

文章编号: 1000-8055 (2005) 02-0208-06

直升机动力舱流场及温度场的模拟

王芳, 余建祖, 谢永奇

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘要: 应用非结构网格, 建立了直升机发动机动力舱的有限元模型, 并根据舱内实际冷却气体的流通情况, 采用SIMPLE算法, 求解了流动和传热的控制方程, 模拟了动力舱内流场与温度场的分布, 研究了流场、压力场及温度场之间的依变关系。在此基础上针对现有设计存在的问题, 提出了动力舱冷却系统的改进方案, 并对不同方案的改进效果进行了分析比较。

关键词: 航空、航天推进系统; 直升机; 动力舱; 流场; 温度场; 有限元

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

Numerical Simulation of Nacelle Flow and Temperature Field

WANG Fang, YU Jian-zu, XIE Yong-qi

(Institute of Aeronautical Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The finite element model of the nacelle flow was established using the non-structure grids. The flow and heat transfer control equations were solved by the SIMPLE algorithm taking the real cooling flow situation in the nacelle into consideration. The flow and temperature fields were simulated and the relationships between the flow, pressure and temperature field were analyzed. Further more, according to the problems in the existing design, plans were proposed to improve the nacelle cooling situation. The effectiveness of different plans were compared and analyzed.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; nacelle; fluid field; temperature field; finite element

由于发动机本身是一个高温部件, 如果动力舱没有有效的冷却系统和合理的结构设计, 高温、高热的传递就会引起动力舱内发动机附件工作异常或损坏, 或因可燃混合物的聚集而发生火灾。因此, 对发动机动力舱进行流场及温度场的模拟分析尤为重要。

1 动力舱结构及有限元模型

由于发动机表面布置了复杂的油路、线路、传

感器等, 精确计算动力舱内的流场和温度场几乎是不可能的^[1], 因此必须对动力舱的内部结构进行适当简化, 并采用简化的数学描述。简化后的某型直升机动力舱部分外表面及其内部结构的模型如图1所示。图1(b)中左侧端面上的环形狭缝即为动力舱出口, 它所包围的正是发动机的排气口, 高速喷出的发动机排气带动动力舱排气混合流动, 相当于在动力舱出口截面安装了引射器, 从而保证了舱内气体的正常流通。

收稿日期: 2004-05-27; 修订日期: 2004-06-28

基金项目: 国家重点项目协作课题

作者简介: 王芳 (1980-), 女, 黑龙江鹤岗人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院硕士生。
©2005 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

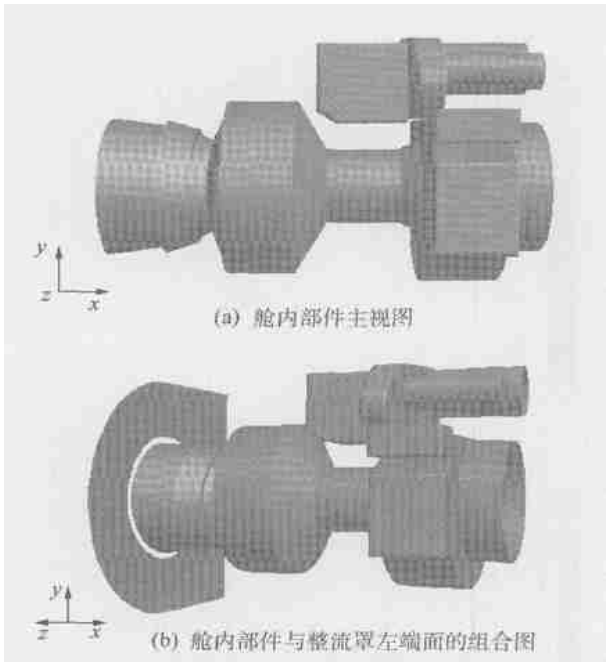


图 1 动力舱内部结构模型
Fig. 1 The inner structure modle

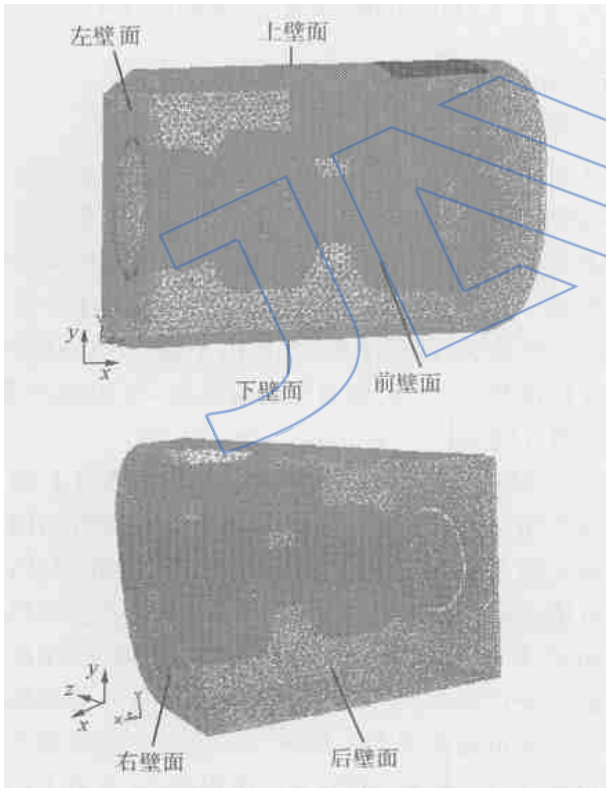


图 2 动力舱有限元网格
Fig. 2 The finite elemunt grids

由于动力舱内部结构不对称, 要进行整机计算, 而动力舱的几何模型又比较复杂, 所以网格划分必须采用三维非结构化网格。图2为动力舱整流罩及舱内部件的有限元模型, 其中右上部颜色较深

的矩形开口为动力舱冷却气流入口, 左侧环形截面为冷却气流出口。为了得到准确解, 对发热壁面附近及动力舱出口处的网格做了细化, 而在其它区域网格的尺寸可以适当加大, 以减少网格数量, 提高计算速度。从图中可以明显的看出舱内发热壁面的网格比整流罩上的网格密。

2 流场及温度场的数学模型

2. 1 描写流动与传热问题的控制方程

本文假定动力舱内为定常、不可压缩、牛顿粘性流体, 在求解区域内应用质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律3个基本物理规律, 可得如下控制方程^[2]:

$$\text{div } \vec{U} = 0 \tag{1}$$

$$\vec{U} \cdot \text{div } \vec{U} = \text{div} (\nu \text{ grad } \vec{U}) - \frac{1}{\rho} \text{div } P \tag{2}$$

$$\text{div} (\vec{U} T) = \text{div} \left[\frac{\lambda}{\rho C_p} \text{ grad } T \right] + \frac{S_T}{\rho} \tag{3}$$

式中: $\vec{U}$ 为流体速度, ν 为流体的运动粘度, ρ 为流体密度, P 为流体的压力, T 为流体温度, λ 表示导热系数, C_p 表示比热容, S_T 为源项。

2. 2 边界条件

选取动力舱在海平面、最大功率工作状态进行分析。根据动力舱工作情况, 舱内流体边界条件为:

- (1) 直升机旋翼下洗气流速度为 $15 \sim 20 \text{ m/s}$ ^[3], 而旋翼距离动力舱进气口较近, 按最不利的条件取其入口流速为 15 m/s , 方向垂直向下, 令动力舱出口相对压力为 0, 在流体与固体交界面上具有无滑移边界条件;
- (2) 动力舱进口气流温度为 300 K , 发动机燃烧室及涡轮表面散热率为 $21\,617 \text{ W/m}^2$, 其它表面散热较少, 取其平均值为 $1\,355.56 \text{ W/m}^2$, 动力舱内各表面的发射率均为 0.6 ^[4]。发动机的表面对舱内的散热远大于太阳辐射, 故忽略太阳辐射热。

3 计算结果

3. 1 流场计算结果

由图3 (a) 中可以看出, 进入动力舱的冷却气流受部件的阻碍而分流, 冲击到右侧壁面后向四面扩散, 流动中遇到与该面相交的发动机表面 (如图1 (a) 中最右侧的圆柱面) 并开始绕流。在气流的入射点和绕流后的汇合点都是驻点 (又称分支点), 所以流程中点的速度显然为最大值, 即速度的分布是先升后降, 相应主流在流动方向的压

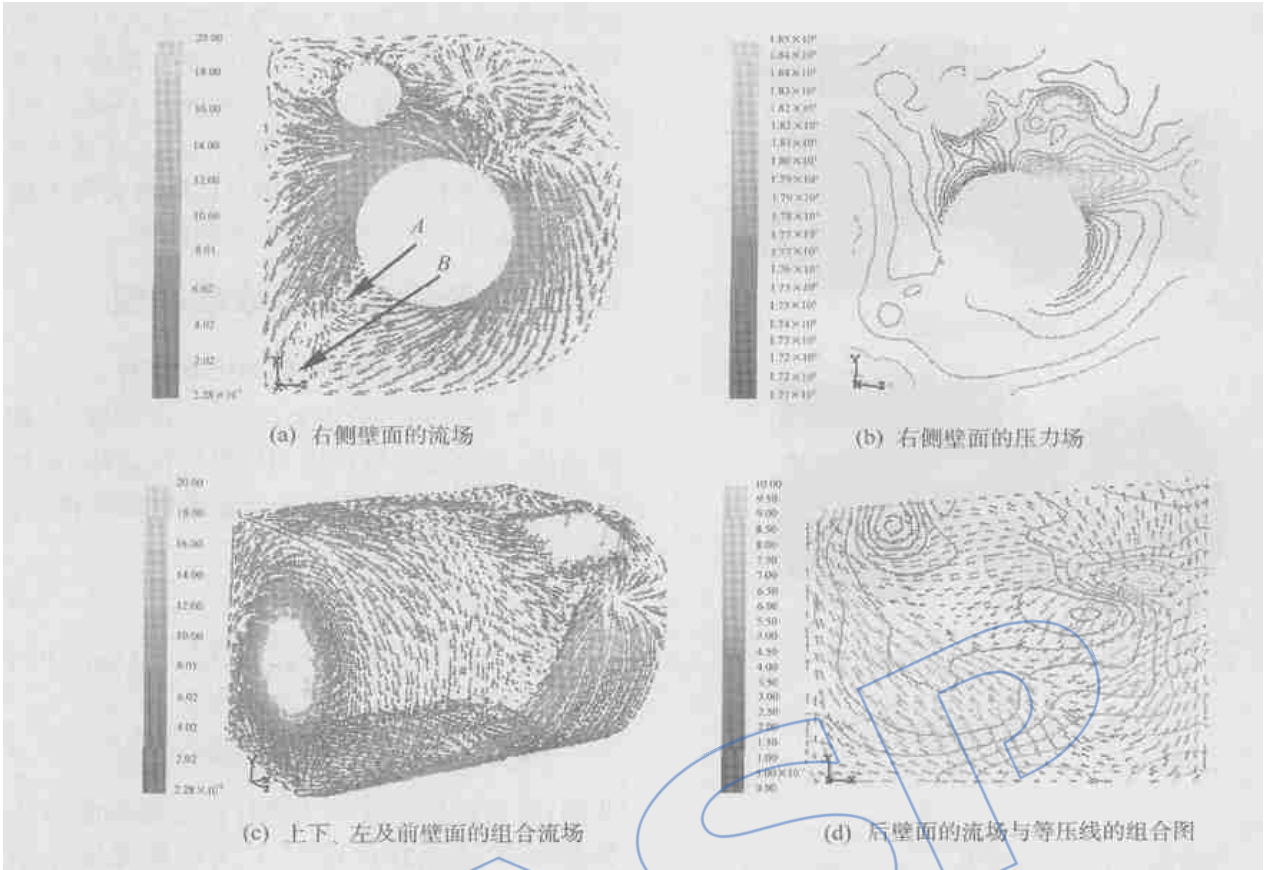


图 3 动力舱整流罩各个面的流场示意图
Fig. 3 The fluid field of every naceller cover

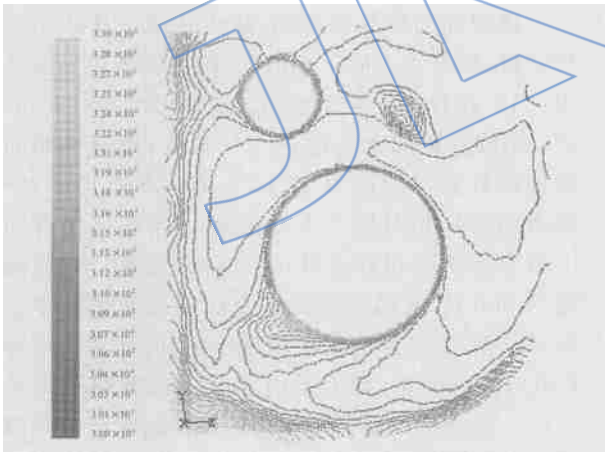


图 4 整流罩右侧壁面等温线图

Fig. 4 The isotherm of the right side nacelle cover

力是先降后升^[6],如图3(b)所示,大致在上下表面的中间位置压力最低。在压力升高时,边界层内流体靠本身的动量克服压力增长而向前流动,速度分布趋于平缓。近壁的流体层由于动量不大,在克服上升的压力时显得越来越困难。圆柱上表面的气体由于柱面形状的原因要比下表面的流速小,最终会出现壁面处速度梯度变为0,即 $\frac{\partial u}{\partial y}|_{y=0}=0$ 的局面,随后产生与原流动方向相反的回流,而下表面

的流体由于动量相对较大,还没有出现分离,继续沿柱面流动。这时圆柱上表面的流体流到动力舱下壁面后受到阻挡而回流,形成图中的涡B,与上表面的脱体流及下表面流体在分离区形成漩涡,即图中的涡A。由于脱体区的扰动会强化换热,所以该处流体温度较高,等温线密集,如图4所示。

由图3(c)可以看清在整流罩前壁面上的气流分布:气流进入动力舱后受到部件的阻挡而沿该表面向四面扩散,因为入口处部件比较复杂,导致流动阻力较大,压力也会增大,而动力舱出口处相对压力为0,所以流至整流罩前壁面的气体在惯性及压差作用下,继续沿前壁面向下流动的同时宽度也逐渐变大。舱内气体流至左壁面后不会全部从出口流出,因为出口面积很小,不及入口面积的三分之一,所以必然有部分气流受到左壁面的阻挡,使沿轴向的气流速度变为0,在后面气体的推动下转而反方向流动,但由于出口截面流速很大,靠近出口的地方压力很低,并且又不断有气体进入动力舱,使这部分回流气体的轴向流动受阻,所以在周围气体的带动下在出口附近做周向流动,形成图示流场。

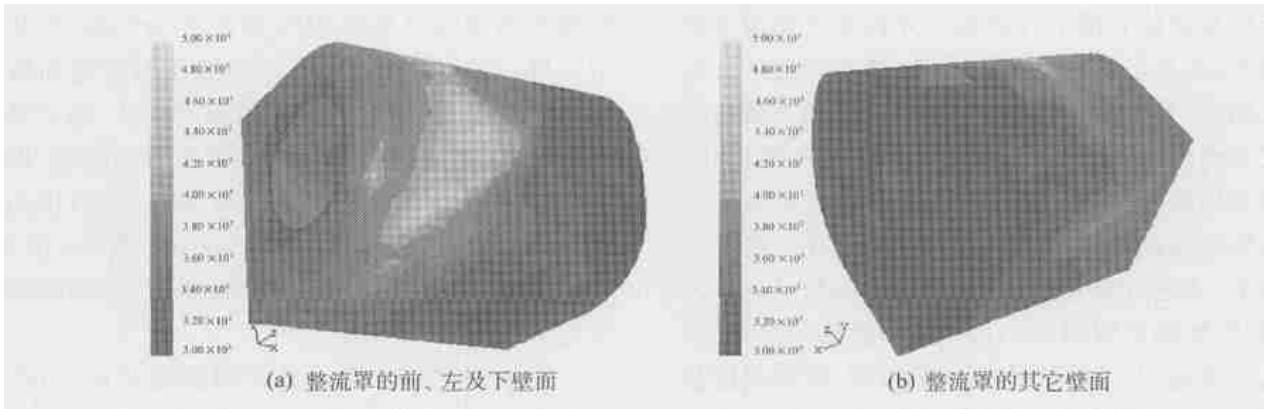


图5 动力舱整流罩的内表面温度分布

Fig. 5 The temperature field of the inner nacelle cover

图3(d)为动力舱后壁面的流场与等压线组合图,图中的数字表示速度的大小。由图可知,后壁面的流场受下壁面及进口气流经部件表面阻挡的二次流的共同作用,所以流场分布不太规则,尽管如此还是可以清楚的看到,无论哪股流体都有流向左壁面(即出口所在面)的趋势。来自下壁面的气流在惯性的作用下继续沿壁面做周向流动,而来自入口气流的二次流冲击到后壁面以后,就向各个方向扩散,但受到出口引射力的作用,显然流向左壁面的气体多些。图中的等压线表明,入口气流分流到后壁面的位置由于受到气流的冲击,局部压力较高,而其它区域则沿着流动的方向压力不断降低,这是由于需要不断克服沿程阻力的缘故。

3.2 温度场计算

图5为动力舱整流罩的内表面温度,也就是与之接触的空气薄层的温度。由图5(b)可以看出,整流罩的温度由左至右逐渐升高,归纳其原因如下:首先,位于动力舱右端的燃烧室和涡轮表面热流密度很高,比左端部件的表面热流密度高十几倍;其次,冷却气流进入动力舱后,先冷却左端部件,流到右端时,气流的平均温度已经升高,冷却能力下降,所以形成了图中温度左低右高的结果。图中前后壁面上均有一块高温区域,对照图3(c)和(d)可知,前壁面的高温区是由前壁面的进口气流与动力舱左端的回流之间存在一个流速很小的区域,即所谓死水区,使该处的对流换热系数较小,不能对壁面进行有效的冷却造成的;后壁面上的高温区域也是同样原因,只是该死水区由出口附近的轴向环流与后壁面上进口气流的二次流形成。

图6为舱内部件表面的温度分布,由图可知由于表面热流密度的不同,燃烧室与涡轮的表面温度明显高于其它表面,达到614.3 K,而其它表面的

平均温度为330.8 K,动力舱出口截面的平均温度为324.2 K。

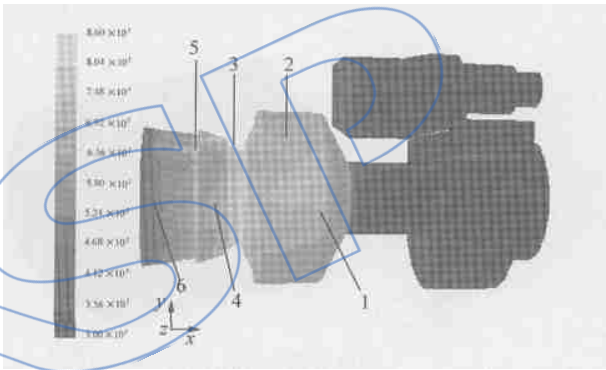


图6 舱内部件表面的温度分布

Fig. 6 The temperature field of the components inside the naceller

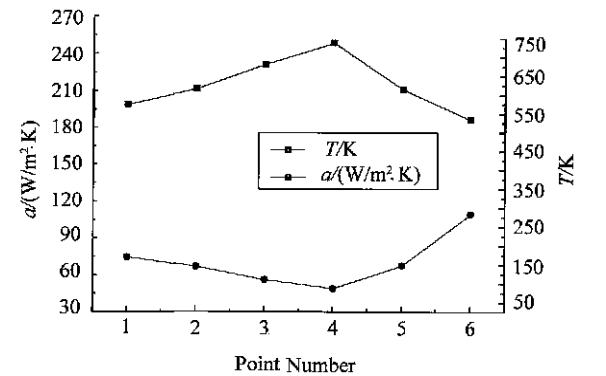


图7 燃烧室与涡轮表面温度沿流向的对比

Fig. 7 The compare of the firebox and turbine surface temperature

将燃烧室与涡轮表面分为6个面,图6中标出的数字即为各面的面号,分别计算出各面的平均温度 T 及平均对流换热系数 a ,用图7表示。从图中可以看出,虽然具有相同的表面热流密度,但燃烧室

与涡轮表面沿气体流动方向的平均温度并不相同,而是呈先升后降的趋势;换热系数的变化与之相反,先降后升。其原因如下:冷却气流沿燃烧室与涡轮表面流动时,部件表面形状不断变化,阻碍流场的发展,气流速度逐渐降低,导致表面对流换热系数减小;而靠近出口的地方,在引射力的作用下,流速逐渐升高,使对流换热系数又逐渐增大。对流换热系数的大小直接影响换热效果:对流换热系数越大,流体吸收的热量越多,壁面温度越低;对流换热系数越小,流体吸收的热量越少,壁面温度越高。

4 结构改进及可行性分析

由于舱内的高发热部件都位于动力舱的左半部,而冷却气流入口却在动力舱的右端,这样就使冷却气体流过高发热面时温度已经升高,冷却能力

下降,导致舱内的热量不能被及时带走而辐射到整流罩上,从而使整流罩的温度升高。为了解决这一问题,将动力舱进气口位置做适当调整,即保持 y,z 方向位置不变,将其沿 x 轴反方向(即向左端向出口方向)分别移动150 mm(方案A)和300 mm(方案B),并对改进后的结构进行冷却效果的对比分析。

图8为两种方案的整流罩温度对比,由图可知,移动进气口位置后,整流罩上的温度分布更加均匀了,下面就这两种方案的冷却效果进行具体的分析对比。

为了定量的比较3种方案对整流罩上高温区域的冷却效果,在整流罩的前壁面上取1条线,位置如图8(a)和(c)中的深色线所示,将3种方案中

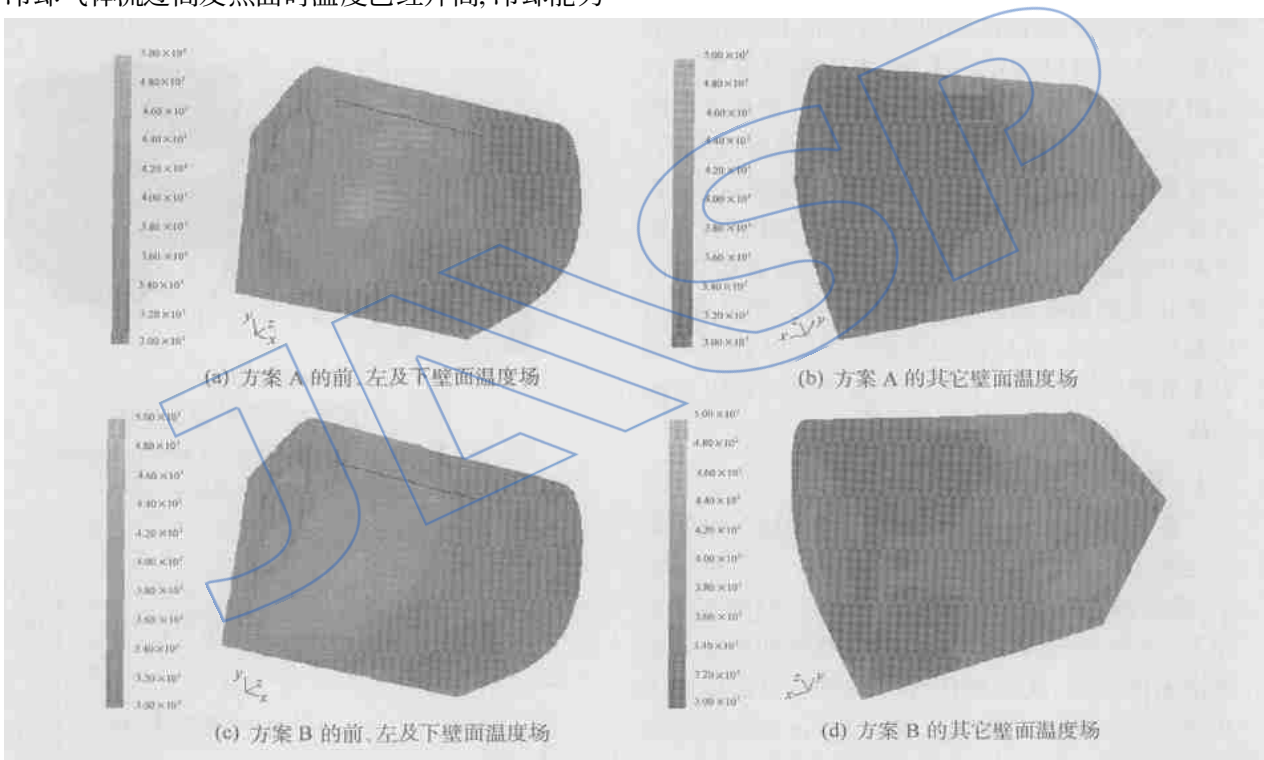


图8 两种方案中整流罩温度场的对比

Fig. 8 The compare of the nacelle over temperature in the two projects

表1 3种结构的冷却效果评定

Table 1 The compare of three structure types cooling situation

	整流罩上的最大温度值/ K	整流罩的平均温度/ K	燃烧室和涡轮对应的机匣表面温度最大值/ K	燃烧室和涡轮对应的机匣表面平均温度值/ K
原始结构	468	333.3	860	614.26
方案A	459	343	855	443.86
方案B	420	338	826	448.6

该线上的所有节点的温度值向 x 方向投影, 比较结果见图 9, 其中 $x = 0$ 的位置为整流罩左壁面。由图可知, 3 种方案的温度走势大致为: 冷却气体开始沿高发热率部件表面流动时, 流场受部件表面形状的影响较大, 对流换热系数逐渐降低, 冷却效果减弱, 导致整流罩的温度逐渐升高; 大约在 $x = 0.28\text{ m}$ 的位置时, 流速在出口引射力的作用下逐渐加大, 对流换热系数升高, 换热效果增强, 能带走更多的热量, 使整流罩温度下降; 在接近出口的地方, 没能及时流出动力舱的气体在出口处汇集并沿周向流动, 在舱内滞留的时间延长, 流体与壁面间的温差缩小, 同样导致带走的热量减少, 所以整流罩的温度会有所回升。图中方案 A 和 B 在 $x = 0$ 位置附近温度又有所下降, 和线的位置有关, 但也能说明改进方案能使整流罩的高温区域缩小。从这 3 种结构的对比可以看出方案 B 的冷却效果最好, 方案 A 也具有改善冷却效果的作用。

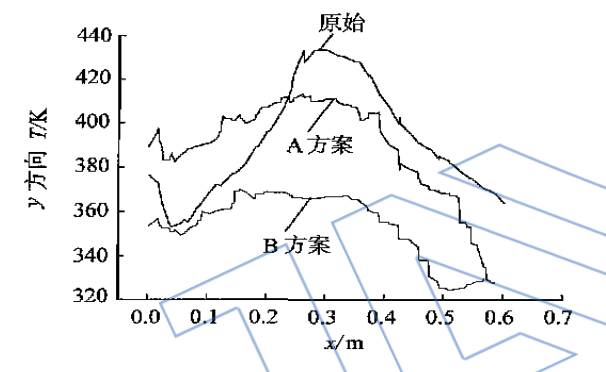


图 9 3 种方案对整流罩高温区域冷却效果对比
Fig. 9 The compare of the three projects cooling situation for high temperature regime

图 9 只是在前整流罩的高温区上取了 1 条线做比较, 还不能充分说明改进方案的可行性, 为此再将 3 种方案中整流罩与高热流密度表面的平均温度作对比, 以增加可信度, 具体数据见表 1 所示(表中数据均为计算结果)。从该表可以看出, 与原始结构相比, 方案 B 能够使整流罩和高热流密度表面(即燃烧室和涡轮对应的机匣表面)的最大温度值分别下降 48 K 和 34 K, 而高热流密度表面的平均温度则下降了近 166 K; 方案 A 对整流罩和高热流密度表面温度极值的降低不如方案 B 显著, 分布减少了 9 K 和 5 K, 但高热流密度表面的平均温度却下降了 170.4 K。

综上所述, 这两种改进方案的冷却效果显然

优于原始结构, 说明这种改进方案是可行的。将 A、B 两种方案进行对比, 除了在降低高热流密度表面的平均温度方面, 方案 A 略显优势外, 方案 B 显然是更好的改进措施。与原始结构相比, 虽然方案 B 会使整流罩的平均温度稍有上升, 但同它对舱内部件良好的冷却效果相比就显得微不足道了; 此外, 该方案降低了舱内部件表面及整流罩的温度极值, 并使两者的温度分布更加均匀, 有效的降低了热应力的大小, 保证了各部件及整流罩的可靠运行。

5 结 论

(1) 流场分布规则的地方, 温度场的分布也比较均匀。

(2) 流场有扰动的地方, 有助于热量传递, 尤其是有涡流或回流的地方, 冷却气流由于吸热充分而导致温度明显升高。

(3) 舱内部件对流动的干扰虽然会形成一些漩涡, 或使气流在壁面处出现分离, 从而提高局部换热系数, 但这种换热性能的提高只在局部范围内有效, 对于整个动力舱而言, 过于复杂的舱内结构不利于气流的合理分配, 容易造成个别部件表面流速过低, 影响冷却效果。

根据以上所得结论并结合动力舱的具体结构, 提出了将动力舱进气口位置分别向舱体左侧面移动 150 mm 和 300 mm 两种改进方案, 并分别进行了流场与温度场的模拟, 模拟结果表明, 后一种改进方案能使舱内部件表面及整流罩的温度峰值显著下降, 有利于各部件及整流罩的安全运行。本文的研究结果, 已提供某型直升机动力舱改进设计参考。

参考文献:

- [1] 航空发动机设计手册[Z]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [2] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1995.
- [3] 苏媛, 王吉飞, 曹义华, 等. 旋翼洗流对发动机喷流影响的计算分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3): 297~300.
Su Yuan, Wang Jifei, Cao Yihua, et al. Effects of Rotor Downwash on Engine Jet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3): 297~300.
- [4] PT6C-67C-Nacelle Ventilation Air Requirements[Z]. SAE ARP 996A, 1984.
- [5] [日]生井武文. 粘性流体力学[M]. 北京: 海洋出版社, 1984.