# 固体火箭发动机壳体强度热力耦合分析\*

王春光1,任全彬2,田维平2,史宏斌2,王雪坤2

(1. 西北工业大学 航天学院,陕西 西安 710072;2. 中国航天科技集团公司 第四研究院第四十一所,陕西 西安 710025)

摘 要:为了研究导弹发动机壳体在高空飞行时的温度、应力、应变状态,从而对壳体的结构 强度进行校核,研究了导弹壳体气动加热的计算方法,建立了某发动机壳体的三维有限元模型,合 理简化气动边界条件,计算壳体温度随导弹飞行时间的变化。对比风洞试验结果,有限元计算结果 与试验结果一致性较好。分析了 ABAQUS 软件热-力耦合实现方法,对该模型施加不同时刻的外力 载荷,实现壳体的热-力耦合数值分析。进行热-力耦合联合加载试验,对比计算结果与试验结果, 计算结果与试验结果吻合较好。壳体的应力、应变都远小于材料的极限值,壳体结构安全。该有限 元计算方法可以用来进行壳体的热-力耦合强度分析。

关键词:固体发动机;强度;热力耦合;气动加热 中图分类号:V435.13 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2013)01-0109-06

# Coupling Thermo-Mechanical Analysis on Strength of Case in Solid Rocket Motor

WANG Chun-guang<sup>1</sup>, REN Quan-bin<sup>2</sup>, TIAN Wei-ping<sup>2</sup>, SHI Hong-bin<sup>2</sup>, WANG Xue-kun<sup>2</sup>

College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
 The 41st Institute, The Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract: To investigate the temperature, stress and strain condition of missile case flying at certain altitude, and examine the structural strength of case, the aerodynamic heating computational method of missile case was studied. Aerodynamic heating boundary condition was simplified, and the 3D finite element model was established to compute the temperature changes of case along with the missile flight time. The computational results agree well with the wind tunnel test results. The coupling thermo-mechanical computation method in ABAQUS was analyzed, external loads were exerted to this model according to different time, and the coupling thermo-mechanical numerical analysis was realized. The coupled thermo-mechanical loading test was carried out. The computational results agreed well with the test results. Both strain and stress are smaller than the ultimate value. This finite element computational method may be applied to the coupling thermo-mechanical intensity analysis of the case in Solid Rocket Motor.

Key words: Solid rocket motor; Intensity; Coupling thermo-mechanical; Aerodynamic heating

## 1 引 言

外力载荷主要是由于弹体的横向及纵向过载对

壳体产生的剪切及弯矩载荷。热载荷会使壳体材料 强度降低,降低壳体的使用安全性,同时热载荷也会 导致额壳体产生一定的热应力。热力耦合分析在发

 <sup>\*</sup> 收稿日期: 2011-11-30;修订日期: 2012-06-29。
 作者简介: 王春光 (1985-),男,博士生,研究领域为固体火箭发动机总体研究及设计。

E-mail: chencong0269@163.com

动机药柱结构完整性研究中应用较多,邓斌<sup>[1]</sup>等在 研究药柱完整性时,考虑了对流换热影响,进一步提 高了热载荷下的结构响应计算精度,准确分析了热载 荷历史对装药的累积损伤影响。以往对壳体的安全 性分析,通常只是模拟壳体的水压检验过程,很少考 虑温度变化带来的影响<sup>[2-5]</sup>。郭瑞平<sup>[6]</sup>通过有限元 分析,研究了含表面裂纹圆柱壳体的局部热力耦合效 应,适用范围有限。

为了真实模拟发动机壳体飞行过程中的实际工 作状态,准确分析发动机壳体的温度、应力、应变随飞 行时刻的变化,需要按着导弹实际飞行弹道的外载及 温度对壳体进行热力耦合强度分析。本文以在气动 加热及外力载荷联合作用下壳体强度的分析为研究 对象,假设壳体处于最恶劣的工作状态飞行,即外防 热涂层全部脱落,整个发动机壳体都暴露在空气中。 利用 ABAQUS 有限元软件建立仿真模型,进行某发 动机壳体静热强度的热力耦合数值分析,最后将有限 元仿真结果与模拟试验结果做了比较。

2 物理模型和计算方法

## 2.1 瞬态传热计算方法

2.1.2 气动热流计算方法<sup>[7~10]</sup>

(a)驻点热流

采用 Ray - Riddell 方程计算驻点热流密度。

$$q_{\rm s} = 0.763 Pr^{-2/3} \left[ \rho_{\rm s} \mu_{\rm s} \left( \frac{{\rm d}u}{{\rm d}x} \right) \right]^{0.5} \left( h_{\rm s} - h_{\rm w} \right)$$

(b)平板热流

平板热流分层流和湍流两种,用临界雷诺数判断 准则来确定流体状态。临界雷诺数主要是一个与马 赫数有关的经验公式。

 $Re_{e} = (\rho_{e}u_{e}x/\mu_{e})_{tr} = 10^{5.37 + 0.2325M_{e} - 0.004015M_{e}^{2}}$ 当  $Re_{x} < Re_{e}$  时,采用层流平板气动加热公式  $q_{x} = 0.332 \cdot Pr^{-2/3}\rho_{e}u_{e}Re_{x}^{-0.5}(h_{x} - h_{w})g$ 当  $Re_{x} \ge Re_{e}$  时,采用湍流平板气动加热模型  $q_{x} = 0.0296 \cdot Pr^{-2/3}\rho_{e}u_{e}Re_{x}^{-0.2}(h_{x} - h_{w})g$ (c)锥面热流 锥面热流亦分层流和紊流两种。

当 Re<sub>x</sub> < Re<sub>e</sub> 时,采用层流锥面气动加热公式。

 $q_{x} = 0.332 \sqrt{3} P r^{-2/3} \rho_{e} u_{e} R e_{x}^{-0.5} (h_{r} - h_{w}) g$ 当  $R e_{x} \ge R e_{e}$  时,采用湍流气动加热模型。

 $q_x = 0.0296 Pr^{-2/3} \rho_e u_e Re_x^{-0.2} (h_r - h_w)g$ 本文所述发动机壳体采用平板热流密度进行计 算,计算中未考虑飞行攻角的影响。

2.1.3 温度分布计算

固体火箭发动机壳体外表面的热流密度均匀分 布,认为壳体只有在厚度方向存在温度梯度。因此本 文在发动机壳体厚度方向采用一维导热模型计算温 度分布,求解温度分布的导热基本方程为

$$\rho C_{\rm P} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) \tag{1}$$

式中 $\rho$ 为材料密度; $C_p$ 为材料比热;k为导热系数;y为径向坐标。

初始条件: $t = 0, T(y, 0) = T_0(300 \text{ K})$ 

边界条件:外表面

$$-\left(k\frac{\partial T}{\partial y}\right) = q_{\rm or}\left(1 - \frac{h_{\rm w}}{h_{\rm r}}\right) - \varepsilon\sigma T_{\rm w}^4 \tag{2}$$

内表面(绝热)

$$-k\frac{\partial T}{\partial \gamma} = 0 \tag{3}$$

式中  $\varepsilon$  为材料辐射系数; $\sigma$  为波尔兹曼常数; $h_w$  为壁焓; $h_r$  为恢复焓; $q_{or}$ 为表面为热力学温度零度时 传入防热层的热流密度; $T_w$  为材料壁表面的热力学 温度。

## 2.2 热弹塑性本构方程

基于有限变形理论,假设材料具有各向同性应变 硬化的特性,塑性条件满足 Von-Mises 屈服准则,采 用弹塑性增量理论 Prandtl-Ruess 流动法则,则在弹性 变形区域的热弹塑性本构方程为

$$d\sigma = D_{e}(d\varepsilon - d\varepsilon_{\theta}) \tag{4}$$

式中 do 为应力增量; D。为弹性知阵; de, 为温 度应变增量; de 为全应变增量, 由弹性应变增量和温 度应变增量相加而成。在塑性变形区域, 热弹塑性本 构方程为

$$d\sigma = D_{e} \left( d\varepsilon - d\varepsilon_{p} - d\varepsilon_{\theta} \right) \tag{5}$$

式中 de,为塑性应变增量;de 为全应变增量,由 弹性应变增量、塑性应变增量和温度应变增量相加而成。

# 3 数值计算方法

# 3.1 热力耦合计算方法

ABAQUS 热分析类型包括稳态传热和瞬态传热, 传热方式有热传导,热对流,热辐射三种。同时 ABAQUS 又具备热-力耦合分析的能力,直接利用其 中的 C3D8RT 单元,分析壳体承受高温及外载作用下 的应力应变场<sup>[11,12]</sup>。有限元具体的加载过程见图 1。



Fig. 1 Loading process of coupling thermo-mechanical

第一载荷步用来计算壳体的温度场分布,同时计 算出壳体由于温度升高导致膨胀而产生的热应力应 变;第二载荷步温度场保持不变,施加外部载荷,计算 壳体在该温度场下的应力应变。有限元自动耦合热 应力应变与外载产生的应力应变,输出总应力应变以 及之前计算的温度场,最终实现壳体的热-力耦合分 析。如果此时需要继续计算下一个工况的应力应变 及温度场,则重复以上步骤。

#### 3.2 物理及数学模型

发动机壳体材料为超高强度钢 D406A,壳体筒 段壁厚 1.9mm,封头壁厚 2.5mm,加强环壁厚 5mm。 直接在 ABAQUS 有限元计算软件中进行三维实体建 模。因为壳体外载荷都是轴对称分布的,为简化计 算,加快收敛,在不影响计算精度的前提下取 1/2 建 立三维实体模型进行分析,具体模型如图 2(a)所示。 后续结果文件显示时,可以将半个模型沿对称面镜 像,显示为整个壳体。前封头以及后封头都已经过合 理简化,不会引起应力集中。本文利用 ABAQUS 强 大的网格划分能力,得到较好的网格划分结果,局部 网格划分情况如图 2(b)~(d)所示。其中壳体筒段 厚度方向共4层,单元总数为15 万个。







# 3.3 材料输入

本文需要进行金属材料的弹塑性分析,并同时加 人温度对材料性能的影响。当金属材料具有弹塑性 变形行为时,有限元软件除了需要输入泊松比 $\nu$ 和弹 性模量 E 外,还要输入材料屈服应点以后的应力应 变关系。此处必须要分清名义应力-名义应变(工程) 与真实应力-真实应变之间的关系,我们平时试验所 得到的试件单轴拉伸曲线其实是名义应力-应变曲 线。然而 ANSYS 与 ABAQUS 有限元计算时,需要输 入的为真实应力( $\sigma_{true}$ )与塑性应变( $\varepsilon_{pl}$ )曲线。所以 需要以下换算过程

$$\varepsilon_{\rm true} = \ln(1 + \varepsilon_{\rm nom}) \tag{6}$$

$$\sigma_{\rm true} = \sigma_{\rm nom} (1 + \varepsilon_{\rm nom}) \tag{7}$$

$$\varepsilon_{\rm pl} = \left| \varepsilon_{\rm true} \right| - \frac{\left| \sigma_{\rm true} \right|}{E} \tag{8}$$

本文通过 CSS-110C 电子万能试验机对标准超强 度钢试件进行了测试,得到不同温度下的试件材料性 能,并通过合理转化,得到超高强度钢壳体的材料参 数,作为有限元输入,具体如表1所示。壳体材料的 热物理性能通过查阅资料得到,具体如表2所示。

#### Table 1 Material parameters of ultra high strength steel

Temperature/K	Modulus/GPa	$\sigma_{0.2}/\mathrm{MPa}$	$\sigma_{ m b}/{ m MPa}$
20	200	1368	1592
100	200	1365	1588
200	196	1359	1584
300	186	1314	1579
350	165	990	1512
400	163	972	1376
450	157	891	1279
500	149	783	1029

 Table 2
 Thermophysical property of ultra high strength steel

Material	Density	Thermal conductivity	Specific heat
	$/(kg/m^{3})$	$/(W/(m \cdot K))$	$/(kJ/(kg \cdot K))$
D406A	7800	21.77	0.486

# 3.4 外载条件

根据导弹飞行弹道的各种工况,计算出不同时刻 壳体各个截面位置的轴力、剪力、弯矩的分布情况,如 图 3 所示,距前裙不同位置的剪力及轴力载荷为加载 系数 *k* = 1 时刻的值。



Fig. 3 Load distributions in the different sections of case

# 3.5 边界条件

初始化整体温度场为标准状态,即273K。由于 发动机内绝热的作用,在飞行时间内,内部燃气作用 所产生的热量只有少部分传递到壳体,该部分热量导 致壳体的温升很小,相比于外部热流产生的温升可以 忽略不计。为简化计算过程,在传热分析时近似考虑 壳体内表面为绝热条件。

为真实数值模拟壳体在飞行过程中实际受力状态,需要合理给定边界条件以及加载方式,将壳体前 裙固支,对称面施加对称约束 ZSYMM,后裙放开,示 意图见图 4。

为合理模拟飞行过程中剪力加载方式,避免了应 力集中,需要将剪力载荷转化为面上的均布载荷,加 载位置在壳体表面的上 1/4 圆环,圆环宽度取 60mm,建立圆环与相应轴线上中心点的耦合关联,这 样集中剪力载荷直接加载到中心点位置即可,有限元 软件自动将集中力分布到 1/4 圆环表面上。



# 4 计算结果与讨论

# 4.1 温度分布

传热数值计算时将冷壁热流边界条件按式(2) 转化为热壁热流,直接施加在壳体外壁上,导弹全程 飞行 20s。为了验证温度场计算的准确性,对壳体试 件进行了风洞试验,试验模拟壳体在弹道内的热流边 界条件,对比有限元计算结果与风洞试验结果并进行 相应分析。



Fig. 5 Changes of temperature with the flight time

如图 5 所示,有限元计算结果与风洞试验结果变 化趋势相同。有限元计算结果曲线光滑,试验结果明 显为分段线性的。本文认为造成这种现象的主要原 因是:风洞试验的输入热载荷不是按照冷壁热流实施 输入,需要对冷壁热流进行拟合,拟合原则是总热量 相等(即总冷壁热流相等)的原理,试验的热流为"台 阶"方式加载,因此必然会导致温度变化在一定时间 内呈线性分布。

20s 时发动机壳体外壁温度达到最大,约为 527℃,有限元计算结果与试验结果一致,温度场分布 如图 6 所示。观察图 6 发现,加强环及前后裙位置的 温度较壳体筒段温度低,这是因为在加强环及前后裙 位置的壳体厚度较筒段厚很多,吸收相同的热量时温 升必然小于厚度较薄的位置。



Fig. 6 Outer wall temperature of the case after 20 seconds

# 4.2 外力载荷作用计算结果

传热计算同时,根据总体任务书要求,施加在该 弹道内的外力载荷条件。根据实际飞行弹道,选取两

Fig. 4 Boundary conditions

种较为恶劣的工况为研究对象进行热力耦合数值模拟,分别为:模拟导弹飞行 9.67s(主动段)的热载荷条件,同时施加该弹道的力载荷条件(k = 1),轴力 T = 55 kN,内压 7MPa;模拟导弹飞行 20s(被动段)的 热载荷条件,同时施加该弹道的力载荷条件(k = 0.715),轴力 T = 0 kN,内压为 0MPa。

图 7 (a)为 9.67s 时刻的热应力,最大值为 51MPa,出现在壳体收敛段与后裙过渡位置,这是因 为此处后堵盖没有受到外部气动加热,导致壳体在此 处温差较大,造成较大的热应力;图 7(b)为热应力耦 合外载荷所产生的 Mises 应力,最大值为 879MPa,出 现在壳体前加强环位置,小于此时材料的极限强度 1588MPa,结构安全,壳体不会破坏。此时,热应力约 占热力耦合应力的 6%;图 7(c)、(d)为轴向应变、环 向应变。轴向应变最大值为 3.1 × 10<sup>-3</sup>,出现在前封 头赤道线下表面。环向应变最大值为 5.2 × 10<sup>-3</sup>,出 现在前后加强环之间壳体上表面;图 7(e)为纵向位 移,最大值为 27.1mm,出现在壳体自由端后堵盖上。



Fig. 7 Finite element results after 9.67 seconds

图 8(a)为 20s 时刻的热应力,最大值为 257MPa,出现在壳体收敛段与后裙过渡位置,原因也 是由于温差较大造成的;图 8(b)为热应力耦合外载 荷所产生的 Mises 应力,最大值为 461MPa,出现在壳 体前封头赤道线下表面,远小于此时材料的极限强度 950MPa,壳体不会破坏,结构安全。此时,热应力约 占热力耦合应力的 27%,可见随温度升高,热应力所 占比值逐渐升高;图 8(c)、(d)为轴向应变、环向应 变。轴向应变最大值为 6.6×10<sup>-3</sup>,出现在前封头赤 道线下表面。环向应变最大值为 6.2×10<sup>-3</sup>,出现在 前加强环前侧上表面;图 8(e)为纵向位移,最大值为 23.6mm,出现在壳体自由端后堵盖上。



# 4.3 外力载荷计算结果与试验结果对比

为了验证有限元模型的准确性,本文进行壳体的 热-力耦合试验,加载方式与3.4节一致,首先通过 石英灯罩对壳体施加温度载荷,使壳体达到弹道内特 定时刻的温度,然后利用作动器对壳体施加外力,为 了避免应力集中作动器通过宽为 60mm 的包袋与壳 体连接。在所关心位置贴上应变片测量轴向及环向 应变,后堵盖侧面安装位移计测量纵向位移。最后, 输出试验结果,将试验结果与计算结果对比见表3。

Table 3 Finite element results and test result	Tabl	e 3	Finite	element	results	and	test	results
--	------	-----	--------	---------	---------	-----	------	---------

Items			Finite element results	Test results	Error/%
Max	9.67s		24.8mm	26.2mm	5.3
displacement	20 s		23.6mm	24.8mm	4.8
Max strain	9.67s	Axial	$3.1 \times 10^{-3}$	3.5 $\times 10^{-3}$	12.3
		Hoop	5.2 $\times$ 10 $^{-3}$	$4.5 \times 10^{-3}$	14.5
	20s	Axial	$6.6 \times 10^{-3}$	$7.3 \times 10^{-3}$	8.7
		Hoop	$6.2 \times 10^{-3}$	5.6 × 10 <sup>-3</sup>	10.6

对比计算结果与试验结果,位移计算误差小于 6%,轴向应变计算误差小于13%,环向应变计算误 差小于15%,有限元计算结果与试验结果吻合性较 好。随温度升高,后堵盖纵向位移和轴向及环向应变 均有增大趋势,这是因为壳体材料随温度升高模量减 小造成的。应变计算误差较大,可能是因为:

(1)有限元建模与真实壳体之间存在一定差异, 如壳体壁厚在有限元建模里为1.9mm,而壳体实际 壁厚为1.9±0.15mm。(2)材料参数选取的误差所 造成的,测试材料参数的试件为哑铃试件,与真实壳 体存在一定差距。(3)应变片粘贴方式造成的,在测 试中,环向和轴向应变片互为90°贴在局部打磨后的 壳体上,此过程为人力手工操作,很容易引入误差。

# 5 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)本文所建立某发动机壳体三维有限元模型, 计算气动载荷作用下壳体的温度变化,计算结果与试验值吻合较好,误差仅控制在可以接受的范围内。本 文所建立的有限元模型可以用来进行壳体的气动加热计算。

(2)本文进行壳体的热-力耦合分析,发现随温度 升高,热应力占总应力的比值逐渐增大,当该导弹飞 行 20s,壳体外壁温度达到 527℃时,热应力占总应力 的比值为 27%。

(3)有限元模型计算值与相应的热 - 力耦合联 合加载试验测试值吻合较好,说明有限元计算结果可 以作为壳体设计及分析的参考依据,可以较好的表征 壳体在实际工作过程中的温度、应力、应变状态,该方 法可以用来校核导弹在飞行过程中壳体强度。在本 文的加载过程中,壳体的最大应力小于材料的极限强 度,因此可以认为壳体结构在飞行过程中是安全的。

(4)计算结果表明,该导弹壳体在没有外防热涂 层的情况下,飞行结束后仍可以保持结构完整。

因此本文认为在文中计算的弹道内,该发动机壳 体可以不喷涂外防热涂层。

# 参考文献:

- [1] 邓 斌,申志彬,段静波,等.考虑对流换热影响的固体 发动机热力耦合分析[J].固体火箭技术,2003,35
   (1):42-46.
- [2] 赵海生,杨月诚,倪 青,等.固体发动机壳体工作状态 塑性流动数值模拟[J].固体火箭技术,2003,26(6): 38-40.
- [3] 王 铮.固体火箭发动机金属壳体的破坏压强及其概率[J].强度与环境,1994,(1).
- 【4】 尤军峰,陈汝训,李书良.固体发动机壳体弹塑性问题的实验应力计算方法[J].固体火箭技术,2008,31
   (4):386-407.
- [5] 刘羽中,路智敏,汪琳琳.固体火箭发动机壳体强度可 靠性分析[J].内蒙古工业大学学报,2010,29(1):42-45.
- [6] 郭瑞平,刘曙云.含表面裂纹圆柱壳体的热力耦合效应 [J].科学技术与工程,2009,9(22):6760-6764.
- [7] 李邦明,鲍 麟,童秉纲.高超声速飞行器前驻点热流数值模拟的物理准则研究[J].应用数学和力学,2010,31(7):801-811.
- [8] 戎宜生,陈伟芳,石于中,等.过渡流区圆柱体驻点热流
   的工程计算[J].国防科技大学学报,2008,30(5):6-9.
- [9] 姜贵庆,刘连元.高速气流传热与烧蚀热防护[M].北 京:国防工业出版社,2003.
- [10] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京:国防工 业出版社,2003.
- [11] 赵腾伦. ABAQUS6.6 在机械工程中的应用[M]. 北京: 中国水利水电出版社,2007.
- [12] 石亦平,周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解[M]. 北京:机械工业出版社,2006.

(编辑:张荣莉)