

非平衡プラズマによる気流制御 (第1報) - プラズマ誘起噴流による翼面剥離抑制効果 -

Experimental Study on Flow Control Using Non-Thermal Plasma (1st: Separation Control for Wing Surface Flow Using Plasma Induced Flow)

非 田中 元史, 非 林 和夫, 正 松田 寿, 正 大友 文雄,
非 野田 悦夫, 正 新関 良樹, 非 安井 祐之, 非 志村 尚彦 (東芝)
正 藤井 孝蔵, 正 大山 聖 (JAXA), 非 二宮 由光 (東京大学大学院)

Motofumi TANAKA, Kazuo HAYASHI, Hisashi MATSUDA, Fumio OTOMO, Etsuo NODA, Yoshiki NIIZEKI,
Hiroyuki YASUI, Naohiko SHIMURA, TOSHIBA CORPORATION, Suehiro-cho 2-4, Tsurumi-ku, Yokohama 230-0045
Kozo FUJII, Akira OYAMA, JAXA, Yoshinodai 3-1-1, Sagami-hara 229-8510
Yoshihiko NINOMIYA, Univ. of TOKYO, Yoshinodai 3-1-1, Sagami-hara 229-8510

The performance of the surface air-flow induced by non-thermal plasma is studied experimentally. The non-thermal plasma is generated by atmospheric dielectric-barrier discharge. The input discharge power was 1.8W. At first, flow induced by the discharge on a flat plate is investigated. Velocity profile is measured by a hot-wire anemometer. The maximum value 1.1 m/sec was observed on the plate surface. Secondary, separation control for wing surface flow is investigated using a 9cm chord NACA0015 in a wind tunnel at 20m/s of air stream velocity ($Re \sim 1.2 \times 10^5$). Barrier discharge electrode is set on the leading edge of the wing. Separation angle is increased by 3.5 degrees and the maximum of the lift coefficient is improved by 12%.

Key Words: non-thermal plasma, flow, control, wing, separation, boundary layer

1. はじめに

非平衡プラズマは低温プラズマとも呼ばれ、気体分子を加熱することなく反応性の高いラジカルを生成することができる利点があり、オゾン発生器などの環境機器に広く用いられてきている。非平衡プラズマの電気流体力学的特性は、電気集塵機等におけるイオン風等で古くから研究されているが⁽¹⁾、これを積極的に活用する試みはこれまであまりなされてこなかった。近年になって、非平衡プラズマを物体表面に生成することにより、その電気流体力学的効果を利用して流れを制御する手法が、アメリカ航空宇宙学会等で盛んに議論されてきている⁽²⁾。

プラズマによる気流制御技術は、1) 非常に薄い噴流を誘起できる、2) 時定数の短い電氣的制御が可能、3) 故障の原因となる機械的駆動部をもたない、4) 装置がコンパクト、等の特長を備えており、この技術が実用化されればさまざまな流体機器の革新的キー技術となる可能性があり、日本でも研究の進展が期待されている⁽³⁾。

この技術における放電部の構成として、主にDCコロナ放電によるイオン風を利用したものと、バリア放電から誘起される噴流を利用したものが研究されている。このうちバリア放電はコロナ放電に比べ、劣悪環境下でも放電を安定に生成できるため、各種流体機器への適用性が高いと考えられる。

バリア放電型のプラズマアクチュエータが噴流を誘起するメカニズムについてはまだ明確にはなっていないが、実験的に観測されている流速は、イオン風⁽¹⁾同様数 m/s であり、一般の流体機器における流速に比べて低い。この低速の噴流で流れの剥離が抑制されるメカニズムとして、a) 縦渦の発生等により乱流遷移が促進される、b) 境界層を連続的に加速することにより速度分布が改善される、という考え方が挙げられている⁽²⁾。

日本におけるプラズマ気流制御の研究例はまだ少数であるが、a) のメカニズムを利用したものについては、小河原⁽⁴⁾らが吸い込みと噴出しを交互に繰り返す円形電極を翼面に取り付けた風洞実験を実施して、後流の速度分布計測により抵抗低減効果を確認している。b) のメカニズムに関しては、

バリア放電からの誘起噴流の特性を竹内⁽⁵⁾・安部⁽⁶⁾らが実験的に研究している。剥離抑制効果については田中⁽⁷⁾・椿野⁽⁸⁾らの数値解析による予測がある。

東芝では、従来から非平衡プラズマを用いた排ガス処理装置等の環境機器や家電機器等を開発してきており⁽⁹⁾⁻⁽¹²⁾、今回この技術を用いたプラズマ気流制御装置の実用化可能性を検証する研究を宇宙航空研究開発機構 (JAXA) と共同で開始した。これまで行われてきた研究の整理や、誘起流れ発生およびそれによる流れ場の制御メカニズムなどについて議論を重ね、東芝は主に実験的なアプローチから、JAXA では主に数値流体力学的アプローチから問題の解明に取り組んできた。

本論文においては、バリア放電によって誘起される噴流の特性と、その噴流による気流制御効果、さらに制御方式の最適化による効果の増大について、一連の実験により確認することができたので報告する。第1報では、平板上で誘起される噴流の特性と、NACA0015 翼型に対する翼面剥離抑制効果を確認する風洞実験の結果を、第2報⁽¹³⁾では、境界層を断続的に制御して加速した場合の効果を書き記す。

2. 平板上に誘起される噴流の観測

静止気体中においた平板上にバリア放電を生成して、誘起される噴流の高さ方向の速度分布を熱線流速計によって測定した。図1(a)のように、120mm × 120mm のガラス平板の一端近くに電極を構成し、熱線流速計 (DANTEC 、 STREAMLINE) の I 型熱膜センサ (55R1 型) を鉛直方向に移動させて、各高さにおける風速を測定した。

電極は図1(b)に示すように構成した。ポリイミドフィルム (厚さ 50 μm × 3 枚重ね) を誘電体として用い、その表面に 2mm × 110mm、裏面に 10mm × 100mm の銅テープ (厚さ 80 μm) を設置した。電極はガラス平板の一端に貼付した。露出電極 (表側) と被覆電極 (裏側) の間に電源を接続して両極性パルス電圧を印加すると、露出電極近傍にバリア放電が生成する。被覆電極を接地電位とし、熱線流速計は露出電極端から 15mm 離れた位置で上下させた。

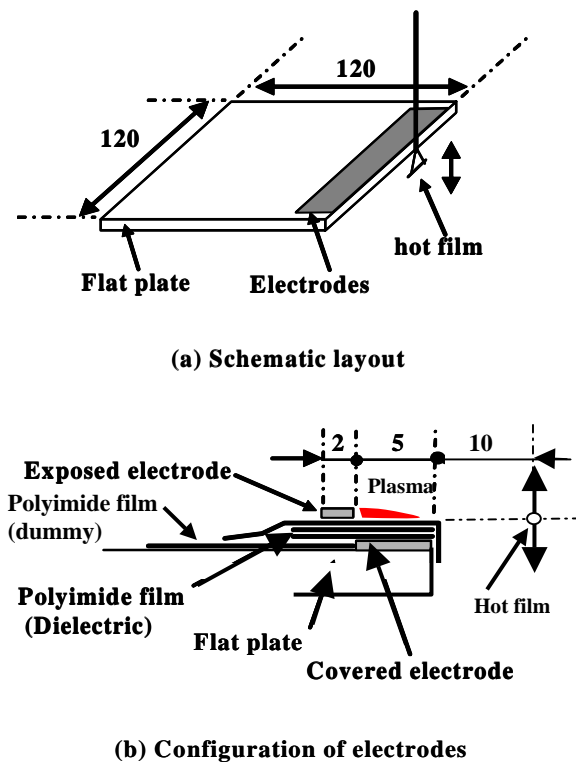


Fig. 1. Experimental setup for velocity profile measurement by hot film (a) Schematic layout, (b) Configuration of electrodes

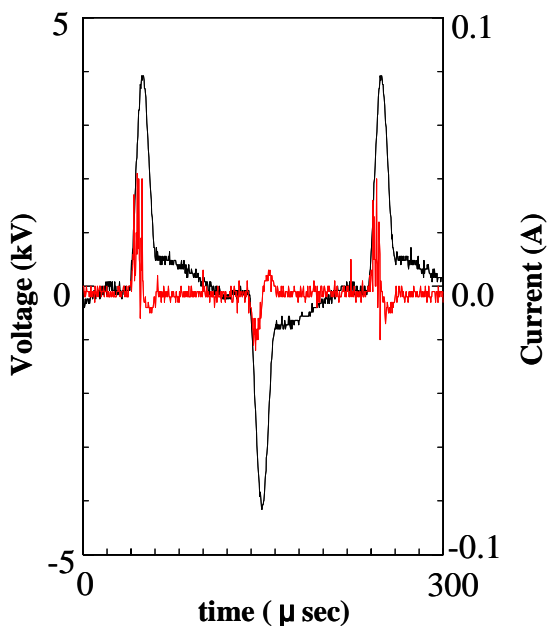


Fig. 2. Typical waveform of voltage(Black) and current (Red)

図2に印加電圧と電流の波形を示す。印加電圧は4kV(最大値) 繰り返し周波数は5kHzである。電圧・電流はそれぞれ、高電圧プローブ(Tektronix P6015A)・電流モニタ(Pearson 4100)により測定し、それらの積を時間積分して放電入力を求めた。図2の場合の放電入力は1.8Wである。

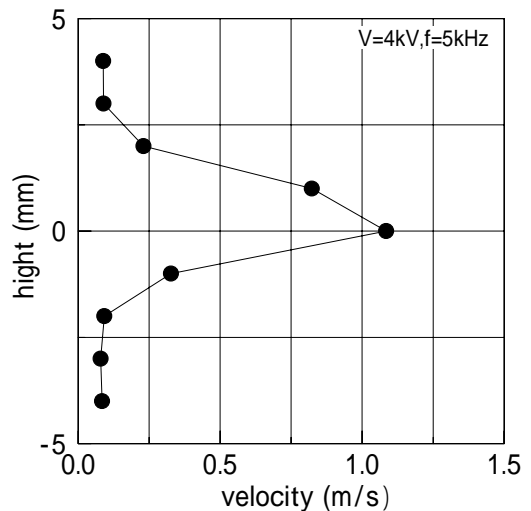


Fig. 3. Velocity profile as a function of height from a flat plate

図3に、熱線流速計で測定した速度分布を示す。平板からの高さ0に約1.1m/sの最大値をもち、高さ方向に約5mmにわたって広がる速度分布となっている。この実験で得られた速度分布が、露出電極端で生じた厚さ約0.1mmの噴流が、エネルギー損失なしに高さ方向のみに拡散したものの仮定すると、電極端での噴流の流速は約2.6m/sと推定される。実際には摩擦等の損失があるので電極端の流速は2.6m/s以上と推定される。

3. 基準翼に対する剥離抑制効果

3-1 風洞実験装置の概要 パリア放電による気流制御効果を検証するために低速風洞装置を用いた風洞実験を行った。37kWのプロワ(定格流量115m³/min、定格圧力9.8kPa)を備えた開放エッフェル型風洞を用い、縮流部出口に試験部を接続した。主流速度は20m/sに設定した。主流乱れは0.3%であった。

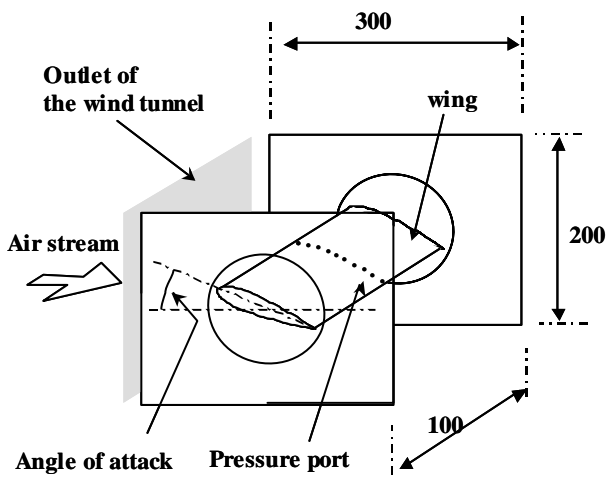
試験部は図4(a)に示すように、幅100mm、高さ200mm、長さ300mmのアクリル製とし、内部にアクリル製の翼型を設置した。翼の迎角を大きくしたときのプロックの影響を避けるため、試験部は上下壁を設けない構造としている。

翼型は翼幅100mm、翼弦長90mmのNACA0015翼型で、試験部の左右壁間に固定されており、迎角(主流に対する翼の傾き角度)が可変となっている。翼弦長基準のレイノルズ数は 1.17×10^5 である。

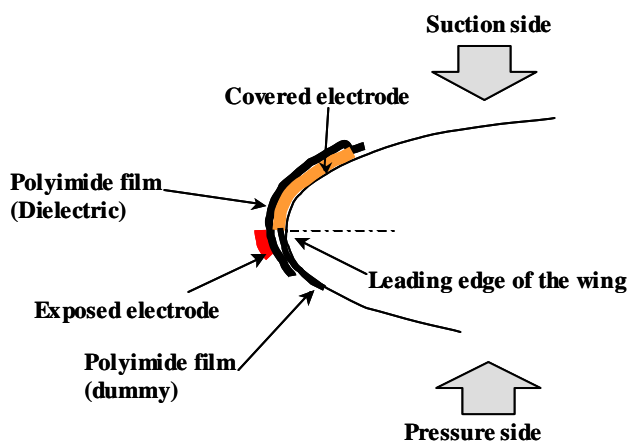
翼型の前縁に、図4(b)に示すように図1と同様にポリイミドテープを誘電体として用いた電極を設置した。図のように露出電極の下流端が翼の前縁と一致するように設置した。被覆電極を接地とし、露出電極に両極性パルス電圧を印加した。このとき、翼背側の表面に沿って下流に向かう流れが生じていることを線香の煙により確認した。

翼面の流れの状況は翼面圧力により把握した。翼表面の、翼幅中央付近に0.5mmの表面圧力計測孔を、前縁に1点、背側に10点、腹側に5点設け、静圧計測には多点圧力センサZOC33(スキャニバルブ製)を用いた。500μs間隔で静圧孔1点あたり256点の計測を5フレーム繰り返し(合計1280個のデータ)測定し、時間平均値を求めた。この時の計測圧力のばらつきは±3Pa程度であった。

3-2 翼面圧力分布に対する放電の効果 上述した装置を用いて、主流流速20m/sにおいて迎角を小迎角側から徐々に変えて剥離抑制効果を調べた。翼面圧力分布の迎角による変化を図5に示す。翼面圧力は次式の圧力係数 C_p で表している。



(a) Schematic layout of test section



(b) Configuration of electrodes on leading edge of the wing

Fig. 4. Experimental setup for investigation of flow separation control: (a) Schematic layout of test section, (b) Configuration of electrodes on the leading edge

$$C_p = P \div \frac{1}{2} \rho v_{in}^2 \dots\dots\dots (1)$$

ここに、 ρ は空気密度、 v_{in} は主流流速である。横軸は各圧力測定孔の前縁からの位置 x を翼弦長 c との比で表したものであり $x/c=0$ が前縁である。 C_p は、翼面を垂直に押す力を正 ($C_p > 0$) で示し、ばらつき誤差は平均 ± 0.06 であった。前縁 ($x/c=0$) 圧力測定孔は電極によってふさがれるため使用していない。放電 ON (印加電圧 4kV、周波数 5kHz) での放電入力は約 1.8W である。

図 5(a) は迎角 16° での圧力分布である。放電 OFF/ON とともに背側の圧力分布はなだらかに変化しており、流れは翼面に沿って付着している。放電 OFF の場合前縁付近に圧力平坦部が存在するが、放電 ON にすることで、前縁付近の圧力分布が大きく変化する。これは放電 OFF 時に発生していた前縁剥離泡が放電 ON にすることで付着流れになったことが原因であると推測される。迎角 14° 、 15° でもこれと同様の傾向が見られた。

図 5(b) に迎角 17° での圧力分布を示す。放電 OFF では前縁から圧力分布はフラットになっているが、放電を ON にするとなだかな圧力分布となり、放電の効果で剥離流れが付着流れとなることがわかった。

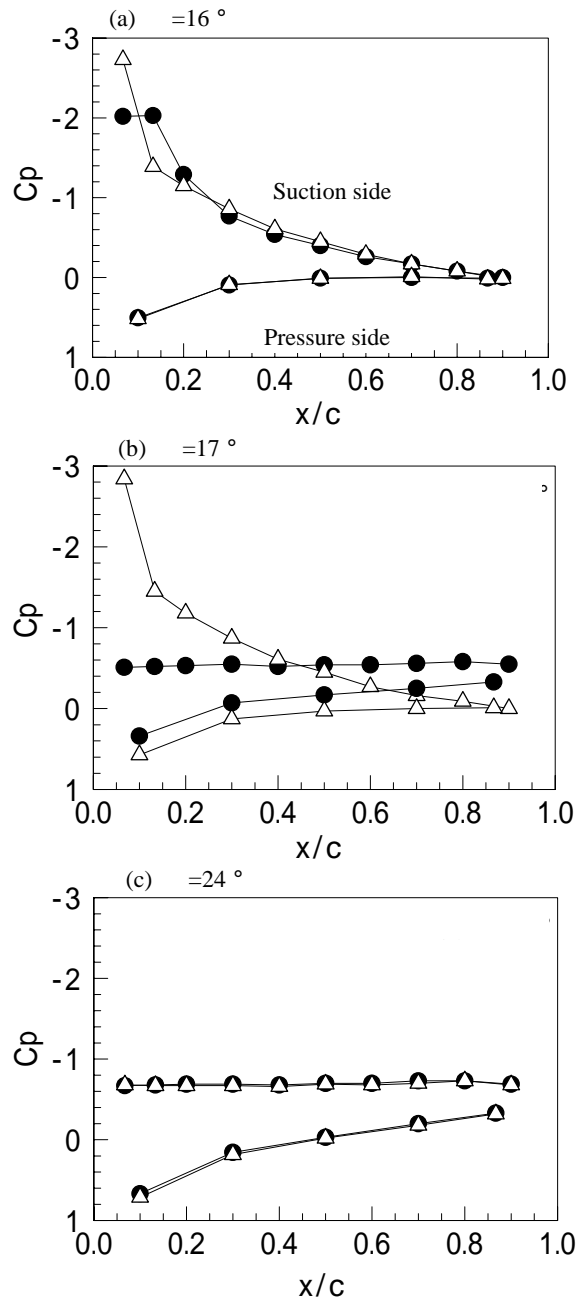


Fig. 5. Pressure coefficient as a function of x/c at angle of attack (a) 16° , (b) 17° , (c) 24°
 : (●) plasma OFF, (○) plasma ON

図 5(c) に迎角 24° での圧力分布を示す。この図から迎角を大きくしすぎると本実験で使われているプラズマアクチュエータでは失速を制御できないことがわかる。3-3 揚力係数に対する放電の効果 一様な主流中においた翼の揚力 L は次式で表される。

$$L = \frac{1}{2} \rho v_{in}^2 \cdot S \cdot C_L \dots\dots\dots (2)$$

ここで ρ は空気密度、 v_{in} は主流流速、 S は翼面積、 C_L は揚力係数である。各計測孔における応力の鉛直上向き成分を計測孔間ごとに離散的に積分して L を求め、上式により揚力係数を計算した。 C_L のばらつき誤差は平均 ± 0.014 であった。

図 6 に各迎角での揚力係数を示す。放電 OFF のとき C_L は迎角の増大とともに増加するが、迎角 17° で急激に減少し、この角度が、流れに剥離が生じて揚力係数が減少する失速迎角であることがわかる。

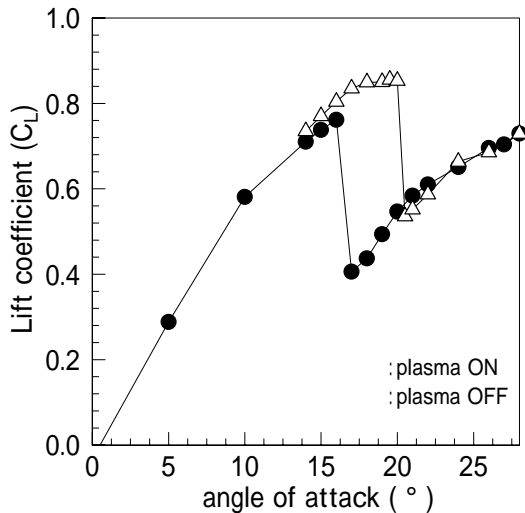


Fig. 6. Lift coefficient as a function of the angle of Attack: () plasma OFF, () plasma ON

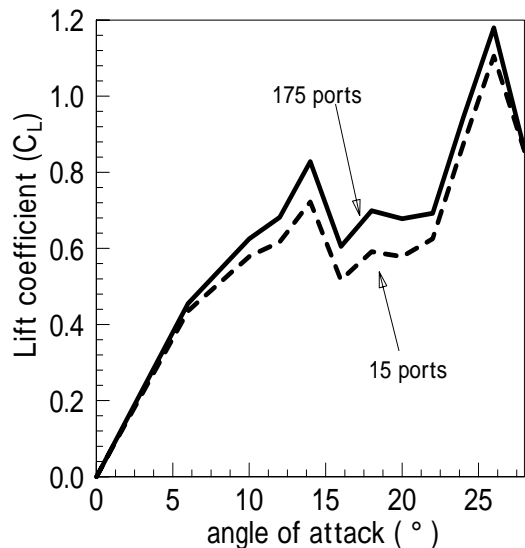


Fig. 7. Numerical calculation of lift coefficient : (solid line) using 175 pressure ports, (dashed line) using 15 ports

放電 ON にすると、迎角を増大させていったときに迎角 17° でも揚力係数は減少しない。迎角 20.5° まで増大させると揚力係数が減少した。つまり、放電の効果により失速迎角は 3.5° 改善された。これに伴い、失速前の揚力係数の最大値も 12% 向上した。

このように前縁に生成したバリア放電によって、境界層を加速する方向の噴流を生成することで、翼面の剥離を抑制できることがわかった。

3-4 実験の圧力計測点数についての考察 今回の実験ではわずか 15 点の翼面圧力計測孔の圧力を計測孔間ごとに離散的に積分して揚力を求めている。この方法では特に揚力への寄与の大きい前縁付近のデータを取り込んでいないことにより、得られる揚力係数が分力天秤等で計測される実際の揚力係数から乖離する恐れがある。そこで、計測孔数が十分多い場合と、15 点しかない場合の揚力係数について、数値計算による妥当性の検証を実施した。

ここでは、数値計算には 2 次元圧縮性 RANS ソルバーを用いることとした。このソルバーは対流項を SHUS⁽¹⁴⁾ で離散化し、3 次精度 MUSCL 法で高精度化している⁽¹⁵⁾。粘性項は 2 次精度中心差分で評価している。また、時間積分には LU-ADI⁽¹⁶⁾ の各方向にスペクトル半径で風上化を施した ADI SGS 陰解法を用いている。乱流モデルは Baldwin-Lomax モデル⁽¹⁷⁾ である。一様流マッハ数は 0.06、翼弦長を基準としたレイノルズ数は 1.2×10^5 である。計算格子は 255×101 の C 型格子を採用した。

図 7 の実線は、翼周りの 175 点の表面圧力データを積分した場合であり、破線は実験の圧力計測孔と同じ位置 15 点の圧力のみ使って揚力係数を求めた場合である。破線は実線に比べ絶対値が最大 15% 程度小さくなっているが迎角に対する特性は保たれている。このことから、今回の実験で用いた圧力計測点数は、定性的に剥離抑制を議論するためには妥当と言える。

4. まとめ

平板上に生成したバリア放電まわりの流れを熱線流速計を用いて観測した。また、前縁で境界層を加速するようにバリア放電を生成できる NACA0015 翼型を用いた風洞実験を実施した。これらにより以下の結論を得た。

- (1) バリア放電から、平板上の非常に薄い領域に流速数 m/s の噴流が誘起されている。
- (2) 主流速 20m/s において、1.8W の放電の効果により翼の失速迎角を 3.5° 向上させることができた。
- (3) 失速迎角の向上により、揚力係数の最大値を 12% 向上させることができた。

これらの結果から、主流に比べて速度の遅い翼面境界層を加速するように、バリア放電による噴流を作用させることで、大迎角での剥離を抑制できることが実験的に検証された。

引用文献

- (1) 足立宜良、川崎元之、静電気学会誌、Vol.2, No.3, pp.158-168(1978)
- (2) E.Moreau, J. Phys. D, Vol.40, pp.605-636(2007)
- (3) 佐宗章弘、日本機械学会誌、Vol.110, No.1061, pp.58(2007)
- (4) 小河原加久治・中谷直樹・佐伯壮一、日本機械学会論文集 (B 編), Vol.69, No.686, pp.61-66(2003)
- (5) N.Takeuchi, K.Yasuoka, S.Ishii, IEEJ Trans. FM, Vol.127, No.3, pp.133-138(2007)
- (6) T.Abe, Y.Takizawa, S.Sato, N.Kimura, AIAA Paper 2007-187(2007)
- (7) 田中義輝・藤井孝蔵、第 19 回数値流体工学シンポジウム講演論文集 B8-1(2005)
- (8) 椿野大輔・田中義輝・藤井孝蔵、日本機械学会論文集 (B 編), Vol.73, No.727, pp.15-21(2007)
- (9) 安井祐之、電気学会誌、Vol.119, No.5, pp.274-277(1999)
- (10) 田中元史・安井祐之、平成 17 年電気学会全国大会 講演論文集 No1-036(2005)
- (11) 柘久保文嘉ほか、電気学会研究会資料 ED-05-85(2005)
- (12) 志村尚彦・瀬川昇・及川巧、平成 19 年電気学会全国大会 講演論文集 No1-103(2007)
- (13) 松田寿ほか、日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集(2007.11.17-18, 東広島)講演番号 504(2007)
- (14) Shima, E. and Jounouchi, T., 14th NAL symposium on Aircraft Computational Aerodynamics(1997)
- (15) Van leer, B., Journal of Computational Physics, Vol. 23(1977)
- (16) Fujii, K. and Obayashi, S., AIAA Paper 1986-513(1986)
- (17) Baldwin, B. and Lomax, H., AIAA Paper 1978-257(1978)