

UDC 629.73.027.2.001.4:
629.735.7

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-219

フライングテストベッドの脚性能試験

渋谷昭義・川崎純男

1972 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

5

既 刊 資 料

TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤隆吉 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および 後方乗降口部付近—	1970年 1 月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年 2 月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定 (I) —冷却フィルムプローブによる法—	1970年 2 月	相波哲朗
TM-170	J R エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年 2 月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備 による航空計器の氷結 (着氷) 試験	1970年 3 月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年 3 月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	F A-200 改機の動安定微係数	1970年 3 月	遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年 4 月	小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31D型ロケットの研究試作	1970年 5 月	五代富文, 近藤洋史 中井映一, 田畑浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年 5 月	高橋 伸
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年 5 月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤 羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年 5 月	広岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年 5 月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼出口ガス流の乱れの 測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方 法—	1970年 5 月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年 6 月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年 9 月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年 9 月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年 9 月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年 9 月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエン ジンの揺動特性 (I)	1970年11月	檜崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数に およぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (III) 管内の燃料・空気二相流への熱伝達	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞M9 ノズル較正試験	1971年 1 月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年 1 月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配 列の効果について	1971年 1 月	西村英明, 臼井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄

フライングテストベッドの脚性能試験*

渋谷昭義**・川崎純男***

1. まえがき

この報告はフライングテストベッド (Flying Test Bed: 略称 FTB) の脚関係の構造と試験について述べたものである。試験は脚の緩衝能力および強度を確認するために行なったが、あわせて漏洩、耐圧等の機能試験も行なった。試験結果から、脚の機能および強度は FTB に関する要求を十分満足するものであることが確認できた。

2. 脚設計の考え方と脚構造

FTB は VTOL 機の垂直離着陸およびホバリング飛行に関する研究を目的とした実験機であり、機体重心点の前後に配置した2基のリフトエンジンの推力の大きさを制御して、ヘリコプタのように地表に垂直に離着陸することを立前としたものである。

着陸接地時の降下速度は通常 1m/s 以下の小さい値に押え得るが、飛行中にエンジン1基が故障して停止した場合には降下速度が大きくなる。この場合の降下速度は飛行高度その他の関数であるが、FTB では飛行の安全性を考慮に入れて飛行高度を 5m 以下に制限し、エンジン1基故障の場合の接地時最大降下速度を 5m/s 以下に押えることとした。なお、FTB の主要構造部分は着陸荷重に関して制限荷重倍数 3.3 (終極荷重倍数 5.0) で設計したので、脚は接地時に荷重倍数がこの値を超えないような性能を持つことが要求される。

突風その他の外乱を FTB が受けた場合、あるいは機体の姿勢が水平から外れた場合には、FTB は水平面内のある方向に速度成分を持って着陸する。この速度成分はあらゆる方向に起り得るので FTB の脚車輪は方向を自由に換え得る首振り機構が必要となる。水平面内の速度は普通形式の航空機の接地時の前進速度と比べて格段に小さい数 m/s の値であるので、接地

後の車輪の回転加速に関連して発生するスピニング荷重、スプリングバック荷重は考慮する必要はない。

脚ブレーキは FTB の設計製作時には適当な機能を持つ製品が得られなかったので取り付けなかったが、飛行実験前に普通形式の航空機用デスクブレーキを改修した特殊ブレーキを装備した。FTB の脚はエンジン排気により加熱されるが、入手した資料で検討した結果、とくに排気加熱に関する対策は必要ないと判断し、したがってタイヤも普通の航空機用低圧タイヤ (5.00—5, 4 プライ) を用いた****。

FTB の脚を図1に示す。FTB の脚配置は前脚1個、主脚2個の3脚配置ですべて同一構造である。外筒、ピストン、緩衝機構、車軸等の主要部品はクロムモリブデン鋼を用いている。首振り機構には車軸を取り付けたピストン全体が外筒内で回転する方式を採用している。したがって、地上索引を考慮して取り付けたトルクニーは飛行直前に取り外す。

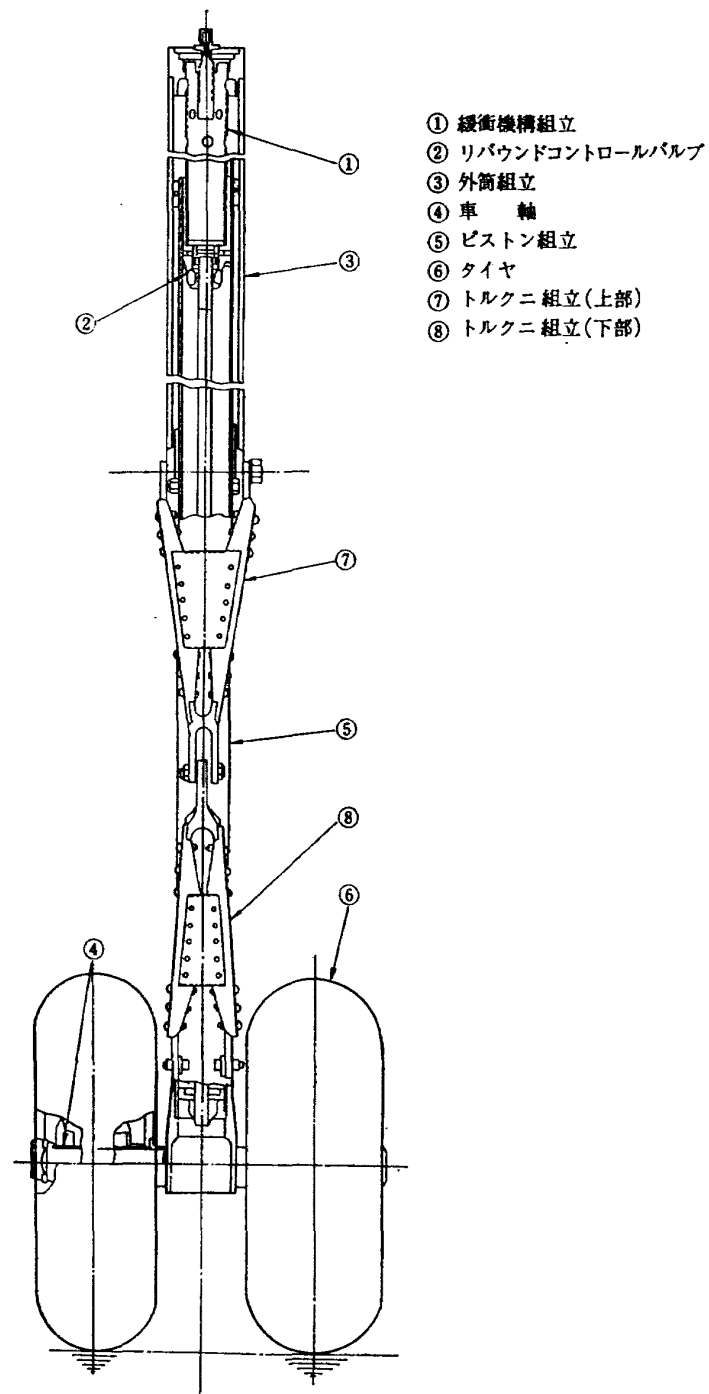
緩衝機構の中枢部を図2に示す。着陸の際、ピストン内の油は圧縮されオリフィス間隙から高速で噴出するが、この高速の油の動圧に基く抵抗によって着陸衝撃を吸収する。オリフィス間隙は、オリフィスチューブに固定されたセンターオリフィスとセンターピンの間隙、オリフィスチューブとピストンに固定されたカラーの間隙の二つからなる。この二つの間隙の面積比は約 1:1 である。この脚のセンターピンは一定の直径をもち、したがってオリフィス面積は脚行程にかかわらず一定である。オレオの緩衝効率を高めるためには行程に応じてオリフィス面積の変る緩衝機構を用いる場合も多いが、FTB の場合には接地時最大降下速度が 5m/s と大きく、その場合にも制限荷重倍数 3.3 以下に荷重を押えるという要求があり、脚行程が大きくなる。したがって、製作容易なセンターピン直径一定の定面積オリフィス型の緩衝機構を選んだ。

* 昭和 47 年 2 月 8 日受付

** 新型航空機部

*** 富士重工業株式会社

**** FTB 主脚タイヤはリフトエンジン排気孔直下から約 1m の距離にある。実験では、離陸時約 190°C の排気に短時間さらされることが判った。



オレオストローク	mm	480
制限降下速度	m/s	5.0
制限荷重信数		3.3
油孔面積	mm ²	30.251
内側	mm ²	15.683
外側	mm ²	14.568
圧縮比		11
空気室容積	cm ³	1,053.6
油量	cm ³	1,535.6
初期空気室圧力	kg/cm ²	13.0
タイヤ圧	lb/in ²	34

図 1 FTB の 脚

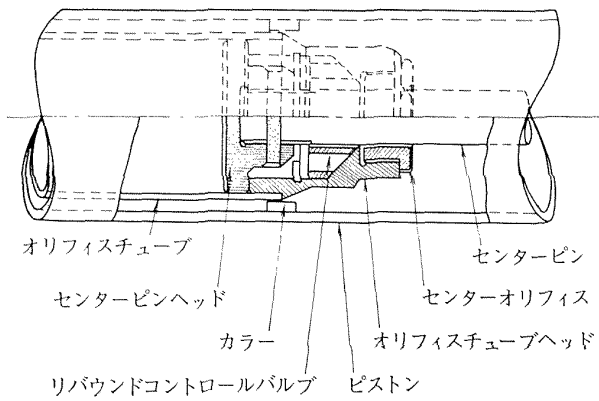


図 2 緩衝機構

3. 試験方法

脚は同一のものの4個を製作し、その内の1個を試験に用いた。

漏洩耐圧試験はもっとも不利な条件を想定し、その状態での油の漏洩、空気圧の低下を測定した。油の漏洩については目視または吸取紙を用いて調べ、空気圧の低下は圧力計で読み取った。

静荷重試験は脚が地上静止荷重近傍の静荷重を受けているときの脚の伸縮に際して働く静摩擦を求めるために行なった。静摩擦が大きいと脚の伸縮が滑らかでなくなり、緩衝特性が低下する等の悪影響を生じる。

脚単独落下試験では脚の緩衝能力およびエネルギー吸収能力を調べ、あわせて脚の強度を検討することを目的とした。試験は図3に示すように脚を落下治具に取り付け、これを落下塔に沿って自由落下させる方法によった。脚は機体の揚力重量比1で接地時の降下速度が5m/sで着陸した場合にも制限荷重倍数を超えないという条件で設計したので、ヘリコプタ脚の規

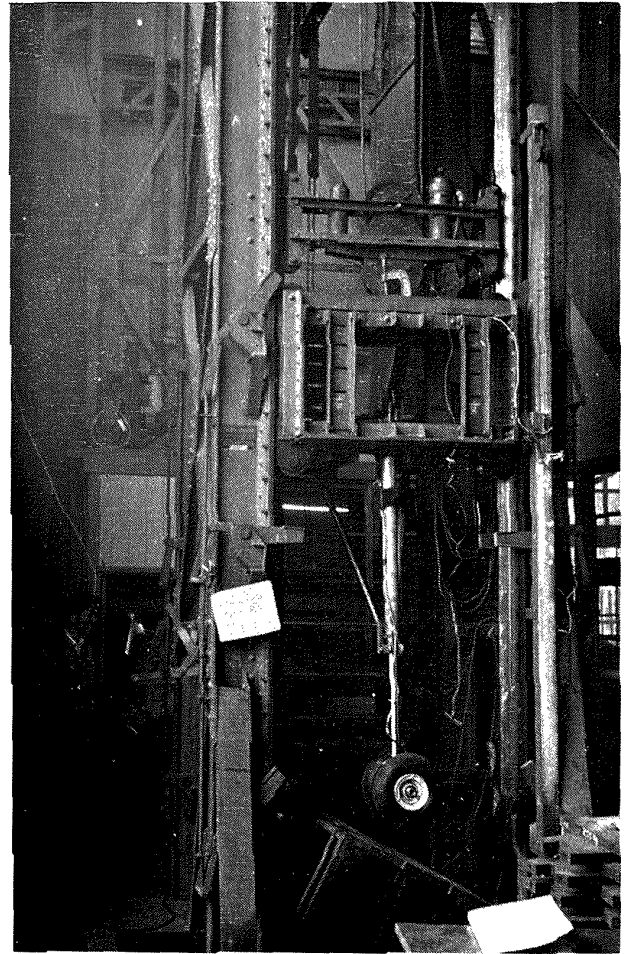


図 3 脚落下試験塔

定²⁾に準じた表1の試験ケースを採用した。FTBが前進速度あるいは横すべり速度のある状態で着陸した場合には、脚に前後、あるいは横方向の荷重が加わる。落下試験では表面が傾斜した車輪受け台上に脚を落下させることで、これらの場合を模擬することとした。車輪受け台の傾斜角度は航空機用脚に関する規

表 1 脚単独落下試験ケース

試験ケース	自由落下高 [mm]	接地速度 [m/s]	車輪受け台 傾斜 [deg]	制限荷重倍数 [g]		備考
				垂 直	水 平	
制限尾部下げ試験	1270	5.0	0	<3.3	0	尾部下げ、前進速度なしを想定
制限水平試験	1270	5.0	14	<3.3	0.25 V*	水平、前進速度ありを想定
余裕エネルギー吸収試験	1450	5.33	0	<5.0**	0	
横すべり試験	50	0.995	38	—	0.6 V	水平、横すべり速度ありを想定

* V: 垂直荷重,

** 終極荷重

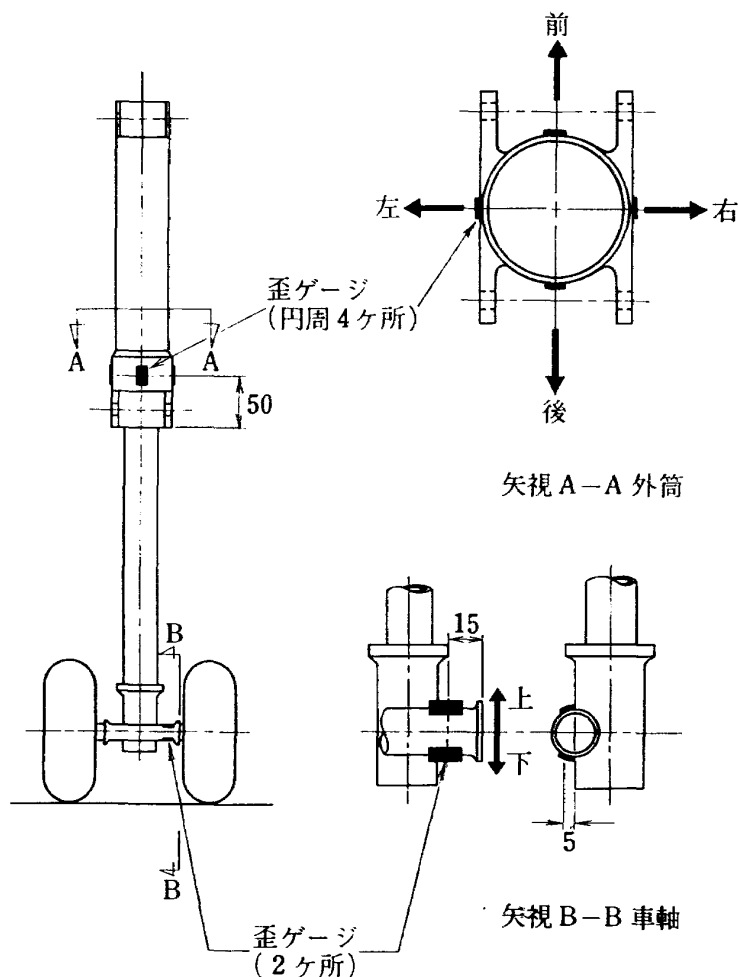


図 4 歪測定箇所

定²⁾に準じて定めた。

揚力重量比 1 という設計条件を自由落下試験で近似するために、治具重量 W_j を次式で求めた。

$$W_j = W_p \frac{h}{h+d} \quad (1)$$

ただし、 $h = \frac{1}{2g} v_s^2$

W_p : 脚の分担重量 (機体重量の 1/3)

h : 試験時の自由落下高

d : 接地後の脚 (治具) ストローク

v_s : 接地時の降下速度

なお、(1) 式は自由落下試験で脚の吸収するエネルギーを同じ降下速度をもつ実際の着陸の場合の脚吸収エネルギーと等しくするという考え方に基く近似方法である。また、治具重量 W_j を定めるには脚ストローク d の値を予め推定することになる。したがって、試験で得られた脚ストロークがこの推定値と違った場合には治具重量を修正して再試験するのが立前である。

自由落下試験では自由落下高、脚スロローク、オレ

オストローク、タイヤストロークのほかに、脚柱および車軸の歪も測定した。図 4 に歪測定箇所を示す。治具に働く荷重倍数 n_j は、治具中央部に歪型加速度計を取付けて測定した。

実機の着陸の場合の地面反力による荷重倍数 n_g は次式を用いて換算できる。

$$n_g = n_j \frac{W_j}{W_p}$$

脚の緩衝性能の指標となるオレオ効率 η は次式で求められる。

$$\eta = \frac{A}{L_m \cdot d_0}$$

A : オレオ吸収エネルギー、これはオレオの荷重対ストローク曲線が囲む面積で表わされる。

L_m : 最大荷重 (治具重量 \times 治具荷重倍数)

d_0 : オレオストローク

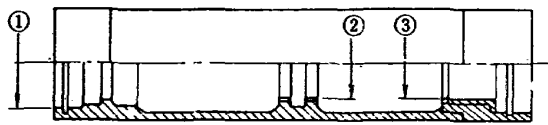
4. 試験結果

脚主要部の寸法測定結果を表 2 に示す。漏洩耐圧試験の結果を表 3 に示す。油漏れ、空気漏れその他の異

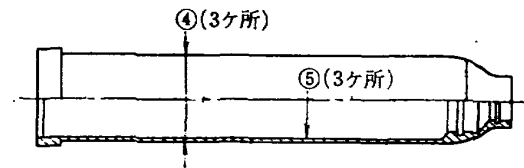
表 2 FTB 脚寸法検査記録

測定 個所	測定部品名称	図面寸度	測定寸度			
			試験用	No. 1	No. 2	No. 3
1	上部ベアリング	$50.833 \pm 0.025 \phi$	50.815	50.815	50.827	50.818
2	ベアリング	$50.833 \pm 0.025 \phi$	50.825	50.825	50.825	50.828
3	上部金具	$50.597 \begin{smallmatrix} +0.102 \phi \\ -0 \end{smallmatrix}$	50.645	50.650	50.650	50.650
4	オリフィスチューブ (外径)	$39.218 \begin{smallmatrix} +0 \\ -0.025 \phi \end{smallmatrix}$	39.200 39.195 39.193	39.195 39.195 39.195	39.200 39.200 39.195	39.200 39.200 39.195
5	オリフィスチューブ (内径)	$35.466 \begin{smallmatrix} +0.127 \phi \\ -0 \end{smallmatrix}$	35.586 35.593 35.581	35.474 35.473 35.473	35.566 35.576 35.566	35.556 35.546 35.536
6	センターオリフィス	$13.485 \begin{smallmatrix} +0 \\ -0.025 \phi \end{smallmatrix}$	13.473			
7	センターオリフィス (面取)	$45 \text{---} \times 2.00 \pm 0.25$	$45 \text{---} \times 2.00$			
8	センターピンヘッド	$33.488 \begin{smallmatrix} +0 \\ -0.025 \phi \end{smallmatrix}$	33.485	33.488	33.485	33.488
9	センターピン組立	$12.70 \pm 0.08 \phi$	12.710 12.715 12.710	12.710 12.710 12.715	12.715 12.710 12.715	12.700 12.700 12.705
10	カラー	$39.436 \begin{smallmatrix} +0 \\ -0.020 \phi \end{smallmatrix}$	39.436	39.416	39.424	39.416
11	ピストン (メッキ後)	$50.745 \begin{smallmatrix} +0 \\ -0.020 \phi \end{smallmatrix}$	50.728 50.727 50.725	50.727 50.727 50.728	50.735 50.740 50.740	50.745 50.740 50.735

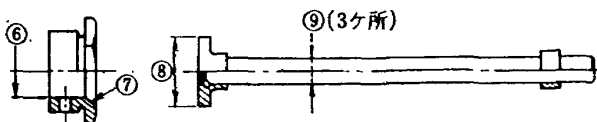
〔注〕＊測定個所は下図に示す。寸度の単位はmm



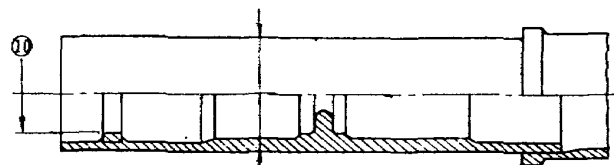
外筒組立



オリフィスチューブ



センターオリフィスおよびセンターピン組立



ピストン組立

表 3 漏洩・耐圧試験成績

	オレオ空気圧 (psi)		タイヤ空気圧 (psi)		垂直荷重 (kg)	姿 勢	試験時間	オレオストローク (mm)	漏洩結果
	試験前	試験後	試験前	試験後					
伸張漏洩	185	185	34	34 (左) 34 (右)	—	垂 直	1 hr	—	空気, 油洩れなし。
垂直漏洩	185	185	34	33 (左) 33 (右)	850	垂 直 (試験塔取付)	24 hr	386.5	空気, 油洩れなし。
耐 圧	260	242	68	64 (左) 66 (右)	2820	垂 直 (試験塔取付)	15 min	405.5	空気, 油洩れなし。

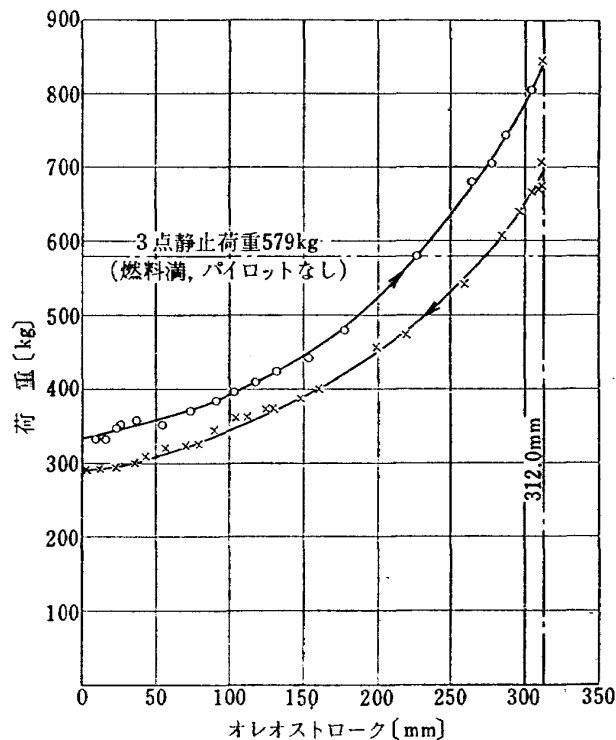


図 5 静荷重試験結果

状は認められなかった。

静荷重試験結果を図 5 に示す。オレオ圧縮時と伸長時の荷重の差は 50~140 kg であり、これから静摩擦力の大きさは 25~70 kg と推定される。この程度の静摩擦力では着陸時の緩衝特性を悪化する恐れはなく、また離陸時に脚の伸長が不均一になり機体姿勢が傾くというような悪影響はないものと判断される。

落下試験結果を表 4 に示す。表 4 に示した等価重量はその試験での脚（治具）ストロークを用いて(1)式で再計算した修正治具重量を表わしている。図 6~9 に表 4 の各試験ケースの最後の落下試験のオシログラフ記録を示す。

制限落下速度 5m/s における地面反力荷重倍数は

いずれも 3.3g 以下であり、オレオ効率も 70%を超えている。このオレオ効率は定面積オリフィス型のオレオに対する MIL 規格の要求値 60% を上まわっている。

エネルギー余裕吸収能力に関しては制限降下速度の 20%増し 6m/s の降下速度までのエネルギーを吸収することが要求される。これに対応する自由落下高度は 1,830 mm であるが、試験塔の高さ不足のため落下高 1,450 mm で試験を中止した。この範囲の試験結果から推定して 6m/s の降下速度の場合にもオレオストロークに余裕が残り、地面反力荷重倍数も 5.0g 以下に押えうる見込みである。

横すべり試験はタイヤ回転面に直角の横方向水平速

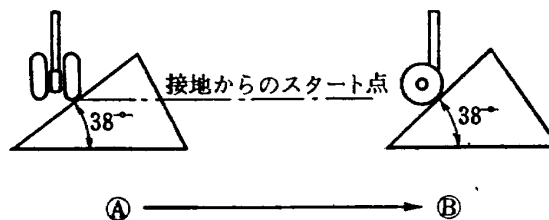
表 4 落下試験結果

試験 ケース	落下高 (mm)	落下速 (m/s)	オレオスト ローク 残 (mm)	オレオスト ローク (mm)	治具スト ローク (mm)	タイヤス トローク (mm)	治具重量 (kg)	等価重量 (kg)	治具荷重 倍 (g)	地面反力 荷重倍数 (g)	オレオ 効 率 (%)
制 限 尾 部 下 げ	700	3.83	91.5	387.7	435	47.3	552	524	3.02	1.87	83.0
	1000	4.42	48	431.2	498.5	61.3	572	562	3.45	2.28	89.0
	1270	5.0	23.5	455.7	525.5	69.8	597	602	4.40	3.12	74.0
	1270	5.0	26	453.2	522.5	69.3	600	603	4.40	3.13	72.2
	1270	5.0	23	456.2	528	71.8	603	601	4.58	3.25	71.0
	1270	5.0	20	459.2	532	72.8	602	600	4.67	3.29	73.0
	1270	5.0	16	463.2	535	71.8	602	600	4.65	3.28	71.3
	1270	5.0	26	453.2	520.5	67.2	601	604	4.51	3.21	71.8
	1270	5.0	18	461.2	534	72.8	603	600	4.65	3.29	70.0
制 限 水 平	700	3.83	92.5	386.7	438	51.3	552	522	3.00	1.84	77.0
	1000	4.42	60.5	418.7	478.5	59.8	572	574	3.57	2.41	71.0
	1270	5.0	38	441.2	513	71.8	608	606	4.10	2.92	74.2
	1270	5.0	36	443.2	515	71.8	608	605	4.30	3.06	73.2
	1270	5.0	41	438.2	508.5	70.3	608	607	4.10	2.93	77.2
余 裕	1300	5.05	39	440.2	511.5	71.3	610	610	4.3	3.09	
	1350	5.14	36	443.2	515	71.8	615	615	4.4	3.18	
	1400	5.23	43	436.2	506.5	70.3	621	623	4.6	3.38	
	1450	5.33	37	442.2	516.5	74.3	628	626	5.0	3.68	
横 すり	0	0	452	27.2	251	³⁾ 223.8	552	—	2.3	—	³⁾ 1270
	50	0.995	413	66.2	298.5	232.3	552	532	2.6	0.163	1435

注 1 試験時の脚諸元

オリフィス面積	30.251 mm ²	全 容 量	2589.2 cm ³	圧 縮 比	11
オ レ オ 圧	185 psi	空 気 容 量	1053.6 cm ³	分 担 荷 重	850 kg
タ イ ア 圧	34 psi	油 容 量	1535.6 cm ³	オレオ最大ストローク	479.2 mm

注 2 タイアストロークのみでなく下図の如く㉔から㉕に移るための位置差を含んでいる
(この値は約 85 mm)



注 3 垂直荷重＝治具重量×治具荷重倍数

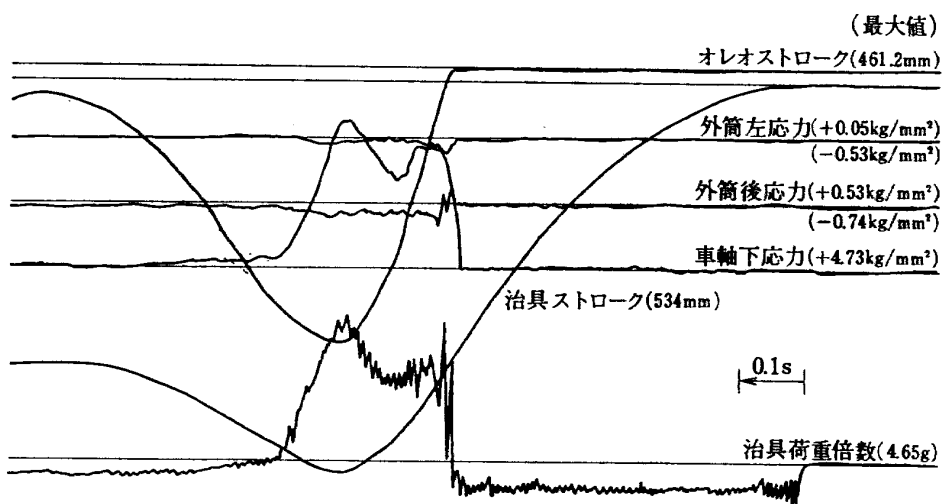


図 6 制限尾部下げ試験

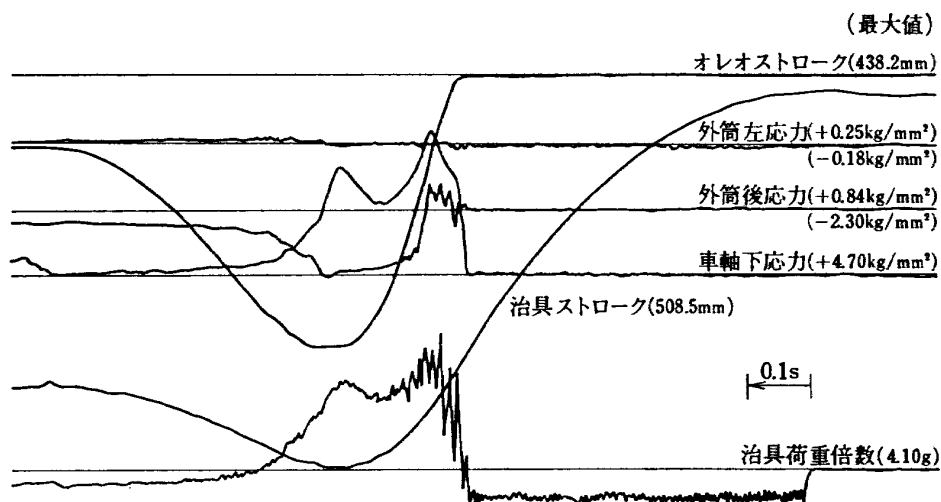


図 7 制限水平試験

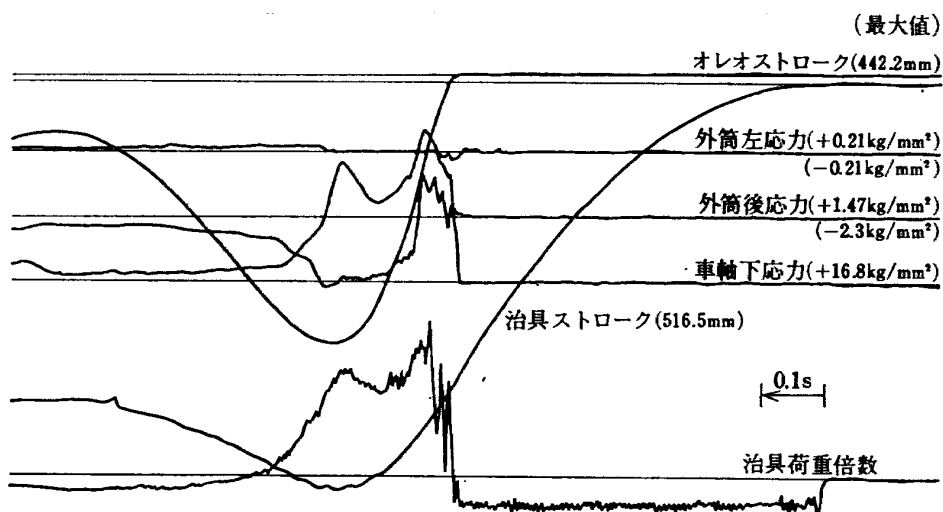


図 8 水平余裕試験

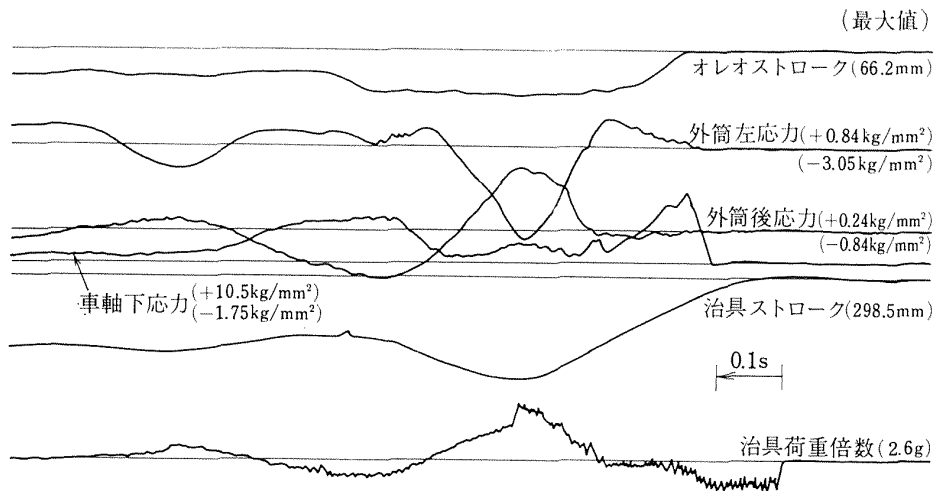


図 9 横すべり試験

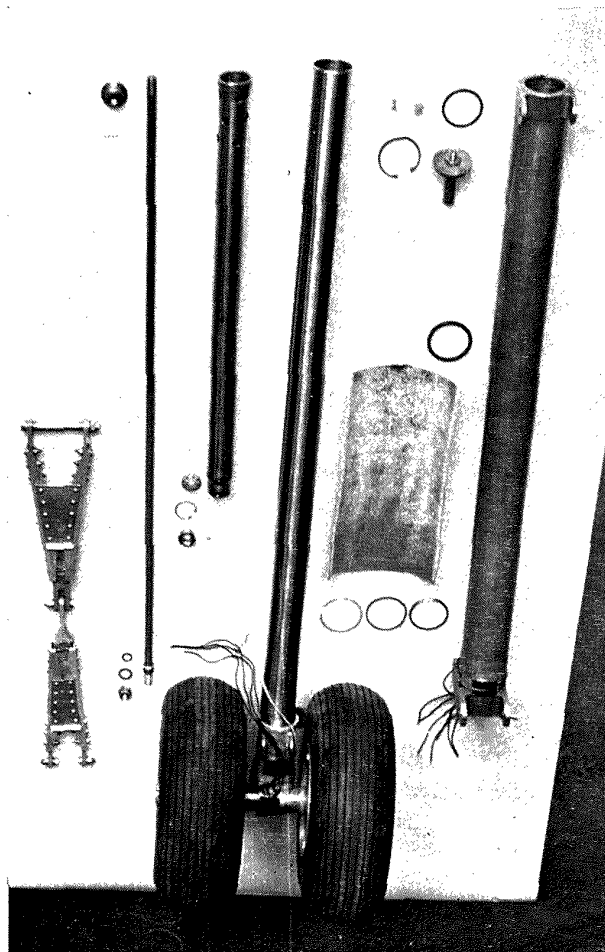


図 10 試験後の分解

度をもって着陸する場合を想定した試験であり、脚の緩衝機能よりも脚の強度を問題にしたものである。試験では表 4 の注に示したような楔型の車輪受け台上に脚を落下させて横荷重を発生させる方式を採用した。

楔は 38 度の角度であり、脚に働く横荷重は垂直荷重の 62% ($\sin 38^\circ$) になる。

図 10 に落下試験後に脚を分解した状態を示した。各部品には異状は認められなかった。

5. む す び

普通の航空機用の脚に比べて、FTB の脚はストロークが長く、また首振り機構を備えている等の特徴がある。その機能、緩衝特性および強度に関する試験を行ない、脚に関する要求を満足していることを確認できた。

この試験は富士重工業（株）宇都宮製作所航空機工場で行なった。試験に際しては富士重工業（株）宇都宮製作所航空技術本部長萱場嘉夫氏はじめ多くの方々

に御協力をいただいた。厚く御礼申し上げる。また、武田峻新型航空機部長、滝沢直人同部第 1 研究室長に御教示いただいた。

文 献

- 1) 新型航空機部；フライングテストベッドの計画——本体のシステムデザイン，航技研報告，TR 154（昭和 43/5）
- 2) 運輸省；耐空性審査要領（昭和 41/10）

TM-196	NAL-16H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田 亘洋 白井 正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯 部 俊 夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀 内 正 司, 本 間 幸 吉 矢 萩 恵 一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸 尾 治 朗, 小 野 孝 次 矢 沢 健 司, 塚 野 雄 吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五 代 富 文, 岡 部 祐 二 郎 清 水 昭 紀, 伊 藤 克 弥 西 村 久 男
TM-204	サーボ機構の過渡応用改善用デジタル コントローラについて	1971年7月	小 川 鉦 一, 島 村 正 人
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数 の推定について	1971年7月	河 崎 俊 夫, 河 本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシ ステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松 島 弘 一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダ ンパの解析	1971年9月	村 上 力, 狼 嘉 彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池 田 為 治, 熊 倉 郁 夫 竹 内 和 之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大 竹 邦 彦, 遠 藤 修 司 野 口 義 男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測 定	1971年12月	原 亘 利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西 村 博 史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性 試験	1972年1月	鳥 崎 忠 雄, 小 林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田 辺 義 一, 小 暮 泰 之 川 崎 純 男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田 辺 義 一, 小 暮 泰 之 川 崎 純 男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求 軽減法	1972年2月	大 石 晃, 山 中 龍 夫 冠 昭 夫
TM-217	フライングテストベッドの自動安定装置 性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小 川 敏 雄, 甲 斐 忠 夫 十 河 弘, 増 原 恢
TM-218	フライングテストベッドの自動安定装置 性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小 川 敏 雄, 甲 斐 忠 夫 十 河 弘, 増 原 恢

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料219号

昭和47年5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
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) 182

印 刷 所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12

