

## 航空发动机在超声速引射系统中的应用分析\*

徐大川<sup>1,2</sup>, 阳玲<sup>2</sup>, 史煜<sup>2</sup>, 顾蕴松<sup>1</sup>, 任泽斌<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学航空学院, 江苏南京 210016;

2. 中国空气动力研究与发展中心设备设计及测试技术研究所, 四川绵阳 621000)

**摘要:**航空发动机可以对空气增压,并且增加气流温度,理论上存在应用于超声速引射系统的可能。分析了气源对引射器性能的影响以及引气对航空发动机的影响,介绍了3种航空发动机在超声速引射系统中可能的布局方案。针对某领域内的排气参数要求,分别对3种布局方案进行了计算分析。计算结果表明,当上游气体压强为 $0.044 \times 10^5$  Pa和 $0.0293 \times 10^5$  Pa时,通过合理选择发动机的布局以及工作参数,发动机可以直接将上游气体排出或者作为驱动气源应用于超声速引射系统。

**关键词:**航空发动机;压缩机;超声速引射系统;引射器;计算分析

中图分类号:O355 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2022)04-125-09

## Analysis of the application of aero engine in supersonic ejector system

XU Dachuan<sup>1,2</sup>, YANG Ling<sup>2</sup>, SHI Yu<sup>2</sup>, GU Yunsong<sup>1</sup>, REN Zebin<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The pressure and temperature of air flow can be increased by aero engine, so the application of aero engine in supersonic ejector system is possible. The effects of air source on ejector performance and the effects of bleeding on aero engine performance were analyzed. And 3 types of aero engine layout in supersonic ejector system were presented. According to the requirements of a supersonic ejector system, the performance parameters of all 3 types of aero engine layout were calculated. The calculation results indicate that when the pressure of the upstream gas is  $0.044 \times 10^5$  Pa and  $0.0293 \times 10^5$  Pa, aero engine can directly discharge the upstream gas or be used as the driving gas source for the supersonic ejector system by reasonable selecting the engine layout and working parameters.

**Keywords:** aero engine; compressor; supersonic ejector system; ejector; calculation analysis

超声速引射系统具有体积紧凑、准备时间短、运行时间长等优点,因而在工程领域有着广泛应用,主要用作排气系统或者压力恢复系统等,例如在暂冲式超声速风洞、火箭发动机高空试车台、化学激光器压力恢复系统等领域中<sup>[1-2]</sup>。

超声速引射器是超声速引射系统的重要组成部分之一。根据超声速引射器的研制经验,对其性能影响较大的参数主要为引射介质参数和被引射介质参数。而引射器的驱动气源,直接决定了引射介质的温度和气体热物性参数,对提高引射气体马赫数也有很大影响,是引射器的关键技术之一。常见的引射器驱动气源有高压压缩空气气源和燃气发生器。

高压压缩空气气源是引射器常用的一种气源,具有技术成熟度高、系统简单、安全、可靠等特

点,同时还具有环境友好、对其他系统影响小等优点。采用高压压缩空气气源作为引射器驱动气源的不足主要有两点,一是规模庞大,特别是连续长时间需要引射器时;二是压缩空气的工作温度较低,难以进一步提升引射器的引射效率。

燃气发生器是通过燃烧一定比例的燃料及氧化剂,获得相应温度、压力、流量等参数的混合燃气,以实现特定目的的燃气生成装置<sup>[3]</sup>。采用燃气发生器作为引射器的驱动气源成为近年来引射器气源技术的研究热点之一。国内外学者通过理论分析、数值计算、试验研究等手段<sup>[4-15]</sup>,针对燃气发生器开展了大量研究,主要集中在燃气发生器的点火、出口均匀性以及结构优化等方面<sup>[16-18]</sup>。钟战<sup>[3]</sup>对燃气发生器的研究现状进行了详细的阐述,同时以低浓度酒精及氧气或空气

\* 收稿日期:2020-10-27

基金项目:国家部委基金资助项目(8634002AA0301)

作者简介:徐大川(1985—),男,安徽界首人,博士研究生,E-mail:xudachuan@nuaa.edu.cn;

任泽斌(通信作者),男,副研究员,硕士,E-mail:renzebin401@163.com

作为推进剂开展了试验研究,分析了影响燃气发生器点火及燃烧效率的因素,得到了提高其点火和燃烧效率的方法。冯军红<sup>[19]</sup>、赵芳<sup>[20]</sup>利用数值模拟与试验的方法研究了喷嘴结构参数对空气/酒精/氧气三组元燃气发生器喷注面板热防护和燃烧性能的影响,并提出利用筛锥提高燃气发生器出口燃气的均匀性。

使用燃气发生器作为引射器驱动气源,可以有效提高气体的温度,有利于进一步提高引射器的引射效率。但是通常燃气发生器仍然需要高压空气作为氧化剂或推进剂,并不能根本上解决气源规模庞大的问题。

航空发动机含有压气机、燃烧室等部件,可以有效提高气体的压力和温度。航空发动机进气口气体为常压空气,不需要额外的高压气源,且航空发动机技术成熟、安全可靠,理论上可以作为排气系统或者超声速引射系统的驱动气源。目前尚未见到有关航空发动机在超声速引射系统中应用研究的公开报道。

本文以几种较为常见的国外航空发动机为例,结合理论分析与工程计算的方法比较分析了航空发动机在超声速引射系统中可能的应用方案,对将航空发动机应用于超声速引射系统做了有益的探索。

## 1 气源对引射器性能的影响

气源决定了引射器引射气体的温度、压力以及热物参数,对引射器的性能有重要影响。

图 1 给出了某引射器的引射系数与温度比(引射气体温度和被引射气体温度之比)的变化曲线。在一定范围内,提高温度比,可以显著提高引射器的效率。另一方面,当引射气体的温度低于被引射气体温度时,降低温度比,会大大降低引射器的效率。

另外,引射器的效率随着引射马赫数的增加而增加。因此为了提高引射器的效率,应尽可能地采用高引射马赫数。但是随着引射马赫数的提高,引射压力也在提高,这对气源的设计会带来困难。

提高引射马赫数带来的另一个问题是引射气体中的水分(甚至是引射气体本身组分)可能随着气流膨胀温度下降而发生冷凝现象。例如:引射马赫数为 5、总压为 1 MPa、总温为 288 K 的空气膨胀之后的静压和静温分别为 1 890 Pa 和 48 K。此时空气中氧气当地静压已经高于气体的饱和蒸气压,有可能发生液化。发生液化之后,会

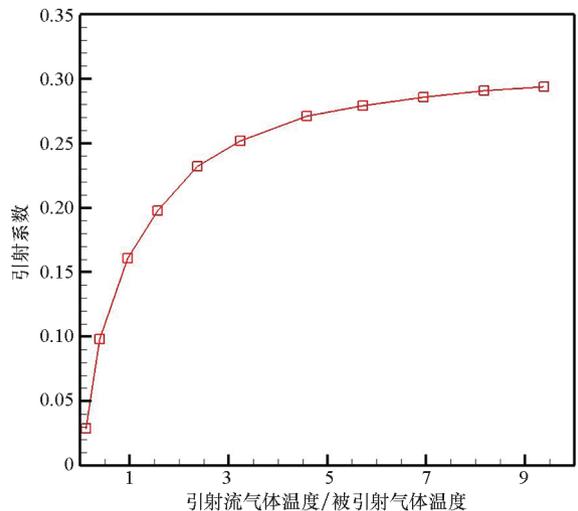


图 1 气流温度比对引射系数的影响

Fig. 1 Effect of air flow temperature contrast on ejecting coefficient

导致引射马赫数发生变化或波动,影响引射器的性能。

## 2 引气对航空发动机的影响

飞机的空气系统一般从发动机中引气,将具有一定压力和温度的气体用于飞机环境控制、发动机进口防除冰以及发动机热端部件冷却等方面,对飞机和发动机的可靠性和安全性有重要影响。随着飞机和发动机技术的发展,发动机中的引气量不断增加<sup>[21-22]</sup>。空气系统的流量占发动机总流量的比例从 20 世纪 40 年代末的 4% 提高到目前的 25%<sup>[22-24]</sup>。其中用于发动机热端部件冷却的引气量最高,可占到发动机压气机入口流量的 15% 左右,且大部分由高压压气机出口位置引出<sup>[25]</sup>。

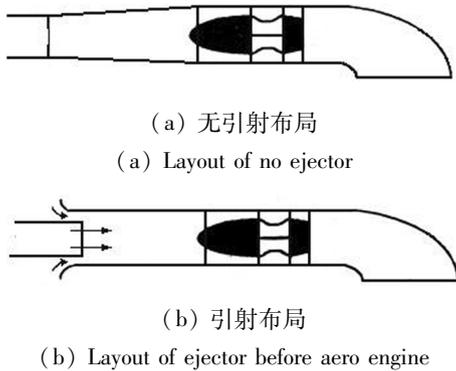
航空发动机的空气系统属于发动机的关键技术,其关键参数很少公布。从目前掌握的公开发表的资料来看,空气系统绝大部分气流引自高压压气机出口之后的扩压器以及燃烧室的两股气流。虽然这部分气流量较大,但是从位置上看处于压气机流道之外,对发动机性能的影响研究也未见报道,可以忽略其影响<sup>[26]</sup>。

## 3 航空发动机在超声速引射系统中可能的布局方式

探讨航空发动机在超声速引射系统中应用的可能性,其实就是讨论如何将航空发动机布置在超声速引射系统中,并发挥作用。一般来说,超声速引射系统上游流动的压力很低,在某些流动中气流温度也较高,这些都给航空发动机布局方案

以及参数的选择带来了大量困难。

最直接的布局方式(布局方案1)为将航空发动机直接布置在排气通道内,利用发动机内的压缩机对气流增压,如图2所示。为了降低对压缩机增压比的要求,可以在发动机入口上游注入主动气体(如环境空气),以提高进入发动机的气流压力。



(a) 无引射布局

(a) Layout of no ejector

(b) 引射布局

(b) Layout of ejector before aero engine

图2 引射系统中的航空发动机布局方案1

Fig. 2 Layout 1 of aero engine in ejector systems

布局方案2和布局方案3均是将航空发动机作为引射器的气源使用,如图3和图4所示。不同的是,在方案2中,一级引射器的气源为航空发动机高压涡轮之后的引气,二级引射器的气源为航空发动机的排气。而在方案3中,两级引射器的气源均为航空发动机的排气。

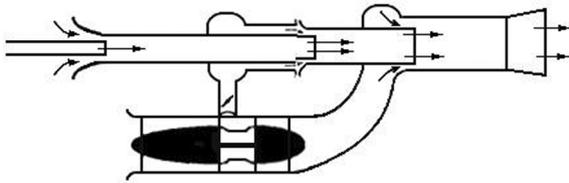


图3 引射系统中的航空发动机布局方案2

Fig. 3 Layout 2 of aero engine in ejector systems

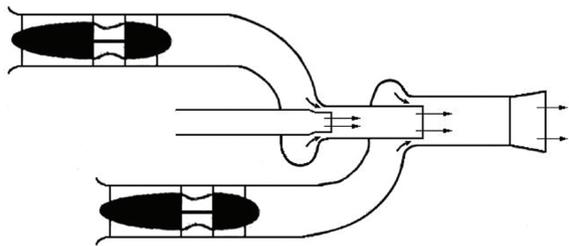


图4 引射系统中的航空发动机布局方案3

Fig. 4 Layout 3 of aero engine in ejector systems

## 4 计算分析

本节介绍了应用在某领域内的超声速引射系统的参数要求,并以此计算了对航空发动机的性能要求。计算的方法为理论计算结合工程估算,

在计算中做了如下假设:

- 1) 壁面为绝热壁面;
- 2) 壁面为光滑壁面,无摩擦;
- 3) 气流在引射器混合室中形成混合完全的气流;
- 4) 气体为理想气体;
- 5) 气流的流动为一维流动。

常见的引射器设计方法有等面积引射器和等压引射器<sup>[27-28]</sup>。其中等面积引射器技术较为成熟,计算过程简单,应用最为广泛。而等压引射器的引射效率要高于等面积引射器,但不适合被引射气流参数变化较大的工况。在接下来的计算中,如无特殊说明,均采用等面积引射器的计算方法,具体可参见文献[1],而有关高温燃气的理论与工程计算方法可参见文献[29]。

一般来说,超声速引射系统的设计输入为上游系统的排气参数。表1给出了某领域内与超声速引射系统对接的上游系统的排气参数,其中 $P_0$ 、 $T_0$ 、 $\gamma$ 、 $\mu$ 、 $\dot{m}$ 依次为气流的总压、总温、比热比、分子量、质量流量。

表1 上游排气参数

Tab. 1 Parameters of exhaust gas

参数	数值
$P_0/\text{Pa}$	4 400
$T_0/\text{K}$	700
$\gamma$	1.51
$\mu/(\text{g/mol})$	9
$\dot{m}/(\text{kg/s})$	0.45

### 4.1 方案1

方案1是在气流通道内布置一台发动机,利用发动机直接将上游尾气抽走。

在计算分析中,为了降低对发动机增压比的要求,在发动机或压缩机上游布置一级超声速引射器(如图2(b)所示),引射器采用环境空气为引射气源,即引射气体总压为 $1.01 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。尾气经过发动机或者压缩机后的压力要求比环境压力高5%。

表2给出了不同引射系数时的主要计算结果,表中的参数依次为引射系数、尾气和空气混合后的总流量、混合气流的总压,以及所需的发动机或压缩机的压比和功率。从表中数据可以发现,当发动机上游布置一级引射压力为环境大气压的引射器时,引射器的作用反而会增加发动机的负

担,原因是随着引射系数的减小(即引射流量增加),混合气流的总压虽然在增加,但是混合气流的总流量增加得更快,因此所需发动机或压缩机的功率也不断上升。

表 2 方案 1 主要参数计算结果

Tab. 2 Main calculation parameters of layout 1

引射系数	总流量/ ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	总压/kPa	压比	功率/kW
0.005	90.45	0.311	3.42	10 860
0.010	45.45	0.279	3.81	6 200
0.020	22.95	0.237	4.50	3 800
0.040	11.70	0.188	5.65	2 520
0.060	7.95	0.158	6.72	2 080

表 3 列出了几种典型的航空发动机的参数,图 5 则给出了引射器流量与压比曲线以及表 3 中各发动机的状态点。从中可以看出,表中给出的几种典型的航空发动机的性能参数点均在引射器流量与压比曲线之下。这说明,如果将航空发动机直接布置在气流通道内,单独使用这几种航空发动机均不能满足要求。但是如果采用两台 R35-300 发动机,就能既满足流量的要求,也满足压比的要求。

表 3 几种典型航空发动机的性能参数

Tab. 3 Performance of typical aero engines

型号	流量/ $(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	压比
R29-300	110	3.26
R35-300	110	3.63
AL-31F	112	3.26
D-30F6	150	2.85

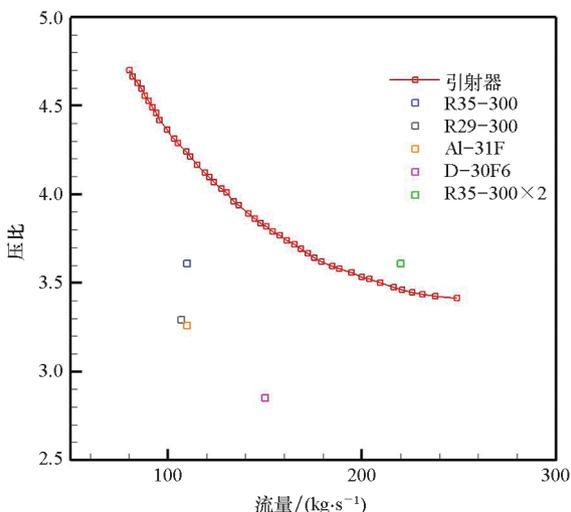


图 5 流量与压比曲线

Fig. 5 Variation of pressure ratio with mass flow

## 4.2 方案 2

方案 2 是将航空发动机作为引射器的气源使用,其中发动机高压涡轮之后压力较高的部分气流作为一级引射器的气源,发动机的排气作为二级引射器的气源。在本节的计算中,将以 RD-33 发动机为例。

RD-33 发动机空气流量为  $77 \text{ kg/s}^{[30]}$ , 排气压强  $2.35 \times 10^5 \text{ Pa}$ , 排气温度为  $800 \text{ K}$ 。气流高压涡轮之后的压强最高可达  $21 \times 10^5 \text{ Pa}$ , 温度为  $650 \text{ K}$ 。

对方案 2 的讨论可以转化为在已知引射气体的压强、温度等参数以及一级、二级引射器总引射流量的情况下,如何选择其他引射参数以及一级、二级引射流量分配的问题。

第一级引射气体为 RD-33 发动机高压涡轮之后抽取的部分气体,压强为  $16.28 \times 10^5 \text{ Pa}$ , 温度为  $650 \text{ K}$ 。第二级引射气体为 RD-33 发动机的排气,压强为  $2.35 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。一级和二级的流量为  $77 \text{ kg/s}$ , 其中一级为  $7 \sim 11 \text{ kg/s}$ , 二级为  $66 \sim 70 \text{ kg/s}$ 。计算采用等面积引射器设计计算方法。

图 6 给出了当二级引射马赫数 ( $Ma_2$ ) 为 2.0 时,引射器出口总压在不同的一级引射马赫数 ( $Ma_1$ ) 及引射流量下的变化曲线。图中结果表明两个变化规律:一是在同样的一级引射流量下,随着  $Ma_1$  的增加,引射器出口总压反而下降;二是当  $Ma_1$  较小时(小于 4.7),随着一级引射流量的增加,引射器出口总压不断上升,而当  $Ma_1$  较大时(大于等于 4.7),随着一级引射流量的增加,引射器出口总压不断下降。

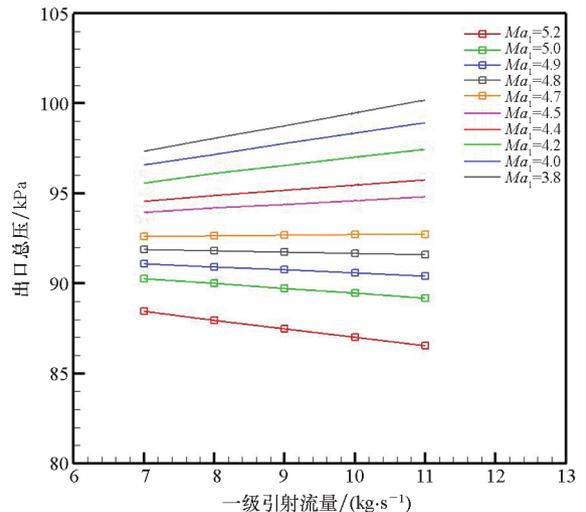


图 6 不同  $Ma_1$  时出口总压变化曲线 ( $Ma_2 = 2.0$ )

Fig. 6 Curves of total pressure versus mass flow of the first stage ( $Ma_2 = 2.0$ )

根据引射器设计理论,引射气流和被引射气流在混合室出口处将形成一股混合均匀的超声速气流,随后经过一道正激波变为亚声速气流。一级引射气体总压、流量都确定的情况下,增大  $Ma_1$  会增大引射气流的动能,从而增加一级出口处超声速混合气流的总压。但同时如图 7 和图 8 所示,当一级和二级引射流量分别确定的情况下,一级出口处和二级出口处的混合气流的速度系数随着  $Ma_1$  的增大而增大。速度系数的增大则意味着由超声速气流变为亚声速气流的激波损失更大。二者因素导致引射器出口总压随着  $Ma_1$  的增大而减小。

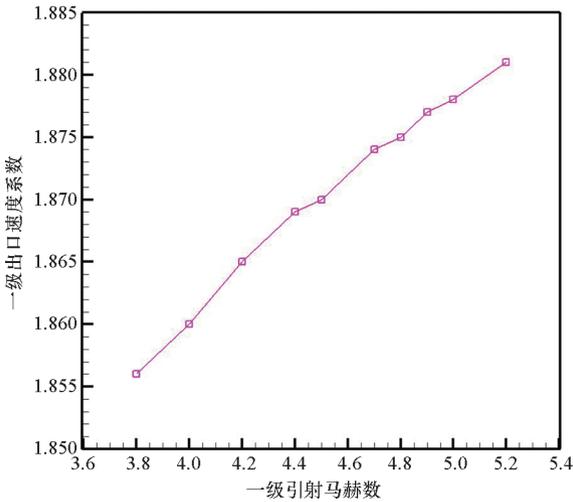


图 7 不同  $Ma_1$  时  $\lambda_1$  变化曲线( $Ma_2 = 2.0$ )

Fig. 7 Curve of  $\lambda_1$  versus  $Ma_1$  ( $Ma_2 = 2.0$ )

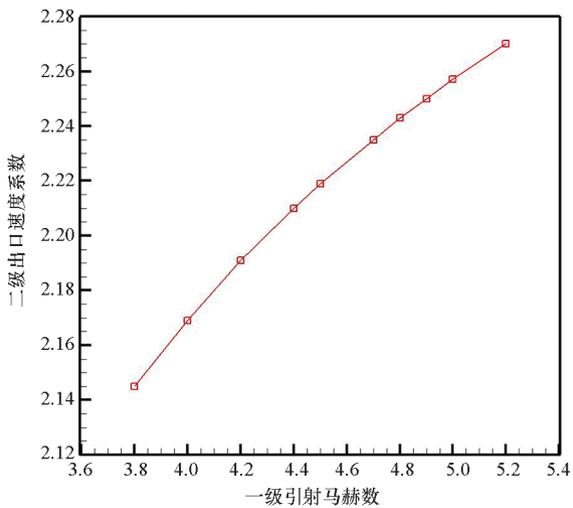


图 8 不同  $Ma_1$  时  $\lambda_2$  变化曲线( $Ma_2 = 2.0$ )

Fig. 8 Curve of  $\lambda_2$  versus  $Ma_1$  ( $Ma_2 = 2.0$ )

表 4 和表 5 分别给出了  $Ma_1$  为 4.9 和 4.2 时的引射器中间计算参数。其中  $\bar{P}_{01}$  为以不同的一级引射流量得到的一级出口超声速混合气流总压为与一级引射流量为 7 kg/s 时的一级出口超声

速混合气流总压之比。通过对比表 4 和表 5 中的数据可以发现,当  $Ma_1$  较高时 ( $Ma_1 = 4.9$ ),随着一级引射流量的增加,一级出口超声速混合气流总压增长较为缓慢;而当  $Ma_1$  较低时 ( $Ma_1 = 4.2$ ),随着一级引射流量的增加,一级出口超声速混合气流总压增长则较为迅速。 $Ma_1 = 4.2$  时各一级引射流量状态点下的  $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$  均小于  $Ma_1 = 4.9$  时的  $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$ ,这表明较低的一级引射马赫数的激波损失更低。综合上述因素,可以解释当  $Ma_1$  较高时,随着一级引射流量的增加,引射器出口总压不断下降,而当  $Ma_1$  较低时,随着一级引射流量的增加,引射器出口总压在不断上升。

表 4  $Ma_1 = 4.9$  时中间计算参数  
Tab. 4 Procedure parameters ( $Ma_1 = 4.9$ )

一级流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	$\bar{P}_{01}$	$\lambda_1$	$\lambda_2$
7	1.000	2.257	1.830
8	1.002	2.253	1.854
9	1.014	2.250	1.877
10	1.032	2.248	1.900
11	1.053	2.246	1.922

表 5  $Ma_1 = 4.2$  时中间计算参数  
Tab. 5 Procedure parameters ( $Ma_1 = 4.2$ )

一级流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	$\bar{P}_{01}$	$\lambda_1$	$\lambda_2$
7	1.000	2.199	1.821
8	1.032	2.194	1.843
9	1.070	2.191	1.865
10	1.111	2.188	1.887
11	1.154	2.185	1.908

图 9 给出了在一级引射流量为 9 kg/s 时,  $Ma_2$  分别为 1.5、2.0、2.5 时的出口总压变化曲线。图中结果表明,随着  $Ma_1$  和  $Ma_2$  的增加,出口总压不断下降。原因与之前的分析类似。注意到,当  $Ma_2 = 1.5$  且  $Ma_1 \leq 4.4$  时,出口气压高于 102 kPa,尾气可以顺利排放至大气。但此时由于  $Ma_2$  较低,引射气流在喷嘴出口处的静压较高,与当地的被引射气流的静压之比超过 2,这会产生明显的气动喉道现象,引射气流与被引射气流相互作用,容易导致引射器不能正常工作。当  $Ma_2 = 2.5$  时,引射器出口气压普遍低于 85 kPa,尾气不能排放至大气。当  $Ma_2 = 2.0$  时,引射气流与被引射气流的静压比接近 1,但此时出口气压略低于环境大气压,尾气是不能排放至大气的。

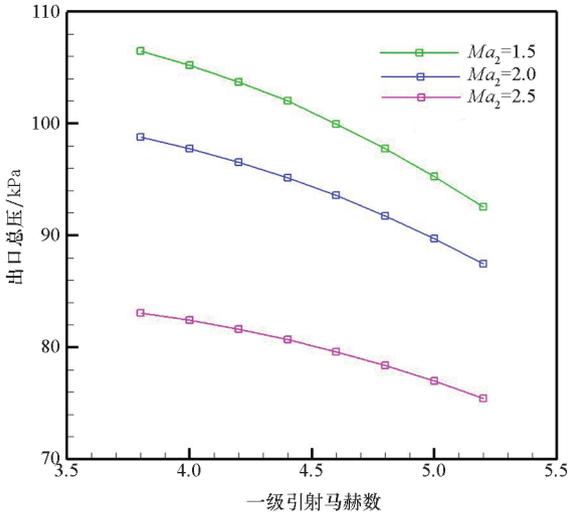


图 9 不同  $Ma_2$  时出口总压变化曲线

Fig. 9 Curves of total pressure with  $Ma_2$

但是上述计算结果是基于等面积混合的假设得到的,如果采用等压混合假设,可以进一步提高引射效率,相信可以在  $Ma_2 = 2.0$  时得到高于标准大气压的引射器出口压力。

另一种提高引射器出口气流压力的方法是进一步增加第二级引射气体的温度,例如在发动机排气中喷注燃料(如酒精),使其在排气中燃烧,由此得到的燃气作为第二级引射器的引射气体。适当控制空燃比,可以得到温度为 1 100 K 的燃气。当第二级引射气体的温度为 1 100 K 时,引射器出口总压变化如图 10 所示。图中的计算结果仍是基于等面积混合的假设得到的。图中结果表明:将二级引射气体温度提高到 1 100 K 后,当  $Ma_1 \leq 4.4$  时,普遍可以得到高于 100 kPa 的引射器出口气压。但需要说明的是,由于需要引射气

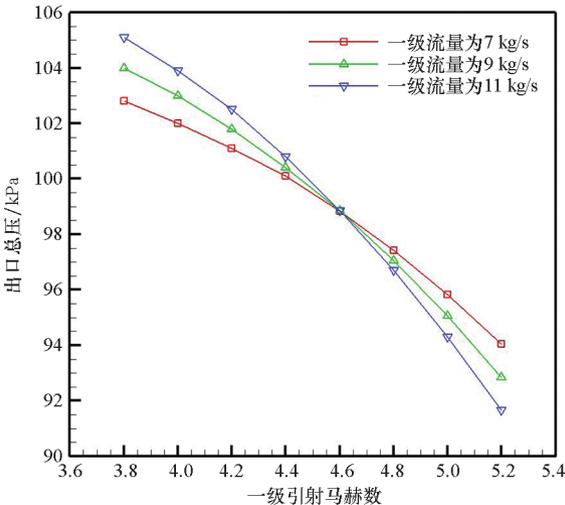


图 10  $T_{02} = 1\ 100\ K$  时出口总压变化曲线 ( $Ma_2 = 2.0$ )

Fig. 10 Curves of total pressure

( $Ma_2 = 2.0, T_{02} = 1\ 100\ K$ )

流和被引射气流的静压不过于悬殊,  $Ma_1$  的选择也不宜过大或过小。

### 4.3 方案 3

方案 3 也是将航空发动机作为引射器的气源,与方案 2 的不同之处是方案 3 中两级引射器的引射气体均来自发动机的排气,而不像方案 2 中部分引射气体为发动机高压涡轮之后的高压气体。在本节的计算中,仍以 RD-33 发动机为例。

相比于发动机高压涡轮之后的气体,发动机的排气一般温度会有所增加,而压力则会大幅降低。针对表 1 给出的排气参数,如果不对发动机排气做任何处理,而只采用一台发动机的排气作为两级引射器的气源,这种方案很难实现。增加发动机的台数,可以增加排气流量,降低方案的难度,但是会增加真实系统的规模 and 成本。

考虑到发动机排气的温度只有几百 K,而燃气发生器产生的高温燃气的温度一般可超过 1 000 K。因此在本节的计算中,将尝试这样一种方案,即采用一台发动机的排气作为两级引射器的气源,为了提高引射效率,在排气中喷注燃料燃烧,同时喷注水蒸气,提高排气温度和流量。在此情况下,得到的燃气参数,即一级、二级引射气体的总压均为  $2.94 \times 10^5\ Pa$ ,总温均为 1 300 K,一级和二级总的引射流量为 102 kg/s。

图 11 给出了  $Ma_2 = 2.0$  时引射器出口总压的变化曲线。图中结果表明,减小一级引射流量可以提高引射器出口总压,同时降低  $Ma_1$  也可以提高引射器出口总压。

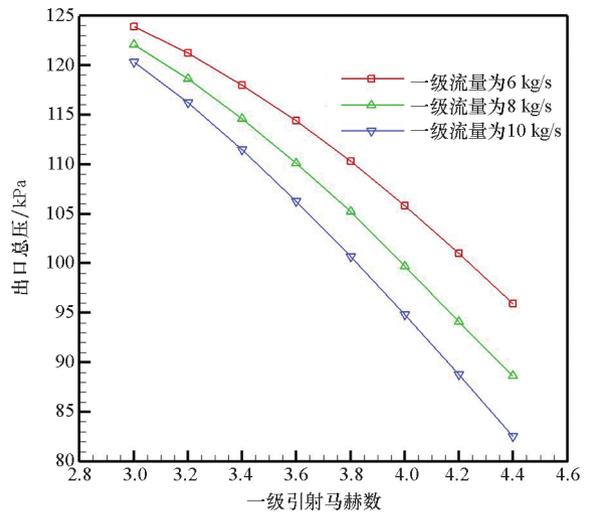


图 11 方案 3 出口总压变化曲线 ( $Ma_2 = 2.0$ )

Fig. 11 Curves of total pressure in layout 3 ( $Ma_2 = 2.0$ )

图 12 则给出了一级引射流量为 8 kg/s 时,不同  $Ma_2$  的引射器出口总压变化曲线。图中结果

表明降低  $Ma_2$  可以进一步提高引射器出口总压。但  $Ma_1$  和  $Ma_2$  的选择仍然应有一定范围,避免引射气流和被引射气流静压相差过大导致引射器不能正常工作的现象发生。

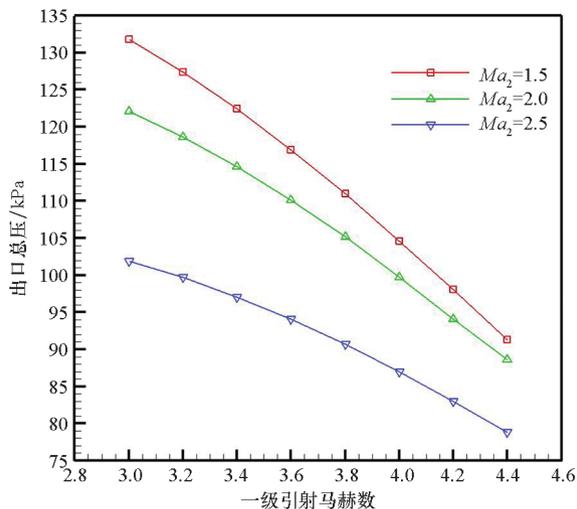


图12 方案3 出口总压变化曲线(一级引射流量 8 kg/s)

Fig. 12 Curves of total pressure in layout 3

(mass flow rate of the first stage is 8 kg/s)

图11和图12给出的计算结果表明,在发动机中添加燃料燃烧并喷注一定量的水蒸气,经过合理选择两级引射器设计参数,使用一台RD-33发动机分别向两级引射器提供引射气体,可以得到高于标准大气压的引射器出口压力,尾气可以顺利排放至大气。

#### 4.4 上游气压更低的工况

在上述计算中,上游气压均为  $0.044 \times 10^5$  Pa,在本节中讨论上游气压更低的工况。

假设上游气流的气压降为  $0.0293 \times 10^5$  Pa,其余参数保持不变。本节的计算将采用航空发动机为两级引射器提供引射气体的方案,仍以RD-33发动机为例。

首先考虑使用一台发动机分别为两级引射器提供引射气体,第一级引射气体为发动机高压涡轮之后的高压气体,第二级引射气体为发动机的排气。一级引射气体流量为 9 kg/s,气压为  $16.28 \times 10^5$  Pa,温度为 650 K。发动机尾气在进入第二级引射器之前,先向其喷注燃料燃烧,并喷入水蒸气。第二级引射气体总流量为 84 kg/s,气压为  $2.35 \times 10^5$  Pa,温度为 1300 K。

图13给出了在此参数下不同一级和二级引射马赫数下的引射器出口气压变化曲线。图中结果表明,采用单台发动机时大部分计算工况得到的引射器出口气压均低于环境大气压。只有在低

$Ma_1$  和低  $Ma_2$  的个别工况下,引射器出口气压高于 100 kPa,但此时两级引射器的引射气流静压与当地的被引射气流静压相差较大,会对引射器的正常运行带来不利影响。

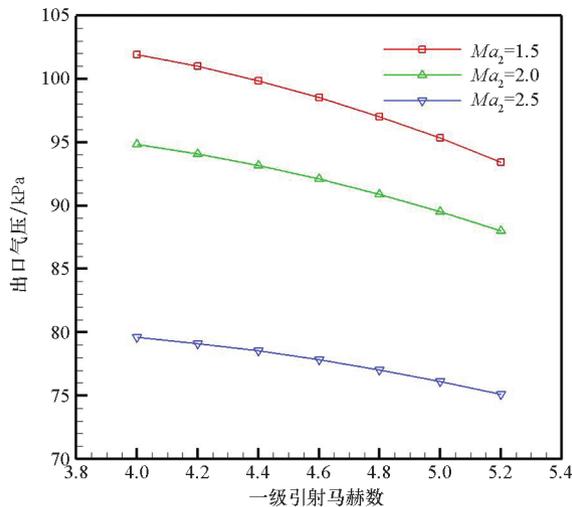


图13 上游气压更低时单台发动机得到的出口气压

Fig. 13 Pressure of outlet with single aero engine and

lower upstream pressure

如果将引射器的设计计算改为等压混合的假设,并适当增加引射气体的压力,相信可以获得高于标准大气压的引射器出口压力。

下面再来考虑另外一种方案,即使用两台RD-33发动机分别向第一级引射器和第二级引射器提供引射气体。其中,第一级引射气体为第一台发动机高压涡轮之后抽取的高压气体,流量约为 9 kg/s,气压为  $16.28 \times 10^5$  Pa,温度为 650 K。第二级引射气体为第二台发动机的排气,并且向排气中喷注燃料和水蒸气,流量为 102 kg/s,气压为  $2.94 \times 10^5$  Pa,温度为 1300 K。

图14给出了在此参数下不同一级和二级引射马赫数下的引射器出口气压变化曲线。图中结果表明,采用两台发动机时大部分计算工况得到的引射器出口气压均高于环境大气压。由此表明,第二级引射气体采用单独的一台RD-33发动机的排气,经过合理选择两级引射器的设计参数,可以将系统排气顺利排放至环境大气。

## 5 结论

本文对航空发动机在超声速引射系统的应用布局方式进行了计算分析,可以得到以下结论:

1) 航空发动机在超声速引射系统中的应用在理论上具有可行性。

2) 当上游气压为  $0.044 \times 10^5$  Pa 时,采用基

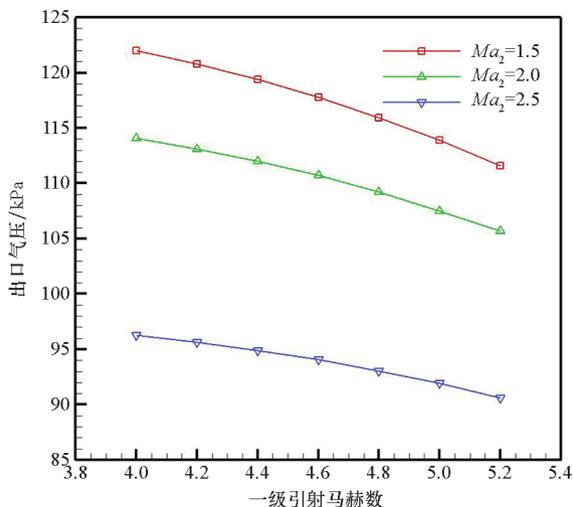


图 14 上游气压更低时两台发动机得到的出口气压

Fig. 14 Pressure of outlet with two aero engines and lower upstream pressure

于方案 1 的两台 R35 - 300 发动机可以满足要求。

3) 当上游气压为  $0.044 \times 10^5$  Pa 时, 采用基于方案 2 的一台 RD - 33 发动机, 并在发动机排气中喷注燃料和水蒸气, 可以得到高于标准大气压力的排气压力。

4) 当上游气压降为  $0.0293 \times 10^5$  Pa 时, 采用两台 RD - 33 发动机, 并在发动机排气中喷注燃料和水蒸气, 可以得到高于标准大气压力的排气压力。

## 参考文献 (References)

[1] 廖达雄. 气体引射器原理及设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.  
LIAO D X. The principle and design of gas ejector[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018. (in Chinese)

[2] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.  
LI L G, ZHANG J Z. Aeronautic ejector/mixer[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

[3] 钟战. 燃气发生器点火与燃烧性能研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.  
ZHONG Z. Research on the ignition and combustion performance of gas generator[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

[4] 刘朋, 张平, 周源泉. 某燃气发生器壳体的结构可靠性分析与评估[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 411 - 414.  
LIU P, ZHANG P, ZHOU Y Q. Structural reliability analysis and assessment of gas generator case[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 411 - 414. (in Chinese)

[5] 苗森, 王文杰. 某燃气发生器地面台架试车性能分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 41 - 44.  
MIAO M, WANG W J. Performance analysis for a gas generator test-run[J]. Journal of Aerospace Power, 2006,

21(1): 41 - 44. (in Chinese)

[6] 聂万胜, 庄逢辰. 喷雾特性对液体火箭发动机燃烧稳定性的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(3): 56 - 59.  
NIE W S, ZHUANG F C. Effect of spray characteristic on the liquid rocket combustion stability[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3): 56 - 59. (in Chinese)

[7] MAH C. The operational limits of a gas generator[C]//Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.

[8] 闫璞, 王敏庆, 盛美萍. 燃烧腔不稳定燃烧的有限元数值分析[J]. 噪声与振动控制, 2005, 25(5): 21 - 23, 28.  
YAN P, WANG M Q, SHENG M P. FEM numerical analysis for instability combustion in a firebox[J]. Noise and Vibration Control, 2005, 25(5): 21 - 23, 28. (in Chinese)

[9] NGUYEN H. Flow/thermal analysis of X-34 orbital stage gas generator design[C]//Proceedings of the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.

[10] FOURNET A, LONCHARD J M, THOMAS J L. Technology demonstration for low cost gas generator[C]//Proceedings of 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.

[11] 赵芳, 任泽斌. 燃气发生器应用综述[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 1 - 8.  
ZHAO F, REN Z B. Overview of application of combustion-gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(3): 1 - 8. (in Chinese)

[12] 褚卫华, 谢明伟. 燃气发生器供气多级调压控制策略与实现方法[J]. 火箭推进, 2021, 47(3): 60 - 66.  
CHU W H, XIE M W. Control strategy and implement method of multi-stage pressure regulation for gas supply of gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(3): 60 - 66. (in Chinese)

[13] 任玉亮, 高钦和, 田红宁. 流量可调燃气发生器在导弹起竖装置上的应用研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 249 - 257.  
REN Y L, GAO Q H, TIAN H N. Application of flow adjustable gas generator on missile erection device[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 249 - 257. (in Chinese)

[14] 赵芳, 任泽斌, 李先锋, 等. 空气/酒精单喷嘴燃气发生器试验研究[J]. 实验流体力学, 2020, 34(1): 72 - 78.  
ZHAO F, REN Z B, LI X F, et al. Experimental study of air/ethanol mono-injector gas generator[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2020, 34(1): 72 - 78. (in Chinese)

[15] 付文娟, 曾庆轩, 李明愉. 一种燃气发生器的变推力设计与仿真[J]. 火箭推进, 2019, 45(6): 38 - 44.  
FU W J, ZENG Q X, LI M Y. Variable thrust design and simulation of a gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(6): 38 - 44. (in Chinese)

[16] 童晓艳, 蔡国飙, 尘军, 等. 燃气发生器身部多学科设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(10): 1250 - 1254.  
TONG X Y, CAI G B, CHEN J, et al. Multidisciplinary design optimization of gas-generator body[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1250 - 1254. (in Chinese)

[17] 陈建华, 李龙飞, 周立新, 等. 液氧/煤油补燃火箭发动机整流栅应用研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(2): 1 - 6.  
CHEN J H, LI L F, ZHOU L X, et al. Application of the

- perforated distribution plate in the LOX/kerosene staged combustion rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2007, 33(2): 1-6. (in Chinese)
- [18] 肖锋. 过氧化氢自燃点火器的试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.  
XIAO F. Experimental investigation of an auto-ignition igniter with hydrogen peroxide[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [19] 冯军红. 高焓高压空气加热器数值仿真与试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2011.  
FENG J H. Numerical simulation and experimental research on high enthalpy and pressure air heater[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [20] 赵芳. 低总温直连式空气加热器数值仿真与试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.  
ZHAO F. Numerical simulation and experimental research on direct-connected air heater of low total temperature[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [21] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.  
ZHANG J, HONG J, CHENG. Modern aviation engine technology and development[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [22] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第16册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
General Editorial Board of the Design Manual of Aircraft Engine. Design manual of aircraft engine: volumn 16[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [23] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.  
LIN Z M. The current development and future trends of fighter engines[J]. *Aeroengine*, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [24] 盖伊·诺里斯. 欧洲合力打造新“心脏”目标直指“远景2020”排放标准[J]. 国际航空, 2008(9): 67-69.  
NORRIS G. Vision 2020 emissions goals provide focus for new air project[J]. *International Aviation*, 2008(9): 67-69. (in Chinese)
- [25] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.  
FANG C D. The world aircraft engines handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [26] 赵斌, 李绍斌, 周盛, 等. 航空发动机空气系统气源引气的研究进展[J]. 航空工程进展, 2012, 3(4): 476-485.  
ZHAO B, LI S B, ZHOU S, et al. Research progress on the aircraft engine air system bleeding[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2012, 3(4): 476-485. (in Chinese)
- [27] 任泽斌, 廖达雄, 张国彪. 2 m×2 m 超声速风洞引射器气动设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2288-2293.  
REN Z B, LIAO D X, ZHANG G B. Aerodynamic design of the ejector of 2 m × 2 m supersonic wind tunnel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(10): 2288-2293. (in Chinese)
- [28] 廖达雄, 任泽斌, 余永生, 等. 等压混合引射器设计与实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2006, 18(5): 728-732.  
LIAO D X, REN Z B, YU Y S, et al. Design and experiment of constant-pressure mixing ejector[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2006, 18(5): 728-732. (in Chinese)
- [29] 王海锋, 徐大川, 赵芳, 等. 基于高温燃气引射的引射器设计与实验研究[J]. 实验流体力学, 2020, 34(5): 50-56.  
WANG H F, XU D C, ZHAO F, et al. Design and experimental investigation of ejector based on high temperature gas ejection[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2020, 34(5): 50-56. (in Chinese)
- [30] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.  
LIN Z M. World aeroengine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)