

客机概念设计中主要参数初估 的计算工具

A Tool for Initial Sizing in Conceptual Design of Civil Aircraft

潘立军 余雄庆 / Pan Lijun Yu Xiongqing

(南京航空航天大学, 南京 210016)

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要:

主要总体参数的初估是客机概念阶段的一项重要工作。本文目的是为客机概念设计开发一个总体参数的初估工具。通过文献分析和理论推导,总结出一种初步确定客机主要总体参数的方法。该方法只需输入商载、航程、飞行性能要求,以及较少的预估参数,就可计算出翼载、推重比和重量特性。根据该方法,应用MATLAB编程技术开发了一个具有良好用户界面的计算工具。算例验证表明,由该计算工具确定出的总体主要参数与参考机型基本一致。

关键词: 客机;概念设计;总体参数初估;飞机设计

中图分类号: V221

文献标识码: A

[**Abstract**] Initial sizing is one of the important tasks in conceptual design of civil jets. The aim of this paper is to develop an initial sizing tool for rapid conceptual design of civil jets. Through literature review and theoretical analysis, the initial sizing method of civil jets is presented. The method needs only the simple inputs, including payload, range, flight performance requirements and a few pre-estimated parameters. The wing loading, thrust-to-weight ratio and weight properties of the jets can be estimated. Based on the method, a tool with friendly graphical user interface was developed by use of MATLAB programming. The validation cases show that the results determined by the tool are fairly consistent with the reference jets.

[**Key words**] civil jet; conceptual design; initial sizing; aircraft design

0 引言

在飞机概念设计阶段,需要根据设计要求(商载、航程、飞行性能要求等)初步确定飞机的主要总体参数,包括翼载、推重比、重量特性(包括最大起飞重量、使用空重、设计燃油重量等)。在飞机总体设计的初始阶段,关于飞机总体方案的信息很少,因此希望能根据很少的输入数据,初步确定出飞机主要总体参数。通常采用快速的工程计算方法估算这些参数。为帮助设计人员能快速初估飞机主

要总体参数,国外研究人员开发了一些计算工具。例如,Hays 建议用电子表格的方式帮助设计人员快速确定飞机主要总体参数^[1];Raymer 编写了一个轻型飞机主要总体参数的计算程序^[2];Howe 根据他自己编写的教材,开发了多种类型飞机主要总体参数的估算程序^[3]。Scholz 开发了客机主要总体参数的估算程序^[4]。上述研究工作中都用电子表格为手段,开发了飞机主要总体参数的估算工具,但用户界面还不尽人意。本文针对喷气客机主要总体参数快速估算的问题,通过文献分析,提炼了一种

基金项目: 本文由江苏高校优势学科建设工程基金资助。

工程计算方法,应用 MATLAB 编程工具,开发了一个更易于使用的喷气客机主要总体参数计算工具。

1 计算方法

1.1 翼载和推重比的估算方法

估算翼载和推重比的依据是设计要求中规定的飞行性能要求,主要包括起飞场长、爬升率、巡航高度和速度、进场速度、着陆场长、复飞性能要求等。翼载和推重比的估算通常采用界限线方法^[5]。应用界限线方法,可获得一个满足设计要求的推重比和翼载的可选区域。在可选区域内,可确定出合适的推重比和翼载。绘制界限线的关键是要找出各项飞行性能与推重比和翼载之间的函数关系。

通过理论分析和相关文献的研究,以下给出各项飞行性能与推重比和翼载的计算公式。其中各项飞行性能的定义参照了中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准(简称 CCAR-25)。

1.1.1 起飞场长

起飞场长是下述距离中的大者:(1)平衡场长;(2)全发工作时从起飞始点到飞机高于起飞表面 10.7 m 的一点所经过水平距离的 115%。

飞机在水平跑道上起飞滑跑过程中满足如下运动方程:

$$s_{\text{TOG}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{\text{MTO}}(V_{\text{LOF}} - V_{\text{W}})^2}{T_{\text{TO}} - D_{\text{TO}} - \mu \cdot (m_{\text{TO}} \cdot g - L_{\text{TO}})} \quad (1)$$

其中: s_{TOG} 为起飞滑跑距离; m_{MTO} 为最大起飞重量; V_{LOF} 是离地速度; V_{W} 是风速; T_{TO} 为推力; D_{TO} 为空气阻力; L_{TO} 为升力; μ 是滑动摩擦系数, g 为重力加速度。

飞机离地瞬间,假设升力等于重力,可以得到离地瞬间时的速度:

$$V_{\text{LOF}} = \sqrt{\frac{2g \cdot m_{\text{TO}}}{\rho \cdot S_{\text{W}}} \cdot \frac{1}{C_{L,\text{LOF}}}} \quad (2)$$

再进行如下假设:不考虑风的影响;推力 T_{TO} 比空气阻力 D_{TO} 和滑动摩擦力大很多。式(1)可简化为:

$$s_{\text{TOG}} = \frac{g}{\rho \cdot C_{L,\text{LOF}}} \cdot \frac{m_{\text{MTO}}/S_{\text{W}}}{T_{\text{TO}}/(m_{\text{MTO}} \cdot g)} \quad (3)$$

由于忽略了阻力,上式得到的起飞滑跑距离偏小,但用于初估还是合适的。

假设起飞场长 s_{TOFL} 与起飞滑跑距离 s_{TOG} 成正比,且用起飞最大升力系数 $C_{L,\text{max,TO}}$ (襟翼在起飞位置)代替离地升力系数 $C_{L,\text{LOF}}$ 。根据文献[6]的统计

分析,起飞场长与推重比与翼载的关系式为:

$$\frac{T_{\text{TO}}/(m_{\text{MTO}} \cdot g)}{m_{\text{MTO}}/S_{\text{W}}} = \frac{k_{\text{TO}}}{s_{\text{TOFL}} \cdot \sigma \cdot C_{L,\text{max,TO}}} \quad (4)$$

其中, $k_{\text{TO}} = 2.34 \text{ m}^3/\text{kg}$ 。

根据文献[3],最大起飞升力系数估算式为:

$$C_{L,\text{max,TO}} = (1.5 + \Delta_{\text{LET}} + \Delta_{\text{TET}}) \cos \Lambda_{1/4} \quad (5)$$

其中: Δ_{LET} 为前缘襟翼引起的增量,起飞状态通常取 0.4; Δ_{TET} 为后缘襟翼引起的增量,其数值可以根据表 1 选取; $\Lambda_{1/4}$ 为机翼 1/4 弦线后掠角。

表 1 后缘襟翼引起升力系数增量

襟翼类型	起飞 Δ_{TET}	着陆 Δ_{TEL}
简单襟翼	0.3	0.6
单缝襟翼	0.5	1.0
双缝/富勒襟翼	0.7	1.35
三缝襟翼	0.8	1.55

1.1.2 第二阶段单发停车时爬升率

根据 CCAR-25,第二阶段爬升中单发停车时,在速度 V_2 的定常爬升梯度必须满足以下要求:双发飞机不得小于 2.4%;三发飞机不得小 2.7%;四发飞机不得小于 3.0%。其中飞机起落架在收起位置。

由于爬升角通常较小,若设爬升角为 γ ,故可认为: $\cos \gamma \approx 1$, $\sin \gamma \approx \tan \gamma$,其中 $\tan \gamma$ 为爬升梯度。假设飞机配装的发动机个数为 n_{E} ,推重比至少要满足式(6):

$$\frac{T_{\text{TO}}}{m_{\text{MTO}} \cdot g} = \left(\frac{n_{\text{E}}}{n_{\text{E}} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \quad (6)$$

其中 E 为第二阶段爬升时升阻比。估算 E 需要先估算第二阶段爬升时的升力系数和阻力系数。

假设升力等于重力,且起飞和第二阶段爬升过程中飞机重量不变。因为第二阶段爬升过程中速度为失速速度的 1.2 倍,故此时代升力系数为:

$$C_{L,2} = \frac{C_{L,\text{max,TO}}}{1.44} \quad (7)$$

阻力系数计算式为:

$$C_{\text{D}} = C_{\text{D},\text{P}} + \frac{C_{L,2}^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (8)$$

上式中第二项为诱导阻力系数,其中 A 为机翼展弦比, e 为奥斯瓦尔德因子,在襟翼和缝翼打开时可近似认为等于 0.7^[6]; $C_{\text{D},\text{P}}$ 为型阻系数,其计算式为:

$$C_{\text{D},\text{P}} = C_{\text{D},0} + \Delta C_{\text{D},\text{flap}} + \Delta C_{\text{D},\text{slat}} + \Delta C_{\text{D},\text{gear}} \quad (9)$$

其中, $C_{D,0}$ 为干净构型的零升阻力系数, 近似假设为 0.02; $C_{D,slat}$ 为前缘缝翼展开引起的阻力系数增量, 一般很小, 可忽略; $\Delta C_{D,gear}$ 为起落架放下引起的阻力系数增量, 近似认为等于 0.015; $\Delta C_{D,flap}$ 为襟翼展开引起的阻力系数增量。根据文献[6], 对于常规布局客机, $\Delta C_{D,flap}$ 的估算式为:

$$\begin{aligned} \Delta C_{D,flap} &= 0.05C_L - 0.055 \quad (C_L > 1.1) \\ \Delta C_{D,flap} &= 0 \quad (C_L < 1.1) \end{aligned} \quad (10)$$

1.1.3 巡航速度和高度

首先推导推重比与巡航速度和巡航高度之间的关系。巡航时, 推力等于阻力, 即:

$$T_{CR} = D_{CR} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{E} \quad (11)$$

严格意义上讲, 巡航阶段的性能要求是具有一定爬升能力的。因为在实用升限飞行时, 飞机仍然需有一定的爬升率, 因此推力等于阻力的假设是不安全的。但上式中, 重量采用的是最大起飞重量, 而不是巡航时的重量。这样就留有了一定的安全裕度, 可抵消原先不保守的假设。故有:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{T_{TO} \cdot E} \quad (12)$$

式中, E 为巡航时的升阻比, 将上式变换后有:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR}/T_{TO}) \cdot E} \quad (13)$$

发动机巡航推力与海平面静推力之比可近似表示为^[3]:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = [K_1 + K_2 BPR + (K_3 + K_4 BPR) M] \cdot \sigma^s \quad (14)$$

其中, BPR 为发动机的涵道比; σ 为巡航高度处的大气相对密度; M 为巡航马赫数; K_1 、 K_2 、 K_3 、 K_4 和 s 为系数, 取决于涵道比和飞行速度, 具体数值参见文献[3]。

巡航最大升阻比 E_{max} 与几何参数存在近似关系式^{[4][7]}:

$$E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} \quad (15)$$

其中, S_{wet}/S_W 为飞机浸湿面积与机翼面积之比, 对于常规构型通常在 5.0 ~ 7.0 之间; k_E 为一个常数, 对于短程运输机, $k_E = 15.15$; 对于中程运输机, $k_E = 16.19$; 对于远程运输机, $k_E = 17.25$ 。

假设喷气运输机巡航时的升阻比为最大升阻比的 0.9 倍, 故巡航时的升阻比 E 可取为:

$$E = 0.9E_{max} \quad (16)$$

巡航时升力等于重力, 因此翼载与巡航速度和高度(或大气密度)之间满足关系式:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2 q}{g M^2} = \frac{C_L \cdot M^2 \gamma p(h)}{g} \quad (17)$$

式中 q 为巡航时的动压; $p(h)$ 为海拔高度 h 处的压强; γ 为比热比, 通常取 1.4; C_L 为巡航时升力系数。而最大升阻比巡航时的升力系数 $C_{L,m}$ 可通过 E_{max} 求得, $C_{L,m}/C_L$ 可根据式(16)推导求得, 故 C_L 可求, 具体计算过程参见文献[4]。上式中仍然用最大起飞重量代替巡航重量, 也有一定的安全裕度。

1.1.4 进场速度与着陆距离

记 m_{ML} 为飞机最大着陆重量, 最大着陆重量时的翼载为 m_{ML}/S_W 。由于要求进场速度 V_{APP} 不小于失速速度 $V_{S,L}$ 的 1.3 倍, 因此着陆时翼载与 V_{APP} 关系式如下:

$$m_{ML}/S_W = \frac{\rho \cdot V_{APP}^2}{2 \cdot g \cdot 1.3^2} \cdot C_{L,max,L} \quad (18)$$

其中 ρ 为大气密度, $C_{L,max,L}$ 为着陆最大升力系数。

因此, 起飞翼载与 V_{APP} 关系式可写为:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{m_{ML}/S_W}{m_{ML}/m_{MTO}} = \frac{k_A \cdot \sigma \cdot V_{APP}^2 \cdot C_{L,max,L}}{m_{ML}/m_{MTO}} \quad (19)$$

上式中 $k_A = 0.0369 \text{ kg} \cdot \text{s}/\text{m}^4$, σ 为大气相对密度。

对于不同类型的喷气运输机, 最大着陆重量与最大起飞重量比值的统计关系如表 2 所示^[8]。

表 2 最大着陆重量与最大起飞重量之比的统计数据

飞机类型	最小值	平均值	最大值
短程	0.90	0.93	0.97
中程	0.76	0.88	0.95
远程	0.65	0.78	0.95
超远程	0.65	0.71	0.73

着陆时最大升力系数可根据式(20)估算^[3]:

$$C_{L,max,L} = (1.5 + \Delta_{LEL} + \Delta_{TEL}) \cos \Lambda_{1/4} \quad (20)$$

其中, Δ_{LEL} 为前缘襟翼引起的升力系数增量, 着陆时通常取 0.65; $\Lambda_{1/4}$ 为机翼 1/4 弦线后掠角; Δ_{TEL} 为后缘襟翼引起的增量, 其数值可参照表 1 选取。

着陆距离是指飞机从高于着陆表面 15m 到飞机着陆至完全停止所需的水平距离。考虑安全因素, 着陆场长是着陆距离的 1.67 倍。着陆场长与进场速度有如式(21)所示的统计关系^[6]:

$$V_{APP} = k_{APP} \sqrt{s_{LFL}} \quad (21)$$

其中, V_{APP} 的单位为 m/s , s_{LFL} 为着陆场长, 单位为 m 。用目前典型客机的着陆场长与进场速度数据对上式进行验证, 其结果是: 对于单通道飞机, k_{APP} 应取 1.80; 对于双通道飞机, k_{APP} 应取 1.70。

由于前面已获得了进场速度与翼载之间的关系式, 根据式(19)和式(21)可获得着陆场长与翼载之间的关系式:

$$m_{MTO}/S_W = \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L, \max, L} \cdot s_{LFL}}{m_{ML}/m_{MTO}} \quad (22)$$

$$\text{其中, } k_L = k_A \cdot k_{APP}^2$$

1.1.5 复飞爬升率

适航条例对复飞时定常爬升梯度的要求是: 双发飞机的爬升梯度不得小于 2.1%, 三发飞机的爬升梯度不得小于 2.4%, 四发飞机的爬升梯度不得小于 2.7%。

复飞爬升率计算条件是: (1) 临界发动机停车, 其余发动机处于复飞设置可用推力状态; (2) 最大着陆重量; (3) 按正常着陆程序制定的爬升速度, 但不大于 $1.5V_S$; (4) 起落架收起。

复飞推重比计算方法与第二阶段爬升很相似, 不再重复。

1.2 重量的估算

客机的最大起飞重量 (m_{MTO}) 等于设计商载 (m_{PL})、设计燃油重量 (m_f) 和使用空重 (m_{OE}) 之和。按重量系数方式, 可写为:

$$\frac{m_{PL}}{m_{MTO}} + \frac{m_f}{m_{MTO}} + \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 1 \quad (23)$$

上式中, 左边第一项为设计商载系数, 第二项为设计燃油系数, 第三项为使用空重系数。

1.2.1 设计燃油系数估算

设计燃油重量估算的依据是飞行任务剖面, 它包括两个部分: (1) 任务燃油, 即设计航程所需的燃油; (2) 备用燃油, 即飞往备降场所需的额外燃油。

(1) 任务燃油估算

Torenbeek 给出了一个估算任务燃油的方法^[9]。对于给定的设计航程, 计算公式如下:

$$\frac{m_{fm}}{m_{MTO}} = \frac{R}{\frac{3600\alpha_0 M}{C/\sqrt{\theta}} \cdot E + 0.5R} + 1.4 \frac{h + \frac{V^2}{2g}}{\frac{3600\alpha_0 M}{C/\sqrt{\theta}}} \quad (24)$$

其中, m_{fm} 为任务燃油重量, C 为巡航耗油率 (单

位为 $lb/lb/hr$), R 为航程 (m), h 为巡航高度 (m), V 为巡航速度 (m/s), M 为巡航马赫数, E 为巡航升阻比, α_0 为海平面声速, θ 为大气相对温度 (巡航高度上温度与海平面温度之比)。

(2) 备用燃油估算

根据备用燃油规则, 备用燃油至少包括: (1) 应急燃油; (2) 飞行至备降场所需的燃油; (3) 待机飞行所需的燃油。一般情况下, 应急燃油为任务燃油的 5%; 目的机场与备降机场的距离通常认为是 200nm; 待机飞行时间为 30min。

备用燃油计算采用重量系数法。重量系数是指各任务阶段结束时的重量与开始时的重量之比。备用燃油的详细计算过程参见文献[8]。

(3) 设计燃油系数

根据上述估算出的任务燃油和备用燃油重量系数 $M_{reserve}$, 可以计算设计燃油系数:

$$\frac{m_f}{m_{MTO}} = 1 - (1 - \frac{m_{fm}}{m_{MTO}}) M_{reserve} \quad (25)$$

1.2.2 使用空重系数估算

使用空重通常根据已有的统计数据或经验公式来估算。本文采用两种方式估算使用空重: (1) 根据客机的航程估算使用空重; (2) 根据设计人员自己收集的统计数据来估算使用空重。

Scholz 根据统计数据, 按飞机类型和航程对使用空重数据进行了回归分析, 获得了如下使用空重系数的近似公式^[4]:

短程客机 (航程 R 小于 2 000km):

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = -5.819 \times 10^{-7} \cdot R + 0.6196 \quad (26)$$

中程客机 (航程 R : 2 000 km ~ 5 000km):

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = -7.777 \times 10^{-7} \cdot R + 0.6064 \quad (27)$$

远程客机 (航程 R : 5 000 km ~ 15 000km):

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = -1.584 \times 10^{-7} \cdot R + 0.5382 \quad (28)$$

第 2 种方法是: 设计人员自行收集相关飞机的使用空重和最大起飞重量数据, 然后应用下式来拟合所收集的数据, 确定出参数 A 和 C 。

$$m_{OE} = A \cdot m_{MTO} \quad (29)$$

1.2.3 最大起飞重量

在确定了商载、设计燃油系数、使用空重系数之后, 最大起飞重量计算式如式(30)所示:

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_f}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} \quad (30)$$

2 计算工具

根据上述计算方法,应用 MATLAB 开发了一个用于初步确定客机主要总体参数的计算工具。该计算工具的用户界面包括图形显示区、参数输入和输出区以及控制按键区,如图 3 所示。图形显示区用于显示界限线。参数输入区定义了设计机型、几何参数、性能要求和发动机参数等典型数据,若点击数据框之后的“?”,程序将给出定义该数据的建议和数据范围。输出区给出客机的翼载、推重比、最大起飞重量、最大着陆重量、使用空重、设计燃油重量、机翼面积和单发推力等。控制按键区的功能如下:“导入”按钮可以导入已有的输入文件;“绘制”按钮可以实现界限线图的绘制;“选点”按钮可以实现在界限线图上进行合适的翼载和推重比,并将所选点数据标记在界限线图上。当所选之点超出可行域但满足着陆重量要求(最大着陆重量大于零油重量和备用燃油重量之和)时,程序将弹出警告对话框,当所选之点不满足着陆重量要求时,则提示主要参数估计失败;选点成功后,“保存图线”和“保存数据”按钮可以实现将界限线图和计算数据以用户定义文件名保存到用户指定目录下;点击“退出”按钮,将弹出确定退出程序的对话框,单击“是”之后将退出程序。

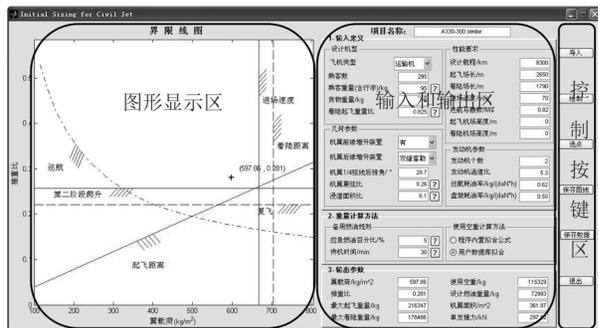


图 3 计算工具用户界面示意图

3 算例

应用本文开发的计算工具,以目前典型宽体客机、窄体客机和尾吊布局客机为算例,验证计算程序。使用空重计算方法均采用了用户自行统计方法。宽体客机的主要输入数据类似于 A330-300 的总体数据(标准座级 295,航程 8 300km)。由程序绘制的界限线如图 3 所示,估算出的结果如表 3 所示。窄体客机的主要输入数据类似于 A320-200 的总体数据(标准座级 150,航程 5 000km)。由程序

估算出的结果如表 4 所示。尾吊布局客机的主要输入数据类似于 CRJ-100 的总体数据(标准座级 52,航程 1 800km)。由程序估算出的结果如表 5 所示。

从表 3~表 5 中的数据对比看出,使用空重的误差相对较小,而估算出的设计燃油重量稍偏大,这主要是由于巡航升阻比估算较保守,输入的发动机耗油率数据可能也不太准。总的来说,估算结果与参考数据比较接近。

表 3 双通道客机主要参数的估算结果

参数	参考机型	计算结果
翼载/kg/m ²	598	597.86
推重比	0.282	0.281
最大起飞重量/kg	217 000	216 347
使用空重/kg	118 189	115 329
设计燃油重量/kg	70 786	72 993
机翼面积/m ²	363	361.87
单发推力/kN	300	297.82

表 4 单通道客机主要参数的估算结果

参数	参考机型	计算结果
翼载/kg/m ²	600	600.03
推重比	0.305	0.305
最大起飞重量/kg	73 500	75 719
使用空重/kg	41 310	41 485
设计燃油重量/kg	17 940	19 984
机翼面积/m ²	122.4	126.19
单发推力/kN	111.2	113.46

表 5 尾吊布局客机主要参数的估算结果

参数	参考机型	计算结果
翼载/kg/m ²	395	395.3
推重比	0.389	0.384
最大起飞重量/kg	21 500	21 629
使用空重/kg	20 275	20 375
设计燃油重量/kg	2 930	3 221
机翼面积/m ²	55	54.72
单发推力/kN	41	40.79

4 结论

本文通过文献分析和理论推导,总结出了一种
(下转第 61 页)

从图中可以看出,当导管沿着某一弯曲半径($R_b = 4D_n$)绕弯的过程中,在最初阶段,壁厚是随着弯曲角度的增加而持续减薄的,但当弯曲的角度超过某一特定值时(模拟显示此临界值为 48°),壁厚的减薄量不会继续增大,而是变薄的范围开始扩大(参见图6和图7的对比)。

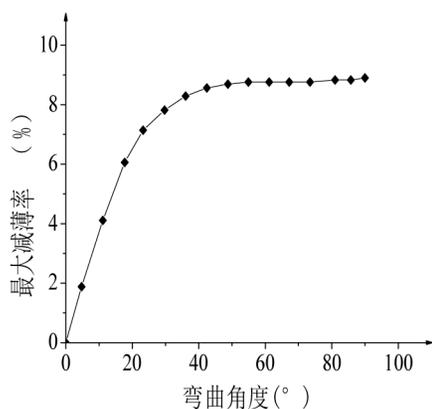


图8 最大壁厚减薄率与弯曲角度的关系
($R_b = 4D_n, \theta = 90^\circ$)

综上所述,弯曲半径和弯曲角度共同影响着导管的壁厚减薄情况。在同样的弯曲角度下,弯曲半径越小,壁厚减薄量越大。因此,如果弯曲角度不大,就可以考虑在满足可制造性要求的情况下选取小一些的弯曲半径,以节省设计空间。此外,在弯曲半径确定的情况下,由于导管最大壁厚减薄率与弯曲角度的关系图上存在一个临界点,当弯曲角度超过这一临界角度时,导管最大壁厚减薄率不会再

增加,因此参数选择时可以不考虑导管破裂的危险,而主要考虑可能出现的其它形式的缺陷。

4 结论

管路件加工工艺参数的选择和加工过程的控制是提高导管零件加工质量的重要因素。随着计算机技术的快速发展,借助有限元等数值计算方法来优化加工工艺参数选择和加工过程控制是提高加工质量的一条有效途径。本文通过数值计算方法来模拟导管弯曲工艺,可以较直观地掌握导管弯曲工艺过程中的规律,从而显著减少工艺试验的次数,节省人力和物力,从而有效提高管路系统的设计和制造效率。

参考文献:

[1] 宁汝新,刘检华,唐承统. 数字化制造中的建模和仿真技术[J]. 机械工程学报,2006,42(7):132-136.
 [2] 李振强,侯清海,王永军,等. 导管三维快速建模及模型预处理技术研究[J]. 制造业自动化,2007,29(3):15-18.
 [3] Yang He, Gu Ruijie, Zhan Mei, et al. Effect of frictions on the cross section quality of thin-walled tube NC bending[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2006, 16(4):878-886.
 [4] 李恒,杨合,寇永乐,等. 大口径薄壁小弯曲半径数控弯管有限元建模和实验[J]. 锻压技术,2006,31(5):136-139.
 [5] 《航空制造工程手册》总编委会主编. 航空制造工程手册—飞机钣金工艺[M]. 北京:航空工业出版社,1992.

(上接第31页)

初步确定客机主要总体参数的方法。该方法只需输入商载、航程和飞行性能要求,以及较少的预估参数,就可计算出翼载、推重比和重量特性。根据该方法,应用MATLAB编程工具开发了相应计算程序。该计算程序具有良好用户界面,可辅助设计人员快速确定客机主要总体参数。算例验证表明,由该计算程序确定的总体参数与参考机型具有较好的一致性,可用于客机概念设计中的主要总体参数的第一轮初估。

参考文献:

[1] Hays A P. Spreadsheet method for aircraft design[R]. AIAA 89-2059.
 [2] Raymer D P. Modern use of spreadsheet methods for aircraft design, sizing, and performance analysis[R]. AIAA 2004-534.

[3] Howe D. Aircraft conceptual design synthesis [M]. 1st Edition. London, UK: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.
 [4] Scholz D. Preliminary sizing [EB/OL]. (March 16, 2010) [April 29, 2014]. <http://www.ProfScholz.de>.
 [5] 余雄庆,徐惠民,昂海松. 飞机总体设计[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
 [6] Laurence K L. Subsonic aircraft: evolution and the matching of size to performance [R]. NASA RP-1060, 1980.
 [7] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. 5th Edition. Reston: AIAA, 2012.
 [8] Roskam J. Airplane design: part 1 [M]. Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
 [9] Torenbeek E. The initial calculation of range and mission fuel during conceptual design [R]. Report LR-525, Delft: Delft University of Technology, 1987.