基于相似原理的风车状态进口空气流量和内阻力估算方法

高　扬,李　密,高　磊
(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要:风车状态进口流量和内阻力是试飞安全评估中必须获取的重要信息。为评估燃烧室空中复燃能力和风车状态下飞机阻力,在 1 维管流理论基础上,结合流量连续原理,介绍了 1 种通过直接测量尾喷管出口马赫数、间接获取空气流量和内阻力的测量方案,并根据相似原理,将其推广应用至不同几何的发动机,发展了 1 种不依赖发动机部件特性,且适用于不同几何结构的涡喷/涡扇发动机通用的风车状态空气流量和内阻力估算方法。最后以 GE 公司的 CF34-10A 发动机为例,对其风车状态下的进口空气流量和内阻力进行了估算,估算结果与 GE 公司提供的风车状态数据吻合,满足工程需求。该方法对多发飞机起飞、爬升、着陆以及巡航阶段单发失效时的飞机阻力性能估算和风车起动研究具有重要意义。

关键词: 风车流量函数;空气流量;内阻力;最大单位推力;点火系数;涡喷/涡扇发动机
中图分类号: V217.31　　**文献标识码:**A　　**doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.000

Estimation Method of Windmilling Inlet Air Flow and Internal Drag Based on Similarity Principle

GAO Yang, LI Mi, GAO Lei
(Chinese Flight Test Establishment, Xi´an 710089, China)

Abstract: The inlet air flow and internal drag under windmilling conditions are key information that should be achieved in safety evaluation of flight test. To estimate combustion chamber relight capability and engine drag under windmilling conditions, an measurement scheme was introduced that the windmilling air flow and internal drag can be obtained indirectly through the measurement of mach number at nozzle exit based on one-dimensional ducted flow and continuity theory. According to the similarity principle, the method was applied on different geometry engines. An estimation method was developed, which was independence on engine component characteristics, and was applied on estimating the windmilling drag and air flow of turbojet and turbofan engines in different geometries. At last, taking the GE CF34-10A as an example, the windmilling inlet air flow and internal drag were estimated. The investigation results are in good agreement with the GE test data, which meet the engineering requirement. It has important significance for estimating the assessment of aircraft drag performance and windmilling start with one or more engines inoperative during take-off, climb, landing, and cruise conditions.

Key words: windwilling flow function; air flow; internal drag; maximum specific thrust; lighting parameter; turbojet/turbofan engine

0　引言

在飞行试验中,武器发射、大机动飞行时容易引起发动机进气流场畸变,从而引起发动机熄火,造成空中停车;多发飞机在起飞、爬升、着陆、巡航过程中,一发或多发失效,此时发动机转速迅速下降进入风车状态。在航空发动机设计和试验过程中,风车特性如下[1]:(1)风车起动是在风车状态下进行的,燃烧室进口压力、温度以及空气流量等参数表征了发动机的空中再点火能力,获取风车状态下进口空气流量以及关键截面的热力学参数对空中起动研究具有重要意义;(2)在风车状态下,高、低转子的转速范围以及可提取的最大功率值是表征发动机轴承润滑系统、液压泵、发电机等能否正常工作的关键参数;(3) 风车阻力特

收稿日期:2017-06-21　　**基金项目:**国家自然科学基金(51275024)资助
作者简介:高扬(1983),男,高级工程师,从事动力装置性能特性试飞工作;E-mail :371600804@qq.com。

引用格式:*高扬,李密,高磊.基于相似原理的风车状态进口空气流量和内阻力估算方法[J].航空发动机,2018,44(2):98-102.GAO Yang, LI Mi, GAO Lei. Estimation method of windmilling inlet air flow and internal drag based on similarity principle[J].Aeroengine,2018,44(2):98-102.*

性与飞机性能密切相关,是飞机设计部门必须获取的重要信息,对于单发飞机,风车进口空气流量和风车阻力特性的获取是估算风车状态下飞机阻力增量的基础,可以更准确得到单发飞机的升阻比,对建立安全裕度较高的空中起动航线及空滑迫降航线提供数据支持。

国外对在风车特性的试验和计算进行了大量研究,建立了较为成熟的风车特性的仿真计算模型。而在国内,基本是依靠高空台获取风车特性,人力和物力耗费较大,而在风车特性计算模型方面还处于初级阶段。目前,公开发表的计算方法基本分为 3 类:第 1 类基于神经网络方法[2],结合试验数据获取一定精度的风车特性计算模型, 其通用性和可移植性较差,且多用于涡喷发动机;第 2 类是基于部件特性的风车特性计算方法[3],该方法首先需要发动机各部件的特性,其次需要对风扇、压气机、涡轮等部件特性进行低转速拓展,获得慢车转速以下的部件特性,但拓展方法未经试验验证,而且精度难以保证;第 3 类方法借鉴不依赖部件特性的风车特性计算方法[4],但该方法仅适用于涡喷发动机,对于涡扇发动机误差较大,无法满足工程要求。

在风车状态下,航空发动机高、低转子转速可在飞行试验中直接测量,但风车状态进口空气流量及内阻力无法在试验中获取。本文介绍了 1 种基于相似原理、不依赖部件特性,适用于带固定收敛尾喷管的涡喷 / 涡扇发动机通用式的风车状态空气流量和内阻力估算方法。该方法还适用于转子自由转动和转子受制约时空气流量和内阻力的估算。

1　风车状态特点

在风车状态下,可加装转速传感器在飞行试验中直接测量发动机转子转速, 但由于受速度冲压的作用, 使进气道截面的马赫数 Ma_2 远小于飞行马赫数 Ma,即总静压差非常小,利用传统的进气道出口加装测量耙的方法无法同时兼顾发动机大功率状态和风车状态, 即需在试飞中准备 2 套不同量程的传感器,成本太高,在原型机上也没有足够空间。所以在进气道出口安装测量耙获取空气流量以及内阻力的方法在风车状态下基本不可用。

大多数航空发动机在其飞行包线内的大部分区域工作时,雷诺数 Re 一般都在自动模化区(除过高空低速度区域),而且受燃烧室点火特性的限制,风车起动包线一般处于飞行包线的中间区域,即需要研究的风车状态的工作条件满足雷诺数自动模化条件。所以针对尾喷管几何不可调发动机,可建立基于相似原理的风车特性估算模型,间接获取不同飞行马赫数下进口空气流量和风车内阻力。

2　风车特性估算模型

以混合排气涡扇发动机为例,介绍本方法的基本原理,由于风车状态下发动机尾喷管处于完全膨胀状态,而在飞行马赫数 Ma一定的情况下,Ma_9 就可以作为表征风车状态时从发动机入口(2 截面)至尾喷管出口(9 截面)总的压力损失,如图 1 所示。

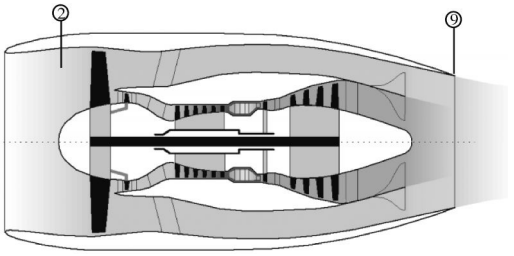


图 1　发动机截面

假设在理想状态下、无压力损失时,即整个发动机的总压恢复系数为 1.0 时,Ma_9=Ma, 假设 1 种极限情况, 当整个发动机的总压恢复系数为 0 时, 那么 Ma_9=0。定义风车流量函数为

$$\Theta=\frac{A_9}{A_2}\frac{Ma_9}{Ma}\left(\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_9^2}{1+\frac{\gamma-1}{2}Ma^2}\right)^{0.5} \tag{1}$$

根据文献[7]以及多台发动机数据统计可得,不同发动机的 A_9/A_2 对应着不同的发动机海平面标准条件下的最大单位推力(海平面标准大气条件下的最大单位推力 F_{smax} 作为表征发动机类型和结构的参数),如图 2 所示。所以对于特定发动机 (最大单位推力 F_{smax}=const), 已知飞行马赫数 Ma 时,Ma_9 就可由风车流量函数 Θ 表征

$$\Theta=f(F_{smax},Ma) \tag{2}$$

风车流量函数为通用参数,即对于不同的发动机(分开排气发动机的推导过程与之相同, 区别在所使用的尾喷管出口面积为 $A'_9=A_9+A_{19}$), 在相同 Ma 下,风车流量函数是 F_{smax} 的单值函数。由于缺乏试验数据,为了验证本文介绍的估算方法,以文献[7]中 39 台

不同类型发动机试验数据为基础，获得风车流量函数随飞行马赫数和 F_{smax} 的通用变化曲线，如图 3 所示，在其基础上建立风车进口空气流量估算模型。

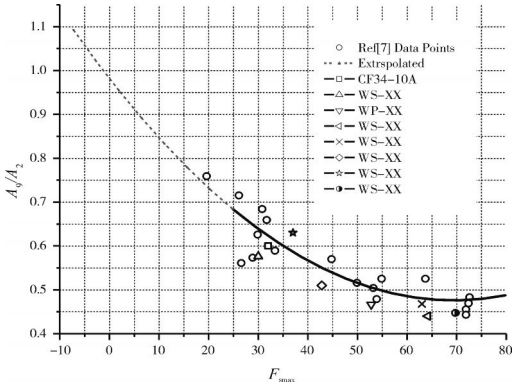
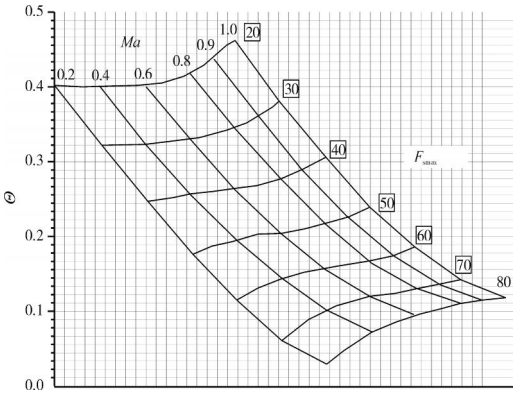
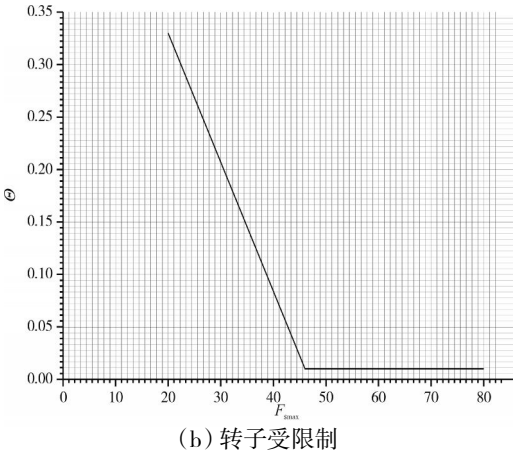


图 2　不同发动机进出口截面比值与海平面标准大气条件下最大单位推力的变化关系[7]



(a) 转子不受限制



(b) 转子受限制

图 3　风车流量函数随飞行马赫数和 F_{smax} 的变化曲线

3.2　风车内阻力估算基本原理

在风车状态下，为了与飞机推力 - 阻力分析体系保持一致，风车内阻力为

$$F_N=F_{G9}-F_G \tag{3}$$

所以无量纲风车内阻力为

$$\frac{F_N}{\gamma A_2 P_{amb}}=\frac{1}{\gamma A_2 P_{amb}}(F_{G9}-F_G) \tag{4}$$

将式(4)整理成马赫数表示的形式

$$\frac{F_N}{\gamma A_2 P_{amb}}=\frac{1}{\gamma A_2 P_{amb}}(\gamma P_{amb} A_9 Ma_9^2-\gamma P_{amb} A Ma^2) \tag{5}$$

将式(1)代入式(5)可得

$$\frac{F_N}{\gamma A_2 P_{amb}}=\left(\frac{W\sqrt{RT_{t2}}}{A_2 P_{t2}}\right)\frac{Ma^2}{F(Ma)}-\frac{A_9}{A_2}Ma_9^2 \tag{6}$$

可见无量纲风车内阻力是无量纲风车空气流量、飞行马赫数、面积比 A_9/A_2、尾喷管出口马赫数 Ma_9 的函数。所以在第 3.1 节中建立的风车空气流量估算模型的基础上，就可以通过式(6)获取风车内阻力。

3.3　估算步骤

风车状态进口空气流量和内阻力估算步骤如下：

(1)已知研究对象的海平面标准大气条件下的单位推力 $Fs_{ISA_Take-off}$ 和飞行马赫数，根据风车状态空气流量和内阻力估算流程(如图 4 所示)，获取了在此飞行马赫数下的风车流量函数；

(2)根据已知的飞行马赫数，计算 $F(Ma)$；

(3)根据已知的飞行马赫数和大气条件，计算出进气道进口总压 P_t 和进口总温 T_t；

(4)根据 $F(Ma)$、P_t 和 T_t，计算出风车状态流量。

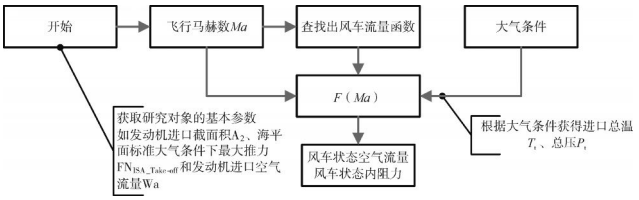


图 4　风车状态空气流量和内阻力估算流程

3　算例及结果分析

以 GE公司的 CF34-10A 发动机为研究对象，选择飞行高度 H_P=0 ~ 10668 m，飞行马赫数 Ma=0.3 ~ 0.85 作为估算点，估算结果如图 5、6 所示。此算例仅计算转子自由转动的情况，转子受制约的情况的风车流量估算步骤与其相同。

为了验证本估算模型的有效性，且便于与 GE 公司提供的数据进行比较，对不同高度的风车内阻力进行换算后进行对比，结果如图 7 所示。

在所有飞行高度层，估算的风车内阻力与 GE 公司数据相差最大不超过 10%(其中在飞行马赫数大于 0.5 的区域相差不超过 5%)，证明了本文提出方法

的有效性。

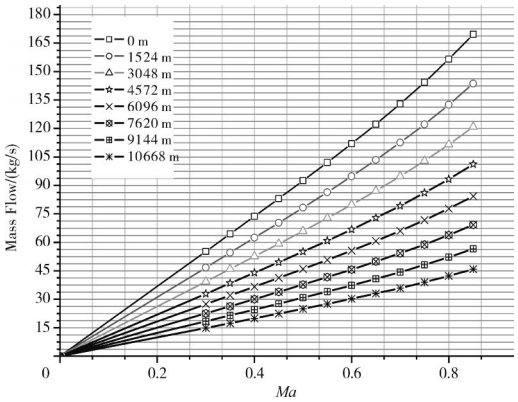


图 5　CF34-10A 发动机风车空气流量随飞行马赫数的变化曲线

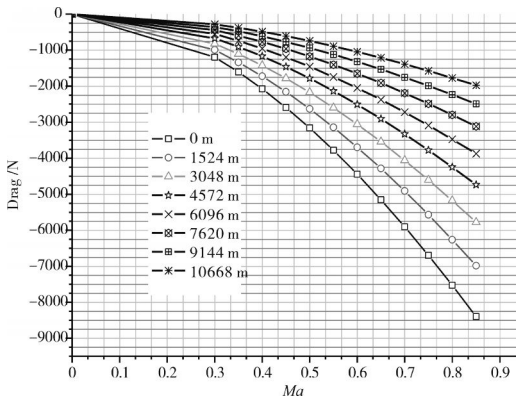


图 6　CF34-10A 发动机风车内阻力随飞行马赫数的变化曲线

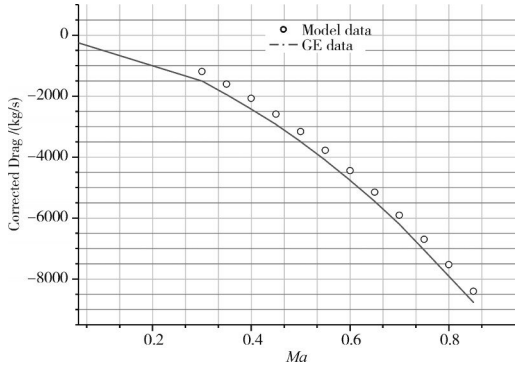


图 7　CF34-10A 发动机换算风车内阻力对比

4　结论

(1)本文介绍的风车状态进口空气流量和内阻力估算方法,应用于不同几何尺寸的带固定收敛尾喷管的涡喷 / 涡扇发动机,不依赖于部件特性,仅需已知发动机的海平面标准条件下最大功率状态的单位最大推力,计算过程简单,可以方便地应用到实际工作中。同时可在本模型的基础上,结合风洞试验数据,考虑溢流、外罩等安装阻力的影响,给出更加准确的风车阻力,对研究多发飞机起飞、爬升、着陆以及巡航阶段单发失效时飞机阻力估算具有重要意义;

(2)在获得了某特定发动机的风车状态下进口空气流量、燃烧室进口空气流量的基础上,结合飞行试验中测量的风车状态下燃烧室进口的总温和总压,就可以获得该发动机的无量纲点火系数,为合理安排空中起动的试验点提供参考,为考核发动机空中起动性能提供定量数据;

(3)由于带加力的涡喷 / 涡扇发动机均采用几何可调尾喷管,设计状态与风车状态的尾喷管喉道和出口截面面积不同,无法满足基本相似准则,同时无法建立通用的风车流量函数,所以本文介绍的方法仅适用于带几何不可调尾喷管的航空发动机,不能直接推广至估算带加力的涡喷 / 涡扇发动机的风车状态进口空气流量和内阻力。

参考文献:

[1] Braig W, Schulte H, Riegler C.Comparative analysis of the wind-milling performance of turbojet and turbofan engines [J]. Journal of Propulsion and Power,1999,15(2):326-333.

[2] Winkler S, Affenzeller M, Wagner S.New methods for the identification of nonlinear model structures based upon Genetic Programming techniques[DB/OI]. Proceedings of the 15th International Conference on Systems Science,2004.

[3] Morita M,Sasaki M,Torisaki T. Restart characteristics of turbofan engines[R].ISABE 89-7127,1989:1200-1206.

[4] 王占学,王永杰,乔渭阳,等. 涡扇发动机低转速部件特性扩展和风车状态性能模拟[J]. 推进技术,2006,27(2):146-149.
WANG zhanxue,WANG yongjie,QIAO weiyang,et al.Extrapolating component maps into the low speed and simulation of windmilling performance of turbofan engine [J].Journal of Propulsion Technology, 2006,27(2):146-149.(in Chinese)

[5] Fleming W A.Effects of altitude on turbojet engine performance[R] NACA-RM-E51J15,Lewis Flight Propulsion Laboratory Cleveland, 1954.

[6] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow[M]. New york:The Ronald tress company,1952:136-148.

[7] Loose Leaf.Estimation of windmill drag and airflow of turbojet and turbofan engines[R]. ESDU 81009,Performance Volume 4, ESDU International PLC,1981.

[8] Kang L S, Choi M S,Lim J S,et al.Analysis of windmilling characteristics for a twin-spool turbofan engine [C]//ASME Asia '97 Congress & Exhibition, 1997.

[9] Zhao Qi Shou.Calculation of windmilling characteristics of turbojet engines[J].ASME Journal of Engineering for Power, 1981, 103:1-12.

[10] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[R]. Fairfield: Black-

well Science Ltd. And ASME, 1998.

[11] Agrawal R K,YunisM.A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristic [J]. Transaction of the ASME, 1982,104:194-201.

[12] Min Su Choi,Jin Shik Lim,Yong Shik Hong.A practical method for predicting the windmilling characteristics of simple turbo jet engines [R].ASME Turbo Asia Conference, November 5-7,1996.

[13] De-You, Y,Zhong-Fan, M. A dynamic model of turbojet in starting at high altitude[R].AIAA -83-7045.

[14] Chappell M A,Blevins E G. Advanced turbine engine simulation technique and application to testing[R].AIAA-86-1731.

[15] Riegler C, Bauer M,Kurzke J. Some aspects of modelling compressor behavior in gas turbine performance calculations [R]. ASME 2000-GT-574.

[16] Wallner L F, Welna H J. Generalisation of turbojet and turbine propeller engine performance in windmilling condition [R]. NACA RM E51J23,Cleveland.

[17] 廉筱纯,吴虎.航空燃气轮机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005:256-271.

LIAN Xiaochun,WU Hu. Principle of aeroengine [M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press,2005:256-271.(in Chinese)

(编辑:李华文)