

文章编号: 1000-8055(2003) 06-0839-06

航空发动机试车台附加阻力修正方法

郭 昕¹, 刘 涛², 文 刚²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘要: 附加阻力(进气冲量阻力和外部冲量阻力)是航空发动机试车台架推力的的重要组成部分, 准确地确定附加阻力对提高发动机试车台推力测量的准确性有十分重要的意义。本文对发动机总推力和试车台的对比标定进行了介绍, 对发动机在露天试车台、室内地面台和高空台上附加阻力的确定方法和修正方法进行了详细地研究, 给出了高空台与高空台、高空台与地面台的对比标定试验结果。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 附加阻力; 修正; 试车台

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

Additional Drag Correction of Aircraft Engine on Test Facility

GUO Xin¹, LIU Tao², WEN Gang²

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

Abstract: Additional drag (inlet/outflow momentum drag) is an important part of the engine thrust on the test bench. It is very significant for improving the precision of the engine test thrust so that the additional drag is accurately measured. This paper introduces the gross thrust and contrast calibration of test facility. At the same time, this paper studies the method of correction of additional drag which takes place during engine testing on outdoor test stand, ground test bed and altitude test facility. Lastly, this paper gives the results of comparison testing between two altitude test facilities (Muscovite and Chinese), also gives the results of comparison testing between that of altitude test facility and ground test bed.

Key words: aerospace propulsion system; additional drag; correction; engine test facility

为给出航空发动机试车台台架推力测量中的附加阻力(进气冲量阻力和外部冲量阻力)修正方法, 美国、英国、法国等西方国家在二十世纪七十年代选用了同一台 J79 涡喷发动机作为“标准”发动机, 对发动机不做任何调整在 4 个地面台、3 个高空台上进行对比试验, 给出了由海平面标准试车台向室内地面试车台、高空台进行推力传递修正

的方法。这种方法对我国发动机行业也产生了较大的影响, 国内就有英国罗罗公司的“标准”斯贝 MK202 发动机、俄罗斯的“标准”AL-31F 发动机和俄罗斯的带刚性喷口的“标准”P11-5300 发动机。

从二十世纪九十年代开始, 我国和俄罗斯选用了带刚性喷口的 P115-300 涡喷发动机和带刚

收稿日期: 2003-01-17; 修订日期: 2003-04-18

作者简介: 郭昕(1963-), 男, 四川顺县人, 中国燃气涡轮研究院高级工程师、研究员, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生, 主要从事航空发动机试验研究。

性喷口的 AL-31F 涡扇发动机分别在中、俄高空台上, 中国的一个高空台、一个室内地面试车台上进行对比试验, 给出了建立在各试车台独立的空气动力学、热工测量学和误差分析学的理论基础上, 通过试验实测来确定对应的发动机附加阻力修正系数的方法。

本文结合上述课题研究针对发动机在露天试车台、室内地面试车台和高空台上的安装方式和试验条件的不同, 并结合文献[1, 2]的内容和2002年进行的高空台与地面台对比标定试验, 系统地分析和讨论露天试车台、室内地面试车台和高空台台架推力公式的推导和附加阻力的确定方法与推力的修正方法以及试车台的标定方法。

1 不同试车台的推力确定

1.1 高空台、露天试车台和室内试车台的工作特点

发动机在露天试车台上试验, 远前方来流气流速度很低, 且发动机外表面的静压与大气压力相同或很接近, 进气冲量阻力修正主要是进气动量阻力部分的修正; 外部冲量阻力很小或接近为零。由于发动机喷管后不设排气扩压器, 所以在喷口周围无局部负压区, 不需要对喷管附加阻力进行修正。

发动机在室内试车台上, 由于发动机吸气和排气扩压器的引射作用, 使试车间内产生气流流动, 附加阻力主要有: 试车间气流流动和压力场不均匀所产生在发动机进气装置上的进气冲量阻力; 试验间内气流流动和压力场不均匀所造成作用在动架及与动架相连的发动机部件和发动机连接管路、支架等物体上的外部冲量阻力; 排气扩压器引射气流, 在喷管周围可能形成负压区产生喷管附加阻力。正确安装发动机和排气扩压器, 使喷管周围不形成的负压区, 则喷管附加阻力可以不考虑。

发动机在高空台上, 进气导流盆与流量管间采用蓖齿密封, 两者无机械联系; 为降低高空舱内温度, 从外面引入冷却空气, 会对发动机和台架等产生附加阻力; 高空舱内外的压力差, 造成推力测量杠杆加载系统对推力测量装置预加载力发生变化。因此, 在高空台上的附加阻力主要有: 发动机进气导流盆与流量管间的蓖齿密封截面处气流作用在流量管上进气冲量阻力; 二股冷却气流流动和压力场不均匀作用在动架及与动架相连的发动

机部件及其发动机连接管路、支架等物体上的外部冲量阻力; 采用排气扩压器进行引射, 在喷管周围可能形成的负压区产生喷管附加阻力; 由于推力测量杠杆加载系统穿舱波纹管内外压差产生的高空舱真空度(零位高度)附加力。正确安装发动机和排气扩压器, 使喷管周围不形成的负压区, 则喷管附加阻力可以不考虑。

1.2 总推力

根据总推力的定义, 发动机在试车台上的总推力为:

$$F_G = G_{\text{gas}} V_9 + A_9(p_{s9} - p_H) \quad (1)$$

式中: G_{gas} 为燃气质量流量; V_9 为发动机喷口气流流速; $G_{\text{gas}} V_9$ 为发动机排气动量; A_9 为发动机喷口截面面积; p_{s9} 为发动机喷口静压; p_H 为发动机喷口排气环境大气压。

当发动机喷管完全膨胀时 $p_{s9} = p_H$, 有:

$$F_G = G_{\text{gas}} V_9 \quad (2)$$

1.3 露天试车台推力公式的推导和附加阻力的确定方法

1.3.1 推力公式的推导

按图1在0-0截面和1-1截面间取控制体, 由动量定理得导流盆上推力为:

$$F_{D1} = G_a V_1 + G_a' V_1' + p_{1s} A_1 + p_{1s}' (A_0' + A_0 - A_1) - G_a V_0 - G_a' V_0 - p_{0s} (A_0 + A_0') \quad (3)$$

式中: A_1 为发动机进口1-1截面的面积; A_0 为控制体远前方0-0截面流入发动机内流道当量流量的面积; A_0' 为0-0截面外流道的面积; V_1 为发动机进口1-1截面轴向流速; V_0 为控制体远前方0-0截面轴向流速; V_1' 为1-1截面外流道轴向流速; p_{1s} 为发动机进口1-1截面静压; p_{1s}' 为控制体远前方0-0截面静压; p_{1s}' 为1-1截面外流道静压; G_a 为外流道流量。

对于海平面标准大气条件下的理想露天试车台有: $V_0 = V_1' = 0$, $p_{0s} = p_{1s}'$

导流盆上理论的推力为:

$$F_{D10} = G_a V_1 + (p_{1s} - p_{1s}') A_1 \quad (4)$$

在 $V_0 \neq V_1' \neq 0$, $p_{0s} = p_{1s}'$ 条件下导流盆上的附加阻力为:

$$F_{C1} = F_{D10} - F_{D1} = G_a V_0 + G_a' (V_0 - V_1') \quad (5)$$

在1-1截面和9-9截面间取控制体, 由动

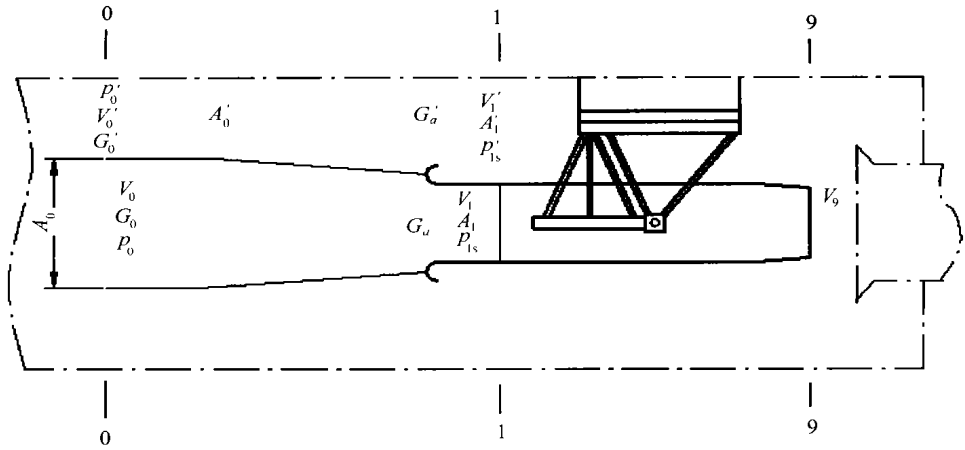


图1 露天和室内试车台发动机推力计算控制体 (点划线为室内试车台有)

Fig. 1 The control-volume of thrust that engine in outdoor or indoor test table

量定理有:

$$F_M + G_a V_1 = p_{1s} A_1 + F_{IN} + F_D - F_{DI} = G_{gas} V_9 + A_1 p_{9s} \quad (6)$$

在 $p_{9s} = p'_{1s}$ 条件下, 将(4)式和(5)式代入(6)式和(2)式得:

$$F_G = G_{gas} V_9 = F_M + F_{CI} + F_{IN} + F_D \quad (7)$$

式中: F_M 为测量推力; F_{CI} 为进气冲量阻力; F_{IN} 为迎风阻力; F_D 为喷管附加阻力。

1. 3. 2 进气冲量阻力的确定

$$F_{CI} = G_a V_0 + G'_a (V_0 - V'_1) = (G_a + G'_a) V_0 - G'_a V'_1 \quad (8)$$

$$G_a = Q V_0 A_0 = Q V_1 A_1 \quad (9)$$

式中: Q 为空气密度。

$$G'_a = Q V'_1 (A - A_1) = Q V_0 (A - A_0) \quad (10)$$

式中: $A = 4h^2$, h 为发动机轴线到地面的高。

由(9)式和(10)式分别可得:

$$A_0 = (V_1 / V_0) A_1 \quad (11)$$

$$V'_1 = \frac{A - A_0}{A - A_1} V_0 = \frac{AV_0 - A_1 V_1}{A - A_1} \quad (12)$$

1. 3. 3 迎风阻力的确定

$$F_{IN} = \sum_{i=1}^n F_{INi} \quad (13)$$

与动架相连得单个部件的迎风阻力按下式计算:

$$F_{INi} = C_{Xi} A_i \times \frac{Q V_{ni}^2}{2} \quad (14)$$

式中: C_{Xi} 为单个部件的阻力系数(是雷诺数 Re 的

函数); A_i 为单个部件的投影面积; V_{ni} 为单个部件的迎风气流速度(实测或近似等于 V'_i)。

对于单个部件的阻力系数 C_{Xi} 可以通过单个的模型试验获得, 其值是雷诺数 Re 的函数, 即:

$$C_{Xi} = f(Re) \quad (15)$$

1. 4 室内地面台上推力公式的推导和附加阻力的确定方法

1. 4. 1 推力公式的推导

采用与1. 3中相似的方法, 得到在 $p_{9s} = p'_{1s}$ 条件下, 发动机的总推力:

$$F_G = G_{gas} V_9 = F_M + F_{CI} + F_{IN} + F_D \quad (16)$$

1. 4. 2 进气冲量阻力的确定

$$F_{CI} = G_a V_0 + G'_a (V'_0 - V'_1) - (p'_{1s} - p_{0s}) A$$

式中: $A = L \times H$ 为试车间截面积(宽 $\times$ 高)。

1. 4. 3 迎风阻力的确定

迎风阻力(外部动量阻力) F_{IN} 的确定与1. 3. 3条相同。

1. 5 高空台上推力公式的推导和附加阻力的确定方法

由于发动机进气导流盆与流量管间有蓖齿密封装置, 所以作用在发动机进气导流盆上的力不会传到动架上。因此, 在高空台推力公式中没有进气导流盆附加阻力项, 但增加了高空舱真空度附加阻力修正项和蓖齿密封端面压差修正项。

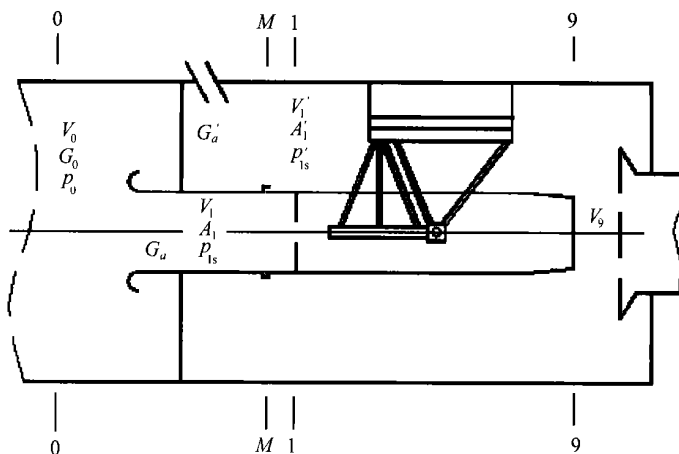


图2 高空模拟试车台发动机推力计算控制体

Fig. 2 The control-volume of thrust that engine in altitude test cell

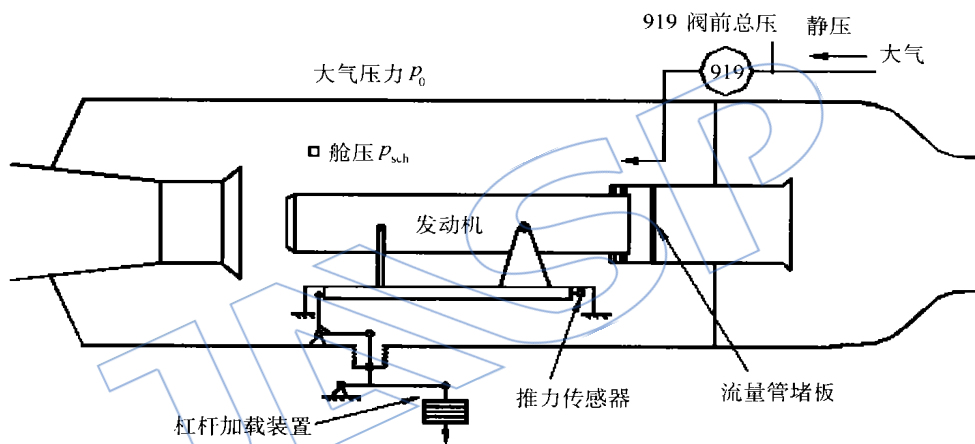


图3 零位高度系数和迎风阻力系数的测量方案示意图

Fig. 3 The measure means of chamber-effect and outflow momentum drag that engine in altitude test cell

按图2在 M- M 截面和9- 9截面间取控制体, 由动量定理有:

$$F_M + (G_a V_1 + A_1 p_{1s}) + (F_{IN} + A_s p_{ss}) + F_{LIN} + F_D = G_{gas} V_9 + (A_1 + A_{ss}) P_{SCH} \quad (17)$$

上式代入(2)式得:

$$F_G = G_{gas} V_9 = F_M + (G_a V_1 + A_1 p_{1s}) + (F_{IN} + A_s p_{ss}) + F_{LIN} + F_D - (A_1 + A_{ss}) P_{SCH} \quad (18)$$

式中: G_a 为实测的空气流量; V_1 为实测的发动机进口气流流速; A_1 为发动机进口截面面积; p_{1s} 为流量管蓖齿密封截面静压; $(G_a V_1 + A_1 p_{1s})$ 为发动机进口冲量阻力; F_{IN} 为实测的发动机迎风阻力; A_s 为流量管蓖齿密封端面面积; p_{ss} 为流量管蓖

齿密封端面静压; $(F_{IN} + A_s p_{ss})$ 为发动机外部冲量阻力; F_{LIN} 由实测的高空舱零位高度系数确定的推力修正项; F_D 由其他修正系数确定的推力修正项; p_{SCH} 为高空舱后舱舱压。

1. 5. 1 零位高度和迎风阻力系数的确定

零位高度(英、美等西方国家称为: 舱效应)、迎风阻力(英、美等西方国家称为: 动量修正)是发动机整机地面台和高空台上影响发动机推力测量的几个很重要但又很难测量的参数, 也是国内外发动机试验测试技术领域争论较多的难题之一。

零位高度是由于高空舱内的压力(负压)变化对发动机推力测量系统(主要是推力测量杠杆加载系统穿舱所需的波纹管等)的影响(波纹管内外压差)所产生的附加测量力, 是高空台上特有的推

力修正项,如图3所示。

迎风阻力是由于高空舱内冷却用气流流动在发动机外壁面、动架以及与动架相连的各种管、线上所产生的附加阻力(发动机外部动量阻力),如图3所示由919阀进入的二股气流。

零位高度系数和迎风阻力系数的测量方案如图3所示,它们均受试验舱和试车台台架结构及其工艺、电气、测试系统布局等诸多因素影响,所以其主要的测量参数有推力、后舱压力和二股流总静压差。

SB101高空台零位高度系数和迎风阻力系数的确定方法有两种:

(1) 以刘大响院士和杜鹤龄研究员为首的课题组,在二十世纪八十年代中期提出的在发动机运转条件下保持发动机油门杆角度、发动机进气参数和发动机排气环境压力不变,测量后舱冷却气流量与推力的变化关系来确定迎风阻力系数;通过对推力校准杠杆系统穿舱所需的波纹管所产生的附加推力的计算结果来确定零位高度系数。

(2) 俄罗斯中央航空发动机研究院采用的通过关闭发动机进气管路上的所有阀门或在发动机进口流量管上加堵板,在抽气条件下测出后舱冷却气流量与推力的变化关系来确定迎风阻力系数;通过关闭高空舱前后舱的所有进气孔,在抽气条件下,测出推力随后舱压力的变化关系来确定零位高度系数。

第一种方法的优点在于测量迎风阻力时发动机是在运转条件下,工作更真实;缺点是难于将影响台架零位高度系数的各种因素都考虑到;第二种方法的优点在于对影响发动机台架推力测量的试验舱环境压力和试验舱冷却气流流速进行了成功的解耦;缺点是发动机未开车,发动机喷口实际工作环境的影响考虑不到。同时,经过大量的试验研究,我们还发现,采用第二种方法时随着高空舱后舱压力的减小,后舱冷却空气流密度的降低,在相同的流速下,迎风阻力将减小。因而我们得出了在改变冷却气气流流速的同时,通过改变后舱压力的变化范围,来得到更为准确的迎风阻力的确定方法^[2]。

1.5.2 迎风阻力和零位高度的确定

迎风阻力 F_{IN} 的确定:

$$F_{IN} = K_{IN} \delta p$$

式中: K_{IN} 为通过试验得到的迎风阻力系数; δp 为测量得到的二股流进气阀前总静压差。

零位高度 F_{LIN} 的确定:

$$F_{LIN} = K_{LIN} \delta p_{SCH}$$

式中: K_{LIN} 为通过试验得到的零位高度系数; δp_{SCH} 为高空舱压力相对于舱外压力的差值。

2 试车台对比标定

正是由于发动机试车台迎风阻力等附加阻力的存在,以及各试车台试验条件、测量精度的不同,导致了同一台发动机在不同试车台的推力、燃油消耗率等性能参数存在差异。为了使同一台发动机在不同试车台试验测得的性能具有可比性,必须对各试车台进行对比标定。试车台的对比标定主要是以一个经过专业认可的“标准”的试车台为基准,对另一个试车台发动机性能参数的确定方法和数据精度进行对比标定,以综合确定被标定的试车台的试验技术、测试技术和数据处理等技术的有效性和权威性。

试车台之间的对比标定有高空台与高空台之间的对比标定、高空台与地面试车台间的对比标定、室内试车台与露天试车台之间的对比标定等。

对比标定不强求两个台之间的数据进行传递,而要求两个台的参数的数据偏差应小于两个台的参数的数据精度的均方根值,即要求两个台的参数的数据偏差应在一允许的误差带内。如满足上述条件,就认为两个台的测量结果都是有效的;如不满足上述条件,就认为两个台的测量结果都是无效的,两个台都要进一步做工作,以找出导致偏差过大的原因。用公式表示为:

$$\Delta Y = \sqrt{(\Delta Y_1)^2 + (\Delta Y_2)^2}$$

式中: (ΔY_1) 为标准试车台参数的不确定度; (ΔY_2) 为被校试车台同一参数的不确定度。

当两个台同一参数的相对偏差 $\$Y$ 小于或等于 ΔY 时结果有效,当两个台同一参数的相对偏差 $\$Y$ 大于 ΔY 时结果无效。

$$\begin{aligned} \text{其中: } \$Y &= \frac{\hat{Y}_1 - Y_2 \hat{Y}}{Y} \\ Y &= \frac{Y_1 + Y_2}{2} \end{aligned}$$

1995年在中国和俄罗斯高空台间进行了对比标定试验^[3],表1是对比标定试验的结果;2002年,我国高空台与国内某室内地面台进行了对比标定,这也是国内首次在高空台和地面试车台之间进行对比标定,该次试验对发动机在室内地面台的附加阻力进行了测量,表2是不同发动机状态下的附加阻力修正系数。

表1 中俄高空台对比标定结果(发动机状态: 最大状态)

Table 1					
名称		1	2	3	4
高度 H / km		0	11	13	18
飞行马赫数 Ma		0	0. 7	1. 0	2. 05
净推力 F / DaN	中	4023	1191	1077	697. 5
	俄	3989	1182	1080	696. 3
相对差值/%		+ 0. 86	+ 0. 76	- 0. 29	+ 0. 17
耗油率 sfc/ (kg/ daNö h)	中	0. 94	1. 143	1. 179	1. 662
	俄	0. 946	1. 151	1. 165	1. 666
相对差值/%		- 0. 63	- 0. 70	+ 1. 20	- 0. 24
空气质量流量 Ga/ (kg/ s)	中	65. 76	22. 97	21. 78	24. 66
	俄	65. 30	23. 10	21. 65	24. 48
相对差值/%		+ 0. 70	- 0. 56	+ 0. 60	+ 0. 74

表2 收扩喷管发动机测量推力修正试验结果

Table 2			
序号	n _{1ts} / (%)	进气冲量 修正/(%)	迎风阻力 修正/(%)
1	96. 58(中间)	1. 03	0. 06
2	97. 12(最大)	0. 62	0. 03

进行推力传递来确定各试车台的推力修正系数更准确。这种方法在我国发动机试车台上推广应用, 将有效的解决我国发动机试车台附加阻力及其修正系数的确定问题, 提高发动机台架推力测定的准确性和不确定度。

参考文献:

[1] 刘涛, 王惠儒. 在高空台上测定发动机外流附加阻力的方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 14- 16.

[2] 文刚, 刘涛, 郭昕. 高空台上迎风阻力和零位高度对发动机台架推力漂移的影响研究[A]. 中国航空学会动力分会第六届发动机试验与测试技术学术会议论文集[C]. 哈尔滨: 2002: 1- 8.

[3] 徐通源, 焦天佑, 刘大响. SB101高空台的全流程调试及对比标定试验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1995, 8(2): 12- 17.

3 结 论

通过对各试车台进行独立的空气动力学、热工测量学和误差分析学的研究, 由试验实测并计算出各试车台推力测量的不确定度和附加阻力修正系数, 较英、美等国采用的由一台“标准”发动机