

层板推力室再生冷却通道的传热特性分析*

牛 禄, 程惠尔

(上海交通大学 动力与能源工程学院, 上海 200030)

摘 要: 提出液体火箭发动机层板推力室再生冷却通道传热过程的数理模型。采用通用形式控制方程处理冷却剂紊流换热和通道材料导热的共轭传热问题, 计算采用 LEVEL 紊流模型, 并考虑冷却剂(氢)的热物性参数随温度和压力的变化及层板材料热物性随温度的变化。结果表明, 采用大高宽比、小气壁厚度的通道设计, 可显著提高再生冷却能力, 降低室壁温度和温差。采用对流换热系数和热物性为常数的简化处理会引起很大误差。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 推力燃烧室; 再生冷却; 传热; 数值仿真

中图分类号: V433.14, TK124 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2001)04-0290-05

Analysis of heat transfer for regenerative cooling channels of platelet thrust chamber

NIU Lu, CHENG Hui'er

(School of Power and Energy Engineering, Shanghai Jiaotong Univ., Shanghai 200030, China)

Abstract: A physical mathematical model on the heat transfer of regeneratively cooling of liquid rocket platelet thrust chamber was derived. General form control equations dealing with conjugate heat transfer problems involving the coolant turbulent flow and heat conduction in the cooling channel materials was adopted in the model. The LEVEL turbulence model was introduced in addition, the variation of the thermophysical properties of the coolant(hydrogen) and platelet material with temperature or pressure was considered. It was found that using high area ratio cooling channel and hot-gas-wall with smaller thickness the regeneratively cooling ability can be greatly improved, and the wall temperature and temperature difference in wall can be lowered. The simplified assumption of constant convective coefficient and thermophysical properties will lead great error.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Thrust chamber; Regenerative cooling; Heat transfer; Numerical simulation

1 引 言

近年来,随着激光光刻和扩散焊接技术的发展,层板冷却技术在大推力液体火箭发动机推力室上的应用已成为研究热点。层板发汗冷却推力室的传热特性已有一些研究^[1~4]。层板再生冷却推力室的最大优点是可实现铣削加工难以得到的大高宽比冷却通道和小到0.2 mm的气壁厚度^[5],对降低气壁温度、热应力和冷却通道中的压降,提高推力室工作寿命具有决定性的意义^[6]。为此本文研究层板再生冷却通道传热的理论模型,并通过数值模拟研究再生冷却通道的几何因素及材料和冷却剂的物性对推力室

再生冷却性能的影响。

2 理论模型

2.1 简化假定

图1为层板再生冷却推力室衬层中半个流动单元的横截面示意图。通道底壁及肋片(侧壁)由铝铜板片叠合并经扩散焊制成,外侧为电铸不锈钢盖板,冷却剂为氢。由于氢在大推力液体火箭发动机推力室冷却流道中一般处于超临界状态,因此必须考虑其热物理性质随温度和压力发生的剧烈非单调性变化。计算中假设:(1)超临界氢无相变潜热释放,其换热过程具有单相流动的特点。(2)再生冷却层板结构采用

* 收稿日期: 2000-07-24; 修订日期: 2000-11-01。

作者简介: 牛 禄(1973—),男,博士研究生,研究领域为液体火箭发动机热过程和热控制。

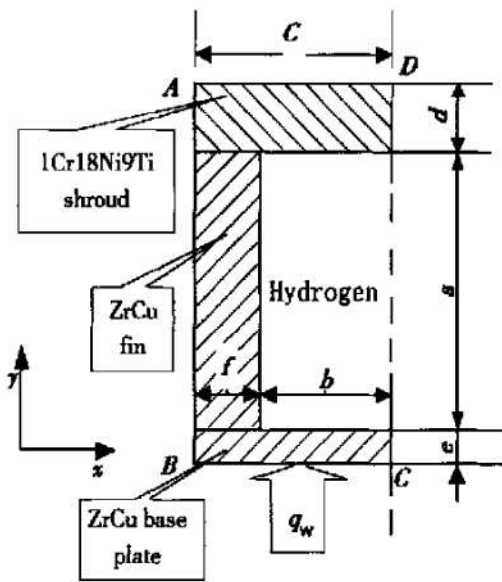


Fig. 1 Half regeneratively cooling channel made of platelet

扩散焊接得到, 板片之间的接触热阻可以不计。(3) 忽略冷却剂和固体冷却通道轴向导热。(4) 冷却通道中的冷却剂处于旺盛紊流流动和热充分发展段, 自然对流可忽略。(5) 超临界氢满足理想气体状态方程。(6) 燃气侧壁面热流 q_w 沿周向均匀分布。

2.2 控制方程

层板再生冷却涉及层板结构材料的导热和冷却通道中冷却剂的对流换热, 动量和能量方程为

$$(\mu + \mu_l) \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right] - \frac{\partial p}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left[(\lambda + \lambda_l) \frac{\partial T}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(\lambda + \lambda_l) \frac{\partial T}{\partial y} \right] = \rho_w c_p \frac{\partial T}{\partial z} \quad (2)$$

动量方程中 μ 为层流动力粘度, μ_l 为紊流动力粘度, 采用 LEVEL 零方程紊流模型计算: 对于固体区域, $\mu = \infty$ 。式 (2) 为能量方程, 当求解区域为固体时, 取 $\lambda = \lambda_{solid}$, 其中 λ_{solid} 为层板结构材料的导热系数; 当求解区域为流体时, $\lambda = \lambda + \lambda_l$, 其中 λ 为流体导热系数, λ_l 为紊流导热系数, 可由紊流 Prandtl 数的定义导出

$$\lambda_l = (\mu_l / Pr_l) C_p \quad (3)$$

对于边界层类型流动, 紊流普朗特数 Pr_l 通常取为 0.9, 采用方程 (2) 可自动满足固液交界面的连续条件。在等热流边界条件下, 热充分发展段在 z 方向上的任何截面有

$$\partial T / \partial z = dT_m / dz = dT_w / dz$$

根据能量守恒原理

$$dQ = q_w \cdot c \cdot dz = \rho c_p \bar{w} \cdot a \cdot b (dT_m / dz) dz,$$

故

$$\frac{dT_m}{dz} = \frac{q_w \cdot c}{\rho c_p \bar{w} \cdot a \cdot b} \quad (4)$$

其中 q_w 为燃气侧壁面热流。将式 (4) 代入式 (2), 得到

$$\frac{\partial}{\partial x} \left[(\lambda + \lambda_l) \frac{\partial T}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(\lambda + \lambda_l) \frac{\partial T}{\partial y} \right] - \frac{q_w \cdot c}{a \cdot b} \frac{w}{w} = 0 \quad (5)$$

2.3 边界条件

如图 1 所示, 对于动量方程, AB , BC 和 AD 为无滑移边界条件, DC 为对称边界条件; 对于能量方程, AD 为绝热边界, AB 和 DC 为对称边界, BC 为第二类边界条件。

3 控制方程求解

计算时取肋宽 $2f = 0.7$ mm, 盖板厚度 $d = 2$ mm, 单位轴向长度上的压降 $dp / dz = 2 \times 10^6$ Pa/m。氢的粘度、比热容和导热系数取自文献[7, 8], 氢的密度由理想气体状态方程给出。推力室常用的层板材料为 ZrCu 和 1Cr18Ni9Ti 耐高温不锈钢, 其导热系数取自文献[9]。冷却剂和层板材料的热物性均考虑随温度的变化给出拟合公式。

固体和流体区域共分为 52×82 个网格, 在温度变化剧烈的底壁两个表面和侧壁表面附近以及近壁层的流体区域对网格加密。采用 SIMPLE 算法求解控制方程, 以附加源项法处理燃气侧壁面的第二类热边界条件。

4 计算结果和讨论

4.1 室壁厚度的影响

对不同室(气)壁厚度下层板推力室再生冷却的传热性能作分析计算。计算中取气壁厚度 $e = 0.2$ mm~ 1.2 mm, 流道宽 $2b = 0.6$ mm, 高宽比 $a / 2b = 8$, 气壁热流密度 $q_w = 50$ MW/m², 冷却剂平均温度为 280 K。

图 2 为气壁最高温度(出现在图 1 的 C 点位置)及气壁厚度方向最大温差与气壁厚度的关系曲线。可见气壁最高温度和最大温差与气壁厚度基本呈单调线性递增的关系, 即壁面越薄, 气壁温度和温差越小, 反之增大。当壁厚从 1.2 mm 减小到 0.2 mm 时, 气壁最高温度从 912 K 降到 800 K 以下, 气壁厚度方向温差从 180 K 降

到 34 K 左右,充分说明推力室气壁厚度对其温度分布有举足轻重的影响。

4.2 流道高宽比(Area ratio)的影响

相对一定的气壁表面积,采用高 AR 再生冷却通道,可以大大增加冷却剂侧的换热表面积,即通过肋片效应来强化换热。在考察高宽比对层板推力室温度场影响的计算中,取气壁厚度 $e = 0.5 \text{ mm}$, 单个流道截面积为 3 mm^2 , 高宽比 $a/2b = 1 \sim 15$, 气壁热流密度 $q_w = 50 \text{ MW/m}^2$, 冷却剂平均温度为 150 K , 计算中保持流道横截面积不变。

图 3 给出最高气壁温度及侧壁换热量与整个通

道壁面总换热量之比 $Q_{\text{fin}}/Q_{\text{total}}$ 与高宽比的关系。从图中可见,采用高 AR 再生冷却通道设计可以显著降低气壁的温度水平:当 AR 从 1 增至 15 时,最大气壁温度可以 770 K 降到 480 K , 降低幅度达 290 K ; 肋片与冷却剂的对流换热量占总换热量的比例可从 52% 提高到高达 90% 以上。可见流道的高宽比越大,通过肋片传走的热量越多,但随着高宽比的增大,其增加量将越来越小,高宽比大于 8 以后,再增加高宽比,肋片换热量的增加已十分有限。

图 4 给出不同高宽比下通道侧壁表面的温度分布。用它解释图 3 曲线的变化规律。

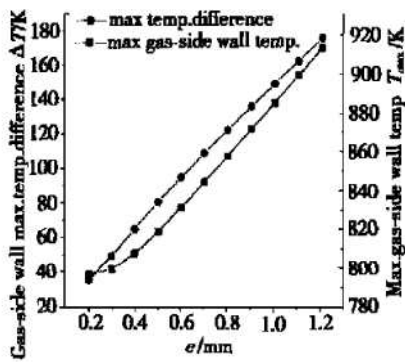


Fig. 2 Max. temperature and max. temperature difference of gas side wall with gas side wall thickness

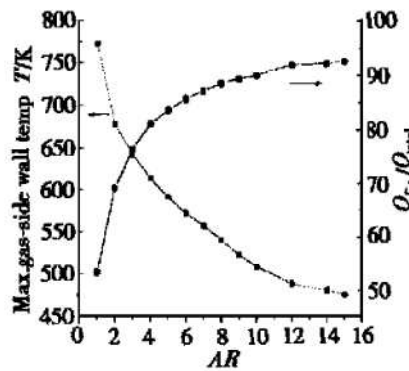


Fig. 3 Max. gas-side wall temperature and fin heat transfer ratio with ARs

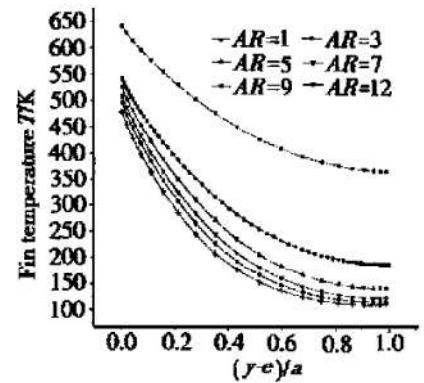


Fig. 4 Distribution of fin surface temperatures

4.3 α_{loc} 和 Nu 计算

根据数值计算的结果,可以得到肋片(侧壁)和基板(底壁)表面各个位置的对流换热系数 α_{loc}

$$\alpha_{\text{loc, fin}} = q(y)/[T_{\text{fin}}(y) - T_b] \quad (6)$$

$$\alpha_{\text{loc, bp}} = q(x)/[T_w(x) - T_b] \quad (7)$$

其中 $\alpha_{\text{loc, fin}}$, $\alpha_{\text{loc, bp}}$ 分别为通道侧壁和底壁的局部对流换热系数, T_{fin} 和 T_w 分别为肋片和基板的当地表面温度, T_b 为冷却剂平均温度。局部努谢尔特数定义为

$$Nu_{\text{loc}} = \alpha_{\text{loc}} D_h / \lambda \quad (8)$$

式中 D_h 为通道水力直径, λ 为冷却剂导热系数。

图 5 为基板表面的努谢尔特数分布。从图可见,对各种高宽比流道,基板的局部努谢尔特数都有相同的变化趋势,在肋片与基板的交界处努谢尔特数接近零,并随 x 方向距离的增大而单调上升,在流道中线位置达到最大值;高宽比越大,基板的局部努谢尔特数越小。图 6(a) 为高宽比分别等于 1, 2, 3 和 4 时,肋

片局部努谢尔特数的分布,对于肋片,同样在肋片和基板的交界处努谢尔特数很小,然后逐渐上升到最大值,之后在肋片和盖板的交界处附近急剧下降。图 6(b) 为高宽比分别为 7, 9 和 12 时肋片局部努谢尔特数的分布状况,从图中可见在肋片中部努谢尔特数急剧上升,然后变为负值,之后再沿肋片逐渐上升。其原因是:流道高宽比较大或导热系数较小时,在肋片表面靠近顶部的某个位置开始,肋片表面温度将非常接近甚至小于流体平均温度,使得式(6)中分母(温差)变为一个绝对值很小的数,导致局部换热系数 a 出现畸变。

图 7 为肋片的局部热流密度的分布,可见在肋片与基板的交界处,热流密度较小,之后沿肋片高度方向迅速达到最大,流道的 AR 越大,出现局部最大热流密度的位置越靠近基板,靠近顶端的肋片的局部换热量越小。图 7 没有出现图 6(b) 那样的反常情况,进一步表明 Nu 分布的突变及出现 $Nu < 0$ 的非真实解完全是由于人为选定流体平均温度造成的。

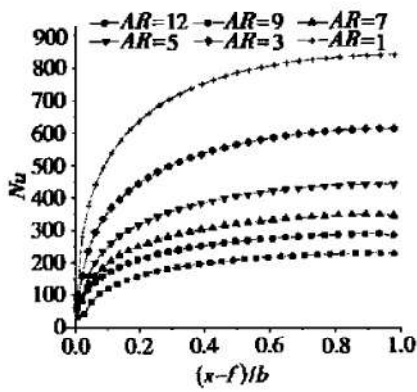
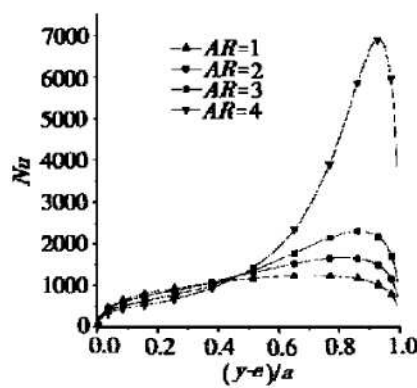
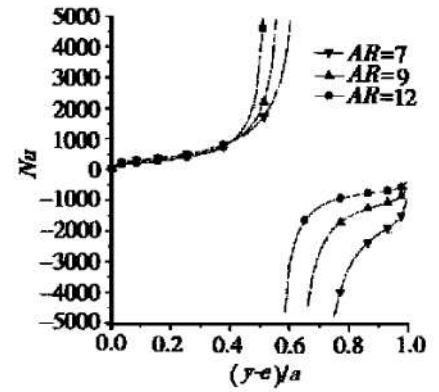


Fig. 5 Distribution of Nu number along base plate surface



(a) Low AR_s



(b) High AR_s

Fig. 6 Distribution of Nu numbers along fin surface

4.4 流体及材料物性的影响

图 8 为高导锆铜和低导 1Cr18Ni9Ti 基板的气侧和液侧温度分布比较。可见两种材料的温度分布相似,但数值水平相差很大。以 $x = 0.6 \text{ mm}$ 为例,当采用 1Cr18Ni9Ti 时,其气壁最高温度为 1 335 K,而采用锆铜材料的气壁最高温度只有 405 K 左右;两种情况下的壁面温差分别为 230 K 和 14 K,相差更为悬殊。图 9 为两种材料沿肋片温度和热流密度分布的比较。可见 1Cr18Ni9Ti 肋片的温度梯度在靠近基板的一侧很大,只有接近肋顶其温度才变得均匀,其换热主要集中在靠近肋根的区域,肋顶区域基本上不参与换热;锆铜肋片的温度分布远比 1Cr18Ni9Ti 肋片要均匀,肋顶和肋基温度仅相差 139 K,即使在肋片的上部,也有较大的热流密度。所以对增大传热量而言,采用大高宽比通道仅对高导材料才能取得非常大的效果。计算中取气壁厚度 $e = 0.5 \text{ mm}$,流道宽 $2b = 0.5 \text{ mm}$,高宽比 $a/2b = 12$,气壁热流密度 $q_w = 20 \text{ MW/m}^2$,冷却剂平均温度为 300 K。

由于冷却剂为超临界氢,其物性受温度和压力的影响很大。图 10(a) 是密度为定值的速度场,这时速度场在高、宽方向都是完全对称的。图 10(b) 为考虑密度随温度变化的冷却通道内速度场,可见速度场仅在宽度方向对称,在高度方向不对称,这是由于靠近燃气侧表面的流体温度较高,密度相对于远离燃气侧表面的流体要低,从而流速较高。鉴于密度对速度分布有重要影响,因此在分析中不能忽略密度随温度变化。

5 结 论

(1) 大高宽比、小气壁厚度的推力室再生冷却通道,可以带走更多的燃气热负荷,对降低燃烧室壁温和室壁温差有决定性的影响。目前,只有层板式推力室才可能获得这种通道结构。

(2) 冷却通道材料对推力室传热过程影响重大,大高宽比通道必须采用高导材料才能取得满意的冷却效果。

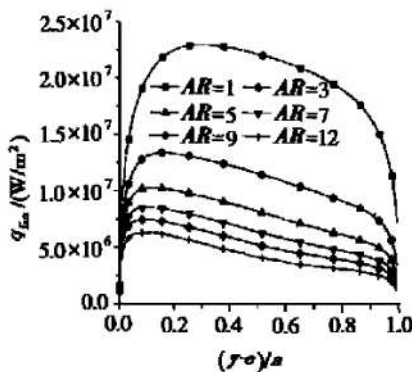


Fig. 7 Distribution of heat fluxes along fin surface

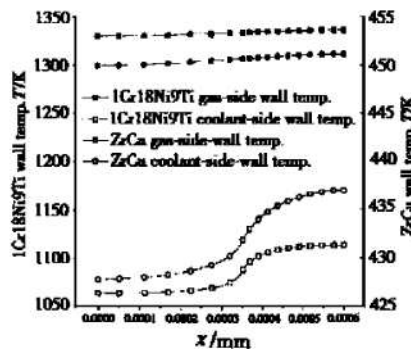


Fig. 8 Comparison of gas-side and liquid-side wall temperatures distribution of base plate using different materials

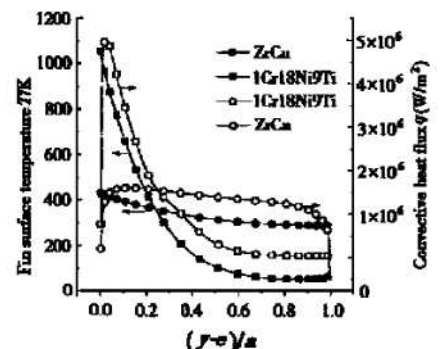


Fig. 9 Comparison of distribution of temperature and heat flux along fin surface using different materials

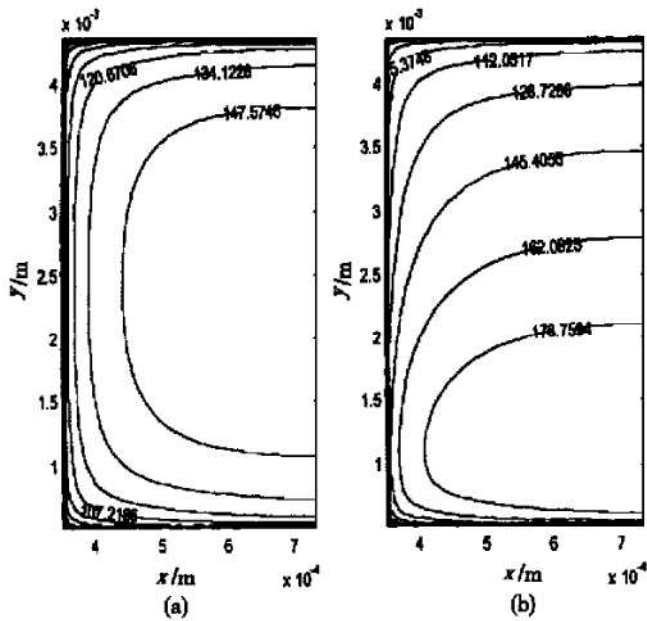


Fig. 10 Velocity contour

(a) Without considering change of density;

(b) Considering change of density

(3) 从实际效果出发,对 ZrCu 层板推力室,保持高宽比 $a/2b = 8$,其侧壁(肋片)的强化传热效果就以充分显示出来,过大的高宽比实际价值不大。冷却通道尺寸的最终确定还必须计及通道的流阻损失。至于气壁厚度显然以小为宜。

(4) 层板再生冷却通道的传热计算不宜采用换热系数和热物性为常数等简化假设,这会引入较大的计算误差,甚至产生不真实的非物理解。

参考文献:

- [1] 刘伟强,陈启智,吴宝元.液体火箭发动机层板式预燃室液氧发汗冷却热控制[J].推进技术,1998,19(5).
- [2] 刘传强,陈启智,吴宝元.典型结构的层板发汗冷却推力室传热特性的推算方法[J].推进技术,1998,19(6).
- [3] 姜培学,任泽霖,张左璠,等.液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟(iv) 数理模型[J].推进技术,1999,20(3).
- [4] 姜培学,任泽霖,张左璠,等.液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟(㊟) 数值方法与计算结果[J].推进技术,1999,20(4).
- [5] Burkhardt W M, Tokin S W, Mueggenburg H H. Formed platelet liner concept for regeneratively cooled chambers[R]. AIAA 90-2117.
- [6] Hayes W A, Burkhardt W M. Formed platelet liner construction feasibility, phase a final report (aerogel-general corp.) [R]. NASA-CR-184506, 1992.
- [7] Kacynski K J, Kazaroff J M, Jankovsky R S. A dual-cooled hydrogen-oxygen rocket engine heat transfer analysis[R]. AIAA 91-2211.
- [8] 王丰.液体和气体的热物理性质表[M].北京:科学出版社,1982.
- [9] 刘国球.液体火箭发动机原理[M].北京:宇航出版社,1993.

(编辑:王居信)

简 讯

量和单位中马赫数的正确表述与应用

在推进技术论文中,“马赫数”是使用频率很高的量,但文稿中对这一量与符号的使用常有差错或不规范,需根据 GB3100~3102-93 系列标准的要求,强调其含义的科学性和表述的准确性。

(1) 马赫数是动量传递特征数,英文名称为: Mach number。GB3102.12 规定,特征数的符号由两个字母组成,其中马赫数的符号为 Ma ,因而用“ M ”表示马赫数是不确切的。

(2) 所有特征数的名称均有“数”字,如雷诺数、欧拉数、韦伯数、克努森数、傅里叶数……,这“数”字不可省略。因而不能将“马赫数”简化成“马赫”。

(3) 马赫数是量的名称(非量的单位),定义为 $Ma = v/c$,即特征速度与当地声速之比,量纲为 1。可见,马赫数非速度,更非速度之单位。诸如“飞行速度达到了马赫 2……”、“在来流 5.8 马赫下……”等表述均不恰当。应为“飞行马赫数达到了(或等于)……”、“在 $Ma = 5.8$ ……”。

(4) 按 GB3102.7-93(声学的量和单位), c 为声速,而非“音”速,因而 $Ma < 1$ 时的速度为亚声速, $Ma > 1$ 时的速度为超声速,不能沿用习惯中的“亚音速”、“超音速”。

(边 填)