

高揚力装置騒音計測用模型を用いた スラット騒音低減デバイスの研究

今村太郎, 浦弘樹, 横川謙, 山本一臣
宇宙航空研究開発機構

Research of Noise Reduction Devices on High Lift Noise Measurement Model

by

Taro Imamura, Hiroki Ura, Yuzuru Yokokawa, Kazuomi Yamamoto

ABSTRACT

This paper focuses on numerical and experimental research for designing low-noise slat on a simplified high-lift configuration model (OTOMO). Slat noise is known as a dominant noise source from the aircraft at approach condition and noise reduction is required for future aircraft without any aerodynamic penalties. Two types of noise reduction devices are considered. First device is a slat cove filler (SCF). From the previous studies, SCF seems to have an effect on reducing broadband noise by forming substantially continuous shape instead of a slat cusp configuration. Several previous studies indicate that noise reduction can be achieved by maintaining the aerodynamic performance. In this study, further investment on small difference in SCF geometry is discussed experimentally as well as numerically. The best SCF shape maintains the aerodynamic performance and substantial noise reduction is achieved. The second device is called thin slat (TS). This device maintains the leading edge radius of the baseline slat and cusp region is shaved off to avoid separation from the cusp. Interestingly, the aerodynamic performance, such as maximum lift coefficient and stall angle, will be maintained while noise reduction is achieved. These results indicate that lower surface slat could be designed for the low noise configuration without aerodynamic penalties.

1. はじめに

世界的な航空機旅客数の高まりに伴い、民間航空機の離発着回数は増加の一途をたどっている。そのため、空港周辺における環境への配慮が特に求められており、騒音を減らすことがその課題のひとつに挙げられている¹⁾。特に、エンジンを絞ってアプローチをする着陸時において、エンジン騒音と機体騒音（降着装置や高揚力装置から発生する騒音）が同レベルになりつつある²⁾。今後より厳しくなる騒音規制に対応するためには機体騒音低減につながる技術の獲得が急務である。現在、宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループでは、高揚力装置（図1参照）に着目し、騒音予測および騒音低減化技術に関する研究を、計算および実験の両面から進めている。一方、高揚力装置は空力性能を高める観点から設計されており、低騒音化が求められている現在においても形状変更の余地が少ない。騒音源が明らかになった場合においても、低騒音デバイスを取り付けることによって、空力性能が低下してしまえば、実機への適用が困難である。このような背景から、空力性能と空力音響の両面から高揚力装置周りの流れ場を理解する必要がある。

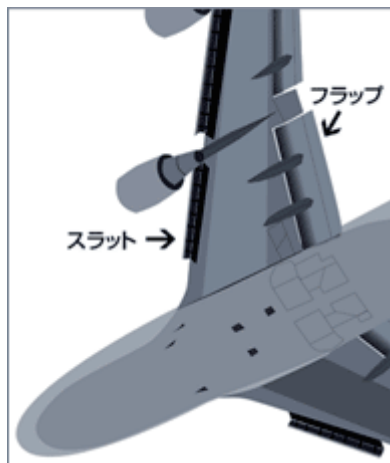


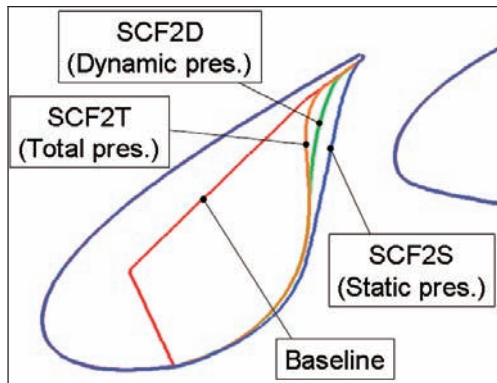
図1 航空機高揚力装置

本研究では、高揚力装置前縁スラットから発生する騒音を低減させることを目的としたデバイスについて検討する。従来、高揚力装置は空力性能を高める観点から設計されており、低騒音化が求められている現在においても形状変更の余地が少ない。騒音源が明らかになった場合においても、低騒音デバイスを取り付けることによって、空力性能が低下してしまえば、実機への適用が困難である。このような背景から、空力性能と空力音響の両面から高揚力装置周りの流れ場を理解する必要がある。上記課題を踏まえ、数値解析および実験の両面からその特性を明らかにする。

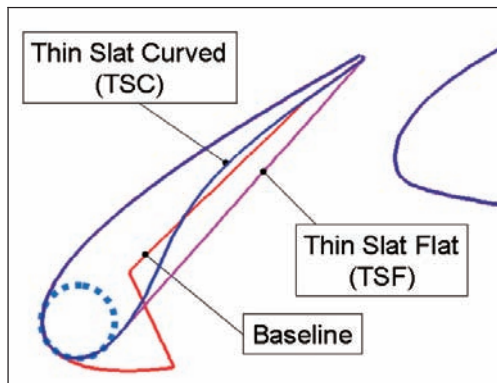
2. スラット低騒音デバイスの設計

スラット低騒音デバイスの設計においては、二次元定常CFD解析を実施した。計算には、JAXAで開発をしているUPACSコード³⁾を使用した。支配方程式は Reynolds-Averaged Navier-Stokes（以下 RANS）方程式であり、乱流モデルには Spalart-Allmaras 一方程式モデルを用いている。

本研究では、スラット・コブ・フィラー（Slat cove filler, 以下 SCF）およびシン・スラット（Thin slat, 以下 TS）の2種類のデバイスについて検討した。それぞれの形状を図2に示す。両者に共通する低騒音化のコンセプトとしては、従来のスラット下面側にある、バックステップ状の不連続部分からせん断層が生じないようにしてやることである。これまでの研究から、主たるスラット騒音源であることが分かっている。SCFについては、デバイスが取り付けられる前の形態における流れ場を参考に形状を決定する。数値解析から得られた総圧、動圧、及び静圧分布を元に、SCF2T（Total pressure）、SCF2D（Dynamic pressure）、SCF2S（Static pressure）の3種類について検討する。TSについては、スラット前縁部の円弧とスラット後縁を滑らかな曲線でつないだ TSC（Thin Slat Curved）と直線でつないだ TSF（Thin Slat Flat）の2種類について検討する。計算条件は、風速 60m/s(M=0.173)、高揚力装置を収納した状態のコード長(0.6m)を代表長さとする、レイノルズ数は 2.3×10^6 である。また、一般的な航空機の着陸時の翼表面静圧分布に基づき、迎角は2度とする。



(a) Slat Cove Filler



(b) Thin Slat

図2 低騒音デバイス

図3に上記条件下におけるマッハ数分布を示す. デバイス形態にすることにより, デバイスが取り付けられる前の形態で発生していた大きな剥離が抑えられていることが確認できた. TSC は凹面になっている下面側でわずかな剥離が生じているが, 従来型に比べればその剥離領域は小さい. 従って, この条件下においては, 騒音低減が見込まれる.

図4に揚力-迎角特性を示す. SCF2S に関しては, 最大揚力の低下が見られるものの, その他のデバイスについては, 従来のスラットと同等の揚力が保たれることが示された. スラットと母翼の隙間部分の形状が変化すると空力性能に違いが生じるが, SCF2D, SCF2T, TS については従来のスラットと同じであることに起因すると考えられる.

以上の事から, スラットの下面形状は, 空力性能へ及ぼす影響は小さいと考えられる.

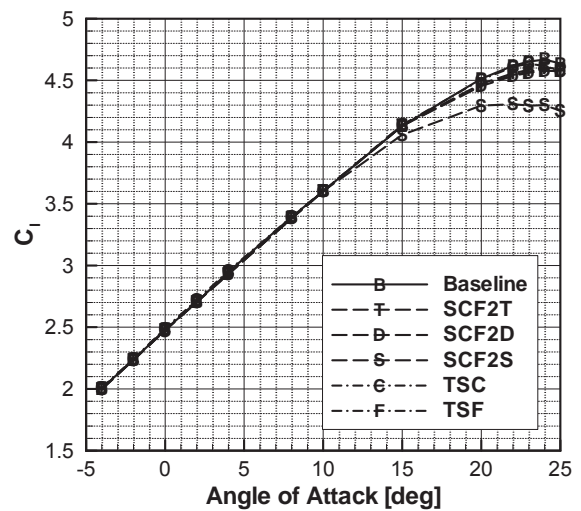


図4 各デバイスの揚力-迎角特性 (2次元 RANS 解析結果)

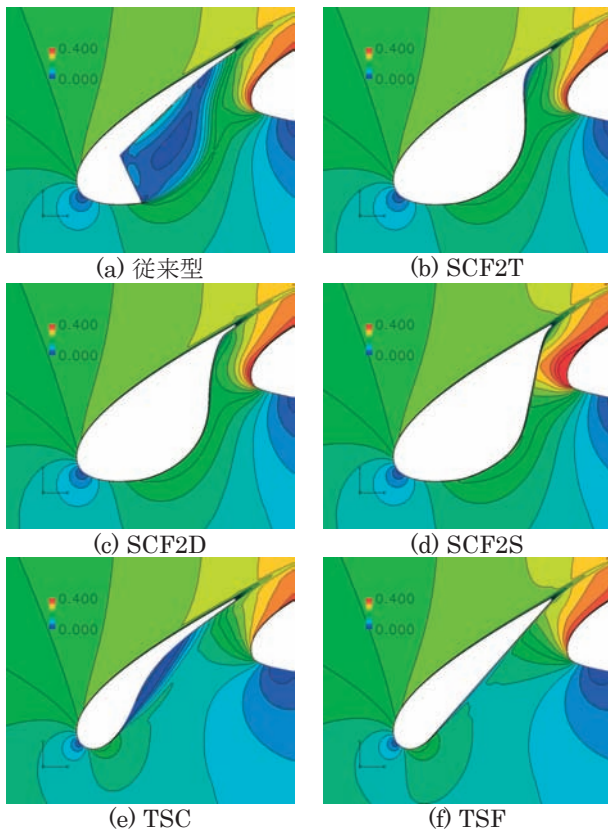


図2 各デバイス周りのマッハ数分布 (2次元 RANS 解析結果)

3. 実験による検証

3.1 実験模型および実験条件

使用した模型は, 高揚力装置騒音研究用に JAXA が設計をした3次元3翼素模型 OTOMO である. 模型スケールは, スパン 1.35m (半翼), 高揚力装置収納時の翼弦長 0.6m, 後退角, テーパー, 上反角はいずれも付けられていない (図5参照). 高揚力装置として, フルスパンの前縁スラット, 70%スパンのシングルスロットドフラップが設置されている. 尚, 本試験では高揚力装置形態として, 着陸形態 (スラット 25 度, フラップ 35 度), スラット展開形態 (スラット 25 度, フラップ収納) の2種類について議論する.

試験は, 図6に示す通り, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の 2.0m×2.0m 低速風洞 (以下 JAXA-LWT2) および鉄道総合技術研究所大型低騒音風洞4) (以下, RTRI 風洞) において実施した. JAXA-LWT2 においては各種の空力計測, 可視化計測とフェーズドマイクアレーによる音源探査を行い, 一方, RTRI 風洞においては無指向性マイクによる遠方場騒音計測と模型表面静圧分布計測を行った. 両風洞はそれぞれ閉鎖型および開放型の測定部を有しており, 測定条件の評価には表面静圧分布を用いた. ここでは $U=50\text{m/s}$ の結果について議論する. 対応するレイノルズ数は 1.9×10^6 である.

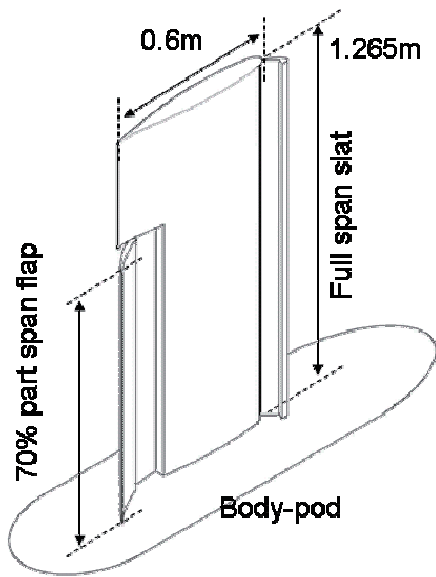
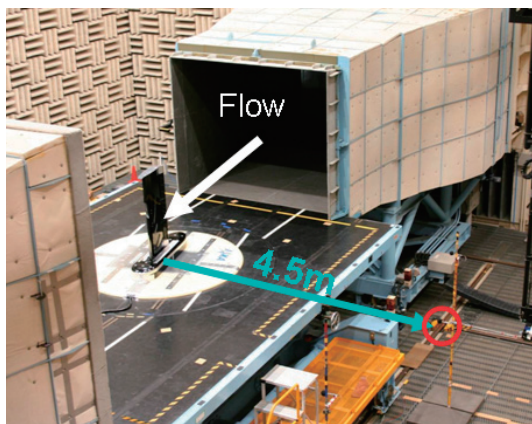


図5 OTOMO 模型形状



(a) JAXA-LWT2



(b) RTRI 風洞

図6 風洞実験の概要図

図7に着陸形態における、揚力-迎角特性を示す。この結果から、SCF2S については、最大揚力が低下するものの、その他のデバイスについては、従来のスラットと同等の揚力が保たれることが確認できた。これは、図4に示した、二次元定常CFD解析の結果と一致した傾向である。

続いて、図8に RTRI 風洞でのスラット展開形態の騒音計測結果を示す。フラップは収納し、スラット騒音のみに注目する。ここでは $U=50\text{m/s}$ 、迎角 12 度 (25%スパン位置で二次元定常CFD解析における2度の流れ場に相当) である。まず、SCF2T と SCF2D に関しては、従来のスラットと比べて大幅な騒音低減が確認できた。SCF2S に関して、1kHz 近傍の騒音に関しては、他の SCF と同程度の騒音低減が得られているが、逆に 2.5 から 10kHz にかけて騒音が増加する傾向になっている。一方 TS に関しては、従来のスラットと比べてわずかな騒音低減しか得られていない。従って、スラット下面側の剥離が抑えられていない可能性がある。

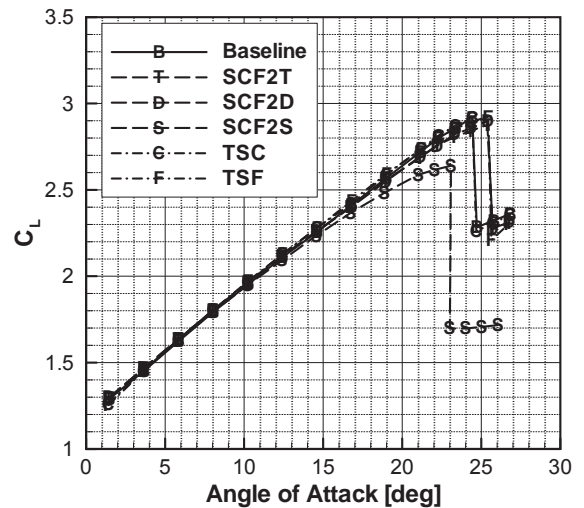


図7 各デバイスの揚力-迎角特性 (実験結果)

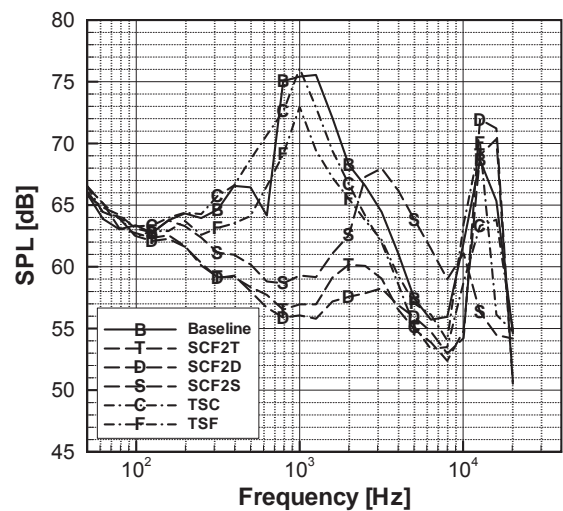


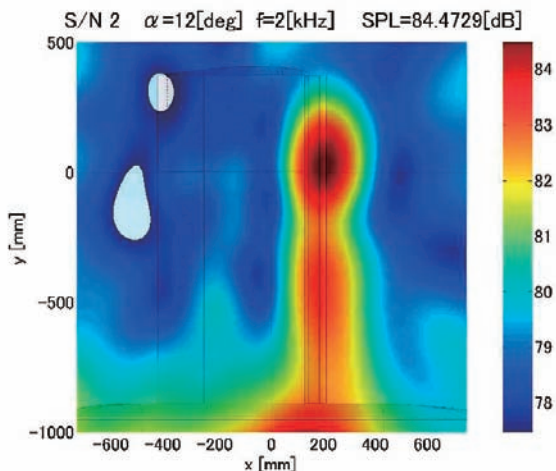
図8 各デバイスの騒音スペクトル

3. 2 実験結果

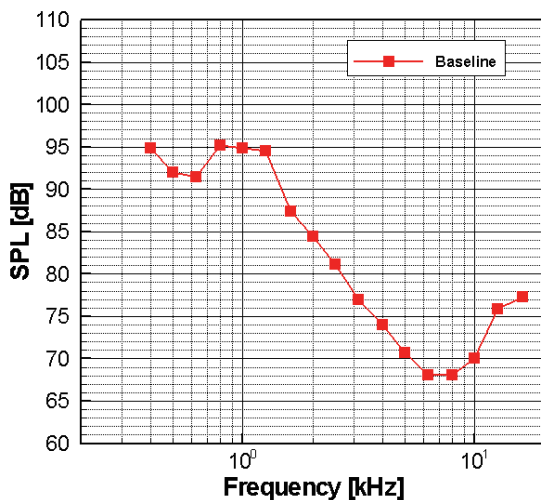
より音源について理解を深めるため、音源探査 5)の結果を次に示す。図 9 (a)は、スラット展開形態における、 $f=2\text{kHz}$ の音源分布を示す。音源探査から、その周波数の音源が模型のどこから発生しているのか可視化される。このマップ上から、スラット近傍についてのみ、SPL の最大値を検索することで、図 9 (b)に示すようなスペクトル分布を描くことが出来る。更に周波数方向に加算することでオーバーオール音圧 (OASPL) が計算される。

図 10 は横軸に迎角、縦軸に OASPL (1-16kHz の間を加算) を取り、各デバイスのスラット騒音の迎角依存性を見たものである。SCF については、低迎角領域 (6 度以下) を除き、騒音低減が得られている。一方 TS に関しては、6 度を除き騒音低減効果が確認できたものの、低減量自体は小さい。

原因のひとつとして、模型におけるスパン方向の有効迎角の変化が考えられる。OTOMO はスパン方向にねじり下げを行っておらず、翼端に向かうにつれ、局所有効迎角は小さくなる。25% と 80% スパン位置における C_p 分布を比較すると、有効迎角で 4 度程度異なる。仮に 25% スパン位置で、2 次元定常 CFD 解析における 2 度に相当する流れ場であったとすると、80% 位置では -2 度に相当することになる。



(a) 音源探査マップ



(b) スラット騒音のスペクトル

図 9 音源探査マップとスラット騒音の抽出

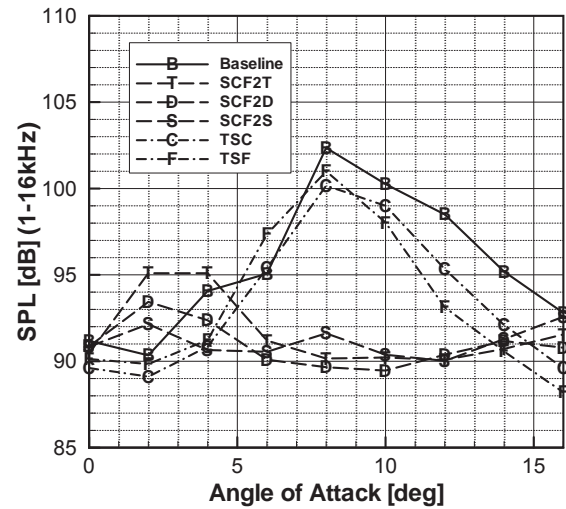


図 10 各デバイスの OASPL-迎角特性

図 11 は -2 度における、マッハ数分布の比較である。SCF では、剥離が抑えられているのに対し、TS では剥離が生じている。従って、本模型では、翼端付近での剥離のため、TS については騒音低減量が過小評価されていると考えられる。図 10 を見ると、迎角が増加するにつれ、従来型スラットと TS との差は大きくなる (迎角増加に伴い剥離が減少するため) 事実とも一致する。このように、スラット下面側の形状は騒音発生メカニズムに敏感であることが明らかになった。

4. まとめ

本研究では、高揚力装置前縁スラットから発生する騒音を低減させることを目的としたデバイスについて、数値解析および実験の両面から、空力及び空力音響特性を明らかにした。SCF, TS のいずれのデバイスにも共通する低騒音化のコンセプトは、通常のスラット下面側にある、バックステップ状の不連続部分からせん断層が生じないようにすることである。

今回検討した範囲においては、SCF2D というデバイスが空力及び低騒音化の面で最も有効であることが示された。一方 TS に関しては、従来型のスラットと同様の空力性能が維持されることが示されたものの、試験を実施した模型の特性により、騒音低減量に関しては過小評価されている可能性が考えられる。

以上まとめると、スラットの下面形状は空力性能に関しては感度が小さく、空力騒音に関しては感度が大きいことが明らかになった。SCF2S のようにスラットと母翼の隙間の形状が変化すると、空力性能にも違いが生じるが、SCF2D や TS のようにカスプ部の形状を変化させても、最大揚力係数などの値はほとんど変化しない。一方騒音に関しては、スラットの下面形状を変化させ剥離を抑えることで、低減できることが示された。従って、より良い低騒音スラットの設計に際しては、スラット下面側を最適化することにより、空力性能のペナルティを抑えられると考えられる。

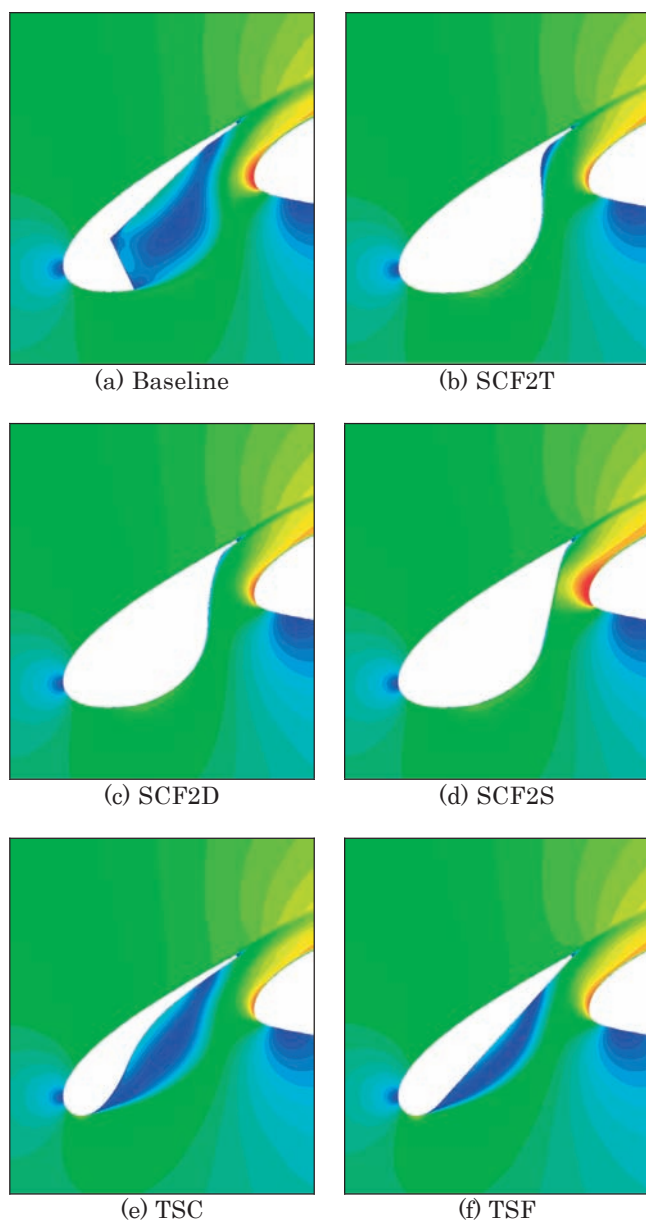


図 1 1 迎角-2度における各デバイス周りのマッハ数分布

参考文献

- 1) Astley, J., "Predicting and Treating Fan and Turbomachinery Noise Current Technology, Research & Facilities", UK-Japan Bilateral Workshop, Aircraft Emissions and Noise Tokyo, January 17-19 2006
- 2) Hardin, J. C., "Airframe self-noise - Four Years of Research", NASA TM X-73908, 1976
- 3) Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki, R., and Iwamiya, T., "Development of a Common CFD Platform - UPACS -," in Parallel Computational Fluid Dynamics - Proceedings of the Parallel CFD 2000 Conference, Trondheim, Norway, Elsevier Science B. V., 2001, 257-264.
- 4) Maeda, T., Kondo, Y., "RTRI's Large-scale Low-noise Wind Tunnel and Wind Tunnel Tests" Quarterly Report of RTRI, Vol.42, No.2 (2001), pp.65-70.
- 5) Ura, H., Yokokawa, Y., Imamura, T., Ito, T. and Yamamoto, K., "Investigation of Airframe Noise from High Lift Configuration Model" AIAA-2008-0019, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008
- 6) Dobrzynski, W., Nagakura, K., Gehlhar, B., and Buschbaum, A., "Airframe noise studies on wings with deployed high-lift devices" AIAA paper 1998-2337 1998
- 7) Dobrzynski, W., and Pott-Pollenske, M., "Slat noise source studies for farfield noise prediction", AIAA-2001-2158, AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Maastricht, Netherlands, May 28-30, 2001
- 8) Takeda, K., Ashcroft, G.B. and Zhang, X., "Unsteady Aerodynamics of Slat Cove Flow in a High-Lift-Device Configuration", AIAA Paper 2001-0706, 2001
- 9) Pollenske, M.P., Gonzalez, J.A., Dobrzynski, W., "Effect of Slat Gap on Farfield Radiation Noise and Correlation with Local Flow Characteristics", AIAA Paper 2003-3228, 2003
- 10) Kaepernick, K. Koop, L. and Ehernfried, K., "Investigation of the Unsteady Flow Field inside a Leading Edge Slat Cove", AIAA Paper 2005-2813, 2005
- 11) Terracol, M., Labourasse, E., Manoha, E. and Sagaut, P., "Simulation of the 3D Unsteady Flow in a Slat Cove for Noise Prediction", AIAA Paper 2003-3110, 2003
- 12) Khorrami, M.R., Choudhari, M.M., Jenkins, L.N., "Characterization of Unsteady Flow Structures Near Leading-Edge Slat: Part 2. 2D Computatons", AIAA Paper 2004-2802, 2004
- 13) Choudhari, M.M. and Khorrami, M.R., "Slat Cove Unsteadiness: Effect of 3D Flow Structures," AIAA paper 2006-0211, Jan. 2006.
- 14) Imamura, T., Enomoto, S., and Yamamoto K., "3D Unsteady Flow Computations in a Slat Cove using Large Eddy Simulation", AIAA paper 2006-2668, May 2006
- 15) Imamura, T., Enomoto, S., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., "Simulation of the Broadband Noise from a Slat Using Zonal LES/RANS Hybrid Method", AIAA Paper 2007-0226, Jan. 2007
- 16) Soderman, P., Kafyeke, F., Burnside, N. J., Chandrasekharan, R., Jaeger, S. M., and Boudreau, J., "Airframe noise study of a CRJ-700 aircraft model in the NASA Ames 7- by 10-Foot Wind Tunnnel No. 1", AIAA paper 2002-2406, 2002
- 17) Ortmann, J., and Wild, J., "Effect of Acoustic Slat Modifications on Aerodynamic Properties of High-Lift Systems" AIAA-2006-3842, 2006
- 18) C. Streett, C., Casper, J., Lockard, D., and Khorrami, M., Stoker, R., Elkoby, R., Wenneman, W., Underbrink, J., Wenneman, W., and Underbrink, J., "Aerodynamic Noise Reduction for High-Lift Devices on a Swept Wing Model" AIAA-2006-0212, Jan. 2006

- 19) Andreou, C., Graham, W., and Shin, H., "Aeroacoustic Study of Airfoil Leading Edge High-Lift Devices" AIAA paper 2006-2515, Jan. 2006
- 20) Imamura, T., Ura, H., Yokokawa, Enomoto, S., Y., Yamamoto, K., "Designing of Slat Cove Filler as a Noise Reduction Device for Leading-edge Slat", AIAA paper 2007-3473
- 21) Kolb, A., Faulhaber, P., Drobietz, R., and Grünewald, M., "Aeroacoustic Wind Tunnel Measurements on a 2D High-Lift Configuration", AIAA-2007-3447, 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference) , Rome, Italy, 2007
- 22) Ura, H., Yokokawa, Y., Imamura, T., Ito, T. and Yamamoto, K., "Investigation of Airframe Noise from High Lift Configuration Model" AIAA-2008-0019, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008
- 23) Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki, R., and Iwamiya, T., "Development of a Common CFD Platform - UPACS -," in Parallel Computational Fluid Dynamics - Proceedings of the Parallel CFD 2000 Conference, Trondheim, Norway, Elsevier Science B. V., 2001, 257-264.
- 24) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S., and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," in High Performance Computing Proceedings of 5th International Symposium, ISHPC 2003, Ed. Veidenbaum et al., Springer, 2003, pp307-319.
- 25) Murayama, M., Yamamoto, K., and Kobayashi, K., "Validation of Flows on High-Lift Configurations by Structured- and Unstructured- Mesh Method", AIAA paper 2005-1226, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit
- 26) Shima, E., "A Simple Implicit Scheme for Structured/Unstructured CFD," Proceedings of 29th Fluid Dynamics symposium, Hokkaido, Japan, 1997, pp.325-328. (in Japanese)
- 27) Spalart, P.R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 92-0439, Jan. 1992.
- 28) Rumsey, C.L., and Ying, S.X., "Prediction of High Lift: Review of Present CFD Capability," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 38, pp. 145-180, 2002.
- 29) Lei, Z., Murayama, M., Takenaka, K., and Yamamoto, K., "CFD Validation for High-Lift Devices: Two-Element Airfoil" Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 49 (2006) No. 163, pp.31-39
- 30) Murayama, M., Lei, Z., Mukai, J., and Yamamoto, K., "CFD Validation for High-Lift Devices: Three-Element Airfoil", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 49 (2006) No. 163, pp.40-48
- 31) Clifford-Jones, J. B., British Aerospace Public Limited Company, London, England, U.S. Patent, "Leading edge arrangements for aircraft wings", Patent Number:4,585,192, Apr.29,1986.
- 32) Maeda, T., Kondo, Y., "RTRI's Large-scale Low-noise Wind Tunnel and Wind Tunnel Tests" Quarterly Report of RTRI, Vol.42, No.2 (2001), pp.65-70.
- 33) Koop, L., Ehrenfried, K., and Dillmann, A., "Reduction of Flap Side-Edge Noise: Passive and Active Flow Control" AIAA-2004-2803, 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference , Manchester, GREAT BRITAIN, 2004