

$$\frac{L}{\sqrt{4a_1\tau^*}} = 2$$

由上式可算出 $\tau_{(2)}^* = 2.68$ 秒, $\tau_{(3)}^* = 0.52$ 秒。在前面的计算实例中已经利用了这个结果。

参 考 文 献

- (1) 7181实验发动机试车报告, 哈尔滨船舶工程学院二〇二教研室
- (2) 7181实验发动机喷管沉积问题总结, 哈尔滨船舶工程学院二〇二教研室
- (3) 固体火箭发动机设计基础, 第二一〇研究所, 1982年
- (4) 张唯: 固体火箭发动机喷管喉部沉积问题的探讨, 《船工科技》, 1979年第二期
- (5) Goodman T.R., Application of integral methods to transient nonlinear heat transfer, *Advan. heat transfer*, 1:55-122(1964)
- (6) Özisik M.N., Heat conduction, (1980)
- (7) Eckert E.R.G., Analysis of heat and mass transfer, (1972)
- (8) Williams F.A., etc, Fundamental aspects of solid propellant rockets, (1969)

超额定工作进气道的 试验研究及其在加速式固冲组合 发动机上应用的初步分析

顾炎武 赵克云 沈 莹 李淑媛

摘 要

三个超额定程度不同的进气道内流性能风洞试验结果表明进气道在超额定工况下, 临界、超临界时能稳定工作, 且其临界总压恢复系数并不会由于超额定工作而急剧下降。采用不同超额定程度进气道的加速式固冲组合发动机和地空导弹弹道性能计算表明, 采用这种进气道能提高发动机性能和弹道性能。文中最后还指出了在超额定进气道设计中应注意的问题。

符 号 表

M	马赫数	$\overline{R}_y$	沿弹道Ⅰ级发动机的平均额定推力 (公斤)
M_p	进气道封口 M 数	V_m	弹道终点速度 (米/秒)
σ_K	进气道临界总压恢复系数	$\overline{I}$	沿弹道Ⅱ级发动机的平均比冲 (秒)
σ_{max}	进气道最大总压恢复系数	I_0	沿弹道Ⅰ级发动机总冲 (吨秒)
φ_H	进气道流量系数	L_m	弹道斜距 (公里)
C_{xf}	进气道附加阻力系数	H_m	弹道终点高度 (公里)
R_y	发动机额定推力 (公斤)		

一、引 言

由于地空导弹用冲压型发动机工作 M 数范围较大, 又需增加接力点附近发动机的推力, 以改善导弹的加速性, 尤其是高近弹道, 对增加空气流量的要求更为突出, 于是就提出了采用超额定工作进气道的问题。

国内超额定工作进气道方面的研究工作, 曾进行过模型风洞试验^[1]。但关于这种进气道的特性, 只是做了些初步探讨。

国外关于这种进气道的应用问题, 从现在资料来看也是在六十年代才提出的。到目前为止, 除了零星的试验结果外, 尚无公开发表的专著。

为了对超额定工作进气道及其应用作深入一步的研究, 进行了这种进气道的风洞试验和分析研究工作, 并以固冲组合发动机为例, 计算了采用超额定程度不同进气道的冲压型发动

机性能及以此为动力装置的地空导弹弹道性能。试验和计算结果表明，这种进气道可以稳定工作，并能提高发动机性能和导弹弹道性能；此外，作为旁侧进气道使用时还能减小进气道对全弹的气动干扰。为这种进气道的使用提供了依据。

二、超额定工作进气道的风洞试验

1. 进气道的主要设计参数

设计了三台进气道作为研究对象：Ⅰ*进气道唇口内角为0°，喉道长度为其高度的2.4倍。Ⅱ*、Ⅲ*进气道与Ⅰ*仅仅是封口马赫数不同，其中Ⅰ*为全程超额定工作进气道，Ⅱ*、Ⅲ*为部分超额定工作进气道。

三台试验进气道的主要气动设计参数见表1。主要几何尺寸见图1。

表1 三台试验进气道的主要气动设计参数

模 型	半 锥 角	封 口 M 数	喉道相对面积	起 起 M 数	唇 口 内 角
Ⅰ*	20°	1.75	0.746	1.9	0°
Ⅱ*	20°	2.0	0.746	1.6	0°
Ⅲ*	20°	2.2	0.746	—	0°

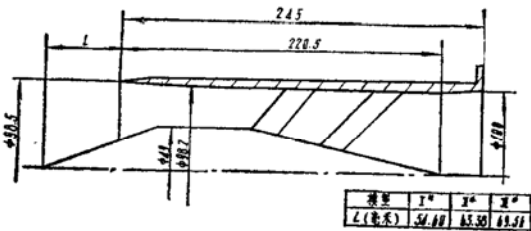


图1 三台试验进气道的主要几何尺寸

2. 试验设备

试验是在气动中心FL-21风洞中进行的，试验段横截面积为0.6×0.6米²。整个试验器由进气道模型、出口总压测量段、流量测量段和节流尾锥四部分组成。试验中用纹影仪来观察进气道进口附近的波系。

3. 试验情况和结果

试验状态：M数为1.793、2.037、2.292、2.557；攻角侧滑角均为0°。

Ⅰ*、Ⅱ*、Ⅲ*模型零攻角下的临界总压恢复系数 σ_K 和流量系数 φ_H 见表2。临界总压恢复系数随M数的变化曲线见图2。

表 2 三台进气道模型零攻角下的试验结果

来流 M 数	模 型 性 能	I *			II *			III *		
		σ_k	σ_{max}	φ_H	σ_k	σ_{max}	φ_H	σ_k	σ_{max}	φ_H
1.793		0.878	0.886	0.94	0.883	0.925	0.95	0.881	0.908	0.92
2.037		0.812	0.820	1.0	0.814	0.819	1.0	0.802	0.818	0.96
2.292		0.690	0.712	1.0	0.680	0.705	1.0	0.677	0.707	1.0
2.557		0.568	0.585	1.0	0.568	0.575	1.0	0.566	0.579	1.0

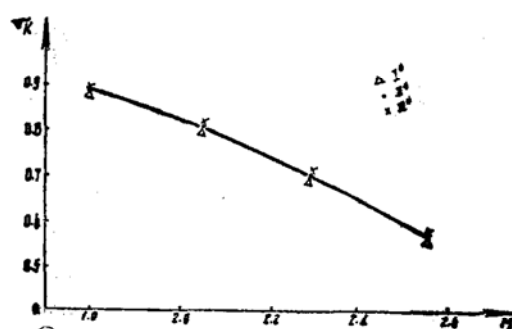


图 2 临界总压恢复系数随M数变化曲线

4. 试验结果分析:

(1) 进气道在超额定工况下, 临界和超临界时能稳定工作。进气道在超额定工况下, 临界和超临界时有二个可能引起喘震的不稳定因素。一是对于外压式进气道和喉道离唇口较近的混合式进气道来说, 外压缩面形成的冲波可能与结尾正冲波相交, 冲波后交点两边气流由于能量不同在进气道内形成涡流层; 另一个是当喉道离唇口较远, 临界、超临界时外压缩面冲波虽不会与结尾正冲波相交, 但外压缩面冲波射入口内与外壳内壁面附面层干扰、反射波与中心体表面附面层干扰, 引起附面层分离。

这次试验的三台进气道, 喉道截面离唇口较远, 但临界、超临界时存在冲波与附面层干扰引起的不稳定因素。然而纹影仪观察表明, 三台进气道超额定工作时, 在临界、超临界工况下, 头部波系稳定, 测量数据正常, 这说明进气道工作是稳定的。

三台进气道的试验数据表明, 在超额定工况下, 每台都有一定的亚临界稳定区。在试验过程中, 当节流尾锥从临界点前移时, 可以清晰地看到结尾正冲波被推出口外, 稳定在某一位置(见图 3 纹影照片)。在亚临界时, 锥形冲波与正冲波是相交的, 涡流层进入进气道。但也有一段稳定区域。参考文献〔1〕、〔2〕中的外压式进气道试验结果也表明, 超额定工况下, 临界时正冲波在唇口附近, 锥形冲波与结尾正冲波相交, 产生涡流层, 但能稳定工作。这说明涡流层进入进气道也并不一定会使进气道喘震。

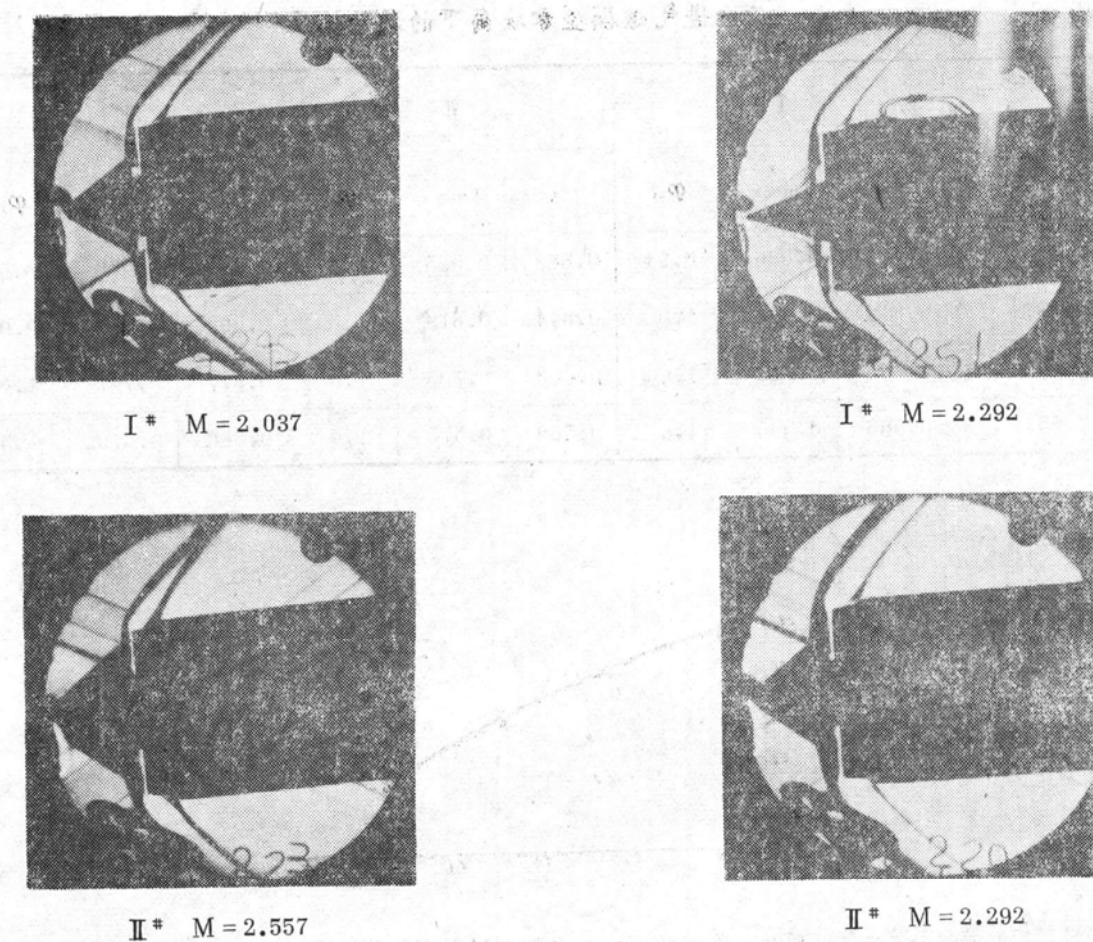


图3 I*、II*进气道超额定工作时的稳定亚临界纹影照片

(2) 只要设计恰当, 进气道不会由于超额定工作而使临界总压恢复系数急剧下降。表3列出了不考虑由于超额定工作引起额外总压损失计算得出的三台进气道理论计算性能。它们的理论计算临界总压恢复系数是相同的。从表2和图2可以看出: 虽然在同一 M 数下三台进气道的超额定程度不同, 如名义 M 数为2.0时, I*处于超额定工况, III*为亚额定工况。

表3 三台试验进气道的临界理论计算性能

来 流 M 数	I*		II*		III*	
	σ_k	φ_H	σ_k	φ_H	σ_k	φ_H
1.8			0.862	0.95	0.860	0.90
2.0	0.792	1.0	0.792	1.0	0.791	0.95
2.3	0.657	1.0	0.657	1.0	0.657	1.0
2.5	0.567	1.0	0.567	1.0	0.567	1.0

而来流名义 M 数为2.3时，Ⅰ*超额程度最大，Ⅱ*次之，Ⅲ*超额程度最小。但在各试验 M 数下的三台进气道的临界总压恢复系数基本相同。由此可见：象所试验三台进气道那样有较长等截面喉道、唇口内角较小的混合式进气道，由于超额工作而引起的气流总压损失不会太大。

对外压式进气道来说，虽然唇口附近气流加速减压引起的损失比混合式大，但只要在进口后有一个较长的、与唇口流通截面积相同的等截面积通道，使临界时结尾正冲波后退到不与外压缩面冲波相交处，正冲波前的 M 数不会增加。那么在超额工作时，临界总压恢复系数也不会急剧下降。如参考文献〔2〕中的SD2进气道，超额工况与亚额定工况相比，临界总压恢复系数并没有急剧下降的趋势。

(3) 进气道在超额工作时出口流场畸变增大：在名义来流 M 数为2.0、2.2时，Ⅰ*进气道均为超额工况，而Ⅲ*则分别为亚额定和额定工况。从Ⅰ*、Ⅲ*在此两 M 数下，临界工况时中心锥后一倍进气道出口直径处的总压分布曲线（见图4）可以看出，Ⅰ*的出口流场畸变比Ⅲ*要大得多。在 M 为2.037时，Ⅰ*最大总压畸变为29%，而Ⅲ*仅为10%；在 M 为2.292时Ⅰ*为31%，而Ⅲ*仅为10%。相差二倍左右。

超额工况下，出口流场畸变增大的原因是由于外压缩面冲波射到外壳内壁面、反射波射到中心体表面引起附面层增厚或分离所致。从图4可以看出，靠近外壳壁面和中心体尾部的出口 M 数很低，沿径向 M 数分布呈马鞍形。

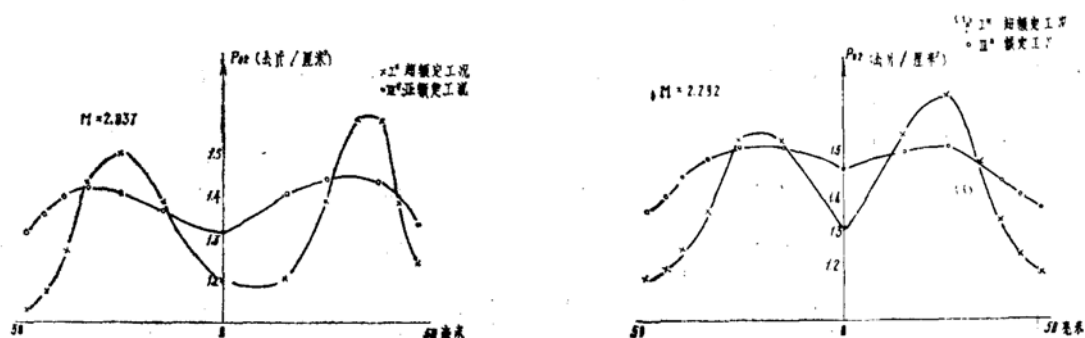


图4 Ⅰ*、Ⅲ*进气道临界工况下出口总压径向分布曲线

三、超额程度不同的进气道对发动机性能和 导弹弹道性能影响的计算和分析

为进一步探讨超额工作进气道的应用，以有四个旁侧进气道的加速式固冲组合发动机为例，计算了某一参考地空导弹采用Ⅰ*、A*、B*三台封口 M 数不同，但起动 M 数相同进气道时的加速式发动机及导弹直径弹道性能。其中Ⅰ*计算用进气道就是风洞试验用的Ⅰ*，为全程超额工作进气道；A*为部分 M 数超额工作进气道；B*为全程亚额定——额定工作进气道。三台计算进气道的气动设计参数见表4

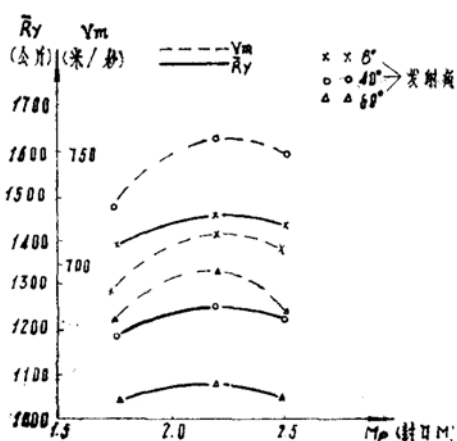
为了便于比较，在发动机性能计算中，三台进气道均采用表5所列的理论计算性能。

表 4 三台发动机性能计算用进气道的气动设计参数

编 号 \ 特征参数	半 锥 角	封 口 M 数	起 动 M 数	唇 口 内 角
I *	20°	1.75	1.9	0°
A *	20°	2.2	1.9	0°
B *	20°	2.5	1.9	0°

表 5 用于发动机性能计算的三台进气道理论性能

编 号 \ M 数	M 数	1.9	2.0	2.2	2.3	2.5
I *	φ_H	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
	σ_k	0.832	0.792	0.703	0.657	0.567
	C_{xf}	0	0	0	0	0
II *	φ_H	0.924	0.95	1.0	1.0	1.0
	σ_k	0.844	0.820	0.759	0.666	0.574
	C_{xf}	0.022	0.014	0	0	0
III *	φ_H	0.854	0.880	0.928	0.975	1.0
	σ_k	0.844	0.821	0.762	0.695	0.659
	C_{xf}	0.042	0.034	0.021	0.007	0

图 5 超额程度不同的进气道对主发动机平均推力 R_y 和弹道末速度 V_m 的影响

在计算中, 固定燃料流量规律不变, 调整 I 级发动机的喷管喉道面积, 使 I 级发动机接力点附近的进气道超临界裕量相同, 来比较沿各条弹道发动机的平均性能和导弹终点 (燃料用完时刻) 的弹道性能。

计算得出, 主发动机沿各条弹道的平均性能和弹道终点参数见表 6。沿三条弹道平均推力 R_y 和终点速度 V_m 随进气道封口 M 数的变化曲线见图 5。

计算结果分析:

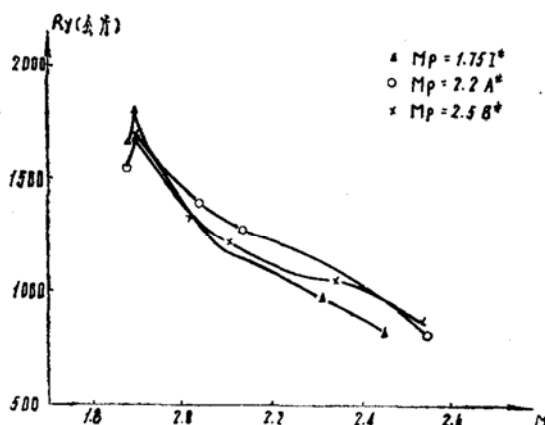
1. 从表 6 和图 5 可以看出, 虽然本例的固冲组合发动机工作 M 数范围并不太宽 (M 1.9

表 6 采用超额程度不同进气道的发动机和弹道性能比较

编 号	发 射 角	发 动 机 性 能			弹 道 终 点 性 能			
		平均推力 R_y (公斤)	平均比冲 I (秒)	Ⅱ级总冲 I_0 (吨·秒)	M数	速 度 V_m (米/秒)	射 程 L_m (公里)	射 高 H_m (公里)
I *	8°	1383	461	34.2	2.08	687	18.1	2.5
	20°	1333	443	33.0	2.32	730	18.4	6.3
	40°	1185	391	29.3	2.46	725	18.2	11.7
	60°	1035	338	25.6	2.28	673	17.7	15.3
A *	8°	1452	484	35.9	2.16	712	18.5	2.6
	20°	1407	468	34.8	2.42	762	18.7	6.4
	40°	1242	411	30.7	2.56	755	18.5	11.9
	60°	1074	352	26.6	2.35	695	17.9	15.5
B *	8°	1434	478	35.5	2.14	706	18.4	2.6
	20°	1386	462	34.3	2.40	757	18.6	6.4
	40°	1220	404	30.2	2.54	748	18.3	11.8
	60°	1040	341	25.7	2.30	679	17.6	15.3

~2.4左右),但在发动机的最大、最小工作M数之间,存在着一个最佳的进气道封口马赫数(即超额工作M数范围)可使发动机和地空弹道性能得到最大的改善。

从沿发射角为40°的弹道超额程度不同进气道的发动机推力随M数的变化曲线(图6)可以看出,虽然封口M数小的进气道由于在接力点附近流量系数大,因而推力也大,但随M数的增加推力下降也快。如封口M数为1.75的进气道M=1.92附近推力就开始比封口M数为2.2的进气道小了。而且M数越大,相差也越大。因此沿弹道发动机的平均性能和弹道终点参数都比较低。采用封口M数为2.5进气道的发动机,从接力点开始推力就比封口马赫数为2.2的低,直到M数为2.5以后才大于后者。因此沿着整条弹道发动机的平均推力也比封口M数为2.2的低,当然弹道终点性能也就低。因此在发动机的最大、最小工作M数之间,存在着一个最佳的进气道封口M数(即超额工作M数范围),可使发动机和地空弹道性能得到最大的改善。

图 6 沿发射角为40°的弹道超额程度不同进气道的发动机推力 R_y 随 M 数变化曲线

2. 由表 7 可以看出, 当超额定工作进气道的封口 M 数为 2.2 时 (A^* 进气道) 与全程亚额定——额定工作, 封口马赫数为 2.5 的进气道 (B^* 进气道) 相比, 沿各特征弹道发动机性能和弹道终点性能都有提高。但沿高近弹道 (60° 发射角) 较为明显, 其平均推力要大 3.3%, 弹道终点速度提高 2.3%, 比沿高远 (40° 发射角) 和低远 (8° 发射角) 的性能改善要大得多。这表明采用超额定进气道对改善高近界附近的发动机和弹道性能更为突出。

表 7 采用 A^* 进气道比采用 B^* 进气道使发动机性能和弹道性能提高的比例

性能百分比 发射角	沿弹道发动机平均参数			弹道终点参数	
	$\frac{\Delta \bar{R}_y}{\bar{R}_y}$	$\frac{\Delta \bar{I}}{\bar{I}}$	$\frac{\Delta I_o}{I_o}$	$\frac{\Delta V_m}{V_m}$	$\frac{\Delta L_m}{L_m}$
8°	1.3%	1.3%	1.3%	0.8%	0.5%
40°	1.8%	1.7%	1.8%	0.9%	1.1%
60°	3.3%	3.2%	3.2%	2.3%	1.7%

由于进气道性能与所有冲压型发动机推力、比冲的基本关系式是相同的, 所以虽然超额定工作进气道性能对各类冲压型发动机性能影响的大小会有所不同, 但其规律还是相同的。因此上述二点分析也适用于其他冲压型发动机。

四、超额定工作进气道设计中应考虑的问题

根据超额定工作进气道的工作特点, 在设计时主要应考虑下面几个问题:

1. 封口 M 数的确定: 实际上也就是确定超额定工况工作范围。如前所述, 如果仅从发动机和弹道性能考虑, 最佳的封口马赫数介于发动机接力点 M 数和最大工作 M 数之间。而最佳封口 M 数又与工作 M 数范围、导弹射程、对各特征弹道的性能要求有关。一般来说, 发动机工作 M 数范围宽、射程长、对高远界弹道性能要求高, 封口 M 数则应选得较大。

对于旁侧进气道还必须考虑进气道在亚额定工作时, 外压缩面冲波对导弹的气动力干扰问题, 特别是在发动机工作 M 数范围较小时, 出于全弹气动布局的考虑, 宁可牺牲一些性能, 而采用全程超额定工作进气道。

2. 应有较长的喉道: 试验表明, 对于一般超音速进气道, 如果喉道长度能够容纳下正冲波系的末端, 即可得到最高的临界总压恢复系数^[8]。由于冲波系的长度是随来流 M 数增加而增加的, 所以进气道工作 M 数越大, 喉道应越长。超额定工作时, 进气道喉道前附近流场不均匀, 冲波系复杂, 所以更需要较长的喉道。

其次, 当外压缩面冲波与进气道的最小流通截面相交时, 为了避免外压缩面冲波与正冲波相交造成较大的正冲波损失, 结尾正冲波要往后移才能达到临界, 取得全流量下的最大总压恢复系数。有一个较长的等截面喉道, 结尾正冲波后移后的波前 M 数不会增加, 正冲波损失也就不会增加。