

プロペラ動力付き全機模型の風洞試験

白井正孝、穂積弘毅 (航空宇宙技術研究所)

Wind Tunnel Testing of a Full Configuration Fixed-wing Model With Propellers
Masataka SHIRAI, Couki HOZUMI (NAL)

概要

航空宇宙技術研究所の所有する実験用航空機、ドルニエ式 Do-228-200 型機をインフライト・ミュレター、多目的実証実験機 MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory) に改造する計画が進められている。本計画は本機のフラップを DLC (Direct Lift Control) フラップに変更して可変安定機能を持たせインフライト・シミュレータにするものである。

DLC フラップを設計するにあたっては、実験用航空機本来の空力特性を把握する必要があるが、本機はプロペラのスリップ・ストリームを利用した STOL 性の高い機体であるので、空力特性取得のための風洞模型は、プロペラ動力付きの全機模型が必須である。

本報告は、実験用航空機 (Do-228-200) のインフライト・シミュレータ化のために行われた風洞試験に関して、使用した動力付模型、プロペラ駆動装置、空気力測定用各種の天秤等のハードウェアと動力付風洞における推力のシミュレーション法について述べる。

1. はじめに

航空宇宙技術研究所において、実験用航空機として 30 年以上運用しているビーチクラフト社の B65 クイーンエア機は V S R A (Variable Stability and Response Airplane 可変安定応答実験機) 機と呼ばれて、航空機の運動特性模擬、パイロット評価、突風軽減のための制御則開発等多くの研究に用いられてきたが、搭載用計算機およびセンサー等が旧式になり最近の技術進歩に対応することが困難になってきた。そのため V S R A 機の技術および経験を生かして実験用航空機ドルニエ式 Do-228-200 型機を母機としたインフライト・シミュレータ MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory) を開発することになった。そのため母機のフラップを新規に製作し DLC (Direct Lift Control 直接揚力制御) フラップ付の着陸用フラップを装備する必要が生じた。日本では、ドルニエ機の DLC フラップ等の空力データが無いので母機の全機空力特性を把握することと DLC フラップの空力特性を把握すること、並びに安全性評価のための風洞試験を実施した。ここでは風洞模型および試験装置等について報

告する。

2. 試験装置の計画

風洞試験を計画した風洞は、航空宇宙技術研究所の大型低速風洞で、測定部は高さ 6.5m、幅 5.5m、長さ 9.24m、風速 1m より最大風速 75m/s のグッチングン型の回流式風洞で、ピラミッド式 6 分力天秤用カート、およびスティング式カートを使用する計画で模型を製作した。また経費節減のために大型低速風洞が所有する周波数変換装置 (ロータ試験装置) の一部品 (水冷式小型モータ) を使用し、模型に組込むことを前提に動力付き模型を計画、同様にピラミッド 6 分力天秤は当然として、スティング 6 分力天秤も使用する計画で本試験を計画した。

3. 風洞模型

3.1 動力付き模型本体概要

模型作製にあたり、図面 (模型表面の形状) の入手と風洞試験の実施を実機製造会社のドルニエ社に問い合わせを行った所。航空宇宙技術研究所内でデータを使用するものについては了解が得られた。平成 8 年度にドルニエ社と航空宇宙技

術研究所の間で協定書を交換した後、模型表面の形状図面 (CATIA) データをフロッピーディスク状態で購入する事ができたが、当時は CATIA データを我々では読むことが出来なかった。模型サイズは、実機の寸法計測を行い動力付き (プロペラ) とフラップを改修する事を考慮し、また各種装置が使用できるよう実機に対して六分の一サイズに決めた。

ドルニエ式 Do-228-200 型機は、胴体が縦長の長方形であり、また主翼は、上翼で水平の形状をしているために模型製作に当たって胴体は、縦長、長方形のブロック構造の芯金を製作しその中に動力機構を収納することにした。各翼は、ブロック構造の芯金に取り付けるが主翼には、本特性試験の目的であるプロペラ回転機構が付いた 2 つのナセルと DLC 改造のメインフラップが装備された。振動と撓みを考えて重量は増すが左右のナセル取付け部とフラップおよびエルロン取付け部まで一枚板の芯金を使用し、その下面に溝を作り動力の伝達、配線、配管を通す方法を採用した。模型の主要寸度を表 1 に図 1 に 3 面図を示す。

表 1 ドルニエ 228-200 型模型主要緒元

縮 尺	6 分の 1
全 長	2.76m
全 幅	2.83m
全 高	0.81m
プロペラ径	0.448m
重 量	232 kg
フラップ舵角	0、5、20、30 度
エルロン舵角	-22~+32 度
スタビライザー舵角	-7~+4 度
昇降舵舵角	-30~+30 度
方向舵舵角	-20~+20 度

3. 2 機能・性能

模型製作の仕様を以下に示す。

- 風速 75m/s 風洞試験が可能。(プロペラ運転時は 50m/s)
- プロペラ運転可能。(回転方向は機体後方より見て左右とも左回転)
- プロペラピッチ角変更可能。
- フラップ、エルロン、昇降舵、方向舵の舵角変更可能。
- フラップ、エルロン、昇降舵、方向舵のヒン

ジモーメント計測可能。(計測は左舷のみ)

- ストラット支持、スティング支持が可能。
- ストラット支持時は正逆の支持が可能。(逆支持時プロペラ運転は不可)
- 脚上げ、脚下げ状態の試験が可能。

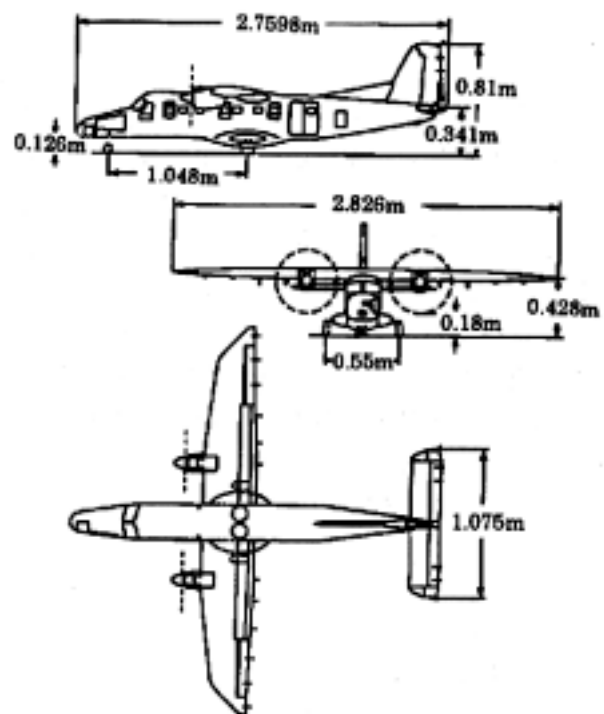


図 1 1/6 ドルニエ模型三面図

4. プロペラ単体試験装置

プロペラ単体試験装置は、模型ナセルが小さく、また動力駆動機構がありプロペラ天秤を内装する事が出来ない、そのためプロペラ性能特性を把握する為に作製する事とした。プロペラ駆動装置は全機模型の装置を経費節減のため利用する。本装置は、風洞内単体試験装置と五分力天秤で構成されている。

4. 1 機能・性能

- 風速 50m/s までの風洞試験が可能。
- プロペラを運転し、トルク及び推力等 5 分力の計測が可能。
- プロペラピッチ角変更手動にて可能。
- 風洞内ターンテーブルにより気流に対するプロペラ角度の変更が可能。

表 2 にプロペラ単体試験装置の諸元を示す。

表2 風洞内単体装置主要諸元

全長	1.8m
全幅	0.55m
全高	2.15m
プロペラ径	0.448m
重量	327kg

図2に装置の装置説明と写真1に風洞内の設置状態を示す。

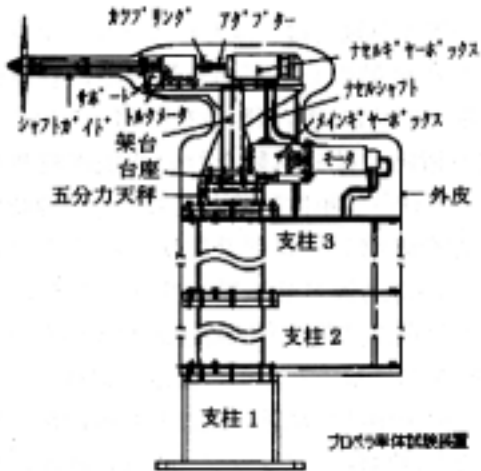


図2 単体試験装置説明

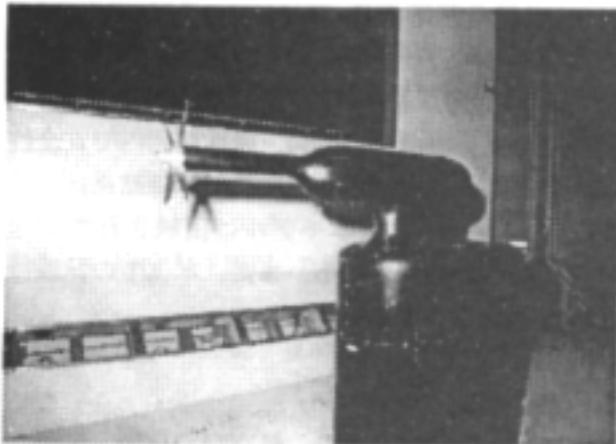


写真1 風洞内設置状況

5. プロペラ装置

実機に装備されているプロペラは米国製の製品であるが、やはり図面を購入する事は出来なかった。そして NACA 翼型のデータを調べて5枚程度の翼型を風速 30m/s~50m/s までを 5m/s 毎に翼特性を計算し、その中で NACA 65-410 翼型を採用した。実際には付け根部分が加工の都合で翼厚比が厚くなっている。

5. 1 機能・性能

- (a) 風速 50m/s までの風洞試験が可能。
- (b) プロペラピッチ角変更可能 (変角装置により手動にて変更)
- (c) 回転数は、最大 6,017rpm まで運用できる。

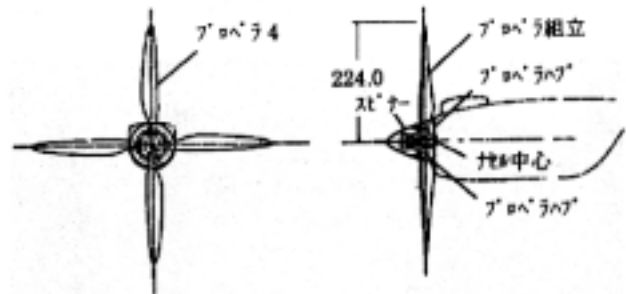


図3 プロペラ装置

6. 周波数変換装置 (ロータ試験装置)

本装置は大型低速風洞所有の装置で、ヘリコプターブレードの騒音等の研究に用いられる装置である。そのロータ駆動源一式を使用し、一部の水冷式小型モータを模型に組込んで動力源とした。

表. 3 電源装置主要諸元

品名	電源装置
外形寸法	2000(H×1500(w)×1000(D))
重量	800kg
入力電源	AC200/220V50/60V 60KVA
操作	制御装置より手動操作

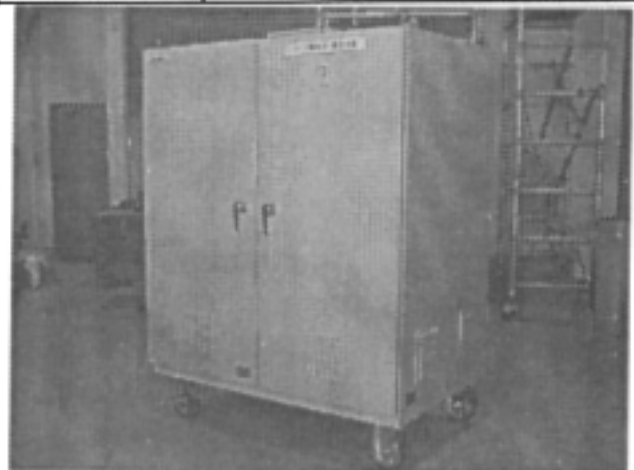


写真2 電源装置外観

6. 2 制御装置

本制御装置は、ロータ試験装置を 1000～12000rpm で駆動する事ができ、回転数、モータ温度、電圧、電流及び故障を表示する事が出来る。

表 4 制御装置

外形寸法	1180(H)×800(W)×1150(D)
重量	200kg
信号出力	回転数出力 0～12000rpm
操作	盤面よりの手動操作

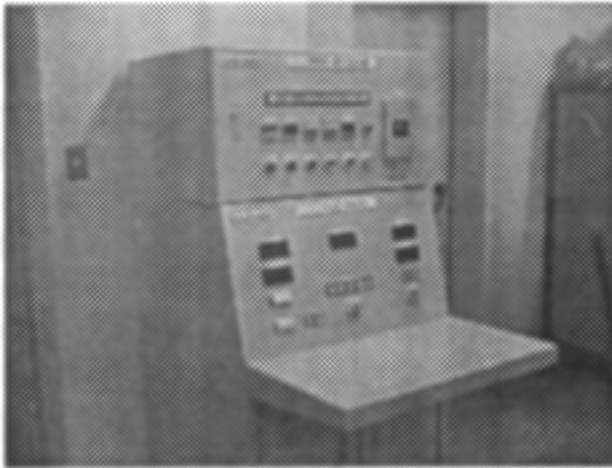


写真 3 制御装置外観

6. 3 水冷小型モータ

表 5 水冷小型モータ

外形寸法	160(H)×120(W)×330(L)
重量	17.6kg
回転数	1000～12000rpm(11500rpm 定格)
定格トルク	2.33kg-m
信号出力	回転数、モータ温度

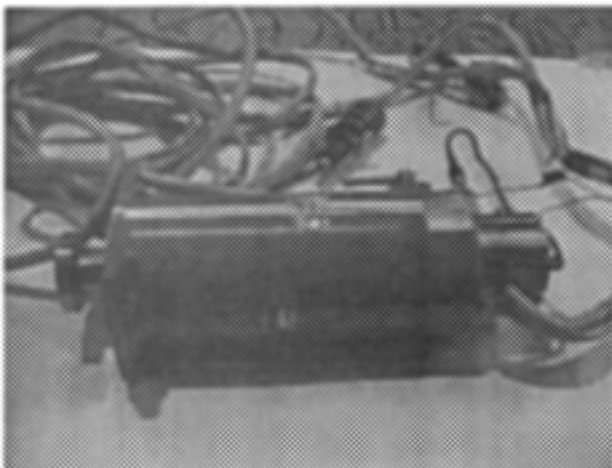


写真 4 水冷小型モータ

以上の装置を使用してプロペラを駆動した。

7. 天秤関係

天秤は、ピラミッド天秤(半載)、風洞内単体五分力天秤、フラップ、エルロン、メガネ天秤、昇降舵、方向舵のヒンジモーメント天秤と数多くの天秤を用意した。またスティングカートでスティング天秤での地面効果試験もできるように模型を作製している。

8. 試験及び結果

今回の風洞試験では、はじめてプロペラを回転させるため振動の心配があり製作時に各単体と模型組み上げ時に固有振動数を計測していたが、風洞内設置時に確認試験を行い共振周波数を測定した。プロペラ単体試験と動力付き全機特性試験の双方を計測しプロペラ運転時にその周波数帯を速やかに通過させ振動を共振させない方法でプロペラ単体試験、全機特性試験及び安全性の確認試験をおこなった。その後は、試験項目プロペラなしの全機特性試験、尾なし特性試験、動力付き全機特性試験(フラップ 0.5, 20, 30 度)を実施後着陸フラップ(0.5 度) DLC フラップ(-30, -20, 0, 10, 20, 25 度)空力特性を計測、DLC フラップ非対称特性試験を行った。風速は、35m/s(MAC 基準の Re 数は約 2×10^5) 推力 0 (プロペラなし抗力-プロペラ有り抗力) 軸系は基準点(28%MAC)を通る安定軸である。試験結果は、母機操縦舵角、操作範囲内で安全性が保てることを確認できた。この試験結果は、飛行シミュレータ用数学モデルに反映されて安全性評価が進められている。まだ、本模型の試験は始まったところである。

9. あとがき

本模型の製作にあたり、航空宇宙技術研究所が保有する実験用航空機であり、改修等の時には役立つ物をと考え大変に欲張った模型を製作できたが、作業性の点で少し問題がある。舵角の変更には力を計測した後は自動化を考えるべきである。圧力孔を取り付ける方法を考えていたが動力装置の関係で問題がある。

10. 参考文献

1. 風洞試験規定 航空評議会 昭和 17 年 12 月