

Г.С.叶烈业夫斯基 著

变剖面机翼结构力学



国防工业出版社

变剖面机翼結構力学

Г.С. 叶烈業夫斯基 著

邵成勋 寿荣宗 译



国防工业出版社

內 容 簡 介

本書敘述了在既考虑到机翼縱向构件組剖面面积和蒙皮厚度沿翼展改变又考虑到机翼的錐度情况下的飞机机翼应力和变形的計算方法。

本書供强度計算工程师和設計师应用，但也适用于高等航空院校的教師和学生。

Г. С. Еленевский
СТРОИТЕЛЬНАЯ МЕХАНИКА
КРЫЛА ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

Государственное издательство
оборонной промышленности
Москва 1954

本書系根据苏联国防工业出版社
一九五四年俄文版譯出

变剖面机翼結構力学

[苏]叶烈业夫斯基 著
邵成勋 寿荣宗 譯

*

国防工业出版社 出版

北京市書刊出版业营业許可証出字第 074 号

北京新中印刷厂印刷 新华書店发行

*

850×1168 1/32 • 7⁵/₈ 印張 • 201,000 字

一九五八年一月第一版

一九五八年一月北京第一次印刷

印数: 1—760 冊 定价: (10) 1.40 元

本書所採用的符號

1. 坐标系統

$O\xi\eta\zeta$ ——任意坐标軸系統，其原点在机翼根部剖面平面上。

$O\xi$ 軸沿着机翼翼弦； $O\eta$ 軸垂直翼弦并在根部剖面平面內； $O\zeta$ 軸垂直 $O\xi\eta$ 平面而其方向沿着翼展（图 1）；

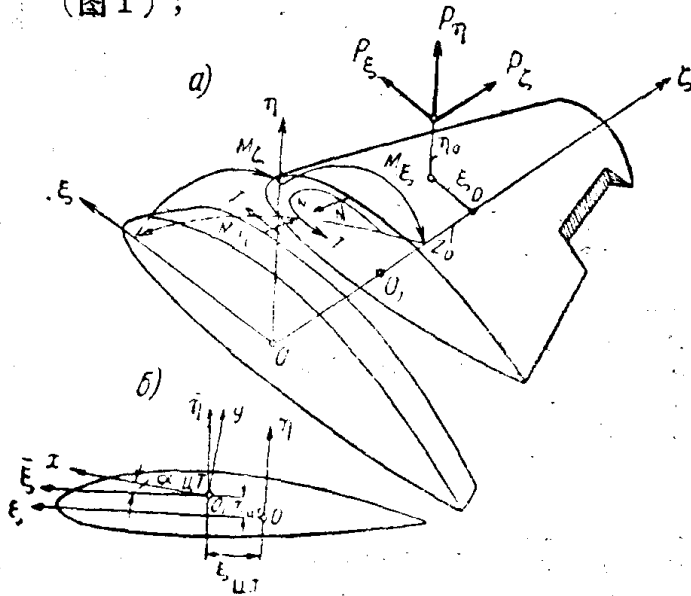


图 1

$Oxyz$ ——所論剖面的主坐标軸系統；

$O\bar{\xi}\bar{\eta}\bar{\zeta}$ ——軸与 $O\xi\eta\zeta$ 系統的軸平行，原点在所論剖面重心上的坐标系統；

$\xi_{п.т.}, \eta_{п.т.}$ ——由 $O\xi\eta\zeta$ 系統中坐标 ζ 所确定的所論剖面的重心坐标；

$\xi_{п.ж.}, \eta_{п.ж.}, \bar{\xi}_{п.ж.}, \bar{\eta}_{п.ж.}, \left. \begin{matrix} \xi_{п.ж.}, \eta_{п.ж.}, \bar{\xi}_{п.ж.}, \bar{\eta}_{п.ж.} \\ x_{п.ж.}, y_{п.ж.} \end{matrix} \right\} \begin{matrix} O\xi\eta\zeta, O\bar{\xi}\bar{\eta}\bar{\zeta} \text{ 和 } Oxyz \text{ 坐标軸系統} \\ \text{中所論剖面剛心的坐标；} \end{matrix}$

$$\left. \begin{matrix} \xi_k, \eta_k, \\ \bar{\xi}_k, \bar{\eta}_k \\ x_k, y_k \end{matrix} \right\}$$

$O\xi\eta\zeta$ 、 $O\bar{\xi}\bar{\eta}\bar{\zeta}$ 和 $Oxyz$ 坐标轴系统中、在所論机翼剖面內元件 k 剖面面积的重心坐标;

$$\left. \begin{matrix} \xi_0, \eta_0, \zeta_0, \bar{\xi}_0, \\ \bar{\eta}_0, \bar{\zeta}_0, x_0, y_0, z_0 \end{matrix} \right\}$$

$O\xi\eta\zeta$ 、 $O\bar{\xi}\bar{\eta}\bar{\zeta}$ 和 $Oxyz$ 坐标系统中力作用点的坐标;

$Ox_2y_2z_2$ ——变形主轴系统;

O_1z_1 ——标志所論剖面繞 Oz ($O\bar{\zeta}$) 轴扭角为零的刚性轴;

$O_1\xi_1\eta_1\zeta_1$ ——原点在所論剖面的剛心上, 而轴与 $O\xi\eta\zeta$ 系统的轴平行的坐标轴系统;

α —— $O\bar{\xi}\bar{\eta}$ 面与 Oxy 面重合 (即 $O\bar{\xi}$ 轴与 Oz 轴重合) 时, Ox 轴与 $O\bar{\xi}$ 轴的夹角 (见图1);

$\beta_{\bar{\xi}\bar{\zeta}}$ 和 β_{xz} ——在 $O\bar{\xi}\bar{\zeta}$ 和 Oxz 平面內, O_1z_1 轴与 $O\bar{\xi}$ 轴 (或 Oz 轴) 的夹角。

	x	y	z
ξ	α_1	β_1	γ_1
η	α_2	β_2	γ_2
ζ	α_3	β_3	γ_3

—— $Oxyz$ 系统的坐标轴相对于 $O\bar{\xi}\bar{\eta}\bar{\zeta}$ 系统夹角的余弦;

	x_2	y_2	z_2
x	a_1	b_1	c_1
y	a_2	b_2	c_2
z	a_3	b_3	c_3

—— $Ox_2y_2z_2$ 系统的坐标轴相对于 $Oxyz$ 系统夹角的余弦;

$\gamma_{\bar{\xi}\bar{\zeta}}$ 和 γ_{xz} ——在 $O\bar{\xi}\bar{\zeta}$ 和 Oxz 平面內 Oz_2 轴与 Oz ($O\bar{\zeta}$) 轴的夹角;

x —— Oz 轴与 $O\bar{\xi}$ 轴的夹角。

2. 几何特性

F_k [公分²]——在所論剖面內縱向构件組元件 k (元件垂

直割切于軸)的減縮面積;

Ω_m [公分²]——在所論機翼剖面內,組成第 m 閉室的蒙皮和大梁腹板中綫的周緣所圍的面積;

Ω_m^{i-n} [公分²]——由蒙皮和大梁腹板的中綫與兩條半徑矢量(一條由剖面重心到縱向構件組 i 元件的重心,另一條由剖面重心到 n 元件重心)所圍周緣的面積。所計算面積的方向必須與剪應力正的繞向符合(見圖18);

ω_i [公分²]——在縱向構件組的 i 與 $i+1$ 元件間蒙皮(或大梁腹板)中綫與兩條半徑矢量(由所論剖面重心到 i 和 $i+1$ 縱向元件重心)所圍的扇形面積(見圖16);

δ_i [公分]——在 i 和 $i+1$ 元件間的段內蒙皮或大梁腹板的厚度;

Δ_{3i} [公分]——在 i 和 $i+1$ 縱向元件間的段內,蒙皮(大梁腹板)段的長度;

$\left. \begin{matrix} a_k, b_k, c_k \\ \bar{a}_k, \bar{b}_k, \bar{c}_k \end{matrix} \right\} \begin{matrix} k \text{ 縱向元件的軸與 } O\xi, O\eta, O\zeta \text{ 及 } Ox, \\ Oy, Oz \text{ 軸夾角的余弦;} \end{matrix}$

$\bar{F}_k = F_k \bar{c}_k$ [公分²]——縱向構件組 k 縱向元件的相當面積;

$$J_{\xi} = \sum_{k=1}^{k=n} \bar{F}_k \bar{\eta}_k^2 \text{ [公分}^4 \text{]}$$

$$J_{\eta} = \sum_{k=1}^{k=n} \bar{F}_k \bar{\xi}_k^2 \text{ [公分}^4 \text{]}$$

$$J_{\xi\eta} = \sum_{k=1}^{k=n} \bar{F}_k \bar{\xi}_k \bar{\eta}_k \text{ [公分}^4 \text{]}$$

$$J_x = \sum_{k=1}^{k=n} \bar{F}_k y_k^2 \text{ [公分}^4 \text{]}$$

$$J_y = \sum_{k=1}^{k=n} \bar{F}_k x_k^2 \text{ [公分}^4 \text{]}$$

$O\xi\eta$ 軸系統內機翼剖面的慣性矩和慣性積和 Oxy 軸系統內的慣性矩(其總和分布在所有剖面內的機翼縱向元件的面積上);

3. 外力和外力矩

P [公斤]——任意方向之力;

P_ξ, P_η, P_ζ [公斤]——外力沿 $O\xi, O\eta, O\zeta$ 軸和 $Ox, Oy,$

P_x, P_y, P_z [公斤] Oz 軸的分量;

(分量的正向按相应的軸取);

Q_ξ, Q_η [公斤]——剪力沿 $O\xi, O\eta$ 軸的分量;

Q_x, Q_y ——剪力沿 Ox, Oy 軸的分量;

M_ξ, M_η, M_ζ [公斤·公分]——外力繞 $O\xi, O\eta$ 和 $O\zeta$ 軸之力矩;

M_x, M_y, M_z ——外力繞 Ox, Oy 和 Oz 軸之力矩。

力矩的符号按图 1;

$$M_\xi = P_\zeta \eta_0 - P_\eta \zeta_0, \quad M_\eta = P_\zeta \zeta_0 - P_\xi \zeta_0, \quad M_\zeta = P_\eta \xi_0 - P_\xi \eta_0;$$

$\bar{M}_\xi, \bar{M}_\eta, \bar{M}_\zeta$ ——繞 $O\xi, O\eta$ 和 $O\zeta$ 軸的虛力矩;

$\bar{P}_\xi, \bar{P}_\eta, \bar{P}_\zeta$ ——沿 $O\xi, O\eta$ 和 $O\zeta$ 軸虛力的分量。

4. 內力和应力

σ_k [公斤/公分²]——縱向构件組 k 元件內的正应力。应力的向量平行杆軸。“正”号相当于受拉;

τ_k [公斤/公分²]——蒙皮或大梁腹板 k 元件內的剪应力;

T'_k [公斤/公分]——蒙皮和大梁腹板 k 元件內的剪流。“正”号相当于图 1 所示的周緣繞向;

$$\left. \begin{array}{l} T'_{ok^x}, T'_{ok^y} \left[\frac{1}{\text{公分}} \right] \\ T'^M_{ok^x}, T'^M_{ok^y} \left[\frac{1}{\text{公分}^2} \right] \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{机翼剖面承受剪力 } Q_x=1 \text{ 和 } Q_y=1 \text{ 或} \\ \text{力矩 } M_x=1 \text{ 和 } M_y=1 \text{ 时, 机翼剖面} \\ \text{“开”周緣的单位剪流 (剪力的合力} \\ \text{通过剖面重心);} \end{array}$$

$$\left. \begin{array}{l} T'_{xi^x}, T'_{xi^y} \left[\frac{1}{\text{公分}} \right] \\ T'^M_{xi^x}, T'^M_{xi^y}, T'^M_{xi^z} \left[\frac{1}{\text{公分}^2} \right] \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{承受单位剪力和单位力矩时,} \\ \text{沿 } i \text{ 閉合区周緣所产生的閉合} \\ \text{剪流;} \end{array}$$

心在錐體頂端的球與錐體相截割而成的剖面上的應力狀態後，Л. И. 巴拉布赫確定，在所研究的這種型式的錐形壳体上也象我們從棱柱形壳体中所了解的那樣，存在有剛性軸。這根軸是一條通過剖面剛心和錐體頂點的直綫。

這樣，Л. И. 巴拉布赫的理論研究証實了著者在上述論文中所作的結論。

Л. И. 巴拉布赫的第二篇論文[3]提出了橫剖面形狀不變的錐形盒式梁的計算。根據用彈性力學方法的研究可得以下的結論：對於小錐度盒式梁來說，在壳体剖面上基本正應力按平面定律分布，並僅與該剖面的彎矩（即繞位於剖面平面內的軸的力矩）有關。由扭轉的限制而引起的二次應力，僅在靠近固持處才有重要意義。

在研究了斜盒式梁（應用在箭形機翼上）的應力狀態後，著者又得出了第二個重要結論：在翼肋不與梁突緣垂直的斜盒式梁上，蒙皮僅承受剪應力的假設可能帶來原則上錯誤的結果，因為不在突緣內引起內力的力矩向量（該力矩可當作扭矩一樣加以研究）的方向決定於蒙皮的楊氏模數與剪切模數的比值。

Б. П. 齊布里雅[23]曾研究了兩種類型的双連閉室和多連閉室的錐形壳体——沿錐體高度厚度為常數的和厚度沿高度按直綫改變的。壳体被能沿母綫滑動的球形隔膜加強，但當剖面轉動時，壳體外形不變。球形隔膜的center在錐體頂點上。對於這種錐形壳體的研究說明了，純扭轉狀態（由沒有沿母綫的正應力來確定）只有在某種特定的載荷方式下才有可能。扭軸也象Л. И. 巴拉布赫所研究那樣，是一條通過剖面剛心和錐體頂點的直綫。Б. П. 齊布里雅曾對任意載荷情況下的壳体進行研究，他採用А. А. 烏曼斯基的假設，即限制扭轉情況下的扭轉仍服從自由扭轉狀況的規律，從而写出了錐形壳體的限制扭轉的微分方程式。

另外，還有很多例子說明了各種錐形壳体在各種載荷作用下所得的結果。原來，當壳体端部承受集中扭矩時，正應力的分布圖綫上有兩個最大值：在寬端和狹端^①，而且第二個數值大於第一

① 即指壳體的支持處和自由端。——譯者注

数 x 和 y 则表示力矩向量的方向;

$K_x^z; K_y^z$ [公斤·公分]——剪切时的弯扭刚度; 承受剪力 Q_x 和 Q_y 时标志单位长度扭角, 而承受力矩 M_z 时为沿 Ox 和 Oy 轴的单位位移;

D_{xx}, D_{yy} [公斤]——承受剪力 Q_x 和 Q_y 时标志剖面沿 Ox 和 Oy 轴单位位移的剪切刚度;

D_{xy} [公斤]——承受剪力 Q_y 时标志沿 Ox 轴的单位位移和承受剪力 Q_x 时标志沿 Oy 轴的单位位移的剪切刚度。

6. 位 移

u_ξ, v_η, w_ζ [公分]——标志整个剖面沿 $O\xi, O\eta, O\zeta, Ox, Oy$ 和 Oz 轴位移的直线位移;

u_x, v_y, w_z [公分]——剖面 k 点的直线位移;

$u_{k\xi}, v_{k\eta}, w_{k\zeta}$ [公分]——剖面 k 点的直线位移;

$\varphi_\xi, \varphi_\eta, \theta_\zeta, \varphi_x, \varphi_y, \theta_z$ ——整个剖面绕 $O\xi, O\eta, O\zeta, Ox, Oy, Oz$ 轴的转角。角的符号相当于力矩的符号;

$\varphi_{k\xi}, \varphi_{k\eta}, \theta_{k\zeta}$ ——剖面 k 点的转角。

目 录

本書所采用的符号.....	1
坐标系統.....	1
几何特性.....	2
外力和外力矩.....	4
內力和应力.....	4
刚度特性.....	5
位移.....	6
緒論.....	1
第 一 章 机翼受力結構.....	12
第 二 章 錐形机翼正应力的求法.....	15
第 三 章 关于非錐形机翼的正应力.....	35
第 四 章 决定机翼縱向构件組內軸力的剪流.....	41
第 五 章 双連周緣机翼剖面內的总剪力.....	61
第 六 章 外载荷的力和力矩.....	70
第 七 章 机翼段的位能及其导数.....	74
第 八 章 剖面的剛性軸.....	85
第 九 章 剖面剛性軸的特例情况.....	92
第 十 章 决定剛性軸与 $O\xi(OZ)$ 軸夹角的符号和 数值的因素.....	114
第十一章 机翼剖面总位移的求法.....	128
第十二章 多連周緣剖面的机翼.....	147
結 論.....	156
附 录 1 扭轉时翼肋彈性对突緣內軸力数值的 影响.....	163
附 录 2 扭轉时机翼固定处彈性对突緣內軸力数 值的影响.....	176

附 录 3	单梁机翼靠近固定处的减缩系数·····	181
附 录 4	急骤改变一个梁的突缘面积时的减缩 系数·····	190
附 录 5	突缘面积沿展长改变、而蒙皮仅承受剪力的 四突缘棱柱形盒式梁扭角的求法·····	198
附 录 6	求机翼剖面内的应力和刚度特性的数字 实例·····	210

緒 論

对于現有各种机翼計算方法的評述

現有的各种机翼計算方法，都是以由 B. H. 別里雅耶夫 (Беляев) 发展起来而应用于机翼計算的棱柱梁的理論为基础的。

这个在各設計单位的实际工作中得到最广泛应用的理論，是把每一个平行于翼肋平面的机翼剖面作为一个常剖面的无限长棱柱梁剖面一样来加以研究的。

它認為机翼的縱向构件組和蒙皮內的正应力仅由于外载荷力矩作用在剖面上引起的，这些力矩向量位于“計算剖面”平面內，并在該平面內按伯努利假設（即平面定律）分布，而在机翼蒙皮和梁腹板內的剪应力主要是平衡外载荷的剪力和扭矩的。扭矩就是指外力繞所謂剛性軸（即垂直于橫剖面平面并通过剖面上称为剛心点的那根軸）的力矩。剛心的座标是根据通过剛性軸的力在所論剖面內不引起机翼扭轉的条件来确定的。剪力是指外载荷分力在剖面相应軸上投影之和，但不計及在这个剖面內縱向构件組和蒙皮內的軸力对該軸的投影的总和。机翼的錐度也只能由这种近似方法加以考虑。

这样，所述計算理論的前提就是：机翼就象一个橫剖面形状不变的梁一样地受力。計算剖面的平面可以沿母綫自由翹曲（扭翹），而不在縱向构件組內引起附加应力。縱向构件組元件的相对有效性以及某些元件在比例极限以外工作和它們局部失去稳定，这些都由引用相应的減縮系数来加以考虑。

由上述可知，这个可以用来比較簡單并一目了然地进行所有元件应力計算的理論，並沒有考虑当机翼承受弯矩和扭矩作用时橫剖面平面翹曲（扭翹）的限制（譬如在靠近对称軸的地方，該处剖面应是强迫地保持平面），因此，可能在縱向构件組和蒙皮

內引起附加正应力，从而也在梁腹板 and 蒙皮內引起附加剪应力。此外，机翼的每个剖面都是孤立地加以研究的，也就是沒有考虑机翼尺寸及其元件沿翼展的变化，同时，也沒有考虑能引起横剖面形状的某些改变的翼肋变形。

大量的著作都涉及机翼的限制扭轉和弯曲問題，而在解决这个問題方面，起主要作用的无可爭辯的应是苏联的科学家，首先是B. H. 別里雅耶夫和A. A. 烏曼斯基 (Уманский)。

B. H. 別里雅耶夫还在1932年〔5〕就解决了假設蒙皮和梁腹板不能承受正应力，沿翼展为常剖面，具有剛硬隔膜的四突緣盒式梁的限制扭轉問題。

他用結構力学的一般方法，得出了一个在盒式梁受扭矩时的所謂三軸力方程式，这个方程式是与在两相隣盒段对接处的变形有联系的。

以后，关于蒙皮仅承受剪应力的这种棱柱形盒式梁的限制扭轉和弯曲問題进一步得到了发展：得到了具有有限或无限多个翼肋的多梁多突緣盒式梁在受扭矩和弯矩作用时的解答 (B. Ф. 基謝列夫 [Киселев] [13] [14]) 和具有前緣和尾段的四突緣盒式梁的解答 (B. H. 別里雅耶夫 [6]) 等。

A. A. 烏曼斯基教授 [20] [21] 是以另外的方法进行，他在1939年解决了关于具有任何形状单室或多室横剖面的棱柱形盒式机翼的限制扭轉的問題。

解答是从下列前提为基础的：1) 在盒式梁壳体内由于横剖面平面扭轉的限制而引起的正应力，与远离固定处和远离大集中力作用点处剖面上的自由扭轉成比例；2) 机翼翼肋在自身平面內极为剛硬，因而横剖面外形不变；但与B. H. 別里雅耶夫以及他的学派相反，机翼壳体是作为同时能承受正应力和剪应力来加以研究的。

И. А. 阿达杜罗夫 (Ададуров) [1] 曾对单室横剖面周緣不变与沿翼展为常剖面的棱柱形壳体进行过最精确的研究。他根据彈性力学的一般方程式解决了任意載荷时的問題。

無論在 A. A. 烏曼斯基 [20] 的著作中，或在 B. H. 別里雅耶夫 [6] 和 B. Ф. 基謝列夫 [15] 的著作中，都敘述了求剛心（A. A. 烏曼斯基教授把它叫作“彎心”）座標的方法，它所根據的條件是：如果在剖面上剪力的合力通過彎心，那就不会引起該剖面相對於隣近剖面的扭轉。因此，就象上面所述，剛心（彎心）的概念可以把外力組分解成通過剛心的合力和繞剛心的扭矩，使機翼分成受扭轉和受彎曲，并把彎曲計算和扭轉計算分別互不相關的進行。

也就是根據這種分解，才可能獨立地解決限制扭轉和限制彎曲的問題。

但是，由問題本身的提法上就可以看出，這種分解僅對於沿翼展剖面不變的棱柱形機翼才是正確的，因而對於受有任意力組的真實機翼是有條件的。說明剛心概念條件性的第二種情況（由 A. A. 斯拉德柯別夫采夫 [Сладкопевцев] 指出的）是一個假設，即：固持不影響剛心位置（B. H. 別里雅耶夫和 A. A. 烏曼斯基）。

由這個觀點上看，在研究和計算真實機翼時，對於象 B. Ф. 基謝列夫 [14] 和 P. A. 阿達杜洛夫 [1] 所作的那種不把載荷分為彎曲和扭轉的解法是有很大的好處的。

只有極少量的著作涉及梯形機翼的限制扭轉和限制彎曲的計算理論。除了著者在 1935 年—1938 年的著作 [9] [10] 以外，大家知道的還有 E. П. 葛羅斯曼 (Гроссман)，B. П. 齊布里雅 (Цибуля) 和 С. Н. 康恩 (Кан) 的著作。

著者在自己的著作中曾研究了翼肋在其本身平面內剛硬、蒙皮不能承受正應力、具有有限多 [9] 或無限多 [10] 翼肋的四突緣單室盒式梁的限制扭轉問題。可以把所得的公式用來研究各種結構參數和幾何參數對限制效應本質的影響。

E. П. 葛羅斯曼曾經給出了在任意外力組作用下，具有僅承剪切蒙皮，承力前緣和剛硬翼肋，剖面沿翼展改變的四突緣梯形機翼的一般解答。

無論是直接的或是由變分法所得到的解答，在一般情況下都

导出了二阶变系数的微分方程式。

C. H. 康恩 [12] 在他的研究著作里，按 A. A. 烏曼斯基教授所提出的方法（也就是認為由于扭翹的限制而引起的附加的軸力与自由扭翹成正比），給出了具有无限剛硬翼肋和有限剛硬翼肋的錐形壳体的限制扭轉和限制弯曲的解答。

在国外，对于錐形壳体和柱形壳体的限制扭轉和限制弯曲問題同样受到了很大的注意。曾經有 H. 爱勃聶 (Ebner) [25]、D. 威廉姆斯 (Williams) [26]、W. 古德 (Goddy) [27]、T. 卡尔曼 (Karman) [29] 和其他很多人对这个問題提出过論文。但是，他們所得到的解答比起苏联学者的关于相应問題所写的論文來說，都发表得晚一些，同时与我国在这些范疇內所作的工作比起来，都沒有提出什么本質上新的东西。

关于梯形机翼結構的应力和变形的較普遍研究工作是有些独特之处的。

著者在 1941 年写副博士論文时（发表于 1946 年 [11]），Л. И. 巴拉布赫 (Балабух) 在 1946 年 [2] 和 1947 年 [3] 发表的論文中，以及 Б. И. 齐布里雅 [23] 都曾作过这个研究的嘗試。

研究梯形机翼切割段的平衡时，著者曾注意到：在任意的剖面平面內，在縱向构件組与蒙皮內平衡外弯矩的軸力产生了繞垂直于剖面平面的軸的附加力矩。換句話說，反作用弯矩的向量在一般情况下并不位于剖面平面內。因此就导出了一个“扭矩軸”的概念，其特征就是軸力反作用力矩的向量位于与此軸垂直的平面內。

在这篇論文里还研究了机翼受任何力組作用时的扭轉变形，并得出了結論，即：弯曲力对扭轉变形有很大影响，每个剖面的“剛性軸”（或《零扭轉变形軸》）都不垂直于剖面平面，而与之成一定的角度。

在得到所有上述这些結論时，都假設了正应力沿剖面是按平面定律分布的。

Л. И. 巴拉布赫在上述的第一篇論文中研究了蒙皮厚度从根部到尖端按直綫規律减少的錐形壳体的扭轉和弯曲。在研究了圓

$T_k^{Q_x}, T_k^{Q_y} \left[\frac{1}{\text{公分}} \right]$ } 剖面承受单位剪力和单位力矩
 $T_k^{M_x}, T_k^{M_y}, T_k^{M_z} \left[\frac{1}{\text{公分}^2} \right]$ } • $Q_x=1; Q_y=1; M_x=1; M_y=1; M_z=1$ 时在 k 蒙皮 (大梁腹板) 内所生的总剪流;

N_k [公斤]——纵向构件组 k 元件内的轴力; “正”号相当于受拉;

$N_k^{M_x}, N_k^{M_y}, N_k^{Q_z} \left[\frac{1}{\text{公分}} \right]$ ——剖面承受单位力矩 $M_x=1$ 、 $M_y=1$ 和单位剪力 $Q_z=1$ 时纵向构件组 k 元件内所产生的轴向力。

5. 刚度特性

E [公斤/公分²]——结构纵向元件的弹性模数;

G [公斤/公分²]——元件承剪时的弹性模数;

EJ_x 和 EJ_y [公斤·公分²]——机翼剖面相对于 Ox 和 Oy 轴的弯曲刚度;

C_{xx}, C_{yy} [公斤·公分²]——机翼剖面承剪时相对于 Ox 和 Oy 轴的弯曲刚度;

C_{zz} [公斤·公分²]——剖面的扭转刚度;

C_{xy} [公斤·公分²]——承受力矩 M_y 时相对于 Ox 轴剪切时的弯曲刚度或反之;

C_{xz}, C_{yz} [公斤·公分²]——剪切时的弯扭刚度; 载荷为弯曲力矩 M_x 和 M_y 时表示扭转, 而承受力矩 M_z 时表示相对于 Ox 和 Oy 轴的弯曲;

$K_x^x, K_y^y, K_x^y, K_y^x$ [公斤·公分]——承受力矩时标志单位扭转角的弯曲刚度。右上角的指数 x 和 y 表示分力的方向。右下角的指

个。当受分布力矩作用时,在狭端上的限制基本上没有什么影响。

这样,对具有横剖面外形不变的棱柱形的、梯形的、以及锥形的机翼的应力与变形进行了细致的理论研究,因而可以作出某些一般性的结论。这就是对于棱柱形、梯形的、锥形机翼来说,由于扭翘的限制而产生的应力,只在固持区域内才有重要意义(Е.И. 葛罗斯曼, Л.И. 巴拉布赫〔2〕)。很自然,当剖面愈是可以强烈的扭翘时,当阻碍扭翘的梁突缘愈强时,这些应力也就愈大(即当机翼①相对厚度愈小和梁腹钣与蒙皮厚度之差愈大时,限制效应也愈大)。

但是,在固持区域内的限制效应还可能由于下列原因而大为减弱: 1) 翼肋在其本身平面内有限的刚度; 2) 机身内部机翼段的存在; 3) 机翼与机身某一个固定接头可能有活动间隙。在附录1中说明了翼肋刚度对四突缘矩形剖面盒式结构根部轴力的影响。就象由所求得的根部轴力表达式可以看出,根部轴力等于具有无限刚硬翼肋机翼的根部轴力乘以与肋壁承剪刚度、突缘刚度和周缘承剪刚度有关的某一个函数 $f(p)$ 。

如图35所示,翼肋的不刚硬仅在翼肋壁相对刚度较小时 ($p \leq 0.5$) 才对轴力有较大的影响。因此,对于那种根部翼肋没有肋壁(譬如为了安置油箱)的机翼结构,其根部轴力就会减小很多。当在根部有加强的壁式肋和在机身内有机翼的刚硬的蒙皮固持时,由于翼肋不够刚硬而引起的轴力减小将极不显著。

对根部轴力数值有重要影响的还有机身内的机翼段和固定接头的活动间隙。

在附录2中曾根据机身内机翼段的长度(由机身侧面到飞机对称平面)来求出四突缘矩形剖面盒式梁的根部轴力。由图37可知,当蒙皮剖面面积和突缘减缩剖面面积之比等于0.50时,当

$\frac{l}{2b} = 0.75$ 时,根部轴力已减少了二分之一。

① 正多角形状周缘不生扭翘。