

文章编号:1000-8055(2012)03-0481-15

6 种典型飞行器的 RANS 计算及 大分离区域的 DES 分析

王保国, 郭洪福, 孙 拓, 安 二, 关朝斌

(北京理工大学 宇航学院 高速气动热与人机工程中心, 北京 100081)

摘 要: 提出了一种将 RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)与 DES(detached eddy simulation)相结合计算流场的工程新算法,并用于第一代载人飞船 Mercury、第二代载人飞船 Gemini、人类第一枚成功到达火星上空的 Fire-II 探测器、具有丰富风洞实验数据(来流 Mach 数从 0.50 变到 2.86)的巡航导弹、高升阻比的 Waverider(乘波体)以及具有大容积效率与高升阻比的 CAV(common aero vehicle)等 6 种国际上著名飞行器的绕流计算。在流场计算中,采用分区技术,即首先对全流场采用 RANS 计算,然后对分离较大或者分离较严重的那些区域采用 DES 分析技术。文中所完成的 6 个典型算例总共 63 个工况的数值计算表明:仅在分离较大的区域采用 DES 分析技术,虽然从严格意义上讲这样的处理并非真正意义上的 DES,但这样近似处理后所得到的流场数值结果(其中包括气动力和气动热)与相关实验数据较为贴近,并且流场的计算效率较全场进行 DES 计算时要高得多。

关 键 词: RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes); DES(detached eddy simulation); Mercury 飞船; Gemini 飞船; Fire-II 火星探测器; Waverider; CAV(common aero vehicle)

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

RANS calculation and DES analysis of massively separated flows for six typical vehicles

WANG Bao-guo, GUO Hong-fu, SUN Tuo, AN Er, GUAN Chao-bin

(Aerothermodynamics and Man-Machine-Environment Laboratory,

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A new method for flow field calculation in engineering combining RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) with DES (detached eddy simulation) was proposed, and was applied to the flow field calculation of six kinds of vehicles, such as the first generation of manned spacecraft Mercury, the second generation of manned spacecraft Gemini, the first probe of human that reached over Mars, cruise missiles that possess large quantity of experimental data (with the incoming Mach number from 0.50 to 2.86), Waveriders with large volume efficiency, CAV (common aero vehicle) with high lift-drag ratio, etc. During the flow field calculation, the divided-zone technology was adopted, which means employing the RANS method during the calculation of the whole flow field, but employing the DES analysis method only in the zone characterized by large-scale separation or severe separation. The numerical simulation of 63 cases of the six kinds of typical vehicles finished in this paper suggests: although employing the DES method only in the severely separated zone is not

收稿日期:2012-01-09; 修订日期:2012-02-20

基金项目:国家自然科学基金(50376004); 高等学校博士学科点专项基金(20030007028)

作者简介:王保国(1947—),男,山东临清人,教授、博士生导师,博士,研究领域:计算流体力学、高超声速气动热力学、叶轮机械气动热力学、飞行器热防护、叶轮机械优化设计。

DES exactly, the numerical results (including results of aerodynamic force and aero thermal) of the flow field obtained in this way agree with the experimental data well and the efficiency of the flow field is higher than that obtained in the way applying DES in the whole flow field.

Key words: RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes);
DES(detached eddy simulation); Mercury capsule; Gemini capsule;
Fire-II probe; Waverider; CAV(common aero vehicle)

在现代航空航天高新技术领域中,无论是绕飞行器的外部流动问题,或者是航空发动机内部的流动,流场的涡系结构越来越复杂^[1-2],对计算这类流场所采用的数值方法的要求也越来越高.从 20 世纪 60 年代开始,计算流体力学进入了第一阶段,即线性计算流体力学阶段,其表现形式是面元法的应用.面元法计算量小、使用方便,成为 20 世纪 60 年代中期到 80 年代初期现代飞机设计中不可缺少的一种有效设计工具.20 世纪 70 年代初期,以 Murman & Cole 提出的小扰动速度势方程的混合差分法、求解全位势方程的 Jameson 旋转差分格式以及求解原始变量 Euler 方程组的时间推进法(例如 MacCormack 格式、Denton 格式等)为代表,它们标志着计算流体力学进入到非线性无黏流的阶段,并且开辟了计算跨声速流场的新领域^[3-4].20 世纪 70—80 年代间,全位势方法(或 Euler 方程组)加上边界层的耦合方法已成为飞机设计中计算设计状态时的一种经济、准确、有效的方法,是计算流场中只有微弱激波时的很好的模型.以美国 Boeing 公司为例,每年几乎 2000 次地使用全位势加边界层的耦合方法去解决飞机设计中出现的大量问题.20 世纪 80 年代以后,在黏性项的处理和 Navier-Stokes 方程组的求解方面,出现了以 Jameson 为代表的有限体积法和以 MacCormack 为代表的多步显隐格式,这标志着计算流体力学进入了求解 Navier-Stokes 方程的初级阶段.在这个阶段中,计算流体力学的各类方法都发展的很快,例如以 Harten 为代表的 TVD(total variation diminishing)格式^[5]、WENO(weighted essentially non-oscillatory)格式^[6-7]以及基于小波奇异分析的流场计算方法^[8]等.以 MacCormack 的格式为例,仅在 1969 年至 1984 年这短短的 15 年间,MacCormack 本人就曾先后 4 次(即 1969,1972,1980 年和 1984 年)对他的显隐格式进行了改进.20 世纪 80 年代时,虽然计算流体力学在定常流动方面涌现出许多成功的算法,但在非定常流动领域却

仍处于探索性的过程中.1991 年 Jameson 提出了双时间步(dual-time-step)方法^[9],这标志着计算流体进入了求解非定常 Navier-Stokes 方程组的初期探索阶段.另外,我们课题组也成功的将这一方法推广于非结构网格下非定常流场的数值计算^[10].

尽管计算流体力学在 20 世纪 80 年代以来已获得了飞速的发展,但随着航空航天技术的高度发展,计算流体力学在某些领域中仍然显得十分薄弱,尤其是在高超声速飞行器气动力与气动热的计算上.在一些高超声速流场的计算中,常会出现在同一个计算工况下仅仅由于网格疏密、湍流模式以及差分格式所取精度的不同,就造成算出的热流分布有量级的差别.正是由于计算出的热流精度不高才使得飞行器的热防护设计带来了很大的困难.另外,随着航天技术的发展,空中变轨技术也提到了日程,变轨控制技术迫切需要流体力学工作者准确地给出飞行器气动力与气动热的分布.高超声速再入飞行器,常采用大钝头体的气动结构与布局.因此这里的流场常常处于高温、高速、热力学非平衡与化学反应非平衡的状态,那里的空气已成了分子、原子、离子和电子组成的多组元化学气体的混合物;再加上再入飞行器的壁面条件(即催化壁条件与非催化壁条件,不同的壁面条件对壁面附近气体组分的分布影响也很大)十分复杂,它们要比叶轮机叶片表面的壁面条件复杂的多,因此导致了流场的计算十分困难^[11-13].此外,在高超声速流动下,这时流场的特性可能包含流动的转捩(尤其是转捩位置的确定)、湍流、激波与激波间的干扰、激波与湍流的相互作用(尤其是流动分离导致的激波与边界层间的干扰)、流动的分离与再附等复杂现象,显然这些内容涉及了流体力学的许多前沿领域.这里必须指出的是:目前国际上对于可压缩湍流的研究还处在起步阶段^[14-16],虽然湍流的 DNS(direct numerical simulation)和大涡模拟(large eddy simulation,简称 LES)方法已用于可压缩湍流的研究之中,但当前

所研究的对象一是形状十分简单,二是来流 Mach 数较低,与高超声速飞行器的飞行 Mach 数(例如 $Ma_\infty = 29$)相比还相差甚远,三是来流 Reynolds 数也较低.另外,如要进行 LES 计算,在时间与空间离散上还需要使用高阶精度的数值格式,以确保格式的数值耗散不会淹没物理亚格子黏性.因此将 DNS 或 LES 真正的用于工程计算、去计算一个绕高超声速飞行器的复杂流动,不是近 10 年能够实现的事^[17].此外,这里还要说明的是:RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)方法可以很好地给出边界层内的流动结构,但是在流场内存在大分离区域,尤其是在当地湍动能生成与耗散存在较大差异时,采用 RANS 的方法常会抹杀了流场的许多细节,这时难以准确地预测出大尺度分离流动;DES 方法可以较好地模拟大尺度分离的湍流大涡结构,而且 DES 方法对附着的边界层可通过湍流模型的长度尺度自动切换为 RANS 模拟,从而有效地解决了采用 LES 方法时所出现的高 Reynolds 数壁面湍流(即为保证能够正确地分辨近壁区的湍流拟序结构及其演化过程,所需要的巨大计算量)问题所带来的困惑.换句话说,DES 方法在网格密度足够时进行着 LES 计算(即在这个区域,亚格子应力模型发挥作用),在网格相对不够细密时进行着 RANS 模拟(即在这个区域,Reynolds 应力模型发挥作用),它大大降低了边界层内需要布置的网格数量,同时还可以保留较多的流场细节;在适当选取的时间与空间分辨率下,获得了较详细的涡系结构以及涡量场等物理量随时间的演化过程.然而,对于大多数高超声速再入问题,如全场选用 DES 方法计算仍然会感到有耗时过多、需要占用的计算机资源较高的困难.面对上述这些客观现实与 DES 的特点,本文提出了一种将 RANS 与 DES 相结合去计算高超声速流场数值方法的框架(即首先对飞行器进行全流场的 RANS 数值计算,获得初步的流场结构;然后对大分离区域(如有必要的话)采用 DES 分析技术,以便捕捉到较准确的湍流大涡结构及其涡系演化过程),并用于 Mercury, Gemini, Fire-II, Waverider 以及 CAV (common aero vehicle)等国际著名 6 种飞行器的流场分析,完成了 63 工况的数值计算,所得流场的数值结果(其中包括气动力与气动热)与相应实验数据较为贴近,因此这是一种在流场工程计算与流场分析中值得推荐的快速方法.

1 RANS 与 LES 间的分辨尺度

为简便起见,这里给出直角笛卡尔坐标系下没有考虑体积力时的 Navier-Stokes 方程组,即

$$\frac{\partial}{\partial t}\rho + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1a)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i}p + \frac{\partial}{\partial x_j}\tau_{ij} \quad (1b)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}e^* + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j e^*) = \\ -\frac{\partial}{\partial x_j}(p u_j) + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_i \tau_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j}q_j \end{aligned} \quad (1c)$$

式中 τ_{ij} 为黏性应力张量的分量, e^* 为广义内能, q_j 为热流分量, ρ 与 u_j 分别为密度与速度分量.对方程组(1)式做时间统计平均并注意引入密度加权的 Favre 平均,于是可得到 RANS 方程组,并且方程组出现了 Reynolds 应力张量项;对方程组(1)式进行空间滤波,将大尺度的涡直接数值求解而小尺度的湍流脉动则通过亚格模型进行模化处理,于是得到 LES 下 Navier-Stokes 方程组(在本文中简称 LES 方程组),并且方程组出现了亚格子应力张量项.因此,Reynolds 应力张量项和亚格子应力张量项的封闭问题便成了求解 RANS 方程组和求解 LES 方程组时的关键技术.

1997 年美国 Boeing 公司的 Spalart P R 团队提出了 DES 的思想框架^[18],这种 DES 方法是一种使用单一湍流模型的三维非定常数值方法,其湍流模型在网格密度足够的区域时,发挥亚格子应力模型的作用,进行 LES 计算(即相当于求解 LES 方程组);而在网格不够细密的区域时,发挥 Reynolds 应力模型的作用,进行 RANS 计算(即相当于求解 RANS 方程组).DES 方法的核心思想就是用统一的涡黏输运方程(本文仍采用 Spalart-Allmaras 的涡黏模型)获得 ν^* 值进而得到 ν_t ,而 RANS 与 LES 之间的分辨尺度定义为 l_{des} ,表达式为

$$l_{des} = \bar{f}_d(1 + f_e)l_{RANS} + (1 - \bar{f}_d)l_{les} \quad (2)$$

式中 l_{RANS} 与 l_{les} 分别代表 RANS 的尺度与 LES 的尺度;符号 $\bar{f}_d$ 与 f 的定义同文献^[19].显然,按式(2)定义出的分辨尺度对解决边界层内对数律的不匹配问题是十分有益的.值得注意的是,这里给出的式(2)借鉴了文献^[19]的结果,它反映了 Spalart 团队在 2008 年的工作.在 DES 方法的框架下, ν^* 满足 Spalart-Allmaras 模式,其输运方程为

$$\frac{d(\rho\nu^*)}{dt} = c_{b1}\rho s_1\nu^* - c_{w1}f_w\rho\left(\frac{\nu^*}{l_{des}}\right)^2 + \frac{\rho}{\sigma}\{\nabla \cdot [(\nu + \nu^*)\nabla\nu^*] + c_{b2}(\nabla\nu^*)^2\} \quad (3)$$

$$\text{式中 } s_1 = f_{v3} \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} + \frac{\nu^*}{k_1^2(l_{des})^2} f_{v2} \quad (4a)$$

$$\gamma = \frac{\nu^*}{s_1 k_1^2(l_{des})^2} \quad (4b)$$

$$g = \gamma + c_{w2}(\gamma^6 - \gamma), \quad f_w = g\left(\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6}\right)^{1/6} \quad (4c)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \quad (4d)$$

式中其他符号同文献[12]。另外,要注意到 ν_t 与 ν^* 的关系为

$$\nu_t = f_{v1}\nu^* \quad (5)$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi^3 \equiv \frac{\nu^*}{\nu} \quad (6)$$

这里 ν 为流体的分子运动黏性系数。

2 DES 方法的程序实现

在已有的 RANS 源程序的基础上完成 DES 程序的编制并不困难,这里仅给出程序实现中的一些要点。采用 DES 方法时,使用的方程应从 LES 方程组出发,时间离散采用双时间步(dual time step)的隐式时间离散法^[10]、空间离散大体上与文献[10]相同,也是采用有限体积法,但这里采用的是结构网格。黏性项的计算仍然沿用原来的方法处理^[20],而无黏对流项的计算与文献[10]略有不同。令 F_{des} 代表方程离散后单元体表面的无黏对流通量,其表达式为

$$F_{des} = f_{des}F_{RANS} + (1 - f_{des})F_{les} \quad (7)$$

$$f_{des} = \frac{\bar{f}_d(1 + f_e)}{1 + f_e\bar{f}_d} \quad (8)$$

在式(7)与式(8)中, F_{RANS} 与 F_{les} 分别代表 RANS 的通量与 LES 的通量;符号 $\bar{f}_d$ 与 f_e 的含义与式(2)相同。另外,在本文程序的修订中,采用了文献[21-22]的建议即在 LES 的计算中采用了高阶中心型格式。

3 RANS 与 DES 相结合的工程算法

这里提出了一种将 RANS 与 DES 相结合的工程算法,该算法的基本思想是:首先对飞行器流场进行 RANS 方法的数值计算,以得到初步的流场结构;然后再对那些大分离或者凭实践经验认为可能出现严重分离的区域采用 DES 方法计算,

以便捕捉到较为准确细致的涡系结构,可以得到旋涡拉伸、卷曲以及演化的过程,获得在时间平均意义下的速度剖面与实验测量值间的对比,得到较为准确的飞行器壁面气动力与气动热分布。显然,这种算法应当属于分区算法的一种,采用这种方法后可以使分区更加合理一些,计算量更小一些,更利于工程上的快速计算。

4 典型算例及分析

4.1 NASA Langley 巡航导弹多工况流场的计算

NASA Langley(兰利)巡航导弹外形如图 1 所示,它由弹体、弹翼和尾翼组成。弹长 109.86 cm,弹径 12.70 cm,弹翼、水平尾翼以及垂直尾翼都采用 NACA 65A006 翼型,弹翼后掠角为 58° ; 本文计算了来流 Mach 数分别为 0.8, 1.2, 2.0, 2.5, 攻角 α 分别为 $0^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 与 10° , 共计 20 个工况的 RANS 计算。图 2 与图 3 分别给出了不同

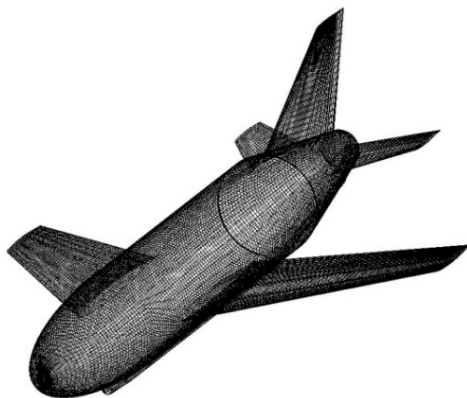


图 1 巡航导弹外形及表面网格分布

Fig. 1 Shape of the cruise missile and grid distribution along the surface

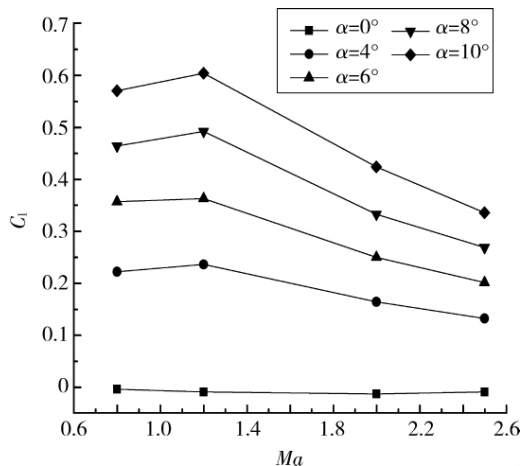


图 2 不同攻角下升力系数随马赫数的变化图

Fig. 2 Variation of the lift coefficient with Mach number at different attack angles

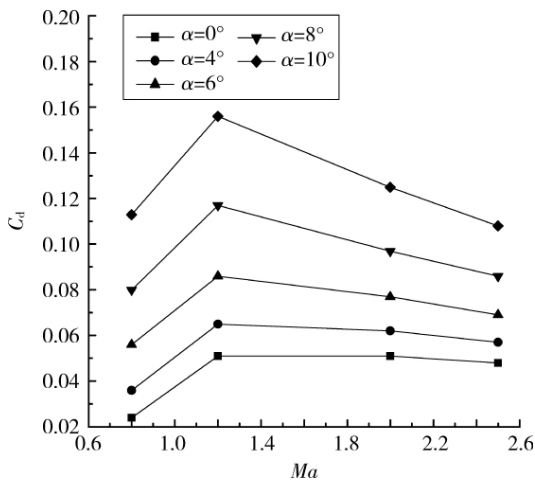


图 3 不同攻角下阻力系数随马赫数的变化图

Fig. 3 Variation of the drag coefficient with Mach number at different attack angles

攻角下升力系数 C_l 阻力系数 C_d 随 Mach 数的变化曲线.

由图 2 可以看出, 当 Mach 数为超声速流动时, 升力系数随着 Mach 数的增大而变小. 由图 3 可以看出, 对于超声速流动, 随着 Mach 数增加,

阻力系数在渐渐变小. 文献[23]中详细地给出了多种工况下巡航导弹表面的压强等值线的分布图, 而本文图 4 仅给出了 Mach 数为 2.0、攻角为 8° 时导弹表面压强等值线的分布曲线. 由这些图可以看出, 当攻角为 0° 时压强最大点为导弹头部的驻点处; 当来流攻角逐渐大于 0° 时, 驻点渐渐下移, 而且高压区在上表面的分布区域逐渐减小, 而在下表面的高压区渐渐变大. 表 1 给出了 4 种

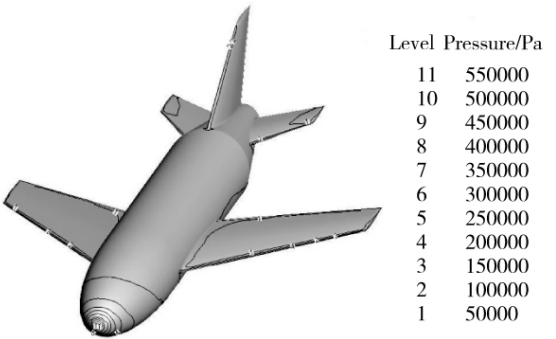


图 4 $Ma=2.0, \alpha=8^\circ$ 时, 导弹表面压强等值线分布

Fig. 4 Contour plots of the pressure on the surface of the missile, at $Ma=2.0$ and $\alpha=8^\circ$

表 1 风洞实验值与本文计算值的比较

Table 1 Comparison of calculated values with wind tunnel experimental data

Ma			$\alpha=0^\circ$	$\alpha=4^\circ$	$\alpha=6^\circ$	$\alpha=8^\circ$	$\alpha=10^\circ$
0.8	C_l	实验	0	0.220	0.370	0.520	0.610
		计算	-0.004	0.222	0.357	0.464	0.570
	C_d	实验	0.020	0.030	0.050	0.079	0.110
		计算	0.024	0.036	0.056	0.080	0.13
1.2	C_l	实验	0	0.240	0.360	0.500	0.610
		计算	-0.009	0.236	0.363	0.492	0.604
	C_d	实验	0.047	0.061	0.081	0.112	0.151
		计算	0.051	0.065	0.086	0.117	0.156
2.0	C_l	实验	-0.020	0.170	0.260	0.340	0.430
		计算	-0.013	0.164	0.250	0.333	0.424
	C_d	实验	0.051	0.063	0.076	0.098	0.125
		计算	0.051	0.062	0.077	0.097	0.125
2.5	C_l	实验	-0.010	0.140	0.210	0.280	0.350
		计算	-0.009	0.132	0.201	0.269	0.336
	C_d	实验	0.047	0.057	0.068	0.087	0.107
		计算	0.048	0.057	0.069	0.086	0.108

Mach 数(即 0.8, 1.2, 2.0, 2.5)和 5 个攻角(即 $0^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$)时采用我们课题组自己编制的 RANS 源程序算出的结果与文献[24]的风洞实验值相比较,可以看到在上述 20 个工况下两者符合的相当好,从而显示了所编 RANS 源程序的可靠性。

4.2 Mercury 与 Gemini 两代载人飞船流场的计算与分析

Mercury 飞船是美国第一代载人飞船, Mercury 飞船计划始于 1958 年 10 月、结束于 1963 年 5 月,历时 4 年 8 个月,总共进行了 25 次飞行试验,其中 6 次为载人飞行试验,图 5 给出了 Mercury 飞船的外形示意图^[25]。在本文的流场计算中,共进行了 3 种工况(即① $Ma_\infty = 6.9, \alpha = 5^\circ$;② $Ma_\infty = 5.34, \alpha = 5^\circ$;③ $Ma_\infty = 3.28, \alpha = 2^\circ$)的流场计算,3 种工况的飞行高度都为 20 km。

图 6 与图 7 分别给出了来流 $Ma_\infty = 5.34$ 、攻

角 $\alpha = 5^\circ$ 时绕飞船周围与沿飞船表面的压强等值线的分布;图 8 与图 9 分别给出了 $Ma_\infty = 6.9, \alpha = 5^\circ$ 时绕飞船周围与沿飞船表面温度等值线的分布;图 10 给出了 $Ma_\infty = 3.28$ 时全场等 Mach 数线的分布;文献[26]给出了上述 3 种工况下压强、温度与 Mach 数等值线分布的 9 张图。从上述这些图中可以看出在飞行器头部和尾部温度较高,而且头部的脱体激波很强、那里的等 Mach 数线与压强等值线都比较密集。

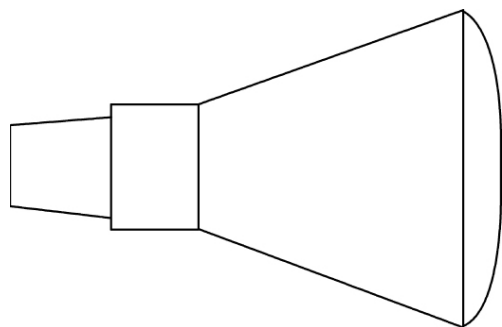


图 5 Mercury 飞船的外形示意

Fig. 5 Sketch of the shape of the spacecraft Mercury

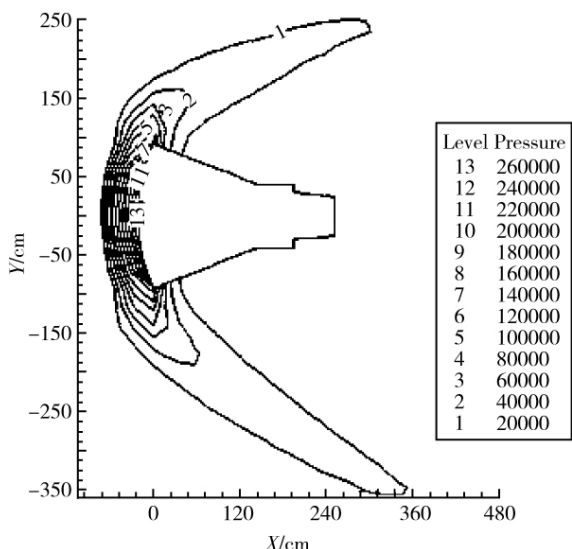


图 6 绕飞船周围的压强等值线图(单位:Pa)

Fig. 6 Contour plots of the pressure around the spacecraft (unit:Pa)

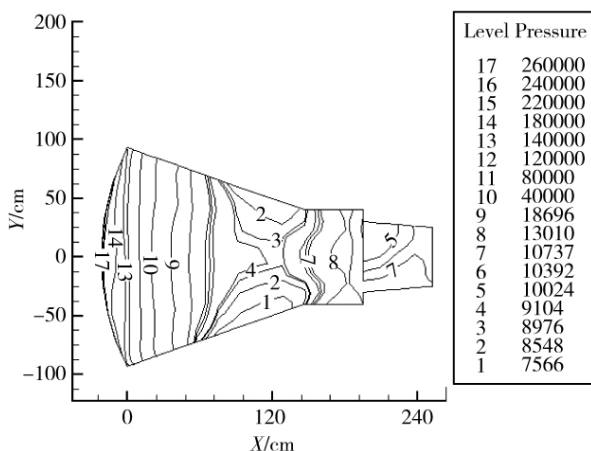


图 7 沿飞船表面的压强等值线图(单位:Pa)

Fig. 7 Contour plots of the pressure on the surface of the spacecraft (unit:Pa)

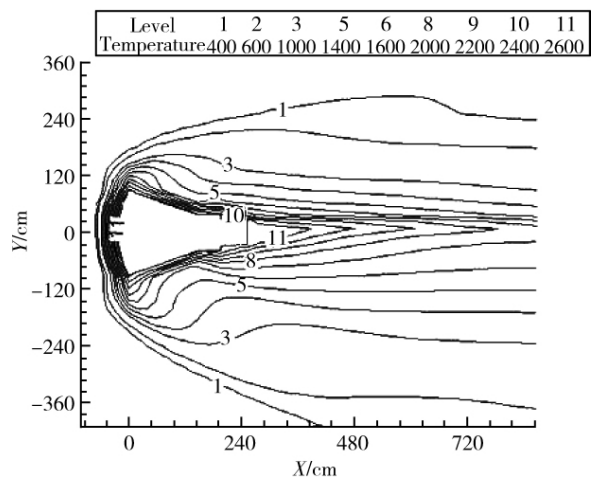


图 8 绕飞船周围的温度等值线图(单位:K)

Fig. 8 Contour plots of the temperature around the spacecraft (unit:K)

Gemini 飞船是美国第二代载人飞船, Gemini 飞船始于 1961 年 11 月,结束于 1966 年 11 月,历时 5 年,总共进行了 12 次飞行试验,其中 2 次无人飞行、10 次载人飞行(从 1965 年 3 月到 1966

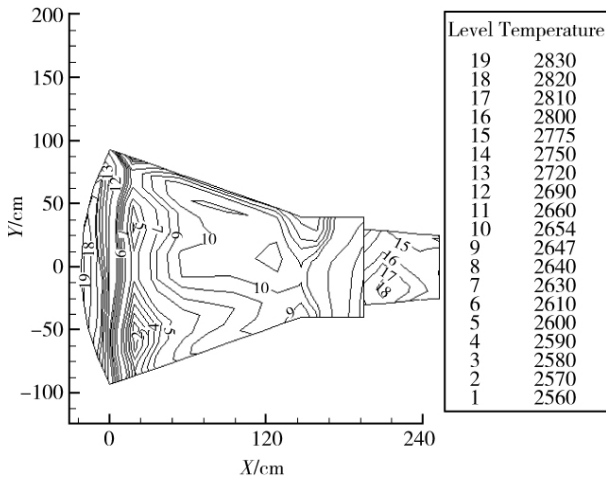


图 9 沿飞船表面温度等值线图(单位:K)

Fig. 9 Contour plots of the temperature on the surface of the spacecraft (unit:K)

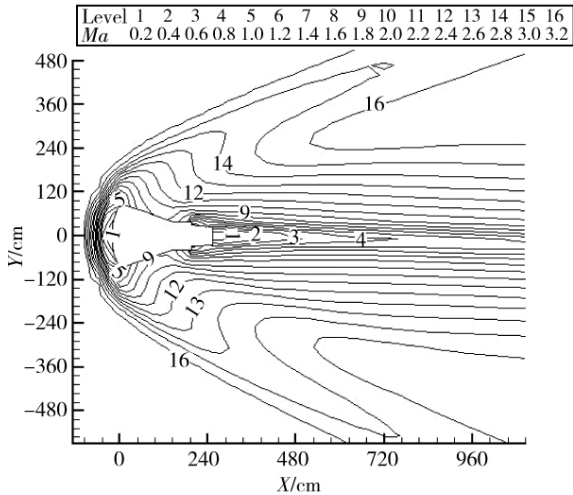


图 10 $Ma=3.28, \alpha=2^\circ$ 时全场等 Mach 数线的分布

Fig. 10 Isolines of Mach number of the whole flow field, at $Ma=3.28, \alpha=2^\circ$

年 11 月, Gemini 飞船共进行了 10 次载人飞行, 为以后的 Apollo 飞船进行载人登月飞行做好了准备). 另外, 1966 年 3 月 16 日发射的 Gemini 8 号飞船与 Agena 火箭实现了两个航天器的首次空间对接. 以后又陆续发射了 Gemini 9 号、10 号、11 号和 12 号四艘飞船, 它们也都与无人航天器成功对接. 图 11 给出了 Gemini 飞船的外形示意图^[27]. 在本文的流场计算中, 共进行了 3 种来流 Mach 数(即 3.15、4.44 和 7.0)以及两个攻角(即 0° 与 -10°)总共 6 种工况的计算, 文献^[26]分别给出了上述工况下温度、压强和 Mach 数等值线分布图以及全场流线的分布, 这里因篇幅所限仅给出了 5 张图, 即图 12 至图 16 分别给出了

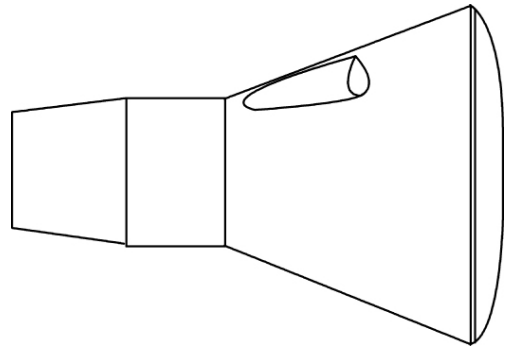


图 11 Gemini 飞船的外形示意图

Fig. 11 Sketch of the shape of the spacecraft Gemini

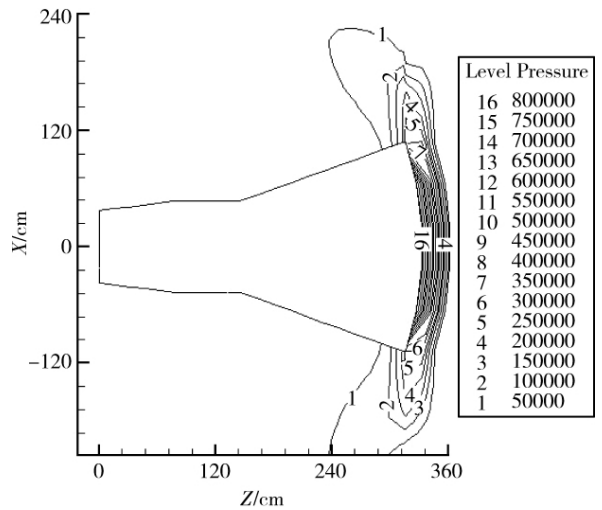


图 12 绕飞船周围的压强等值线图(单位:Pa)

Fig. 12 Contour plots of the pressure around the spacecraft (unit:Pa)

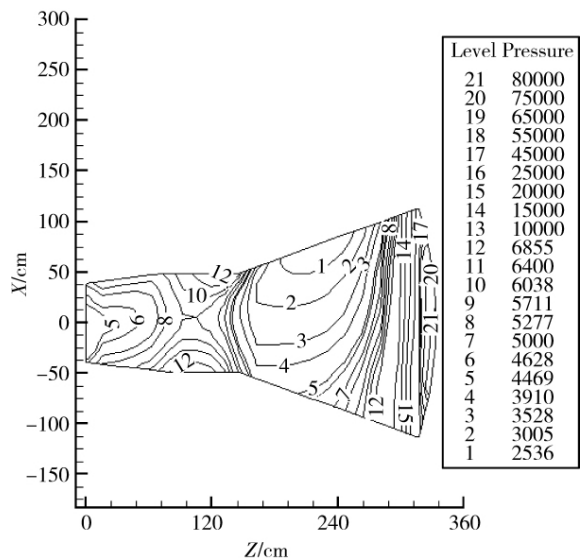


图 13 沿飞船表面压强等值线图(单位:Pa)

Fig. 13 Contour plots of the pressure on the surface of the spacecraft(unit:Pa)

Gemini 飞船绕流的全场压强、温度与 Mach 数的等值线分布图。这些结果为飞行器的气动力与气动热计算准备了基础数据、为飞船的气动设计奠定了基础。

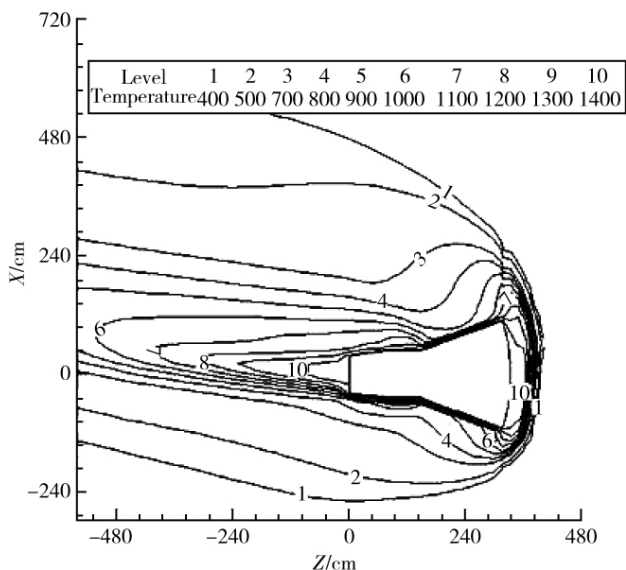


图 14 绕飞船周围的温度等值线图(单位:K)
Fig. 14 Contour plots of the temperature around the spacecraft(unit:K)

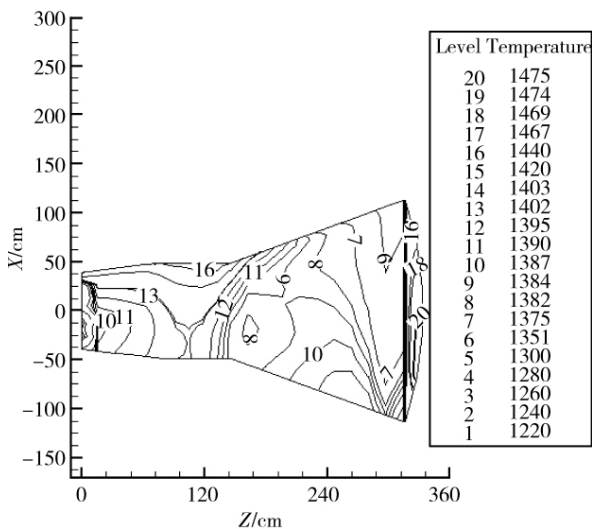


图 15 沿飞船表面温度等值线图(单位:K)
Fig. 15 Contour plots of the temperature on the surface of the spacecraft (unit:K)

4.3 两种高升阻比的 Waverider 与 CAV 流场计算

1959 年 Nonweiler 首次提出从已知流场构造三维高超声速飞行器外形的方法,提出了 Waverider(乘波体)的概念。1981 年 Rasmussen

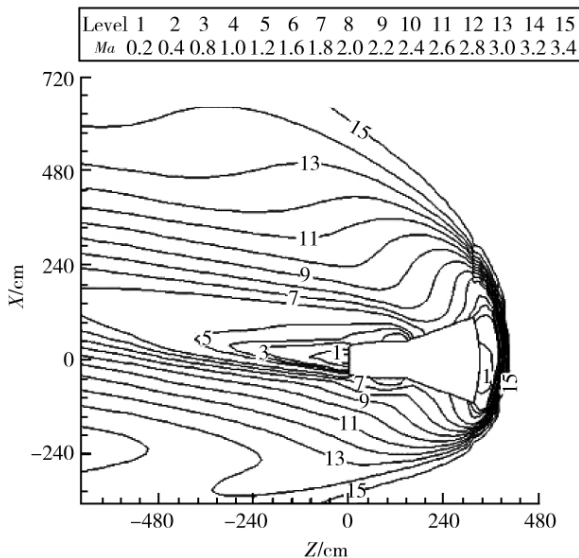


图 16 Gemini 飞船绕流的等 Mach 数线分布图
Fig. 16 Isoline of Mach number of the flow around the spacecraft Gemini

提出了由锥形流动生成乘波体(简称锥导乘波体);1987 年 Anderson 将黏性效应引入乘波体的优化过程中;1990 年 Sobieczky 提出了 OC(osculating cone, 吻切锥)理论;从 1993 年开始乘波体的气动布局设计进入了工程应用阶段;1997 年 Gillum 和 Lewis 进行了 Mach 数分别为 10.0, 14.0 和 16.5 的乘波体风洞实验;1998 年前后 Cockrell 和 Strohmeyer 等人进行了乘波体在设计条件下的稳定性问题研究;2001 年 Lobia 将乘波体的黏性效应、容积效率以及载荷效率引入到乘波体的优化设计过程中,因此乘波体已成为近年来国际上航天飞行器以及高速远程巡航导弹的候选外形。2010 年 4 月 22 日由 Boeing 公司建造的高超声速新型 CAV/SMV(space maneuver vehicle)类的飞行器 X-37B 成功发射,这标志着这种高超声速飞行器可以具备“机动变轨与躲避”的功能,可以作为一种非常安全的通用空天平台,固守住太空战略制高点。X-37B 在气动布局、自动化、新材料以及隐形设计等方面十分成功、集成了当代最优秀的技术成果。2010 年 5 月 26 日高超声速 X-51A 验证机首飞成功,该试验飞行的原计划是由 B-52H 轰炸机携带 X-51A 升空后,在大约 15 km 高空,飞行 Mach 数为 0.8 时投放 X-51A 验证机。X-51A 首先点燃助推器,持续工作 30 s 将 X-51A 加速到 Mach 数在 4.6~4.8 左右,然后助推器分离,X-51A 借惯性滑行数秒后,超燃冲压发动机依次点燃乙烯和燃油,达到热平衡

后便仅用 JP-7 碳氢燃料作动力实现不断加速,历经 300 s 左右使 X-51A 的最终飞行速度达到 Mach 数 6.5;在燃料耗尽后,X-51A 验证机将无动力滑行 500 s,随后坠入太平洋.整个 X-51A 的实际试验过程进展得也相当顺利,虽然超燃冲压发动机 SJX61-2(由 PWR 公司专门研制)由于发动机舱后部温度高于设计值而仅工作了 140 s(原计划为 300 s),飞行速度仅达 Mach 数为 5.0(原计划为 6.5)左右,但这次试验成功地完成了超燃冲压发动机研制中的一些关键技术:先点燃乙烯,过渡到乙烯与 JP-7 燃料的混合燃烧,达到 JP-7 的燃烧条件后,仅使用 JP-7 碳氢燃料燃烧,并持续了 140 s 等等,因此试验方认为:这次 X-51A 的试验仍然是很成功的.X-51 验证机的机身长 4.26 m,采用镍合金制造,空载约 635 kg,在总体布局上采用了楔形头部、乘波体机身、腹部进气道与控制面,头部采用钨合金材料(外部覆盖了二氧化硅隔热层),X-51 飞行时产生激波,看似飞行在激波顶上,而且压缩的空气被引入到矩形发动机进气道中,因此属于楔形乘波体结构,看上去是介于航天飞机和未来巡航导弹的构型之间,它是发展临近空间吸气式高超声速飞行器的首选外形之一.另外,Boeing 公司还在着手考虑 X-51B 至 X-51H 等一系列发展型号的研究工作,而且还考虑持久冲压发动机(robust scramjet)计划,并打算在 X-51B 上使用热喉道冲压发动机、继续使用碳氢燃料,但结构会更简单了而且能够使验证机持续保持 Mach 数在 5.0 的水平上高超声速飞行.文献[26]生成了一种楔形乘波体,并进行了 Mach 为 4.6 和 7 时总共 7 个工况的流场计算,这里仅讨论来流 Mach 数为 7.0 时的情况.图 17 为本文计算时所选用的 Waverider 外形,计算工况为 20 km 高空飞行、来流 Mach 数为 7.0,来流攻角为 0° ;图 18 至图 20 分别给出了乘波体相应截面处周围流场的流线、等 Mach 数线和压强等值线的分布.从这些图中可以看出,高压气流都集中在下表面,这说明这里乘波体的设计是成功的.

CAV(common aero vehicle)又称通用航空航天飞行器,是一种高超声速再入机动滑翔的飞行器,其中美国 Falcon 计划中提出的 CAV 以及 HyTech 计划的巡航 Mach 数为 7.0~8.0,射程为 1390 km 的弹用飞行器为这类飞行器的典型代表,它们是目前国际上高度重视的一类飞行器.本文选用了文献[26]构造的一种 CAV 外形,图 21 给出了本文计算所选取的 CAV 外形以及计算时

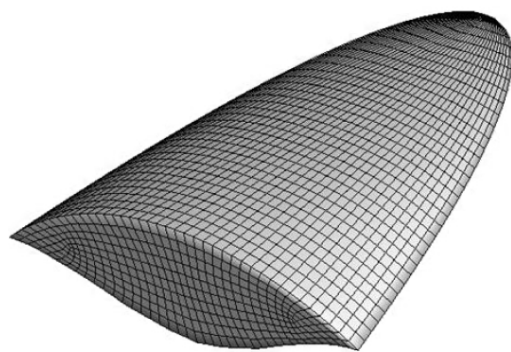


图 17 Waverider 外形图

Fig. 17 Shape of the waverider

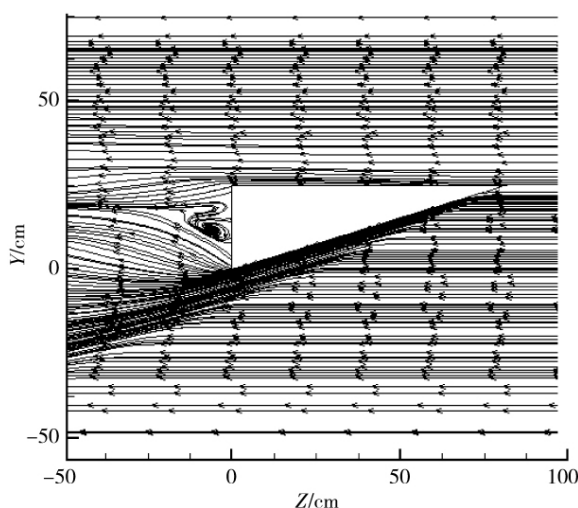


图 18 乘波体对称面上的流线图

Fig. 18 Streamline on the symmetry plane of the Waverider

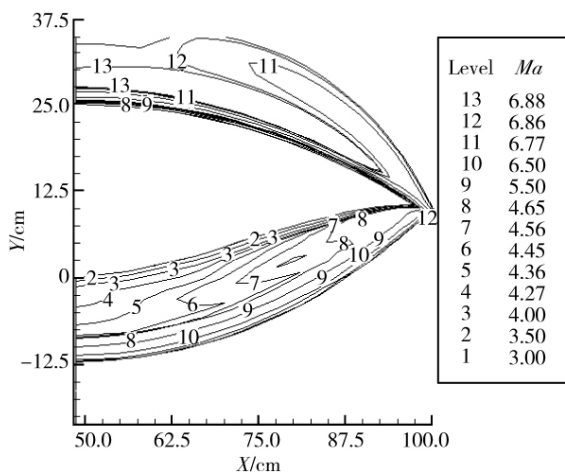


图 19 乘波体尾部截面周围流场的等 Mach 数线分布

Fig. 19 Isolines of Mach number of the flow field on the afterbody section of the Waverider

所划分的网格图(其中图 21(a)为轴测图、图 21(b)为正视图).

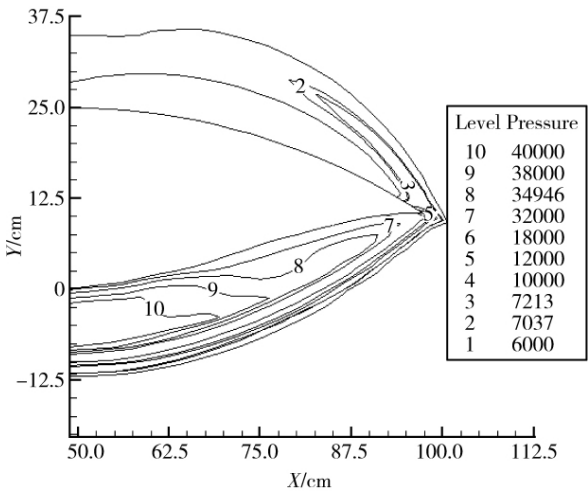


图 20 乘波体尾部截面周围流场的压强等值线分布
(单位:Pa)
Fig. 20 Contour plots of the pressure on the afterbody section of the Waverider
(unit:Pa)

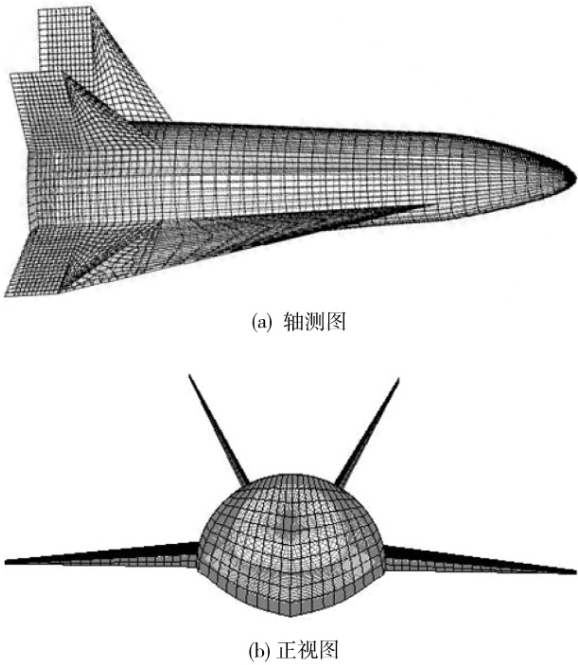


图 21 CAV 的外形及计算时的网格的划分
Fig. 21 Shape of CAV and grid distribution along the surface

图 22 至图 25 分别给出 CAV 相应的截面上周围流场压强等值线的分布图,这里计算的工况是:来流 Mach 数为 6.0,飞行高度为 20km,图 22 与图 25 的来流攻角 α 都为 -10° ,图 23 与图 24 的来流攻角分别为 0° 与 10° ,更多数值结果可参

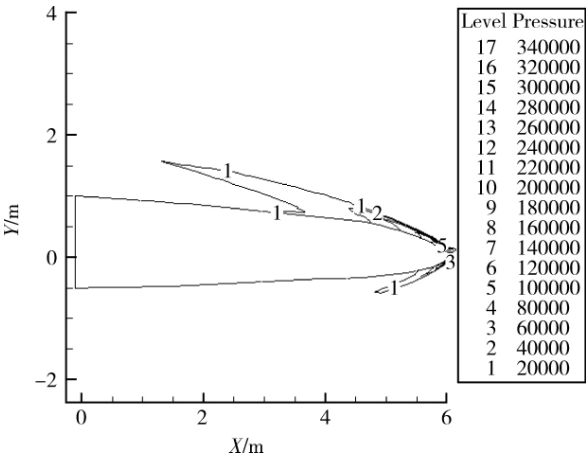


图 22 CAV 对称截面上流场压强等值线的分布
(单位:Pa)

Fig. 22 Contour plots of the pressure on the symmetry plane of CAV(unit:Pa)

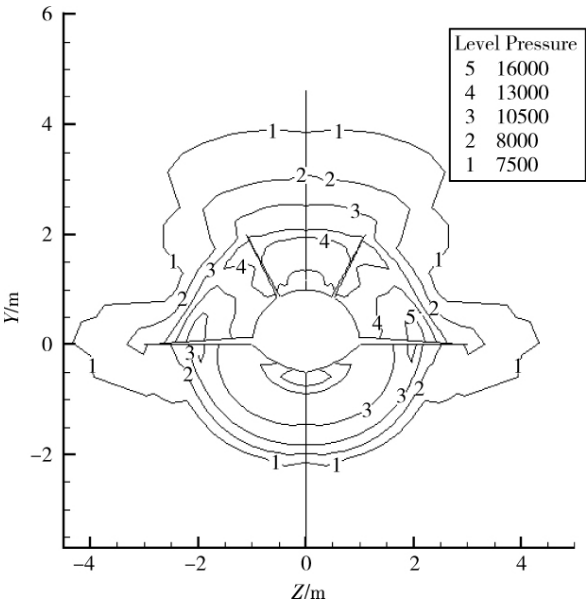


图 23 CAV 尾部截面处流场压强等值线的分布
($\alpha=0^\circ$)(单位:Pa)

Fig. 23 Contour plots of the pressure on the afterbody section of CAV, at $\alpha=0^\circ$
(unit:Pa)

阅文献[26].

4.4 Fire-Ⅱ 火星探测器流场的计算以及局部区域的 DES 分析

Fire-Ⅱ 探测器于 1964 年 12 月 28 日发射,1965 年 7 月 14 日到达火星(Mars)上空 9 800 km 处成为第一枚成功访问火星的航天器.而 Viking 是世界上第一个在火星着陆的探测器.1975 年 8

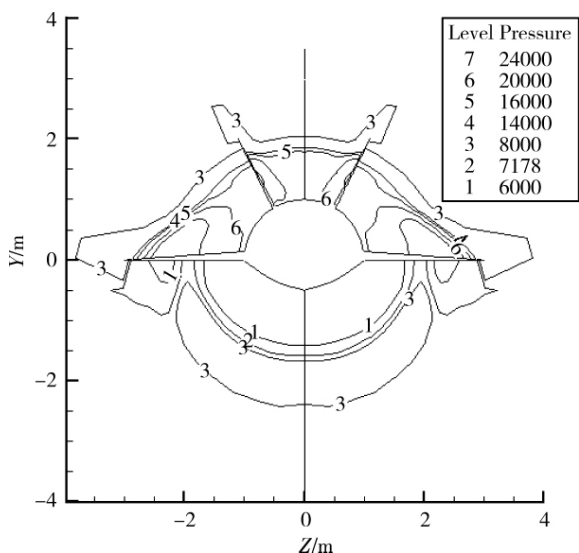


图 24 CAV 尾部截面处流场压强等值线的分布
($\alpha=10^\circ$)(单位:Pa)

Fig. 24 Contour plots of the pressure on the afterbody section of CAV, at $\alpha=10^\circ$
(unit:Pa)

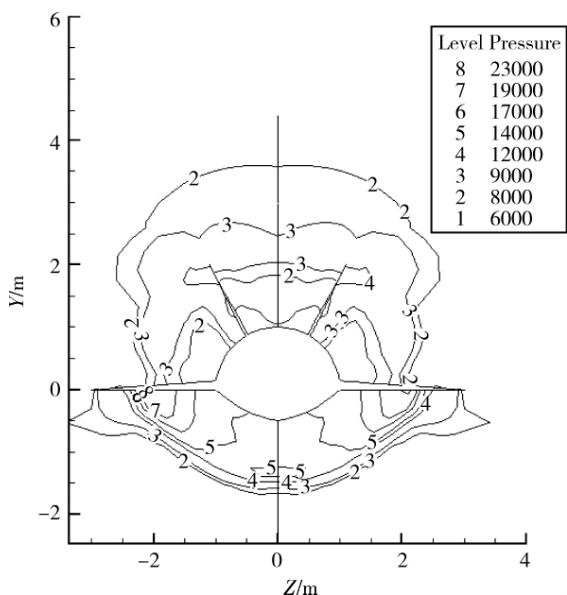


图 25 CAV 尾部截面处流场压强等值线的分布
($\alpha=-10^\circ$)(单位:Pa)

Fig. 25 Contour plots of the pressure on the afterbody section of CAV, at $\alpha=-10^\circ$
(unit:Pa)

月 20 日与 9 月 9 日, Viking 1 号和 Viking 2 号探测器发射, 两个探测器分别于 1976 年 7 月 20 日和 1976 年 9 月 3 日在火星表面成功着陆并进行了大量的探测工作. 更有趣的是, Near 探测器与爱神星(Eros)在 2000 年 2 月 14 日情人节之际的

幽会. 1996 年 2 月 17 日 Near 探测器由 Delta II 号火箭发射升空, 1999 年 1 月 10 日进入绕爱神星运行的轨道, 2000 年 2 月 14 日 Near 探测器以相对爱神星的速度约为 1 m/s 的相对速度飞行, 从而使爱神星得以利用其微弱的引力将 Near 探测器拉进了围绕它运行的轨道, 形成了情人节之时探测器与爱神星间幽会的壮观景象. 2001 年 2 月 12 日 Near 探测器以 1.6 m/s 的速度成功地降落在爱神星表面上. 对于金星(Venus), 1962 年 8 月 27 日发射了 Mariner 2 号探测器, 于同年 12 月 14 日到达金星上空 3500 km 处, 首次测量了金星的大气温度; Magellan 金星探测器 1989 年 5 月 4 日由 Atlantis 号航天飞机送入地球低轨道, 然后再用一枚固体火箭推入飞向金星的轨道, 1990 年 8 月 10 日进入距金星最近点 310 km 的椭圆轨道, 1990 年 9 月 15 日 Magellan 探测器首次获得第一张完整的金星地图, 一直到 1994 年 10 月 12 日该探测器在金星轨道工作了 4 年 2 个月零 2 天, 绕金星 15 018 圈, 对 99% 的金星地貌全景进行了测绘. 对于木星(Jupiter), Galileo 木星探测器是世界上第一个木星专用的探测器, 它于 1989 年 10 月 18 日发射, 1995 年 12 月 7 日到达木星轨道并绕木星飞行. 另外, 2011 年 8 月 5 日 Juno(朱诺)号木星探测器发射升空. 该探测器经 5 年长达 32 亿 km 的飞行, 将于 2016 年 7 月抵达木星轨道并在木星上空 5 000 km 的高度飞行. 我们课题组对 Viking, Mars Microprobe 与 Galileo 等国际著名探测器的绕流问题进行过大量的数值计算, 并发表了多篇学术论文^[28-29]. 因此, 人类对火星、金星、木星等星球的探索是非常执着的^[12,30]. 图 26 给出了 Fire-II 的外形及主要尺寸^[31],

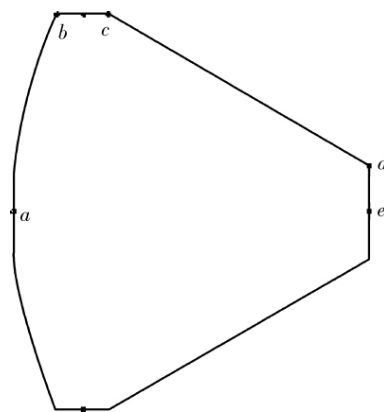
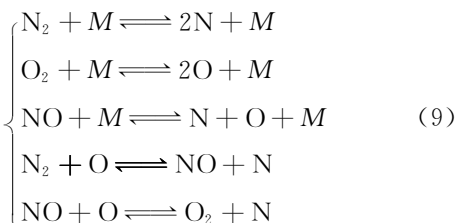


图 26 Fire-II 探测器的外形

Fig. 26 Shape of probe Fire-II

文献[26]计算了来流 Mach 数分别为 5.0, 6.0, 7.0, 来流攻角为 0° , -10° 与 10° , 总共 9 种工况时的流场, 文献[32]计算了 35 km 高空处, 来流速度为 4950 m/s, 来流 Mach 数为 16 并且攻角为 0° 时的流场. 本文主要在文献[32]的基础上, 进一步完善来流 Mach 数为 16.0 时流场的计算, 并给出较为贴近飞行数据的壁面热流分布. 在 $Ma_\infty = 16$ 的计算工况时, 这里主要考虑 5 组元(即 N_2 , O_2 , N , O 和 NO)17 种化学基元化学反应, 即



式中 M 为反应碰撞单元; 化学反应速率遵循 Arrhenius 模型. 对于考虑热力学非平衡与化学非平衡的 Navier-Stokes 方程组, 文献[33]做过详细讨论并完成了大量算例. 这里主要对文献[33]的源程序进行修改、引进 S-A 湍流模型(即本文中的式(3))并引入式(2)所定义的分辨尺度 l_{des} , 使原来的 RANS 源程序变为 DES 源程序. 换句话说, 是使编制的 DES 在程序上实现 RANS 与 LES 之间的组合(即在执行 RANS 时湍流模式采用了 Spalart-Allmaras 湍流模型; 在执行 LES 时采用了 Smagorinski 亚格子应力模型; 这里还特别注意了 LES 需要采用高阶精度的时间与空间离散格式, 以确保格式的数值耗散不会淹没物理的亚格子黏性; 而 RANS 和 LES 之间的切换是借助于分辨尺度 l_{des} 来实现的). 还必须特别指出的是: 这里发展 DES 程序的目的并不是用于全场的数值计算, 而仅仅是用于局部区域(即严重分离区域)的进一步计算与分析. 为此, 在对 Fire-II 探测器进行了 RANS 计算后, 再对图 27 所示的 $AB_1B_2B_3B_4D$ 区域进行 DES 的计算与分析, 这个区域涡系十分复杂, 而且有较大的回流现象. 因篇幅所限, 这里不准备给出在上述区域中进行 DES 计算的详细过程(计算过程将另文发表), 仅给出计算出的沿壁面 $Acde$ 热流分布以及计算出的 μ_t/μ_∞ 的曲线如图 28 与图 29 所示.

在 Fire-II 的后体区域(即含物面 cde 以及 de 面以后的尾流区)中, 计算出的 μ_t/μ_1 值在 25~370 的范围内变化(注意图 29 竖坐标给出的是 μ_t/μ_∞ 而不是 μ_t/μ_1), 这里 μ_t 为计算出的当地湍流黏性系数, μ_1 为当地的分子黏性系数. 显然, 在

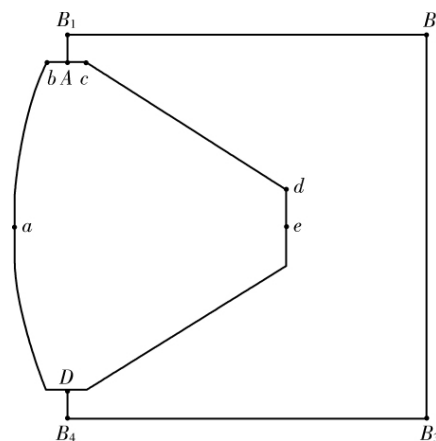


图 27 用于 DES 分析的区域示意图

Fig. 27 Sketch of region used to carry out DES analysis

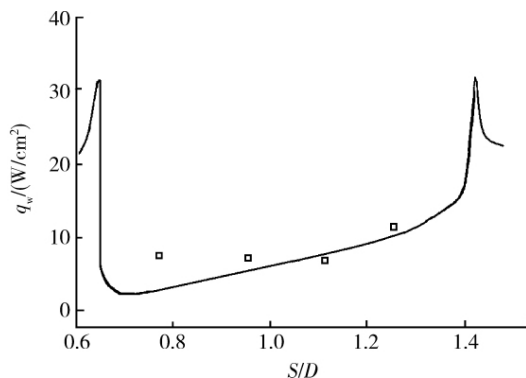


图 28 沿壁面 $Acde$ 的热流分布

Fig. 28 Distribution of the heat transfer rate along the wall $Acde$

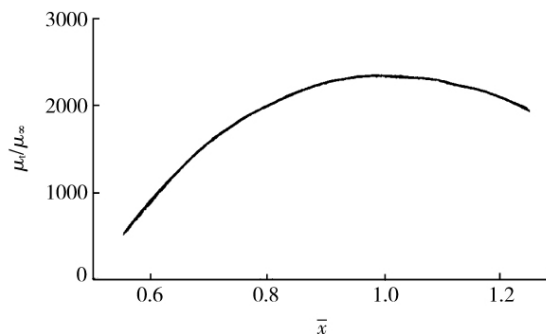


图 29 沿尾部对称轴方向上的 μ_t/μ_∞ 分布

Fig. 29 Distribution of μ_t/μ_∞ along the symmetry axis of the afterbody

这个区域中如果只考虑层流的黏性系数而不考虑湍流的黏性系数时, 会使流场计算(尤其是壁面区域的换热计算)产生较大的误差. 图 30 给出了采

用RANS计算时沿壁面 abA 的热流分布曲线。另外,与飞行数据^[31]比较后可以发现:对局部区域采用DES计算与分析后所得到的壁面热流分布(如图28所示,图中的方块为飞行数据,实线为本文计算结果)与飞行数据较为贴近,它比RANS的计算结果要好一些。

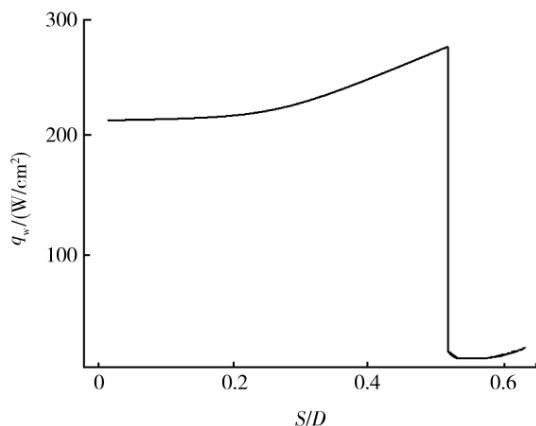


图30 沿壁面 abA 的热流

Fig. 30 Distribution of the heat transfer rate along the wall abA

5 结 论

1) 提出了一种将RANS与DES相结合的流场计算工程算法。该算法的核心思想是:首先进行全场的RANS计算,而后对严重大分离的局部区域采用DES分析技术。这样的处理虽然并非真正意义上的DES,但这样近似后所得到的数值结果贴近了实验值;另外在计算的时间上它要比全场的LES以及全场的DES大大节省了时间,符合工程快速计算的特点。

2) 完成了6个国际上著名的飞行器63个工况的流场计算,大量的计算结果表明:飞行器的许多工况采用RANS计算可以得到工程上的满意结果。另外,文献^[33]中的大量算例也都显示:使用RANS程序可以得到工程上满意的气动力分布;计算出的气动热与实验数据或飞行数据相比虽有误差,但仍然能有效的指导飞行器的热防护设计。鉴于上述情况,本文认为:在通常高马赫数超声速来流的情况下,考虑热化学非平衡的RANS计算是可以给出工程上所需要的气动力与气动热的结果。仅在飞行Mach数很高,流场中大分离严重时,需要细致地考虑热力学与化学非平衡的影响,并且还要求准确地计算飞行器壁面热流分布的情况下,才在局部大分离的那些区域

中采用DES分析技术。

在卞荫贵教授和吴仲华教授的直接指导下,我们进行了长达35年气动热力学外流与内流数值方法的研究,深感学无止境、自强不息做学问的道理。以外流高速气动热力学研究为例,在卞荫贵先生长达27年的精心培养与直接指导下,我们渐渐懂得了Aerothermodynamics一词的含义。在经过20多年的知识储备之后,一丝不苟、矢志耕耘、厚积薄发^[12],近10年来我们课题组对18种国际著名航天器与探测器进行了242个典型飞行工况的数值计算,其中231个工况已在相关国际、国内学术会议上发表,许多数值结果发表在近几年的《航空动力学报》及由龙升照教授与加拿大Dhillon B S教授(他是安全、质量及工程可靠性领域世界著名专家与教授)任主编、由美国Scientific Research Publishing出版的近几年《人-机-环境系统工程大会论文集》中。归纳与总结本文以及文献^[12-13, 28, 33]的工作,对高超声速再入飞行问题可以初步给出一个整体计算框架^[12]:①高超声速飞行器再入时通常要穿过稀薄区,过渡区与连续流区,存在着“小Knudsen数特征区”,因此采用DSMC方法、求解Navier-Stokes方程以及DSMC/Navier-Stokes组合方法可以完成再入飞行整个过程各个流区的数值计算。②在DSMC方程的研究中,开展模拟内能松弛、热力学非平衡以及化学反应非平衡现象的研究是必要的。③在求解Navier-Stokes方程的研究中,开展多组分、考虑非平衡态气体的振动以及热化学非平衡态效应的守恒积分型Navier-Stokes基本方程组的高分辨率、高效率、高精度算法是必要的;对于某些飞行工况,考虑辐射以及弱电离气体的影响也是需要的;对于流场中存在严重大分离的区域,采用本文全场RANS计算与局部DES分析相结合的技术也是非常必要的;对于湍流模型,我们课题组经常使用Baldwin-Lomax零方程模式和Spalart-Allmaras一方程模式;对于转捩模型,我们多使用Abu-Ghannam & Shaw(即AGS)模型和Menter & Langtry(即M-L)模型。目前已有一些用于高超声速流动的新模型(例如文献^[34]等),但应当指出的是:可压缩流的转捩模型,目前仍是一个需要进一步研究与完善的课题。转捩位置对于非定常分离流的特性有着很大的影响,因此对非定常流计算时转捩问题更应该考虑。④在DSMC与Navier-Stokes组合方法的研究中,针对再入飞行过程中存在的“小Knudsen数特征区”,在该区可

以用局部的 Kn_{gl} (即 the gradient-length Knudsen number) 作为当地流场计算选用 DSMC 模型或者 Navier-Stokes 模型的依据。⑤在数值方法的研究中,在非结构网格与结构网格的框架下,发展 WENO(weighted essentially non-oscillatory)^[6]、小波奇异分析^[8]以及 Runge-Kutta 间断 Galerkin 方法^[12]都是必要的;在开展非定常计算中,显式多步 Runge-Kutta 法^[2]以及 Jameson 的隐式双时间步方法^[9-10]都是值得推荐的优秀方法。⑥高超声速热防护是高速再入飞行的关键问题之一,开展流固耦合是准确提供飞行器壁面热流分布与温度分布的关键,因此发展气固耦合算法(其中包括强耦合与弱耦合(英文常写为 conjugate heat transfer 以及 coupled heat transfer)方法)是十分必要的^[12]。⑦文献[12,28]建议的用 $|T - T_v|/T$ 描述流场的热力学非平衡,用 Damköhler 数描述化学反应非平衡,用沿壁面的 Stanton 数或壁面热流系数 C_h 描述壁面的传热效果的办法是刻画流场非平衡现象的无量纲特征参数,值得推广。

显然,上述七个方面落实与丰富了卞荫贵先生倡导的气动热力学(即 Aerothermodynamics)领域^[35-36]关于高超声速再入飞行问题的具体内容与深刻含义。另外,对于"小 Knudsen 数特征区",发展广义 Boltzmann 方程的直接数值解法也是一项很有意义的创新性工作,在这方面我们团队已与美国 Washington 大学 Agarwal R K 教授合作开展了许多探索性的研究并用 FORTRAN 语言进行了广义 Boltzmann 方程直接数值求解源程序的编写工作,已取得了可喜的进展,并发表了多篇重要的学术论文。广义 Boltzmann 方程又称 Wang Chang-Uhlenbeck 方程,这个方程可以考虑分子内部量子数以及简并度,可以考虑弹性与非弹性碰撞,可以考虑粒子间的化学反应,也可以考虑气体的离解与电离方面的问题,因此上它与 BGK(即以 Bhatnagar, Gross 和 Krook 三人名字所命名)方程相比,可以更多的反映"小 Knudsen 数特征区"物理过程的相关信息,更加贴近稀薄气体过渡区流动的真实过程;另外,它与微机电系统(micro electro mechanical system, MEMS)和纳米机电系统(nano electro mechanical system, NEMS)中常用的格子 Boltzmann 方程相比更富有挑战性。对于气动热力学中的其他问题,因篇幅所限这里不再讨论。

参考文献:

[1] 陈懋章. 黏性流体力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社,

2002.

- [2] 王保国, 蒋洪德, 马晖扬, 等. 工程流体力学[M]. 北京: 科学出版社, 2011.
- [3] Anderson D A, Tannehill J C, Pletcher R H. Computational fluid mechanics and heat transfer[M]. New York: Hemisphere, 1984.
- [4] 王保国, 黄虹宾. 叶轮机械跨声速及亚声速流场的计算方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [5] Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws[J]. J. Computational Phys., 1983, 49: 357-393.
- [6] Shu C W. Essentially non-oscillatory and weighted essentially nonoscillatory schemes for hyperbolic conservations laws[R]. NASA CR 97-206253, 1997.
- [7] 王保国, 刘淑艳, 黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学、北京航空航天大学、西北工业大学、哈尔滨工程大学、哈尔滨工业大学出版社, 2005.
- [8] 王保国, 吴俊宏, 朱俊强. 基于小波奇异分析的流场计算方法及应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2728-2747.
WANG Baoguo, WU Junhong, ZHU Junqiang. Method based on wavelet singularity analysis for complicated flow and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2728-2747. (in Chinese)
- [9] Jameson A. Time dependent calculations using multigrid with application to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA Paper 91-1596, 1991.
- [10] 王保国, 刘淑艳, 张雅. 非结构网格下非定常流场双时间步长加权 ENO-强紧致杂交高分辨率格式[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(6): 941-943.
WANG Baoguo, LIU Shuyan, ZHANG Ya. A new weighted ENO-strongly compact difference schemes and dual-time method for the resolution of the unsteady flows on unstructured grids[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(6): 941-943. (in Chinese)
- [11] Anderson J D Jr. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. New York: McGraw-Hill, 1989.
- [12] 王保国, 黄伟光. 高超声速气动热力学[M]. 北京: 科学出版社, 2011.
- [13] 王保国, 黄伟光, 钱耕. 再入飞行中 DSMC 与 Navier-Stokes 两种模型的计算与分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 961-976.
WANG Baoguo, HUANG Weiguang, QIAN Geng, et al. Computation and analysis of DSMC and Navier-Stokes model in reentry flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 961-976. (in Chinese)
- [14] Smits A J, Dussauge J P. Turbulent shear layers in supersonic flow[M]. New York: Springer, 2006.
- [15] Pope S. Turbulent flows[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- [16] Lesieur M. Turbulence in fluids[M]. New York: Kluwer Academic Publishers, 1997.
- [17] Berselli L C, Iliescu T, Layton W J. Mathematics of large eddy simulation of turbulent flows[M]. New York: Springer, 2006.

- [18] Spalart P R, Jou W H, Strelets M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on the hybrid RANS/LES approach[C]// Proceedings of the 1st AFOSR International Conference on DNS/LES. Columbus: Greyden Press, 1997:137-147.
- [19] Shur M L, Spalart P R, Strelets M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6):1638-1649.
- [20] 王保国, 卞荫贵. 关于三维 Navier-Stokes 方程的黏性项计算[J]. 空气动力学报, 1994, 12(4):375-382.
WANG Baoguo, BIAN Yingui. On numerical computation of viscous terms for 3-D Navier-Stokes equations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1994, 14(4):375-382. (in Chinese)
- [21] Hansen A, Sorensen N N, Johansen J. Detached-eddy simulation of decaying homogeneous isotropic turbulence[R]. AIAA Paper 2005-885, 2005.
- [22] 吴晶峰, 宁方飞. 后台阶流动的 Hybrid RANS/LES 模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(6):701-704.
WU Jingfeng, NING Fangfei. Hybrid RANS-LES method applied to backward facing step flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(6):701-704. (in Chinese)
- [23] 孙拓. 几类复杂流动的数值计算及应用[D]. 北京: 北京理工大学, 2011.
SUN Tuo. Numerical computation and appliance for complex fluid filed of three types[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [24] Spearman M L, Collins I K. Aerodynamic characteristics of a swept-wing cruise missile at Mach number from 0.50 to 2.86[R]. NASA Technical Note D-7069, 1972.
- [25] Stephens E. Afterbody heating data obtained from an atlas boosted mercury configuration in a free body reentry[R]. NASA TM X-493, 1961.
- [26] 郭洪福. 五种典型高超声速飞行器流动的初步计算与分析[D]. 北京: 北京理工大学, 2011.
GUO Hongfu. Preliminary computation and analysis of five kinds of typical hypersonic aircrafts[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [27] Kruse R L, Malcolm G N, Short B J. Comparison of free-flight measurements of stability of the Gemini and Mercury capsules at Mach numbers 3 and 9.5[R]. NASA TM X-957, 1964.
- [28] 王保国, 李耀华, 钱耕. 四种飞行器绕流的三维 DSMC 计算与传热分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1):1-20.
WANG Baoguo, LI Yaohua, QIAN Geng. Three-dimensional DSMC calculation and heat transfer analysis of four capsules for hypersonic rarefied conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26:1-20. (in Chinese)
- [29] 王保国, 孙业萍, 钱耕. 两类典型高速飞行器壁面热流的工程算法[C]// 龙升照, Dhillon B S. 第10届人-机-环境系统工程大会论文集. 美国, 纽约: 美国科研出版社, 2010:299-305.
WANG Baoguo, SUN Yeping, QIAN Geng. An engineering algorithm for wall heat flux of two typical hypersonic vehicles[C]// Long Shengzhao, Dhillon B S. Proceedings of the 10th Conference on Man-Machine-Environment System Engineering. New York, USA: Scientific Research Publishing, USA, 2010:299-305. (in Chinese)
- [30] 王保国, 刘淑艳, 王新泉, 等. 流体力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011.
- [31] Slucomb T H. Project Fire II afterbody temperatures and pressures at 11.35 kilometers per second[R]. NASA TM X-1319, 1966.
- [32] 安二. 几种典型飞行器高超声速绕流的计算与壁面热流分析[D]. 北京理工大学, 2011.
AN Er. Several typical vehicle hypersonic flow calculation and wall heat flux analysis[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [33] 王保国, 李翔, 黄伟光. 激波后高温高速流场中的传热特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5):963-980.
WANG Baoguo, LI Xiang, HUANG Weiguang. Analytical study of heat transfer of high-temperature and high-velocity flow field behind shock waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5):963-980. (in Chinese)
- [34] Papp J L, Dash S M. A rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar to turbulent transitional flows for 2D and 3D geometries[R]. AIAA 2008-2600, 2008.
- [35] 卞荫贵, 钟家康. 高温边界层传热[M]. 北京: 科学出版社, 1986.
- [36] 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1997.