

# クランフィールド大学における 実機飛行実習体験



東京工業大学 理工学研究科 修士2年  
Cranfield University MSc(AVD)-Aircraft Design 修了  
寺田 百合

21<sup>st</sup> November 2017

[www.cranfield.ac.uk](http://www.cranfield.ac.uk)

# クランフィールド大学 *Cranfield University*

イギリスの大学院大学。前身は航空大学。



Ref: flyer.co.uk

Fig. 1 キャンパス概要



航空宇宙工学専攻の学生は、**軽飛行機フライト・実験フライト**を複数回経験。

# 軽飛行機プログラム

## Light Aircraft Program



### 目的

自由度の高い軽飛行機を用い、様々な機体運動を通して操縦や安定性に関する理解を深める。

### 内容

- 二人乗り小型機使用.
- 30分×2回 搭乗.
- 様々な運動
  - スピン
  - スパイラル
  - バフエット
  - ループ飛行
  - -1G, +4G飛行 etc.



# ジェットストリームプログラム

## Jetstream Program



### 目的

実機を用いた飛行により、航空力学や航空機の安定性について体感し、座学と合わせることでさらに理解を深める。

### 座学科目 (計30時間)

Aircraft Aerodynamics

Aircraft Stability and Control

Aircraft Performance



### 実験フライト(約30分×2回)

Flight Experimental Methods  
(Jetstream Flight Labs)

簡単な空力特性を計測するための  
飛行試験技術に関する理解。

# ジェットストリームプログラム Jetstream Program



学や航空機の安定性について体感し、  
を深める。

実験フライト(約30分×2回)

Flight Experimental Methods  
(Jetstream Flight Labs)

簡単な空力特性を計測するための  
飛行試験技術に関する理解。

NFLC 33 Cranfield University

## 5 Lateral-Directional Dynamic Stability

### 5.1 The Dutch Roll Mode

The Dutch roll mode is an oscillation about the aircraft yaw axis in which the principal variables are sideslip angle and yaw rate with the aircraft maintaining a straight flight path. Fundamentally, the mode is the directional equivalent of the longitudinal short period, although its damping is usually less. One characteristic of the motion is that the sinusoidal changes in sideslip cause a similar change in rolling moment (via the "dihedral effect") and this causes the aircraft to oscillate in roll. The phase shift between cause and effect means that the forward going wing is low (and the aft going one high), so that the wing tips describe an elliptical (or possible circular) path.

The requirements on the dutch roll mode, given in CS 23 and in CS 25, reflect the fact that it is normally considered a nuisance rather than a handling problem:

#### CS 23.181(b)

"Any combined lateral-directional oscillations ('Dutch roll') occurring between the stalling speed and the maximum allowable speed appropriate to the configuration of the aeroplane must be damped to  $1/10^{\text{th}}$  amplitude in 7 cycles with the primary controls:

1. Free; and
2. In a fixed position, except when compliance with CS 23.672 is shown."

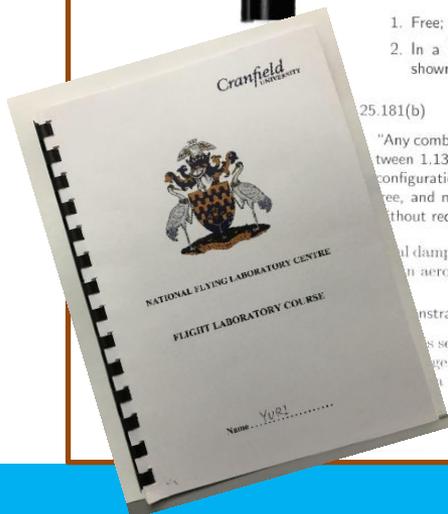
#### CS 25.181(b)

"Any combined lateral-directional oscillations ('Dutch roll') occurring between  $1.13 V_{SR}$  and (the) maximum allowable speed appropriate to the configuration of the aeroplane must be positively damped with controls free, and must be controllable with normal use of the primary controls without requiring exceptional pilot skill."

Additional damping of this mode is often done electronically (using a yaw damper) aerodynamically.

#### Demonstration

The aircraft is set up in straight, wings level flight, and then the Dutch roll mode is generated by generating a disturbance in yaw via a sinusoidal displacement of the rudder. The frequency approximately equal to that of the mode. The input

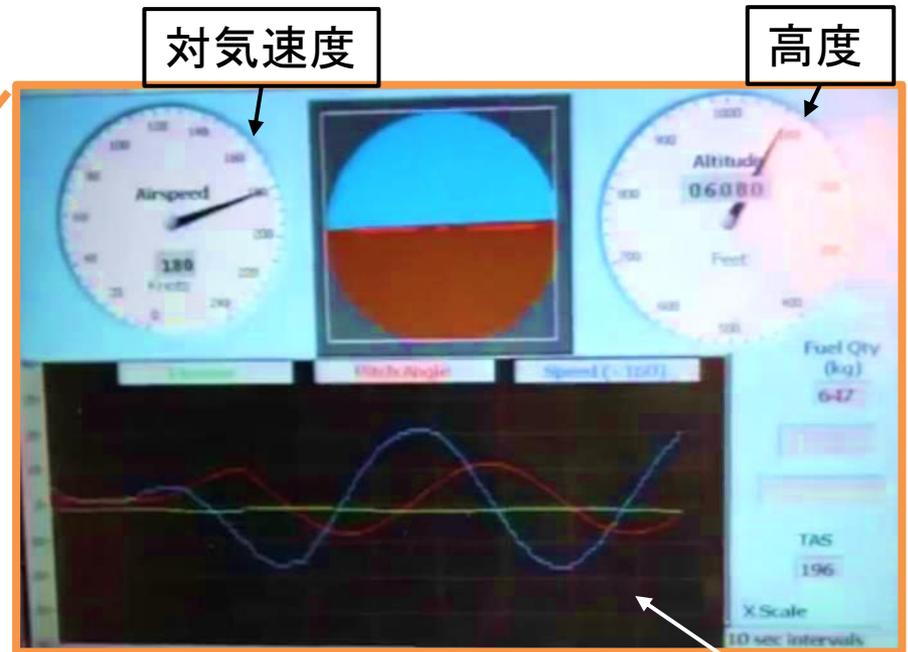
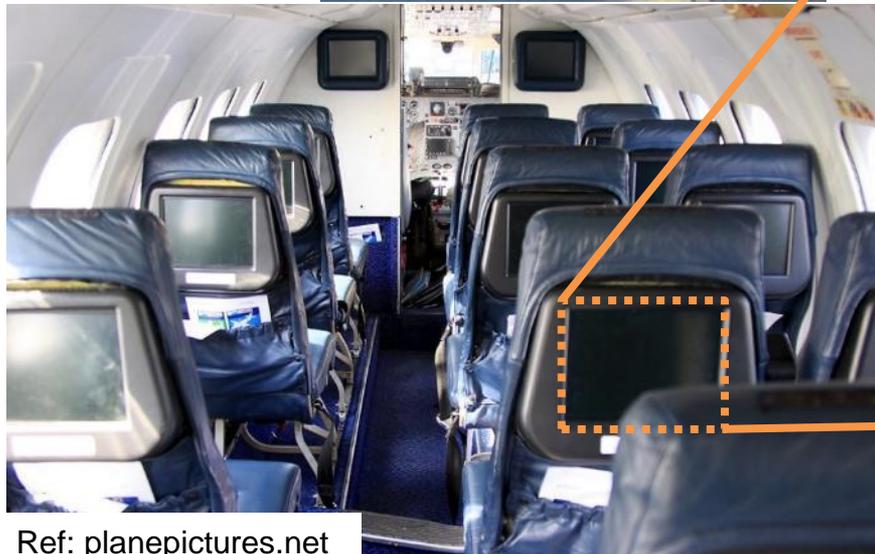


# 使用機概要

## Overview of Aircraft



Jetstream 31 シリーズ, ターボプロップ.



リアルタイムで  
計測結果を表示.

- ・迎え角
- ・舵面変位置量
- ・速度 etc.

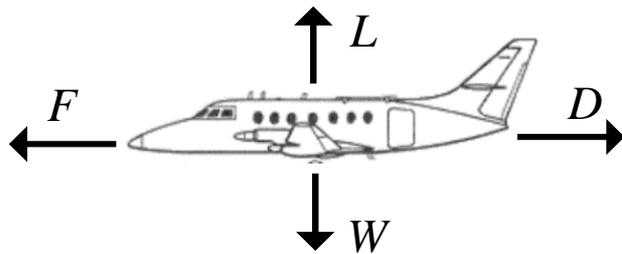
Fig. 2 機体概要

# 実験概要

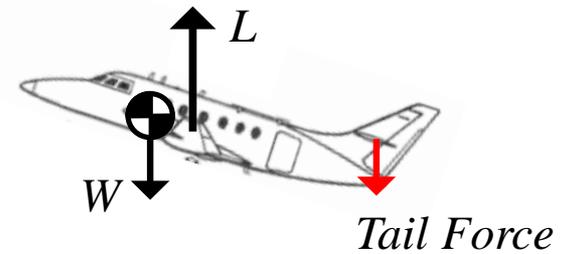
## Overview of experiment

2日間で、4つの項目について実験・解析。

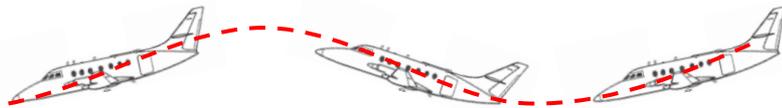
### 揚力・抗力



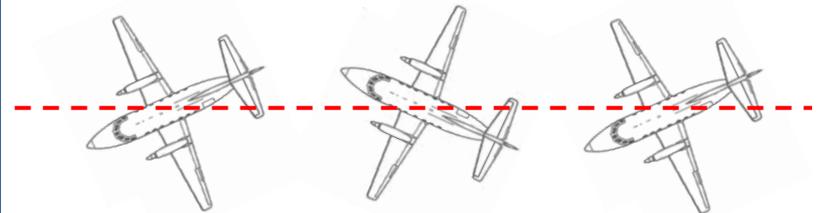
### 軸方向静安定性



### 軸方向動安定性



### 横方向動安定性

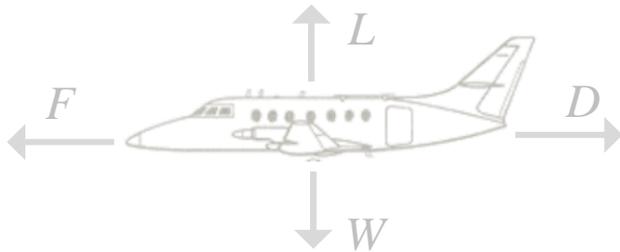


# 実験概要

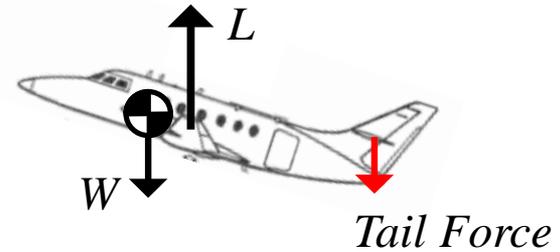
## Overview of experiment

2日間で、4つの項目について実験・解析.

### 揚力・抗力



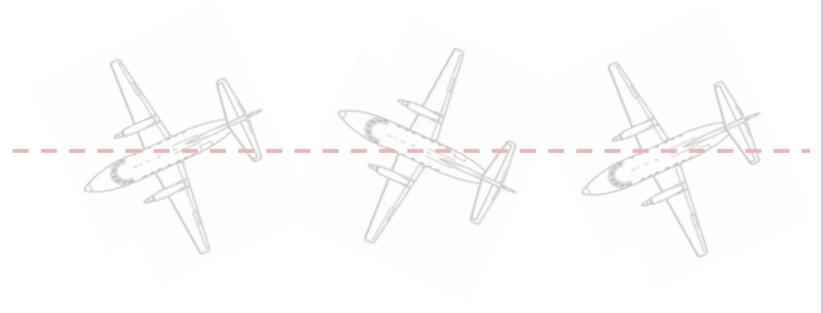
### 軸方向静安定性



### 軸方向動安定性

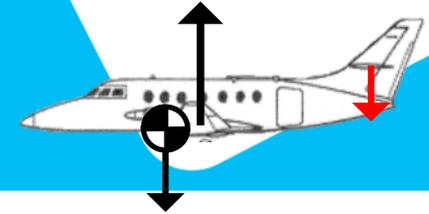


### 横方向動安定性



# 軸方向静安定性 – 計測

## Longitudinal static stability



安定性の評価, 後方重心限界の決定.

Table. 1 計測時重心位置

	mass ( $m$ ) (kg)	arm ( $x$ ) (m)	moment ( $m \times x$ ) (kg.m)
aircraft including flight crew	4980	5.581	27791
seat row 1	173	3.880	671
seat row 2	0	4.640	0
seat row 3	207	5.400	1118
seat row 4	239	6.370	1522
seat row 5	271	7.130	1932
seat row 6	157	7.890	1239
CO	0	8.550	0
CA	0	9.550	0
(LSS) fuel	406	5.590	2271
(LMS) $\Sigma m$	3746	$\Sigma mx$	2094

(LSS)  $\Sigma m$  6433  $\Sigma mx$  31547  
 (LMS)  $\Sigma m$  6402  $\Sigma mx$  36370

$$\text{cg position} = \left[ \frac{\Sigma mx / \Sigma m - 5.149}{1.717} \right] \times 100 = 31.0 \% \bar{c} \text{ (both LSS and LMS)}$$

Table. 2 取得データ

$\eta$ [deg]	$n$ [g]	Altitude [ft]	$V_e$ [knots]	Fuel [kg]
-0.869	1.0	7427	162	380
-1.494	1.2	7290	162	377
-1.821	1.2	7123	161	375
-2.993	1.5	6624	159	372
-4.229	1.9	6103	160	369

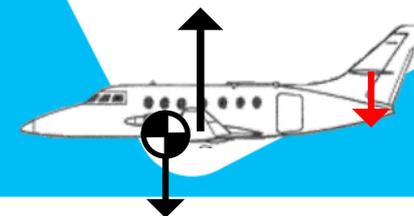
↑  
エレベータ角



4班でそれぞれ計測.

# 軸方向静安定性 – 解析

## Longitudinal static stability



安定性の評価, 後方重心限界の決定.

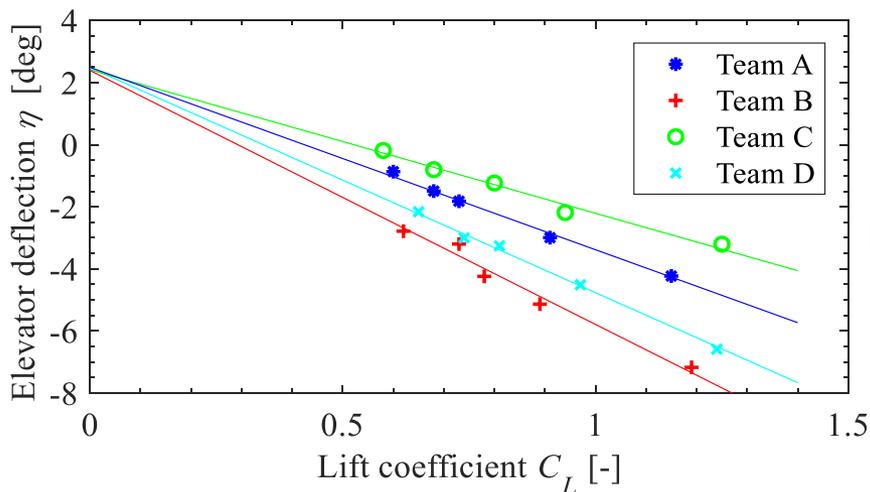


Fig. 3 エレベータ角

$$C_L = nC_W = \frac{2nmg}{\rho_0 V_e^2 S}$$

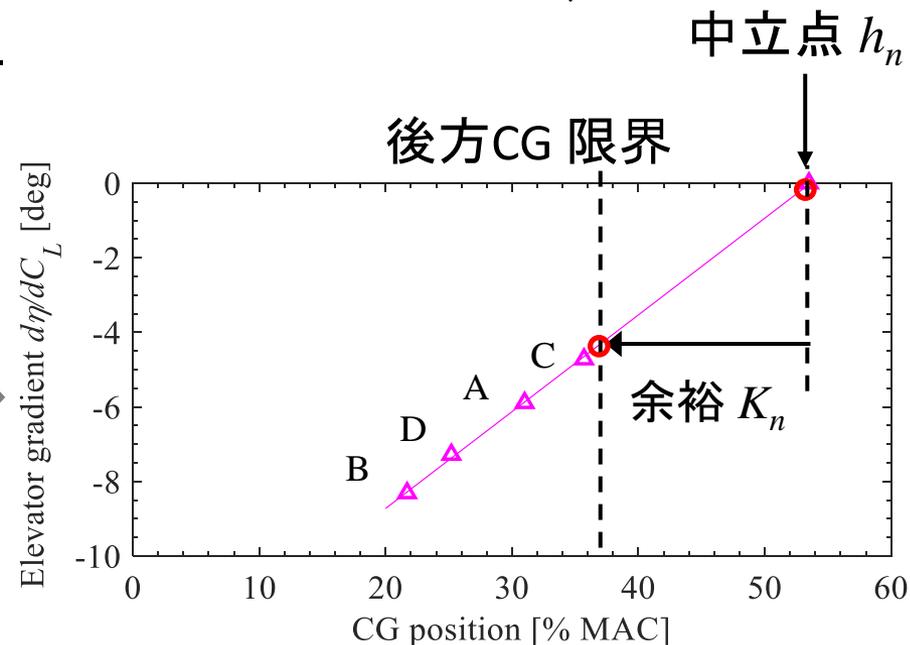


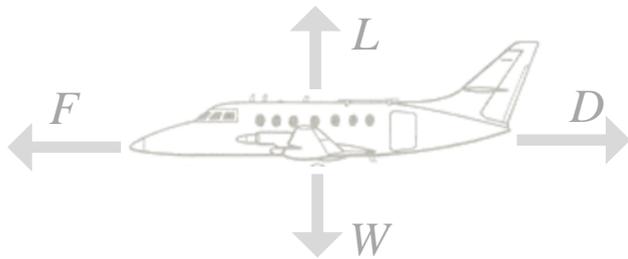
Fig. 4 エレベータ角傾き

# 実験概要

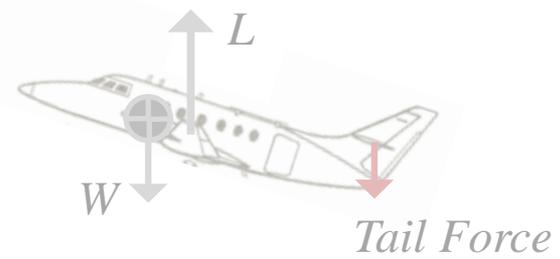
## Overview of experiment

2日間で、4つの項目について実験・解析.

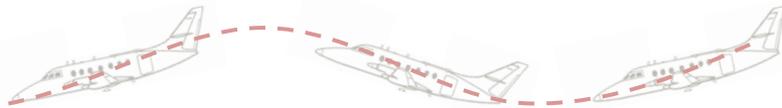
### 揚力・抗力



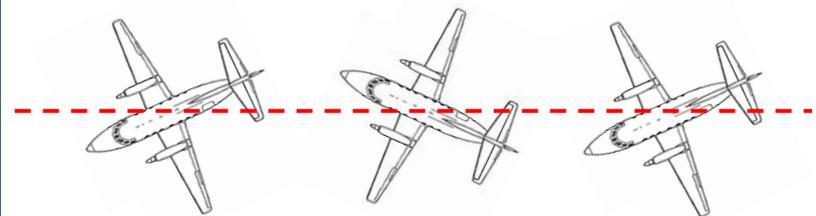
### 軸方向静安定性



### 軸方向動安定性



### 横方向動安定性



# 横方向動安定性

## Lateral-directional dynamic stability

ダッチロールモード.



3つの項目

- Side slip
- Yaw rate
- Roll rate

において同様の計測結果.

横滑りやロール, ヨー軸運動も絡み合った, 複雑な運動であることを理解.

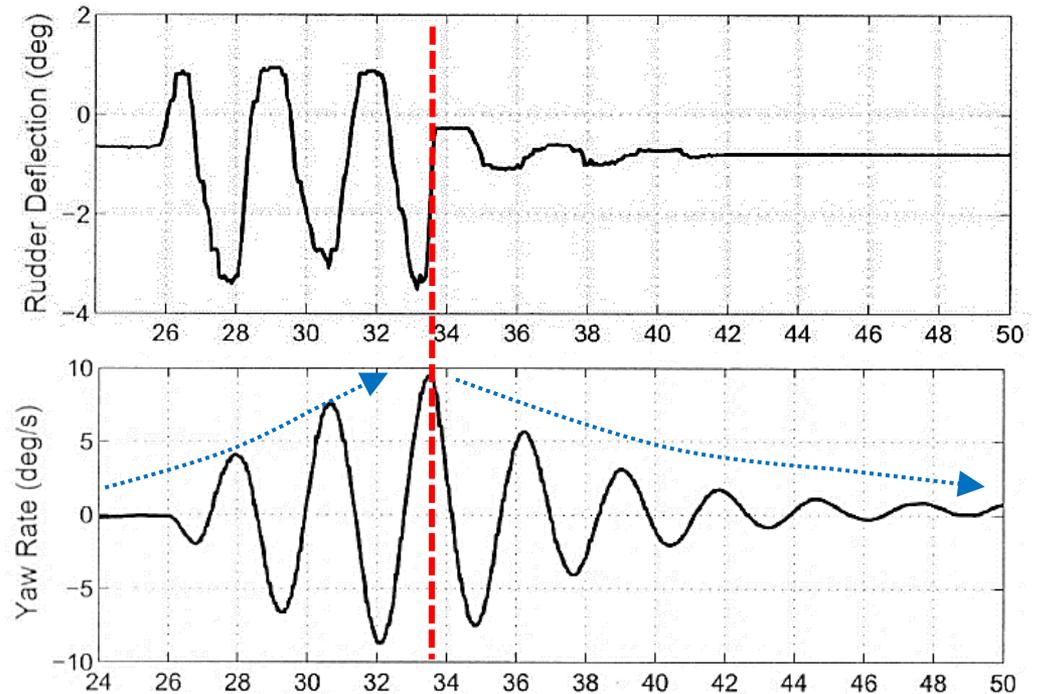


Fig. 3 ダッチロール応答

## まとめ

## Summary

- 英クランフィールド大学では、実機を用いた教育を提供。航空系専攻では必須科目。
- 軽飛行機フライトでは、自由度の高さを活かした機体運動を経験。
- 実験フライトでは、「座学」と「取得データの解析」を組み合わせたプログラム。

実機を用いた教育は、座学だけではイメージし難い現象を捉えることができ、機体運動を理解する上で有効な手法である。

