後退翼多区間箱型梁に生じる偏差応力*

Deviation Stresses in Swept-back Box-beams

内 藤 子 生**
Yasuo NAITO

Abstract

Stresses in the swept-back box-beam subjected to the transverse load are analysed in the method similar to that of the author's foregoing paper, in which the multi-bayed unswept box-beam is easily analysed by considering the deviation stress from that of engineering beam theory. In the swept-back box-beam, it is found at first that the engineering beam theory must be modified, and stresses are divided into stresses of modified engineering beam theory and of deviation. The deviation stress equations for swept-back box-beam are derived and whole equations are easily solved by successive approximation as the unswept box.

Due to the fact that the first approximation of these deviation stress equations approximates well to the rigorous solution, it is clear also in the swept-back box-beam that the design of the optimum size of structural components is directly evaluated in satisfactory accuracy by considering the first approximation.

Effect of the carry-through is similarly treated.

まえがき

後退翼構造の応力解析は実機への採用と同様にその研究が遅れた。1947年のLEVYの研究が最初のものであるが²⁾、その解法は複雑であり¹⁰⁾、小骨を気流方向と仮定していた。1951年のLANG-BISPLINGHOFFの研究も⁴⁾、後桁付根から前桁へ直角に走る小骨を仮定して構造実態に即せず、複雑な解法であった。

後退翼構造を実態に即して応力解析するには、まず理想化して4隅に軸材のある箱型梁を考え、小骨も1枚だけとした単区間後退翼梁を“基本構造モデル¹³⁾”として研究すれば、適切な基礎解を得たであろう。

それを複区間梁へ拡張し、ついで多区間梁へと段階的に研究すれば、単に応力解析するだけに止まらず、後退翼構造に共通する普遍特性を解明でき、軽量構造の案画に適用できる成果をも得たであろう。

最近では電算機を用いた綿密な研究もあるが¹²⁾、直線翼梁、後退翼梁の問題を実際上、著者が自ら解くことになった経緯を考えると^{11), 6), 11)}、上記3段階のどれかが欠けていた。それで本論文は応力に関する普遍特性

を段階順に述べ、胴体支持の場合へも論及する。

1. 後退翼単区間箱型梁

後退翼梁の各板材の剪断性は一樣に G であるとして解を求める。上下外板の台形パネルの剪断剛性³⁾は座屈により特異性を示すが⁹⁾、各板材の有効剪断剛性を考えて有効板厚を用いれば、諸式を適用できる。

1.1 力の釣合い条件 後退翼箱型梁に関する記号を第1図のように定める。上述を考え簡潔化して台形パネルは全領域が一樣剪断場であると仮定する。

翼幅方向の力の釣合い式は $0 < x < l$ の間では直線翼箱型梁と同様だが、 $l < x < L$ の範囲でやや異なる。第1図を DE 線で切断して考えると、DC に作用する力には、DF に沿う剪断力に相当する分力が含まれており、翼幅方向の力の釣合いに影響を及ぼす。

その諸式は次のよう1次不静定になり、文献(13)の直線翼単区間箱型梁の式に似ているが、 Q_1, Q_2 が L を含むに対し、 Q_3, Q_4 が l を含む点で異なる。

$$\left. \begin{aligned} p &= q - \frac{R}{a} \\ s &= t = \left(-q + \frac{\alpha R}{b a} \right) \\ Q_1 &= -Q_2 = \left(2q - \frac{R}{a} - \frac{\alpha R}{b a} \right) L \\ Q_3 &= -Q_4 = \left(2p - \frac{\alpha R}{b a} \right) l \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

第1図 後退翼単区間箱型梁

*昭和49年10月15日原稿受理

**東海大学工学部航空宇宙学科

自由端における前後桁の剪断流方向の変位を δ_F , δ_R とし, 上下外板の変位を δ_U, δ_L とすると, 自由端小骨の面内剪断が無限度のとき, その振れ角 θ は,

$$\frac{\delta_F + \delta_R}{b} = \theta = \frac{\delta_U + \delta_L}{a} \quad (1.2)$$

上式を力の項で表わせば, 不足の式を補ない得て応力解析でき, ついで振れ中心をも求め得る.

1.2 変位条件式の計算 本論文では全変位 δ は, 曲げ撓み δ' と, 剪断撓み δ'' との和であるとする.

$$\delta = \delta' + \delta'' \quad (1.3)$$

δ' を力の項で表わすには文献(18)の式(1.4)が有用であり, 同文献の式(6.3)に似た次式が得られる.

$$\frac{\delta_F + \delta_R}{b} = \frac{1}{b} \left[\frac{L^2}{3Ea} \left(\frac{Q_1}{B_1} - \frac{Q_2}{B_2} \right) + \frac{pL}{Gt_F} + \frac{l^2}{3Ea} \left(\frac{Q_3}{B_3} - \frac{Q_4}{B_4} \right) + \frac{ql}{Gt_R} \right] \quad (1.5)$$

δ_U, δ_L を求めるには, 一樣剪断場の仮定により軸内力が直線的に変化しているのので, δ' には L^2 と l^2 とが組合わさり, δ'' には $(L+l)/2$ が含まれる.

$$\frac{\delta_U + \delta_L}{a} = \frac{1}{a} \left[\frac{1}{3Eb} \left(\frac{Q_2 L^2}{B_2} - \frac{Q_3 l^2}{B_3} \right) + \frac{L+l}{2} \frac{s}{Gt_U} + \frac{1}{3Eb} \left(\frac{Q_4 l^2}{B_4} - \frac{Q_1 L^2}{B_1} \right) + \frac{L+l}{2} \frac{t}{Gt_L} \right] \quad (1.6)$$

よって θ は式(1.1)を用い次のよう2様に表わせる.

$$\begin{aligned} \theta &= \frac{1}{3Eab} \left(\frac{L^3}{B_1} + \frac{L^3}{B_2} + \frac{l^3}{B_3} + \frac{l^3}{B_4} \right) \frac{Q_3}{l} - \left(\frac{1}{B_1} + \frac{1}{B_2} \right) \frac{RL^3}{a} \} \\ &\quad + \frac{1}{Gab} \left(\frac{L}{t_F} + \frac{l}{t_R} \right) a q - \frac{LR}{t_F a} \} \\ &= -\frac{1}{3Eab} \left(\frac{L^3}{B_1} + \frac{L^3}{B_2} + \frac{l^3}{B_3} + \frac{l^3}{B_4} \right) \frac{Q_3}{l} \\ &\quad - \left(\frac{1}{B_1} + \frac{1}{B_2} \right) \frac{RL^3}{a} + \frac{1}{Gab} \left\{ \left(\frac{1}{t_U} + \frac{1}{t_L} \right) \frac{L+l}{2} \right. \\ &\quad \left. \left(-q + \frac{\alpha R}{b} \right) b \right\} \end{aligned} \quad (1.7)$$

上式により, 下記が後退翼梁での必然的因子と判る.

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{1}{B'} &= \frac{1}{B_1} + \frac{1}{B_2}; \quad \frac{1}{B''} = \frac{1}{B_3} + \frac{1}{B_4}; \quad \frac{1}{B} = \frac{1}{B'} + \frac{l^3}{L^3 B''} \\ m_2 &= \frac{L+l}{2L} \left(\frac{1}{t_U} + \frac{1}{t_L} \right) b; \quad n_2 = \left(\frac{1}{t_F} + \frac{l}{L} \frac{1}{t_R} \right) a \end{aligned} \right\} \quad (1.8)$$

本論文では軸力を未知量として扱う. 式(1.1)より,

$$2q = \frac{Q_3}{l} + \frac{\alpha R}{b} \frac{R}{a} \quad (1.9)$$

以上を式(1.7)に代入し Q_3 について整理すると,

$$\begin{aligned} \frac{2ab\theta}{L} &= \frac{Q_3}{IG} \left[\frac{2GL^2}{3EB} + n_2 \right] + \frac{R}{G} \left\{ -\frac{2GL^2}{3EB'a} + n_2 \frac{\alpha}{ab} - \frac{2}{t_F} \right\} \\ &= -\frac{Q_3}{IG} \left[\frac{2GL^2}{3EB} + m_2 \right] + \frac{R}{G} \left\{ +\frac{2GL^2}{3EB'a} + m_2 \frac{\alpha}{ab} \right\} \end{aligned}$$

(1.10)

上式も直線翼の式に似るが, Q_3 の分母に l を含む.

1.3 未知量の算定 式(1.10)より θ を除いて考えれば, 未知量 Q_3 を求める式が得られる.

$$\begin{aligned} Q_3 &\left\{ \frac{4GL^2}{3EB} + m_2 + n_2 \right\} \\ &= \left\{ \frac{4GL^2}{3EB'} + (m_2 - n_2) \frac{\alpha}{b} \right. \\ &\quad \left. + \frac{2a}{t_F} \right\} \frac{RL}{a} \end{aligned} \quad (1.11)$$

ここで直線翼の拘束項 ψ , 偏心項 ζ に対応する項として次式を定義する

$$\left. \begin{aligned} \psi_2 &= \frac{4GL^2}{3EB} + m_2 + n_2 \\ \zeta_2 &= \frac{\alpha}{b} (m_2 - n_2) - \frac{B}{B'} (m_2 + n_2) + \frac{2a}{t_F} \end{aligned} \right\} \quad (1.12)$$

すると未知量 Q_3 が簡潔な形で求まる. 式(1.1)に代入し, 他の未知量をも求め, 一括して次に示す.

$$\left. \begin{aligned} -Q_1 &= Q_2 = \frac{l^3}{L^3 B''} \frac{B}{a} \frac{RL}{a} - \frac{\zeta_2}{\psi_2} \frac{RL}{a} \\ Q_3 &= -Q_4 = \frac{B}{B'} \frac{RL}{a} + \frac{\zeta_2}{\psi_2} \frac{RL}{a} \\ p &= \left(-1 + \frac{\alpha}{2b} + \frac{B}{2B'} \right) \frac{R}{a} + \frac{\zeta_2}{2\psi_2} \frac{R}{a} \\ q &= \left(\frac{\alpha}{2b} + \frac{B}{2B'} \right) \frac{R}{a} + \frac{\zeta_2}{2\psi_2} \frac{R}{a} \\ s &= t = \left(\frac{\alpha}{2b} - \frac{B}{2B'} \right) \frac{R}{a} - \frac{\zeta_2}{2\psi_2} \frac{R}{a} \end{aligned} \right\} \quad (1.13)$$

直線翼箱型梁の解と比較し Q_1, Q_2, Q_3, Q_4 の第1項が相違しているが, 他は形式的に類似している.

1.4 修正弾性軸法 弾性軸法という負荷配分法は直線翼梁の解を $G=\infty$ としたものなので, 後退翼梁でも $G=\infty$ としてみよう. $\psi_2=\infty$ となり式(1.13)は第1項のみになるので, 前後桁への負荷比率は,

$$Q_2 : Q_3 = \frac{l^3}{L^3 B''} : \frac{1}{B'} = B' : \left(\frac{L}{l} \right)^3 B'' \quad (1.14)$$

いま前後桁の慣性モーメントを I_F, I_R で表わすと, 文献(13)の式(1.8)により次式が成立つ.

$$I_F = a^2 B'; \quad I_R = a^2 B'' \quad (1.15)$$

よって前後桁への負荷比率は次のようにも書ける.

$$Q_2 : Q_3 = I_F : \left(\frac{L}{l} \right)^3 I_R \quad (1.16)$$

上式によると, 後退翼の場合には, その負荷比率は弾性軸法のままでなく, $(L/l)^3$ を乗じて修正された値になる. この新しい配分法を修正弾性軸法と呼ぼう.

修正弾性軸法によると $I_F = I_R$ であっても $(L/l)^3$ が乗ぜられるので後桁への負荷が大になり, 荷重集中を生じる. 後桁への荷重集中のメカニズムが上述に

より始めて鮮明化された⁶⁾。

1.5 振り中心 振れ角 θ は式 (1.10) で与えられており、式 (1.13) の Q_3 を代入して計算できる。

$$\theta = \frac{m^2}{2abG} \left\{ \left(\frac{\alpha}{b} - \frac{B}{B'} \right) - \left(\frac{\xi^2}{m^2} + \frac{\xi_2 m_2 - n_2}{\phi_2 2m_2} \right) \right\} \frac{RL}{a} \quad (1.17)$$

$\theta=0$ とおけば振れを生じない着力点 α_L 、つまり振り中心が得られ、直線翼の式¹³⁾と同じ形を得る。

$$\left(\frac{\alpha_L}{b} - \frac{B}{B'} \right) = 2 \frac{\phi_2 + m_2 - n_2}{\phi_2(m_2 + n_2) - (m_2 - n_2)^2} \left\{ \frac{a}{l_F} - n_2 \frac{B}{B'} \right\} \quad (1.18)$$

ここで式 (1.8), (1.15) を用いて右边を変形すると、

$$\begin{aligned} \left(\frac{\alpha_L}{b} - \frac{B}{B'} \right) &= \frac{\phi_2 + m_2 - n_2}{\phi_2(m_2 + n_2) - (m_2 - n_2)^2} \\ &\times \frac{2a}{I_F + \left(\frac{L}{l} \right)^3 I_R} \left\{ \frac{I_F}{l_F} - \left(\frac{L}{l} \right)^2 \frac{I_R}{t_R} \right\} \quad (1.19) \end{aligned}$$

この式も直線翼の場合の式 (7.9) に似ているが、 I_R の項に $(L/l)^3, (L/l)^2$ を含む点が特に注目される。

上式の左辺の B/B' は修正弾性軸の位置を意味し、右辺の末項は一般の後退翼において負の値になる。よって後退翼梁の振り中心は、修正弾性軸の位置と比較すると前方にズレることになる。直線翼の場合に後方へズレるのは、弾性軸の位置と比較してである。

この振り中心はフラッター問題との関連が深いが、その位置を明記した文献は見出し難いようである。

2. 後退翼複区間箱型梁

2.1 歪みエネルギー 自由端に外力 R と M_1 , M_2 のモーメントが作用する複区間梁を考え、多区間後退翼梁への準備を兼ねる。第2図のような簡潔な記号を用い、例えば第3軸材の $x_1=L_1$, $x_2=L_2$ での軸内力を P_3, Q_3 で、中間点では P_{3x}, Q_{3x} で表わす。

$$\begin{aligned} U = & \frac{1}{2E} \int_0^{L_1} \left(\frac{P_1^2}{A_1} + \frac{P_2^2}{A_2} + \frac{P_3^2}{A_3} + \frac{P_4^2}{A_4} \right) dx_1 + \frac{1}{2G} \int_0^{L_1} \left(\frac{p_1^2 a}{t_{F1}} + \frac{q_1^2 a}{t_{R1}} + \frac{s_1^2 b}{t_{U1}} + \frac{t_1^2 b}{t_{L1}} \right) dx_1 \\ & + \frac{1}{2E} \int_0^{L_2} \left(\frac{Q_1^2}{B_1} + \frac{Q_2^2}{B_2} \right) dx_2 + \frac{1}{2E} \int_0^{L_2} \left(\frac{Q_3^2}{B_3} + \frac{Q_4^2}{B_4} \right) dx_2 + \frac{1}{2G} \int_0^{L_2} \frac{p_1^2 a}{t_{F2}} dx_2 + \frac{1}{2G} \int_0^{L_2} \frac{q_2^2 a}{t_{R2}} dx_2 \\ & + \frac{1}{2G} \int_0^{L_2} \left(\frac{s_2^2 b}{t_{U2}} + \frac{t_2^2 b}{t_{L2}} \right) dx_2 + \frac{1}{2} \times \frac{1}{2G} \int_{L_1}^{L_2} \left(\frac{s_2^2 b}{t_{U2}} + \frac{t_2^2 b}{t_{L2}} \right) dx_2 + \frac{1}{2G} \int_0^b \frac{p_4^2 a}{t_4} dy \quad (2.3) \end{aligned}$$

直線翼の第1区間では一挙に積分できるが、後退翼の第2区間では前後桁の長さの相違で区別し、また上下外板は $x_2=l_2$ で2分して積分する。その付根側は3角形なので、積分項に対し $1/2$ を乗じてある。

2.2 連立方程式 各部材の内力は、後桁の剪断流 q_1, q_2 を未知量として式 (1.3), (2.2) などと表わせるので、次の歪みエネルギー最小条件式を計算できる。

第2図 後退翼複区間問題梁

自由端小骨の面内剪断剛性は無限大とするが、中間小骨は板厚を t_4 とし、剛性の影響を考慮してみる。

中間小骨の剪断流については次式が成立つ。

$$p_4 = q_4 = -s_4 = -t_4 = q_1 - q_2 \quad (2.1)$$

その他の内力は式 (1.1) に類似し例えば次式が成立つ。

$$Q_3 = \left(2q_2 - \frac{\alpha R}{b a} \right) l + \left(2q_1 - \frac{\alpha R}{b a} \right) L_1 + \frac{M_2}{a} \quad (2.2)$$

本章では歪みエネルギー U を用いて解析を簡潔化する。

$$\frac{\partial U}{\partial q_1} = 0 : \frac{\partial U}{\partial q_2} = 0 \quad (2.4)$$

この連立方程式を解くとき、本論文は軸力を未知量とする。それで式 (1.9) に類似の置換を行なう。

なお直線翼第1区間に対し下記の記号を定め、また後退翼の第2区間では前節の式 (1.8) を用いる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{A'} &= \frac{1}{A_1} + \frac{1}{A_2}; \frac{1}{A''} = \frac{1}{A_3} + \frac{1}{A_4}; \frac{1}{A} = \frac{1}{A'} + \frac{1}{A''} \\ m &= \left(\frac{1}{t_V} + \frac{1}{t_L} \right) b; n = \left(\frac{1}{t_F} + \frac{1}{t_R} \right) a \end{aligned} \right\} \quad (2.5)$$

以上より連立方程式(2.4)から次式を導き得る。

$$\begin{aligned} P_3 & \left[\frac{4GL_1^2}{3EA} - \frac{2G}{E} L_1 L_2 \left(\frac{1}{B'} + \frac{l_2^2}{L_2^2 B''} \right) \frac{L_2}{l_2^2} + \frac{4G}{E} L_1 L_2 \left(\frac{1}{B'} + \frac{l_2}{L_2 B''} \right) + (m_1 + n_1) + \left(\frac{1}{L_1} + \frac{1}{l_2} \right) \frac{ab}{t_4} \right] \\ & + Q_3 \left[+ \frac{2G}{E} L_1 L_2 \left(\frac{1}{B'} + \frac{l_2^2}{L_2^2 B''} \right) \frac{L_2}{l_2^2} - \frac{1}{l_2} \frac{ab}{t_4} \right] = \frac{RL}{a} \left[\frac{4GL_1^2}{3EA'} + \frac{2G}{E} \frac{L_2^2}{B'} + \frac{4G}{E} \frac{L_1 L_2}{B'} + (m_1 - n_1) \frac{\alpha}{b} \right. \\ & \left. + \frac{2a}{t_{F1}} \right] + \frac{M_1 + M_2}{a} \frac{4GL_1 L_2}{E B'} + \frac{2G}{E} \frac{L_1^2}{a} \left(\frac{M_1}{A'} - \frac{M_2}{A''} \right) + \frac{M_2}{a} \left\{ \frac{4GL_1^2}{3EA} + m_1 + n_1 \right\} + \frac{M_2}{a} \frac{1}{L_1} \frac{ab}{t_4} \end{aligned} \quad (2.6)$$

$$\begin{aligned} P_3 & \left[-\phi_2 + \frac{2G}{E} L_2 l_2 \left(\frac{1}{B'} + \frac{l_2^2}{L_2^2 B''} \right) - \left(\frac{1}{L_1} + \frac{1}{l_2} \right) \frac{ab}{t_4} \right] + Q_3 \left[\phi_2 + \frac{1}{L_2} \frac{ab}{t_4} \right] \\ & = \frac{Rl_2}{a} \left[\frac{4GL_2^2}{3EB'} + \frac{2G}{E} \frac{L_1 L_2}{B'} + (m_2 - n_2) \frac{\alpha}{b} + \frac{2a}{t_{F2}} \right] + \frac{M_1 + M_2}{a} \frac{2GL_2 l_2}{E B'} - \frac{M_2}{a} \frac{l_2}{L_1 L_2} \frac{ab}{t_4} \end{aligned} \quad (2.7)$$

いま式(2.7)で M_1, M_2 と P_3 とを0とおくと、式(1.11)に一致し、単区間後退翼箱型梁の式になる。

また式(2.6)の B', B'' と t_4 を無限大において右方区間を固定壁にし、 M_1, M_2 も0におくと文献(13)の式(6.10)に一致し直線翼単区間梁の式になる。

つまり上式は単区間梁の式と適切な関連にある。

2.3 複区間梁の応力特性 下記の諸元を想定して式(2.6), (2.7)を数値計算し、軸材内力に及ぼす中間小骨位置の影響を調べる。中間小骨の厚さは側板と同じく1.6 mm とする。

$$\left. \begin{aligned} \text{梁の高さ} &= 320 \text{ mm}; \text{梁の幅} = 1,000 \text{ mm} \\ \text{軸材断面積} &= 1,000 \text{ mm}^2; L_2 = l_2 + 0.5b \\ \text{側板の厚さ} &= 1.6 \text{ mm}; \text{外板の厚さ} = 1.0 \text{ mm} \\ \text{自由端小骨の線上で} &\alpha = b \text{ の位置に負荷する。} \\ E &= 7,000 \text{ kg/mm}^2; G = 2,100 \text{ kg/mm}^2 \end{aligned} \right\} \quad (2.9)$$

第1表 負荷点位置による部材内力比率の変化

l_2/b	$P_1/RL_1/a$	$Q_3/R(L_1+l_2)/a$	ap_4/R
1.0	(0.578)	0.890 (0.790)	(0.217)
0.5	0.743 (0.642)	0.860 (0.772)	0.120 (0.262)
0.1	0.796 (0.700)	0.820 (0.728)	0.126 (0.220)
0	0.800 (0.714)	0.800 (0.714)	0.150 (0.288)
弾性軸法	0.500	0.500	

(注) 括弧内は $L_1+l_2=2b$; 括弧外は $L_1+l_2=b$ 。

第1表が計算の結果で、梁が長い $L+l_2=2b$ の場合

*式(1.17)を考えて後退翼の振り剛性試験の結果を検討してみると、材料の値 $G=2,800 \text{ kg/mm}^2$ より遥かに小さい値 $G=2,100 \text{ kg/mm}^2$ を得る。注意を要する。

と、梁が短い $L_1+l_2=b$ の場合とを示してある。

同表によれば、第1に付根区間 l_2 が一定でも外方区間 L_1 が変わると P_3, Q_3 の比率値が、たとえば括弧外から括弧内の値へ変わってしまう。

つまり中間小骨の外方の直線翼区間と内方の後退翼区間とは、相互に干渉し合う所がで、個々独立させて分離的に扱う考え方は妥当でないことが判る。

WEHLE~LANSING の3本桁後退翼の論文は⁵⁾、元来マトリックス解法を述べたものと思うが、中間小骨位置での軸力配分値を弾性軸法の値としており、上述の干渉特性に関し誤解を招き易いものだった。その時期に文献(6)~(8)を作成し、干渉特性を鮮明にした。

第2に、自由端小骨の位置を一定に保ち、中間小骨を後桁付根へ近づけ (l_2 を小にす) ると、 Q_3 が減少する。よって後桁付根部に小骨を仮定した計算⁴⁾は危険側になる恐れがあり実態に即すのが望ましい。なお後退角変化の影響については、たとえば式(1.16)など、本論文は $L_2:l_2$ を含む式で一般化して示したが、文献(10)では具体例を考え図示している。

第2表 小骨の剛性による部材内力比率の変化

$t_4 \text{ mm}$	$P_1/RL_1/a$	$Q_3/R(L_1+l_2)/a$	ap_4/R
0.4	0.810	0.821	0.109
1.6	0.792	0.808	0.151
8.0	0.763	0.793	0.171

(註) $L_1=b, l_2=0.1b$ のとき。

第2表は以上とは別の計算で、中間小骨の剛性の影響を調べた数表である。その影響が大きく算出される場合を選び $L_1=b, l_2=0.1b$ とし、また小骨の板厚には極端な値 0.4 mm, 8.0 mm を含めてある。

しかし P_3, Q_3 への影響は小さく、 p_4 への影響も

第3図 多区間箱型梁とその記号

大でないから、実際問題 ($t_i \neq t_F$) では、小骨の剛性の影響は無視し得ることになる。

これは文献(14)で小骨の剛性は無限大とし得ると述べたのに似る。以下 $t_i = \infty$ として簡潔化しよう。

3. 後退翼多区間箱型梁

3.1 直線翼区間の偏差力方程式 梁に生じる内力を2分し、いわゆる弾性軸法による値と、偏差内力との和を考えると、文献(14)により偏差力方程式を導き得て、その応力特性をも鮮明に説明できた。

第3図の後退翼多区間梁に対しても、外方区間へはその偏差力方程式を適用できる。 i 番小骨に作用するものは、それより外側の外力を集めた合力 R_i と、同様に集めたモーメント M_i である。同位置の第3軸材の内力を p_{3i} とすると、同軸材の偏差内力 D_i は次式で定義される。記号 A, A' は式(2.5)と同じ。

$$P_{3i} = \frac{A_i M_i}{A_i a} + D_i \quad (3.1)$$

偏差力方程式は相隣る3コの小骨位置での D_{i-1} , D_i , D_{i+1} の間に成立つ次の条件式で示される。

$$\begin{aligned} D_{i-1} \left\{ -\frac{\phi_i}{L_i} \right\} + D_i \left\{ \frac{\psi_i}{L_i} + \frac{\psi_{i+1}}{L_{i+1}} \right\} + D_{i+1} \left\{ -\frac{\phi_{i+1}}{L_{i+1}} \right\} \\ = \frac{R_{i-1} \zeta_i}{a} - \frac{R_i \zeta_{i+1}}{a} + \frac{M_{i-1} \phi_i}{a L_i} \chi_i - \frac{M_i \psi_{i+1}}{a L_{i+1}} \chi_{i+1} \end{aligned} \quad (3.2)$$

ただし ϕ_i, ζ_i は式(1.12), ϕ_i, χ_i は下記とする。

$$\left. \begin{aligned} \phi_i &= -\frac{2GL_i^2}{3EA_i} + (m_i + n_i) \\ \chi_i &= \frac{A_{i-1}}{A_{i-1}'} - \frac{A_i}{A_i'} \end{aligned} \right\} \quad (3.3)$$

3.2 後退翼付根の偏差力方程式 前節の偏差力方程式(3.2)を通用できるのは、例えば第4(a)図で第3, 4複区間までなので、第4, 5複区間に適用できる偏差力方程式を式(2.6), (2.7)から導こう。

第3図の自由端小骨の外方に区間長 L_0 の直線翼区間を仮想し、仮想外端へ同図の R が作用して M_1 , M_2 を生じると考える。仮想区間の4本の軸材面積を K_1, K_2, K_3, K_4 とし、式(2.5)と同様な次式を考える。

$$\frac{1}{K'} = \frac{1}{K_1} + \frac{1}{K_2}; \quad \frac{1}{K''} = \frac{1}{K_3} + \frac{1}{K_4}; \quad \frac{1}{K} = \frac{1}{K'} + \frac{1}{K''} \quad (3.4)$$

以上の想定により第3図の第2, 3軸材の自由端の内力 P_{20} , P_{30} を式(3.1)に似せて次式で表わす。

$$\left. \begin{aligned} P_{20} &\equiv \frac{M_1}{a} = \frac{K}{K''} \frac{RL_0}{a} - D_0; \\ P_{30} &\equiv \frac{M_2}{a} = \frac{K}{K'} \frac{RL_0}{a} + D_0 \end{aligned} \right\} \quad (3.5)$$

同様に第3軸材に関し D_1, D_2 を次式で定義する。

$$\left. \begin{aligned} P_3 &= \frac{A}{A'} \frac{R(L_0 + L_1)}{a} + D_1 \\ Q_3 &= \frac{B}{B'} \frac{R(L_0 + L_1 + L_2)}{a} + D_2 \end{aligned} \right\} \quad (3.6)$$

上述の D_1 は式(2.5)に関連の弾性軸法で、 D_2 は式(1.8)に関連の修正弾性軸法で定義されている。さらに式(3.3)の伝達項 (transfer term) ϕ_i に対応して、後退翼区間では次のように定義する。

$$\phi_2 = \frac{4GL_2^2}{3EB} - \frac{2G}{E} L_2 l_2 \left(\frac{1}{B'} + \frac{l_2^2}{L_2^2 B''} \right) + (m_2 + n_2) \quad (3.7)$$

以上を式(2.6), (2.7)に代入し $t_i = \infty$ とおくと、

第4図 後退翼区間箱型梁の内力分布

両式の差および式(2.7)により次式が得られる。

$$D_0 \left[-\frac{\phi_1}{L_1} \right] + D_1 \left[\frac{\phi_1}{L_1} + \frac{\phi_2}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right)^2 - \frac{4G}{E} \frac{L_2}{B'} \left(\frac{L_2}{l_2} - L \right) \right] + D_2 \left[-\frac{\phi_2}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right)^2 \right] = \frac{R}{a} \left[\zeta_1 - \zeta_2 \left(\frac{L_2}{l_2} \right) - \frac{2G}{E} \frac{B}{B'} l_2^2 \left(1 - \frac{l_2}{L_2} \right) \right. \\ \left. + L_0 \frac{\phi_1}{L_1} \left(\frac{K}{K'} - \frac{A}{A'} \right) - (L_0 + L_1) \left\{ \frac{\phi_2}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right)^2 \left(\frac{A}{A'} - \frac{B}{B'} \right) + \frac{2GL_2}{EB'} \left(\frac{L_2}{l_2} - 1 \right) \left(2 \frac{A}{A'} + \frac{l_2^2}{L_2^2} \frac{B}{B'} \right) \right\} \right] \quad (3.8)$$

$$D_1 \left[-\frac{\phi_2}{L_2} \right] + D_2 \left[+\frac{\phi_2}{L_2} \right] = \frac{R}{a} \left[\zeta_2 \left(\frac{l_2}{L_2} \right) + \frac{L_0 + L_1}{L_2} \left\{ \frac{A}{A'} \phi_2 - \frac{B}{B'} \left(\phi_2 - \frac{2G}{EB'} L_2 l_2 \right) \right\} \right] \quad (3.9)$$

かくして後退翼付根の偏差力方程式が得られた。

ここで $L_2 = l_2$ とおくと、式(3.8)が式(3.2)に、また式(3.9)が式(3.2)の固定端の式(右方区間の部材寸度を無限大にし ϕ_{i+1}, ϕ_{i+1} を0とおく)に一致する。つまり歪みエネルギー最小条件で求めた上式は、変位条件で求めた式(3.2)と適切な関連にあり、偏差力方程式(3.2)と同様な物理解釈を下してよい。

式(3.8)、(3.9)を式(3.2)と合わせれば後退翼多区間梁を応力解析でき、応力特性をも抽出できよう。

3.3 偏差力方程式の特長 第4図の胴体部分を固定壁と仮定する。想定諸元は第2.3節と同様とし、外力 R は下向きに1番小骨の後桁位置とする。

式(3.8)、(3.9)は添字を簡略化した記号なので、本例に適用するには D_0, D_1, D_2 を D_3, D_4, D_5 と読みかえ、それを計算して下記の第4、5式を得る。他の3式は式(3.2)より得られる。文献(14)を参照。

この第1近似解を求めるとき、初めの3式は対角線項の8が大なので、他を無視して D_1, D_2, D_3 を求め、 D_4, D_5 は第4、5式で $D_3=0$ を仮定した連立方程

式より求めれば、最終解に近く、後述の効果がある。

$$\left. \begin{aligned} +8D_1 - 1.6D_2 &= -2.5R \\ -1.6D_1 + 8D_2 - 1.6D_3 &= 0 \\ -1.6D_2 + 8D_3 - 1.6D_4 &= 0 \\ -1.6D_3 + 17.60D_4 - 14.80D_5 &= 57.40R \\ -1.644D_4 + 2.311D_5 &= -7.81R \end{aligned} \right\} \quad (3.10)$$

$$\left. \begin{aligned} D_1 &= -0.313R, D_2 = 0, D_3 = +0.208R \\ D_4 &= +1.039R, D_5 = -2.639R \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

D_4, D_5 の上記近似値との差を $\bar{D}_4, \bar{D}_5$ とおいて連立方程式を書きかえると、以降の逐次近似の計算が容易になる。 D に対し次の最終解を得る。

$$\left. \begin{aligned} D_1 &= \bar{D}_1 = 0.317R, D_2 = \bar{D}_2 = 0.022R, D_3 = +0.209R \\ D_4 &= +1.069R, D_5 = \bar{D}_5 = 2.618R \end{aligned} \right\} \quad (3.12)$$

第4小骨と外方では弾性軸法の値に、第5小骨では修正弾性軸法の値に上記(3.12)の値を加えて第3軸材内力が求まる。ついで他部材内力も計算でき、例えば

第5図 胴体部を含む後退翼梁

前桁の付根内力 Q_2 は次式で求まる。

$$Q_2 = \frac{R}{a}(L_2 + L_3 + L_4 + L_5) - P_3 - (Q_3 - P_3) \frac{L_5}{L_5} \quad (3.13)$$

その結果が第4図で、 Q_3 の値は修正弾性軸法の値と弾性軸法の値との中間値を示している。

さて第1近似解(3.11)は最終解(3.12)に近似し高次不静定解析は必ずしも必要でないことがわかる。後退翼複区間梁を取出して考え、複区間外方の負荷は弾性軸法により配分されたとした計算が、良い近似を与えることを示す。事実そのような計算値が、大規模な実機強度試験の値に合致した。WEHLE~LANSING の論文に関する前述と比較し興味深い。

以上により後退翼の軽量構造において、最適部材寸法を一挙に、かつ高精度で案画できることになった。直線翼に対する方法と似ており、適用性の広い成果である。TURNER らの論文は新しい解析方法を示しているが、このような普遍特性を導いていない⁹⁾。

応力特性を研究すると、構造諸元と応力分布との関連を明白化できる。計算に煩わされず普遍特性を得でき、最適構造を案画できる。単に応力解析し得たのは、研究の歩みの第1歩に過ぎないと主張したい。

4. 胴体支持の影響

4.1 力の釣合い式 以上では固定壁支持を考えてきたが、胴体支持の場合を考えよう。第5(a)図のように、例えば第3軸材の断面積を A_3, B_3, C_3 とし、 $x_1=L_1, x_2=L_2, x_3=L_3$ での軸内力を P_3, Q_3, F_3 で、中間点内力を P_{3x}, Q_{3x}, F_{3x} で表わす。

なお基本的特性を主眼とし、付根力骨は面内の剪断剛性も、フランジの伸縮剛性も無限大と仮定する。

L_1, L_2 区間の力の釣合い式は第3章と同様なので自明として省略する。 L_3 区間のモーメントの釣合い式を得るには、第5(b)図の β, γ が必要になる。

$$\begin{aligned} \beta &= (L_1 + L_2) \sin \Gamma + \alpha \cos \Gamma \\ \gamma &= (L_1 + L_2) \cos \Gamma - \alpha \sin \Gamma \end{aligned} \quad (4.1)$$

また上面外板の剪断力が付根小骨へ作用する力は、第5(c)図の3角形の板の釣合いにより計算できる。

$$\begin{aligned} X_F &= X_R = s_2 b \sin \Gamma \\ Y &= s_2 b \cos 2\Gamma / \cos \Gamma \end{aligned} \quad (4.2)$$

したがって胴体内軸材の翼付根での軸内力 $F_{10}, F_{20}, F_{30}, F_{40}$ には上記の X_F, X_R が加わり、力の釣合い式により次式で表わされる。

$$\begin{aligned} F_{10} &= Q_1 \cos \Gamma + t_2 b \sin \Gamma; \\ F_{20} &= Q_2 \cos \Gamma - s_2 b \sin \Gamma \\ F_{30} &= Q_3 \cos \Gamma - s_2 b \sin \Gamma; \\ F_{40} &= Q_4 \cos \Gamma + t_2 b \sin \Gamma \end{aligned} \quad (4.3)$$

また例えば胴体の後桁部の反力 R_R は下記となる。

$$R_R = + \frac{R}{b} \beta \cos \Gamma + (M_1 + M_2) \frac{\sin 2\Gamma}{2b} \quad (4.4)$$

ここで左右の対称性を考えて諸式を整理すると、

$$\begin{aligned} p_3 &= q_3 = s_3 = t_3 = 0 \\ F_{1x} &= -F_{2x} = \left\{ \left(2q_2 - \frac{R}{a} - \frac{\alpha R}{b a} \right) L_2 + \left(2q_1 - \frac{R}{a} - \frac{\alpha R}{b a} \right) L_1 - \frac{M_2}{a} \right\} \cos \Gamma + \left\{ q_2 - \frac{\alpha R}{b a} \right\} b \sin \Gamma \\ F_{3x} &= -F_{4x} = \left\{ \left(2q_2 - \frac{\alpha R}{b a} \right) L_2 + \left(2q_1 - \frac{\alpha R}{b a} \right) L_1 + \frac{M_2}{a} \right\} \cos \Gamma + \left\{ q_2 - \frac{\alpha R}{b a} \right\} b \sin \Gamma \end{aligned} \quad (4.5)$$

よって未知量は2に止まり、第2章の複区間梁に似る。

4.2 連立方程式 2次不静定の2式を補うため
 L_3 区間の歪みエネルギーを U_c とおく。

$$U_c = \frac{1}{2E_0} \int_0^{L_3} \left(\frac{F_{1x}^2}{C_1} + \frac{F_{2x}^2}{C_2} + \frac{F_{3x}^2}{C_3} + \frac{F_{4x}^2}{C_4} \right) dx \quad (4.6)$$

この場合の歪みエネルギー最小の条件式は、式(2.3)

$$\begin{aligned} D_0 \left[-\frac{\phi_1}{L_1} \right] + D_1 \left[\frac{\phi_1}{L_1} + \frac{\phi_2}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right)^2 - \frac{4GL_2}{EB'} \left(\frac{L_2}{l_2} - 1 \right) + \left(\frac{L_2}{l_2} \right) \frac{\lambda}{L_2} \left(\frac{L_2 - l_2}{2L_2} \right)^2 \right] + D_2 \left[-\frac{\phi_2}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right)^2 - \left(\frac{L_2}{l_2} \right) \frac{\lambda}{L_2} \left(\frac{L_2^2 - l_2^2}{4L_2^2} \right) \right] \\ = \frac{R}{a} \left[\zeta_1 - \zeta_2 \left(\frac{L_2}{l_2} \right) - \frac{2GL_2}{EB'} \frac{B}{B'B''} \left(1 - \frac{l_2}{L_2} \right) + \left(\frac{L_2}{l_2} \right) \vartheta + L_0 \left\{ \frac{\phi_1}{L_1} \left(\frac{K}{K'} - \frac{A}{A'} \right) - \frac{\lambda'}{L_2} \left(\frac{L_2 - l_2}{2L_2} \right) \right\} - (L_0 + L) \left(\frac{\phi_2}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right) \left(\frac{A}{A'} \right) \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{B}{B'} \right) + \frac{2GL_2}{EB'} \left(\frac{L_2}{l_2} - 1 \right) \left(2 \frac{A}{A''} + \frac{l_2^2}{L_2^2} \frac{B}{B''} \right) \right] - (L_0 + L_1) \frac{\lambda}{L_2} \left(\frac{L_2}{l_2} \right)^2 \left\{ \frac{A}{A'} \left(\frac{L_2 - l_2}{2L_2} \right)^2 - \frac{B}{B'} \left(\frac{L_2^2 - l_2^2}{4L_2^2} \right) \right\} \quad (4.8) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D_1 \left[-\frac{\phi_2}{L_2} - \frac{\lambda}{L_2} \left(\frac{L_2^2 - l_2^2}{4L_2^2} \right) \right] + D_2 \left[\frac{\phi_2}{L_2} + \frac{\lambda}{L_2} \left(\frac{L_2 - l_2^2}{2L_2} \right) \right] = \frac{R}{a} \left[\zeta_2 \left(\frac{l_2}{L_2} \right) - \left(\frac{l_2}{L_2} \right) \vartheta' + L_0 \left\{ \frac{\lambda'}{L_2} \left(\frac{l_2}{L_2} \right) \left(\frac{L_2 + l_2}{2L_2} \right) \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{L_0 + L_1}{L_2} \left\{ \frac{A}{A'} \phi_2 - \frac{B}{B'} \left(\phi_2 - \frac{2GL_2}{EB} L_2 l_2 \right) \right\} + (L_0 + L_1) \frac{\lambda}{L_2} \left\{ \frac{A}{A'} \left(\frac{L_2^2 - l_2^2}{4L_2^2} \right) - \frac{B}{B'} \left(\frac{L_2 + l_2}{2L_2} \right) \right\} \right] \quad (4.9) \end{aligned}$$

ただし次のような略記号を追加してある。

$$\left. \begin{aligned} \frac{4GL_2L_3}{EC} \cos^2 \Gamma = \lambda; \quad \frac{4GL_2L_3}{EC'} \cos^2 \Gamma = \lambda' \\ \frac{4GL_2L_3}{EC} \left(\frac{1}{C'} - \frac{1}{C''} \right) \cos^2 \Gamma = \mu \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

$$\left. \begin{aligned} \vartheta = \frac{\alpha}{b} \mu \left(\frac{L_2 - l_2}{2L_2} \right)^2 - \lambda' \left(\frac{L_2 - l_2}{2L_2} \right) \left(\frac{L_1 + L_2}{L_2} \right) \\ + \frac{B}{B'} \lambda \left(\frac{L_2 - l_2}{2L_2} \right)^2 \\ \vartheta' = \frac{\alpha}{b} \mu \left(\frac{L_2^2 - l_2^2}{4L_2^2} \right) - \lambda' \left(\frac{L_2 + l_2}{2L_2} \right) \left(\frac{L_1 + L_2}{L_2} \right) \\ + \frac{B}{B'} \lambda \left(\frac{L_2 + l_2}{2L_2} \right)^2 \end{aligned} \right\} \quad (4.11)$$

いま $L_2 = l_2$ とおくと式(4.8)は式(3.8)を経て式(3.2)に一致するが、式(4.9)は式(3.9)、(3.2)に一致せず、文献(14)の胴体支持の式(5.3)の最後の式に該当し、胴体支持の影響を算入する式になる。

もちろん C', C'' を無限大におけば、 λ, λ', μ が0になるので2式は式(3.8)、(3.9)に一致する。つまり固定壁の式を弾性支持場合へ拡張した式であり、前章同様、式(3.2)と組合わせて次節のような実用できる。

4.3 胴体支持場合への実用 第4図と同一の後退翼梁を固定壁支持でなく胴体支持に改め、その部分を $L_3 = 750 \text{ mm}$, $C_1 = C_2 = C_3 = C_4 = 1,000 \text{ mm}^2$ とすると、式(3.10)に該当する式が次のように求まる。

$$\left. \begin{aligned} +8D_1 - 1.6D_2 &= -2.5R \\ -1.6D_1 + 8D_2 - 1.6D_3 &= 0 \\ -1.6D_2 + 8D_3 - 1.6D_4 &= 0 \\ -1.6D_3 + 19.40D_4 - 18.40D_5 &= 74.30R \\ -2.044D_4 + 3.111D_5 &= -11.40R \end{aligned} \right\}$$

の U との和を考え、次式で表わされる。

$$\frac{\partial U}{\partial q_1} + \frac{\partial U_c}{\partial q_1} = 0; \quad \frac{\partial U}{\partial q_2} + \frac{\partial U_c}{\partial q_2} = 0 \quad (4.7)$$

この連立方程式は明らかに式(3.8)、(3.9)と同じ項を含んだ式に変換でき、次の偏差力方程式が得られる。

この連立方程式の第1近似解を解(3.11)の場合と同様の方法で求めると、次に示す値が得られる。

$$\left. \begin{aligned} D_1 &= -0.313R; \quad D_2 = 0; \quad D_3 = +0.178R \\ D_4 &= +0.890R; \quad D_5 = -3.07R \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

厳密解を求めるには(3.12)と同様に $\bar{D}_4, \bar{D}_5$ を含む連立方程式を逐次近似法で解く。その最終解は、

$$\left. \begin{aligned} D_1 &= -0.318R; \quad D_2 = -0.028R; \quad D_3 = 0.179R \\ D_4 &= +0.914R; \quad D_5 = -3.055R \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

上記の D_5 の値を修正弾性軸法の値に、他の D を弾性軸法の値に加算すればよく、第4図ようになる。

第4図で固定壁支持の場合(3.12)と比較すると、(前桁より苛酷な)後桁の負荷が緩和されており、文献(14)の直線翼梁の胴体支持場合の緩和と同傾向であり、それに応じ前桁の負荷が増加している。

ここで第1近似解(4.13)と最終解(4.14)とを比較すると、両者は極めてよく近似し、高次不静定解析は必ずしも必要でないことが判る。したがって軽量構造の最適部材寸度を一挙に高精度で案画できる方法が第1近似解で与えられ、第3.3節末と同様である。

以上で2本桁箱型梁の応力の普遍特性を解明でき、また最適部材寸度を高精度で案画できる方法を見出し得た。そして2本桁構造以外の各種翼構造に対しても基本理論を樹立できた。

あとがき

まず後退翼単区間を考えて修正弾性軸法を導入し後桁に荷重集中を生じるメカニズムを鮮明にした。

文献(14)の直線翼多区間梁の偏差力方程式は後退翼

多区間梁の外方区間へも適用できるので、後退翼梁の式を揃えるため、外力とモーメントとを受ける後退翼複区間梁を応力解析して偏差力方程式を導き、以上の連立方程式を解いて厳密解を求めた。

これらの偏差方程式は直線翼梁の場合に類似し、付根部以外を個別方程式と考えても、良い第1近似解が得られるのが特長である。それで応力の普遍特性を解明でき、また軽量構造の最適部材寸度を一挙に案面できる方法を得た。胴体支持場合も同様である。

以上の所論は2本桁箱型梁のみに限定されず、各種翼構造に対する基本理論を樹立できたと考える。

本論文は文献(11)の1部を簡明化し、増補したもので、文献(1)以来の数多の御協力を忝うして完成した。特に富士重工業株式会社の金田安雄氏と、東海大学で卒業研究された富田恒矢氏との研究では、胴体支持に関し付根力骨の板材、軸材の剛性を含め算入してあり、ここに特記して謝意を表します。

文 献

- 1) 内藤子生, 高田守正: 主翼の応力計算法について. 日本航空学会誌 Vol. 15, No. 44 (1938-12).
- 2) LEVY, S.: Computation of Influence Coefficient for Aircraft Structures with Discontinuities. JAS. Vol. 14, No. 10, Oct. 1947.
- 3) GARVEY, S.J.: The Quadrilateral Shear Panel. Aircraft Engng. Vol. 23, No. 267, May 1951.
- 4) LUNG, A.L. and BISPLINGHOFF, R.L.: Some Results of Sweptback wing Structural Studies, JAS Vol. 18, No. 11, Nov. 1951.
- 5) WEHLE, L.B.J. and LANSIG, W.: A Method of Reducing the Analysis of Complex Redundant Structures to a Routine Procedure, JAS Vol. 19, No. 10, Oct. 1952.
- 6) 内藤子生, 金田安雄: 後退翼の応力計算法(I), CAS 第25回(単区間梁, 於日大理工学部) 1955-4-16.
- 7) 内藤子生, 金田安雄: 後退翼の応力計算法(II), CAS 第27回(複区間梁, 於日大理工学部) 1955-6-29.
- 8) 内藤子生: 後退翼の風洞試験および模型強度試験の試験研究終了届出書, 通産省工業化試験, 第30, 30-2513号, 1956-12-20.
- 9) TURNER, M.J., CLOUGH, R.W., MARTIN, H.C. and TOPP, L.J.: Stiffness and Deflection Analysis of Complex Structures, JAS, Vol. 23 No. 9, Sept. 1956.
- 10) IKEDA, K. and SUNAKAWA, M.: The Stress Distribution in a Sweptback Box-beam under Torsion and Bending Loads. Aero. Res. Inst., Univ. Tokyo, Rept. No. 347, July 1959.
- 11) 内藤子生: 直線翼および後退翼箱型梁の応力特性, 東京大学学位論文. 第1502号 (1968-4-18).
- 12) 久能和夫: 箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する計算と実験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-195 (1970-5).
- 13) 内藤子生: 基本構造モデルに生じる偏差応力, 日本航空宇宙学会誌 Vol. 21, No. 238 (1973-11).
- 14) 内藤子生: 直線翼多区間箱型梁に生じる偏差応力, 日本航空宇宙学会誌 Vol. 22, No. 250 (1974-11).

会 告

第7回 流体力学講演会講演募集

共 催: 日本航空宇宙学会, 流体力学懇談会
日 時: 昭和50年10月30日(木), 31日(金)
会 場: 航空宇宙技術研究所 (〒182 東京都調布市深大寺1880)
講演内容: 航空機, 飛しょう体に関する空気力学または流体力学, 流体物理の基礎及び応用など
申込方法: はがきに「流体力学講演会講演申込」と題記, (1)講演題目, (2)簡単な概要, (3)

スライドの有無, (4)氏名, 会員資格, 勤務先(連名の場合は講演者に○印), (5)連絡先を記入, 直接日本航空宇宙学会へお申し込み下さい。

申込締切: 昭和50年7月31日(木)
前刷原稿: 申込みあり次第所定原稿用紙をお送りします。
前刷原稿締切: 昭和50年8月30日(土)

講演会のお知らせ

トロント大学の I.I. Glass 教授 (Institute for Aerospace studies, University of Toronto) による講演会を下記の様に行ないます。御来聴を歓迎します。

日時: 昭和50年7月1日(火) 1500~1700
場所: 東京大学宇宙航空研究所
目黒区駒場4-6-1 (TEL 03-467-1111)
(会場については当日掲示)

演題: Aerospace in the Next Century
開催責任: 空気力学部門委員会
問合わせ先: 東京工業大学機械工学科 河田治男
(TEL 03-726-1111)