

涡扇冲压组合发动机等 q 特性及接力点选取

王绍卿

华清

(航空航天部三院31所)

(航空航天部606所)

摘 要

本文对涡扇冲压组合发动机的等 q 特性作了初步的分析探讨。对涡扇冲压组合发动机的工作接力点马赫数作了定量的计算。并提出了估算接力点马赫数的方法。还对不同等 q 值下的燃烧室静温、静压、空气流量及推力进行了分析。本文提供的数据可供涡扇冲压组合发动机设计参考。

关键词: 涡轮风扇发动机, 冲压式喷气发动机, 航空航天飞机, 组合式发动机, 设计, 研究

符 号 表

D_{ATR}	涡扇发动机直径	$\bar{n}_h$	涡扇发动机换算转速
D_{RJ}	冲压发动机直径	p_4	冲压发动机燃烧室静压
f_5	冲压发动机出口截面积与燃烧室截面积之比	q	来流动压头
G	空气流量	R	推力
H	高度	T_{0H}	来流总温
I	比冲	T_{04}	冲压发动机燃烧室总温
M_H	来流马赫数	T_4	冲压发动机燃烧室静温
$\bar{n}$	涡扇发动机物理转速	ϕ	当量比

一、前 言

在航天飞机的研究中, 动力系统的研究尤其重要。利用空气中的氧作为氧化剂的吸气式发动机的研究又特别引人注意。可以从零马赫数起飞的涡扇冲压组合发动机是人们重点研究动力装置之一。文献^[1,2]提供了许多有用的资料及一些有益的结论。本文的研究提出了在不同等 q 值(等动压)条件下的燃烧室静温、静压、空气流量、推力及接力点马赫数等数据, 可作为研究涡扇冲压组合发动机的参考。

本文1988年4月28日收到

二、推力特性

涡扇冲压组合发动机(ATR/RJ)的推力特性如图1所示。

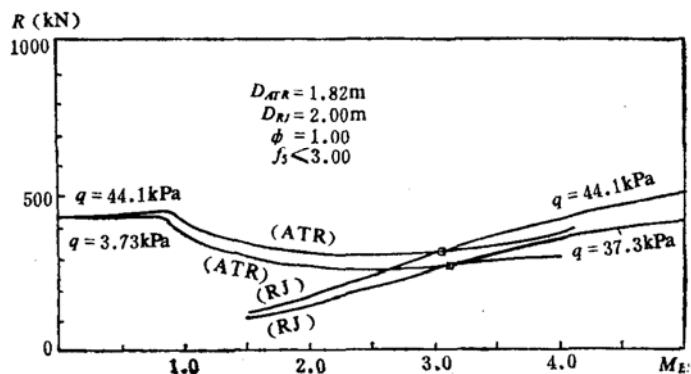


图1 两种发动机推力变化

涡扇发动机(ATR)与冲压发动机(RJ)共用一个进气道。ATR发动机与RJ发动机可以呈串联式,也可以呈并联式。航天飞机起飞时,ATR首先工作,达接力点马赫数时停车,RJ开始工作。一直到载机与轨道器分离的分离点。分离点马赫数为 $Ma = 6.00 \sim 6.50$ 。航天飞机最可能使用的等 q (等动压)值范围为 $q = 37.3 \sim 50 \text{ kPa}$ 。 q 值选的过大,航天飞机的安全性降低; q 值选的过小,则不能充分发挥吸气式发动机的潜力。英国的航天飞机HOTOL选取的 q 值为 37.3 kPa 。SANGER选取的 q 值为 49 kPa 。如图2所示。我们认为后者是比较合理的。但以

发展的眼光来看可能偏低些。由图可以看出,我们研究的ATR发动机在起飞时单台推力为 421 kN 。在 $q = 37.3 \text{ Pa}$ 条件下,当马赫数增加到 $M_H = 0.85$ 左右时,推力略有增加。随着 M_H 的继续不断增加,ATR发动机的推力不断下降。到 $M_H = 2.38$ 时推力最小,约为 $R = 245 \text{ kN}$ 。这里存在一个极大值,其原因可作如下解释。随着 M_H 的增加,ATR发动机的推力主要受两个因素的影响:其一是随着 M_H 的增加,进口动压头增加,使通过发动机的流量的增加,造成推力增加。特别是在 M_H 小于 $0.8 \sim 0.9$ 时,在低大气层飞行,这种效应较大,故推力上升较快。其二是随着 M_H 的

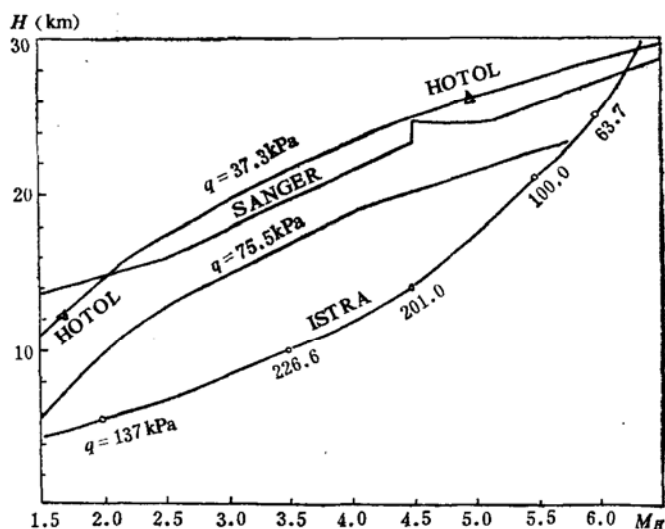


图2 飞行轨迹图

增加, 进口总温增加。在采用物理转速 $\bar{n} = \text{const}$ 的调节规律情况下, 风扇换算转速 $\bar{n}_{hs} = \bar{n} / (T_{0H}/288)^{\frac{1}{2}}$ 下降。这会使风扇压比和流量下降。引起推力下降。以上两项因素在 M_H 小于 $0.8 \sim 0.9$ 范围内, 动压头的影响是主要的, 推力增加。但在 M_H 大于 $0.8 \sim 0.9$ 以后, 温度的影响增加, 况且此时飞行高度已大于 10km , 动压头的影响明显下降, 总温增加较快, 所以推力逐步下降。之后, 随着 M_H 的增加, 推力又有所增加。 $q = 44.1\text{kPa}$ 的情况完全类似。两种 q 值条件下的推力差约为 49kN 左右。对冲压发动机来说, $q = 37.3\text{kPa}$, $M_H = 1.50$ 时的推力只有 98kN 。随着 M_H 的增加, RJ 的推力急剧增加。到 $M_H = 5.00$ 时, RJ 的推力可达 412kN 。 $q = 44.1\text{kPa}$ 时情况类似。很明显, 低马赫数时涡扇推力远远高于冲压发动机; 而在高马赫数时冲压发动机的推力又远远高于涡扇发动机。由此可以得出结论: 涡扇冲压组合发动机在 $H = 0 \sim 40\text{km}$ 和 $M_H = 0 \sim 6.50$ 范围内 (个别图表示的范围较窄) 适合于作为航天飞机载机的发动机。

三、空气流量特性

涡扇冲压组合发动机的空气流量特性如图 3 所示。

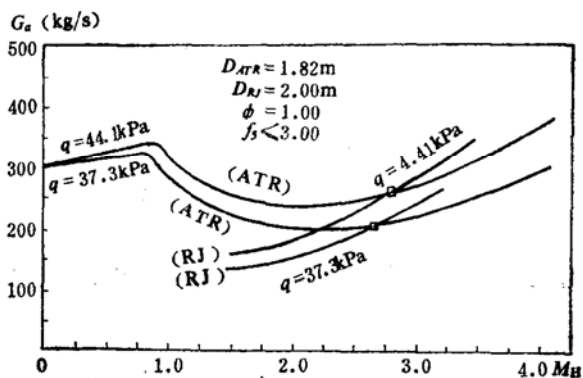


图 3 两种发动机的空气流量变化

由图可以看出, ATR 发动机与 RJ 发动机的空气流量特性很不相同。ATR 发动机在地面起飞时的空气流量为 $G_a = 300\text{kg/s}$ 。并且与 q 值无关。在 $q = 37.3\text{kPa}$ 条件下, 当马赫数增加到 $M_H = 0.85$ 时, 空气流量上升到 $G_a = 325\text{kg/s}$ 。随着马赫数的不断增加, 空气流量又逐步减少。到 $M_H = 2.15$ 时空气流量最小, 约为 $G_a = 200\text{kg/s}$ 。之后, 空气流量随马赫数的增加又逐步增加。 $q = 44.1\text{kPa}$ 的情况与 $q = 37.3\text{kPa}$ 的情况类似。

在相同的马赫数 M_H 条件下, 前者的空气流量小于后者的空气流量。对冲压发动机来说, $q = 37.3\text{kPa}$, $M_H = 1.50$ 时的空气流量只有 $G_a = 136\text{kg/s}$; $q = 44.1\text{kPa}$ 时的空气流量也只有 $G_a = 160\text{kg/s}$ 。随着马赫数的不断增加, 冲压发动机所需的空气流量急剧增加。到 $M_H = 5.00$ 时, $q = 37.3\text{kPa}$ 的 $G_a = 483\text{kg/s}$; $q = 44.1\text{kPa}$ 时的 $G_a = 573\text{kg/s}$ 。发动机所需空气流量与发动机推力成正比, 所以从空气流量推断出的发动机性能结论与我们在推力特性分析中所得的结论完全一致。

四、接力点马赫数的确定

涡扇冲压组合发动机接力点的选取是十分重要的。不同类型的发动机接力点不一样。例如, 冲压发动机要求助推器把全弹推到冲压发动机能够工作的马赫数 ($M_H = 1.7 \sim 2.1$) 即可。而涡扇冲压组合发动机则不同。例如, 航天飞机按 $q = 37.3\text{kPa}$ 飞行, 如果在 $M_H = 2.00$ 时接力, 则这时 ATR 的推力为 255kN 。接力后冲压发动机的推力只有 142kN 。这样会使航天飞机

在接力时的推力变化过大, 增加控制系统的困难。另外, 从所需空气流量大小来看, ATR在 $M_H = 2.00$ 时的空气流量为 $G_a = 200\text{kg/s}$; 接力后RJ所需空气流量只有 $G_a = 149\text{kg/s}$ 。要达到空气流量完全匹配, 进气道必须放气或产生溢流。这又会增加结构重量和附加阻力。况且又必须在短时间内完成整个转换过程, 又增加进气道设计的困难。通过合理地选取接力点即可解决这个问题。我们的研究认为, 可用的选取接力点的方法有三: 第一, 按 ATR与RJ推力相等方法选取接力点; 第二, 按 ATR与RJ空气流量相等方法选取接力点; 第三, 按前两种方法选定的接力点马赫数的平均值为接力点马赫数, 称为平均推力流量法。下面以 $q = 37.3\text{kPa}$ 的飞行轨迹为例作一个简要的说明。由图 1 和图 3 可以看出, 按第一法得到的接力点马赫数为 $M_H = 3.13$ 。这时 ATR与RJ的推力相等。空气流量上升量为 25kg/s 。按第二法得到的接力点马赫数为 $M_H = 2.68$ 。这时 ATR与RJ的空气流量相等。推力突然下降约 39kN 。按第三法得到的接力点马赫数为 $M_H = 2.91$ 。这时推力突然下降约 20kN , 空气流量上升为 15kg/s 。若采用折衷的第三法, 则在接力点处的推力突变 7% , 空气流量突变 7% 。因为 7% 的空气流量变化较小, 而且理论计算的误差尚无法精确地估计, 所以可以不予特别考虑。另外, 推力突变为 7% , 也不是太大, 对航天飞机的轨迹不会产生太大的影响。所以采用平均推力流量法选取接力点马赫数比较合适, 这与文献〔2〕的结论一致。

五、冲压发动机的推力室特性

由图 4 可以看出, 对于不同等 q 值条件下的比冲随马赫数的变化规律, 都呈现出相同的形状。随着 M_H 的不断增大, 开始时比冲 I_s 迅速增加, 到 $M_H = 3.00$ 时达最大值, 之后逐步下降。同时还可看出, 不同的 q 值对比冲 I_s 的影响较小。总之, 在 $M_H = 2.25 \sim 4.00$ 范围内比冲 I_s 都大于 $34\text{kN}\cdot\text{s/kg}$, 具有良好的特性。

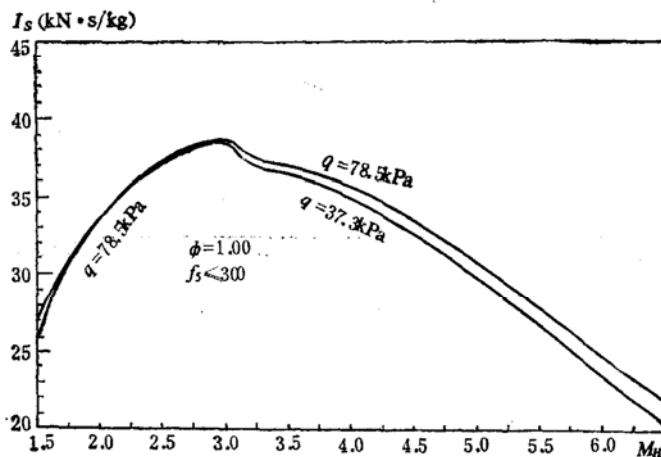


图 4 比冲随马赫数的变化规律

图 5 表示燃烧室静压 p_4 随 M_H 的变化规律。当 M_H 小于 3.00 时燃烧室静压变化比较平缓。 M_H 大于 3.00 之后, p_4 随 M_H 的增加而迅速增加。并且 p_4 随 q 值的加大而增加的更快。当 $q = 37.3\text{kPa}$ 时, 在整个马赫数工作范围内燃烧室压力不大于 657kPa , 这对正常的冲压发动机燃烧室设计是没有问题的。而当 $q = 78.5\text{kPa}$ 时, $M_H = 5.60$ 时就已经超过 981kPa 。必须引起设

计者的注意。我们认为在 $M_H = 0 \sim 6.50$ 工作范围内, 如果选取的 q 值大于 59kPa , 冲压发动机燃烧室应采用新的结构型式。

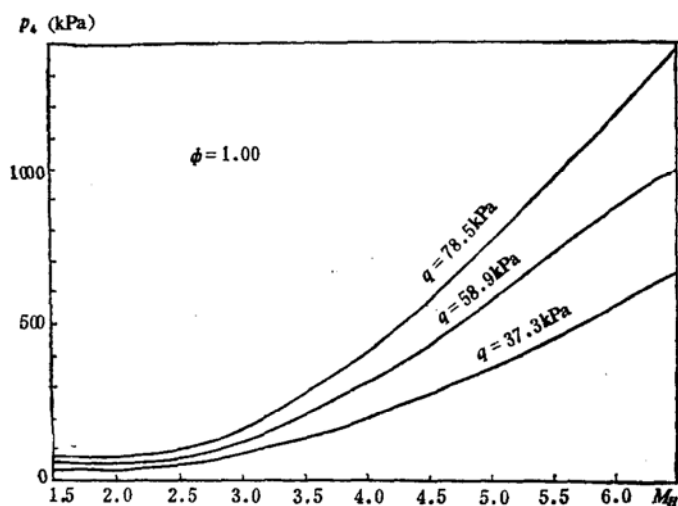


图5 燃烧室静压的变化规律

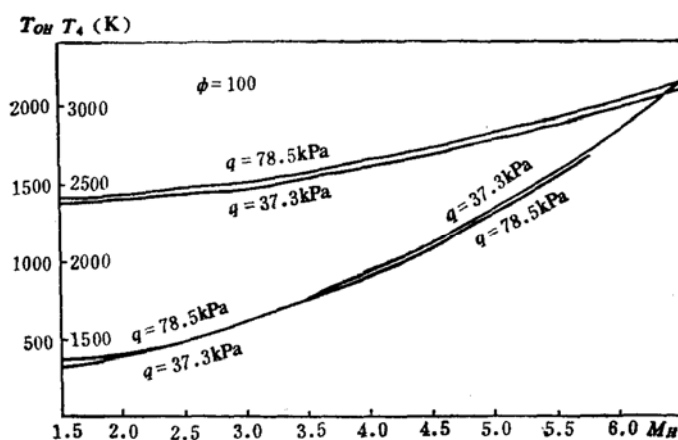


图6 来流总温及燃烧室静温变化规律

图6表示来流总温与燃烧室静温随 M_H 的变化规律。当 $M_H < 3.25$ 时燃烧室静温 T_4 变化比较平缓。当 $M_H > 3.25$ 之后, T_4 随 M_H 的增加较快。当 $M_H > 3.75$ 之后, $T_4 > 2500\text{K}$, 应十分关注燃烧室的冷却问题。还可看出, q 值的大小对 T_4 的影响较小。当 q 值从 37.3kPa 变化到 78.5kPa , 燃烧室静温 T_4 只增加 50K 。可见 q 值对 T_4 影响较小。此外, 来流总温 T_{CH} 随来流马赫数 M_H 的增加直线增加。当 $M_H > 5.5$ 时, 航天飞机应采用新材料隔热。如碳-碳复合材料。来流总温基本上与 q 值无关, 可不予考虑。

(下转第14页)

对时间的偏导数项所引起的。 p_{00} 有两层偏差,故精度较差。

4) 由图4还可以看出, p_{00} 与 p_0 的差值随时间增大,而 p_0 与 p_{00} 的差值随时间减小。其原因可以从图3中的曲线得到解释:前者是由于 $\angle$ 随时间增大之故;而后者是由于随着侵蚀效应(可用 e_{rL} 代表)减小,因对时间的偏导数项的忽略而引起速度偏差所造成的影响越来越小之故。由此可见,所得结果是合理的。

六、结 论

1. 在一维情况下,压力建立过程之后,装药末端燃完之前,可以认为是准定常工作过程。在这个过程中准定常计算结果与非定常计算结果很接近(非平衡解法的相对偏差只有0.5%左右)。但前者的计算要简单得多,能节省大量的计算机时。故这时采用准定常算法是合理的,而且选取平衡解法也是可以接受的。但在装药末端燃完之后,准定常算法已不再适用,平衡解法则会与精确解偏离更远。这时宜采用非定常解法。

2. 在一维准定常解法中非平衡解法优于平衡解法。

1) 非平衡解法只有准定常处理所带来的偏差,而平衡解法还要带来在一般情况下 $\angle \approx 0$ 所产生的偏差。因而前者的精度优于后者的精度。

2) 非平衡解法较为简便。它只需在计算完参数分布之后多计算两个导数 $\frac{dp_0}{dt}$ 及 $\frac{dV}{dt}$ 即可;而平衡解法在迭代求解 p_{00} 的过程中要多次计算参数的分布。在要求精度较高,沿长度的等分数 n 相当大的计算中,平衡解法所费的机时往往要比非平衡解法多一倍以上。故从计算简便和节省机时的角度来衡量,非平衡解法也优于平衡解法。

参 考 文 献

- (1) 常显奇:固体火箭发动机侵蚀变通道内弹道计算。兵工学报(弹箭分册), №.3, 1982。
- (2) 威廉斯, F.A.等著, 京固群译:固体推进剂火箭发动机的基本问题, 国防工业出版社, 1976。

(上接第24页)

六、结 论

1. 在 $H = 0 \sim 40\text{km}$, $M_H = 0 \sim 6.50$ 范围内, 涡扇冲压组合发动机性能较好。适用于作为航天飞机载机的发动机。

2. 涡扇冲压组合发动机的接力点马赫数最好用平均推力流量法计算。

3. 在 $M_H = 0 \sim 6.50$ 范围内, 如果选取的 $q > 59\text{kPa}$, 冲压发动机燃烧室压力 $p_4 > 981\text{kPa}$, 应采用新的燃烧室结构型式。

4. q 值的变化对燃烧室静温、来流总温影响较小, 设计时可不予考虑。

5. 在不同 q 值条件下, 冲压发动机的比冲都在 $M_H = 3.00$ 时达到最大值。

参 考 文 献

- (1) 黄熙君, 张津: 空天飞机用涡轮风扇——冲压组合发动机的设计研究。《推进技术》, №.1, 1988。
- (2) 张堃元, 彭成一: 风扇冲压发动机性能计算及参数分析。《推进技术》, №.1, 1988。