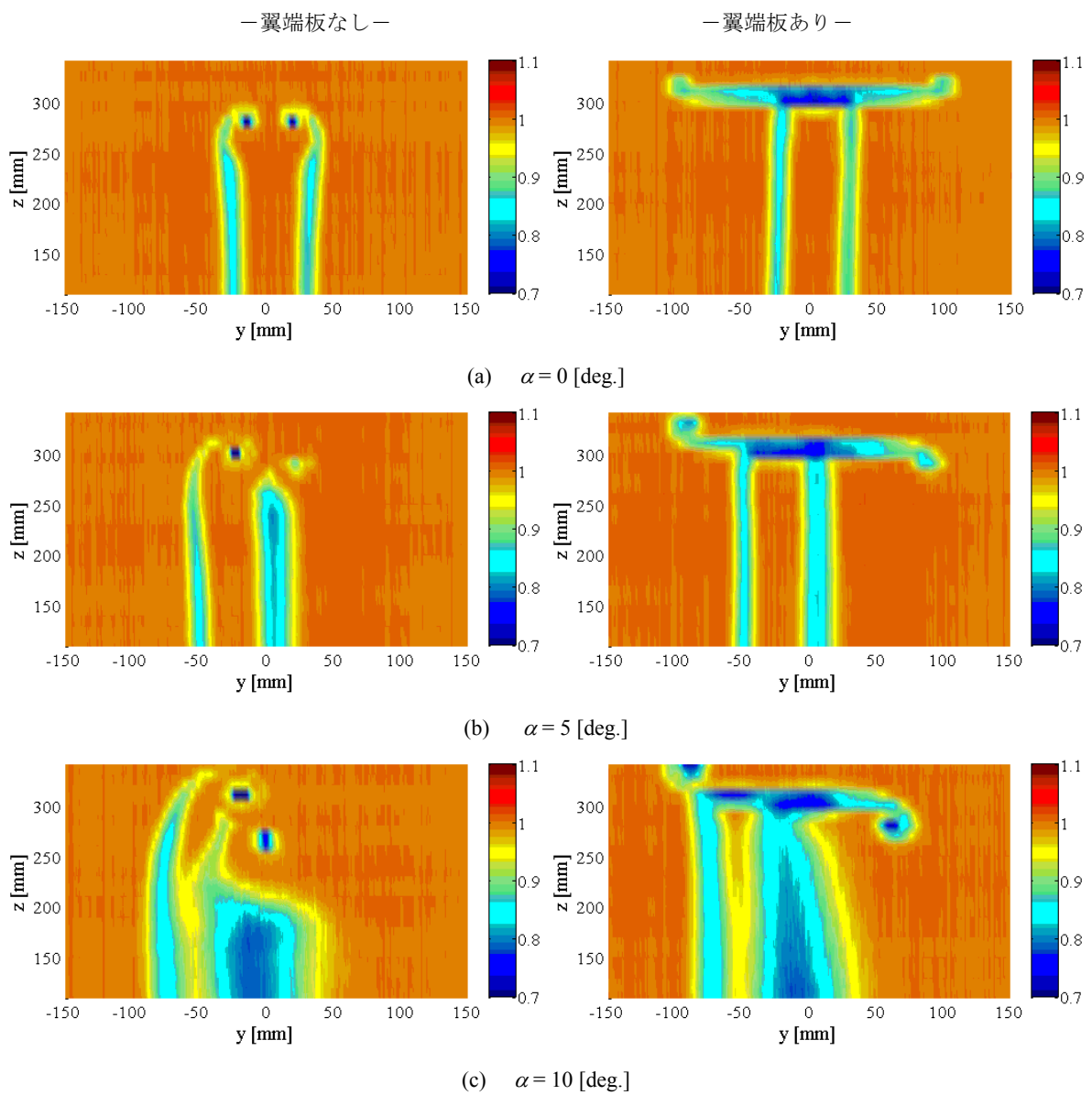


図 2-27 翼端板なし模型(左)と翼端板あり模型(右)の正規化動圧分布の比較

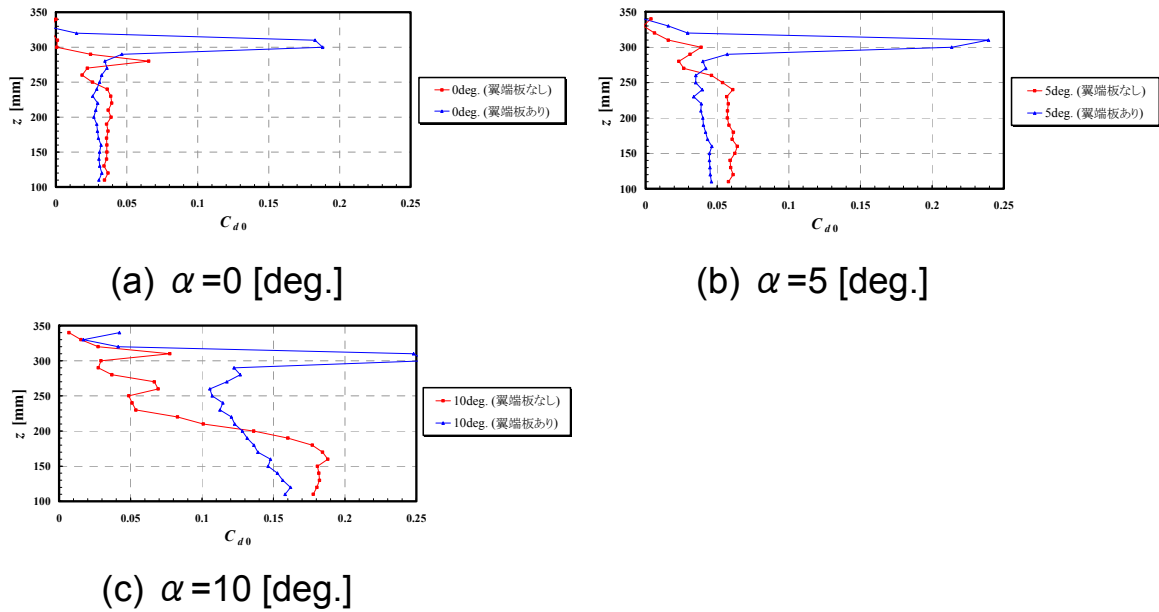


図 2-28 翼端板なし模型と翼端板あり模型の翼端部における翼幅方向の翼型抗力分布

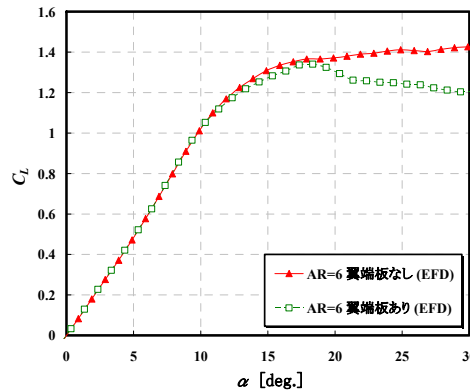


図 2-29 3 分力計測より得られた $AR=6$ 模型の翼端板の装着による空力性能の比較

2.4.3 後流からの誘導抗力算出

翼端付近の後流計測により誘導抗力係数 C_{Di} の算出を試みた。これは、3 分力計測では計測できない翼端効果を空間的に捉え、超音速複葉翼の抵抗低減への指針を示すのが目的である。また、3 分力計測結果より複葉翼古典理論を用いて算出した C_{Di} と比較することで、両者の精度検証を行う目的も含まれている。

後流からの C_{Di} 算出手法について説明する。本計測で用いたピトーレーキは、実験模型の翼幅全領域の後流を一度に計測することができないため、翼端渦を捉えている翼端付近のみを計測した結果を用いた。式(2.30)に翼端領域の全抗力係数 C_D を求める式を示す。

$$C_D = \frac{2}{S} \iint_W \frac{\sqrt{H_2 - p_2}}{\sqrt{H_0 - p_0}} \left(1 - \frac{\sqrt{H_2 - p_2}}{\sqrt{H_0 - p_0}} \right) da \quad (2.30)$$

式(2.30)中の係数については、参考文献[9]で示したものを使用している。なお S は計測領域内における複葉翼の全翼面積であり、翼端領域のみの計測の場合 $S=0.019 \text{ [m}^2\text{]}$ となる。詳細については、図 2-30 の誘導抗力算出領域についての概要図で示す。

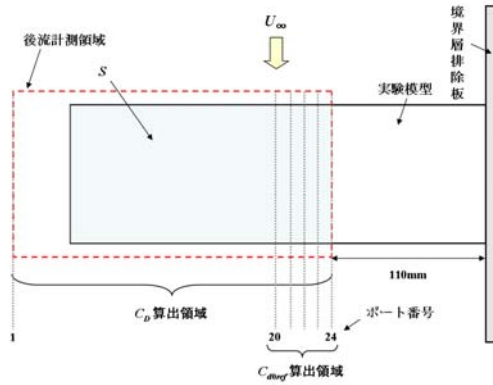


図 2-30 誘導抗力算出領域

図 2-30 より， S はピトーレーキが捉えている実験模型の領域内の複葉翼の面積としている．また， C_D に関してはピトーレーキで計測した全領域を対象とした抵抗として算出している．これは，翼端以外の領域でも翼端渦による抵抗が生じているためであり，この領域も捉えられるようにしているためである．ここで，算出した C_D を用いて C_{Di} を算出する式を式(2.31)に示す．

$$C_{Di} = C_D - C_{d0ref} \quad (2.31)$$

式(2.31)中の C_{d0ref} は，計測領域内においてピトーレーキのポート番号が 20~24 の C_{d0} を平均した値を用いた．この理由としては，図 2-28 の翼型抗力分布より $z=100 \sim 150$ の領域については，翼端なし模型では C_{d0} が一定となっているため，暫定的にこの領域の値を C_{d0ref} とした．また，本手法では 2.4.1.2 項で述べた C_{d0} 算出時の有効迎え角 α_e については考慮していない．その理由としては，本手法で用いる C_D 自体も α_e を考慮していないため，相対関係から C_{d0} についても α_e を考慮しなくても C_{Di} が算出できると考えた．式(2.30)，(2.31)を用いて後流から算出した $\alpha=0, 5, 10$ [deg.]における C_D ， C_{d0ref} ， C_{Di} を表 2-6 に示す．表 2-6 で示した C_{Di} を，2.3.2.2 項で求めた 3 分力計測結果から複葉翼古典理論を用いて算出した $AR=6$ 実験模型の C_{Di} と比較すると図 2-31 のようになる．

表 2-6 後流より算出した誘導抗力

α [deg.]	0	5	10
C_D	0.0356	0.0684	0.2180
C_{d0ref}	0.0354	0.0600	0.1816
C_{Di}	0.0002	0.0089	0.0365

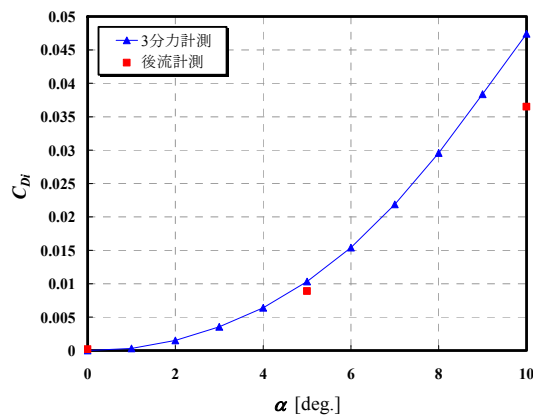


図 2-31 古典理論より算出した誘導抗力係数と後流計測より算出した誘導抗力係数の比較

図 2-31 より、3 分力計測結果から古典理論を用いて算出した C_{Di} と後流計測結果から算出した C_{Di} は $\alpha = 0, 5[\text{deg.}]$ ではよく一致している。一方で、 $\alpha = 10 [\text{deg.}]$ では後流計測結果から算出した C_{Di} の方が小さく見積もられているのが確認できる。これは、本手法で参照した C_{d0ref} は、図 2-28 より一定になっていると仮定した翼中央部付近の C_{d0} であるが、2.4.1.2 項で示したように揚力発生条件下では翼幅方向の C_{d0} 分布は一様にならないため、参照した C_{d0ref} が実際の C_{d0} よりも大きな値を参照した可能性がある。また、本計測で用いたピトーレーキでは、翼全領域を網羅していないため、計測領域から算出した C_D が小さく見積もられた可能性がある。さらに、半裁模型形状で境界層排除板が後流にも影響を及ぼしていることを考慮すると、今後の課題として、後流計測時には半裁模型形状ではなく、両翼端をフリーにした実験模型で計測するのが望ましいと考えられる。

本解析では、後流計測により超音速複葉翼の空力性能について検証を行った。その結果、Jones の公式から翼型抗力を算出する手法は、翼幅方向の有効迎え角の違いを考慮すれば算出可能であることがわかった。また、誘導抗力算出手法についても翼幅方向の流れ場が一様な分布では算出可能であり、実験手法や模型の制約による影響を考慮すれば、理論式や CFD 結果との比較から本後流計測手法により得られた超音速複葉翼の空力性能が妥当であることがわかった。

よって本研究では、計測手法の適用において基礎的な段階であるが、今後は本研究結果を元に、超音速複葉翼の空力性能をより明らかにすることができるといえる。

2.5 結論

本研究では、EFD で得られた結果に加えて、CFD 結果および複葉翼の古典理論による議論を交えることで超音速複葉翼の低速空力性能を明らかにし、翼設計の基盤構築を試みた。

アスペクト比の異なる実験模型の 3 分力計測を行うことで、アスペクト比の違いによる空力性能への影響を検証した。その結果、超音速複葉翼においても古典理論が適用可能であり、古典理論の相似法則にもとづいて計測値から異なるアスペクト比の翼についても空力性能を推定できることがわかった。また、矩形翼である超音速複葉翼はアスペクト比を変えても失速特性が良好であることが明らかになった。また本解析では、超音速複葉翼の抵抗成分についても検証を行い、2 次元 CFD 解析および 3 分力計測結果に複葉翼の古典理論を用いることで抵抗分解を試みた。その結果、3 分力計測で取得したデータに対して複葉翼の古典理論を適用することで誘導抗力を算出した。

後流計測による空力性能解析では、翼端を含む翼幅方向の面計測を行い、Jones の公式を用いることで翼幅方向の抵抗分布を明らかにすることができた。また、面計測の積分値から翼型抗力を引くことで誘導抗力を算出することができ、後流解析によって計測された誘導抗力と 3 分力計測から推定された誘導抗力が一致することが確認された。以上より、詳細な空力性能の検証が可能となった。

本研究により超音速複葉翼の低速空力性能を明らかにすることができ、超音速複葉機の実現に向けた翼設計への指針が示せたといえる。今後の展望としては、翼型解析は高揚力形状の最適なフラップ角およびフラップの組み合わせの検証、3 次元空力性能解析は矩形翼以外の平面形に対する検証を行う必要がある。さらには複葉翼古典理論と後流計測を用いた 3 次元翼の翼幅方向の抵抗分布の解析および誘導抗力算出が可能になったので、超音速複葉翼の抵抗低減に向けた 3 次元翼の抵抗メカニズムの解明をさらに進める必要がある。

参考文献

- [1] 加井俊治, 山口裕, 榎谷賢士, 島津邦好, 楠瀬一洋, “ブーゼマン複葉翼の低速流れにおける抗力特性に関する予備試験,” 第 45 回飛行機シンポジウム講演集, pp.500-503, 2007.
- [2] Kashitani, M., Yamaguchi, Y., Kai, Y. and Hirata, K., “Preliminary Study on lift Coefficient of Biplane Airfoil in Smoke Wind Tunnel,” AIAA Paper, AIAA 2008-349, January 2008.

- [3] 尾崎修一, 米澤誠仁, 倉谷尚志, 小川俊広, 鄭信圭, 大林茂, 松野隆, 川添博光, “低速域における複葉翼の空力特性と流れ特性,” 第 39 回流体力学講演会講演集, pp.27-30, 2007.
- [4] Kuratani, N., Ogawa, T., Yonezawa, M., Yamashita, H., Ozaki, S., and Obayashi, S., “Improvement in the low-speed aerodynamic performance of supersonic biplane with high-lift devices,” The 2nd SNU-TU Joint Workshop on Next Generation Aero Vehicle, Soul, Korea, June 2007.
- [5] Munk, Max M., “General Biplane Theory,” NACA Report, No.151, 1923.
- [6] 伊藤英覺, *et al.*, “東北大学高速力学研究所附属気流計測研究施設低乱熱伝達風洞設備および風洞性能について,” 東北大学高速力学研究所報告, 第 44 卷, 第 395 号, pp. 93-151, 1980.
- [7] 加井俊治, 島津邦好, 樫谷賢士, 山口裕, 楠瀬一洋, “二次元複葉翼流れの後流に関する基礎研究,” 日本航空宇宙学会 第 39 期年会講演会講演集, pp.182-185, 2008.
- [8] The Cambridge University Aeronautics Laboratory, “The Measurement of Profile Drag by the Pitot- Traverse Method,” R. & M. No. 1808, British A. R. C., 1936.
- [9] 尾崎修一, “CFD/EFD による超音速複葉翼の低速空力性能の研究”, 平成 20 年度東北大学大学院情報科学研究科システム情報科学専攻修士論文.
- [10] 山崎渉, 松島紀佐, 中橋和博, “CFD での抵抗要素分解手法の検証,” ながれ 24, pp. 525-533, 2005.
- [11] Kusunose, K., *Advanced Wake Integration Method for Experimental Drag Prediction*, von Karman Institute Lecture Series, 2003-2, 2003.
- [12] Prandl, L., “Induced Drag of Multiplanes,” NACA TN-182, 1924.
- [13] Ozaki, S., Yonezawa, M., Kuratani, N., Ogawa, T., Obayashi, S., Matsuno, T, and Kawazoe, H., "Low-speed Wake Analysis of Supersonic Biplane," Proceedings of 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, pp.22-25, 2008.
- [14] Kusunose, K., *A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction*, COE Lecture Series, Vol.3, Tohoku Univ. Press, 2005.
- [15] 谷一郎, 小橋安次郎, 佐藤浩, *流体力学実験法*, 第 1 版, 岩波書店, 1977.
- [16] Durand, W. F., *Aerodynamic Theory*, Vol. II, Dover Publications, Inc., New York, Division E., 1963.
- [17] Stinton, D., *Design of the Aeroplane*, Van Nostrand Reinhold, New York, 1964.
- [18] 牧野光男, *航空力学の基礎*, 産業図書, 第 2 版, 1989.
- [19] Kang, H., Genco, N., Altman, A., “Gap and Stagger Effects on Biplane with End Plates Part II,” AIAA paper, AIAA 2009-1086, 2009.
- [20] Genco, N., Altman, A., “Parametric Study of the Performance of a Biplane Joined at the Tip,” AIAA paper, AIAA 2009-206, 2009.

第3章 テーパー型超音速複葉翼の始動過程に対する実験的研究

3.1 はじめに

超音速複葉翼は、複葉翼型では $M_\infty=2.2$ 付近で始動するが、矩形翼では $M_\infty=1.7$ において始動する。複葉翼型に比べ矩形翼の始動マッハ数が低いのは、翼間と主流の圧力差により翼端で生じる流れ出しの影響であることが確認されている [1]。このように矩形翼については空力特性、始動特性ともに調べられてきた。しかし現在では、Computational Fluid Dynamics (CFD) 解析によりテーパー翼についての研究が行われ、矩形翼に比べテーパー翼の空力性能が優れていることが明らかになっている [2-5]。また、翼端板を用いることで、さらに空力特性を向上させる研究も行われている。このようなことから、超音速複葉翼機には空力性能の優れたテーパー翼および翼端板が採用される可能性が高いと考えられる。しかし、テーパー翼の始動特性については調べられていない。また、翼端板は翼端からの流れ出しを妨げるため、始動特性に影響を与えることが考えられる。そのため、テーパー翼の始動特性および翼端板が始動特性に与える影響について調べる必要がある。

そこで本研究では、テーパー型超音速複葉翼の設計マッハ数近傍における始動特性を明らかにする。また、このテーパー翼について翼端板が始動特性へ与える影響について検討する。具体的には、Experimental Fluid Dynamics (EFD) では、設計マッハ数 $M_\infty=1.7$ 付近で感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint, PSP) 計測を用いて複葉翼の翼表面圧力分布計測を行い、翼間干渉の様子を調べる。また、CFD 解析により実験の妥当性の確認を行い、さらに実験で計測できない細かなマッハ数変化に対する始動特性を調べ、また空間的な流れ場を詳細に検証する。以上の結果を用いてテーパー型超音速複葉翼の始動過程を明らかにする。

3.2 風洞実験手法 (EFD)

3.2.1 風洞実験設備

本風洞実験は、宇宙科学研究本部 (ISAS) / 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が所有する高速気流総合実験設備 (超音速風洞) を利用した。図 3-1 に風洞の外観写真を示す。また、表 3-1 に風洞諸元をまとめる。風洞は、間欠式吹き下ろし型であり、測定部断面は 600 (W) mm × 600 (H) mm である。マッハ数は 0.10 ずつ設定可能である。模型取付け部と模型を取り付けた際の写真 (図 3-1 の手前側から撮影) を図 3-2 に示す。

表 3-1 ISAS 超音速風洞諸元

形式	間欠吹下し式
測定部断面	600 (W) mm × 600 (H) mm
マッハ数	1.5~4.0
測定時間	30 秒以上
総温	常温
総圧	149.1kPa 以上
作動流体	乾燥空気



図 3-1 ISAS/JAXA 高速気流総合実験設備 超音速風洞

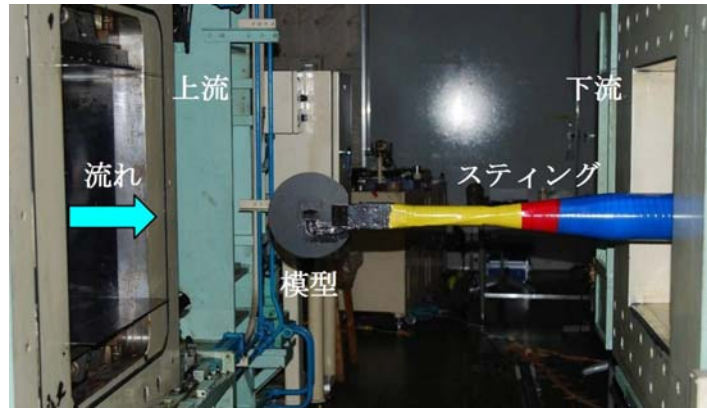


図 3-2 風洞模型取付け部および模型

3.2.2 風洞実験模型

3.2.2.1 模型概観

本実験で用いた模型全体の模式図を図 3-3 に示す。本研究ではテーパ型複葉翼の翼間流れの可視化を行うための模型を作製した。翼は半裁模型とし、翼根側に円盤を取り付けた。また、円盤の下流側には円盤をスティングに取り付けるための支持部がある。円盤には円盤裏側から翼間の PSP 計測を行えるようにガラスを取り付けた（実際には実験中にガラスが破損したため、代わりにアクリルを用いた）。円盤の周囲の角度は離脱衝撃波が発生しないようにした。また、円盤にはガラスを取り付けるため厚みが必要である。そのため、円盤を 2 段にすることで厚みを維持しつつ、円盤直径を小さく抑えた。表 3-2 に円盤部の緒元を示す。

表 3-2 模型円盤部

材質	SUS304
直径（流れに平行方向）[mm]	193
直径（流れに垂直方向）[mm]	206
厚み [mm]	25
周囲の角度 [deg]	10
ガラス材質	BK7

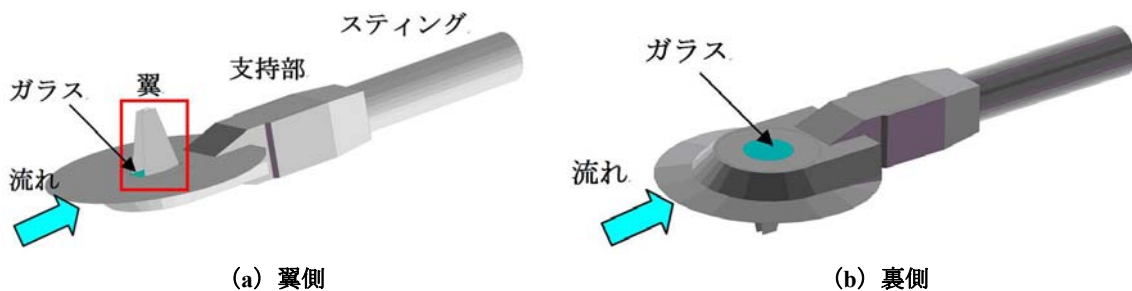


図 3-3 風洞実験模型全体の模式図

3.2.2.2 翼

設計マッハ数 $M_\infty=1.7$ において理想的な衝撃波干渉がおこる超音速複葉翼型の前縁・後縁の厚みは 0 mm である。しかし、本実験模型では模型加工の都合により前縁・後縁にそれぞれ 0.2 mm の厚みを付けた。そのため CFD 解析で 3 次元 Euler 計算を行い、 $M_\infty=1.7$ において衝撃波干渉/相殺を実現できるように翼間距離を調節した。その際に CFD 計算から得られた翼表面圧力分布を図 3-4 (a) に示す。さらに、翼の外側には補強のために干渉に影響しない程度の厚みを付けた。表 3-3 に翼部分の寸法を示す。また、図 3-4 (b) に模型の翼部分の模式図を示す。ただし、実際に取り付けた際の寸法は、模型加工時の精度および取付け誤差により、翼間距離は表 3-3 中の () 中に示したように狭くなった。下翼には圧力孔を翼幅方向 50%、翼弦方向 25% 及び 75% 位置にそれぞれ 1 つずつ、計 2 つ設置した。

表 3-3 翼部分寸法

	翼根	翼端
翼弦長 c [mm]	35.4	14.2
翼厚 t [mm]	1.8	0.7
翼厚比 t/c	0.051	0.049
翼間距離 G [mm]	20.2 (20.0)	8.08 (7.7)
翼間距離比 G/c	0.571 (0.565)	0.569 (0.542)
翼幅 L [mm]	50	
アスペクト比 AR	4	
テーパ比 TR	0.4011	

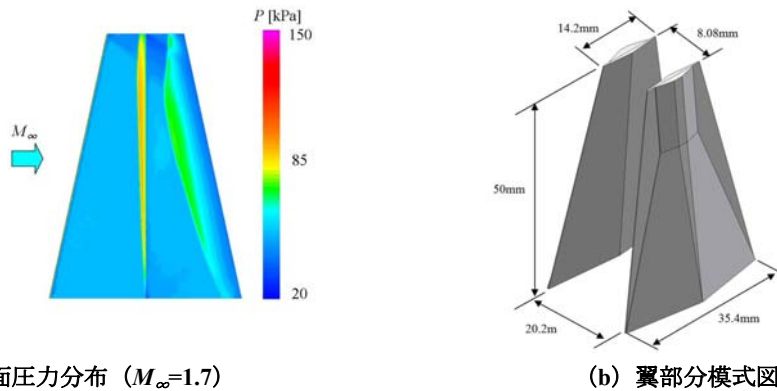


図 3-4 CFD 計算による翼表面圧力分布と模型模式図

3.2.2.3 翼端板

翼端板を取り付ける翼端外側の拡大図を図 3-5 に、翼端板を図 3-6 にそれぞれ示す。また、翼端板を取り付けた状態の図を図 3-7 にそれぞれ示す。翼模型の翼端外側には図 3-5 のように、幅 3 mm、高さ 1.3 mm のガイドを 2 つ作製し、ガイド間の距離は 3 mm である。このガイドに沿うように翼端板を上流側からスライドさせ翼模型に取り付けるようになっていく。図 3-6 (a) は翼端を閉じないが、翼外側の形状を他の翼端板取付け時と同形状にするために、翼外側に貼り付けるだけのもの（以下、翼端板なしと呼ぶ）である。図 3-6 (b) に示す翼端板は翼端の翼弦長 50 % から 100 % 位置までを閉じるものであり（以下、type-A と呼ぶ）、図 3-6 (c) 2 つ目の翼端板は翼端の翼弦長 0 % から 100 % 位置までを閉じるもの（以下、type-B と呼ぶ）である。翼端板の前縁には 0.2 mm の厚みを付けている。



図 3-5 翼端拡大図

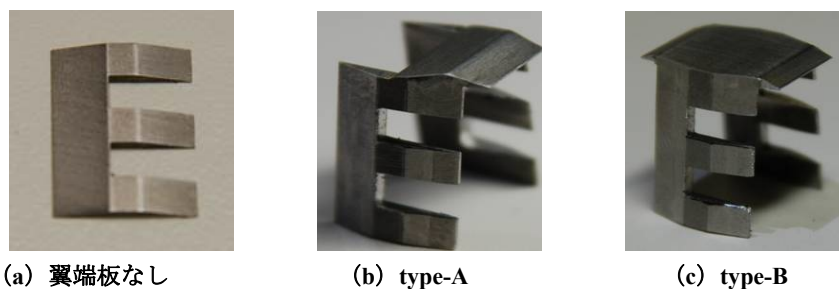


図 3-6 翼端板

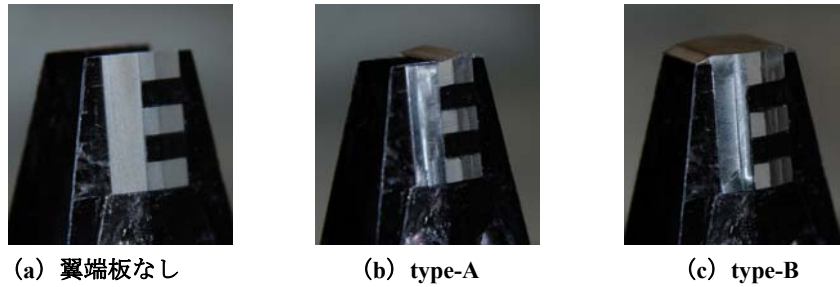


図 3-7 翼端板取付け時の翼模型

3.2.3 感圧塗料計測

感圧塗料は色素分子とポリマー（バインダ）からなる，光化学反応を利用した機能性分子センサの一種である．機能分子センサとは⁶⁾，圧力や温度といった熱流体変数に対してセンシング機能を有する錯体化合物の分子（色素化合物）の総称である．感圧塗料はこれらナノスケールの大きさの分子をセンサ素子とみなし，それらの光化学反応によって生じる発光の強度や寿命から，物体表面の圧力を定量的可視化計測する技術である．

感圧塗料で用いられる色素は，励起光が照射されるとエネルギーを与えられ，そのエネルギーを蛍光や燐光といった発光で失い，基底状態に戻る．一方，周りの酸素分子と反応しても励起エネルギーは失われ，この場合，発光は生じない．酸素濃度は分圧に比例し，空気中の酸素分圧は常に等しいので，この性質により局所的な酸素濃度とその点の圧力が対応付けられる．この原理により PSP の発光強度を測定することで表面圧力を求めることができる．

本実験では，PSP として，ISSI 社 (Innovative Scientific Solutions, Inc.) の UF470 を用いた．これは，感圧色素として PtTFPP，バインダとして FIB を用いている．励起波長は 405 nm で，発光波長は 650 nm である．また，本塗料は，圧力感が較正範囲内ではほぼ直線を示し，さらに異なる温度においても圧力感度はほとんど変わらないという特徴を有している．

3.2.4 感圧塗料光学系セットアップ

風洞実験で用いた光学系のセットアップを図 3-8 に示す．実験では，非常に狭い翼間に十分な励起光を照射するために，2 基の LED ユニットを用いた．そのピーク波長は 395 nm である．LED の前方には $400 \pm 50\text{nm}$ のバンドパスフィルタを取り付けてあり，必要波長だけ通過させている．発光強度画像は，A/D 分解能 12 bit の素子冷却型 CCD カメラ（浜松ホトニクス，C4742-80-12AG）を用いた．空間分解能は 1344×1024 ピクセルである．また発光波長のみを検出するために， $650 \pm 20\text{nm}$ の範囲を透過させるバンドパスフィルタをカメラレンズの前に取り付けた．

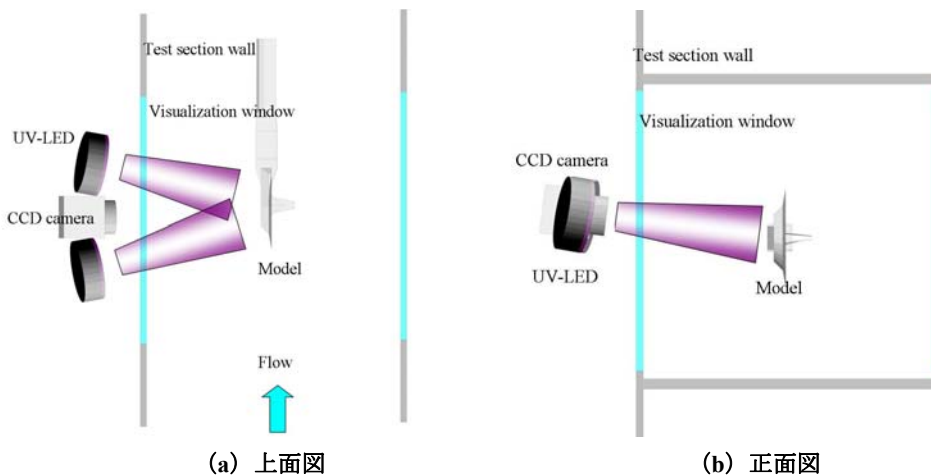


図 3-8 感圧塗料計測光学系

3.2.5 実験条件

感圧塗料計測についての実験条件を表 3-4 に示す。

表 3-4 感圧塗料計測実験条件一覧

Case	翼端板 type	マッハ数 M_∞	総圧 P_0 [kPa]	主流静圧 P_s [kPa]
1	なし	1.5	200.3	53.8
2	なし	1.6	200.1	46.4
3	なし	1.7	200.1	40.3
4	なし	1.8	200.1	34.6
5	なし	1.9	200.3	29.7
6	A	1.7	200.3	40.3
7	A	1.9	200.3	29.7
8	B	1.7	200.4	40.0
9	B	1.9	200.2	29.7

3.3 数値計算手法 (CFD)

CFD 解析には、3次元非構造格子流体ソルバーである TAS code (Tohoku University Aerodynamic Simulation code) [7] を用いて Euler 計算を行った。本研究では、CATIA Version 5^[8] (DASSAULT SYSTEMS) で計算対象の形状を作製した上で、非構造格子生成ツールである Edge Editor[9,10]を用いて計算格子を作製した。

図 3-9 に計算格子を示す。円盤形状は単純化し 2 段ではなく 1 段に、また円盤下流側のスティングに取り付けるための支持部もない。これは、格子点数を減らし計算時間を短くするためである。ただし、円盤外周の角度、および円盤の直径は風洞実験模型と同じであるため、円盤形状変更による翼への影響はない。翼端板は翼端板なし、type-A、type-B の三種類である。格子点数は約 1 千万点、計算は Euler 計算で行った。レイノルズ数は $R_e = 6.0 \times 10^6$ とした。

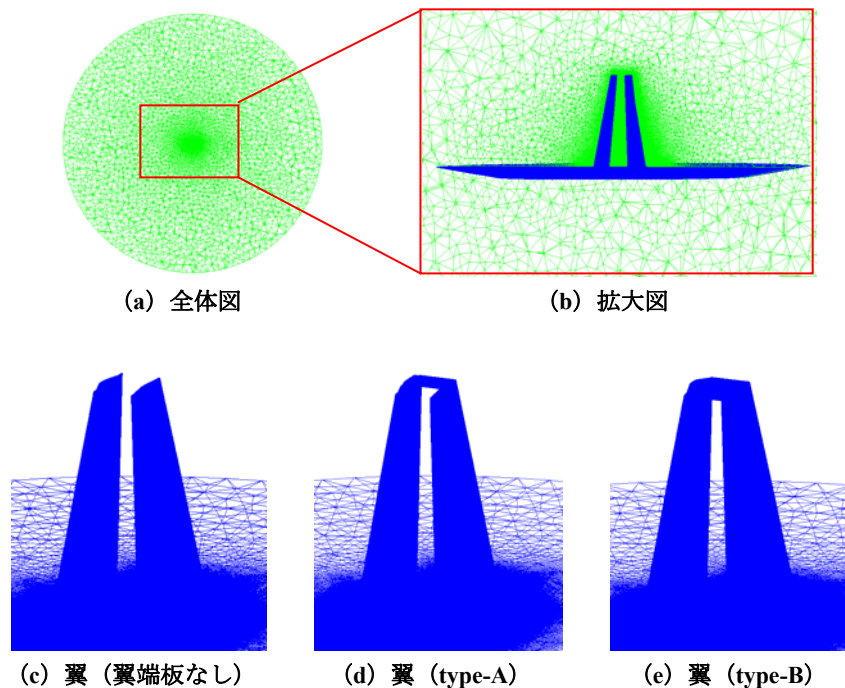


図 3-9 計算格子 (翼モデル)

3.4 テーパ型超音速複葉翼の始動特性と翼端板効果

3.4.1 テーパ型超音速複葉翼の始動特性

図 3-10 に流れの方向及び翼弦方向圧力分布の計測位置を示す。主流方向は左が上流、右が下流である。また、翼弦方向圧力分布の計測断面位置は、翼根を 0%、翼端を 100% とした時の、5%、50%、および 95% 位置である。ただし、

50% 位置には圧力孔、および PSP 計測で無風時と通風時の画像の位置合わせに用いたマーカがあるため、それらに重ならないように翼根側に少しずらしている。翼弦方向は各断面において前縁を 0%，後縁を 100%とした。PSP により計測した $M_\infty=1.5, 1.6, 1.7, 1.8, 1.9$ の翼表面圧力分布画像をそれぞれ図 3-11 から図 3-15 の (a) に示す。また、3 断面における翼弦方向圧力分布を図 3-11 から図 3-15 の (b) に示す。図 3-11 から図 3-15 の (b) を見ると、圧力孔により計測した値と、PSP で計測した 50% 位置の圧力値は、上流、下流ともに $M_\infty=1.5$ と 1.9 では良い一致を示している。一方、 $M_\infty=1.6$ から 1.8 では下流側では一致しているが、上流側で PSP が約 10 kPa 高く出ている。

まず始めに、 $M_\infty=1.5$ から 1.8 の翼表面圧力分布の、前縁の翼幅方向約 5%から 30%位置あたりに強く現れている低圧領域は、マッハ数や翼端板の種類によらず生じており、また、CFD 計算では確認されなかったため、本模型特有のものであると考えられる。

$M_\infty=1.5$ から 1.8 までは、前縁から翼弦方向 50% 位置までが高圧となっており、不始動状態であることがわかる。これに対して $M_\infty=1.9$ では、全体が低圧となっていることから、複葉翼が始動し翼間において衝撃波干渉が起きていることがわかる。不始動時のみに着目すると、 $M_\infty=1.5$ から 1.8 の翼幅方向 5%と 95% 位置の翼弦方向圧力分布から、翼根側に比べ翼端側の圧力が高くなっていることが確認できる。また、マッハ数の上昇に伴い、全体的に圧力が低くなっていることがわかる。さらに、翼幅方向 5% 位置の圧力分布において、前縁から 30%の間を見ると、 $M_\infty=1.5$ から 1.8 にかけて翼根前縁から低圧領域が広がっていることが確認できる。また、 $M_\infty=1.8$ の翼表面圧力分布画像を見ると、翼根において始動しつつあることがわかる。このことから、テーバ型超音速複葉翼は翼根から始動が始まることがわかる。

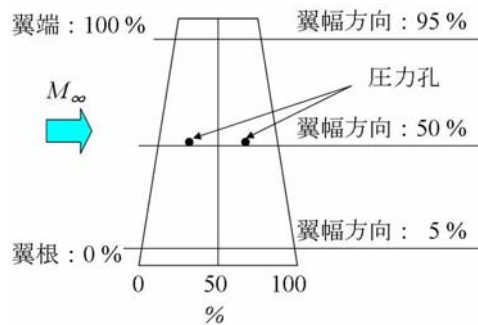
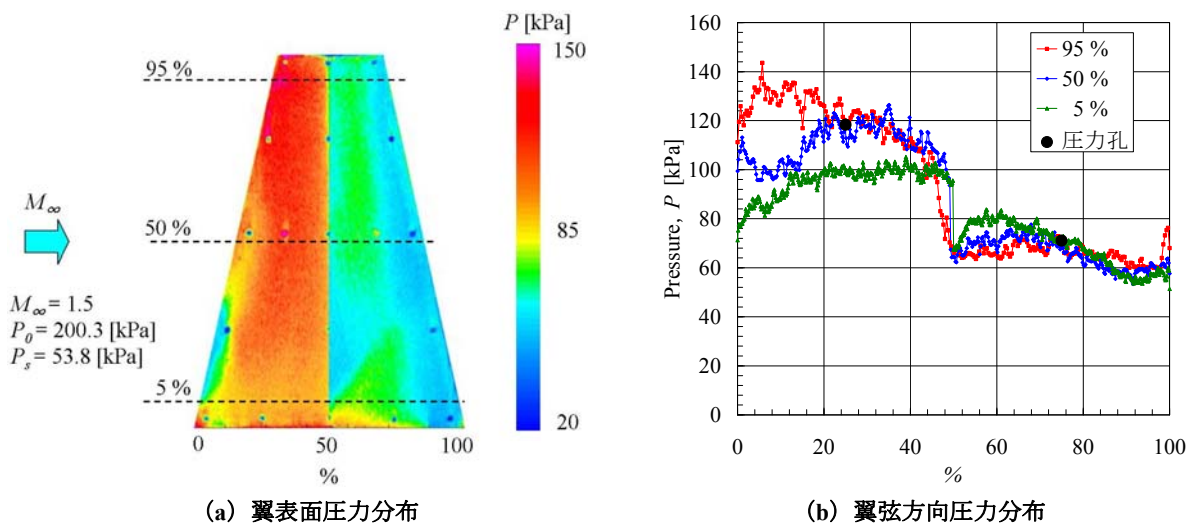


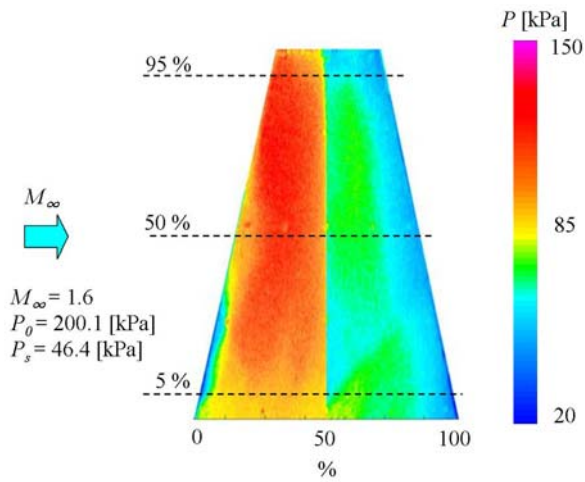
図 3-10 主流方向および圧力分布計測断面位置



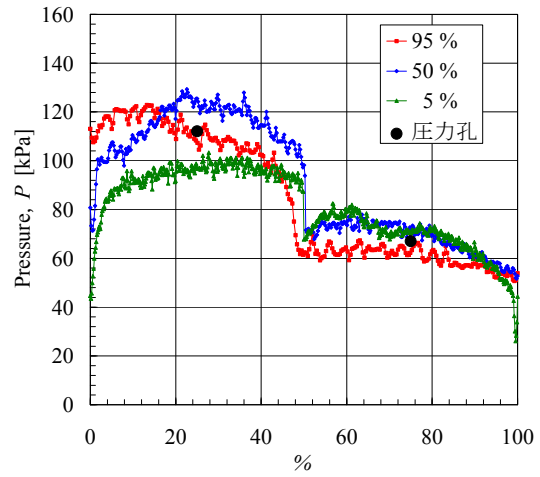
(a) 翼表面圧力分布

(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-11 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.5$)

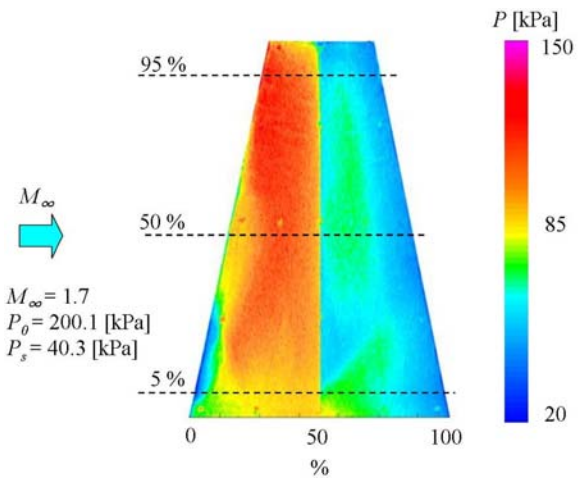


(a) 翼表面圧力分布

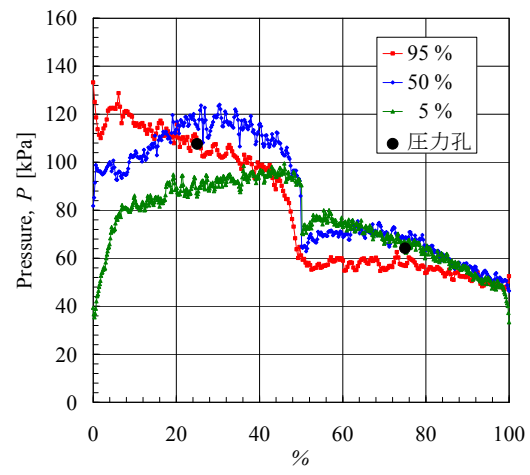


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-12 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.6$)

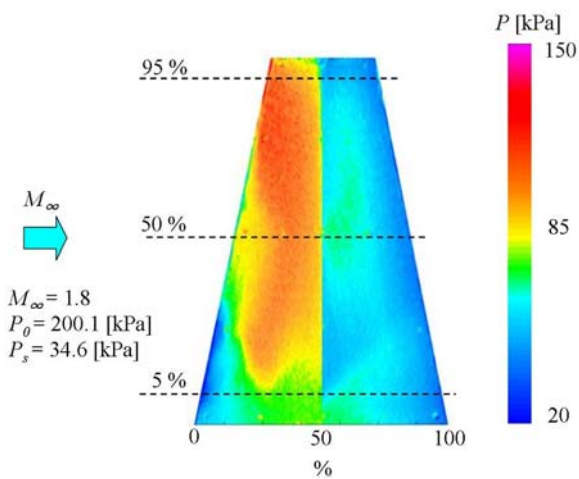


(a) 翼表面圧力分布

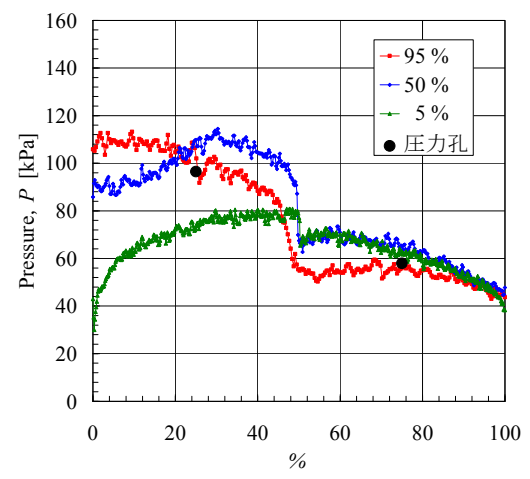


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-13 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.7$)



(a) 翼表面圧力分布



(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-14 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.8$)

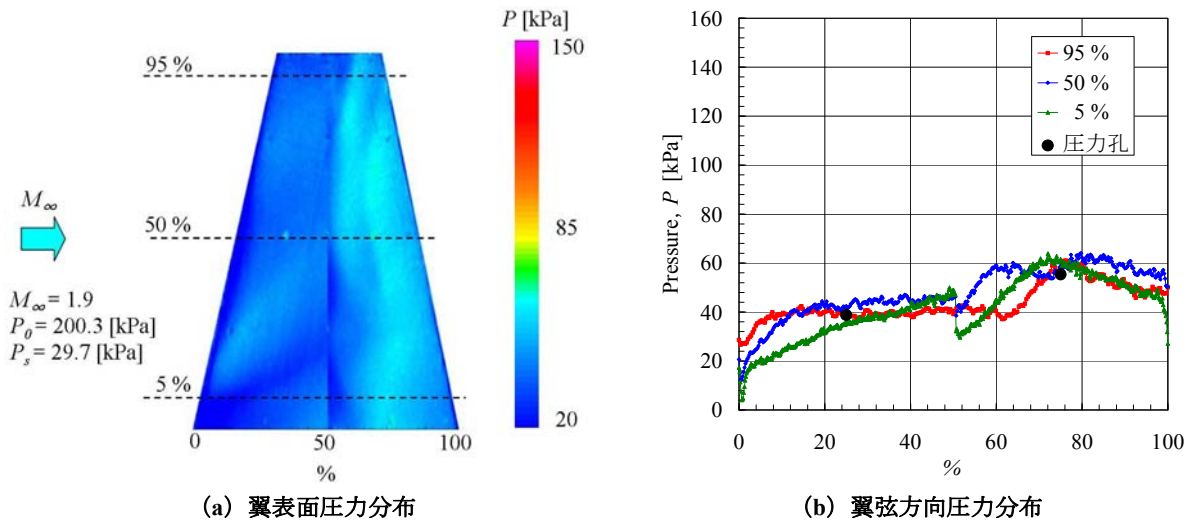


図 3-15 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.9$)

3.4.2 翼端板効果

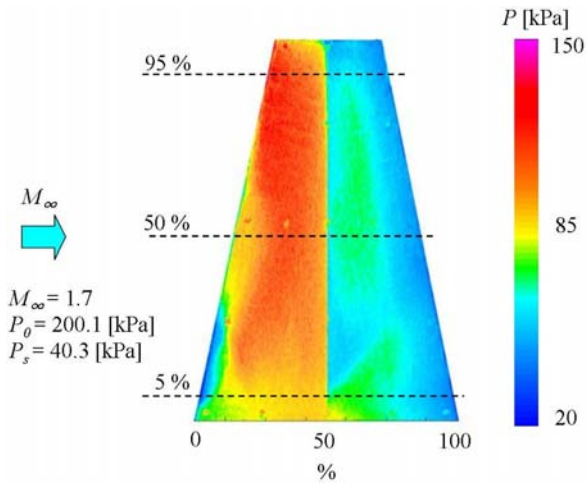
3.4.2.1 始動特性に与える影響

不始動時における翼端板の影響を調べるために、 $M_\infty=1.7$ で計測した翼端板なしの翼表面圧力分布画像と、翼弦方向圧力分布を図 3-16 に示す。また type-A の翼表面圧力分布画像と、翼弦方向圧力分布を図 3-17 に、type-B の翼表面圧力分布画像と、翼弦方向圧力分布を図 3-18 に各々示す。一方、始動時における翼端板の影響を調べるために、 $M_\infty=1.9$ で計測した翼端板なしの翼表面圧力分布画像と、翼弦方向圧力分布を図 3-19 に示す。また、type-A の翼表面圧力分布画像と、翼弦方向圧力分布を図 3-20 に、type-B の翼表面圧力分布画像と、翼弦方向圧力分布を図 3-21 に各々示す。

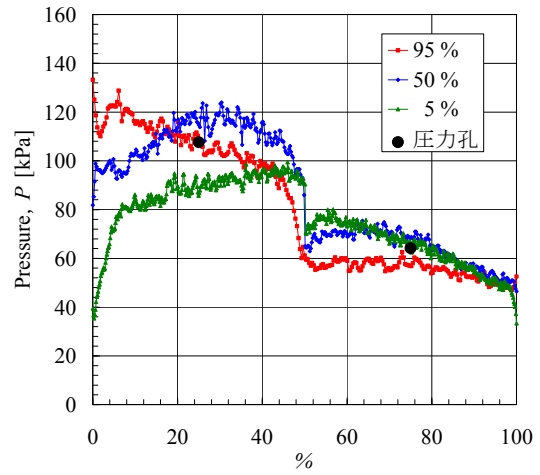
$M_\infty=1.7$ の 3 つ翼形状についての 5 % と 50 % の翼弦方向圧力分布を比較すると、圧力分布に大きな違いは現れていない。従って、始動時の $M_\infty=1.7$ では翼根側から翼幅方向 50 % までは翼端板の影響が小さいといえる。図 3-16 (b) と図 3-18 (b) の 95 % 位置に注目すると、翼端板なしに比べ type-B では圧力が高くなっていることが確認できる。これは、翼端板なしでは翼端から流れ出しが起こるが、type-B では翼端全体が閉じられたために、流れ出しが妨げられ圧力が高くなったと考えられる。

図 3-19 から図 3-21 の結果から、翼端板なしと、type-A では始動しているのに対し、type-B では不始動状態であることが確認できる。これは、翼端板により翼端からの流れ出しが妨げられることで、始動が遅れていると考えられる。一方、type-A でも翼端板により翼弦方向 50 % から 100 % 位置が閉じられ流れ出しが妨げられている。しかし、type-A と翼端板なしの圧力分布を比較すると、翼端で翼端板からのマッハコーンは見られるが、それ以外の領域では圧力分布に大きな違いがない。以上より、翼端板によって前縁から 50 % 位置までの流れ出しが妨げられることで始動が遅れることが確認できる。

次に、図 3-17 と図 3-20 の結果から翼端板の前縁から生じる衝撃波の強さの違いについて考察する。図 3-22 は CFD 計算により得られた type-A の $M_\infty=1.7$ と $M_\infty=1.9$ の翼表面圧力分布と翼表面流れの翼端部を拡大したものである。図 3-22 の (a)、(b) はそれぞれ、図 3-17 (a) と図 3-20 (a) に対応している。図 3-22 より、 $M_\infty=1.7$ の不始動時に翼端板前縁から強い衝撃波が発生し、 $M_\infty=1.9$ の始動時には翼端板前縁から発生している衝撃波は、不始動時に比べ非常に弱くなっていることがわかる。この違いは、翼間で生じている横流れの違いにより生じると考えられる。不始動時は、図 3-22 (a) からわかるように、翼端部の表面において強い横流れが生じている。そのため、流れは翼端板の前縁に大きな角度を持った状態であるため、翼端板前縁から強い衝撃波が発生している。一方、始動時は図 3-22 (b) のように、翼端付近の横流れは小さく、主流方向に流れているとわかる。そのため、流れは翼端板に対し平行に近い角度であたり、不始動時に比べ衝撃波が弱くなる。

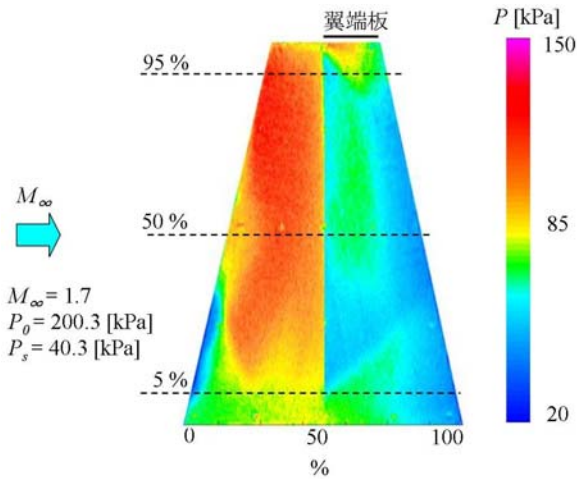


(a) 翼表面圧力分布

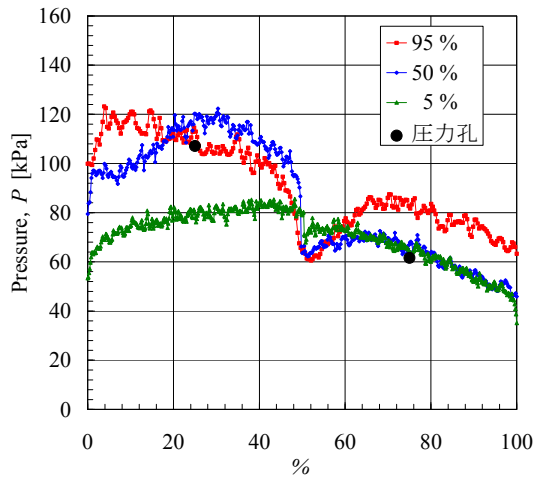


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-16 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.7$, 翼端板なし)

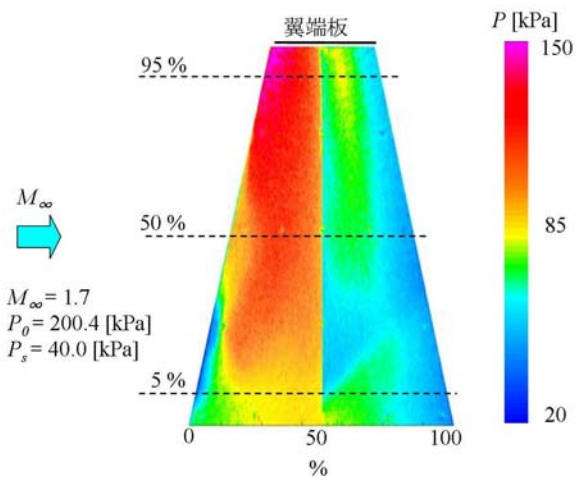


(a) 翼表面圧力分布

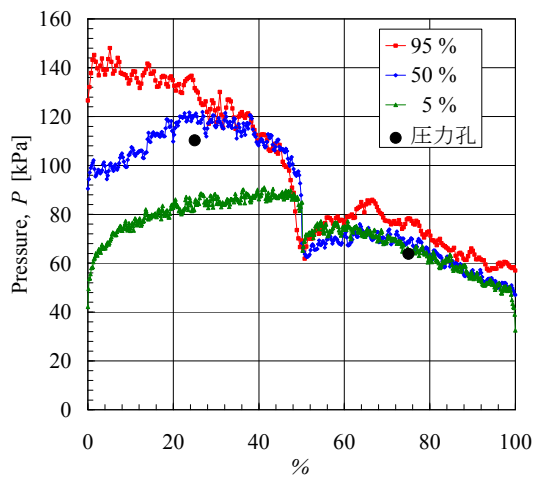


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-17 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.7$, type-A)

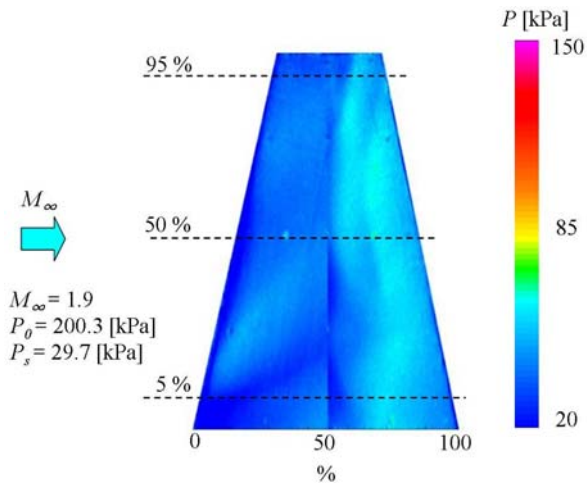


(a) 翼表面圧力分布

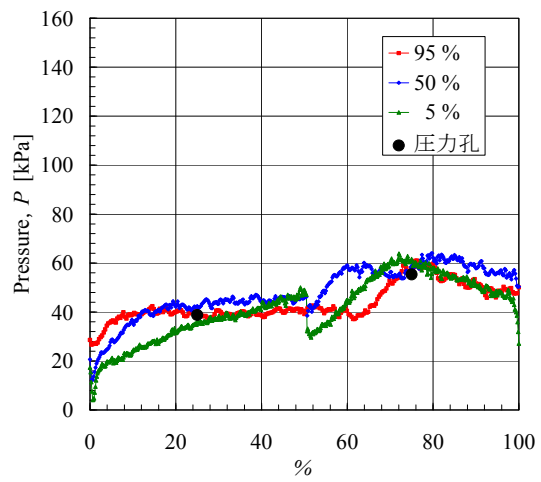


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-18 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.7$, type-B)

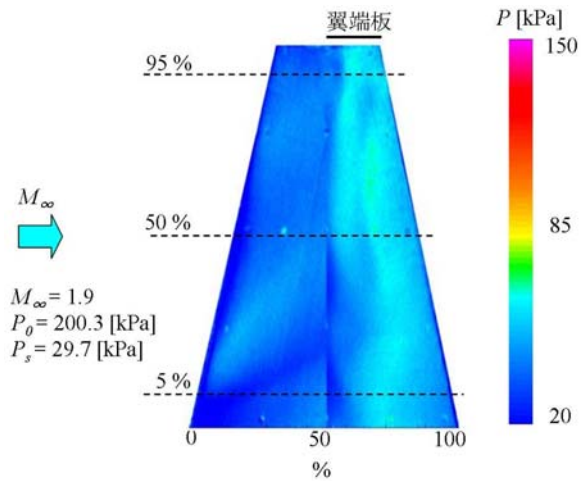


(a) 翼表面圧力分布

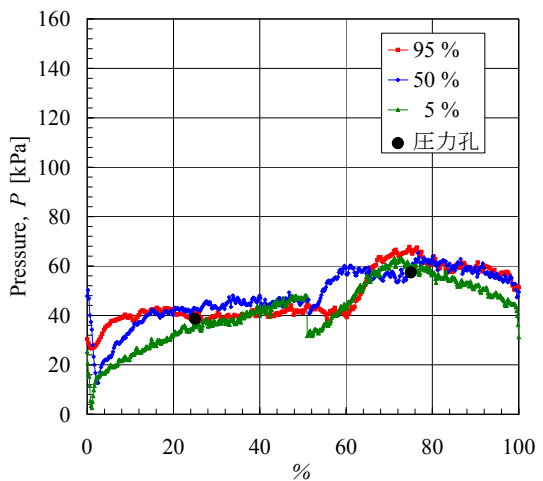


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-19 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.9$, 翼端板なし)

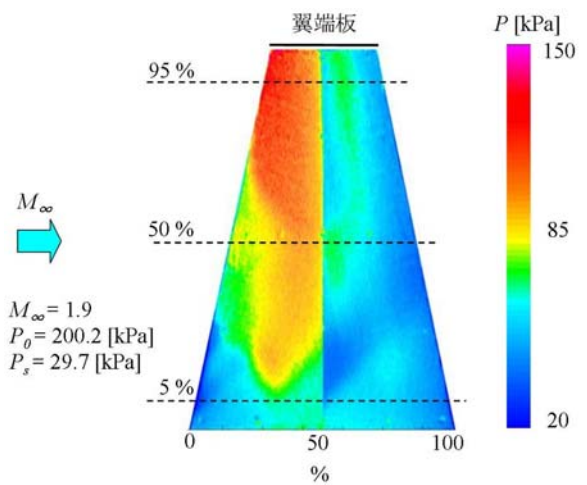


(a) 翼表面圧力分布

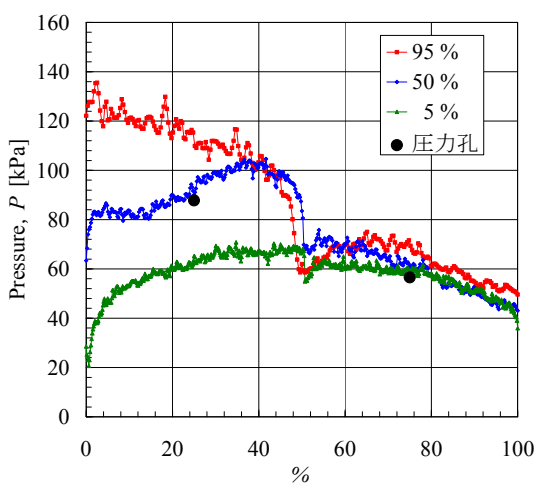


(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-20 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.9$, type-A)



(a) 翼表面圧力分布



(b) 翼弦方向圧力分布

図 3-21 翼表面圧力分布および翼弦方向圧力分布 ($M_\infty=1.9$, type-B)

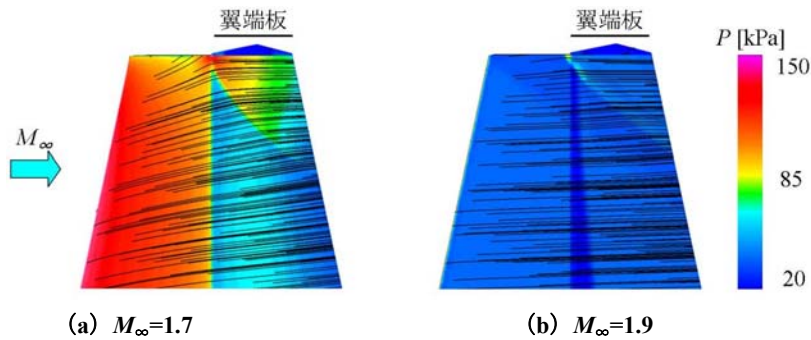


図 3-22 CFD 計算による type-A の翼表面圧力分布と翼表面の流れ（翼端拡大図）

3.4.2.2 空力性能に与える影響

表 3-5 にマッハ数に対する抗力係数 C_d 値の一覧を示す。抗力係数は翼端板も含んだ値である。ただし、円盤部は含んでいない。図 3-23 には表 3-5 をグラフ化したものを示す。

図 3-23 より、翼端板なしと type-A は、 $M_\infty=1.803$ から $M_\infty=1.810$ の間で始動し、翼端板なしと type-A では始動マッハ数に違いが無いことが確認できた。一方、type-B は $M_\infty=1.850$ から $M_\infty=1.860$ の間で始動し、翼端板なし、および type-A に比べ始動マッハ数が 0.05 程度大きくなることが分かった。

表 3-5 において翼端板なしと type-A の C_d 値を比較すると、始動時では type-A は翼端板なしに対して 0.005 大きい、不始動時では 0.001 程度しか変わらないことがわかる。

始動時に比べて不始動時の C_d 値の差が小さくなる理由としては 2 つ考えられる。1 つ目は 3.4.2.1 節で述べたように、翼端板前縁から発生する衝撃波が翼面の下流側にあたることで、推力方向の力として働くことになり翼端板による抵抗増加を抑えていると考えられる。次に 2 つ目の理由について説明する。図 3-24 と図 3-25 はそれぞれ $M_\infty=1.7$ と 1.9 の翼端板周りの空間圧力分布の拡大図である。(a) は 50 % 位置（翼間中央）、(b) は 25 % 位置、(c) は翼面の近傍である。破線は翼の外形を表しており、黒の三角形が翼端板の断面、図の上側が翼の外側、下側が翼間である。翼端板外側の流れ場を見ると、 $M_\infty=1.7$ と 1.9 の時で翼端板外側の圧力が異なっていることがわかる。 $M_\infty=1.9$ では、主流が翼端板に当たることで、翼端板の上流側で圧縮波が発生し圧力が高くなっている。また、翼端板の下流側では膨張波が発生し、上流側に比べ圧力が低くなっていることがわかる。このように、上流側で圧力が高く、下流側で低くなり圧力差が生じることで、翼端板は大きな抵抗を生み出している。一方、 $M_\infty=1.7$ では、上流側と下流側で圧力の差がわずかしかなることがわかる。 $M_\infty=1.7$ では翼間の横流れによって、流れが角度を持って翼端板にあたることで、翼端板の外側に膨張波が生じ翼端板の上流側の圧力が低くなる。そのために翼端板による抵抗の増加が、最小限に抑えられていると考えられる。

以上より、type-A は翼端板の厚みなどを理想的に設計することで、不始動時には翼端板自身の抵抗を相殺し、さらに衝撃波を翼の下流側にあて推力とすることで、翼端板なしと同程度の抵抗値となることが可能であると考えられる。

表 3-5 マッハ数に対する C_d 値の一覧

マッハ数 M_∞	翼端板なし	type-A	Type-B
1.5	0.2241	0.2252	0.2271
1.6	0.2126	0.2135	0.2160
1.7	0.2009	0.2016	0.2052
1.8	0.1823	0.1824	0.1924
1.803	0.1793	0.1800	—
1.81	0.1181	0.1229	—
1.82	0.1176	0.1224	0.1888
1.84	0.1167	—	0.1840
1.845	—	—	0.1816
1.85	—	—	0.1800
1.86	—	—	0.1202
1.9	0.1144	0.1190	0.1186

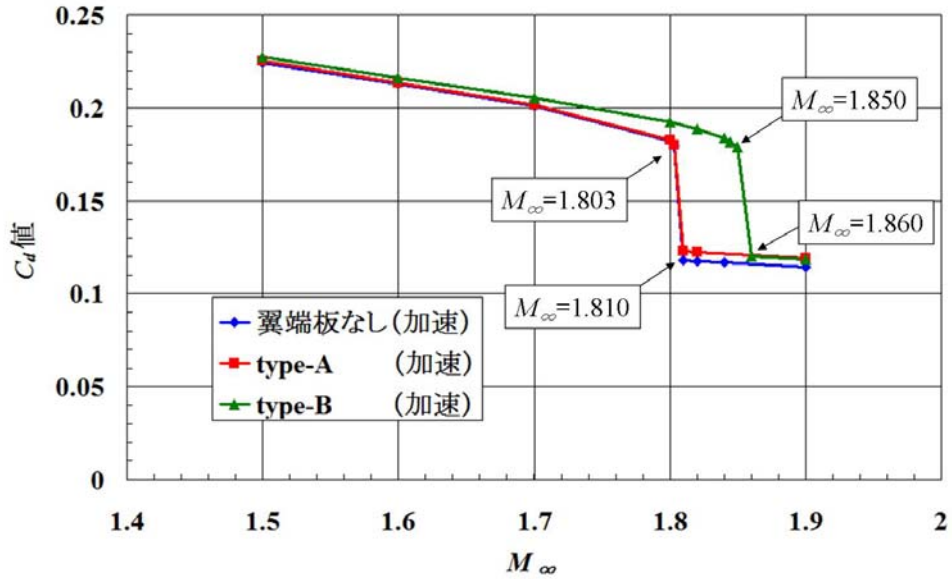


図 3-23 マッハ数に対する C_d 値の履歴

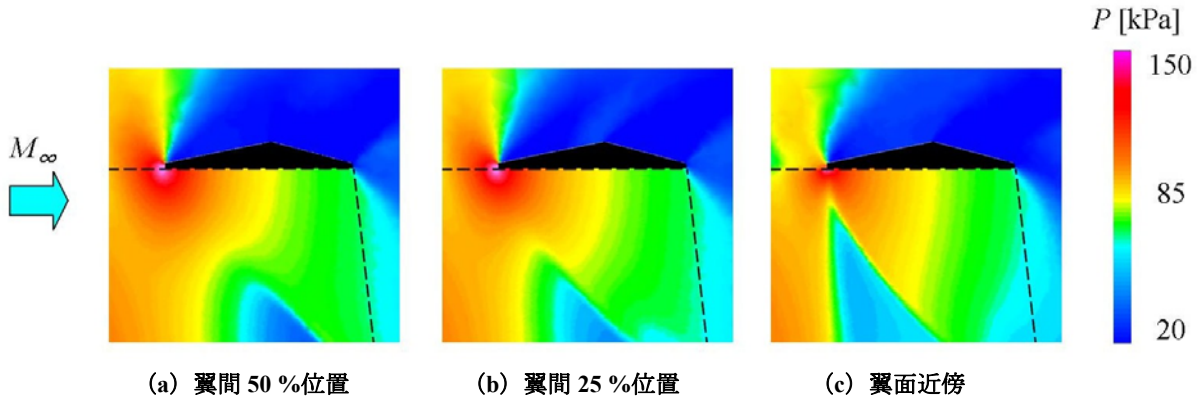


図 3-24 翼端板 (type-A) 周りの空間圧力分布 ($M_\infty=1.7$)

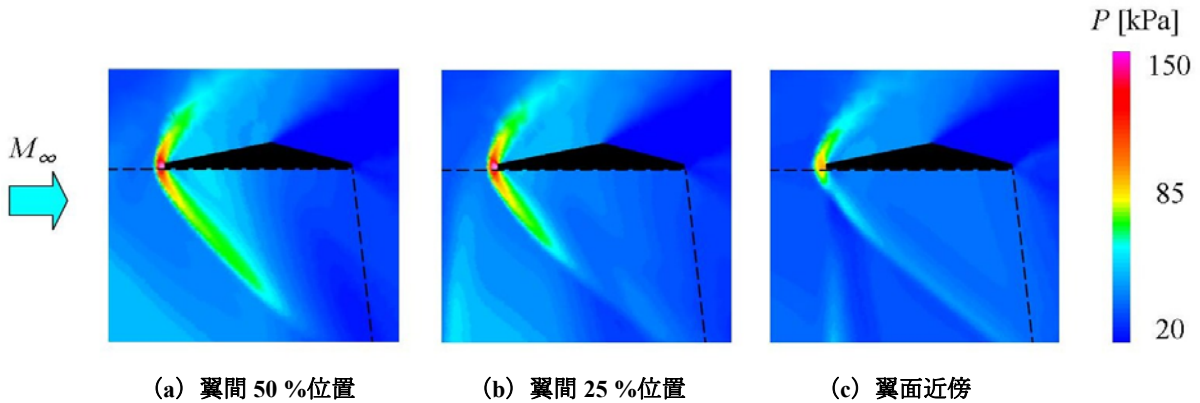


図 3-25 翼端板 (type-A) 周りの空間圧力分布 ($M_\infty=1.9$)

3.5 まとめ

本研究では、PSP 計測結果を用いてテーバ型超音速複葉翼の始動特性について検証した。検証の結果、テーバ翼は翼根側から始動し、 $M_\infty=1.9$ で始動することが確認された。また、PSP 計測により翼端板なし、type-A、type-B の 3 種類の圧力分布を調べることで、翼端板なしと type-A では、始動マッハ数に大きな違いはないが、type-B では始動しにくくなるということが明らかになった。さらに CFD 計算により風洞実験では計測できない細かなマッハ数について計算を行

うことで、より詳細に翼端板の効果の検証を行った。その結果、翼端板なしと type-A は、ともに $M_\infty=1.803$ から 1.81 の間で始動し、一方 type-B は $M_\infty=1.850$ から 1.860 の間で始動することがわかり、始動マッハ数が約 0.05 違うことが明らかになった。また、翼端板なしと type-A では、不始動状態の時には抗力係数にほとんど差がないことが確認された。この理由は、type-A では、翼間で生じた横流れが翼端板にあたることで、翼端板の内側には強い衝撃波を発生させ、外側には膨張波を発生させたためである。内側で発生した衝撃波は翼面の下流側にあたることで推力方向への力として働き、外側で発生した膨張波により翼端板外側の上流側と下流側の圧力差を減少させ翼端板による抵抗増加を最小限に抑えるように働いたため、翼端板なしとの抗力係数の差が小さくなったと考えられる。

以上より、テーパ翼の始動特性について理解することができた。また、翼端板が始動過程に与える影響は、翼端全体を閉じることで始動マッハ数が約 0.05 増加することが明らかとなった。また、不始動状態に限れば、翼端板なしと翼端の 50% から 100% を閉じる翼端板では始動マッハ数、抵抗ともに大きな違いがないことが確認された。

参考文献

- [1] 藤園 崇, 大山 創史, 永井 大樹, 大林 茂, 浅井 圭介, "超音速複葉翼の始動過程に対する 3 次元性の影響," 日本航空宇宙学会北部支部, pp. 52-57, 2009.
- [2] Yonezawa, M., Yamashita, H., Obayashi, S., and Kusunose, K., "Sweep Effect in Three-dimensional Busemann Biplane," Third International Conference of Fluid Dynamics, Miyagi, pp.23-24, 2006.
- [3] Yonezawa, M., Yamashita, H., Obayashi, S. and Kusunose, K., "Investigation of Supersonic Wing Shape Using Busemann Biplane Airfoil," AIAA Paper, AIAA 2007-686, January 2007.
- [4] Yonezawa, M., Yamashita, H., Obayashi, S. and Kusunose, K., "Comparison of Shock Wave Interaction for the Three-dimensional Supersonic Biplane with Different Planar Shapes," Fourth International Conference of Fluid Dynamics, Sendai, pp.3-4, 2007.
- [5] Maruyama, D., Matsushima, K., Kusunose, K., and Nakahashi, K., "Aerodynamic Design of Three-dimensional Low Wave-drag Biplane Using Inverse Problem Method," AIAA paper, AIAA 2008-289, 2008.
- [6] T. Liu and J. P. Sullivan, "Pressure and Temperature Sensitive Paints," Springer-Verlag, Berlin, 2005.
- [7] Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 43, 2003, pp.769-783.
- [8] CATIA. Version 5.10, Dassault Systems 1994-2002.
- [9] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct surface triangulation using stereolithography data," *AIAA Journal*, Vol.40, No. 3, March 2002, pp.490-496.
- [10] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface triangulation for polygonal models based on CAD data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, Issue 1, May 2002, pp. 75-96.

第4章 バリスティックレンジを用いた超音速フリーフライト実験

4.1 はじめに

バリスティックレンジを用いたフリーフライト実験では一般的な風洞のようにスティングなどで模型を固定する必要がないため、模型から発生する圧力波のみを計測可能であり低ブーム性検証に非常に有用だと考えられる。そこで、バリスティックレンジを用いた超音速フリーフライト実験用の複葉翼模型及び翼胴模型の設計を行い、実験に適した形状を検討した。

複葉翼実験模型の設計では複葉翼単体の低ブーム性検証を目的とし、3次元CFD解析を用いて超音速流中における実験模型の抵抗値、ソニックブーム波形の解析を行い形状の検討を行った。このとき、主な設計項目としてチョーク特性及び衝撃波干渉に大きな影響を与える翼前縁からの翼端板位置を検討した。また、翼胴模型の設計では胴体先端形状修正による低ブーム性の検証を目的とし、胴体先端形状の違いによるソニックブーム波形の変化及び胴体が複葉翼に与える影響に着目し、形状の検討を行った。

4.2 数値解析手法

CFD解析には、3次元非構造格子流体ソルバーであるTAS code (Tohoku University Aerodynamic Simulation code)[1]を用いてEuler計算を行った。その際、飛行マッハ数1.7、迎え角 0° の巡航状態で計算を行った。また、定常計算のみではなく、加速時の流れ場を模擬するために外部境界のマッハ数を少しずつ変えながら、前のマッハ数での計算結果を次のマッハ数の初期条件とした準定常計算も行った。計算格子は、非構造格子生成ツールであるEdge Editor[2]及びTUTETRAGRID[3]を用いて作製し、翼間での衝撃波干渉及び胴体から発生する衝撃波を捕らえられるように模型近傍の格子を細かく設定した。また、波形パラメータ法[4]を用いて模型から発生するソニックブームを予測した。なお、波形パラメータ法の入力である近傍場圧力波形は翼間中心位置から機体軸直下2機体長下での圧力分布を用い、飛行マッハ数1.7の巡航状態で計算を行った。

4.3 複葉翼模型の設計及び実験結果

4.3.1 複葉翼実験模型

実験で用いる模型の基本形状を図4-1に示す。模型形状は、Busemann複葉翼の上下翼を理想的な複葉翼衝撃波干渉が発生する位置に保つために翼端板を設けており、翼端板前縁のくさび角は飛行マッハ数付近で離脱衝撃波が発生しないように約14度とした。模型断面にはマッハ数 $M_\infty = 1.7$ で前縁から発生した斜め衝撃波の屈折と境界層の厚さを考慮し、他方の翼の頂点位置に当たるように設計したBusemann複葉翼(図4-2)を採用した。翼間距離および翼の最大厚みは、それぞれ $h/c = 0.52$ 、 $t/c = 0.05$ に設定した。また、実験模型の実寸はバリスティックレンジ加速管の管径寸法の制約から翼弦長 $c = 23$ mm、翼間距離 $h = 12$ mm、翼幅 $s = 23$ mmとした。

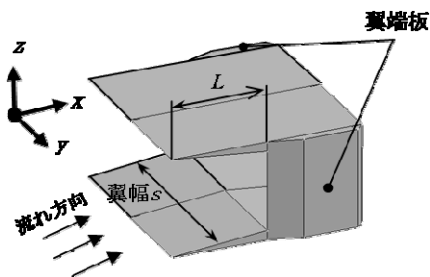


図4-1 葉翼基本形状

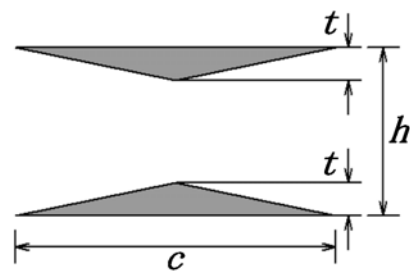


図4-2 Busemann 複葉翼翼模型断面

複葉翼実験模型を設計する際に一番問題になったのがチョークの回避である。複葉翼のソニックブーム低減効果を正しく検証するため、翼間で流れがチョークせず、始動している必要がある。しかし、超音速複葉翼は加速過程において設計マッハ数に達する前に不始動をおこしてしまうと、設計マッハ数に達してもチョークしたまま始動しないというヒステリシス現象[5]を持っている。そのため、フリーフライト実験での加速過程を考慮すると設計マッハ数で流れがチョークすると予想される。そこで、ヒステリシス現象について検証し、チョーク回避を試みた。その際、翼間での圧力分布によりチョーク特性に大きな影響を及ぼすと考えられる翼端板の位置を設計パラメータとした。

4.3.2 単葉翼実験模型

Busemann 複葉翼のソニックブーム低減効果を確認するため、比較対象として単葉翼実験模型形状を検討した (図4-3). 模型の翼部分は、複葉翼模型と同体積になるよう翼厚比 $t/c = 0.01$ のダイヤモンド翼型を用い、複葉翼模型と同様に矩形翼とした。また、翼端板についても複葉翼模型と同形状とした。

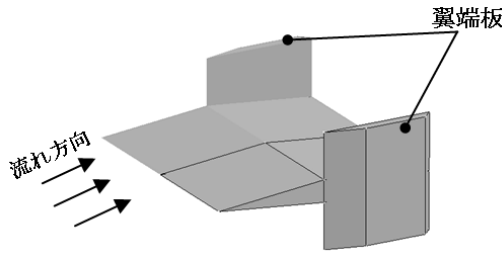


図 4-3 単葉翼模型形状

4.3.3 解析結果

4.3.3.1 チョーク現象

フリーフライト実験での加速過程を模擬しヒステリシス現象を検証するため、翼端板位置 L/c を設計パラメータとしてCFDによる準定常計算を行なった。図4-4に準定常計算による各マッハ数での抵抗係数を示す。

図4-4をみると翼端板位置0.25形状では、準定常計算は定常計算に比べ、抵抗係数が大幅に増加していることが分かる。これはヒステリシス現象によるもので、図4-5に示すように定常計算ではチョークが発生しないが、準定常計算ではチョークが発生し、大きな造波抵抗が生じたためである。また図4-4より、翼端板位置が0.35, 0.5の時以外はマッハ数1.5, 1.6でマッハ数1.7の単葉翼模型の抵抗係数よりも大きい値となっている。マッハ数1.7では、翼端板位置0.3, 0.35, 0.5で、単葉翼模型の抵抗係数を下回っている。しかし、0.3, 0.35ではマッハ数1.7からずれると、急激に抵抗係数が増加する。そのため、実験での飛行マッハ数の誤差を考慮すると、実験模型には翼端板位置0.5形状を採用するのが望ましいといえる。

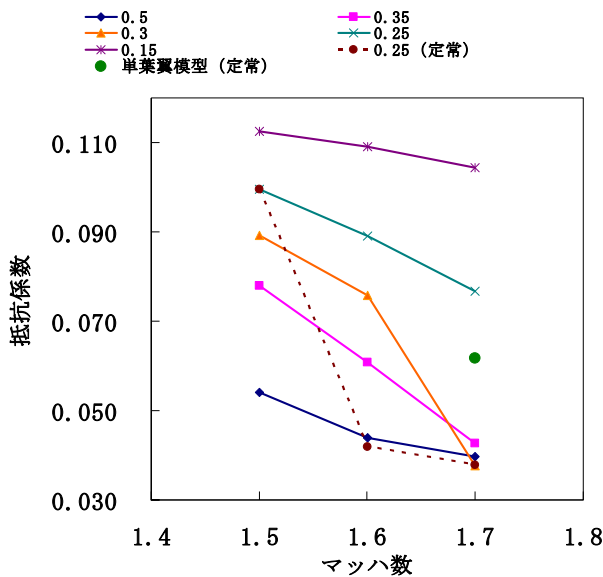


図 4-4 各マッハ数での抵抗係数の比較

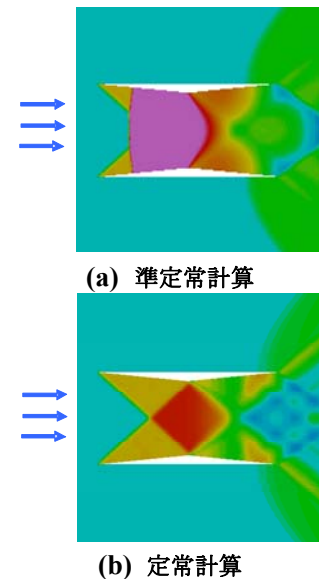


図4-5 翼端位置0.25形状の C_p 分布 ($y=0$: 対称面)

4.3.3.2 翼前縁に厚みのある複葉翼模型形状

実験模型は機体長さが23 mmと小さく、模型製作の都合上、翼の前縁及び後縁に厚みを持たせる必要がある。本実験模型では加工費の面から複葉翼模型と単葉翼模型ともに翼前縁及び後縁に0.3 mmの厚みを持たせた。その後、CFD計算を行い、前縁及び後縁に厚みを持たせた事により複葉翼の衝撃波干渉へどのような影響があるかを検討した。図4-6 (a) に翼間距離修正前、図4-6 (b) に翼間距離修正後の $y=0$ 断面 (対称面) の C_p 分布を示す。

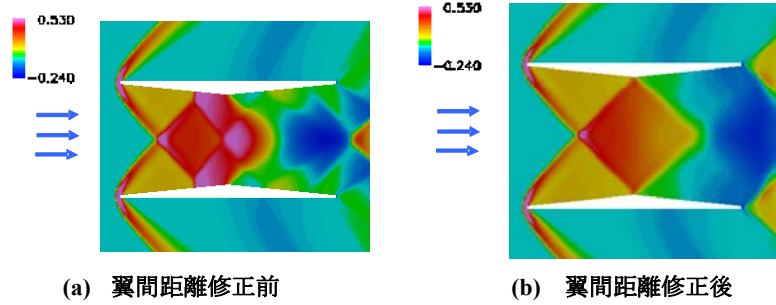


図 4-6 翼前縁及び後縁に厚みを持たせた形状の C_p 分布

図4-6 (a) の結果から、翼前縁では離脱衝撃波が発生している。この衝撃波が理想的な干渉を行うには、反対の翼中央の頂点で反射する必要があるが、離脱衝撃波は翼頂点前方で反射し、翼間に高圧領域を発生させている。そこで、翼前縁からの離脱衝撃波が翼の頂点に当たるように翼間距離を修正した。図4-6 (b) より、翼間距離を修正したことによって翼前縁からの離脱衝撃波がほぼ翼の頂点付近に当たっていることが分かる。修正前と比べ、翼前縁から発生する離脱衝撃波の翼頂点前方での反射がなくなり、その影響による高圧領域が消滅している。

翼間距離変更後の複葉翼模型及び単葉翼模型を図4-7に示す。また、機軸から2機体長下方の近傍場圧力波形を入力として、波形パラメータ法を用いて圧力計測位置（機軸から下方337 mm）でのブーム波形を求めた。その結果を図4-8に示す。

図4-8より、複葉翼模型は単葉翼模型に比べ、先端ピーク圧が約30% 減少している。複葉翼の翼前縁に厚みを持たせた形状でも、単葉翼模型に比べ、ピーク圧を低減できることが分かった。

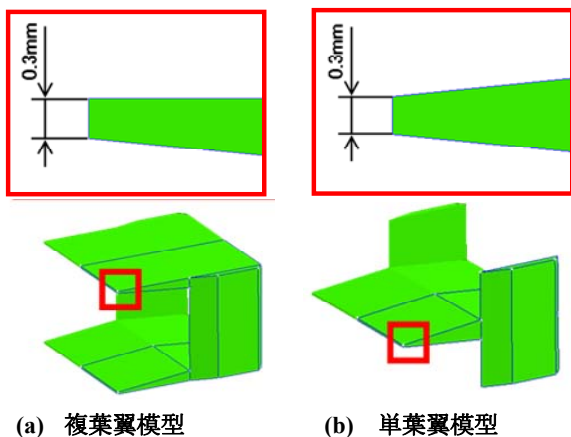


図 4-7 実験模型

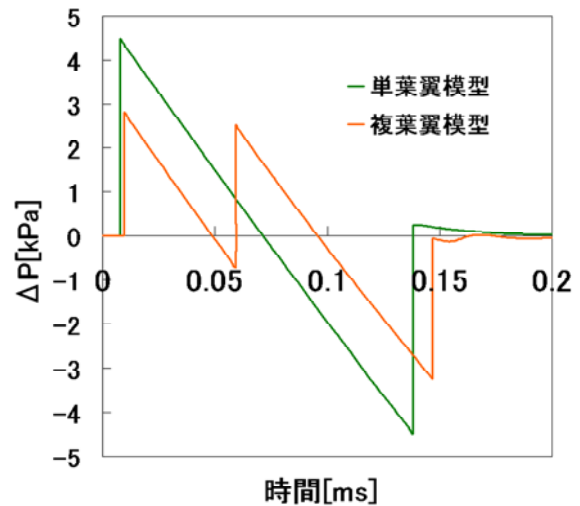


図 4-8 圧力計測部での圧力波形

4.3.4 実験

4.3.4.1 実験内容

バリスティックレンジを用いたフリーフライト実験を行い、同体積の複葉翼模型及び単葉翼模型の近傍場圧力波形を計測して比較を行う。実験は名古屋大学電離気体力学研究室に設置されているバリスティックレンジ[6] を用いて実験を行った。本実験に用いた実験設備を図 4-9 に示す。

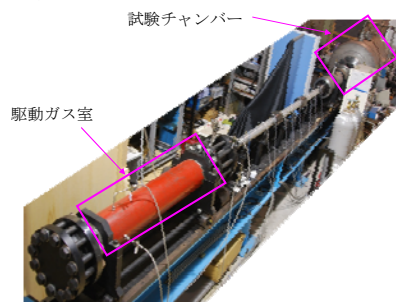


図 4-9 バリスティックレンジ

使用したバリスティックレンジは管断面形状が正方形のため模型がロール方向に回転しにくいという利点がある。このため、超音速複葉翼のような非軸対称物体のフリーフライト実験に適している。実験では図 4-9 の駆動ガス室に圧縮ヘリウムを 2.1 MPa まで充填し、試験チャンバー内の圧力を 60 kPa まで減圧させ実験模型をマッハ数 約 1.7 で飛行させた。そして、飛行経路から下方 337 mm 位置での圧力波形を計測した。

4.3.4.2 計算結果と実験結果の比較

計算結果と実験結果の比較を行った。図 4-10 に実験より得られたシャドウグラフ及び CFD の計算結果を示す。なお、CFD 計算は迎え角 -3° 、マッハ数 1.74 の実験条件に合わせて行った。図 4-10 (a) より複葉翼模型は設計どおりチョークが発生しておらず、複葉翼の低ブーム性要因である衝撃波干渉が確認できた。また、実験結果と計算結果を比較すると、衝撃波及び膨張波位置がほぼ一致し、CFD 計算結果の妥当性が確認できた。

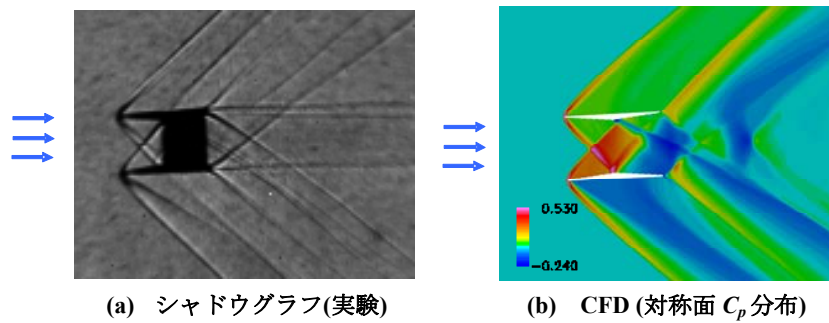


図 4-10 複葉翼の衝撃波干渉

4.3.4.3 各実験で計測した圧力波形の比較

Busemann 複葉翼の設計迎え角である 0° 付近（シャドウグラフから判断）で飛行した圧力波形と波形パラメータ法で推算した圧力波形を図 4-11 に示す。また、図 4-12 に参考のため、模型の迎え角が -3° での複葉翼模型とサボの分離距離を示す。図 4-11 より、計測した波形（図中の赤線）は 2 つの正のピークをもっており、波形パラメータ法で推算した波形の形とほぼ一致する。しかし、図 4-11 の 2 つ目の負のピークの直後に強い衝撃波が発生している。これは、サボから発生した衝撃波が模型から発生した膨張波と干渉しているためで、サボと模型の分離距離が十分でなかったからである。

そこで、分離距離を長くするためサボの軽量化を行い、飛行実験を行った。図 4-13 に計測した圧力波形と波形パラメータ法で推算した圧力波形を示し、図 4-14 に複葉翼模型とサボの位置関係を示す。

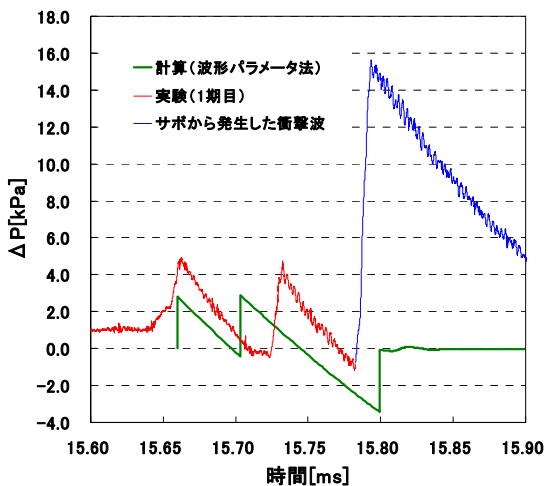


図 4-11 計測した圧力波形

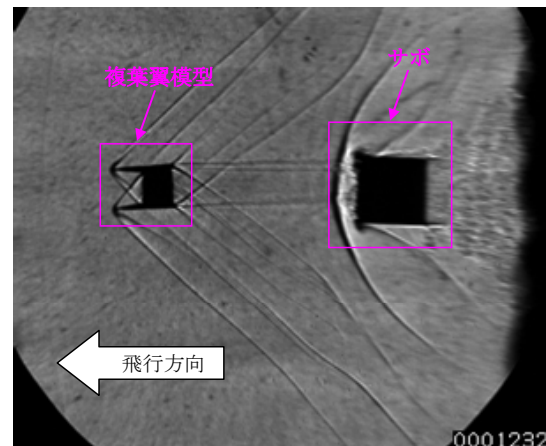


図 4-12 複葉翼模型とサボの位置関係
(シャドウグラフ)

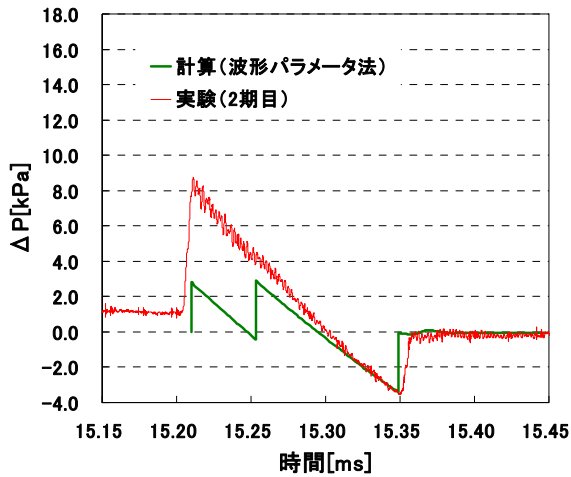


図 4-13 サボ軽量化後に計測した圧力波形

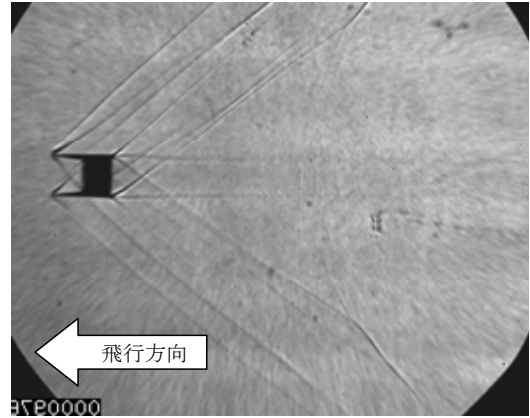


図 4-14 サボ軽量化後の複葉翼模型とサボの位置関係 (シュリーレン画像)

図 4-13 より、負のピークが確認でき、その直後に強い衝撃波が発生していない。また、図 4-14 より可視化範囲にサボが写っておらず、サボ軽量化前に比べ、分離距離が長くなっている。これは、サボの軽量化によってサボとの分離距離を長くすることができ、模型から発生する衝撃波のみを計測できたと考えられる。

ここで、図 4-11 と図 4-13 の計測した圧力波形 (図中の赤線) を比較すると、サボ軽量化前とサボ軽量化後で、圧力波形の形と先端ピーク圧が大きく異なる。圧力波形の形は、サボ軽量化前では正のピークが 2 つあるが、軽量化後では N 型になっている。この圧力波形の違いの原因を考えるために実験模型の翼前縁カット部から発生する衝撃波を先頭波面として、模型から圧力センサへの伝播経路 (波線) を求めた。図 4-15 にその結果を示す。また、図 4-16 に波形パラメータ法を用いて計算した迎え角による圧力波形の違いを示す。

図 4-15 に示すように圧力センサが検知する圧力波形は、シュリーレン可視化範囲から約 260 mm 下流の位置のものであった。即ち、シュリーレン可視化範囲で若干の迎え角しかついていない場合でも、下流ではさらに大きな迎え角がつく可能性があるわけである。仮に、模型に正の迎え角がついているとすれば、迎え角が大きくなるにつれ、図 4-16 のように 2 つ目の衝撃波が統合し、ある迎え角で圧力波形が N 型になる。また、先端ピーク圧は迎角 0 度の場合より強くなることから図 4-13 のサボ軽量化後の実験結果と一致する。これらのことから、サボ軽量化後の実験結果から得られた N 型圧力波形は、シュリーレン可視化範囲の下流で大きな迎え角をもった複葉翼模型から発生した圧力波を計測した可能性が高い。

以上をまとめると、サボ軽量化前とサボ軽量化後の圧力波形の違いの原因は、模型の迎え角によるものだと考えられる。今回の模型設計にあたっては飛行時間が非常に短いため、安定性については考慮しなかった。しかし、サボ分離が常に安定な状態で起こるわけではないので模型の静安定性が悪いと姿勢変化を助長する可能性がある。

サボ軽量化前の実験結果については、波形パラメータ法による推算結果と同じく 2 つの正のピークをもっているが、サボ軽量化後の実験結果と同様にシュリーレンの可視化範囲外のため圧力センサで計測される模型の飛行状態を観測することができない。また、模型から発生する膨張波とサボから発生する強い衝撃波が干渉しているため、低ブーム性を検証するための信頼性の高い圧力波形とはいえない。

以上より、まだ満足いく圧力波形がとれていないので、次の実験への改善点を提言する。

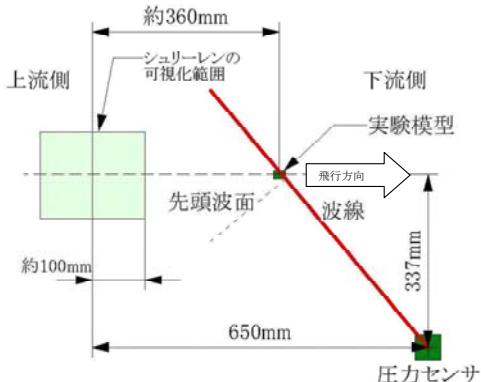


図 4-15 模型から発生する衝撃波の伝播経路

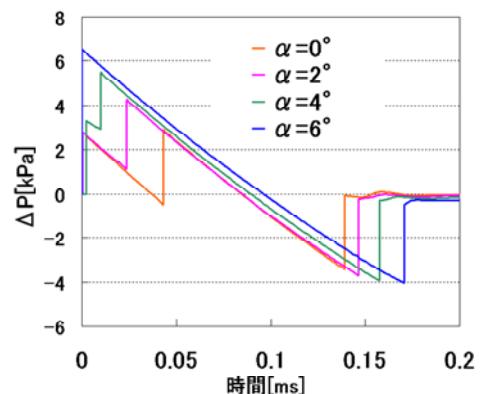


図 4-16 迎え角による圧力波形の違い

4.3.4.4 改善点

複葉翼の低ブーム性を検証するには、再度実験を行う必要がある。次回の実験を行う際の改善点を以下に示す。

(1) 実験模型の姿勢安定性の改善

複葉翼模型は計 19 回の飛行実験を行った。しかし、ほぼ水平に飛行したと思われるケースは 3 ケースであった。同じバリスティックレンジを用いて行った胴体模型の飛行実験では、3 ケース中 2 ケースがほぼ水平に飛行し、姿勢の安定性が高いことが確認されている。胴体模型の重心位置は機体先端から 50% であり、複葉翼模型の 57% に対し前にあり、またサボとの接触面も機軸方向に長く確保できるためだと考えられる。複葉翼模型も重心位置及びサボとの接触面を考慮して再設計する必要がある。

(2) シュリーレン可視化範囲の変更

現在の可視化範囲では、圧力センサが検知する模型の状態を観測することができない。そのため、可視化位置をより下流側に変更し、圧力計測を行う位置で可視化をする必要である。

(3) 実験模型の迎角測定方法の改善

現在、迎え角の測定には、シュリーレン画像のピクセル値から模型の傾き計算している。そのため、 $\pm 1.6^\circ$ の読み取り誤差がある。それに加え、カメラ取り付け等の誤差も考えられる。迎え角により圧力波形は大きく変化するため正確な測定方法が必要である。改善方法として Busemann 複葉翼の設計迎え角は 0° であるので、迎角 0° で飛行した際には上下で発生する圧力は対称であるはずである。このことから圧力センサを上下に取り付け、計測された圧力波形を比較することによって迎角を判断する方法が考えられる。

(4) 圧力計測のノイズ低減

図 4-11、図 4-13 から分かるように実験で計測した圧力波形には、ノイズがのっている。ノイズにより、模型から発生する圧力波形のピーク圧、立ち上がり時間、持続時間といった値を正しく計測することができない。特に、模型同士の圧力波形を比較する場合、ノイズが大きければ、両者の違いを比較するのが難しく、圧力センサの劣化、計測機器の配線、ケーブル端子の汚れ等に今後、注意を払い実験を行う必要がある。

4.4 翼胴型複葉翼模型の設計

4.4.1 実験模型基本形状

実験模型基本形状を図 4-17 に示す。胴体側面は、複葉翼の翼間干渉への影響が小さくなるよう平面としている。複葉翼の接続位置は、胴体先端から発生するマッハコーン内に複葉翼が収まるように配置し、翼間距離は翼前縁から発生した斜め衝撃波の屈折及び境界層厚さを考慮して設定した。また、胴体先端部は低ブーム化のため形状の修正を行い、それ以外の全長、最大胴体幅、最大高さ、複葉翼の寸法は全て固定した。

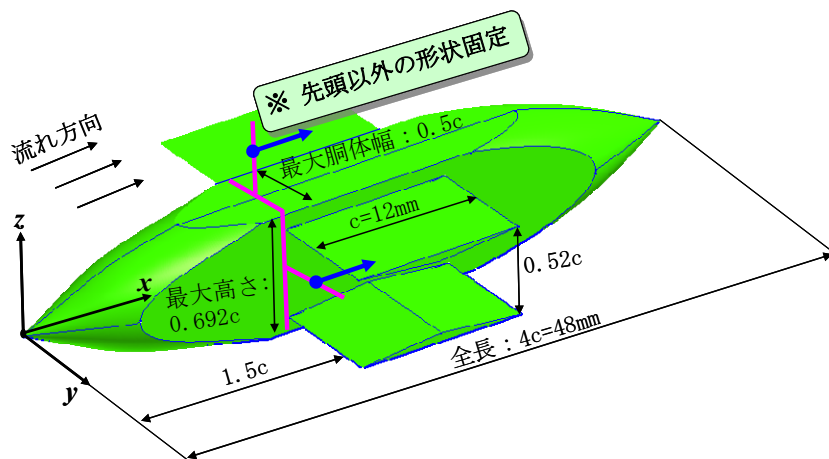


図 4-17 翼胴型複葉翼模型

4.4.2 胴体先端部形状

4.4.2.1 先端衝撃波強度の簡易推算法

胴体先端部形状には、複葉翼の影響を無視し、先端衝撃波強度の簡易推算法である First cut 法[7] を用いて衝撃波強度 ΔP を評価し、その結果から衝撃波強度の最小形状及び最大形状を採用した。まず、先端衝撃波強度の簡易推算法について述べる。ソニックブームを計算する手法として、波形パラメータ法が広く用いられている。しかし、この手法では近傍場圧力分布を求める必要があるため、オイラー方程式を解かなければならず、多くの計算資源が必要となる。そこで、より簡便にソニックブームの先端衝撃波強度を推算することのできる First cut 法を用いた。先端衝撃波強度 ΔP の推算式を以下に示す。

$$\Delta P = p_g \cdot k_r \cdot k_a \cdot \beta^{1/4} \cdot (h/L)^{-3/4} \cdot K_s \quad (4.1)$$

ここで、 h は飛行高度、 L は機体長、 k_r は反射率、 k_a は減衰係数で $k_a = K_A \cdot \sqrt{p_h/p_g}$ で定義される。 K_A は大気増幅係数、 p_g は地上大気圧、 p_h は飛行高度での大気圧、 β は $\sqrt{M^2-1}$ で定義され、 M はマッハ数である。 K_s は形状係数で以下の式で表される。

$$K_s = \sqrt{\int_0^{x_0} F(x) dx} \quad (4.2)$$

K_s は機体形状に依存する。 x は機体の先端を原点とし、機軸方向に測った距離であり、積分の上限 x_0 は $F(x)=0$ の根のうち、この積分に正の最大値を与える根である。ここで、式中の $F(x)$ は F 関数と呼ばれ以下の式で表される。

$$F(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{S''(\eta)}{\sqrt{x-\eta}} d\eta \quad (4.3)$$

$S(\eta)$ はマッハ面による機体の切断面を機体軸方向に投影した相当回転体の断面積で、 $S''(\eta)$ はその 2 階微分である。

4.4.2.2 胴体先端部形状の決定

次にこの簡易推算法を用いた胴体先端形状の決定方法について述べる。

胴体先端部形状の決定方法を図 4-18 に示す。胴体先端部は図 4-19 のように 3 個の自由な制御点 (6 個の変数) を持った B スプライン曲線で表現する。まず、ランダムサーチを用いて 6 個の変数値 (制御点) を選定する。その変数値を用いて、B スプライン曲線 (図中の実線) で胴体先端形状を表現し、胴体後方部形状 (図中の点線) は固定し胴体形状を定義する。その後、First cut 法 (式 (4.1)) を用いて先端衝撃波強度 ΔP を評価する。この操作を繰り返し行い、衝撃波強度の最小形状及び実験での比較対象として最大形状を求めた。なお、飛行条件としてマッハ数 1.7、飛行高度 60000 ft、機体長 202 ft (concorde 機体長) とした。その結果、図 4-20 のような胴体先端形状を持った機体形状が得られた。

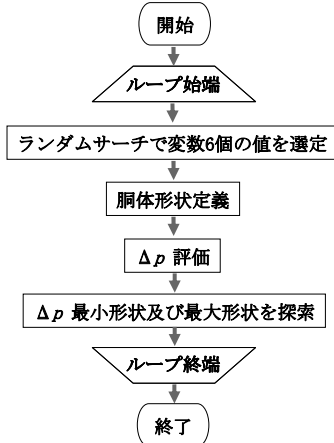


図 4-18 胴体先端形状の決定方法

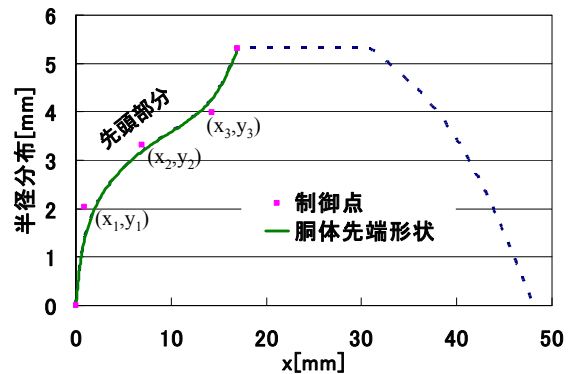


図 4-19 胴体形状の半径分布

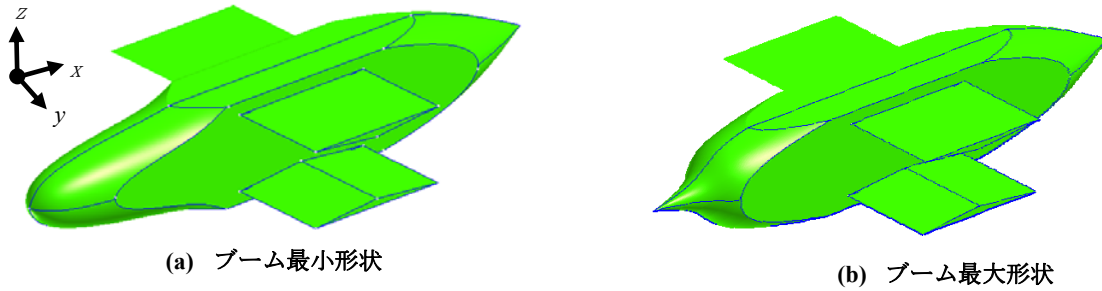


図 4-20 実験模型形状

4.4.3 胴体先端部形状の違いによるブーム波形への影響

前節で求めた2つの模型形状についてCFDによる圧力波形の検証を行った。図4-21に近傍場圧力波形（2機体長下）を比較して示す。そして、図4-22にマッハ数1.7、飛行高度60000ft、機体長202ftと仮定し、波形パラメータ法によって求めた地上でのソニックブーム波形を示す。

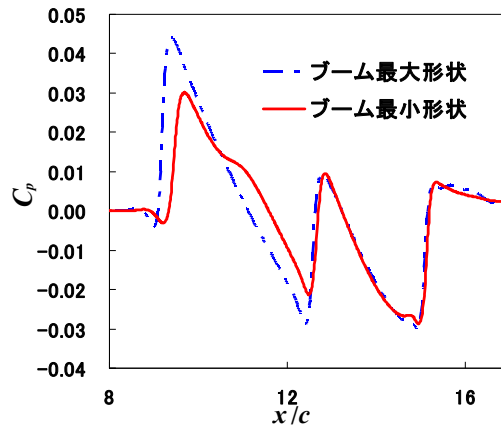


図 4-21 近傍場圧力分布

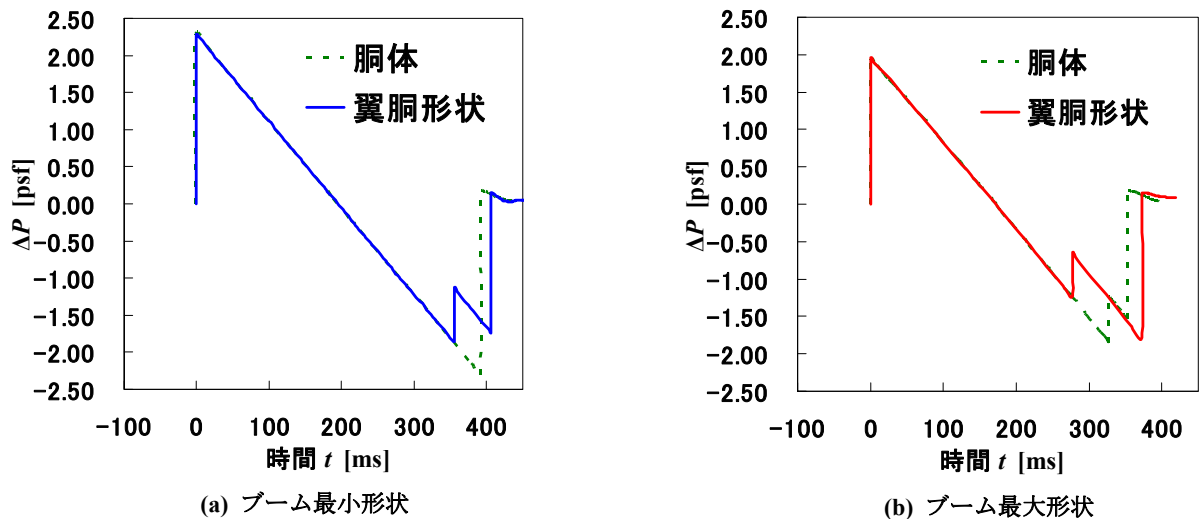


図 4-22 ソニックブーム波形の比較

図4-21より、ブーム最小形状はブーム最大形状に比べ、近傍場でピーク圧の減少が確認できる。また、図4-22のソニックブーム波形をみても、ブーム最小形状及びブーム最大形状の両者とも、翼胴形状と胴体みの先端ピーク圧はほぼ同じである。このことからブーム強度は胴体の影響が大きく、翼の影響が小さいことが分かる。また、翼胴形状での先端ピーク圧を比較するとブーム最小形状はブーム最大形状に比べ、約15%減少していることが確認できた。

4.4.4 翼前縁及び後縁に厚みのある模型形状

実験模型はコード長が 12 mm と短く、模型製作の都合上、翼の前縁及び後縁に厚みを持たせる必要がある。本実験模型では加工費の面から翼前縁及び後縁に 0.2 mm の厚みを持たせた。また、翼前縁に厚みを持たせることにより離脱衝撃波が発生し斜め衝撃波角が変わる。これにより翼間での衝撃波干渉が崩れるため、翼間距離を調整した。図 4-23 に翼前縁及び後縁に厚みのある複葉翼を用いたブーム最小形状及びブーム最大形状を示す。また、図 4-24 に近傍場圧力波形（2 機体長下）、図 4-25 にマッハ数 1.7、飛行高度 60000 ft、機体長 202 ft と仮定し、波形パラメータ法によって求めた地上でのソニックブーム波形を示す。

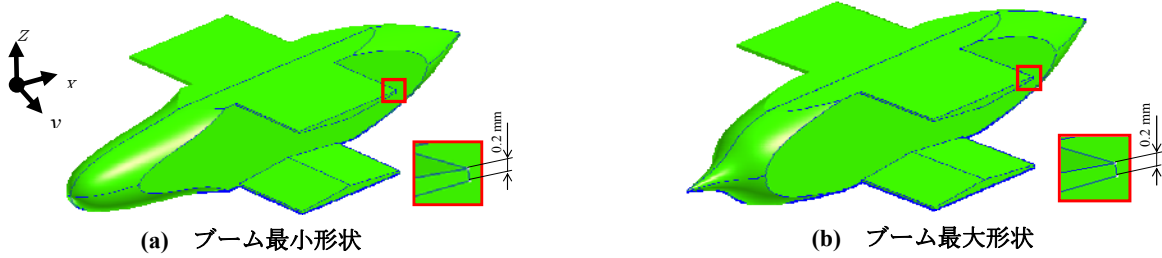


図 4-23 実験模型形状

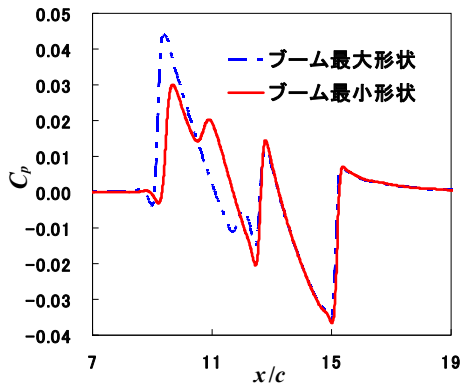


図 4-24 近傍場圧力分布 (2 機体長下)

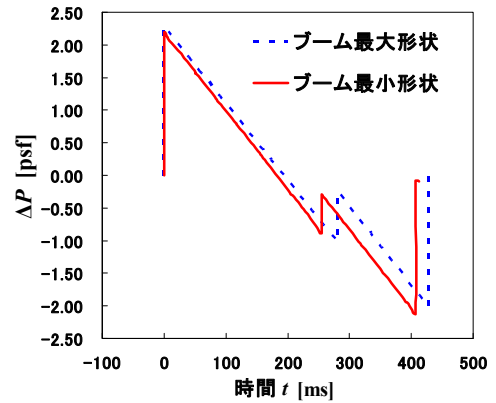


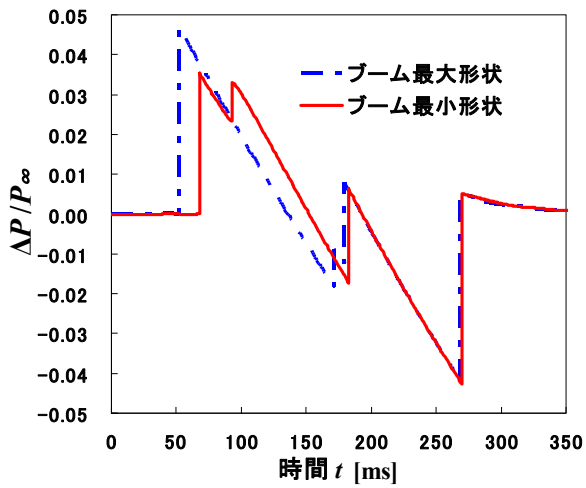
図 4-25 ソニックブーム波形の比較

図 4-24 より翼の前縁に厚みのある形状でもブーム最小形状はブーム最大形状に比べ、近傍場でピーク圧が大幅に低減していることが確認できる。しかし、図 4-25 より遠方場では、ブーム最小形状でも 2.182 psf になり、ブーム最大形状の 2.285 psf に比べ約 5% の低減に留まった。この理由は次節で述べる。

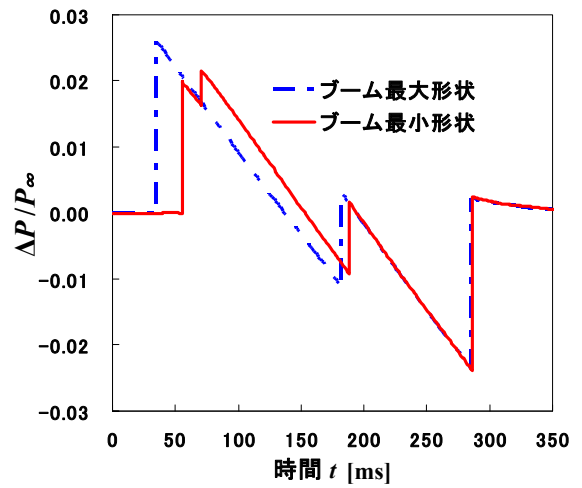
4.4.5 翼前縁から発生する衝撃波のブームへの影響

模型の製作上、翼前縁に厚みを持たせたところブーム最小形状のブーム低減効果が小さくなった。その原因について考察するためマッハ数 1.7、機体長 202 ft とし、波形パラメータ法によって各飛行高度での地上圧力波形を求めた。その結果を図 4-26 に示す。また、図 4-27 にブーム最小形状の $y=0$ 断面（対称面）での C_p 分布及び近傍場圧力波形を示す。

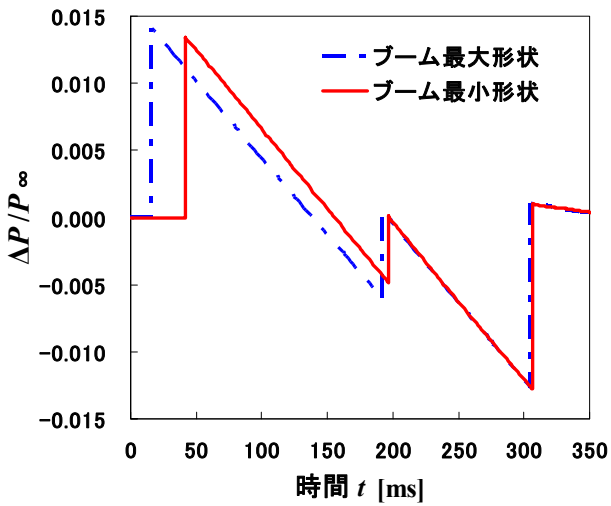
図 4-26 の結果より、ブーム最小形状では伝播距離が長くなるにつれ、2 つ目の衝撃波と先端衝撃波が統合し、機体長 50 倍の飛行高度ではピーク圧がブーム最大形状とほぼ変わらなくなる。そのため、2 つ目の衝撃波が原因で、ブーム最小形状のブーム低減効果が小さくなっていると考えられる。また、この 2 つ目の衝撃波は、図 4-27 より翼前縁から発生していることが確認でき、模型の製作上、翼の前縁に厚みをつけたことが原因である。



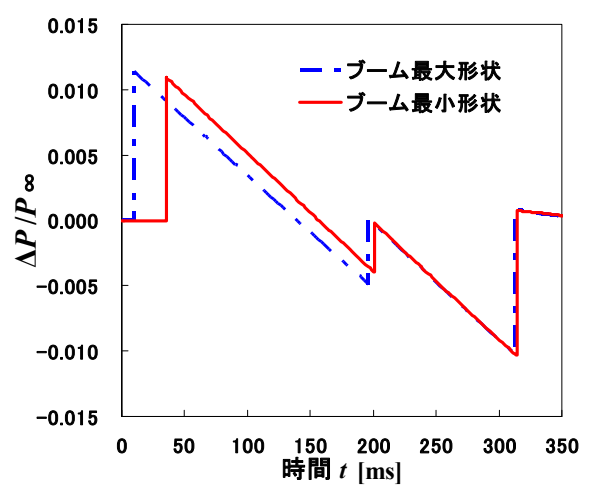
(a) 機体長 10 倍位置飛行時の圧力波形



(b) 機体長 20 倍位置飛行時の圧力波形



(c) 機体長 40 倍位置飛行時の圧力波形



(d) 機体長 50 倍位置飛行時の圧力波形

図 4-26 各飛行高度での地上圧力波形の比較

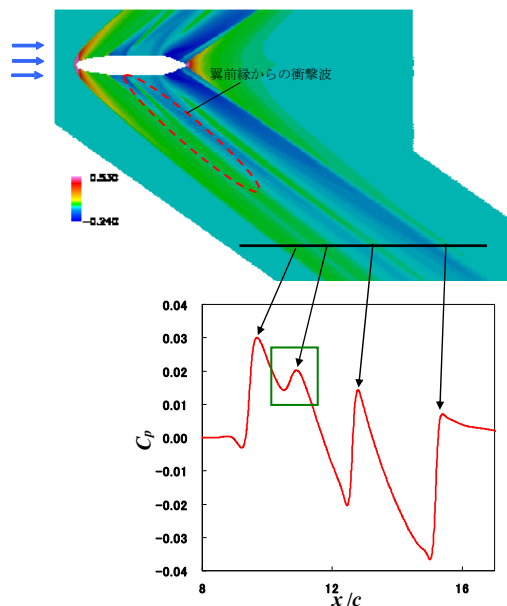


図 4-27 ブーム最小形状の $y = 0$ 断面 (対称面) での C_p 分布及び近傍場圧力波形

4.4.6 圧力計測位置での圧力波形の推算

実験では胴体先端形状の違いによる近傍場圧力波形の変化を検証する。そのため、圧力波形計測位置（飛行経路下方 150 mm）での波形を予測し、胴体先端形状の違いによる効果が圧力波形に表れるか調べる必要がある。図 4-28 に圧力計測位置での圧力波形を示す。ただし、測定部での反射を考慮し、CFD 解析で得られた圧力を 2 倍した値を示している。図 4-28 の圧力波形を見てみると、ブーム最小形状は最大形状に比べ、先端衝撃波強度が約 30 % 小さく、その差は 2.23 kPa ある。圧力センサの最小感度は 14 Pa であり、両者の差を検出するには十分である。また、圧力センサのサンプリング周波数（2 MHz：サンプリング時間 0.0005 ms）であり、CFD により求めた先端ピーク圧付近の圧力値を計測するのに十分だと考えられる。従って、圧力波形計測位置で胴体先端形状の違いによる近傍場圧力波形の変化を実験により検証できると考える。

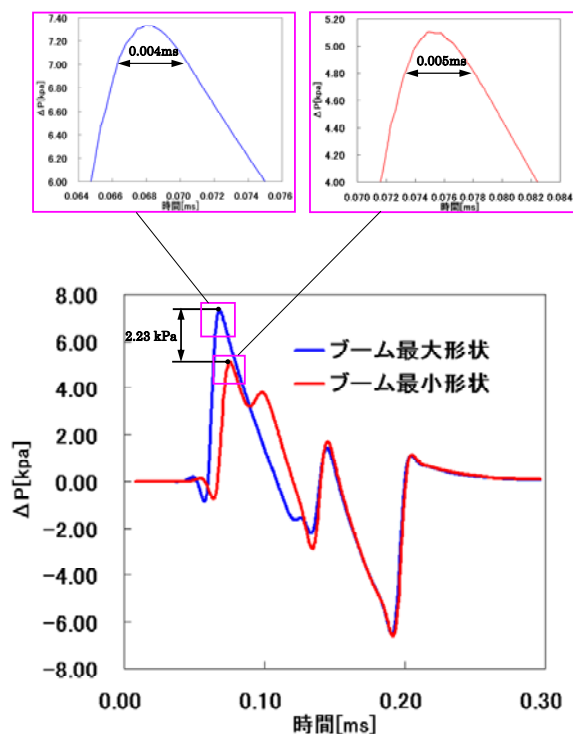


図 4-28 圧力計測位置での圧力波形

4.4.7 胴体が複葉翼へ与える影響

胴体が複葉翼の衝撃波干渉に与える影響を考察する。図 4-29 に $x = 1.6$ 断面（翼前縁付近）の C_p 分布を胴体なしの結果と共に示す。図 4-30 に複葉翼の下翼上面の C_p 分布を示す。また、表 4-1 に各々の形状での抵抗係数を示す。

図 4-29 より、ブーム最小形状では、圧縮波が複葉翼に当たっており、ブーム最大形状では膨張波が複葉翼に当たっていることが確認できる。そのため、胴体なしの場合に比べ図 4-30 のように非干渉領域が多く、衝撃波がうまく干渉していない。また胴体先端形状が違うことにより、衝撃波及び膨張波の発生位置が違い、図 4-30 の (a) と (b) を比較すると、丸印で示している部分に圧力分布の違いが見られる。同じ複葉翼でも衝撃波干渉の様子が違うことがわかった。また、表 4-1 の抵抗値比較結果より、翼部分の抵抗値は胴体部分の抵抗値に比べ各形状で差が小さく、全機の抵抗値は胴体部分の影響が大きいことがわかった。

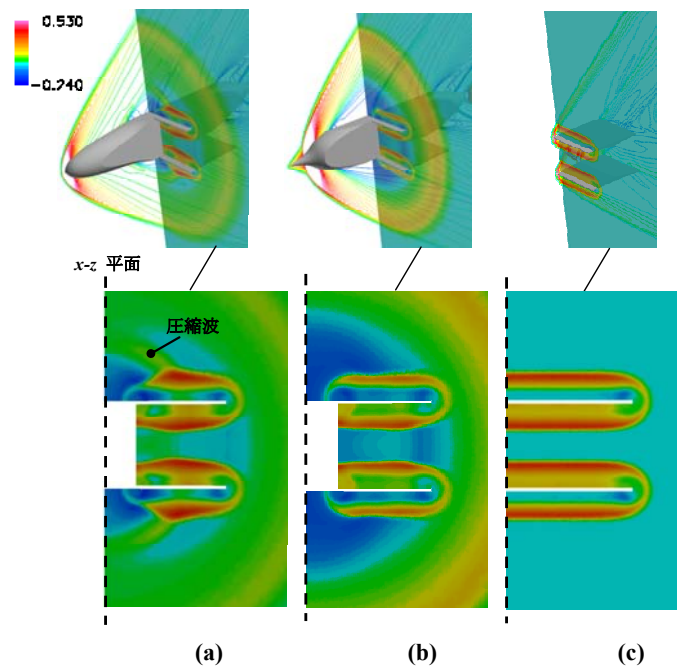


図 4-29 $x = 1.6$ 断面（翼前縁付近）の C_p 分布
 (a) ブーム最小形状, (b) ブーム最大形状 (c) 胴体なし

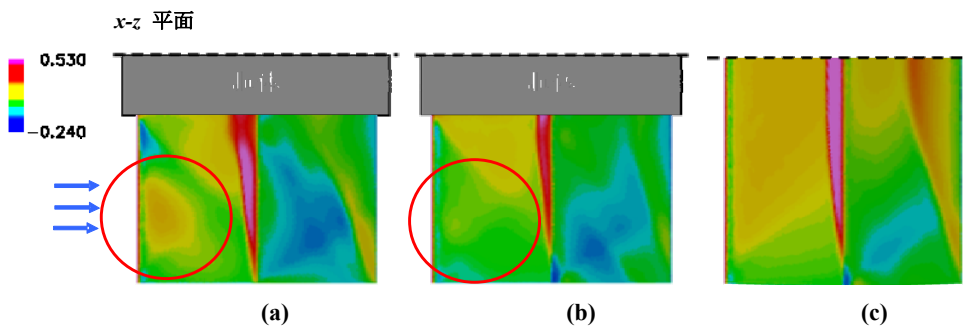


図 4-30 下翼上面の C_p 分布 (a) ブーム最小形状, (b) ブーム最大形状 (c) 胴体なし

表 4-1 抵抗係数

	全機	胴体	翼
ブーム最小形状	0.1740	0.1167	0.0573
ブーム最大形状	0.2414	0.1891	0.0522
翼のみ	-	-	0.0550

4.5 まとめ

本報告では、複葉翼及び翼胴形状のフリーフライト実験用模型の設計を行った。

複葉翼実験模型では、3次元 CFD 解析を用いて超音速流中における実験模型の抵抗値、ソニックブーム強度を考慮してフリーフライト実験に適した模型設計を試みた。このとき、主な設計項目として翼前縁からの翼端板位置を検討した。まず、チョーク現象について検証した結果、チョークが発生しにくい翼端板位置 0.5 の形状を採用した。さらに模型製作上、翼の前縁及び後縁に厚みを持たせる必要があったが、翼間距離を広げる事で翼間で衝撃波干渉が起こる様に設計を調整した。

設計された模型を用いフリーフライト実験を行った結果、チョークの発生を防止できていること、複葉翼の低ブーム性要因である衝撃波干渉を確認することができた。また、衝撃波および膨張波位置が実験と CFD の結果でほぼ一

致し、CFD 計算結果の妥当性が確認できた。しかし、飛行条件がほぼ同じだったにも関わらず実験ごとに取得したピーク圧にはバラつきがあり、圧力波形の形も N 型波形と 2 つの正のピークをもった波形が計測され、設計及び実験方法の改善が望まれる。今後の改善点として、

- (1) 実験模型の姿勢安定性の改善
- (2) シュリーレン可視化範囲の変更
- (3) 実験模型の迎角測定方法の改善
- (4) 圧力波形のノイズ低減

といった改善を施すことが重要である。

また、翼胴模型では胴体先端形状修正による低ブーム性検証を目的に翼胴模型の設計を行った。まず、胴体先端形状の決定方法として複葉翼の影響を無視し、先端衝撃波強度の簡易推算式により胴体の先端衝撃波強度を評価し、ランダムサーチを用いてブーム最小形状及びブーム最大形状を求めた。次に、この 2 ケースについて、CFD 計算を行い、ブーム波形を解析した。その結果、ブーム最小形状は高度 60000 ft の遠方場でブーム最大形状に比べ、先端ピーク圧が約 15 % 減少していることが確認できた。

次に模型製作の都合上、翼の前縁及び後縁に厚みを持たせたところ、近傍場ではピーク圧の低減がみられたが、高度 60000 ft の遠方場ではブーム低減効果が小さい事がわかった。その原因について考察した結果、翼前縁から発生する衝撃波が胴体から発生した衝撃波と統合し、ブーム低減効果が悪化していた事を確認した。

胴体から発生する衝撃波が複葉翼の衝撃波干渉に与える影響を考察した結果、胴体から発生する圧縮波及び膨張波が複葉翼にあたり、胴体なしの場合に比べ、衝撃波の干渉がうまく行われていないことが分かった。また胴体先端形状が違うことにより、衝撃波及び膨張波の発生位置が違い、同じ複葉翼でも衝撃波干渉の様子が違うことがわかった。

翼前縁に厚みを持たせた模型を用いても圧力計測位置でピーク圧が約 30 % ブーム最小形状の方が小さく胴体先端形状の違いによる圧力波形の違いを実験で捕らえることが可能であることを確認した。

複葉翼及び翼胴形状のフリーフライト実験用模型の設計を行った。複葉翼模型についてはフリーフライト実験を行い、CFD 計算結果とほぼ同様の複葉翼の衝撃波干渉を確認した。また、翼胴模型については CFD 計算により実験での圧力計測位置で胴体先端形状の違いによる圧力波形の変化を捕らえる事ができることを確認した。

今後の展望としては、複葉翼模型については圧力波形により複葉翼の低ブーム性を検証するため設計方法及び実験方法の更なる改善を行い、再実験を行う必要がある。また、翼胴模型では実際に実験を行い、各形状で圧力波形を比較し、CFD 計算で示された結果と一致するか検証する必要がある。

参考文献

- [1] Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 43, 2003, pp.769-783.
- [2] Ito, Y., and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol.39, Issue 1, May 2002, pp.75-99.
- [3] Sharov, D., and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," *Proceedings of the 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations*, 1996, pp.229-238.
- [4] Thomas, C. L., "Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Wave Parameter Method," NASA TN D-6832, June 1972.
- [5] Kusunose, K., et al., *Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Cutting Edge and Related Topics, The 21st Century COE Program International COE of Flow Dynamics Lecture Series*, Volume 5, Tohoku University Press, Sendai, Japan, 2007, pp.87-92.
- [6] 佐宗章弘, 大芝慎, 佐藤武志, "超音速飛行実験のための加速管内サボ分離技術", 飛行機シンポジウム講演集, 埼玉, 2005.
- [7] Carlson, H. W., and Maglieri D. J., : *J. Acoust. Soc. Amer.* vol. 51, pp.675-685, 1972.

第5章 超音速複葉翼の空力中心と空力特性

5.1 はじめに

単葉翼を用いた超音速旅客機は飛行過程において機体の釣合いや安定特性に変化が生じることが知られている。この変化は機体まわりの流れ場の変化に伴う空力中心位置の変化に起因しており、亜音速域では空力中心位置が前縁から約25 [%MAC] 位置に存在し、超音速域では約50 [%MAC] 位置に後退することが知られている。この変化に対して水平尾翼やエレボンといった各操舵面を使った制御方法や、コンコルドが採用していた燃料輸送を使った重心移動による制御方法によってトリムをとる必要がある。

ここで、我々の研究グループが取り組んでいる超音速複葉翼の場合を考える [1]。図 5-1 は 2 次元超音速複葉翼 (SB2D) 迎角 $\alpha = 0$ [deg.] 時の各マッハ数における抵抗係数の特性を示しており、青は減速時を模擬した定常計算 (Steady)、赤は加速時を模擬した準定常計算 (Quasi-Steady) から得た結果である。図 5-2 (a), (b) はそれぞれ、翼間で衝撃波が干渉する始動時の流れ場、衝撃波干渉が崩れて翼前方に離脱衝撃波が発生した不始動時の流れ場である。超音速複葉翼は図 5-1 に示すように設計点と設計点より低いマッハ数では抵抗値に大きな増減を伴うことが報告されており [2]、これは図 5-2 のように始動/不始動時では翼まわりの流れ場が大きく変化することに起因する。また、図 5-1 において減速時と加速時で不始動となるマッハ数領域が異なるヒステリシス現象も報告されている [3]。このように超音速複葉翼は飛行過程において単葉翼とは異なる流れ場の変化が生じる。つまり、超音速複葉翼を用いた機体の飛行に向けては、単葉翼と同じくして流れ場の変化に対して空力中心位置の変化を明らかにする必要がある。

本研究では、超音速複葉翼を用いた機体の飛行に向けて飛行想定マッハ数での空力中心位置の変化を Computational Fluid Dynamics (CFD) を用いて明らかにする。とくに、始動/不始動に伴う流れ場の変化と空力中心位置の変化に着目して議論を行う。そして、その変化を翼表面圧力分布から得た翼弦方向荷重分布から考察を行う。さらに、不始動の回避及びヒステリシス領域の縮小が可能なチョーク回避形状 [2] についても空力中心位置の変化を明らかにする。

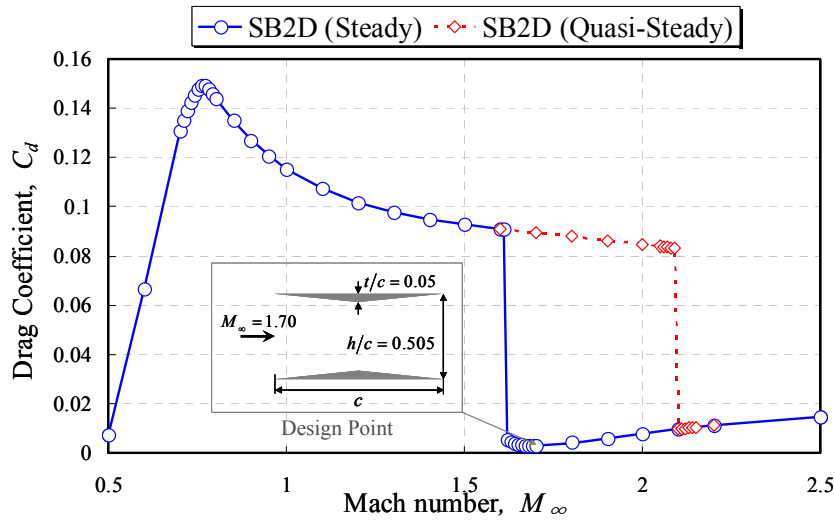


図5-1 超音速複葉翼の各マッハ数 M_∞ に対する抵抗係数値の変化

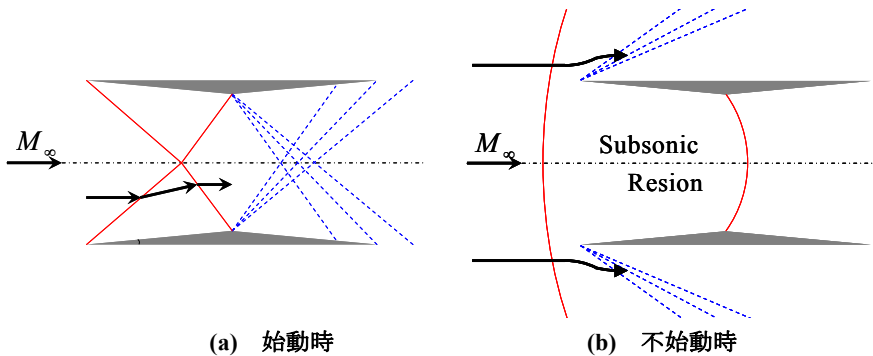


図 5-2 始動/不始動時における超音速複葉翼まわりの流れ場

5.2 数値解析手法

本研究では、非構造格子流体解析ソルバー-TAS (Tohoku University Aerodynamics Simulation) code [4-8] を用いて CFD 解析を行った。支配方程式には 3 次元圧縮性 Euler 方程式を用いた。計算は一樣流マッハ数 $M_\infty = 0.50 \sim 2.50$ の領域で行い、各マッハ数で迎角を $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.] と変更させた。また、減速時と加速時を模擬した流れ場の解析を行うために、一樣流を初期値とする定常計算、目的とするマッハ数より低いマッハ数での計算結果を次のマッハ数での初期条件とする準定常計算を逐次的に行った。2 次元形状の解析は、2 次元格子を翼幅方向に 2 層並べて横流れなしの境界条件を課した 3 次元解析 (擬似 2 次元解析) として行った。外部境界は翼弦長の 30 倍の距離に設定し、衝撃波干渉を精度良く捉えるために翼近傍の格子点分布を密にした。不始動回避形状、Diamond 翼についても同様の計算格子を作成した。格子点数は超音速複葉翼、不始動回避形状で約 14 万点、Diamond 翼で約 8 万点である。

5.3 解析対象

解析対象として、超音速複葉翼と Diamond 翼、そしてチョーク回避形状を取り上げた。超音速複葉翼の形状は図 5-3 (a) に示すような翼弦長 c に対して翼厚比 $t/c = 0.05$ の 2 枚の二等辺三角形で構成され、翼間距離 h/c は設計マッハ数 $M_\infty = 1.70$ のときに Euler 計算で衝撃波がうまく干渉する距離 ($h/c = 0.505$) とした。図 5-3 (b) に示す Diamond 翼の形状は、翼弦長 c に対して翼厚比 $t/c = 0.10$ として超音速複葉翼と同体積の形状とした。図 5-3 (c) に示すチョーク回避形状は、超音速複葉翼を基本として、上下翼の前後縁フラップの折り曲げ位置を $0.3c$ とし、各フラップの翼間内の翼表面が主流に対して平行になるように設定した。

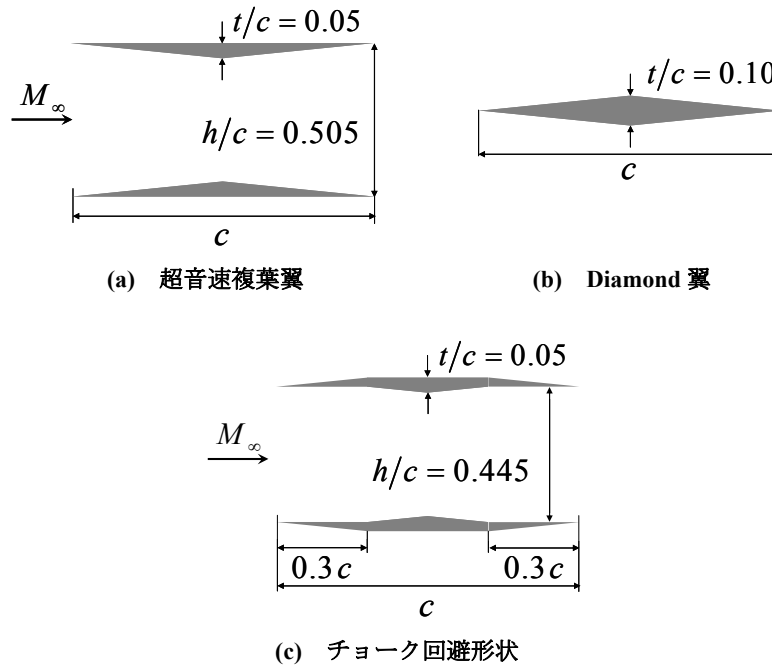


図 5-3 解析対象

5.4 空力中心位置算出法

ここでは、本研究での超音速複葉翼の空力中心位置の算出法に関して述べる。翼全体の平均空力翼弦線を図 5-4 のように上下翼間の中心線 x と仮定する。空気合力の法線分力 N と接線分力 T は揚力 L と抗力 D を用いて次のように表せる。

$$N = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (5.1)$$

$$T = D \cos \alpha - L \sin \alpha \quad (5.2)$$

風圧中心位置 C.P. (x_{cp}, z_{cp}) と空力中心位置 A.C. (x_{ac}, z_{ac}) に関して、空力中心位置でのピッチングモーメント M_{ac} は、風圧中心位置でのピッチングモーメント M_{cp} を用いて次のように表せる。

$$M_{ac} = M_{cp} + N \frac{x_{ac} - x_{cp}}{\bar{c}} - T \frac{z_{ac} - z_{cp}}{\bar{c}} \quad (5.3)$$

\bar{c} は平均空力翼弦長である。ここで、風圧中心位置においてはピッチングモーメントが 0 になり、空力中心位置と風圧中心位置は平均空力翼弦線上にあるので $z_{cp} - z_{ac} = 0$ となり、式 (5.1) を代入して

$$M_{ac} = N \frac{x_{ac} - x_{cp}}{\bar{c}} = (L \cos \alpha + D \sin \alpha) \frac{x_{ac} - x_{cp}}{\bar{c}} \quad (5.4)$$

と表せる。このとき、 α が非常に小さいと仮定すると $\cos \alpha \approx 1$, $\sin \alpha \approx \alpha$ と近似でき、 $D \sin \alpha \approx D \alpha$ の値は L の値に比べて非常に小さくなるので、

$$M_{ac} = L \cdot \frac{x_{ac} - x_{cp}}{\bar{c}} \quad (5.5)$$

と簡単化できる。式 (5.5) を無次元化すると、

$$\frac{x_{cp}}{\bar{c}} = \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{C_{m_{ac}}}{C_l} \quad (5.6)$$

となる。この風圧中心位置 C.P. と空力中心位置 A.C. との関係式は、任意の位置 x と風圧中心位置 C.P. でも成り立つ。

$$\frac{x_{cp}}{\bar{c}} = \frac{x}{\bar{c}} + \frac{C_{m(x)}}{C_l} \quad (5.7)$$

式 (5.6) と式 (5.7) から、

$$\frac{x_{ac}}{\bar{c}} = \frac{x}{\bar{c}} - \left(\frac{C_{m(x)}}{C_l} - \frac{C_{m_{ac}}}{C_l} \right) \quad (5.8)$$

最後に、 C_l が 0 のときのピッチングモーメント係数を C_{m0} とすると、 C_{m0} は任意の位置 x において常に $C_{m_{ac}}$ に等しい。この関係から空力中心位置は、次のように求められる。

$$\frac{x_{ac}}{\bar{c}} = \frac{x}{\bar{c}} - \left(\frac{C_{m(x)} - C_{m0}}{C_l} \right) = \frac{x}{\bar{c}} + \frac{dc_m}{dc_l} \quad (5.9)$$

式 (5.9) のように空力中心位置は、任意の位置 x において算出したモーメント係数 C_m の C_l に対する勾配の値から算出することができる。本研究では、翼の重心位置まわりのモーメントから空力中心位置を算出した。

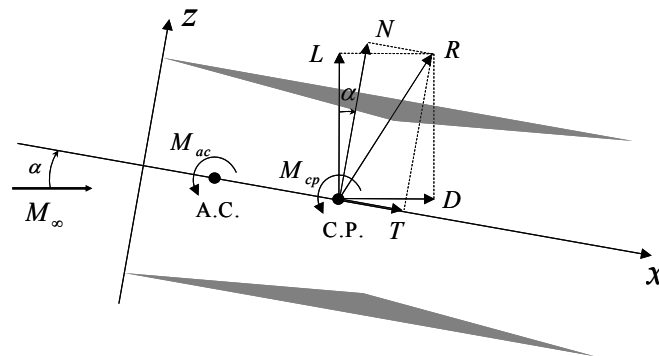


図5-4 超音速複葉翼の平均空力翼弦線

5.5 超音速複葉翼の空力中心位置の変化

5.5.1 飛行過程における空力中心位置の変化

図 5-5 にマッハ数 $M_\infty = 0.50 \sim 2.50$ における、定常計算と準定常計算から算出した超音速複葉翼 (SB2D) と Diamond 翼 (Diamond) の各マッハ数 M_∞ に対する空力中心位置の変化を示す。空力中心位置は翼弦長 c に対する翼前縁からの割合 [%] で示す。まず、空力中心位置についても抵抗値と同じく定常・準定常計算によるヒステリシス現象が存

在することがわかる。なお、いずれの迎角 $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.] においても、定常計算では $M_\infty = 1.62$ で、準定常計算では $M_\infty = 2.10$ で始動している。Diamond翼の空力中心位置は、亜音速域 $M_\infty = 0.50 \sim 0.70$ では約28.5~29.6 [%]位置に、超音速域 $M_\infty = 1.50 \sim 2.50$ では約43.2~44.3 [%]位置に存在し、緒言で述べた単葉翼の空力中心位置の後退が確認できる。

一方、超音速複葉翼の空力中心位置に関しては、抵抗値と同じく定常・準定常計算によるヒステリシス現象が存在することがわかる。なお、いずれの迎角 $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.] においても、定常計算では $M_\infty = 1.62$ で、準定常計算では $M_\infty = 2.10$ で始動している。定常計算によって得られた超音速複葉翼の空力中心位置をみると、亜音速域 $M_\infty = 0.50 \sim 0.70$ では約23.1~24.4 [%MAC]位置に、超音速域の始動時の設計マッハ数付近 $M_\infty = 1.70 \sim 1.80$ では約24.9~25.9 [%MAC]位置に存在している。すなわち、超音速複葉翼は、亜音速域と始動時での空力中心位置が約25 [%MAC]付近で同等の位置にあることがわかる。この特性は、マッハ数の増加に伴い空力中心位置が後退していく単葉翼にはみられない超音速複葉翼の特性である。一方、超音速域の不始動時 $M_\infty = 1.00 \sim 1.60$ では約46.4~52.9 [%MAC]位置に存在し、亜音速域、及び始動時に比べて後退することがわかる。

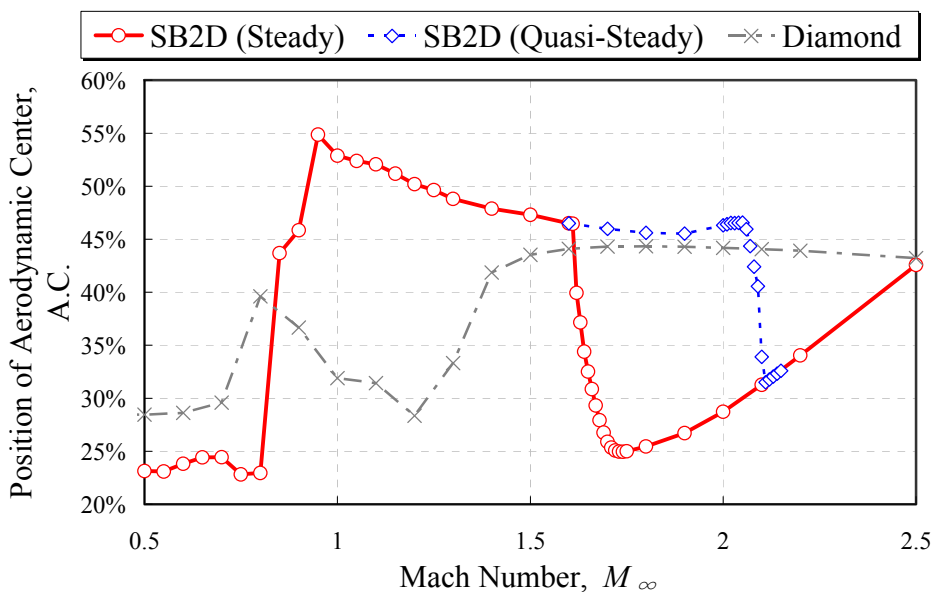


図5-5 超音速複葉翼とDiamond翼の各マッハ数 M_∞ に対する空力中心位置 A.C. の変化

ここで、超音速複葉翼の空力中心位置の変化を考察するために、上下翼それぞれの翼表面圧力係数分布の差を足し合わせて得られる翼全体の翼弦方向荷重 ΔC_p を考える。この翼弦方向荷重分布の値が正である領域で揚力を発生する。また、始動/不始動現象の比較を行うために、翼間内の上下翼表面圧力の差 ΔC_{p_inner} 、翼間外の上下翼表面圧力の差 ΔC_{p_outer} を考える。図5-6に亜音速時 $M_\infty = 0.50$ における超音速複葉翼の迎角を $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.]と変化させた時の翼弦方向荷重分布を示す。図中の黒丸は空力中心位置を示す。亜音速時にはいずれの迎角においても翼の前縁付近で揚力を発生していることがわかる。この揚力の発生傾向から空力中心位置が翼前方に存在することがわかり、その位置は23.1 [%MAC]と約25 [%]付近である。図5-7に超音速域の不始動時 $M_\infty = 1.40$ における超音速複葉翼の迎角を $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.]と変化させた時の翼弦方向荷重分布を示す。図中の黒丸は空力中心位置を示す。図5-8 (a), (b)は超音速域の不始動時 $M_\infty = 1.40$ における超音速複葉翼の迎角を $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.]と変化させた時の翼間内、翼間外の翼表面圧力係数差の分布を示す。図5-7から不始動時には翼弦方向一様に揚力を発生していることがわかる。これは図5-8に示す翼間内外の圧力係数差より、不始動時には翼間内圧力差が非常に小さくなり、翼間外の翼表面の圧力差が支配的となるからである。この揚力発生傾向から約50 [%MAC]位置に空力中心位置が存在することがわかる。図5-9は始動時 $M_\infty = 1.70$ における超音速複葉翼の迎角を $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.]と変化させた時の翼弦方向荷重分布を示す。各図中の黒丸は空力中心位置を示す。図5-10 (a), (b)は超音速域の始動時 $M_\infty = 1.70$ における超音速複葉翼の迎角を $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.]と変化させた時の翼間内、翼間外の翼表面圧力係数差の分布を示す。図5-9から始動時には翼前方部で一様に揚力を発生していることがわかる。これは始動時には迎角を付与した場合、上翼前縁から発生する衝撃波が強く、下

翼頂点から発生する膨張波が弱くなることで、図5-10 (a) に示すように翼間内圧力差は翼前方で正、翼後方で負の揚力として寄与するためである。一方、図5-10 (b) に示すように翼間外圧力差は翼弦方向一様に揚力を発生している。結果、翼間内外の圧力差を足し合わせると、翼前方では翼間内外の圧力差が大きく揚力に寄与し、翼後方では翼間内外の圧力差が相殺されて揚力をあまり発生しなくなる。結果、翼前方での一様な揚力発生傾向から空力中心は約25 [%MAC] 位置に存在することがわかる。

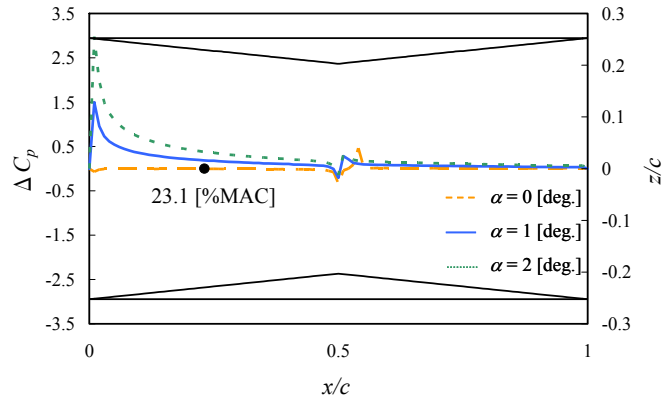


図 5-6 超音速複葉翼の亜音速域における翼弦方向荷重分布 ($M_\infty = 0.50$, $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.])

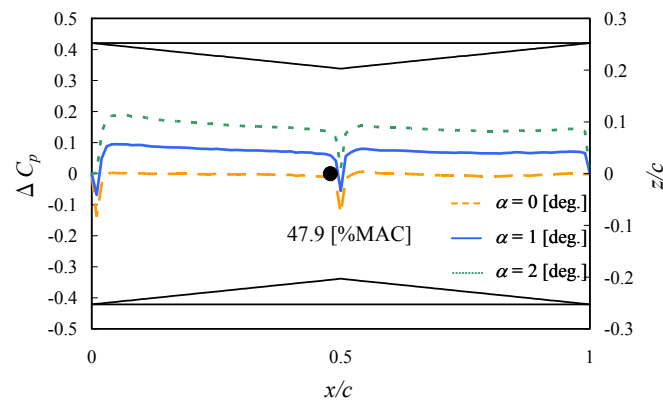


図 5-7 超音速複葉翼の超音速域不始動時における翼弦方向荷重分布 ($M_\infty = 1.40$, $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.])

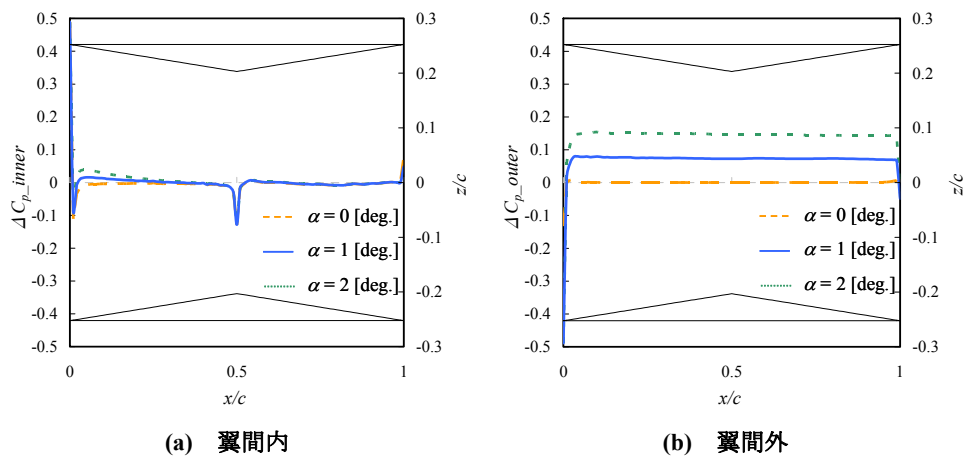


図 5-8 超音速複葉翼の超音速域不始動時における翼表面圧力係数の差 ($M_\infty = 1.40$, $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.])

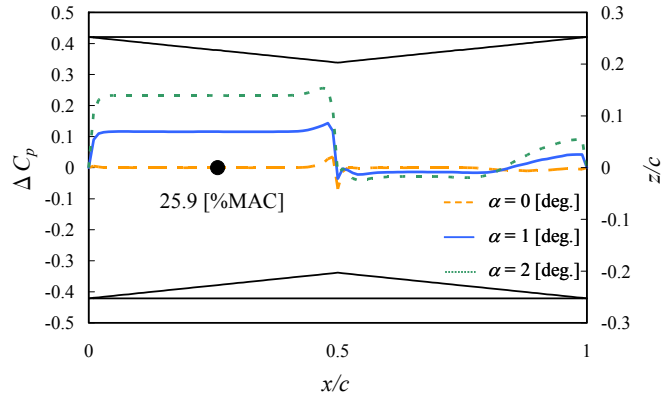


図 5-9 超音速複葉翼の超音速域始動時における翼弦方向荷重分布 ($M_\infty=1.70$, $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.])

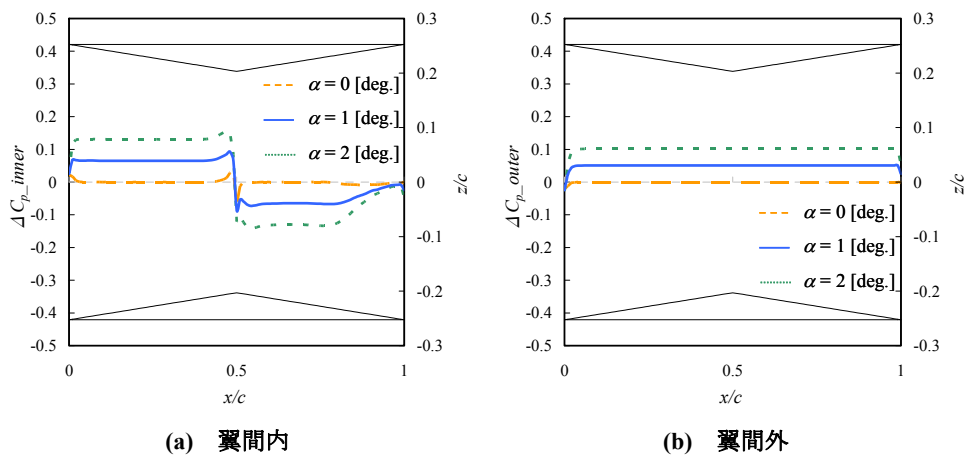


図 5-10 超音速複葉翼の超音速域始動時における翼表面圧力係数の差 ($M_\infty=1.70$, $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.])

5.5.2 始動から不始動への変化に伴う空力中心位置の変化

図 5-11 に $M_\infty = 1.60 \sim 1.74$ における、超音速複葉翼の定常計算から得られた始動状態から不始動状態へと流れ場が変化する際の空力中心位置の変化 (左軸), および迎角 $\alpha = 1$ [deg.] での抵抗係数の変化 (右軸) を示す. 図 5-12 に $M_\infty = 1.67, 1.65, 1.62, 1.61$ における迎角 $\alpha = 1$ [deg.] での圧力係数分布を示す. 図 5-12 に示すように $M_\infty = 1.62$ の始動状態から $M_\infty = 1.61$ の不始動状態へと流れ場が変化することで, 図 5-11 に示すように $M_\infty = 1.62$ から $M_\infty = 1.61$ にかけて抵抗係数値は急増している. 一方, 空力中心位置は抵抗係数値とは異なり $M_\infty = 1.62$ から $M_\infty = 1.61$ にかけて約 7 [%MAC] 程度の変化はあるものの, 始動時の約 25 [%MAC] 位置から不始動時の約 50 [%MAC] まで連続的に後退していることがわかる. 図 5-13 は $M_\infty = 1.67, 1.65, 1.62, 1.61$ における迎角 $\alpha = 1$ [deg.] での翼弦方向荷重分布を示す. 図 5-13 から, 設計マッハ数から徐々にマッハ数を下げていくと, 翼後方で正の揚力を発生するようになることがわかる. 図 5-12 (a), (b) の始動時の圧力係数分布をみると, 設計マッハ数から徐々にマッハ数を下げていくと, 前縁から発生する衝撃波角が大きくなるため翼頂点の前方で衝撃波が反射し, その反射した衝撃波の上下翼に当たる位置も前進する. そのため, 翼間内の下翼後方部の負の揚力として寄与する領域が縮小し, 翼全体では翼後方で揚力を発生するようになる. さらにマッハ数を下げていくと, 図 5-12 (c) に示すように $M_\infty = 1.62$ では翼頂点前方で亜音速領域を生じ, 図 5-12 (d) に示す $M_\infty = 1.61$ での不始動状態となる. よって, 揚力の発生傾向は翼前方面での発生傾向から翼弦方向一様な揚力発生傾向へと推移する. 結果, 揚力発生傾向の連続的な変化と同様に空力中心位置も連続的に変化することがわかった.

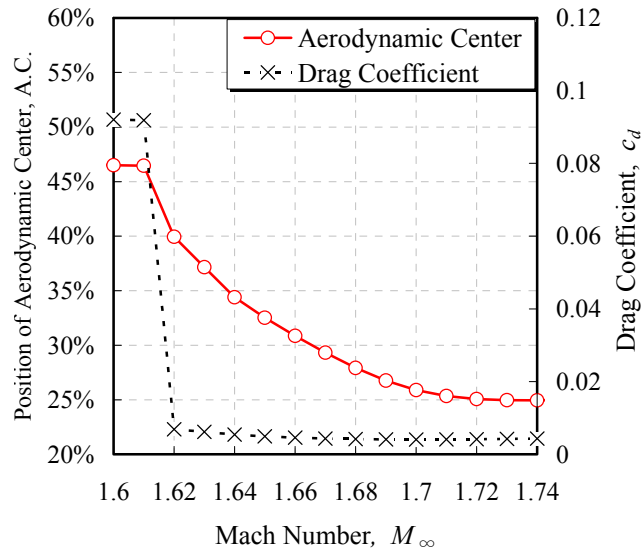


図5-11 超音速複葉翼の各マッハ数 M_∞ に対する空力中心位置 A.C. と抵抗係数 C_d の変化 (定常計算)

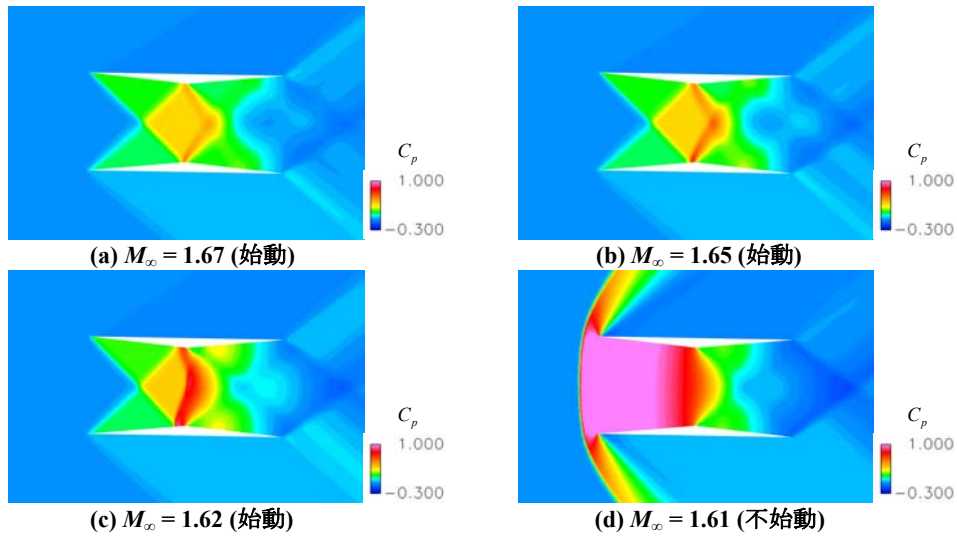


図 5-12 圧力係数分布 ($\alpha = 1$ [deg.])

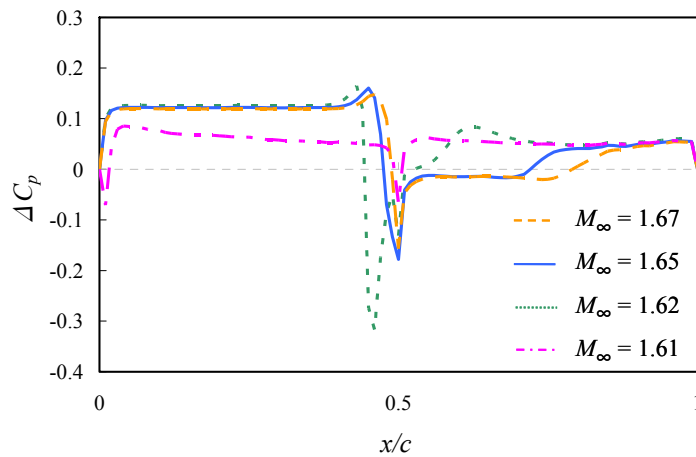


図 5-13 始動から不始動への変化に伴う翼弦方向荷重分布の変化 ($\alpha = 1$ [deg.])

5.5.3 不始動から始動への変化に伴う空力中心位置の変化

図 5-14 に $M_\infty = 2.00 \sim 2.15$ における、超音速複葉翼の準定常計算から得られた不始動状態から始動状態へと流れ場が変化する際の空力中心位置の変化、および迎角 $\alpha = 1$ [deg.] での抵抗係数値の変化を示す。図から、 $M_\infty = 2.10$ の不始動状態から $M_\infty = 2.11$ の始動状態にかけて抵抗係数値に大きな変化は見られるが、空力中心位置は、減速時と同様に連続的に変化していることがわかる。図 5-15、5-16 に $M_\infty = 2.02, 2.06, 2.09, 2.10$ における迎角 $\alpha = 2$ [deg.] のときの翼弦方向荷重分布と圧力係数分布を示す。図 5-15、5-16 から、 $M_\infty = 2.02$ では不始動状態にあり翼弦方向に一樣に揚力を発生しているのに対し、 $M_\infty = 2.06, 2.09$ とマッハ数の増加に伴って不始動状態であるが翼前縁部で大きく揚力を発生しているのがわかる。これは、図 5-17 に示す $M_\infty = 2.02, 2.06, 2.09$ における迎角 $\alpha = 2$ [deg.] のときの下翼前縁近傍の圧力係数分布をみると、 $M_\infty = 2.02$ では離脱衝撃波が翼前縁の非常に近い位置で発生しているが、マッハ数の増加に伴って下翼の高圧領域が翼間内に飲み込まれ始めていることがわかる。結果、揚力発生傾向は翼前方で大きくなり空力中心位置は不始動時にも前進する。

以上より、超音速複葉翼は始動・不始動という流れ場の変化に伴い抵抗は急激に変化するが、揚力発生傾向は緩慢に変化するため、空力中心位置は連続的に変化することがわかった。

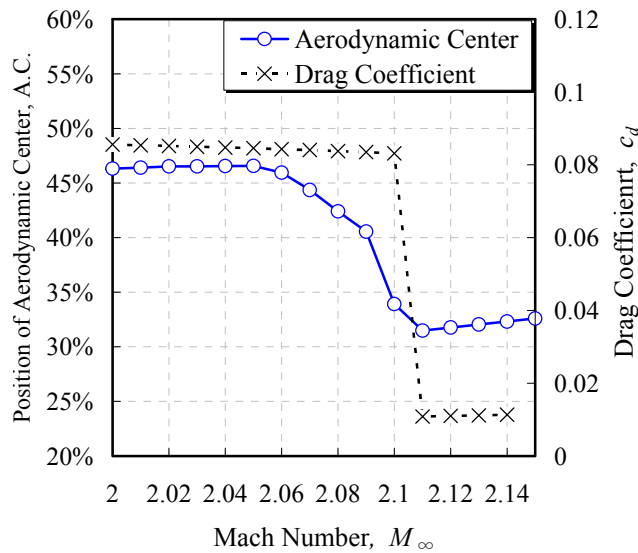


図5-14 超音速複葉翼の各マッハ数 M_∞ に対する空力中心位置 A.C. と抵抗係数 C_d の変化 (準定常計算)

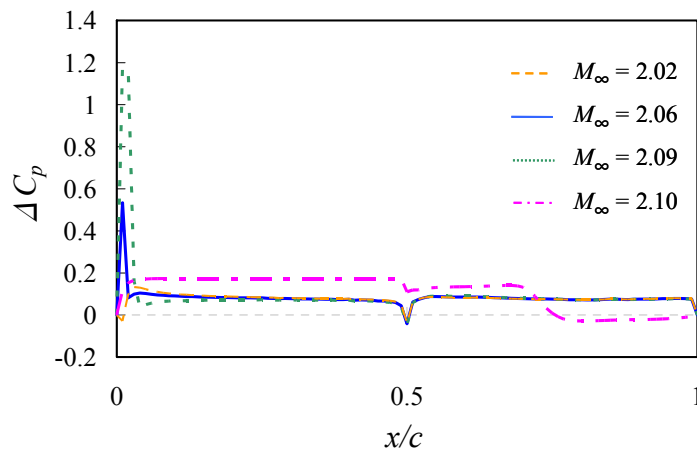


図 5-15 始動から不始動への変化に伴う翼弦方向荷重分布の変化 ($\alpha = 2$ [deg.])

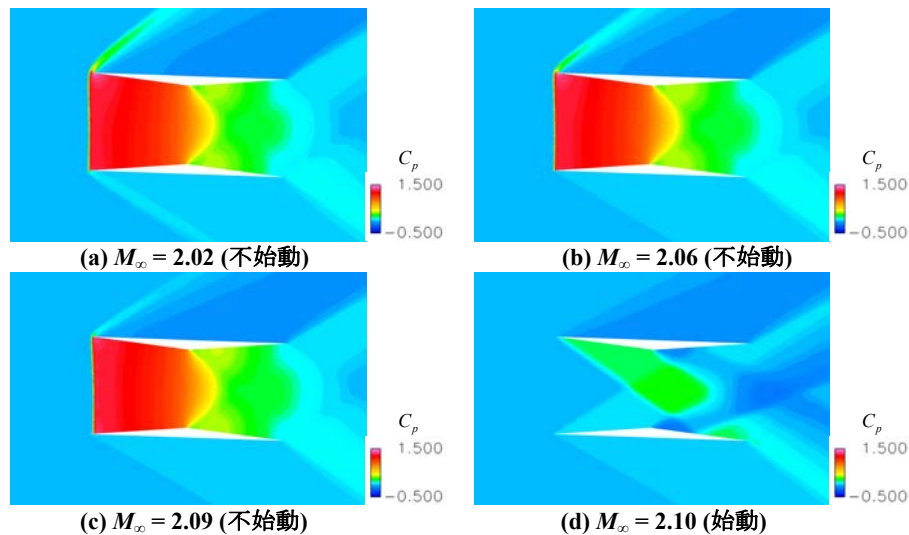


図 5-16 圧力係数分布 ($M_\infty = 2.09$, $\alpha = 2$ [deg.])

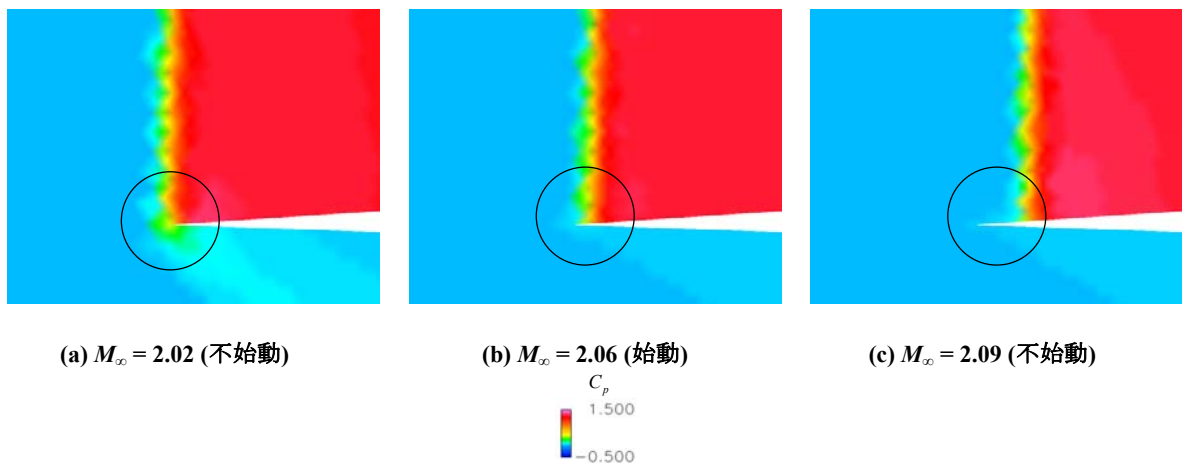


図 5-17 下翼前縁近傍の圧力係数分布 ($M_\infty = 2.09$, $\alpha = 2$ [deg.])

5.6 チョーク回避形状の空力中心位置の変化

図 5-18 に $M_\infty = 0.50 \sim 1.70$ の領域での、定常計算から算出した超音速複葉翼の空力中心位置、及び定常・準定常計算から算出したチョーク回避形状 (HLD) の空力中心位置の各マッハ数に対する変化を示す。図 5-19, 5-20 はそれぞれ $M_\infty = 1.20$ における迎角 $\alpha = 0, 1, 2$ [deg.] のときの超音速複葉翼と不始動回避形状の翼弦方向荷重分布を示す。各図中の黒丸は空力中心位置を示す。図 5-21 は $M_\infty = 1.20$, 迎角 $\alpha = 2$ [deg.] での超音速複葉翼とチョーク回避形状の圧力係数分布である。図 5-20 から、チョーク回避形状の適用によって、超音速不始動域 ($1.00 \leq M_\infty \leq 1.40$) において空力中心位置が大きく前進していることがわかる。具体的に、どちらも不始動する $M_\infty = 1.20$ での翼弦方向荷重分布を比較する。図 5-19 から超音速複葉翼は翼弦方向一様に揚力を発生しており、図 5-20 からチョーク回避形状は翼前方で揚力を発生していることがわかる。これは図 5-21 (a) に示すように、超音速複葉翼の翼間外の圧力差が翼弦方向一様であるのに対し、チョーク回避形状は図 5-21 (b) に示すように、前縁を折り曲げていることで迎角を付与したときに、翼間外の圧力差が一様とはならず、下翼の折り曲げ部下面で膨張波が強くなることで、上翼の折り曲げ部上面で大きな圧力差が生じるためである。他のマッハ数においても同様に、不始動時にチョーク回避形状の翼間外の圧力差が一様とはならず、翼前方で揚力を発生することが空力中心位置の前進する要因であるといえる。

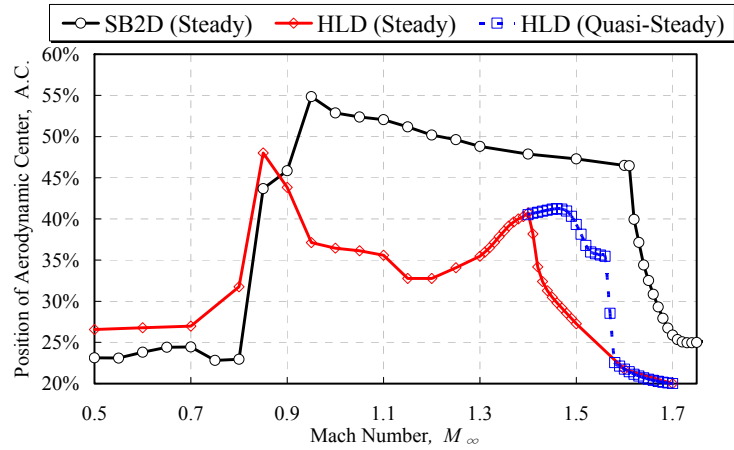


図 5-18 超音速複葉翼とチョーク回避形状の各マッハ数 M_∞ に対する空力中心位置の変化

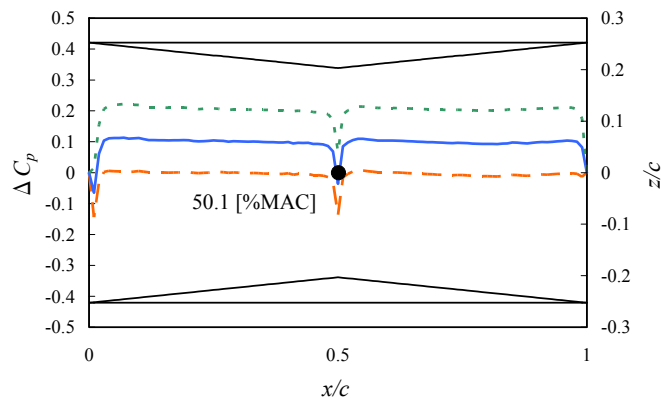


図 5-19 超音速複葉翼の翼弦方向荷重分布 ($M_\infty=1.20, \alpha=0, 1, 2$ [deg.])

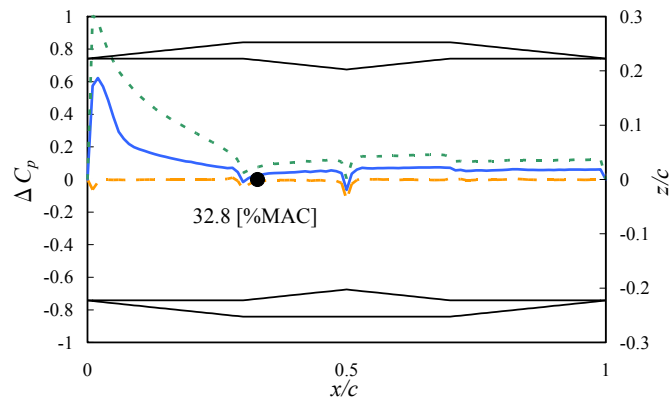
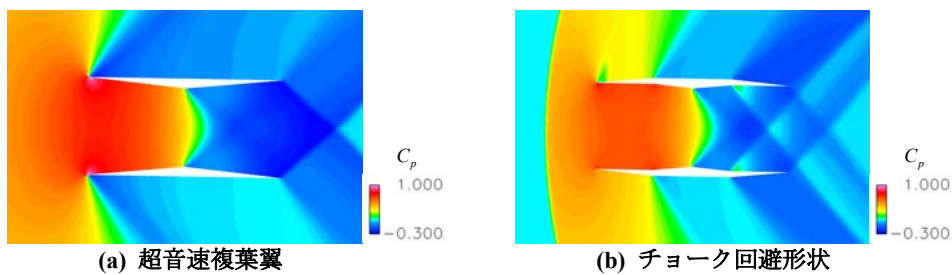


図 5-20 チョーク回避形状の翼弦方向荷重分布 ($M_\infty=1.20, \alpha=0, 1, 2$ [deg.])



(a) 超音速複葉翼

(b) チョーク回避形状

図 5-21 圧力係数分布 ($M_\infty=1.20, \alpha=1$ [deg.])

5.7 結言

本研究では、CFD を用いて飛行想定域における超音速複葉翼及びチョーク回避形状の空力中心位置を明らかにした。特に超音速域での始動・不始動時の流れ場の変化に着目して議論を行った。得られた知見を以下にまとめる。

- 1) 超音速複葉翼の空力中心位置は、亜音速域と始動時においては、どちらも揚力を翼の前方部で発生しているため、同等の約 25 [%MAC] 位置に存在することがわかった。一方、不始動時には揚力を翼弦方向に一様に発生するため、亜音速域と始動時に比べて約 50 [%MAC] 位置に後退することがわかった。
- 2) 減速時および加速時において空力中心位置もヒステリシスを有する。そして、減速/加速時どちらの場合も、始動/不始動に伴う翼弦方向荷重分布から揚力の発生傾向は連続的に変化することがわかった。結果、どちらの場合においても始動・不始動に伴う流れ場の変化に対し、空力中心位置は抵抗値のような急激な変化はしないことがわかった。
- 3) チョーク回避形状は不始動時において、翼前方で揚力を発生する。そのため、チョーク回避形状の適用により不始動域での空力中心位置を同マッハ数条件での超音速複葉翼の空力中心位置よりも前進させることが可能であることがわかった。

亜音速域と始動時の空力中心位置が同等の位置にあるということは、亜音速域と巡航時でのトリム特性が同等であることを意味する。すなわち、超音速複葉翼はコンコルドの採用していたような燃料移送による重心移動といったシステム無しに飛行できる可能性を持つ。ただし、遷音速域から超音速不始動域での空力中心位置が変化するという課題も同時に持つ。今後の課題としては、不始動域での空力中心位置を約 25 [%MAC] 位置に近づけることが出来るような翼形態の検討が考えられる。本研究ではチョーク回避形状によって不始動域での空力中心位置が前進することを示したが、より 25 [%MAC] 位置に近づけることでトリム抵抗を小さくでき、超音速複葉翼の良好な特性を活かすことができる。そして今回は 2 次元での解析に留まっているが、3 次元翼の空力中心位置についての解析も行っていく必要がある。

参考文献

- [1] Kusunose, K., *et al.*, *Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Cutting Edge and Related Topics*, Tohoku University Press, Sendai, 2007.
- [2] Yamashita, H., Obayashi, S., and Kusunose K., "Reduction of Drag Penalty by means of Plain Flaps in the Boomless Busemann Biplane," *International Journal of Emerging Multidisciplinary Fluid Sciences*, Vol. 1, No. 2, June 2009, pp. 141-164.
- [3] 米澤誠仁, 山下博, 大林茂, 楠瀬一洋, "超音速複葉翼における超音速流の履歴現象の 2 次元 CFD 解析", *日本航空宇宙学会論文集*, 第 57 巻, 第 662 号, 2009.
- [4] Ito, Y., and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, 2002, pp. 490-496.
- [5] Ito, Y., and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, 2002, pp. 490-496.
- [6] Sharov, D., and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," *Proceedings of the 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation*, 1996, pp. 229-238.
- [7] Obayashi, S., and Guruswamy G. P., "Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, 1994, pp. 1134-1141.
- [8] Sharov, D., and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 3, pp. 484-486, 1998.

第6章 ブーゼマン複葉翼を用いた低速飛行模型の開発

6.1 はじめに

本研究では実機を想定した研究開発のテストケースとして、超音速複葉実証機設計に必要な設計情報を明確化し、今後の研究開発の具体的方向性を示すことを目的として、無尾翼形態の低速飛行模型を開発した。特に、エレボン形状のブーゼマン複葉翼を用いた設計法を検証するため、フリーフライト機による滑空試験を行った。また、動力付低速飛行模型の試験飛行を実施して、安定性及び操縦性の検証を行った[1]。

6.2 動力付低速飛行模型の設計

6.2.1 設計過程の概要

動力付低速飛行模型の設計は、図 6-1 に示す 8 つのフェーズに沿って進めた。本飛行模型は飛行速度域を低速に限定するものの、将来的に超音速飛行まで設計を発展する可能性を含むため、図 6-1 中①において超音速飛行可能な機体形状を反映した設計コンセプトを採ることとした。本機が最低限備える幾何学的条件として、以下の項目が挙げられる。

- ・ MISORA の初期概念に基づく無尾翼形態
- ・ ブーゼマン複葉翼をベースとした翼型
- ・ 可能な限り小さい (20 [deg.]) 後退角
- ・ 翼後縁 30% に設ける動翼ヒンジライン
- ・ 翼端翼弦長 50% 以後に固定の翼端板

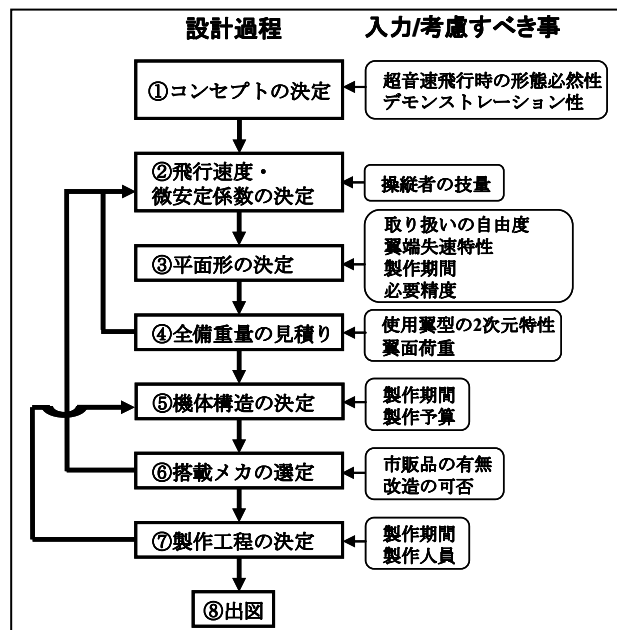


図 6-1 低速飛行模型の設計過程

図 6-1 の②では、上の条件を満たした形状の機体の飛行速度と、縦安定の強さを設計目標値として決定した。この際、ラジコン飛行機の操縦にあたるパイロットの操縦技量に応じて、定常飛行速度の設計目標値を 10 から 15 [m/s] 程度、失速速度の設計目標値を 6 から 7 [m/s] 以下、安定微係数の設計目標値を経験的に -0.02 から -0.03 [1/deg.] 程度に設定した。

③では取り扱い易さを考慮してスパンを 800 [mm] とし、翼端失速特性の考慮及び製作の簡便さから、20 [deg.] の後退角を備えた完全矩形翼として平面形を設計した。

④では既往の研究[2]により明らかとなっている、翼弦長 c に対して翼厚が $0.05c$ 、翼間距離が $0.5c$ のブーゼマン複葉翼の空力特性 (図 6-2 参照) から、ブーゼマン複葉翼の目標設計点を Re 数 7.2×10^4 において、迎角 2 [deg.]、揚力

係数 0.3 として、必要翼面積と機体重量の設定を行った。ここでは、翼面積を現実に製作可能な大きさ (スパン 800 [mm] × 空力平均翼弦長 150 [mm]) に設定した後、②の設計目標を実現する翼面荷重の算出、全備重量の見積り、といった順序で機体重量を約 500 [g] 程度として設計を行った。ブーゼマン複葉翼型の空力定数に関して、エレボン領域の存在による翼型の非対称性を無視し、 c_m 及び c_ℓ は、翼厚 0.05c、翼間距離 0.5c のブーゼマン複葉翼のものから変化しないと仮定した。この仮定については次節 6-2-2 及び 6-2-3 で詳述する。

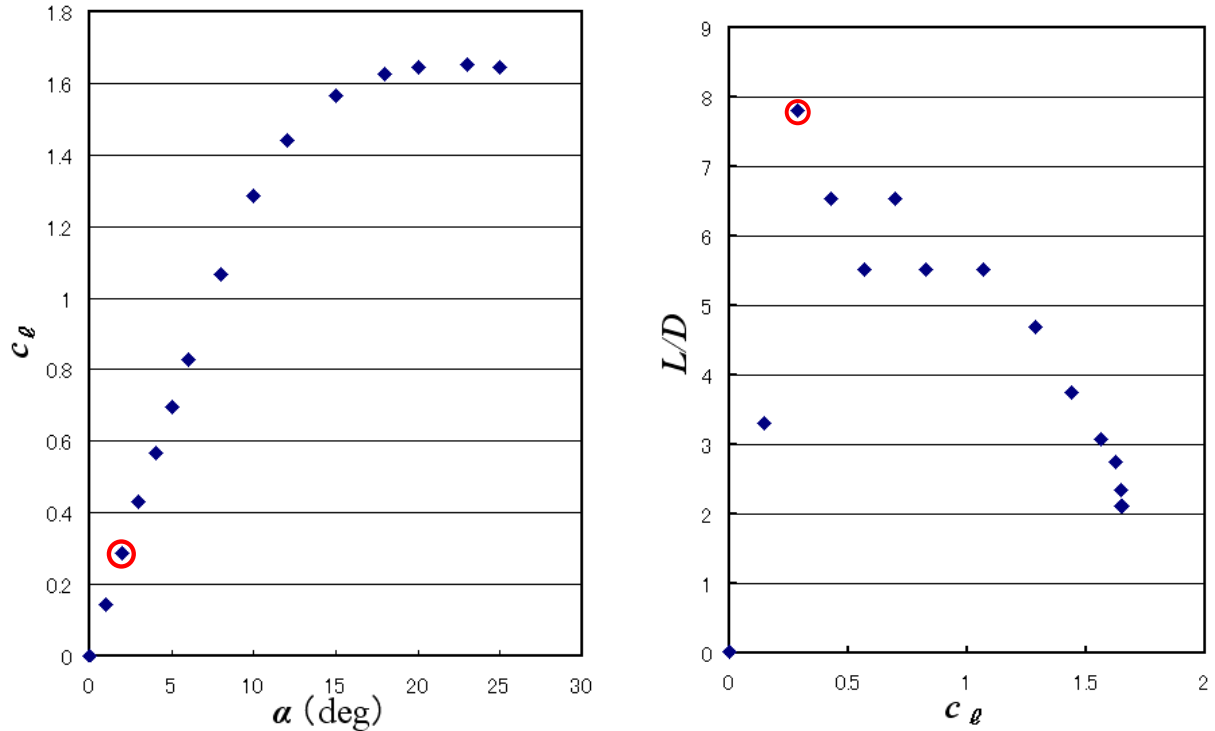


図 6-2 2次元空力特性の目標設計点[2]

左: $\alpha - c_\ell$ curve 右: $c_\ell - L/D$ curve

⑤と⑥で機体の必要強度・剛性・製作の簡便さ・材料と搭載部品の入手性・製作工程等を考慮して構造設計を行った。本機は機体サイズが十分小さいため、飛行時の荷重を、着地時・輸送時の取り扱い荷重が大きく上回る。よって飛行時の必要強度・剛性の算出は割愛した。一方、製作の迅速性を優先し、その範囲で可能な限り強度・剛性を高める方針をとった。主翼は図 6-3 に示す密度の異なる 3 種のバルサ・檜材の貼り合せブロックより鉋で削り出して製作し、表面にオラライトカバーフィルムを張ることで応力外皮構造を完成するよう設計した。また、上下翼を中央で接続し、同時にダクトドファンモータ支持部となる胴体構造は、Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP) のメス型ウェットレイアップ成形を採用し、CFRP とバルサ材でサンドイッチパネルを構成することにより強度・剛性の向上と軽量性を両立した。さらに、翼端に大荷重が加わった場合、外側の翼短板が離脱することで衝撃を緩和することを意図して、翼端板は二重構造とした。

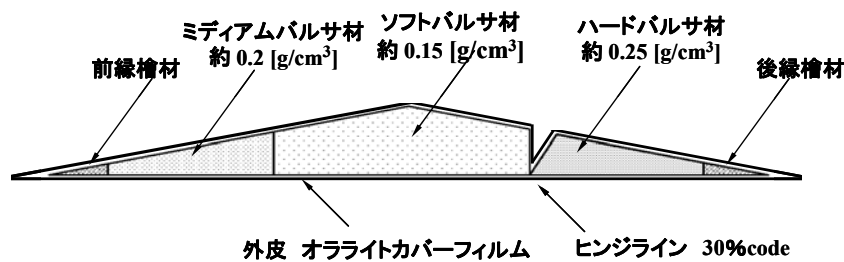


図 6-3 主翼断面構造

本機の機体緒元を表 6-1 に、三面図を図 6-4 に示す。なお、水平尾翼容積及び水平尾翼容積比は、エレボンを水平尾翼と見なし、各翼の 25%MAC どうしの距離をモーメントアームとして算出した。

表 6-1 機体緒元

主翼々幅	0.8	[m]
空力平均翼弦長	0.15	[m]
後退角	20	[deg.]
主翼々面積	0.102	[m ²]
アスペクトレシオ	6.3	—
主翼 揚力傾斜	0.1338	[1/deg.]
主翼取付迎角	2.0	[deg.]
エレボン舵面幅	0.7	[m]
エレボン舵面翼弦長	0.045	[m]
エレボン面積	0.032	[m ²]
水平尾翼容積	0.0028	[m ³]
水平尾翼容積比	0.18	—
エレボントリム角	-5	[deg.]
翼端板面積	0.007	[m ²]
翼端板トーイン角	3.0	[deg.]
重心位置	15%MAC	—
縦安定微係数	-0.028	[1/deg.]
機体質量	0.43	[kg]
翼面荷重	32.2	[g/dm ²]
主翼最大揚力係数	1.6	—
定常揚力係数	0.3	—
失速々度	5.73	[m/s]
定常飛行速度	13.2	[m/s]
定常飛行Re数	7.2E+04	—

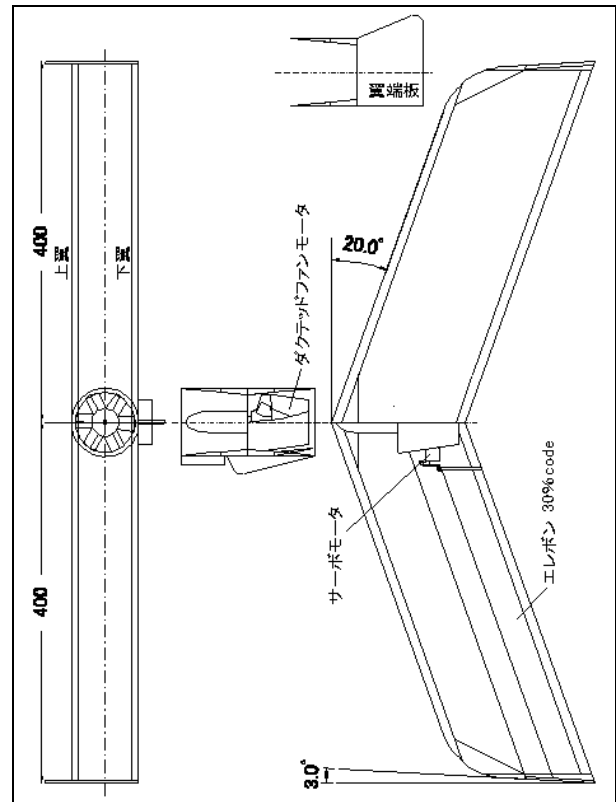


図 6-4 動力付低速飛行模型の三面図

6.2.2 空力計算における仮定

本機の設計では超音速複葉翼型をベースとして無尾翼形態の機体設計を行った。一般に無尾翼機は縦の釣合と静安定を生ずる目的から、Sキャンパーラインの主翼の後縁部分もしくは後退角とねじり下げをつけた主翼の翼端部分を、水平尾翼の負揚力発生と同様の目的に使用する。さらに、水平尾翼のモーメントアームに相当する部分が大変小さいため、主翼にはモーメント係数の小さな翼型を使用し、水平尾翼相当領域のトリムによって正の揚力を生じるよう設計する。

本機の設計にあたり、ブーゼマン翼型に上記の水平尾翼に相当する領域を設けるため、翼厚 0.05c、翼間距離 0.5c のブーゼマン複葉翼の下翼後縁 30 [%] をエレボンとして利用し、これを上方にトリムすることとした。この際、エレボン面積分だけ下翼の面積が減少し、ブーゼマン複葉翼の対称性が崩れると考えられるが、主翼のモーメント係数及び揚力係数は元のブーゼマン複葉翼から変化しないものと仮定して空力計算を行った。

6.2.3 フリーフライト機の飛行試験による検証

完全対称翼であるブーゼマン複葉翼にエレボンを設けた場合、厳密にはエレボンの領域が欠ける分だけ翼型の対称性が崩れ、ある程度のモーメントが発生するものと考えられる。ただし、このモーメント変化を正確に見積ることが困難であるため、前節 6-2-2 の仮定に基づく設計が実際の飛行において許容されるかどうかの検証を行う必要がある。そこで、動力付低速飛行模型を製作する前に、上記仮定に基づき設計したフリーフライト機による簡易飛行試験を実施した。

試験に使用したのは図 6-5 に示すスパン 400 [mm]、安定微係数 -0.027 [1/deg.] のフリーフライト機である。6.7 [m] の高さから手投げにより滑空させ、その水平到達距離を計測し、10 回の試行の平均から大まかな滑空比を算出した。また、滑空中の機体の挙動を目視で確認することで、静安定の発生を判断し、上記設計法の検証を行った。



図 6-5 フリーフライト実験機

6.2.4 フリーフライト機の飛行試験結果と考察

実験に使用したフリーフライト機の最良滑空比は約 4.7 であり、この滑空比を生ずる重心位置は、設計値に比して 1 [mm] 後方であった。翼厚 $0.05c$ 、翼間距離 $0.5c$ のブーゼマン複葉翼の翼単体 L/D は Re 数 1×10^5 において最良でも 7 程度であることから、模型の表面粗度、翼端板、胴体板、クッションの付加により抵抗が増加していることを考慮すると、上記実験結果の滑空比は妥当な値である。また、重心位置の移動に関しては、上で述べた抵抗増加要素がピッチ方向のモーメントを発生していることも考えられるため、翼型のモーメント変化と直接結び付けて議論することは困難である。ただし、重心位置の移動量は空力平均翼弦長の約 1.5 [%] 程度であり、機体設計上は許容範囲であるといえる。

また、滑空中の縦の振動は滑空開始から 1~2 秒程度で速やかに収束し、安定した飛行を確認できた。このことから、静安定は設計値で十分であり、今回の設計法で安定微係数の推定を行うことに不都合は無いと判断した。さらに、迎角が一定値を超えると L/D が悪化し、沈下率が急激に増加することも確認できた。これは、図 6-2 に示すように、迎角が目標設計点を超えると抵抗が急激に増加し、 L/D が極端に悪化することに起因している。動力付実験機では、燃費の向上を図る為、この領域を避けて飛行することが望ましい。

以上より、6-2-2 節で述べた空力設計上の仮定は、厳密にはエレボン形状のブーゼマン翼型を風洞試験もしくは CFD において再現し、2次元空力データを取得することが望ましいものの、今回の低速飛行模型の設計・飛行においては大きな影響を及ぼさないことがわかった。

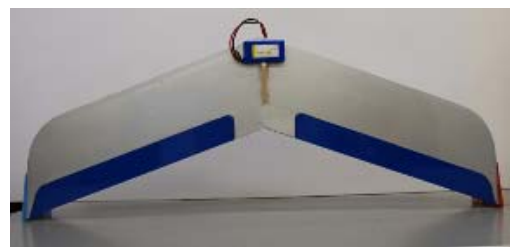
6.3 動力付低速飛行模型の試験飛行

6.3.1 動力付低速飛行模型について

6-2-1 節に示した緒元に沿って製作を行った。ただし、試験飛行時は機首に垂直に 90×80 [mm²] 程度の投影面積を有する衝撃吸収用のクッション材を装着した。また、バッテリーの移動により重心位置を変更出来るよう、機体下面にバッテリーを装着した。受信機、スピードコントローラーは胴体左側面に、サーボモータは下翼上面に接着して搭載した。試験飛行に使用した機体の写真を図 6-6 に示す。



機体上面

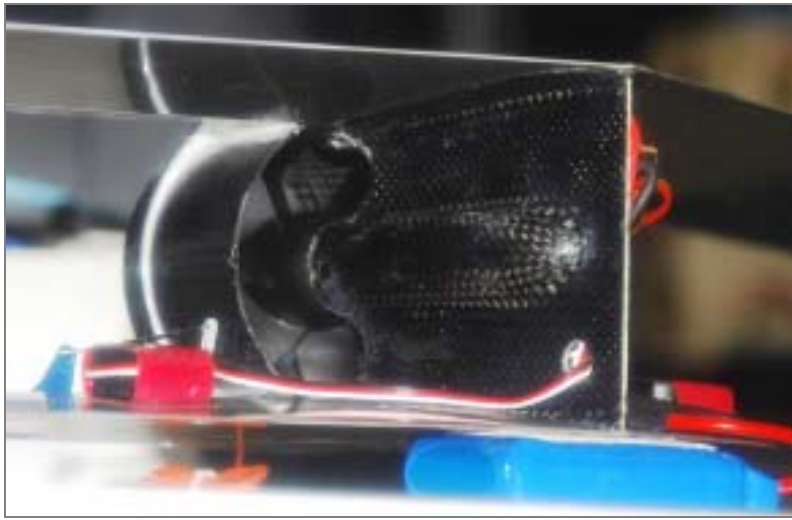


機体下面

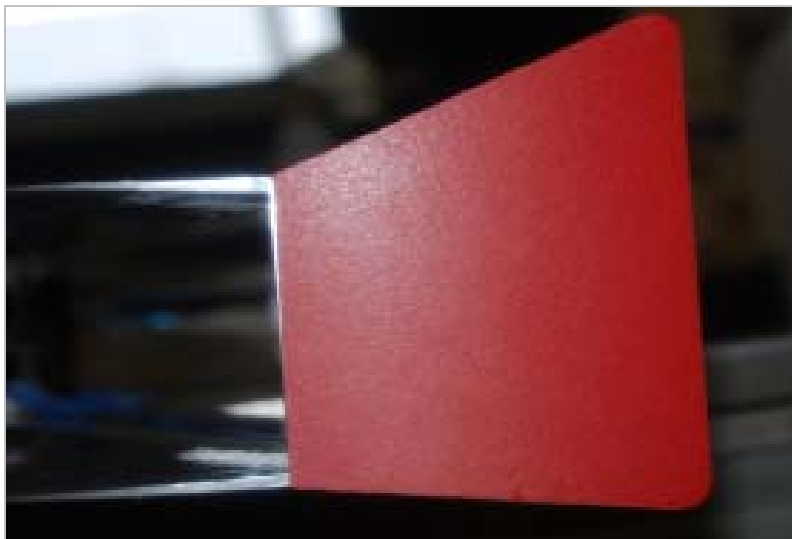
図 6-6 動力付低速飛行模型



機体正面



ダクト周辺



左翼端板

図 6-6 (続き) 動力付低速飛行模型

6.3.2 試験飛行条件

試験飛行は、2009年8月20日、午前9時30分より、宮城県仙台市荒浜の海岸に於いて実施した。当日の気象条件は、以下に示す通りであった[3]。

- ・曇り
- ・気温 26 [°C]
- ・湿度 80 [%]
- ・東南東，風速 4 [m/s]

風況は定常的で乱れの少ない海風であり、これに正対するよう、海岸沿いの堤防より砂浜に向かって手投げで発進した。試験飛行は2回の無動力滑空と、5回の動力飛行を実施し、1回目の飛行のみ、設計重心位置に対し5 [mm] 前方に重心を設定し、静安定を強めて発進した。全ての回でロール・ピッチ軸に対し操縦を行い、滑空の状態と操縦性を確認して重心位置とエレベータトリム量に変更を加えた。手投げ発進の様子を図6-7に示す。



図 6-7 手投げ発進の様子

6.3.3 動力付低速飛行模型の試験飛行結果と考察

試験飛行ごとの風況・スロットル開度・機体挙動・重心位置とトリム変更の概要を表6-2に示す。また、飛行時間は、最初の2回以外のケースでは3から4分程度であった。動力飛行の様子を図6-8に示す。

表 6-2 試験飛行記録

①	9:30	東南東3	off	機首下げ突っ込み	C.G.を2%後へ移動
②	9:35	東南東4	off	若干機首下げ	アップトリム1度増
③	9:40	東南東4	middle	釣合状態で飛行	積極的操縦を開始
④	9:50	東南東4	full	上昇	20m以上高度獲得
⑤	10:00	東南東4	full	上げ舵飽和確認	—
⑥	10:05	東南東4	full	下げ舵発散確認	—
⑦	10:10	東南東4	full	繰り返し旋回	バッテリー切れ

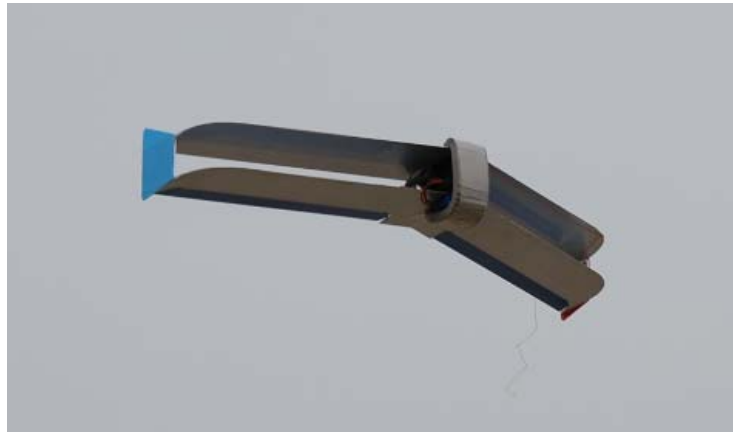


図 6-8 動力飛行の様子

飛行①では、発進直後に機首下げを生じ、そのまま回復することなく 4 [m] 程度前方の砂浜に着地した。これは、設計値に対して 5 [mm] 前方 (機体前端から 90 [mm]) に重心を設定し、静安定を強めていたことに伴い、釣合迎角が 1 [deg.] と、沈下の激しいセッティングであったことに起因する。そこで、飛行②では設計点 (機体前端から 95 [mm]) に重心が位置するようバッテリーを移動し、再度無動力滑空を実施した。その結果、十分な制御性を保持して 8 [m] 程度の安定した滑空に成功した。以上 2 回の無動力滑空試験より縦の安定と制御性についての確証を得られたので、動力飛行に移行する判断を行った。

飛行③では、安全のため若干飛行速度を遅くして試験する目的から、エレボンに 1 [deg.] のアップトリムを施し、スロットルを半分開いて発進した。その結果、横風のため進行方向を 20 [m] 程度変更したものの、操舵によりスパイラルを避けて水平飛行することに成功した。この飛行より、本機は水平飛行のためには最低でも 0.2 [N] 程度の推力を必要とすることがわかった。また、4 [m/s] の横風入力に対しても十分なロール制御性を有し、応答性もマニュアル制御に十分な応答速度を有していることが明らかとなった。また、発進直後の無制御状態で横風を受けても、スパイラルダウンに落ち込まないことから、ヨー方向安定性を意図して設けた、翼端板のトウインがうまく機能し、機体の旋回加速運動にある程度の歯止めを掛けているものと考えられる。

飛行④では本機の上昇性能を確認した。5 [m/s] の正対風が吹く中、10 ~ 20 [deg.] 程度の上昇角で上昇することを確認した。本機の L/D は 6.2.3 節のフリーフライト試験より、約 5 弱と見積もられており、本試験飛行中は機首に衝撃吸収用クッション材を装着したため、これがさらに上昇性能を悪化させる要因となった。

飛行⑤及び⑥では、本機の機首上げ及び機首下げ方向の制御限界を確認する目的から、エレボンに上げ舵・下げ舵のトリムを徐々に加え、機体の挙動を確認した。この結果、徐々に上げ舵トリムを加えて最終的にフルアップの操舵を行っても、本機は失速に至らず、上げ舵方向の制御限界を確認することは出来なかった。これは、本機に使用しているブーゼマン翼型の失速特性が緩慢であることに加え、舵面の面積と可動舵角が小さいことに起因する。一方、機首下げ方向には目視で約 10 ~ 20 [deg.] 程度の機首下げが加わった場合、急激に機首下げが加速される現象が確認された。これは、10 [deg.] 程度の機首下げ加わった際、下翼の失速が起これ、その剥離気流内に下翼後縁に位置するエレボン舵面が隠れてしまい、エレボンがエレベータとして機能しなくなってしまうためである。エレボンが剥離気流に取り込まれると、静安定を生ずるべき舵面が機能を失うため、機体全体がピッチ方向不安定となり、機首下げ方向に運動が発散する傾向が生ずる。従って本機の操縦においては、機首下げの危険性を確認次第、迅速な上げ舵を打たない限り、全機が風下を向くまで機首下げ運動が継続するため、上翼にも下翼と同様の動翼を設け、下翼の失速に対応し得る設計に変更する必要がある。以上より、本機のピッチ方向制御限界は機首下げ方向には約 10 [deg.] と確認された。

飛行⑦では、ロール制御の左右非対称性を確認する目的から、8の字旋回を繰り返した。一般に直径の大きなプロペラを有する飛行機は、プロペラ回転の反トルクを受けロール制御の応答性に非対称性が見られる。しかし本機では、そのような傾向は確認されなかった。これは、本機では直径が小さく軽量のダクテッドファンモータを使用していることに起因する。

6.4 まとめ

本研究では、超音速複葉実証機を想定した研究開発のテストケースとして、無尾翼形態の低速飛行実証模型を設計・開発し、飛行試験を実施した。得られた知見を以下に示す。

- (1) フリーフライト模型の飛行試験を実施し、本機の設計に導入した、 c_m 及び c_l についての仮定を検証した結果、本機の飛行には大きな影響を及ぼさないことがわかった。ただし今後さらに厳密な設計を実施するにあたり、エレボン形状のブーゼマン翼型を風洞試験もしくはCFDにおいて再現し、2次元空力データを取得することが必要である。
- (2) 動力付低速飛行模型の無動力滑空飛行試験を行った結果、本機が適当な静安定を備えていることが確認された。
- (3) 動力付低速飛行模型の動力飛行試験を行った結果、本機の機首下げ方向の制御限界及び、ロール方向の操縦性が確認された。また、上翼にも下翼と同様の舵面を設置する必要性が示された。

参考文献

- [1] 宮内空野, 豊田篤, 山下博, 鄭信圭, 大林茂, "ブーゼマン複葉翼を用いた低速飛行模型の開発", 第47回飛行機シンポジウム, 2009年11月 pp. 93-98, 2009.
- [2] Kuratani, N., Ozaki, S., Obayashi, S., Ogawa, T., Matsuno, T., and Kawazoe, H., "Experimental and Computational Studies of Low-speed Aerodynamic Performance and Flow Characteristics around a Supersonic Biplane," *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* Vol. 52, No. 176, pp. 81-86, 2009.
- [3] 地域気象観測システム (AMeDAS), 気象庁, URL: <http://www.data.jma.go.jp/obd/stats/etrn/>, (2009年8月23日).

付録(代表論文別刷)

— Web 掲載版では省略 —