

UDC 533.6.
013 : 08

航空宇宙技術研究所資料

TM-49

Queen-Air 機の失速特性について

幸尾治朗・岡 遠一

照井祐之・鎌田幸男

1965年2月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平木一, 清水福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	橋本一, 戸川隼人 樋口好美, 高橋利之 三能良, 海州三, 板垣芳雄 鳥海良秀, 洲川夫, 佐藤保子 長細川本, 橋登, 井上政一 橋竹内, 和之, 山根皓三 池田為治, 坂元思無邪
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	井中幸彦, 小川 鉦一 竹林洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	中井 映一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中井 映一, 小原 瑛 海井良三, 安藤泰 中井俊一, 橋爪宏 高木朗, 橋本登 鳥崎忠雄, 松木正 山竜夫, 藤井昭
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小野幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1 m×1 m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高木廣治, 谷 喬 斎藤秀夫, 新井 忠 竹内和之, 飯田宗四郎 北谷勇, 中井治夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高橋利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋爪 宏, 中井 映一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬, 原 亘利 柳原盛三, 外立政 中井 映一, 橋爪宏 安藤泰勝, 高木俊 小橋安次郎, 宮 沢政文
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河崎俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛田健二, 高橋 宏 榎並敬之, 山本 稀義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長洲秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月	高木廣治, 斎藤秀夫 石原久蔵 石井孝雄
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治 滝沢実次, 田寺木一 古閑昌次, 田寺木一 泉日出夫
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月	大塚貞吉, 鈴木邦男 松本宏, 石井浅五郎 広木強, 山中国雅 竹内和之, 藤枝 遠 幸尾治朗, 岡 遠一
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	平木一, 橋本 登 林 二識, 吉永 崇

注：欠番は配布先を限定したもの

Queen Air 機の失速特性*

幸尾 治朗**・岡 遠一**・照井 祐之**・鎌田 幸男**

1. ま え が き

航空機の事故のなかで致命的なものの約半数は、離陸または着陸操作の間におこっていることは米国における統計の示すところであり、さらにその1/5は失速そのものによって生じている。失速によって誘起された事故を加えれば、さらにその占める割合は増加する。

失速特性が良好であるかどうか、また、失速に際して早期警告の性質。たとえばバフエットが起るとか、操縦桿のがたつきを生じるとか、一定の水平減速度を保って飛行を続けるのに必要な操縦桿の動きが急変するとか、縦揺れ、または片揺れのある種の振動を感じるなどの予告現象が適当な時期に見られるかどうかと云うことが地面近くでの失速事故の発生と密接な関係をもつ。われわれは当研究所の保有する実験用航空機、米国ビーチクラフト社製65型“クインエア”について一連の飛行実験を行ない、失速特性に関する資料を得た。実験機の主要諸元および三面図を図1にしめす。

2. 失 速 の 定 義

わが国の耐空性基準によれば「主翼の迎角が最大揚力時の迎角より明らかに大きく、また飛行特性が失速を明確に感知できうる場合は失速に達したと考えてよい。また、容易に制御できない機首下げおよび横揺れは飛行機が失速した徴候を示すが、その他明らかな操舵の効きの減少、操縦力もしくは操縦装置の動きの急激な変化、特有のバフエッティングまたは操縦桿の明らかな振動等は失速の徴候と考えてよい。」と定義してある。

一般に失速の結果生ずる現象としては、上下方向の加速度 g の減少、横揺れおよび片揺れ、または縦揺れの発生、ピッチアップやピッチダウン、沈下の急激な増しなどの現象が認められるが、失速が始まる時点を定める実測が困難である。揚力係数最大の点と定めたとすると、風洞試験については簡単に C_{Lmax} を求めることができる。実機においては C_{Lmax} に達する前に、非対称的な

* 昭和40年2月9日受付

** 飛行実験部

はく離を生じたり、諸舵の利きが悪くなったり、場合によっては機体の制御が困難にさえなってくる。すなわち C_{Lmax} に到達するまで定常飛行を続けることはできず、 C_{Lmax} の点を失速と定める意味がなくなる。われわれは定常状態 ($1g$ 状態) で飛行している機体が $1g$ より小さい g を急に示す点をもって失速と定めた。この場合失速の前は $1g$ を保っておくことが必要である。この点は一般に風洞試験の C_{Lmax} より少し小さな値をしめす。翼上面に気流子をはって観察すれば、はく離が急激に進行を始める時期と、 g が 1 より小さくなる立上がりの点は概略一致する。実験は機体の速度 V 、迎角 α 、上下加速度 g を連続記録しておき g が急に減少する点における速度、迎角から失速迎角、失速速度、失速揚力係数 C_{Ls} を得た。先に述べた制御困難になる点に注目した場合には、角速度およびトリム操舵の急激な変化を示す点をもって失速の点と定めることもある。これは飛行機の最低操縦可能速度を意味し、揚力係数最大の場合の失速とは性質を異にするが、機種によってはこのほうが適当な場合がある。図2に操舵角 (昇降舵) δ_e 、迎角 α 、ピッチレイト q 、上下加速度 g の記録例を示す。本図において A 点がわれわれの定義した失速の時期である。

3. 試験概要

試験は表1に表示した組合せで行なわれた。本表においてパワーオンはファイナルアプローチ過程における標準のセッティング、すなわち M.P. (マニホールド圧力) 15 in. プロペラの回転数 3,000 rpm である。また、パワーオフはスロットルをいっぱい絞ったアイドリング状態である。失速に入れる操作は、まず 120 mile/h にトリムをして、姿勢の変化が急なため C_{Lmax} の値が変わったり、非対称な失速が起こったりすることをできるだけ避けるように徐々に操縦桿を引き、水平減速度を 1.6 km/h/s (1 mile/h/s) 程度におさえるよう努めた。計測は主翼迎角 α 、上下加速度 g 、ピッチレイト q 、ロールレイト p 、昇降舵角 δ_e 、補助翼舵角 δ_a を各ピックアップで取り出し直視式電磁オシログラフで記録した。失速速度 V_s 、高度 H は試験の前半では飛行機計器盤の指示を読みとり、後半ではピックアップで上と同じく電磁オシログラフに記録した。速度計の位置誤差は飛行機製作会社 (ビーチクラフト) 提供の修正表、およびわれわれが種々の較正法で得た修正値とに基づいて修正を加えた。使用した修正表を図3に示す。また同時にエンジンナセルおよび主翼上面に 20 cm 間隔に黒色中細毛糸の気流子をはりつけ、気流のはく離進行状況を観察すると同時に写真を撮影した。飛行試験は飛行機の高度計により 5,000 ft (圧力高度) の高度においてできるだけ気流状態のよい日時を選んで行なった。突風はわずかな大きさのものでも失速初期のはく離に大きな影響を及ぼすので望ましくない。空気密度は標準状態の値に修正して計算した。飛行試験の各時刻における正確な重量の推定は重要な要素となるので、機体の空虚重量 (燃料は満載の状態) を実測し、搭載計測器類の重量および搭乗者の体重等を加えたものをもって離陸重量として、試験時の時刻ま

での燃料消費量をさし引いて失速時の機体重量とした。各飛行後にはかった燃料消費量より、燃料消費率はだいたい一定として得られた消費重量実績表を図4に示す。おのおのの失速試験飛行中の燃料消費量はこの線の $\pm 3\%$ 以内に入っている。

4. 実験結果

表1に示す各形態(16種)での失速速度および失速時の迎角を表2に示す。

表において δ_f はフラップ角, V_s は失速速度, α_s は失速時の迎角を示す。おのおのの形態について3回以上の失速試験を行ない, 測定が正しく行なわれたと思われるもの3回の平均値をもって標示している。迎角 α_s は前述の失速点における迎角を読みとったもので, 失速速度 V_s は機体に付いている速度計の読み, または速度記録器(オシログラフ)の読みに速度計の位置誤差の修正を行なっている。図5, 図6にフラップ角 δ_f を横軸にとり, 失速時の C_{Ls} を縦軸にとって, パワーオン・オフおよび脚の上げ, 下げをパラメーターとしてプロットした曲線をしめす。本実験結果の失速速度および C_{Ls} は離陸時の標準重心位置(26.5%MAC)の値に補正してある。 C_{Ls} は水平定常飛行状態として次式によって得た。

$$C_{Ls} = \frac{W_s}{\frac{1}{2} \rho (\sqrt{\sigma} V_s)^2 S}$$

C_{Ls} : 失速時の揚力係数
 W_s : 失速時の機体重量
 S : 翼面積
 V_s : 失速速度
 $\sigma = \rho / \rho_0$: 密度比

W_s は離陸時の総重量から, 前述の失速の時刻までの消費燃料の重量をさし引いて得る。この結果を総合すると, 失速速度あるいは C_{Ls} は脚の上げ, 下げによっては影響を受けず, フラップ角度にだいたい比例して増加している。パワーオンの影響はプロペラ推力の上向成分とプロペラ後流による揚力増加のためにかなり大きい。フラップ角 0° で, パワーによる C_{Ls} の増加は約 0.3 であり, フラップ角最大 (28°) では約 0.75 の増しである。

気流子試験によって失速はく離状況の観察を行なったときの写真を図7ないし図14に示す。各形態で①は操縦桿にパフェットを感じたときのもので, 気流子の乱れはトリム設定時とほとんど変わらない。

②ははく離が急激に進行した時期をしめす。われわれが失速と定義する上下 g の平衡の乱れが起こるのは大体②の直前である。はく離の状況はシャッターチャンスによってかなり異なる。はく離が始まる直前に撮影されたものが図8 a②, b②であり, 大きくはく離が進んだ例は図7 b②の Power On, Gear Down $\delta_f = 0^\circ$ の場合である。

いずれの場合も翼端失速の傾向はまったく見られない。フラップ角 0° ではエンジンナセル後方に常時わずかな乱れが認められるが、フラップを少し下げると消える。

フラップ下げでは失速して機体が沈下した場合でもエンジン・ナセル付近の全面はく離に止まるので横揺れは生じにくい。フラップ上げでは補助翼内側付近よりエンジン・ナセルへかけて三角形のはく離が見られることがありはく離が大きい場合に横揺れを生じた例も見られた。図15, 16 に観察によるはく離進行状況のフラップ角による違いを示す。

プロペラなし模型 (1/7.5 縮尺) で行なった気流試験によればエンジンと胴体との間に比較的小さな迎角で全面的なはく離を生じ揚力傾斜の急変が認められる。実機においても片発停止状態でプロペラフェザリングとして気流状況を調べたところ、同じような傾向が見られた。全機風洞実験 (R.N.= 7.3×10^5) の結果はフラップ上げで、 $C_{L \max} = 1.15$ 、フラップ下げで $C_{L \max} = 1.45$ を示し実機 (Power Off) の場合の C_{LS} よりおのおの 0.4 および 0.65 だけ少ない値となった。なお、本機の翼型の原型 (NACA-23012, AR=6, R.N.= 4×10^6) では $C_{L \max} = 1.5$ を示す。

5. む す び

本試験においてわれわれは失速の時点を手動で水平定常飛行で $1g$ の状態から平衡がやぶれて急に減少する所とさだめた。この定義は気流試験によるはく離の進行状況の観察と比較検討した結果、風洞試験のようにその状態を保てる方法で得られる $C_{L \max}$ より少し小さい C_{LS} 、すなわち少し高い失速速度となるが、実際の飛行機の失速を論ずるには適当であると考えている。

Queen Air 機の失速特性を定性的にまとめると、次のとおりである。

(1) 早期予告性が良好である。

適当な時期に水平尾翼が主翼後流中に入り、操縦桿および機体にガタガタと振動が感じられる。

(2) 失速後におだやかな頭下げの傾向がある。

図17はパワー・オフ状態で失速に入れ、昇降舵を動かさないように保ったときの機体の運動を記録したもので、正弦波状のピッチングは失速—頭下げ—回復、そして失速の繰り返しを示している。

図2と同じくA点が最初の失速点である。

(3) 失速後に急激な横転は認められない。

いわゆるオートローションの傾向は少ない。100回以上の失速試験中に2回だけ 60° 程度のバンクを記録したが回復は容易であった。

結論としては本機は良好な失速特性をもつものと認められる。

本試験の後半に操縦を担当するとともに、いろいろと助言を得た飛行実験部飛行課 後藤芳夫氏に感謝する。

終わりに本試験に協力をいただいた伊藤忠航空輸送線の黒田輝清氏を始めとするパイロットのかたがたに謝意を表わす。

主翼面積	25.74 m ²
総重量	3,500 kg
空虚重量	2,100 kg
翼面荷重	136 kg/m ²
発動機	340 HP X 2

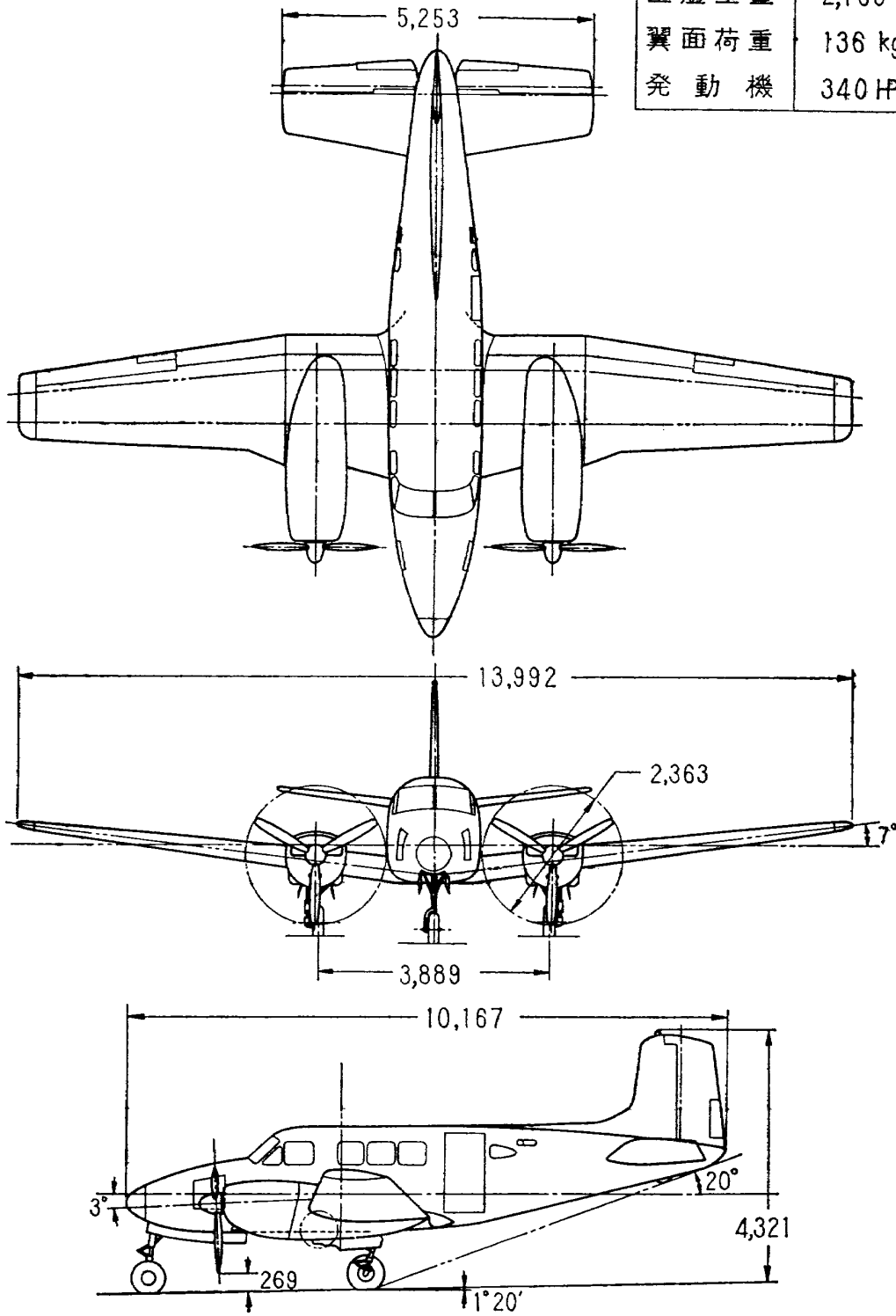


図 1

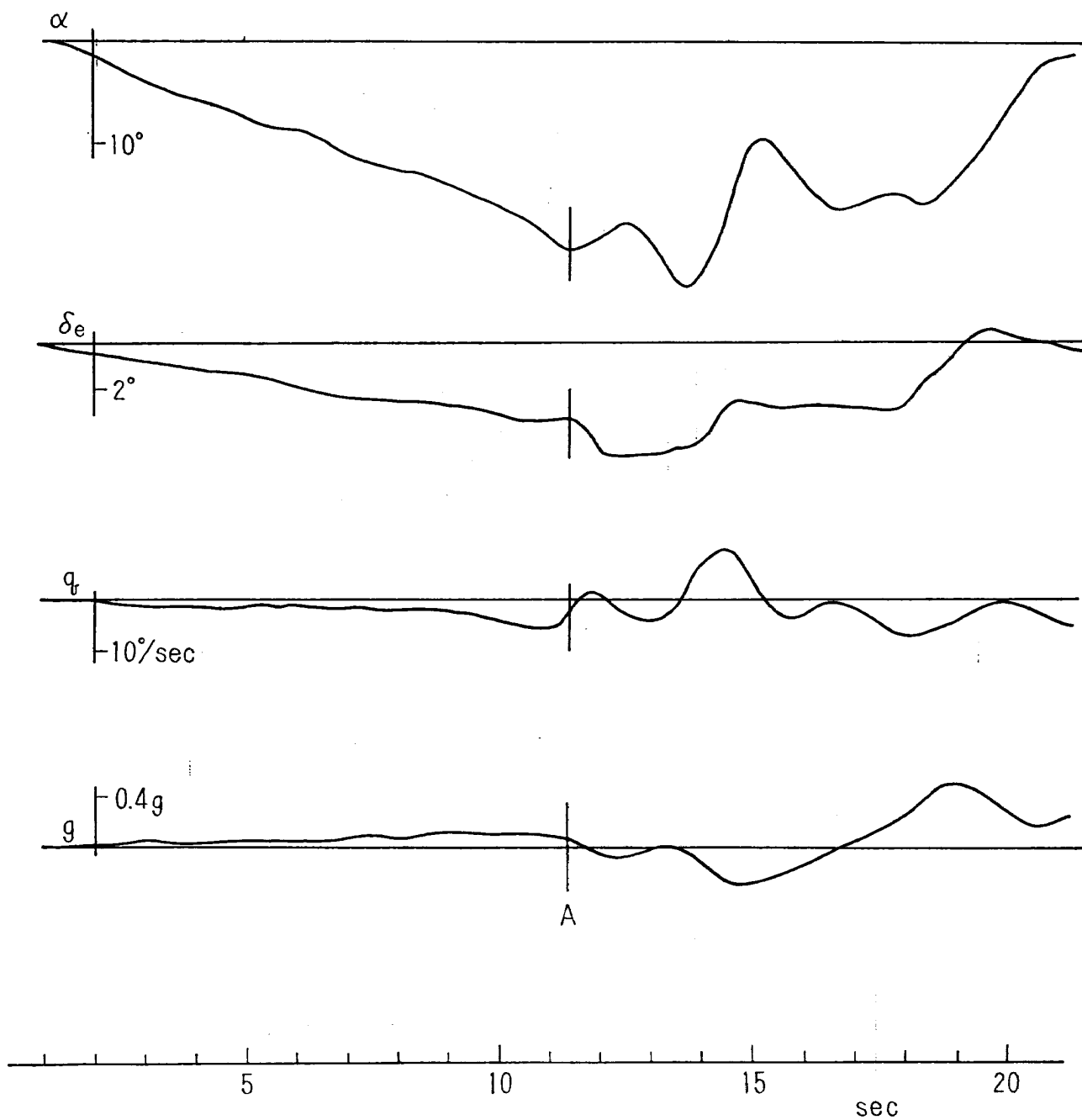


図 2

表 1

フラップ角 δ_f	GEAR	POWER
0°	UP DOWN	ON (15MP), OFF (IDLE)
11° (30%)	UP DOWN	同 上
17° (60%)	UP DOWN	同 上
28°(100%)	UP DOWN	同 上

表 2 各形態, 出力等による失速速度

C.G. (26.5%MAC)

POWER	GEAR	δ_f (DEG)	V_S (km/h)	α_S (DEG)
ON	UP	0°	135	20°
"	"	11°	122	20°
"	"	17°	119	19°
"	"	28° MAX	109	19°
ON	DOWN	0°	135	20°
"	"	11°	122	20°
"	"	17°	114	20°
"	"	28° MAX	109	20°
OFF	UP	0°	145	19°
"	"	11°	137	18°
"	"	17°	132	18°
"	"	28° MAX	130	18°
OFF	DOWN	0°	146	18°
"	"	11°	137	18°
"	"	17°	130	18°
"	"	28° MAX	129	18°

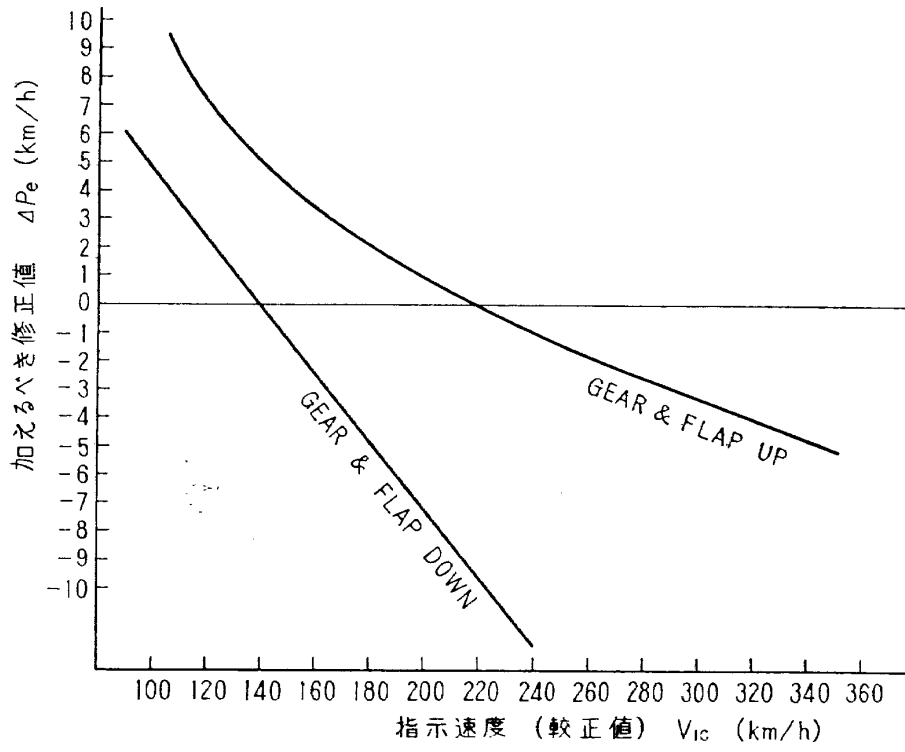


図 3

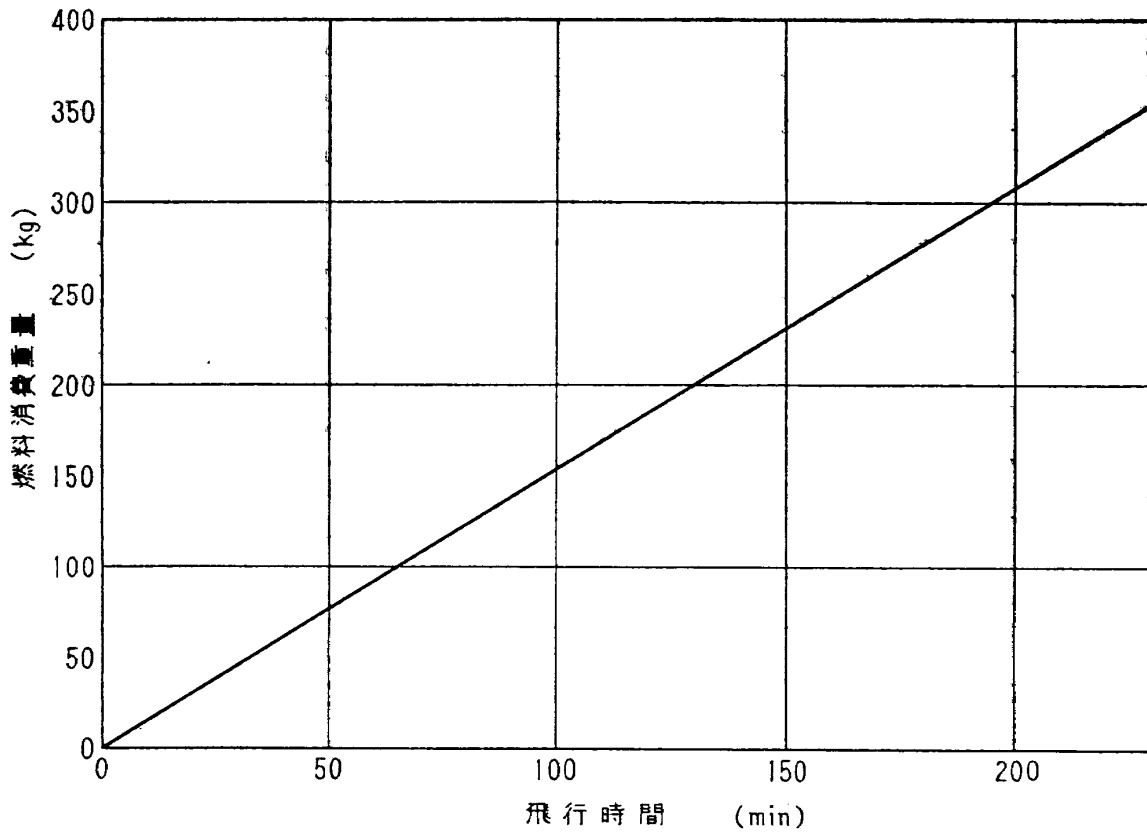
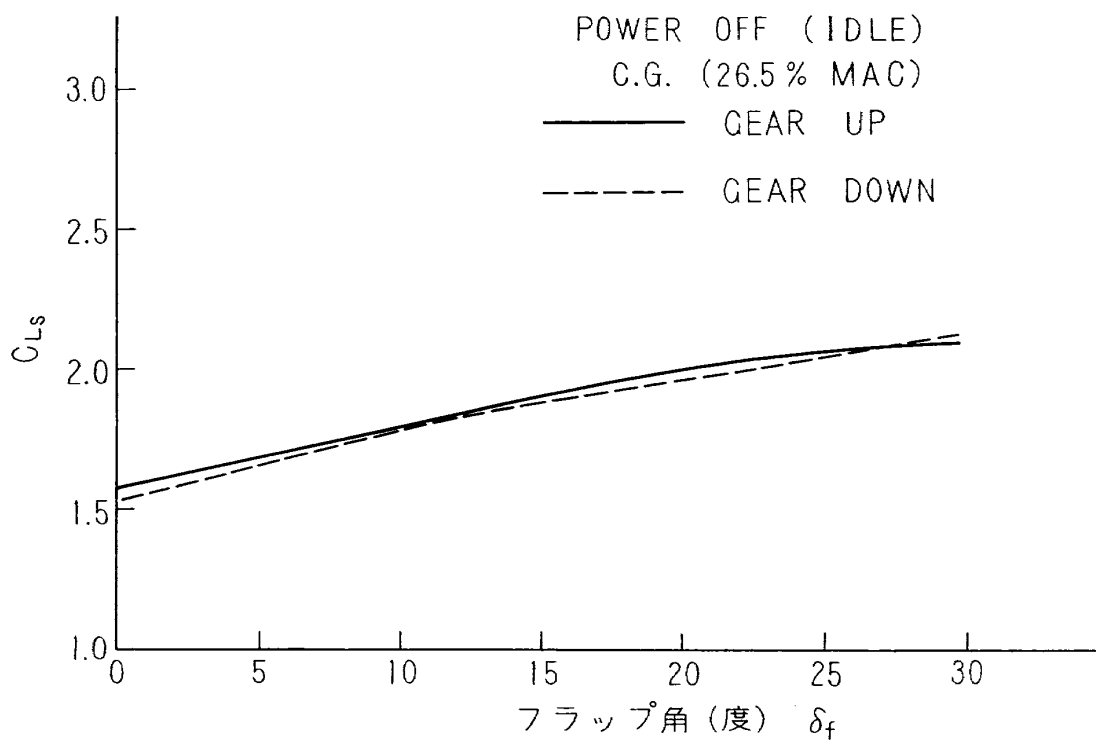
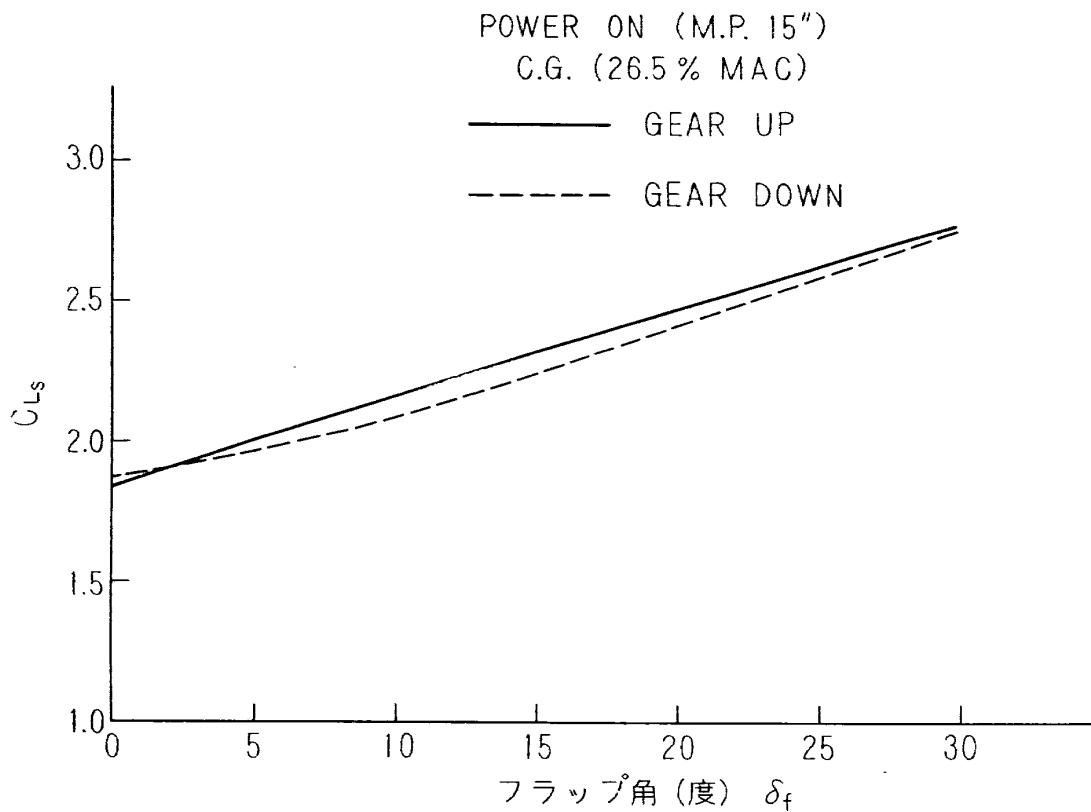
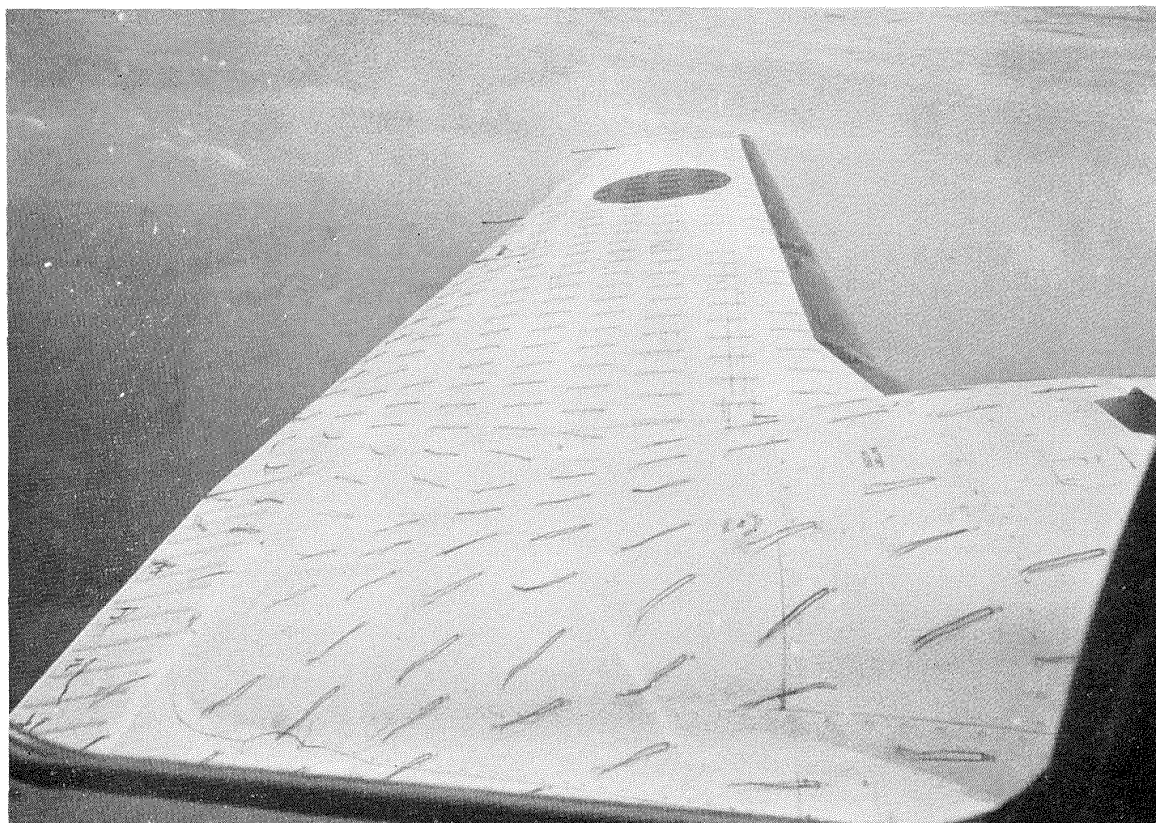
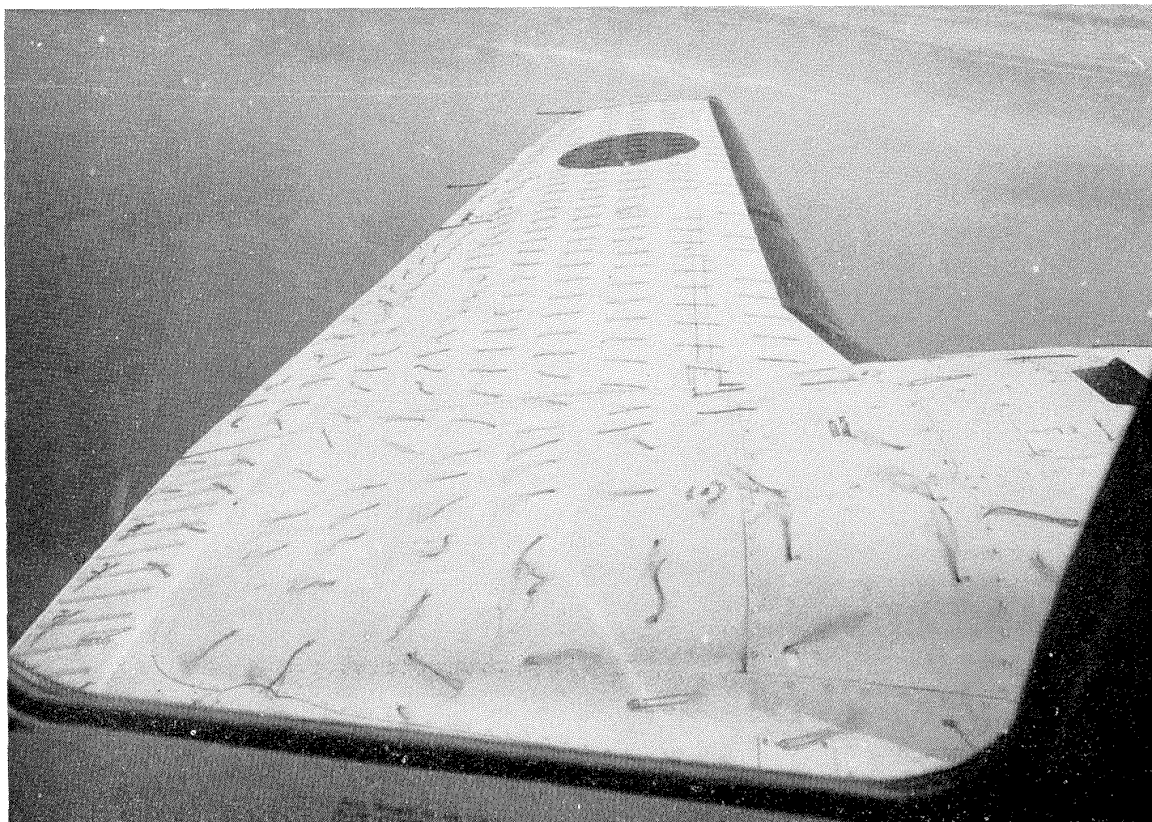


図 4



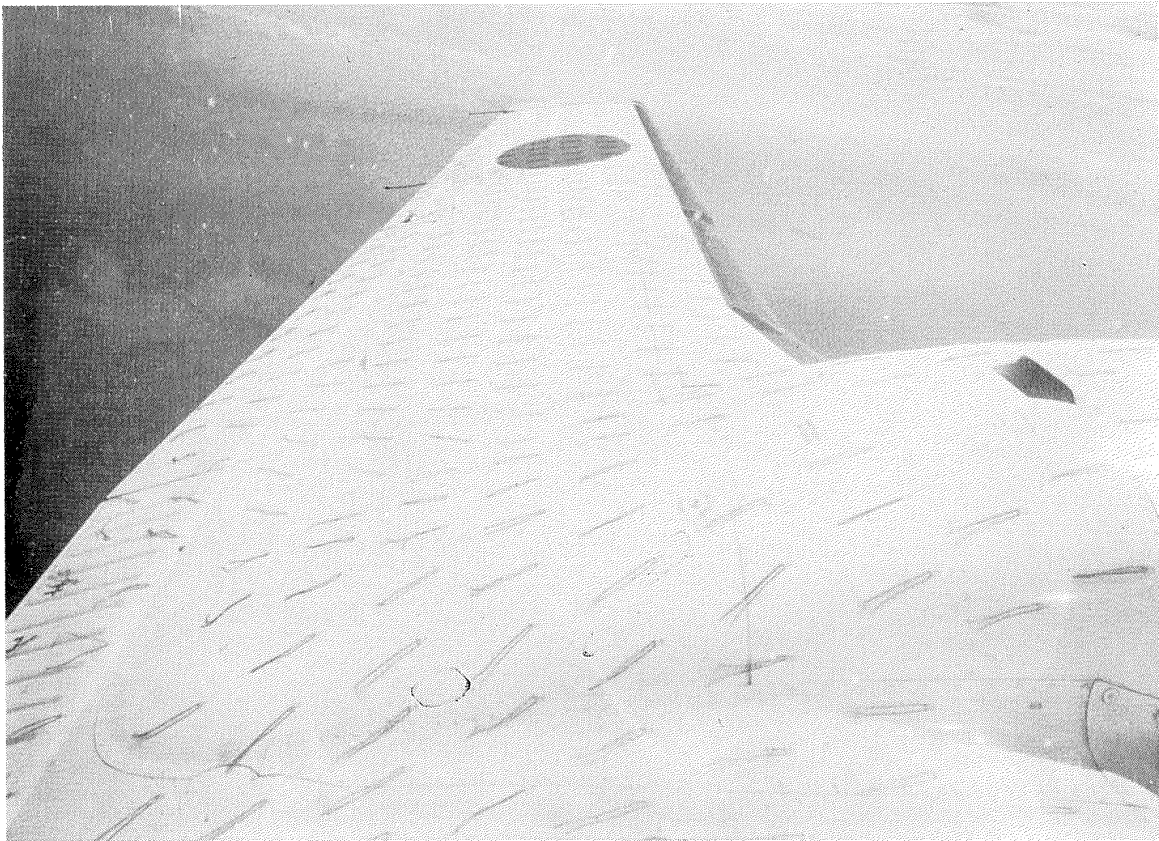


① POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 0^\circ$

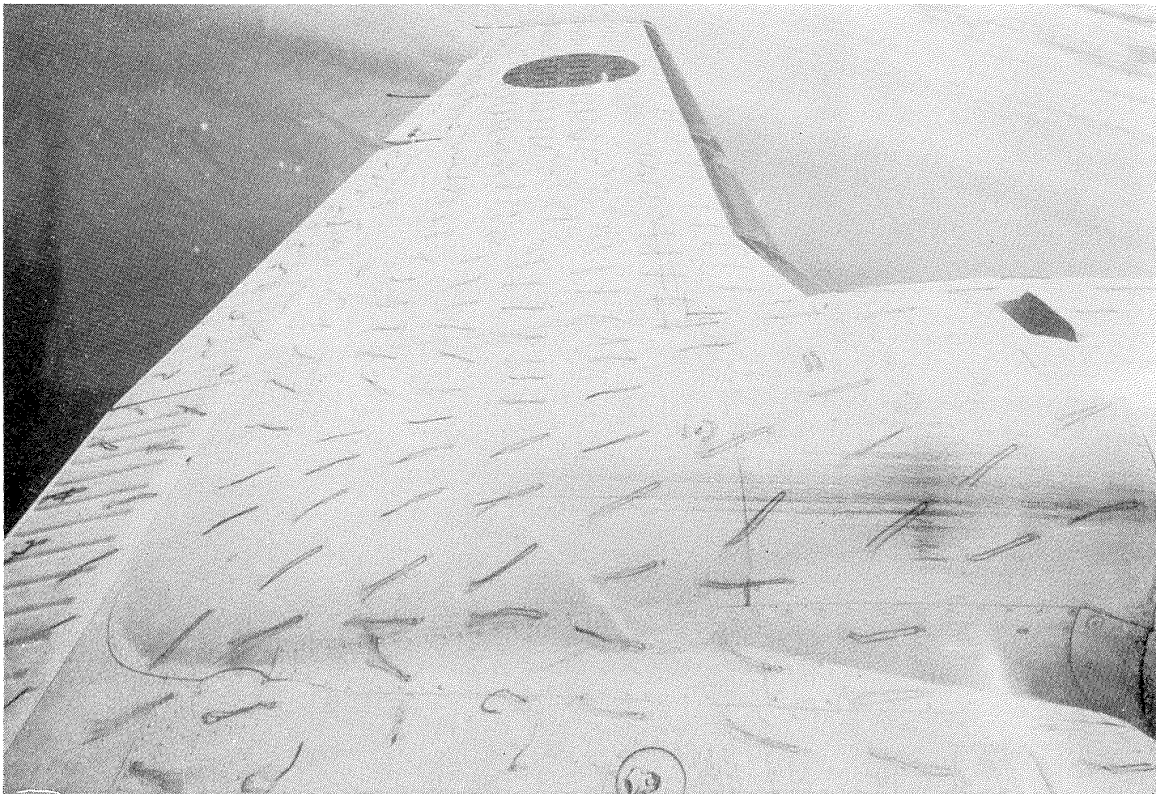


② POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 0^\circ$

図 7a

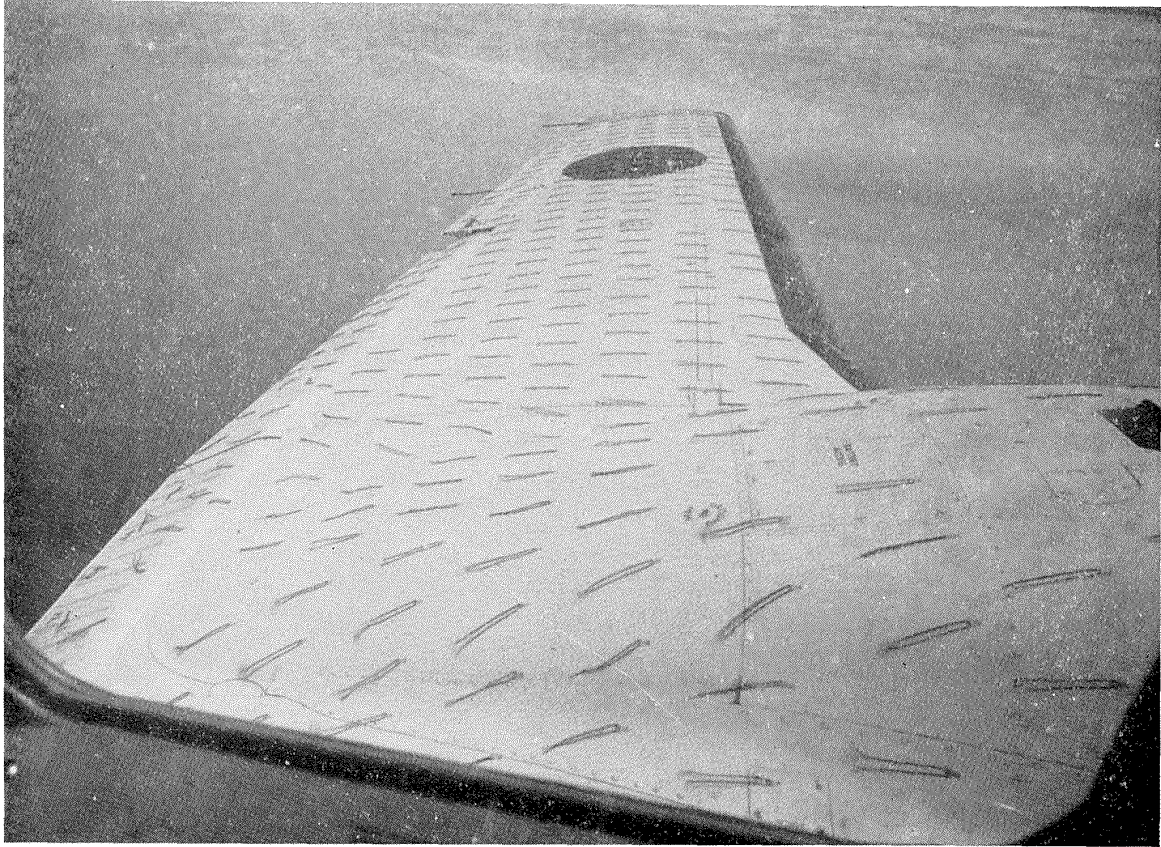


① POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f=0^\circ$



② POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f=0^\circ$

図 7b

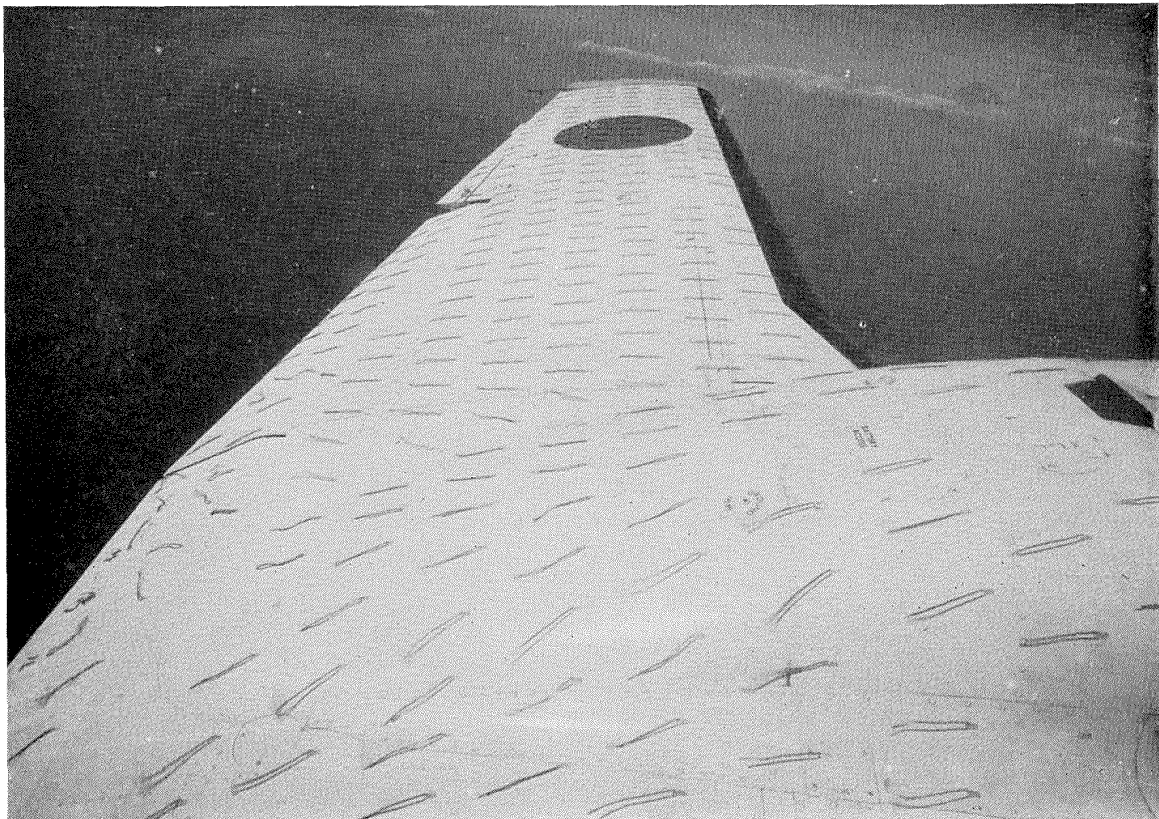


① POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 11^\circ$

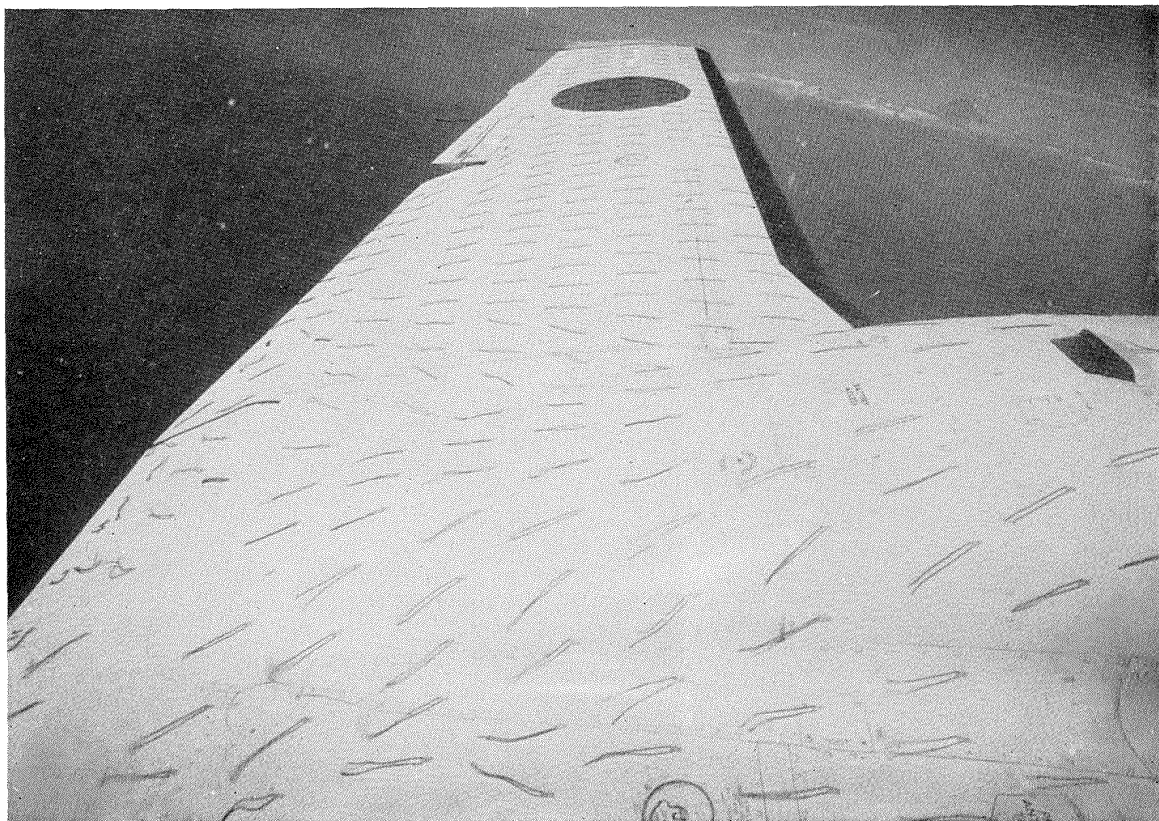


② POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 11^\circ$

☒ 8a

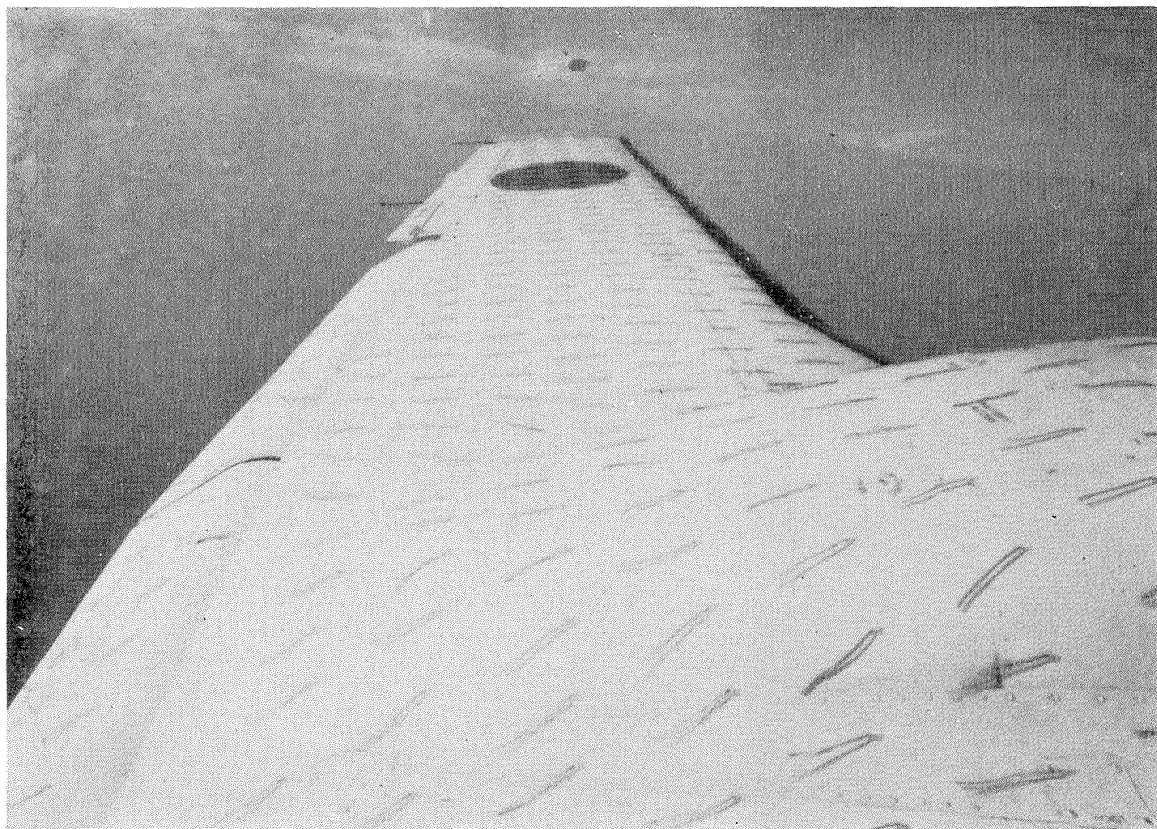


① POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f = 11^\circ$

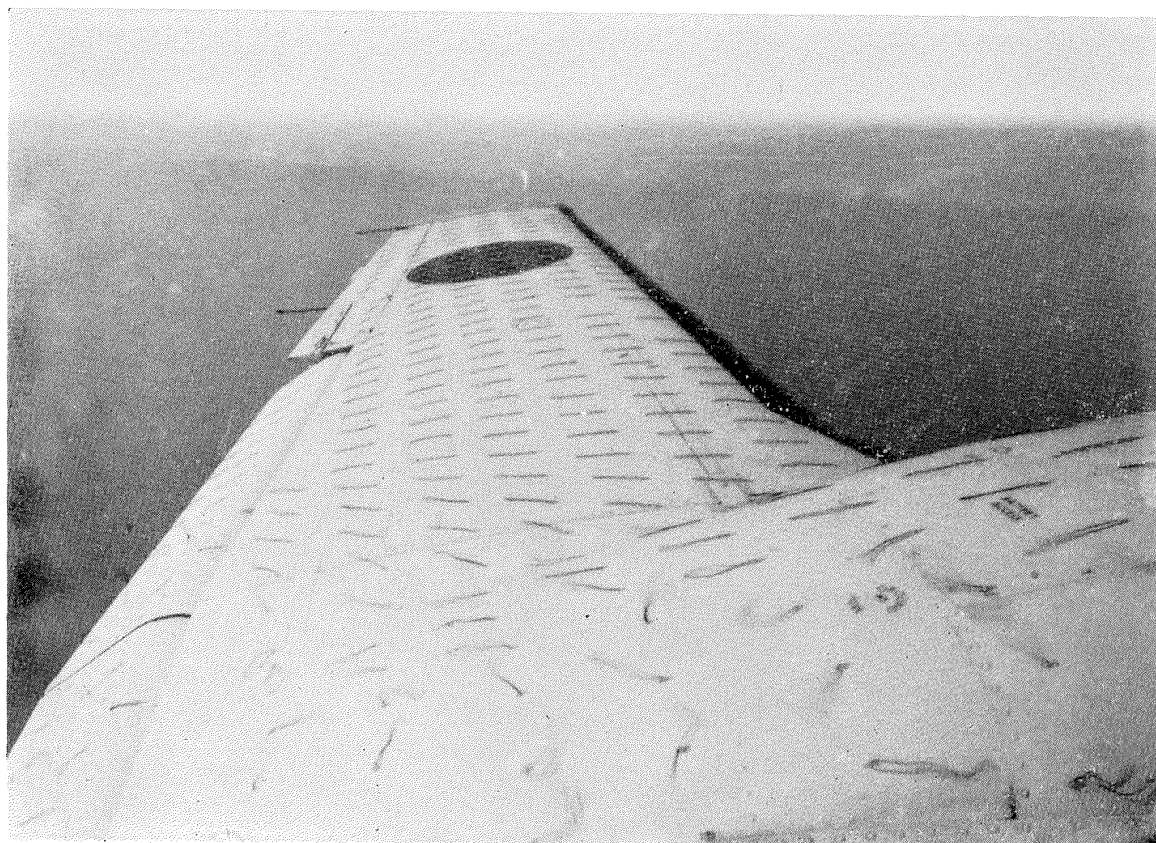


② POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f = 11^\circ$

図 8b



① POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 17^\circ$

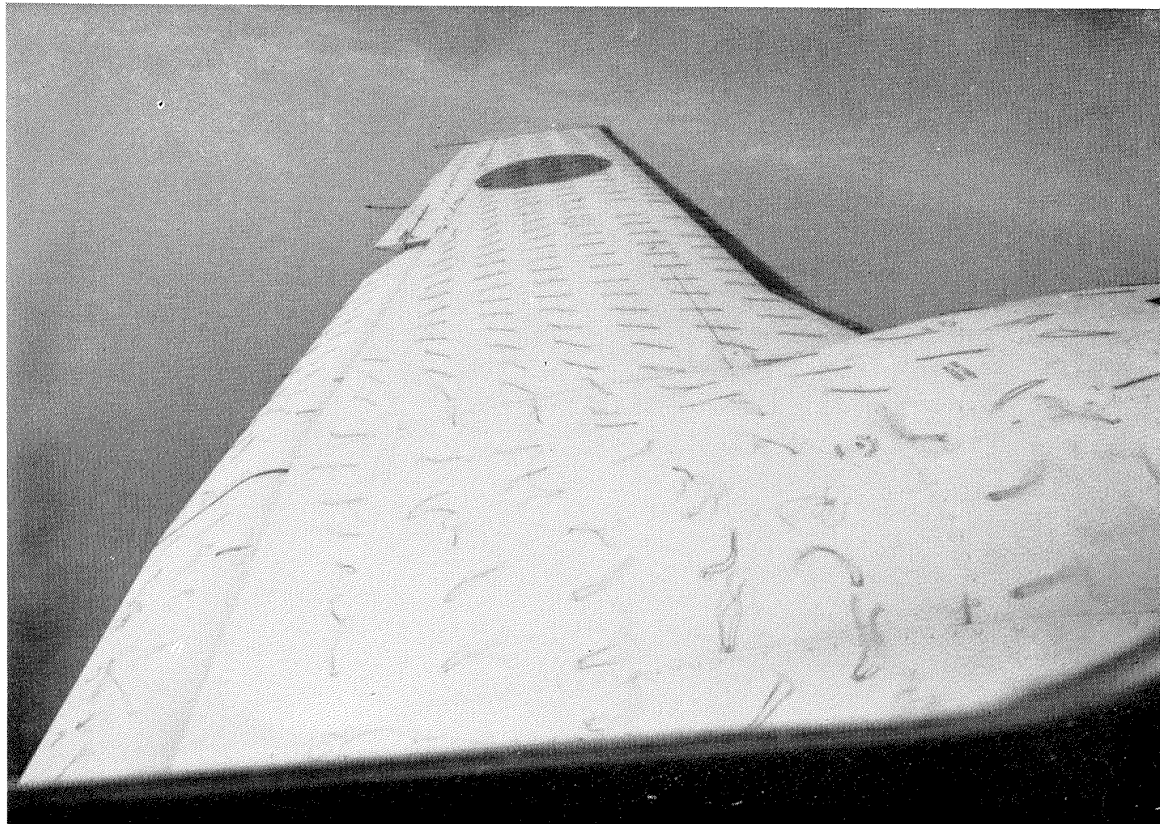


② POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 17^\circ$

図 9a

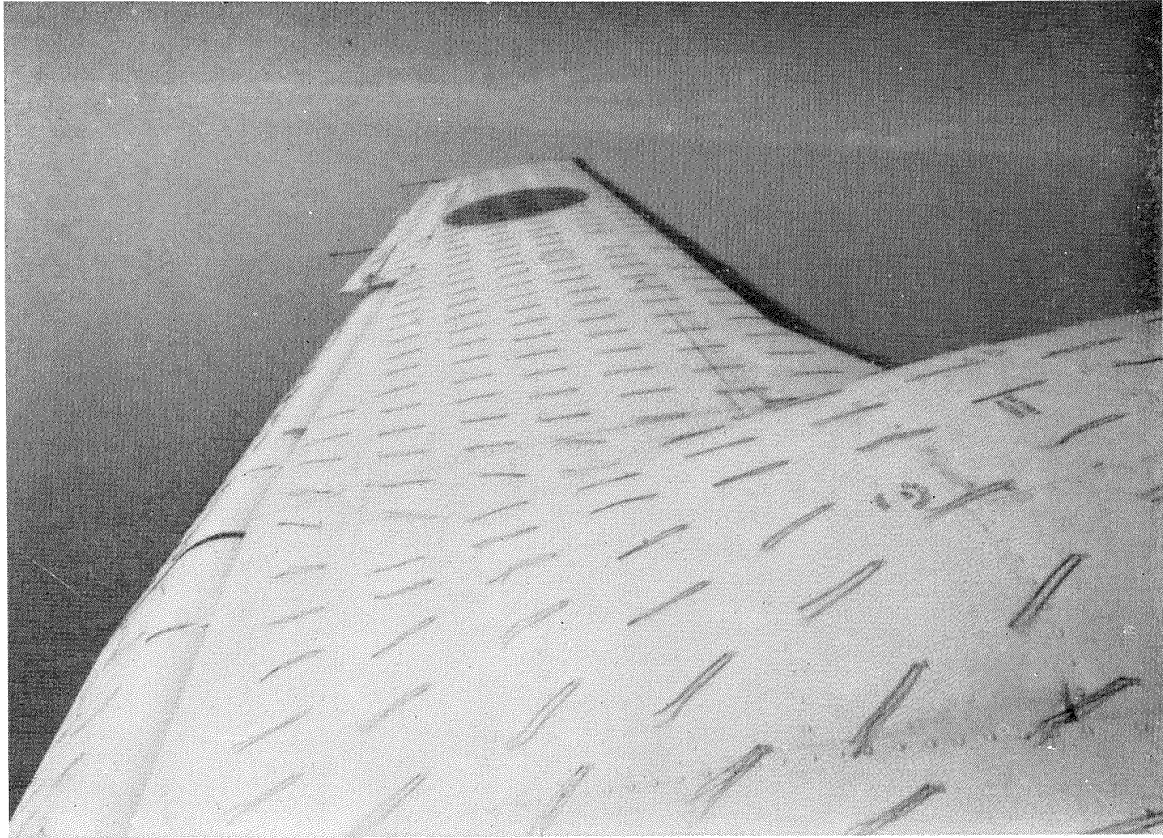


① POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f=17^\circ$



② POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f=17^\circ$

図 9b

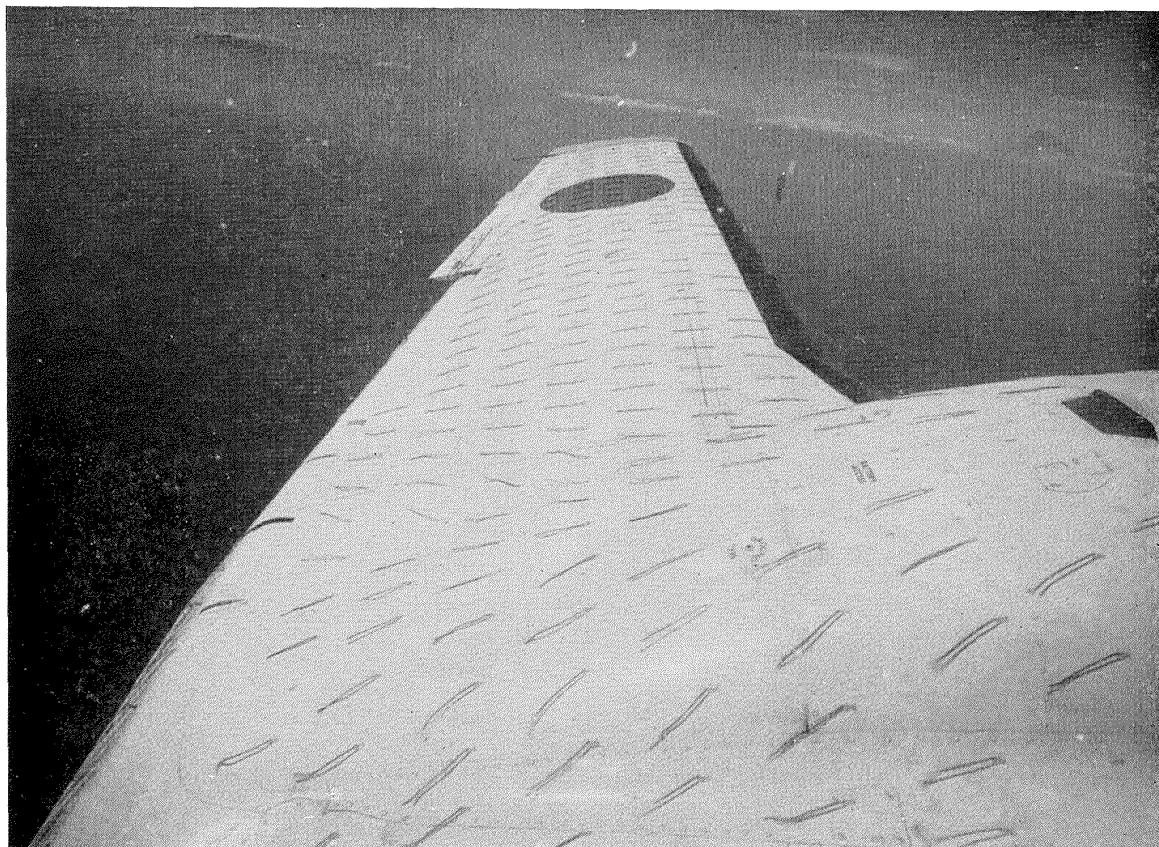


① POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 28^\circ$



② POWER ON, GEAR UP, $\delta_f = 28^\circ$

☒ 10a



① POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f = 28^\circ$



② POWER ON, GEAR DOWN, $\delta_f = 28^\circ$

図 10b

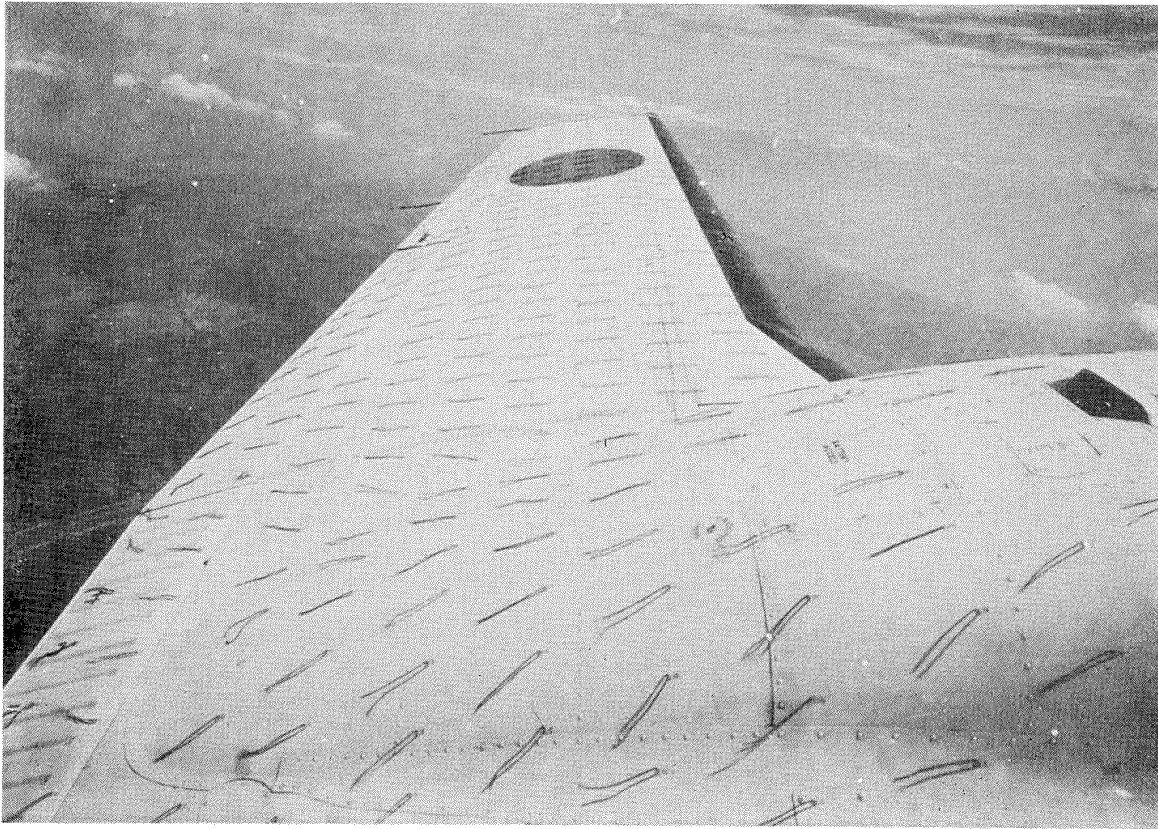


① POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 0^\circ$

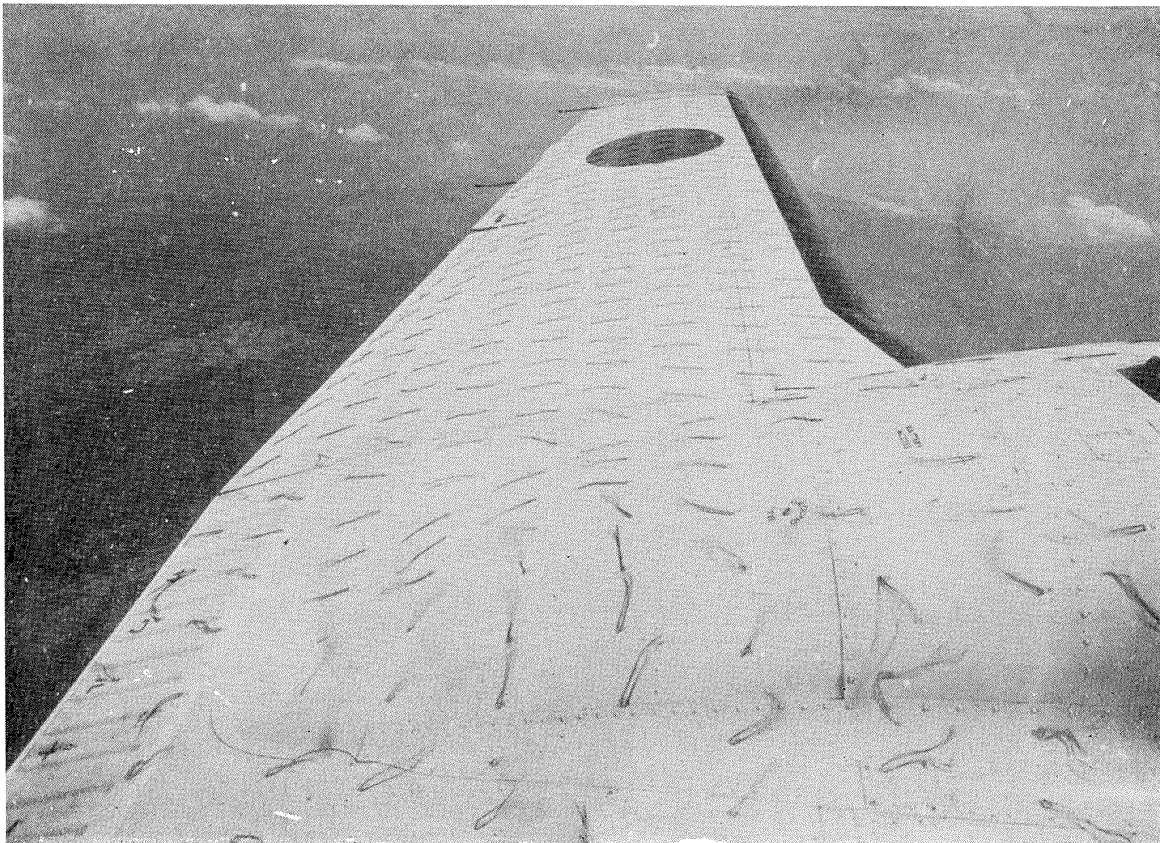


② POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 0^\circ$

図 11a

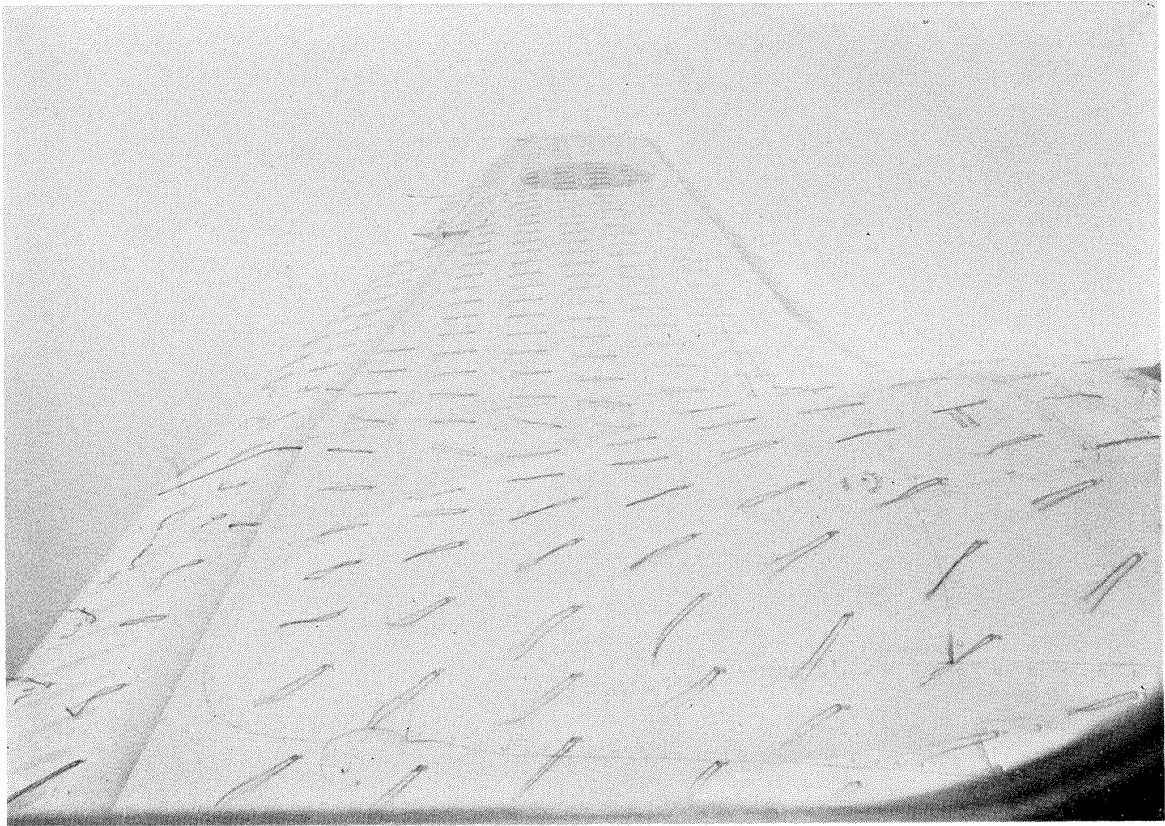


① POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f = 0^\circ$

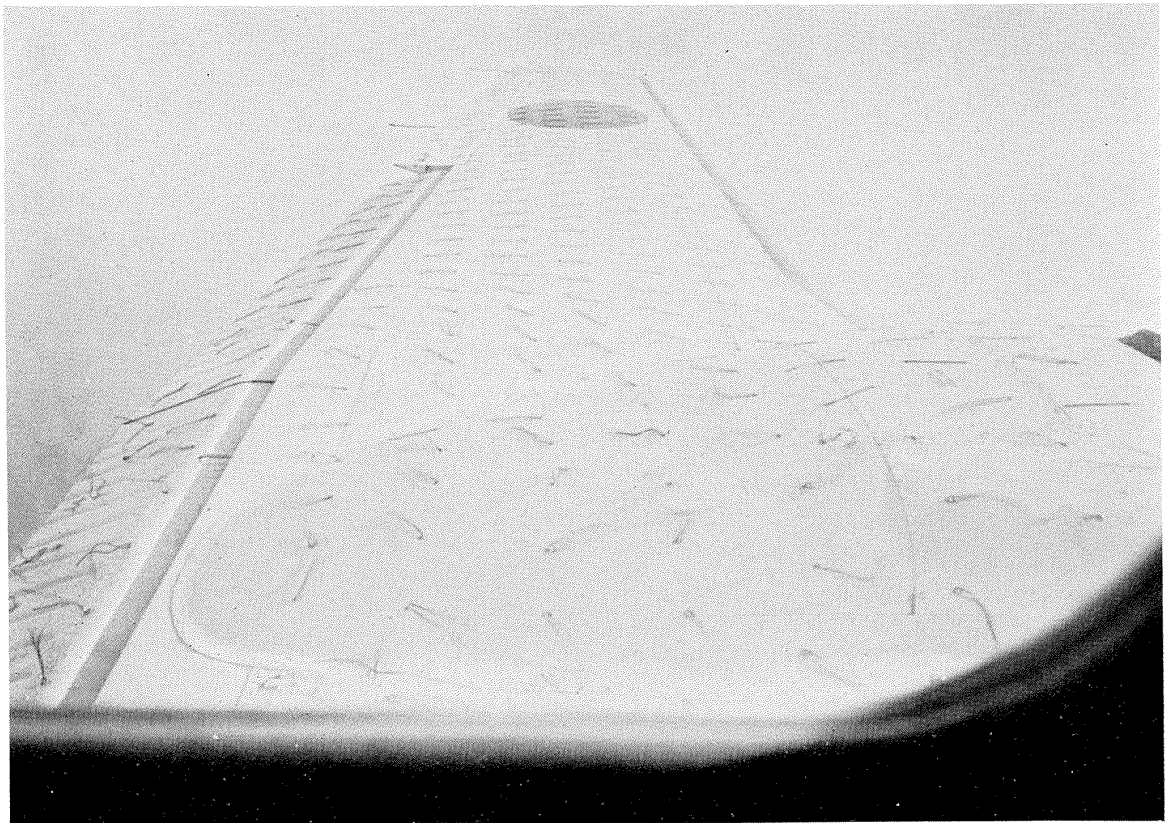


② POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f = 0^\circ$

図 11b

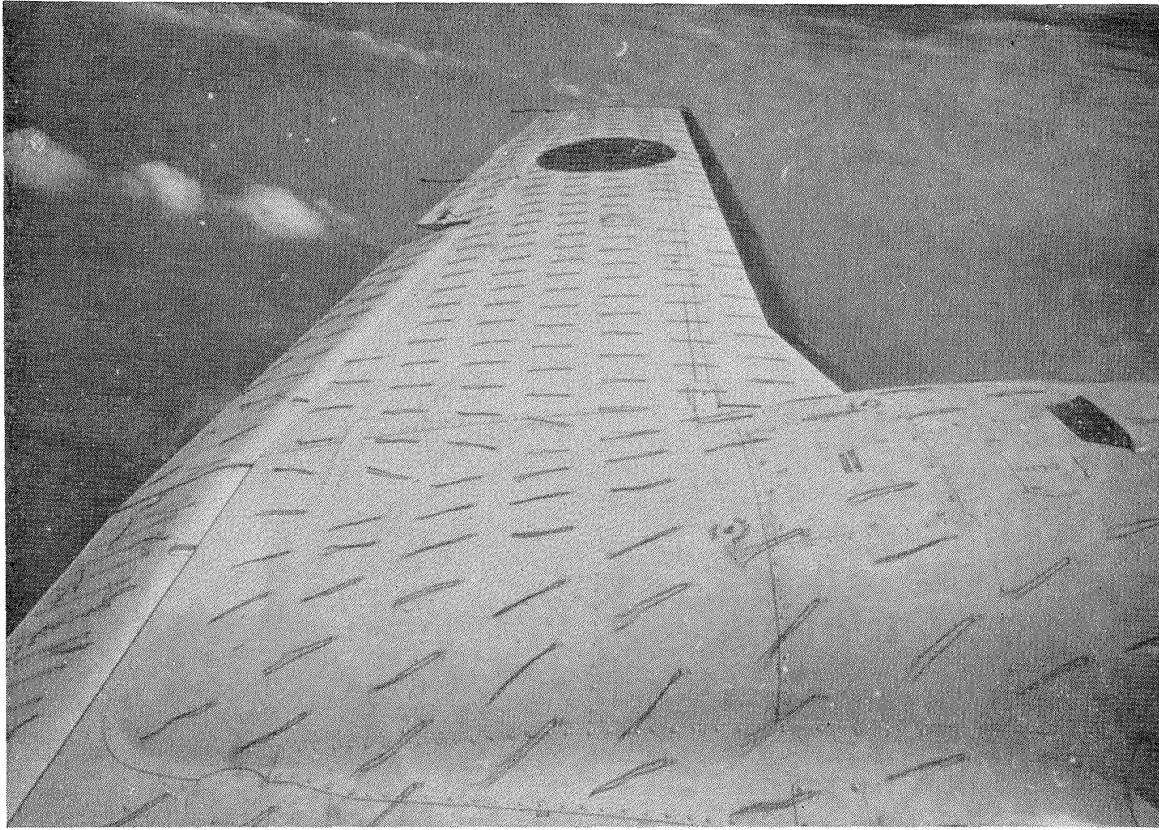


① POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 11^\circ$

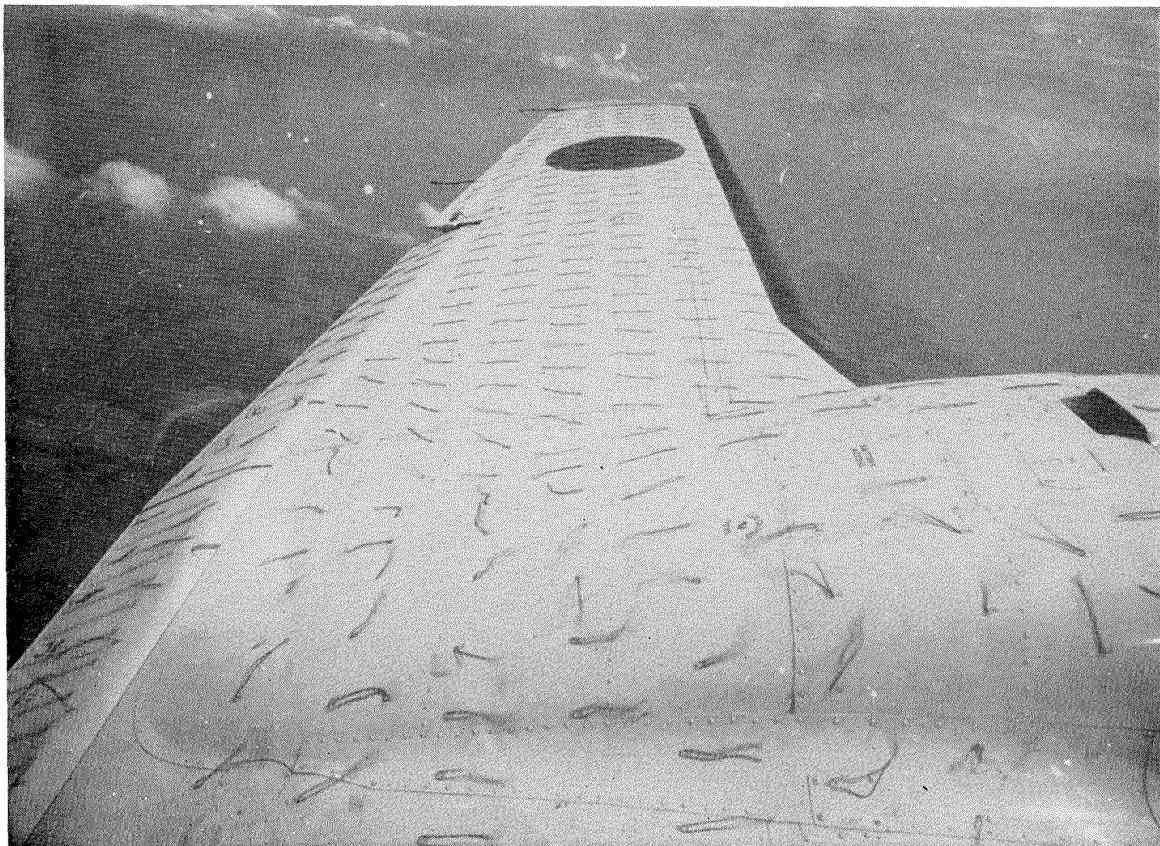


② POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 11^\circ$

☒ 12a

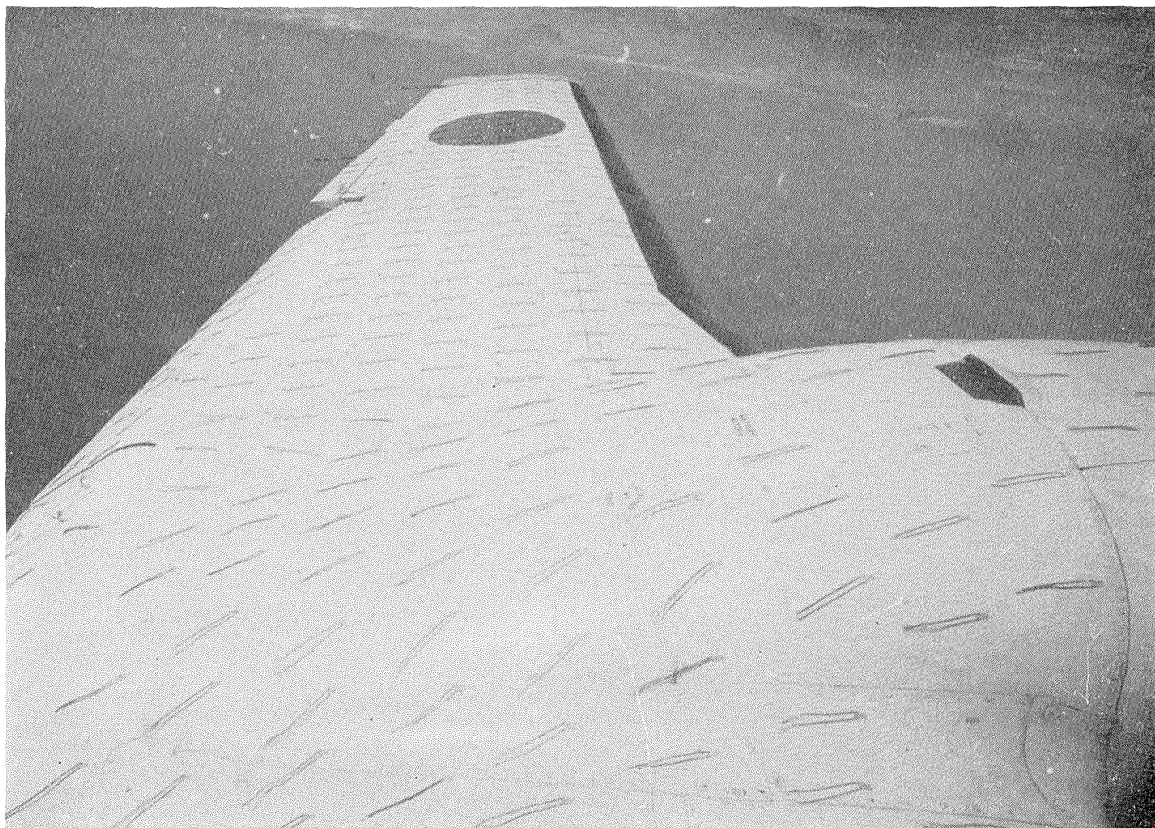


① POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f = 17^\circ$

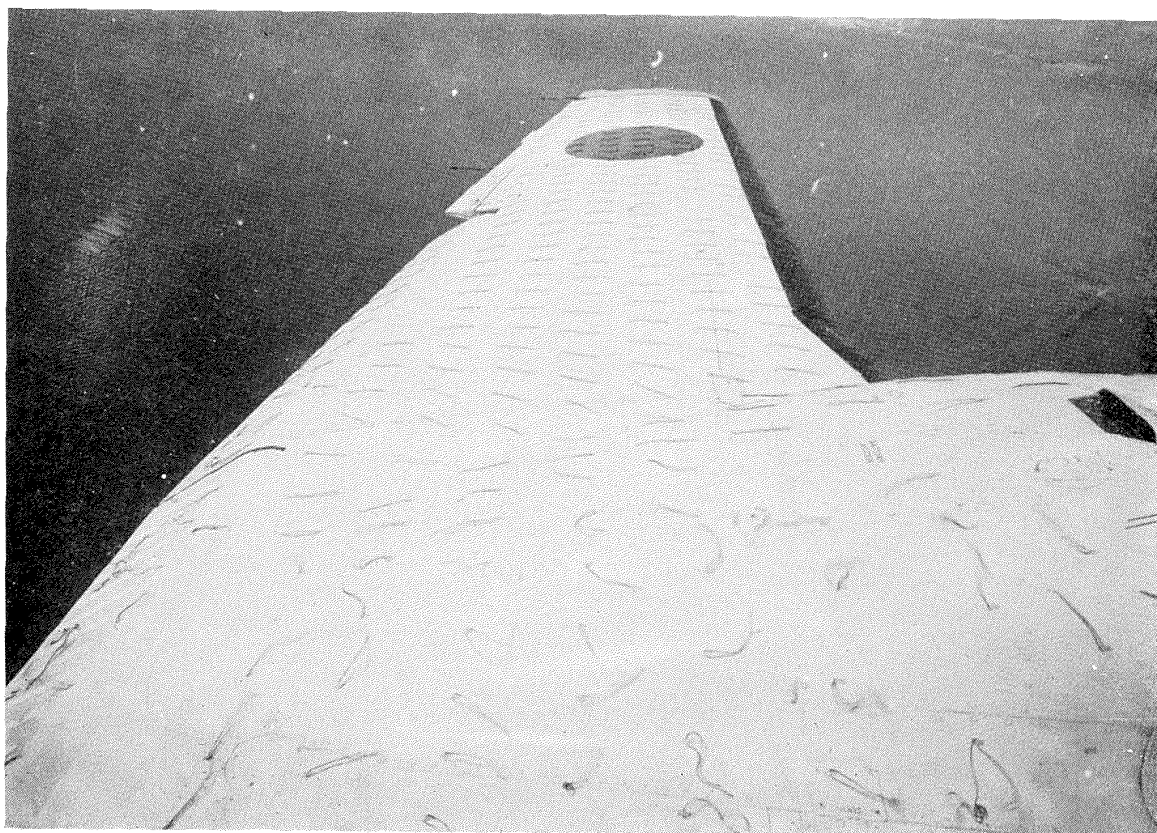


② POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f = 17^\circ$

図 12b

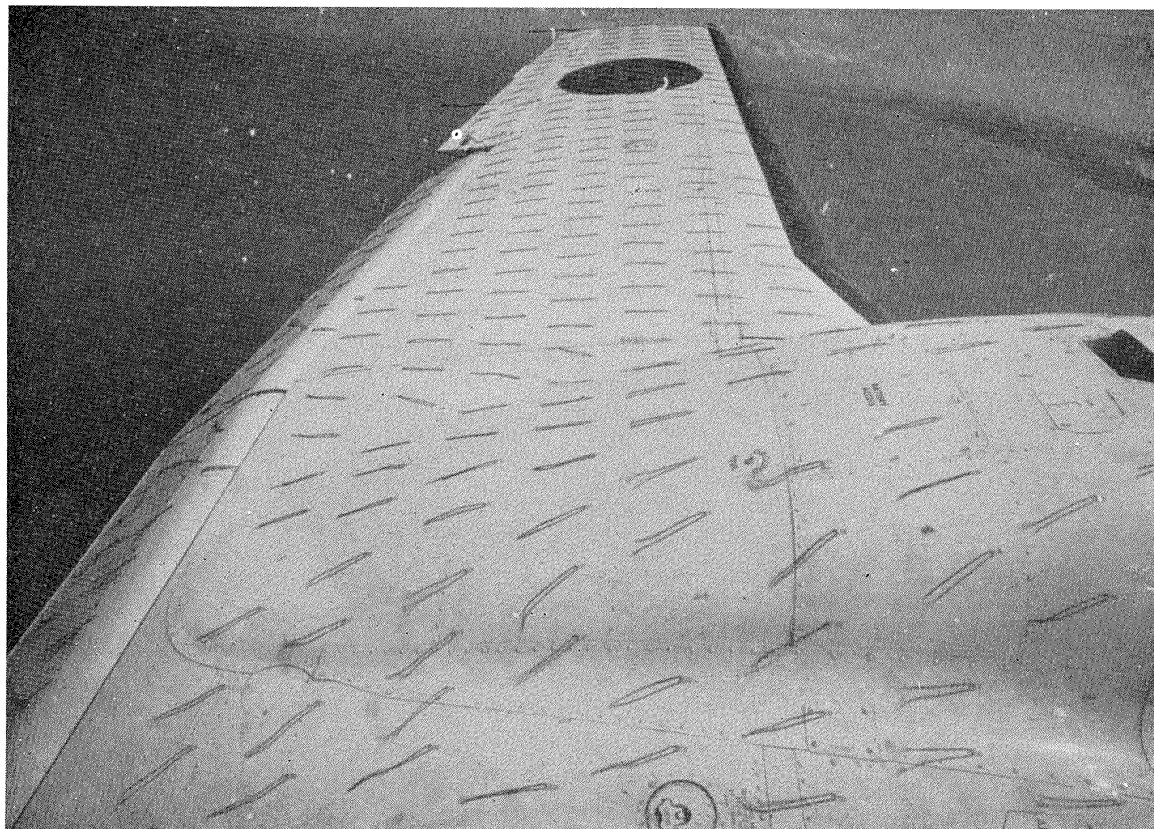


① POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 17^\circ$



② POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 17^\circ$

図 13a

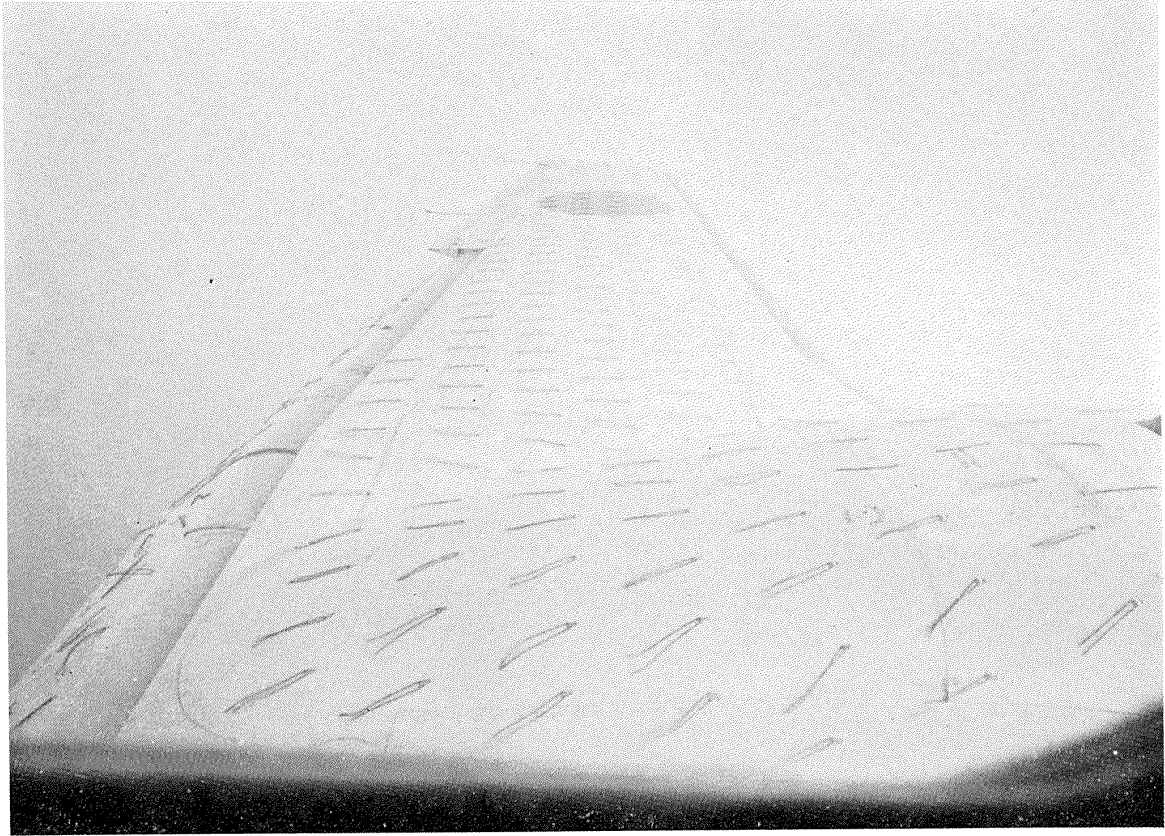


① POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f = 17^\circ$



② POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f = 17^\circ$

図 13b

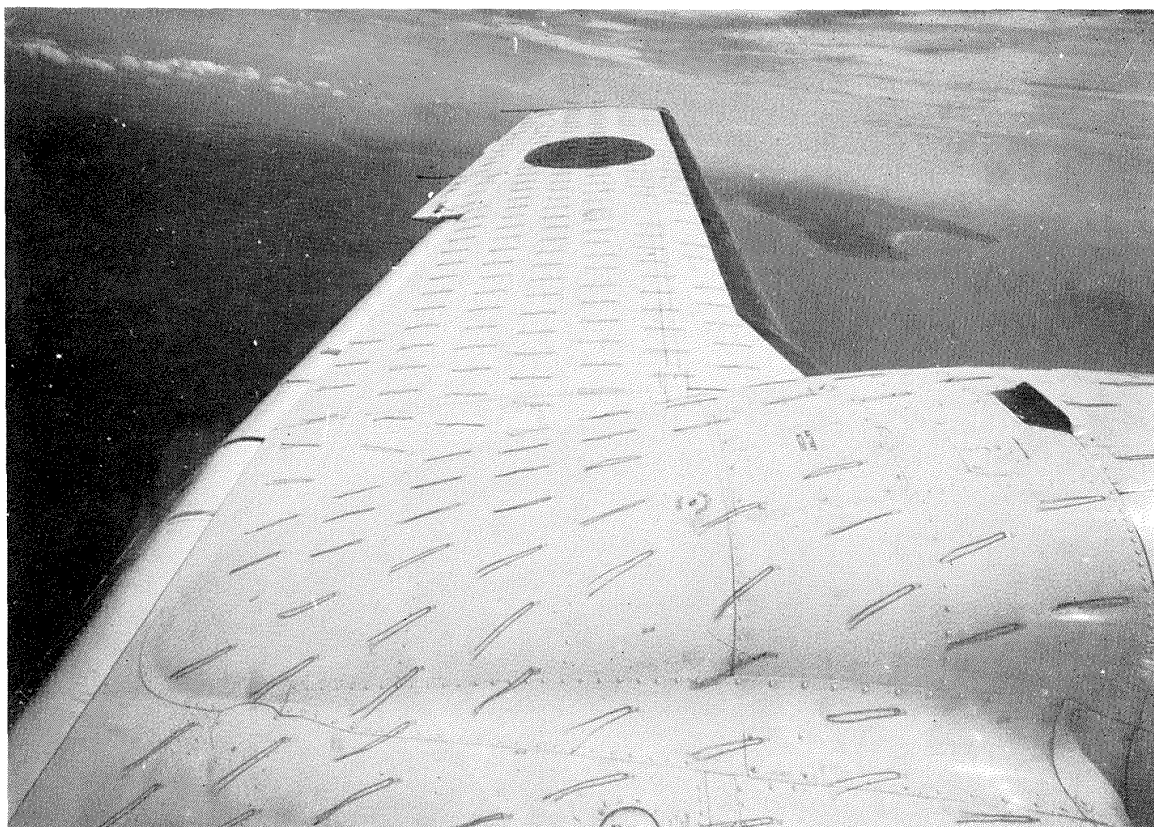


① POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 28^\circ$

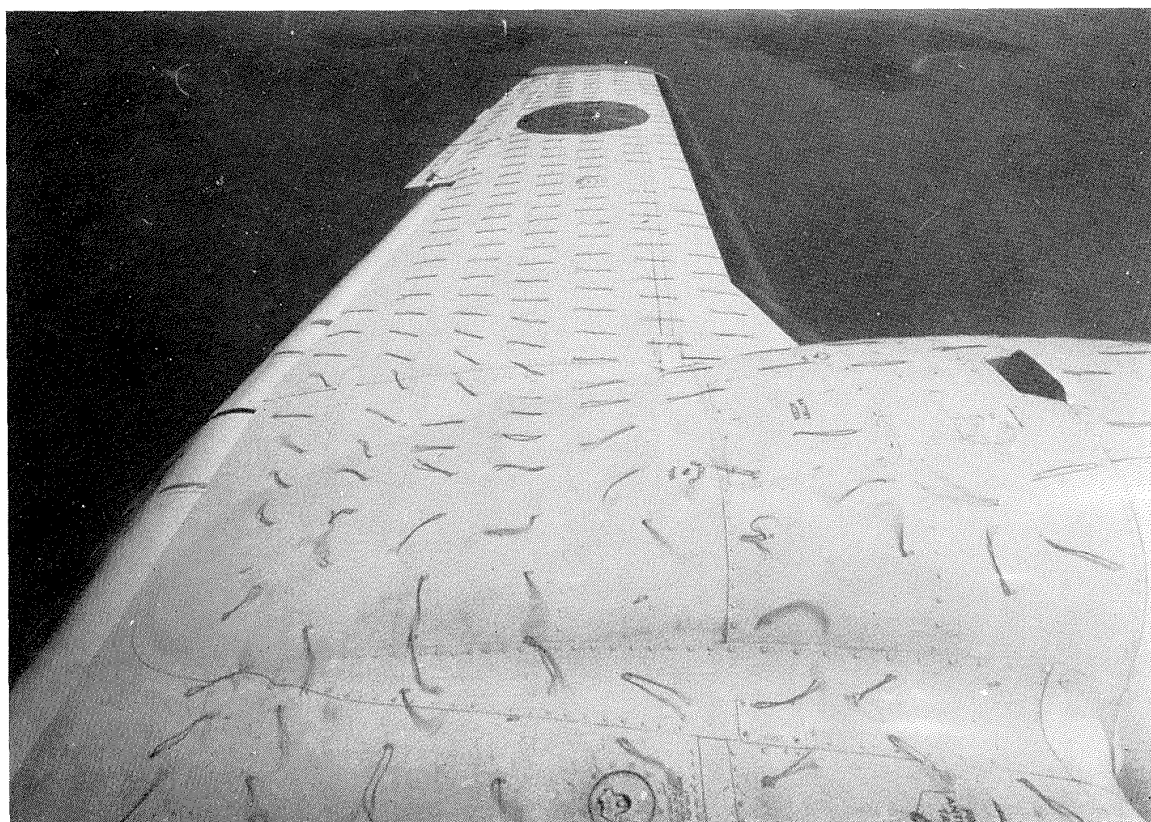


② POWER OFF, GEAR UP, $\delta_f = 28^\circ$

図 14a



① POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f=28^\circ$



② POWER OFF, GEAR DOWN, $\delta_f=28^\circ$

図 14b

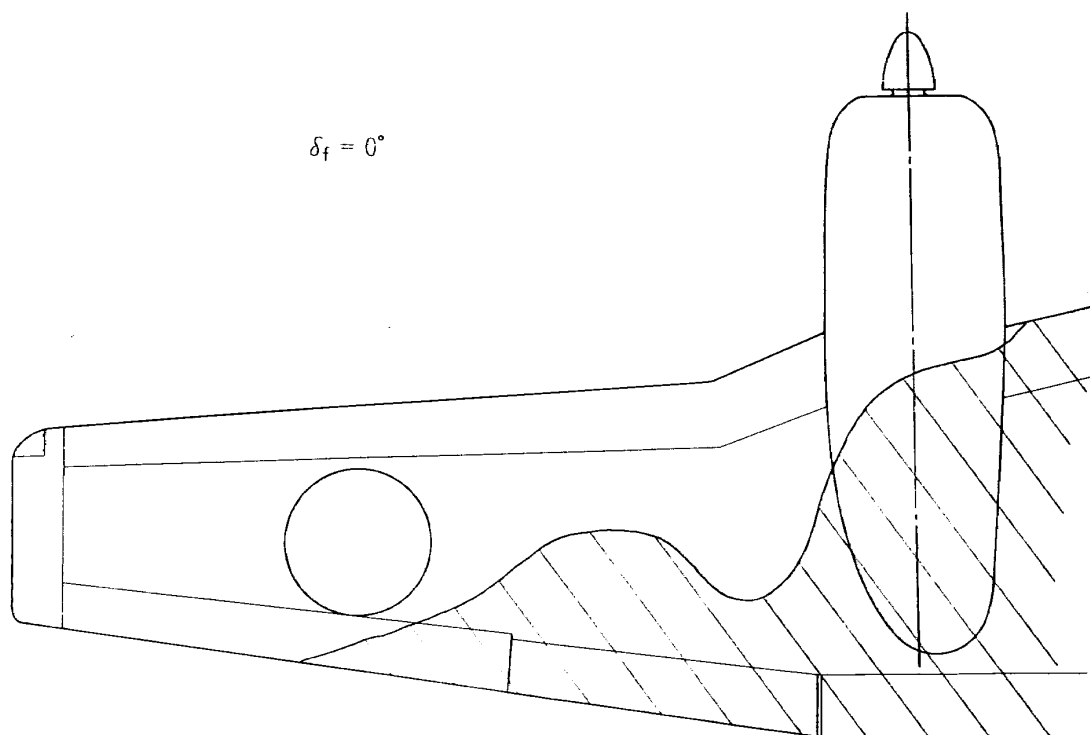


図 15

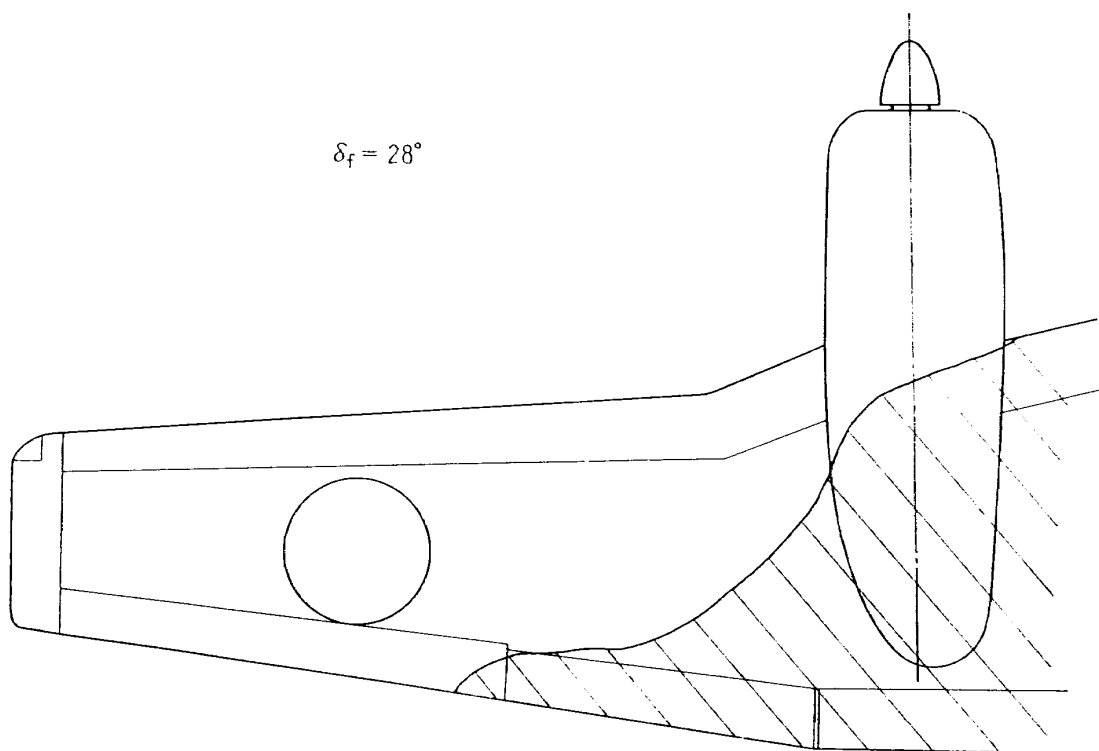


図 16

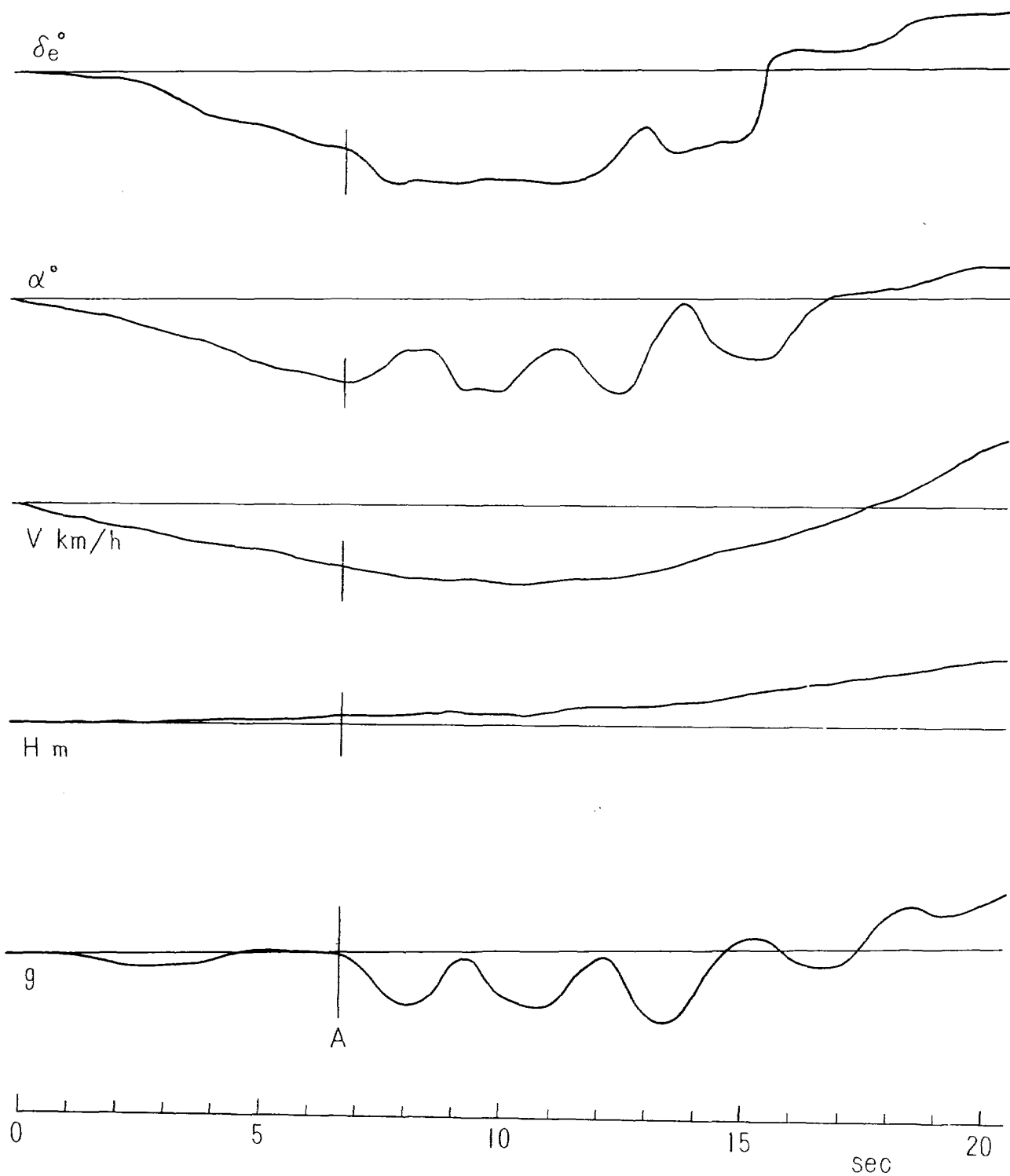


図 17

<p>I. 幸尾 治朗 岡 遠一 照井 祐之 鎌田 幸男 II. NAL TM-49 III. 533.6.013:08</p>	<p>NAL TM-49 航空宇宙技術研究所 Queen Air 機の失速特性 1965年2月 27ページ</p>	<p>航技研実験用航空機（ビーチクラフト 65型“クインエア”）の失速特性を機体運動の記録および気流子のはく離状況の写真により検討した。 失速時揚力係数 C_{Lstall} の定義を述べ、最大揚力係数 C_{Lmax} との関連を示した。</p>	<p>航技研実験用航空機（ビーチクラフト 65型“クインエア”）の失速特性を機体運動の記録および気流子のはく離状況の写真により検討した。 失速時揚力係数 C_{Lstall} の定義を述べ、最大揚力係数 C_{Lmax} との関連を示した。</p>
<p>I. 幸尾 治朗 岡 遠一 照井 祐之 鎌田 幸男 II. NAL TM-49 III. 533.6.013:08</p>	<p>NAL TM-49 航空宇宙技術研究所 Queen Air 機の失速特性 1965年2月 27ページ</p>	<p>航技研実験用航空機（ビーチクラフト 65型“クインエア”）の失速特性を機体運動の記録および気流子のはく離状況の写真により検討した。 失速時揚力係数 C_{Lstall} の定義を述べ、最大揚力係数 C_{Lmax} との関連を示した。</p>	<p>航技研実験用航空機（ビーチクラフト 65型“クインエア”）の失速特性を機体運動の記録および気流子のはく離状況の写真により検討した。 失速時揚力係数 C_{Lstall} の定義を述べ、最大揚力係数 C_{Lmax} との関連を示した。</p>

航空宇宙技術研究所資料49号

昭和40年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10
