

空气预冷压缩发动机方案设计与分析

张韬 刘卫东

国防科技大学航天科学与工程学院

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南, 长沙 410073

摘 要

本文设计了一种预冷型吸气式组合循环发动机方案,建立了发动机各部件的工作模型,通过数值仿真分析了发动机性能参数,并优化了设计点参数,给出了理论可行的预冷型组合发动机方案。

关键词: 预冷循环, 组合推进

1 引言

传统航空发动机受到压气机效率及涡轮前温度的限制,最大飞行马赫数不超过 3.0^[1]。预冷型组合发动机在压气机入口处加装预冷却系统,对高马赫数空气来流进行冷却,提高进气密度,进而增加推力,提高发动机性能,扩展飞行包线。

日本 ATREX 采用燃料预冷和质量喷注预冷组合预冷机制,通过液氢燃料作为冷却剂冷却来流空气,并带动叶轮机机械工作。ATREX 存在的冷却剂安全问题难以解决。此外,燃料作为冷却剂,其质量流量完全由预冷器换热量决定,这对于稳定燃烧室当量比是不利的。PCTJ 是一种两级入轨的预冷涡轮冲压发动机。其发动机构造基本可以看做传统航空发动机加装一个预冷器部件,利用燃料的换热潜能来冷却空气。美国 MIPCC 是一种射流预冷发动机,其基本工作原理是在常规涡轮发动机的风扇压气机前,加装喷射冷却介质的装置,通过介质的换热冷却进气道中高温空气。这种方法额外的消耗了燃料和冷却剂,增加了发动机的载重负担。英国 SABRE 发动机引入氦气作为换热介质,可使发动机在吸气式火箭式双模态下工作。SABRE 发动机结构十分复杂,实现难度很大。

本文设计了一种预冷型发动机,引入低温氦气作为冷却介质,冷却剂在发动机中完成换热、做功、放热循环。空气被冷却到低温,使压气机叶片不会受到过大的温度应力。通过建立发动机各部件模型,初步确定了发动机设计点基本参数及工作范围,计算了发动机基本性能指标。

2 发动机系统方案

发动机设计点为 25km, 马赫 5 飞行条件。空气经过进气道压缩进入预冷器冷却,在预冷器中冷却到需要的温度后,由压气机压缩并进入燃烧室燃烧。冷却剂选择低温氦气。冷却剂在冷却空气后变为高温高压气体,吹动涡轮以带动压气机和发电机工作,发电机为氦压缩机和燃料泵的驱动电机提供能量。冷却剂从涡轮出口进入氢/氦换热器,被液氢冷却到低温状态,再由压缩机压缩回到初始状态。整个发动机设计需要在设计点建立各部件模型,分析各部件参数性能,满足冷却剂热平衡、压力平衡,涡轮、

压气机、发电机之间功率平衡。

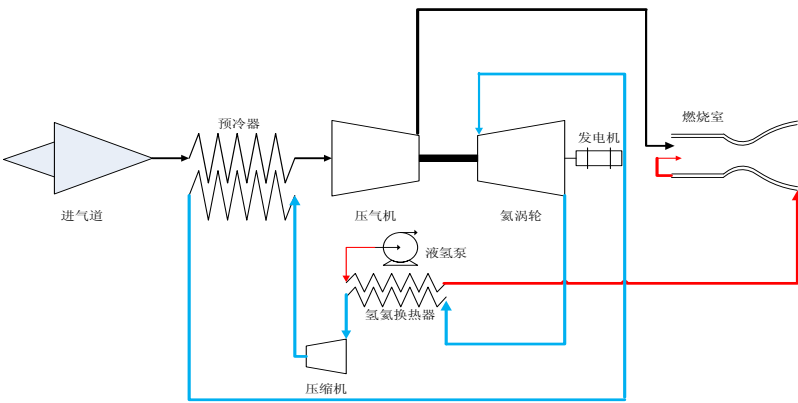


图 1 空气预冷压缩发动机简图

3 各部件设计模型

3.1 进气道设计

预冷压缩吸气式发动机要适应宽飞行范围,其进气道设计必须能够提供足够高的总压恢复系数和流量捕获系数,并具有稳定的宽马赫数工作特性^[2]。进气道形式为二元进气道,采用四波系混压方式,即三道斜激波和一道结尾正激波,出口为亚音速。进气道设计点在飞行马赫数 $Ma=5$, 飞行高度 25km 处,空气捕获总流量为 20kg/s。

根据K.Oswatish提出的配波理论^[3,4], 具有最大总压恢复的波系各道斜激波波前M数的法向分量相等,可确定激波系的配置与进气道构型。

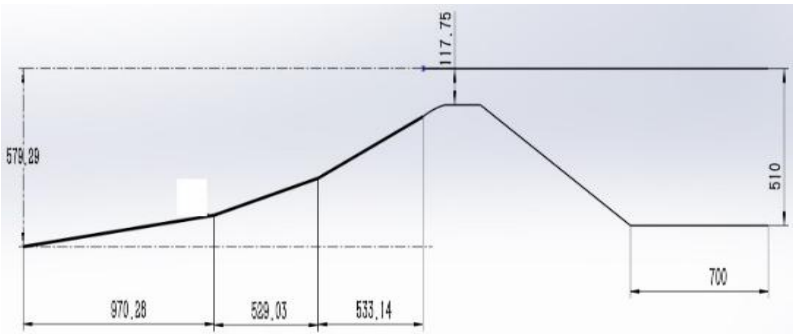


图 2 进气道整体构型

并由此可得到设计点处进气道的总压恢复系数: $\sigma = 0.2259$ 。最终型面设计如图。通过 fluent 对二维型面进气道进行仿真模拟。由马赫数云图可以看出,在设计点处三道斜激波刚好可以打到唇口位置,实现进气道封口;唇口产生反射激波,与喉部末端相交;隔离段内流场结构复杂,出口气流紊乱,部分位置气流已达到亚声速。

在理论计算中,忽略由流场不稳定造成的总压损失,进气道出口总压 305kPa, 总温 1329K。马赫数 0.3。

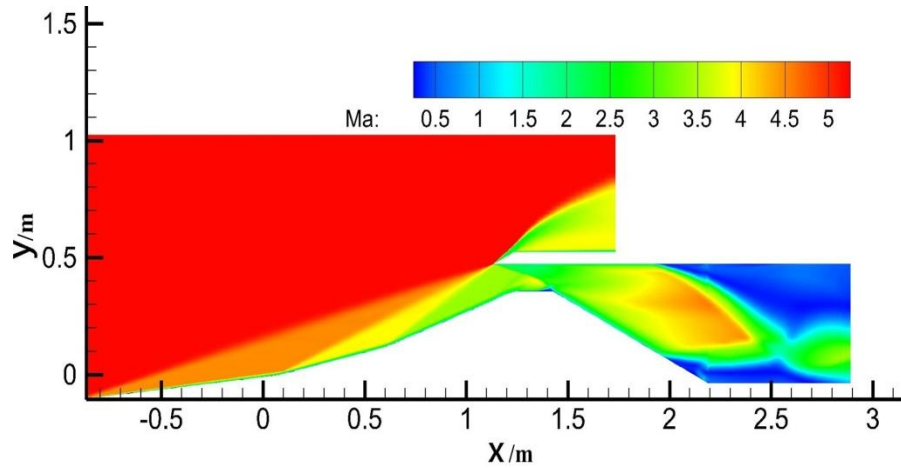


图 3 设计点进气道马赫数云图

2.2 预冷器设计

由超临界换热介质和微小尺度换热单元结合的紧凑快速强换热技术是预冷器设计的核心^[5]。处于超临界的状态的流体，其黏性系数和扩散系数接近于气态，而传热系数和密度接近于液态。因此，超临界流体可以产生流动损失低换热量大的效果。

预冷器尺寸由隔离段空间大小限制。隔离段长 760mm，宽 600mm，高 515mm，总体积为 0.2163m³。换热方式为管壳式换热，空气流动方向垂直于冷却剂流动方向。预冷器换热管为椭圆管，椭圆长轴 1.4mm，短轴 0.96mm，壁厚 0.1mm，长 515mm，管轴方向平行于隔离段高度方向，冷却剂选择低温氦气。

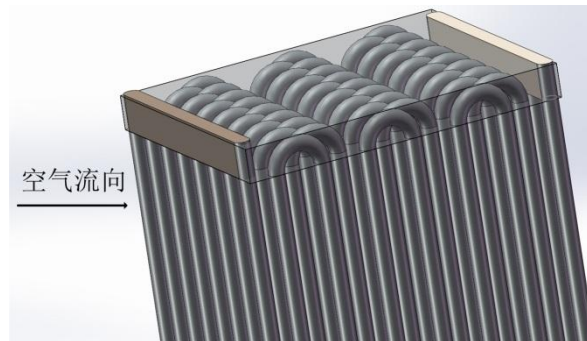


图 4 管束结构

管程传热系数估算用 Sieder-Tate、Gnielinsk 和 Dittus-Boelter 公式，每种经验公式都有特定的适用范围^[6, 7]。设计点处管内流动处于充分发展的紊流流动阶段，在 $2300 < Re < 5000000$ 和 $0.5 < Pr < 2000$ 范围内，努赛尔数由下式计算：

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (1)$$

上述经验公式在适用范围内拥有可以接受的精度。管侧压降主要考虑由管内摩擦阻力引起的压降，忽略各程回弯处局部阻力降。

$$\Delta p = 64 / Re \frac{l}{d_i} \frac{\rho u^2}{2} \quad (2)$$

壳侧传热参数采用横流状态下经验公式：

$$Nu = 0.236 Re^{0.62} Pr^{1/3} \quad (3)$$

壳侧压降计算由下式完成：

$$\Delta p = f_e \cdot 2\rho u^2 \left(\frac{\mu}{\mu_w} \right)^{0.14} \quad (4)$$

式中，对于顺排管束 $f_e = 0.33 \text{Re}^{-\frac{1}{5}}$ ，对于叉排管束 $f_e = 0.75 \text{Re}^{-\frac{1}{5}}$ 。

预冷器管道采用双管程，不同管程在气流方向交错排列。隔离段末端为冷却剂入口，积液腔将冷却剂均匀分配到各管路中，在经过预冷换热后由出口积液腔收集进入管道，进行下一步循环。

预冷器出口空气总温是关系到整个发动机构型与性能的关键参数。其值的选取采用迭代的方式，使压气机几何参数合理、液氢当量比最小、涡轮等其他部件设计参数处于合适范围。

表 1 预冷器设计参数

	热侧壳侧	冷侧管侧
流量(kg/s)	20.000	3.5278
入口/出口温度(K)	1329.6/370	100/1200
入口/出口压力(kPa)	304.72/209.72	2800/1625.0
污垢热阻(m ² -K/W)	0.0001	0.0001
换热系数(W/m ² -K)	1368.4	1718.2
流速(m/s)	51.80	21.36
整体参数		
总换热系数(W/m ² -K)	650.9	
功率(MW)	20.15	
设计裕度(%)	0.21	
管数	83122	

2.3 压气机设计

压气机采用等平均半径流道构型。其设计流程为通过已知的压气机入口参数，计算各级速度三角形，确定压气机各级叶片构型。使压气机各级满足轮毂比、叶尖相对马赫数、DeHaller 数、反力度等重要参数在合理范围内，确定压气机整体构型。压气机各级中叶片尺度、做功能力及流动损失便随之确定。

由质量守恒可得压气机入口参数。随着气流的逐级压缩，密度增加，流通面积减小，在等平均半径设计方法下叶尖半径逐级减小。第一级具有最大叶尖半径。压气机叶片尺寸受到发动机流道尺寸限制。选择第一级叶尖半径后，采用轮毂比 0.65 设计，这是准则中最低要求。得出第一级叶片尺寸参数后，检验叶尖马赫数、反力度、扩散因子是否处于合理区域。如果有误则重新选择初始设计参数，否则继续进行下一级设计。压气机参数见下表。

表 2 压气机设计参数

压气机几何参数		压气机工作参数	
压气机级数	7	转速(r/min)	26100
入口叶尖半径(mm)	250	压比	14.39
入口叶根半径(mm)	162.5	出口总温(K)	836.3
出口叶尖半径(mm)	213.1	出口总压(MPa)	3
出口叶根半径(mm)	199.4	输入功率(MW)	10.18
压气机长度(mm)	334.7	等熵效率	0.8

2.4 涡轮设计

在单转子压气机系统中，压气机涡轮共用一根轴，并通过该轴传递力矩做功。因此，涡轮与压气机应具有相同转速。涡轮需要为空气压气机、氢压气机及燃料泵电机等部件提供功率，在不考虑机械能向电能转换效率时，涡轮总输出功率由做功部件决定。

涡轮入口气流参数由预冷器出口冷却剂参数决定。在涡轮设计中，通过迭代计算各级速度三角形，使出口气流偏折角及叶片尺寸在合理范围，得到各级叶片几何参数。

综合压气机参数后，涡轮初步设计参数如下。

表 3 涡轮设计参数

涡轮几何参数		压涡轮工作参数	
涡轮级数	4	转速(r/min)	26100
入口叶尖半径(mm)	242.1	流量系数	0.53
入口叶根半径(mm)	230.0	入口总压(MPa)	1.55
出口叶尖半径(mm)	268.0	入口总温(K)	1200
出口叶根半径(mm)	204.2	膨胀比	13.01
涡轮机长度(mm)	142.6	输出功率(MW)	12.70
		等熵效率	0.9

2.5 氦压气机设计

在冷却剂通道中，冷却剂需要在经过第二换热器降温后经过压气机压缩回到初始状态，完成循环。由于冷却剂流量比较小（3.53kg/s），轴流式压气机叶片尺寸太小，导致需要很大的转速才能达到较大的叶片切线速度，同时会产生很大的效率损失。此时，离心式压气机具有比轴流式压气机更好的做功能力、更高的效率以及更低的成本。

离心式压气机总压比计算公式如下：

$$\pi = \left[1 + \frac{\eta_c (T_{out} - T_{in})}{T_{in}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left[1 + \frac{\eta_c \psi \sigma U^2}{C_p T_{in}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{5}$$

其中， η_c 为压气机等熵效率， ψ 为功率输入系数， σ 为滑移因子， U 为叶轮最大半径处切线速度，单位 m/s。

初步设计好离心压气机后，检验速度三角形是否合理，并通过 Q 曲线求得各个部件几何参数，此处计算过程省略。压气机参数见下表。

表 4 氦压气机设计参数

转速(r/min)	26100
叶尖半径(mm)	243.8
扩压器入口半径(mm)	254.3
扩压器出口半径(mm)	339.1
等熵效率	0.8
压比	13.80
输入功率(MW)	1.34

2.6 氢氦换热器设计

第二换热器采用传统的管壳式换热器，共 3 个同样的换热器并联。单个换热器总长 500mm，宽 500mm，管长 1000mm。管束为圆管，外径 1.1mm，壁厚 0.04mm。氢氦换热器设计主要的准则是尽量减小压降，尤其是氦气侧压降，这与预冷器主要目的是冷却空气不同。这是由于氦气在工作过程中要完成吸热、做功、放热、压缩的循环，减小不必要的压力损失可以使循环效率最大化。尽管涉及到相变换热，但液氢沸点低（20K），沸腾换热对换热器换热系数的贡献较小，气化潜热与换热量相比较小。因此，在精度要求不高的情况下可视为单相换热。

表 5 氢换热器设计参数

	热侧壳侧	冷侧管侧
流量(kg/s)	3.5278	1.3404
入口/出口温度(K)	609.4/35	15/549.4
入口/出口压力(kPa)	209.95/201.64	4000/3923.4
污垢热阻(m ² -K/W)	0.0001	0.0001
换热系数(W/m ² -K)	1318.50	936.85
流速(m/s)	15	2.35
整体参数		
总换热系数(W/m ² -K)	496.44	
功率(MW)	8.98	
设计裕度(%)	0.69	
管数	57283	

2.7 推力室设计

推力室设计包括推力室型面设计和换热模型设计^[8]。推力室型面的设计过程即为选择推力室形状和尺寸的过程。推力室设计为传统的圆筒形推力室。

通过推力室收缩比来确定推力室直径，喷管收敛段采用双圆弧设计，扩张段采用抛物线近似推力最大钟型喷管。

推力室换热采用再生冷却的方式，由于燃料液氢在第二换热器与冷却剂氢气换热变成氢气，可以再用来冷却推力室壁面。在燃气热边界层中，燃气向壁面传热，内壁面吸收的热流通过壁面靠热传导传递出去。假设热流为一维流动，热量在传递过程中没有损耗，则热传导过程可以表示为：

$$q = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{wg} - T_{wf}) \quad (6)$$

其中， λ_w 为推力室壁面材料平均导热系数，按照平均壁温来计算； T_{wg} 为热壁面温度； T_{wf} 为冷壁面温度。

在冷却剂的热边界层中，热流由推力室壁传给冷却剂，该过程表示为：

$$q = h_f (T_{wf} - T_f) \quad (7)$$

同样可以写出燃气侧热流密度计算公式：

$$q = h_g (T_{st} - T_{wg}) \quad (8)$$

由上三式可得燃气经推力室内壁传向冷却剂的传热方程为：

$$q = \frac{1}{\frac{1}{h_g} + \frac{\delta_w}{\lambda_w} + \frac{1}{h_f}} (T_{st} - T_f) \quad (9)$$

设计再生冷却推力室身部时，需要分析再生冷却方案的可靠性和合理性。氢气在吸收了全部热量后，其加热后的温度不应超过氢的容许温度。同样燃气侧壁温不应超过材料的热稳定条件的许用温度。氢气作为再生冷却的冷却剂时具有非腐蚀、热容量巨大等优点。设计再生冷却推力室时也要考虑合理性，冷却通道压降不能过大，燃烧室喉部的冷却应重点设计。

令 $H = \frac{1}{\frac{1}{h_g} + \frac{\delta_w}{\lambda_w} + \frac{1}{h_f}}$ ， H 为总传热系数，是燃气侧传热系数、冷却剂侧传热系数、壁面导热率及

壁厚的函数。该值越小，换热量越小。燃气侧传热系数的确定是十分复杂的，模型中使用巴兹（Bartz）公式来确定燃气侧传热系数：

$$h_g = \left[\frac{0.026 \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{D_t^{0.2} \text{Pr}^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c g}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1}} \right] \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (10)$$

对于特定的燃气混合物，可用下式近似 Pr 和 μ 的数据：

$$\text{Pr} = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5} \quad (11)$$

$$\mu = (46.6 \times 10^{-10}) M^{0.5} T^{0.6} \quad (12)$$

冷却剂侧的传热系数和换热过程有密切关系，认为燃料在进行换热时已经是气态，不考虑沸腾模态换热。传热系数由经验公式确定：

$$\text{Nu} = C_i \text{Re}^{0.8} \text{Pr}^{0.4} \left(\frac{\mu}{\mu_w} \right) \quad (13)$$

该公式适用于冷却剂处于亚临界压力和超临界压力下的非沸腾温度区域内。最后由努赛尔数和换热系数的关系得出冷却剂侧换热系数。

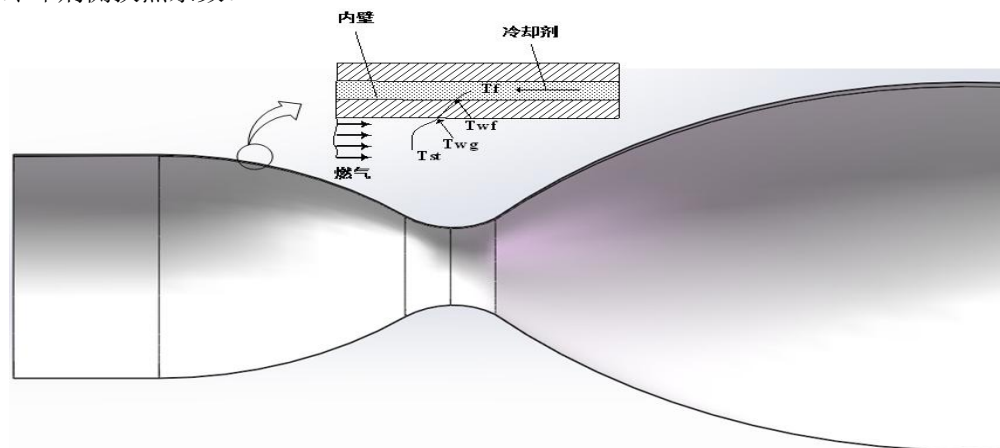


图 5 推力室构型

3 发动机性能分析

3.1 燃烧室换热分析

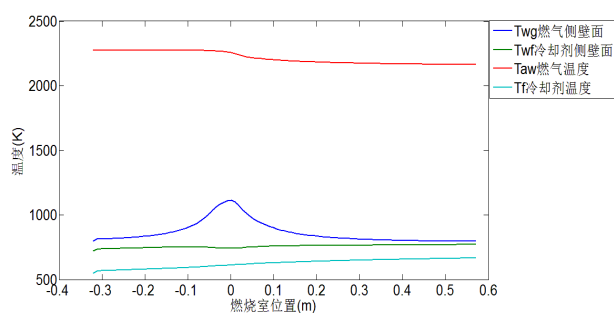


图 6 燃烧室壁面各处温度分布

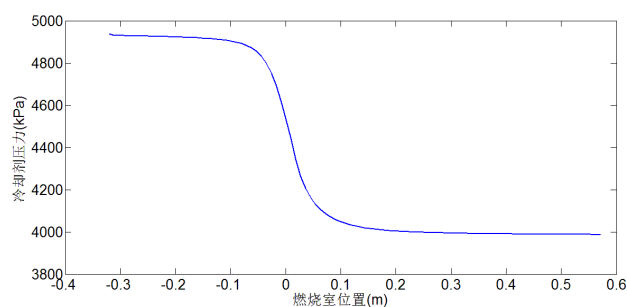


图 7 冷却剂通道压力

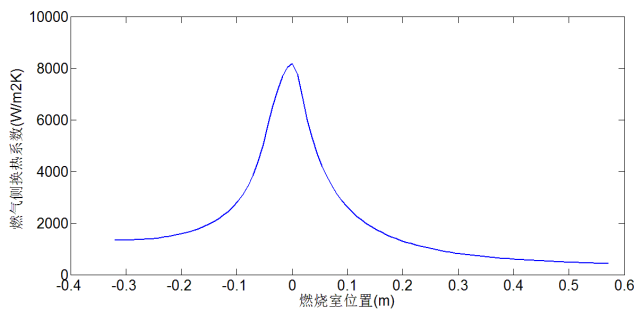


图 8 燃气侧换热系数

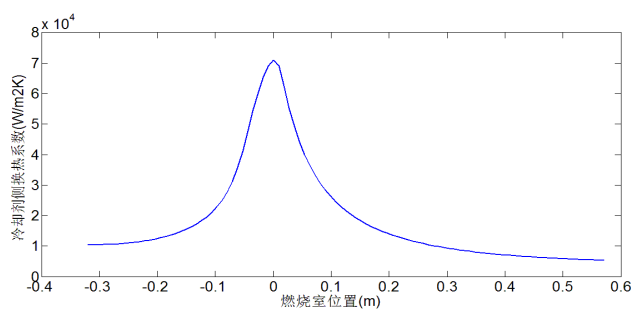


图 9 冷却剂侧换热系数

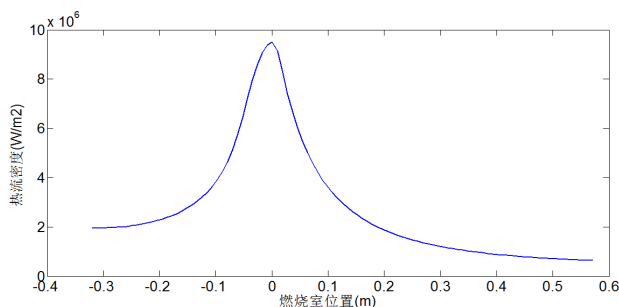


图 10 热流密度

从上图中看出，燃烧室温度、热流最高处在喉部，也就是说喉部冷却是燃烧室冷却的重点。由于总换热量相比冷却剂（燃料）流量所具有的换热潜能较小，冷却剂温升不到 300K。换热通道内冷却剂的流动方向和燃气的流动方向一致，即顺流。在喉部后的燃烧室壁面，随着燃气的加速膨胀，燃气的内能迅速转化为动能，燃气温度下降。此时燃烧室壁面的冷却需求不高。因此，考虑设计从喉部开始冷却到燃烧室头部结束的冷却通道，可以最大化增加冷却效率。

3.2 发动机性能分析

设计点处燃烧室燃料当量比为 2.2，燃烧室总温 2274K。喷管产生推力由下式计算：

$$F = (m_{air} + m_{H_2})V_e - m_{air}V_0 + (P_e - P_0)A_e \quad (14)$$

其中，

V_e 为喷管出口排气速度,m/s;

V_0 为飞行马赫数下来流空气流速,m/s;

P_e 为喷管出口静压。

发动机比冲为：

$$Isp = \frac{F}{g \cdot m_{H_2}} \quad (15)$$

由图 14 得出，发动机比冲随着喷管扩张比的增加而增加，但到扩张比增加到一定程度后，比冲变化很小。预冷压缩航空发动机在设计点选择 20 倍的扩张比，发动机比冲达到 2133s。这表明该发动机在高超声速条件下具有良好的动力性能，有很好的研究价值。

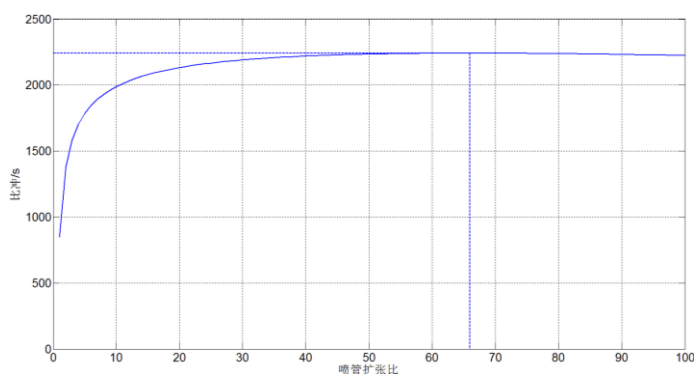


图 11 发动机比冲与喷管扩张比关系

4 参考文献

- [1] 童传琛, 娄德仓. 预冷技术在涡轮冲压组合动力中的应用 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 6): 21-5.
- [2] FINCHAM J, TAYLOR N. Freestream Disturbance Effects on an Axisymmetric Hypersonic Intake; proceedings of the Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference & Exhibit, F, 2013 [C].
- [3] TAN H-J, LI C-H, ZHANG Y. Investigation of a Fluidic Shock Control Method for Hypersonic Inlets [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 1072-83.
- [4] TANATSUGU T K H T T A K O T S N. <DEVELOPMENT STUDY OF THE AIR-INTAKE OF THE ATREX ENGINE.pdf> [J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003,
- [5] 汪元, 王振国. 空气预冷发动机及微小通道流动传热研究综述 [J]. 宇航学报, 2016, 37(1): 11-20.
- [6] WEBBER H, TAYLOR N. Tunnel Development for Heat Transfer Analysis in Compact Heat Exchangers; proceedings of the Aiaa Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, F, 2010 [C].
- [7] FUKIBA K, INOUE S, OHKUBO H, et al. New Defrosting Method Using Jet Impingement for Precooled Turbojet Engines [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, 23(3): 533-42.
- [8] 李成, 蔡元虎, 屠秋野, et al. 液氢推进剂预冷却空气涡轮冲压发动机性能模拟 [J]. 航空计算技术, 2010, 40(6): 10-3.