

航空事故調査報告書
東亜国内航空株式会社所属
日本航空機製造式YS-11型JA8662
美保飛行場
昭和63年1月10日

昭和63年10月12日
航空事故調査委員会議決
委員長 武田 峻
委員 薄木 正明
委員 西村 淳
委員 東 昭
委員 竹内 和之

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

東亜国内航空株式会社所属日本航空機製造式YS-11型JA8662は、昭和63年1月10日、同社670便として大阪国際空港に向け、美保飛行場の滑走路25から離陸滑走中、09時36分ごろ、過走帯の末端からオーバーランし、約50メートル沖合の^{なかのうみ}中海に突入して停止した。

同機には、乗客48名及び乗組員4名、計52名が搭乗していたが、乗客8名が軽傷を負った。

同機は、中破したが、火災は発生しなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 事故の通知及び調査組織

1.2.1.1 航空事故調査委員会は、昭和63年1月10日、運輸大臣から事故発生の通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官及び調査官4名を指名した。

622001

1.2.1.2 当該事故に関し専門の事項の調査のため、次の5名の専門委員が任命された。

(1) 操縦室用音声記録装置の音響分析

早稲田大学理工学研究所音響工学研究室研究員 山崎芳男

(2) 翼面着氷に関する調査研究

科学技術庁航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ
第九研究グループ・リーダー 高沢金吾

(3) 飛行性能の解析

東京都立科学技術大学教授 古茂田真幸
科学技術庁航空宇宙技術研究所飛行実験部主任研究官 小野孝次

(4) 気象関連事項の検討

防衛大学校教授 中山章

1.2.2 調査の実施時期

昭和63年 1月10日～ 1月14日	現場調査
昭和63年 1月14日～ 8月13日	飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置の記録の解読
昭和63年 2月 3日～ 2月 5日	プロペラ分解調査
昭和63年 2月 9日	操縦系統の調査(同型式機による。)
昭和63年 2月15日～ 2月19日	ブレーキ等装備品の分解調査
昭和63年 2月24日～ 2月26日	事故機による着氷試験
昭和63年 3月 2日～ 3月 3日	同型式機による飛行実験(秋田空港)
昭和63年 5月12日～ 5月17日	凍結の模擬風洞試験

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 8 6 6 2 は、昭和 6 3 年 1 月 1 0 日、同社 6 7 1 便（大阪～米子）として事故当時と同じ運航乗務員により運航され、0 7 時 5 5 分機長の操縦により大阪国際空港（以下「大阪空港」という。）を離陸した。

同機は、巡航高度 1 2 , 0 0 0 フィートで飛行して、0 8 時 2 9 分ごろ美保進入管制所と連絡を取り、0 8 時 3 2 分ごろ米子 V O R / D M E の東 3 0 マイルの高度 1 0 , 0 0 0 フィートから降下を開始したが、そのときの雲頂は 8 , 0 0 0 フィートないし 9 , 0 0 0 フィートであった。同機は 0 8 時 4 5 分ごろ G C A の最終進入経路上を飛行中、降雪による視程不良のため着陸最低気象条件未満となったので、着陸復行を行って上昇し、0 8 時 4 9 分ごろ米子 V O R / D M E の南の待機経路において、高度 4 , 0 0 0 フィートでホールディングに入った。

その後、視程が着陸最低気象条件を上回り、美保進入管制所から着陸進入の許可を受け、0 8 時 5 6 分ごろ再度美保 G C A による進入を開始して、0 9 時 0 5 分美保飛行場の滑走路 2 5 に着陸した。

その後の事故に至るまでの経過は、管制交信記録及び操縦室用音声記録装置（別添「C V R 記録」参照）並びに運航乗務員等の口述によれば、おおむね次のとおりであった。

同機は 0 9 時 1 2 分駐機場場に駐機し、引き続き同社 6 7 0 便（米子～大阪）として飛行準備のための点検等が行われた。その際、同機の点検を実施した確認整備士によれば、同機には異常はなく、機長に対して「外部点検異常なし。」との報告を行ったとのことであった。運航乗務員による飛行前点検は、機長が外部点検を、副操縦士が内部点検を行った。機長による外部点検は、0 9 時 2 0 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。

同機は、機長による乗組員に対する所要のブリーフィング終了後、帰路の操縦は副操縦士が右席で実施することとして、機長が左席に、副操縦士が右席に位置し、0 9 時 3 0 分ごろエンジン・スタートして、0 9 時 3 2 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 2 5 へ地上走行を開始した。

同機は、離陸許可を受けた後滑走路 2 5 に進入し、その間の 0 9 時 3 4 分 2 6 秒機長の「ガスト・ロック・オフ」、次いで 0 9 時 3 4 分 3 1 秒副操縦士の「チェック・アンド・フリー」という発声があり、その約 3 秒後に機長の「ユー・ハブ・コントロール

622003

ール」、次いで副操縦士の「ラジャー」という発声があって、この時点で操縦が機長から副操縦士に引き継がれた。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。

事故発生地点は、滑走路07側過走帯の末端から約50メートル沖合の中海（滑走路延長線上の左側、水深約3メートル）で、事故発生時刻は、09時36分ごろであった(図2-1参照)。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

乗客8名が軽傷を負った。

2.3 航空機(部品を含む。)の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

中 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

機首部レドーム	離脱
前脚	破損及び変形
前脚ドア	離脱
左右主脚ドア	破損及び変形
左右内側フラップ	座屈及び変形
左右エンジン・ナセル前面下部	〃
左主翼	
ウイング・フィレット	破損及び変形
前縁	〃
下面	〃

622004

胴体下部
左右プロペラの全ブレード

変形及び擦過傷
後方に湾曲

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報
なし

2.5 乗組員に関する情報

2.5.1 機長 男性 36歳
定期運送用操縦士技能証明書 第3101号 昭和62年3月26日
第一種航空身体検査証明書 第13010468号
有効期限 昭和63年4月23日
YS-11型機機長発令 昭和62年7月23日
総飛行時間 8,021時間43分
同型式機による飛行時間 4,384時間22分
最近30日間の飛行時間 55時間37分

2.5.2 副操縦士 男性 37歳
定期運送用操縦士技能証明書 第3203号 昭和62年12月22日
第一種航空身体検査証明書 第13600037号
有効期限 昭和63年7月10日
YS-11型機副操縦士発令 昭和49年5月21日
総飛行時間 7,604時間00分
同型式機による飛行時間 3,106時間00分
最近30日間の飛行時間 51時間01分
同型式機による右席での離着陸経験 (昭和62年8月～同年12月) 78回

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 日本航空機製造式YS-11型
製造年月日 昭和41年5月9日
製造番号 2022
耐空証明書 第東47-254号

622005

有効期間	整備規程(東亜国内航空株式会社)の適用を受けている期間
総飛行時間	47,209時間09分
定時点検(No.11C点検、昭和62年8月1日実施)後の飛行時間	764時間38分

2.6.2 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は約48,000ポンド、重心位置は25.7パーセントMACと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量51,190ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲20.4~36.0パーセントMAC)内にあったものと認められる。

なお、機長は上記の機体重量、気象条件及び滑走路面の状況等から、同社運用規定(運航規程の付属書)の離陸性能表に基づき、当該離陸をウェット・パワー、フラップ15度で、速度を V_1 89ノット、 V_R 95ノット、 V_2 98ノットとした。

2.6.3 燃料及び潤滑油等

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はエアロシエル750、油圧作動油はMIL-H-5606、水・メタノールはAPE-1-W/M(Rolls-Royce Spec.)で、すべて規格品であった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 天気概況

大阪航空測候所による事故当日の天気概況は、次のとおりであった。

1月10日03時00分現在、1,040ミリバールの高気圧が中国北部に、また、945ミリバールの低気圧がカムチャツカ付近にあって、日本列島は気圧傾度の急な西高東低の気圧配置(典型的な冬型)に覆われ、日本海沿岸各地に降雪が観測されていた。

同日09時00分(0000Z)の地上天気図は、図2-2のとおりである。

2.7.2 気象観測値

美保飛行場における当該事故関連時間帯の気象観測値は、次のとおりであった。

622006

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

2.7.3 着陸進入時における気象

当日の断熱線図は図2-3のとおりである。これによると、同機が降下中の08時32分ごろの高度10,000フィートにおける気温は約-20度C、露点温度は約-25度Cであり、その後08時46分ごろ着陸復行した時点での高度400フィート付近における気温は約-1度C、露点温度は約-3度Cであったと推定される。また、着陸復行後の同機は高度4,000フィートに上昇して、08時49分ごろから08時56分ごろまで空中待機をしたが、この時点の高度4,000フィート付近における気温は約-8度C、露点温度は約-9度Cであったと推定される。その後、09時05分に着陸した時点での地上における気温は1度C、露点温度は-1度Cであった。

622007

2.7.4 大阪空港出発前の気象ブリーフィングについて

同機の運航乗務員に対する気象ブリーフィングは、当日大阪空港出発前の06時40分から06時45分の間に671便(大阪～米子)及び670便(米子～大阪)について一括して実施された。

当該気象ブリーフィングには、次の資料が使用された。

- 9日2100(I) 上層天気図(300、500、700ミリバール)
- 10日0000(I) 悪天予想図
- 10日0300(I) 地上天気図
- 10日0600(I) レーダー合成天気図
- 10日0600(I) 空港実況気象通報
- NOTAM、他

同機は07時55分に大阪空港を離陸し、巡航高度12,000フィートで東山、津野を經由して、09時05分に美保飛行場に着陸したが、その後、機長が米子空港の同社運航担当者に行った飛行後の気象ブリーフィングの内容は、次のとおりであった。

“津野以西でライト・タービュランス、アプローチ中の4,000フィートから3,000フィートの間でライトからモデレート程度のアイシングあり。滑走路状況は、A及びB地区はウェット・グッド、C地区はスラッシュが残っているがブレーキング・アクションはグッド。”

機長は、運航担当者に上記の飛行後の気象ブリーフィングを行った後、同担当者から出発前の気象ブリーフィングを受けたが、この気象ブリーフィングに使用された資料は、次のとおりであった。

- 10日0900(I) 空港実況気象通報
- 10日0905(I) 米子空港特別観測実況気象通報
- 10日0855(I) 米子空港雪氷状況

2.8 航空保安施設に関する情報

美保飛行場滑走路25/07には、滑走路灯及び滑走路末端灯があり、事故当時は正常に運用されていた。

2.9 通信に関する情報

同機は美保飛行場管制所と交信しているが、これらの交信は正常に行われていた。

622008

2.10 飛行場及び地上施設に関する情報

2.10.1 滑走路

美保飛行場の滑走路 25/07は、長さ1,500メートル、幅45メートルで、25側末端から07側末端にかけては0.2～0.3パーセントの下り勾配となっており、滑走路の両末端には長さ60メートルの過走帯がある。中海側（07側）の末端には防潮堤はない。また、滑走路の全長にわたって中央部分の幅30メートルには深さ6ミリメートル、幅6ミリメートルのグルーピングが施されている。

2.10.2 当時の滑走路面の積雪状況

美保空港事務所より入手した事故当日08時00分の雪氷状況調書によれば、滑走路の雪氷状況は次のとおりであった。

	A地区 (滑走路07側地区)	B地区 (滑走路中央地区)	C地区 (滑走路25側地区)
雪氷状況	積雪なし	積雪なし	スラッシュ1ミリメートル（測定器によるブレーキング・アクションGOOD）

なお、スラッシュとは水分を含んでいる雪で、踏み付けたり蹴ったりするとハネが上がる状態の雪である。

美保飛行場における航空気象観測によれば、1月4日から8日までの間は降雪がなく、翌9日は一時的な降雪はあったが積雪状態とはならなかった。

事故当日の降雪は、次のとおりであった。

00時～03時 1センチメートル

03時～09時 1センチメートル

09時～15時 2センチメートル

15時～21時 1センチメートル

21時～24時 0.5センチメートル未満

事故機の運航乗務員によれば、671便として09時05分滑走路25に着陸した時点では滑走路面は全体に濡れており、中央から25側にかけてスラッシュがあったが、引き返す途中の同地域でのブレーキ効果は正常であった。また、670便

622009

として離陸滑走当時の滑走路状況は、滑走路中央付近から07側にかけて雪若しくはスラッシュで白くなっていたとのことである。

なお、地上の目撃者によれば、事故後同滑走路の07側過走帯付近にはスラッシュがあったとのことである。

2.1.1 飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報

同機には、米国サンドストランド・データ・コントロール社製FA-542型飛行記録装置(以下「FDR」という。)及び同社製AV-557A型操縦室用音声記録装置(以下「CVR」という。)が搭載されていた。

FDRは損傷がなく、記録用金属箔には当該飛行の気圧高度、指示対気速度、機首方位(磁方位)、垂直加速度、経過時間及びラジオ送信時におけるキーイングの6つのパラメタが打点記録されていた。記録を読み取り、FDR試験装置を用いて校正した結果を図2-4に示した。

CVRは損傷がなく、同装置には当該飛行の09時24分15秒から09時35分39秒までの11分24秒間の操縦室内における音声録音されていた(別添「CVR記録」参照)。

2.1.2 人の生存、死亡又は負傷に関係のある捜索、救難及び避難等に関する情報

2.12.1 捜索、救難活動の概要

美保空港事務所は、事故発生(09時36分ごろ)の直後、美保飛行場管制所から緊急電話により東亜国内航空670便の事故発生の通報を受け、直ちに職員を非常招集するとともに、下記の機関に対し事故発生の通報及び救難支援の要請を行った。

鳥取県警察本部(境港警察署、米子警察署)

鳥取県西部広域行政管理組合消防本部

第八管区海上保安本部美保航空基地

鳥取県済生会境港総合病院

航空自衛隊輸送航空団は、事故発生直後、美保飛行場管制所から通報を受け、「美保飛行場における運航及び施設の管理に関する協定」に基づき、航空救難を発令して救難活動を開始した。

乗客及び乗組員は大型救命ボート等により救助され、救難活動は事故発生から1時間15分で終結した。

2.12.2 各機関の救難活動

622010

- (1) 美保空港事務所は、事故発生直後職員16名全員を非常招集し、下記の人員及び資機材による救難活動を行った。
- 人員 28名（美保空港消防救難隊、除雪請負業者、照明維持工事業者の12名を含む。）
- 資機材 車両×5（関係業者の車両2両を含む。）
- (2) 航空自衛隊輸送航空団は、事故発生直後災害派遣を発令し、下記の人員及び資機材による救難活動を行った。
- 人員 170名
- 資機材 車両×27、大型救命ボート×6
- (3) 第八管区海上保安本部境海上保安部は事故発生直後、美保空港事務所の要請を受け、下記の人員及び資機材により緊急警戒態勢に入った。
- 人員及び資機材 巡視船「おき」（34名）、巡視艇「みほぎく」（5名）、巡視艇「やえざくら」（5名）、陸上要員10名
- (4) 第八管区海上保安本部美保航空基地は、事故発生直後美保空港事務所の要請を受け、下記の人員及び資機材による救難活動を行った。
- 人員 15名
- 資機材 救命ボート×2、車両×3、ヘリコプタ×1
- (5) 鳥取県西部広域行政管理組合消防本部は、事故発生直後美保空港事務所から通報を受け、下記の人員及び資機材による救難活動を行った。
- 人員 40名
- 資機材 消防車両×3、救急車両×3、その他の車両×6
- (6) 鳥取県警察本部（境港警察署、米子警察署）は、事故発生直後美保空港事務所から通報を受け、下記の人員及び資機材により事故現場の警備を実施するとともに、生存者の確認を行った。
- 人員 166名
- 資機材 車両×10
- (7) 鳥取県済生会境港総合病院は、事故発生直後美保空港事務所から通報を受け、救急態勢に入った。
- (8) 東亜国内航空株式会社は、中海からの機体引上げ及び燃料抜取りのため、下記の資機材を準備した。
- 資機材 大型クレーン車（50トン）×2、小型クレーン車×1、タンクローリ車×1

622011

2.13 事実を認定するための試験及び研究

2.13.1 航空機各部の系統に関する調査

2.13.1.1 エンジン及びプロペラ制御系統

(1) エンジン及びプロペラ制御系統の概要

YS-11型機では、エンジン及びプロペラは、ギア・ボックスを介して直結されている。

エンジン及びプロペラ系統の制御は、スロットル・レバーのみで行われ、エンジン回転数11,000～15,000rpmの間（スロットル・レバー位置としては、全閉位置より約35パーセント開いた位置と全開位置との間）では、スロットル・レバー位置に対応してエンジン回転数が定まるようにプロペラ・ピッチ角を自動的に制御する定速回転制御となっている。

なお、プロペラ・ピッチ角制御に関してはハイ・ストップ（クルーズ・ピッチ・ストップ：プロペラ・ピッチ角27.5度の位置）及びロー・ストップ（フライト・ファイン・ピッチ・ストップ：プロペラ・ピッチ角14度の位置）と称するストップがあり、飛行中にプロペラ・ピッチが異常に低下することを防ぐ等の危険防止機能を備えている。

(2) 事故機の状況

機体揚収後、操縦室内のエンジン及びプロペラ制御等の各レバー位置について調査した結果は、次のとおりであった。

スロットル・レバー	MIN
ロー・ストップ・レバー	GROUND
H.P.Cock レバー	FEATHER
フリクション・ロック・レバー	OFF
ガスト・ロック・レバー	UNLOCK
エマージェンシィ・ブレーキ・ハンドル	OFF

また、事故機の海水突入時のエンジン及びプロペラがどのような状態であったかを知るため、プロペラを機体から取り外し分解調査を行った結果は、次のとおりであった。

- (ア) 両プロペラとも、全ブレード（8枚）に異常変形が認められ、また、ピッチ・チェンジ・リンク機構にも破損、変形等を生じていることから、これらは、回転中のプロペラ・ブレードが海水に突入したことにより過大な力を受けたため発生したものと認められる。

622012

- (イ) ブレードは、海水から受けた力により後面側に曲げられ、かつ、ピッチ下げ側にねじられていた。
- (ウ) リンクの切損及び変形状態は、全ブレードともグランド・ファイン・ピッチを越えて更に異常な負の角度となるような方向へ過大なピッチ下げモーメントを受けたことを示していた。
- (エ) フライト・ファイン・ピッチ・ストップ機構に損傷等の異常は認められないこと及びピストンの位置からみて、両プロペラ・ピッチ角は、海水突入時14度以下であったものと推定される。
- (オ) 両プロペラのコレット・スリーブには、プロペラのピッチ角がフライト・ファイン・ピッチ・ストップ(14度)より小さく、かつ、グランド・ファイン・ピッチ・ストップ(0度)より大きい状態での打痕は認められなかった。
- (カ) 両プロペラのピストンのスターティング・ストップのストッパ面(グランド・ファイン・ピッチ時、シリンダ・カバーが当たる面)及びシリンダ・カバーのストッパ面(グランド・ファイン・ピッチ時、スターティング・ストップの当たる面)にへこみが認められたことから、ブレードが海水から受けたピッチ下げモーメントの力をピストン底つき状態での一様な平面で受け止めていたものと考えられる。したがって、海水突入時、両プロペラのピッチ角はグランド・ファイン・ピッチ(0度)の状態にあったものと推定される。
- (キ) なお、両プロペラのH.P.Cock レバーが“FEATHER”位置にあったことについては、同機が海水に突入後、左ランディング・ギア・ベイの火災警報のランプが点灯したため両プロペラのH.P.Cock レバーをフェザー位置にしたとの機長の口述から、これは着水後操作されたものと認められる。

2.13.1.2 水平尾翼及び昇降舵操縦系統

(1) 構成・機能

YS-11型機の水平尾翼は、後退角のないテーパ矩形翼である。

昇降舵(弦長比0.27)は空力的ヒンジ・モーメント・バランス機能をもつインターナル・シール型式のものであり、バランス・タブ(タブ比0.45)及びトリム・タブを備えている。

水平安定板後縁は、昇降舵との隙間を小さくするために内側に曲げられており、また、後縁下面には、ほぼ全幅にわたりボルテックス・ジェネレータが取り付けられており、いずれもヒンジ・モーメント特性を改善する働きをしている。

昇降舵操縦系統は、操縦桿、操縦索、ロッド・リンク機構等から構成されて

おり、操舵力特性改善のためのダウン・スプリングを備えている。

(2) 事故機の状況

事故機の水平尾翼、昇降舵及び同操縦系統について事故後に調査を行ったが、異常は認められず、昇降舵(タブを含む。)の作動も正常であった。

なお、昇降舵トリム・タブ・ホイールの指示値は「アップ1.5度」であった。

2.13.1.3 ブレーキ系統

(1) 構成・機能

ブレーキは主脚だけに装備され、ブレーキ系統はノーマル・ブレーキ、エマージェンシィ・ブレーキ及びアンチスキッド・システムからなり、油圧により制御される。

(ア) ノーマル・ブレーキ・システムは、機長及び副操縦士がブレーキ・ペダルを踏むと、ケーブルを介してパワー・ブレーキ・バルブが作動し、最高1,200 p s iの油圧がブレーキ・ディスクにかかるようになっている。

片脚に2個あるブレーキ・アセンブリ及びブレーキ・ホースは、1個が破損しても他方のブレーキが作動するように、ロック・アウト・シリンダを介して各ブレーキに油圧が伝わるようになっている。

(イ) エマージェンシィ・ブレーキ・システムは、ノーマル・ブレーキ・システムが不作動のとき又は緊急用のブレーキとして、操縦室内センター・ペDESTAL左側にあるエマージェンシィ・ブレーキ・ハンドルを引くことにより、ケーブルを介してエマージェンシィ・ブレーキ・バルブが作動し、最高2,300 p s iの油圧がブレーキ・ディスクにかかるようになっている。

(ウ) アンチスキッド・システムは、ノーマル・ブレーキ・システムで制動しているときスキッド状態(ブレーキの効き過ぎによりタイヤがスリップする現象)が起き始め、車輪の回転速度が急激に減少すると作動する。この現象をホイール・ハブにあるディテクタにより感知し、電気信号でアンチスキッド・バルブを制御してブレーキ圧を抜き、スキッド状態の継続を防止する。

ディテクタは車輪と共に回転している慣性スイッチであり、車輪の回転速度の時間に対する変化率が 45 rad/s^2 で作動するように設計されている。

(2) 事故機の状況

(ア) ブレーキ系統について、事故後に外観調査を行った結果は次のとおりであった。

(a) アンチスキッド・スイッチは“ON”の状態であった。

622014

- (b) 前脚はドラッグ・ストラットが破損して後屈し、前脚室後方に位置する電気室にトルク・リンクが突き刺さった状態となっていた。
- (c) 主脚は、機体揚収時のワイヤ・ロープによるものと認められるブレーキ・ホース及びアンチスキッド・シグナル用電気配線の損傷を除き、異常は認められなかった。
- (d) ブレーキ・コントロール・ケーブルについて、拘束、破損、破断等の異常は認められなかった。
- (イ) ブレーキシステムの機能部品については、機体が海水に浸り漏電の危険があるため電源を入れることができず、機体に取り付けられた状態でのシステムの機能試験を実施できなかった。このため、機体から取り外し、単体での機能試験を実施した結果は、次のとおりであった。
- (a) ノーマル・ブレーキ系統
- ブレーキ系統上流からアンチスキッド・モジュレータ(1個)、ノーマル・ブレーキ・バルブ(2個)、アンチスキッド・バルブ(2個)、ロック・アウト・シリンダ(4個)、シャトル・バルブ(4個)及びブレーキ・ユニット(4個)までの各構成品についての機能試験の結果、異常は認められなかった。
- (b) エマージェンシィ・ブレーキ系統
- エマージェンシィ・ブレーキ系統として独立しているのは、エマージェンシィ・ブレーキ・バルブ(1個)からシャトル・バルブの切替え部までの系統であり、あとはノーマル・ブレーキ系統と共通であるが、各構成品について機能試験を行った結果、異常は認められなかった。
- (c) アンチスキッド系統
- ノーマル・ブレーキ油圧系統にアンチスキッド・モジュレータとアンチスキッド・バルブがあり、ブレーキ圧を制御している。電気系統にはアンチスキッド・コントロール・ボックス(1個)とアンチスキッド・ディテクタ(4個)があり、ブレーキの“ON”、“OFF”を感知して制御している。
- 油圧系統、電気系統を含めた機能部品について機能試験を実施した結果、異常は認められなかった。
- (d) ホイール・アセンブリ及びタイヤ
- ホイール・アセンブリ及びアクスル・ベアリングには、海水の影響で錆びが発生していたが、その他の異常は認められなかった。
- 左右4本のタイヤについて調査した結果、タイヤ圧には異常は認められず、

622015

各タイヤの接地面（トレッド）には異常摩耗痕、滑り跡及びトレッド・リバージョン（ハイドロ・プレーニングが生じたときやアイスバーン上を滑った場合に発生することもある接地面のゴムの加硫もどり）等は全く認められず、少なくともタイヤ面からは、当時、異常な滑り等が発生した形跡は認められなかった。

2.13.1.4 防氷系統

YS-11型機の翼面防氷装置には、ヒーター・タイプとブーツ・タイプがあり、当該機はヒーター・タイプである。

ヒーター・タイプは、左主翼、右主翼及び尾翼用に各1個計3個のコンパッション・ヒーターが装備され、ヒーターによって作られた高温空気により前縁部を加熱して防氷する。空気取入口から吸入された空気はヒーター内で熱せられ、前縁の二重外板部を通り、外部に放出される。

事故機の翼面防氷スイッチは“OFF”の状態であった。

なお、地上滑走等の低速時（速度70ノット程度以下）では、空気取り入れ流量が不足して、ヒーターの過熱により翼前縁を損傷させる恐れがあるので、地上走行及び離陸滑走時には、通常翼面防氷スイッチを“OFF”としている。

2.13.2 出発前（ランプ）における除雪及び凍結防止の作業に関する調査

YS-11型機の除雪及び凍結防止に関して、東亜国内航空(株)は昭和46年に同社の前身である日本国内航空(株)の規定及び当時の日本航空(株)の規定等を参考に整備規程の付属書の一つとして「メンテナンス・マニュアル18-20-1：航空機の防除雪・防除氷・防除霜」を発行している。また、東亜国内航空(株)は米国連邦航空局(FAA)が昭和58年に発行した離陸前の防除氷作業に関するアドバイザリ・サーキュラACNo.20-117を参考にして、昭和59～60年の間に、フライト・コントロール・システムの防除氷に関する整備規程付属書「メンテナンス・マニュアル18-20-13」を追加発行するとともに、前記「メンテナンス・マニュアル18-20-1」の改定を行った。

これらの規程類は、離陸前の機体を防除雪氷作業によってクリーンな状態にするということを主眼にして、防除雪氷作業の内容を規定したものである。

雪及び氷の付着を未然に防止するために、スプレーによりあらかじめ主翼、尾翼、動翼及び胴体の表面に“ADS”と通常呼ばれる防氷液（エチレン・グリコール原液と水との混合液で外気温度等により混合比が定められている。）を散布する方法が

とられている。

当日09時00分(08時54分観測)の気象現況は、風向320度、風速9ノット、気温1度C、露点温度-1度Cで、弱いしゅう雪であった。

確認整備士によれば、当時は積もるといってもないが雪が降っており、脚立に乗って行った機体点検では、主翼及び尾翼とも濡れてはいたが積雪等はなく、機長に外部点検異常なしと報告したとのことであった。

機長によれば、外部点検において主翼上面は濡れていたが積雪等はみられず、先に点検を行った確認整備士の報告のとおり異常はなかったので、除雪、防氷等の処置は行わなかったとのことであった。

2.13.3 離陸断念

2.13.3.1 離陸断念の操作

東亜国内航空(株)のYS-11型機の運用規定によれば、離陸時において臨界点速度 V_1 到達以前に一発動機が故障した場合の操作手順は、以下のとおり定められている。

離陸を断念し下記加速停止操作を実施する。

PF は Runway 中心線を正しく Roll するように努める。

CAUTION

Roll 中は、不作動側 Engine の Manual Feather 操作を行ってはならない。

Torque Pressure が 50 psi 以下に減少すると Auto Feather が作動する。

Power Lever MIN

PF - Power Lever を MIN にし、“Ground” と Order する。

〔注〕 1, Power Lever を急激に MIN にすると Over TGT になる傾向がある。

2, Power Lever を MIN にすると Auto Feather は中止する。

622017

Brake FULL BRAKE

PF - Full Brake を Apply する。

〔注〕 Anti-Skid が不作動の場合、必要加速停止距離は 7% 増加する。

また、Tire Burst を避けるよう Brake 操作に注意する。

Low Stop Lever GROUND

PNF - “Ground” と Callout し、Low Stop Lever を GROUND にする。

- LOW STOP UNSAFE Amber Light 次いで NO.1 または NO.2 BELOW LOW STOP Red Light の点灯を確認し、“Lights On” と Callout する。

* PF : Pilot Flying, 操縦担当者

PNF : Pilot Not Flying, 非操縦担当者

なお、飛行規程その他には、 V_1 以上の機速での離陸断念の操作手順に関する記載はない。

2.13.3.2 事故機の離陸断念の状況

事故機の離陸断念に関する状況を総合的に把握するために、図 2-1 の滑走路図上に、(1) 滑走路に残されたトレッド間隔及び痕跡の位置、形跡からみて同機のものと思われるタイヤ痕跡、(2) FDR 記録から求めた各時刻における同機の位置と速度、(3) CVR に録音された運航乗務員の発声及びエンジン・プロペラ音響を解析して求めたエンジン回転数を示した。

なお、FDR 記録と CVR 記録との整合には、約 1 秒以内の誤差があり得る。

図中の距離は、「レッツ・ゴー」という乗務員の発声のあった時点の機体位置を原点 (0 m) としたものである。

上記(1)のタイヤ痕跡は、左右主脚タイヤ(計 4 個)のもので、約 200 メートルの間に平均 2.8 メートルごとに合計 279 個あり、その平均長は約 1.3 メートルであった。

また、その他のタイヤ痕跡としては、07 側過走帯のスラッシュ上に約 50 メートルにわたる主脚及び前脚のタイヤ痕跡が残されていた。

2.13.3.3 離陸断念に関するブリーフィング

CVR 記録には、09 時 25 分 18 秒から 09 時 27 分 12 秒までの間に、離陸中止時の処置を含めた会話が録音されており、このうち、 V_1 に達する前の離

陸中止時の操作の手順及び分担については次のような副操縦士の音声録音されていた。

離陸中止の場合の手順として、

まず、副操縦士はパワー・レバーをアイドルとし、ブレーキ操作を行ってグラウンドとコールする。

次いで、機長はロー・ストップ・レバーをグラウンド位置へ操作し、その点灯を確認して、コントロール・コラムを前方へ押す。

2.13.4 昇降舵作動の異常に関する調査

運航乗務員によれば、当該離陸滑走中、 V_R 付近で引き起こし操作を行ったが昇降舵が動かなかったとのことであり、このため、同機が中海から揚収された後に昇降舵の作動状況を調査したところ、その結果は次のとおりであった。

昇降舵系統の点検孔を開き、同系統のケーブル等の目視点検により拘束、破断等の有無を点検した結果、異常は認められなかった。

その後、操縦室で昇降舵を操作したが、異常は認められなかった。

また、同系統のうち、前脚が後屈したため点検できない個所があったが、前脚を取り除いた後点検したところ、異常は認められなかった。

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

3.1.1 離陸断念に関する試験及び研究

事故機は、離陸滑走の終期に操縦士による機体の引き起こし操作ができなかったため離陸を断念したが、滑走路末端までに停止できずにオーバーランし、中海に突入して停止した。

この件に関連して、離陸断念に関する試験及び離陸断念特性の検討を行った。

3.1.1.1 離陸断念に関する秋田空港における飛行試験(付録1参照)

(1) 試験の概要

YS-11型機の離陸断念特性に関する諸事項についての資料を得る目的で、秋田空港において、実機を使用して試験を行った。

試験種目は、(ア) 速度 V_1 で離陸断念操作に入る場合、(イ) 速度 V_2 で離陸断念操作に入る場合、(ウ) 速度 V_2 になってから間を置いて離陸断念操作に入る場合の3種類を中心に行った。

(イ)、(ウ)のケースは、今回の事故のように速度 V_R で離陸引き起こしができなかった場合を模擬したものである。なお、特殊な状況下での離陸断念に関連する資料を得る目的で、(エ) 減速時にブレーキを使用しない試験、(オ) 昇降舵ガスト・ロック・レバーが“LOCK”状態での試験も行ったが、これらは滑走路がスラッシュ等で覆われてブレーキが全く効かない場合あるいは昇降舵が動かない場合等を想定したものである。

本試験においては、標準的な離陸断念操作として、機長があらかじめ決めておいた離陸断念時の速度 V_{AB} (例えば、 V_2)を呼称すると同時に離陸断念操作に入り、機長がまずスロットル・レバーを全閉の位置に操作するとともに、副操縦士がプロペラのロー・ストップ・レバーを“GROUND”位置に操作し、さらに、機長がブレーキを全力で踏み、停止操作に入るという手順を採用した。

(2) 試験結果

試験結果をまとめて以下に示す(試験データの一例を図3-1に示した)。

- (ア) 離陸断念時に、スロットル・レバーを全開位置から全閉位置へ操作するのに要した時間の平均値は、3.6秒であった。最短の場合は1.6秒、最長の場合は4.8秒であった。なお、スロットル・レバーの操作に時間がかかっているのは、スロットル・レバーを急激に絞った場合のエンジン・ガスタービ

622020

ン温度の急激な上昇を危惧して、計器を注視しながら操作を行ったためである。

- (イ) 離陸断念時のスロットル・レバー操作に応じたエンジン回転数は、初めは急激に低下し、多くの場合5秒以内に10,000rpm以下に下がるが、その後一時的に上昇した後緩やかに低下して、一定値（スロットル・レバー全閉位置に対応するエンジン回転数約8,500rpm）に近づく傾向を示している。
- (ウ) 離陸滑走開始から80ノット程度に加速するまでに、プロペラ・ピッチ角は0度から20度近くまで増大する。さらに、90～100ノット程度になると、プロペラ・ピッチ角は急激に増加する。このため、離陸断念前後のプロペラ・ピッチ角の最大値は25度～30度の間で分散している。その後は、スロットル・レバー全閉の操作及びロー・ストップ・レバー“GROUND”位置への操作に伴って、プロペラ・ピッチ角は初めは急速に低下する。しかしながら、プロペラ・ピッチ角が0度になる時点での機体速度データは、40～80ノットの間で大きく散らばっている。離陸断念時の速度が大きい場合には、その後のピッチ角減少の速度が遅いという傾向がみられる。
- (エ) 離陸断念時の速度でスロットル・レバー全閉の操作を行っても、なお速度は幾分増加する。この速度増加量は、3～6ノット程度である。離陸断念時の速度に達してから2～3秒程度の間を置いてスロットル・レバー全閉の操作に入った場合には、間の置き方にもよるが、速度増加量は9～18ノットという大きな値となった。
- (オ) 離陸断念後の機体の速度低下は一様ではないが、ほぼ一定の減速度の領域があるので、その値を平均減速度としてFDRの速度記録から求めた。

滑走路面がドライである場合の平均減速度は、2.6～3.8 m/s²程度（ただし、向かい風成分約12ノットの状態）であった。また、離陸断念後ブレーキを操作しない場合の平均減速度は、1.2～1.3 m/s²程度（ただし、向かい風成分約10ノットの状態）であったが、この値は、機体とプロペラの空力抵抗及びタイヤの転がり抵抗による減速度の程度を示している。
- (カ) 滑走距離（離陸滑走開始から停止するまでの走行距離）については、試験ケースによって滑走路面状況及び向かい風成分の変化があり、また、一部の試験では、ブレーキ・パッドの一部が不良であったこともあって、一般性のあるデータは得られなかった。

3.1.1.2 離陸断念に関するその他の試験

YS-11型機の離陸断念に関する飛行試験は、開発当時に、離着陸距離算定の基礎資料を得るために行われた試験を初めとして、今回の事故後に航空関係者によって行われた試験を含めて数回行われている。

(1) 開発当時に行われた試験

飛行試験用試作機を用いて飛行試験が行われたが、その代表例を図3-2に示した。例示した試験ケースでは離陸断念時の速度(V_1 に相当)を91.5ノットとし、その直前に故障が発生したことを想定してエンジン1基のスロットル・レバーを全閉としている。次いで速度 V_1 となった時点で、直ちに離陸断念操作として残りのエンジンのスロットル・レバーを全閉に操作し、2.2秒後にロー・ストップ・レバーを“GROUND”位置へ操作し、3.6秒後にブレーキを踏む操作を行っている。ブレーキ圧(P_B)については、最大圧1,200psiになるのに0.6秒程度を要している。

また、機速の最大値は約95.5ノットで速度 V_1 より約4ノット速く、減速時の平均減速度は約 3.30 m/s^2 、滑走距離は1,012メートル(加速距離556メートル、減速距離456メートル)であった。

(2) その他の試験結果

(7) 新潟空港における雪氷滑走路状態での着陸試験^(*)に際して行われた離陸断念試験の結果を図3-3に示した。縦軸の速度は対地速度(G/S)である。

試験は滑走路面がダンプ(湿っているが水膜がない状態)で、向かい風成分23ノットの状況下で行われた。離陸断念時の速度は85.5ノット(IAS)で、同速度に達した後3.3秒遅れてロー・ストップ・レバー及びブレーキ操作を行っている。なお、路面状況の影響で、アンチスキッドが働いた状況はG記録からも読み取れる。最高速度は69ノット(対地)であり、これは向かい風成分を考慮すると、ほぼ92ノット(IAS)に相当する。減速時の平均減速度は 3.08 m/s^2 (対地)、また、滑走距離は568メートルであったが、いずれも強い向かい風の影響を受けたものと考えられる。

(1) 今回の事故後に、着氷に関連する試験の一つとして航空関係者によってア

(*) 航空宇宙技術研究所報告 TR-576「滑走路面のすべり評価法に関する研究(第1報)」昭和44年6月

ンカレヅ国際空港で行われた離陸断念試験結果(*¹⁾)の一例を、図3-4に示した。

例示した試験ケースでは、昇降舵系統に凍結による不具合が発生した場合を想定し、速度が V_2 (98ノット)に達した2.03秒後に離陸断念操作としてのスロットル・レバーの閉操作を開始しており、また、3.83秒後にロー・ストップ・レバーを“GROUND”位置へ操作している。

プロペラ・ピッチ角は、スロットル・レバーの閉操作を開始してから5.90秒後に、0度に達している。なお、昇降舵トリム・タブは中立位置とし、操縦桿はほぼ最前方位置にバネ式張力測定器で保持した。

離陸断念操作開始時の速度は106.5ノットで V_2 より約11ノット速く、最大速度は112ノットと、 V_2 より17ノット速くなっている。また、減速時の平均減速度は約 4.06 m/s^2 、滑走距離は1,057メートルであった。なお、図中に昇降舵舵角及び保舵力の記録も併示した。

3.1.1.3 離陸断念時の滑走距離の検討

3.1.1.1項及び3.1.1.2項に前述した試験結果にもあるように、離陸断念時の滑走距離には以下に示すような多くの影響因子がある。

離陸断念時の速度

スロットル・レバー及びロー・ストップ・レバーの操作の開始時期、操作の速さ

プロペラ推力増減特性

プロペラ・ピッチ変更特性

ブレーキ操作の開始時期並びに操作の強さ及び速さ

滑走路面状況(ブレーキング・アクション状況)

風向及び風速

その他

(1) 離陸断念時の速度の影響

YS-11型機開発当時の試験データで、離陸断念時の速度 V_{AB} を変えた場合に滑走距離 X がどう変化するかを検討した結果の一例を図3-5に示した。ここで離陸断念時の速度とは、エンジン1基の故障発生を感知した時点での速度を意味し、この時点で、直ちに残りの正常エンジンのスロットル・レバーの

(*1) 日本エアシステム乗員組合「事故調査報告書-米子空港オーバーラン事故」昭和63年6月

閉操作を行っている(図3-2参照)。

図に示したとおり、離陸断念時の速度に応じて滑走距離も変化し、近似的には $X \propto V_{AB}^2$ という関係が成立するものとして大きな誤りはないと考えられる。

このデータによれば、離陸断念時の速度89及び98ノットに対して、アンチスキッド作動時の滑走距離は、それぞれ930メートル及び1,120メートルとなり、また、アンチスキッド不作動時には、それぞれ990メートル及び1,180メートルとなる。なお、この試験データは、滑走路面がドライの場合のものである。

一方、今回の事故後に航空関係者によって行われた離陸断念に関する数値解析では、離陸断念直後の最大速度が110ノットの場合と115ノットの場合とを比較すると、滑走距離は滑走路面状態がウェットでの場合には、それぞれ1,269メートル及び1,416メートルという結果が得られている。

いずれにしても、離陸断念時の速度が速ければ、滑走距離を著しく増大させる結果となる。

(2) 離陸断念操作の遅れの影響

離陸断念時の速度 ($V_1 \sim V_2$ 近辺) における機体の加速状況は $1.5 \sim 2.5 \text{ m/s}^2$ であるので、1秒の操作遅れによる速度増加量は3~5ノット程度となる。これによる滑走距離の伸びは、(1)で記述した離陸断念時の速度変化の影響と同様である。

(3) 滑走路面状況の影響

離陸加速中の走行距離(加速距離)については、路面上の水及びスラッシュの量が少ない場合には滑走路面状況の影響は無視できると考えられる。離陸断念後の走行距離(減速距離)を左右する減速力は、機体とプロペラの空力抵抗及びブレーキ力の和であり、このうちブレーキ力は滑走路面状況によって大きく影響される。

ブレーキ力(F_B)の最大値は、YS-11型機の場合、以下のようになる。

$$F_{BMAX} = W_M \cdot \mu_{eff} < 7,200 \text{ kg}$$

W_M : 両主脚の機体重量分担分(機体重量から前脚及び揚力による重量分担分を差し引いた値)

μ_{eff} : 有効滑り摩擦係数(ブレーキ作動時の滑走路面とタイヤとの摩擦係数最大値、アンチスキッドの効果も考慮した値)

7,200 kg: YS-11型機の脚ブレーキによる最大ブレーキ力

滑走路面が極度に滑りやすい場合、例えば氷結している場合や水が相当量溜まっていてハイドロ・プレーニングを生じる場合等では、 μ_{eff} は低下し、極端な場合にはその値がほぼ0となることも考えられる。

付録1の図A1-1-4に示した離陸断念後にブレーキを使用しない試験ケースが $\mu_{eff} \approx 0$ に相当し、減速時の平均減速度は $1.2 \sim 1.3 \text{ m/s}^2$ 程度と低く、滑走距離は約1,400メートルとなっている。

一方、滑走路面がドライ又はわずかに湿り気のあるダンプ状態では、3.1.1.1項及び3.1.1.2項で記述したように多くの試験データがあり、データには散らばりはあるが、離陸断念後の減速時の平均減速度は $2.6 \sim 4.1 \text{ m/s}^2$ 程度であり、 μ_{eff} の値は $0.2 \sim 0.3$ 程度の値になると推定される。

滑走路面上に水及びスラッシュがある場合には、 μ_{eff} の値は水及びスラッシュの量、スラッシュの含水量、温度、滑走路の舗装状況等に左右されるが、一般にはその値は低下して、 $0.15 \sim 0.05$ 程度となり、滑走距離は増大する。

事故後、航空関係者によって行われた速度 V_2 (98ノット)から約3秒後の最大速度110ノット(IAS)で停止操作が開始された場合の数値解析(*1)では、 $\mu_{eff} = 0.15$ の場合には平均減速度約 2.21 m/s^2 及び滑走距離約1,270メートル、 $\mu_{eff} = 0.10$ の場合には平均減速度約 1.54 m/s^2 及び滑走距離約1,470メートルという計算結果が得られている。

以上の結果を総合すれば、滑走路面状況は離陸断念後の機体の減速度及び滑走距離に大きく影響するといえる。

3.1.1.4 事故機の離陸断念状況についての検討

図2-1及び3.1.1.1~3.1.1.3項の解析に基づいて、事故機の離陸断念状況を検討した。

(1) 加速状況

離陸加速時の状況は、機体の加速状況及びエンジン回転数の変化の状況からみて、ほぼ正常であったものと認められる。速度 V_R (95ノット)になるまでの走行距離は約430メートルであると推算された。また、この間の操縦桿の動き及び操舵力の大きさに異常があったかどうかについては、口述等からこれを明らかにできなかった。

(2) 離陸断念前後の状況

(*1)本文23頁欄外の(*1)参照

機長の「V_R」という発声を受けて、副操縦士は操縦桿を引く操作を行ったものと考えられる。副操縦士の「おもいなあ」という声が約3秒後に録音されていることから、この間、副操縦士は操縦桿を引く操作を続けていたものと考えられる。

離陸断念に関する発声はCVRの録音からは十分には明らかではないが、「おもいなあ」という発声の直後からエンジン回転数が低下し始めており、また、その直後のCVR記録に副操縦士の「ノーズ・アップ」あるいは「アポート・グラウンド」等のいずれとも判断しかねる音声が録音されており、この時点で副操縦士は離陸断念を決意して、直ちにスロットル・レバーの閉操作を行ったものと推定される。

なお、機長はこの時点で右手をスロットル・レバーの下部に添えていたが、副操縦士の「おもいなあ」という声の直後に「やめよう」と言ってロー・ストップ・レバーを“GROUND”位置へ操作したとのことであるが、この「やめよう」という声はCVRの録音からは聞きとれない。これはこの時点での副操縦士の「ノーズ・アップ」等に聞こえる比較的大きな声にかき消された可能性も考えられる。

また、いつの時点でブレーキを踏む操作が行われたかは明らかでないが、滑走路面上には、非常に薄い痕跡ではあるが同機のものと思われるブレーキ踏み状態でのタイヤ痕跡が約200メートルの区間に残されており、その痕跡はエンジン回転数が低下し始める時点から印されているので、ブレーキ操作は、スロットル・レバーの閉操作とほぼ同時に行われたものと推定される。

上記の薄いタイヤ痕跡は、約2.8メートルごとに（時間では約0.05秒ごとに）約70回にわたり繰り返し印されていた。この痕跡は、ブレーキが踏まれていてアンチスキッド・システムが短い間隔で多数回作動したことによるもの、または脚、ブレーキ・システム、タイヤの振動によるものとも考えられる。また、痕跡が薄いことについては、当時の昇降舵舵角が不明であるため定かではないが、当時の同機は速度が大きかったため、主脚の分担重量が減少していたことの影響も考えられる。

離陸を断念してスロットル・レバーの閉操作及びブレーキを踏む操作を行った後も、プロペラ・ピッチ角の減少と、それによるプロペラ推力の減少には時間を要するので、当初機体は増速する。事故機では、図2-1に示したように「V_R」という発声後約7秒を経て最大速度約112ノット(IAS)に達してお

り、この間の走行距離は約350メートルであった。

これらのことから、離陸断念操作はほぼ適切に行われたものと考えられるが、離陸断念の決意の伝達及び緊急事態における指示等を適確に行ったという機長、副操縦士の口述はCVRから確認することはできなかった。

(3) 減速状況

減速の状況は、FDRの速度記録から読み取れるように、最大速度になってからの5～6秒間の減速度は約 1.9 m/s^2 、それに続く2～3秒間の減速度は約 1.0 m/s^2 、さらにその後は約 2.1 m/s^2 と変化している。

減速度の大きさは、機体とプロペラの空力抵抗及びブレーキによる減速力の和によって定まる。

付録1の2(6)項の記述から推定すれば、約 2.0 m/s^2 の減速度は滑走路面がドライである場合の60～80パーセントの減速度であって、滑走路面が水あるいはスラッシュで覆われた状態での減速度に相当する値であると考えられる(3.1.1.3(3)項参照)。なお、この時点においても、昇降舵作動が異常で機首下げのための昇降舵操作が困難であったか、あるいは昇降舵操作が十分に行われなかった可能性が考えられ、これがブレーキの効きを増して減速度を大きくする機首下げ姿勢をとることを妨げたことも考えられる。

(4) オーバーランの状況

FDR記録によれば、同機が滑走路過走帯の末端に近づいた時点での速度は約50ノットであった。図2-1に示したように、過走帯には左斜め方向に同機のものと思われるタイヤ痕跡が残されていた。

3.1.2 昇降舵作動の異常に関する調査及び試験研究

事故機では、離陸滑走中に機体の一部に付着したスラッシュが凍結、氷着（スラッシュが凍結して機体に固着）し、昇降舵の作動及び効きが異常になった可能性がある。このことについて、調査及び試験研究を行った。

3.1.2.1 事例調査

YS-11型機は、就航以来20余年を経ているが、この間、寒冷時の運航中に今回の事故と類似していると考えられる昇降舵作動の異常事例が十数件報告されている(付録2参照)。

異常事例のうち12件は、今回の事故と同様に離陸滑走時に発生している。この12事例から、以下のことが認められる。

622027

(1) 異常発生の時期

発生時期は、10月～2月で冬期がほとんどである。

(2) 気象状況

異常発生時の空港の気象状況は、およそ以下のとおりである。

天 候：しゅう雪(止み間のある雪、みぞれ混じりも含む。)又は降雪後の曇りで、全天が雲に覆われている状況

雪 質：湿り雪

気 温：1度C～-2度C

露点温度：気温より1度C～4度C低い値

(3) 水、雪及びスラッシュの機体への付着について

飛行前のエプロンでの整備点検時に、機体に相当量の雪、スラッシュの付着があった場合には除雪作業及び着氷防止作業が行われているが、付着量が少ない場合には、このような作業が行われていない事例がある。なお、その後の降雪が付着したことも考えられる。

滑走路、誘導路、エプロンでは除雪作業後も雪、スラッシュは幾分か残り、また、その後の降雪も考えられる。したがって、航空機が地上走行又は離陸滑走する間に雪及びスラッシュがタイヤ、プロペラ後流で跳ね上げられ、又は濡れた翼面に降った雪が水分を吸収し、スラッシュ状となって機体に付着した可能性も考えられる。

なお、これらの異常事例のうち、除雪実施後の異常発生事例としては7件が報告されている。

(4) 昇降舵作動の異常について

すべての事例を通じ、昇降舵の作動は、エプロンでの飛行前点検及び離陸滑走直前のコントロール・チェックで正常であることが確認されている。

一方、離陸滑走の終期に近い速度 V_R 付近で、パイロットは昇降舵作動の異常を認知している。パイロットは、異常状態を昇降舵が重い、動かない、動きが悪い、効きが悪い等と表現している。

(5) 異常発生後の状況

異常の程度が著しい場合には、離陸を中止している。この場合、エプロンに引き返す途中でのチェック及びエプロンにおけるチェックでは、昇降舵の作動は正常な状態に回復している。また、水平尾翼翼根部に雪氷の付着凍結が認められた一例を除き、凍結は確認されていない。

一方、大きな操舵力を加え、場合によってはトリム・タブ操作を併用して離陸を行った場合には、離陸上昇中も昇降舵作動の異常状態が続いており、また、ピッチ角を十分に取りにくい状態が続いている。なお、多くの場合この異常状態は、上昇を続けて雲上飛行に移った後に解消している。

(6) 水平尾翼周辺でのスラッシュの凍結

前記(1)～(5)項からみて、昇降舵作動の異常状態は、水平尾翼の一部に付着したスラッシュが地上走行、離陸滑走中に凍結、氷着したことによる可能性が大きいと考えられる。

水平安定板外板、昇降舵外板上でスラッシュの凍結が生じた場合には、外板表面に凹凸を生じ、その部分を流れる気流が乱されるという空力的現象によって昇降舵ヒンジ・モーメント特性、水平尾翼揚力特性が変化し、昇降舵の操舵力の増大、効きの低下、離陸引き起こし時にピッチ角が取れないという異常が生じた可能性が考えられる。異常がこのような空力的現象に基づくものとなれば、離陸を中止した後のチェックで昇降舵が正常に作動したという事実も説明できる。

一方、昇降舵ヒンジ部又は昇降舵と水平安定板及び胴体外板間との隙間で凍結が発生して昇降舵の動きに影響を与えたことも考えられる。事後にその凍結が融解、脱落し、昇降舵作動が正常に戻ったという場合も起こり得る。

(7) このような凍結を生じる要因としては、次のことが考えられる。

(ア) 水平尾翼に付着したスラッシュから気流への熱伝達

スラッシュと気流の温度差に対応して、スラッシュから気流に熱が伝わり、スラッシュ中の水分が熱を失って凍結する。走行中の水平尾翼表面に接する気流温度が場所によっては気温より1度C程度低下するので、これが熱伝達を加速する効果を発揮する場合も考えられる。

(イ) スラッシュの蒸発及び昇華

スラッシュ中の水及び雪(氷片)の飽和水蒸気圧と気流の水蒸気分圧の圧力差に対応して蒸発及び昇華が生じ、スラッシュ中の水分が熱を失って凍結する。

(ウ) その他

このほかに、スラッシュから機体への熱伝達、あるいは大気への熱放射も考えられるが、(2)に記述したような気象状況のもとでは、水平尾翼外板表面温度はほぼ0度Cに近く、また、全天雲で覆われており熱放射もバランスし

ていると考えられるので、これらの影響は少ないものと考えられる。

- (8) 他機種を含めて、同種事例についての照会を国際民間航空機関（ICAO）、米国国家運輸安全委員会（NTSB）、米国連邦航空局（FAA）及び米国家航空宇宙局（NASA）に対し行ったが、いずれも資料には記載されていないとの回答であった。

3.1.2.2 昇降舵作動の異常についての関連事象分析

事故機の離陸滑走中に発生したとみられる昇降舵作動の異常について、操縦士は、昇降舵が重いあるいは動かないと表現している。この昇降舵作動の異常について関連事象の分析を行った。

(1) 関連事象分析図

故障解析で用いられる故障樹木解析（Fault Tree Analysis）の手法にならって、昇降舵作動の異常に関連する事象をまとめた結果を図3-6に示した。

A-1は発生した事象である。この事象を昇降舵の機能として記述すると、B-1からB-4の4ケースに分類される。

C列（C-1～C-6）、D列（D-1～D-5）、E列（E-1～E-10）は異常関連事象で、異常がどのような形でどの部位で発生したかについてを分析した結果である。

F列（F-1～F-4）、G列（G-1～G-3）は、異常関連事象のうち凍結に関するものについて、凍結を進める要因と水分及びスラッシュの供給源を示すものである。

(2) 関連事象の発生の可能性についての検討

(ア) 発生の可能性の少ない関連事象

関連事象のうち×印を付した事象は、本事故においては発生の可能性が少なく、検討から除外してもよいと考えられる。

F-1：事故当日の気象状況からみて、事故機の水平尾翼外板の温度は、ほぼ0度C付近であったと考えられるので、凍結要因としては無視できる。

F-4：事故当時は全天雲で覆われていたので、機体と外部との間の輻射もバランスしていて、無視できる状況であったと考えられる。

G-2：事故機が当日の事故発生時までには受けた降雨、降雪は特に激しいものではなかったので、カーテン・シール部に溜まった水分、スラッシュの影響は無視できると考えられる。

- E-1 : 乗務員の口述及びCVR記録の音響解析の結果から、ガスト・ロック・レバーは“UNLOCK”状態にあったものと考えられる。
- E-2 : 事故後の機体調査で、事故機の操縦系統には不具合が見当たらなかったこと及び舵面ヒンジ部を除き操縦系統で凍結が発生する可能性が極めて少なかったことから、この項は無視できると考えられる。
- E-4 : カーテン・シール部に多量の水分、スラッシュが溜まっていたとは考えられないので、仮にこの部分に凍結が生じたとしても、操縦系統の摩擦力に大きく影響するような効果はなく、したがって、この項は無視できると考えられる。
- C-6、D-5、E-10、G-3 : 乗務員の口述及び主翼揚力の顕著な低下を生じるようなスラッシュ、雪の主翼への付着を乗務員が見ていないことから、これらの項は本事故に関しては無視できると考えられる。
- C-1 : E-1及びE-2が×印であるので、この項も無視できると考えられる。

(4) 発生の可能性の大きい関連事象

本事故に関して知り得た事実からは、発生した可能性が少ないものとして(2)(ア)項であげた関連事象を除いて、残った関連事象のどれが実際に生じたかを推測するのは困難である。しかしながら、「2 認定した事実」に前述した各種事実及び3.1.2.1項の事例調査からみて、今回の事故においては、○印を付した関連事項の幾つかが生じていた可能性が考えられる。

3.1.2.3 水平尾翼まわりの凍結に関する試験及び研究

(1) 事故機による凍結試験

- (ア) 水平尾翼の昇降舵ヒンジ部付近及びバランス・タブ・ヒンジ部付近にスラッシュが付着して凍結、氷着（スラッシュが凍結して機体に固着）した場合に、昇降舵の操舵力がどのように変化するかを知るために、事故機による凍結試験を行った。なお、付着させたスラッシュの厚さについては、事故当時におけるスラッシュの付着量が不明であり、また付着後の移動等も考慮して、とりあえず10ミリメートルの厚さでの試験を実施した。

試験概要は以下のとおりである。

- (a) スラッシュ及びスラッシュ凍結方法

スラッシュは、エプロンの積雪（水分を含んだざらめ雪）に水分を混ぜたものを使用した。

翼面上に付着させたスラッシュを、夜間から早朝にかけて0度C～-1度C前後の気温下で約1時間放置して凍結させたが、凍結促進のために小型送風機による送風を行った。なお、昇降舵は中立位置（舵角0度）に保持した。

(b) スラッシュを付着させた範囲

昇降舵ヒンジ部に関しては、水平安定板上面後縁から昇降舵面にかけて、その隙間を覆うようにスラッシュを付着させた。その範囲は、翼幅方向については左右昇降舵の胴体側の端から外側に向かって昇降舵幅の1/2の範囲、前後方向には隙間を覆うように100～150ミリメートルの幅で覆い、厚さは10ミリメートル程度とした。バランス・タブ・ヒンジ部については、右昇降舵バランス・タブにタブ幅全幅にわたり、前後方向には100～150ミリメートルの幅で、厚さは10ミリメートル程度とした。

(c) 試験結果

昇降舵ヒンジ部凍結の場合

昇降舵引き操舵力45キログラムで凍結が部分剥離、破砕をおこした。なお、スラッシュのない場合の中立位置での保舵力は16キログラムであり、したがって、凍結の破砕に要する操舵力増分は29キログラムである。また、スラッシュの部分剥離、破砕の後は、昇降舵の操舵力はほぼ正常に戻った。

バランス・タブ部凍結の場合

昇降舵の操作は、押し、引きとも可能であった。操舵力はストップまで引いた場合には19.5キログラムであり、したがって、凍結による増分は3～4キログラム程度であった。なお、この場合凍結の剥離、破砕は発生しなかった。

- (1) 水平尾翼まわりの凍結に関しては、YS-11型機の開発直後に製造会社による水掛け試験が行われており、また、今回の事故後に航空関係者によって凍結試験^(*)が行われている。

これらの結果を以下に要約する。

(*) 本文23頁の欄外(*)参照

(a) 水掛け試験

気温 -1 度C ~-6 度Cの状況下で水掛けを行っても、水平尾翼のいずれの部分でも凍結は発生しなかった。

(b) カーテン・シール凍結試験

水平安定板と昇降舵バランス・パート部の間にあるカーテン・シールに水・スラッシュを流し込み凍結させたが、昇降舵の操舵力を損なうような状況は発生しなかった。

(c) 昇降舵ヒンジ部付近の凍結試験

スラッシュ及びスラッシュの凍結方法、スラッシュを付着させた範囲は(ア)の場合とは異なるが同種の試験が行われている。凍結が昇降舵の全翼幅(左右の合計)の $1/2$ 以上の場合には、いずれも操舵力を加えても動かないという結果を得ており、また、全翼幅の $1/4$ で凍結を生じさせた場合には、凍結を破碎するために要する操舵力は約33キログラム、操舵力増分としては約20キログラムという結果を得ている。

(d) バランス・タブ・ヒンジ部付近の凍結試験

この場合もスラッシュ及びスラッシュの凍結方法、スラッシュを付着させる範囲は(ア)の場合とは異なるが、同種の試験が行われている。一例では、左右バランス・タブの全幅にわたって凍結させた場合に、凍結したスラッシュを圧縮する側に操舵したが、23キログラムの操舵力(操舵力増分約10キログラム)で動かなかったという結果を得ている。他例では、バランス・タブの全幅(左右の合計)の約3パーセント及び約16パーセントを凍結させた場合には、この凍結を破碎するのに約21キログラム(操舵力増分約4キログラム)及び約29キログラム(操舵力増分約13キログラム)の操舵力を要するとの結果を得ている。

- (ウ) 前述した実機による幾つかの凍結試験は、試験にかかわる諸条件が異なることもあって、その結果も異なるところがある。これはスラッシュの組成、量、凍結方法、試験時の気温等によって、スラッシュの強度、接着力等が影響を受けるためと考えられる。しかしながら、水平安定板後縁と昇降舵面にかけてその隙間を覆うように厚さ10ミリメートル程度のスラッシュの凍結が生じたと仮定すれば、その程度によっては昇降舵操舵力を増大させ、昇降舵全翼幅(左右の合計)の $1/2$ 程度にもなれば昇降舵が動かないという場合もあり得ることを示している。

622033

バランス・タブ・ヒンジ部の凍結に関する試験結果の散らばりは大きい。これは、試験にかかわる諸条件が異なるというほかに、機体毎のバランス・タブ及びその操作にかかわる部材の剛性の違い等も関与しているためと考えられる。しかしながら、この部位の凍結も昇降舵ヒンジ部の凍結ほどではないが、昇降舵操舵力を増大させることを示している。

(2) 水平尾翼まわりの凍結についての理論解析（付録3参照）

水平尾翼にスラッシュが付着していると、地上走行中及び離陸滑走中に凍結が進行する可能性がある。この現象について、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、水平尾翼の昇降舵ヒンジ部の気流の負圧、プロペラ後流、水平尾翼表面のスラッシュによる凹凸の寄与を定量的に評価し、凍結発生の可能性を検討した。

(7) 凍結に関する理論

曇天下で降雪中という事故機のおかれた状況では、輻射、日射及びスラッシュから機体構造への熱伝達という現象は無視できると考えられるので、スラッシュの凍結に関する熱伝達メカニズムとしては、次の2項目が関係する。

(a) 水平尾翼まわりの気流の境界層を通じた熱伝達

(b) スラッシュの蒸発、昇華による熱の移動

スラッシュの凍結に関して、境界層の熱伝達特性及び水蒸気の移送特性について近似的に成立する仮定を用いれば、(a)項による熱流量（単位面積・単位時間当たりの熱流量）は境界層内の乱流剪断応力及び境界層内外の温度差に比例し、境界層表面の気流速度に反比例する。

同様に、(b)項による熱流量は乱流剪断応力及び境界層内外の気流の水蒸気質量分率（相対湿度）に比例し、境界層表面の気流速度に反比例する。

なお、乱流剪断応力は境界層表面の気流速度のほぼ1.8乗に比例するので、気流速度に反比例する項を打ち消して、前記(a)、(b)項による熱流量は、結果としてはいずれも気流速度の0.8乗に比例することとなる。

(4) 水平尾翼まわりの気流速度についての検討

水平尾翼まわりのスラッシュの凍結には、その部分を流れる気流の速度・温度が大きく影響するが、この温度・速度は水平尾翼表面の気流の負圧及びプロペラ後流の影響を受けて、航空機の走行速度及び大気温度とは異なった値となる。

水平尾翼の表面上の各点における気流の負圧の大きさは、水平尾翼の形状

(翼型、迎角、昇降舵角、タブ舵角等)と走行速度 U の関数であり、形状の影響は局所圧力係数 C_p で表される。地上走行中及び離陸滑走中に C_p が負の最大となる状態は、昇降舵角が大きくとられた際の昇降舵ヒンジ部位であり、例えば、離陸滑走の初期でダウン・スプリングと押し舵によって昇降舵が13度下げとストップに当たった状態では、昇降舵ヒンジ部上面の C_p は -0.6 程度の値となる。

水平尾翼がプロペラ後流を被っていない場合の水平尾翼表面上の各点における気流速度は $(1 - C_p)^{1/2} \cdot U$ で近似され、気流温度と大気温度の差(温度変化分)は C_p と U の積に比例するという近似が成り立つ。付録3の図A3-2に、気温0度Cの場合の気流速度及び温度の変化を図示したが、 $C_p = -0.6$ 、 $U = 50 \text{ m/s}$ の場合には気流速度は約63 m/s、気流温度変化分は約 -0.8 度C程度である。この程度の変化でもスラッシュの凍結をかなり促進する効果があると考えられる。プロペラ後流を被っている水平尾翼表面での気流速度・温度変化を付録3の図A3-3、-4に、いずれも C_p をパラメタにとって示した。いずれの場合もプロペラ後流により気流速度は大幅に大きくなり、離陸出力状態では70~100 m/sに達する。一方、気流温度は上昇するケースが多く、エンジン出力が離陸出力状態に近く、走行速度が50 m/sと大きい場合のみに気流温度の低下が認められるが、その値は $C_p = -0.6$ で -0.3 度C程度である。このように、プロペラ後流は水平尾翼表面の気流温度を下げる効果は少ないが、気流速度を大幅に大きくするので、これもスラッシュの凍結をかなり促進する効果があると考えられる。

(ウ) 水平尾翼表面での熱流量についての検討

(ア)に述べた理論に従って、また、水平尾翼表面の負圧及びプロペラ後流による気流速度・温度の変化を考慮に入れて、水平尾翼表面での熱流量を検討した。地上走行状態、離陸滑走状態においてプロペラ後流を被っている場合、被っていない場合について、水平尾翼の昇降舵ヒンジ部付近における熱流量の検討を気温及び露点温度をパラメタとして、付録3の図A3-6以下に示した。

例えば、気温1度C、露点温度 -1 度Cの場合は他の条件を変えても熱流量は0に近い値であり、この計算からでは凍結の可能性は少なくなる。しかしながら、気温及び露点温度のいずれか、または両者が低下すれば熱流量の値(スラッシュから気流へ伝えられる熱量の値)は急激に大きくなり、凍結を

促進する状況が現れてくる。例えば、気温が0.5度Cで露点温度が-2.5度Cの場合には、プロペラ後流中では熱流量は走行速度15 m/s(地上走行速度相当)で226ワット/m²、走行速度50 m/s(離陸引き起こし速度相当)では587ワット/m²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。仮にスラッシュ中の雪・氷が厚さ0.2ミリメートルの水膜で覆われているとすれば、この水膜を凍結させ翼面に固着させるに要する熱量は、66.7キロジュール/m²であり、熱流量が226ワット/m²の場合には295秒、587ワット/m²の場合には114秒で凍結が完了する。

(I) 凍結の発生条件とそれを促進する事項

解析結果から凍結の発生条件、それを促進する事項をまとめると以下のとおりである。

- (a) 気温2度C以上では、凍結が起こる可能性はまれである。
- (b) 気温1度C付近では、凍結の可能性がないとはいえず、露点温度が低い場合、また、解析では無視したが、輻射(放射冷却)等がある場合には凍結の可能性が増大する。
- (c) 気温が0度C付近ないしそれ以下では、凍結の可能性があり得る。露点温度が-3度C以下では凍結は速やかに進む可能性がある。
- (d) 一般的には、気温、露点温度が低いほど、また、走行速度が速いほど凍結は促進される可能性が大きくなる。
- (e) 昇降舵、タブが操作された状況では、それぞれのヒンジ部付近(負圧がピークとなる位置)で気流速度の増大、気流温度の低下を生じ、凍結が進む可能性が大きくなる。
- (f) 水平尾翼の表面の荒さが大であると、境界層が単に乱流化するだけでなく、微細な剥離構造が発達すると推測されるので、熱流量が増大し、その結果凍結を促進するものと考えられる。なお、水平安定板下面後縁にあるボルテックス・ジェネレータも気流を乱す働きをするので、この部分の凍結を促進する可能性が考えられる。
- (g) プロペラ後流の影響は複雑であり、気流温度が上昇する場合もあるが、一般には気流速度を増加させる効果が大きいので、凍結を促進させる場合が多い。
- (h) なお、この解析では気流によるスラッシュの移動を考えていない。一般

にスラッシュの移動は境界層の薄い水平尾翼前縁部で起こりやすく移動速度も大きい。境界層の厚くなる水平安定板後縁付近・昇降舵では起こりにくく、また、移動速度も低下する。このことから、スラッシュの氷着が生じる場合には、水平安定板後縁付近及び昇降舵、タブ部位で氷着が生じる可能性が大きいと考えられる。

(3) 凍結に関する模擬風洞試験(付録4参照)

地上走行・離陸滑走中に水平尾翼に付着したスラッシュの凍結の可能性と凍結のメカニズムについての知見を得るために、凍結に関する模擬風洞試験を行った。

(7) 試験装置及び供試体

試験装置は、試験セクション断面寸法332ミリメートル×100ミリメートルをもつ着氷試験装置(小型風洞)であり、試験風速0~80 m/s、流路途中の高低温槽によって気流温度を常温から-20度Cの範囲で制御できるものである。

供試体は、YS-11型機の水平安定板及び昇降舵の一部を単純化して模擬した平板状(合成樹脂製)のものであり、上面には厚さ0.5ミリメートルのアルミ合金板を張り、また、上面の一部に切り欠き部を設け、水平安定板後縁と昇降舵との隙間部(昇降舵ヒンジ部)を模擬している。

(4) 試験方法及び試験結果

供試体にスラッシュを乗せた状態で、気流温度を一定値となるように制御しつつ気流速度を段階的に上げてゆき、この間のスラッシュの挙動、凍結及び氷着(平板表面への固着)の状況を観察・記録した。なお、これらの試験では、気流露点温度を制御しなかったため、試験時の気流露点温度は-4度Cから-14度Cという凍結が発生、進行しやすい低い値となった。

スラッシュは、製氷を氷削器で削って作った氷片に水を混ぜたものである。試験としては、下記の4種類の試験を行った。

(a) スラッシュ凍結試験

スラッシュの挙動・凍結の状況観察・記録のための試験で、スラッシュの成分比(水重量:氷重量)を1:1及び1:4の2種類、気流温度を-2度C、0度C、1度C、2度Cの4段階の組合せで試験を行った。各試験において、気流速度は10、20、30、40、50 m/sの5段階であり、各段階はそれぞれ3分間をとった。

これらの試験で、スラッシュが気流の影響を受けて凍結し、平板上に氷着する現象を実現できた。この現象は、気流温度・気流露点温度・供試体表面温度・スラッシュ成分比等の影響を受けるが、傾向としては気流温度が低く、また、気流速度が速いほど凍結が早く進行する。また、気流によってスラッシュの一部が流され、切り欠き部付近で、あるいは切り欠き部をまたいで氷着する例も認められた。気流温度に関しては、0度Cあるいはそれ以下であれば、数分以内という比較的短時間に、また、気流速度が10 m/sという低速でも凍結・氷着が進行する。気流温度が1度Cの場合には凍結は進行するが、氷着は試験が10分程度経過し、気流速度が30 m/sになった場合にはじまった。気流温度が2度Cの場合には、気流速度が30 m/sになったところで一部で凍結の進行がみられたが、氷着現象は生じなかった。

(b) 急加速試験

地上走行及び離陸滑走時の時間～気流速度パターンを模擬した試験である。気流温度0度Cの場合には凍結・氷着が認められたが、気流温度1度Cでは氷着という現象は認められなかった。

(c) 氷着力測定試験

供試体上に氷着したスラッシュの付着力（表面から剥がすに要する剪断力）を測定する試験である。氷着力は、気流温度-1度C～-3度C、供試体表面温度0度C～-3度Cの範囲では0.5～2 kg/cm²程度であったが、気流温度による傾向は明らかにできなかった。

(d) 水噴霧試験

気流中に水を噴霧してスラッシュ凍結試験を行った。気流温度0度Cの場合には凍結・氷着が認められ、気流温度1度Cの場合には部分的な凍結・氷着が認められた。

(ウ) 考察

小型の着氷試験装置と単純化した供試体を用いての模擬試験で、平板上でスラッシュが気流の影響を受けて凍結・氷着する現象を実現でき、凍結・氷着についてのメカニズムと影響因子についての知見が得られた。

なお、気流露点温度、供試体の大きさの影響(模型レイノルズ数)、スラッシュの質(氷と雪の違い)、気流の乱れ等も実機の水平尾翼まわりの凍結に関して相当の影響をもつと考えられるが、本試験では検討できなかった。

(4) 凍結が水平安定板・昇降舵の空力特性に及ぼす影響についての検討

水平尾翼（昇降舵を含む。）の一部表面で、スラッシュが凍結（氷着）した場合の水平安定板・昇降舵の空力特性の変化で、離陸引き起こしを阻害する可能性をもつものは、次の水平尾翼の揚力傾斜 $C_L \alpha$ 及び $C_L \delta_e$ 、昇降舵のヒンジモーメント微係数 $C_h \alpha$ 、 $C_h \delta_e$ 、 $C_h \delta_b$ 、 $C_h \delta_t$ 等の変化である。

$C_L \alpha$: 迎角 α に関する水平尾翼揚力傾斜

$C_L \delta_e$: 昇降舵角 δ_e に関する水平尾翼揚力傾斜

$C_h \alpha$: 迎角 α に関する昇降舵ヒンジ・モーメント微係数

$C_h \delta_e$: 昇降舵角 δ_e に関する昇降舵ヒンジ・モーメント微係数

$C_h \delta_b$: バランス・タブ舵角 δ_b に関する昇降舵ヒンジ・モーメント微係数

$C_h \delta_t$: トリム・タブ舵角 δ_t に関する昇降舵ヒンジ・モーメント微係数

(7) 水平安定板前縁付近での凍結

水平安定板前縁付近で凍結が発達すれば $C_L \alpha$ が著しく低下すると考えられ、その結果として昇降舵の効きも大幅に低下する。

しかしながら、事故当時の気象状況下では、このような凍結を急速に発達させると考えられる過冷却水滴が存在する可能性が少ないこと、また、地上走行及び離陸滑走中の降雨・降雪あるいは地上から巻き上げられた水・スラッシュが一時的に前縁付近に付着しても、気流によって後方に流される可能性が大きい等とのことから、かかる部位での凍結が発達し、水平安定板・昇降舵の空力特性を低下させる事態が生じるという可能性は極めて低いと考えられる。

(1) 水平安定板後縁付近での凍結

水平安定板後縁付近で凍結が発達すれば、 $C_L \alpha$ 、 $C_L \delta_e$ は幾分低下する程度であるが、 $C_h \delta_e$ は大きく変化すると考えられる。これは、この部位の凍結によって、その後方にある昇降舵前縁付近の気流が剥離し、インターナル・シール型式の利点である空力的ヒンジモーメント・バランス効果が損なわれるためであると考えられる。

この状況について実験・解析を行うのは困難であるが、水平安定板後縁が変形した場合についての風洞試験データ^(*)では、YS-11型機と同様のインターナル・シール型式の舵面で安定板後縁部上下外板が0.008C(C

(*) 米国NACA WR-L 511, JAN. 1943

：水平尾翼弦長) 外側に変形すれば、 $C_{L\delta_e}$ は30パーセント程度低下し、一方、 $C_{h\delta_e}$ は3倍程度の極めて大きな値になる。これから類推すれば、YS-11型機で水平安定板後縁外板の上下面、あるいは下面にのみある程度の凍結が生じたと仮定した場合、離陸引き起こしに要する昇降舵操舵力は、 $C_{L\delta_e}$ 、 $C_{h\delta_e}$ の変化の影響が重なって、正常の場合よりもかなり大きくなる可能性が考えらる。

なお、地上走行・離陸滑走時の水平安定板後縁付近の境界層の厚さは、30～50ミリメートル程度の厚さになると考えられるので、降雨・降雪あるいは地上からの巻き上げによって、安定板外板上に付着したスラッシュの後方へ流れる速度が遅くなり、この部位で凍結が発達する可能性も大きくなると考えられる。また、水平安定板後縁下面にのみあるボルテックス・ジェネレータも気流を乱すので、この付近での凍結の発達を促すものと考えられる。

(ウ) 昇降舵表面での凍結

昇降舵表面で凍結が生じれば、舵面上の気流が乱されるので、 $C_{L\delta_e}$ 、 $C_{h\delta_e}$ が変化すると考えられる。

この場合も実験・解析を行うのは困難であるが、昇降舵の片面に0.02Ce(Ce：昇降舵弦長)のふくらみをつけた場合には $C_{L\delta_e}$ 、 $C_{h\delta_e}$ はほとんど変わらず、ただ昇降舵ヒンジモーメントの零点が負の方向に0.03程度移るという実験データ(*1)がある。これから類推すれば、YS-11型機で昇降舵上面に12ミリメートル程度のスラッシュが凍結したと仮定した場合には、離陸引き起こし時の操舵力は正常の場合より小さくなり問題はないが、昇降舵下面に同程度の凍結が生じた場合には、離陸引き起こし時(速度 V_R ：95kt)の操舵力が正常の場合より10～15キログラム程度重くなると推定される。

(エ) バランス・タブ及びトリム・タブの表面付近での凍結

バランス・タブ表面を覆う形で凍結が生じれば、タブ機能が損なわれ、 $C_{h\delta_b}$ 、 $C_{h\delta_t}$ の値が変化する。

どの程度損なわれるかは凍結量に左右されるが、仮にタブ機能が全く損なわれたと仮定すれば、バランス・タブの場合にはYS-11型機のタブ比が0.45であるので、昇降舵操舵力は3倍程度に増大するという大きな影響を

(*1) 米国NACA TN-1926, MAY, 1947

受ける。このような凍結が発生する可能性も、水平安定板後縁、昇降舵表面の凍結する可能性と同程度であると考えられる。

トリム・タブ表面を覆う形で凍結が生じれば、トリム・タブ機能は損なわれるが、操舵力に対しては直接の影響はないと考えられる。

- (ウ) 前記(ウ)～(エ)の検討結果からみて、事故機において生じた昇降舵作動の異常が水平尾翼表面の一部での凍結による水平安定板・昇降舵の空力特性の変動から生じたものとするれば、それは(イ)水平安定板後縁付近、(エ)昇降舵バランス・タブ付近での凍結によって、昇降舵操舵力が異常に大きくなったことによる可能性が大きいと考えられる。

3.1.2.4 事故機の昇降舵作動の異常についての検討

「2 認定した事実」並びに3.1.2.1項～3.1.2.3項の解析に基づいて、事故機の昇降舵作動の異常について検討した。

- (1) 当時の天候は、弱いしゅう雪の状況であり、また、路面にはわずかではあるが水・スラッシュが認められる状況であったことから、地上走行中及び離陸滑走中の水平安定板・昇降舵表面には水・スラッシュが付着していた可能性がある。
- (2) 地上走行時の気温は1度C、露点温度は-1度C、風向260度、平均風速6ノット程度であった。

地上走行の時間は約3分で、その平均速度は約6ノットであった。したがって、地上走行時の水平安定板・昇降舵表面の気流速度は6～8ノット(3～4 m/s)程度であり、また、プロペラ後流を受ける部位では、20～40 m/s程度(付録3図A3-4参照)であったと考えられる。

このような状況の下では、水平安定板・昇降舵表面に付着していた水・スラッシュについて、以下の事項のいずれか一つ、またはいくつかが同時に進んだ可能性が考えられる。

- (ア) 水・スラッシュの一部が付着していた部位で凍結・氷着
(イ) 水・スラッシュの一部が後方に流され、水平安定板表面後縁付近、昇降舵表面、または昇降舵と水平安定板・胴体との隙間で凍結・氷着
(ウ) 水・スラッシュの一部が飛散又は流れ落ちる
(エ) ほとんど変化しない

このように、一部で凍結・氷着が生じた可能性があるが、地上走行を終え離陸滑走開始直前に行われた舵面の動きのチェックが正常であったことからみて、

たとえ凍結・氷着が生じていたとしても、その程度は比較的小規模であり、また、昇降舵と水平安定板・胴体との隙間で凍結が生じていたとしても、隙間をまたいで氷結が生じ、昇降舵の動きや操舵力に影響を与えるような状況までには至っていなかったものと考えられる。

- (3) 離陸滑走時の気温、露点温度、風向風速は地上走行時と同様であり、離陸滑走はほぼ風上に向かって行われた。

水平安定板・昇降舵表面の気流速度は滑走速度が上がるにつれて増加し速度 V_R (95ノット、約49 m/s) となった時点では、表面の一部では気流速度60 m/s程度、気流温度は0.5～0度C程度になっていた可能性があり、また、プロペラ後流を被っている部分では表面に接する気流温度はほぼ気温のままであったが、気流速度は75～95 m/sに上昇していた可能性がある。

なお、離陸滑走開始から速度 V_R になるまでの所要時間は約2.4秒であった。

このような状況の下では、前述した試験及び研究結果からみて水平尾翼まわりで凍結が進行し、それが昇降舵作動の異常をきたすという可能性は少ないと考えられるが、これらの試験及び研究で用いた仮定、諸条件及び精度が限られたものであり、また、凍結の進行、発生を促進する事項(3.1.2.3(2)(イ)参照)もあるので、事故機の水平尾翼まわりで凍結が進行したことも考えられる。この場合、水平安定板・昇降舵表面に付着していたスラッシュ等の相当部分が後方に流され片寄ることも考えられるので、凍結及び氷着が発生しやすい部位は、水平安定板後縁付近、昇降舵表面(タブ部を含む)、水平安定板・胴体と昇降舵との隙間等である。また、水平安定板下面後縁にあるボルテックス・ジェネレータ付近も、滑走路面からの水・スラッシュのはね上げが強い場合には凍結・氷着の可能性がある。

水平安定板表面後縁付近、昇降舵表面(タブ部を含む)で凍結・氷着が発生した場合には、昇降舵のヒンジ・モーメントの増大、水平尾翼の揚力傾斜の低下等がおこり、ある程度の厚さの凍結層が局部的にでも生じたとすれば、離陸引き起こしに要する操舵力が大きくなる可能性が考えられる。

一方、水平安定板・胴体と昇降舵との隙間に凍結が生じ、隙間をまたいで氷着した場合には、昇降舵が固着する。固着力(固着した氷を破壊するのに要する力、または機体表面と固着した氷の接着面を剪断で剥離させるのに要する力)は氷着した氷の断面積の大きさと、氷の強度によって定まる。

氷の強度が0.5～2 kg/cm²程度(この値は3.1.2.3(3)(イ)(c)項に記し

た氷着力試験結果で得られた値)であれば、氷着した氷の断面積及び接着面積が 1 cm^2 の場合には、破碎・剥離に要する力は $0.5\sim 2$ キログラムとなり、操舵力としては $0.044\sim 0.18$ キログラム程度となる。したがって、氷着した氷の断面積・接着面積が 100 cm^2 を超えるような状態になれば、昇降舵を動かすのに要する操舵力はかなり大きくなる可能性が考えられる。

3.1.3 CVR記録によるエンジン回転数の検討

CVRにエリアマイクを介して録音された信号を再生し、サウンド・スペクトログラフで分析したところ、地上走行等における回転数の低い部分では、エンジン回転数の周波数に対応した周波数成分が明瞭に読み取れた。しかし、離陸時におけるエンジン回転数が高い部分は、サウンド・スペクトログラフからは周波数成分が明瞭に読み取れずエンジン回転数を決定することは困難であった。そこで、離陸時のエンジン回転数を知るために、FFT(高速フーリエ変換)やMEM(最大エントロピー法)等の手法を導入し、さらに、秋田空港における飛行試験で得られたエンジン回転数の録音データ等を参考にして解析を行った結果は、次のとおりであった。

同機のエンジン音は、09時34分40秒ごろの「レッツ・ゴー」という発声の約1秒後から上昇を始め、図2-1に示したように約10秒後の09時34分50秒ごろには、離陸時における通常の最大回転数である約 $15,000\text{ rpm}$ に達している。この回転数は、ガスト・ロック・レバーが“LOCK”位置にある場合の最大回転数約 $13,000\text{ rpm}$ (機械的ストッパ機構により、スロットル・レバーの前進が同回転数の位置に制限される。)を上回るものであり、当該離陸滑走中、ガスト・ロック・レバーが“UNLOCK”位置にあったことを示すものであった。

その後、 $15,000\text{ rpm}$ の回転数は約17秒間持続された後、09時35分07秒ごろから急激に減少し、その約2秒後の09時35分09秒ごろにはほぼアイドリング回転数(約 $8,500\text{ rpm}$)まで低下している。

3.2 解 析

3.2.1 機長及び副操縦士は、いずれも適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。なお、機長は、当該型式の航空機の機長発令後6カ月未満であったため、副操縦士に当該離陸の操縦を行わせるのに必要な社内規定による資格を有していなかった。

3.2.2 JA8662は、有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われていた。

3.2.3 出発前のエプロンにおける確認整備士及び機長による点検の時点では、同機の主翼面上、水平尾翼面上に明らかな積雪は認められなかったので防水作業は実施されなかったが、翼面上は全体に濡れていたものと推定される。

3.2.4 同機は、機長が左席に、副操縦士が右席に位置し、離陸時の操縦は副操縦士が担当することとして、09時32分ごろ滑走路25に向けて地上走行を開始したものと認められる。

3.2.5 当時の気象は、気温1度C、露点温度-1度C、西風約6ノットの状況であり、地上走行中の操縦士の会話にもあるように弱いしゅう雪が間断なく降り続く状況であったものと推定される。

3.2.6 地上走行中の同機の主翼及び水平尾翼上面には、降雪が翼面上の水分を吸収し半透明のスラッシュとなって付着した可能性が考えられ、また、水平安定板後縁付近、昇降舵表面、あるいは昇降舵と水平安定板・胴体との隙間等である程度のスラッシュが凍結や氷着に近い状態にまで変化していた可能性も考えられる。

3.2.7 同機の離陸滑走時の滑走路の状況は、2.10.2項に前述した情報等から、部分的な差異があったとみられるもののほぼ全面に薄いスラッシュがあったものと推定される。

3.2.8 CVR記録によれば、離陸開始の約9秒前に行われたコントロール・チェックはほぼ適切に行われたものともみられるが、この時点でコントロールに何らの異常も認められなかったことについては、翼面上のスラッシュは地上走行中に気流及びプロペラ後流等を受けてかなり凍結や氷着に近い状態にまで変化していたものの、昇降舵の動きや操舵力に影響を与えるような状況までには至っていなかったことが考えられる。

3.2.9 同機の離陸滑走は、機長のステアリング操作によりローリング・テイクオフ

622044

で開始され、その後約23秒で速度 V_1 (指示対気速度89ノット)に達していることから、その加速状況はほぼ正常であったものと認められる。なお、この間の操縦桿の動き及び操舵力の大きさに異常があったかどうかについては、口述等からこれを明らかにできなかった。

3.2.10 副操縦士は、離陸滑走中の速度が V_R (指示対気速度95ノット)に達した時点(09時35分04秒ごろ)で昇降舵による機首引き起こしの操作を行ったがエレベータ・コントロールが重くて動かなかったと述べている。このことは、離陸滑走の開始からこの時点に至るまでの同機に、次に示すいずれかの状況が発生したためと考えられる。

(1) 水平尾翼外板表面後縁付近、あるいは昇降舵表面のスラッシュが凍結や氷着に発達し、昇降舵操舵力が重くなった(3.1.2.4(3)参照)。

(2) 昇降舵と水平安定板、あるいは昇降舵と胴体との隙間でスラッシュの凍結や氷着が発達し、昇降舵の動きに影響を生じた(3.1.2.4(3)参照)。

なお、上記の異常事態の発生には、付録2に示した他機の異常事例の場合にもみられるように、離陸前の防水処置が実施されなかったことの関与が考えられる。

3.2.11 副操縦士は、昇降舵引き操作を引き続き行ったが、3.2.10項に前述した理由等により速度 V_2 (指示対気速度98ノット)を超えた時点まで機首上げが困難であったため離陸断念を決意し、離陸断念操作に入ったものと推定される。

同機の離陸断念に関する音声はCVRの録音からは明らかではないが、離陸断念操作としては、副操縦士の「おもいなあ」という発声直後の09時35分07秒ごろ、速度約104ノットにおいてエンジン回転数の低下が始まっているので、この時点でスロットル・レバーの開操作が開始されたものと推定される。一方、機長は上記の副操縦士の操作に引き続きロー・ストップ・レバーを“GROUND”位置へ操作したものと推定される。

3.2.12 運航乗務員によれば、離陸断念後のブレーキは二人で強く踏んだが効果はみられなかったと述べている。同機が離陸断念操作に入った直後の09時35分07秒からの約4秒間で、滑走路面上に約200メートルにわたり同機のものと思われるタイヤ痕跡を残していることから、この時点でブレーキは踏まれていたものと推定される。以上のこと及び3.2.11項から、離陸断念操作についてはほぼ適切に

行われたものと考えられるが、3.1.1.4(2)項に前述したように離陸断念の決意の伝達、緊急事態における指示等を適確に行ったという機長、副操縦士の口述をCVRからは確認することができなかった。

3.2.13 同機は、離陸断念操作が実施された当初は機体が加速状態にあり、09時35分11秒ごろには最大速度約112ノットに達した。この間の速度増加には、高速時であったためプロペラ・ピッチ角の減少に時間を要したこと及びこの間の主脚分担重量が減少していたためブレーキの効きが低下していたことの関与も考えられる。

3.2.14 同機が最大速度に達した後の減速状況は、一時的には減速度が低下したところもあるが、その平均減速度は約 2.0 m/s^2 であり、滑走路面に水あるいはスラッシュがある状態での減速度に相当する値であると考えられる。

また、この時点で昇降舵押し操作が重く困難であった可能性が考えられ、これが機首下げ姿勢をとることを妨げ、ブレーキの効きを低下させたことも考えられる。

なお、この区間での同機のタイヤ痕跡については、この付近にスラッシュがあり明瞭なタイヤ痕跡がつきにくく、かつ、着陸接地帯に近く他機のタイヤ痕跡が錯綜していたため、確認することができなかった。

3.2.15 同機は十分な減速ができず、滑走路末端に近づいた時点で約50ノットの速度を残したままオーバーランしたものと推定される。

3.2.16 機長は、ブレーキ操作によって十分な減速効果が得られないと判断した時点で、一時的にオフ・ランウェイを意図してステアリングを左右に操作したとのことであるが、この時点でも機速が大であって前脚に十分な荷重が加わっていなかったこと、また、路面上にスラッシュがあり滑りやすかったことから、その効果が得られなかったものと考えられる。

4 原因

本事故の原因は、離陸滑走時速度 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る。

なお、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離陸断念操作を行ったことについては、水平安定板・昇降舵まわりに付着していたスラッシュが離陸滑走中に凍結、氷着した可能性が考えられ、このことには機体の防水作業が実施されなかったことの関与が考えられる。

また、滑走路内に停止できなかったことについては、離陸断念時の速度が大きかったこと並びに滑走路面にスラッシュがあったこと、主脚分担重量が小さかったこと等によるブレーキ効果の減少があったことの関与が考えられる。

5 所見

地上走行及び離陸滑走時の機体への着氷に関しては、調査研究も少なく、着氷のメカニズムや関与要因等についても明らかでない事項が多い。この件について、専門の分野において調査研究が進められることが望ましい。

6 参考事項

6.1 事故後講じられた措置

本事故に関連して昭和63年9月末までに関係機関、各運航会社により講じられた措置等は、次のとおりである。

6.1.1 運輸省航空局は昭和63年1月13日、定期運航各社に対して、冬期の凍結気象状態での運航を始めとする航空機の運航の安全を確保するため、再度、運航、整備関係の諸規定の遵守の徹底を図る等、万全を期するべきであるとの通達を行った。

6.1.2 (株)日本エアシステム(旧東亜国内航空株式会社)は、次の改善措置を行った。

622047

(1) 運輸省航空局の通達を受けて、冬期運航時の安全確保に関して運航、整備関係者に対し注意喚起を行った。

(2) 「メンテナンス・マニュアル18-20-1：航空機の防除雪・防除氷・防除霜」の一部を改訂し、これらの作業を行う気象条件等を明確化した（昭和63年3月1日）。

また、この改訂に関連して、「メンテナンス・マニュアル・ブリティンNo.18-1057：水平尾翼の防氷処置」の発行(昭和63年3月1日)、「オペレーティング・インフォメーション139：航空機の防除雪氷について」の一部改訂(昭和63年4月28日)等の措置を行った。

「メンテナンス・マニュアル18-20-6：Landing Gear とその周辺のCold Weather Servicing」の一部を改訂し、Landing Gear 後方のフラップ下面の防除氷作業を追加した(昭和63年3月1日)。

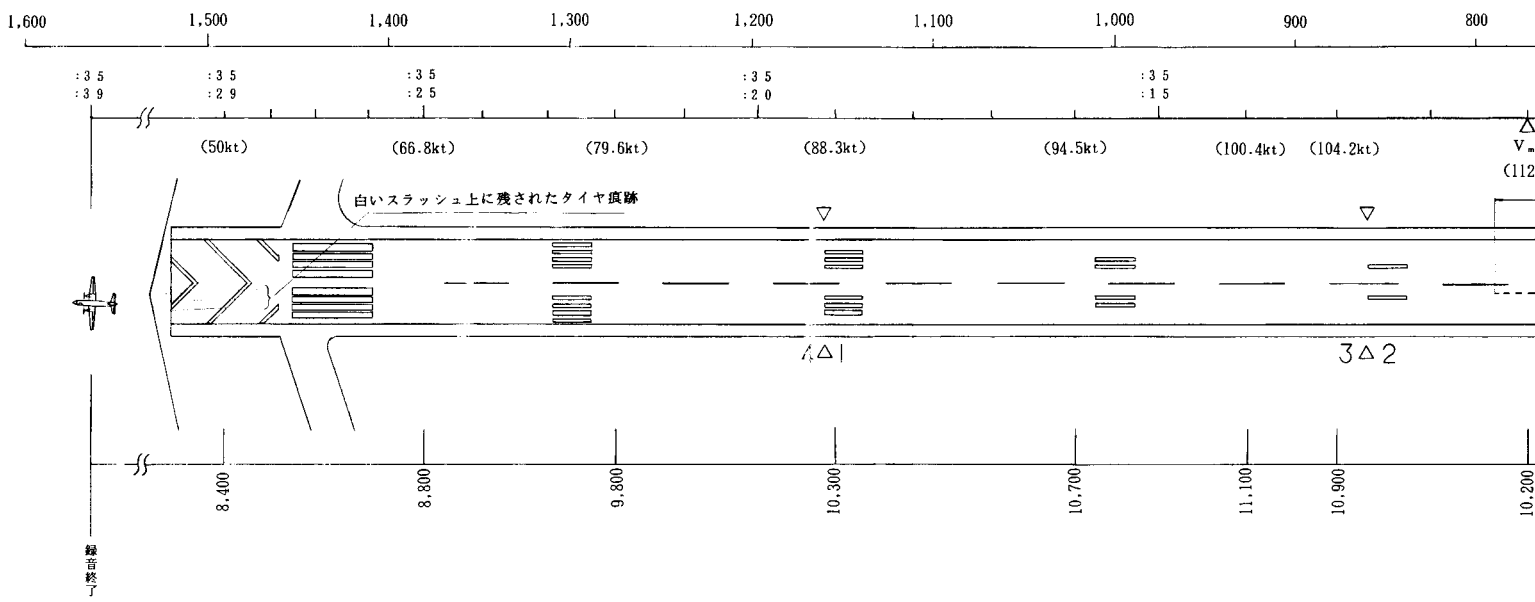
「メンテナンス・マニュアル18-20-3：Flight Control Cold Weather Servicing」の一部を改訂し、昇降舵タブ・ヒンジ部の凍結防止のためのグリース塗布の項を追加した(昭和63年3月1日)。

YS-11型機運用規定の中の「3-9-5 Adverse Weather Operation」の一部を改訂し、フライト・コントロールの離陸前点検の方法を明確化した（昭和63年4月10日）。

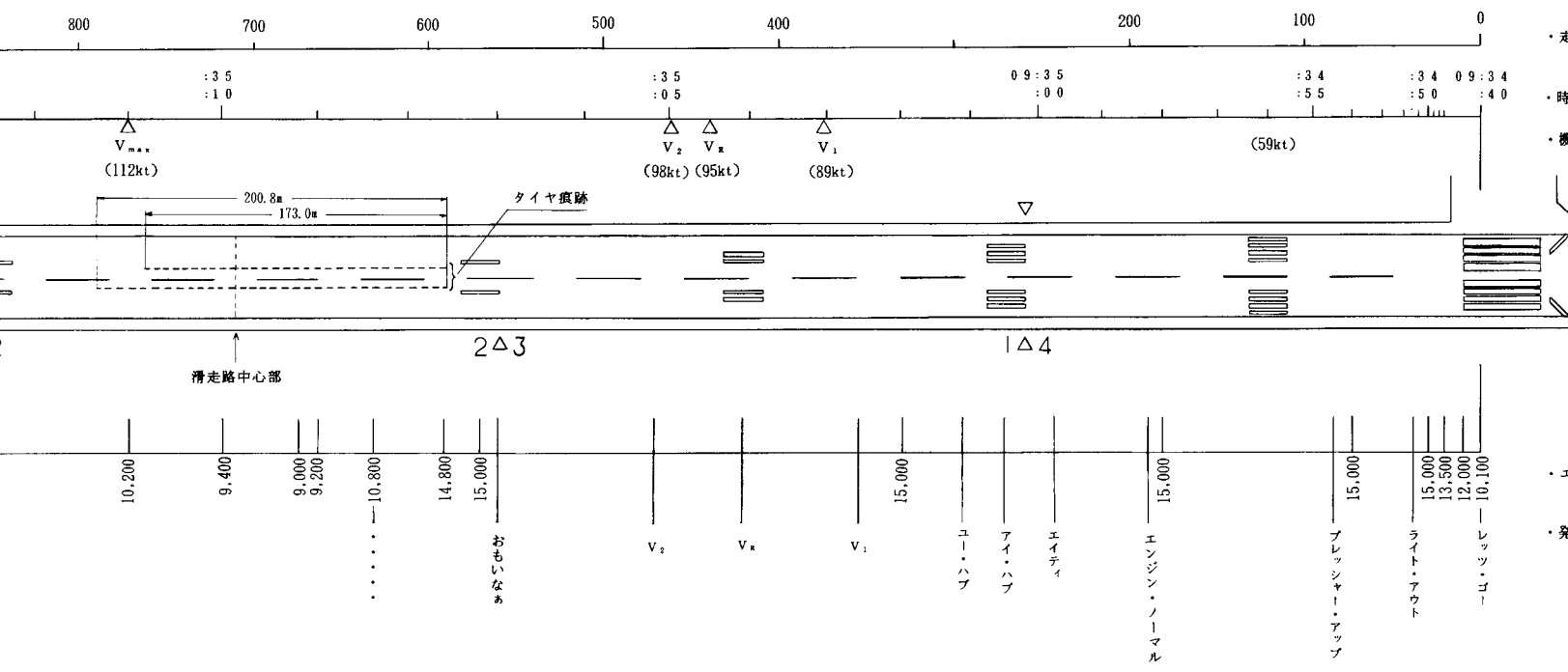
6.1.3 全日本空輸(株)、南西航空(株)、日本航空(株)、日本アジア航空(株)、エアニッポン(株)及び日本貨物航空(株)の各社は、運輸省航空局の通達を受けて冬期運航時の安全確保に関して運航、整備関係者に対して注意喚起を行うとともに、これらに関する規定類及び作業の見直し等を行った。

図 2 - 1 滑走状態推定図

図 2 - 1

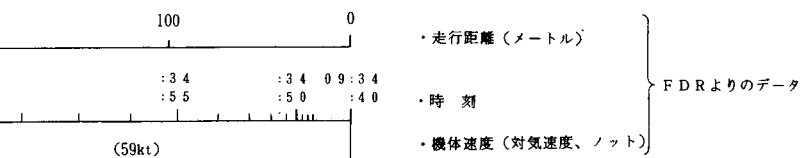


622049-1



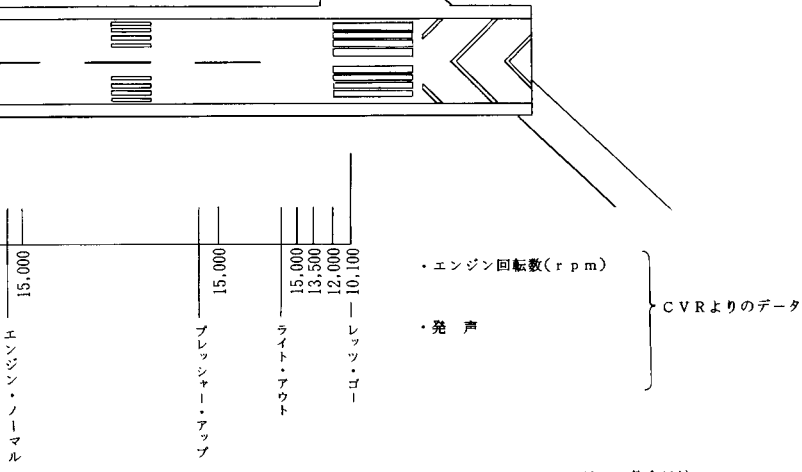
・走
・時
・機
・エ
・発
(注) F D
約 1 秒
ま
は、注
響等

622049-2



・走行距離 (メートル)
 ・時刻
 ・機体速度 (対気速度、ノット)

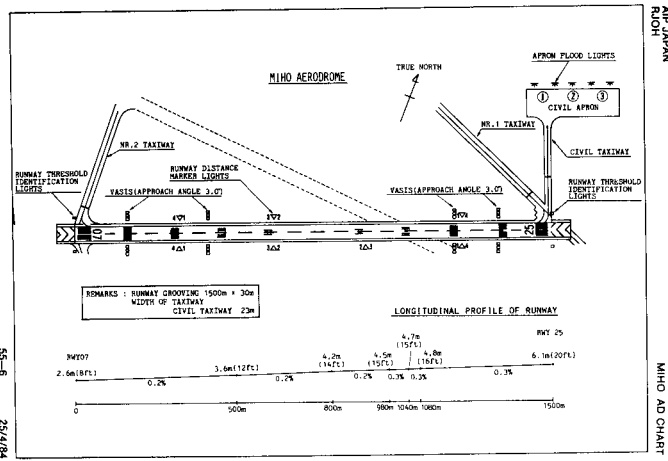
FDRよりのデータ



・エンジン回転数 (r p m)
 ・発 声

CVRよりのデータ

(注) FDR記録とCVR記録との整合には、約1秒以内の誤差があり得る。
 また、機体速度及び走行距離データには、速度計測システムへの地面効果の影響等による誤差が見込まれる。



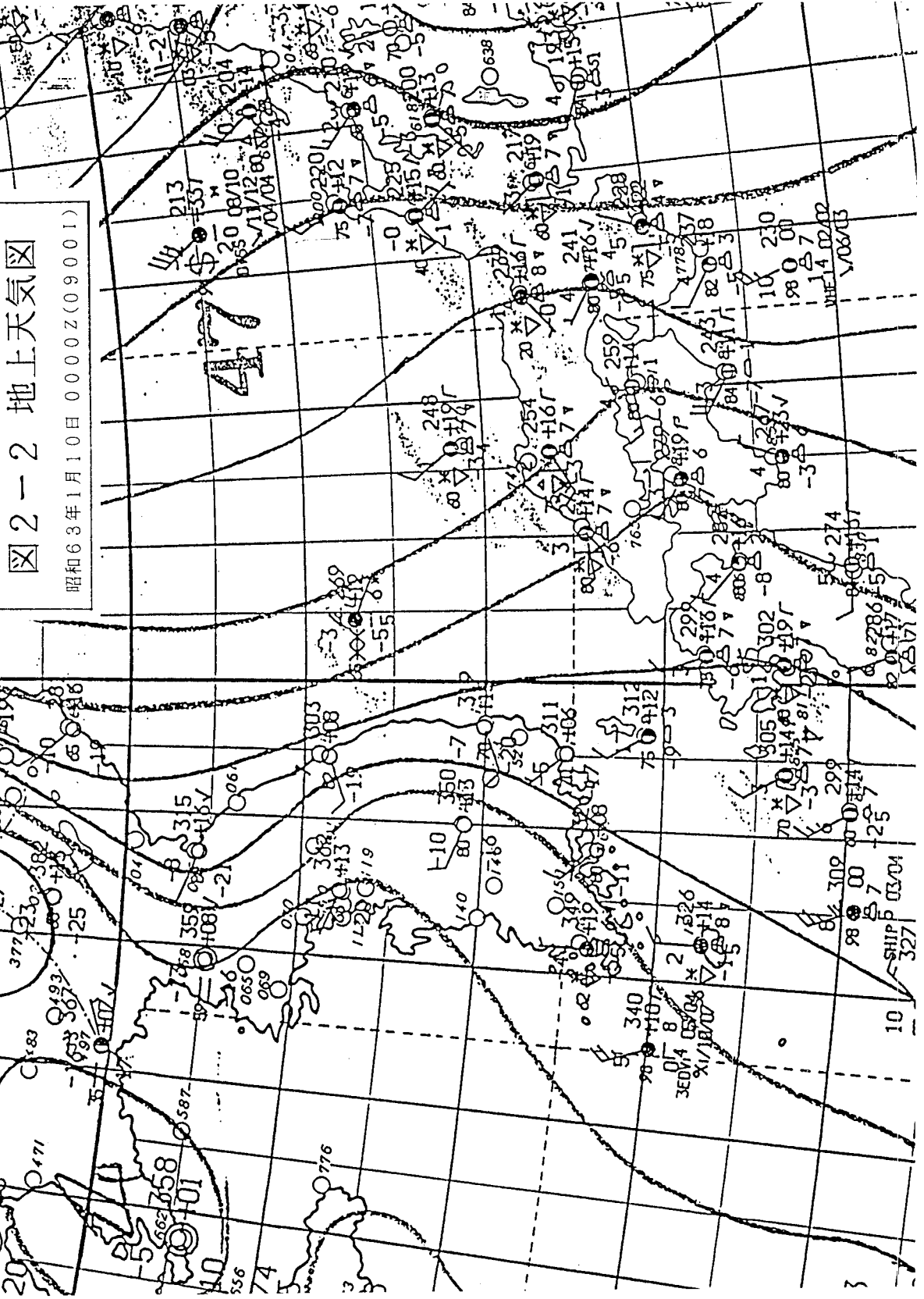
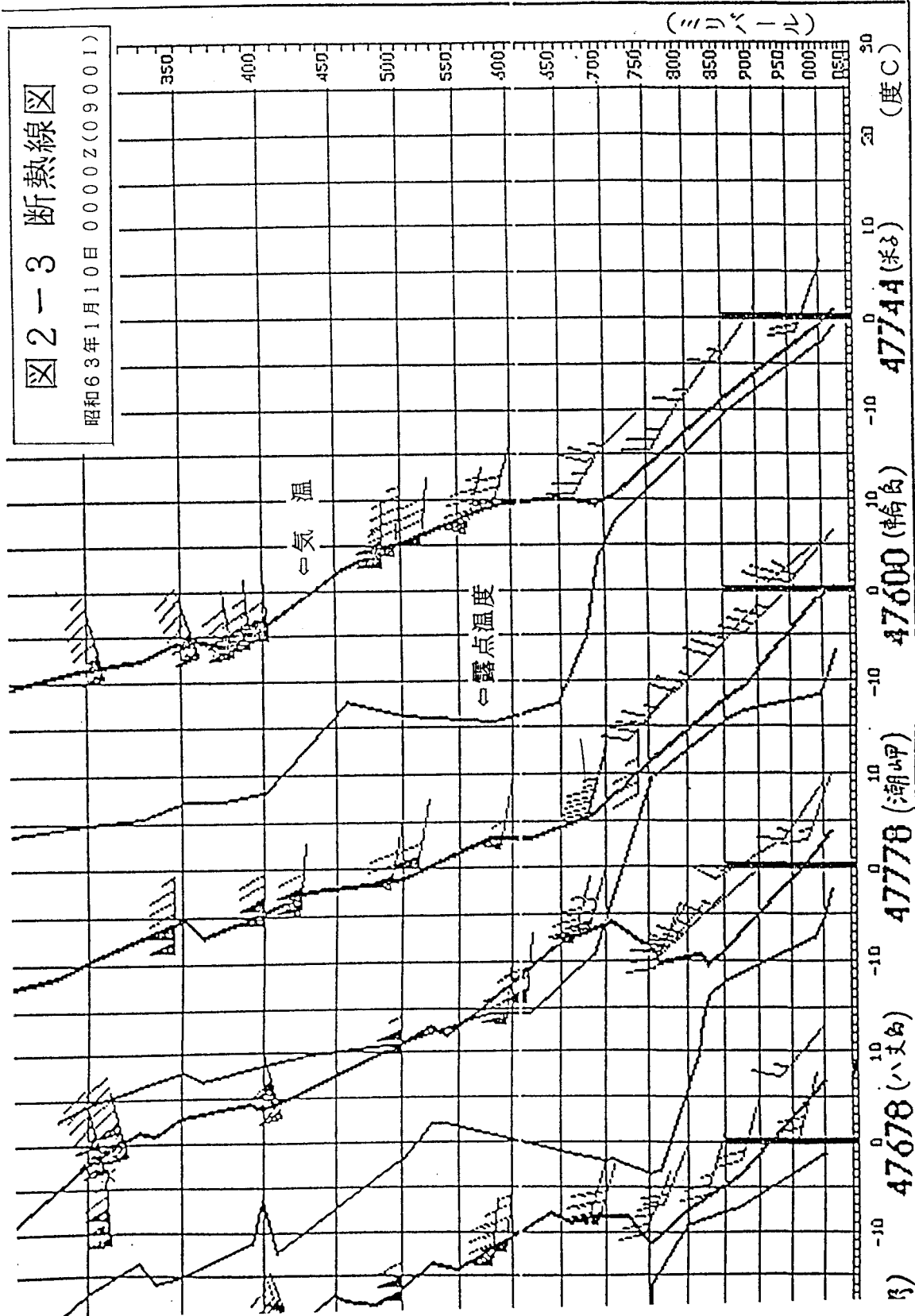


図 2-2 地上天気図
昭和63年1月10日 0000Z(09001)

622050

図 2-3 断熱線図

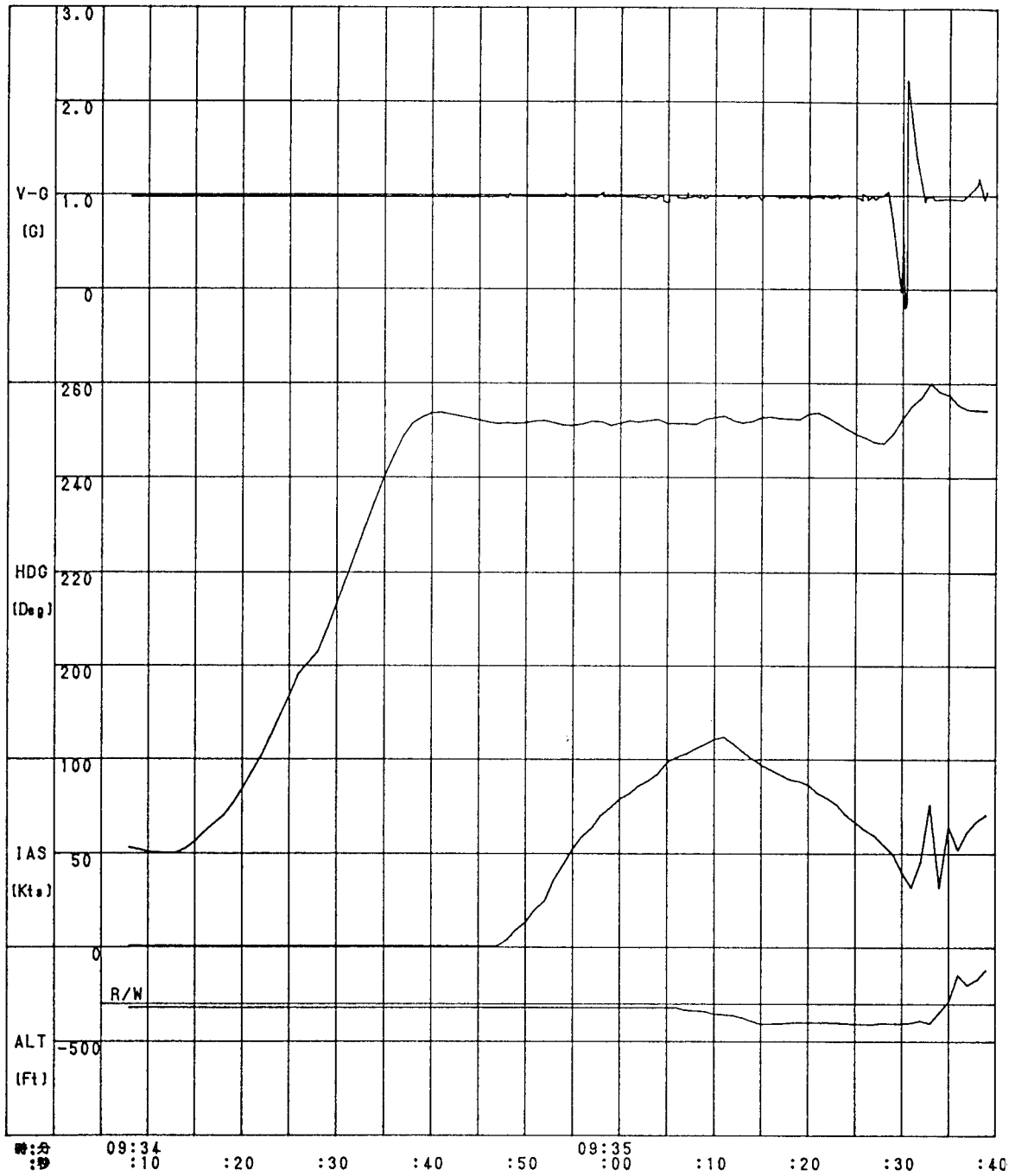
昭和63年1月10日 0000Z (09001)



622051

FDR 解析記録

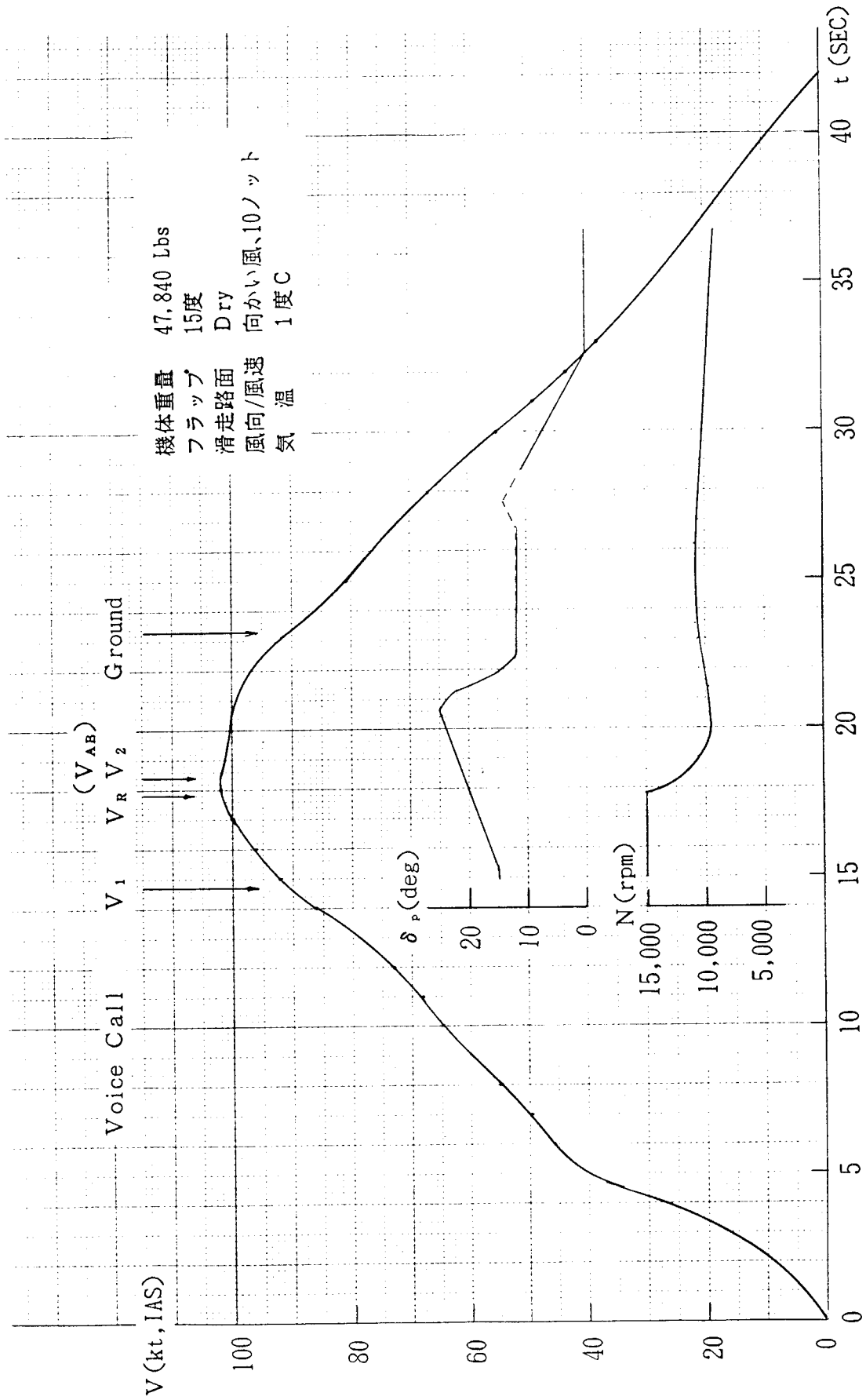
図 2 - 4



MIHO Elevation : 20 ft
 QNH Calibration : -318 ft
 R/W : -298 ft

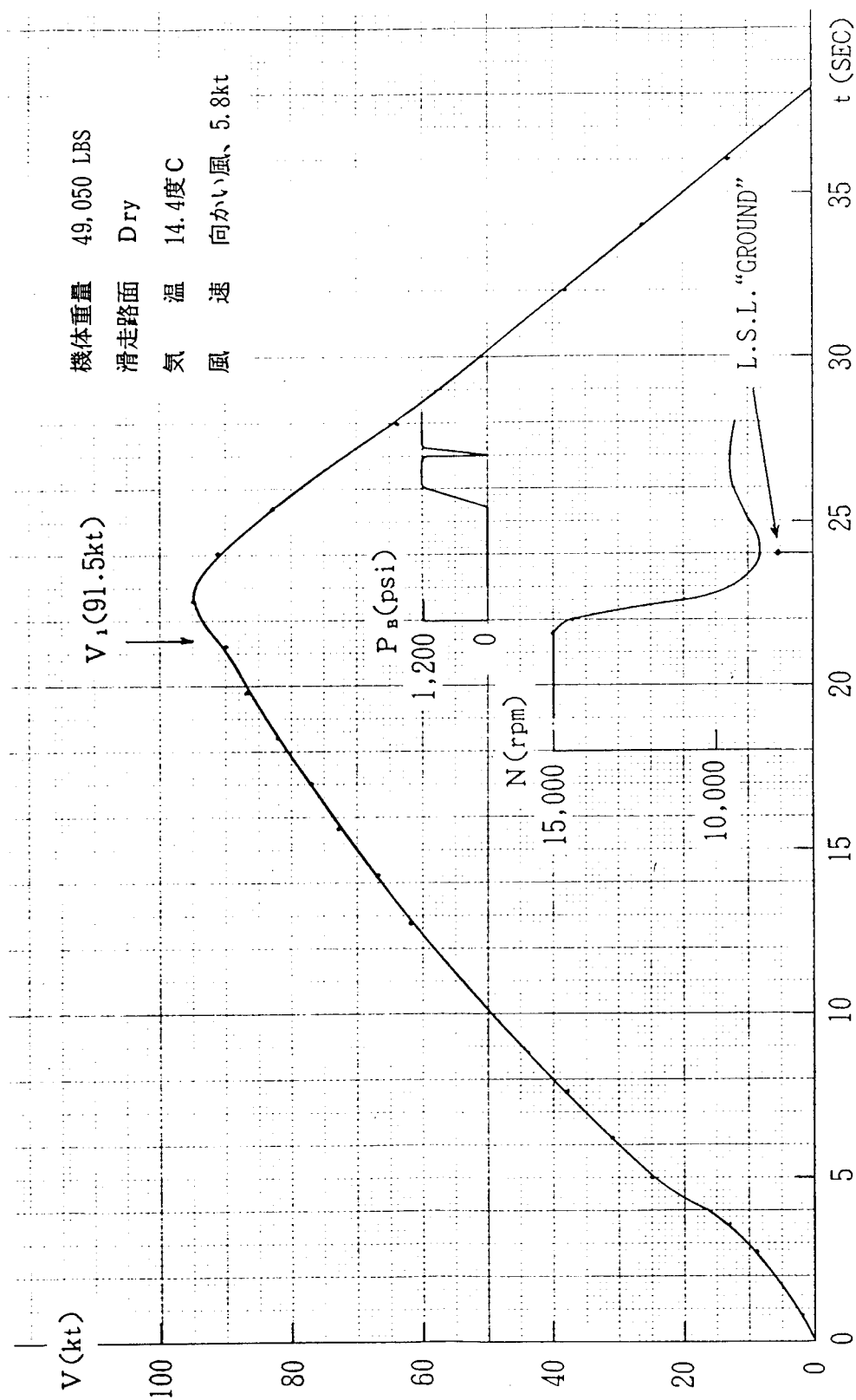
622052

図3-1 試験データ(試験ケース: G-9)



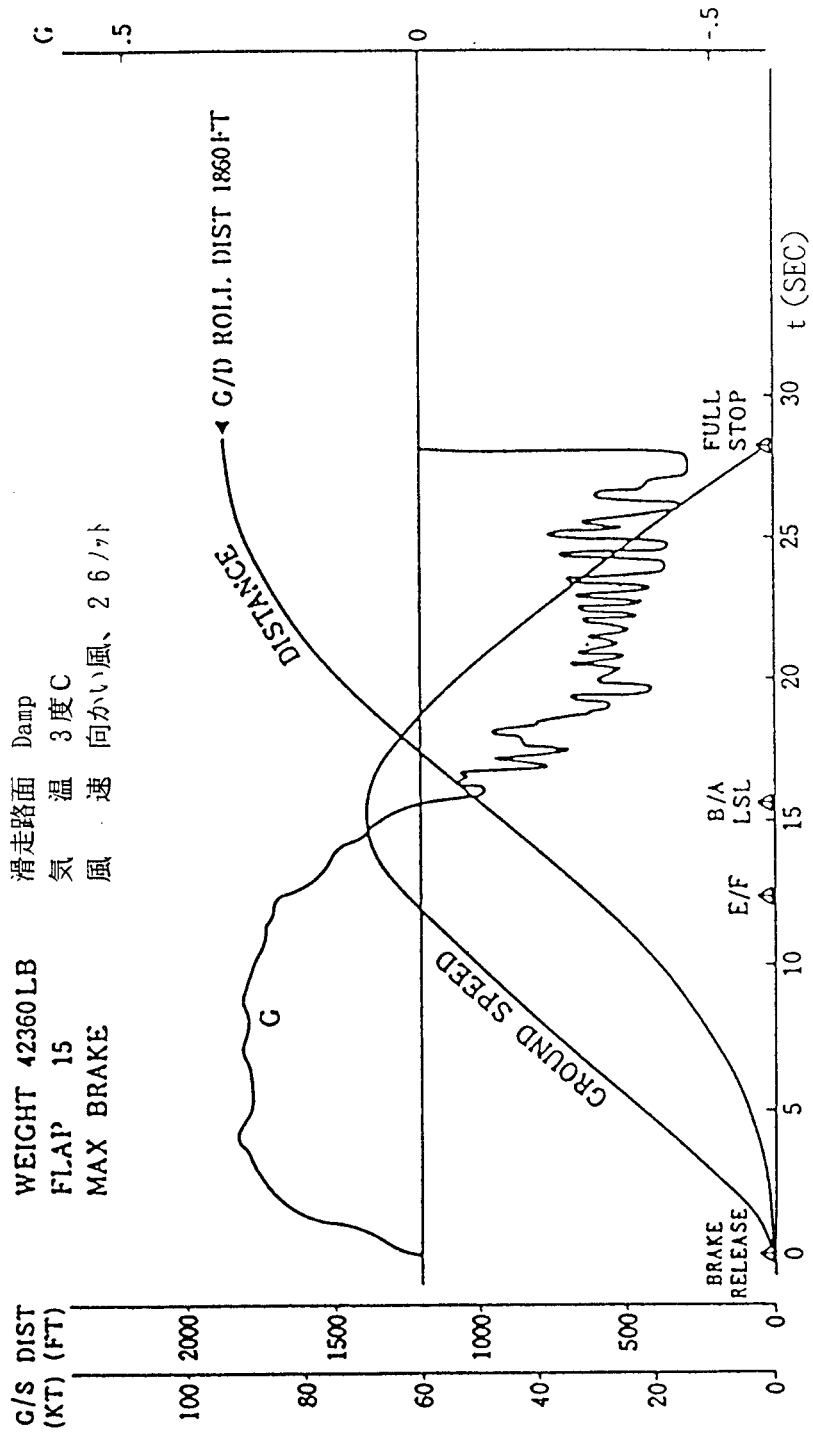
622053

図3-2 離陸断念試験記録(小牧飛行場、昭和39年)



622054

図3-3 離陸断念試験(新潟空港、昭和53年)



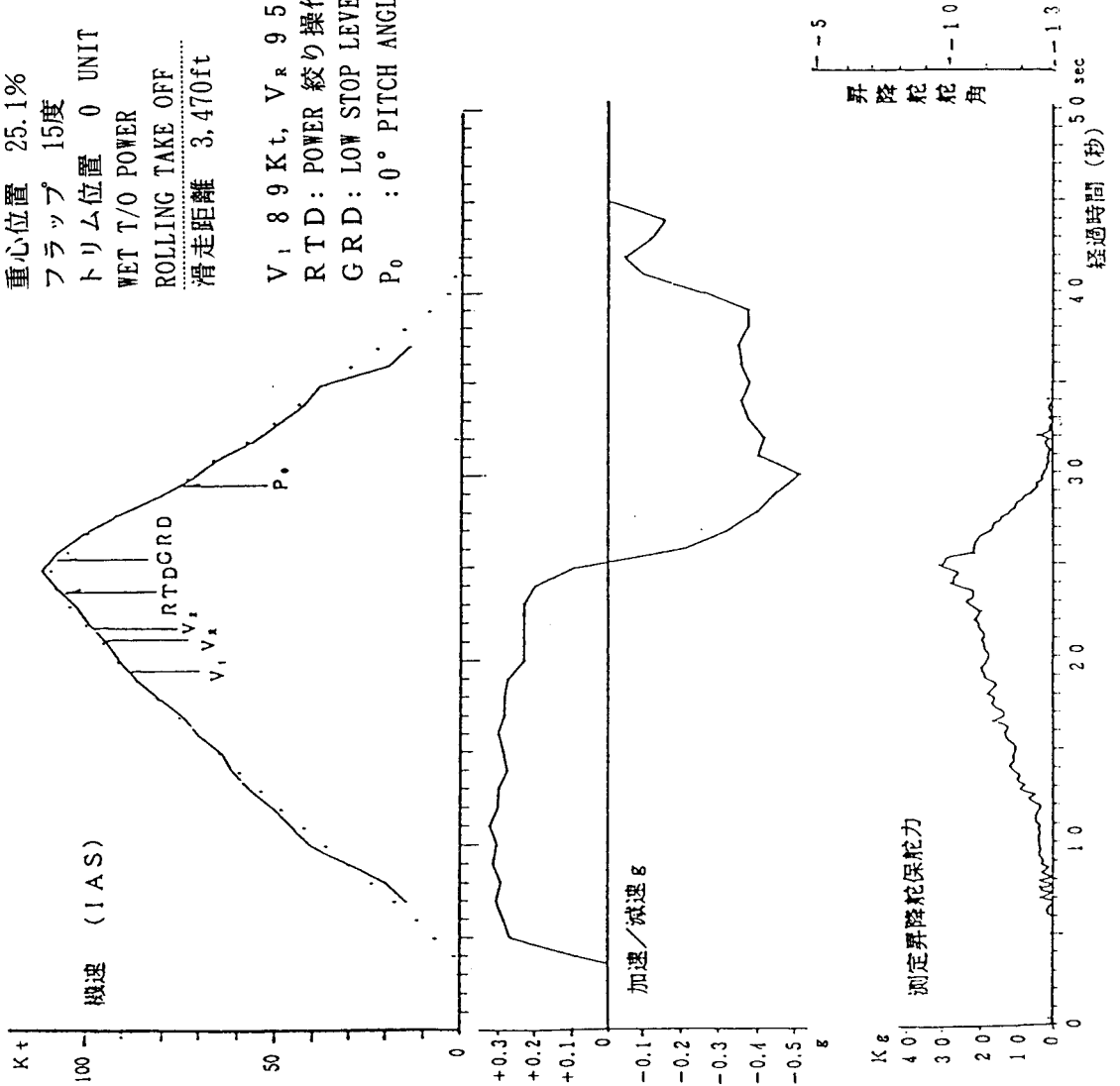
622055

図3-4 離陸断念試験 (アンカレッジ空港、昭和63年)

機体重量 48,268 Lbs 滑走路状況 Dry
 重心位置 25.1% 気温 0.6度C
 フラップ 15度 風速 向かい風、2.6ノット

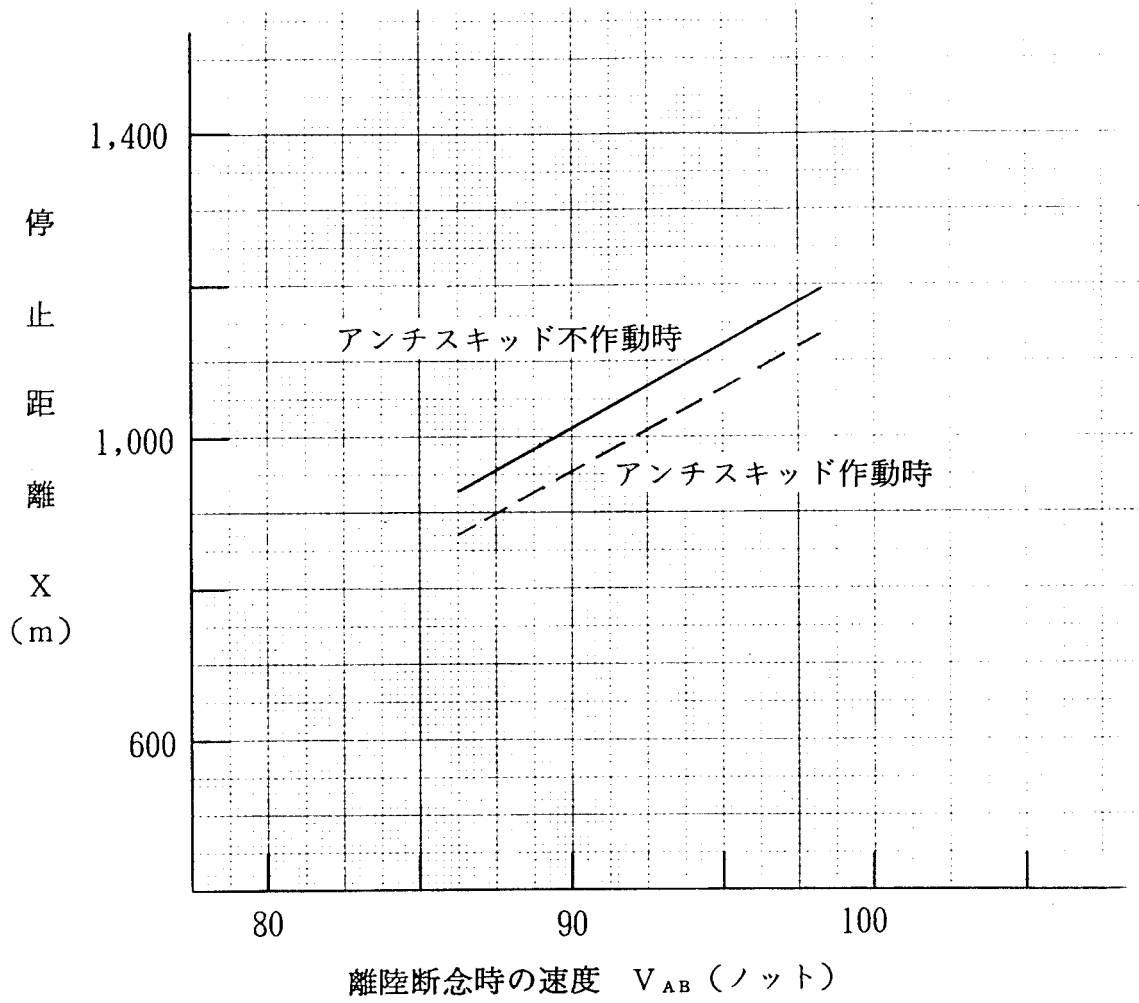
トリム位置 0 UNIT
 WET T/O POWER
 ROLLING TAKE OFF
 滑走距離 3,470ft

V_1 89 Kt, V_R 95 Kt, V_2 98 Kt,
 RTD: POWER 絞り操作開始 (V_2 の2秒後)
 GRD: LOW STOP LEVER, GRD操作開始
 P_0 : 0° PITCH ANGLE到達



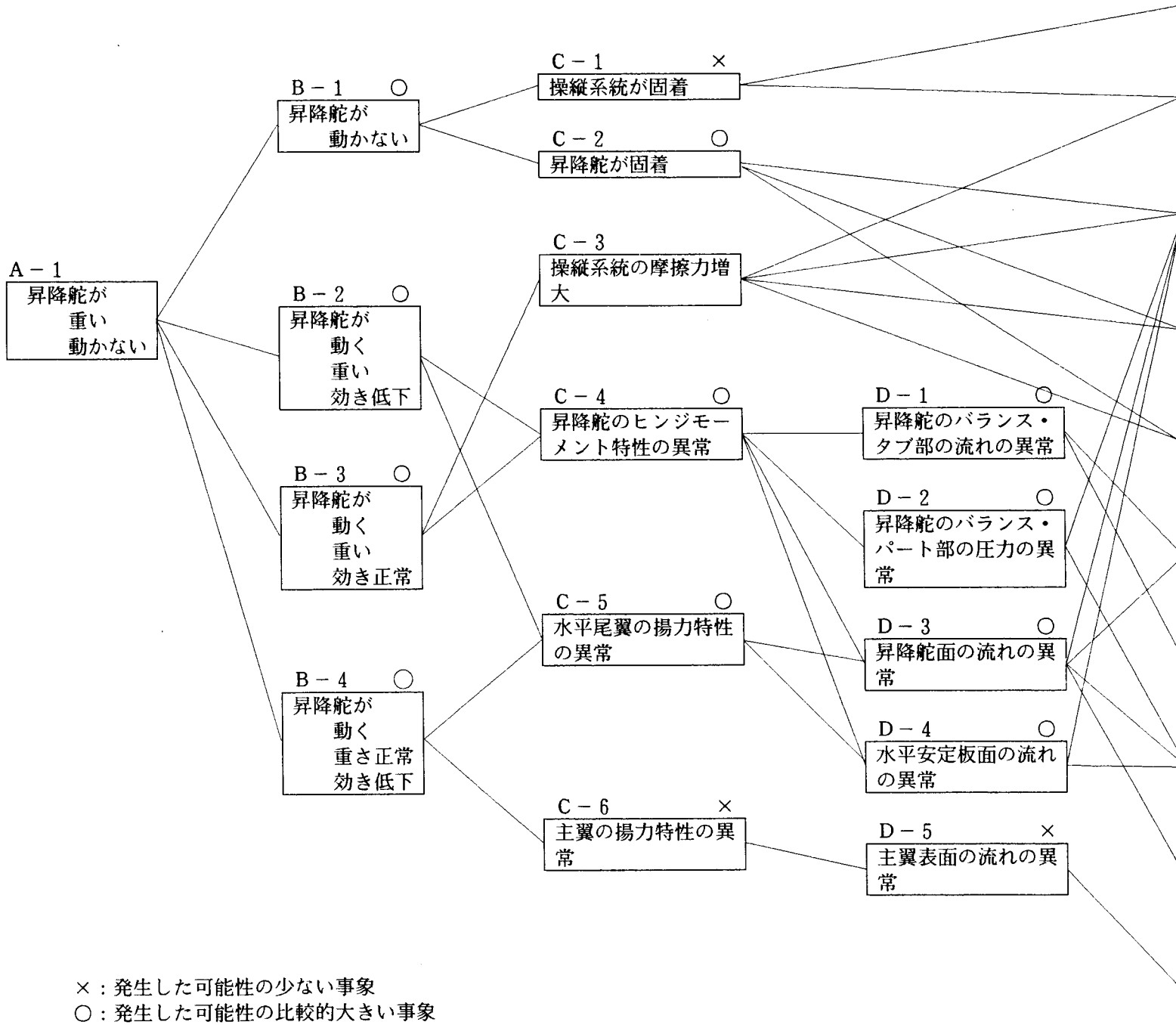
622056

図 3 - 5 離陸断念時の速度の影響



622057

図 3 - 6 昇降舵作動の異常についての関連事象分析図



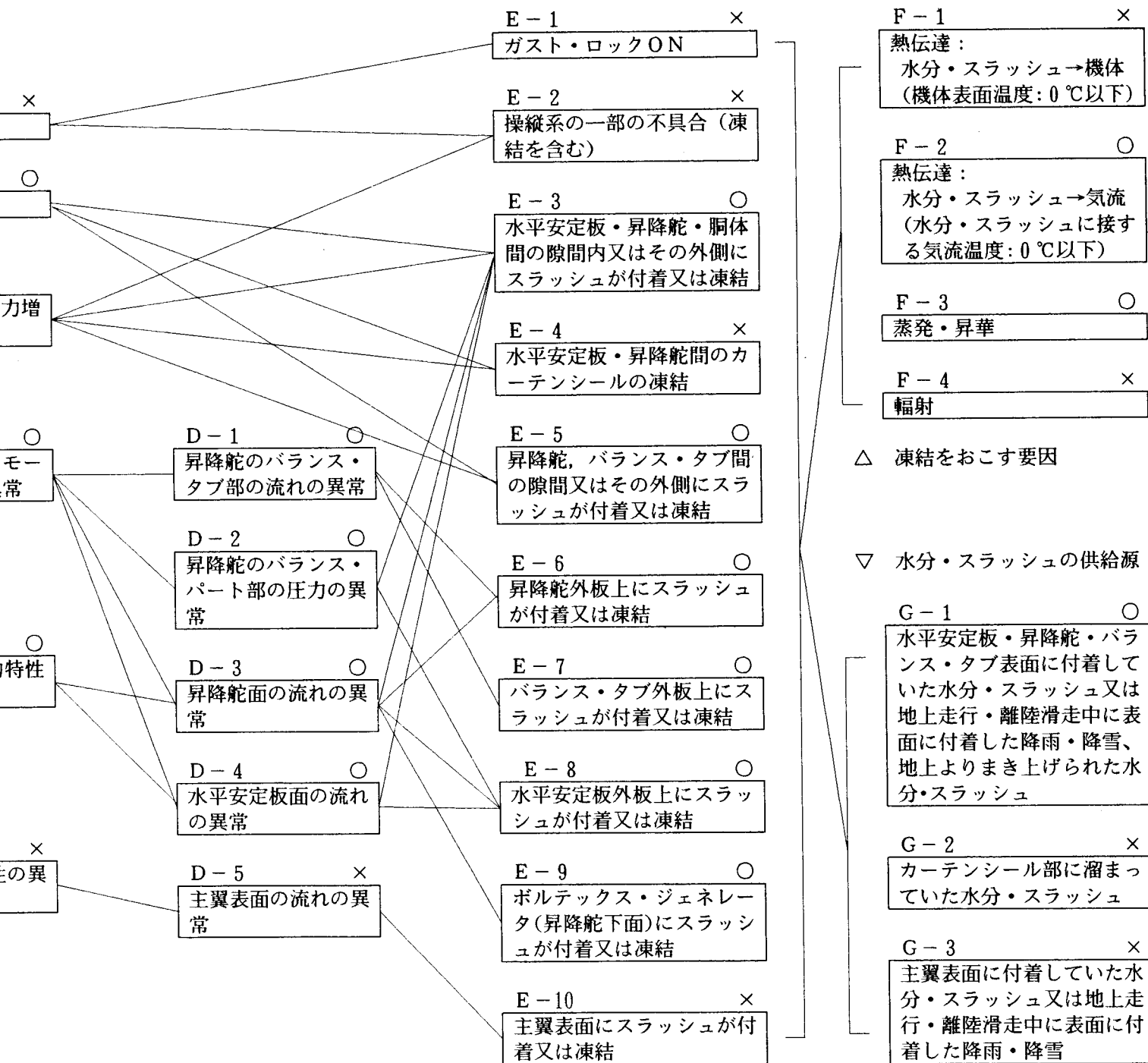


図 3 - 6 の説明

項目	事項	説明
A - 1	昇降舵が 重い 動かない	<ul style="list-style-type: none"> ・速度 $V_R \sim V_2$ 付近で引き起こしができず、したがって、昇降舵の機能が発揮できなかったとのことである。 ・昇降舵の機能が発揮できない場合としては、昇降舵が(1)動かない、(2)重い、(3)効きが低下の3ケースが考えられる。 ・パイロットが不具合発生という緊急事態の瞬間に前述した3ケースのいずれかを明確に把握するのは難しいと考えられる。 ・したがって、昇降舵の作動状況として、B - 1 ~ B - 4 の4ケースを検討する。
B - 2 / B - 4	“昇降舵の効きの低下”について	<ul style="list-style-type: none"> ・“昇降舵の効き”をパイロットが判断する場合の尺度として、以下の(1)~(5)が考えられる。 (1) $\frac{\text{機体の釣り合い角の変化}}{\text{昇降舵角変化}}$ (2) $\frac{\text{機体のピッチ角速度}}{\text{昇降舵角変化}}$ (3) $\frac{\text{機体の釣り合いピッチ角の変化}}{\text{昇降舵操舵力変化}}$ (4) $\frac{\text{機体のピッチ角速度}}{\text{昇降舵操舵力変化}}$ (5) その他 パイロットは場合によって、これらの尺度のうち、一つを用いて昇降舵の効きを判断し、これらの値が予期した値より低かった場合には、不具合が生じたと認識する。 ・“昇降舵の効き”を水平尾翼の機能と結びつけて表現すると、以下のようになる。 (6) $\frac{\text{水平尾翼の揚力変化}}{\text{昇降舵角変化}}$ (7) $\frac{\text{水平尾翼の揚力変化}}{\text{昇降舵操舵力変化}}$ (6)、(7)の値が低下すれば、この低下にほぼ比例して、(1)~(4)の値も低下する。

項目	事項	説明
C-5	水平尾翼の揚力特性の異常	<ul style="list-style-type: none"> ここで問題となる揚力特性の異常として、以下のことが考えられる。 (1) 水平尾翼の揚力係数 (すなわち、$\frac{\text{水平尾翼の揚力変化}}{\text{水平尾翼の迎角変化}}$)の低下 (2) 昇降舵の効き ($\frac{\text{水平尾翼の揚力変化}}{\text{昇降舵角変化}}$)の低下
D-2	昇降舵バランス・パート部の圧力の異常	<ul style="list-style-type: none"> 正常の状態ではバランス・パート上面に働く圧力(P_B)は、水平安定板と昇降舵間のギャップ上面の圧力(P_G)と一致する。 ギャップが詰まる、ギャップ上面付近の流れが阻害されるといような異常があれば、P_Bは変化し、$P_B \neq P_G$となる。
E-1	ガスト・ロック “ON”	<ul style="list-style-type: none"> ガスト・ロック・レバーを“UNLOCK”としたが、系統の不具合でガスト・ロックが“ON”にとどまった場合を含む。
F-2	熱伝達： 水分・スラッシュ →気流（水分・スラッシュに接する気流温度：0度C以下）	<ul style="list-style-type: none"> 主翼・水平尾翼の表面に接する気流の温度は、走行中には翼面の圧力分布に応じて温度が変化する。したがって、大気温度が0度C以上の場合にも、翼面上のある部分では、気流温度が0度C以下に降下する場合がある。
F-3	蒸発・昇華	<ul style="list-style-type: none"> 主翼・水平尾翼に接する気流の湿度は、一般的には100%以下（未飽和）であるので、翼面上に水分・スラッシュがあれば蒸発・昇華が行われ、水分・スラッシュから熱がとられ、場合によっては凍結が進行する。

C V R 記 録

(注)

- (TWR) 美保飛行場管制所
- (JD) 東亜国内航空670便
- (COM) 東亜国内航空社用無線
- (CAP) 機長
- (COP) 副操縦士
- (STW) 客室乗務員
- ・・・ 判読不能の部分
- _____ 判読不確実の部分
- 《 》 補足説明及び作動音

時刻は日本標準時

622060

時刻	交 信 記 録	時 刻	操 縦 室 内 音 声 記 録
09:24:56	(JD) MIHO TOWER TOADOMES 670, Over.	09:24:15	(CAP)次ぎお願いしますね
25:00	(TWR)TOADOMES 670 MIHO TOWER, Go Ahead.	:16	(COP)はい
:02	(JD) 670 5 Minutes Before Engine Start OSAKA, Proposing 13,000, Over.	:16	《Fire Warning Test of the Bell の音》
:07	(TWR)TOADOMES 670 Stand-by Clearance.	:23	《Speed Warning Test of the Buzzer の音》
:10	(JD) Roger.	:25	(CAP)Heading Check 251度
		:28	(COP)No.2 252です
		:29	(CAP)はい
		:31	(CAP)高度計が Plus 5Feet
		:33	(COP)はい
		:34	(COP)燃料がー 5,200
		:39	(CAP)はい
		:40	(COP)メター 《Water Methanol》 が45Gallon です
		:41	(CAP)はい
		:45	(CAP)5分前お願いします
		25:13	(COP)じゃあ 帰りお願いします
		:14	(CAP)はい
		:16	(COP)Take Off Briefingはー Using Runway が 25
		:18	(CAP)はい
		:18	(COP)Wet Rolling Take Off, Flap 15, あー Engine Failure Before V ₁ は Abort Take Off, My Side は Power Lever Idle, Use Brake, Call Ground, Your Side は Set

622061

時刻	交 信 記 録	時 刻	操 縦 室 内 音 声 記 録
		09:25:32	Ground Position, Check Light On, あー Control Wheel を若干 Right 側で Push On 願います
		:33	(CAP)はい (COP)After V ₁ は Continue Take Off, えーと 降ってなくて見えればー、あー Correction Runway 25を South Downwind で入ります
		:41	(CAP)はい
		:42	(COP)見えんかったら Rader Vector の GCA
		:44	(CAP)はい
		:45	(COP)えー Climb が EAST ONE で・・・ Weight が49,000、Normal Power で上がります
		:51	(CAP)はい、Normal Power
		:53	(COP)えー その他 Company Standard でやります
		:56	(CAP)はい
		:56	(COP)That's All です
		:57	(CAP)了解しました
		26:02	(CAP)雪がひょっとして、あの一積もってて、動 かしたりしても上がらん時には、早めにー Abort
		:08	(COP)はい
		:09	(CAP)してください
		:10	(COP)はい、了解
09:26:11	(TWR)TOADOMES 670 MIHO TOWER Clearance Ready To Copy.		
:14	(JD) TOADOMES 670 Go Ahead.		
:16	(TWR)TOADOMES 670 Cleared To OSAKA Airport Via EAST ONE DEPARTURE TOTTORI TRANSITION Flight Planned Route		

622062

時刻	交信記録	時刻	操縦室内音声記録
09:26:33	Maintain 13,000, Maintain 11,000 Until Further Advise, Squawk 4757, Read Back. (JD) TOADOMES 670 Cleared To OSAKA Airport Via EAST ONE DEPARTURE TOTTORI TRANSITION Flight Planned Route Maintain 13,000, Maintain 11,000 Until Further Advise, Squawk 4757, Over. :45 (TWR)TOADOMES 670 Read Back Is Correct, Advise When Taxi. :49 (JD) Roger.	09:26:32	(CAP)Roger
		:51	(CAP)了解しました
		:53	(COP)EAST ONE の 13,000、Restriction で 11,000です
		:55	(CAP)はい
		:55	(COP)4757
		:58	(CAP)Rotationして、あのー揚力がありそうだったら、そのままいってください
		27:02	(COP)はい
		:03	(CAP)High Speedで
		:05	(COP)はい
		:05	(CAP)けっこう海のうえですから、なんとかなると思う
		:12	(COP)Abort した場合とまるー、完全にとまるまでわたしがやりますから
		:14	(CAP)はい
		:16	(COP)かなり降るわ
		:17	(CAP)はい
27:18	(JD) TOADOMES 米子 670 Final どうぞ		

622063

時刻	交信記録	時刻	操縦室内音声記録
09:27:24 :27	(COM)670 米子です、しばらくお待ちください (JD) はい	09:27:36 :38 :39	(CAP)翼の前縁の方は大丈夫ですから (COP)前縁の方は大丈夫です (CAP)ええ
:44 :47 :48	(COM)TOADOMES 670 米子です、どうぞ (JD) どうぞ (COM)670 Finalです、Passenger が48名 Infant 0 です、0 Fuel Weight が42,500 Take Off Weight 48,100、BIU は No Change で お願い します、どうぞ (JD) はい了解	:28:03 :04 :14 :18 :22 :31 :32 :33 :35 :35 :39	(CAP)48,000 Pounds (COP)はい (COP)89、95、98、111、121 (CAP)はい (COP)3030 《Door を Knock する音》 (CAP)どうぞ (STW)お客様48名 Plus 0 です (CAP)はい (STW)・・・ (CAP)Preparation Check List Through Station です Flight Log Book Checked Circuit Breaker And Fuse Checked Parking Brake Set Battery External 27です Fasten Belt And No Smoking On
28:01		:43	

622064

時刻	交信記録	時刻	操縦室内音声記録
			Radio Master And Cooling Fan On Inverter 2 On Prop Light 4 On 2 Out Fire Protection Checked Prop Brake On FDR Set On Flight Instrument And IIS Slaved Cross Checked Stand-by Horizon On Engine Instrument Checked Gear Lever And Light Down 3 Green Fuel And Water Methanol Quantity Checked Hyd. System Checked Stair Checkお願いします By-pass Lever Cabin Pressure And Temp. Control Set Set Set 30% Stand-by Take Off Data And Briefing Checked Completed (COP)Preparation Check List Completed (CAP)Radio Rack Cooling Fan Offにします Ram お願いします (CAP)No.2 Engine Startします (CAP)はい Booster On, Before Start
		09:29:25	
		:29	
		:36	
		:37	

622065

時刻	交 信 記 録	時 刻	操 縦 室 内 音 声 記 録
		09:29:38	Cabin Attendant Report Received
			Fuel Booster Pump All On
			Anti-Collision Light On
			Prop Brake Off
			Door Light Checked Out
			By-pass Lever By-pass
		:45	(COP)Before Start Check List Completed
		:46	(CAP)No.2 Start
		:50	〈Starter Push Button を Push した音〉
		:55	(COP)Light On 22.5
		:59	(CAP)Rotation, Fuel On
		30:01	(COP)Fuel On
		:02	(CAP)Fuel Flow
		:03	(COP)Light On
		:04	(CAP)TGT
		:08	(CAP)Pressure
		:12	(COP)20秒
		:13	(CAP)Roger
		:15	(CAP)Light Out, Lock Out
		:16	(COP)Lock Out
			〈Starter Push Button の Pop Out の音〉
		:17	(CAP)Pop Out, Light Out
		:19	(CAP)By-pass Normal お願いします
		:21	〈Wiper の作動音、約2秒間〉
		:22	(CAP)By-pass Please
		:24	(CAP)No.1 Engine Start
		:25	〈Engine Select Switch を Set した音〉
		:26	(CAP)はい Start
			〈Starter Push Button を Push した音〉

622066

時刻	交 信 記 録	時 刻	操 縦 室 内 音 声 記 録
09:31:39	(JD) MIHO TOWER TOADOMES 670 Request Taxi.	09:30:30	(COP)Light On 22.5
		:31	(CAP)Rotation, Fuel On
		:34	(COP)Fuel On
		:35	(CAP)Fuel Flow
		:35	(COP)Light On
		:37	(COP)No.2 Stabilized
		:38	(CAP)Roger, TGT, Pressure
		:46	(COP)20秒
		:47	(CAP)Roger
		:50	〈Starter Push Button の Pop Out の音〉
		:51	(CAP)Lock Out, Pop Out, Light Out
		:53	(COP)はい
		:58	(CAP)Temp. Control Auto お願いします
		31:00	(COP)はい
		:10	〈Wiper の作動音、これより録音記録終了ま で続く〉
		:12	(CAP)Starting 後の Check List
		:16	Generator And Battery On Battery
			Starter And Ignition Safe Off
			Alternator Start On
			AC DC Voltage Checked
			Windshield On
			By-pass Lever Normal
			Fuel Trim Day Trim
		:28	Ground Equipment And Chock Removed
		:29	Window Closed
		:37	(COP)After Start Check Completed
			(CAP)Taxi お願いします

622067

時刻	交信記録	時刻	操縦室内音声記録
09:31:43	(TWR)TOADOMES 670 Runway 25 Wind 250 At 8		
:51	Temperature 1 QNH 3027.		
:54	(JD) Roger Runway 25, 3027.		
:56	(TWR)Contact MIHO TOWER 126.2.		
	(JD) 670 Roger.		
		09:31:59	(CAP)Engine Anti-ice On お願いします
		32:01	(COP)はい
		:02	(COP)・・・おきますから
		:04	(CAP)はい
		:07	(CAP)Check Right Side
		:08	(COP)Clear
		:09	(CAP)Right Side Clear
		:10	《Engine 音が高くなる = Taxi開始》
		:32	(CAP)Flap 15
		:34	(COP)15
		:45	(COP)15 Set
		:46	(CAP)Roger
		:48	(COP)Cabin Ready
		:56	(CAP)Heading Check 193度
		:59	(COP)193度
		33:00	(CAP)はい
		:01	(CAP)Taxi Check List
		:03	Brake Checked
			Flight Instrument Checked
			Flap Set 15度
			Trim Tab Setお願いします
		:10	Take Off Data And Bug Rechecked
		:13	(COP)Taxi Check Completed
		:14	(CAP)Roger

622068

時刻	交信記録	時刻	操縦室内音声記録
09:33:15	(TWR)TOADOMES 670 MIHO TOWER.		
:17	(JD) 670 GO Ahead.		
:19	(TWR)TOADOMES 670 Roger, Visibility One Thousand Five, Correction 1,500 Meters, RVR 1,400 Meters Wind 250 Degrees At 8 Knots, Cleared For Takeoff.		
:33	(JD) TOADOMES 670 Cleared For Takeoff.	09:33:35	(CAP)200の800ですね
		:36	(COP)はい
		:39	(CAP)Roger Final Traffic Clear
		:42	(CAP)Before Take Off Check List
		:53	Take Off Nortification Notified Pitot And Static Heater On Fuel Heater Off Landing And Taxi Light On Cooling Fan And Spill Valve Off Manual Water Methanol System On Radar, Transponder And DME On
		34:05	(COP)Gust Lock And Flight Control
		:06	(CAP)Stand-by Please
		:21	(COP)よく降りますねー
		:22	(CAP)あーずいぶん
		:23	(CAP)いまあの一 Brake よく効きましたから、こ のまいきますね
		:26	(CAP)Gust Lock Off Please
		:31	(COP)Check And Free
		:34	(CAP)You Have Control
		:36	(COP)Roger
		:37	(CAP)はい

622069

時刻	交 信 記 録	時 刻	操 縦 室 内 音 声 記 録
		09:34:38	(COP)Wet Rolling Take Off
		:40	(COP)Let's Go
		:50	(CAP)Flight Position
		:51	(CAP)Light Out
		:52	(COP)はい
		:54	(CAP)Pressure Up
		:58	(CAP)Engine Normal
		35:00	(CAP)80
		:01	(COP)I Have
		:01	(CAP)You Have
		:03	(CAP)V ₁
		:04	(CAP)VR
		:05	(CAP)V ₂
		:07	(COP)おもしろいなあ
		:08	(COP)・・・(Nose Up や Abort Ground 等に聞こえる)
09:35:27	(TWR)670 TOWER どうしたんですか	:32	〈衝撃音〉
:34	(TWR)670 TOWER どうしたんですか	:35	〈Bell の音、約2秒間〉
		:36	〈Buzzer の音、約4秒間〉
		:39	(CAP)・・・ Off < 録音記録終了 >

622070

付

録

622071

付録 1 離陸断念に関する秋田空港 における飛行試験

YS-11型機の離陸断念時の特性に関する資料を得るため、次の試験を行った。

1 試験の概要

秋田空港において、昭和63年3月2日及び3日、下記の事項についての資料を得る目的で、実機を使用しての試験を行った。

離陸断念時のスロットル・レバー操作

離陸断念時のエンジン回転数変化

離陸断念時のプロペラ・ピッチ角変化

離陸断念直後の機体速度の増加

離陸断念後の減速

滑走距離

なお、一部の試験では水平安定板・昇降舵上面にスラッシュを乗せ、その挙動を観察した。

離陸断念に関する試験の概要を表A1-1に示した。

試験種目は、(ア) 速度 V_1 で離陸断念操作に入る場合、(イ) 速度 V_2 で離陸断念操作に入る場合と、さらに、(ウ) 速度 V_2 になってから間を置いて離陸断念操作に入る場合の3種類を中心に行った。上記のうち、(イ)及び(ウ)のケースは、今回の事故のように速度 V_R で離陸引き起こしができなかった場合を模擬したものである。なお、特殊な状況下での離陸断念に関連する資料を得る目的で、(エ) 減速時にブレーキを使用しない試験、(オ) 昇降舵ガスト・ロック・レバー“LOCK”位置での試験を行ったが、(エ)は滑走路面が氷結していたり、あるいは厚いスラッシュ等で覆われていてブレーキが全く効かない場合、(オ)は昇降舵が動かない場合等を想定したものである。

2 試験結果

(1) 試験データの代表例を図A1-1～A1-4に示した。

図には機体速度 V (k t、IAS)、エンジン回転数 N (rpm)とプロペラ・ピッチ角 δp (deg)の変化を示した。また、試験中の操縦士による速度の呼称等もVoice Callとして併示した。

(2) スロットル・レバー操作について

622072

すべての試験ケースで、離陸断念時のスロットル・レバーの全開位置から全閉位置への操作は4.8秒以内で完了している(図A1-5)。最短の場合は1.6秒であり、平均値は3.6秒であった。

なお、スロットル・レバーの操作に時間がかかっているのは、スロットル・レバーを急激に絞った場合のエンジン・ガスタービン温度の急激な上昇を危惧して、計器を注視しながら操作を行ったためである。

(3) エンジン回転数変化について

スロットル・レバーの全開位置から全閉位置への操作に対応するエンジン回転数変化の例を図A1-5に示した。

スロットル・レバー操作に対応して、エンジン回転数は初めは急速に低下し、多くの場合10,000rpm以下に下がるが、その後一時的に上昇した後緩やかに低下して、一定値(スロットル・レバー全閉位置に対応するエンジン回転数約8,500rpm)に近づく傾向を示している。

このような離陸断念時のエンジン回転数変化の傾向は、YS-11型機のエンジン及びプロペラシステムの制御特性に基づくものと考えられる。エンジン及びプロペラ制御系統の設計資料から抜粋した離陸断念時のエンジン及びプロペラの挙動についての推定計算例を、図A1-6に示した。

(4) プロペラ・ピッチ角変化について

離陸滑走に入って加速中のプロペラ・ピッチ角変化及び離陸断念後の減速中のプロペラ・ピッチ角変化を図A1-7に示した。

測定精度の低いこともあって、プロペラ・ピッチ角と機体速度との関係を示す個々のデータには散らばりがあるが、加速時の傾向は機体の速度80ノット付近までは速度とともにプロペラ・ピッチ角は20度近くまで徐々に増すが、その後は急速に増大する傾向を示している。なお、ピッチ角の最大値は25度から30度の範囲に分散しており、速度が90~100ノット付近で離陸を断念してスロットル・レバーを絞り、速度が低下し始めた時点でのプロペラ・ピッチ角のデータにも、大きな散らばりがみられる。また、これが離陸断念後のプロペラ・ピッチ角変化にも影響して、ピッチ角減少の状況も個々のケースで散らばりがみられる。減速時の傾向としては、減速の初期にはピッチ角が10度付近まで急速に低下するが、それ以降の低下は緩やかである。プロペラ・ピッチ角が0度になる時点の機体速度データは、40~80ノットの間で大きく散らばっている。また、離陸断念時の速度が大きい場合には、それ以降のピッチ角が0度になるまでに要する時間が長くなる傾向を示

している。

なお、図A 1 - 6の推算例には、プロペラ・ピッチ角変化も示したが、スロットル・レバーを絞った後に一時的なピッチ角増加が認められた。これはYS - 11型機のエンジン及びプロペラ制御系統の過渡特性によるものであり、本試験でもこの傾向が認められたケースがある。

(5) 離陸断念直後の速度増加について

試験は予め離陸断念時の速度を V_2 又は V_1 と定め、操縦士には V_2 又は V_1 を呼称すると同時にスロットル・レバーの閉操作を行わせるようにした。この場合、スロットル・レバーの閉操作を行っても推力が負になるまでには幾らかの時間を要するため、また、操作の遅れもあるので、当初は加速し速度が増大する。速度の増大量は試験ケースにより異なるが、離陸断念時の速度を V_2 とした場合には6～7ノット、 V_1 とした場合には5～6ノット程度であった。また、離陸断念時の速度に達してから少しの間を置いてスロットル・レバーの閉操作を行った場合には、間の置き方にもよるが、速度増大量は9～18ノットという大きな値となった。

(6) 離陸断念後の減速について

離陸断念後の機体の速度低下は一様ではないが、ほぼ一定の減速度の領域があるので、その値を平均減速度としてFDRの速度記録から求めた。

滑走路面がドライ又はダンプ（湿っているが水膜のない状態）である場合の平均減速度は $2.6 \sim 3.8 \text{ m/s}^2$ 程度であった。ただし、これは向かい風成分約12ノットを受けた場合である。

また、離陸断念後の減速時にブレーキ操作を行わない試験も行った。この場合の平均減速度は $1.2 \sim 1.3 \text{ m/s}^2$ 程度（ただし、向かい風成分約10ノットの状態）であった。この場合、機体の減速に寄与するものは、機体、プロペラの空気抵抗及びタイヤの転がり摩擦抵抗である。

(7) 滑走距離について

表A 1 - 1に滑走距離を示した。

前半の試験（試験ケースT及び試験ケースGの一部）では、ブレーキ・パッドが一部不良であったこと及び滑走路面状況がウェットであったことが関係し、滑走距離は大きく延びている。試験ケースGの後半では、向かい風成分が大きいことが効いて、速度 V_2 で離陸断念した場合でも滑走距離は1,000メートル程度の短い値を示している。

このように、本試験は前述したような滑走距離に大きく影響する特殊な状況下で

行われたため、滑走距離についての一般性のあるデータとはならなかった。

なお、昇降舵ガスト・ロック・レバーを“LOCK”位置として行った試験の結果は、“UNLOCK”位置での試験結果と比較して、その影響は特に顕著なものではなかった。

表A 1 - 1 離陸断念試験概要

試験ケースNo. 試験種目(1 試験の概要参照)	T-1 (ア)	T-2	T-3 (イ)	T-4	T-5 (ウ)	T-6 (オ)	
気温(°C)	2	2	2	2	2	2	
露点温度(°C)	0	0	0	0	0	0	
QNH(Inch/Hg)	29.87	29.87	29.86	29.86	29.86	29.85	
風向・風速(度/Kt)	130/04	150/03	140/04	140/03	130/04	120/08	
使用滑走路	28	28	28	28	28	28	
滑走路面状況	Wet	Wet	Wet	Wet	Wet	Wet	
機体重量(Lbs)	48,090	47,990	47,790	47,690	47,390	47,190	
フラップ設定角度(Deg)	15	15	15	15	15	15	
ガスト・ロック状態	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	
水・メタノール噴射	有	有	有	有	有	無	
速度設定値 V_1	89	89	89	89	89	89	
(Kt, IAS) V_R	95	95	95	95	95	95	
V_2	98	98	98	98	98	98	
離陸断念速度 V_{AB} (Kt, IAS)	89	離陸	98	離陸	98	89	
試験結果	速度最大値(Kt, IAS)	100	—	105	—	116	95
	加速距離(m)	740	—	810	—	840	860
	減速距離(m)	750	—	750	—	1,090	740
	滑走距離(m)	1,490	—	1,560	—	1,930	1,600
	平均減速度(m/s ²)	2.47	—	2.84	—	1.92	2.34
備考	(#)	(#)	(#)	(#)	(#)	(#)	

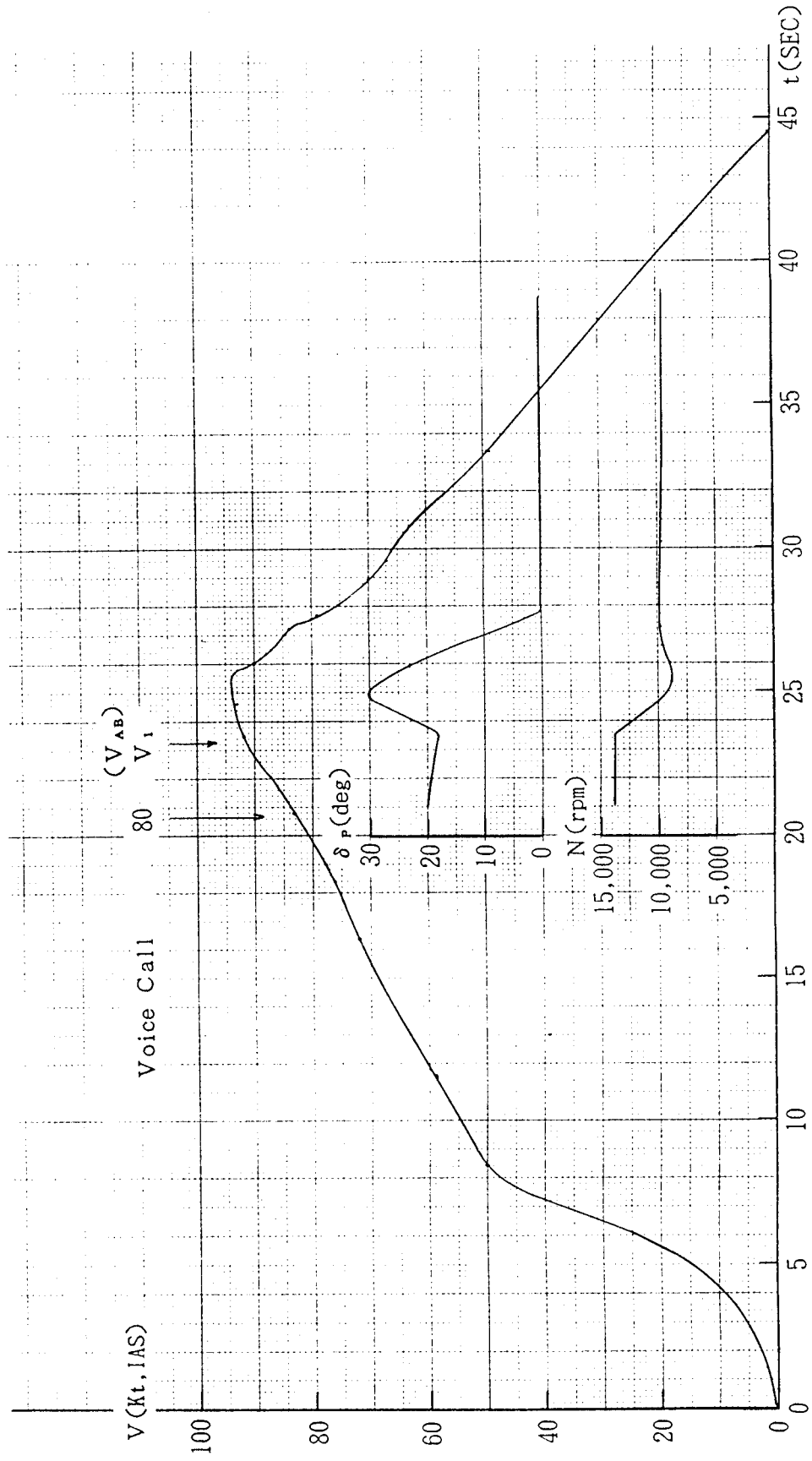
622075

試験ケースNo. 試験種目(1試験の概要参照)	G-1 (ア)	G-4 (エ)	G-5 (エ)	G-6 (ウ)	G-7 (ウ)	G-8 (ア)	G-9 (イ)	
気温(°C)	2	1	1	2	2	1	1	
露点温度(°C)	1	0	1	1	0	-1	-2	
QNH(Inch/Hg)	29.84	29.73	29.72	29.72	29.72	29.71	29.70	
風向・風速(度/Kt)	140/03	—	300/10	270/08	300/14	290/13	300/10	
使用滑走路	28	28	28	28	28	28	28	
滑走路面状況	Wet	Wet	Wet ~Damp	Wet ~Damp	Wet ~Damp	Dry	Dry	
機体重量(Lbs)	48,490	47,940	47,590	47,290	47,140	48,090	47,840	
フラップ設定角度(Deg)	15	15	15	15	15	15	15	
ガスト・ロック状態	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	
水・メタノール噴射	有	有	有	有	有	無	有	
速度設定値 V ₁	89	89	89	89	89	89	89	
(Kt, IAS) V _R	95	95	95	95	95	95	95	
V ₂	98	98	98	98	98	98	98	
離陸断念速度V _{AB} (Kt, IAS)	89	89	89	98	98	89	98	
試験結果	速度最大値(Kt, IAS)	104	100	102	106	107	94	102
	加速距離(m)	770	860	640	500	540	680	540
	減速距離(m)	660	1,200	1,400	490	570	420	600
	滑走路距離(m)	1,430	2,060	2,040	990	1,110	1,100	1,140
	平均減速度(m/s ²)	3.12	1.20	1.28	2.80	3.80~ 1.93*	3.30	2.56
備考	バランス・タブにスラッシュを乗せての試験(#)	ブレーキ踏まず 水平尾翼にスラッシュを乗せての試験 ブレーキ・パッド交換	ブレーキ踏まず			*:減速度は大きく変化している		

(#) G-1 試験後の機体点検で、ブレーキ・パッドの1個不良が認められたことから、T-1からG-1までの試験では、ブレーキ・パッドの一部が不良であったことが考えられる。

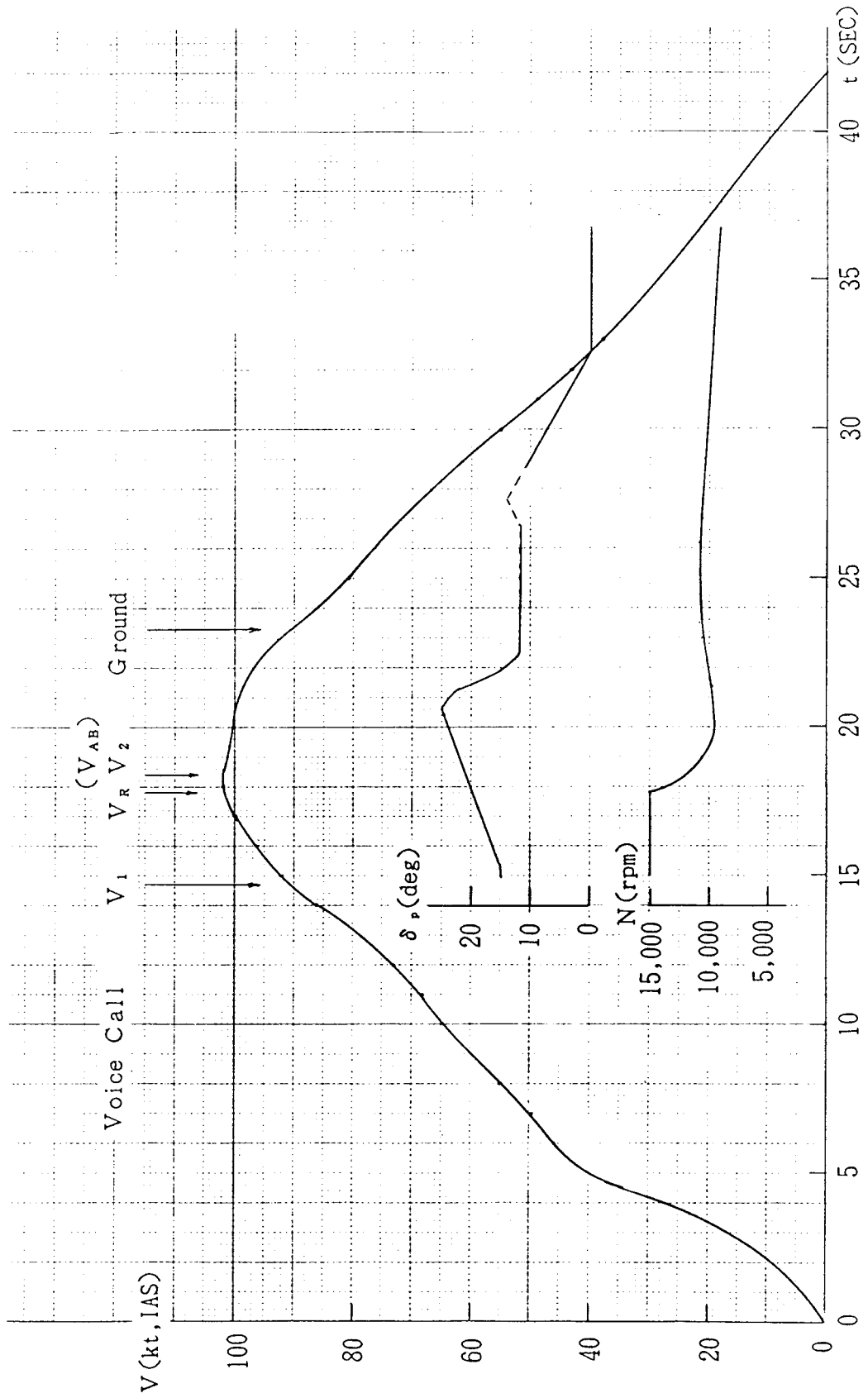
622076

図A1-1 試験データ (試験ケース: G-8)



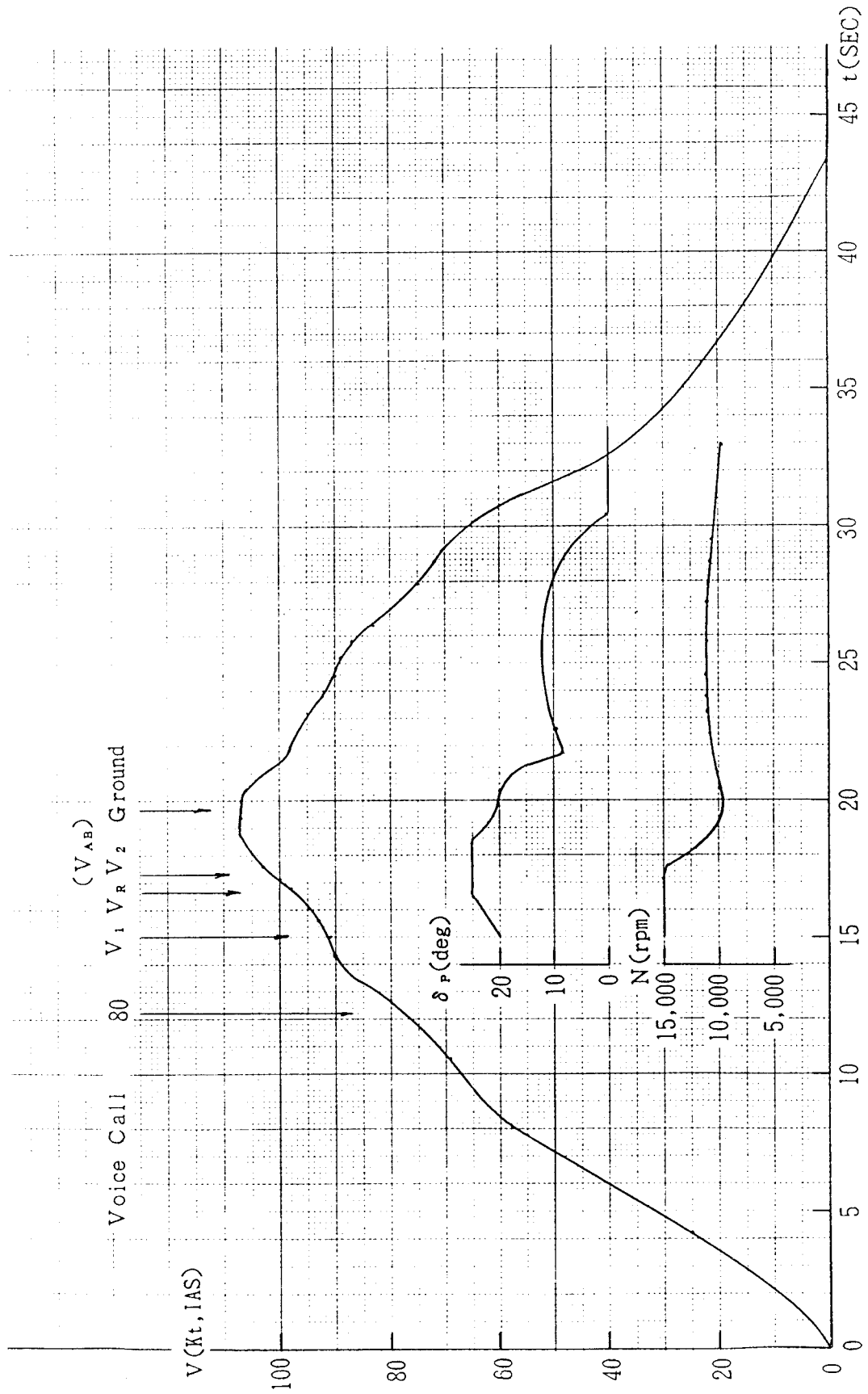
622077

図A1-2 試験データ (試験ケース: G-9)



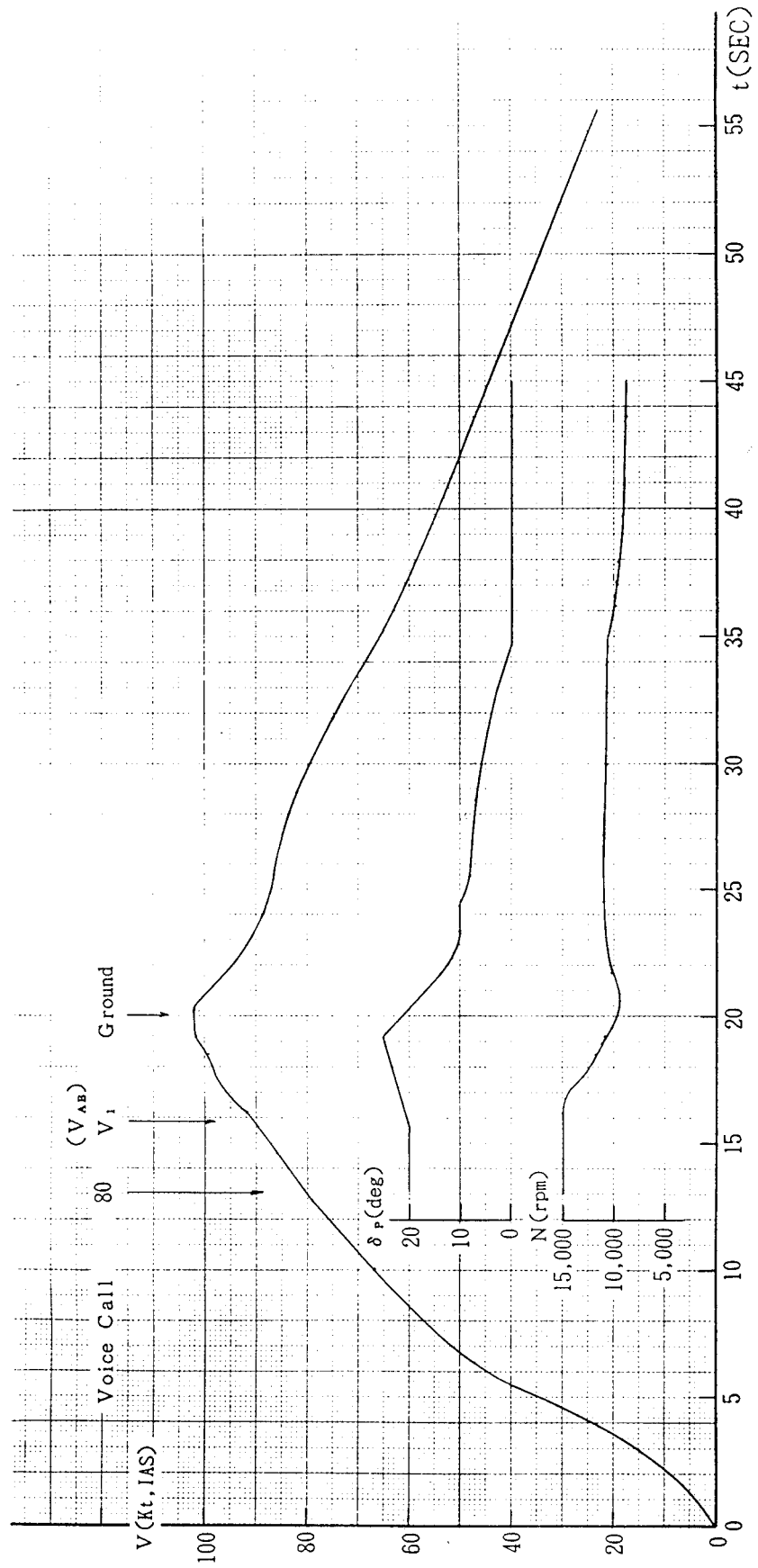
622078

図A 1-3 試験データ (試験ケース: G-7)



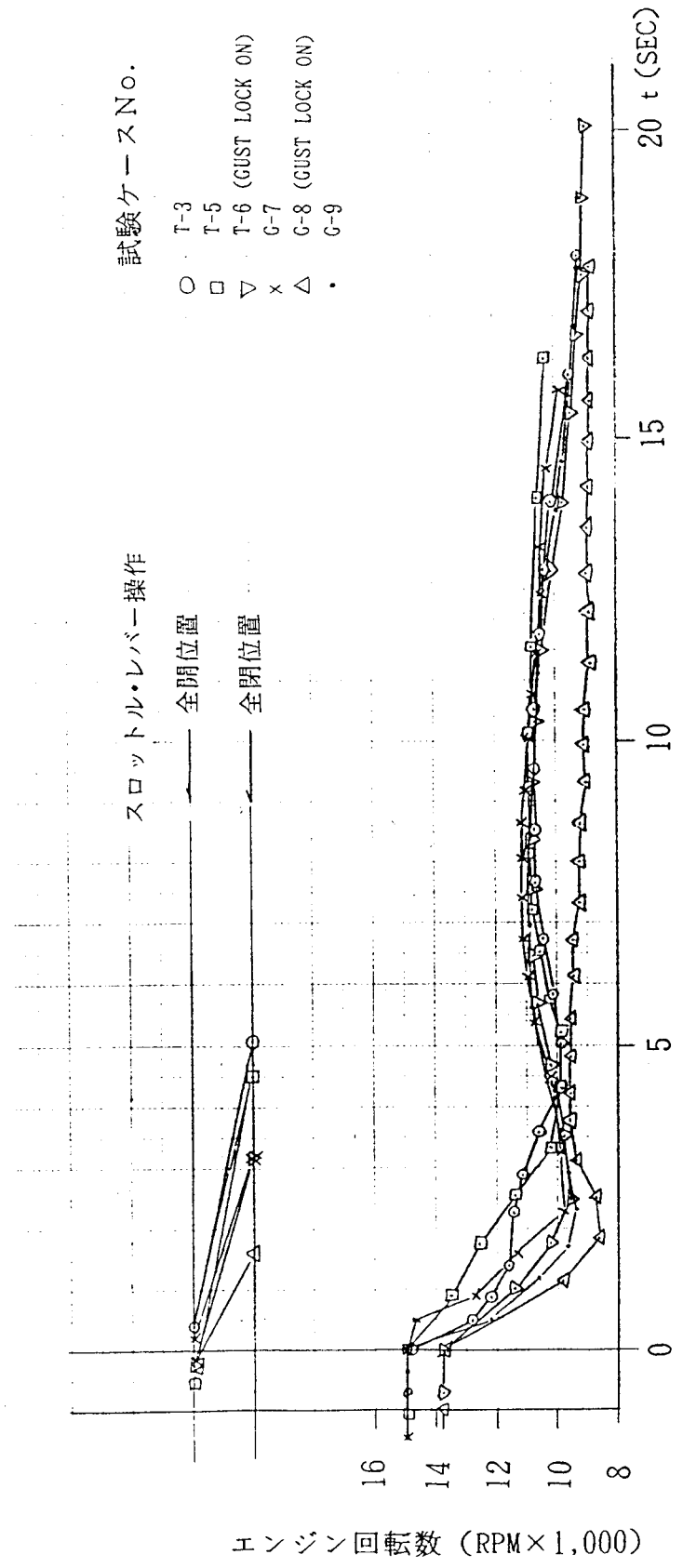
622079

図A1-4 試験データ (試験ケース: G-5)



622080

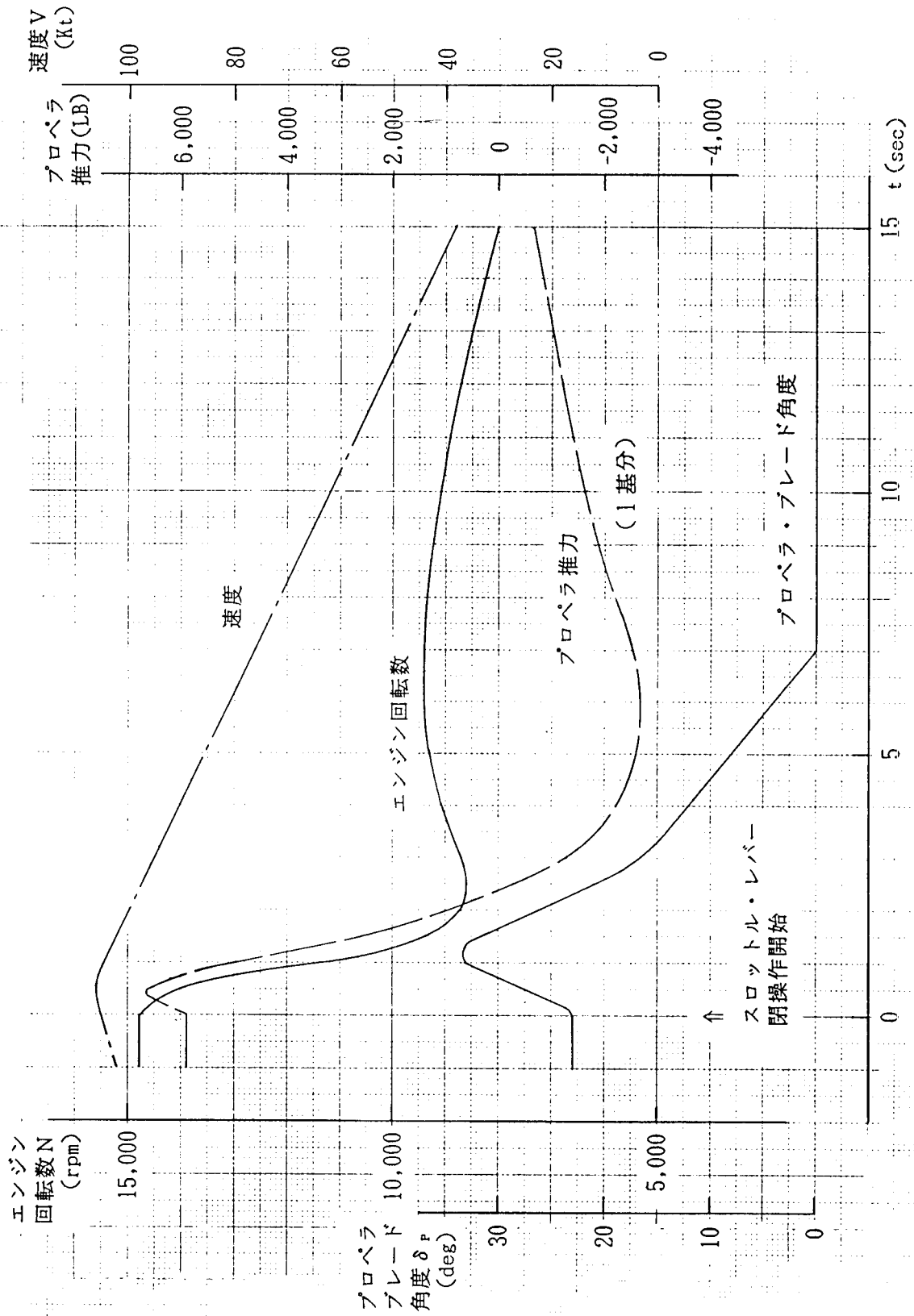
図A1-5 スロットル・レバー操作とエンジン回転数変化



エンジン回転数減少後の経過時間

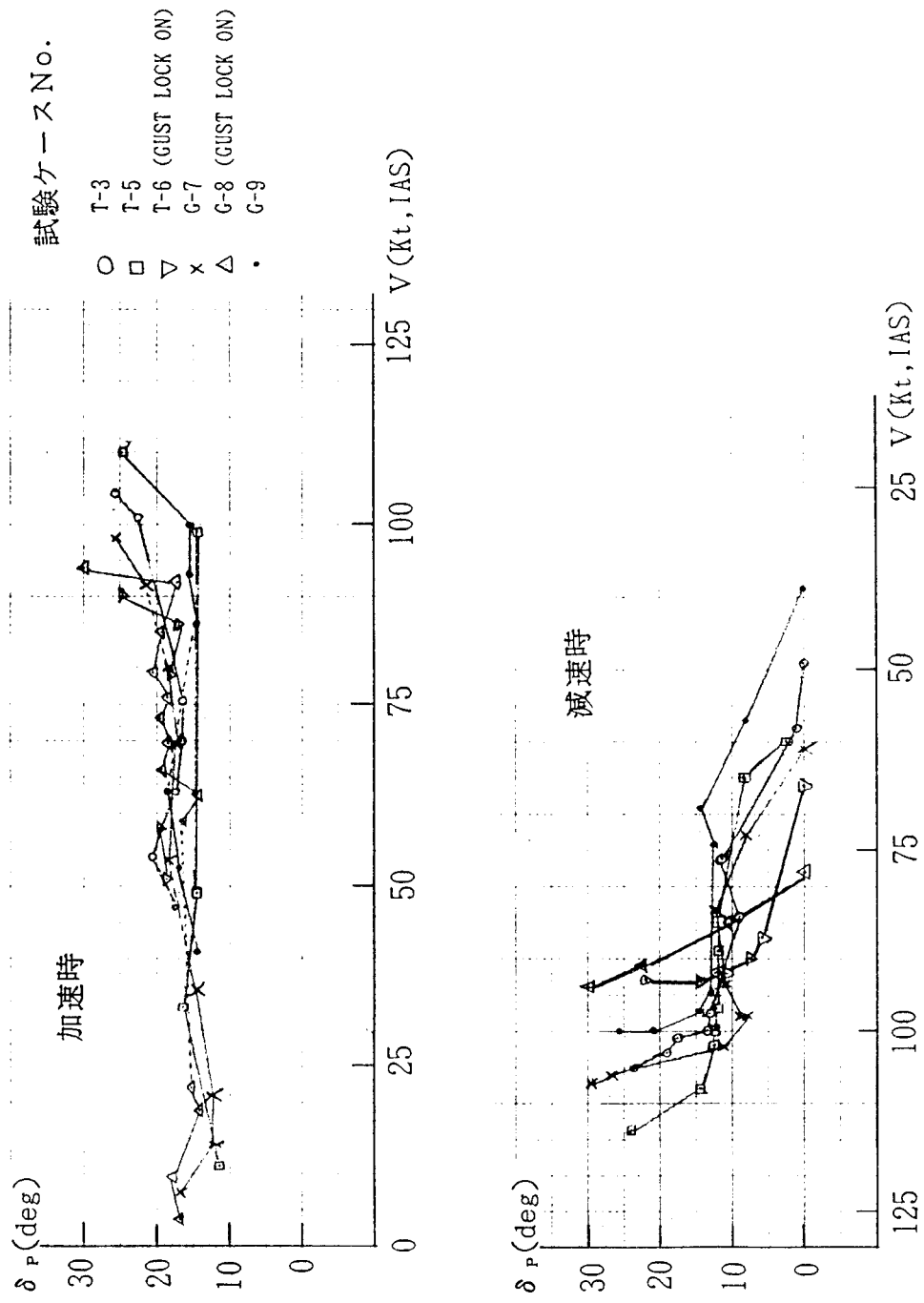
622081

図A1-6 離陸断念時の特性（推定計算例）



622082

図A1-7 プロペラ・ピッチ角変化



622083

付録2 YS-11型機の寒冷時運航中の
昇降舵作動の異常事例

622084

発生年月等	発生時の飛行状態	気象・滑走路状況、その他	不具合の状況	その他の
昭和41年10月中旬	<ul style="list-style-type: none"> ・巡航時 (高度16,000ft, 速度183kt) ・雲から出た15分後 	<ul style="list-style-type: none"> ・出発前の駐機中、激しい降水現象があった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行中、昇降舵が重くなった。 ・5,000ftに降下した後、昇降舵は正常に戻った。 	<ul style="list-style-type: none"> ・着陸後取り外した昇降舵から、1〜3リットルの水が出た。
昭和41年12月中旬 08:10~	<ul style="list-style-type: none"> ・大阪国際空港での離陸滑走及びその後の上昇時 	<ul style="list-style-type: none"> ・前夜から、みぞれまじりの降雪があった。 ・気温 -1度C 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸時、3舵とも重かった。 ・高度4,500ftで正常に戻った。 	<ul style="list-style-type: none"> ・出発前、エプロンで機体上の雪(1〜2cm)を除去した。
昭和44年2月中旬	<ul style="list-style-type: none"> ・松島飛行場での離陸滑走及びその後の上昇中 	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪 ・気温0度C ・雲高1,000〜11,000ft 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸引き起こし時に、昇降舵が非常に重く、トリム・タブ操作を併用する。 ・高度1,000ftで雲中飛行となり、昇降舵は5,000ftを通過したところから徐々に軽くなり、11,000ftで雲上に出た後に正常に戻った。 	<ul style="list-style-type: none"> ・出発前、機体に付着していた湿潤な雪を水洗いして除去し、さらに布で水滴をふきとった。 ・離陸滑走開始まで、3舵を動かして凍結防止に努めた。
昭和45年3月中旬 15:20~	<ul style="list-style-type: none"> ・大阪国際空港での離陸滑走及び上昇から着陸まで 	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸時、昇降舵が非常に重かった。 ・離陸後は副操縦士も操舵に協力した。 ・上昇角の6度を維持するのが困難であった。 ・トリム・タブをUP10度としたところで効果が現れた。 	<ul style="list-style-type: none"> ・出発前点検時、機体に付着していた5mm程度の雪を除去したがその後降雪があり、再度主翼について除雪を行った。 ・水平尾翼には5〜10mmの積雪があるものと思われたが、そ

622085

発生年月等	発生時の飛行状態	気象・滑走路状況、その他	不具合の状況	その他の他
			<ul style="list-style-type: none"> 高度8,000ftではトリム・タブをUP13度にしたが、上昇率は低下した。 着陸進入中も昇降舵の効きが悪く、速度を大きめの120ktとし、その後フリップを35度としたところトリムがスットバに当たったので、以後は大きな力でエレベータ操作を行った。 接地速度108kt(通常より10kt大)で、昇降舵を全力で引いて接地した。 	<ul style="list-style-type: none"> のままで離陸した。 離陸滑走まで昇降舵の動きは正常であった。
昭和46年 1月上旬 08:20~	<ul style="list-style-type: none"> 熊本空港での離陸滑走及びその後の上昇 	<ul style="list-style-type: none"> 不明 	<ul style="list-style-type: none"> 引き起こし時、昇降舵が重かった。 	<ul style="list-style-type: none"> 飛行後の点検で異常は認められなかった。
昭和48年 2月下旬	<ul style="list-style-type: none"> 降下飛行中 	<ul style="list-style-type: none"> 不明 	<ul style="list-style-type: none"> 降下中、昇降舵が重くなった。押しが非常に重く、バネのような反発を感じる。引きは操縦感覚がなくなった。この時点で主翼に着氷が生じた。 このような傾向は、速度150kt以下で下で顕著になり、昇降舵操舵に対する応答も低下した。 	<ul style="list-style-type: none"> 飛行後の点検で異状は認められなかった。

622086

発生年月等	発生時の飛行状態	気象・滑走路状況、その他	不具合の状況	その他の
7 昭和53年12月下旬	・着陸後	・不明	・着陸後、ガスト・ロック・レバーが“LOCK”位置に入らなかった。	<ul style="list-style-type: none"> ・本機はアンロック・スプリング部にカバーを装着していない機体であった。 ・飛行後の点検で、昇降舵ガスト・ロック機構内のアンロック・スプリング部に氷結が認められた。
8 昭和57年12月中旬 12:00~12:35	・秋田空港での離陸滑走中 (離陸断念)	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪:スノー・シヤワー ・気温 0度C ・露点温度 -4度C ・風速 10kt ・滑走路積雪 約20mm ・滑走路 2,000×60m 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸滑走時昇降舵が重くて引き起こせず、離陸を断念した。 	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行前、エプロンで機体に着した雪を除去した。 ・離陸滑走前のチェックでは、昇降舵の作動は正常であった。 ・離陸断念後エプロンに戻る途中のチェックでは、昇降舵の作動は正常であった。 ・エプロンに戻った時点で、主翼及び胴体表面の処々に5mm程度の雪が付着していた。 ・エプロンで再度除雪を行い、2回目の離陸は正常に行われた。

622087

	発生年月等	発生時の飛行状態	気象・滑走路状況、その他	不具合の状況	その他の
9	昭和58年 2月中旬	東京国際空港での離陸滑走中	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸滑走時、速度V_Rで昇降舵が重かった。離陸後、引き返し着陸した。 	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行前、除雪を行った。 ・着陸後の点検では、昇降舵の作動は正常であった。
10	昭和58年 2月中旬 13:50~	函館空港での離陸滑走及びその後の上昇中	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪:スノー・シャワー ・気温 -1度C ・露点温度 -2度C ・風速 約15kt ・視界 良 ・雲 雲頂3,000ft 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸滑走時に昇降舵が重く、速度V_Rでは浮揚しなかった。 ・離陸後もピッチ角が十分にとれず、通常より速い速度150~160ktで上昇した。 ・高度3,000ftで雲頂に出て日光に当たったが、その直後に昇降舵の重さが正常に戻った。 	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行前の点検では、昇降舵の作動は正常であった。
11	昭和58年12月中旬 18:30~	山形空港での離陸滑走中(離陸断念)	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪:スノー・シャワー ・気温 -1度C ・露点温度 -2度C ・風速 約10kt ・滑走路積雪 35~45mm ・滑走路 2,000m×45m 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸滑走時、速度V_Rで昇降舵が非常に重く、バフエットを感じ離陸を断念した。 	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行前、エプロンで機体の除雪を行ったが、その後約40分間待機したため、再度除雪を行った。 ・離陸滑走前のチェックでは、昇降舵の作動は正常であった。 ・離陸断念後、エプロンに戻る途中のチェックでは、昇降舵の作動は正常に戻っていた。 ・その後の点検で、水平尾翼翼根部上面に雪氷が認められた。

発生年月等	発生時の飛行状態	気象・滑走路状況、その他	不具合の状況	その他の
12	昭和58年12月下旬 ・大阪国際空港での離陸滑走及びその後の上昇中	・視界 良 ・気温 -2度C	・離陸滑走時、速度 V_R で昇降舵が非常に重く、トリム・タブを併用し、UP 5.5度で浮揚した。 ・上昇中に、昇降舵は正常に戻った。	面積 約100cm×40cm 厚さ 約5mm ・離陸滑走前のチェックでは昇降舵は正常であった。 ・着陸後の点検でも、昇降舵は正常であった。
13	昭和59年1月中旬 18:20~18:30 ・福岡空港での離陸滑走中 (離陸断念2回)	・降雪 1度C ・気温 -1度C ・露点温度 約1kt ・風速 5~10mm ・滑走路積雪 2,800×60m ・滑走路	・離陸滑走時、速度 V_R で昇降舵が非常に重く、離陸を断念した。 ・2回目の離陸滑走時も、速度 V_R で昇降舵重く動きも悪く、動き量が正常時の1/2程度であったので、離陸を断念した。	・1回目の離陸に先立って、待機中に機体に付着した雪の除雪を2回実施した。 ・1回目の離陸断念後のチェックでは、昇降舵の作動は正常であった。 ・1回目の離陸断念後は除雪を行わず、その10分後に2回目の離陸を開始した。 ・2回目の離陸断念後のランブでの点検では、主翼・水平尾翼上面に5~10mmの積雪が認められた。

622089

発生年月等	発生時の飛行状態	気象・滑走路状況、その他	不具合の状況	その他
14 昭和61年 1月中旬 14:20~	・新潟空港での離陸滑走及びその後の上昇中	<ul style="list-style-type: none"> ・降雪:スノー・シャワー、みぞれ混じりぼたん雪 ・気温 1度C ・露点温度 -3度C ・風速 15kt ・視程 1,500m 	<ul style="list-style-type: none"> ・着水を恐れて、速度V_Rを95ktと高めを選び、離陸滑走終期に操縦舵を引いたが、中立位置より引けなかった。 ・全力で引き、速度130ktで浮揚した。 ・昇降舵を引き続けたが機体の上昇は悪く、脚上げ、パワー全開状態で速度は170~180ktとなった。 ・トリム・タブを併用して上昇を続けた。 ・高度3,000~4,000ftで雲上に出たが、その直後昇降舵が正常に戻った。 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸滑走前、ガスト・ロックをオフにし、昇降舵の作動を十分にチェックした。
15 昭和53年	・アラスカ空港の空域 離陸滑走中 (離陸断念)	<ul style="list-style-type: none"> ・気温0度C 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸時、速度125ktでも機首上げができず、離陸を断念した。 ・この間、昇降舵には明瞭な固着現象は認められなかった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸前、機体上の積雪(4~5cm)があったので、主翼・尾翼部分の雪を除去した。 ・離陸を断念後、胴体も含めて全機体の除雪を再度行い、その後正常に離陸した。
16 不明	・アラスカ空域 離陸上昇中	<ul style="list-style-type: none"> ・天候は曇潤状態 ・気温は凍結を生じるような温度であった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・離陸上昇中、昇降舵操舵が重くなつた。 ・数分後、速度150ktで昇降舵の重さは急に正常に戻った。 	

622090

付録3 水平尾翼まわりの凍結 についての理論解析

水平尾翼にスラッシュ(雪と水の混合物)が付着していると、地上走行、離陸滑走の際に強制対流熱伝達及び蒸発熱流出によって凍結が進行する可能性がある。この現象について簡単な数字モデルを考案し、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。

1 凍結に関する理論

(1) 熱伝達メカニズムの検討

水平尾翼の表面にスラッシュが付着した状態で、航空機が走行する場合にはそのスラッシュの凍結が進行する可能性があると考えられるので、凍結に関与する熱伝達メカニズムについて検討する。一般的には、次に述べる a～d の4つのメカニズムの関与が考えられる。

- a 境界層の表面の気流の温度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。
- b 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伴い、熱が流出する。
- c スラッシュからのふく射により熱が流出する。
- d スラッシュから翼構造への伝導により熱が流出する。

しかし、当該事故の発生時には曇天で降雪中であつたことから、ふく射は無視できると考えられる。また、水平尾翼表面とスラッシュの温度差もわずかなので、翼構造への熱伝導も無視できると考えられる。この結果、aに述べた対流熱とb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。

(2) モデル及び方程式の構成(参考文献1)

さらにモデルを簡単化するために、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。

このようにモデルを単純化すると関係する2つの方程式が得られる。すなわち、強制対流によりスラッシュを出て外部の気流に流出する単位面積当たりの熱流量は、

$$q_c = \tau \cdot c_p \cdot (T_w - T_s) / (u_s - u_w) \quad (A3-1)$$

スラッシュからの水蒸気の蒸発に伴い流出する単位面積当たりの熱流量は、

$$q_e = \tau \cdot (I_{vs} - I_{lw}) \cdot (w_w - w_s) / (u_s - u_w) \quad (A3-2)$$

(3) パラメタの説明

- τ : 水平尾翼の表面に働く乱流剪断応力
- c_p : 乾燥空気の定圧比熱
- T_w : スラッシュ表面の温度で0度Cとする
- T_s : 境界層表面の気流温度(静温)
- u_s : 境界層表面の気流速度
- u_w : スラッシュ表面の速度、 u_s に比べ十分に小さいので0とする
- I_{vs} : 気流温度での水蒸気のエンタルピー
- I_{lw} : スラッシュ表面での水のエンタルピー
- w_s : 境界層表面の気流(湿潤空気)中の水蒸気の質量分率
- w_w : スラッシュ表面のすぐ近傍の空気中の水蒸気の質量分率

気温 T_a 、露点温度 T_d 、気圧 p_a 、航空機の走行速度 U 、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出力 P と直径 D 、尾翼の前縁から熱流量を計算すべき場所までの流れに沿った距離 x 、動粘性係数 ν 、熱流量を計算すべき場所での圧力係数 C_p が分かると、上記の諸量を計算によって求めることができる。

(4) 解析上の問題点

(ア) プラントル数を1とすることについて

動粘性係数を温度拡散率で割ったプラントル数は、0度Cの空気では0.714となり、プラントル数を1と近似するのはほぼ妥当と考えられる。

この近似の意味について述べる。乱流境界層の主要部分は乱流混合領域であるが、その底部の固体壁面近傍には粘性底層がある。乱流混合領域と粘性底層では熱の移動を支配するメカニズムが異なる。乱流混合領域では物質粒子の移動によって熱が移動するのに対して、粘性底層では分子の移動すなわち熱伝導によって熱の移動が行われる。しかしながら、プラントル数が1の場合には、両領域における熱の移動は同じ式で表されることになって、粘性底層と乱流混合領域を区別する必要がなくなるということである。

622092

(イ) ルイス数を1とすることについて

空気中への水蒸気の拡散係数を温度拡散率で割ったルイス数は、0度Cの水蒸気が空気中へ拡散する場合に1.45となり、ルイス数を1と近似するのはほぼ妥当と考えられる。

近似の意味を述べる。粘性底層での水蒸気分子の移動と乱流混合領域での湿潤空気粒子の移動に伴う水蒸気の移動を支配する式は、ルイス数1の場合は同じ式になって、粘性底層と乱流混合領域を区別する必要がなくなるということである。

(ウ) 乱流剪断応力について

乱流剪断応力は、翼表面の平滑さの程度に応じその値が大きく変化する。スラッシュの存在による翼表面の凹凸を勘案すれば、滑らかな平板の乱流境界層の場合の値の3~5倍程度の値となる(参考文献2)と考えられる。一般に、乱流剪断応力は境界層表面の気流速度的1.8乗に比例するので、(A3-1)、(A3-2)式の分母に共通して表われる速度($u_s - u_w$)の寄与を割り引くと、熱流量は境界層表面の速度の0.8乗に比例して増加することとなる。

(エ) 水蒸気の質量分率及びエンタルピーについて

蒸発熱には、水蒸気の質量分率とエンタルピー変化が寄与することが(A3-2)式に示されている。スラッシュの表面の近傍では、空気は水蒸気で飽和していると考えられるので、0度Cでの飽和水蒸気圧を用いて質量分率 w_w を求める。他方、境界層の外側の気流では、露点温度に対応して決まる水蒸気圧から質量分率 w_s を求める。エンタルピー変化の大部分は、スラッシュ表面の水が蒸発して水蒸気になる蒸発熱の寄与であり、これに水蒸気のわずかな温度変化に伴う分が加算されている。

2 水平尾翼まわりの気流速度・温度についての検討

地上走行ないし離陸滑走の初期には、ダウン・スプリング及び操縦桿を押すことにより、昇降舵後縁下げとなっている。したがって、水平尾翼の昇降舵ヒンジ部付近には相当の負圧が働き、気流速度の増加と温度降下が生じる。負圧の大きさは水平尾翼の迎角と昇降舵の舵角によって変わるが、類似の風洞実験結果を参照すると、地上走行状態では昇降舵の舵角13度でヒンジ部付近の圧力係数が $C_p = -0.6$ 程度と考えられる。凍結の進行には、気流速度の増加と温度降下が重要な役割を果たし得るので、等エントロピー流を想定して走行速度及び水平尾翼の圧力係数の影響を推算した。

水平尾翼まわりの気流速度 u_s 及び気流温度 T_s を支配する要因として、a)気温、b)

走行速度、c)昇降舵ヒンジ部付近の圧力係数のほか、プロペラ後流を被っている部分については、d)プロペラの駆動出力と、e)直径をあげることができる。最初にプロペラ後流を被っていない場合について、水平尾翼まわりの気流速度及び気流温度に対するa)気温、b)走行速度、c)昇降舵ヒンジ部付近の圧力係数の影響を調べる。次に、プロペラ後流を被っている場合を調べる。

(1) プロペラ後流を被っていない場合

図A3-2には、気温0度C、気圧101.3kPa(1気圧)の場合に、 C_p を-0.8から0まで0.2刻みで変えて、走行速度の関数として気流速度 u_s 及び気流温度と気温の差($T_s - T_a$)をプロットしている。

なお、気流速度は $u_s = (1 - C_p)^{1/2} U$ と近似できる。すなわち、気流速度は走行速度に比例し、かつ、負圧の強化に伴い増加する。

気流温度と気温の差は、 $T_s - T_a = \{(\gamma - 1) \rho_a / (2 \gamma \cdot p_a)\} T_a C_p U^2$ と近似できる。ここで、 γ は空気の比熱比、 ρ_a は大気の密度である。気流温度の低下分は、走行速度の2乗、気温(ケルビン表示値)及び圧力係数の積に比例する。

(2) プロペラ後流を被っている場合

(1) 走行速度との関係

図A3-3には、気温0度C、気圧101.3kPa(1気圧)、離陸出力状態で C_p を-0.8から0まで0.2刻みで変えて、走行速度の関数として u_s 及び($T_s - T_a$)をプロットしている。このグラフは、図A3-2とは非常に異なる様子を示している。離陸出力状態では、気流速度はプロペラ後流の寄与によるものが支配的であって、走行速度が増加しても気流速度は若干増加するに過ぎない。図A3-2で温度差が走行速度の2乗に比例していたのに対して、このグラフでは走行速度の1次関数に近い変化を示す。プロペラ後流を被らない場合には速度が増加すると気流温度は必ず気温よりも低下していたのに対して、離陸出力状態のプロペラ後流の中では走行速度が高く、かつ、昇降舵ヒンジ部付近の圧力係数の絶対値が大きい場合にのみ気流温度が気温よりも低下する。図A3-2の場合と比較すると、圧力係数の変化量あたりの温度差変化が大きい。これは、プロペラ後流の中では気流速度が大きいからである。

(1) プロペラ駆動出力との関係

地上走行を想定し、走行速度15m/sにおいて、プロペラ駆動出力を離陸出力の1パーセントから25パーセントまで変化させた場合に、気流速度・気流温度に対する影響を調べた。

図A3-4には、気温0度C、気圧101.3kPa(1気圧)で、 C_p を-0.8から0まで0.2刻みで変えて、プロペラ駆動出力の関数として u_s 及び $(T_s - T_a)$ をプロットしている。気流速度も気流温度と気温の差もプロペラ駆動出力に強く影響されていることがわかる。地上走行を想定した走行速度と出力状態の組合せでは、出力が少ない場合にだけ気流速度が気温を下回る。

3 水平尾翼表面での熱流量についての検討

(1) 水平尾翼表面の境界層の近似

YS-11型機の地上走行状態では水平尾翼には主翼の吹き下ろしがかかり、水平尾翼の有効迎角はわずかに負になっていると考えられる。したがって、水平尾翼の上面の圧力分布は、昇降舵ヒンジ部付近を除けば顕著な負圧を呈しない。よって、境界層のすぐ外の気流速度は、走行速度又はプロペラ後流の水平尾翼付近での値に近いほぼ一様な値をとっていると考えられ、迎角をもたない平板に沿う境界層で近似できる。表面にはスラッシュがあるので、境界層は乱流境界層となる。図A3-5には気流速度を10m/s、30m/s、50m/sと変えて、乱流境界層の厚さが前縁からの距離との関係において増加する様子を点線で示した。境界層の厚さは、前縁からの距離の0.8乗と、気流速度の-0.2乗の積に比例し、数センチメートル程度である。

(2) 水平尾翼表面での熱流量

気圧101.3kPa(1気圧)、走行速度15m/s、圧力係数 $C_p=0$ 、気温0.5度C、露点温度-2度Cの場合について、プロペラ後流を被らないときに、前縁からの距離の関数として単位面積当たりの熱流量(*)を求め、同じく図A3-5に3本の実線で表示した。対流熱流量は、気流温度が氷点より高いために負の値になっており、気流からスラッシュに向かって対流によって熱が流入している。水蒸気がスラッシュから気流中へ蒸発により流出するので、蒸発熱は正の値をとっている。対流熱と蒸発熱の和が全体の熱流量である。図に示した例では、対流熱は負の値であるけれども蒸発熱が絶対値のより大きい正の値であるために、気温が氷点より高いにもかかわらず全体としてはスラッシュから気流に熱が放出され、この場合には凍結が進行する。熱流量は剪断応力係数に比例し、また、前縁からの距離の-0.2乗に比例するが、水平尾翼の前縁及び昇降舵ヒンジ部付近を除くと場所によって変化

(*) 単位面積当たりの熱流量の単位として w (ワット)/ m^2 を用いた。

する程度は少ない。

(3) 昇降舵ヒンジ位置での熱流量

前項では気温と露点温度を固定して、単位面積当たりの熱流量が水平尾翼の翼弦に沿って変化する様子を調べた。ここでは気温と露点温度を変えて、昇降舵ヒンジ部付近での単位面積当たりの熱流量を計算した。代表的な航空機運用状態に相当する計算結果を図A 3-6から9に、縦軸に露点温度、横軸に気温をとった平面の上に単位面積当たりの熱流量が一定になるコンターとして描いた。図中の数字は、単位面積当たりの熱流量を w/m^2 単位で表したものである。

(7) 地上走行状態

気圧 101.3kPa (1気圧)、走行速度 15 m/s 、圧力係数 $C_p = -0.6$ として、横軸に気温、縦軸に露点温度をとった平面のなかで、水平尾翼に付着したスラッシュから流出する熱流量(対流熱と蒸発熱との和)のコンターを計算により求めた。結果は、図A 3-6 aと図A 3-6 bに示した。

両図の違いは、乱流の乱れの程度を表す係数 β を3と5にしたことである。 β の違いは、等熱流量コンターの間隔の大小に反映され、 β が増加すると冷却されやすいことを示している。

(1) 離陸滑走状態

離陸滑走状態を想定し、 $\beta = 3$ 、走行速度 $U = 30\text{ m/s}$ と 50 m/s の場合について昇降舵ヒンジ部付近での等熱流量コンターを求め、それぞれ図A 3-7 aとbに示した。走行速度が速い場合のほうが熱流量 $= 0$ のコンターが右上に移動し、コンターの間隔も狭くなって冷却されやすいことを示している。 β を5とした場合をcとdに示した。熱流量 $= 0$ のコンターの位置は変わらないけれども、乱れの程度の激しい場合にはコンターの間隔が狭くなる。

(4) プロペラ後流を被っている場合の影響

(7) 地上走行状態

前項(7)と同一の気圧、走行速度、圧力係数の下で、プロペラの所要出力を10パーセントとした場合について等熱流量コンターを求め、 $\beta = 3$ と5の結果をそれぞれ図A 3-8 aとbに示した。

図A 3-6と図A 3-8とを比較すると、熱流量 $= 0$ のコンターはプロペラ後流を被っている場合のほうがわずかばかり左下、すなわち気温と露点温度が低い側に移動している。これは、ここで設定された条件のもとで、プロペラ後流の方が気流温度がわずかに高めである結果と解釈される。また、同じ β の値の場合に

ついて、図A3-6と図A3-8を比較すると、等熱流量コンターの間隔は図A3-8のほうが小さい。この理由は熱流量が気流速度の0.8乗に比例し、プロペラ後流を被っている場合のほうが気流速度が速いので、熱流量が大きくなる結果である。

(イ) 離陸滑走状態

(3)項(イ)と同じく離陸滑走状態を想定して、プロペラ後流を被っている場合について、 $\beta = 3$ 、走行速度 $U = 30 \text{ m/s}$ と 50 m/s の昇降舵ヒンジ部付近での等熱流量コンターを求め、それぞれ図A3-9 aとbに示した。 β を5とした場合を、cとdに示した。

図A3-7と図A3-9を比較して得られる結論は、図A3-6と図A3-8を比較して得られるものと同じである。

4 凍結発生の可能性についての検討

(1) 凍結の発生条件

(ア) 気温2度C以上では、凍結が起こる可能性は少ない。

(イ) 気温1度C付近では、凍結の可能性がないとはいきれない。例えば、気温1度C、露点温度-1度Cの場合には本解析では熱流量は0に近い値で凍結の可能性は少ないが、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。

(ウ) 気温0度C付近ないしそれ以下では、凍結の可能性があり得る。露点温度が-3度C以下では、凍結が速やかに進む。

(エ) この場合、地上走行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。

(2) 凍結を促進する事項

4項までに述べた解析の結果をまとめ、凍結を促進する事項を列挙する。

(ア) 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。

(イ) 露点温度が低いこと。スラッシュからの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。

(ウ) 気流速度が大きいこと。熱流量は境界層表面の気流速度の0.8乗に比例して増加する。蒸発熱の流出は増加し、気流温度が0度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。

(エ) 圧力係数が負でその絶対値が大きいこと、すなわ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。

(ウ) 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度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型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。

(カ) プロペラ後流の影響は複雑である。すなわち、プロペラ後流の中では気流温度が若干上昇する。したがって、気温が高めで負圧が小さい場合には気流温度が0度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、前述の(ウ)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が、放射冷却により凍結が進む可能性もある。

(3) 凍結の速度についての検討

図A3-6から9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。わが国で、冬季にまあまり得ると考えられる気温が1~0度C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。

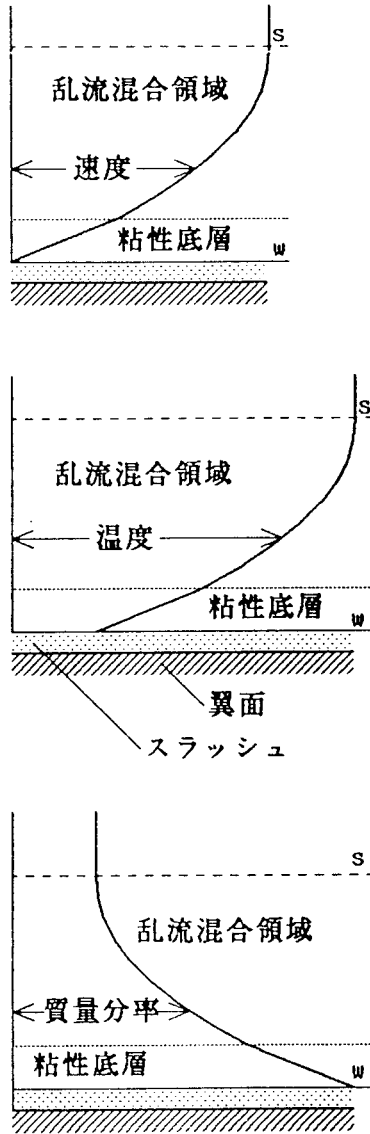
例えば、気温が0.5度Cで露点温度が-2.5度Cの場合には、プロペラ後流中では熱流量は走行速度15 m/s (地上走行相当速度)で226 w/m²、走行速度50 m/s (離陸引き起こし速度相当)では587 w/m²という大きな値となり、かなり急速にスラッシュの凍結が進行する可能性を示している。仮にスラッシュ中の雪・氷が厚さ0.2ミリメートル程度の水膜で覆われているとすれば、この水膜を凍結させ翼面に固着させるのに要する熱量は66.7 kJ/m²であり、熱流量が226 w/m²の場合には295秒、587 w/m²の場合には114秒で凍結が完了する。

特に、気流速度が高く、水平尾翼の表面がスラッシュのために荒れている場合には熱流量のコンターの間隔が著しく狭まる(図A3-9 d参照)ので、このような条件の下で生じ得る凍結速度の急激な増加に十分な注意を払うべきである。

5 主要参考文献

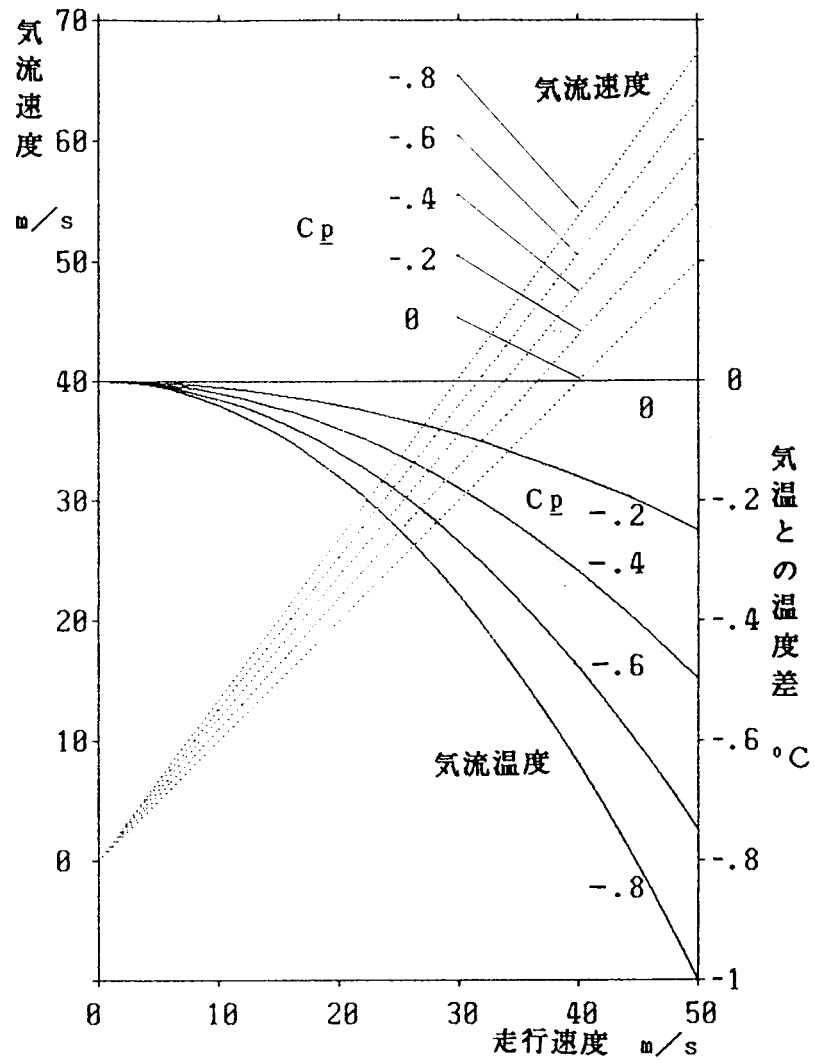
- 1 E.R.G.Eckert translated by J.F.Gross,
"Introduction to Heat and Mass Transfer". McGraw-Hill, 1963
- 2 H.Schlichting translated by J.Kestin,
"Boundary-Layer Theory" 7th ed. McGraw-Hill, 1979

図A 3 - 1 乱流境界層における速度、温度及び質量分率の分布概念図



622100

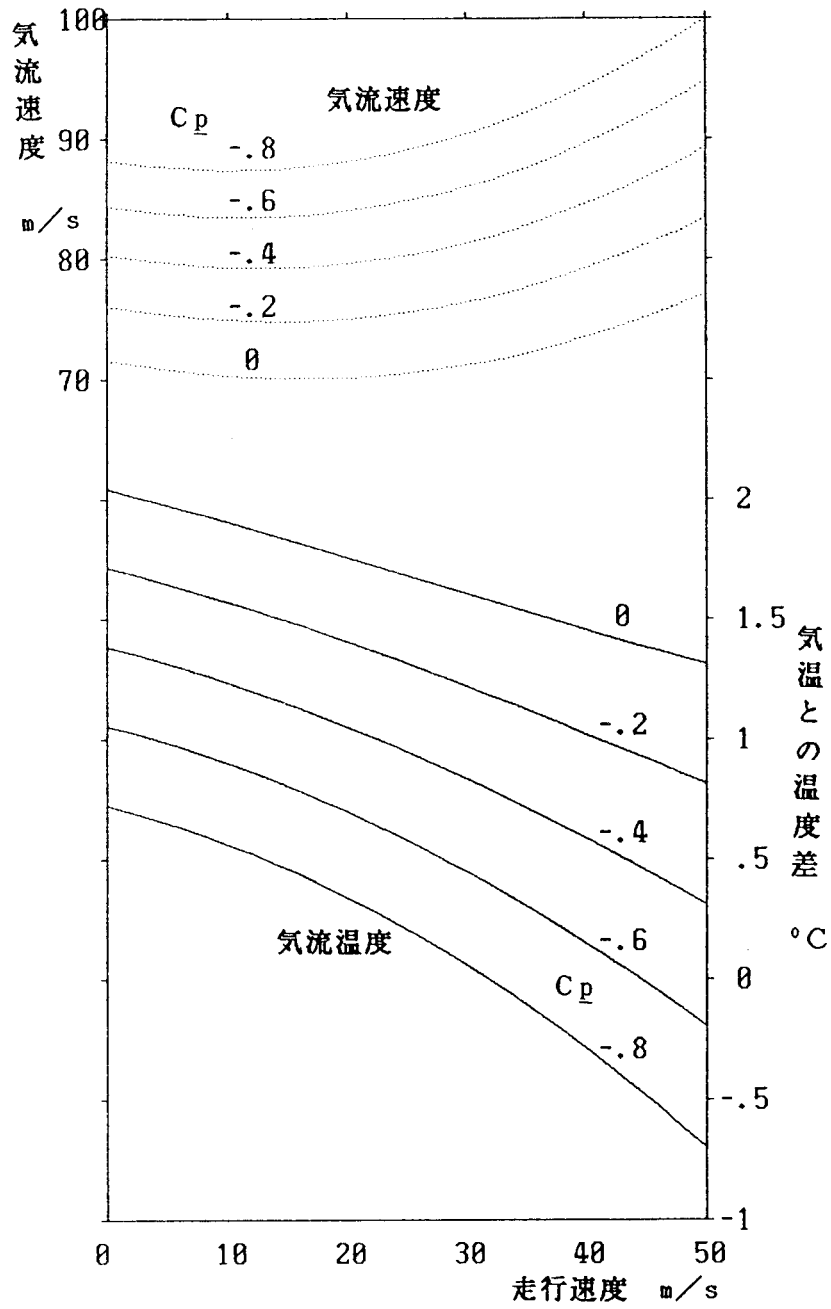
図A3-2 水平尾翼回りの気流速度と温度
 (プロペラ後流を被っていない場合)



図中の数字は圧力係数 気温0度C、気圧101.3kPa

622101

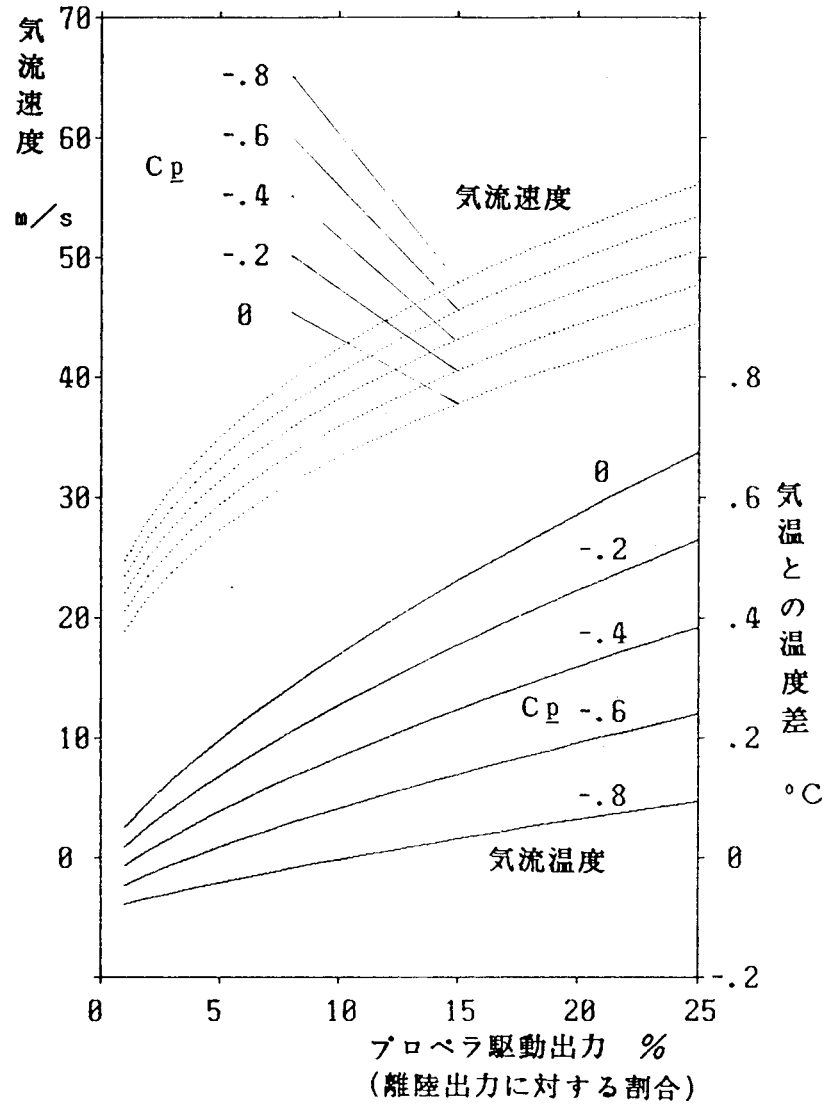
図A3-3 水平尾翼回りの気流速度と温度
(離陸出力のプロペラ後流を被っている場合)



図中の数字は圧力係数 気温0度C、気圧101.3kPa

622102

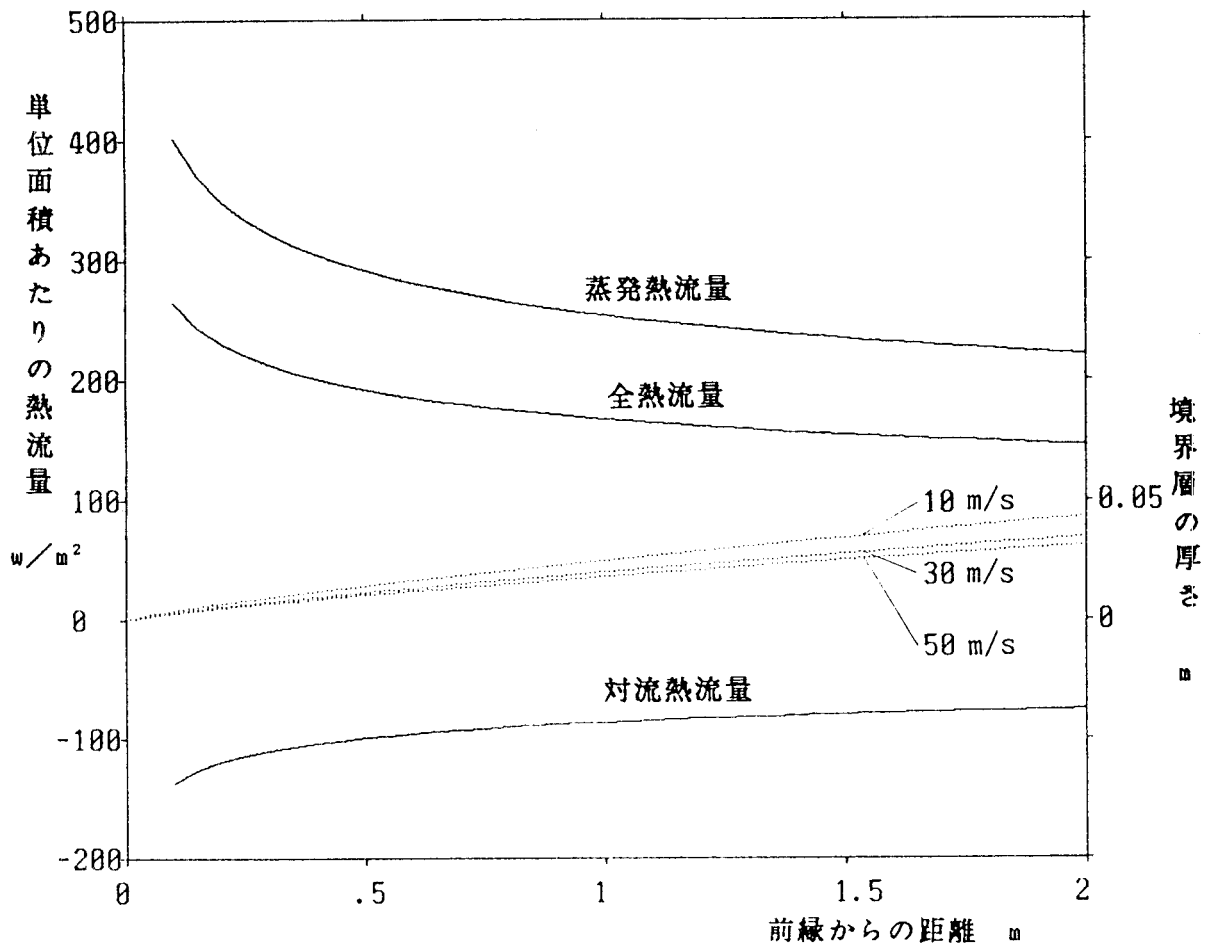
図A3-4 水平尾翼回りの気流速度と温度



図中の数字は圧力係数 気温0度C、気圧101.3kPa
地上走行速度15m/s

622103

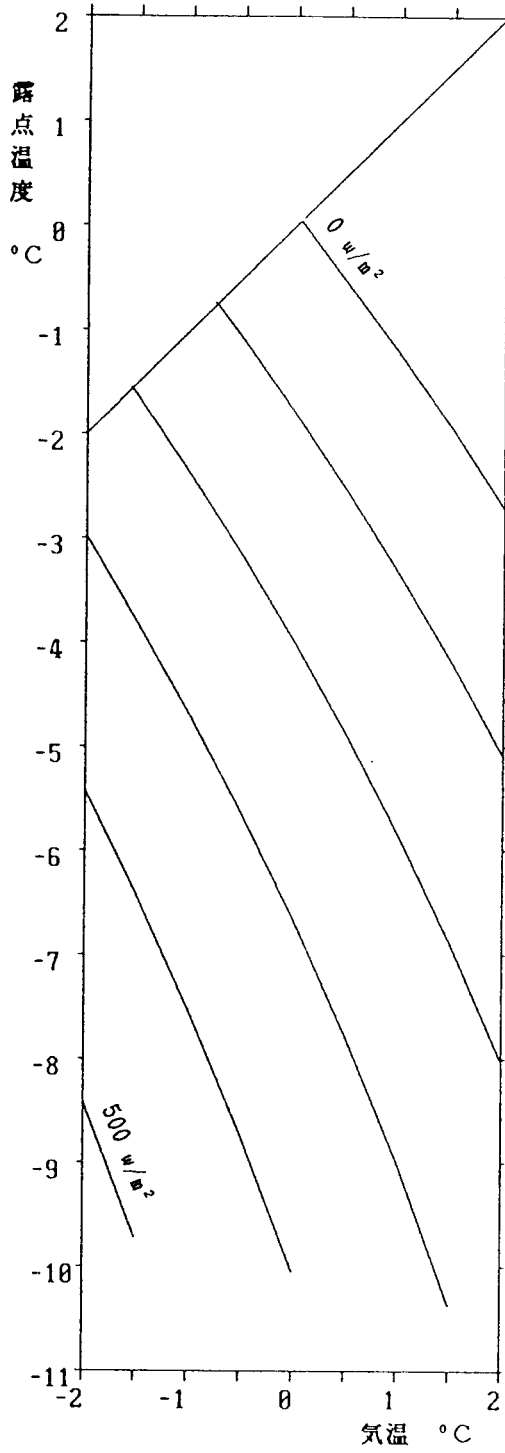
図A 3 - 5 水平尾翼表面に沿う境界層の厚さと熱流量



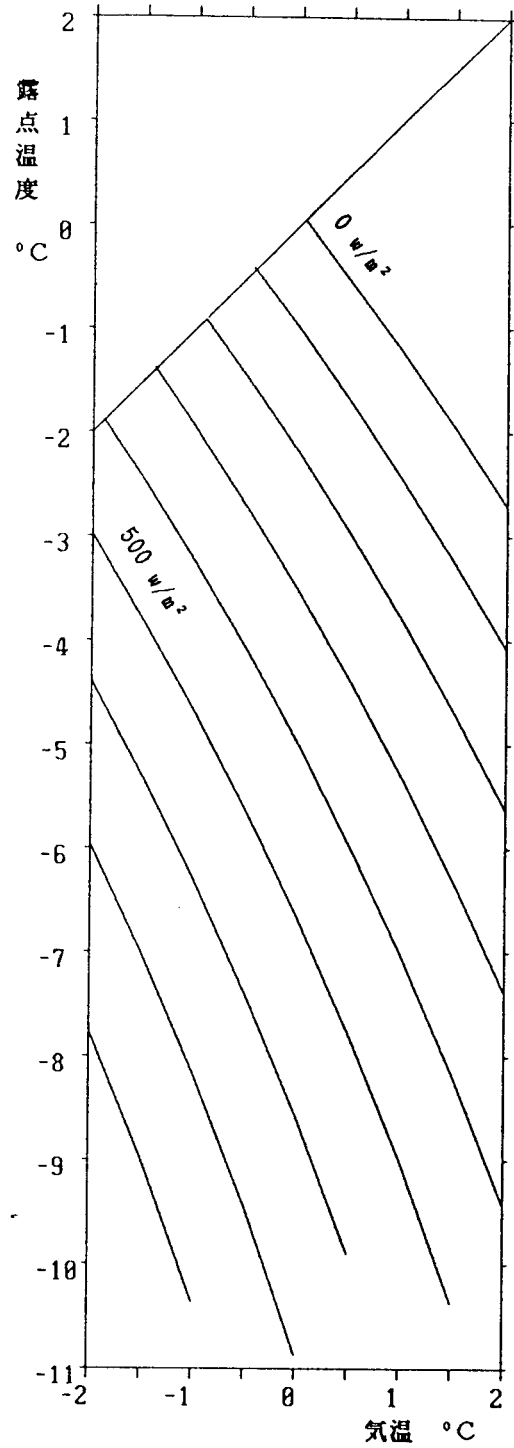
図中の数字は気流の速度 気温0.5度C、気圧101.3kPa
(平板近似、乱流境界層)

622104

☒ A 3 - 6 a ($\beta = 3$)



☒ A 3 - 6 b ($\beta = 5$)

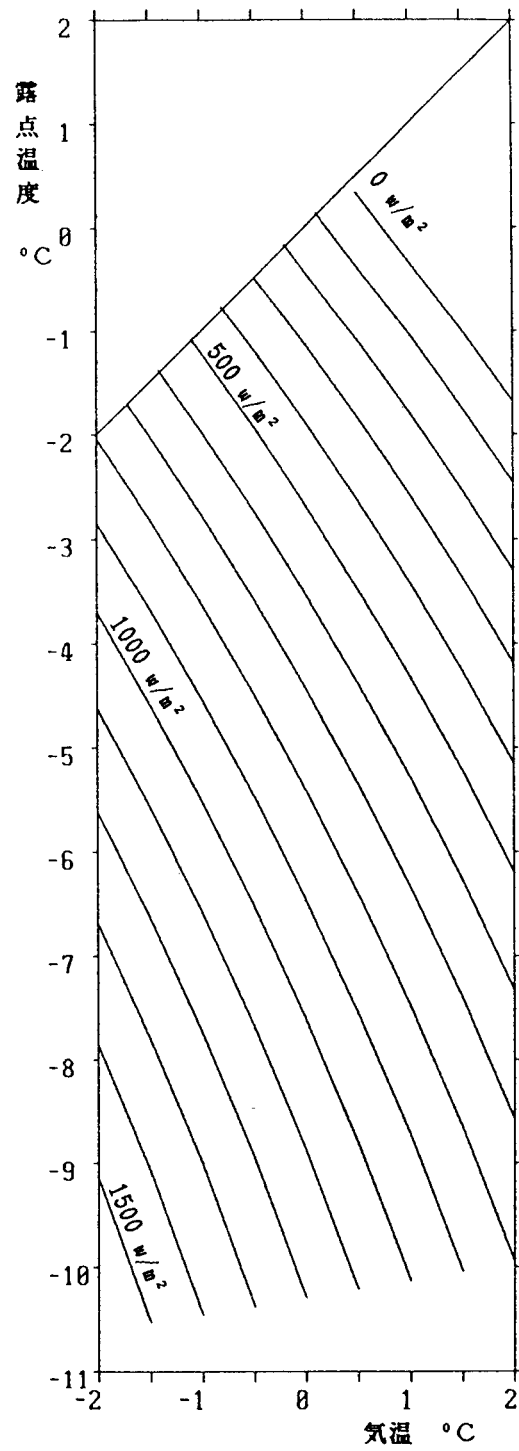
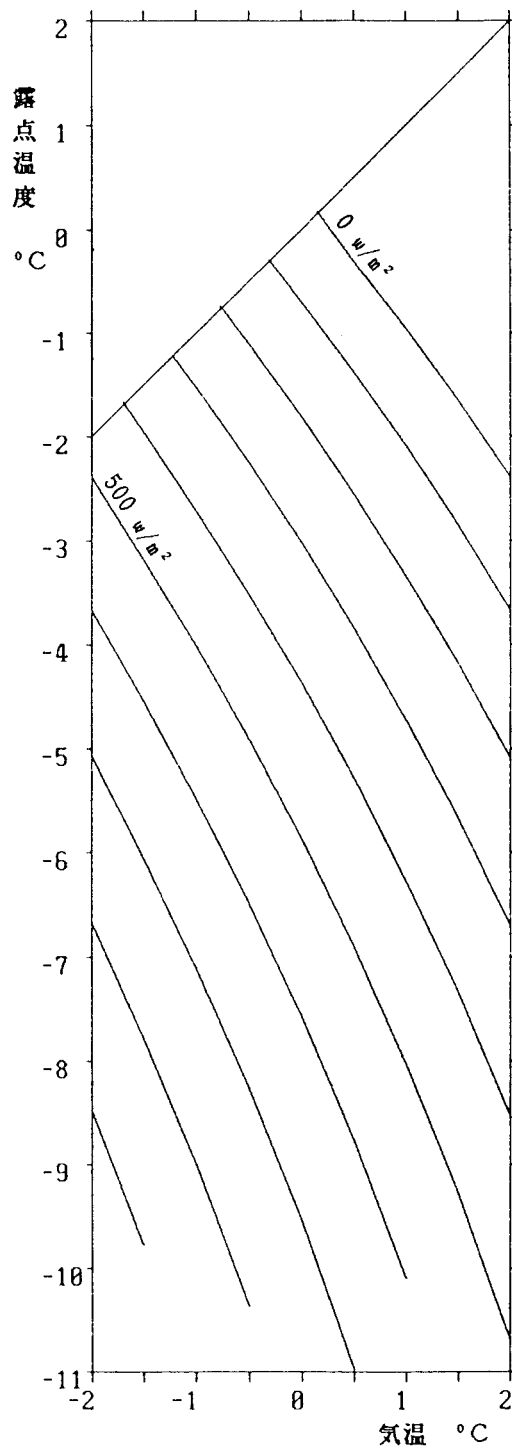


地上走行における昇降舵ヒンジ位置の単位面積当たりの熱流量 (w/m^2)
 気圧 101.3 kPa、走行速度 15 m/s、圧力係数 -0.6
 プロペラ後流を被っていない場合

622105

図A 3 - 7 a (走行速度 30 m/s、 $\beta = 3$)

図A 3 - 7 b (走行速度 50 m/s、 $\beta = 3$)

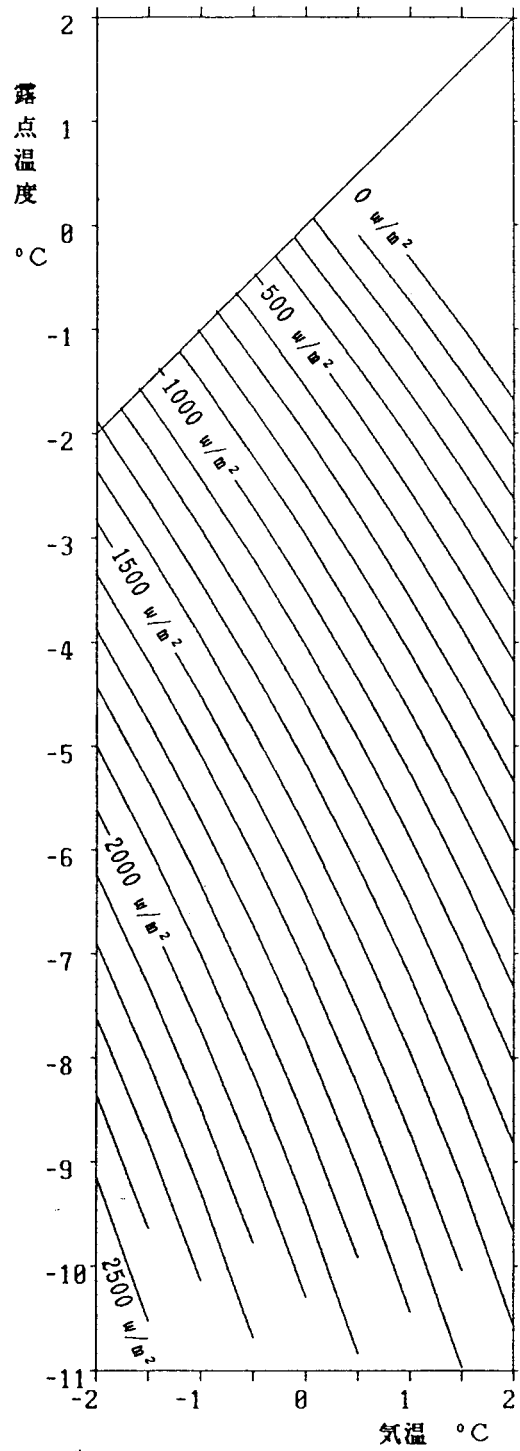
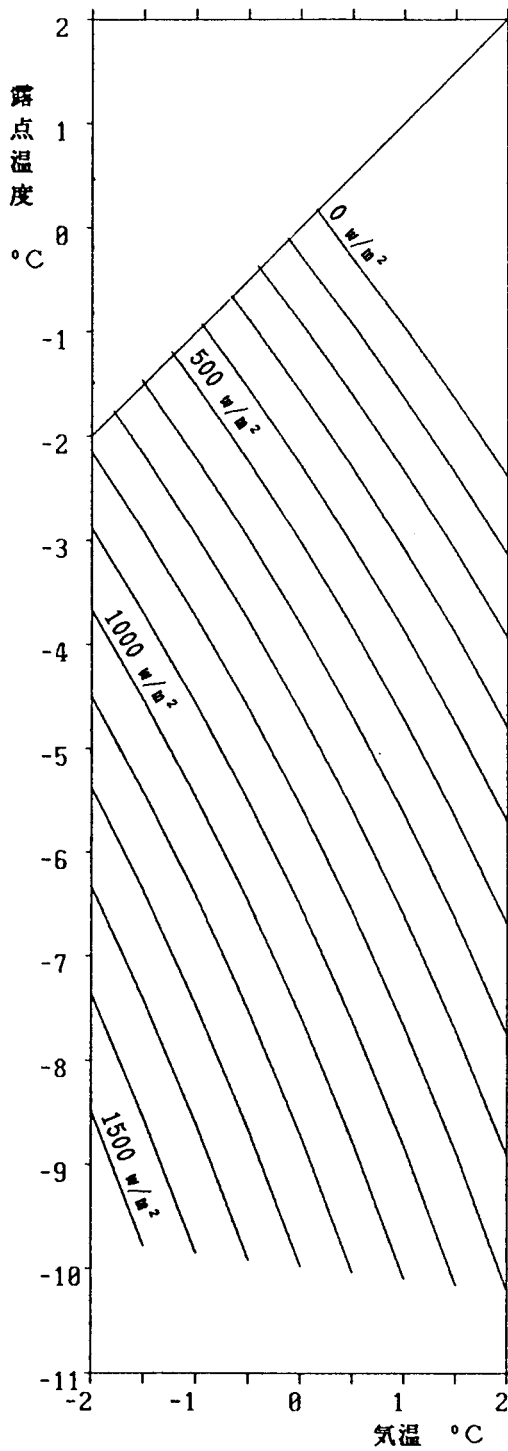


離陸滑走における昇降舵ヒンジ位置の単位面積当たりの熱流量 (w/m^2)
 気圧 101.3 kPa、圧力係数 -0.6
 プロペラ後流を被っていない場合

622106

図A 3-7 c (走行速度 30 m/s、 $\beta = 5$)

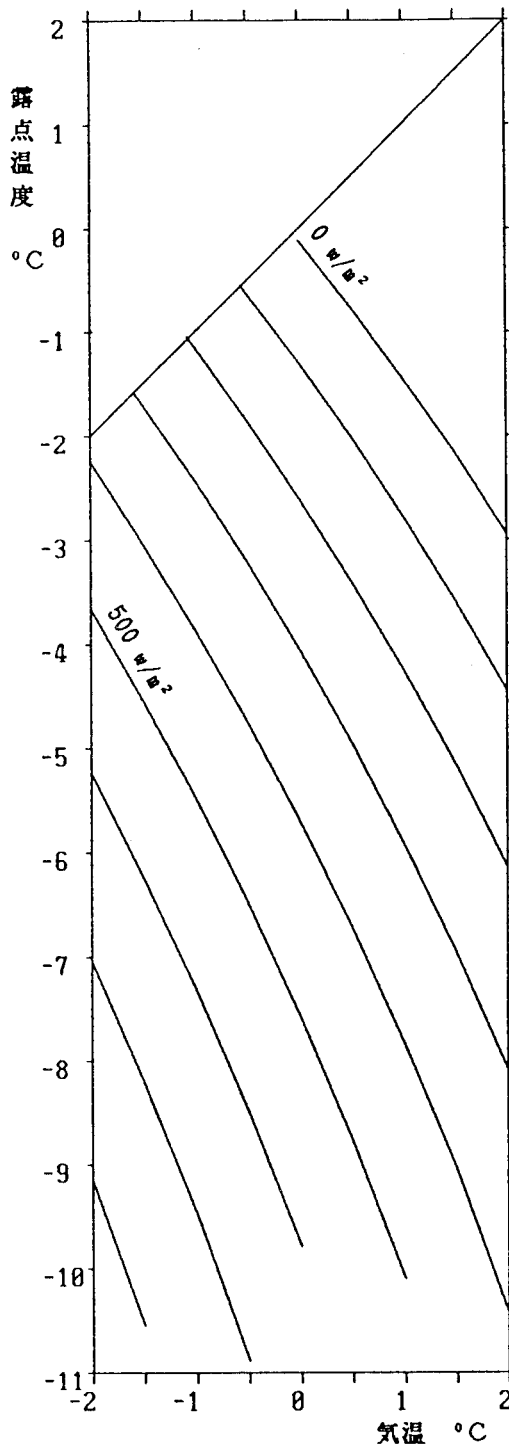
図A 3-7 d (走行速度 50 m/s、 $\beta = 5$)



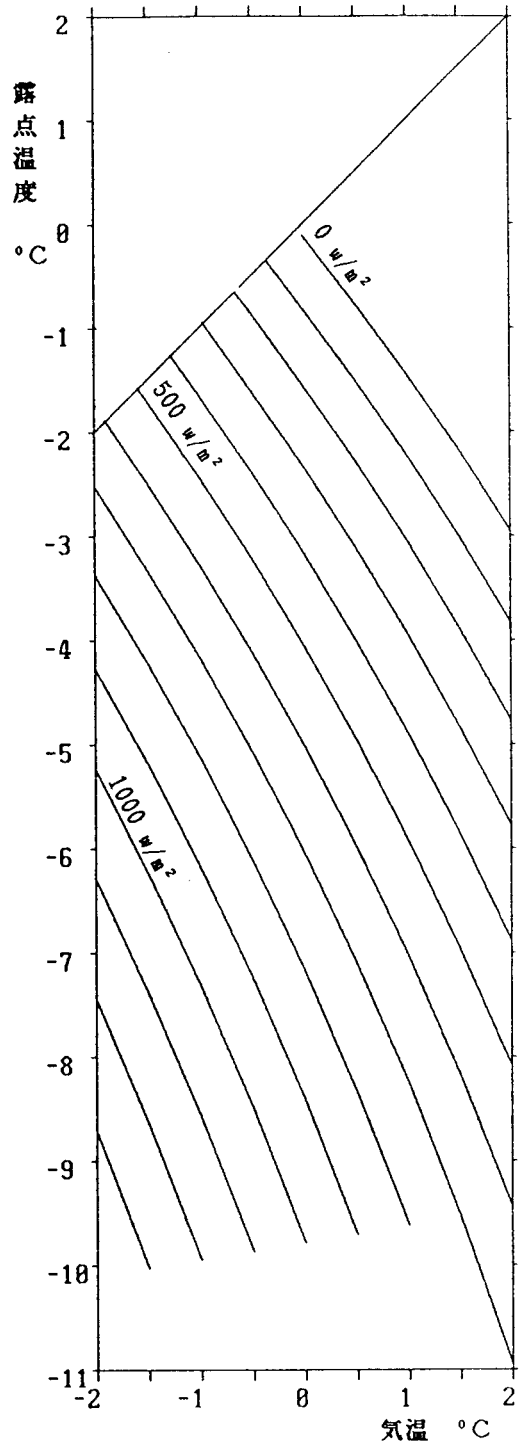
離陸滑走における昇降舵ヒンジ位置の単位面積当たりの熱流量 (w/m^2)
 気圧 101.3 kPa、圧力係数 -0.6
 プロペラ後流を被っていない場合

622107

図A3-8 a ($\beta = 3$)



図A3-8 b ($\beta = 5$)

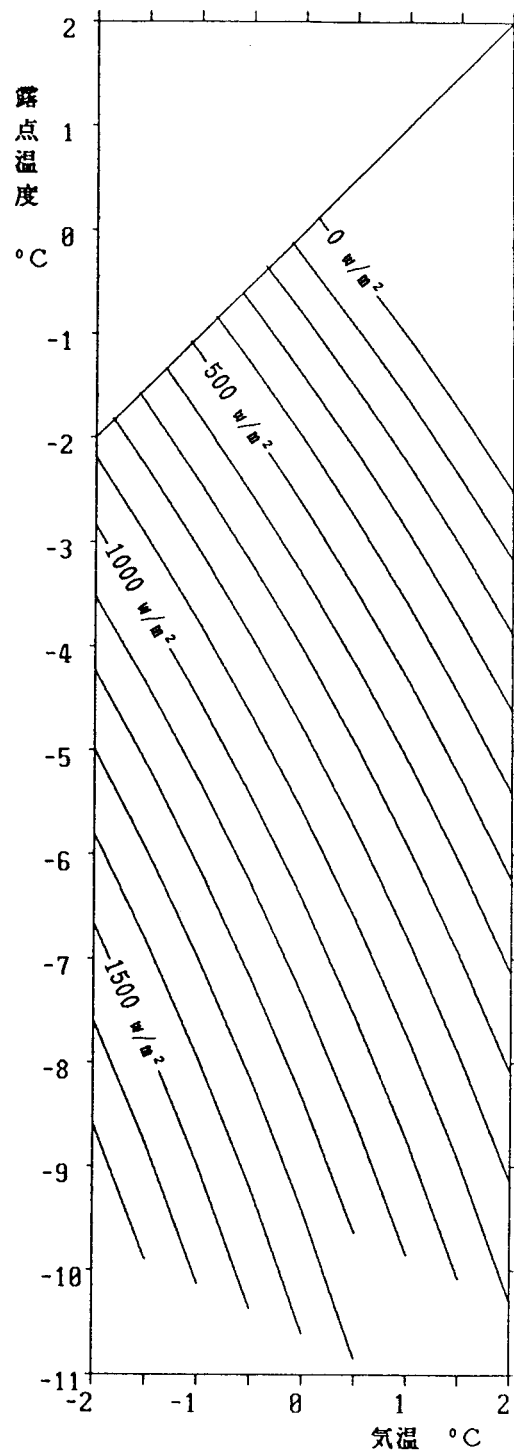
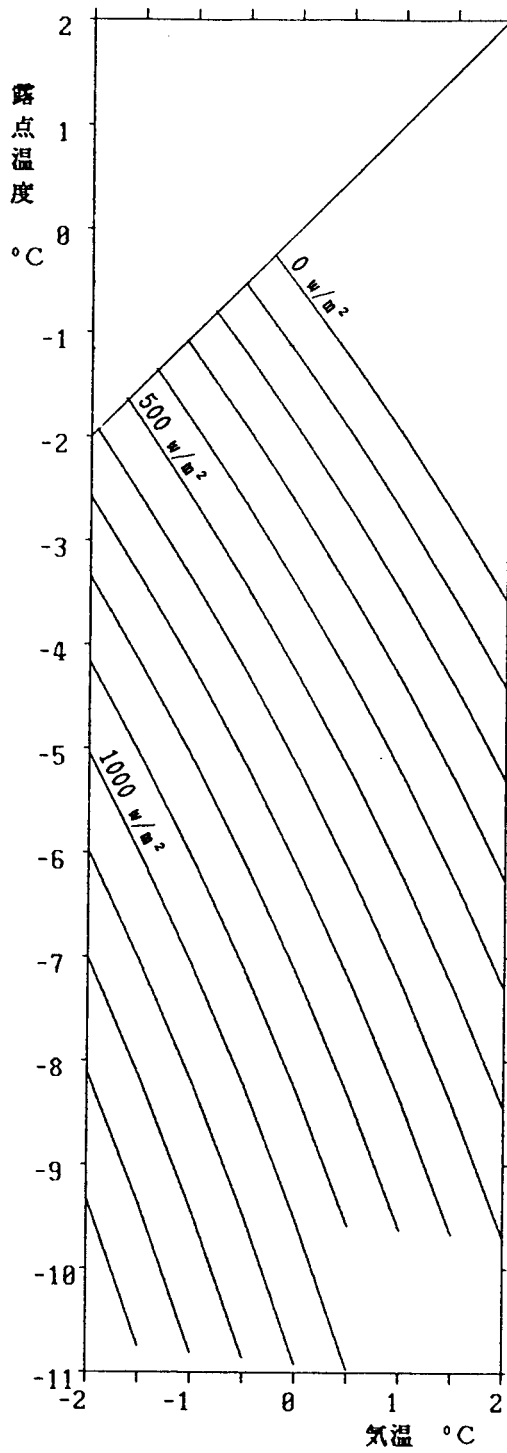


地上走行における昇降舵ヒンジ位置の単位面積当たりの熱流量(w/m^2)
 気圧101.3kPa、走行速度15m/s、圧力係数-0.6
 プロペラ後流を被っている場合

622108

図A 3 - 9 a (走行速度 30 m/s、 $\beta = 3$)

図A 3 - 9 b (走行速度 50 m/s、 $\beta = 3$)

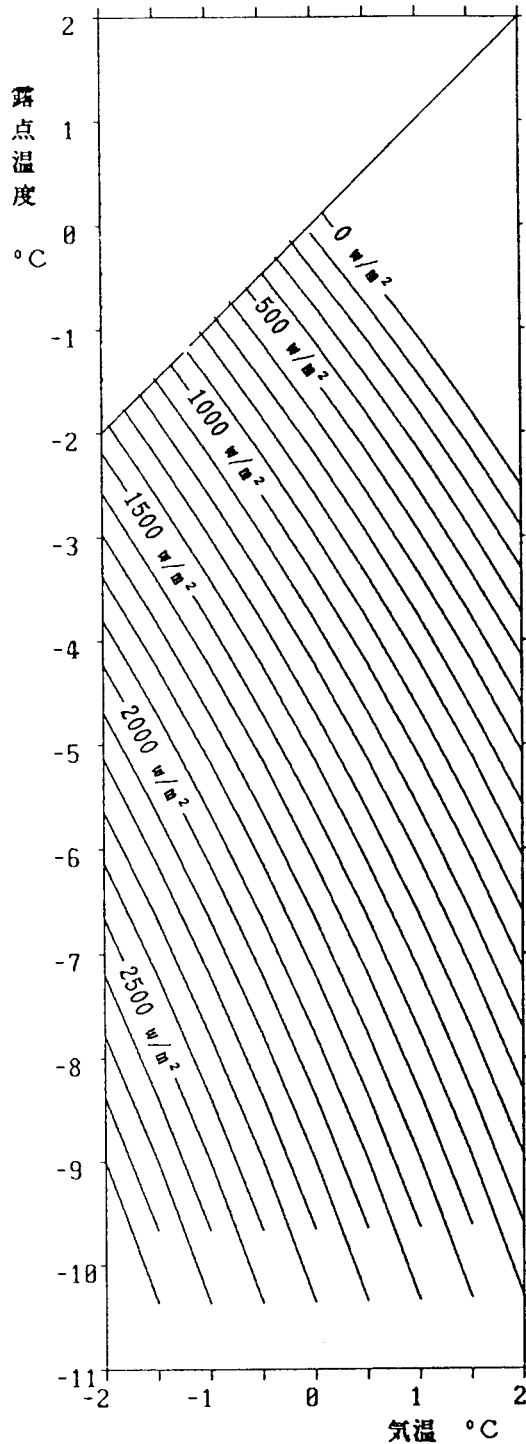
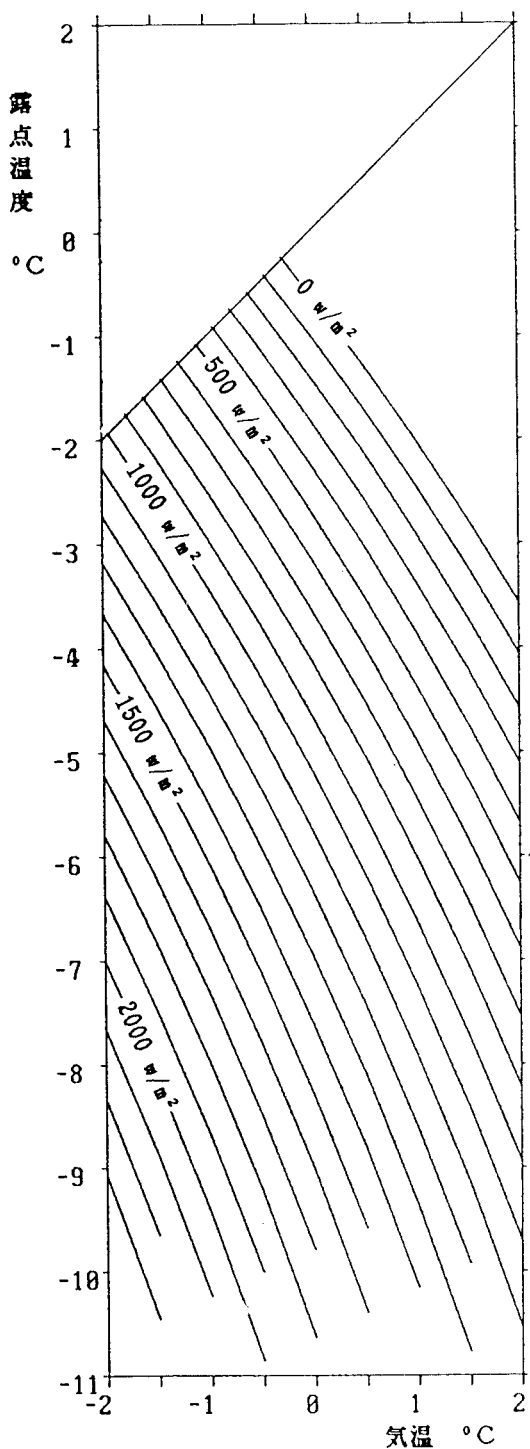


離陸滑走における昇降舵ヒンジ位置の単位面積当たりの熱流量(w/m^2)
 気圧 101.3 kPa、圧力係数 -0.6
 プロペラ後流を被っている場合

622109

図A 3-9 c (走行速度 30 m/s、 $\beta = 5$)

図A 3-9 d (走行速度 50 m/s、 $\beta = 5$)



離陸滑走における昇降舵ヒンジ位置の単位面積当たりの熱流量(w/m^2)
 気圧 101.3 kPa、圧力係数 -0.6
 プロペラ後流を被っている場合

622110

付録 4 凍結に関する模擬風洞試験

地上走行中及び離陸滑走中に水平尾翼に付着したスラッシュの凍結の可能性と凍結のメカニズムについての知見を得るために、模擬風洞試験を行った。

1 試験装置

模擬風洞試験に用いた着氷試験装置を図 A 4 - 1 に示した。

この装置は、試験セクション断面寸法高さ 332 ミリメートル、幅 100 ミリメートルの小型風洞であり、流路の途中に高低温槽があって、気流温度を制御できるものである。装置の性能は以下のとおりである。

気流速度：最大 80 m/s

気流温度：常温～-20 度 C

露点温度(相対湿度)：高低温槽内の脱湿器による脱湿、流路中への噴霧器による加湿を調整使用することにより、ある程度の調整が可能であるが、本試験では調整は行わなかった。

2 着氷試験用供試体

供試体は水平尾翼の水平安定板・昇降舵の一部を単純化して模擬したものであり、図 A 4 - 2 に示した。形状は前後端を流線型に整形した平板状であり、断熱効果のある合成樹脂製で、上面には厚さ 0.5 ミリメートルのアルミ合金板が張ってある。なお、上面の一部に切欠き部が設けられてあり、この部分の形状は水平安定板後縁と昇降舵前縁との隙間部を模擬したものである。

3 計測項目

気流に関しては、温度、露点温度、静圧、気流速度の 4 項目を測定した。

供試体に関しては、供試体上面のアルミ合金板温度 5 箇所及び切欠き部の内部の温度(図 A 4 - 2 に測定点を記入)、圧力の測定を行った。

4 試験方法

供試体上面にスラッシュを乗せた状態で、気流温度が一定値となるように制御しつつ気流速度を段階的に上げ、この間のスラッシュの挙動を観測した。なお、これらの試験では気流露点温度を制御しなかったため、試験時の気流露点温度は -4 度 C から

- 14度Cという凍結が発生、進行しやすい低い値であった。

スラッシュは製氷を氷削器で削った氷片に水を混ぜたものであり、スラッシュ成分比(水重量/氷重量)は1:4及び1:1の2種類とした。氷片及びスラッシュの写真を図A4-3に示した。

試験は下記の4種類を行ったが、このほかに供試体表面圧力分布をチェックするための試験も行った。

(1)スラッシュ凍結試験

スラッシュの挙動、凍結の状況観察及び記録のための試験で、スラッシュ成分比1:4及び1:1の2種類、気流温度-2度C、0度C、1度C、2度Cの4段階の組合せ17ケース(再試験を含む。)について行った。各ケースにおける気流速度パターンを図A4-4に示した。

(2)急加速試験

地上走行・離陸滑走時の時間～速度パターンを模擬した試験であり、スラッシュ成分比1:1、気流温度0度C、1度Cの場合について行った。気流速度パターンを図A4-4に併示した。

(3)氷着力測定試験

氷の付着力を測定する試験で、供試体上に直径約30ミリメートル、厚さ約2ミリメートルの円板状のスラッシュを乗せて試験を行った。スラッシュ成分比1:1、気流温度-1度C、-1.5度C、-2度C、-3度Cについて、気流速度20m/sでそのスラッシュを凍結、氷着させ、その後氷着したスラッシュの付着力(アルミ合金板表面から剥がすのに要する剪断力)を測定した。

なお、気流温度-1度Cの場合についてのみ急加速試験と同じ気流速度パターンで試験を行い、氷着したスラッシュの付着力を測定した。

(4)水噴霧試験

スラッシュ凍結試験と同様な試験であるが、気流中に水噴霧を行い、このような状況下でのスラッシュの挙動を観測した。

気流温度は1度C及び0度Cとした。気流速度パターンは急加速試験と同じであり、気流速度を20m/s及び62m/sとして水噴霧を行った。

5 試験結果

試験結果の代表例を表A4-1及び図A4-5に示した。

また、スラッシュ凍結試験及び急加速試験におけるスラッシュの状況写真を図A4

- 6 に示した。

試験結果を要約すれば以下のとおりである。

(1) スラッシュ凍結試験

平板上に置かれたスラッシュが気流の影響を受けて凍結し、平板に氷着(スラッシュが凍結して供試体に固着)する現象を実現できた。

この現象は、気流温度、露点温度、供試体表面温度、スラッシュ成分比等の種々の状況によって影響を受ける。傾向としては、気流温度が低いほど、また、気流速度が速いほど凍結が早く進行する。

気流温度が0度Cあるいはそれ以下であれば、気流速度10 m/s という低速でも数分以内という比較的短時間に凍結・氷着が進行する。

気流温度が1度Cの場合には凍結は進行するが、氷着は試験が10分程度経過して気流速度が30 m/s となった場合に始まった。

気流温度が2度Cの場合には、気流速度を上げたところで一部で凍結の進行が認められたが、氷着現象は生じなかった。スラッシュ成分比の影響については、水の分量の少ない場合の方が凍結しやすいことが認められた。

なお、一般的傾向としては、凍結はスラッシュ表面から進むことが観察された。また、気流速度10 m/s では、スラッシュの移動はほとんど認められないが、気流速度を上げた場合には、スラッシュ中の水分を主として一部のスラッシュが移動することが観察された(注)。

(注) スラッシュの移動には、スラッシュの付着力、気流速度のほかに、平板上の境界層の厚さが影響する。

(2) 急加速試験

気流温度0度Cでは凍結及び氷着がみられたが、気流温度1度Cではスラッシュの氷着という現象は認められず、前記(1)で認められた状況とほぼ同じであった。

(3) 氷着力測定試験

氷着力は気流温度-1度C~-3度Cの範囲、アルミ合金表面温度0度C~-3度Cの範囲では0.5~2 kg/cm² 程度であり、温度による傾向は明らかではなかった。

(4) 水噴霧試験

気流温度0度Cでは凍結及び氷着がみられ、また、気流温度1度Cでも部分的な凍結及び氷着が認められ、前記(1)で認められた状況とほぼ同じであった。

6 考察

小型の氷着試験装置(風洞)と単純化された供試体を用いての模擬試験であったが、平板上のスラッシュが気流の影響を受けて凍結し、平板に氷着する状況を実現することができ、凍結及び氷着についてのメカニズムと影響因子についての知見が得られた。

なお、気流の露点温度、供試体の大きさの影響(模型レイノルズ数)、スラッシュの質(氷と雪との違い)等は、実機での水平尾翼まわりのスラッシュの凍結に関して相当の影響をもつと考えられるが、本試験では検討できなかった。

表A4-1 試験結果

(1) スラッシュ凍結試験結果

試験ケース	試験条件			露点温度 (°C)	開始時間 終了時間	温度 (°C)							備考
	気流温度 (°C)	気流速度 (m/s)	スラッシュ成分			Ta 1	Ta 2	Ts 3	Ts 4	Ts 5	Ts 6	Ts 7	
1	-2	10	1:1	-14.0	00' 00"	-1.4	-1.6	-1.5	0.1	0.2	-1.5	-2.0	完全氷着した
				-	03' 00"	-1.8	-2.7	-2.7	0.1	0.2	-2.1	-2.3	変化なし
				-	03' 14"	-2.1	-2.5	-3.0	-0.7	-0.4	-2.8	-2.6	氷の表面が白くなった
				-	06' 14"	-2.1	-2.4	-3.2	-3.9	-3.5	-3.3	-2.7	変化なし
				-	06' 27"	-13.0	09' 27"	-1.4	-1.6	-2.7	-3.7	-3.4	-2.6
2	-2	10	1:4	-10.7	00' 00"	-0.6	-0.9	-2.0	-3.0	-2.2	-2.7	-2.4	完全氷着 スラッシュ表面がとがった状態となる
				-	03' 00"	-1.6	-2.1	-2.2	-3.7	-3.3	-3.3	-2.5	氷の粒が少し飛んだ スラッシュ表面が白色化
				-	03' 12"	-1.9	-2.2	-2.4	-3.8	-3.7	-3.4	-2.7	変化なし
				-	06' 12"	-1.6	-1.9	-2.1	-3.4	-3.3	-3.0	-2.3	水分の多かった部分のスラッシュ表面も白色化
				-	06' 33"	-11.5	09' 33"	-2.2	-2.4	-2.4	-4.0	-3.7	-3.4
3	0	10	1:1	-7.6	00' 00"	0.5	0.2	-0.3	0.0	0.1	-0.4	-0.4	スタート時氷着なし 3分でスラッシュ前部が氷着
				-	03' 00"	-0.2	-0.5	-1.7	-0.1	0.2	-0.8	-0.7	スラッシュ中央部氷着
				-	03' 19"	0.0	-0.3	-1.6	-0.6	0.2	-0.9	-0.5	スラッシュ前部表面が白色化 スラッシュ後部氷着 ただし一部水分あり
				-	06' 19"	-0.3	-0.6	-2.1	-2.1	-0.1	-1.8	-1.0	スラッシュ後部の水が噴き出た後氷着
				-	06' 43"	-11.2	09' 43"	-0.4	-0.7	-2.2	-2.8	-2.3	-2.1
50	-	09' 43"	-0.3	-0.6	-2.1	-2.1	-0.1	-1.8	-1.0				
	-	09' 59"	-11.2	12' 59"	-0.4	-0.7	-2.2	-2.8	-2.3	-2.1	-1.0	完全氷着	
16' 11"	-	13' 11"	-0.4	-0.7	-2.2	-2.8	-2.3	-2.1	-1.0				
	-	16' 11"	-0.4	-0.7	-2.2	-2.8	-2.3	-2.1	-1.0				

試験ケース	試験条件			露点温度 (°C)	開始時間 終了時間	温度 (°C)							備考
	気流温度 (°C)	気流速度 (m/s)	スラッシュ成分			Ta 1	Ta 2	Ts 3	Ts 4	Ts 5	Ts 6	Ts 7	
4	0	1:4	10	-8.0	00' 00" 03' 00"	0.5	0.2	-0.9	-0.8	-0.1	-0.9	-1.0	スタート時氷着なし 3分後氷着
			20	-	03' 29" 06' 29"	-0.4	-0.9	-1.0	-1.9	-0.3	-1.9	-1.4	スラッシュ表面の凍った一部分が飛散 スラッシュ表面が白くなる
			30	-	06' 42" 09' 42"	-0.4	-0.9	-0.9	-2.3	-1.9	-2.4	-1.6	スラッシュ表面の凍った部分が少し飛散した
			40	-	09' 58" 12' 58"	-0.1	-0.3	-0.6	-1.9	-2.3	-1.9	-1.2	同上
			50	-9.0	13' 11" 16' 11"	0.2	0.0	-0.2	-1.6	-2.0	-1.6	-0.8	同上
5	+1	1:1	10	-9.6	00' 00" 03' 00"	1.0	0.6	-0.3	0.0	0.1	-0.3	0.2	スラッシュ前部の水滴が氷着した
			20	-	03' 18" 06' 18"	0.7	0.3	-0.5	0.1	0.0	-0.4	0.2	スラッシュ表面が凍結 ただし氷着なし
			30	-	06' 36" 09' 36"	1.7	1.3	0.2	0.0	0.2	0.2	0.6	氷着(わずかに水を含む) 表面のスラッシュが白色化してきた
			40	-	09' 51" 12' 51"	0.8	0.5	-0.6	-0.2	0.1	-0.4	0.3	変化なし
			50	-11.4	13' 05" 16' 05"	1.8	1.7	0.3	-0.3	0.2	0.4	1.2	完全氷着 スラッシュ前部表面白色化
6	+2	1:1	10	-7.4	00' 00" 03' 00"	2.4	1.9	0.5	0.0	0.1	0.0	1.1	スラッシュ表面凍結 氷着なし
			20	-	03' 15" 06' 15"	2.0	1.6	1.1	0.2	0.2	0.1	0.2	約20mm全体移動(スタート2分30秒後)
			30	-	06' 28" 09' 28"	2.6	2.1	2.0	1.2	0.2	0.1	0.4	スラッシュ表面は凍結しているが、氷着なし 水の流れあり
			40	-6.7	10' 04" 11' 10"	1.6	1.3	1.6	1.6	1.3	0.6	0.9	スラッシュは1分後全部飛散(氷着確認を実施しなければ飛ばない可能性あり)
			50	-									

622116

(2) 急加速試験結果

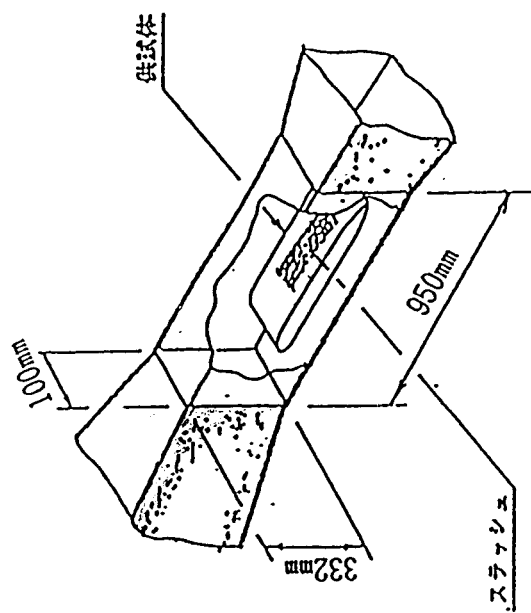
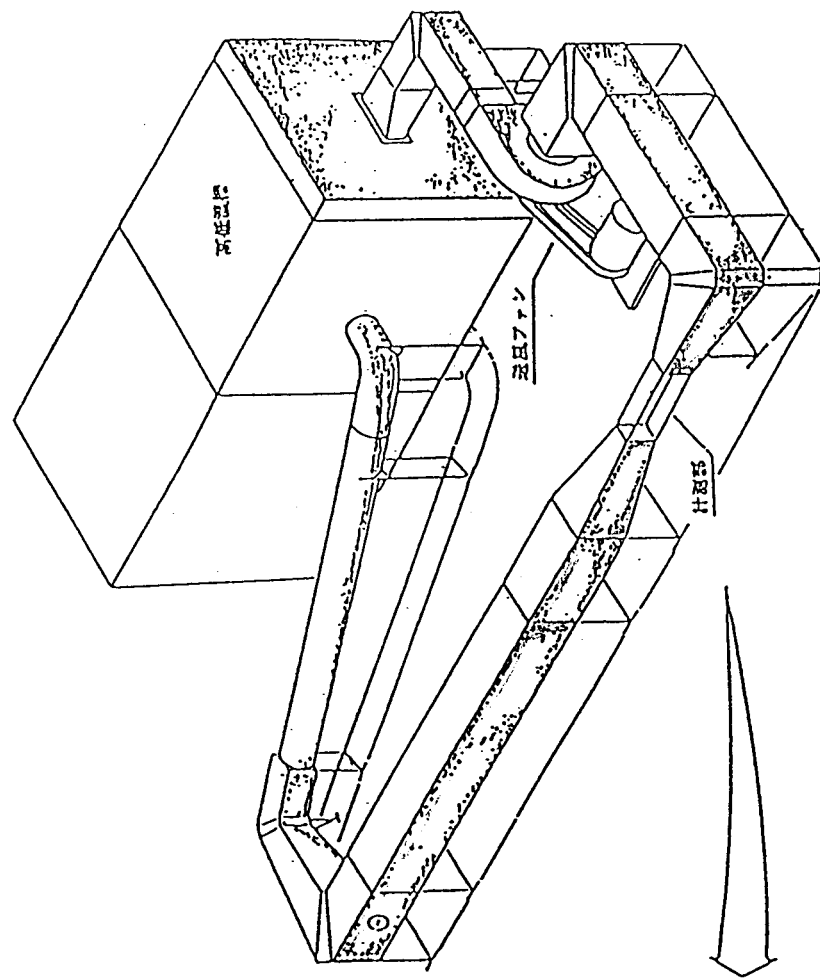
試験ケース	試験条件			露点温度 (°C)	開始時間 終了時間	温度 (°C)							備考
	気流温度 (°C)	気流速度 (m/s)	スラッシュ成分			Ta 1	Ta 2	Ts 3	Ts 4	Ts 5	Ts 6	Ts 7	
1	0	10	1 : 1	—	温度安定中	0.1	-0.1	-0.6	0.1	0.2	-0.8	0.3	スラッシュ前部氷着
		20		-11.5	150SEC	-0.5	-0.9	-1.5	0.1	0.1	-1.6	-0.5	ほぼ全体に氷着 スラッシュ後部にやや水分あり
		62		-10.6	20SEC 急速 加速	-0.4	-1.0	-1.7	0.0	0.1	-1.7	-0.5	昇降舵前縁に飛散した細かい水滴が付着し、時間経過とともに氷着
2	+1	10	1 : 1	-12.1	温度安定中	0.5	0.3	0.4	0.1	0.2	0.0	0.3	スラッシュ15mm移動、氷着なし
		20		—	150SEC	-0.1	-0.1	0.5	0.5	0.4	0.1	0.1	初めからスラッシュ20mm移動 水滴がスラッシュ前部にしみ込んだ 1分20秒後、スラッシュ移動 3秒後に飛散
		62		-4.1	20SEC 急速 加速	0.0	0.0	0.4	0.5	0.7	0.3	0.1	供試体表面を非常に細かいすじ状の水が流れる

622117

(3) 水噴霧試験結果

試験ケース	試験条件			露点温度 (°C)	開始時間 終了時間	温度 (°C)							備考
	気流温度 (°C)	気流速度 (m/s)	スラッシュ成分			Ta 1	Ta 2	Ts 3	Ts 4	Ts 5	Ts 6	Ts 7	
1	0	10	1:1	-10.8	温度安定中	-0.6	-0.8	-1.3	0.1	0.2	-0.1	-0.7	スラッシュ前部のみ氷着 中央部、後方部、氷着なし
		20		—	150SEC	0.1	0.1	0.1	0.2	0.3	0.1	-0.7	水滴がスラッシュ前部にしみ込み、時間経過とともに氷結
		62		-4.5	20SEC 急速 加速	0.2	0.2	-0.1	0.2	0.3	0.1	-0.8	スラッシュ移動なし スラッシュ前方の水滴の流れは、すじ状に氷結
2	+1	10	1:1	—	温度安定中	1.0	0.6	1.0	0.0	0.0	0.6	0.6	
		20		-7.9	150SEC	1.4	1.2	0.6	0.1	0.4	-0.1	-0.5	スラッシュ前部氷着のみ
		62		-9.2	20SEC 急速 加速	1.2	1.0	0.5	-0.1	0.2	-0.3	-0.8	水のみ流出した後、全面氷着 昇降舵前縁部は、飛散した細かい水滴が付着し、時間経過とともに氷着した

図A4-1 着氷試験装置



針筒部拡大図

622119

図A4-3 氷片、スラッシュ

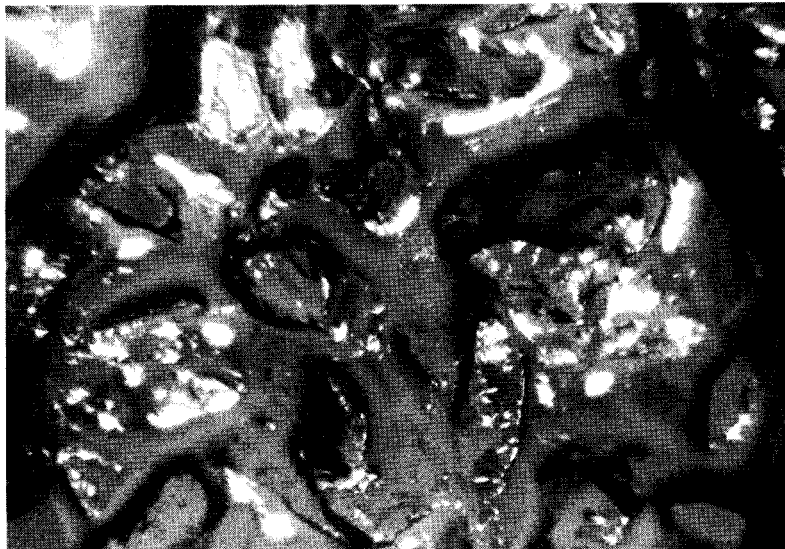
←1mm→



倍率: ×15

氷片の厚さは0.1~0.2mm

氷片

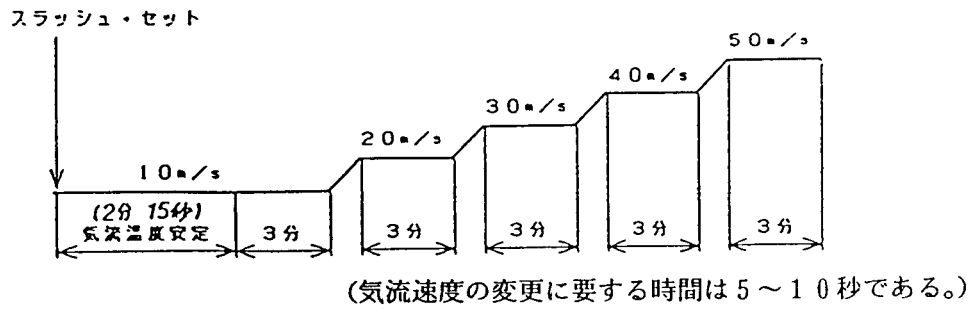


倍率: ×15

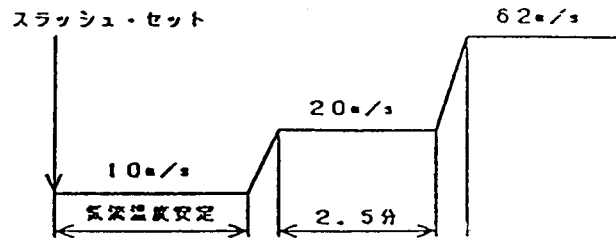
スラッシュ(成分比1:4)

622121

図A4-4 各試験における気流速度パターン



スラッシュ凍結試験

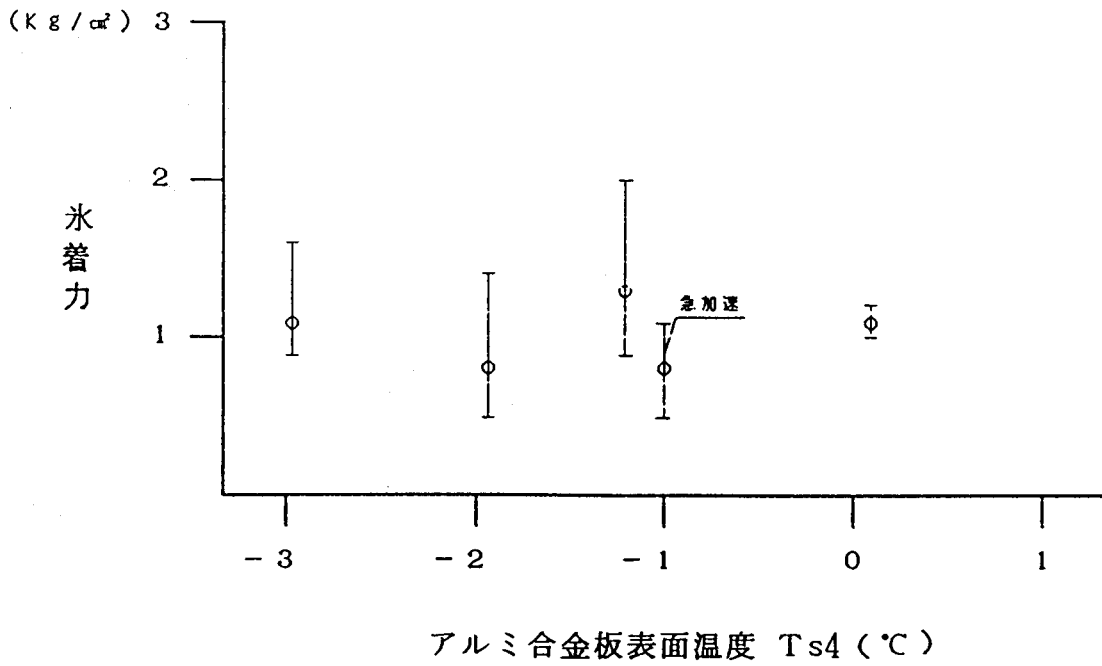
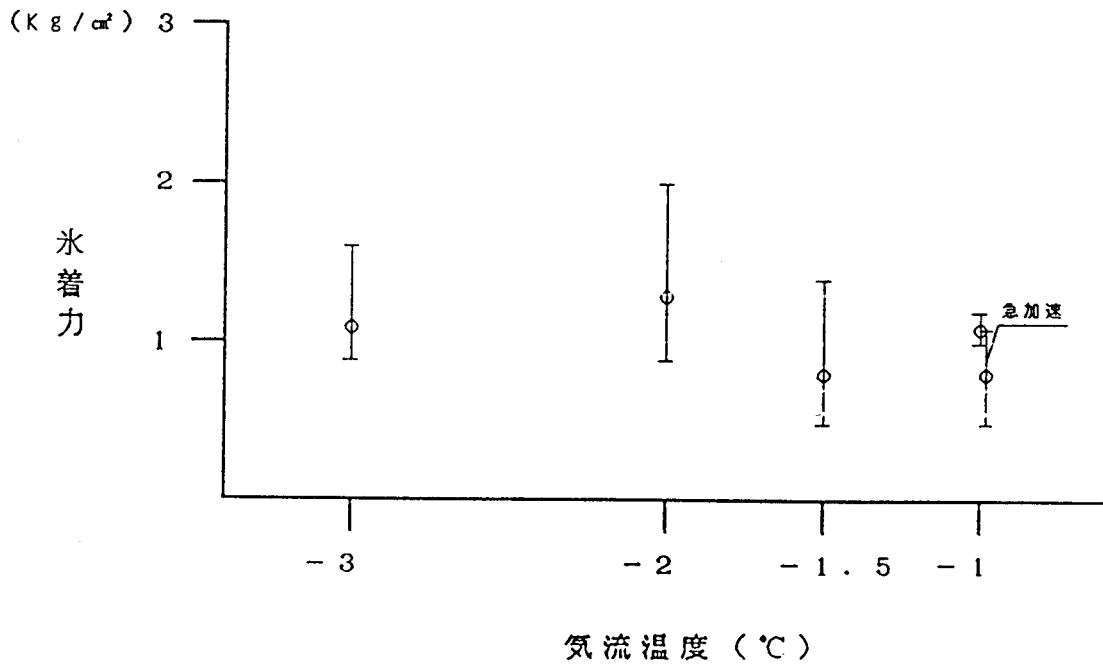


(気流速度の変更に要する時間は、
10m/sから20m/sへは5~10秒、
20m/sから62m/sへは20秒である。)

急加速試験

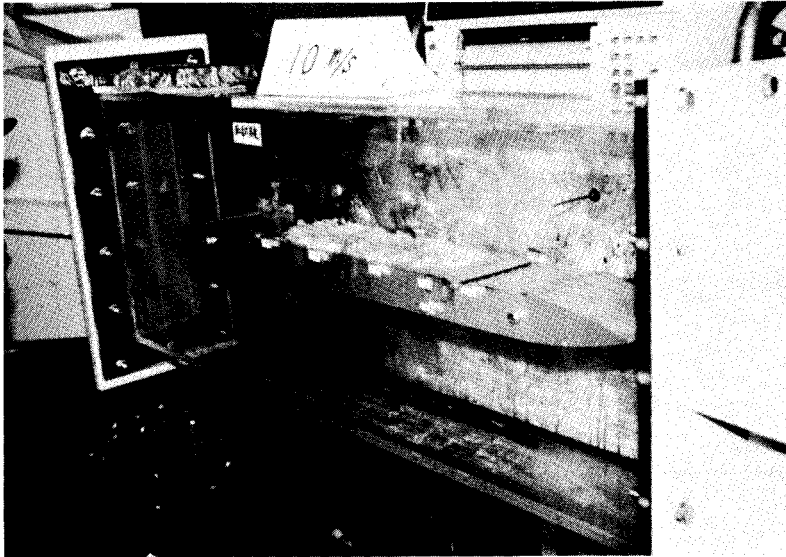
622122

図A 4 - 5 氷着力試験結果



622123

図A4-6a スラッシュ状況写真

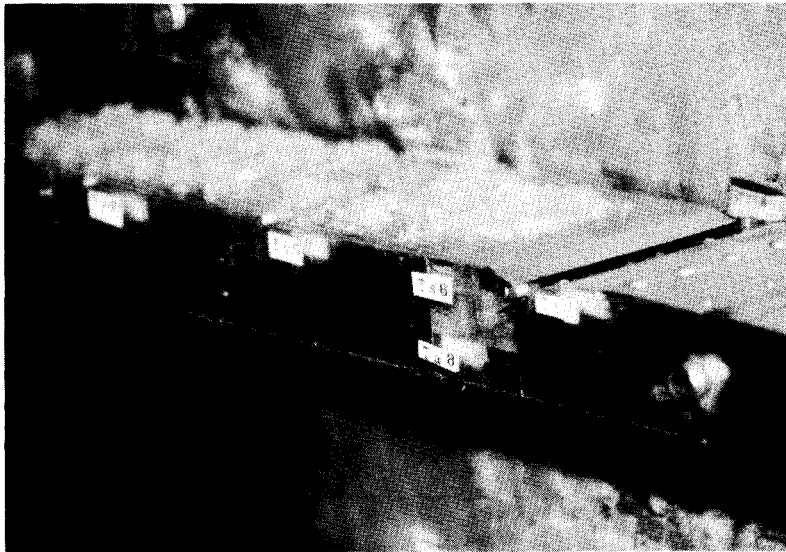


気流速度： 10 m/s

気流温度： -2 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験



気流速度： 30 m/s

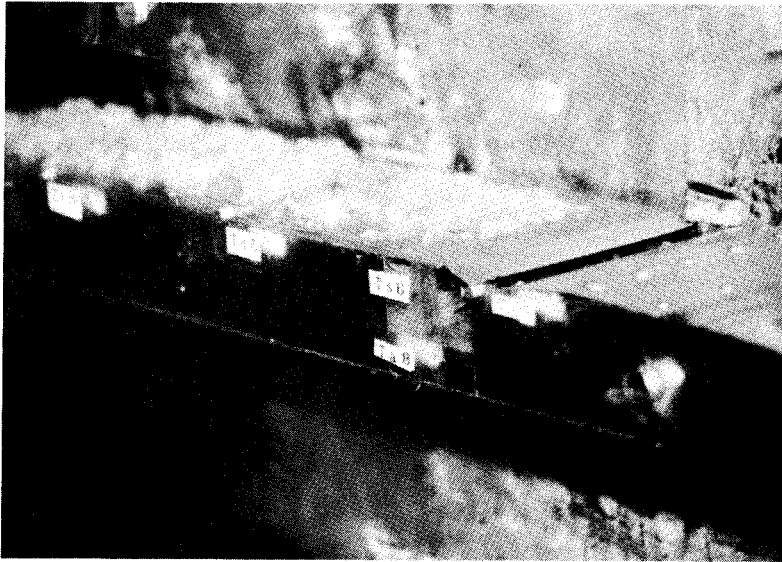
気流温度： -2 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験

622124

図A 4 - 6 b スラッシュ状況写真

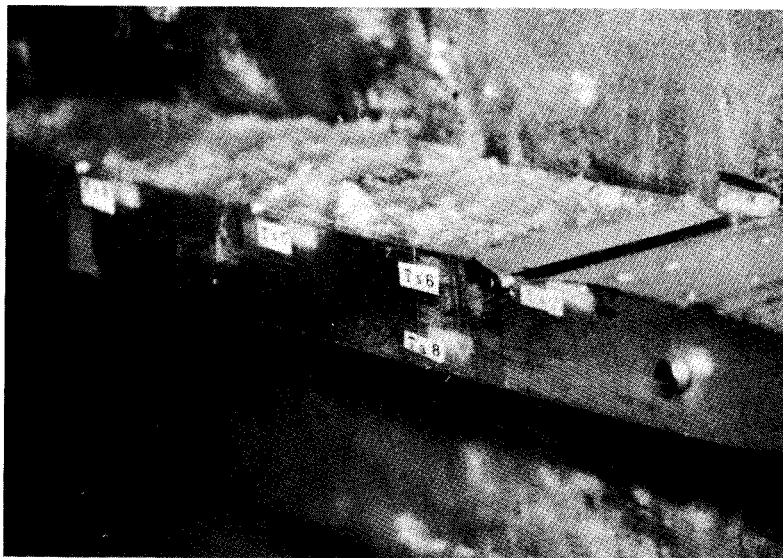


気流速度： 50 m/s

気流温度： -2 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験



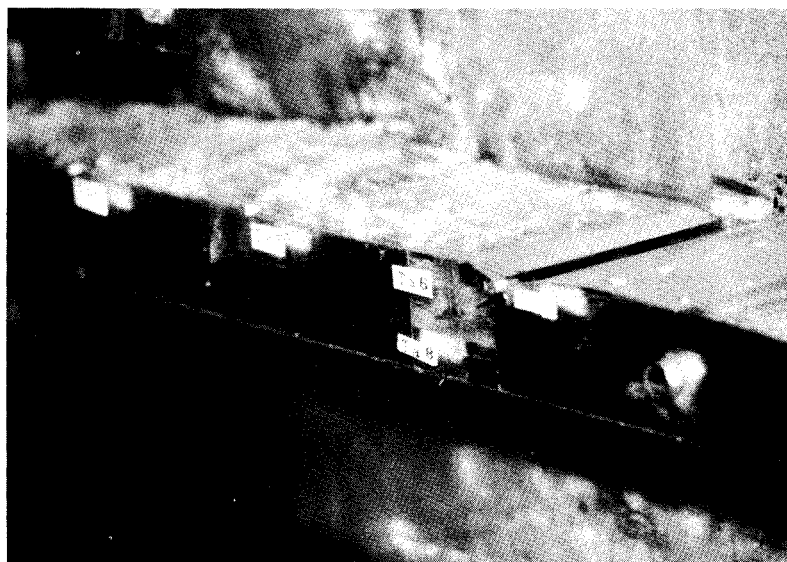
気流速度： 20 m/s

気流温度： 0 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験

図A4-6c スラッシュ状況写真

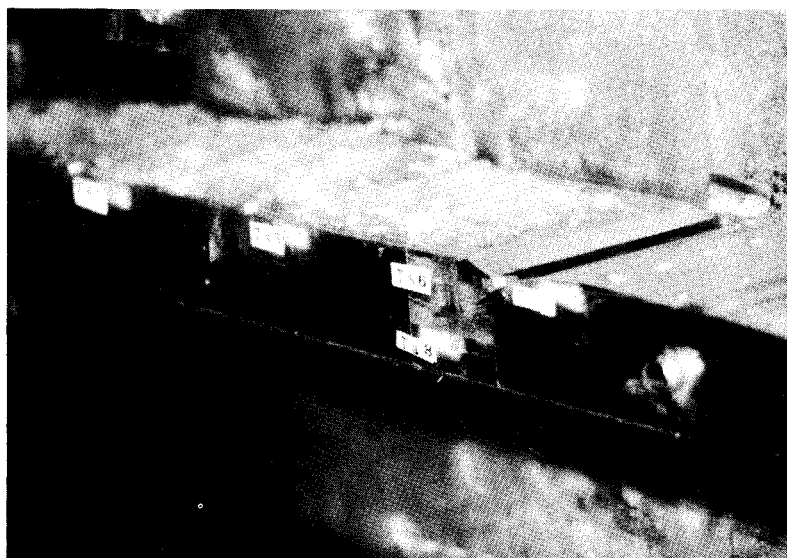


気流速度： 30 m/s

気流温度： 0 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験



気流速度： 40 m/s

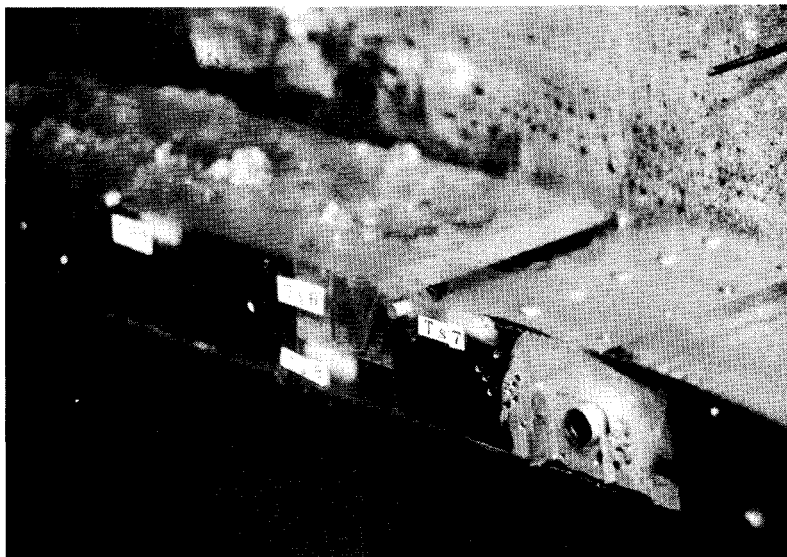
気流温度： 0 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験

622126

図A4-6d スラッシュ状況写真

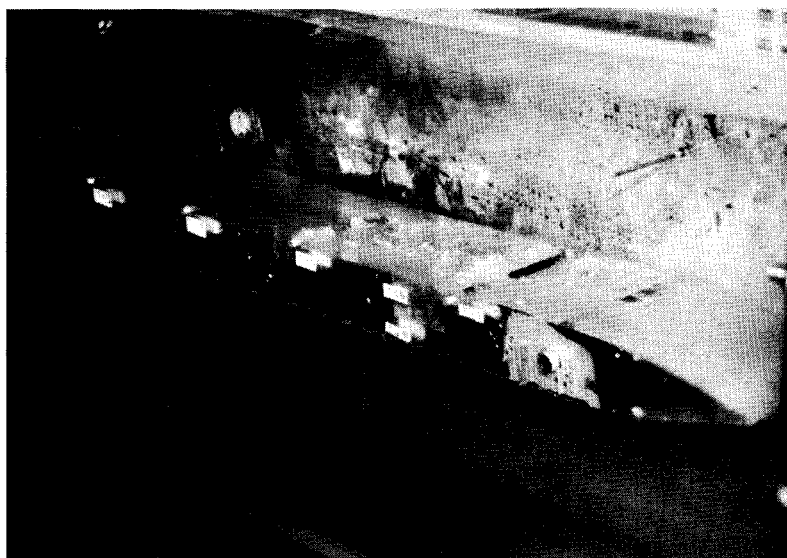


気流速度: 10 m/s

気流温度: +2 度C

スラッシュ成分: 1:1

スラッシュ凍結試験



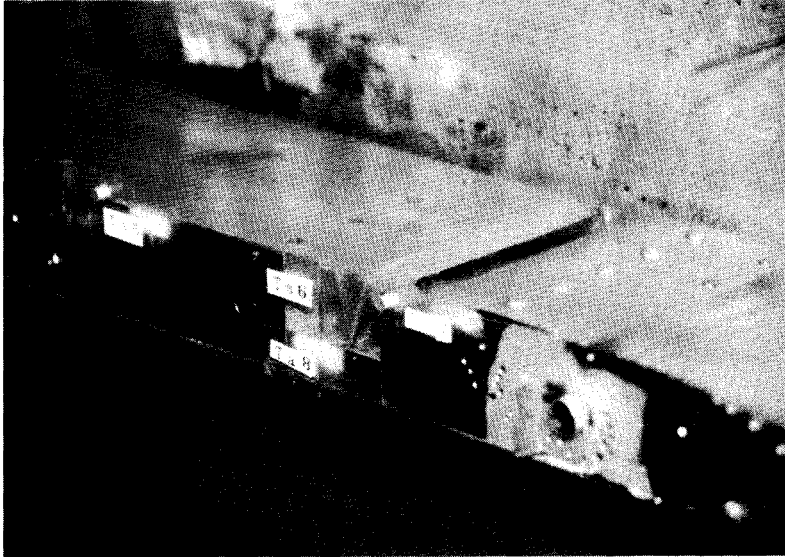
気流速度: 20 m/s

気流温度: +2 度C

スラッシュ成分: 1:1

スラッシュ凍結試験

図A4-6e スラッシュ状況写真

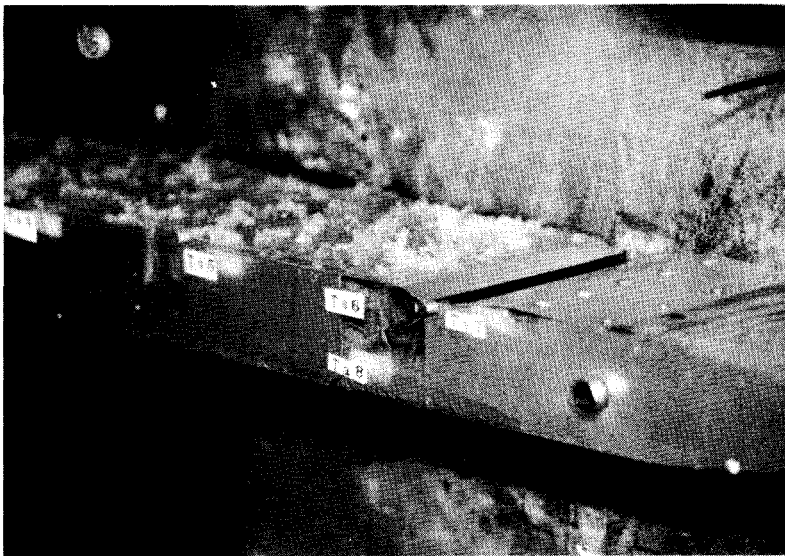


気流速度： 40 m/s

気流温度： +2 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

スラッシュ凍結試験



気流速度： 10 m/s

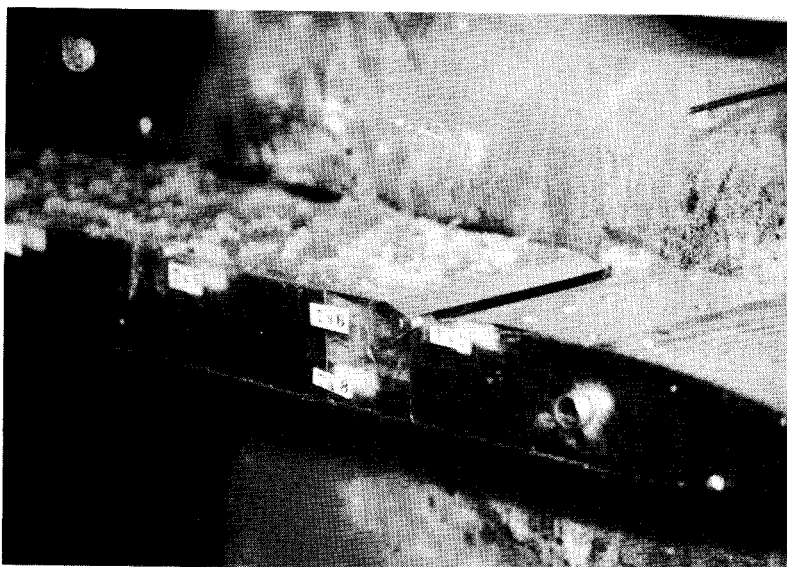
気流温度： 0 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

急加速試験

622128

図A4-6f スラッシュ状況写真

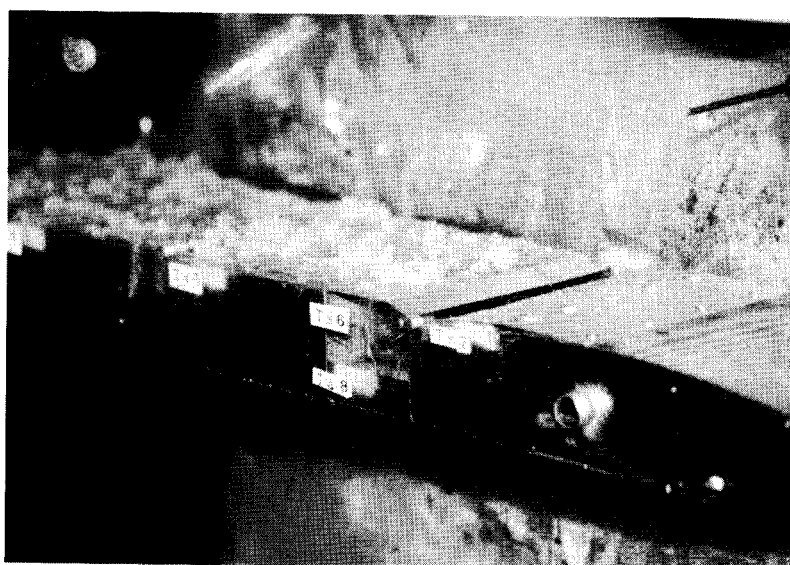


気流速度： 40 m/s

気流温度： 0 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

急加速試験



気流速度： 62 m/s

気流温度： 0 度C

スラッシュ成分： 1 : 1

急加速試験

622129