

飞机制造技术丛书

飞机钣金零件  
制造技术

常荣福 等编著



飞机制造技术丛书

# 飞机钣金零件制造技术

常荣福 等编著

国防工业出版社

(京)新登字106号

## 内 容 简 介

本书重点介绍了飞机钣金零件的制造方法，即框肋零件的成形(第二章)，型材零件的成形(第三章)，蒙皮零件的成形(第四章)，整体壁板零件的成形(第五章)和复杂形状零件的成形(第六章)。第一章概述中对成形极限和成形质量作了一般性的探讨。

本书可供从事飞行器钣金成形专业的工程技术人员、高等院校和中等专业学校的师生参考。也可供汽车制造业冲压专业的工程技术人员、师生参考。

《飞机制造技术丛书》

### 飞机钣金零件制造技术

常荣福 等编著

责任编辑 余发棣

\*

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号)

(邮政编码 100044)

新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

\*

850×1168毫米 32开本 印张5<sup>3</sup>/<sub>8</sub> 139千字

1992年9月第一版 1992年9月 第一次印刷 印数：0001—1,000册

ISBN 7-118-00933-4/V·79 定价：5.10元

中国航空学会  
《飞机制造技术丛书》编委会

**主 编** 罗时大  
**副主编** 马业广  
**编 委** 董 孝 程宝冀 杨彭基 屠德彰 陆颂善  
唐荣锡 郭兴中 戴世然 董德馨 孙肇卿  
武厚忠 黄道宏  
**责任编辑** 余发棣  
**秘 书 组** 梁国志 张士霖 杨奇光

## 前 言

《飞机制造技术丛书》是中国航空学会组织编写的。编委们都是飞机制造技术专业的学者和专家。他们毕生致力于飞机制造的生产、科研、教学、管理工作，有丰富的实践经验，在此基础上，组织和编写了这套《丛书》。

《丛书》的编写目的是：既要总结我国30多年飞机制造技术的经验，又要吸取外国先进的飞机制造技术，为总结经验、积累资料、培育人才、发展新技术打下基础。可以说，这是一项基础工程建设，具有重大的现实意义。

《丛书》共有15个分册，《飞机钣金零件制造技术》是其中一个分册。

飞机钣金零件制造技术是一门具有综合性和开发性的技术，它是飞机制造主要的基础技术之一。由于飞机上采用的钣金零件尺寸大、品种多、产量少、形状复杂、采用轻合金材料多，因而给飞机制造技术带来不少难题。为此，就在普通的钣金零件成形技术的基础上，发展了一套适应飞机特点的钣金零件成形新方法，自成体系。

本书着重介绍了飞机钣金零件制造技术，重点放在成形工艺上，力图使读者在解决具体问题时有一种正确的思路，本书共分六章：第一章介绍了飞机钣金零件制造技术的特点；第二章介绍了框肋零件成形；第三章介绍了型材类零件的成形；第四章介绍了蒙皮零件的成形；第五章介绍了整体壁板零件的成形；第六章介绍了复杂形状零件的成形。

本书由北京航空航天大学常荣福教授主编；由北京航空航天大学梁炳文教授主审。北京航空工艺研究所李国祥高级工程师参加编写。孙国壁、陈永春、林额戈同志提供了很多资料，对他们

的辛勤劳动表示衷心感谢。由于编者水平有限,难免有不少错误,请读者批评指正。

编 者

# 目 录

第一章 概述 .....	1
一、飞机钣金零件制造技术的特点 .....	1
二、成形极限 .....	6
三、成形质量 .....	13
第二章 框肋零件的成形 .....	24
一、零件的特点 .....	24
二、常用的成形方法 .....	25
三、橡皮成形压床 .....	27
四、橡皮的变形特性 .....	28
五、橡皮成形的机理 .....	30
六、橡皮成形的柔性制造系统 .....	42
第三章 型材类零件的成形 .....	43
一、板弯型材的压弯成形 .....	43
二、型材零件弯曲的特点 .....	50
三、型材零件的滚弯成形 .....	52
四、型材零件的拉弯成形 .....	56
第四章 蒙皮零件的成形 .....	65
一、典型零件分类 .....	65
二、单曲度蒙皮零件的成形 .....	67
三、双曲度蒙皮零件的成形 .....	71
第五章 整体壁板零件的成形 .....	94
一、整体壁板零件的分类 .....	94
二、整体壁板零件制造方案的选择 .....	99
三、整体壁板零件的成形 .....	104
四、整体壁板零件的喷丸成形 .....	117
第六章 复杂形状零件的成形 .....	141
一、典型零件分类 .....	141
二、落压成形 .....	144
三、橡皮拉深成形 .....	157
四、机上铸模成形 .....	165

# 第一章 概 述

钣金成形技术研究的主题可归纳为三个方面：第一，研究板材未达到成形极限之前，怎样顺利地使材料的变形进行下去，以制造出合格的零件；第二，研究怎样增大成形极限值，以使材料发挥更大的塑性；第三，研究怎样使成形出的零件，既符合质量上的要求，又符合经济上的要求。

本书的其它章中，将结合飞机钣金成型的主要方法，重点阐述第一个方面的问题。当然，也将涉及到第二和第三个方面的问题。

本章将对飞机钣金零件制造技术的特点，成形极限和成形质量的共性问题，作一般性的探讨。

## 一、飞机钣金零件制造技术的特点

飞机制造技术，包括飞机钣金零件制造技术在内，是一门汇集了多种应用科学，有高度综合性和开发性的技术。由于飞机的特点，飞机钣金零件制造技术又具有与其它工业钣金技术不同的特点。

飞机钣金零件制造技术是经过相当长的时间，随着飞机的发展而逐渐形成的一门专业技术。究其开始，可追溯到飞机由木质结构转变为半金属半木质结构的年代。初期的飞机大多数是在小手工作坊中制造出来的，所用钣金零件也都是手工敲打制成的。30年代，人们对飞机的需要量增大，飞机生产曾一度附在汽车制造厂进行；于是飞机钣金技术又吸收了不少汽车钣金零件的制造技术；半硬壳式机体结构在飞机上的应用和铝合金板的大量生产，使飞机在载重和飞行速度上获得了一次飞跃。全金属飞机很快地淘汰了木质飞机，于是钣金成形和铆接装配成为了飞机制造的主

要技术；现代飞机又开始较多的采用非金属复合材料结构，用量已达机体结构重量的3~10%，应用部位正由次要结构向主结构发展，有替代大部分钣金结构之趋势。但是，铝锂等新型铝合金的兴起，已成为复合材料强有力的竞争对手，将来发展如何，目前虽尚难预料，看来钣金成形技术在飞机制造中的基础地位仍是不可动摇的。

近代飞机机体的半硬壳式结构，主要由有曲面外形的薄蒙皮或整体厚蒙皮和支撑蒙皮的纵、横轻骨架所组成，有的还将蒙皮和支撑骨架组合为一体，称为带筋整体壁板。因此，飞机钣金零件（图1-1）的特点如下。

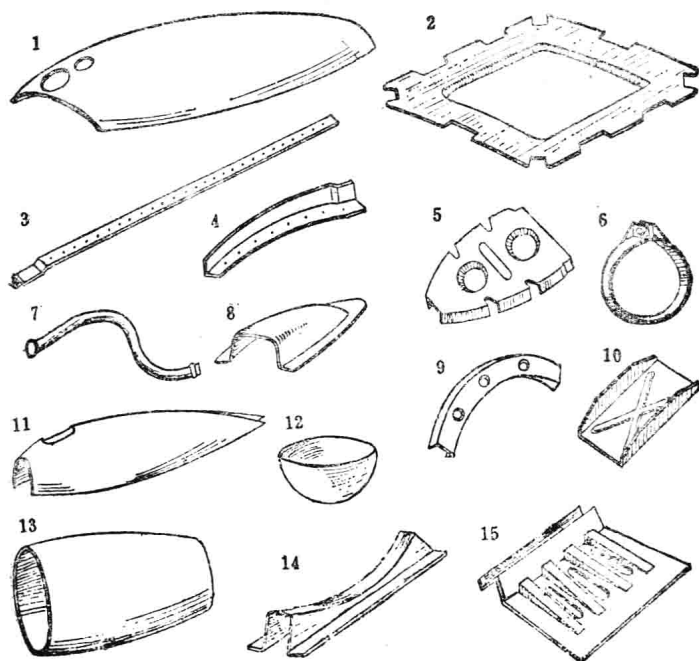


图1-1 飞机钣金零件

- 1—蒙皮；2—口框；3—长桁；4—肋缘；5—翼肋；6—卡箍；7—导管；8—整流罩；9—框缘；10—隔板；11—翼尖；12—半球；13—副油箱壳体；14—支架；15—加强板。

1. 零件的品种项数多 钣金零件的品种项数约占全机的70~80%。一般歼击机在一万项以上,轰炸机在4万项以上,而大型运输机达6万项以上。

2. 零件的结构复杂 钣金零件大都采用板材、型材和管材制成。零件大多具有不规则曲面的外形,也就是说,除几何尺寸有要求之外,对外形还有要求;整体结构的应用,使蒙皮的内结构复杂化了,出现了整体厚蒙皮(蒙皮厚度按设计需要而变化)和带筋整体壁板。

3. 零件的外廓尺寸大 根据机型的不同,翼展可为10~45m,机身長8~35m,由此决定了零件的尺寸相对的也较大。例如,大型客机机翼整体厚蒙皮零件已长达32m,宽达3.5m,机身蒙皮的长度也接近10m。

4. 零件的刚度小 这是显而易见的,许多零件由于搬运不当都将造成变形。

5. 零件的质量要求越来越高 特别是与气动表面接触的零件,要求光滑流线,不允许划伤和擦伤等,要求特高的还需使用镜面蒙皮;随着飞机寿命要求的提高(现代客机5万飞行小时,现代歼击机8000飞行小时),必须考虑钣金零件疲劳破坏的问题。因此,也开始对主要承力钣金零件成形后的质量提出了要求。

6. 零件的稳定性差 航空科学技术发展迅速,不论军机或民机,都是一个型号接着一个型号在发展,间隔时间很短,有的甚至相互搭接。即使是定型的产品,飞机结构也经常在修改和变动。因此,影响到钣金零件也在不断变化之中。

7. 零件的生产批量小 这也是由飞机生产特点决定的,特别是在和平时期,军用飞机常常只能进行小批生产。因此,每批零件的生产数量,少的只几件或几十件,多的也只几百件。

8. 零件的用材大多数为铝合金 其中以高强度硬铝LY12和超硬铝LC4应用最多。现代飞机已开始试用新一代的铝锂合金,有希望成为现有铝合金的替代材料。此外,在飞机的耐热部位和强度要求特别高的部位,则使用了钛合金和合金钢的板材和管

材等。

针对以上特点，特别是零件的品种项数多，生产批量小和稳定性差，导致了模具数量多，而且模具的结构不能太复杂。经过几十年的实践，飞机钣金制造技术逐渐摸索到了一些适应自己特点的成形方法，于是，飞机钣金成形技术具备了有别于其它工业冲压成形技术的特色，这些特色可概括如下：

1. 广泛使用通用成形设备 除采用一般行业使用的普通冲床、液压机、压弯机（闸压床）、弯板机和滚弯机之外，还发展了适用某一类零件成形的专用设备，如蒙皮拉形机和橡皮囊液压成形机等。

2. 广泛使用无模成形方法 如喷丸成形、无模拉形、滚弯成形、弯板机弯曲成形、单轮滚辗成形和逐点成形等。

3. 广泛使用半模成形方法 如拉形、拉弯、旋压、橡皮成形（用立式和筒式机床）、胀形（机械、液压或气压）和高能成形等。

4. 广泛采用简易模和通用模成形 如液压成形、易熔合金模成形、逐点成形、压弯成形、以及采用夹板下料模、电磁模座、弓形冲孔模、通用下陷模和通用切斜角模等。

5. 尽量少用工具模成形 工具模的采用，一般限于批量较大的标准件，适应范围较广的局部成形与冲减轻孔等加工。当然，对少量形状复杂、成形中易起皱的零件，有时也不得不选用常规冲压的工具模。

6. 发展了零件长度不受设备制造能力限制的成形方法 这主要是适应大型壁板和蒙皮零件成形而发展的，如喷丸成形、无模拉形、逐点成形和应力松弛成形等。

7. 利用材料的热处理状态进行成形 一般钣金零件的使用状态都是淬火时效。对于一般形状简单、成形中变形量不大的零件，可直接采用淬火时效状态的板料成形。但大多数钣金件变形量较大，采用硬料无法成形。我国一般多采用退火料成形和淬火后校修的方法，现正在推广新淬火料成形方法。如果成形的精度

要求高，采用后种方法，可大大减少或取消手工修整的工作量。

8. 手工成形和大量的手工校修愈来愈不适应现代飞机发展的要求。飞机钣金成形技术是从手工成形起家的。在现代钣金件的制造技术中，对于某些形状特别复杂的零件，或者为了减少工装的数量，还是采用手工成形或手工辅助成形的。目前我国仍在大量采用退火料成形方法和用硝盐槽加热（热处理用）的情况下，大量的手工校修劳动量也是不可避免的。但是，手工敲修对零件的疲劳强度有损害，尤其在现代大型客机钣金零件的生产中，已严加限制。

9. 钣金零件的协调问题突出，特别是复杂钣金件。钣金协调是泛指钣金零件工艺装备与装配工艺装备以及钣金零件工艺装备之间的相互协调，使钣金零件符合装配要求。钣金零件的协调要求可分为两类：其一，非叠合表面仅需在控制切面处保证协调；其二，相互叠合的立体零件需要保证整个叠合表面之间的协调。对于前者一般用模线样板法保证，对于后者应采用立体制造依据，统一协调与制造有关的工艺装备。常用的立体制造依据有模型、总模型（包含若干零件的模型）、表面标准样件、安装标准样件、反模型和实样等。近代，计算机辅助几何设计和辅助制造技术的应用，可用数字量代替传统使用的模拟量进行转换与传递，不仅可以提高各个环节的精度，还为复杂型面的加工开辟了新的途径，可大大缩短生产准备周期。但出于经济上的考虑，用数控机床直接加工立体模具的实例还不多，一般仅用于制造原始模型和样板。飞机生产中，因产量小，生产准备期短，塑料工艺装备仍占有重要的地位。因此，模型-反模型仍不失为复杂钣金零件的主要协调方法。

10. 钣金零件的成形方法繁多。制造同一种钣金件，可以使用好几种方法成形。因此，必须根据零件的生产数量，对工艺方案进行经济比较后加以选择。例如，成形薄的双曲度蒙皮，产量在20件以内，手工单轮滚辗可能比拉形经济；弯曲型材零件，45件以内滚弯可能比拉弯经济；制作板弯直型材，生产量在900 m

以上，采用多滚成形可能比压弯成形经济；制作弯边方向相同的薄（1.2mm以内）铝合金钣金零件，可以采用手工、压弯和橡皮压制等三种成形方法，在任何产量下，压弯优于手工；而产量大于44件时，橡皮压制最好；少于44件时，压弯最好。

## 二、成形极限

成形极限是指板材在一定的变形方式和变形条件下，成形再无法继续进行下去的限度，也就是达到了这种变形方式和变形条件下的极限变形能力。

钣金零件的种类繁多，形式各异，成形方法多种多样，但基本的变形方式不外乎是弯曲、翻边、拉深和局部成形（或胀形）。它们的应力应变状态和变形程度的表示方法见表1-1。当然，零件成形时，材料的变形区往往是以上几种基本变形方式的复杂组合。

若从板料的变形性质来看，钣金零件的成形方法虽然很多，但无非是“收”和“放”两种。

所谓“收”就是依靠板料的收缩变形来成形零件。“收”的特点表现为板材纤维的缩短和厚度增加。以压缩（收缩）变形为主的变形方式是拉深和凸弯边成形。

所谓“放”就是依靠板料的拉伸变形来成形零件。“放”的特点表现为板材纤维的伸长和厚度减薄。以拉伸变形为主的变形方式是翻边、局部成形、胀形和凹弯边成形等。

此外，有些变形方式则是拉伸和压缩变形的对应组合。例如弯曲，弯曲中性层以内为“收”，以外为“放”。

“收”的主要问题是起皱，“放”的主要问题是拉裂。因此，起皱和拉裂是钣金成形过程继续进行的两种主要障碍，这两种障碍实质上都是板料塑性变形不能稳定进行的结果。

值得指出的是，为了判断一次成形的可能性，可以参考各种手册中的成形极限参数，但在使用手册资料时，必须注意零件成形条件和试验条件的差别，切忌盲目搬用。此外，现有手册资料还远不能满足生产实际的需要，所以在工作中必须重视实践经

表1-1 钣金零件的基本变形方式

变形方式	简图	应力应变状态 <sup>①</sup>	变形程度
弯曲		<p>外区(拉区)</p> <p>内区(压区)</p>	<p>相对弯曲半径</p> $\frac{R}{t}$
翻边			<p>翻边系数</p> $K_F = \frac{d_0}{D}$
拉深		<p>变形区</p> <p>传力区</p>	<p>拉深系数</p> $m = \frac{d}{D_0}$
局部成形			<p>平均延伸率</p> $\delta = \frac{Z - Z_0}{Z_0}$ <p>相对高度</p> $\frac{h}{d}$
胀形			<p>胀形系数</p> $K_2 = \frac{D_{max}}{D_0}$

①  $\theta$  为切向,  $r$  为径向,  $b$  为宽向,  $t$  为厚向。

验的积累，培养对复杂零件成形可能性进行估算的能力；最好通过系统工艺试验，逐步建立适合本部门材料特点和零件特点的指导性资料。

### 1. 成形的起皱极限

本节讨论成形的起皱极限。但应注意到，在某些情况下，成形过程中允许起皱，然后消皱，借以制出零件。

#### (1) 起皱的原因

在材料力学有关压杆稳定性的分析中，我们已经熟知：在弹性变形阶段，当压力增到某一临界值时，压杆就已失去保持其原来直线变形状态。在塑性变形时，同样也会产生受压失稳的现象。

钣金成形中，当成形中的压缩变形力大于板料的抗压稳定性时，即成形的压缩变形量大，而板料的相对厚度小，受压区材料四周的支持情况差，就会产生皱纹。

起皱的临界应力，可以用弹性和塑性力学的理论进行定量计算，但事实上由于数学计算式太繁，而许多钣金零件的形状又太复杂，难以进行定量分析，所以实际生产中多用经验公式作粗略估算。例如，

$$\frac{t}{D_0} \times 100 = 4.5(1 - m) \quad (1-1)$$

即代表拉深时可以不用压边装置的条件，表示了毛料相对厚度  $t/D_0$  和拉深系数  $m$  之间的近似关系。

#### (2) 影响失稳起皱的因素

根据《板料成形塑性理论》书中的分析，弹性压缩失稳的临界应力  $(\sigma_{cr})_E$ 、塑性失稳的折减模量临界应力  $(\sigma_{cr})_{Er}$  和塑性失稳的切线模量临界应力  $(\sigma_{cr})_D$  的公式如下：

$$(\sigma_{cr})_E = \frac{\pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left( \frac{t}{L} \right)^2 \quad (1-2)$$

$$(\sigma_{cr})_{Er} = \frac{\pi^2 E_r}{12(1 - \nu^2)} \left( \frac{t}{L} \right)^2 \quad (1-3)$$

$$(\sigma_{cr})_D = \frac{\pi^2 D}{12(1 - \nu^2)} \left( \frac{t}{L} \right)^2 \quad (1-4)$$

式中  $L$ ——板的长度；  
 $t$ ——板的厚度；  
 $E$ ——弹性模数；  
 $D$ ——应变刚模数；  
 $\nu$ ——泊松比；  
 $E_r$ ——折减模数，

$$E_r = \frac{4ED}{(\sqrt{E} + \sqrt{D})^2} \approx 4D \quad (1-5)$$

从公式中可以看出：

- a. 材料的  $E$ 、 $D$  值愈大，抵抗失稳起皱的能力愈强；
- b. 板料的塑性变形愈大，抵抗失稳起皱的能力愈弱；
- c. 板料抵抗失稳起皱的能力，与材料相对厚度的平方  $(t/L)^2$  成正比。

上述公式是在板条一端为固定铰支另一端为可动铰支的情况下推导出来的。显然，支撑情况变化了，临界应力也将变化。例如，一端自由、另一端固定时， $\sigma_{cr}$  将减小 4 倍；二端固定时  $\sigma_{cr}$  将增加 4 倍。此外，如果板条的侧向受到支承，起皱情况将得到很大的改善。

应当注意的是，在拉-压复合应力状态下，拉应力的大小对起皱将有显著影响。钣金零件上常设计一些加强埂或加强窝，其目的除增加零件刚度之外，还用以消除成形中的起皱和局部松弛引起的鼓动现象。

综上所述，防止起皱的基本措施是采用刚性支持和减少变形区的压应力。

### (3) 皱纹的种类

板料成形时，可能产生的皱纹有多种类型。

a. 按毛料型式分有板材皱、型材皱和管材皱。后者按受压方式不同又可分为轴向受压失稳形成的波纹管皱和宝石皱，以及弯曲时内壁受压形成的内皱等。

b. 按起皱的部位分有内皱和边皱。内皱按形成的原因又可分为：无侧向支承造成的压缩皱，如出现在球形件悬空段的皱；

非均布拉力造成的拉力皱，如出现在蒙皮拉形顶部的皱；材料过多而展不开的富料皱，如出现在油箱有起伏形状底部的皱等。

c. 按起皱的时机分有成形中形成的成形皱，以及卸载回弹时受压引起的卸载皱。

d. 按起皱的先后次序分有首次皱、二次皱和多次皱（详见第二章）。

e. 按起皱的原因分有压缩皱（如拉深件突缘上的边皱）、剪切皱（如盒形件拉深时出现在4个圆角与直线段交界处的壁部）和由非均布拉应力引起的拉力皱和富料皱等。

## 2. 成形的拉裂极限

### (1) 拉伸的成形极限

在以拉为主的变形方式中，板料往往过渡变薄甚至断裂，这种现象实质上 and 失稳起皱一样，也是变形不能稳定进行的结果。不同的是，拉伸失稳只能发生在材料的塑性变形阶段。

板料在拉力作用下，一方面承载面积缩减，另一方面材料的应变刚效应增加。当应变刚效应的增量足以补偿承载面积的缩减时，拉伸变形可以稳定地进行下去。当两者恰好相等时，拉伸变形处于临界状态，失稳点首先发生在承载能力最为薄弱的部位，产生颈缩。

一般而言，板料的拉伸失稳具有两个不同的发展阶段，即所谓分散性失稳与集中性失稳。分散性失稳的极限状态是产生颈缩；而集中性失稳的极限状态，则是材料的分离—拉断。

由此看来，如果单从板料拉伸变形的稳定性着眼，可以用分散性失稳作为判断标准；但从板料破裂前极限变形程度的估计着眼，就应以集中性失稳作为标准了。可是，在生产中，板件一旦出现颈缩，该工件即为废品；有时，板件表面一旦出现较严重的桔皮现象，也是废品。所以实用的拉伸成形极限，并不是以材料出现破裂为标志的。

### (2) 影响拉伸成形极限的因素

一般说来，影响材料拉伸成形极限的因素如下：