

确定壳体结构外压临界载荷的非破坏实验方法

飞机结构强度研究所 陈焕星 李武铨 荣鸿群 宋牧

摘 要

本文给出了一种确定壳体结构外压临界载荷的非破坏实验方法,这是一种以壳体结构的法向挠度作为控制变量的逐步逼近法。运用这种方法,对九件由LY12-CZ铝合金制成的具有周向 Ω -型筋条的柱形曲板和某机机身的3号至6号油箱内壁作了非破坏屈曲试验,准确地确定了壳体的临界压力,初步研究了周向约束对加筋柱形曲板屈曲的影响。试验结果表明,这种非破坏屈曲试验方法是成功的。

一、前 言

结构与结构元件的屈曲试验是探寻结构屈曲机理,验证与发展结构稳定性理论以及检验结构实际承载能力的不可缺少的手段。长期以来,人们均是采用一个试件进行一次屈曲试验的“一次破坏方法”。这种方法可以解决一些问题。但是,对于测定结构的屈曲后特性,各种环境(如边界条件)对结构屈曲的影响等是很困难甚至是不可能的。因此,人们一直在向往着采用“非破坏屈曲试验方法”。

另外,从工程实际的需要来看,非破坏试验方法也是十分重要的。例如,在新型飞机的研制过程中,对新机进行静力试验时,往往要作多个试验项目。在未实现非破坏试验的情况下,不得不将有些实验项目限制在较低的载荷水平。如机身中的油箱充压试验往往只加载到设计载荷的90%来考核结构,这对于油箱内壁的外压稳定性则未得到真正的检验。因此,对于油箱内壁的屈曲强度是否满足100%设计载荷要求,是否有大于设计载荷的强度储备是不清楚的,而这些数据对于飞机的改进、改型是十分重要的。如果采用非破坏试验方法,则可测得结构的真实承载能力,更重要的是能实现一个结构(或试件)作多次试验,从而得到很大的经济效益。

关于非破坏屈曲试验方法的研究,最早可追溯到本世纪初。Sommerfeld^[1]采用振动法成功地预测了柱的临界载荷。本世纪六十年代以来,有人在壳体模型上实现了非破坏屈曲试验。如: Singer^[2]采用振动法来预测加筋壳的临界应力。Horton等^[3]用静力刚度法预测了壳体的轴压临界载荷。樊世荣^[4]采用控制壳体失稳过程的非破坏试验方法测定了全外压锥壳的后屈曲特性。此外,利用Mylar材料(它可多次皱褶而不产生残余变形)做模型试件,亦可实现在一个试件上进行多次屈曲试验。但是,我们还未见到在真实结构上

1982年12月收到。

实现非破坏屈曲试验的报导。

近年来, 我们对壳体的外压稳定性非破坏试验方法作了某些研究。首先在准结构上(周向加筋柱形曲板)实现了非破坏外压屈曲试验, 进而在真实飞机结构上(歼击机油箱内壁)采用非破坏试验方法, 成功地测定了油箱内壁的临界压力。本文综合介绍以上情况, 给出壳体外压稳定性非破坏试验方法及其试验结果。参加本项研究工作的人员有李武铨、宋牧、黄援中、吕俊超、林琳、严云珠、樊世荣、贾秋嫦、王志智、荣鸿群和陈焕星等。

二、试 验 件

1. 结构模拟件

结构模拟件为具有五根 Ω 型周向加筋条的柱形曲板, 材料均为LY12-CZ。试件共九件, 其尺寸见表1。试件草图见图1。

表1 试件尺寸

Table 1 Dimensions of specimens

试件号	a	b	R	δ_{mp}	δ_{jt}	d_h	R_1	H	l
s6-1-4	770	679	650.98	1.96	0.5	135	25	10	55
s6-2-1	770.5	680	650.98	1.96	1.11	139	25	15.6	80
s6-2-2	770	680	650.98	1.96	1.11	139	25	15.3	80
s6-2-3	770	679.5	650.98	1.96	1.11	139	25	15.1	80
s6-2-4	770.5	678.5	650.98	1.96	1.11	140	25	15.5	82.1
s6-3-1	770.5	679	650.95	1.94	0.92	136	25	8.02	70.7
s6-3-2	770.5	679.5	650.98	1.96	0.92	137	25	7.82	71.0
s6-3-3	770.5	680	650.96	1.92	0.92	137	25	8.02	70.5
s6-3-4	771	680	650.87	1.75	0.92	137.5	25	8.52	71.0

注: 尺寸单位为毫米。

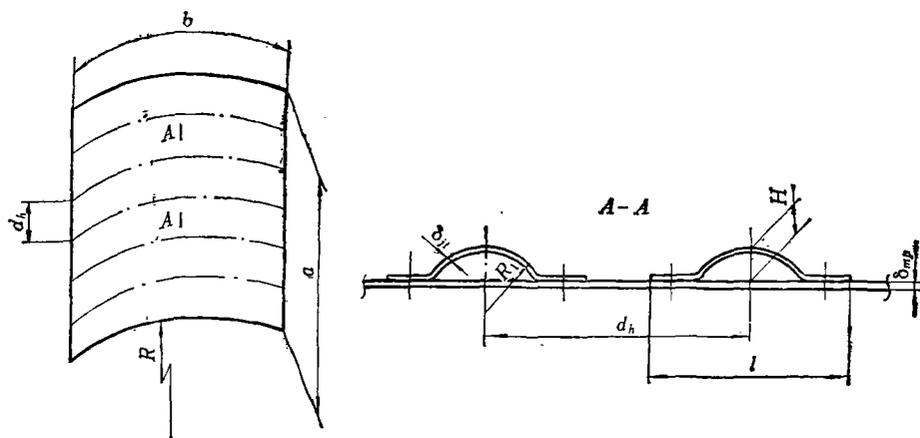
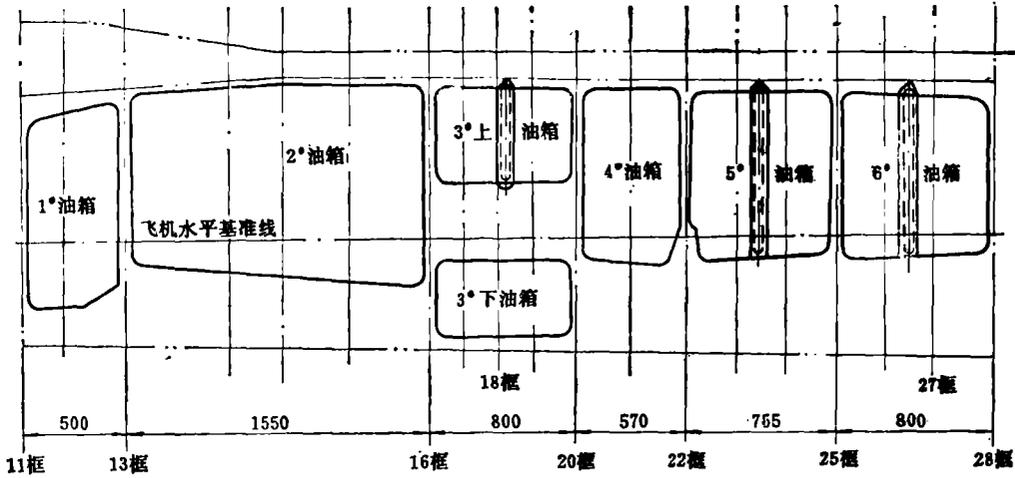


图1 试件草图

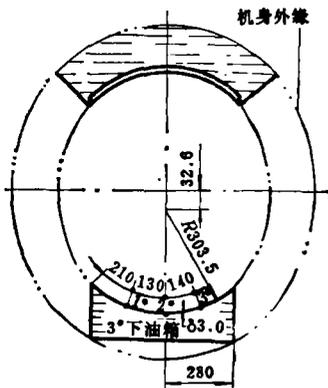
Fig. 1 Sketch of specimens

2. 真实结构件

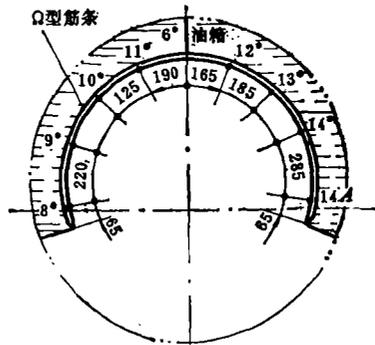
真实结构件为某歼击机前机身。试验部位为该机身中的 3 号至 6 号油箱内壁。该结构的示意图见图 2。



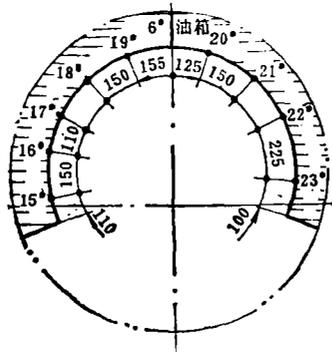
(a) 结构草图
(a) Sketch of the structure



(b) 18°框前截面
(b) Section before frame No 18



(c) 27°框前110毫米截面
(c) Section 110 mm before frame No 27



(d) 28°框前210毫米截面
(d) Section 210mm before frame No 28

图 2 结构草图与法向挠度测点

Fig. 2 Sketch of the structure and measuring points of normal deflection

三、确定临界点的非破坏试验方法

在通常的壳体屈曲试验中,壳体失稳时会出现跳跃,并产生很大的变形,以致一个壳体只能作一次屈曲试验。即使是弹性屈曲也是如此。在这里,我们给出一种以变形控制加载的逐步逼近临界点的非破坏屈曲试验方法。其要点是:

1. 加载系统:它是由稳压源-控制台-橡皮囊(软油箱)组成的密闭系统。其中稳压源是实现稳态加载所必须的。充压介质不用气而用水(或油),并尽可能地排尽加载系统中的气体,以充分利用水的不可压缩性以改善加压装置的特性,从而为控制临界点附近的变形创造条件。关于这种加压装置的基本原理可参见文献〔5〕。

2. 测量系统:因本法采用位移(壳体的法向挠度)作为控制变量,故要求位移的测量装置准确而可靠,位移(或应变)的布点必须准确地反映试件的失稳型态。况且,布点应布在试件失稳波形的波峰或波谷上。为此,我们采取了如下措施:

- (1) 通过理论分析所得之失稳型态和屈曲试验的经验初定布点;
- (2) 适当多布点以弥补理论分析的不准确性;
- (3) 通过预试的结果调整布点。

对于模拟件,位移测点沿曲板中部周向布点;对于油箱内壁,其位移布点见图2。

3. 加载技术:加载的总原则是以位移(参照应变)控制载荷增量的大小与加载速率。加载过程一般可以分为“低载”、“中载”和“高载”三个阶段。所谓“低载”是指从零至理论临界载荷的30~40%,在这阶段,载荷-挠度曲线一般是接近线性的。此时,载荷级差或载荷增量可大一点,加载速率也可快一些。所谓“中载”是指理论值的40~60%。在这区间,载荷-挠度曲线开始出现明显的非线性,载荷增量和加载速率要逐渐减小,并且由所测各点位移值与应变值以及各点的载荷-位移关系曲线的变化情况,最后确定位移(应变)跟踪点。所谓“高载”阶段是最后趋近临界点的阶段。此时,载荷增量完全依据跟踪点的位移值和载荷-位移曲线的变化来确定。加载速率应很小,并且在每级加载过程中要实行“断续”加载,即有加有停,仔细盯住跟踪点的位移变化,逐步逼近临界点。对于加筋壳,临界点一到达,应主动迅速卸载。

4. 临界点的确定:一般来说,试件或真实结构往往存在几何上的初始缺陷。因此,它们一般是以极值点屈曲型式失稳。此时,载荷-位移曲线存在极值点,该极值点所对应的载荷就是临界载荷。在非破坏屈曲试验过程中,当所测跟踪点的载荷-位移曲线出现“平区”甚至出现曲线回降时,则表示已达到或稍过极值点。并且,还可能伴随有下列现象:载荷指示器的指针出现轻微的摆动(无别的干扰时),位移、应变指示器的指针出现滑动(载荷不变情况下)或移动迅速。我们把载荷-位移曲线出现“平区”所对应的载荷定为壳体的临界载荷。

四、实验结果

对于模拟件,采用以上介绍的非破坏试验方法,分别对九件加筋曲板进行了试验。边界条件分三种:四边单排螺栓连接;两直边对连三根铝角材;两直边对连五根角钢。加强角材主要用来限制曲板直边的周向位移,以研究不同的周向位移约束条件对曲板临界压力

的影响。

九个试件均是以总体弹性失稳型式屈曲的。用非破坏试验方法确定的临界压力见表2。典型的载荷 (P)-位移 (w) 曲线见图3。试验结果表明, 直边边界的周向位移约束对曲板外压临界载荷有十分明显的影响, 临界压力随曲板直边的周向位移的限制程度的提高而增大。

表2 模拟试件试验结果
Table 2 Test results of analogue specimens

试件编号	试验结果 P_{ij}^* 公斤/厘米 ²	支持情况
s6-1-4	0.76	无加强型材
s6-1-4	0.90	有三根加强铝型材
s6-1-4	0.97	有五根加强角钢
s6-2-1	1.45	无加强型材
s6-2-1	1.88	有三根加强铝角材
s6-2-2	1.49	无加强型材
s6-2-2	1.92	有三根加强铝角材
s6-2-3	1.50	无加强型材
s6-2-3	1.82	有三根加强铝角材
s6-2-4	1.43	无加强型材
s6-2-4	1.825	有三根加强铝角材
s6-2-4	2.91	有五根加强角钢
s6-3-1	1.132	无加强型材
s6-3-1	1.239	有三根加强铝角材
s6-3-1	1.519	有五根加强角钢
s6-3-2	1.10	无加强型材
s6-3-2	1.242	有三根加强铝角材
s6-3-2	1.49	有五根加强角钢
s6-3-3	1.109	无加强型材
s6-3-3	1.32	有三根加强铝型材
s6-3-4	1.09	无加强型材
s6-3-4	1.274	有三根加强铝型材

对于部分模拟件, 我们还作了重复性试验, 以证实所用非破坏试验方法的可靠性。表3列出了试件 s6-3-3 在两直边无加强型材情况下的两次试验数据。从表3中可看出, 两次测得的各级载荷下的位移值相差不超过0.5毫米, 其临界压力均为1.109公斤/厘米²。这样的数据在未实现非破坏的情况下, 是决不能得到的。

对于真实结构件, 用非破坏试验方法对3号至6号油箱内壁进行了外压稳定性试验。所得局部与总体失稳临界压力 P_{ij} 见表4。典型的载荷-位移曲线见图4和图5。

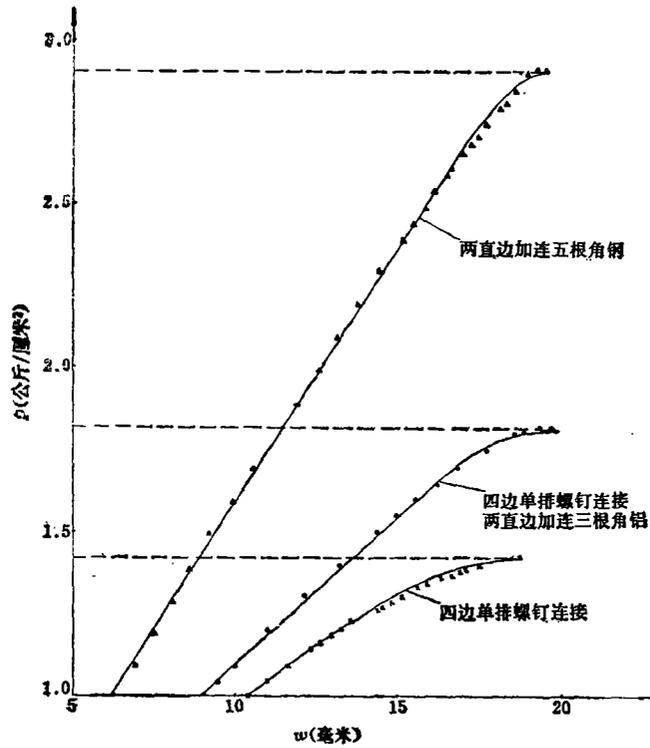


图3 压力-挠度曲线(s6-2-4)

Fig. 3 Pressure-deflection curve (s6-2-4)

表3 试件s6-3-3的重复试验结果

Table 3 Repeated test results of the specimen s6-3-3

压力 p 公斤/厘米 ²	跟踪点位移值 毫米		位移差值 $ w_1 - w_2 $
	第一次	第二次	
1.0	6.27	5.99	0.28
1.03	6.67	6.32	0.35
1.05	7.09	6.61	0.48
1.08	7.43	7.10	0.33
1.09	7.71	7.32	0.39
1.10	7.97	7.59	0.38
1.103	8.13	7.83	0.30
1.108	8.39	8.06	0.33
1.109	8.61	8.32	0.29
1.1	8.80	8.51	0.29
1.094	9.12	8.85	0.27
卸载			

表4 油箱内壁的试验结果

Table 4 Test results of internal panels of oil boxes

油 箱 号	临界压力(公斤/厘米 ²)	
	P_{ij}^{ib}	P_{ij}^{pi}
3° _F	—	2.26
4°	—	1.03
5°	1.745	2.10
6°	1.44	1.44

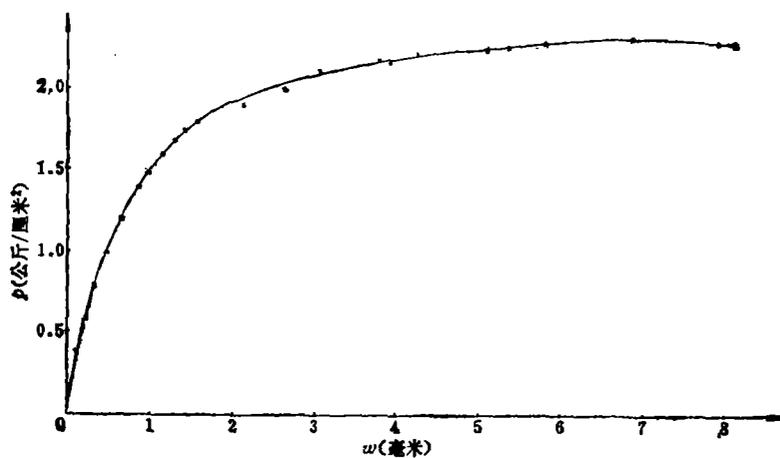


图4 压力-挠度曲线(3°油箱, 1°点)

Fig. 4 Pressure-deflection curve(oil box3, point 1)

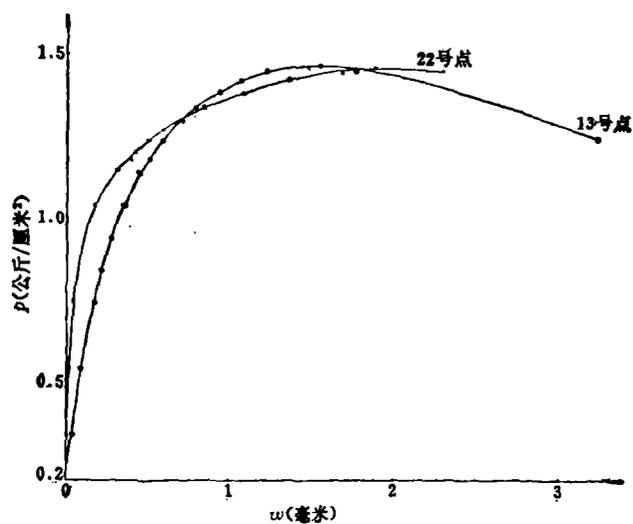


图5 压力-挠度曲线(6°油箱)

Fig. 5 Pressure-deflection curve(oil box6)

五、结 论

综上所述, 通过一批加筋曲板的外压稳定性试验, 特别是对某歼击机油箱内壁的外压稳定性试验, 证明所给出的非破坏试验方法是成功的。利用这种方法, 能够对壳体进行外压非破坏弹性稳定性试验。可准确地确定壳体失稳的上临界值; 进行边界条件(或其它环境条件)对壳体稳定性影响的研究; 对壳壳进行后屈曲特性的研究。同时, 为在真实壳体结构上实现非破坏屈曲试验, 提供了一种切实可行的很有经济效益的方法。

参 考 文 献

- [1] A. Sommerfeld, Eine Einfache Vorrichtung Zur Veranschaulichung des Knickungsvorganges, ZVDI, pp 1320-1323, 1905.
- [2] J. Singer and A. Rosen, The Influence of Boundary Condition on the Buckling of Stiffened Cylindrical Shells, in Buckling of Structures, IUTAM Symposium, Springer-Verlog Berlin Heidelberg New York, pp 227-250, 1976.
- [3] W. H. Horton, E. M. Nassar and M. K. Singhal, Determination of the Critical loads of Shells by Non-destructive Methods, Experimental Mechanics, Vol. 17, No. 4, pp 154-160, 1977.
- [4] 樊世荣, 锥壳在全面外压下超临界状态的实验研究, 力学学报, 第一期, 1980年。
- [5] Kaplan, A, Fung Y. C, NACA TN, 3212(1954).

NONDESTRUCTIVE EXPERIMENTAL METHOD FOR DETERMINING CRITICAL LOADS OF SHELL STRUCTURES UNDER EXTERNAL PRESSURE

Chen Huanxing, Li Wuquan, Rong Hongqun, Song Mu

(Aircraft Structural Mechanics Research Institute)

Abstract

A nondestructive experimental method is provided for determining critical loads of shell structures under external pressure. It is a step-by-step method using normal deflection of shell structures as control variation. The nondestructive buckling tests on 9 cylindrical panels made of LY12-CZ aluminum alloy with circumferential Ω -stiffeners and internal panels of 3rd to 6th oil boxes in an airplane fuselage were completed with the presented method. The critical pressures of shells were exactly determined. A preliminary investigation on influence of the circumferential restraint on the buckling loads of stiffened cylindrical panels has been carried out. The test results show that the nondestructive buckling experimental method is a success.