

文章编号:1000-8055(2013)05-1112-07

# 某型飞机/发动机一体化性能计算

钱 飞<sup>1</sup>, 宋文艳<sup>1</sup>, 骆广琦<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

**摘 要:** 研究了飞机/发动机一体化性能计算模型, 并开发了一套相应的可视化计算软件. 计算模型包括发动机非安装性能计算模型, 进气道、尾喷管/后体特性转换模型, 安装性能计算模型以及飞机性能计算模型. 根据进气道、尾喷管安装特性法(INSTAL), 利用进气道、尾喷管/后体特性转换程序求出实际的进气道、尾喷管安装特性, 结合非安装性能计算程序, 计算了发动机安装性能, 并在此基础上计算了飞机性能. 该软件已用于某型飞机的一体化性能计算, 使用结果表明: ①与经验公式法相比, 采用 INSTAL 所得发动机安装性能估算结果与资料值接近程度普遍提高, 最高可提高 13%; ②该软件计算结果合理, 计算所需时间短, 计算精度较高.

**关 键 词:** 非安装性能; 安装性能; 飞机性能; 进气道、尾喷管安装特性法; 一体化

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Calculation of integrated performance for aircraft/engines

QIAN Fei<sup>1</sup>, SONG Wen-yan<sup>1</sup>, LUO Guang-qi<sup>2</sup>

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Engineering Institute,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** An integrated performance computing model for aircraft/engines was studied, and a visual software based on the model was further developed. The model consisted of engine's uninstalled performance computing model, inlet and nozzle/aftbody performance characteristic transferring model, engine's installed performance computing model and flight performance computing model. Using inlet and nozzle installation methods (INSTAL), the installed engine performance was calculated in conjunction with uninstalled engine performance and installed performance characteristics of the inlet and nozzle/aftbody which had been obtained through inlet and nozzle/aftbody installation transferring program. Based on above study, the aircraft performance was calculated as well. The software was applied to estimate integrated performance of a certain aircraft. The results show: (1) comparing with the empirical formula method, the degree of closeness between the estimation of installed engine performance using INSTAL and the data from designer is increased in general, and it can be increased by 13% in maximum; (2) the calculating results are reasonable with short executing time and high accuracy.

**收稿日期:** 2012-02-28

**网络出版地址:** [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1112\\_021.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1112_021.html)

**作者简介:** 钱飞(1987—), 女, 江苏泰兴人, 硕士生, 主要从事飞机发动机一体化方向研究.

**Key words:** uninstalled engine performance; installed engine performance; flight performance; INSTAL (inlet and nozzle installation methods); integration

随着飞机对发动机的要求变得更为专门化,飞机与发动机之间及发动机各部件之间的匹配问题变得非常突出。20世纪60年代初期,美国的装TF30涡扇发动机的F-111战斗机甚至由于匹配问题而被迫从战场退役。为了解决飞机、发动机相容性问题,飞机/发动机一体化综合设计思想的提出成为必然。

在过去的20多年中,西方发达国家对飞机/发动机一体化计算已做了大量的研究工作<sup>[1-6]</sup>,结果表明飞机性能的提高很大程度上取决于飞机/发动机一体化性能研究的发展水平。

目前我国关于飞机/发动机一体化问题也做了不少研究,文献<sup>[7-8]</sup>在飞机/发动机一体化设计的航空发动机设计基本理论的基础上进行了发动机循环参数优化和飞行性能评估研究,并开发了相应的飞机/发动机一体化评估软件。本文研究了飞机/发动机一体化性能计算方法,开发了一套相对完善的飞机/发动机一体化性能计算软件平台,在发动机非安装性能计算基础上,计算了进排气系统内流损失和阻力,从而计算出发动机安装性能,另外,根据飞机几何、飞机质量、飞机气动特性等计算了飞机飞行性能。此软件已应用于某型飞机一体化性能计算,经使用表明:计算结果合理,运行时间短,为飞行器动力的选择及调整匹配起到较好的理论参考作用。

## 1 非安装性能计算模型

本文算例中的发动机为双转子加力混排涡扇发动机,发动机数学模型采用部件级气动热力模型。各部件热力计算模型与参考文献<sup>[9-10]</sup>中相同。

发动机工作时,必须满足质量流量(以下简称流量)连续、功率平衡及压力平衡。模型中采用变比热计算。

为求解描述发动机工作的非线性方程组,取发动机低压转子物理转速 $n_1$ 、风扇(低压压气机)压力比函数值 $Z_1$ 、高压转子物理转速 $n_2$ 、高压压气机压力比函数值 $Z_2$ 、主燃烧出口总温 $T_{t4}$ 、高压涡轮流量比函数值 $W_2$ 、低压涡轮流量比函数值 $W_1$ 为自变量,发动机其他参数为上述7个自变量的函数。

令

$$X = [n_1 \quad n_2 \quad Z_1 \quad Z_2 \quad T_{t4} \quad W_1 \quad W_2]^T$$

则可建立6个平衡方程

$$f_i(X) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, 6$$

给定一组自变量初始近似值后,可建立6个检验方程

$$\varphi_i(X) \leq e \quad i = 1, 2, \dots, 6$$

本文采用 $N+1$ 残量法求解非线性方程组,当满足6个检验方程时,认为得到自变量解。

在一定飞行条件下,给定调节规律时,通过求解非线性方程组,可得到发动机稳定工作时的各种参数,即可得到发动机非安装性能。

## 2 进气道、尾喷管/后体特性转换模型

参考美国航空航天局(NASA)给出的进气道、尾喷管特性数据库,建立19种进气道和9种尾喷管特性数据库<sup>[11]</sup>。当对实际进气道和尾喷管进行安装特性分析时,可根据进气道(或尾喷管)主要设计参数从19种进气道(9种尾喷管)中选一个相近的进气道(或尾喷管),考虑气动、几何参数差异,应用特性转换模型<sup>[12-13]</sup>把所选的数据库进气道(或尾喷管)特性转换为实际进气道(或尾喷管)特性。

### 2.1 进气道特性转换

转换过程分7步完成。每一步都是先确定除马赫数以外的设计参数对特性的影响,然后再确定设计马赫数的影响。具体步骤如下:

第一步:构建从进气道特性数据库中选定的进气道的总捕获流量特性图,在此基础上构建实际进气道的总捕获流量特性图;

第二步:建立实际进气道匹配的放气量特性表;

第三步:建立实际进气道匹配的供气量特性表,建立实际进气道总压恢复系数特性表中的供气量,建立实际进气道的附面层抽吸流量特性表,建立实际进气道旁路流量特性表;

第四步:建立实际进气道匹配的总压恢复系数特性,建立实际进气道总压恢复特性,建立实际进气道的畸变进气工作极限,建立实际进气道的喘振(也称嗡鸣)工作极限;

第五步:建立实际进气道的溢流阻力特性表,

建立实际进气道参考点溢流阻力特性表,建立实际进气道参考点溢流量特性表;

第六步:建立实际进气道的附面层抽吸阻力特性;

第七步:建立实际进气道的旁路特性。

## 2.2 尾喷管特性转换

分别对尾喷管/后体阻力特性和尾喷管/后体推力系数特性进行转换。这两方面的转换方法相似,都是各自计算出特性转化参数对阻力特性(或推力系数)的影响,即阻力系数(或推力系数)的修正值,然后将修正值加到数据库尾喷管特性上,就得到实际尾喷管特性。

## 3 安装性能计算模型

发动机安装之后,只要计算出进气道-发动

机-尾喷管/后体的内流损失和阻力变化,就能计算出发动机的安装推力和安装耗油率。其中,内流损失包括进气道总压恢复系数和尾喷管推力系数相对于发动机非安装性能需要数据的变化量;而阻力包括进气道-发动机匹配后的溢流阻力、旁路放气阻力和附面层抽吸阻力、发动机-尾喷管/后体匹配后的后体阻力。

### 3.1 安装性能计算流程

本文利用转换所得进气道溢流阻力特性、进气道旁路阻力特性、进气道附面层抽吸阻力特性以及尾喷管/后体阻力特性,结合非安装性能计算程序,分别求出进气道阻力(包括溢流阻力、旁路阻力和抽吸阻力)和尾喷管阻力,从而求出安装推力(如图1所示)。这个方法即称之为进气道、尾喷管安装特性法(INSTAL)。具体计算流程如下:

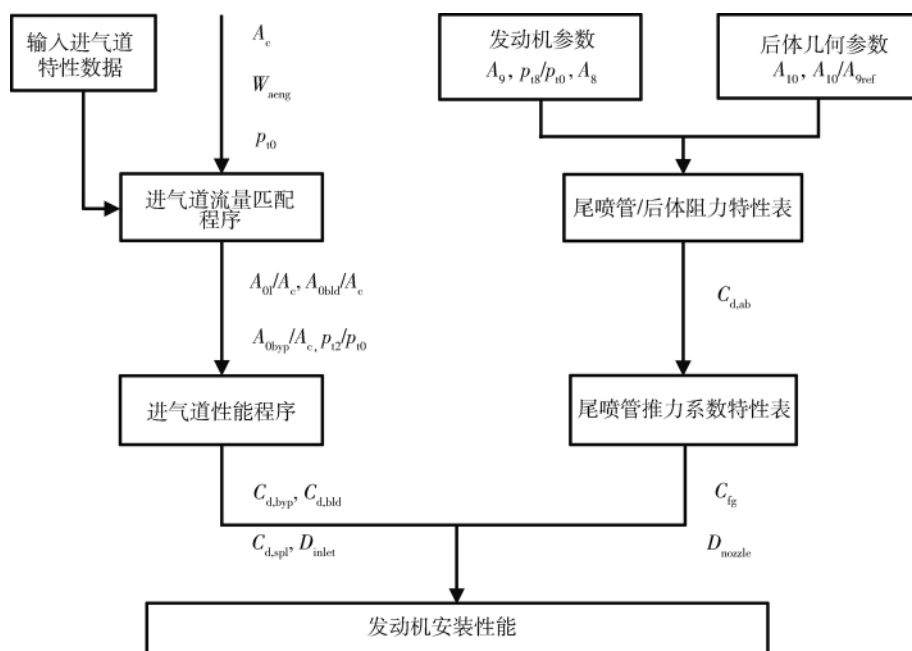


图1 发动机安装性能计算流程

Fig. 1 Installed performance computing procedure of engine

1) 首先引入一个进气道流量匹配程序。考虑到进气道总压恢复系数和进气道流量的匹配关系,通过迭代计算出实际进气道的空气流量  $W_{a2}$  和总压恢复系数  $p_{12}/p_{10}$ ;

2) 利用进气道性能程序,计算出进气道阻力  $D_{inlet}$ ;

3) 根据尾喷管/后体的几何参数  $A_{10}$ ,  $A_{10}/A_{9ref}$  和计算出的参数  $A_9$ ,  $p_{18}/p_{10}$ ,  $A_8$ , 利用尾喷管/后体阻力特性表以及喷管推力系数特性表计算尾喷管的阻力系数  $C_{d,ab}$  和推力系数  $C_{fg}$ , 从而

可得到后体阻力  $D_{nozzle}$ 。

4) 计算发动机安装推力,其公式为  $F_{install} = F_{uninstall} \cdot C_{fg} - D_{inlet} - D_{nozzle}$ , 式中  $F_{uninstall}$  为非安装推力。从而计算出发动机安装耗油率等参数,即可得发动机安装性能。

### 3.2 进气道计算流程

以上发动机安装性能计算流程图所用到的两个进气道子程序(即进气道流量匹配程序和进气道性能计算程序)的算法较为复杂,图2给出了

详细的算法. 首先根据发动机非安装性能初步算出总压恢复系数  $p_{t2}/p_{t0}$ 、发动机空气质量流量  $W_{\text{aeng}}$  等参数, 再利用进气道特性中的旁路质量流量特性图 (Table 7) 和总压恢复系数特性图 (Table 2A) 求出新的总压恢复系数  $(p_{t2}/p_{t0})'$ 、新的质量流量  $W'_{\text{aeng}}$ , 根据流量匹配原则进行修正. 最后再根据 3 个进气道阻力特性图 (Table 3, Table 4, Table 5) 分别求出旁路阻力系数  $C_{d, \text{byp}}$ 、抽吸阻力系数  $C_{d, \text{bld}}$  和溢流阻力系数  $C_{d, \text{spl}}$ .

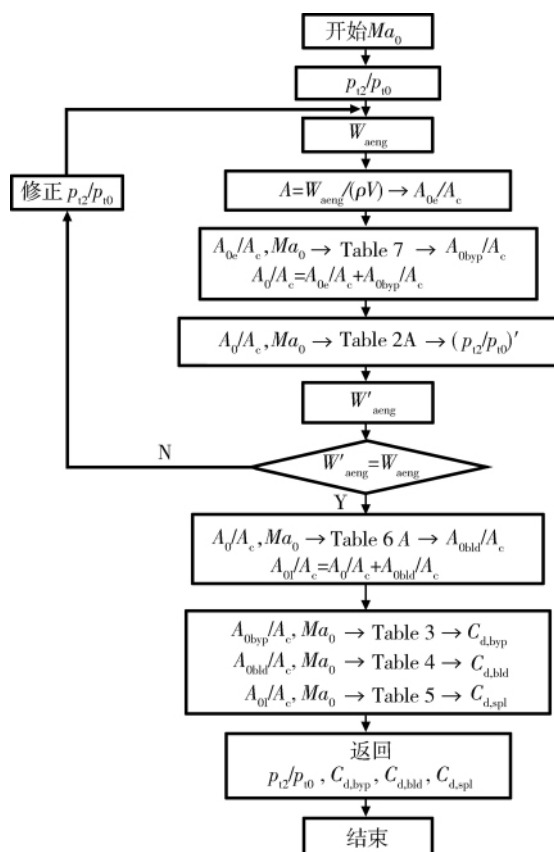


图2 进气道两个子程序详细流程图

Fig. 2 Particular procedure of two inlet performance subroutines

## 4 飞机性能计算模型

飞机性能计算模型采用常规的计算方法<sup>[14]</sup>, 其中主要包括基本飞行性能计算和飞行任务性能计算.

### 4.1 基本飞行性能计算

基本性能主要包括单位剩余功率、最大平飞速度、最小平飞速度、稳定盘旋或瞬时盘旋的最大过载及角速度、升限、水平加速时间等.

### 4.2 飞行任务性能计算

典型的飞行任务剖面由起飞、上升、巡航、作

战、下降等任务段组成. 按飞行任务剖面, 组合有关航段子程序, 可对飞行任务性能做出评估.

## 5 算例与结果分析

### 5.1 非安装性能计算

以某型发动机为例, 计算了发动机非安装性能, 并与设计方提供的资料值进行了对比 (如图 3、图 4 所示). 设定发动机处于全加力状态, 飞行高度为 0~20 km, 飞行马赫数为 0~2.3. 图中  $\bar{F}$  表示推力与设计点推力的比值, 即  $\bar{F} = F/F_{\text{des}}$ . 同样,  $\bar{S}_{\text{fc}}$  表示耗油率与设计点耗油率的比值, 即  $\bar{S}_{\text{fc}} = S_{\text{fc}}/S_{\text{fc, des}}$ . 由图 3 和图 4 可以明显看出非安装性能计算比较准确, 相对推力和相对耗油率的计算值与资料值吻合较好.

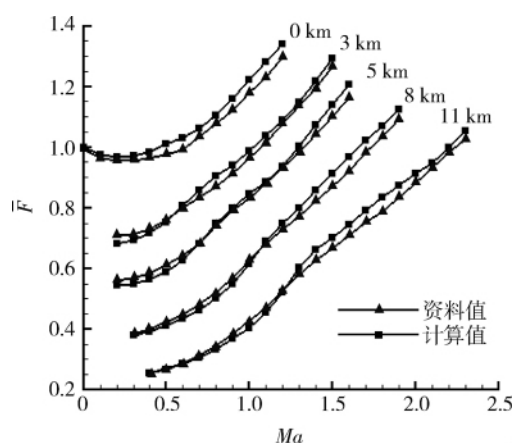


图3 全加力状态下非安装相对推力对比图

Fig. 3 Comparison of uninstalled thrust under full reheating condition

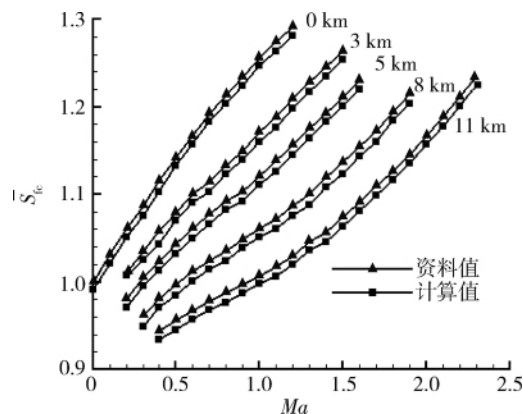


图4 全加力状态下非安装相对耗油率对比图

Fig. 4 Comparison of uninstalled specific fuel consumption under full reheating condition

## 5.2 进气道特性计算

由于特性转换结果较多,这里只给出进气道特性换算部分结果.以某型进气道为例,图5~图7给出了该进气道溢流阻力系数、抽吸阻力系数以及旁路阻力系数特性图.从图5~图7可以看出,进气道的安装阻力对发动机安装性能影响很大,这种影响在高马赫数时非常明显(高马赫数时阻力系数较大)<sup>[15]</sup>.因此,在发动机设计和研制过程中,都必须对高马赫数时发动机有效推力予以高度重视,避免出现推力不足或耗油率过高的情况.

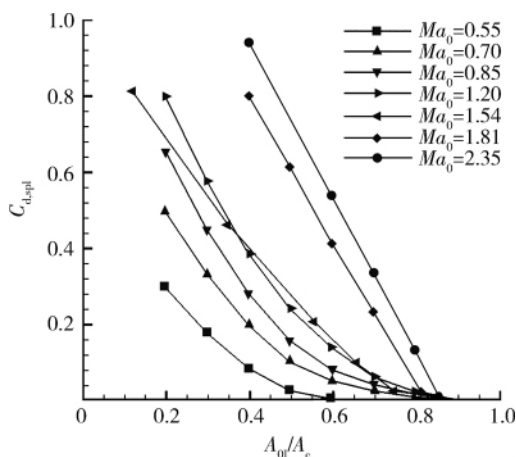


图5 进气道溢流阻力特性图

Fig. 5 Inlet spillage drag characteristics

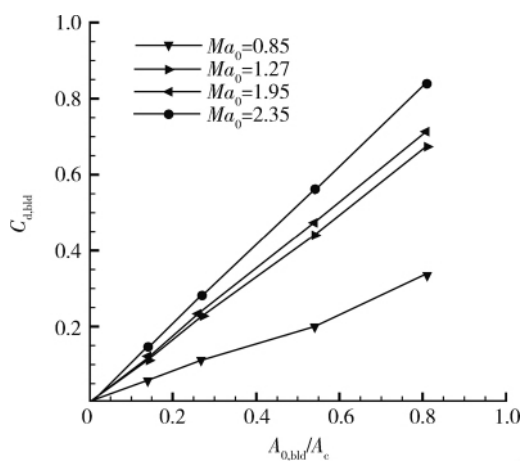


图6 进气道抽吸阻力特性图

Fig. 6 Inlet boundary layer bleed drag characteristics

## 5.3 安装性能计算

本文采用进气道、尾喷管安装特性法(INSTAL)计算推进系统安装性能,即根据转换所得进气道和尾喷管/后体特性,再结合前面计算所得发动机非安装性能,计算了发动机安装性能,并将

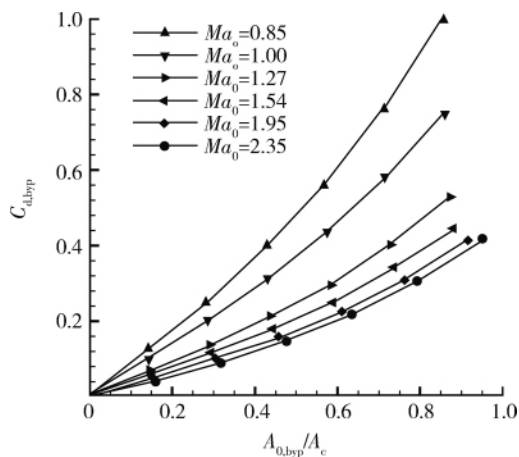


图7 进气道旁路阻力特性图

Fig. 7 Inlet bypass drag characteristics

结果与经验公式法<sup>[7]</sup>计算所得结果以及资料值进行了对比.对比结果见图8和图9.图中 $\bar{W}_f$ 表示燃油流量与设计点燃油流量的比值,即 $W_f/W_{f,des}$ .

由图8和图9可以看出,与经验公式法相比,INSTAL计算结果更接近于资料值.这是由于INSTAL充分考虑了进、排气系统的内流损失和阻力特性,通过该方法可以更直观地了解进、排气系统的安装特性.

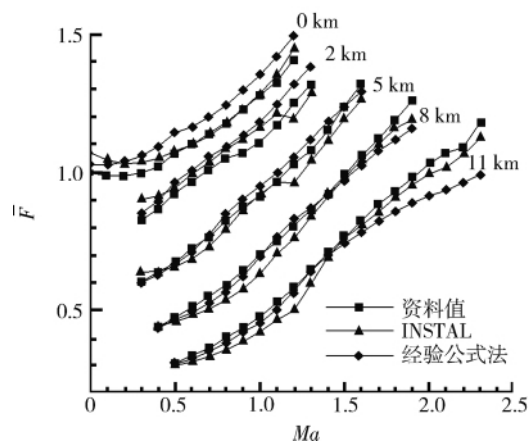


图8 全加力状态下安装相对推力对比图

Fig. 8 Comparison of installed thrust under full reheating condition

## 5.4 飞机性能计算

图10给出了加力和最大情况下的最大平飞速度 $V_{max}$ 、最小平飞速度 $V_{min}$ 随飞行高度的变化关系.最大平飞速度计算公式为 $V_{max} = \sqrt{2T_a/C_x\rho S}$ ,式中 $T_a$ 为可用推力, $C_x$ 为波阻系数, $\rho$ 为密度, $S$ 为机翼面积.图中的 $\bar{V}$ 和 $\bar{H}$ 分别

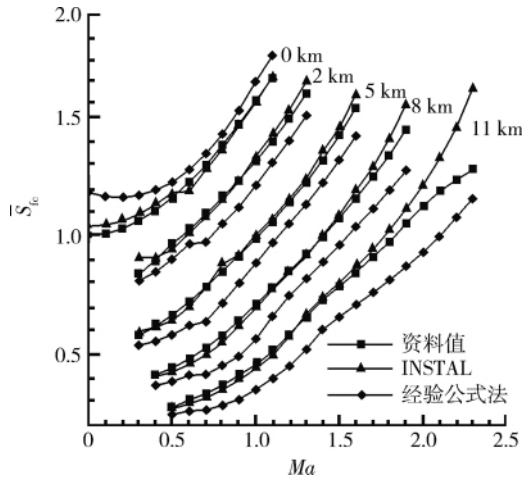


图 9 全加力状态下安装相对耗油率对比图  
Fig. 9 Comparison of installed specific fuel consumption under full reheating condition

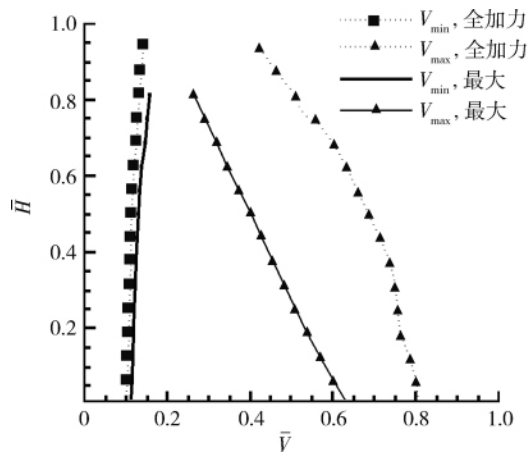


图 10 最大、最小平飞速度图  
Fig. 10 Maximal and minimal level-flight speed

代表速度和飞行高度的相对值。

从图 10 中可知,随着飞行高度的增加,由于失速速度增大,最小平飞速度逐渐增大。在最大状态下,飞机跨声速飞行,在接近声速时,随高度增加,声速减小,同一飞行速度下  $Ma$  增加,波阻系数  $C_x$  较大,加上可用推力  $T_a$  随高度增加而减小,因而由最大平飞速度计算公式可知  $V_{max}$  随高度增加一直减小。加力状态下,对流层内随着高度增加,与最大状态同样的原因,  $V_{max}$  随高度增加而减小;平流层内,声速不随高度变化,波阻系数不变,密度随高度减小,而为了保持平飞,需增加迎角,阻力系数随之增加,  $C_x \rho$  的减小变得缓慢,  $T_a$  又继续下降,故  $V_{max}$  仍随  $H$  增加而减小。

同一架飞机,在不同的高度其加速性能是不一样的。表 1 列出了某飞机的加速性能计算结果。

从表 1 可见,对于同样的加速范围,在相同的发动机工作状态下,飞机高度在 13 000 m 比在 5 000 m 所需加速时间长得多。这是因为剩余推力随高度升高而降低,从而使高空加速性能恶化。

表 1 某飞机的加速性能

Table 1 Acceleration performance of a certain aircraft

| 高度/m   | 加速范围/<br>(m/s) | 加速时间/s |      |
|--------|----------------|--------|------|
|        |                | 最大     | 加力   |
| 5 000  | 200~250        | 18.8   | 8.6  |
| 13 000 | 200~250        | 113.5  | 31.6 |

图 11 和图 12 分别描述了最大、加力状态下部分高度下的盘旋性能。与前面类似,图中的  $\bar{R}_{min}$  是最小盘旋半径的相对值。

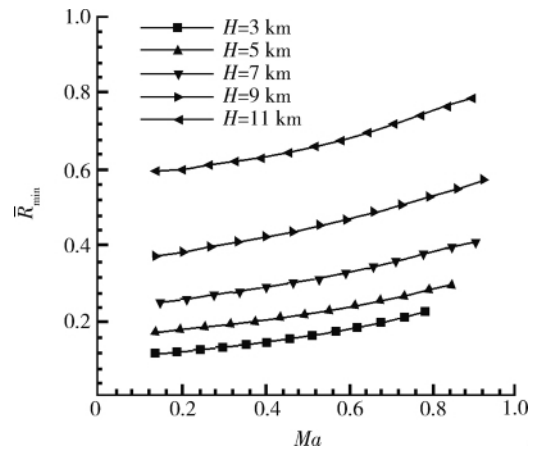


图 11 最大状态下稳定盘旋最小半径  
Fig. 11 Minimum sustained turn radius under maximum condition

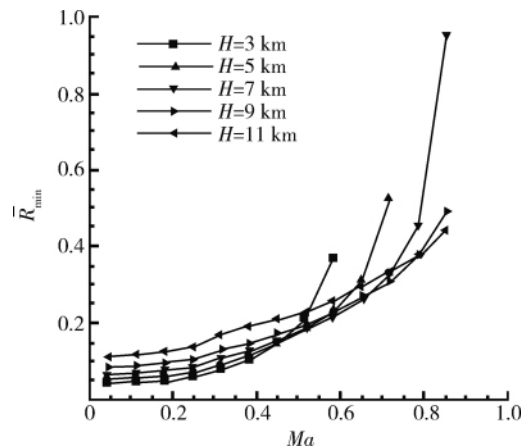


图 12 加力状态下稳定盘旋最小半径  
Fig. 12 Minimum sustained turn radius under afterburning condition

最大状态下,当飞行高度不变时,随着飞行马赫数的增加,极限过载  $n_{n,\max}$  增加,由于速度大小的影响起主要作用,由公式  $R = \frac{1}{g} \frac{V^2}{\sqrt{n_n^2 - 1}}$  可知,最小盘旋半径缓慢增大。加力状态时,低马赫盘旋时,最小盘旋半径变化与最大状态时类似;在高马赫数下盘旋时,诱导阻力系数开始随马赫数增大而增加,使得极限过载  $n_{n,\max}$  降低,从而使最小盘旋半径增大得更快。飞行马赫数不变时,随着高度的增加极限过载减小,同样使得最小盘旋半径增大。

## 6 结 论

1) 本文所建立的飞机/发动机一体化性能计算模型以及相应的软件,能较为准确计算出发动机非安装性能、发动机安装性能以及飞机性能,一定意义上实现了飞机/发动机一体化性能评估。

2) 在计算发动机安装性能过程中,采用了进气道、尾喷管安装特性转换法对进气道和尾喷管特性进行了转换,更好地反映了实际的进气道特性和尾喷管特性,从而使得安装性能计算结果比经验公式法所得结果更接近实际值。

3) 此模型和软件用于飞机发动机一体化正向验算,利于指导飞机/发动机设计,也可有效加快飞机/发动机改进改型进度。

## 参考文献:

- [1] 尤哥夫,塞里万诺夫. 飞机与发动机特性匹配[M]. 北京:国防工业出版社,1989.
- [2] Mattingly J D, Haiser W H, Parret D T. Aircraft engine design[M]. Reston, VA, US: AIAA Education Series, 2005.
- [3] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. Reston, VA, US: AIAA Education Series, 2005.
- [4] Sobieszczanski-Sobieski J. A system approach to aircraft optimization[R]. NASA TM-104074, 1991.
- [5] Swavelly C E, Soileau J F. Aircraft aftbody/propulsion system integration for low drag[R]. AIAA-72-1101, 1972.
- [6] Oates G C. Aircraft propulsion systems technology and design[M]. Reston, VA, US: AIAA Education Series, 1989.
- [7] 汪家芸,张津,朱一钺. 飞机/发动机一体化评估系统研究[J]. 航空学报, 1992, 13(10): 517-526.  
WANG Jiayun, ZHANG Jin, ZHU Yikun. Aircraft/propulsion integrated assessment system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(10): 517-526. (in Chinese)
- [8] 张津,陈大光,汪家芸,等. 机动飞机/涡扇发动机设计参数的一体化选择[J]. 推进技术, 1996, 17(6): 18-23.  
ZHANG Jin, CHEN Daguang, WANG Jiayun, et al. An integrated selection of design parameters for airplane/engines with high maneuverability[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(6): 18-23. (in Chinese)
- [9] 陶增元,王如根. 飞机推进系统总体设计[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [10] 骆广琦,桑增产,王如根. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [11] Kowalski E J. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines: Vol III library of maps[R]. NASA CR159693, 1979.
- [12] Kowalski E J. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines: Vol I final report[R]. NASA CR159691, 1979.
- [13] 刘鹏超,宋文艳,骆广琦. 某型飞机发动机的安装推力计算[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 268-272.  
LIU Pengchao, SONG Wenyan, LUO Guangqi. Installed thrust calculation for turbofan engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(3): 268-272. (in Chinese)
- [14] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [15] 王占学,乔渭阳,蔡元虎. 某型弹用涡喷发动机安装性能分析[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 12-16.  
WANG Zhanxue, QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. Analysis of installation performance of the missile turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 12-16. (in Chinese)