

JAXA2m×2m 低速風洞突風発生装置の気流特性計測試験について

齊藤 健一, 小池 俊輔 (宇宙航空研究開発機構), 鈴木 幸一 (IHI エアロスペース・エンジニアリング), 岩崎 昭人 (宇宙航空研究開発機構)

Gust Flow Measurement of the JAXA's LWT2 System

by

Kenichi SAITOH, Shunsuke KOIKE (JAXA), Koichi SUZUKI (ISE) and Akihito IWASAKI (JAXA)

ABSTRACT

Gust response alleviation technology using LIDAR is being developed in JAXA. It will be validated in JAXA's 2m×2m Low Speed Wind Tunnel with gust generator system which was built in 1972. This paper reports flow characteristics with the gust generator measured by PIV system and hot wire. The PIV system was introduced in the "gust cart" which is equipped with the gust generator. Distributions of flow speed, wake of the vanes etc. were revealed and reported.

1. はじめに

JAXA2m×2m 低速風洞 (LWT2) は、航空機の突風応答や突風荷重に関する研究施設として整備され、昭和47年に“突風風洞”として旧航空宇宙技術研究所に完成した¹⁾。突風発生方法は風路内試験部上流に可動翼列を置き、一様に変角させることによって一様流を偏向し、上下方向成分の突風を発生させる。近年では、平成17年頃に行われた試験を最後に突風発生機能は使用されていない。JAXAで進めている機体動揺低減技術の研究開発では、この突風発生装置を利用して技術実証を行う計画であり、今回同装置の再整備と気流状態確認のための計測試験を行った。気流計測は突風発生装置の正弦波駆動と1-cosと呼ばれる孤立突風を模擬した駆動について行い、熱線流速計のほかPIVによる計測を行った。これらの結果について報告する。

2. 機体動揺低減技術の低速風洞試験実証計画

機体搭載型ライダーは軽量化のためレーザーの出力に制限があり、回避操作等に必要な距離を満たす突風の検知は難しい。一方、機体の上下動を低減するためには、応答速度の問題から機体搭載加速度信号等のフィードバック制御では突如遭遇する突風に対する制御は難しい。機体動揺低減技術の研究開発では、ライダーを利用したフィードフォワード制御により、これらの問題の解決を図る。

技術実証の第1段階としての課題は、突風のような空間上に分布した気流変動に対する制御系の有効性の検証にある。通常、機体の制御対象飛行力学モデルでは上下方向の気流変動は機体全体に一樣に生ずる、すなわち機体全体が一樣に迎角変動を受けるようなモデルとしてあらわされる。実際には突風が時間変化を伴わない、すなわち空間に固定された分布を持つと仮定しても、機体の飛行に伴い機首から機尾へその分布が移動することとなり、この影響に対する評価が必要となる。そのため、まずは低速風洞で既存の突風発生装置を有するLWT2で風洞試験を行うこととした。

風洞試験では縦の運動のみ、すなわちピッチングとヒービング運動のみ模擬し、支持装置によりその自由度を与えることとした。使用する模型²⁾は搭載するアクチュエータや、動的支持装置の製作を考慮し、半裁模型とした。想定実機に対するスケールは7.1%でセミスパン1.001m、全長2.139mとなる。

突風発生装置の使用範囲風速30m/sに対し、模型の設計風速を25m/sとした。短周期モード振動数は相似則により1.06Hzとなる。また主翼MAC-水平尾翼MAC間距離は0.901mで25m/sのとき、振動数13.9Hzの正弦波突風は、主翼-尾翼で突風の位相が反転する計算となる。

3. 突風発生装置と試験計測系

突風発生装置

突風発生装置を使用するカート(突風カート)は全長4m、試験部断面2m×2mであるが、上下壁は梁のみとなっておりオープンで、床面から風洞中心までの高さは1.8mである(図1)。

突風を発生する可動翼列はカート上流入り口付近に配置され、155mmピッチ、14段のコード長200mm NACA0012翼で構成される。スパン長は972mmで風洞中央にストラットを配置し、左右2列構成となっている。29%コード位置を中心に前翼列同一駆動系でピッチ駆動する。ここでは頭下げを正のピッチ角と定義する。

翼列は1式の油圧シリンダの直線運動を、リンク機構を介し、ピッチング運動に変換し駆動する。リンク機構部には衝撃吸収のため銅製のベアリングを使用する。使用状況によってこのベアリングは変形し、ガタを生じることがある。本試験中にもガタを生じたため一度交換を要した。突風発生装置の使用流速は3~30m/s、翼列可動範囲は7Hzまで±8.6deg、最高駆動周波数20Hz時は±1.4degで、任意入力信号に追従する。翼列変角相当の気流偏向角を生じる。

PIV計測

PIVによる計測は、半裁模型をほぼカバーするよう、カート中心から流れ方向±1000mm、上下方向±500mmの断面について2次元計測を行った。計測断面はカートの観測窓対面壁から225mmの位置とした。断面は模型の尾翼がある位置を考慮して決定した。

PIV計測カメラはカート外部に設置し、観測窓を通して観測する。1台当たり500mm×500mmの画角をカバーし、2台のカメラを上下に設置して同時撮影することにより一度に500mm×1000mmの領域を撮影する。観測窓付近にガイドレールを設置し、2台のカメラの相対位置を変えずに流れ方向にトラバースし、4回の撮影で計測領域をカバーした。レーザーシートは床面下流側から上部上流方向へ斜めに照射した。上流側から一度の計測断面ごとに断面1~4と呼ぶこととする。

シーディングはカート後流部から行った。突風カートの上下壁がオープンなため、試験時には風洞室内にシーディングが漏れるが、計測上の問題は生じなかった。

計測範囲を網羅するためには4回の撮影が必要のため、非定常計測では各断面の計測データを突風発生装置駆動指令信号に対する位相を基準としたPhase lock処理により取得した。例えば突風発生装置を正弦波駆動する場合は指令信号に対して撮影したい位相でレーザーが発光するよう、補正量を見込んでトリガ信号を生成した。最大4Hzで撮影

が可能で、一つの位相ケースについて20枚程度撮影し、平均化処理した。

熱線流速計

熱線流速計はX型プローブを用い、X（流れ方向）、Z（鉛直方向）方向流速の計測を行った。PIVと同一断面のカート中心点のほか4点計測を行ったが、本報告ではカート中心点についてのみ結果を示す。

熱線流速計の出力は風速30m/sまでの計測に対し適切となるよう係数を調整し、試験ランごとに0~30m/sまでの流速を設定して較正データを取得した。ただし、この較正データは、風洞ノズル出口で計測した静圧を基準とした風洞設定気流速度を基準としている。較正時の可動翼列設定ピッチ角は 0° で、この時Xプローブ位置で気流偏向角 0° かつ設定流速となっているものと仮定して較正を行った。この時設定流速を V_a とすると、プローブA、Bの有効速度は $V_A = V_a \sin 45^\circ$ 、 $V_B = V_a \sin 45^\circ$ となる。電圧出力と有効速度 V_A 、 V_B の関係を5次多項式により近似した。計測電圧値から V_A 、 V_B を求め、X、Z軸流れ速度成分 U 、 W を $U = (V_A + V_B)/\sqrt{2}$ 、 $W = (V_A - V_B)/\sqrt{2}$ として求めた。 W および気流偏向角 θ は上向きを正とする。

4. 試験結果

設定風速25m/sにおける、翼列ピッチ角変更時のPIVによる流速の変化計測結果を図2に示す。図は各計測断面1~4の平均を表す。翼列ピッチ角がやや負の時、流速が最大となり、そのとき設定流速より大きくなっている。またピッチ角の絶対値を大きくすると流速は低下し、流速最小時には15%程度の低下となっている。断面1ではピッチ角正、断面4ではピッチ角負の時、中心付近断面より流速が小さくなっている。

同様に、翼列ピッチ角に対する気流偏向角を図3に示す。断面4を除き、ピッチ角の設定に対し気流偏向角はやや正にシフトしているが、ピッチ角変角相当の気流偏向角が発生している。

PIV計測による気流速度分布、及び気流偏向角分布例を図4、図5に示す。同一断面のカメラ間の差は小さいが、断面間にはやや不連続性が認められる。翼列の後流が明確にとらえられているほか、後流上方では流速が小さくなっており、計測範囲における流速分布の非一様性が明確に認められる。後流部で渦のように見えるのは補間によるデータ処理に起因する。

流れ方向に明確に気流偏向角の低下が認められ、断面1に対し、断面4では偏向角が半分程度となっている。機体動揺低減風洞試験では、エレベータ位置が断面4程度に相当するため、影響を考慮する必要があると思われる。

7Hzおよび15Hzで翼列を駆動した際の主流速度分布および気流偏向角分布を図6~図9に示す。7Hzでは翼列のピッチ角振幅8.6deg、15Hzでは2.9degで加振し、図は翼列の位相角0degの瞬間に相当する。いずれも後流の影響から翼列動作の様子が確認できる。気流偏向角では等高線が縦になっているのが望ましいが、断面1~3ではおおよそそのようになっている。

孤立突風を模擬した1-cos型の指令信号に対する気流の応答を図10、図11に示す。図は上から指令信号、翼列駆動シリンダ変位（ピッチ角相当換算量）、主流速度、気流偏向角である。1Hzの応答に対しては気流偏向角はほぼ指令信号どおりとなっている。翼列後流が通過するところでは、ややノイズ状の変動が見られる。15Hzでは指令信号に対する気流変動の後に、やや振動が継続しているように見られる。図12、図13に指令信号に対する気流偏向角のゲインおよび位相の周波数応答を示す。指令信号は7Hzまで

は振幅8.6deg、それ以上では振幅を小さくし、20Hzで1.4degとしている。気流偏向角のゲインは5Hz付近で小さくなるが、その後大きくなる。位相は10Hz以上では油圧シリンダ応答の位相遅れと、気流が翼列から計測点まで到達に必要な時間を加えた遅れに相当している。5Hz付近では、さらに位相遅れが見られる。

5. おわりに

PIVおよび熱線流速計によりJAXA2m×2m低速風洞の突風発生装置による気流特性について計測した。機体動揺低減技術の実証に必要な1Hz付近での特性は十分な気流偏向角や孤立突風の模擬ができることが確認された。大きな翼列のピッチ角による主流速度の低下や、エレベータ付近に相当する位置での気流偏向角の低下等、分布の一様性からのずれについて、補償等検討が必要と思われる。

参考文献

- 1) 廣末健一他，“航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験”，航空宇宙技術研究所報告 TR-335, 1973
- 2) 齊藤健一他，“機体動揺低減技術の低速風洞試験実証システムとそのモデル化について”，第53回飛行機シンポジウム（松山），2015

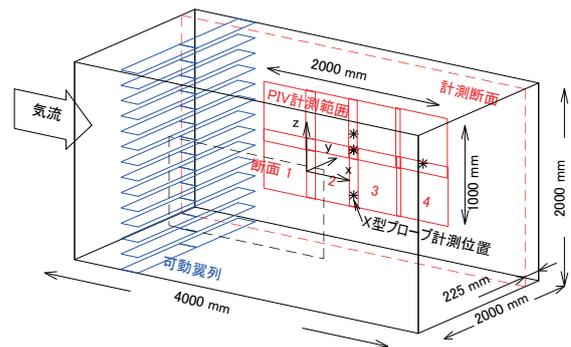


図1 突風カートおよび計測概略

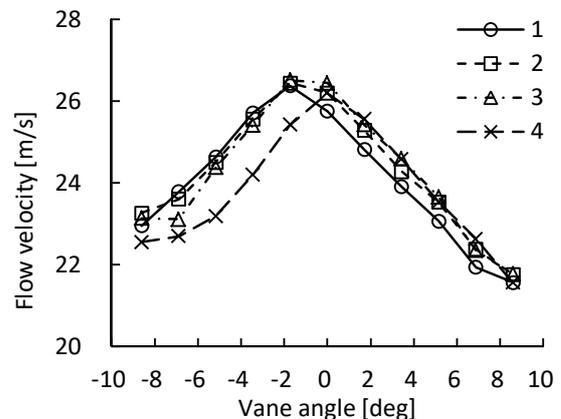


図2 可動翼列ピッチ角と気流速度の各計測断面平均

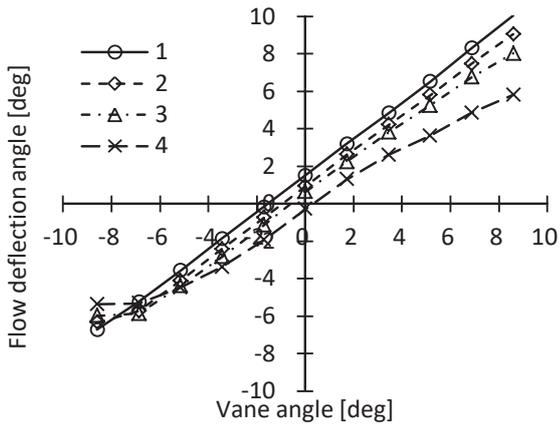


図3 可動翼列ピッチ角と気流偏向角の各計測断面平均

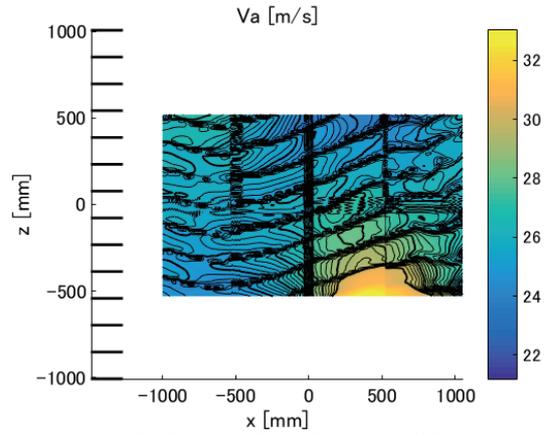


図6 主流速度分布 (翼列 7Hz, 位相 0deg)

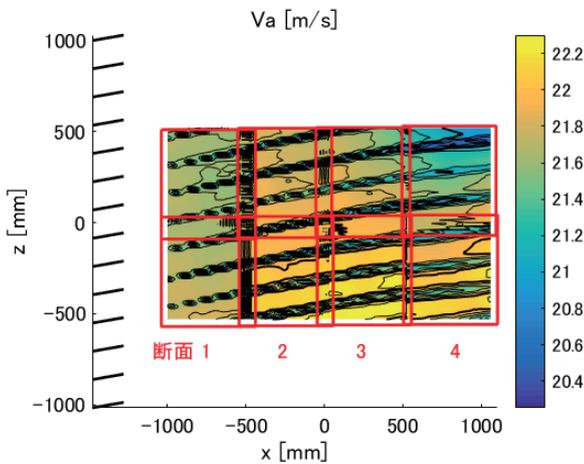


図4 定常主流速度分布 (翼列8.6deg)

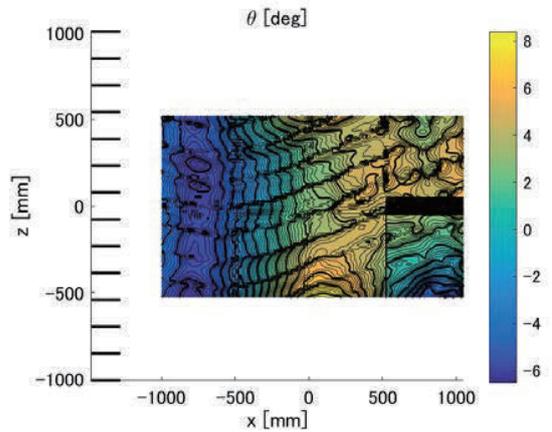


図7 主流偏向角分布 (翼列 7Hz, 位相 0deg)

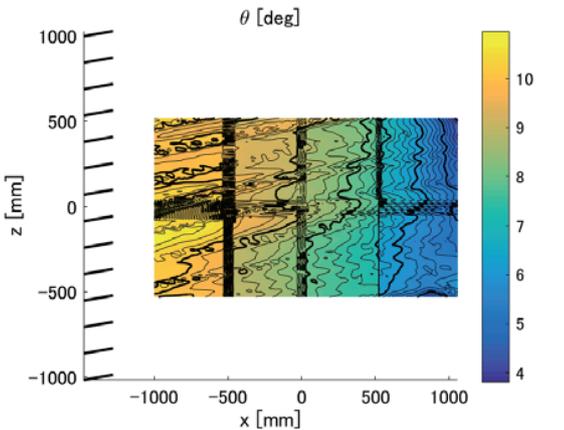


図5 定常偏向角分布 (翼列 8.6deg)

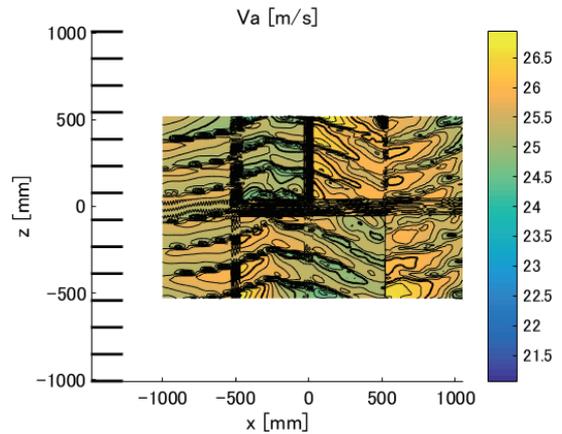


図8 主流速度分布 (翼列 15Hz, 位相 0deg)

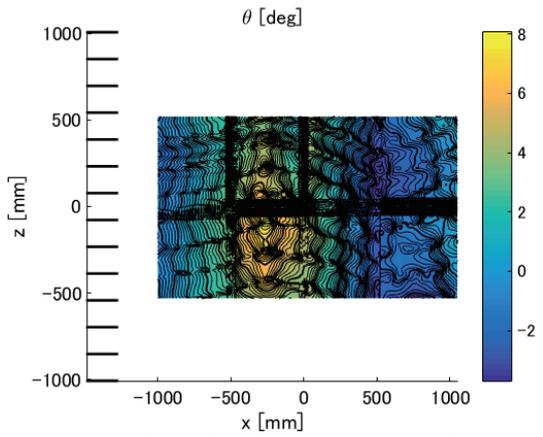


図9 主流偏向角分布 (翼列 15Hz, 位相 0deg)

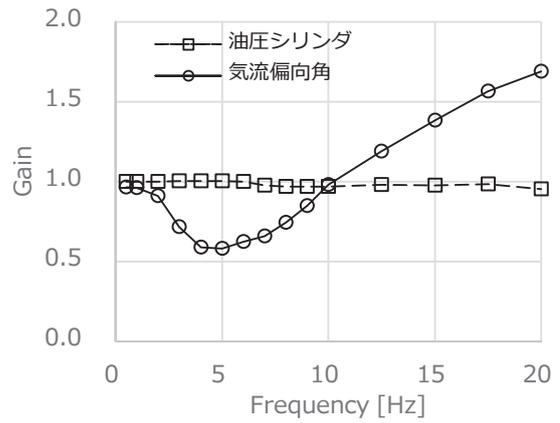


図12 突風発生装置指令信号に対するゲイン

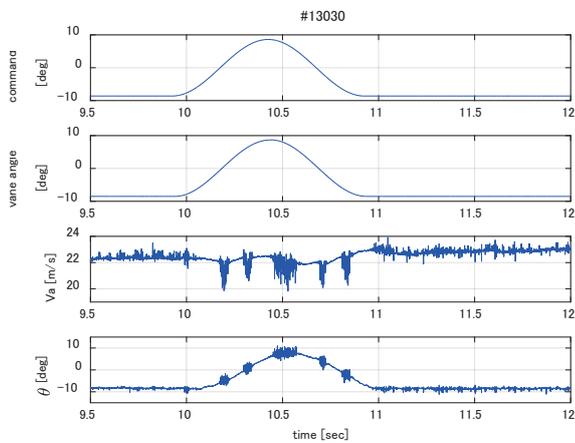


図10 1-cos応答 (1Hz)

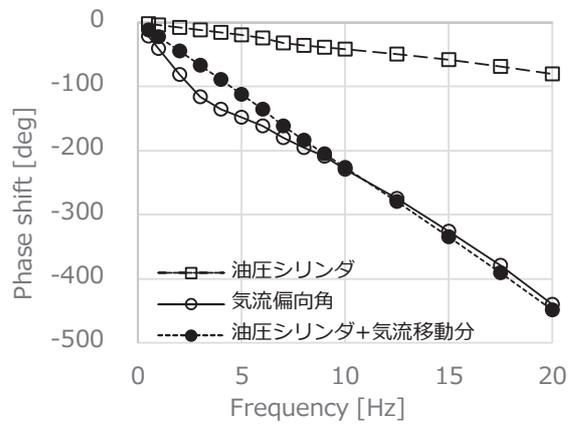


図13 突風発生装置指令信号に対する位相

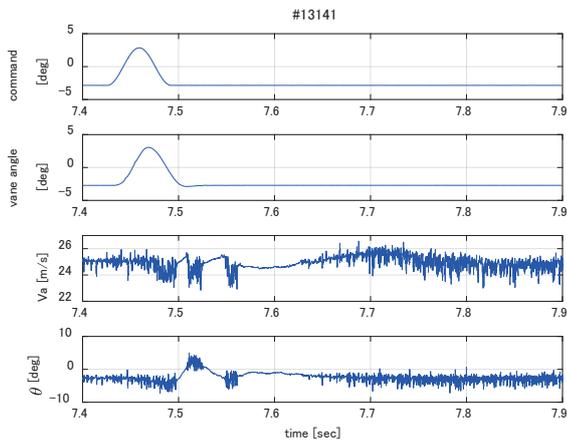


図11 1-cos応答 (15Hz)