

NAL TR-1026

ISSN 0389-4010

UDC 656.7.08

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1026

地上走行・離陸滑走時の機体への着氷に関する一考察

高 沢 金 吾 ・ 伊 藤 婦 美 子

1989年 8月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

記 号	1
1. まえがき	2
2. 熱伝達メカニズムの検討	4
3. モデル～方程式の構成	4
4. 解法の方針	6
5. 水平尾翼境界層の表面の温度と速度	6
6. 水蒸気の質量分率	10
7. エンタルピーの変化	10
8. 乱流境界層の剪断応力	10
9. 熱流量の計算	12
10. 凍結発生の可能性についての検討	15
11. あとがき	16
参考文献	17

地上走行・離陸滑走時の機体への着氷に関する一考察*

高 沢 金 吾** 伊 藤 婦 美 子**

ABSTRACT

In this paper, analytical study concerning the freezing and sticking phenomena of slush on the horizontal tail surfaces of a twin turboprop transport in the ground taxing and the succeeding take-off run phase is conducted. A simple mathematical model describing the outflow of heat from slush to the surrounding airflow through the boundary layer is proposed. Both the conductive heat transfer and the heat transportation accompanied by the evaporation of water from slush are taken into account. The influences upon the heat transfer rate caused by climatic and operational conditions, such as the atmospheric temperature, the dew point, the ground speed, the suction coefficient over the horizontal tail surfaces, the propeller slip stream effects and the roughened surface covered by the slush are quantitatively evaluated. Under the illustrative climatic conditions occasionally experienced by airline operations in winter season, the outflow of heat large enough to stick the elevators is predicted, during the 5 minutes ground operation after starting the engines and the following 25 second take-off run. During the course of analysis, the condition which cause, and the factors which accelerate, the freezing of slush are defined.

記 号

C_p : 空気の定圧比熱
0℃では $1.005 \times 10^3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
(文献1 p.474に示された20℃と100℃の値から補外)

C_{pv} : 0℃の水蒸気の定圧比熱
 $1.842 \times 10^3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
(文献2 p.275に示された値から換算)

C_p : 圧力係数

D : 空気中への水蒸気の拡散係数
0℃ 101.3 kPaで $2.228 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
(文献2 p.324の表示式から換算)

D : プロペラの直径
YS-11機では 4.42 m (文献3 p.114)

I : エンタルピー

I_e : 0℃の水の蒸発熱
 $I_e = 2.503 \times 10^6 \text{ J}/\text{kg}$
(文献2 p.275に示された値から換算)

F : プロペラの推力

k : 空気の熱伝導率 $2.41 \times 10^{-2} \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$
(文献1 p.480)

k_s : 表面荒さを一様な砂粒を張り付けた平板で代表する場合の突起の高さ (文献4 p.616)

Le : ルイス数 $Le = \rho c_p D/k$
(文献2 p.292) 101.3 kPa, 0℃の空気
1.201

m : 質量

M_a : 空気の1 molあたりの質量

$M_a = 28.9644 \times 10^{-3} \text{ kg}/\text{mol}$ (文献5 p.5)

* 平成元年6月14日受付

** 新型航空機研究グループ

M_v : 水蒸気の1 molあたりの質量
 $M_v = 18.0153 \times 10^{-3} \text{ kg/mol}$
 (文献1 p.434.に示された酸素及び水素の原子量に基づいて算出)
 p : 圧力
 P : プロペラの駆動パワー YS-11機では離陸出力状態即ち100%パワーで $2.283 \times 10^6 \text{ W}$
 (文献3 p.114に示された値から換算)
 Pr : プラントル数 $Pr = c_p \mu / k$
 (文献2 p.136) 101.3 kPa, 0℃の空気
 0.713
 q : 熱流量
 R : 気体定数 $R = 287.06 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$
 (文献1 p.431に示された値と空気のみかけ分子量 28.9644を用いて換算)
 Re_δ : 境界層の厚さ基準によるレイノルズ数
 S : プロペラのディスク面積
 T : 温度
 T_d : 露点温度
 u : 気流速度
 U : 走行速度
 V : 気流速度
 x : 流れの方向にとった座標
 y : 流れに垂直な方向にとった座標
 w : 湿潤空気中の水蒸気の質量分率
 β : 表面荒さによる剪断応力増加を表わす係数
 (39)式参照
 γ : 空気の比熱比 0℃で $\gamma = 1.404$
 (文献1 p.474に示された20℃と100℃の値から補外)
 δ : 境界層の厚さ
 κ : プロペラ後流の動圧増加を表わす係数(30)式参照
 λ : 水平尾翼付近でのプロペラ後流の速度の表示式に含まれるパラメータ (31)式参照
 μ : 空気の粘性係数 0℃で $1.71 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$
 (文献1 p.447)
 ν : 動粘性係数 $\nu = \mu / \rho$
 ρ : 密度 101.3 kPa, 0℃の空気 1.293 kg/m^3
 (文献1 p.443)
 τ : 水平尾翼の表面に働く乱流剪断応力

ψ_1 : (41)式参照

下添字

a : 周囲状態
 c : 強制対流
 e : 蒸発
 p : プロペラ後流
 s : 水平尾翼境界層の表面
 v : 水蒸気
 w : スラッシュの表面
 o : 滑らかな平板
 1 : プロペラ・ディスクの直前
 2 : プロペラ・ディスクの直後
 3 : 水平尾翼の周辺

1. ま え が き

1988年1月10日、YS-11型機 JA8662 が美保飛行場滑走路25から離陸滑走中に過走帯の末端からオーバーランし、約50m沖合の中海に突入するという事故が発生した。文献6によると、この事故の原因は安全離陸速度 V_2 を超える高速状態において離陸断念の操作が行われたが過走帯までに停止できなかったことによるものと推定されている。離陸断念の操作が行われた事情については、副操縦士が昇降舵が重いと感じ昇降舵操舵による機体の引き起こしができないと判断した結果であり、水平安定板・昇降舵まわりに付着していたスラッシュ(雪と水の混合物)が離陸滑走中に凍結、氷着した可能性が考えられるとされている。

JA8662機が遭遇した状況について関係のある箇所を文献6から引用する。

‘機長による外部点検は、09時20分ごろから約5分間実施されたが、確認整備士の報告のとおり異常はなかったとのことであった。’

‘09時30分ごろエンジン・スタートして、09時32分ごろ機長のステアリング操作及びスロットル操作により滑走路25へ地上走行を開始した。’

‘同機は、09時34分38秒「ウエット・ローリング・テイク・オフ」、次いで09時34分40秒「レッツ・ゴー」という副操縦士の発声で、副操縦士のスロッ

トル操作、機長のステアリング操作により離陸滑走が開始された。

同機はその後の離陸滑走中、機長の「エイティ」、
「ユー・ハブ」、「V₁」、「V_R」、「V₂」との発声があり、次いで09時35分07秒、副操縦士の「おもいなあ」という小さな声での発声があり、その直後にCVR記録によれば「ノーズ・アップ」あるいは「アポルト・グラウンド」等のいずれとも判断しかねる発声があった後、約20秒間滑走して滑走路07側過走帯の末端からオーバーランし、中海に突入した。
‘事故発生時刻は、09時36分ごろであった。’

また美保飛行場の当該事故関連時間帯の気象観測値を表1に転記してある。これらを要約すると気温1℃、露点-1℃でしゅう雪があり空は雲に覆われ

ている状態で、双発ターボプロップ旅客機がエンジン・スタート、地上走行、離陸滑走などを行っている約10分間に水平尾翼及び昇降舵付近にあるスラッシュの状態に変化が生じ、離陸断念操作に至ったことが推測される。

本報告では、このような気象条件の下で地上走行、離陸滑走時に降雪があるか、あるいは地表面にあるスラッシュを航空機が巻き上げるような状況で航空機を運航する場合に、スラッシュの凍結、氷着が起こる可能性があるのかどうかに関心をもって解析的側面から検討を行った。機体表面にスラッシュが付着し凍結を起こす可能性について、簡単な数学モデルを考案し、凍結の進行に対する気温、露点温度、走行速度、昇降舵ヒンジ部付近の気流の負圧、プロ

表1 気象観測値（美保飛行場1988年1月10日文献1より転記）

観測時間	07時54分	08時30分	08時54分	09時05分	09時29分	09時38分
風向(磁方位)	340	310	320	270	240	260
風速(ノット)	8	10	9	6	8	6
視程(メートル)	1,800	3,000	1,200	2,000	1,500	5,000
RVR(メートル)			1,200		1,400	
天気	85(雪)	85(雪)	85(雪)	85(雪)	85(雪)	85(雪)
雲量	3/8	3/8	5/8	4/8	5/8	5/8
雲形	層雲	層雲	積雲	積雲	積雲	積雲
雲高(フィート)	600	600	600	600	600	600
雲量	7/8	7/8	8/8	8/8	8/8	8/8
雲形	積雲	積雲	積雲	積雲	積雲	積雲
雲高(フィート)	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
気温(度C)	1		1			1
露点温度(度C)	-1		-1			-1
QNH(インチ/水銀柱)	30.24		30.27			30.27
記 事	しゅう雪が観測地域の4/8を占め雄大積雲のレーダー映像が南西にある	しゅう雪が観測地域の2/8を占め雄大積雲のレーダー映像が南にある	しゅう雪が観測地域の4/8を占め雄大積雲のレーダー映像が北西にある	しゅう雪が観測地域の2/8を占め雄大積雲のレーダー映像が南にある	しゅう雪が観測地域の4/8を占め雄大積雲のレーダー映像が南にある	北東より南側にかけて視程4,000メートル

上記の表で用いられている単位について

磁方位：真北から東、南、西の順に回る方向で1周を360度に分割する。

ノット：1ノット = 0.5144 m/s

フィート：1フィート = 0.3048 m

インチ/水銀柱：1インチ/水銀柱 = 3.386 kPa

ペラ後流，水平尾翼表面に付着したスラッシュによる凹凸の寄与を定量的に評価するとともに，凍結発生の可能性を検討した。

2. 熱伝達メカニズムの検討

水平尾翼表面に付着したスラッシュが航空機の地上走行及び離陸滑走時の気流あるいはプロペラ後流にさらされる結果として凍結が発生すると考える。この凍結には一般的に次に述べる4つのメカニズムの関与が考えられる。

- ① 境界層の表面の気流の静温とスラッシュ表面の温度差に起因し，スラッシュから境界層を通過して強制対流熱伝達により外部の気流に熱が流出する。
- ② 翼表面に付着したスラッシュからの水蒸気の蒸発ないし昇華にともない熱が流出する。
- ③ スラッシュからのふく射により熱が流出する。
- ④ スラッシュから翼構造への伝導により熱が流出する。

当該の事故発生時には曇天で降雪中であったことからふく射は無視できると考えられる。また，翼構造の熱容量は小さく，水平尾翼表面とスラッシュの温度差も僅かなので翼構造への熱伝導も無視できると考えられる。したがって①に述べた対流熱と②に述べた蒸発熱にのみ着目し，水平尾翼に付着したスラッシュから流出する熱流量を解析する。

3. モデル～方程式の構成（文献2）

スラッシュが付着した水平尾翼の表面には相当の凹凸があり，気流の速度も毎秒数十メートルに達するので乱流境界層を想定する。図1には乱流境界層の速度分布，温度分布及び水蒸気の質量分率の分布を模式的に示している。乱流境界層の主要部分は乱流混合領域である。その底部のスラッシュ表面 w の近傍には粘性底層がある。乱流境界層の表面 s は破線で示され，乱流混合領域と粘性底層の境界は点線で示されている。乱流混合領域と粘性底層では熱の移動及び物質の移動を支配するメカニズムが異なる。従って厳密には点線で示された乱流混合領域と粘性

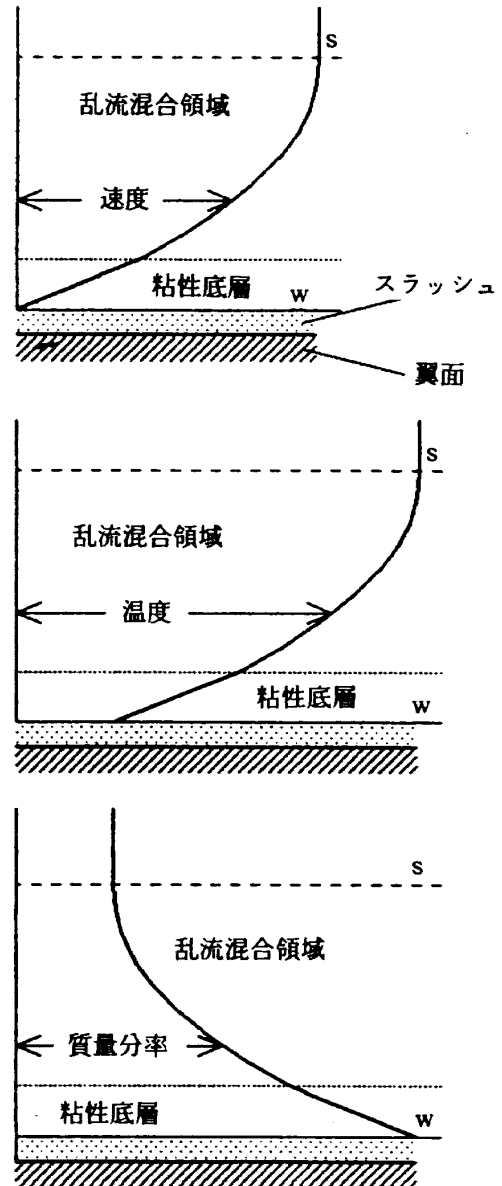


図1 乱流境界層における速度，温度及び質量分率の分布

底層の境界で境界条件を定める必要がある。しかし，101.3 kPa，0℃付近の空気を取り扱う場合には，大変都合の良いことに2つの領域で熱の移動及び物質の移動を支配する方程式が近似的には等しくなり，境界条件を論じる困難を回避できる。即ち強制対流熱伝達に関してはプラントル数が1の場合を想定して，拡散現象が支配的な粘性底層と乱流混合が支配的な乱流混合領域を共通して取り扱うことにする。同様にルイス数が1の場合を想定して，水蒸気の輸送に関しては粘性底層での分子拡散と乱流混合層での乱流混合による輸送とを共通して取り扱うこととする。以下にこの間の事情を文献2に沿って説明す

る。

(1) 対流熱

粘性底層では熱伝導によって熱の移動が行われる。単位時間に単位面積を通過する熱量は熱伝導率と温度勾配の積で表わされる。

$$q = -k (dT/dy) \tag{1}$$

しかるに固体壁面に働く剪断応力は粘性係数と速度勾配の積で表わされる。

$$\tau = \mu (du/dy) \tag{2}$$

(1)式を変形して(2)式を用いると

$$q = -k (dT/du) (du/dy) = -\tau (k/\mu) (dT/du) \tag{3}$$

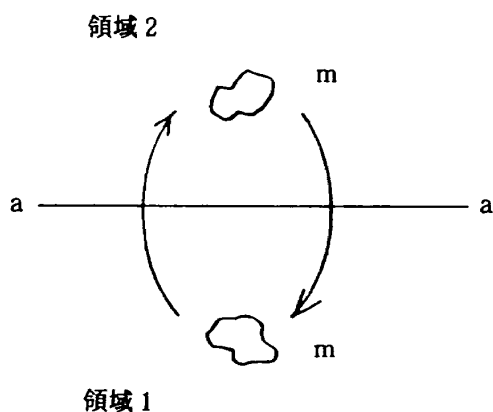


図2 乱流混合のモデル

つぎに乱流混合領域での熱の移動について述べる。図2に示したように乱流混合領域の中に領域1と領域2を区分する境界面 a-a を設定する。単位時間にこの境界面の単位面積を領域1から領域2へ向かって通過する流体の質量mと領域2から領域1へ向かって通過する流体の質量mとを考える。質量保存則により流体の質量は相殺する。この流体に担われて熱量が境界を通過する結果として領域2で増加する熱量は

$$q = m \cdot c_p (T_1 - T_2) \tag{4}$$

またこの流体に担われて運動量が境界を通過する結果として領域1で増加する運動量、即ち、領域2の流体が領域1の流体に及ぼす剪断応力は

$$\tau = m \cdot (u_2 - u_1) \tag{5}$$

(5)式を用いて(4)式のmを消去すると

$$q = \tau \cdot c_p (T_1 - T_2) / (u_2 - u_1) \tag{6}$$

(3)式と(6)式はプラントル数 $Pr = c_p \cdot \mu / k = 1$ の場合には同じ式になって粘性底層と乱流混合領域を区別する必要がなくなり問題を簡単化できる。

ここでは0℃、101.3 kPaの空気を扱うのでプラントル数 $Pr = 0.713$ となり、プラントル数を1と近似するのは妥当である。即ち、強制対流によって流出する熱については、(3)式と(6)式をまとめて

$$q_c = \tau \cdot c_p (T_w - T_s) / (u_s - u_w) \tag{7}$$

と書くことにする。ここで下添字 c は強制対流による熱伝達を示すために用いた。

(2) 水蒸気の移動と蒸発熱

粘性底層では水蒸気分子の拡散を考える。単位時間に単位面積を通過する水蒸気の質量は空気中への水蒸気の拡散係数と水蒸気の密度勾配の積で表わされる。水蒸気の密度は湿潤空気の密度と水蒸気の質量分率の積であるから、

$$\begin{aligned} m_v &= -D (d\rho_v/dy) = -D\rho (dw/dy) \\ &= -D\rho (dw/dT) (dT/dy) \end{aligned} \tag{8}$$

(1)式を用いて dT/dy を消去すると

$$m_v = D (\rho/k) (dw/dT) q \tag{9}$$

乱流混合領域で湿潤空気の移動に担われ水蒸気が境界を通過する結果として領域2で増加する水蒸気質量は

$$m_v = m \cdot (w_1 - w_2) \tag{10}$$

(4)式を用いて(10)式のmを消去すると

$$m_v = q \cdot (w_1 - w_2) / \{ c_p \cdot (T_1 - T_2) \} \tag{11}$$

(9)式と(11)式はルイス数 $Le = D\rho \cdot c_p / k = 1$ の場合には同じ式になって粘性底層と乱流混合領域を区別する必要がなくなり問題を簡単化できる。

ここでは0℃、101.3 kPaの空気を扱うので $Le = 1.201$ となり、ルイス数を1と近似するのは妥当で

ある。即ち、水蒸気の移動については、(9)式と(11)式をまとめて

$$m_v = q \cdot (w_w - w_s) / \{ c_p \cdot (T_w - T_s) \} \quad (12)$$

と書くことにする。

(7)式を用いて(12)式の q を消去すると、

$$m_v = \tau \cdot (w_w - w_s) / (u_s - u_w) \quad (13)$$

境界層の表面の気流温度での水蒸気のエンタルピーを I_s 、スラッシュ表面での水のエンタルピーを I_w とする。スラッシュからの水蒸気の蒸発に伴ない流出する単位面積あたりの熱流量は

$$q_e = \tau \cdot (I_s - I_w) \cdot (w_w - w_s) / (u_s - u_w) \quad (14)$$

ここで下添字 e は蒸発熱を示すために用いた。

4. 解法の方針

(7)式で表わされる対流熱と(14)式で表わされる蒸発熱にのみ着目し、水平尾翼に付着したスラッシュから流出する熱流量を解析する。スラッシュ表面 w と乱流境界層の表面 s での温度、気流速度、エンタルピー及び水蒸気分率並びに水平尾翼の表面に働く乱流剪断応力及び乾燥空気の定圧比熱が知られば両式を計算できる。

スラッシュ表面では水と氷が共存している状態を

想定してその温度を $T_w = 0^\circ\text{C}$ とする。スラッシュ表面の速度は境界層表面の速度に比べ十分に小さいので $u_w = 0$ とする。残りの未知量については次の手順で計算を進める。

- ① 境界層表面の温度 T_s と境界層表面の速度 u_s を求める。
- ② 境界層表面の質量分率 w_s は大気の露点温度 T_d から求める。
- ③ スラッシュ表面の質量分率 w_w は 0°C の飽和水蒸気を仮定して求める。
- ④ 水のエンタルピーの変化量 $I_s - I_w$ は T_s と T_w から求める。
- ⑤ 乱流剪断応力 τ は凹凸のある平板乱流境界層を想定して推定する。

気温、露点温度、気圧、走行速度、水平尾翼のうちプロペラ後流を被っている部分についてはプロペラの駆動パワとディスク面積、尾翼の前縁から熱流量を計算するべき場所までの流れに沿った距離、動粘性係数、熱流量を計算するべき場所での圧力係数がわかると、上記の諸量を計算によって求めることができる。

5. 水平尾翼境界層の表面の温度と速度

図3に示したように、水平尾翼がプロペラの後流を被っていない場合と被っている場合とでは前節の

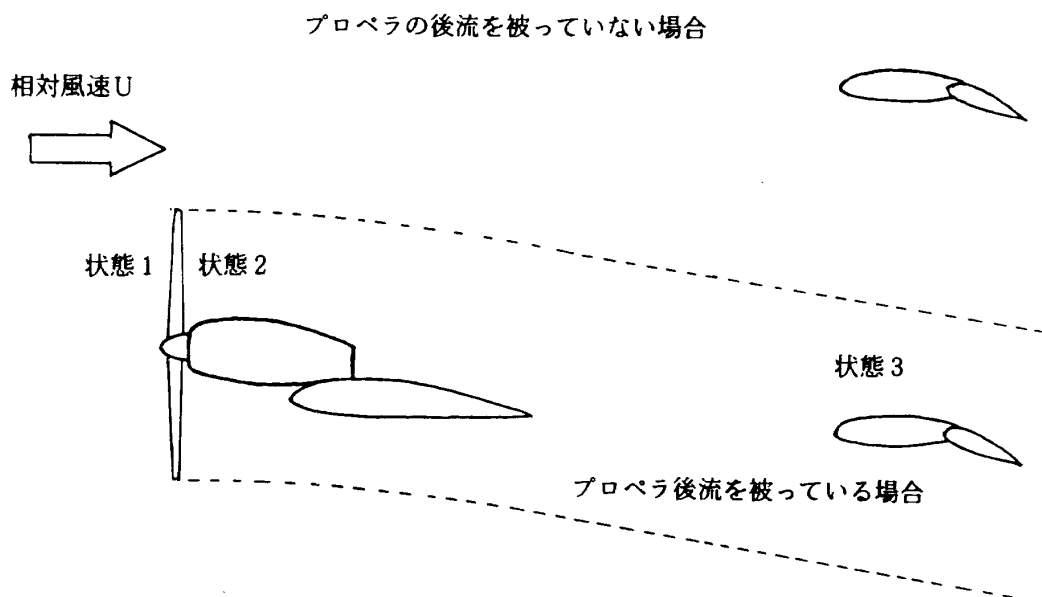


図3 水平尾翼付近の気流

手順①で述べた水平尾翼境界層の表面の温度 T_s と速度 u_s を求める方法が異なる。最初にプロペラ後流を被っていない簡単な場合について取り扱い、次にプロペラ後流を被る場合を扱う。この問題では気流のわずかな温度変化がスラッシュの凍結の原因になると予想されるので地上走行及び離陸滑走状態の航空機とプロペラを対象とするにもかかわらず圧縮性を考慮した取り扱いが必要になる。

(1) プロペラの後流を被っていない場合

大気圧、気温、走行速度、圧力係数及び比熱比が与えられている場合には次に述べる(15)~(18)式及び状態方程式から水平尾翼境界層の表面の圧力、温度、密度及び速度を求めることができる。

$$p_s = p_a + C_p \cdot \rho_a U^2 / 2 \quad (15)$$

$$T_s = (p_s / p_a)^{(\gamma-1)/\gamma} \times T_a \quad (16)$$

$$\rho_s = (p_s / p_a)^{1/\gamma} \times \rho_a \quad (17)$$

$$u_s = [U^2 + \{2\gamma / (\gamma-1)\} \cdot (p_a / \rho_a - p_s / \rho_s)]^{1/2} \quad (18)$$

図4には気圧 $p_a = 101.3 \text{ kPa}$ 、気温 $T_a = 0 \text{ }^\circ\text{C}$ の場合に圧力係数を0から-0.8まで0.2刻みで設定し走行速度の変化に対して水平尾翼部の境界層表面の速度 u_s 及び気温との温度差 $T_s - T_a$ をプロットしてある。

ちなみに p_s / p_a は1に近い値であるから

$$T_s - T_a = (\gamma - 1) C_p \cdot U^2 / (2\gamma R) \quad (19)$$

$$u_s = (1 - C_p)^{1/2} U \quad (20)$$

と近似できる。この近似の精度は良好である。よって u_s 及び $T_s - T_a$ は気圧及び気温の影響をほとんど受けず圧力係数と走行速度だけで決まると言ってもよい。図4は航空機の離陸で考えられる気圧及び気温に対して事実上有効である。

(2) プロペラ後流を被っている場合

大気圧、気温、走行速度、圧力係数及び比熱比に加えてプロペラの直径及び駆動パワが既知である場合には次に述べる方法によって水平尾翼境界層の表面の圧力、温度、密度及び速度を推定することができる。図3の下側の図に示したように状態1、2及び3を

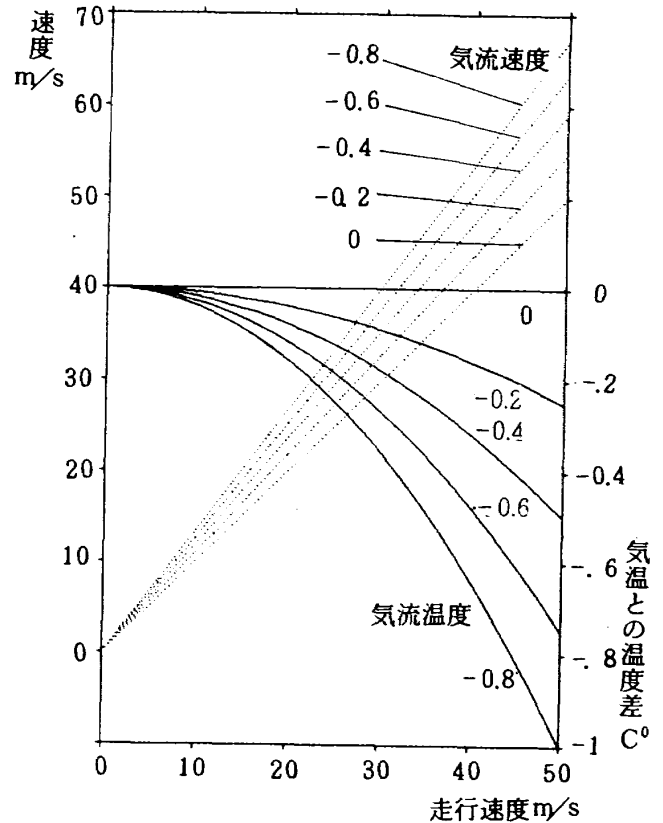


図4 水平尾翼部の境界層表面の気流の速度と温度 (プロペラ後流を被っていない場合) 気圧 101.3 kPa, 気温 0 °C

定義し、各状態に対応する圧力、密度及び温度には相当する下添字をつけて表わす。YS-11機では水平尾翼の地上高がナセルよりも高い位置にあり、プロペラ後流は水平面にたいして4°程度下向きに流れることが知られているのでナセル表面からの熱放出とエンジン排気流の混合によるプロペラ後流の加熱の影響は考慮しなかった。

a. プロペラの前方の気流

航空機の走行速度即ち相対気流速度を U 、プロペラのディスク面の気流速度を $U + u$ とし、無限前方の状態量 ρ_a, p_a とプロペラの直前の状態量 ρ_1, p_1 の間で成立する等エントロピー流を記述する。なお、 ρ_a は状態方程式を用いて決めている。

$$U^2 / 2 + \{ \gamma / (\gamma - 1) \} \cdot (p_a / \rho_a) = (U + u)^2 / 2 + \{ \gamma / (\gamma - 1) \} (p_1 / \rho_1) \quad (21)$$

$$p_1 = (\rho_1 / \rho_a)^\gamma p_a \quad (22)$$

b. プロペラの前後の関係

プロペラの駆動パワーが既知であるとして、単純運動量理論の枠組みから逸脱しないように留意すると

$$P = F (U + u) \quad (23)$$

推力の発生に伴って生じるプロペラの無限前方と無限後方の気流の運動量変化から

$$F = \rho_1 (U + u) S \cdot (2u) \quad (24)$$

c. プロペラ直後の気流

まず(21)~(24)式を未知量 F, u, p_1, ρ_1 について解く(22)式を用いて(21)式の p_1 を消去すると

$$U^2/2 + \left\{ \gamma / (\gamma - 1) \right\} \cdot (p_a / \rho_a) \\ = (U + u)^2 / 2 + \left\{ \gamma / (\gamma - 1) \right\} (\rho_1 / \rho_a)^{(\gamma - 1)} \cdot$$

$$(p_a / \rho_a)$$

$$\left\{ \gamma / (\gamma - 1) \right\} \cdot (p_a / \rho_a) \text{ で両辺をわって整理}$$

すると

$$\rho_1 / \rho_a \\ = \left[1 - \left\{ 2U + u \right\} u / \left\{ \left\{ 2\gamma / (\gamma - 1) \right\} \cdot \right. \right. \\ \left. \left. (p_a / \rho_a) \right\} \right]^{1 / (\gamma - 1)} \quad (25)$$

(23)式と(24)式の積を変形すると

$$(U + u)^2 u = P / (2\rho_1 S) \\ = \left\{ P / (2\rho_a S) \right\} / (\rho_1 / \rho_a) \quad (26)$$

(25)式と(26)式を連立させて u と ρ_1 / ρ_a について逐次近似法で解き、得られた u を(23)式に代入して

$$F = P / (U + u) \quad (27)$$

プロペラの直後の圧力と密度はそれぞれ

$$p_2 = F / S + p_1 \quad (28)$$

$$\rho_2 = (p_2 / p_1)^{1/\gamma} \rho_1 \quad (29)$$

d. 水平尾翼付近でのプロペラ後流

プロペラ直後の気流速度を $U + u$ とし、水平尾翼周辺の気流速度を $U + \lambda u$ とする。気流速度の増分即ち $u, \lambda u$ は誘導速度と呼ばれる。単純運動量理論(文献7 p.183)では無限後方での気流速度の増分(即ち誘導速度)はディスク面での増分 u の2倍になることが示されている。従って無限遠方に至る途中にある水平尾翼の近傍での速度増分は2倍を下回るに違いない。誘導速度を生じる原因であるプ

ロペラ後流の渦が散逸することを考慮すれば誘導速度は単純運動量理論で示されるよりもさらに若干少ないに違いない。

じつは水平尾翼周辺の気流速度 $U + \lambda u$ について先達の見解は分かれている。即ち、文献8 p.237では $U + 2u$ に相当する式が示されているのに対して、文献9 p.609ではこれよりも遙かに少ない値(静止状態のプロペラで $2^{1/2}u$ になり、走行速度の増加に伴ないかなり速やかにディスク面での値 $U + u$ に収束する)に相当する式が示されている。ここではディスク面直後から水平尾翼付近までのプロペラ後流の動圧増加が無限後方までの動圧増加の70%になるように λ を決めることにする。すなわち次の式で $\kappa = 0.7$ とする。

$$\rho_3 (U + \lambda u)^2 - \rho_2 (U + u)^2 = \kappa \left\{ \rho_a (U + 2u)^2 - \rho_2 (U + u)^2 \right\}$$

$$\lambda \text{ を決定するという観点に立つ限り } \rho_3, \rho_2,$$

ρ_a は等しいと近似してよいので

$$u \lambda^2 + 2U \lambda - 2(\kappa + 1)U - (3\kappa + 1)u = 0$$

λ について解くと

$$\lambda = \left[-U + \left\{ U^2 + 2(\kappa + 1)Uu + (3\kappa + 1)u^2 \right\}^{1/2} \right] / u \quad (31)$$

プロペラの直後の状態量 ρ_2, p_2 と水平尾翼付近の状態量 ρ_3, p_3 との間で成立する等エントロピー流を記述する。(25)式を導いたのと全く同様にして

$$\rho_3 / \rho_2 \\ = \left[\frac{1 - \left\{ 2U + (\lambda + 1)u \right\} (\lambda - 1)u}{\left\{ 2\gamma / (\gamma - 1) \right\} \cdot (p_2 / \rho_2)} \right]^{1 / (\gamma - 1)} \quad (32)$$

気圧は

$$p_3 = (\rho_3 / \rho_2)^\gamma p_2 \quad (33)$$

気温は

$$T_3 = p_3 / (\rho_3 R) \quad (34)$$

プロペラ後流の速度と気流温度が一般流と比較してどのように異なるかを調べる。図5には気圧 $P_a = 101.3 \text{ kPa}$, 気温 $T_a = 0 \text{ }^\circ\text{C}$ の場合に $\kappa = 0.7$ と仮定してプロペラ駆動パワー P を20%から100%まで20

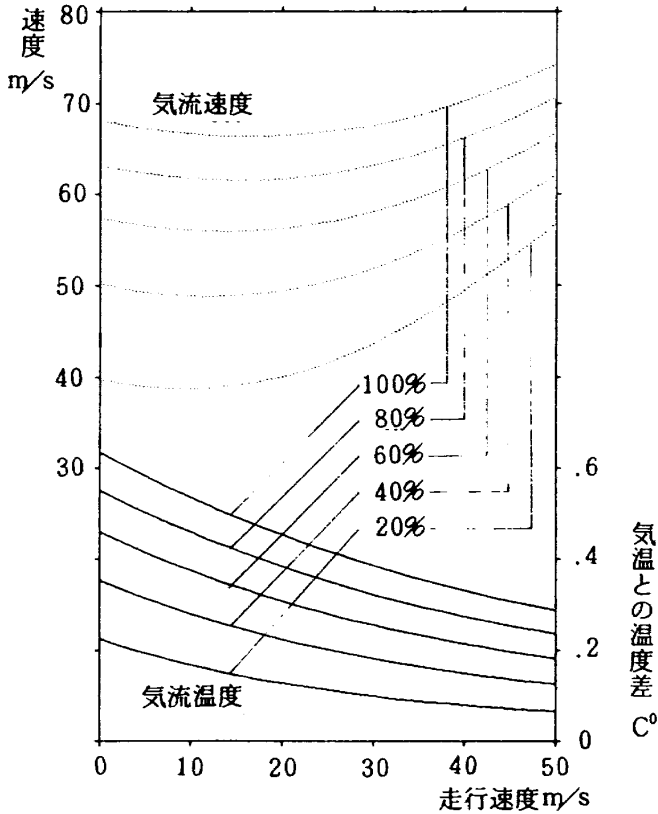


図5 水平尾翼付近の気流の速度と温度（プロペラ後流を被っている場合）
 気圧 101.3 kPa, 気温 0℃
 動圧増加係数 0.7, 図中の数字はエンジンの出力状態を表わす。

%刻みで設定し走行速度の変化に対して水平尾翼付近でのプロペラ後流の速度 $U + \lambda u$ 及び、気温との温度差 $T_s - T_a$ をプロットしてある。プロペラ後流では気流速度が走行速度よりもかなり高くなる。パワー及び走行速度の増加につれてプロペラ後流の速度は増加している。パワーの増加とともに気流温度が若干上昇する。パワーが大きく走行速度が小さい場合に気流温度の上昇分が増す。

気圧が低い and/or 気温が高い場合には密度が低いので同一のパワーによって生じる速度増分、温度差増分は増すと考えられる。しかし、ここで問題にするような気象条件のもとでの航空機の離陸で考えられる気圧及び気温の範囲においてはそれらの影響は無視してよいことを計算により確かめることができる。

e. 水平尾翼境界層の表面の温度と速度

水平尾翼境界層の表面の圧力、密度、温度及び速度は(1)項で述べた p_a, ρ_a, T_a 及び U をそれぞれ $p_3,$

$\rho_3, T_3, U + \lambda u$ で置き換えて(15)~(18)式に代入することによって求めることができる。

まず、離陸滑走状態について水平尾翼境界層の表面の気流速度と気流温度を推算した。図6では気圧 $p_a = 101.3 \text{ kPa}$, 気温 $T_a = 0^\circ\text{C}$, パワ 100%の場合に $\kappa = 0.7$ と仮定して、圧力係数を 0 から -0.8 まで 0.2 刻みで設定し走行速度 U の変化に対して水平尾翼部の境界層表面の速度 u_s 及び、気温との温度差 $T_s - T_a$ をプロットしてある。 $C_p = 0$ の場合は図5のパワ 100%の場合と全く同じものである。翼面に強い負圧部がある (C_p が絶対値の大きな負値をと

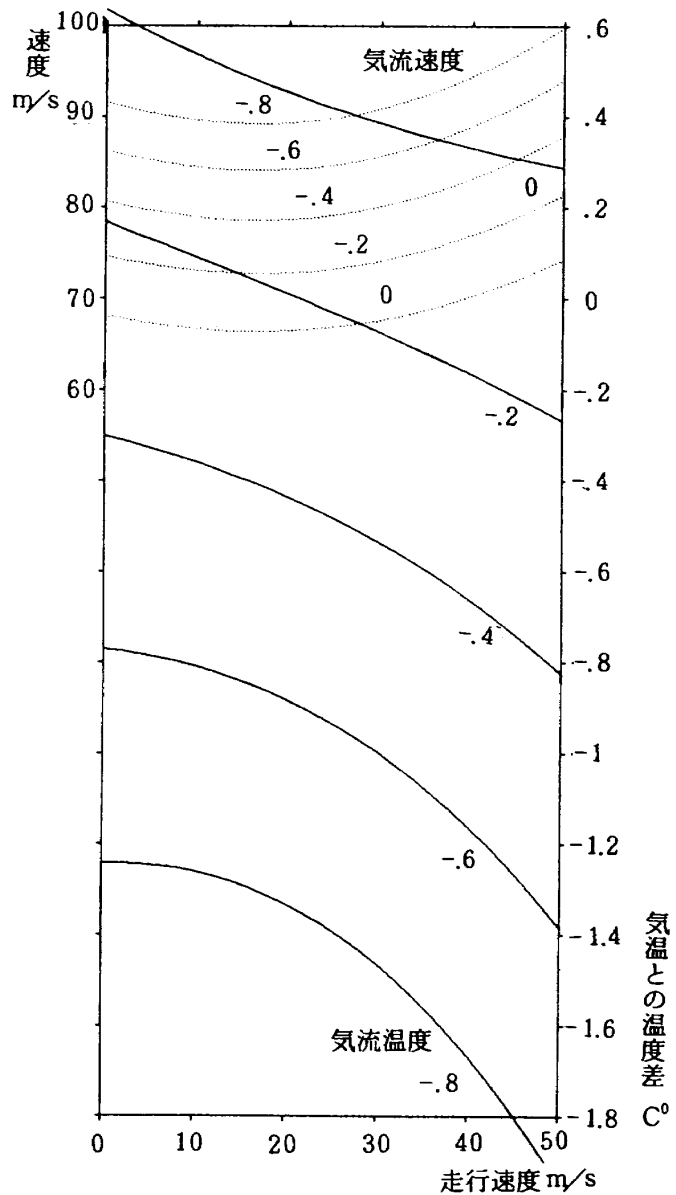


図6 水平尾翼部の境界層表面の気流の速度と温度（プロペラ後流を被っている場合）
 気圧 101.3 kPa, 気温 0℃
 離陸滑走状態, 図中の数字は圧力係数

る)とその付近の気流速度は増加する。また負圧部では気流の膨張にともない水平尾翼境界層の表面の気流温度は気温に比べてかなり低下する。

次に地上走行状態で代表的と思われる走行速度においてパワを変化させて水平尾翼境界層の表面の気流速度と気流温度を推算した。図7では気圧 $P_a = 101.3 \text{ kPa}$, 気温 $T_a = 0^\circ\text{C}$, 走行速度 $U = 15 \text{ m/s}$ の場合に圧力係数 C_p を 0 から -0.8 まで 0.2 刻みで設定しパワの変化に対して水平尾翼部の境界層表面の速度 u_s 及び、気温との温度差 $T_s - T_a$ をプロットしてある。地上走行状態でも翼面に強い負圧部があると気流温度は気温より低下する。

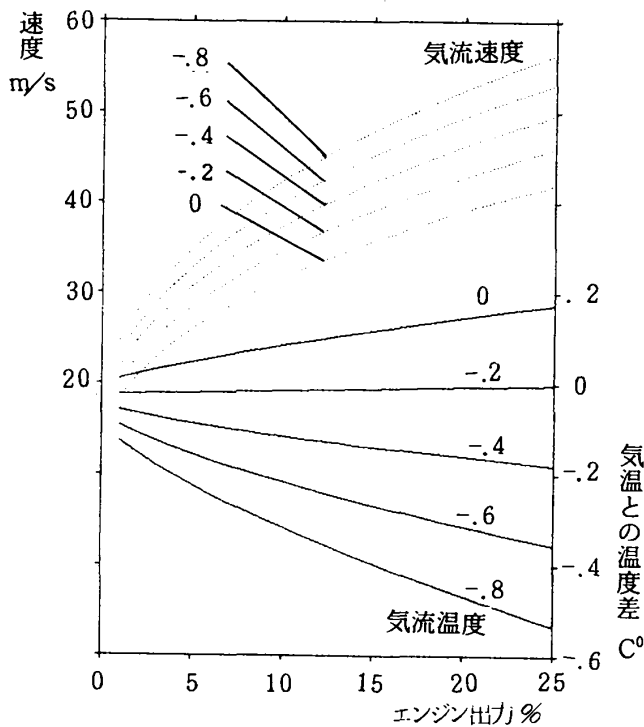


図7 水平尾翼部の境界層表面の気流の速度と温度 (プロペラ後流を被っている場合) 気圧 101.3 kPa , 気温 0°C 地上走行状態, 図中の数字は圧力係数

6. 水蒸気の質量分率 (mass fraction)

文献1 p.481の表に基づき -5°C から 2°C の範囲で飽和水蒸気圧 $p_{vs} (Pa)$ を温度 $T (^\circ\text{C})$ の関数として次の式で近似する。

$$p_{vs} = 607.7 + 46.696 T + 1.0807 T^2 \quad (35)$$

(1) スラッシュの表面

スラッシュの表面の温度は 0°C , スラッシュの表面のすぐ近傍で空気は飽和していると考え、(33)式に $T = 0$ を代入してスラッシュ表面部の水蒸気圧 p_v を求める。スラッシュ表面付近の気圧は p_s であるから

$$w_w = M_v \cdot (p_v / p_s) / \{ M_v \cdot (p_v / p_s) + M_a \cdot (1 - p_v / p_s) \} \quad (36)$$

とする。

(2) 水平尾翼境界層の表面

大気の露点温度 T_d を指定すると水蒸気分圧 p_v が求められる。大気中の水蒸気の質量分率は

$$w_a = M_v \cdot (p_v / p_a) / \{ M_v \cdot (p_v / p_a) + M_a \cdot (1 - p_v / p_a) \} \quad (37)$$

この大気が尾翼の境界層のすぐ近傍で静圧低下に伴って速やかに膨張しても水蒸気の質量分率そのものは変わらず $w_s = w_a$ とするのが妥当であろう。

7. エンタルピーの変化

スラッシュの表面の水が蒸発し、水平尾翼境界層の表面の気流の温度に等しい水蒸気になる場合のエンタルピーの変化は

$$I_s - I_w = I_e + C_{pv} (T_s - T_w) \quad (38)$$

である。右辺の第1項は 0°C での水の蒸発に必要なエンタルピー変化であり、第2項は水蒸気の温度上昇に必要なエンタルピー変化である。

8. 乱流境界層の剪断応力

(1) 推算の方法

強制対流による熱の流出を推算する(7)式と蒸発熱を推算する(14)式のいずれにも、剪断応力 τ が未知量として含まれている。この値は翼面の表面荒さに支配される。ここで取り扱う問題では表面荒さがスラッシュによって生じている。言うまでもなくスラッシュの厚さは降雪の状況次第で変化する。当該の事

故調査の一環として行われた風洞試験の際に観察されたところでは、スラッシュが積もってできる凹凸の幾何学的形状は複雑で、相対風によってスラッシュが翼面に沿って流されて寄り集まる場合もある。氷の間に水が溜まる場合もあれば水が吹き飛ばされて翼面が露出する場合もある。また水の蒸発に伴って鋭い枝状の構造に変化することも観察された。まことに The desire to explore the laws of friction... in a systematic way is frustrated by the fundamental difficulty that the number of parameters describing roughness is extraordinarily large owing to the great diversity of geometric forms. (文献4 p.615) と述べられている通りである。

そこで甚だ荒っぽい取り扱いには違いないが、速度 V の一様流中に置かれた滑らかな平板に沿う乱流境界層の前縁からの距離 x の場所での剪断応力 τ_0 に掛けるべき係数 β を別途推定することとして、次のように剪断応力を計算することとした。

$$\tau = \beta \cdot \tau_0 \tag{39}$$

ここで τ_0 は文献10 p.158~p.159 に簡潔に述べられているところから従って計算することができる。

$$\tau_0 = \psi_1 \cdot (\rho V^2 / 2) \tag{40}$$

ここに

$$\psi_1 = 0.045 R_\delta^{-1/4} \tag{41}$$

$$R_\delta = V \delta / \nu \tag{42}$$

$$\delta = 0.37 (\nu / V)^{0.2} \cdot x^{0.8} \tag{43}$$

これらの式から τ_0 は V の 1.8 乗に比例することが分かる。プロペラ後流を被らない場合には V として走行速度 U を考え、プロペラ後流を被る場合には V として水平尾翼まわりの気流速度 $U + \lambda u$ を考える。

(2) β の推定

文献4の fig.21.10 に表面荒さを代表するパラメタ x/k_s と局所レイノルズ数 $V \cdot x / \nu$ の関数として表面に荒さのある迎角 0° の平板の局所表面摩擦係数 c_f が示されている。このグラフから表面荒さのある場合と滑らかな平板の場合との局所表面摩擦係数の比の値を読み取ることができる。ちなみに乱流境界層の剪断応力は局所表面摩擦係数に動圧をかけることにより求められるものである。

地上走方及び離陸の代表的な場合について β の値を推定した結果を表2に示した。これより $\beta = 3$ を用いるのがよさそうである。 β の推定にあたって、降雪がほぼ一様に水平尾翼表面を覆っている場合には代表的な突起の高さは $5 \sim 10 \text{mm}$ 程度とした。しかし、地上滑行時にはこの薄い積雪が水平尾翼の表面を緩やかに流されて所々に集まり、あるいは拭い去

表2 β の推定例

突起の高さ	x/k_s	運動状態		速度 U	Ux / ν	β
$k_s = 5 \text{ mm}$	300	地上	一般流	15 m/s	1.7×10^6	2.40
			走行	プロペラ後流	30 m/s	3.4×10^6
		離陸	一般流	30 m/s	3.4×10^6	2.68
			滑走	プロペラ後流	60 m/s	6.8×10^6
$k_s = 10 \text{ mm}$	150	地上	一般流	15 m/s	1.7×10^6	2.83
			走行	プロペラ後流	30 m/s	3.4×10^6
		離陸	一般流	30 m/s	3.4×10^6	3.16
			滑走	プロペラ後流	60 m/s	6.8×10^6
$k_s = 15 \text{ mm}$	100	地上	一般流	15 m/s	1.7×10^6	2.88
			走行	プロペラ後流	30 m/s	3.4×10^6
		離陸	一般流	30 m/s	3.4×10^6	3.22
			滑走	プロペラ後流	60 m/s	6.8×10^6

翼の前縁からの距離 $x = 1.5 \text{ m}$, 動粘性係数 $J = 1.32 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

られたりするので代表的な突起は15mm程度までは有りうるとみても不自然ではないだろう。なぜならYS-11機では昇降舵のヒンジ・ラインは水平尾翼前縁から約1.5mの位置にある。(4)式を用いてこの位置の境界層の厚さを推算すると $V=15\text{m/s}$ では31mm, $V=60\text{m/s}$ では24mmになる。翼面の場合には平板よりもこの位置での境界層は厚いと思われ、スラッシュによる凹凸があればさらに厚くなると思われる。従ってスラッシュの頂部の高さを15mmとしても境界層のなかに十分に埋まることになり、高速の気流によって吹き飛ばされるおそれは少ないからである。

9. 熱流量の計算

これまでに対流熱及び蒸発熱を計算するのに必要な準備が総て整った。(7)式には強制対流によって翼面から気流へ放出される熱流量, (14)式にはスラッシュに含まれる水の蒸発に伴って翼面から気流へ放出される熱流量が示されている。いずれもその値が正であれば翼面から熱が奪われスラッシュの凍結が進行する。

本解析の主たる関心はスラッシュの凍結, 氷着が起こって昇降舵の操舵を妨げる事態が発生する可能性を調べることにある。従って考察の対象となる部位は昇降舵まわりの気流にさらされた可動部分であり, 昇降舵ヒンジ・ライン付近とバランス・タブ付近が考えられる。地上走行, 離陸滑走中はローテーション速度に達するまで前輪に適切な荷重を負荷して走行安定を保持する必要から押舵状態が保たれている。このため昇降舵ヒンジ・ライン付近の上面とバランス・タブ付近の下面にはサクシオン・ピークを生じている。既に図4及び図6で見たように負圧領域では気流温度の低下が生じる。水平尾翼の表面にあるスラッシュが気流によって流されることもあるから昇降舵ヒンジ・ライン付近には前方から運ばれたスラッシュが蓄積することが考えられる。他方翼の下面ではスラッシュが移動すれば落下するのでバランス・タブ付近の下面ではスラッシュの蓄積は考えにくい。したがって昇降舵ヒンジ・ライン付近が解析の対象とすべき重要な部位であると判断する。

気温及び露点温度を変数に選び, 代表的な5つの条件のもとで昇降舵ヒンジ・ライン付近のサクシオン・ピーク部での熱流量

$$q = q_c + q_e \quad (44)$$

を計算する。文献11 p.194 及び文献12によれば, サクシオン・ピークの圧力係数は $C_p = -0.6$ 付近の値とするのが妥当である。

(1) 気温 1°C , 露点温度 -1°C の場合

文献6に報告されている気温 1°C , 露点温度 -1°C の気象条件のもとで, 次の5ケースについて熱流量の計算を行った結果を図8に示す。計算にあたって設定したパラメータは $\kappa = 0.7$, $C_p = -0.6$ 及び $\beta = 3$ である。

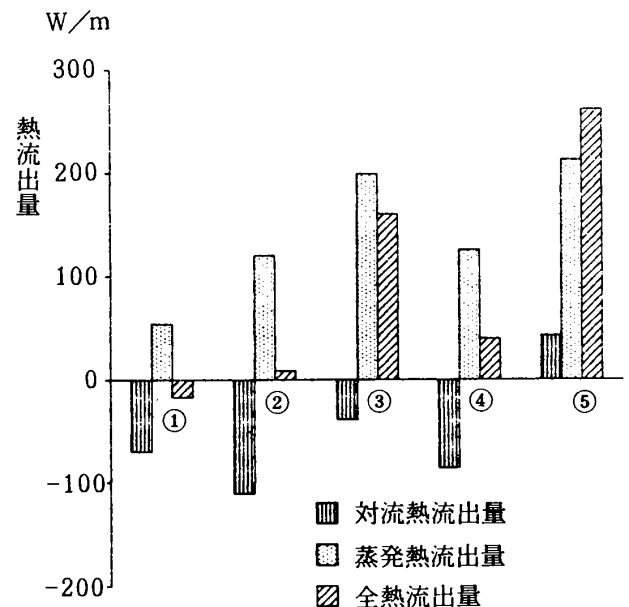


図8 熱流出量

(気温 1°C , 露点温度 -1°C , $\kappa = 0.7$, $C_p = -0.6$, $\beta = 3$)

プロペラ後流を被らない場合。

① $U=15\text{m/s}$, ④ $U=40\text{m/s}$

プロペラ後流を被る場合。

② $U=15\text{m/s}$, パワ20%

③ $U=15\text{m/s}$, パワ100%

⑤ $U=40\text{m/s}$, パワ100%

- ① 地上走行状態でプロペラ後流を被らない場合。
走行速度 $U=15\text{m/s}$
- ② 地上走行状態でプロペラ後流を被る場合。
走行速度 $U=15\text{m/s}$, プロペラの駆動パワ

$P = 456.6 \text{ kW}$ (離陸出力の20%)

③ 離陸滑走の初期でプロペラ後流を被る場合。

走行速度 $U = 15 \text{ m/s}$, プロペラの駆動パワ

$P = 2283 \text{ kW}$ (離陸出力)

④ 離陸滑走の後期でプロペラ後流を被らない場合。

走行速度 $U = 40 \text{ m/s}$

⑤ 離陸滑走の後期でプロペラ後流を被る場合。

走行速度 $U = 40 \text{ m/s}$, プロペラの駆動パワ

$P = 2283 \text{ kW}$ (離陸出力)

ケース⑤を除く4つのケースでは、昇降舵ヒンジ・ラインの付近でも境界層の表面の温度が $0 \text{ }^\circ\text{C}$ を上回っているため対流によって外部からスラッシュに熱が流入している。しかるにケース⑤では高速の気流がサクシオン・ピーク部で膨張して温度が $0 \text{ }^\circ\text{C}$ よりも下がり、対流によってスラッシュから外部に熱が流出する。総てのケースで、スラッシュからの水の蒸発にともなって熱の流出が生じている。蒸発による熱流出量は走行速度が高い and/or プロペラ駆動パワが大きい場合に増加する。ケース①を除く4つのケースではスラッシュから熱が流出し、凍結が進行することになる。

(2) パラメータの影響

これまでに述べてきた解析で導入した3つのパラメータ即ち、

κ : 水平尾翼付近でのプロペラ後流の動圧増加を

表わす係数

C_p : 昇降舵ヒンジ・ライン付近のサクシオン・ピーク部の圧力係数

β : 表面荒さに起因する乱流境界層の剪断応力の増加を表わす係数

はいずれも凡その値が知られており、運用状態によって若干の変動がありうる量である。そこで、ケース⑤ 離陸滑走の後期でプロペラ後流を被る場合。走行速度 $U = 40 \text{ m/s}$, プロペラの駆動パワ $P = 2283 \text{ kW}$ (離陸出力)

について、これらのパラメータを常識的な範囲で変化させて、熱流量に対する影響を調べる。

図9 a. には動圧増加係数の影響を示す。 κ が増すと主に対流熱が増加し、蒸発熱も僅かに増加する。この結果全熱流出量は κ の増加とともに増加する。

図9 b. には圧力係数の影響を示す。サクシオンが強まる (C_p の絶対値が増す) と主に対流熱が増加し、蒸発熱の増加は極く僅かである。全熱流出量はサクシオンが強まると増加する。

図9 c. には剪断応力増加係数の影響を示す。 β が増すに比例して対流熱、蒸発熱、全熱流出量ともに増加する。

(3) 気温と露点温度の変化に伴う熱流量の変化
次に圧力係数を $C_p = -0.6$, 動圧増加係数を

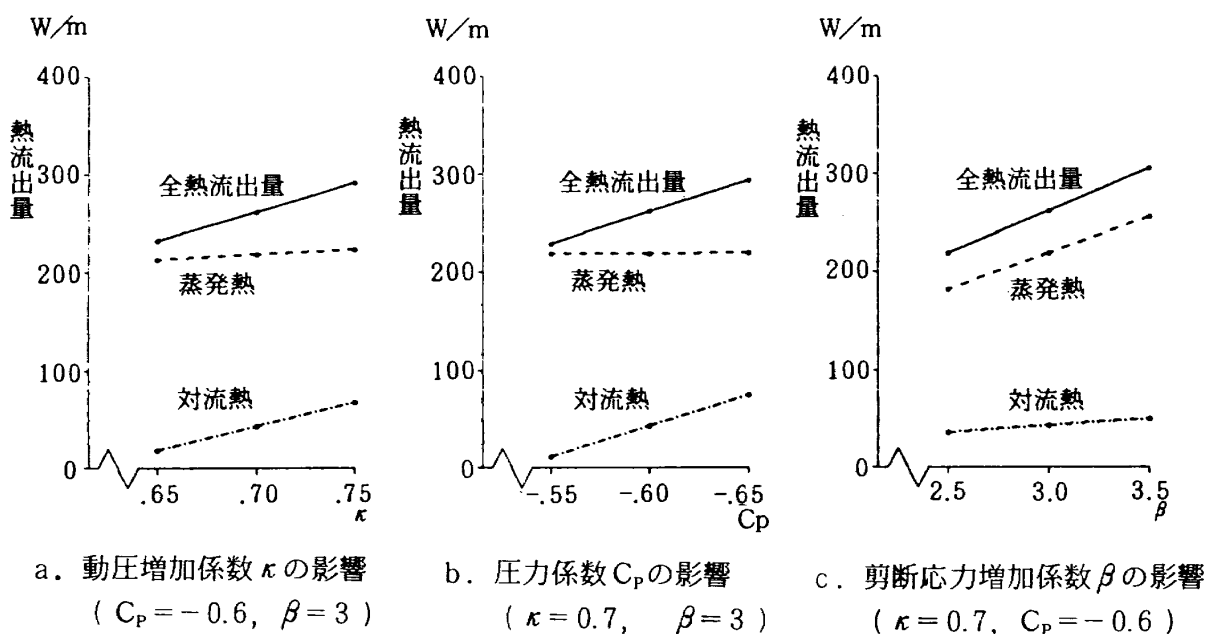


図9 熱流出量に対するパラメータの影響 (気温 $1 \text{ }^\circ\text{C}$, 露点温度 $-1 \text{ }^\circ\text{C}$)

プロペラ後流を被る場合。⑤ $U = 40 \text{ m/s}$, パワ 100%

$\kappa = 0.7$, 剪断応力増加係数を $\beta = 3$ に固定して, 気温と露点温度の変化に伴う全熱流出量の変化を 9(1)項に示した代表的な5つの状態①~⑤について計算した。横軸に気温, 縦軸に露点温度をとった平面の中に全熱流出量が一定値をとるコンター・ラインを表示させる方法によって, 計算結果を図10 aから図10 eに示した。どの図でもコンター・ラインはほぼ同一の傾きを示す。熱流出量が0になるコンター・ラインの位置とコンター・ライン相互の間隔は図毎に異なっている。

図10 aのようにコンター・ラインの間隔が広い場合には気温 and/or 露点温度が若干変化しても熱流出量に顕著な変化が生じることはない。これにたいして図10 c及び図10 eのようにコンター・ラインの間隔が狭い場合には気温 and/or 露点温度が変化すると熱流出量に顕著な増加を生じることが分かる。

図10 aと図10 bはともに走行速度 $U = 15\text{m/s}$ で地上走行をしている状態である。プロペラ後流を被ると熱流出量が等しいコンター・ラインは右上に移動し, コンター・ラインの間隔が狭くなる。即ちプロペラ後流を被る場合の方が凍結の起こる可能性が増す。

図10 bと図10 cはともに走行速度 $U = 15\text{m/s}$ でプロペラ後流を被る場合である。図10 cではプロペラ駆動のパワが離陸出力状態に引き上げられてプロペラ後流の速度が増加している。この場合にはコンター・ラインはさらに右上に移動し間隔が狭まる。即ちプロペラ駆動パワが増すと凍結の起こる可能性が増す。

図10 bと図10 dは共にプロペラ後流を被らない場合である。走行速度が高い図10 dの方がコンター・ラインは右上に移動し間隔が狭くなる。即ち走行速度が高い場合の方が凍結の起こる可能性が増す。共にプロペラ後流を被っている図10 cと図10 eを比較する場合にも走行速度が高い方がコンター・ラインは右上に移動し間隔が狭くなって凍結の起こる可能性が増している。

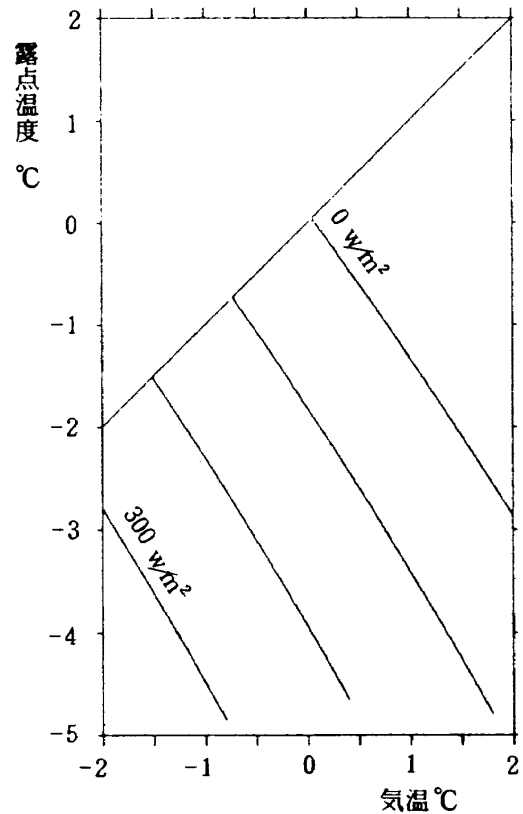


図10 a. 地上走行状態 $U = 15\text{m/s}$
(プロペラ後流を被っていない場合)

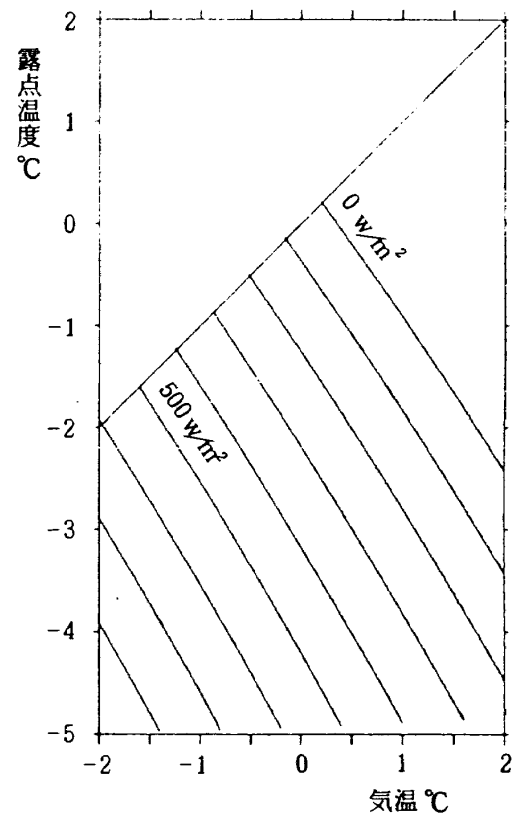


図10 b. 地上走行状態
 $U = 15\text{m/s}$, パワ20%
(プロペラ後流を被っている場合)

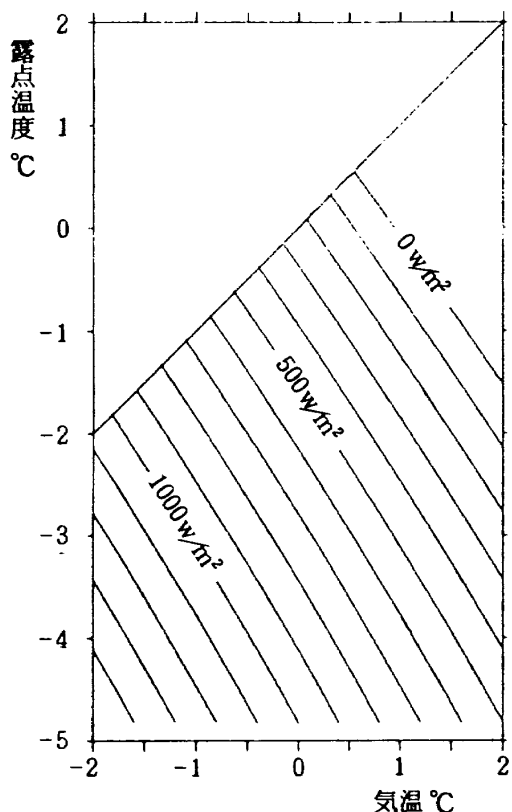


図10 c. 離陸滑走初期
 $U=15\text{m/s}$, パワ 100%
 (プロペラ後流を被っている場合)

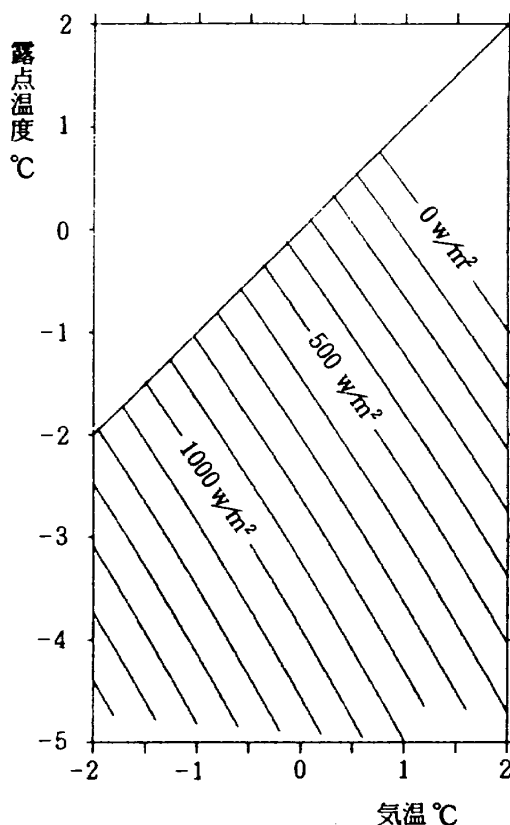


図10 e. 離陸滑走後期
 $U=40\text{m/s}$, パワ 100%
 (プロペラ後流を被っている場合)

図10 熱流出量のコンター図
 (気圧 101.3 kPa, $\kappa = 0.7$,
 $C_p = -0.6$, $\beta = 3$)

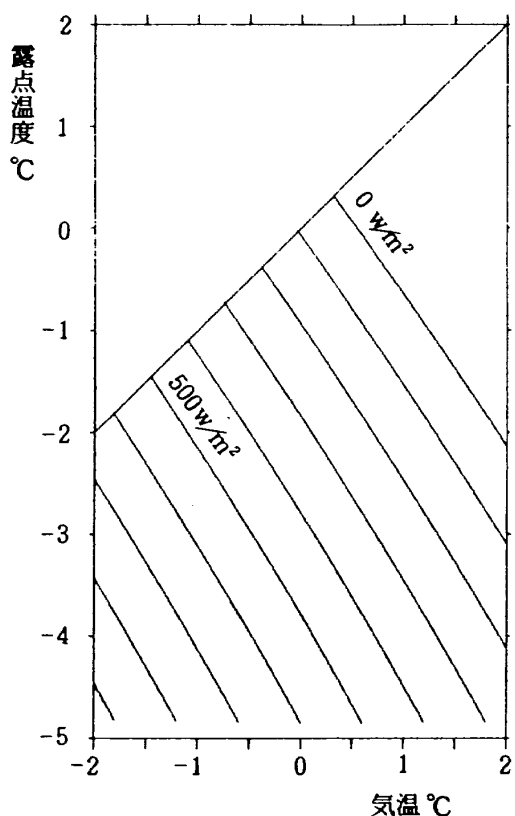


図10 d. 離陸滑走後期 $U=40\text{m/s}$
 (プロペラ後流を被っていない場合)

10. 凍結発生の可能性についての検討

(1) 凍結の進行についての概略の推算

図10 aから図10 eに取り上げた代表的な運用状態で、熱流量は幅広く変化することが知られた。我が国で冬季にまま有りうる、気温が1~0℃で露点温度が気温よりも数度低い気象条件では地上走行状態でも凍結が進行するに足る熱流出量があることが計算された。地上走行に引き続いて離陸滑走が行われるとき、より速やかな凍結の進行を可能とする熱流出量が求められた。

例えば気温が0.5℃で露点温度が-1.5℃の場合には、プロペラ後流中では熱流量は
 ○走行速度15m/s, パワ20%で(地上走行速度相当)で144.8 W/m²,

○走行速度15m/s, パワ 100% (離陸滑走の初期相当) で 368.5 W/m^2 ,

○走行速度40m/s, パワ 100% (離陸滑走の後期相当) では 479.0 W/m^2

という大きな値となり, かなり急速にスラッシュの凍結が進行する可能性を示している。この値を使って凍結の進みかたを推算してみる。エンジン・スタートから離陸開始までを5分, 離陸開始から V_R までの加速時間を25秒とすると全熱流量は 54 kJ/m^2 となる。一方, 仮にスラッシュ中の雪・氷が厚さ0.15mm程度の水膜で覆われている(積雪量10mm, 密度 0.1 g/cm^3 , 含水率15%)とすれば, この水膜を凍結させ, 翼面に固着させるのに要する熱量は 50 kJ/m^2 であり, V_R に達する前に凍結が完了する計算になる。

少し話がうまく出来過ぎている感じはするけれども, これまでに想定したパラメータの組み合わせで, さほどの無理もなく地上走行と離陸滑走の間にスラッシュの凍結が生じうる見込みが見えてきた。この問題について最大の関心事は飛行安全を損なうおそれのある要因を推定することであるから, 解析を進めてきた過程で理解されたことを整理して「凍結の発生条件」と「凍結を促進する事項」としてまとめておく。

(2) 凍結の発生条件

- 気温 $2 \text{ }^\circ\text{C}$ 以上では凍結が起こる可能性は少ない。
- 気温 $1 \text{ }^\circ\text{C}$ 付近では凍結の可能性が無いとは言いきれない。湿度が低い場合, 放射冷却がある場合などでは凍結の可能性が増加する。
- 気温 $0 \text{ }^\circ\text{C}$ 付近ないしそれ以下では凍結の可能性がありうる。露点温度が $-3 \text{ }^\circ\text{C}$ 以下では凍結が速やかに進む。
- この場合, タクシング状態で凍結が徐々に進行し, 離陸滑走の間に急激に進行して最終的に昇降舵の機能を損なうに足る程度まで凍結が進むことも考えられる。

(3) 凍結を促進する事項

解析の結果をまとめ, 凍結を促進する事項を列挙する。

- 自明なことながら気温が低いこと。対流熱の流出による凍結が進む。
- 露点温度が低いこと。スラッシュから水蒸気の

蒸発が盛んになり, 蒸発熱の流出による凍結が進む。

- 気流速度が大きいこと。この場合剪断応力の増加を介して蒸発熱の流出は増加し, 気流温度が $0 \text{ }^\circ\text{C}$ 以下の場合には対流熱の流出も増加するので凍結が進む。
- 圧力係数が負でその絶対値が大きい, 即ち昇降舵ヒンジ部付近などに強い負圧部があること。気流速度が増加するばかりでなく, 気流温度が低下するので凍結が進む。
- スラッシュがあるために水平尾翼の表面荒さが荒くなっていること。境界層が単に乱流化するばかりでなく, 微細な剥離構造が発達するものと推察され, 物質混合による熱流量の大幅な増加が生じる。このとき β が大きな値となり蒸発熱の流出は増加し, 気流温度が $0 \text{ }^\circ\text{C}$ 以下の場合には対流熱の流出も増加するので凍結が進む。

なお, YS-11機の水平安定板下面後縁にあるボルテックス・ジェネレータは乱流を積極的に作り出すので, 熱流出を増大させるものと考えられる。

- プロペラ後流の影響は複雑である。即ち, プロペラ後流の中では気流温度が若干上昇する。従って気温が高目で負圧が小さい場合には気流温度が $0 \text{ }^\circ\text{C}$ 以上になり, 対流熱によってスラッシュの融解が進むことがある。しかし, 一般には気流速度を増加させるので, 前述 c. の効果により凍結を進める場合が多い。

なお, この解析の対象には取り上げなかったけれども, 放射冷却により凍結が進む可能性もある。

11. あとがき

1988年1月10日, YS-11型機 JA8662 が美保飛行場滑走路25から離陸滑走中に過走帯の末端からオーバーランし, 約50m沖合の中海に突入するという事故が発生した。この事故の際に水平安定板・昇降舵まわりに付着していたスラッシュ(雪と水の混合物)が離陸滑走中に凍結, 氷着した可能性が考えられるとされている。

水平尾翼まわりの凍結について機体表面にスラッシュが付着し凍結を起こす可能性について, 簡単な

数学モデルを考案し、凍結の進行に対する気温、露点温度、走行速度、昇降舵ヒンジ部付近の気流の負圧、プロペラ後流、水平尾翼表面に付着したスラッシュによる凹凸の寄与を定量的に評価するとともに、凍結発生の可能性を検討した。

検討の結果によれば、我が国で冬季にまま有りうる、気温が1～0℃で露点温度が気温よりも数度低い気象条件では地上走行と離陸滑走の間にスラッシュの凍結が生じうる見込みが得られた。また、解析を進めてきた過程で理解されたことを整理して「凍結の発生条件」と「凍結を促進する事項」をまとめることができた。これらは、同種の状況における航空事故の再発防止にあたり参考になるものとする。

参 考 文 献

- 文献 1. 東京天文台編「理科年表1988年」丸善
- 文献 2. Eckert, E. R. G., translated by Gross, J. F., "Introduction to Heat and Mass Transfer," McGraw-Hill, 1963
- 文献 3. JANE'S ALL THE WORLD'S AIRCRAFT, 1967～68
- 文献 4. Schlichting, H., translated by Kestin, J., "Boundary-Layer Theory" 7th ed. McGraw-Hill, 1979
- 文献 5. 日本航空宇宙学会編「航空宇宙工学便覧」丸善 1983年
- 文献 6. 航空事故調査報告書 63-9B 「東亜国内航空株式会社所属 JA8662 航空事故調査委員会 1988年10月28日
- 文献 7. Glauert, H., "Airplane Propellers," Ed. by Durand, W., Aerodynamic Theory Div. L, Vol. IV, Dover, New York, 1963
- 文献 8. Perkins, C. D., & Hage, R. E. "Airplane Performance Stability and Control," John Wiley & Sons, New York, 1956
- 文献 9. 山名正夫, 中口博「飛行機設計論」養賢堂 1985年
- 文献 10. 谷 一郎「流れ学」第3版 1977年 岩波書店
- 文献 11. Abbott, I. H., & Doenhoff, A. E. von, "Theory of Wing Section", Dover, 1959
- 文献 12. 鈴木誠三「舵面のある翼の風洞試験データ」未刊行資料

航空宇宙技術研究所報告1026号

平成元年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12

Printed in Japan