

No. 7

大型低速風洞における Active Flap 効果検証風試

末永 尚史、白井 正孝、齊藤 茂
 野中 修、星野 秀雄、馬場 滋夫、室田 勝一
 (航空宇宙技術研究所)

Basic Research of Active Flap Effects on Wing in the NAL Low-Speed Wind Tunnel

Hisashi Suenaga, Masataka Shirai, Shigeru Saito
 Osamu Nonaka, Hideo Hoshino, Shigeo Baba, Katsuichi Murota
 (National Aerospace Laboratory)

概要

ヘリコプタ騒音のひとつである BVI(Blade-Vortex Interaction)騒音低減化技術確立のための基礎データ取得を目的とし、航技研大型低速風洞を用い翼端渦干渉下におけるフラップ動作時の翼面上圧力分布計測、翼端渦計測および LLS(Laser Light Sheet)による可視化を行った。本報告では、風洞試験の概要とその結果の一部を紹介する。

1. はじめに

ヘリコプタの最も重要な課題として騒音問題がある。特に、メインロータを騒音源として発する衝撃騒音が顕著である。この騒音の中でも着陸の際等の緩降下時に翼端渦とブレードの干渉によって発生する翼/渦干渉(BVI)騒音は、他の騒音に比べて卓越したものであり都市間交通手段等へのヘリコプタ利用の場を制限する要因の一つになっている。

これまでの数値計算手法による翼端渦とブレードとの干渉による騒音発生機構の解明の結果、渦がブレードに衝突し、またはそのすぐ近くを通過することによってブレード表面上に急激な圧力変動が起き、衝撃的な騒音が発生するということがわかってきた。¹⁾

そこで騒音低減化技術の確立を目指した基礎データの取得を行うこととなった。BVI 騒音低減化技術としては、スワッシュプレートにより全ブレードのピッチ角に高調波を上乗せする HHC(Higher Harmonic Control)、各ブ

レードに対して個別に制御を行う IBC(Individual Blade Control)、ブレードから的高圧空気を吹き出す方法等さまざまな方法が考案されている。^{2) 3)}

今回の風洞試験は、ブレード翼端部を模擬した翼にフラップを付加し能動的に作動させることによって、翼端渦と翼が干渉する際に生ずる翼面上の圧力分布がどのように変化するのかを検討し、BVI 騒音低減化法としてのフラップの有効性を検証するものである。

2. 風洞試験概要

風洞試験は、航技研の 5.5m×6.5m 大型低速風洞を使用し、翼端渦計測、LLS による可視化および翼端渦干渉下における翼面上圧力分布計測を行った。

2. 1 翼端渦計測

翼端渦の特性を評価するために、後流トラバース装置⁴⁾に取り付けた検定済みの 5 孔プロ

ープ^⑤を用い測定部中央に設置した渦発生装置より放出された翼端渦の速度ベクトル計測を行った。渦発生装置を図 1 に、測定部内設置概要を図 2 に示す。本渦発生装置は翼型 NACA 0012、翼幅 2100mm、翼弦長 350mm の翼を直立させ翼の迎角(-10~10deg)をとることで翼端渦を発生させるものである。さらに翼部に内蔵したパイプの両端を電極としてパイプ中を流れる石油系発煙燃料(Fog Juice)を加熱することにより煙を発生させる機能も持ち合わせており風速 30m/s でも鮮明な煙を放出することが可能である。^⑥トラバース範囲は、渦発生翼の迎角をとった状態で煙を放出し翼端渦位置を可視化することによって決定した。また渦発生装置と後流トラバース装置の間隔は後述する翼面上圧力分布計測と同じ距離(3850mm)に設置した。5 孔プローブでの圧力計測には機械式圧力走査器(スキャニバルブ)を使用し、大型低速風洞のオンライン計測システム^⑦で 1 次処理を行った。

2. 2 翼端渦の可視化

ここでの可視化は翼端渦計測結果との比較のため LLS により翼端渦の様子を観察するものである。可視化装置構成を図 3 に示す。光源にはアルゴンレーザー(4W)を用い、測定部観測窓位置に設置した発光部までは光ファイバーで接続した。シーディングの煙は渦発生装置の煙発生機能を利用した。

2. 3 翼面上圧力分布計測

フラップ動作時の翼面上圧力分布計測、すなわち時間的に変化する圧力を計測するためには従来の機械式圧力走査器では限界があり非定常圧力計測に対応した機器が必要になる。現在の非定常圧力計測では模型製作時にフラッシュマウントタイプの非定常圧力センサを埋め込んで用いることが一般的になりつつあるが、この種のセンサは脆弱で取り扱いに注意を

要するばかりでなく、非常に高価なものが多い。今回使用した翼模型は、圧力孔からビニールチューブ等を介して圧力計測を行うタイプであり、模型の改造なしにこのようなセンサを導入することは容易ではない。また電子式圧力走査器(Electronic Pressure Scanning : ESP)の使用も検討^⑧したが、大型低速風洞の標準計測システムとして整備されていないため断念せざるを得なかった。

以上のような問題点を解決するものとして比較的安価で小型軽量・アンプ内蔵型の非定常圧力センサを選定した。非定常圧力センサの外観を写真 1 に、主な仕様を表 1 に示す。センサはシリコンダイアフラム型の 1 psi 差圧タイプ・精度は $\pm 0.8\%$ F.S.であり、特徴としてはアンプを内蔵していることが挙げられる。(0.25~4.25Vdc の出力が可能)

翼面上圧力分布計測における測定部内設置概要を図 4 に、翼模型圧力孔位置を図 5 に示す。翼型 NACA 0012、翼模型は翼幅 2100mm、翼弦長 350mm で、それぞれの 25%サイズのフラップを翼中央に取り付けた。また翼端部のドライブ・ユニット内にはフラップ駆動用のサーボモータとフラップ角度モニタ用のポテンショメータが内蔵してある。圧力孔は上・下面共同位置に 10 点配し合計 21 点(よどみ点を含む)である。なおフラップ部には圧力孔は設けていない。

渦発生装置と翼模型の距離は 11 コード長(3850mm)である。トラバース範囲の決定方法と同様、煙による可視化で翼模型迎角 $\alpha_w = 0\text{deg}$ のとき渦中心が翼の中心に衝突するように渦発生装置とターンテーブル高さの調整を行った。

計測・制御システムを図 6 に示す。圧力計測は各圧力孔毎に設けた非定常圧力センサの出力を全チャンネル同時変換が可能な A/D 変換ボードを用いパーソナルコンピュータに取り込み一次処理までを行う。サンプリン

グ周波数は 100Hz、測定点数は 1024 点である。またフラップの制御はあらかじめファンクション・ジェネレータで周波数、振幅、波形を任意に手動設定し、トリガー発信によりサーボコントローラ(翼模型付属の制御機器)を介して翼端部のドライブ・ユニットへ制御信号を出力する方法をとった。(フラップ非作動時はトリガー信号を出力しない。) パーソナルコンピュータの入出力としてはファンクション・ジェネレータヘトリガーを出力(TTL レベル)し、それと同期して圧力センサの出力とフラップ角度モニタ用のポテンシオメータ出力を入力としている。

3. 風洞試験結果

3. 1 翼端渦計測と可視化

図 7 に翼端渦の速度ベクトルを示す。風洞試験条件は風速 $V_0=30\text{m/s}$ 、渦発生翼迎角 $\alpha_v=10\text{deg}$ (後方より見て後縁が右側の時を正とする。)、渦発生装置からの距離 11 コード長である。渦の中心に近づくにしたがって速度が増加する傾向にあることがうかがえる。なお中心付近のベクトルが表示されていない部分は、5 孔プローブ検定試験時に測定した迎角・偏揺角の範囲(共に $\pm 20\text{deg}$)を越えているため 1 次処理の段階でエラーデータとしている。したがって図には示していないが周速度分布による渦コアサイズの正確な判定は行うことができない。しかし同条件での LLS による可視化(写真 2 参照)からドーナツ状の翼端渦が観測されており、渦の巻き込みによる煙の輸送量の減少から形成される内側の同心円が渦コアに相当するものと推測できる。目視ではあるが、このサイズは直径 40mm 前後(約 12%コード)で 5 孔プローブでの計測不良範囲とほぼ一致していることも付け加えておく。

3. 2 翼面上圧力分布計測

図 8 に渦あり・なしの翼面上圧力分布を示す。

風洞試験条件は $V_0=30\text{m/s}$ 、 $\alpha_w=8\text{deg}$ 、偏揺角 $\beta=0\text{deg}$ 、フラップ・オフである。渦の衝突によって、特に翼上面前縁付近での圧力変化が顕著となっている様子がわかる。この前縁付近(5%コード前後)での圧力変化が BVI 騒音発生の最大の要因であることから、この圧力変化を最小限に抑えることが騒音低減につながると考えられる。図 9 には、フラップを周波数 4Hz、振幅 $\pm 18\text{deg}$ 、正弦波で作動させたときの翼面上瞬時圧力分布の変化を示している。全体的な傾向としてフラップの動きに対応して圧力係数(C_p)が平行移動するように変化していることがわかる。そしてフラップ位置が最下点にある時には渦の衝突による前縁付近の圧力変化を緩和させる作用が認められる。またこのグラフからはフラップの効きがより後縁付近に集中しているように見て取れるが、フラップ動作中の各圧力孔位置での C_p の最大値と最小値の差(C_{p-p})をプロットした図 10 (a)から後縁付近よりも渦の衝突による圧力変化が顕著である翼上面前縁付近に対するフラップの効果が大きいことが確認できる。図 10 (b)にはフラップがピーク位置に到達した時間とそれに対応する各圧力孔位置での圧力ピークを検知した時間の差(応答時間の差)を示している。このグラフからフラップ動作の影響が前縁に到達するまでに 30 msec を要していることがわかる。

(ただしこの時間には圧力孔からセンサまでのビニールチューブでの遅れ約 10 msec も含んでいる。) この応答時間から渦の衝突による圧力変化を最小限に抑えるフラップ作動タイミングを推定することができる。

4. まとめ

BVI 騒音低減化技術の確立のための基礎データの取得を目的とし、ブレード翼端部を模擬した翼にフラップを付加し能動的に作動させ、翼端渦干渉下にある翼面上の圧力分布変化の

検討および可視化を行った。

その結果、

- (1)渦の衝突による圧力分布の変化をとらえることができた。
- (2)フラップの動きに対応して翼面上の圧力分布は平行移動的に変化することが確認された。
- (3)BVI 騒音発生の要因になる前縁付近での圧力変動をフラップ作動により緩和する効果が検証できた。
- (4)フラップ制御則の確立に向け応答時間などの有益なデータを得ることができた。

今後は、現在整備中の高速回転翼試験装置を用いた試験にこの結果を反映させ、さらに実機への搭載を可能にするためのフラップ駆動方式、制御則の検討を進める予定である。

謝辞

本風洞試験での翼模型および渦発生装置の設計・製作に当たった川田工業株式会社の方々、LLS 装置に関してご協力頂いた次世代航空機プロジェクト推進センターの進藤重美主任研究官にこの場をお借りして深く感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Aoyama, T., et al. : Calculation of the Rotor Blade-Vortex Interaction Noise Using Parallel Super Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, Sep. 1996
- 2) Yung H. Yu, et al. : Reduction of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise by Active Rotor Control Technology, Prog. Aerospace Sci. Vol.33, pp.647-687, 1997
- 3) 譚 他, 「翼端吹出しによる BVI 騒音低減効果について」, 第 35 回飛行機シンポジウム講演集, pp.73-76

- 4) 航技研ニュース, 1994-11 No.427, pp.6-7
- 5) 中谷, 林 : 特許「多角錐台型ピトー管型プローブ (番号 : 1454343, 63.8.25)
- 6) Shojiro Shido and Otto Brask : A Smoke Generator for Low Speed Wind Tunnel, University of Washington Technical Note No.69-1, Feb. 1969
- 7) 星野 他, 「大型低速風洞における分散処理システムについて」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-629, 1990 年
- 8) 室田 他, 「電子式走査多点圧力センサによる非定常圧力の測定」, 第 2 回流れの動的計測シンポジウム, 1985 年

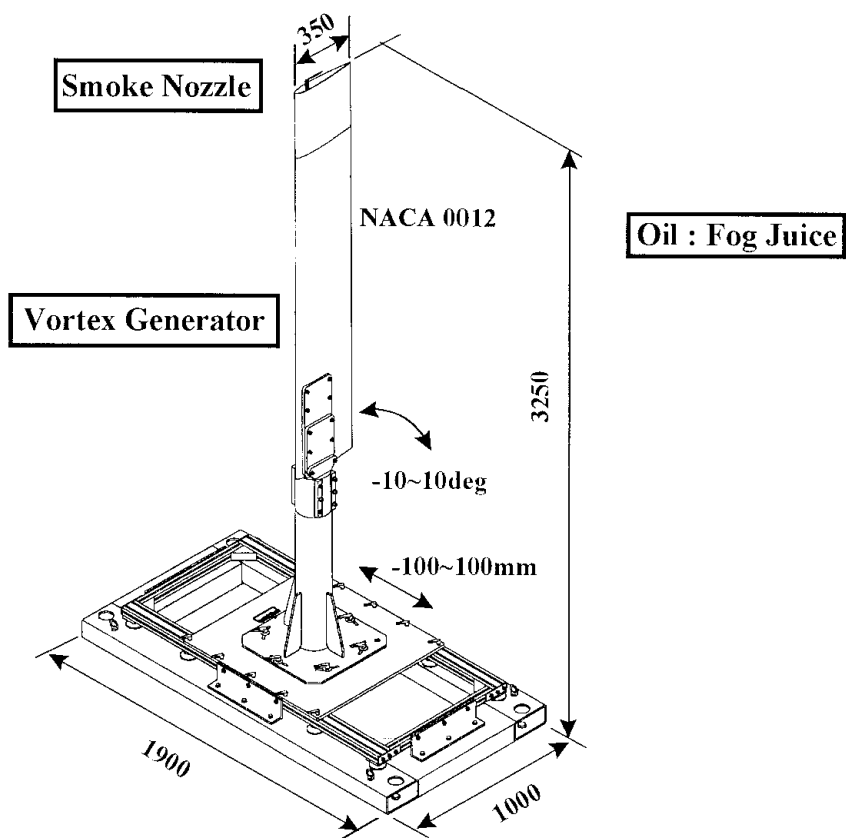


図 1 渦発生装置

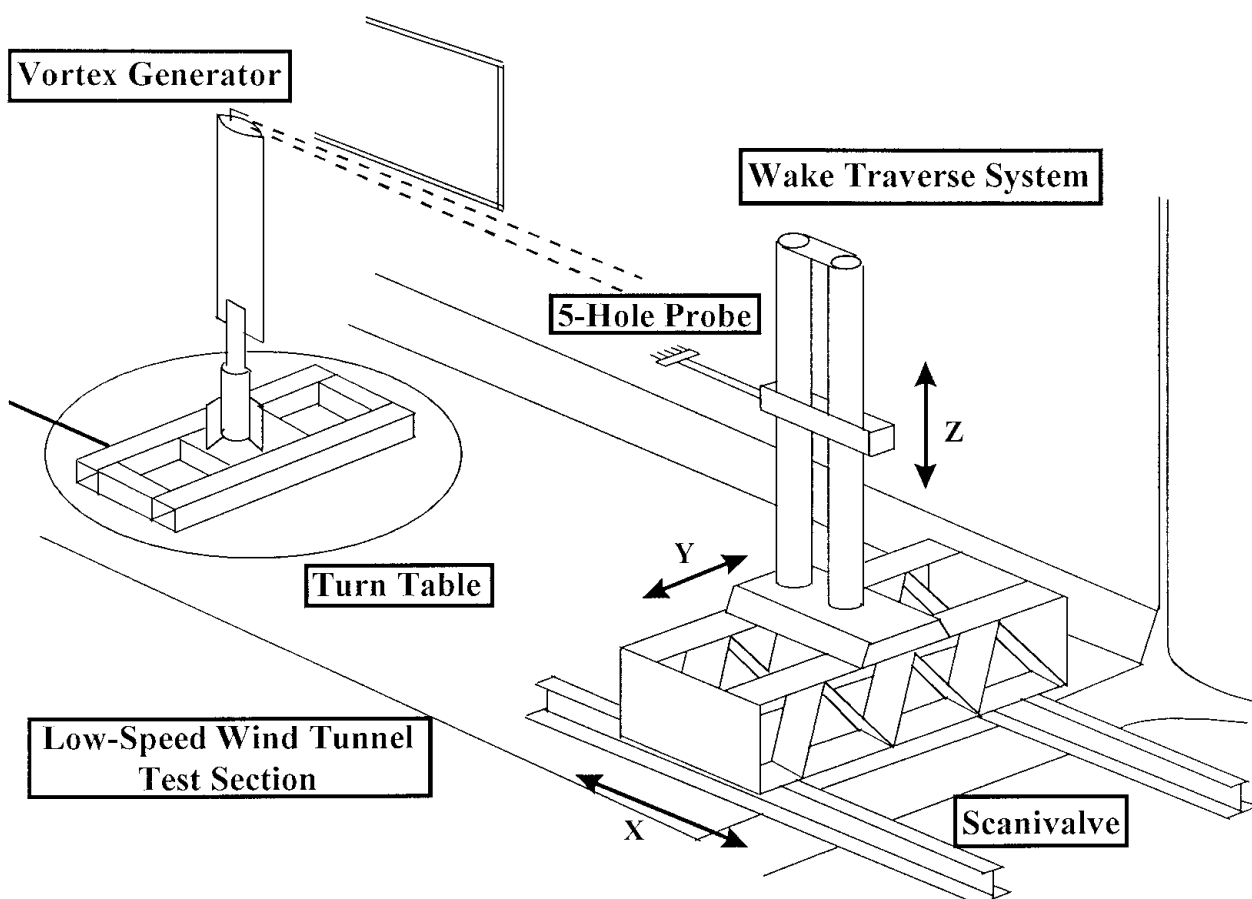


図 2 測定部内設置概要 (翼端渦計測)

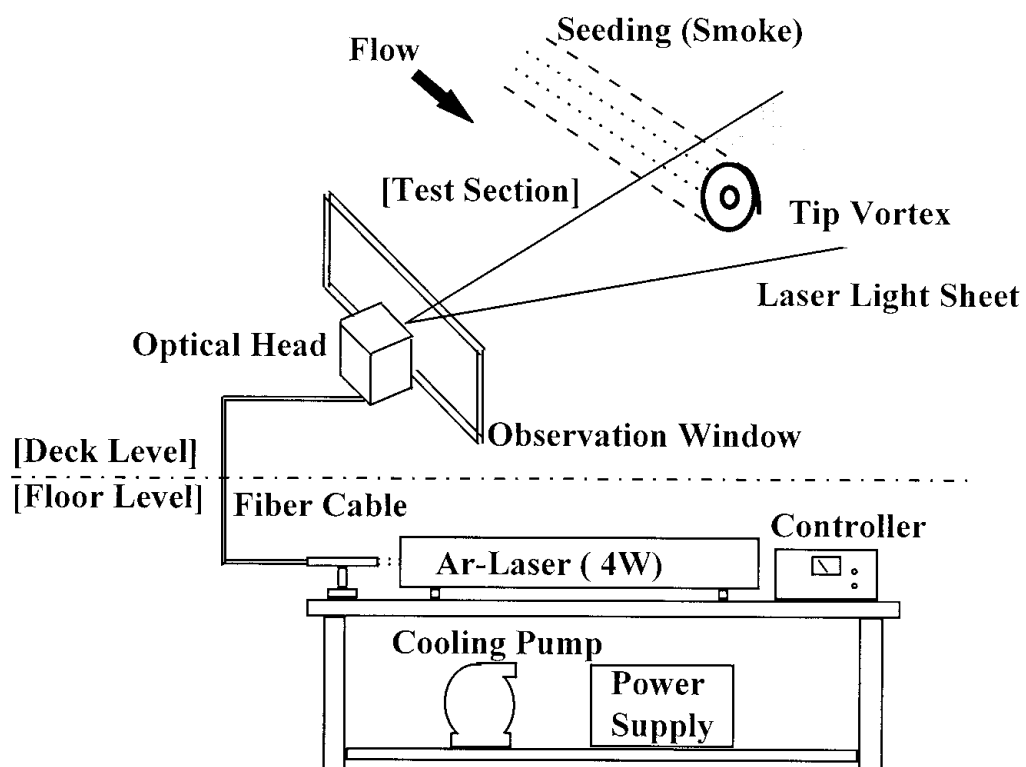


図 3 可視化装置構成

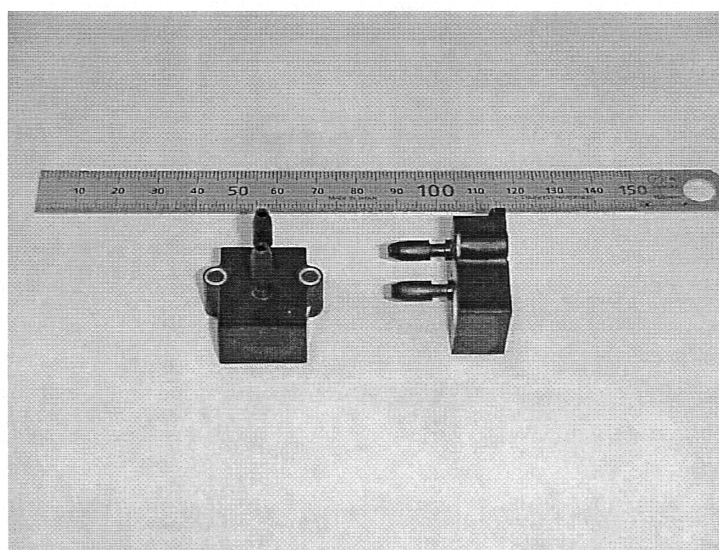


写真 1 センサ外観

表 1 センサ仕様

形 式	シリコンダイアフラム型
圧力レンジ	1 psi 差圧タイプ
励起電圧	5 V dc
出 力	0.25 ~ 4.25 V dc
精 度	± 0.8 % F.S.
補償温度範囲	0 ~ 50 °C
外形寸法	W27.9 , D27.4, H26.2mm

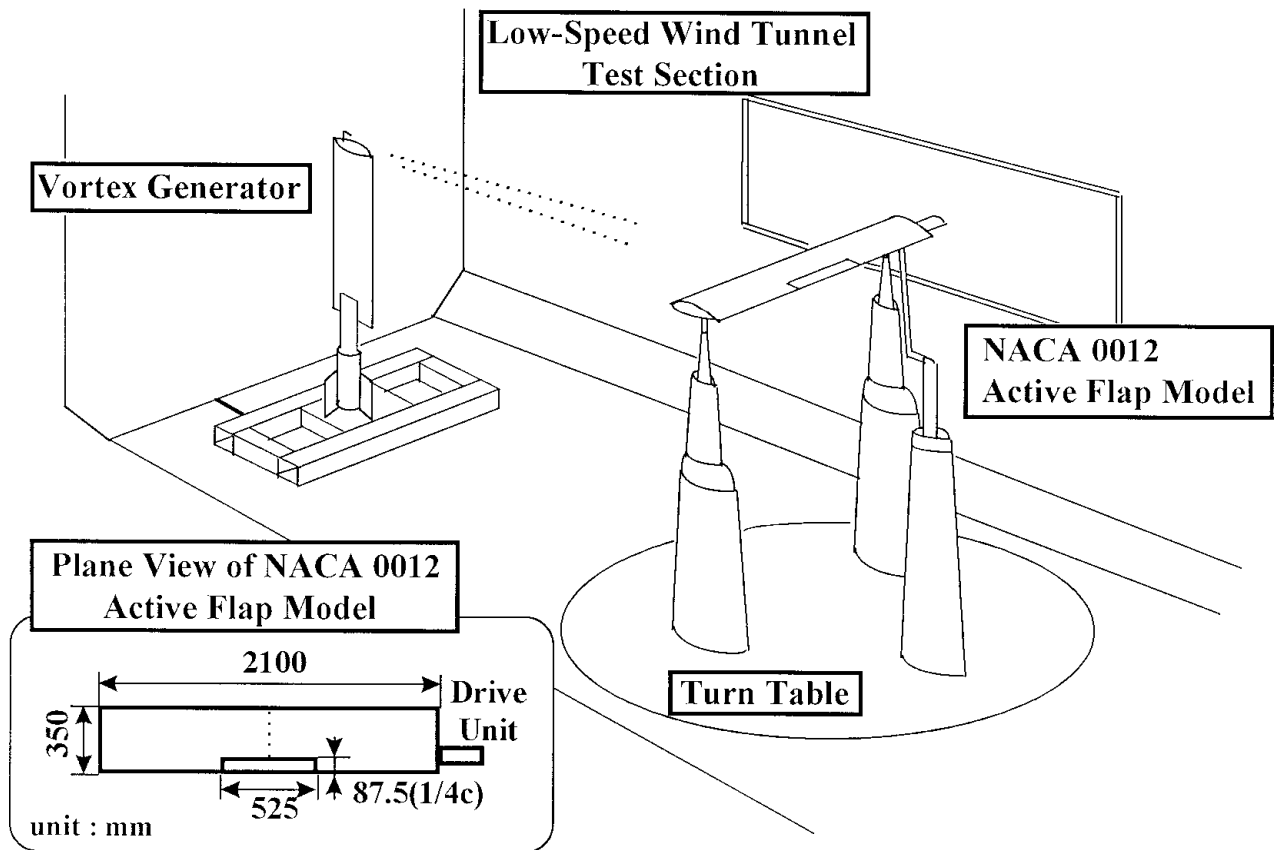


図 4 測定部内設置概要（翼面上圧力分布計測）

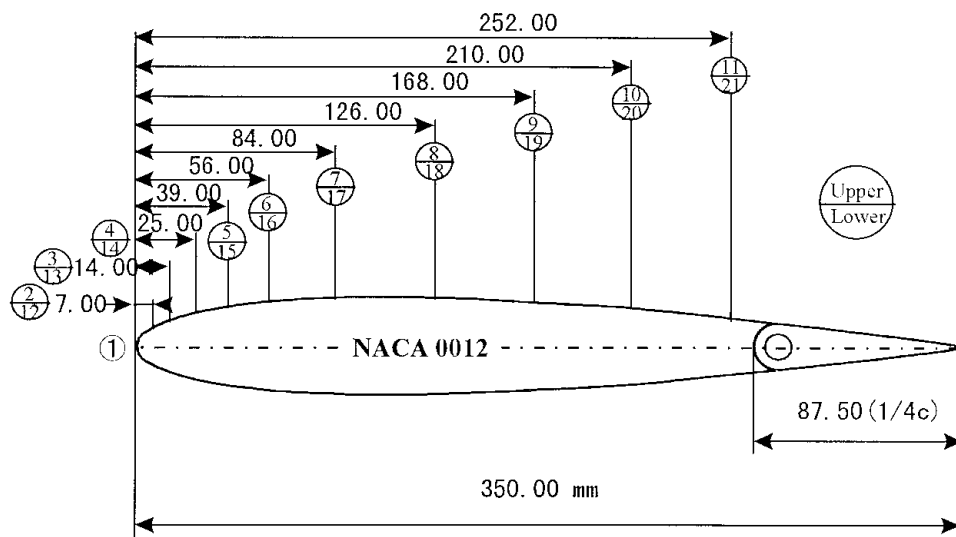


図 5 圧力孔位置

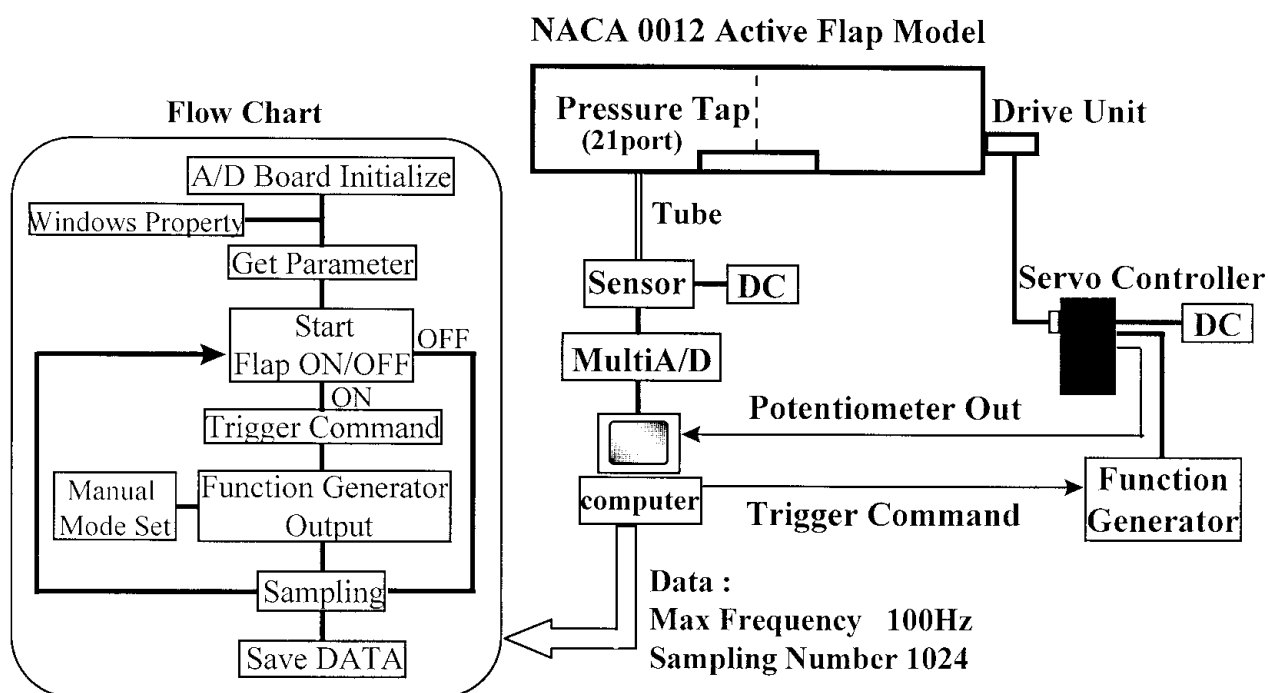


図6 計測・制御システム

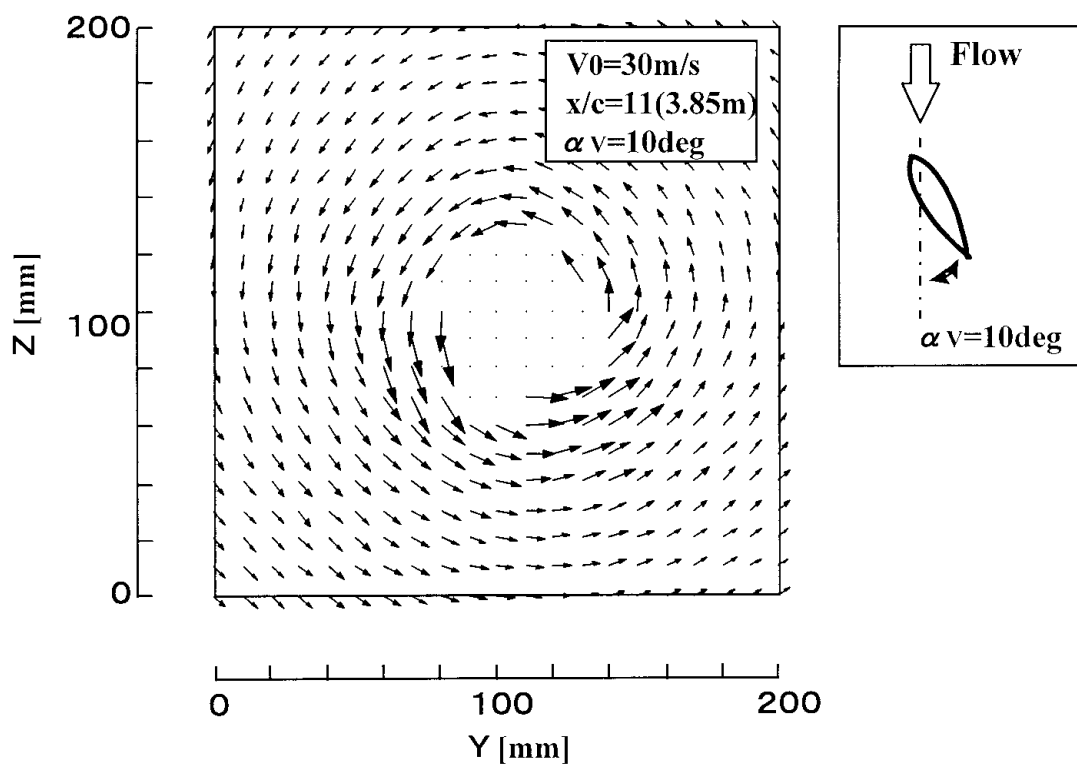


図7 翼端渦の速度ベクトル

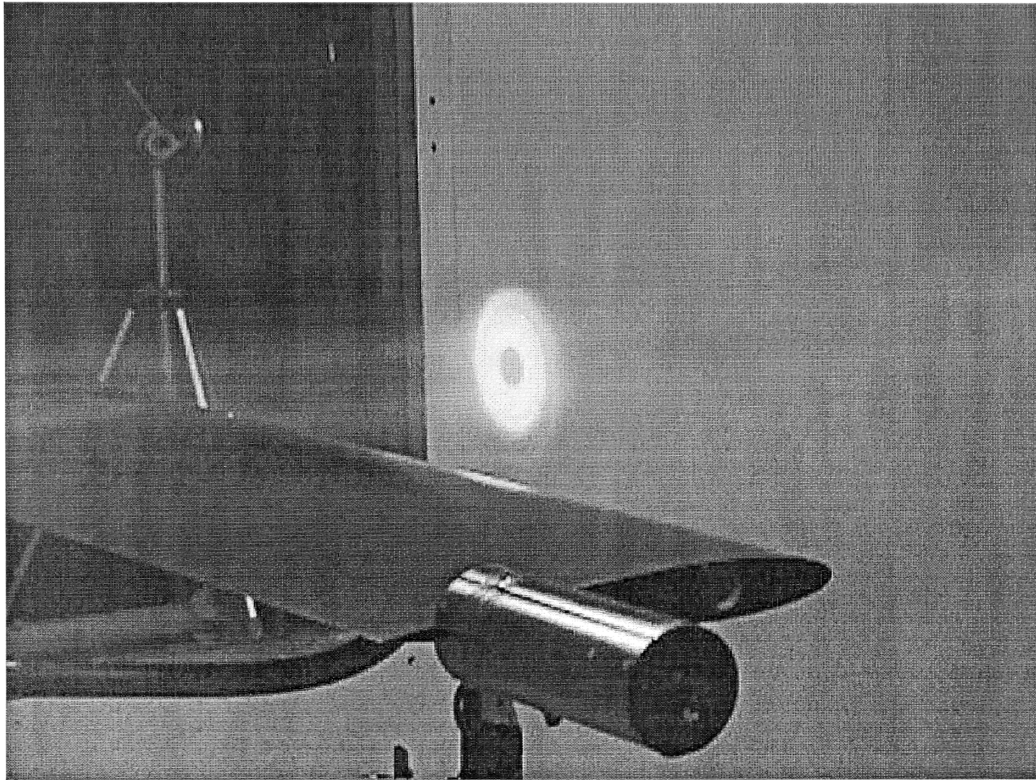


写真2 LLSによる翼端渦の可視化

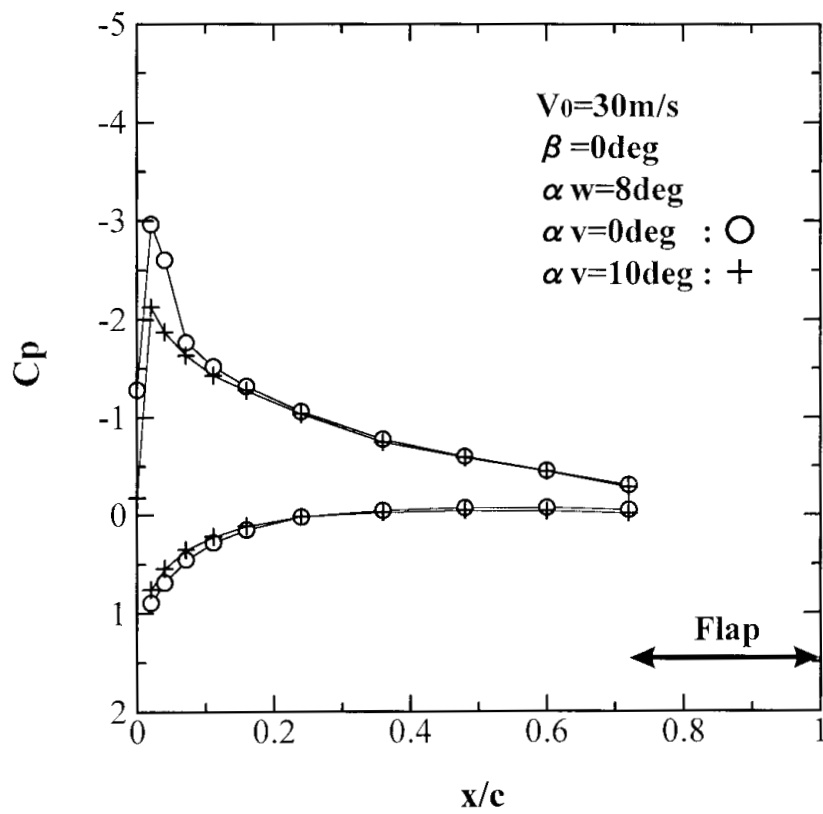
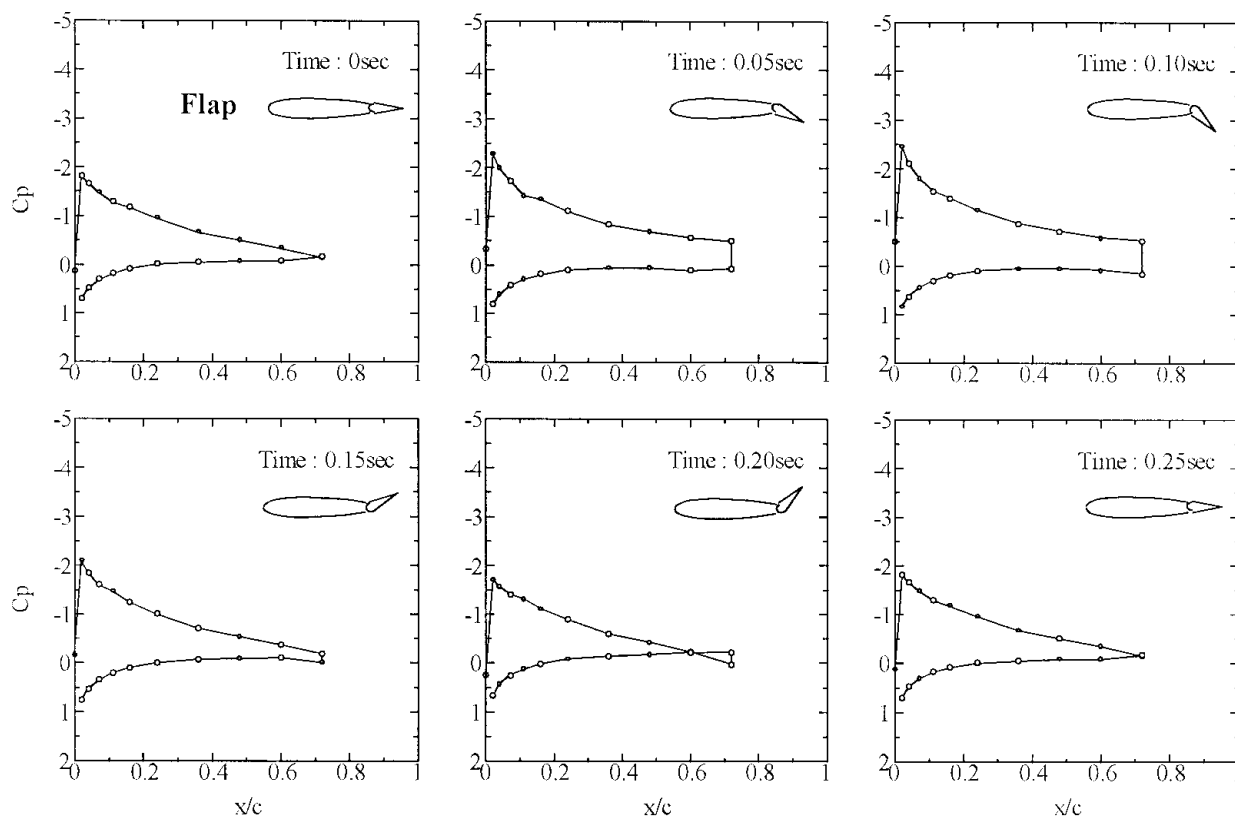
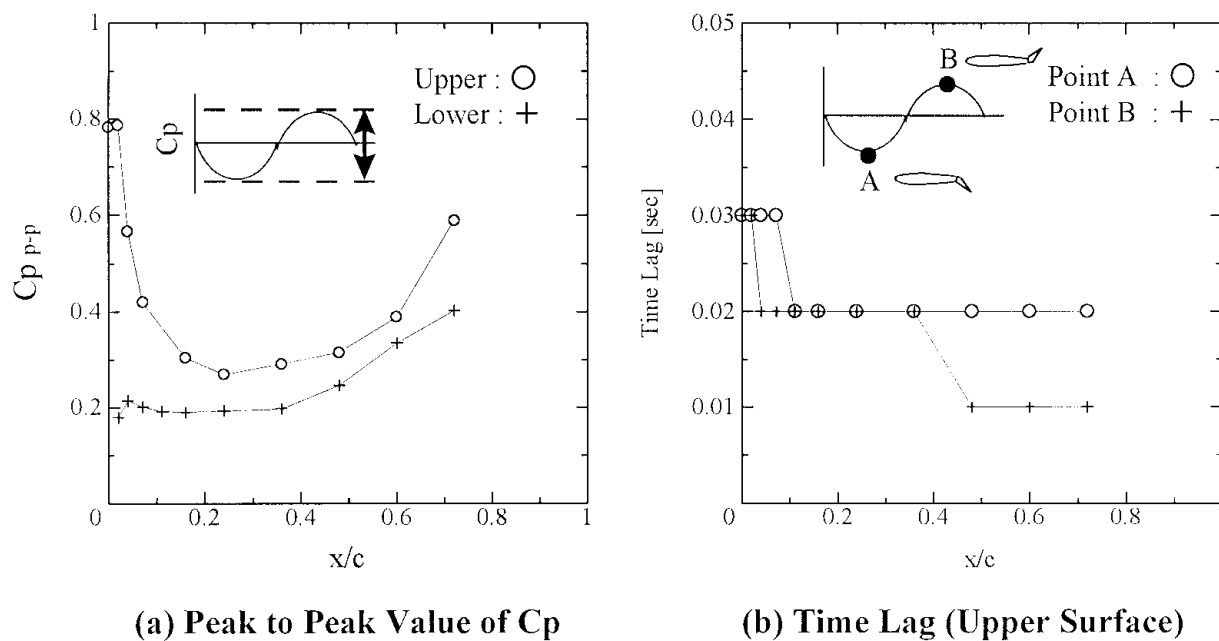


図8 翼面上圧力分布（渦あり・なし）



$V_0=30\text{m/s}$, $\beta=0\text{deg}$, $\alpha_v=10\text{deg}$, $\alpha_w=8\text{deg}$, Flap : 4Hz , $\pm 18\text{deg}$ (Sin Wave)

図 9 フラップ動作時の翼面上圧力分布の変化



$V_0=30\text{m/s}$, $\beta=0\text{deg}$, $\alpha_v=10\text{deg}$, $\alpha_w=8\text{deg}$, Flap : 4Hz , $\pm 18\text{deg}$ (Sin Wave)

図 10 翼面上圧力変化に対するフラップの効果