逆流管翅式空气预冷器及其流动换热计算方法 *

陈志霄[1,2]，陆 阳[1]，范学军[1,2]

（1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室，北京 100190；
2. 中国科学院大学 工程科学学院，北京 100049）

摘 要：空气预冷器用于在短时间内将高温来流空气高效冷却，是预冷吸气式空天发动机的核心部件。提出一种逆流管翅式的空气预冷器换热构型，经过与SABRE预冷器构型的比较，说明该新构型的预冷器可实现性更好。针对该构型，基于换热单元内部热通量平衡的基本假设，提出了一套流动及冷却效果的计算评估方法，考虑了冷却剂以及空气的流动摩擦损失。为解决以复杂碳氢燃料为冷却工质的空气预冷器设计难题，高温空气物性的计算使用NASA的物性拟合公式，碳氢燃料冷却工质及其裂解产物的物性计算，采用组分替代模型结合SUPERTRAPP物性计算子程序来实现；当燃料达到裂解温度后，采用燃料裂解机理计算更新燃料组分。此外为验证计算模型及程序的准确性，利用CFD软件与该程序进行同工况的比较计算，初步验证了该方法的可靠性，且采用本方法进行考虑碳氢燃料裂解的空气预冷器的典型工况计算，时间不超过30min。这一兼顾准确性和运算效率的新方法可用于逆流管翅式空气预冷器性能的快速评估。

关键词：空气预冷器；管翅；逆流式；碳氢燃料；裂解

中图分类号：V231.1 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055（2023）08-2207070-08

DOI：10.13675/j.cnki. tjjs. 2207070

A Counter-Flow Fin-Tube Air Precooler Design and Its Flow Heat Exchange Calculation Method

CHEN Zhi-xiao[1,2]，LU Yang[1]，FAN Xue-jun[1,2]

（1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics，Institute of Mechanics，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
2. School of Engineering Science，University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 100049，China）

Abstract：The air precooler is used to efficiently cool the high-temperature incoming air in a short time，and it is the core component of the pre-cooled air-breathing aerospace engine. A heat exchange configuration of a counter-flow tube-fin air precooler is proposed，and the comparison with the configuration of the SABRE precooler shows that the precooler of this new configuration has better realizability. For this configuration，based on the basic assumption of heat flux balance in the heat exchange unit，a set of calculation and evaluation method for the flow and cooling effect is proposed，which takes into account the flow friction loss of the coolant and air. In order to solve the design problem of the air precooler with complex hydrocarbon fuel as the cooling medium，the physical properties of the high-temperature air are calculated using NASA's physical property fitting formula，and the

* **收稿日期**：2022-07-19；**修订日期**：2022-11-08。

基金项目：中国科学院战略性先导专项（XDA17030100）；国家重大项目（GJXM92579）。

作者简介：陈志霄，硕士生，研究领域为空气预冷。

通讯作者：陆 阳，博士，副研究员，研究领域为发动机热防护。E-mail：luyang@imech.ac.cn

引用格式：陈志霄，陆 阳，范学军. 逆流管翅式空气预冷器及其流动换热计算方法[J]. 推进技术，2023，44(8)：2207070. （CHEN Zhi-xiao，LU Yang，FAN Xue-jun. A Counter-Flow Fin-Tube Air Precooler Design and Its Flow Heat Exchange Calculation Method[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2023，44(8)：2207070.）

physical properties of hydrocarbon fuel cooling working medium and its cracking products are calculated using component substitution model combined with SUPERTRAP physical property calculation subroutine. When the fuel reaches the cracking temperature, the fuel composition is calculated and updated by the fuel cracking mechanism. In addition, in order to verify the accuracy of the calculation model and program, the CFD software is used to implement the calculation under the same working conditions with the program, and the reliability of the method was preliminarily verified. Moreover, this method is used to calculate the typical operating conditions of the air precooler considering hydrocarbon fuel cracking in no more than 30 minutes. This new method can be used to evaluate the performance of counter flow tube fin air precooler efficiently.

Key words: Air precooler; Fin-tubes; Counter-flow; Hydrocarbon fuel; Cracking

1 引 言

近年来,航天强国都将可重复使用、低成本的宽域空天飞行器作为发展方向。20世纪90年代,英国反应发动机公司提出了SABRE(协同吸气式火箭发动机)预冷组合循环发动机的概念[1]。该方案在保持类似火箭发动机高推重比特性的同时还能较好利用大气层中的空气,从而极大减少飞行器所携带的氧化剂的量,具备诱人的高比冲。此方案的最大特点在于高速飞行时通过预冷器将空气快速降温,从而大幅降低驱动压气机所需功率,将发动机吸气式模态的最高工作马赫数拓展至马赫5。因此,轻质高效空气预冷器的设计便成了此类预冷吸气式发动机的核心问题。SABRE空气预冷器的设计为避免“氢脆”问题,额外采用一套He循环系统,增加了结构的重量和复杂程度。此外该预冷器仍然存在一些工程问题,因为该预冷器为深度预冷,含水空气低温时会出现结霜而影响功能。针对这些问题,国内外学者进行了大量的研究。2015年,Reaction Engines Ltd公司公布了优化后的发动机方案[2],将预冷器空气侧的出口温度由-150℃调整到0℃。针对SABRE空气预冷器构型,国内外的诸多学者从理论、实验以及数值计算方面展开了深入的研究。Webber等[3-4]对SABRE发动机进行了理论分析,并通过实验研究了与SABRE空气预冷器具有相似布局的圆柱管束对流换热系统。陈一鸣等[5]建立了可实现强预冷器与各子系统稳定、匹配工作的高温系统,搭建了超临界氦闭式循环系统的强预冷高温来流实验平台。在数值计算研究方面,魏鑫等[6]针对SABRE空气预冷器的最小周期单元,从管间距、管排数等多个方面对该空气预冷器的流动换热特性进行了数值模拟。高远等[7]建立了该预冷器的准二维快速评估模型,对预冷器的传热、摩擦阻力等性能进行了计算。

以上都是基于SABRE空气预冷器设计构型的研究。然而在飞行器的设计中,重量和系统复杂度是非常重要的指标,使用液氦作为中间冷却工质必须携带更多的重量且增加了复杂度。因此,有学者建议采用单工质直接预冷。而为了避免“氢脆”问题,又提出使用碳氢燃料作为冷却工质。1968年,Miller[8]理论分析了甲烷用于马赫3飞行器的多种动力形式。范学军及陆阳等[9-10]提出并评估了利用碳氢燃料作为冷却工质发展预冷吸气式发动机实现马赫0~5宽域飞行的工作过程和性能预测。刘银龙等[11]考察了以某碳氢燃料为冷却工质在类似SABRE构型的空气预冷器中的效果,分析了燃油流量、空气出口温度、预冷器结构参数等因素对预冷器热力性能的影响,但其文中有若干值得商榷之处,如认为碳氢燃料冷却剂在预冷器中流动多为层流状态;此外其研究中尽管考虑了燃料的总热沉,但并未引入燃料裂解机理进行详细的计算。

为降低预冷器结构复杂度及重量,同时提高空气侧换热能力,本文基于直接预冷空气技术路线,提出了一套以碳氢燃料为冷却工质的逆流管翅式空气预冷器构型;为减少冷却工质用量,预冷器在较高马赫数时将碳氢燃料裂解产生的额外化学热沉加以利用;为对燃料裂解吸热进行定量评估,本文针对该构型预冷器结合燃料裂解机理,建立了其冷却效果快速计算模型。文中预冷器模型示意图如图1所示。预冷器横截面如图2(a)所示。由于冷却通道数目较多,可将单管、半个翅片长以及其周边空气的六

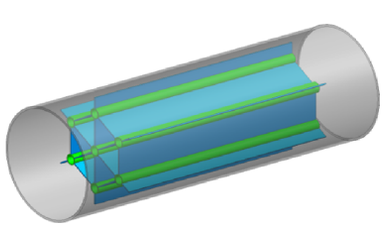


Fig. 1 Local schematic diagram of counter-flow air precooler with fin-tubes

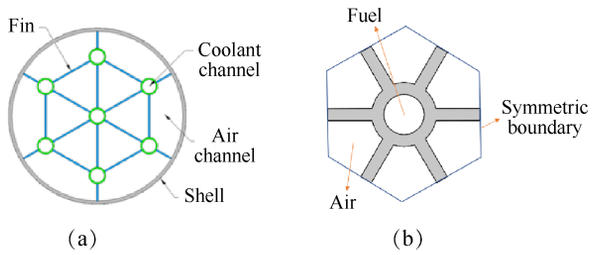


Fig. 2　Cross section of precooler and calculation period unit

边形区域作为一个周期单元，如图 2(b)所示。计算时只需要分析此单元的传热便可快速估算整个预冷器的传热。通过与 SABRE 构型的预冷器进行了性能比较，体现出本文提出构型的优越性。然后针对多个高总温来流空气工况，使用多组分替代模型模拟碳氢燃料冷却剂进行计算，得到了煤油作为冷却剂时空气侧及煤油侧的各个物理量的分布，并分析了复杂的煤油裂解过程对换热性能的影响。

2　方　法

2.1　空气及冷却剂流动与传热分析

程序在计算过程中，将预冷器划分为多个连续计算截面进行分析，流动及换热示意图如图 3 所示，图中 Q_i 为第 i 个网格传热量，$T_{w,i}$ 为壁温，dx 为一个网格长度。分析过程中认为空气流动及其与壁面的相互作用都达到稳态。

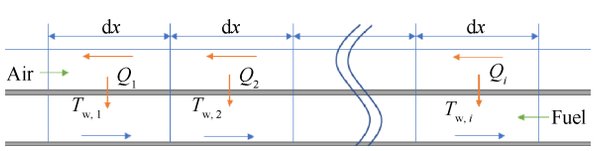


Fig. 3　Fluid flow and heat transfer with wall

连续方程

$$\dot{m} = \rho_{i-1}u_{i-1}A_{i-1} = \rho_i u_i A_i \tag{1}$$

动量方程

$$\dot{m}u_{i-1} + p_{i-1}A_{i-1} + \int_{i-1}^{i} p\mathrm{d}A = \dot{m}u_i + p_i A_i + \int_{i-1}^{i} \tau \mathrm{d}A \tag{2}$$

能量方程

$$\dot{m}\left(h_{i-1} + \frac{1}{2}u_{i-1}^2\right) = \dot{m}\left(h_i + \frac{1}{2}u_i^2\right) + \Delta H_i \tag{3}$$

式中 $\dot{m}$ 为空气质量流量，ρ_i 为空气密度，u_i 为空气速度，A_i 为空气流道截面积，τ 为壁面局部切应力，p_i 为空气压强，h_i 为内能，ΔH_i 代表冷却剂所带走的热量。

为计算壁面切应力，应力 τ 和摩擦系数 f 之间的关系[12]为

$$\tau = \frac{f}{8}\rho u^2 \tag{4}$$

$$f = (0.79\ln(Re) - 1.64)^{-2},\quad 3000 \leqslant Re \leqslant 5\times 10^6 \tag{5}$$

$$\Delta H_i = q_i S_i \mathrm{d}x \tag{6}$$

式中 S_i 为传热面积，q_i 代表空气侧热流密度。

$$q_i = B_i(T_i - T_{w,i}) \tag{7}$$

在假定初始壁温的条件下，式(7)中对流换热系数 B_i 为未知量，然而 B_i 的计算可根据无量纲数 Nu 反推得到

$$B_i = \frac{Nu_i K_i}{D_i} \tag{8}$$

式中 Nu_i 为空气的努塞尔数，K_i 为空气的热导率，D_i 为空气通道的水利直径。

Nu 的计算选用格林尼斯基公式[13]

$$Nu = \frac{(f/8)(Re - 1000)Pr}{1 + 12.7(f/8)^{1/2}(Pr^{2/3} - 1)} \tag{9}$$

公式(9)适用于 $0.5 < Pr < 2000$，$3000 < Re < 5\times 10^6$。冷却通道内燃料流动分析方法与空气非常相似，计算努塞尔数选用公式(9)，计算摩擦系数 f 选用公式(5)。

2.2　壁面传热分析

由于空气预冷器的壁厚往往很薄，所以计算中假设壁面结构内部温度相同。当壁面厚度为 0.3mm，热流密度为 0.05MW/m^2 时，若壁面材料为铜(热导率约 400W/(m·K))，壁面两侧温差为 0.0375K；若壁面材料为高温合金(热导率约 15W/(m·K))，壁面两侧温差为 1K。这说明即使选用高温合金材料，壁面两侧的温差依然很小，由此可见假设是合理的。

由于物性的影响，空气侧往往成为整个换热器传热强化的主要制约因素，而翅片的存在大大增加了空气侧对流换热的面积，下面对翅片效应建立模型。

如图 4(a)所示，图中翅片长度为 l，厚度为 δ，热导率为 k_s。由于在计算过程中考察的是一个小周期单元的换热量，翅片的长度取为半个翅片长；由于对称性，在半个翅片的端部可认为是绝热边界条件。顶部绝热的薄壁翅片翅效率计算公式[14]为

$$\eta = \frac{\tanh(M\cdot l)}{M\cdot l} \tag{10}$$

其中

$$M = \left(\frac{2B}{k_s \cdot \delta} \right)^{1/2} \tag{11}$$

图4(b)为计算单元横截面上热流的流动状况，图中q为空气侧传出的热流密度，q_f为冷却剂侧带走的热流密度。根据能量守恒关系

$$q_i S_i \mathrm{d}x = q_{f,i} S_{f,i} \mathrm{d}x \tag{12}$$

$\mathrm{d}x$为一个网格长度，又根据几何关系得

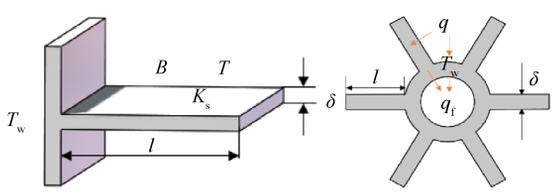
$$S_i = \eta S_{翅片} + S_{外} \tag{13}$$

$$S_{f,i} = S_{内} = 内径周长 \times \mathrm{d}x \tag{14}$$

其中

$$S_{翅片} = 2l \times 翅片数目 \times \mathrm{d}x \tag{15}$$

$$S_{外} = (外径周长 - \delta \times 翅片数目) \times \mathrm{d}x \tag{16}$$



(a)　　(b)

Fig. 4　Fin and cross section of computing element

2.3　空气及冷却剂物性计算方法

本文对空气物性参数计算采用NASA的数据库[15]。对于碳氢燃料冷却剂物性，计算过程中调用NIST开发的SUPERTRAPP[16]子程序。

实际工程中的航空煤油成分复杂，研究时需要替代燃料[17]来进行替代。Dagaut等[18]针对Jet A-1燃料提出了三组分替代模型，范学军和俞刚[19]仿照Dagaut的三组分模型提出了适用于RP-3的三组分替代模型。王新竹[20]基于RP-3的煤油物性实验数据，优化得到更为精确的五组分替代模型。本文以五组分替代模型进行计算。各个组分及其摩尔分数如表1所示。

Table 1　Components of the five-component substitution model

Name	Mole percentage/%
Decane	40.87
N-tridecane	26.13
Cyclohexane,1,2,4-trimethyl	8.56
Butylcyclohexane	11.44
N-propylbenzene	13.00

2.4　煤油裂解反应

本文为考虑煤油的热裂解，采用了吸热碳氢燃料高压裂解反应动力学模型，该模型针对微通道内RP-3航空煤油的裂解反应过程建立，涉及18种组分，24步反应，详细反应机理参照文献[21]。该机理的实验几何条件与本文中空气预冷器的冷却通道几何条件相近，可较为真实地反应煤油在冷却通道内的裂解行为。

2.5　计算流程

本文在计算过程中将耦合传热问题分解为空气的流动与传热、冷却剂的流动与传热、壁面结构的热传导三个子过程。

根据入口空气温度T_0，流量$\dot{m}_0$计算空气的各种物理性质以及焓值，基于假设的初始壁温$T_{w,i}$分布，计算空气与壁面温差，进而根据对流换热公式计算空气入口处第一个网格内空气的热量损失Q_1，根据热量损失得到网格出口的空气焓值以及温度；将上一个网格出口条件作为下一个网格的入口条件，以此类推得到空气侧每一个网格处的传热量Q_i。在计算传热量的同时，依据经验公式计算出摩擦损失以及压强分布。

计算冷却剂侧参数与空气侧流程相似，但当温度达到设定的裂解温度(本文中认为煤油到达750K开始考虑裂解)，根据煤油的裂解化学反应动力学模型计算出各种成分的含量，再计算新组分的焓值并反推温度，根据温度重新计算网格内冷却剂的性质，反复迭代至收敛得到网格出口条件。此外还要根据网格内冷却剂的温度$T_{f,i}$，对流换热系数$B_{f,i}$以及接受的热量Q_i反向推导新的壁温$T_{w,i}$分布。

壁温分布更新后，开始下一轮迭代，直至整个流程收敛。

2.6　模型准确性验证

为验证计算方法的可靠性，选择甲烷作为冷却剂来进行检验，验证算例的翅片长度l为1.56mm，冷却剂通道长度为0.55m，冷却通道及翅片选择高温合金材料，厚度均为0.3mm，空气侧入口压强为0.5MPa，温度为1000K，流量为1.25g/s。冷却剂侧入口压强为6MPa，温度为120K，流量为0.44g/s。对选用商业计算平台ANSYS进行对比，湍流模型选用SST k-w模型，模型划分552万网格，第一层网格高度满足$y^+ \leqslant 1$，并进行了网格无关性验证。

由表2对比结果得：以甲烷作为冷却剂时，空气侧温度误差为1.9%，甲烷侧温度误差为0.4%；空气侧压降误差为0.08%。该方法的计算误差与CFD软件相比，均在2%以内，从而初步验证了该模型以及程序的准确性。

Table 2　Comparison of verification results

Case	Air outlet temperature/K	Fuel outlet temperature/K	Air outlet pressure/MPa
Methane	364	675	0.4917
Methane-CFD	371	672	0.4913
Error/%	1.9	0.4	0.08

3　结果与讨论

3.1　与SABRE预冷器构型性能比较

本文提出了不同于SABRE的预冷器构型，对此两种构型下的预冷器性能进行对比评估。李帅等[22]计算了以液氦为冷却工质不同尺寸下的SABRE构型下的预冷器性能，其中一个算例的具体参数为：内径340mm，外径430mm，根据文中所提供尺寸信息可推知其高度为192mm。经计算该尺寸下的换热器紧凑度约为1646m^2/m^3。本文设计与之所占体积相同逆流管翅式预冷器，长度为500mm，外径为160mm，内部布置1500根冷却通道，冷却通道及翅片厚度尺寸与2.6节的验证算例相同，半个翅片高度根据排布计算确定，为1.17mm，紧凑度为1285m^2/m^3。文献[22]中给出了氦入口温度及流量为200K，1.6kg/s；空气入口温度为1250K，流量分别为2，3，4和5kg/s时的计算结果，在逆流管翅预冷器的模型下进行对比计算，不同流量下空气出口温度对比结果如图5(a)所示，不同流量下空气侧沿程马赫数分布如图5(b)所示。

通过图5(a)发现，空气流量为4kg/s时，两者冷却结果相近，空气流量较小时，SABER构型的预冷器冷却效果较好，但随着流量增大，逆流管翅型的预冷器冷却效果更好；从图5(b)发现，随着空气的流动，其他算例流动马赫数都是逐渐减小，而流量为5kg/s的算例空气侧沿程马赫数逐渐升高，但未达到马赫数为1的拥塞状态。另外，逆流式预冷器所用冷却管道壁的厚度是对比算例的两倍，且紧凑度低，因此本设计大大减小了加工难度，可实现性更好。

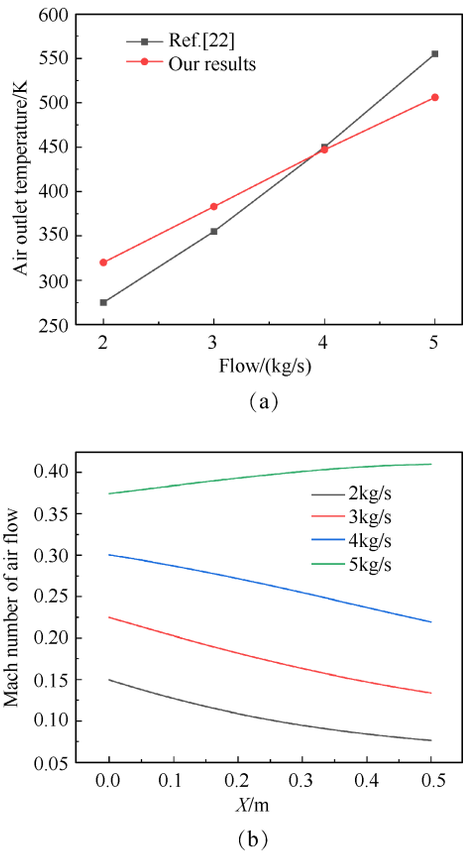


Fig. 5　Calculation results under different flow rates

3.2　预冷器内碳氢燃料流动换热特性

算例设计及其结果如表3所示，为了考察不同来流总温下空气预冷效果，算例中每个计算单元中空气流量都固定为2.0 g/s，该流量的设置保证了在一个计算单元中，空气侧流动状态为湍流，能够增强换热，且在该流量下不会带来太大的压降损失，是权衡压力损失与换热效果的状态设置。为使煤油吸热后温度不高于1000K，煤油入口流量设置为7倍的与空气恰当量比反应所需的燃料流量，约0.95g/s，换热器总长度都为0.9m，空气入口压强为0.5MPa，冷却剂入口压强为6MPa。冷却剂通道内径为1mm，壁厚及翅片厚度均为0.3mm。Case 0~3来流总温900~1500K，(对应

Table 3　Case design and results

Case	l/mm	Air inlet temp./K	Fuel inlet temp./K	Air outlet temp./K	Fuel outlet temp./K	Air pressure drop/%	Fuel pressure drop/MPa	Conversion rate/%
0	2.18	900	300	450.69	681.72	2.0	0.177	0
1	2.18	1100	300	494.02	788.61	2.2	0.168	0.7
2	2.18	1300	300	536.06	866.45	2.6	0.167	12.2
3	2.18	1500	300	574.63	912.91	3.0	0.177	37.5
4	2.53	1500	300	601.45	906.00	1.6	0.175	33.9
5	3.05	1500	300	639.79	896.18	0.8	0.171	28.7
6	1.92	1500	300	554.47	918.21	4.6	0.180	40.2

飞行马赫 4 到 5.5)；Case 3~6 翅片长度不同，代表空气流道的面积不同，但保持空气和煤油进口温度相同。

Case 0~3 结果如图 6 所示，Case 0 和 1 中煤油的温度沿程分布几乎为线性，而 Case 2 和 3 煤油出口处温度变化斜率有所减缓，是因为此处煤油发生明显的裂解，裂解吸收了部分热量，煤油转化率越高，变缓趋势越明显。

图 6(b)显示随着空气及煤油的流动，空气通道内雷诺数增长缓慢，煤油通道内雷诺数迅速增长，雷诺数范围说明流动绝大多数处于过渡流和湍流模式。在接近煤油出口段，随着转化率的提高，煤油雷诺数增长趋势变缓甚至开始下降。为探究造成这种变化的原因，以 Case 3 为例，煤油沿程的粘性随温度的变化如图 6(d)所示，发现煤油粘性随温度增加迅速减小，且减小趋势越来越缓，温度处于 870K 左右时，粘性出现缓慢增大，其原因是煤油流动过程中大多数液态物质其粘性随着温度上升逐渐减小，而裂解产物中的气体物质其粘性随着温度上升而增加，其综合作用导致这种变化。

图 6(c)煤油侧的对流换热系数随着温升迅速升高，然后逐渐平稳，而当煤油开始裂解时，对流换热系数逐渐减小，是因为随着温度升高，燃料裂解度变大，气相组分增多，导致换热能力下降；空气侧的对流换热系数远小于煤油侧，说明限制空气预冷器传热效果的决定性因素在于空气与壁面之间的换热，采用引入空气侧翅片的增强换热手段是合理的。

图 7 展示 Case 3~6 的结果，Case 3~6 改变了翅片的长度，Case 6 翅片长度最短，Case 5 翅片最长。但如图 7(a)及表 3 所示，Case 6 空气出口温度最低，同时空气压降最大。这是因为翅片长度的增加增大了换热面积，但同时增大了空气通道的截面积，空气流量不变，导致雷诺数减小，从而影响总换热性能。图 7(b)所示，不同 Case 之间空气侧雷诺数有较大差异，空气侧流动雷诺数随着截面积减小而增加，从而导致换热系数的增加。由此得出启示：在具体的换热器整体设计中，应权衡考虑翅长与流动截面积对换热效果的影响。

预冷器空气侧的压力损失是评价预冷器性能的重要指标，从表 3 来看，Case 0~3 中随着空气来流温度的升高，空气的粘性越大，密度越小，在流量一定条件下，空气流速越高，粘性和流速两者的共同作用导致了式(4)所表示的摩擦应力的升高，而空气流道内部摩擦面积不变，造成空气侧在流动过程中的压力损失增大。从 Case 3~6 分析，空气来流温度相同，

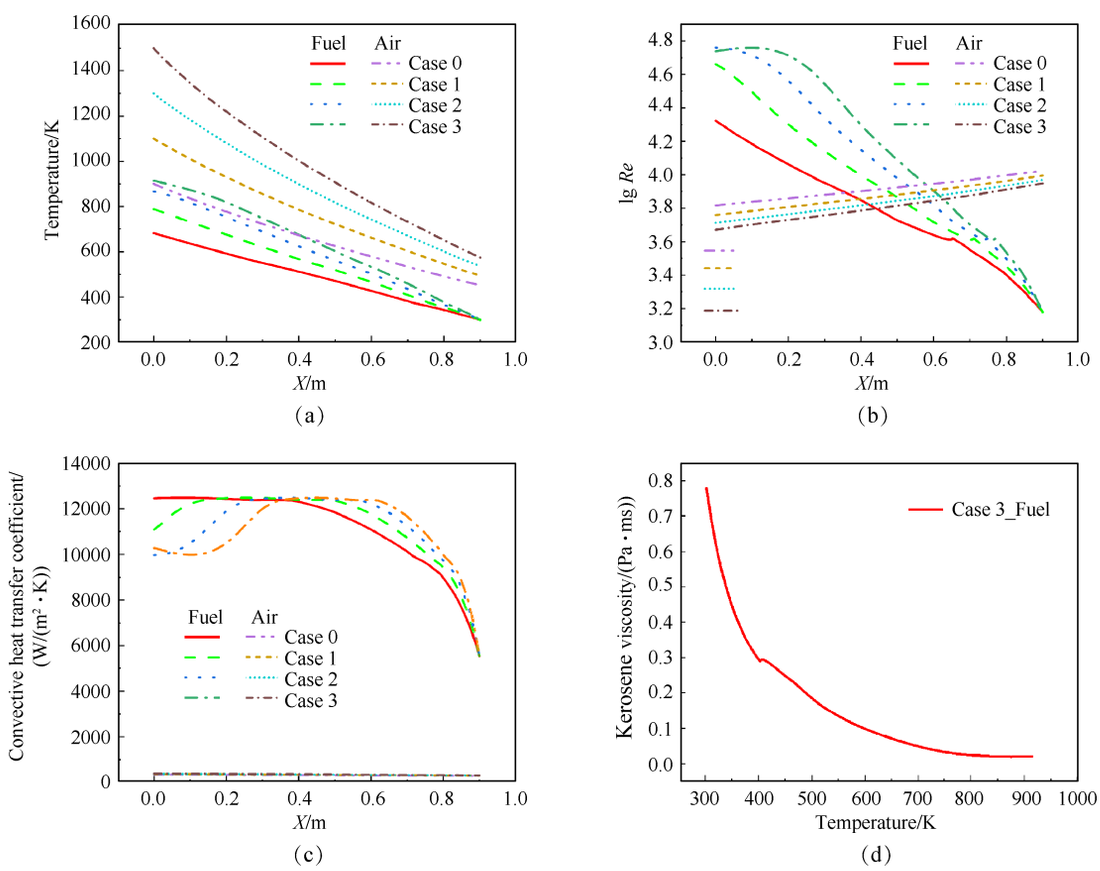


Fig. 6　Case 0~3 parameters distribution

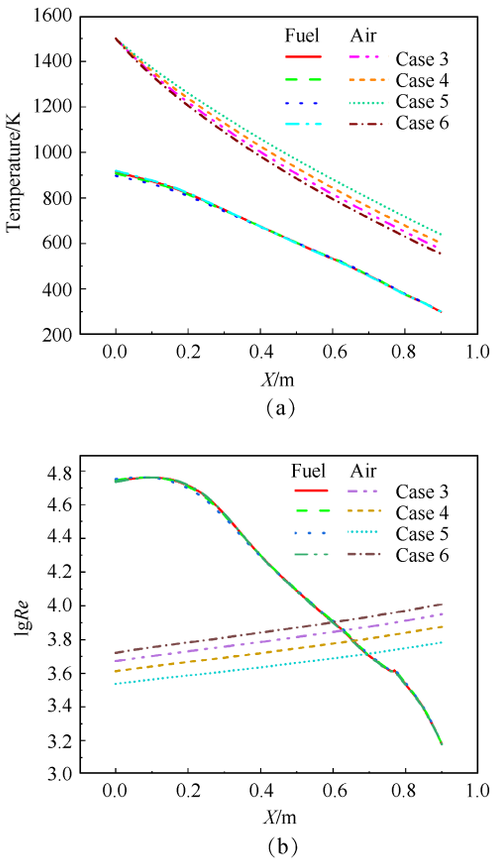


Fig. 7　Case 3~6 parameters distribution

但翅片的长度不同使得流通面积不同，影响了流速变化，可以观察到随着翅片长度减小，空气压降越来越大。压降最大的算例是 Case 6，在 Case 6 设计下，能够将 1500K 的来流空气降到 554.47K（对应飞行马赫数约 2.8），此时下游压气机可正常工作，而其空气压降损失仅 4.6%。对于冷却剂侧压降，在初始设计时设置冷却剂所处的流动状态都处于超临界压力，经计算，在出口处其压强仍处于超临界压力下，且 7 个算例的冷却剂侧压降损失都在 3.3% 内。

4　结　论

本文提出了逆流管翅式空气预冷器基本构型，发展了针对该构型的快速计算方法，并在此套方法中扩展集成了组分替代模型和热裂解模型，实现了定量预测利用煤油裂解吸热的冷却效果，且计算时间不超 30min。得到如下结论：

（1）本文提出的管翅逆流式空气预冷器构型，在与 SABRE 构型预冷器具有相同体积、达到几乎相同冷却效果的同时，紧凑度比 SABRE 构型减小了 22%，因此当选择相同壁厚及材料时，这种新构型预冷器的质量要轻于 SABRE 构型。

（2）采用管翅逆流式空气预冷器构型，在流量固定情况下，空气流道面积随着翅片长度增长而增加，空气流动雷诺数减小，尽管换热面积有所增加，总换热量却有所减小，说明空气预冷器实际效果由多种因素共同决定。该构型的预冷器可以通过调节翅片长度来约束空气侧的压降，但是压降与换热效果之间两者是呈现相反的变化关系，因此在针对某工况具体设计时，应对两者进行权衡。

（3）空气侧对流换热系数远低于冷却剂侧的对流换热系数，说明空气侧与壁面之间的传热是限制此构型空气预冷器换热效果的瓶颈，通过增加翅片强化空气与管壁之间的传热，对换热器换热效果有明显的提升。

（4）煤油的裂解会吸收额外热量，从而产生更大的传热温差，但是煤油裂解后产物组分及其物性以及冷却剂通道内雷诺数的综合作用，导致了煤油通道内对流换热系数在裂解后反而逐渐减小，在冷却通道中间某个位置会出现极大值。

致　谢：感谢中国科学院战略性先导专项和国家重大项目的资助。

参考文献

[1] Varvil R, Bond A. The SKYLON Spaceplane[C]. *Oslo: 46th International Astronautical Congress*, 1995.

[2] 张连庆，刘　博，李浩悦．“佩刀”发动机技术进展分析[C]．大连：中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议，2017：48-54.

[3] Webber H, Bond A, Hempsell M. The Sensitivity of Precooled Air-Breathing Engine Performance to Heat Exchanger Design Parameters[J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2007, 60(5): 188-196.

[4] Webber H, Taylor N. Tunnel Development for Heat Transfer Analysis in Compact Heat Exchangers[C]. *Chicago: 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 2010.

[5] 陈一鸣，邹正平，黄振宇，等．高超声速预冷发动机强预冷器实验平台建设及高温性能验证实验[C]．漳州：第七届爆震与新型推进学术研讨会，2021：25-38.

[6] 魏　鑫，金　峰，刘天依，等．SABRE 空气预冷器流动与换热数值研究[J]．火箭推进，2019，45(5)：8-16.

[7] 高　远，陈玉春，史新兴．SABRE 预冷器计算模型及其在整机模型中的应用[J]．推进技术，2021，42(11)：2485-2493.（GAO Yuan, CHEN Yu-chun, SHI Xin-xing. SABRE Precooler Calculation Model and Its Application in Engine Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(11): 2485-2493.）

[8] Miller B A. Analysis of Several Methane-Fueled Engine Cycles for Mach 3.0 Flight[R]. *NASA-TN-D*-4699, 1968.

[9] 范学军, 陆 阳, 李 龙, 等. 组合式发动机[P]. 中国专刊: *CN*109026444*B*, 2017-06-09.

[10] 陆 阳, 范学军. 甲烷预冷吸气式发动机概念设计[C]. 厦门: 第十三届全国高超声速科技学术会议, 2021.

[11] 刘银龙, 徐国强, 付衍琛, 等. 高超声速发动机碳氢燃料预冷器换热特性[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 208-217.

[12] 赵镇南. 传热学: 第二版[M]. 北京: 高等教育出版社, 2008.

[13] Kays W. 对流传热与传质: 第四版[M]. 赵镇南译. 北京: 高等教育出版社, 2007.

[14] Shah R K. 换热器设计技术[M]. 程林译. 北京: 机械工业出版社, 2010.

[15] McBride B, Gordon S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications[R]. *NASA-RP*-1311, 1996.

[16] Huber M L. Nist Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database[M]. *Gaithersburg*: *National Institute of Standards*, 2007.

[17] 严俊杰, 刘耘州, 闫 帅, 等. 超临界压力下碳氢燃料在竖直圆管内对流换热实验研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 37(11): 2385-2392.

[18] Dagaut P. On the Kinetics of Hydrocarbons Oxidation from Natural Gas to Kerosene and Diesel Fuel[J]. *Physical Chemistry Chemical Physics*, 2002, 4(11): 2079-2094.

[19] 范学军, 俞 刚. 大庆RP-3航空煤油热物性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 187-192. (FAN Xue-jun, YU Gang. Analysis of Thermophysical Properties of Daqing RP-3 Aviation Kerosene[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2): 187-192.)

[20] 王新竹. 超燃冲压发动机燃烧室主动冷却过程分析方法及其应用[D]. 北京: 中国科学院大学, 2013.

[21] 蒋榕培. 微通道内碳氢燃料高压热裂解吸热过程的基础研究[D]. 天津: 天津大学, 2012.

[22] 李 帅, 马同玲, 刘洪涛, 等. SABRE预冷器结构参数对其性能影响的数值分析[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 200818. (LI Shuai, MA Tong-ling, LIU Hong-tao, et al. Numerical Analysis of Effects of Pre-Cooler Structure Parameter on Its Performance in SABRE[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4): 200818.)

(编辑:梅 瑛)