論 文

東洋航空工業株式会社製 FD-25A 機体強度試験について¹⁾

正田遼太郎²⁾ 武田 峻³⁾ 市川輝雄⁴⁾
田辺哲夫⁵⁾ 馬場敏治⁶⁾ 檜山斉雄⁷⁾
得能健次郎⁸⁾

On the strength test of the aircraft Model FD-25 A.

Ryotaro HIKIDA, Shun TAKEDA, Teruo ICHIKAWA, Tetsuo TANABE,
Toshiharu BABA, Tokio HIYAMA, Kenjiro TOKUNO

Abstract

The aircraft Model FD-25 A is a trainer manufactured by the TOYO-KOKU-KOGYO Ltd., with the design of the Fletcher Aircraft Corp. To demonstrate the strength of this aircraft, the load was applied under a system of forces simulating as closely as possible those required in the regulation of C.A.A. of Japan. In this paper, the result of tests, the method of load calculation and the loading apparatus were reported and discussed.

1. まえがき
2. 飛行機計画の概要
3. 荷重の算定
4. 操縦系統
5. 主翼、胴体の振り剛性
6. 主翼(補助翼、フラップ)
7. 水平尾翼および昇降舵
8. 垂直尾翼および方向舵
9. 胴体(発動機架、座席)
10. 着陸装置
11. むすび

1. まえがき

この飛行機はアメリカのフレッチャー航空会社が米
国空軍の仕様書にもとづいて、練習機として計画した
ものである。これを東洋航空工業株式会社が採り上げ、
フレッチャー社と提携して生産計画を立てた。

本機はまだアメリカで強度試験を済しておらず、正
式の耐空証明をとっていないので、わが国で生産する
となれば、航空法にもとづく諸試験を実施しなければ
ならない。この目的で強度試験を行ったのであるが、
終戦後最初の全機強度試験なので、規定の解釈、試験
法、試験結果の判定等に対し、いろいろ技術的な問題

があった。また、本機は相当思い切った構造を採用し
ており、今後の設計に対して参考になる点も多いと思
われるので、これらの諸点について報告したいと思う。

2. 飛行機計画の概要

本機は初歩練習機、兵器練習機または計器練習機と
して使用できる万能練習機として計画されており、搭
載物を変更することにより各用途に使用できる。

本機の構造はきわめて簡単で、生産価格は非常に安
くできると思われる。たとえば、同じ発動機を積んだ
メンターとくらべて、機体の生産価格は半分位にもな
るのではないか。本機の非常にすぐれた特長として、
大いに研究すべき点であろう。

第 1 表 要 目

乗 員	2
自 重	687.0 kg
全備重量	1031.1 kg
重 心 点	28.7 % MAC
主翼面積	13.9 m ²
発 動 機	Continental 0-470-E225-4 225 HP × 1
翼面荷重	74 kg/m ²
馬力荷重	4.6 kg/HP

第 2 表 性 能

燃 料	60 ガロン	航続距離	1108 km
最大水平速(S.L.)	281 km/h	上 昇 率(S.L.)	7.10 m/s
巡 航 速(S.L.)	231 km/h	実用上昇限度	6000 m
航 続 時 間	48 時間	失速速度(フラップ 0°)	108 km/h

- 1) 昭和 29 年 4 月 10 日日本航空学会講演会にて講演。昭和 29
年 5 月 19 日原稿受理。
- 2), 3), 4) 運輸技術研究所。
- 5) 運輸省航空局。
- 6), 7), 8) 東洋航空工業株式会社。

要目および性能は大略第1表および第2表に示すとおりである。概略構造図を第1図に示す。

第1図 構造図

主翼はテーパーも後退角もなく、縦横比は6:1である。中央翼は一体で上反角なく、胴体かその上に乗っている。桁は14S-T6および24S-T4押出型材の二本桁で、25%および78%翼弦にある。外翼は前縁で8°の上反角をもち、桁結合金具で中央翼に取り付けである。

力小骨は中央翼外端と脚取付部の両側に計3本あるだけで、その間に125mmおきに外板の整形小骨が入っている。外板の整形小骨はJ形の板曲げ材で、桁には結合されず外板に鋲接され、外板はパネルとして、桁に1列の鋲列で止めてある。燃料タンクは翼根部の前縁および桁間に各1個、合計4個ある。その換装には、翼を取り外し、内側の小骨を取り外さねばならない。

主脚はニューマチック・オレオで、外筒も取付部もエレクトロン鋳物でできている。

胴体は縦通材と外板に24S-T、フレームに61S-Tが使っており、フレーム間隔が広いことが目立っている。前席前部および後席前部のフレームには、それぞれ主桁および補助桁の取付金具がついている。胴体前部に防火隔壁があり、発動機架は隔壁部で胴体フレームに取付けてある。

第2図 垂直尾翼構造

フラップ、昇降舵、方向舵等はすべて小骨がなく、ビードを出した外板でもたしてある。

垂直尾翼は第2図のように外板の端を起してあるだけで、小骨も縦通材もない。各部構造重量は第3表の通りであって、第3図¹⁾でわかるようになり軽くできている。

第3表 各部構造重量

主翼	139.8 kg	発動機架その他	27.5 kg
尾翼	26.6	動力関係	224.0
胴体	69.5	機装品	156.6
降着装置	43.0	合計空重重量	687.0

第3図

艦 戦 A5	九六機	G4	一式陸攻
A6	零 戦	陸 爆 P1	銀 河
夜 戦 JIN1	月 光	水 偵 95ST	九五水偵
D4	彗 星	E12A, N	十二試二座水偵
艦 攻 92 KK	九二艦攻	E13	零式水偵
96 KK	九六艦攻	E15	十五試水偵
97-1 KK	九七、一号艦攻	偵測機 F1	零式水上偵測機
97-2 KK	九七、二号艦攻	飛行艇 97	九七飛行艇
艦 爆 94 KB	九四艦爆	H8	二式飛行艇
陸 攻 G3	九六陸攻		

3. 荷重の算定

1) $V-n$ 線図 尾翼なし機体の C_x , C_m , C_{mq} (without tail) を第4図に示す。図中実線は風洞試験成績²⁾, 点線はフレッチャーが荷重算定に用いたもの、鎖線は風洞試験成績を飛行試験の資料により修正したものである³⁾。本計算には風洞試験成績を修正したのを用い、参考としてフレッチャーの計算値を示す。

設計対気速度は、

$$V_{max} = 270 \text{ km/h} \quad (282 \text{ km/h})^{4)}$$

$$V_C = 243 \text{ "} \quad (250 \text{ "})$$

- 1) 山名、飛行機の主要諸元を決定する一簡易法、日本航空学会誌 1巻1号 (1953)
- 2) 運輸技術研究所で行ったもの。
- 3) 迎角の小さい場合に対して NACA の資料により推定したものはほとんど風洞試験成績に一致する。
- 4) 括弧内はフレッチャーの計算値を示す。

第 4 図 無尾翼 C_z , C_x , $C_{mq}-\alpha$
 実線 風洞試験 (重心 28.7% MAC)
 鎖線 同上修正 (重心 30.5% MAC)
 破線 Fletcher 社の資料

$$V_A = 243 \text{ " } (245 \text{ " })$$

$$V_{A'} = 281$$

$$V_D = 377 \text{ " } (386 \text{ " })$$

$$V_F = 187 \text{ " } (187 \text{ " })$$

$$V_{S1} = 115 \text{ " } (113 \text{ " })$$

$$V_{S0} = 95 \text{ " } (90 \text{ " })$$

2) 鈎合尾翼荷重 機体重量 1,135 kg, 重心位置 30.5% の場合につき, 鈎合尾翼荷重を計算すると第 4 表のようになる。

3) 主翼荷重 主翼に対しては D 場合が critical に

なる。この場合につき計算すると, 片翼に対し,
 垂直力 $= C_{Nq} S/2 = 3,885 \text{ kg } (3,465 \text{ kg})$
 翼弦力 $= C_{Cq} S/2 = 326 \text{ kg } (85 \text{ kg})$ (前向き)

4) 水平尾翼荷重

a) V_A において上げ舵: $-738 \text{ kg } (-725 \text{ kg})$

b) V_A において下げ舵: $165 \text{ kg } (190 \text{ kg})$

5) 垂直尾翼荷重

a) V_A において舵角一杯: $295 \text{ kg } (284 \text{ kg})$

b) 方向舵中正で 15° 横すべり: $225 \text{ kg } (285 \text{ kg})$

c) 最大舵角で 15° 横すべり: $40 \text{ kg } (197 \text{ kg})$

6) 荷重算定に関する問題

a) 無尾翼モーメント 無尾翼モーメント曲線の推定は, 胴体の不安定モーメントがつかみにくいの, なかなか正確にできない。本機に対するフレッチャーの計算においても, これが大きな荷重算定誤差の原因になることを示している。

b) V_A の算定 操舵速度 V_A は失速速度 V_{S1} の $\sqrt{n_A}$ 倍として規定されている。しかし, V_{S1} はわが国の低レイノルズ数の風洞では最も推定しにくい値である。操舵荷重は V_A^2 に比例するから, V_A の推定誤差は舵面および胴体強度に大きな影響を与える。また $C_{z \max}$ の大きい翼を使うことと, V_A を小さくして良いということとは直接関係がない。したがって, V_A はむしろ $\sqrt{n_A} \cdot \frac{W}{S}$ の函数として与える方が適當ではないかと思われる。

c) 風圧分布 フレッチャーの計算はアメリカの CAR の風圧分布を使っている。この規定は普通の形の飛行機に対して経験的に求められたもので, 簡便ではあるが, 大雑把すぎて不安である。そこで, これよりは合理的と思われる我国の旧陸海軍規定の風圧分布を求めて比較してみた。第 5 図および第 6 図にそれぞれの規定の風圧分布を示す。

第 4 表 鈎合尾翼荷重

n		V_A		$V_{A'}$		V_C		V_D		
		A 点		A' 点		F 点		G 点	D 点	E 点
		6.00	1.00	6.00	1.00	-3.00	1.00	-3.00	6.00	-1.00
Fletcher の計算	V km/h	245	245			250	250	225	386	386
	N_h kg	71	-81			-206	-84	-186	-100	-305
	$n=4.47$									
改 計 算	V	243	243	281	281	243	243	233	377	377
	N_h	95	-158	127	-232	-361	-158	-339	-141	-468

第5図 CAR 風圧分布

第6図 旧海軍規程風圧分布
垂直尾翼荷重分布 (最大舵角 15° 横すべりの場合)

CAR の風圧分布は安定板の形状や迎角を考えず、揚力係数に一定値を仮定している。それで、安定板と舵面との荷重が打消し合うような場合には、必ずしも安全側になるとは限らない。このような場合に対しては、少し面倒でも、迎角による分布と舵角に対する分布を重ね合せ、風圧分布を求める方が安心だと思われる。

本機に対しては、第5図および第6図に示すように分布形は非常に異なるが、CAR の分布は安全側になるので問題はなかった。

4. 操縦系統の試験

1) 昇降舵操縦系統 昇降舵を固定して、操縦桿に荷重をかけた。操縦力 (上げ舵) 30.4 kg に対し操縦系統の変形は全操作行程の 26.4% に達した。この際座席後方のレバー取付部ブラケット支基の変形が著しいことを発見し、補強後再試験を行った。その結果変形量は上げ舵 18.7%, 下げ舵 17.8% に減少した。

2) 方向舵操縦系統 方向舵操縦系統は操縦力がばねの力に打勝つと尾輪が運動するようになっている。それで索の調整が悪いと、比較的小さい力で尾輪が動き、方向舵操縦系統の剛性が著しく低下することがわかった。

3) 補助翼操縦系統 操縦力 12 kg に対し、操縦系統の変形は全操作行程の 11.2% であり、航空法の規定に適合することが確かめられた。

また参考として英国 ARB の規定により補助翼に対称荷重をかける試験を行った。その結果は上向き荷重

に対して剛性が 28% 不足であった。この規定の意味は、風圧により補助翼の中正位置がずれて、ヒンジ・モーメントに悪い影響を及ぼすのを防ぐためであろうと思われる。本機は舵面のバランスが小さく中立釣合位置が少し変わってもヒンジ・モーメントにほとんど影響を及ぼさない。したがって本機に対しては ARB の規定をそのまま適用する必要はないと判定した。

4) 操縦系統剛性試験の意味 操縦系統剛性試験の主な目的は、

- 舵の効きが足りなくならないか
- ヒンジ・モーメントに異常を生じないか
- その他安定操縦上に不都合が生じないか
- 局部的に弱い所がないか
- フラッターに悪い影響はないか

などを調べることだと思われる。これらの諸点を充分考えて剛性をきめるのが合理的であって、剛性を一率に規定することには疑問があると思われる。

5. 主翼および胴体の振り剛性

1) 主翼の弾性軸はほとんど主桁と一致する。114 kg-m の振り下げモーメントに対し翼端の振れ角度は

第7図 主翼振れ

約 0.7° である。主翼各断面に対する振り剛性を求めると第 5 表のようになる。STA 114 から外は主桁の断面がねずかに変化するが、翼断面も外板の厚さも同じ

第 5 表 主翼振り剛性

測定断面の位置(mm) (胴体中心線からの距離)	9.38	1,590	2,175	3,273	3,388
振り剛性 ($\frac{\text{kg-m}^2}{\text{rad}}$)	238,000	165,000	61,600	37,000	9,100

で I_p の減少もわずかである。翼端に向って振り剛性の減少が顕著なのは小骨がないために、外ほど断面の変形が起っているためと思われる。したがって翼端部に強い小骨を入れて断面の変形を防げば、剛性は著しく改善されるものと思われる。

2) 胴体の剛性 胴体の振り弾性軸は、座席切欠き部では底部附近後部閉断面部では胴体中心線の附近にある。95.2 kg-m の振りモーメントに対し、尾部の振

第 6 表 胴体振り剛性

測定断面の位置(mm) (発動機架先端からの距離)	2,895	3,660	4,010	4,840
振り剛性	26,000	17,800	170,000	732,000

れ角度は約 0.3° である。胴体各断面の振り剛性を求めると第 6 表のようになる。

6. 主翼強度

機体重量 1,135 kg, 重心位置 30.5% とし、V-G 線図 D の場合について試験を行った。荷重計算から求めた剪断力分布および曲げモーメント分布を第 9 図に示す。この剪断力分布を与えるため、第 10 図のような荷重装置を用いた。この装置により実際にかけた剪断力は第 9 図鎖線のようにになる。これを積分して実際に加かった曲げモーメント分布を求めると荷重計算の値とよく一致する。

6 g の制限荷重に対し、翼端の撓みは 152 mm, 4 g 附近から圧縮側外板に深い皺が発生する。しかし荷重を除いた後は認め得べき永久変形は残らなかった。

制限荷重を超えると、圧縮側外板の皺はますます深く進行するが、外板の整形材は最後までよく効いており、整形材を横切って 2 区画にまたがるような皺は現われなかった。荷重倍数 10.3 において STA 53 (胴体中心線から 53 in の位置) で、左右両舷同時に補助桁が挫屈し、変形が急激に進行しはじめたので試験を中止した。荷重を除去した後には、上記補助桁のほか顕著な永久変形は認められなかった。

補助翼およびフラップは終極荷重まで異常がなかった。

第 8 図 胴体 振 れ

第 9 図 主翼剪断力および曲げモーメント分布

実線 改 計 算
破線 原 計 算
鎖線 試験荷重

第10図 主翼破壊試験荷重装置

7. 水平安定板および昇降舵

フラップ40°下げ下向き突風の場合と、 V_A で上げ舵一杯操舵の場合とにつき試験を行った。なお、水平安定板の取付部において胴体の幅が狭いので、参考のため、非対称荷重の試験も行った。非対称荷重試験では胴体後部にかかなり深い皺が出たが、永久変形は残らなかった。各場合とも終極荷重まで異常を認めなかった。

8. 垂直安定板および方向舵

方向舵中正で15°の横滑りを行った場合および V_A で舵角一杯操舵した場合について試験を行った。

1) 垂直安定板 垂直安定板は横滑り場合の終極荷重を塔載中、試験方法が不適当であったため、前縁が幾分早く挫屈した。この場合、荷重塔載時の振動荷重を防ぐため、荷重塔載時にはジャッキで翼端を支持した。本尾翼は一本桁で小骨がないため、外板が充分振りをとらず、ジャッキで支持したために曲げ応力の分布が前縁にかたよったと思われる。しかし、翼の撓みも捩れ角も大きく、もはや破壊ぎりぎりに達していると思われたので、前縁に当て板をあてて補強し、再試験を行った。その結果終極荷重において前縁中央附近

が挫屈した。この際、挫屈後も鉛弾は倒れず、そのまま荷重に耐えた。

2) 方向舵 方向舵は操舵場合の制限荷重で、圧縮側のビードが曲げにより挫屈したので後縁材を補強して再試験を行った。その結果、制限荷重では永久変形が残らず、終極荷重をかけてから次第に撓みを増し、30秒余で圧縮側のビードが挫屈破壊した。

なお参考のため、方向舵外板の板厚を1ゲージ(0.015"→0.02")上げたものを作り試験した。この場合は強度率1.20において、外板ビードより先に後縁材(マイカルタ)が破壊した。

9. 胴体

胴体に対しては、方向舵操舵場合の振り横曲げ荷重、前部胴体に対するD場合引起しの上下曲げ荷重、後部胴体に対する昇降舵操舵による上下曲げ荷重等について

第11図 方向舵破壊

第12図 胴体横曲げ振り荷重装置

て試験を行った。この中、前部胴体の上下曲げ試験は、発動機架の試験にかねて行った。

1) 胴体振り横曲げ試験 機体は第12図に示すように、主桁中央で横荷重をとり、中央翼外端で偏揺をおさえ、垂直尾翼で荷重をかけた。荷重をかけ始めると、全般的に胴体の皺は早期に現われ、大きくかつ深く、

第13図

第14図 胴体剪断力および曲げモーメント図 $V_A=243\text{km/h}$, $n=1.00$, 上げ舵 尾翼荷重 738 kg

第15図 胴体剪断力および曲げモーメント図 $V_D=377\text{km/h}$, $n=6.00$, 釣合荷重 尾翼荷重 141 kg (下向)

何となく不安が感じられる。特に座席後部 (STA 138) のフレーム下端および後部胴体 (STA 187.5 附近) の皺は深刻である。

制限荷重において、座席後部 (STA 138) の斜フレームが挫屈した。このとき同フレーム下端には第13図のような皺の集中が見られた。そこで、STA 138 の斜フレームの板厚 0.025" を 0.04" に増し、材質 612 S-T を 24 S-T 4 に変更し、同フレームの下端の隅に 0.032", 24 S-T 4 の当て板を施した。補強後再試験の結果この場所は問題が無くなった。

制限荷重の 125% において、後部胴体の振り圧縮の皺が進行し、STA 187.5 の位置で断面頂点が挫屈した。そこで、STA 148.5~STA 212.6 の間の断面頂点に 0.75"×0.75"×0.064" の 24 S-T 4 のアングルを入れて補強した。補強後第3次試験を行い、終極荷重に耐えることを確認した。

2) 胴体上下曲げ試験 荷重計算から求めた剪断力および曲げモーメントの分布は第14図および第15図のようになる。胴体にはフレームが少なく荷重点を多くすることは困難だったので、強度計算とにらみ合せて、危険と思われる点だけは正確な荷重がかかるように荷重装置を計画した。荷重装置を第16図に示す。

胴体上下曲げ試験においては、振り試験のような深い皺は現われない。制限荷重で圧縮側外板に皺を生ずるが太したことはなく、永久変形は残らない。制限荷重の 140% 附近から、圧縮側縦通材が STA 170 附近で内向きに曲り始めた。終極荷重に達して数十秒後この場所で圧潰した。

3) 胴体の構造は簡単で重量も小さく生産性も良いと思われるが、フレーム間隔が非常に大きいため、荷重をかけた時の外板の皺がいかにも深刻である。特に応力の集中するパネルの隅部は非常に苦しうに見える。また荷重の算定に当っては、胴体の縦揺および偏揺モーメントが相当効いて来る上、その正確な値がつかみにくい。したがって、これらの不安を除くため、次のような対策をとることが望ましいと思う。

a) STA 187.5~STA 212.7, WL 56 に縦通材を追加する。

第 16 図 胴体下屈荷重装置

b) STA 162 の半フレームの下に整形フレームを追加する。

c) WL 35~39.5 を通る縦通材フレンジのテーパを STA 170 までやる。

ただし、この対策はプロトタイプに構造に大きな変更を加えず大体原型を生かそうとしたものである。根本的にはフレーム間隔をつめるなど、構造を検討しなおせば、更に良いものにできると思う。

4) 発動機架 第17図に示す方法で荷重をかけた。したがって前部胴体、翼・胴体取付部、発動機架等が同時に試験されることになる。

V-G 曲線の A 場合に相当する下向制限荷重に発動機の制限トルクを合成した荷重、ならびに、下向制限荷重のものと横向き荷重に対して試験した。発動機架は下向き制限荷重の 1.725 倍をかけたとき、左ビームの上フレンジ彎曲部において鋸が剪断して破壊した。

この場合前部胴体の強度を同時に確めた。

第 17 図 発動機架荷重装置

5) 座席 下向き 10g の場合ならびに (上向き 4.5g) + (前向き 9.0g) + (横向き 1.5g) の合力をかけた場合につき試験した。座席、安全ベルト、それらの取付部等に異常はなかった。

10. 着陸装置

三点着陸、水平着陸、横滑り着陸の3場合につき全機落下試験を行った。

揚力はゴム索で主翼の風圧中心附近にかけ、車輪を回転させて落した。横滑り着陸試験は斜面上に落下した。また、地面反力の測定には運研で作った磁歪式の load cell を用いた。

主脚の安全率を確めるため、揚力を 0 にし、オレオ

第 18 図 尾部下げ着陸姿勢の測定値

の内圧を上げて落下試験を行ったところ、尾脚荷重により胴体尾部を破壊した。胴体尾部を破壊したのは、実験の都合上水平尾翼を取り外したまま試験を行ったためであって、尾脚荷重は水平尾翼荷重より小さいことを計算で確めた。落下試験の結果を第 18 図に示す。

11. むすび

本試験は新しい強度規定によって行った初めての試験で、いろいろな問題があった。

荷重の算定については前に述べたが、もっと根本的な問題として、制限荷重と終局荷重(または安全率)の解釈をどうするかという問題がある。次のような解釈を採ってはどうかと思うが御批判を願いたい。

制限荷重までは何回かかっても飛行機の機能を害することがなく、無制限に使える範囲である。

終局荷重までは一回かかっても飛行を継続できる範囲である。数千回制限荷重がかかった後にも終極荷重までは破壊してはならない。

安全率は単に制限荷重までの安全な使用を確保するためのものではなく、エマージェンシーなどを考えて、終極荷重まで破壊してはならないという積極的な意味をもつものとする。また応力分布は荷重によって変化する。そこで安全率は応力に対するものではなく、荷重に対するものと考えようというのである。

このように考えると、疲労強度に対しては、不安が残る。したがって、繰返し荷重に対しては、必要に応じて全機または応力集中部に対する疲労試験を行なう。

実際上全機疲労試験を完全に行なうことは大変である。そこで振動試験により応力分布を測定するとか、静荷重試験で応力集中点の見当をつけて、部分疲労試験を行なうことが望ましい。静荷重試験が済んでから、試験機体の桁結合部とか、外板の接手とか、その他必要な部材を切り取って疲労試験を行なうことも考えられる。

着陸装置の落下試験はもっとむずかしい。すなわち、落下試験においては、制限落下試験の応力分布を相似に増大することも、地面反力荷重を相似に増大することも非常に困難である。したがって、安全率を試験によって確認することができない。

本試験においては、脚と機体との取付け部や、脚柱

等の強度を試験するために、オレオの内圧を上げて落下高を増し、荷重倍数を上げて試験した。しかし、このような状態は実際の使用状態では起り得ない状態であり、荷重も応力も使用状態と著しく異なるから、非常に不完全なまづい試験法である。

着陸装置の試験としては、制限落下試験において地面反力や脚柱の振動荷重等を測定して、その荷重に合わせて繰返し荷重試験を行なうのが合理的であろう。この場合安全率は直接荷重に対して考えず、降下速度および着陸速度に対して考える。エネルギー吸収能力全落下試験がちょうどこの目的に適合するものと思われる。

本試験は、航空局、運輸技研、東洋航空工業株式会社の密接な協力の下に行なわれたものである。終始熱意をもって御協力下さった多くの方々から御礼申上げる。

抄 録

(284 頁からつづく)

る。算出するのに使用した材質による減衰率は、根本を固く取付けた翼を叩いて振巾の減衰の模様を観察する事により、気流による減衰率は、エネルギーが vortex と propulsive の形態で伝えられると仮定して解いて、Garrik, I. E. による計算式からそれぞれ求めたものである。実験の結果として、普通使用されている取付方法では、低速の場合は充分効き目があっても高速になると (10,000 r.p.m. 以上) 遠心力の影響ではほとんど効き目がなくなって来る。取付部に潤滑剤を用いると高速でもかなり有効に効くようになる。取付方法の中では、クリスマス・トリー型が少々良く、鞍式固定法は側面摩擦のため、遠心力の影響をほとんど受けず、高速における摩擦減衰の意味からは最も良い、などの事を簡単に報告している。なお取扱った振動は全て一次の曲げ振動に対してのみである。また熱の問題に関しては何も触れていない。(中西健一)

グライダー

27. 滑空機の旋回性能について 佐藤 博. 九大工学集報 26, 2 (昭 28) 70-73 (記事略) (鷺見譲次)

28. 滑空機の性能推定 (I) 佐藤 博. 九大工学集報 27, 1 (昭 29) 14-17 (記事略) (鷺見譲次)

29. スリングスビー T 42 複座滑空機 A new Slingsby two-seater. The Aeroplane LXXXVII, 2241 (1954/7/2) 10-13. 英国スリングスビー会

社が創立 20 年記念に設計した 42 台目の滑空機で片持高翼の高性能複座機である。翼幅は 58 ft, 全長 26 ft 9 in, 翼面積 240 ft², 全備重量 1,100 lb, 搭載量 440 lb. 主翼は同一翼弦の中央翼と先細の外翼の 3 翼より成り中央翼の翼型は NACA 63,618, 外翼は翼端で NACA 4412 となる。空力的捩り 3°, 取付角 5°, 上反角 2°, 中央翼は前進角がつき附根は後部座席の視界を良くするため切欠かされている。外翼は前縁で直線である。主桁は I 型単桁, 抵振筒は 2mm の外板を張る。翼端はガラス繊維入りモールディングである。胴体は矩形断面, 前部は合板表裏 2 板張り, 後部はワレン組枠全羽布張りである。尾翼々型は NACA 64-009. 最良滑空比は 31, 最小沈下率は全備 1,030 lb で 2 ft 1 in/s である。(鷺見譲次)

30. スリングスビー・スカイラーク II 型 A smoother Skylark. The Aeroplane LXXXVII 2243 (1954/7/16) 78-80. スリングスビーが同じく今夏発表した単座高性能機で T 41, Skylark II と呼ばれている。主翼は T 42 と同様中央翼と外翼の三翼より成る高翼型, 中央翼の翼型は NACA 68,620, 外翼は順次変化して翼端で NACA 4415 となる。翼巾 48 ft, 全長 24 ft 6 in, 翼面積 144 ft², 縦横比 16:1, 全備重量 600 lb, 搭載量 180 lb, 翼面荷重 4.16 lb/ft², 有害抗力係数 0.0063, 最良滑空比 27.8, 最小沈下率 2.15 ft/s, 特に表面の平滑に留意されている。(鷺見譲次)