

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.013
629.7.018.7
629.78

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1344

ALFLEX の飛行実験より得られた地面効果

岡田 典秋・水藤 貴靖

1997 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

第1章 はじめに.....	1
第2章 記号と略語.....	2
第3章 地面効果の算出法.....	3
第4章 計測値の補正.....	6
4.1 対気速度の位置誤差補正	6
4.2 束縛渦の鏡像による誘導速度の補正	8
4.3 迎角の補正	8
4.4 対地高度の補正	9
第5章 地面効果特性.....	10
5.1 地面効果の算出結果	10
5.2 風洞試験結果との比較	11
第6章 おわりに.....	12
参考文献	12

ALFLEX の飛行実験より得られた地面効果 *

岡田典秋^{*1}・水藤貴靖^{*2}

Ground Effects Obtained from Flight Tests of ALFLEX*

Noriaki OKADA^{*1} and Takanobu SUITO^{*2}

Abstract

The ALFLEX (Automatic Landing FLight EXperiment) vehicle is a 37% scale model of a future reentry vehicle, HOPE (H-II Orbiting Plane), and was developed for investigating the horizontal landing capability of the HOPE. The flight experiment was carried out at the Woomera Airfield in South Australia in 1996. Landing trials of the ALFLEX were realized by releasing the vehicle hung by a cable from a helicopter. After the release, the vehicle autonomously made path capture, equilibrium gliding on a -30 deg flight path, flare and touch-down on a runway. During the development phase, ground effects had been considered as key issues that affect the landing performance, and wind tunnel tests for predicting the ground effects had been carried out. For the purpose of validating the potential of the wind tunnel data for future designs, ground effect characteristics derived from the flight data and comparison with the wind tunnel data are given in this paper.

Keywords: Flight Testing, Ground Effect, Automatic Landing, Reentry Vehicle

概 要

小型自動着陸実験機 (ALFLEX: Automatic Landing FLight EXperiment) は現在計画されている無人有翼宇宙往還機 HOPE (H-II Orbiting Plane) の縮尺 37% の実験機であり、自動着陸技術の実証を目的として開発された。飛行実験は 1996 年にオーストラリア連邦南オーストラリア州のウーメラ飛行場で実施された。ALFLEX の自動着陸飛行実験はヘリコプタに吊り下げられた実験機を分離投下することによって行われた。分離後、実験機は自動的に経路角 -30 度の平衡滑空飛行状態で飛行した後、滑走路に進入し接地する。実験機の開発時に、地面効果は着陸性能に重大な影響を及ぼすため、地面効果を調べるための風洞試験が実施された。本報告書は、無人無推力の機体の飛行実験データに基づいた地面効果解析方法及び得られた地面効果特性について述べ、風洞試験結果との比較を行う。

1. はじめに

小型着陸実験機 (ALFLEX: Automatic Landing FLight EXperiment) (図 1-1, 図 1-2) は現在計画されている無人有翼宇宙往還機 HOPE (H-II Orbiting Plane) の縮尺

37% の実験機であり、着陸フェーズにおける自動着陸の基盤技術を確立することを目的として開発された¹⁾。豪州南オーストラリア州のウーメラ飛行場において、1996 年 7 月 6 日の初飛行から 8 月 15 日の最終飛行まで合計 13 回の自動着陸飛行実験が実施された。

自動着陸飛行実験は実験機をヘリコプタに吊り下げ、

* 平成 9 年 9 月 25 日受付 (received 25 September 1997)

* 1 : 飛行実験部 (Flight Research Division)

* 2 : 宇宙開発事業団 (NASDA)

滑走路手前約 2,700 m，高度約 1,500 m，速度約 46 m/sec で分離投下する方法で行われた。分離投下された後，実験機は機体に搭載された航法誘導制御装置によって，滑走路まで誘導され着陸，停止する。

地面効果は航空機の着陸性能，特に接地時の定点性及び脚強度から制限される沈下率に強い影響を与える。また，本実験機は図 1 - 2 に示されるように在来機とは異なるデルタ翼チップフィン形態を有しており，このような形態の飛行体の地面効果特性は余り知られていない。従って実験機の開発時に，地面効果を調べるための風洞試

験が実施され，シミュレーション計算等によって十分検討されてきた。飛行実験データから地面効果特性を算出することは，設計に用いられた風洞試験データの有効性を評価する上で重要である。

実施された 13 回の自動着陸飛行実験データから，降下率が急変しない地面効果特性を算出するのに適した飛行 4 回を選び地面効果特性を求めた。本報告書では無人無推力の機体の飛行実験データに基づいた地面効果解析方法を述べるとともに，得られた地面効果特性について論じる。

2. 記号と略語

記号

- a : 音速 (m/s)
- a_0 : 海面上の音速 ($=340.294m/s$)
- A_x : 機体軸 X 方向加速度 [前方 - 正] (m/s^2)
- A_z : 機体軸 Z 方向の加速度 [下方 - 正] (m/s^2)
- b : 主翼翼幅 ($=3.295m$)
- \bar{c} : 空力平均翼弦長 ($=3.154m$)
- C_D : 抗力係数
- C_L : 揚力係数
- C_m : ピッチング・モーメント係数
- g : 重力加速度 ($=9.80665 m/s^2$)



図 1 - 1 着陸進入中の ALFLEX

主要諸元

機体質量	796 kg
全長(除ピトー管)	6.105 m
全幅	3.785 m
全高(除脚)	1.350 m
主翼面積	9.45 m ²
主翼翼幅	3.295 m
前縁後退角	75° / 60°
上反角	5°

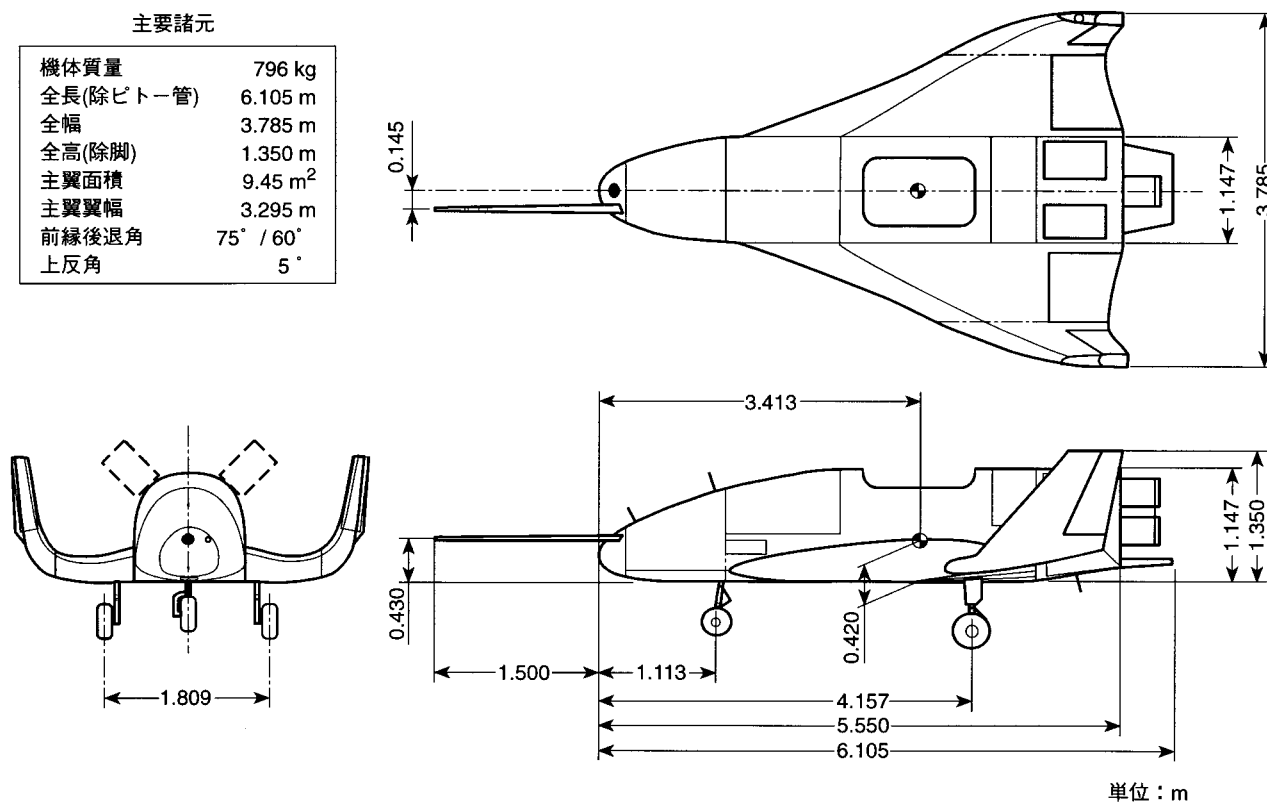


図 1 - 2 ALFLEX の三面図

- H : 気圧高度 (m)
- H_{ac} : 地面からの空力中心(空力平均翼弦の 25 %)高度 (m)
- H_{LT} : レーザ追尾装置で計測された滑走路座標系での高度 (m)
- H_{SO} : レーザ追尾装置で計測した静圧孔 (static orifice) の高度 (m)
- H_{RWY} : 滑走路勾配 (m)
- k : 標準大気の温度勾配 ($= -0.0065 K/m$)
- m : 機体質量 ($= 796 kg$)
- p : 静圧 (P_a)
- p_0 : 海面上標準大気圧 ($= 101325 P_a$)
- p_T : 総圧 (P_a)
- q : 動圧 (P_a), またはピッチ・レート (deg/s)
- R : ガス定数 ($= 287.05 Nm/kgK$)
- R/C : 昇降率 (m/s)
- S : 主翼面積 ($= 9.45 m^2$)
- T : 大気温度 (K)
- T_0 : 海面上標準大気温度 ($= 288.15K$)
- V_∞ : 真対気速度 (m/s)
- X_{LT} : レーザ追尾装置で計測された滑走路座標系での X 方向位置 (m)
- α : 迎角 (deg)
- γ : 対気経路角 (deg), または比熱比 ($= 1.4$)
- δ_e : 昇降舵角 (deg)
- δ_{sb} : スピード・ブレーキ舵角 (deg)
- θ : ピッチ姿勢角 (deg)
- ρ : 標準大気空気密度 (kg/m^3)
- ρ_0 : 海面上標準大気密度 ($= 1.225 kg/m^3$)
- σ : 標準大気密度比 ($= \rho/\rho_0$)
- ΔC_{DGE} : 地面効果による抗力係数の変化分
- ΔC_{LGE} : 地面効果による揚力係数の変化分
- ΔC_{mGE} : 地面効果によるピッチング・モーメント係数の変化分
- ΔH_{PE} : 気圧高度の位置誤差 (m)
- Δp_{PE} : 静圧の位置誤差 (P_a)
- ΔV_{PE} : 対気速度の位置誤差 (m/s)

添 字

- I : 束縛渦の鏡像による誘導速度の影響
- PE : 位置誤差 (Position Error)
- ref : 地面効果外で釣合いを取った時の値 (基準値 , reference)
- 0 : 標準大気海面上の値
- Δ : 微小変動分
- ∞ : 迎角や操舵による変動分を補正した自由流中 (地面効果を受けない) の値

* : 機器誤差を補正した計測値 (位置誤差を含む)

略 語

- ALFLEX : Automatic Landing Flight Experiment
- GPS : Global Positioning System
- LT : Laser Tracker
- MG : Main Gear
- RPS : Revolution Per Second
- R/C : Rate of Climb
- T/D : Touch Down
- MDL : Model

3 . 地面効果の算出法

飛行実験によって地面効果を定量的に取得するには、地面効果の影響を受けないと考えられる高度において機体を完全に釣り合わせ、その後操縦を行わずに緩徐に地面に近づく。この飛行が静穏な大気条件下で行われ、地面への接近にともなって機体の釣合いが崩れれば、それは地面効果によって引き起こされたものである。このことから地面効果が抽出できる。しかし、実際には完璧な静穏大気はあり得ないし、機体運動によって前脚接地の危険もある。従って、以下に述べる浅進入法 (shallow approach method)²⁾ によって地面効果を求める。

- 1) 主翼翼幅の 3 ~ 5 倍の高度で機体を完全に釣り合わせる。
- 2) 降下率が 1 m/sec 程度の浅い経路角で進入する。

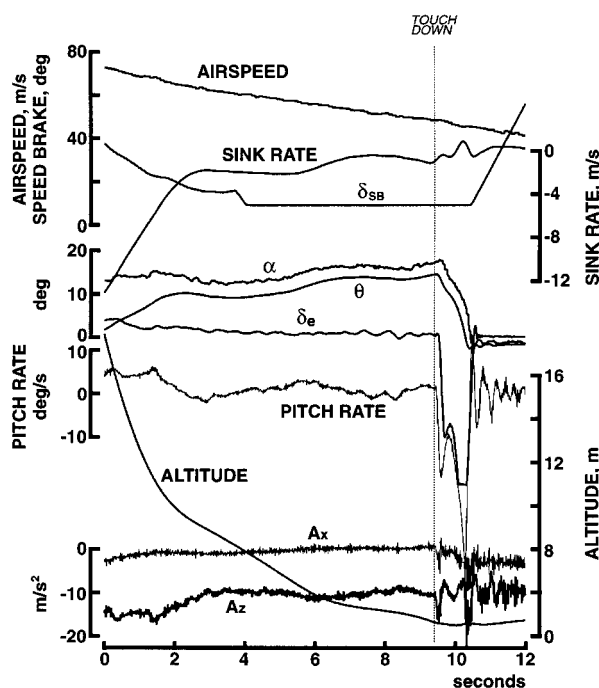


図 3 - 1 着陸時の飛行履歴 (F011)

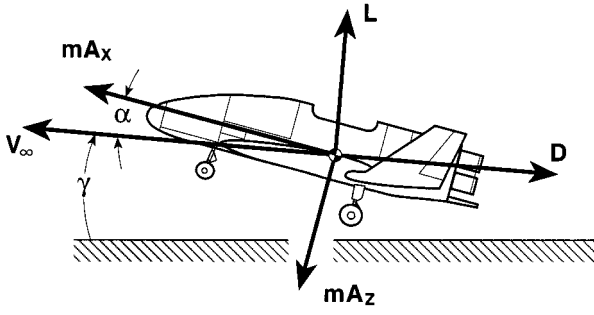
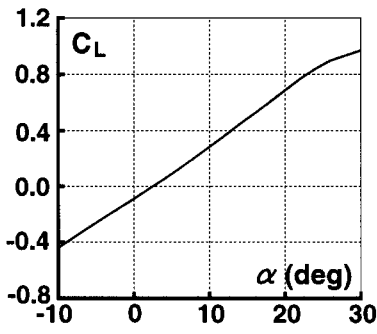


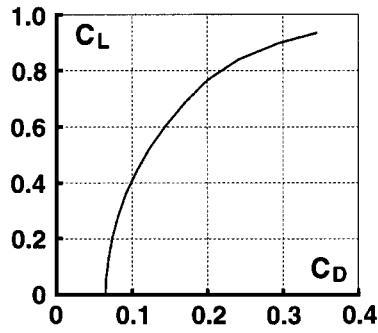
図3 - 2 進入時の機体に働く力

表3 - 1 基準値

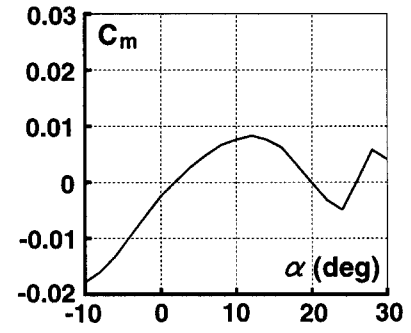
飛行番号	基準値					数学モデル	
	$\alpha_{ref}(deg)$	$\delta_{e,ref}(deg)$	$\delta_{b,ref}(deg)$	$C_{L,ref}$	$C_{D,ref}$	$C_{L,MDL}$	$C_{D,MDL}$
F005	12.6	1.5	19.8	0.380	0.115	0.378	0.119
F007	12.0	1.6	20.2	0.361	0.111	0.354	0.115
F008	11.7	0.6	4.6	0.360	0.096	0.353	0.097
F011	12.4	0.9	9.2	0.382	0.102	0.378	0.107



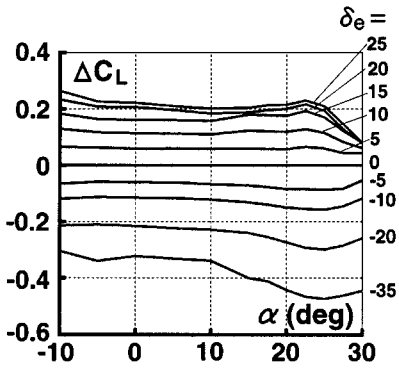
(a) $C_L \sim \alpha$



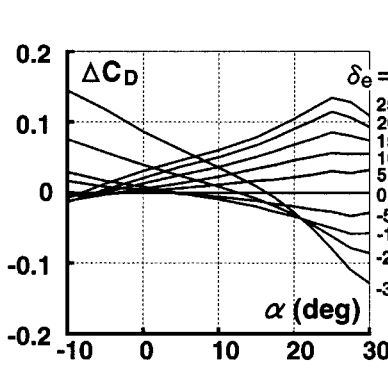
(d) $C_L \sim C_D$



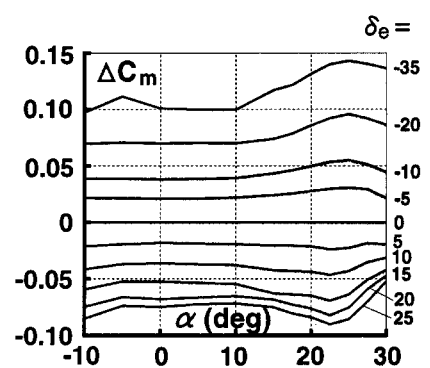
(g) $C_m \sim \alpha$



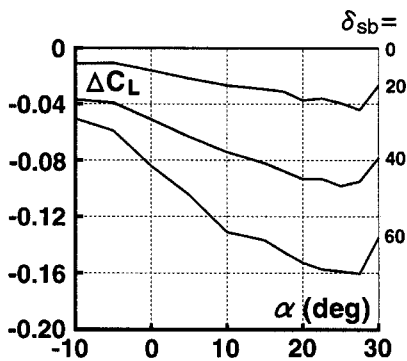
(b) $\Delta C_L \sim \alpha, \delta_e$



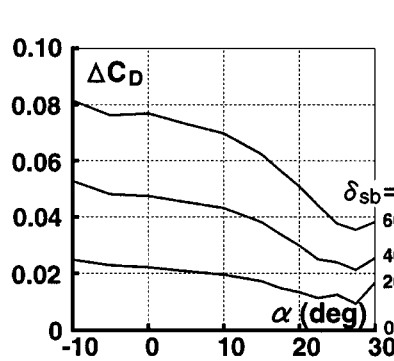
(e) $\Delta C_D \sim \alpha, \delta_e$



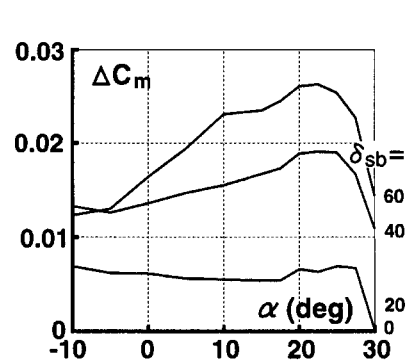
(h) $\Delta C_m \sim \alpha, \delta_e$



(c) $\Delta C_L \sim \alpha, \delta_{sb}$



(f) $\Delta C_D \sim \alpha, \delta_{sb}$



(i) $\Delta C_m \sim \alpha, \delta_{sb}$

図3 - 3 空力特性データ

- 3) その後の進入中にフラップ角やエンジン回転数を変更せず、また最小の操縦で対気速度を保持する。
- 4) 主翼翼幅程度の地上高に達したら、前脚接地を避けるためピッチ姿勢角を保持する。但しフレアはしてはならない。

しかし ALFLEX は無推力であり地面効果推定のための特別な試験を実施することが不可能であったため、13 回行った飛行実験の中から前述の浅進入法に近い飛行が実現されている 4 回 (F005, F007, F008, F011) の飛行を選出し地面効果特性の算出を試みた。ALFLEX 着陸時の代表的な飛行時歴を図 3 - 1 に示す。降下率は地面効果外である高度約 8 m で約 -2 m/s 一定となり、その後フレアが行われているがその程度は小さい。また、ピッチ姿勢角の変動も小さくほぼ一定値を保持している。ALFLEX 着陸時の飛行プロファイルが浅進入法と大きく異なるのは、対気速度が継続して減速していることである。しかし対気速度の減速率が約 -2.4 m/s^2 一定であることから、慣性力と抗力が地面効果外の領域で釣合っていることになり、上記 1) の条件を満足していると考えられる。

地面接近時の揚力係数と抗力係数は、図 3 - 2 に示すように加速度計で計測された値から次式で与えられる。

$$C_L = \frac{m}{qS} (A_X \sin \alpha - A_Z \cos \alpha) \quad (3.1)$$

$$C_D = -\frac{m}{qS} (A_X \cos \alpha + A_Z \sin \alpha) \quad (3.2)$$

地面効果を受けないところで測った基準の係数を、(3.1)、(3.2) の両式から引き去れば地面効果による係数が得られることになる。地面効果を受けないところで取った釣合いは、大気擾乱等の影響を受けるため厳密には保持されず、迎角や舵角が変動する。このことによる係数の変化は地面効果によるものではないので、基準の係数を補正し自由流中の値を求めなければならない。それは地面効果外での釣合い状態 (基準値) からの微少擾乱であると仮定した (3.3) 及び (3.4) の両式で表される。

$$C_{L\infty} = C_{Lref} + \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} (\alpha - \alpha_{ref}) + \frac{\Delta C_L}{\Delta \delta_e} (\delta_e - \delta_{e,ref}) + \frac{\Delta C_L}{\Delta \delta_{sb}} (\delta_{sb} - \delta_{sb,ref}) \quad (3.3)$$

$$C_{D\infty} = C_{Dref} + \frac{\Delta C_D}{\Delta C_L^2} (C_L^2 - C_{Lref}^2) + \frac{\Delta C_D}{\Delta \delta_e} (\delta_e - \delta_{e,ref}) + \frac{\Delta C_D}{\Delta \delta_{sb}} (\delta_{sb} - \delta_{sb,ref}) \quad (3.4)$$

ピッチング・モーメントについては直接計測することはできないので、地面効果を受けない高度で釣合わせた時の昇降舵に対する変化量を用いて表す。進入中に揚力係数、スピード・ブレーキ、ピッチ・レートの変化によってモーメントが発生するので、それらに対応する昇降舵角は地面効果によるものではないので、基準の昇降舵角から取り除くことによって次式が得られる。

$$\delta_{e\infty} = \delta_{e,ref} + \frac{\Delta \delta_e}{\Delta C_L} (C_L - C_{Lref}) + \frac{\Delta \delta_e}{\Delta \delta_{sb}} (\delta_{sb} - \delta_{sb,ref}) + \frac{\Delta \delta_e}{\Delta q\bar{c}/2V_\infty} \frac{\Delta q\bar{c}}{2V_\infty} \quad (3.5)$$

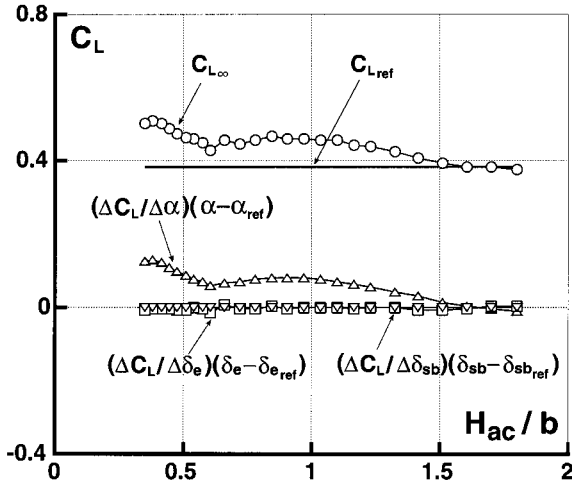
地面効果の影響を受けない高度での基準値 (添字 ref) の値として、降下率の変動が小さい対地高度 6 ~ 5 m 間の平均値を用いた。これらの基準値を表 3 - 1 に示す。スピード・ブレーキは図 3 - 1 に見られるように地面効果算出の範囲では誘導制御に用いられず一定となっているため、(3.3) ~ (3.5) 式のスピード・ブレーキの変動分による項は省略できる。(3.3) ~ (3.5) 式に現れる空力特性は風洞試験で得られたデータ (図 3 - 3)³⁾ を用いて算出し、その数値を表 3 - 2 に示す。

ALFLEX の進入着陸時の飛行実験データが地面効果特性を算出するのに適しているかどうかを判定する上で、地面効果外で十分な釣合いが保たれていること及び地面効果内での運動の大きさが微少擾乱の仮定が成立する範囲内であることが重要である。地面効果外での釣合いの程度は (3.1) 及び (3.2) の両式から得られる基準値 C_{Lref} と C_{Dref} の値と風洞試験から得られた空力特性データを用いて得られる揚力係数及び抗力係数との一致の程度で判断することができる。空力特性データを用いた揚力係数 (C_{LMDL}) 及び抗力係数 (C_{DMDL}) は次式で与えられる。

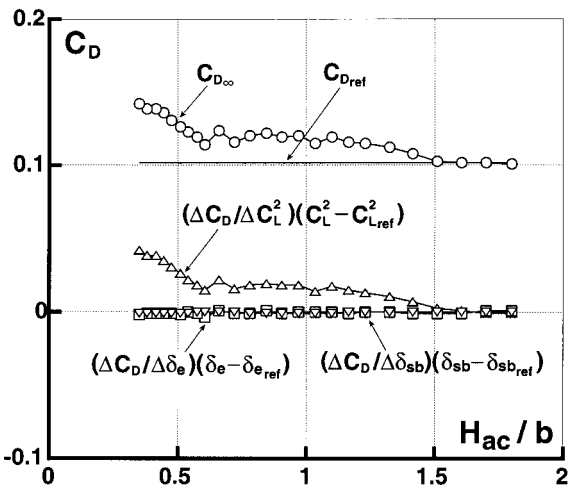
$$C_{LMDL} = C_L (\alpha_{ref}) + \Delta C_L (\alpha_{ref}, \delta_{e,ref}) + \Delta C_L (\alpha_{ref}, \delta_{sb,ref}) \quad (3.6)$$

表 3 - 2 (2.3) ~ (2.5) 式に含まれる空力微係数の数値

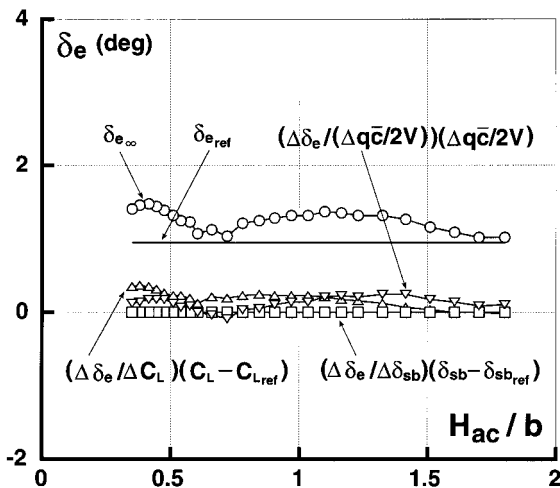
$\frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} = C_{L\alpha}$	=	0.040
$\frac{\Delta C_L}{\Delta \delta_e} = C_{L\delta_e}$	=	0.01300
$\frac{\Delta C_D}{\Delta C_L^2} = \frac{1}{\pi AR}$	=	0.277
$\frac{\Delta C_D}{\Delta \delta_e} = C_{D\delta_e}$	=	0.00266
$\frac{\Delta \delta_e}{\Delta C_L} = \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha} C_{m\delta_e}}$	=	2.93
$\frac{\Delta \delta_e}{\Delta q\bar{c}/2V} = \frac{C_{mq}}{C_{m\delta_e}}$	=	3.18
$C_{m\alpha}$	=	-0.000525
C_{mq}	=	-0.817
$C_{m\delta_e}$	=	-0.0048



a) 揚力係数



b) 抗力係数



c) 昇降舵角

図3-4 各項目の占める割合

$$C_{D_{MDL}} = C_D(\alpha_{ref}) + \Delta C_D(\alpha_{ref}, \delta_{e_{ref}}) + \Delta C_D(\alpha_{ref}, \delta_{sb_{ref}}) \quad (3.7)$$

上式の右辺の関数は図3-3に示される。空力特性データ

から算出した揚力係数及び抗力係数を表3-1に基準値と併せて示す。両者は良く一致しており、地面効果外において良好な釣合いが実現されていると判断できる。風洞試験データは実験機の飛行実験データを用いて推定された空力特性と良く一致していることが確認されている⁴⁾。地面効果内での微小擾乱の仮定が成立するかどうかの観点からは、(3.3)~(3.5)式の第2項以降の占める割合が小さいほど、理想に近い地面効果試験と言える。実際のデータを図示すると図3-4a)~c)のようになり、ALFLEXの飛行実験データは地面効果を抽出するのに十分なものと言える。

迎角や舵角の変動による補正を施して得られた自由流中の係数(3.3),(3.4)式)及び舵角(3.5)式)を、進入中に計測された実係数(3.1),(3.2)式)及び実舵角(δe)から差し引けば地面効果が得られることになる。

$$\Delta C_{L_{GE}} = C_L - C_{L_{\infty}} \quad (3.8)$$

$$\Delta C_{D_{GE}} = C_D - C_{D_{\infty}} \quad (3.9)$$

$$\Delta C_{m_{GE}} = -(\delta_e - \delta_{e_{\infty}}) \frac{\Delta C_m}{\Delta \delta_e} \quad (3.10)$$

ピッチング・モーメント係数については、風洞試験で得られた昇降舵の効きを用いて、地面効果を打ち消すのに必要とした昇降舵角から求める。

4. 計測値の補正

飛行実験で得られた対気速度及び迎角には位置誤差が含まれている。更に、地面への接近に伴って現れる束縛渦の鏡像による誘導速度の補正が必要になる。高度は精度の良いレーザ追尾装置⁵⁾による計測値を用いることにしたが、これには滑走路の傾斜や凹凸が含まれていない。以下に、これらの補正手法を明らかにする。

4.1 対気速度の位置誤差補正^{6),7)}

実高度はレーザ追尾装置によって正確に計測することができるので、それと気圧高度の差が静圧誤差と考えると、地面効果の影響を受けない高度範囲において位置誤差の補正を行う。図4-1に実験機に対する気圧高度誤差を示す。

静止流体方程式($dp = -\rho g dH$)において、 dp を、 Δp_{PE} 、 dH を ΔH_{PE} とすれば、次式の静圧誤差と気圧高度誤差の関係が得られる。

$$\frac{\Delta p_{PE}}{\Delta H_{PE}} = -\rho g = -\rho_0 \sigma g \quad (4.1)$$

上式の標準大気密度比は次式で与えられる。

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = \left[1 + \frac{k}{T_0} H_{so} \right]^{-\frac{g}{Rk}} \quad (4.2)$$

以上の式より、実験機の速度に対する静圧誤差は図4-2のようになる。

総圧誤差は一般に無視し得る程小さいので、総圧、静圧及び動圧の関係は次式で与えられる。

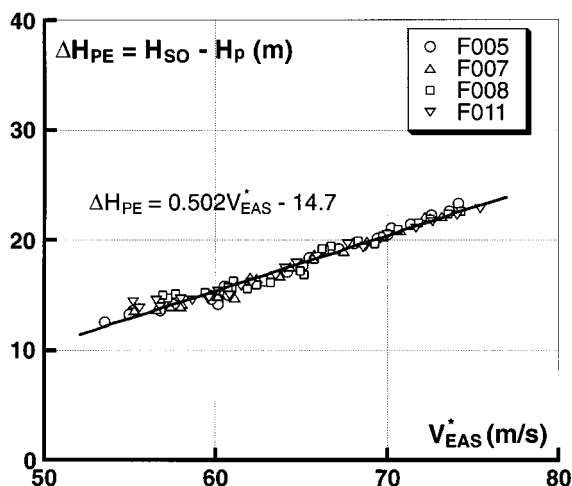


図4-1 速度に対する気圧高度誤差

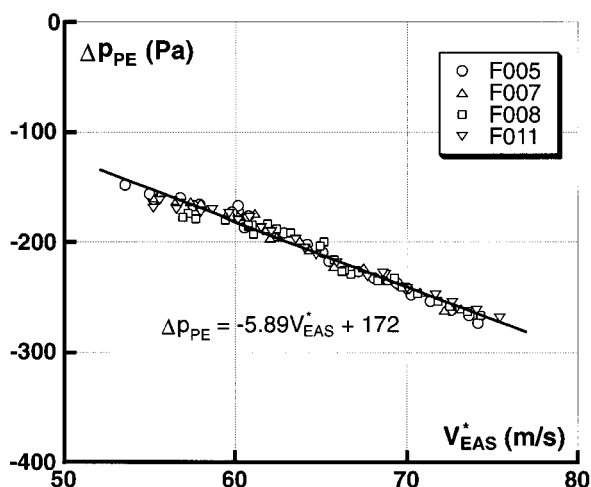


図4-2 速度に対する静圧誤差

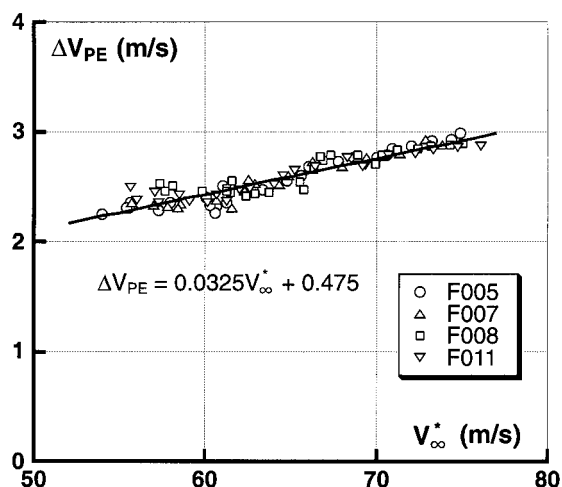


図4-3 真対気速度の位置誤差

$$q^* = p_T - p^* \quad (4.3)$$

$$q = p_T - p_\infty$$

従って、 $\Delta q_{PE} = q - q^* = p^* - p_\infty = -\Delta p_{PE}$ となり、動圧誤差と静圧誤差は全く一致する。これは総圧誤差を無視し得るとした当然の帰結である。

等エントロピー変化を仮定した真対気速度は次式で与えられる。

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho} \left\{ \left(\frac{q}{p} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (4.4)$$

上式を書き換えると $\left(\frac{q}{p} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 = \frac{(\gamma-1)V_\infty^2}{2\gamma} \frac{\rho}{p}$ となり、 $a^2 = \gamma p / \rho$ を代入すると次式が得られる。

$$\frac{q}{p} = \left[1 + \frac{(\gamma-1)V_\infty^2}{2a^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \quad (4.5)$$

(4.5)式は等エントロピー変化のみが仮定されているので、いかなる状態の圧力でも成立する。従って、 p に p_0 を代入すると、

$$\frac{q}{p_0} = \left[1 + \frac{(\gamma-1)V_\infty^2}{2a_0^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 = \left[1 + \frac{(\gamma-1)(V_\infty^* + \Delta V_{PE})^2}{2a_0^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \quad (4.6)$$

となり、位置誤差を含む動圧 q^* に関しては、次のように記述することができる。

$$\frac{q^*}{p_0} = \left[1 + \frac{(\gamma-1)V_\infty^{*2}}{2a_0^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \quad (4.7)$$

(4.7)式を微分すると次式が得られる。

$$\frac{dq^*}{p_0} = \frac{\gamma V_\infty^*}{a_0^2} \left[1 + \frac{(\gamma-1)V_\infty^{*2}}{2a_0^2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} dV_\infty^* \quad (4.8)$$

(4.3)式の $q^* = p_T - p^*$ において総圧 p_T の誤差が無視できるとすれば、 $dq^* = -dp^*$ (注)となるので、(4.8)式の dq^* を $-dp^*$ で置き換えると

$$\frac{dp^*}{dV_\infty^*} = -\frac{\gamma p_0 V_\infty^*}{a_0^2} \left[1 + \frac{(\gamma-1)V_\infty^{*2}}{2a_0^2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4.9)$$

となり、微分係数を変化量で近似する($\Delta p_{PE} \approx dp^*$, $\Delta V_{PE} \approx dV_\infty^*$)と

$$\frac{\Delta p_{PE}}{\Delta V_{PE}} = -\frac{\gamma p_0 V_\infty^*}{a_0^2} \left[1 + \frac{(\gamma-1)V_\infty^{*2}}{2a_0^2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4.10)$$

注) 静圧の増加は動圧すなわち対気速度の減少に対応する。

となる。 $a_0^2 = \gamma p_0 / \rho_0$ の関係から (4.10) 式は次のように書き換えられる。

$$\Delta V_{PE} = \frac{-\Delta p_{PE}}{\rho_0 V_\infty^* \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{V_\infty^*}{a_0^2} \right)^2 \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}} \quad (4.11)$$

静圧誤差 (図 4-2) を用いて計算された実験機の真対気速度の位置誤差を図 4-3 に示す。真対気速度の位置誤差は図に見られるように速度に対してほぼ線形の関係があり約 4% の位置誤差が生じている。真対気速度は下式で与えられる。

$$V_\infty = V_\infty^* + \Delta V_{PE} \quad (4.12)$$

4.2 束縛渦の鏡像による誘導速度の補正

地面への接近にともない図 4-4 に示すように束縛渦の鏡像によって速度が誘起される。この誘導速度成分 (ΔV_I) は真の対気速度と併せて対気速度センサーによって計測

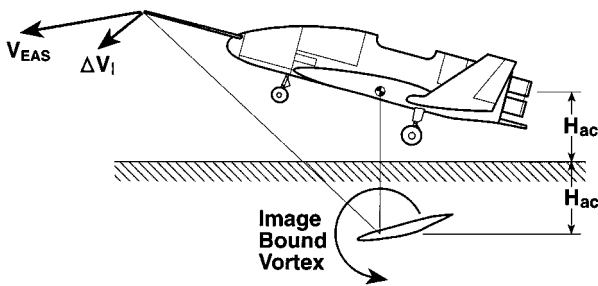


図 4-4 束縛渦の鏡像による速度の誘起

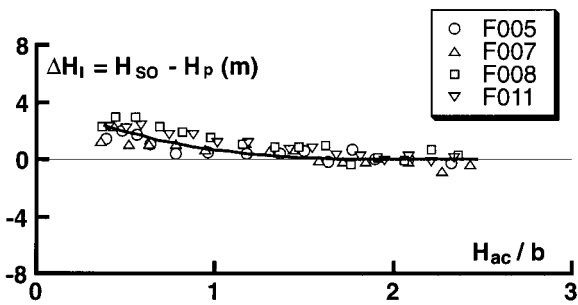


図 4-5 実高度と気圧高度の差

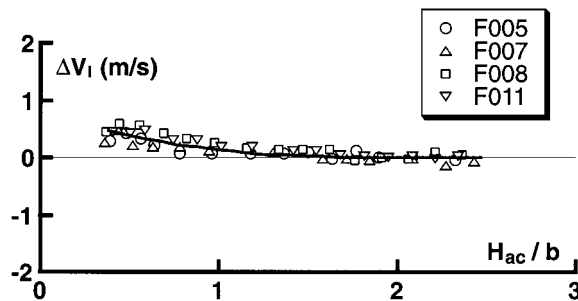


図 4-6 束縛渦の鏡像による誘導速度

されるため補正する必要がある。それは静圧誤差、すなわち実高度と位置誤差補正を施した気圧高度の差として測ることができる。図 4-5 に実験機の実高度と位置誤差補正済みの気圧高度との差を示す。図中の実線は 4 フライトの平均値である。

(4.11) 式を (4.1) 式で割って Δp_{PE} を消去し、添字 PE を誘導速度の補正を表す添字 I に置き換えると、

$$\frac{\Delta H_I}{\Delta V_I} = \frac{V_\infty^* \rho_0}{g \rho} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{V_\infty^*}{a_0^2} \right)^2 \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (4.13)$$

となり、束縛渦の誘導速度は次式で与えられる。

$$\Delta V_I = \frac{\Delta H_I}{\frac{V_\infty^* \rho_0}{g \rho} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{V_\infty^*}{a_0^2} \right)^2 \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}} \quad (4.14)$$

図 4-6 に実験機の束縛渦の鏡像による誘導速度を示す。図中の実線は 4 フライトの平均値である。誘導速度は地面に接近するに従い増加し、接地時に約 0.4 m/sec となる。この誘導速度の補正は (4.12) 式に ΔV_I を加えることによって行われる。

4.3 迎角の補正

迎角も対気速度同様、位置誤差及び束縛渦の鏡像による誘導速度の影響を受けるため補正が必要となる。真迎角は、

$$\gamma = \sin^{-1} \frac{R/C}{V_\infty} \quad (4.15)$$

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (4.16)$$

の関係から求められる。昇降率 (R/C) は本来気圧の変化率から得られる測定値を用いるべきであるが、ALFLEX では計測されなかったことから、レーザ追尾装置から得られる高度を微分することによって昇降率を算出した。

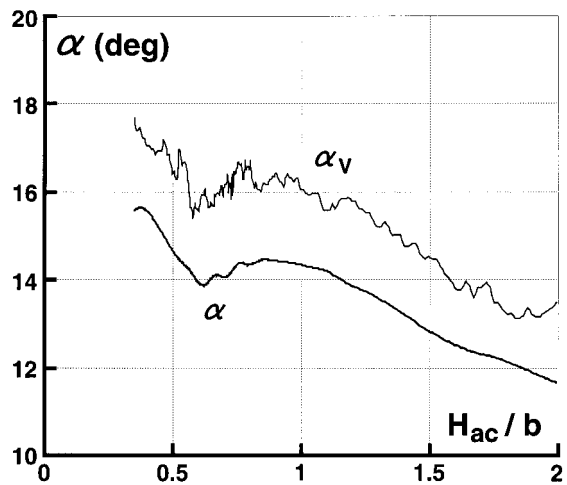


図 4-7 迎角の補正

図4-7に計測された迎角(α_v)と上式から得られた真迎角の比較の一例を示す。なお、前章の「地面効果の算出法」に記述されている迎角(α)は全てここで定義された真迎角である。

4.4 対地高度の補正

地面効果は、機体が地面に接近するに従い、機体周りの流れと地面との干渉の結果、機体に作用する空気力が変化する現象であるため、機体の地面からの高度(対地高度)を正確に求めることが非常に重要となる。

対地高度を精度良く計測する装置として電波高度計がある。実験機にも電波高度計が搭載されており、最終進入において重要な役割を果たしているが、バイアス値が変動するという問題点を抱えていたため、解析に採用することが難しい。

電波高度計以外に、実験機の位置を正確に計測する地上設備としてレーザ追尾装置が設置された。レーザ追尾装置から得られる実験機のレーザ反射器までの位置データ(斜距離、方位角及び仰角)は、滑走路端を原点とする滑走路基準の局所水平座標系(滑走路座標系)で表される実験機の重心での位置データに変換される。滑走路座標系で滑走路中心線上の滑走路勾配がキネマテックGPSを用いた測量によって既知であるため、レーザ追尾装置のデータからも対地高度が算出できる。キネマテック

GPSの測量により得られた滑走路勾配が5~6m間隔で得られていること及び精度が数cmであることから、実験機の対地高度はレーザ追尾装置データより算出される滑走路座標系で表される高度から滑走路勾配を差し引くことによって対地高度を求めることにした。測量は滑走路中心線上のみで実施され滑走路幅方向のデータはないが、実験機の進入着陸時の滑走路中心からのずれが ± 4 m以内であることから、滑走路中心線上の滑走路勾配のみで問題ないと判断した。

レーザ追尾装置は高い精度を有しているが、接地付近で ± 30 cm程度の誤差は避けられない。この誤差の大きさは地面効果が現れ始めると予想される主翼翼幅高度の約1割に相当するため補正が必要である。図4-8に接地近傍でのレーザ追尾装置データより求めた滑走路座標系での脚地上高の軌跡と対地高度の算出法を示す。機体重心と脚地上高は図4-9に示す関係で表せる。もしレーザ追尾装置データに誤差がなければ、主脚接地時にレーザ追尾装置から得られる脚地上高は一点鎖線で示されるように接地点に一致するはずである。実際は実線で示されるようにレーザ追尾装置から得られる高度(H_{LT})は接地時に30cm程下方にあり誤差を有することが判る。地面効果解析範囲においてこの誤差を一定のバイアス値(ΔH_{BIAS})と考え図中に示した式によって補正を加えることにした。

この補正值を算出するためには正確な接地時刻を特定する必要がある。飛行時歴から主車輪が回転し始めることによって、接地の時刻を図4-10に見られるように正確に特定することができる。すなわち主車輪が回転し始めると同時に前後及び上下加速度が急激に変化し始めており、この時刻を接地と判断した。実験機は脚にリミッ

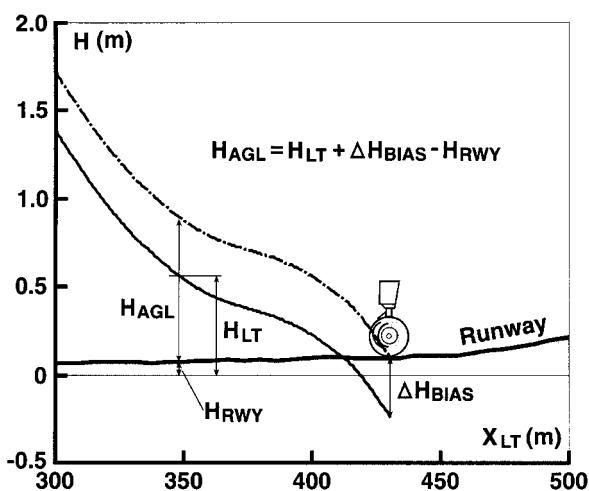


図4-8 対地高度の算出法

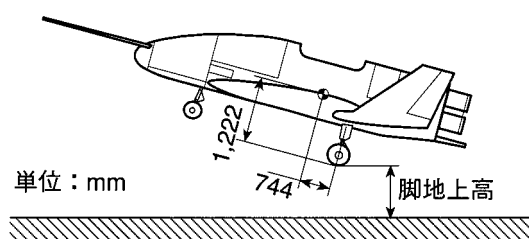


図4-9 脚地上高と機体重心位置

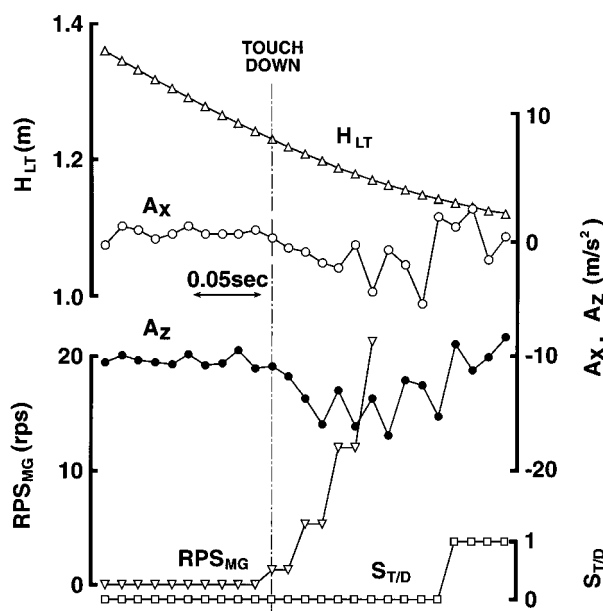


図4-10 接地時刻の特定

トスイッチが装着され、脚オレオの縮みからも接地を判断することが可能である。しかし図4-10に示されるようにリミットスイッチ信号 ($S_{T/D}$) は車輪回転 (RPS_{MG}) 開始時から 137.5 msec 遅れて接地信号を出力している。この時間遅れは主車輪接地後脚オレオが縮みリミットスイッチが作動するまでに要する時間である。通常、航空機の接地信号は後者の方法を用いており、正確な接地時刻を求める場合には注意が必要である。

5. 地面効果特性

5.1 地面効果の算出結果

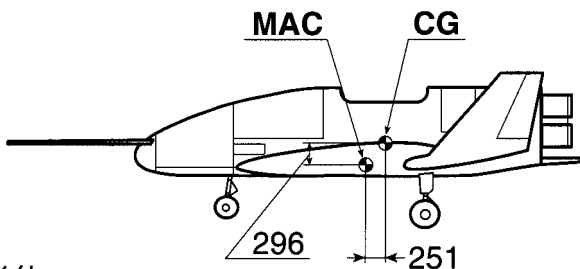
地面効果は地面への接近ともなう空力現象なので、空力中心の高度によって記述する必要がある。機体重心と空力中心の関係は図5-1で表される。

図5-2は解析対象とした4ケースの代表例として、F011の地面効果の算出結果を示したものである。図5-2a)~c)には、進入中に計測された実係数 ((3.1), (3.2) 式) と実舵角 (δ_e)、自由流中の係数 ((3.3), (3.4) 式) と舵角 ((3.5) 式) 及び両者の差分から得られる地面効果分 ((3.8) ~ (3.10) 式) が示されている。図の横軸は空力中心高度を主翼翼幅で無次元化したものである。

解析対象とした4ケースの地面効果算出結果をまとめて図5-3に示す。また図5-4は種々な航空機の地面効果特性の比較を容易にするために図5-3の表現を変え、揚力係数については地面効果外での揚力係数に対する地面効果分の割合で表し、抗力係数については地面効果による誘導抵抗の減少として表れるので C_L^2 で除した値を示した。

4回の飛行実験の地面効果特性結果の間に有意差は認められない。このことは、大気擾乱等が異なる日に飛行実験が行われたにも係わらずほぼ同等の結果を示していることは、算出方法にかなり信頼性がおけると思われる。

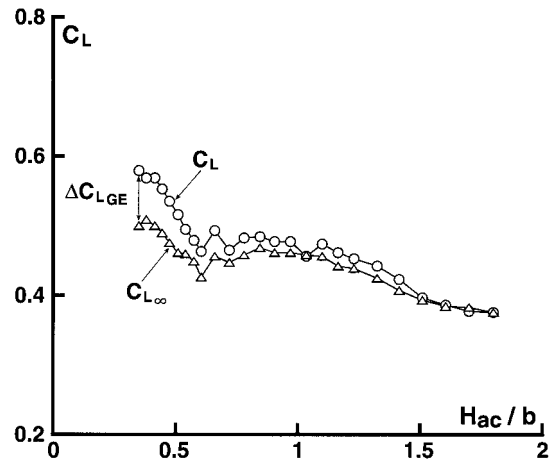
図5-3及び図5-4に見られるように、ALFLEXの地面効果は揚力係数、抗力係数及びピッチング・モーメント係数とも主翼翼幅の約1.5倍の対地高度 ($H_{ac}/b \approx 1.5$) から現れ始め、何れも地面に近づくにつれその影響が大きくなっている。揚力係数の地面効果による変化分は地



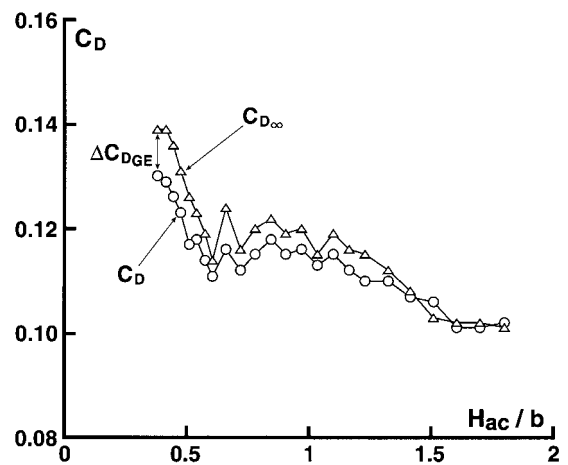
単位：mm

図5-1 重心位置と空力中心の関係

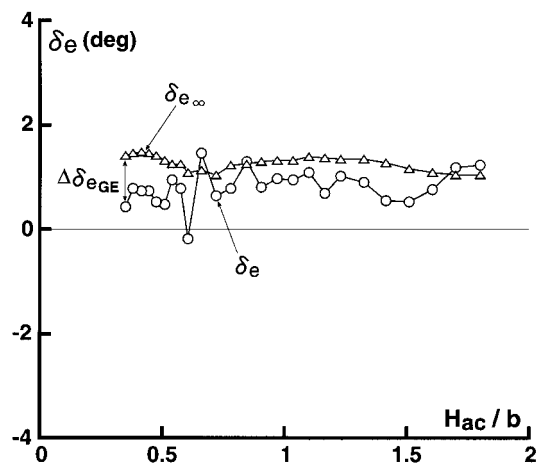
面への接近とともに指数関数的に増大しており、通常の航空機の地面効果特性と同様の傾向を示している²⁾。抗力係数とピッチング・モーメント係数の地面効果による変化分は僅かながら減少傾向を示している。



a) 揚力係数



b) 抗力係数



c) 昇降舵角

図5-2 地面効果算出結果の例 (F011)

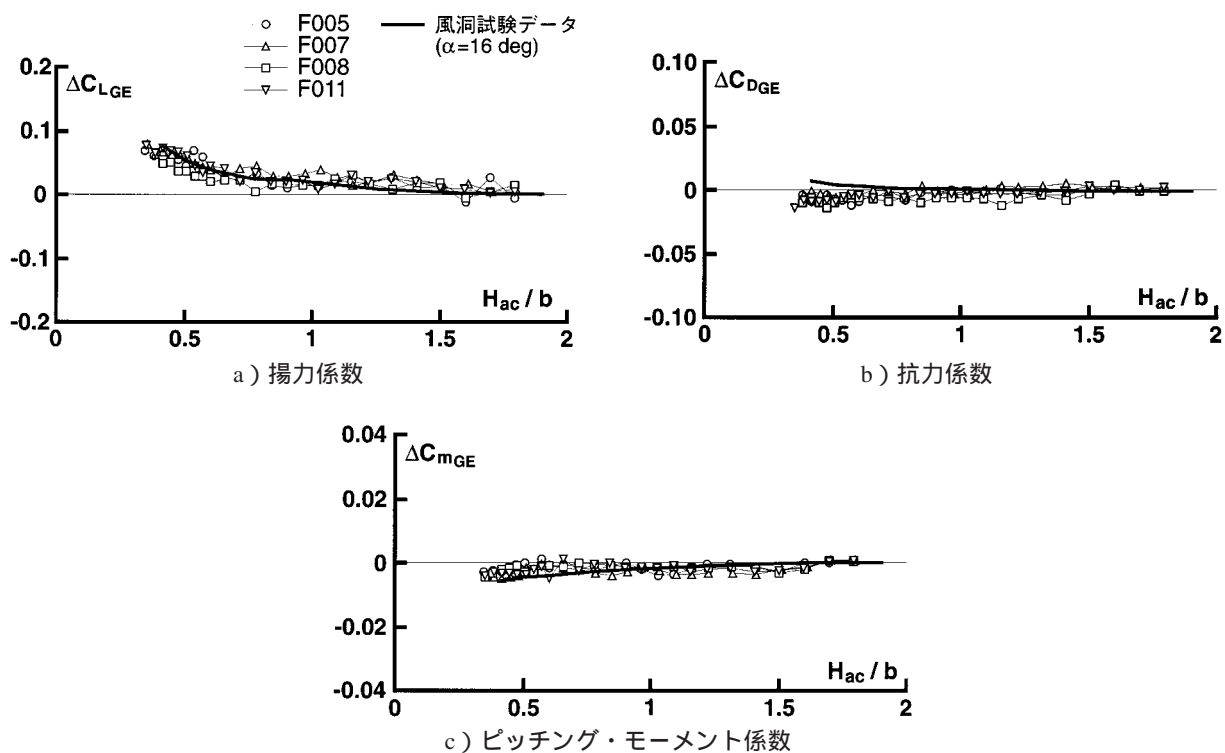


図5 - 3 地面効果

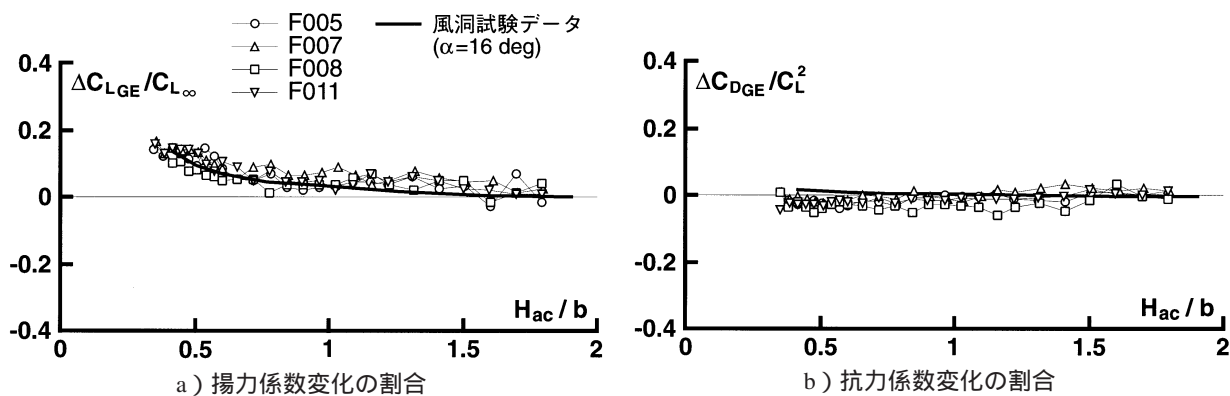


図5 - 4 地面効果特性

5.2 風洞試験結果⁸⁾との比較

風洞試験からは迎角一定の地面効果データが得られるが、飛行実験の場合は大気擾乱等の影響により迎角は変動する。図5-5に実験機の接地近傍での迎角の変動の様子を示す。地面効果内に入ってから迎角は12°から16°の間を変動しており、また4回の実験の間にも若干のばらつきが見られる。

図5-6に風洞試験から得られた迎角12°、14°及び16°の地面効果特性を示す。図から明らかなように揚力係数の地面効果による変化分は迎角の影響はない。抗力係数及びピッチング・モーメント係数は $H_{ac}/b=0.8$ 以下で迎角によって地面効果特性が僅かに異なる。 $H_{ac}/b=0.8$ 以下では実験機の迎角は14°～16°にあり、風洞試験から得られ

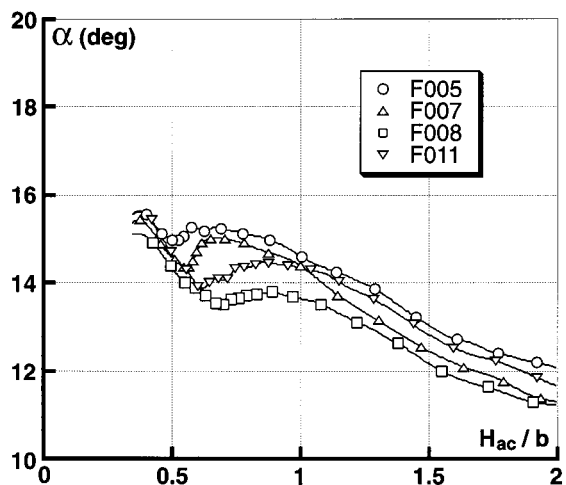


図5 - 5 真迎角の変動

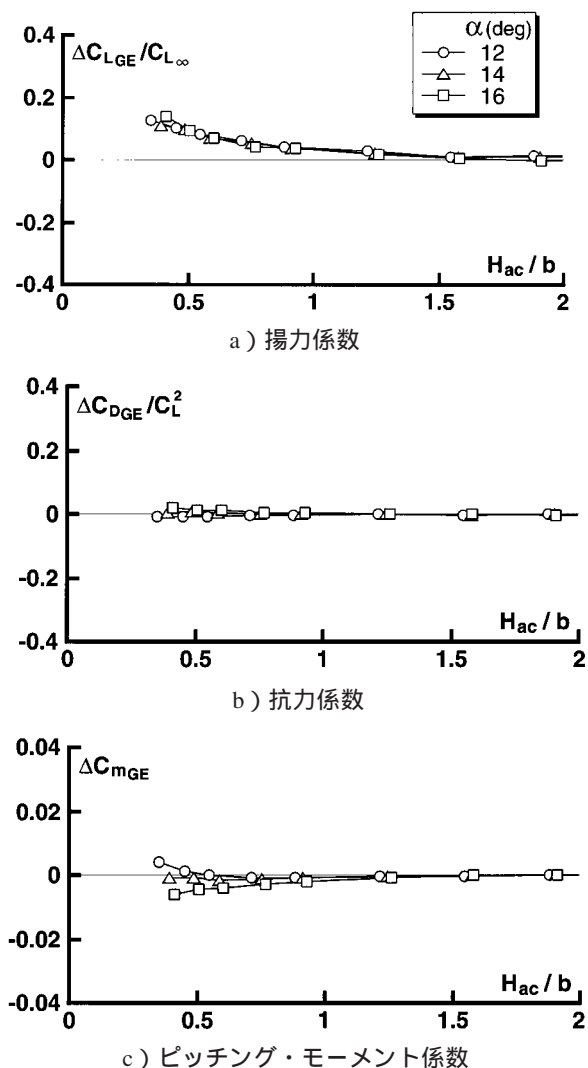


図 5 - 6 地面効果の風洞試験結果

る地面効果特性に大差はないことから迎角 16° の風洞試験データと実験機の地面効果特性を比較することにした (図 5 - 3, 図 5 - 4 中の実線)。

風洞試験結果との比較において、抗力係数を除いて飛行実験データより求めた結果と良く一致している。抗力係数の地面効果による影響は、風洞試験結果は僅かながら増加、飛行実験データによる結果は僅かながら減少している。この差が何処に起因するか不明であるが、風洞試験結果を報告した文献 8 によれば、地面効果を求める風洞試験は、胴体後面の一部分と直結するスティング支持方式を採用したため、後面付近の流れが実際とは大きく異なり、特にその影響は抗力係数に顕著に現れる、と記述されている。

6. おわりに

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同して開発

した、無人無推力である ALFLEX の進入着陸中の飛行実験データから地面効果特性を算出するための方法を述べるとともに、地面効果特性を求めた。

その結果をまとめれば以下ようになる。

- 1) ALFLEX の進入着陸時において在来の航空機で地面効果を定量的に取得する浅進入法に近い飛行が実現されていたため、自動着陸飛行実験データから地面効果特性を算出することが可能であった。
- 2) ALFLEX の地面効果は、対地高度で概ね主翼翼幅の 1.5 倍の高度から現れ始める。揚力係数の地面効果による変化分は地面への接近に伴いその影響は大きくなり、通常の航空機と同様指数関数的に増加し、接地直前で約 15 % の揚力増を示す。抗力係数及びピッチング・モーメント係数の地面効果による変化分は減少傾向を示すが、その影響は小さい。
- 3) 飛行実験データに基づいて算出された揚力係数及びピッチング・モーメント係数の地面効果特性結果は風洞試験結果とほぼ一致している。抗力係数については、両者間に若干の食い違いが見られる。

参考文献

- 1) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ：小型自動着陸実験 (ALFLEX) システム設計, TR-1313, 1996 年 11 月。
- 2) Victor C. Stevens., The Ground Effect of a Powered-Lift STOL Aircraft During Landing Approach, 16 th Annual Symposium of the Society of Flight Test Engineers, July-Aug., 1981.
- 3) 石川和敏他：小型着陸実験機の飛行シミュレーションモデル (その 1, 基本設計時の自由飛行及び地上走行数学モデル), 航空宇宙技術研究所報告, TR-1252, 1994 年 10 月。
- 4) Yanagihara, M. et al., Estimating Aerodynamic Characteristics of the ALFLEX Vehicle using Flight Test Data, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Aug. 1997.
- 5) 小野孝次他：レーザ追尾システムの開発と飛行実験による評価, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1331, 1997 年 7 月。
- 6) Wand, Donald T., Introduction to Flight Test Engineering, Elsevier, 1983.
- 7) 谷一郎：流れ学, 岩倉全書, 1967.
- 8) 重見仁他：HOPE 小型着陸実験機 8.9 % 模型の動的・静的地面効果試験, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1236, 1994 年 5 月。

航空宇宙技術研究所報告 1344号

平成9年12月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話(0422)47-5911 ㊦182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写, 転載を希望される場合は, 企画室調査普及係にご連絡ください。

Printed in Japan