

# 冲压发动机转级流场数值仿真研究

柳长安, 吴宝元, 王玉峰

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 冲压发动机需要利用助推发动机加速到接力马赫数, 然后动力系统进行转级, 实现冲压发动机接力工作。为了提高空间利用率, 目前的冲压发动机多采用整体式设计方案, 要求在冲压发动机设计时必须考虑助推发动机退出冲压发动机燃烧室的分离过程对发动机转级的影响。采用 CFD 技术对冲压发动机转级的分离过程进行了数值仿真计算, 显示分离过程对冲压发动机的转级有很大影响。

**关键词:** 冲压发动机; 转级; 分离; CFD

**中图分类号:** V433.9

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 05-0018-04

## Numerical simulation of the ramjet engine separation flow

Liu Changan, Wu Baoyuan, Wang Yufeng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** A ramjet engine is required to the staging Mach number before start up by a booster. For an integrated ramjet engine, the concept that the booster is inserted into the ramjet combustion chamber to spare the structural space is usually adopted. So the influence due to the booster separation should be considered in the design of a ramjet engine. This paper simulates the separation of a supposed conception using the CFD techniques. The results show that the separation will greatly affect the transition.

**Key words:** ramjet engine; transition; separation; CFD

收稿日期: 2007-01-16; 修回日期: 2007-03-19。

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 博士, 研究领域为发动机总体设计。

## 1 引言

冲压发动机在低马赫数下不能正常工作,需要利用助推发动机加速到接力马赫数,然后动力系统转级,实现冲压发动机接力工作。为了提高空间利用率,目前的冲压发动机多采用整体式设计方案,要求在冲压发动机设计时必须考虑助推发动机退出冲压发动机燃烧室的分离过程对发动机转级的影响,这无疑增加了冲压发动机转级的难度。另外,对结构一定的发动机来说,点火过程主要取决于来流条件、内流场品质、点火供油规律等因素,何时形成满足点火条件的内流环境是冲压发动机转级过程必须考虑和重视的问题。因此,在发动机研制过程中,有必要对助推发动机的分离过程进行研究,确定合理的冲压发动机点火及转级程序。本文采用FASTRAN气动软件对冲压发动机接力点的助推发动机分离过程进行了准二维非定常流场的数值仿真模拟,研究了分离过程对冲压发动机转级的影响,得到了一些初步计算结果和结论。

## 2 计算模型和方法

### 2.1 计算模型

冲压发动机的攻角和侧滑角在点火转级过程中均很小,助推发动机所受的侧向力和法向力相对于轴向力为小量,偏航/滚转/俯仰力矩也均较小。另外,从冲压发动机角度来看,转级过程中发动机内部流场的变化更显重要。

因此,综合分析后认为分离过程仿真计算可仅仅考虑助推发动机相对于冲压发动机的轴向运动,忽略助推发动机相对于冲压发动机的侧向/法向运动以及偏航/滚转/俯仰运动,忽略导弹巡航级和助推发动机的侧向力、法向力、偏航力矩、俯仰力矩和滚转力矩等。

经过简化,分离模型变为轴对称的助推发动机相对于冲压发动机的轴向运动,分离过程可以采用轴对称模型进行仿真计算。

### 2.2 计算方法

在笛卡尔坐标系下控制方程可以表述为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V D dV + \oint_S \mathbf{F} \cdot d\vec{S} = \frac{1}{Re} \oint_S \mathbf{G} \cdot d\vec{S} \quad (1)$$

其中矢量  $\mathbf{D}$ 、 $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$  的定义如公式(2)~公式(4)所示,  $u_i$ 、 $v_i$ 、 $w_i$  为物面移动速度在  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向的分量。

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho U & \rho V & VW \\ \rho u U + p & \rho u V & \rho u W \\ \rho U v & \rho v V + p & V v W \\ \rho U w & \rho v W & \rho w W + p \\ \rho U H & \rho V H & \rho W H \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \\ \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$U = u - u_i$$

$$V = v - v_i \quad (5)$$

$$W = w - w_i$$

采用有限体积法将公式(1)进行空间离散并求解,可以得到流场数值解。

## 3 结果与分析

### 3.1 定常初场计算结果

根据实际设计方案,在冲压发动机工作前堵住盖封堵进气道,因此在定常初始流场计算中将进气道唇口封堵。另外,考虑到助推发动机连接处不能密封,在助推发动机连接处留有缝隙。

按接点参数进行了二维定常初场计算,使用的控制方程为基于 B-L 湍流模型的准二维轴对称 N-S 方程,空间离散采用一阶 Roe's FDS 格式,时间推进为全隐式方法,物面边界条件采用无滑移绝热壁面条件,远场边界条件应用特征边界条件处理。

从计算得到的云图(图 1 和图 2)来看,在冲压发动机头部、发动机连接处由于物面的转折气流受到压缩,出现了很强的压缩波,沿一定角度扩展并逐渐衰减,而在助推发动机尾部则有膨胀波沿一定角度扩展并逐渐衰减。由于堵盖封堵了进气道唇口,导致局部产生了滞止高压回流区,使得唇口前部产生脱体弓形波。在助推发动机底部上下膨胀波间的区域由于气流粘性产生了两个低压回流区。由于在连接处助推发动机的锥形外壳体和连接缝隙的相互干扰使冲压发动机内部流道压力升高。

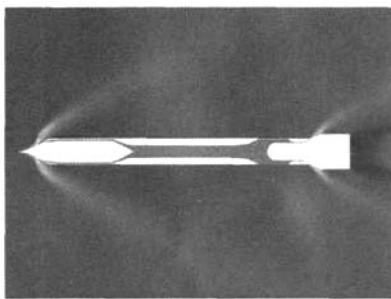


图 1 发动机内外流场压力云图

Fig.1 Contour of the flow field pressure

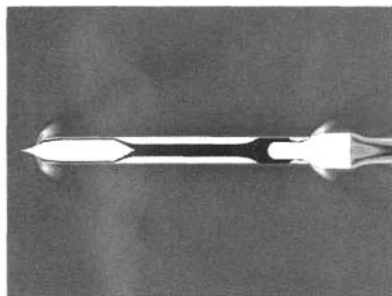


图 2 发动机内外流场马赫数云图

Fig.2 Contour of the flow field Mach number

### 3.2 非定常分离计算结果

在定常计算基础上,进一步对助推发动机在

燃烧室压力、稳定翼和重力作用下的分离过程进行了仿真计算。计算结果如图 3 至图 5 所示。其中,假设冲压发动机始终以恒定速度飞行,而助推发动机在燃烧室压力、稳定翼和重力沿轴向分量作用下相对冲压发动机移动,忽略摩擦力沿轴向分量的影响。

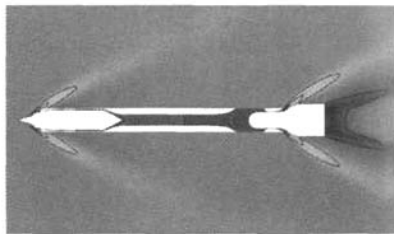


图 3 0.126s 的压力云图

Fig.3 Contour of the flow field pressure at 0.12 second

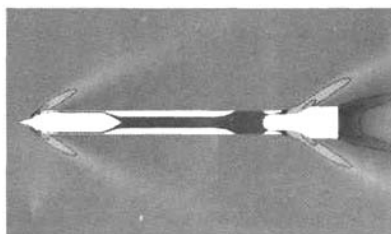


图 4 0.252s 的压力云图

Fig.4 Contour of the flow field pressure at 0.252 second

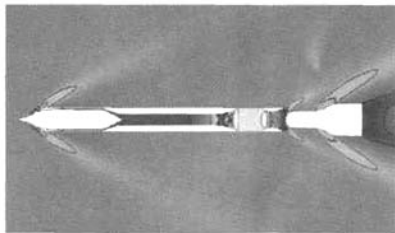


图 5 0.378s 的压力云图

Fig.5 Contour of the flow field pressure at 0.378 second

从计算结果来看,由于助推发动机没有迅速退出,导致冲压发动机出口节流,进气道出现喘振现象,使发动机内流道产生抽吸现象,形成燃烧室的低压。燃烧室压力周期性变化趋势如图 6 所示,变化范围在 0.05~0.75MPa 之间,频率约为 10Hz。

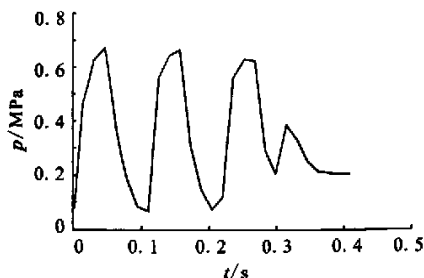


图6 燃烧室压力变化曲线  
Fig.6 Combustion chamber pressure

根据流场数据进行分析,可以得到退出分离过程中助推发动机相对冲压发动机的运动行程和加速度变化曲线,如图7和图8所示。可以看出,在助推发动机退出过程中由于进气道喘振流场的耦合,使得助推发动机退出速度和加速度受到扰动,而且这种扰动随着退出过程明显加剧,甚至出现了负加速度阶段,阻滞了助推发动机的退出。

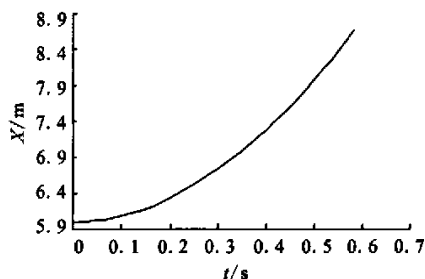


图7 运动行程  
Fig.7 Roll booster moving distance

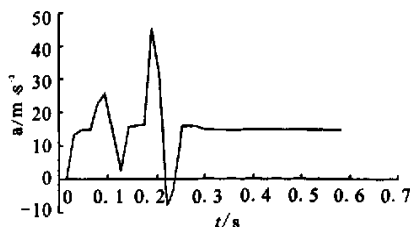


图8 运动加速度  
Fig.8 Roll booster moving acceleration rate

随着助推发动机退出冲压发动机喷管,发动机内流场恢复到发动机冷态通流状态,助推发动

机加速度不再受冲压发动机影响,表明分离结束。

## 4 结论

综合分析众多因素,得到以下结论:

(1) 助推发动机头部退到冲压发动机喷管喉部的时间约为0.25s,完全退出冲压发动机的时间约为0.35s,结合实际情况分析认为由于冲压发动机也受气动力作用向 $x$ 轴正向做加速运动,而且冲压发动机与助推发动机之间存在摩擦力,实际分离时间会有所延长。

(2) 由于助推发动机不能迅速退出燃烧室,冲压发动机内流道不能实现通流,因此必须在助推发动机退到喷管喉部以后方能进行冲压发动机点火。

(3) 由于在助推发动机退到喷管喉部位置时燃烧室内部正好处于高压状态,内部流速也很低,适于点火,可考虑在这一时刻点火。

(4) 转级结束时刻要求发动机推力达到接力点额定推力的90%,因此冲压发动机的实际转级时间将大于0.35s。

## 参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置 [M]. 北京: 宇航出版社, 1992, 12.
- [2] 王玉峰, 段小龙. 冲压发动机点火前内流场数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2006, (6): 20-22.
- [3] 马智博, 张振鹏, 蔡选义. 火箭冲压发动机掺混流场数值方法研究[J]. 推进技术, 1998, (8): 32-35.
- [4] Weiss J M, Maruszewski J P, Smith W A. Implicit Solution of the Navier-Stokes Equations on Unstructured Meshes[R]. AIAA-97-2103.
- [5] 田书玲, 伍贻兆, 夏健. 基于非结构重叠网格的二维外挂物投放模拟[J]. 空气动力学学报, 2007, (2): 245-249.
- [6] 张军, 谭俊杰, 任登凤. 副油箱从机翼分离流场的数值模拟[J]. 自然科学进展. 2006, (8): 1033-1037.

(编辑: 王建喜)