

多段翼型优化设计计算

陆志良

(南京航空学院 6 系, 南京, 210016)

任继业 陶 棣

(上海飞机研究所, 上海, 200232)

OPTIMUM DESIGN CALCULATION OF MULTIELEMENT AIRFOILS

Lu Zhi-liang

(Department 6, Nanjing Aeronautical Institute, Nanjing, 210016)

Ren Ji-ye, Tao Di

(Shanghai Aircraft Research Institute, Shanghai, 200232)

摘要 目标函数计算失真和选择合适的间接目标函数以减少机时是多段翼型优化计算要解决的关键问题。通过大量分析计算, 对上述问题提出了下述解决办法: 限制汇流强度使翼段间缝隙不过分狭窄, 以解决目标函数计算失真问题。前缘缝翼优化时, 用主翼面上的分离点位置作为间接目标函数; 对后缘襟翼则分别以翼型升力值和分离点位置作为间接目标函数, 进行优化计算。在间接目标函数优化的基础上再用最大升力系数为目标函数作少量验算即可获得可信的优化结果。实践证明这样可节省大量机时。

关键词 翼型, 失速, 气动力计算, 最优化

Abstract The key problems on multi-element airfoils optimized for maximum lift are the false calculation of the target function and how to select the suitable indirect target function to greatly decrease the CPU time. Based on a great deal of calculation, the valid method is obtained as follows. The condition that the confluent boundary layer can not form too early is used to restrict the gap between airfoil elements not too small, thus solving the problem of false calculation. For the optimization of a leading-edge slot, the separating position of the main element is used as indirect target function for optimizing calculation; and for that of a trailing-edge flap, the lift of the airfoil or separating position at the key airfoil element is used. Then a few further calculation with a target of maximum lift coefficient are carried out. The reliable results can be obtained rapidly.

Key word airfoil, stall, aerodynamic calculation, optimization

多段翼型优化设计问题以往只能依靠大量风洞实验解决。优化设计的数值计算方法虽日益受到重视, 但至今未能看到较成熟的、有工程实用价值的成果。

现以多段翼型失速特性计算程序⁽¹⁾ (以下简称分析程序) 为基础, 借助 Smith 的“多段翼型增升原理分析”⁽²⁾, 使翼段间缝隙过于狭窄时, 分析程序计算失真并导致优化计算失败的问题得以解决。考虑到直接使用 C_{Lmax} 作为目标函数太费机时, 很难投入实际

1991年7月23日收到, 1991年12月11日收到修改稿

应用, 设想以间接目标函数(翼面分离点位置、一定迎角下翼型升力值、特定翼段上吸力峰值等)代替 $C_{L_{max}}$ 对多段翼进行优化。通过分析, 计算对不同设计情况确定合适的(节省机时, 且能在间接目标函数优化的基础上再用 $C_{L_{max}}$ 作目标函数作少量验算即可得到可信的优化结果)间接目标函数。

1 分析程序在翼段间缝隙很小时存在的问题

分析程序^[1]采用粘/位流迭代方法计算多段翼型失速分离特性。用高阶面元法求位流解^[3]; 以积分方程法进行边界层计算, 并计及边界层汇流效应; 翼段上有后缘分离时考虑分离尾迹的影响^[4], 进行粘/位流迭代直至收敛。该方法在一般情形下能获得满意结果。但翼段间缝隙很小时却无法避免下述问题: 翼型的最大升力系数计算值偏高; 且随缝隙减小多段翼型 $C_{L_{max}}$ 计算值增加, 这些与实际情况不符。这是由于翼段间缝隙很小时位流计算能算出更大的缝隙出口速度; 从而粘流边界层计算中得到的翼段上边界层较薄; 分离、失速推迟, 导致 $C_{L_{max}}$ 计算偏大。尽管考虑了汇合边界层, 由于计算仍以位流结果作基础, 上述问题只能相对缓和无法避免。要彻底解决计算失真问题, 办法是放弃粘/位流迭代方法, 采用 N-S 方程解^[5], 但现有计算条件下还不现实。

2 多段翼型的优化计算

目标: 多段翼型各段外型已知情况下, 选择最佳相对位置使多段翼型的最大升力系数为最大。

设计变量: 缝隙高 Gap 、翼段间重叠量 x_m (文中所有长度均用弦长无量纲化)。

优化自变量: 襟翼前缘点或后缘点或转动铰链点的 (x, y) 坐标。

对上述问题采用 Powell 共轭梯度法进行了算例调试。在 GA(W)-1 带 30% 弦长后缘襟翼、襟翼偏角为 30° 的算例中, 经过 2000min CPU 运行 (IBM 4341 计算机), 得到了与文献[6]实验值相吻合的襟翼最佳配置位置及对应的最大升力系数。但其它算例中甚至只是将上例的襟翼偏角改为 40° , 也未能得到与实验相吻合的结果。其原因是小缝隙时目标函数计算失真引起的, 缝隙越小 $C_{L_{max}}$ 越大, 从而导致优化计算失败。为此使用粘/位流迭代法时, 须加入经验性约束条件。由于实际采用的多段翼型缝隙较大, 一般 $Gap \geq 2\%$, 因此有人采用 $Gap \geq 2\%$ 作为约束条件。文献[7]的实验结果 (图 3) 给出不同 δ_s 下缝翼最佳位置, 其缝隙均小于 2% 弦长, 因此 $Gap \geq 2\%$ 不宜作约束条件。经过大量算例考查, 发现以下准则具有较大合理性, 即“多段翼型最佳设计应避免边界层汇合现象”^[2]。对于后缘襟翼 (如 GA(W)-1、GA(W)-2 和 F-111 等翼剖面) 实验最佳配置点时上游翼段尾迹几乎与下游翼段翼面相切。前缘缝翼结果稍有不同, 如文献[7]中带前缘缝翼的翼型 NACA64A010, 取实验最佳位置计算出的结果往往是主翼上翼面有部分汇流区, 其他算例也有类似结果。为此现采用以下约束条件: 在前缘缝翼优化计算中, 采用主翼段上表面汇流区起始点不能小于主翼弦长的 30%; 在后缘襟翼优化计算中, 则采用后缘襟翼上表面不能有汇流区。

此外, Powell 优化方法对单峰值问题有效, 为保证计算结果可信, 并便于控制计算

量和计算精度, 计算中先以粗网格作全平面搜索找出较优区域。在较优区域中用细网格进行 Powell 优化计算, 这样在一般情况下均能找出相对最佳点。

3 目标函数的转移

尽管取翼型的最大升力系数为目标函数是最直接的, 但如上所述, 优化计算需时很长, 在现有计算条件下难以用于工程计算。采用减少 C_{Lmax} 计算时间的方法会影响 C_{Lmax} 的计算精度, 且机时不可能节省很多。改进优化方法也不能根本解决问题。唯一可行的办法是转移目标函数。

3.1 前缘缝翼情况

前缘缝翼偏角确定后, 在以 C_{Lmax} 为目标函数优化前缘缝翼位置的过程中, 发现 C_{Lmax} 与主翼上表面分离情况关系密切, 推迟主翼上表面分离, 延缓失速即可获得最大的 C_{Lmax} 。因此, 可选取某特定迎角下主翼上表面分离点位置作为目标函数, 并假设分离点越靠后 C_{Lmax} 越大。经验证明, 特定迎角应选在多段翼型的失速迎角附近, 否则计算针对性不强或发生无分离中止现象。通过试算可自动生成这一特定迎角, 使计算既具针对性又不失普遍性。结果证明, 这种间接目标函数对常见多段翼型的前缘缝翼位置优化设计很有效。在此基础上选取几点进行 C_{Lmax} 验算可得到更为可靠的结果。

主翼上吸力峰与分离点位置有密切关系, 因此亦可采用吸力峰作目标函数。吸力峰作为目标函数较分离点更为间接; 并且即使在单方向优化搜索中也会出现局部小振荡。这将影响计算精度, 甚至导致优化失败, 因而较少采用。

3.2 后缘襟翼 (主要指单缝襟翼) 情况

在后缘襟翼位置优化过程中, 影响 C_{Lmax} 的因素有: (a) 定迎角下翼型位流升力值; (b) 某特定迎角下自身翼段上分离点相对位置; (c) 主翼段上分离点位置。因此可选取上述三个参数中的任一个为间接目标函数。三个间接目标函数得到的优化结果是不一致的, 通常以位流升力值作为间接目标函数算得的结果相对合理。为了增加优化的可靠性, 依次取不同目标函数进行优化, 分别找出襟翼相应的最佳位置, 并比较其 C_{Lmax} 的优劣后定出较优结果。在此基础上再作 C_{Lmax} 为目标的大致搜索, 就可得到较合理而且可信的结论。不同的算例计算已证明了这种方法的可行性, 同时也能达到大大减少机时的目的。

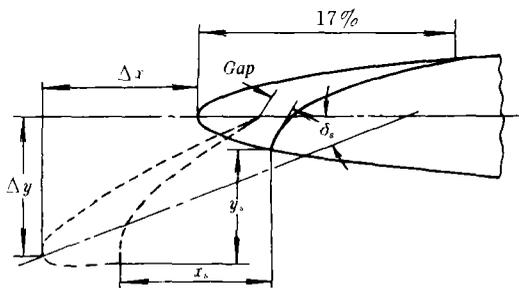


图 1 NACA64A010 翼型缝翼部分示意图

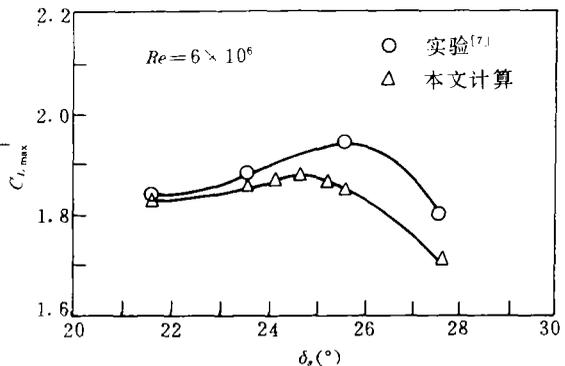


图 2 翼型 C_{Lmax} 随前缘缝翼偏角 δ_s 的变化

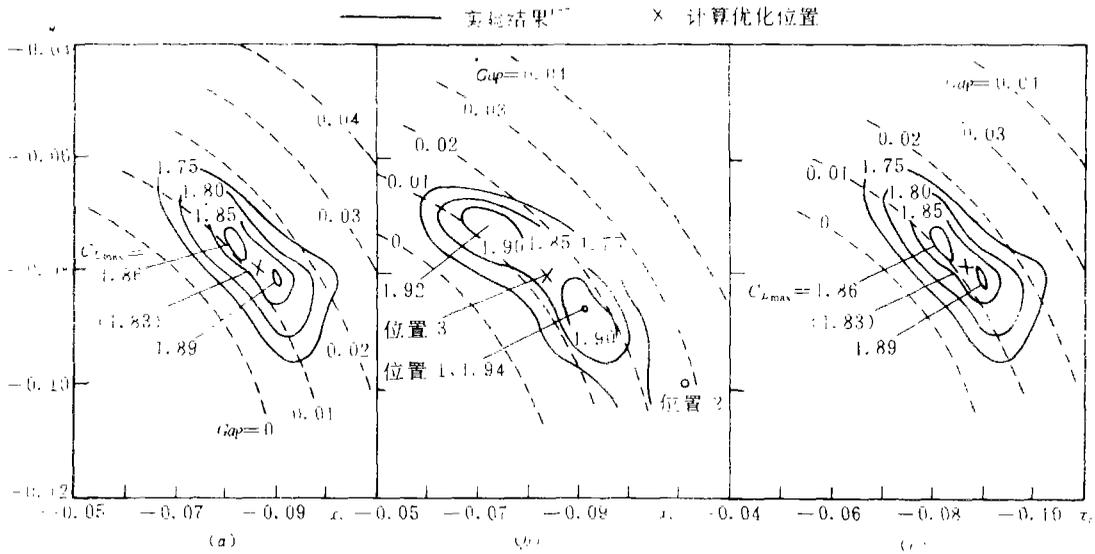


图3 缝翼优化配置位置及 C_{Lmax} 值
 (a) $\delta_s = 23.6^\circ$ (b) $\delta_s = 25.6^\circ$ (c) $\delta_s = 27.6^\circ$

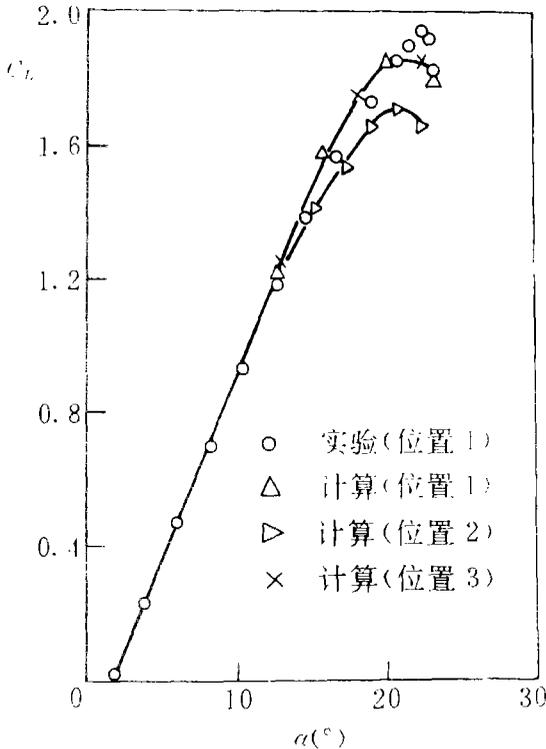


图4 $\delta_s = 25.6^\circ$ 时对应三个缝翼位置的升力曲线

4 算例

例1 NACA64A010 带前缘缝翼翼型 (图1) 该翼型在文献[7]中有较详细的实验优化结果。选取图中 x_s, y_s 作计算优化自变量。图2为前缘缝翼偏角 δ_s 与优化配置下翼型 C_{Lmax} 之间的关系。其中实验 $C_{Lmax(max)} = 1.94$, 对应 $\delta_s = 25.6^\circ$; 计算的 $C_{Lmax(max)} = 1.88$, 对应 $\delta_s = 24.7^\circ$, 两者符合得较好。

图3给出该翼型 $\delta_s = 23.6^\circ, 25.6^\circ$ 和 27.6° 下缝翼优化配置图。实验给出最大升力系数等值线; 计算给出最佳配置位置, 计算结果与实验峰值相差极小。从计算结果看, 尽管无法算出类似于实验的双峰值, 但在优化结果附近, 最大升力系数随缝翼位置的变化趋势与实验吻合。图4为 $\delta_s = 25.6^\circ$

时对应图 3(b)所示各位置的升力计算结果。由图可见, 计算优化点 (位置 3) 与实验优化点 (位置 1) 处的升力曲线计算值几乎重合。实验结果 (图 3 (b)) 尽管稍有不同, 但均落在 $C_{Lmax} > 1.85$ 的范围内。在优化计算的起始位置 (位置 2) 处, 尽管与位置 1 相差不远, 但实验 $C_{Lmax} < 1.75$, 计算 $C_{Lmax} = 1.71$ 。由此可见, 用上述方法进行前缘缝翼优化设计计算, 尽管无法保证绝对最佳, 但肯定是较优配置, 从而为设计者提供可参考的数据。在一个 δ_s 下找出最佳 x_s 、 y_s 并算出该位置处翼型气动特性, 在 IBM 4341 计算机上约需 120min(CPU)。

例 2 带 30%弦长富勒襟翼的 GA(W)-1 翼型, 该翼型的最佳配置位置在文献[6]上有实验结果报道。图 5 为文献[6]上有对应实验结果的两个状态。计算优化点与实验最佳点符合得很好。由于间接目标函数不是单一的, 计算图 5 (b) 约需 200min(CPU), 也比直接用 C_{Lmax} 作目标函数小了一个数量级, 并保证了计算精度。

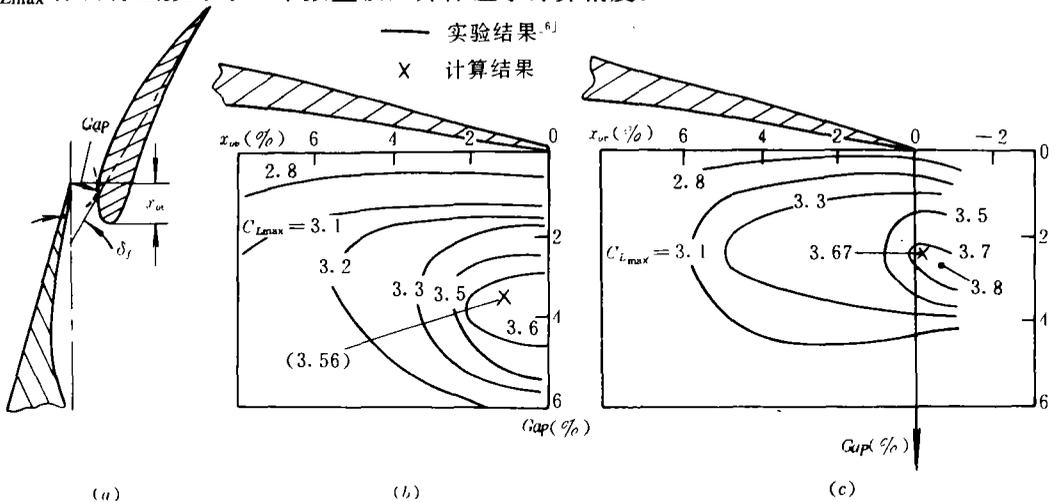


图 5 GA(W)-1 翼型后缘襟翼优化配置位置

(a) 襟翼示意图 (b) $\delta_f = 35^\circ$ (c) $\delta_f = 40^\circ$

参 考 文 献

- 1 张宝琴, 陆志良. 计及附面层汇流效应的多段翼型失速特性计算. 航空学报, 1988; 9:(4)B123~B131
- 2 Smith A M O. High-lift Aerodynamics. Journal of Aircraft, 1975; 12:501~531
- 3 张宝琴, 陆志良. 用板块法计算多段翼型的压强分布 (位流解). 南京航空学院科技报告, NHJB-85-2846, 1985
- 4 张宝琴, 陆志良. 多段翼型失速特性计算. 航空气动力计算专题交流论文集, <7210> 计算布局组, 1986; 下册: 1~11
- 5 Shima E. Numerical Analysis of Multiple Element High-lift Devices by Navier Stokes Equation Using Implicit TVD Finite-Volume Method. AIAA Paper 88-2574-CP, 1988
- 6 Wentz W H, et al. Development of a Fowler Flap System for a High Performance General Aviation Airfoil. NASA CR 2443, 1974
- 7 Kelly J A, et al. Lift and Pitching Moment at Lower Speeds of the NACA 64A010 Airfoil Section Equipped with Various Combinations. NACA TR 3007, 1953