

ISSN 0389-4010  
UDC 533.6013.422:  
533.693-1.  
629.7.018.1.016.53

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-930

高アスペクト比複合材翼の遷音速フラッタ特性に  
与える繊維方向最適化の効果について

磯貝 紘二 ・ 江尻 宏 ・ 菊池 孝男  
山根 皓三郎 ・ 熊倉 郁夫 ・ 外崎 得雄  
峯岸 正勝 ・ 野口 義男

1987年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 高アスペクト比複合材翼の遷音速フラッタ特性に 与える繊維方向最適化の効果について\*

磯貝 紘 二\*\* 江尻 宏\*\* 菊池 孝男\*\*  
山根 皓三郎\*\* 熊倉 郁夫\*\* 外崎 得雄\*\*  
峯岸 正勝\*\* 野口 義男\*\*

## Effect of an Optimized Fiber Orientation on Transonic Flutter Characteristics of a High-Aspect-Ratio Composite Wing

By

K. Isogai, H. Ejiri, T. Kikuchi, K. Yamane,  
I. Kumakura, T. Sotozaki, M. Minegishi, and Y. Noguchi

### Abstract

The purpose of the present paper is to examine the feasibility of using a direct search method, which does not depend on the flutter velocity derivative, in finding the optimum fiber orientations which maximize the flutter velocity of a composite wing. The Sequential Simplex Method, as one candidate for such a method, was applied to the design of a transonic flutter model of a high-aspect-ratio transport wing, being verified to be very effective in finding the optimum fiber orientation to give the maximum flutter velocity. The experimental verification of this has also been conducted, in the NAL 0.6m x 0.6m transonic blow down tunnel, by flutter tests with two kinds of the models; namely, one with an optimum fiber orientation, and one without. The experimental results have shown that the flutter velocities of the optimized model are about 60% higher than those of the non-optimized model over the entire transonic Mach number range tested.

### 1. まえがき

空力弾性テーラリングの目的は、繊維強化複合材の異方性を利用して、翼の空力弾性特性を大幅に改善することである。<sup>1),2)</sup>この目的のためには、翼の剛

性を受け持つ箱型桁外皮の積層構成（各層の厚み分布と繊維の方向）の最適値（例えば、与えられたフラッタ速度要求値や静強度要求等を満し、しかも構造重量が算小になるような積層構成）を求める最適設計ソフト・ウェアの開発が不可欠である。

ところで、筆者らは、今までに行なって来た一連の研究（文献3, 4, 5）において、翼のフラッタ特性が、桁の繊維の方向にきわめて敏感であることを

\*昭和62年4月3日 受付  
\*\*機体第一部

指摘してきた。特に文献5では、高アスペクト比の低速フラッタ風試模型を用い、桁の繊維の方向をパラメトリックに変えた場合の、フラッタ速度とフラッタ・モードの振舞いを観察し、桁の繊維方向によって、フラッタ速度が大幅に変わるのみならず、フラッタ・モードも顕著に異なることを明らかにした。このことは、テーリングのための最適設計ソフトにおいては、繊維の方向を自動最適化のループに組み入れることが重要であることを示唆するのみならず、繊維方向最適化の手法として、フラッタ速度の繊維方向に対する勾配（フラッタ速度微係数）に関する情報を利用するものは注意を要することも示唆している。つまり、繊維の方向によってフラッタ・モードが顕著に変わるということは、ある繊維方向において、フラッタ速度が不連続的に変化する場合のあること、すなわち、フラッタ速度微係数（繊維方向に対する）が存在しない場合があり得ることを意味している。このような繊維方向が、繊維方向最適化の過程に存在すれば、フラッタ速度微係数に依存する最適化の手法は破綻する（最適化のイタレーションが最適値に収束しない）ことになる。

本報告は、目的関数の微係数に依存しない最適化手法の一つである Sequential Simplex Method<sup>6),7)</sup>が、フラッタ速度に対する繊維方向最適化の手段として有望であることを示し、さらに、この手法を用いてフラッタ速度が最大になるように設計した風試模型とそうでない（最適化を行っていない）模型を製作し、風洞試験によって、設計通りにフラッタ特性の改善が（最適化によって）達成されているかどうかを、実験的にも確認することを目的としている。

## 2. 繊維方向最適化のための Sequential Simplex Method

目的関数の設計変数に対する微係数に依存しない最適設計手法（Direct Search Method）<sup>7)</sup>の一つである Sequential Simplex Methodの一般的アルゴリズムは、Spendley, Hext and Himsworth<sup>6)</sup>によって、1962年に提案された。ここでは、この手法を、簡単な箱型桁の外皮の繊維方向最適化（フラッタ/ダイバーゼンス速度を最大にする繊維方向を見い出す）問題に応用した場合について説明する。

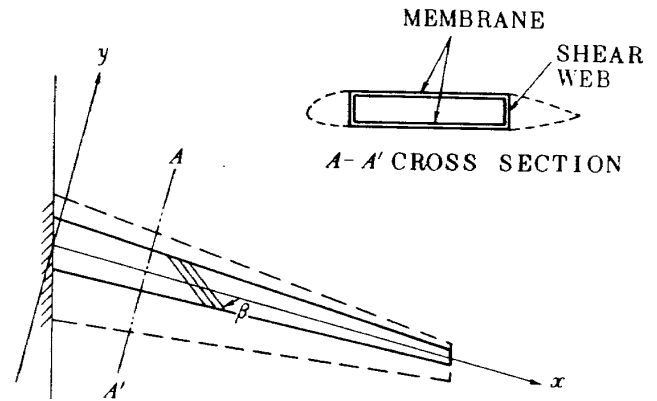


図1 箱型桁のモデル化

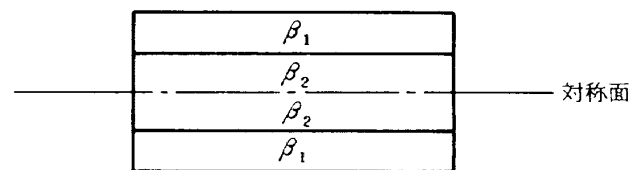


図2 上、下外皮の積層構成

まず、翼の桁を図1に示されたような前後桁と上下外皮より構成される箱型桁でモデル化する。前後桁は shear web, 上下外皮は membrane として、取り扱う。図2に示すように、上下外皮は、簡単のため、各々  $\beta_1$  と  $\beta_2$  の繊維方向を持つ2層（対称積層）より構成されるとし、 $\beta_1$  と  $\beta_2$  は翼幅方向に一定とする。また、板厚は翼弦方向は一定で、翼幅方向には可変とする。ただし、今回は、繊維方向に対する最適化の効果のみを見るのが目的であるから、最適化を行なう際的设计変数としては、 $\beta_1$  と  $\beta_2$  のみをとって、板厚分布は設計変数から除外し、予め与えられているものとする。このようにモデル化した箱型桁の振動方程式は容易に導くことができる<sup>8)</sup>また、フラッタ計算に必要な非定常空気力は、亜音速非定常場力面理論（Doublet Lattice Method）<sup>9)</sup>によって計算する。

結局、ここで解こうとしている問題は、箱型桁の上下外皮を構成する2層の繊維方向  $\beta_1$  と  $\beta_2$  を設計変数として、目的関数であるフラッタ速度（または、ダイバーゼンス速度）を最大にすることである。このような2変数の場合の Sequential Simplex Methodの概略を以下に説明する。（但し、繊維方向  $\beta$  は、桁の中心線（図1参照）に沿う方向を  $0^\circ$  とし、それを基準として時計回りを正とする。）

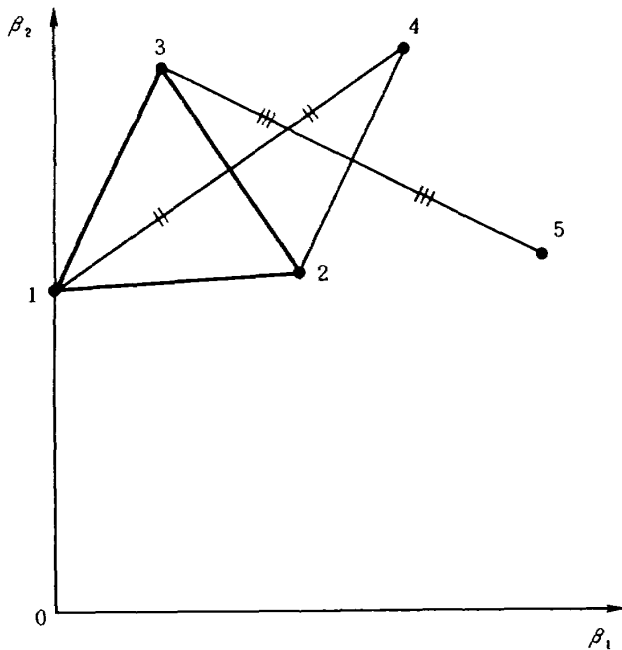


図3 Simplex法：Rule 1の手続き

図3に示すように、まず $\beta_1 \sim \beta_2$ 平面上の任意の場所に正三角形を成す点(図3の1, 2, 3)を設定し、これらの各点に対応するフラッタ速度を計算する。次に、これらの3点のフラッタ速度を比較し、そのうちの最小のものが、例えば1の点だとすると、1の点と線分 $\overline{23}$ に関して対称な位置に4の点を設定し、4の点のフラッタ速度を計算する。そして、今度は、2, 3, 4の3点のフラッタ速度を比較し、このうちで最小の点(例えば3)を求め、その点と対称の位置に第5の点を設定し、以下同様に計算を進めて行く。このアルゴリズムをRule 1とする。

しかし、このような計算を繰り返して行くうちに、新しく設定した点のフラッタ速度が、残りの2点より小さくなる場合がでてくる。この場合には、Rule 1の通りに進むと、またもとの点にもどって、結局、振動を始めることになる。例えば、図4で、点2, 3, 4の中で4が最小の場合、5の点はもとの1の点にもどる。次に、5, 2, 3におけるフラッタ速度を較べると、当然5の点が最小になるから、次の点は4になり、4と5の間を振動することになる。このような場合には、1から4に行った時に4のフラッタ速度が最小(2, 3, 4で)の場合には、4を除く2点、すなわち2と3のうち最小のもの(例えば2)を求め、その点と線分 $\overline{34}$ に関して対称な位置に5の

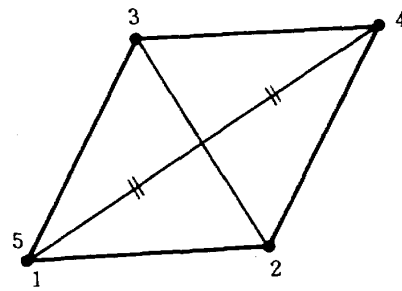


図4 Simplex法：Rule 1が破綻する場合

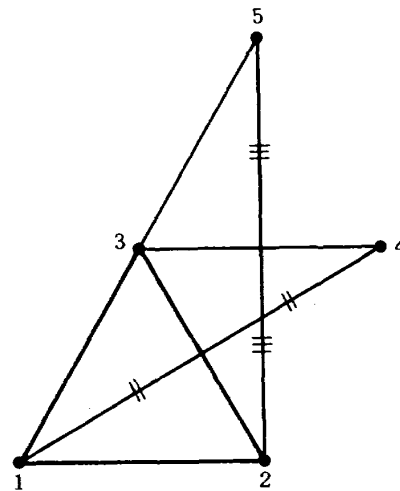


図5 Simplex法：Rule 2の手続き

点を設定する(図5参照)。この操作をRule 2と呼ぶ。

Rule 1とRule 2に従って計算を進めて行くと、あるイタレーション・ステップから周期的なパターンを描くようになる。このパターンが $m$ 回繰り返されたら(最適値の近傍で起る)、計算をストップするなり、 $4\beta$ (正三角形の一辺の長さ)をさらに細かくして、さらに計算を続行するなりする(この場合、計算の精度が上る)。この操作をRule 3と呼ぶ。

上記の操作を自動的に行なうには、フラッタ/ダイバーゼンス速度を自動的に求めるアルゴリズムがこの他に必要である。

### 3. 最適設計手法の評価

本手法が繊維方向最適化の手段として妥当なものであるかどうかを評価するために、ソリッド・ビームを芯材とする高アスペクト比後退翼の遷音速フラッタ模型についての設計・計算を行なった。(ソリ

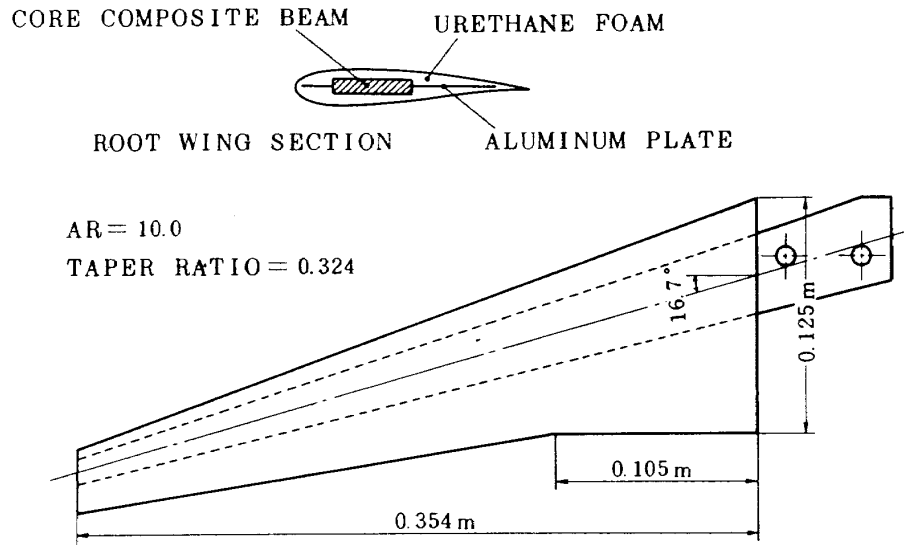


図6 遷音速フラッタ風試模型

ソリッド・ビームの振動解析法は、2節で述べた箱型桁の場合と若干異なるが、エネルギー法を用いて容易に導くことができる。<sup>3)</sup> 計算を行なったフラッタ模型の平面形および構成を図6に示す。この模型の寸度は、後に当所の0.6m×0.6m吹出式遷音速風洞で試験を行なうことを想定して決めたものであり、片スパン長0.354m、翼根の翼弦長0.125mある。翼の平面形および翼型は、次期民間輸送機の基本形態(YXX)のものをそのまま用いることにした。桁はカーボン・エポキシのソリッド・ビームで、翼根から翼端にかけて、板厚および板幅ともに、一定の割合でテーパしている。板幅のテーパ比は、翼の平面形と同じ0.324とした。桁の前縁は17.5%翼弦、後縁は57.5%翼弦をそれぞれ貫く位置にある。模型の質量分布は、YXX主翼に対するデータを参考に、構造重量に関してはYXXの80%が複合材化された場合を想定し、かつ燃料満載の場合について、相似則を用いて決定した。

すでに述べたように、今回行なう設計・計算および後に述べる風洞試験は、繊維方向最適化の手段としてのSequential Simplex Methodの妥当性を評価するのが目的であるから、模型の剛性に関しては、実機との相似性は特に考慮していない。したがって、今回の風試模型の桁の積層構成としては、図7に示すように、簡単に2層( $\beta_1$ と $\beta_2$ の各層の厚さは同じ)の対称積層とした。

最適化は、 $\beta_1 = 90^\circ, \beta_2 = 0^\circ$ を初期値として、2

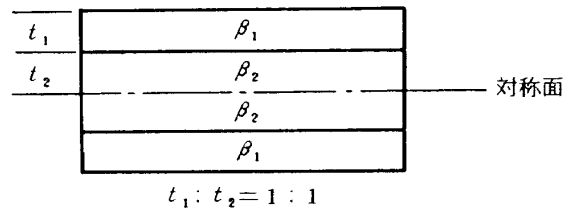


図7 フラッタ模型複合材桁の積層構成

節で述べたSimplex法のアルゴリズムに従って、フラッタ速度が最大になるような $\beta_1$ と $\beta_2$ の値を求めて行く訳である。桁の板厚は、後に行なうフラッタ試験を考慮して、 $\beta_1 = 90^\circ, \beta_2 = 0^\circ$ の場合のフラッタ発生動圧が、フラッタ風洞の作動範囲内に入るように幾つかの試算を行なって、翼根の板厚7.68mm、翼端の板厚2.40mm(テーパ比0.313)と決定した。計算は主流のマッハ数および空気密度が、それぞれ $M_\infty = 0.90, \rho_\infty = 1.51 \text{ kg/m}^3$ の条件で行なった。図8に、 $\beta_1 = 90^\circ, \beta_2 = 0^\circ$ を初期値として、最適値に到るまでの各iteration stepにおけるフラッタ速度のふるまいをプロットしている。(但し、Simplex法における正三角形の一辺の長さ $\Delta\beta$ は $5^\circ$ にとった。)図8で、 $V_F$ はフラッタ速度であり、 $V_D$ はダイバーゼンス速度である。初期値 $\beta_1 = 90^\circ, \beta_2 = 0^\circ$ に対するフラッタ速度が260m/sに対して、最適値のフラッタ速度は522m/sとなり、最適化により約100%のフラッタ速度増が達成されたことになる。この結果は、フラッタ速度の改善に、繊維方向を最適化することが、如何に有効であるか

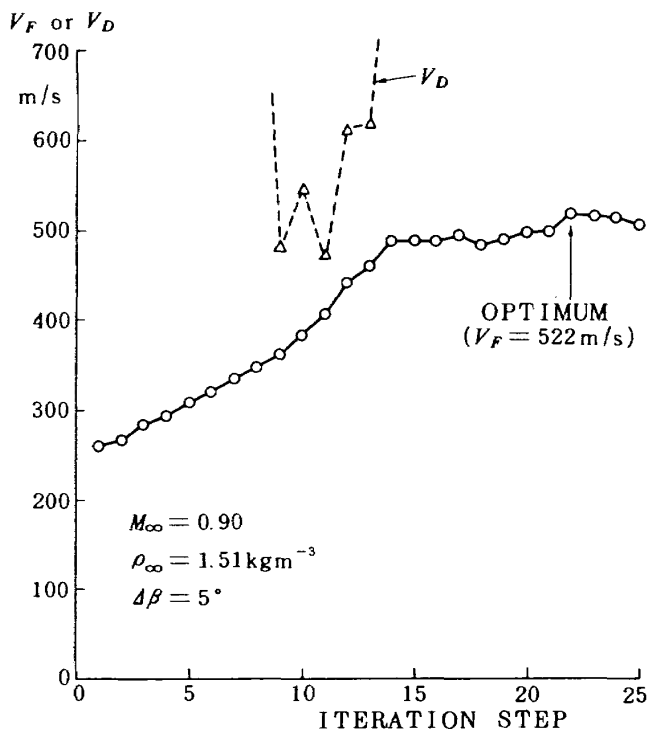


図8 繊維方向最適化の過程におけるフラッタ速度のふるまい

を示すのみならず、繊維方向最適化の手段として、Sequential Simplex Methodが一つの強力な手段となり得ることを示すものである。求められた(フラッタ速度を最大にする)繊維方向は $\beta_1 = 113.5^\circ$ ,  $\beta_2 = 37.7^\circ$ となった。

以上の設計・計算から、繊維方向を最適化することにより、大きなフラッタ速度の増加が達成されることが示された訳であるが、実験的にもこのことを確かめて見る必要がある。次節以下に、風試模型による試験結果について述べる。

#### 4. 風洞試験による検証

##### 4.1 風試模型

前節で述べたように、今回製作するフラッタ模型の平面形および構造の概略は図6に示すものである。

風試模型は、繊維方向最適化の効果を見るために、桁の積層構成の異なるものを2種類製作した。一つは、3節で求めた最適の繊維方向( $\beta_1 = 113.5^\circ$ ,  $\beta_2 = 37.7^\circ$ で、フラッタ速度が最大になる)を持つ模型(モデルA)もう一つは、これと比較するために $\beta_1 = 90^\circ$ ,  $\beta_2 = 0^\circ$ の繊維方向を持つ模型(モデルB)である。各模型の質量分布は、3節の設計・計算で用いた値を目標としたが、模型製作上の制約から、3節の計算で用いたものより若干重いものとなった。表1aと表1bに、それぞれの模型に対する質量分布(Mass  $m$ , static unbalance  $S$ , moment of inertia  $I$ )を示す。繊維方向最適化の効果のみを見るためには、モデルAとモデルBにおける質量分布は同じにすべきであるが、実際には、

表1a モデルAに対する慣性質量データ

$\eta$	$y$ (m)	$m$ (kg)	$S$ (kgm)	$I$ (kgm <sup>2</sup> )
0.0	0.0		$\times 10^{-5}$	$\times 10^{-5}$
0.075	0.0278	0.0731	118.35	6.540
0.150	0.0556	0.0416	23.80	3.008
0.225	0.0834	0.0322	17.37	1.945
0.301	0.1113	0.0216	11.64	0.847
0.381	0.1408	0.0198	12.77	0.821
0.461	0.1705	0.0166	9.95	0.605
0.541	0.2001	0.0138	9.90	0.327
0.619	0.2298	0.0107	5.90	0.202
0.701	0.2594	0.0071	1.99	0.107
0.781	0.2891	0.0058	1.43	0.068
0.861	0.3187	0.0046	0.99	0.040
0.941	0.3484	0.0044	0.88	0.030

表1b モデルBに対する慣性質量データ

$\eta$	$y$ (m)	$m$ (kg)	$S$ (kgm)	$I$ (kgm <sup>2</sup> )
0.0	0.0		$\times 10^{-5}$	$\times 10^{-5}$
0.075	0.0278	0.0713	138.89	6.098
0.150	0.0556	0.0405	19.99	2.692
0.225	0.0834	0.0313	13.08	1.591
0.301	0.1113	0.0211	10.75	0.976
0.381	0.1408	0.0193	7.53	0.699
0.461	0.1705	0.0162	7.12	0.559
0.541	0.2001	0.0134	5.23	0.371
0.619	0.2298	0.0103	6.84	0.206
0.701	0.2594	0.0069	2.62	0.100
0.781	0.2891	0.0056	1.94	0.065
0.861	0.3187	0.0045	1.41	0.040
0.941	0.3484	0.0043	1.29	0.029

両模型で若干の差異がでている。(しかしながら、この程度の差はフラッタ速度にほとんど影響を与えないことを数値実験により確認している。)

一方、桁の板厚は、A、B両模型の各々のフラッタ発生点が、フラッタ風洞のオペレーション範囲(動圧のスウィープ範囲)に入るように決定されねばならない。当所のフラッタ風洞の動圧スウィープ範囲は、マッハ数によって若干変わるが、 $M_\infty = 0.60$  で約 30 KPa ~ 75 KPa,  $M_\infty = 0.80$  で約 35 KPa ~ 95 KPa,  $M_\infty = 1.0$  で 45 KPa ~ 115 KPa である。したがって、3 節の設計・計算で採用した板厚 7.68 mm (翼根部 7.68 mm で翼端に向かって、テーパ比 0.313 で薄くなっている) を用いた場合、繊維方向を最適化していないモデル B では、設計点  $M_\infty = 0.90$ ,  $\rho_\infty = 1.51 \text{ kg/m}^3$  でフラッタ発生動圧  $q = 51.0 \text{ KPa}$  となり、フラッタ風洞のオペレーション範囲内でフラッタが発生することが予想される。一方、繊維方向を最適化したモデル A の場合、もしモデル B と同じ板厚 (翼根 7.68 mm, テーパー比 0.313) を採用したとすれば、3 節で述べたように、そのフラッタ速度は 522 m/s であり、フラッタ発生動圧が  $q = 206 \text{ KPa}$  となって、フラッタ風洞のオペレーション範囲内ではフラッタが発生しないことになり、フラッタ発生動圧の確認ができないことになる。これでは、繊維方向最適化の効果を定量的に把握できない。したがって、モデル A に関しては、翼根板厚を小さくして、剛性を落とし、フラッタ発生動圧が、風洞のオペレーション範囲内にくるようにし

なければならない。そして、繊維方向最適化の効果は、A、B 両模型のフラッタ速度を板厚に無関係な無次元フラッタ速度係数の型 (4.3 節で述べる) での比較により評価することにする。種々の設計・計算を行なった結果、モデル A の板厚としては、翼根で 6.72 mm 翼端で 2.40 mm を採用すれば、フラッタ風洞のオペレーション範囲内でフラッタ発生点が得られるとの見通しを得た。図 9 に、A、B 両模型の桁の積層構成を示している。

両模型の桁の板厚のテーパ比は同一であることが望ましいが、図 9 に示すように、構成するプリプレグのプライ数は整数でなければならないことから、テーパ比を厳密に同一にすることはできず、両模型で若干の差異がでている (モデル A で 0.357, モデル B で 0.313)。しかし、これが、両模型の繊維方向の差によるフラッタ発生動圧の差に与える影響は十分に小さいことを、数値実験により確認している。

#### 4.2 振動試験結果

フラッタ試験に先立ち、振動試験を行ない、A、B 両模型の固有振動数および固有振動モードの計測を行なった。固有振動モードの計測は、レーザーを利用した非接触型の変位計を用いて行なった。表 2 a および表 2 b に、それぞれモデル A と B の固有振動数を示す。さらに、それぞれの表には、比較のために、模型の設計に用いたビーム・モデルによる固有振動数の理論値も示してある。表 2 a, 2 b に示された固有振動数比 ( $f_n/f_1$ ) の比較から、一つの大きな特徴として、繊維方向を最適化したモデル A の振

LAMINATE CONSTRUCTION OF CORE COMPOSITE BEAM

MODEL	LAMINATE ORIENTATION		$N_r$	$t_r$	$N_t$	$t_t$
	$\beta_1$	$\beta_2$	NUMBER OF LAMINATE	THICKNESS AT ROOT	NUMBER OF LAMINATE	THICKNESS AT TIP
MODEL A	113.5°	37.7°	14 × 4 = 56	6.72 mm	5 × 4 = 20	2.40 mm
MODEL B	90.0°	0°	16 × 4 = 64	7.68 mm	5 × 4 = 20	2.40 mm

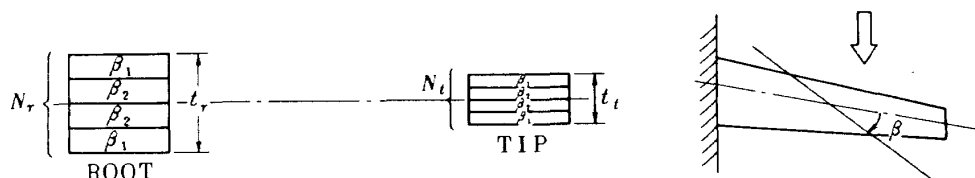


図 9 遷音速フラッタ模型の桁の積層構成

表2 a 遷音速フラッタ模型の固有振動数  
NATURAL FREQUENCIES OF MODEL A

n	EXPERIMENT		THEORY	
	$f_n$ (Hz)	$f_n/f_1$	$f_n$ (Hz)	$f_n/f_1$
1	27.5	1	27.3	1
2	92.5	3.4	94.1	3.4
3	228.0	8.3	217.3	8.0
4	368.5*	13.4*	381.0	14.0
5	408.5	14.9	392.7*	14.4*

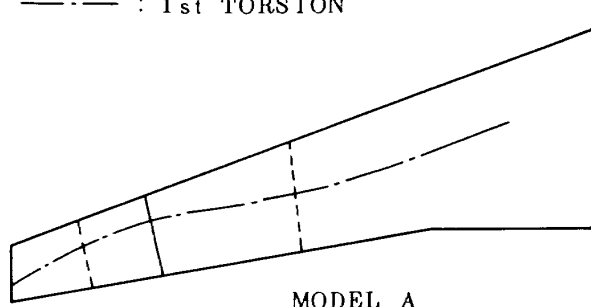
\*: TORSIONAL MODE

表2 b 遷音速フラッタ模型の固有振動数  
NATURAL FREQUENCIES OF MODEL B

n	EXPERIMENT		THEORY	
	$f_n$ (Hz)	$f_n/f_1$	$f_n$ (Hz)	$f_n/f_1$
1	38.0	1	41.5	1
2	127.0	3.3	135.2	3.3
3	293.0	7.7	300.8	7.2
4	367.0*	9.7*	313.5*	7.6*
5	504.0	13.3	509.4	12.3

\*: TORSIONAL MODE

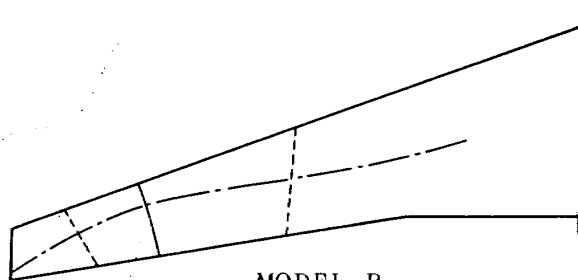
—— : 2nd BENDING  
 - - - - : 3rd BENDING  
 - · - · : 1st TORSION



MODEL A

図10 a 各固有振動モードにおけるノード・ライン  
(振動試験結果)

—— : 2nd BENDING  
 - - - - : 3rd BENDING  
 - · - · : 1st TORSION



MODEL B

図10 b 各固有振動モードにおけるノード・ライン  
(振動試験結果)

りモードの固有振動数比 ( $f_4/f_1$ ) が、最適化していない模型Bのそれ ( $f_4/f_1$ ) に比べ、約38%も増大していることが見てとれる。

図10 a, 図10 b には, A, Bそれぞれの模型の各固有振動モードにおけるノード・ラインが示されている。

ところで, 各々の模型の桁になっているカーボン・エポキシ製ビームの材料特性は, 桁と同じプリプレグ (トレカ P305) を用いて, 桁と同じ成型条件下で製作された一方向材平板試験片 (15mm × 200mm × 2mm) による引張り試験により測定された。その結果得られた材料定数は,  $E_L = 139$  GPa,  $E_T = 10.3$  GPa,  $G_{LT} = 5.94$  GPa,  $\nu_L = 0.335$  である。また, 桁の密度は  $1,500$  kg/m<sup>3</sup> である。

#### 4.3 フラッタ試験結果と繊維方向最適化の効果の評価

前述のごとく, フラッタ試験は航空宇宙技術研究所の0.6m × 0.6m吹出式フラッタ風洞で行なった。

試験では, A, B両模型のフラッタ発生動圧を, 各マッハ数ごとに動圧をスweep (マッハ数一定で) して, フラッタを発生させて決めた。フラッタが発生した場合には, 直ちに模型出し入れ装置により, 模型を測定部の外に引き出した。このようにして, 模型を破損することなく, 同一模型により, 各マッハ数ごとのフラッタ発生動圧を決定することができた。

図11 a および図11 b には, それぞれモデルAおよびBについてのフラッタ発生動圧およびフラッタ振動数の実験値をプロットした。また, これらの図には, 比較のために, それぞれの模型について計算された理論値も示されている。理論値は2種類あり, 一つは, これらの模型を設計するのに用いたビーム・モデルに基づく初期設計ソフトによる計算値 (点線) であり, もう一つは, 振動試験によって測定された固有振動モードから, 一般化質量と一般化空気力を求めフラッタ計算を行なった値 (一点鎖線) とであ



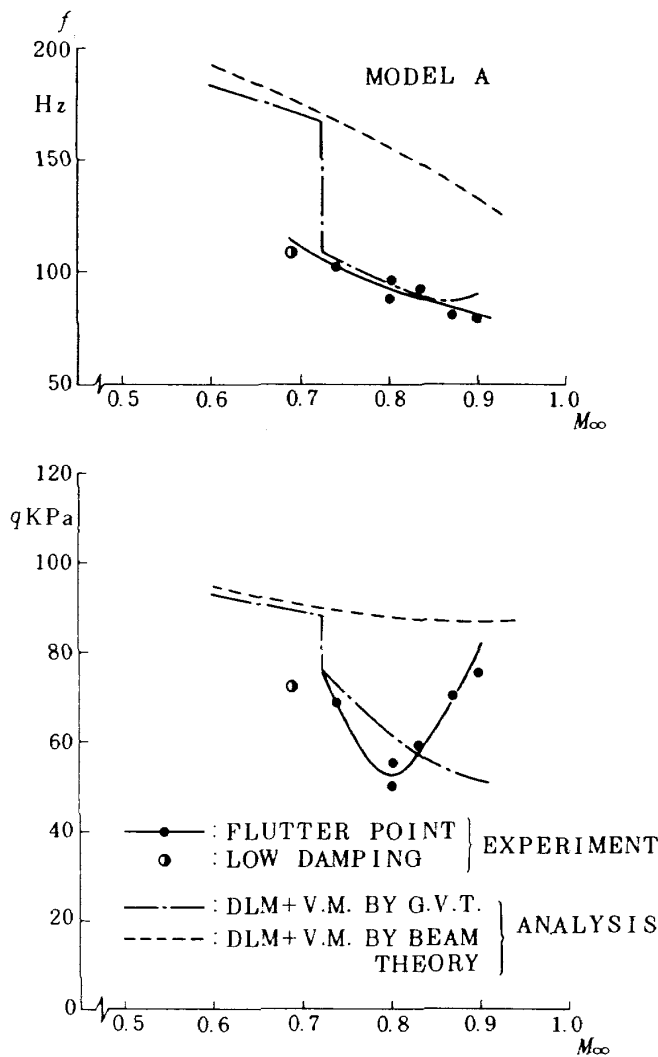


図11 a モデル A に対するフラッタ振動数とフラッタ発生動圧

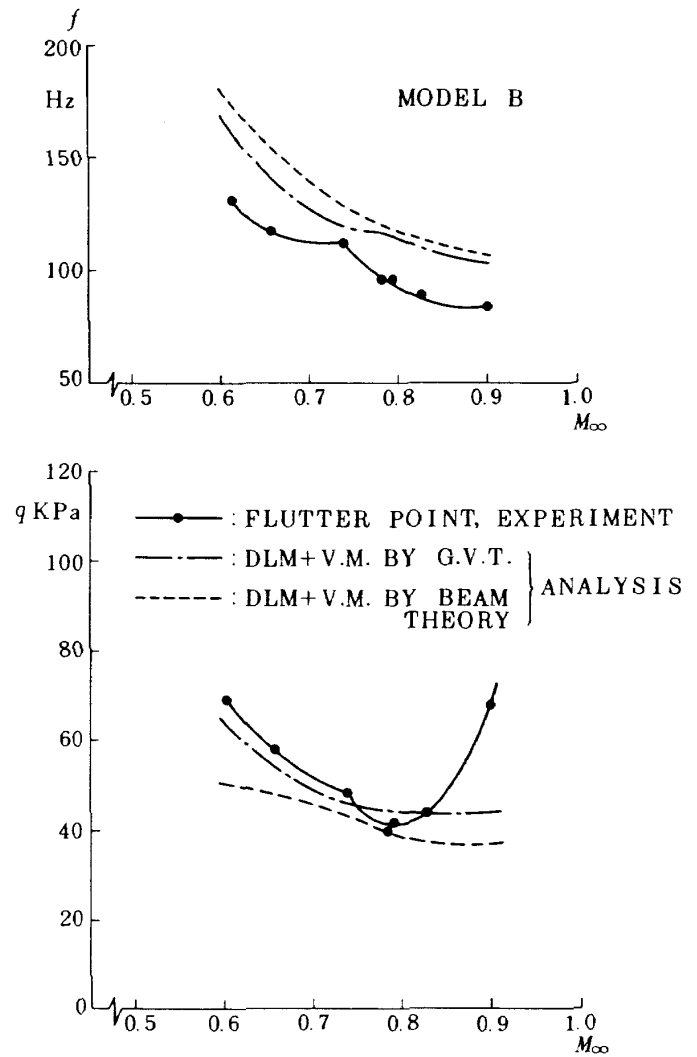


図11 b モデル B に対するフラッタ振動数とフラッタ発生動圧

る。理論計算に用いた非定常空気力は、いずれも亜音速非定常揚力面理論 (DLM) によって求めたものである。

理論計算と実験値との一致は、振動試験によって計測された固有振動モードを反映した計算の方が、ビーム・モデルによる理論固有振動モードを用いたものより、大幅に改善されていることがわかる。これは、ビーム・モデルによる振動計算では、複合材桁以外の構成要素たとえば、翼型形状を与えるための発泡フォームや翼表面に張られた絹布等が翼剛性に与える効果は (その評価が困難なため) 考慮されていないのに対して、振動試験による固有振動モードには、桁以外の構成要素の効果もすべて、含まれているからである。

振動試験結果を反映した理論値とそうでない理論

値の差は、繊維方向を最適化したモデル A (図11 a)の方がモデル B の場合 (図11 b) より顕著である。この理由は、明らかではないが、モデル A の方が桁の板厚がモデル B より薄い (従って、A の方が剛性が低い) ために、桁以外の構成要素 (発泡フォーム・絹布等) の影響をモデル B よりも受け易いからなのかも知れない。

ところで、実験で得られたフラッタ発生動圧は、A, B 両模型とも、 $M_{\infty} = 0.80$  付近で極小値を示し、それ以上のマッハ数ではフラッタ発生動圧が増加するいわゆる Transonic Dip 現象を示している。これは、遷音速領域の一つの特徴である翼面衝撃波の効果によるが、図11 a, 11 b に示されている理論計算では、衝撃波が考慮されていないため、このような現象を予測することはできない。

4.1節で議論したように、A、B両模型に対する実験結果から、繊維方向最適化の効果のみを取り出して見るには、桁の板厚に無関係な無次元フラッタ速度の形で、両模型に対するデータを比較する必要がある。このような無次元係数として通常用いられているのは、フラッタ速度係数、すなわち、 $V_F / (b_0 \omega_r \sqrt{\mu})$  である。ここで、 $V_F$  はフラッタ速度、 $b_0$  は翼根の1/2翼弦長、 $\omega_r$  は模型のある固有振動数で、今回は第2次の固有振動数をとった。また、 $\mu$  は質量比 (Mass ratio) で、 $\mu = m / \{ \rho \pi b_0^2 l (\lambda + (1-\lambda)^2 / 3) \}$  で定義されるものである。ここで、 $m$  は翼の質量、 $\rho$  は空気密度、 $l$  はセミスパン長、 $\lambda$  はテーパ比である。

図12に、A、B両模型に対して得られたデータを、フラッタ速度係数の形で示した。また同図には、比較のために、理論計算値も示してある。理論計算値としては、図11a、11bの場合と同様、振動試験によって得られた固有振動モードを用いた計算値とビーム・モデルによる理論固有振動モードを用いた計算の両方が示されている。また、図13には、A、B両模型のフラッタ発生点における質量比の値がプロ

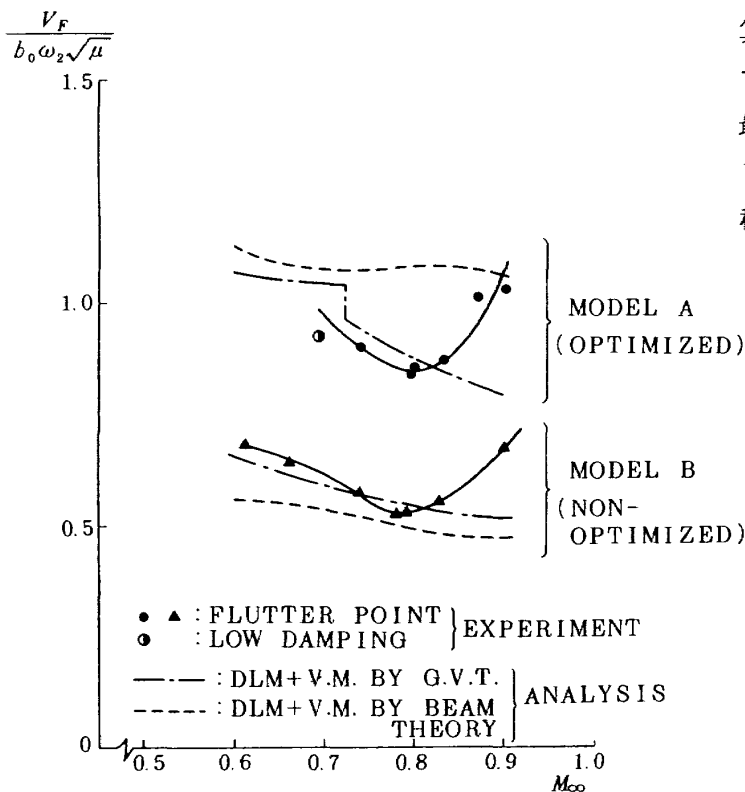


図12 高アスペクト比翼の遷音速フラッタ特性に与える繊維方向最適化の効果

ットされている。

まず、実験データに関しては、繊維方向を最適化したモデルAのフラッタ速度は、そうでないモデルBのそれに較べて約60%近いフラッタ速度増が、実験を行なったすべてのマッハ数範囲 ( $M_\infty \doteq 0.70 \sim 0.90$ ) で、実現されていることがわかる (図12参照)。すでに述べた幾つかの理由 (桁以外の模型構成要素の剛性への影響、衝撃波による空気力の非線型効果) により、設計ソフトが予測するほどのフラッタ速度増は得られていないが、60%ものフラッタ速度増が、繊維方向を最適化することにより実現し得ることが、実験的にも実証された意義は大きい。

### 5. むすび

複合材の異方性を利用して、翼の空力弾性特性を大幅に改善しようとする場合、複合材の繊維の方向を設計変数として最適化することの重要性を指摘した。繊維方向最適化のアルゴリズムとして、目的函数の設計変数に対する微分値に依存しない手法の一つである Sequential Simplex Method が有効であることを、複合材ビームを桁に持つ高アスペクト比後退翼の遷音速フラッタ模型を対象とした設計・計算により示した。さらに、この事を実験的にも検証するために、(フラッタ速度が最大になるように) 最適化した繊維方向を持つ複合材ビームを桁とするフラッタ模型とそうでない繊維方向を持つ模型の2種類を設計・製作し、風洞試験によって、実験的に

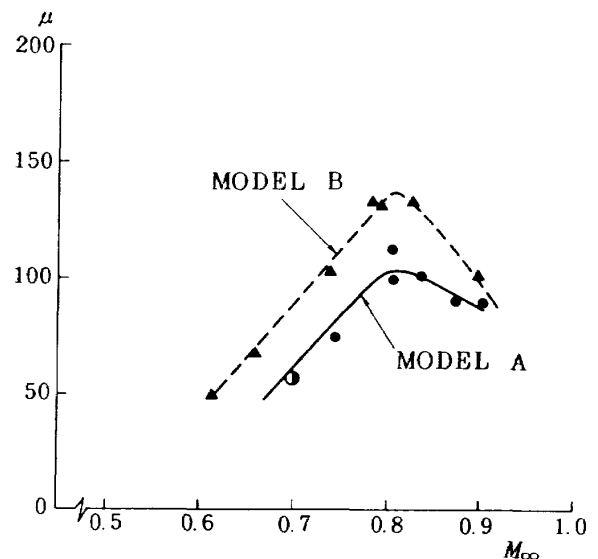


図13 フラッタ発生点における質量比の値

も繊維方向最適化によって、大きなフラッタ速度の増加（今回の模型に関して、約60%のフラッタ速度増）が達成されることが示された。

本文でも述べているように、今回の研究の目的は、あくまでも、空力弾性テーラリングにおいて、繊維方向を最適化することの重要性と、その最適化の手法として、Sequential Simplex Methodが有効であることを、示すことにあって、空力弾性テーラリングのための最適設計手法の最終的な姿を示すことではない点を指摘しておきたい。空力弾性テーラリングの最適設計ソフトとしては、文献10にも指摘されているように、静強度、フラッタ/ダイバーゼンス、静的空力弾性変形、エルロン・リバーサル等の多拘束条件下での、最小重量設計を行い得るものでなければならない。このような最適設計法を構築する上で、今回指摘したような繊維方向最適化のアルゴリズムが有効に取り込まれる必要がある。

#### 謝 辞

本研究を実施するに当たり、日本航空機開発協会の平岡康一氏には、次期民間輸送機の基本形態主翼に関する平面形、翼型および慣性質量等のデータを提供していただいた。また、川崎重工業(株)、岐阜工場の三戸成也、政技英雄、米本浩一の各氏には、模型の製作に関して御協力いただいた。これらの諸氏に感謝する。

当所、機体第一部の石川隆司、中道二郎の両技官には、本研究の全般にわたって、助言・協力を得た、さらに、同部の藤田久夫技官には、振動試験装置の開発について協力を得た。

#### 参 考 文 献

- 1) Shirk, M.H., Hertz, T.J., and Weisshaar, T.A., "A Survey of Aeroelastic Tailoring Theory, Practice, Promise," AIAA-84-0982-CP, AIAA/ASME/ASCE/AHS 25th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May 14-16 1984, Palm Springs, California.
- 2) 磯貝紘二, "空力弾性テーラリングについて," 第21回飛行機シンポジウム講演集, 昭和58年11月, pp.32~33.
- 3) 磯貝紘二, 大竹邦彦, 中道二郎, 野口義男, "後退翼の遷音速フラッタ特性に与える空力弾性テーラリングの効果について, その1," 第25回構造強度に関する講演会前刷集, 1982年7月.
- 4) 磯貝紘二, 江尻 宏, 菊池孝男, 中道二郎, 野口義男, 森田甫之, "複合材平板を芯材にした後退翼フラッタ模型の遷音速フラッタ試験(空力弾性テーラリング効果の検討)," NAL-TR-827, 航空宇宙技術研究所報告, 1984年8月.
- 5) 江尻 宏, 中道二郎, 菊池孝男, 峰岸正勝, "高アスペクト比翼のフラッタ特性に与える複合材桁の繊維方向の効果について," 航空宇宙技術研究所報告(投稿中), または, 第28回構造強度に関する講演会講演集, 昭和61年7月, pp.286~289.
- 6) Spendley, W., Hext, G.R., and Himsworth, F.R., "Sequential Applications of Simplex Designs on Optimization and Evolutionary Operation," Technometrics, Vol.4, 1962, pp.441~461.
- 7) Beveridge, G.S.G., and Schechter, R.S., "Optimization: Theory and Practice," Chemical Engineering Series, McGraw-Hill Book Company, 1970.
- 8) Austin, F., Hadcock, R., Hutchings, D., Sharp, D., Tang, S., and Waters, C., "Aeroelastic Tailoring of Advanced Composite Lifting Surfaces in Preliminary Design," 17th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May 1976, pp.69~79.
- 9) Albano, E., and Rodden, W.P., "A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows," AIAA Journal Vol. 7, Feb. 1969, pp.279~285.
- 10) Lansing, W., Lerner, E. and Taylor, R.F., "Applications of Structural Optimization for Strength and Aeroelastic Design Requirements," AGARD-R-664, Sep. 1977.

既 刊 報 告

- |         |  |                |                                   |
|---------|--|----------------|-----------------------------------|
| TR-920  | 非圧縮2次元翼の層流制御設計法(その2)<br>— LFC設計概念の数値研究 —<br><b>A Design Method for Laminar Flow Control of Two-Dimensional Airfoils in Incompressible Flow</b><br>— Numerical study of LFC design concepts — | 1986年11月       | 石田洋治                              |
| TR-921  | 三次元煙風洞試験による車両のまわりの吹き上げ分布の推定<br><b>Estimation of Up-Wash Distribution Around an Automobile by Three-Dimensional Smoke Wind Tunnel Test</b>  | 1986年12月       | 穂積弘毅                              |
| TR-922T | <b>The wear process During the "Running-In" of Steel in Lubricated Sliding.</b>  | February, 1987 | Mineo SUZUKI, K.C. Ludema         |
| TR-923  | 光ファイバピクアップ式タービンフローメータ<br><b>Turbine Flow Meter with Optical Fiber Pic-up</b>   | 1987年2月        | 松田幸雄, 遠藤征紀                        |
| TR-924  | 三次元空気取入口まわりの遷音速ポテンシャル流れの数値計算<br><b>Numerical Computation of Transonic Potential Flow about Three-Dimensional Inlets</b>  | 1987年3月        | 中村 孝                              |
| TR-925T | <b>FDM-FEM Zoral Method for Viscous Flow Computations Over Multiple-Bodies</b>   | March, 1987    | Kazuhiro Nakahashi, Sigeru Ohashi |
| TR-926T | <b>Null-Collision Monte Carlo Method</b>   | March, 1987    | Katuhisa Koura                    |
| TR-927  | AE法によるボロン繊維強化アルミニウム複合材料の破壊様式の研究<br><b>A Fracture Modes Research of Boron Aluminum Composite Materials by Acoustic Emission (AE)</b>  | 1987年3月        | 祖父江 靖, 小河昭紀                       |
| TR-928  | STOL実験機の操縦系統機能試験の計測<br><b>The measurement in the Functional Mock-up test of the NAL STOL aircraft control system</b>   | 1987年4月        | 多田 章, 小川敏雄<br>大和裕幸, 内田忠夫<br>岡田典秋  |
| TR-929  | 半截模型用突風発生装置の設計製作とその特性<br><b>Design construction and performance of a gust generating device for a half model test in the 6.5m x 5.5m low speed wind tunnel</b>                               | 1987年4月        | 鈴木誠三, 外立政隆<br>室田勝一, 萱場重男<br>菊池孝男  |

---

航空宇宙技術研究所報告930号

昭和62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東町7-44-1  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

