

分开排气涡扇发动机的热力循环分析

杨 锬^{1,2}, 屠秋野^{1,2}, 施 洋^{1,2}, 蔡元虎^{1,2}, 蒋 平³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 基于燃气发生器的概念分析了分开排气涡扇发动机的效率划分。在此基础上,通过理论推导证明了分开排气涡扇发动机的最佳外涵风扇增压比的存在判据,及其单位推力、效率和耗油率极值的等价性。给出的判据可以作为实际分排涡扇发动机设计中的最佳外涵风扇增压比的选择依据。针对两型大涵道比分开排气涡扇发动机热力循环分析的结果表明:当外内涵排气速度的比值与风扇、低压涡轮效率的乘积相等时,发动机的总效率和单位推力最大,耗油率最低,从而证明了本文给出的效率划分和最佳外涵风扇增压比判据是合理的。

关 键 词: 大涵道比分开排气涡扇发动机; 燃气发生器; 效率; 最佳外涵风扇增压比; 耗油率

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Analysis of thermodynamic cycle for separated flow turbofan engine

YANG Kun^{1,2}, TU Qiuye^{1,2}, SHI Yang^{1,2}, CAI Yuanhu^{1,2}, JIANG Ping³

(1. School of Power and Energy, Northwestern
Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Commercial Aircraft Engine Limited Company, Aero Engine (Group)
Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: The efficiency of separated flow turbofan engine was analyzed based on the definition of gas generator. It proved the existence criterion of the optimum fan pressure ratio and the equivalence of extreme value of the specific thrust, the total efficiency and the specific fuel consumption by theoretical deduction on the basis of the efficiency definitions. This criterion could be used to determine the optimum fan pressure ratio for separated flow turbofan engine in practical design progress. The parametric study results of two different high-bypass-ratio separated flow turbofan engines demonstrated that when the ratio of bypass and primary exhaust velocity equaled to the product of fan and low pressure turbine efficiencies, the overall efficiency and specific thrust reached their maximums and specific fuel consumption reached its minimum, proving the validity of the criterion.

Key words: high-bypass-ratio separated flow turbofan engine; gas generator; efficiency; optimum bypass fan pressure ratio; specific fuel consumption

收稿日期: 2016-01-19

作者简介: 杨锬(1987—),男,博士生,主要从事航空发动机总体设计研究。

引用格式: 杨锬,屠秋野,施洋,等. 分开排气涡扇发动机的热力循环分析[J]. 航空动力学报,2017,32(9):2187-2192. YANG Kun, TU Qiuye, SHI Yang, et al. Analysis of thermodynamic cycle for separated flow turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2187-2192.

符号说明

ΔE	气流获得动能, J/S	Q_1	燃烧室加热量, J/S
N_p	推进功率, J/S	B	涵道比
c_p	比定压热容	F_n	推力, N
F_s	单位推力, (N · s)/kg	H_μ	燃油低热值, J/(kg · K)
h	焓, J/kg	l	单位功, J/kg
p	总压, Pa	R	气体常数, J/(kg · K)
C_{st}	耗油率, kg/(N · h)	T	总温, K
V	气流速度, m/s	W	质量流量, kg/s
γ	比热比	η	效率
φ 函数	$\varphi = \int c_p / T dT$, J/kg	π	增压比

下标说明

ad	绝热	b	燃烧室
fan	风扇	f	燃油
id	内涵	id	理想状态(等熵、完全膨胀)
lpt	低压涡轮	od	外涵
opt	最佳	p	推进
poly	多变	t	热
transfer	传递	Σ	总和
0	远前方未受扰动截面		

大涵道比分开排气(文中简称分排)是民用涡轮发动机经常选择的结构形式之一,GE90 系列、GENx 和 PW4000 系列等发动机都采用了分排结构形式。相比涡喷发动机而言,涡扇发动机的能量传递形式和效率的划分要复杂得多。

涡扇发动机的热力循环参数包括总增压比、涡轮前总温、涵道比和外涵风扇增压比。其中,风扇增压比的选择通常是在选定了循环总增压比、涡轮前总温和涵道比之后才确定的。这些热力循环参数对发动机设计性能的影响在很多文献中已经有了比较详细的讨论^[1-13]。

涡扇发动机从结构形式上分为混排和分排两类。Branam 在进行发动机概念设计时,最初注意到混排涡扇发动机中当外涵气流于混合器处的马赫数略微小于低压涡轮出口的主流马赫数时,总能得到最小的设计非安装耗油率和最大的设计非安装单位推力。受其启发,Millhouse 等^[14]通过大量的数值模拟找到了混排涡扇发动机最佳外涵风扇增压比的判据,即混合室入口外涵气流总压与涡轮出口主流总压的比值接近 1。对于分排涡扇发动机,文献[4]确认了在总增压比、涡轮前总温和涵道比给定的条件下,存在最佳外涵风扇增压比使得发动机的单位推力最大,同时耗油率最低。文献[5]指出,在现代涡轮风扇发动机有关部件效率水平下,最佳外涵风扇增压比所对应的外

涵内涵排气速度之比大约为 0.8,但并未给出明确的存在判据。文献[15]也同时提出了分排涡扇发动机的最佳外涵风扇增压比判据,但是并没有给出详尽的理论推导。

本文从涡扇发动机中的能量守恒和能量分配的基本原理出发,给出了分排涡扇发动机的效率划分及定义;在此基础上,进一步对分开排气涡扇发动机最佳外涵风扇增压比进行了推导,给出了其存在判据的理论证明;最后应用本文推导的判据,针对两型典型的大涵道比分排涡扇发动机进行了数值模拟验证。

1 分排涡扇发动机的效率

1.1 燃气发生器的划分

在分析分排涡扇发动机的效率之前,首先需要明确分排涡扇发动机燃气发生器的划分。燃气发生器流路的详细划分如图 1 所示。图中,截面 21 表示发动机外涵风扇进口,截面 19 表示外涵喷管出口,截面 2 表示发动机内涵风扇进口,截面 9 表示内涵喷管出口。

分排涡扇发动机外涵的气流不参与燃气发生器的热力循环。相应地,驱动外涵风扇的低压涡轮不能计入燃气发生器的流路,即图 1 中的深蓝色阴影部分。因此,分排涡扇发动机的燃气发生器应该包括内涵风扇、增压级、高压压气机、燃烧室、高压

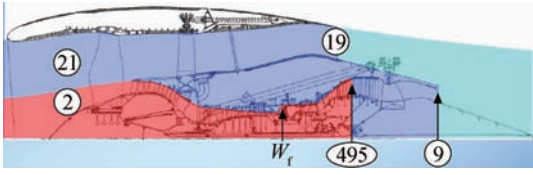


图 1 分排涡扇发动机燃气发生器的划分

Fig. 1 Illustration of gas generator of separated flow turbofan engine

涡轮和虚拟内涵低压涡轮,如图 1 中的红色阴影部分所示。虚拟内涵低压涡轮作为内涵风扇和增压级的动力部件,其出口记为截面 495。截面 495 之后的低压涡轮为虚拟外涵低压涡轮,作为外涵风扇的动力部件。如果已知低压涡轮进口截面 45 的气流参数,则截面 495 参数由下式计算得到:

$$h_{495} = h_{45} - l_{pt,id} \quad (1)$$

$$R \ln \left(\frac{p_{45}}{p_{495}} \right) \eta_{pt,id,poly} = \varphi_{45} - \varphi_{495} \quad (2)$$

式中虚拟内涵低压涡轮的功等于内涵风扇功和增压级功之和。需要注意的是,在计算截面 495 总压时,必须采用低压涡轮的多变效率。因为实际低压涡轮与虚拟内涵低压涡轮的膨胀比不同,所

$$\eta_p = \frac{N_p}{\Delta E} = \frac{F_n V_0}{W_{19} \frac{V_{19,id}^2}{2} + W_9 \frac{V_{9,id}^2}{2} - (W_2 + W_{21}) \frac{V_0^2}{2}} =$$

$$\frac{F_n V_0}{W_{19} (h_{19} - h_{19,id}) + W_9 (h_9 - h_{9,id}) - (W_2 + W_{21}) (h_2 - h_0)} \quad (4)$$

比较式(3)和式(4)可以看出,分排涡扇发动机燃气发生器产生的实际循环功与气流在发动机中获得的动能是不相等的。原因是燃气发生器产生的实际循环功在通过虚拟外涵低压涡轮和外涵

$$\eta_{transfer} = \frac{\Delta E}{h_{495,id}} = \frac{W_{19} (h_{19} - h_{19,id}) + W_9 (h_9 - h_{9,id}) - (W_2 + W_{21}) (h_2 - h_0)}{W_{495} (h_{495} - h_{495,id}) - W_2 (h_2 - h_0)} \quad (5)$$

综上分析,分排涡扇发动机的总效率应表示为

$$\eta_{\Sigma} = \eta_t \eta_{transfer} \eta_p = \frac{F_n V_0}{W_f H_{\mu} \eta_b} = \frac{3600 V_0}{C_{st} H_{\mu} \eta_b} = \frac{(W_2 + W_{21}) F_s V_0}{W_f H_{\mu} \eta_b} \quad (6)$$

式(6)表明,对于分排涡扇发动机,最低耗油率、最高效率和最大单位推力 3 个指标的存在判据是等价的。

2 最佳外涵风扇增压比的判据

假定尾喷管完全膨胀,则分排涡扇发动机的单位推力定义如下:

$$F_s = \frac{B}{1+B} (V_{19,id} - V_0) + \frac{1}{1+B} (V_{9,id} - V_0) \quad (7)$$

以两者的绝热效率是不同的,但多变效率是相同的。满足式(1)和式(2)的截面 495 是根据燃气发生器的低压转子功率平衡确定的,位于低压涡轮进出口截面之间的虚拟截面。在大多数情况下,该截面前后的虚拟涡轮都不是整数级。

综上分析,分排涡扇发动机的低压涡轮以虚拟的截面 495 划分为两个虚拟部件,分别是虚拟内涵低压涡轮和虚拟外涵低压涡轮。虚拟内涵低压涡轮是内涵风扇和增压级的动力部件,虚拟外涵低压涡轮是外涵风扇的动力部件。

1.2 效率的划分

分排涡扇发动机的热效率就是燃气发生器的热效率,即

$$\eta_t = \frac{h_{495,id}}{Q_1} = \frac{W_{495} \frac{V_{495,id}^2}{2} - W_2 \frac{V_0^2}{2}}{W_f H_{\mu} \eta_b} = \frac{W_{495} (h_{495} - h_{495,id}) - W_2 (h_2 - h_0)}{W_f H_{\mu} \eta_b} \quad (3)$$

式中燃气发生器的实际循环功为截面 495 燃气完全膨胀产生的动能与内涵风扇进口的空气动能之差。

分排涡扇发动机的推进效率表示如下:

风扇传递到外涵去增加外涵气流势能的时候,由于部件效率的存在损失了一部分能量。这部分损失的能量可以通过传递效率来表述,即

对式(7)求偏导可以得到单位推力极值点的满足如下方程:

$$\frac{\partial F_s}{\partial V_{19,id}} = \frac{B}{1+B} + \frac{1}{1+B} \cdot \frac{\partial V_{9,id}}{\partial V_{19,id}} = 0 \quad (8)$$

要消去式(8)中的偏导项,还需补充燃气发生器和外涵风扇之间的能量传递方程。图 2 给出了外涵风扇的 $h-s$ (焓-熵)图,图中忽略了进气道和外涵道的总压损失。图 3 给出了虚拟外涵低压涡轮的 $h-s$ 图。

从图 2 可以看出,外涵的理想排气动能为来流动能与外涵风扇等熵功之和,即

$$\frac{1}{2} V_0^2 + l_{fan,od,id} = \frac{1}{2} V_{19,id}^2 \quad (9)$$

引入外涵风扇绝热效率和虚拟外涵低压涡轮绝热效率,根据外涵部件功率平衡得到虚拟外涵

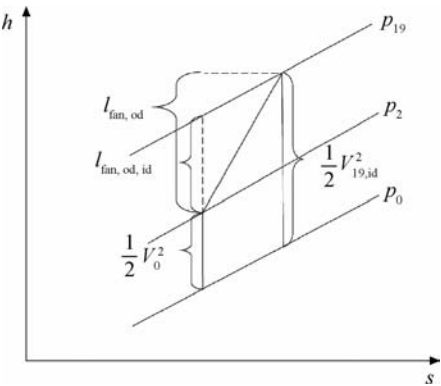


图 2 外涵风扇的 $h-s$ 图
Fig.2 $h-s$ chart of bypass fan

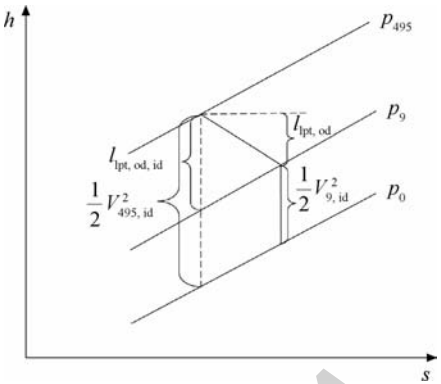


图 3 虚拟外涵低压涡轮的 $h-s$ 图
Fig.3 $h-s$ chart of virtual bypass low pressure turbine

低压涡轮的等熵功为

$$l_{\text{pt,od,id}} = \frac{l_{\text{pt,od}}}{\eta_{\text{pt,od,ad}}} = \frac{Bl_{\text{fan,od}}}{\eta_{\text{pt,od,ad}}} = \frac{Bl_{\text{fan,od,id}}}{\eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{pt,od,ad}}} = \frac{B(V_{19,\text{id}}^2 - V_0^2)}{2\eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{pt,od,ad}}} \quad (10)$$

从图 3 可以看出,燃气发生器的理想排气动能为虚拟外涵低压涡轮的等熵功与内涵理想排气动能之和,即

$$\frac{1}{2}V_{495,\text{id}}^2 = \frac{1}{2}V_{9,\text{id}}^2 + l_{\text{pt,od,id}} = \frac{1}{2}V_{9,\text{id}}^2 + \frac{B(V_{19,\text{id}}^2 - V_0^2)}{2\eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{pt,od,ad}}} \quad (11)$$

整理后有

$$\frac{1}{2}V_{9,\text{id}}^2 + \frac{BV_{19,\text{id}}^2}{2\eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{pt,od,ad}}} = \frac{1}{2}V_{495,\text{id}}^2 + \frac{BV_0^2}{2\eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{pt,od,ad}}} \approx \text{const} \quad (12)$$

讨论最佳外涵风扇增压比的前提条件是,包括燃气发生器总增压比、涡轮前总温和涵道比在内的热力循环参数保持不变,当仅改变外涵风扇增压比时,燃气发生器的总增压比在内涵风扇、增压级和高压压气机之间的分配会发生变化,从而

影响燃气发生器总膨胀比在高压涡轮和虚拟内涵低压涡轮之间的分配。由于各部件效率存在着差异,因此燃气发生器总膨胀比会略有改变,使得截面 495 的焓和总压产生细微的变化。这里假定燃气发生器的总膨胀比不变,即截面 495 的焓和总压不变,因此式(12)中燃气发生器的理想排气动能近似保持常数。

对式(12)求偏导,有

$$V_{9,\text{id}} \frac{\partial V_{9,\text{id}}}{\partial V_{19,\text{id}}} + \frac{BV_{19,\text{id}}}{\eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{pt,od,ad}}} \approx \frac{\partial \text{const}}{\partial V_{19,\text{id}}} = 0 \quad (13)$$

联立式(8)和式(13),消去偏导项,并采用低压涡轮绝热效率近似虚拟外涵低压涡轮绝热效率,有

$$\frac{V_{19,\text{id}}}{V_{9,\text{id}}} \approx \eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{lpt,od,ad}} \approx \eta_{\text{fan,od,ad}} \eta_{\text{lpt,ad}} \quad (14)$$

式(14)即为最佳外涵风扇增压比的判据存在条件。在实际分排涡扇发动机设计时,当其他热力循环参数确定之后,可以通过优化外涵风扇增压比来满足式(14)使得设计点耗油率最低。相应地,可以由下式来确定最佳外涵风扇增压比:

$$l_{\text{fan,od,id}} = \frac{1}{2}V_{19,\text{id}}^2 - \frac{1}{2}V_0^2 = \frac{c_p T_{21} (\pi_{\text{fan,od,opt}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{\eta_{\text{fan,od,ad}}} \quad (15)$$

3 实例分析

为了验证本文提出的最佳外涵风扇增压比判据,分别选择国外两种典型的大涵道比分排涡扇发动机进行分析。表 1 给出了 Leap-X1C 发动机早期设计方案的最大爬升状态性能参数。

表 1 Leap-X1C 发动机最大爬升状态性能参数
Table 1 Leap-X1C engine maximum climbing performance parameters

参数	数值
高度/m	10 668
马赫数	0.785
涵道比	9.33
增压级压比	1.952
压气机压比	21.4
高压涡轮入口总温/K	1 767.5

基于上述设计参数的 Leap-X1C 发动机性能随外涵风扇增压比变化的数值计算结果如图 4 所示。从图中可以看出,当外涵风扇增压比较小时,随着增压比的升高,外内涵理想排气速度的比值呈现比较平缓的升高。这是由于随着外涵风扇增

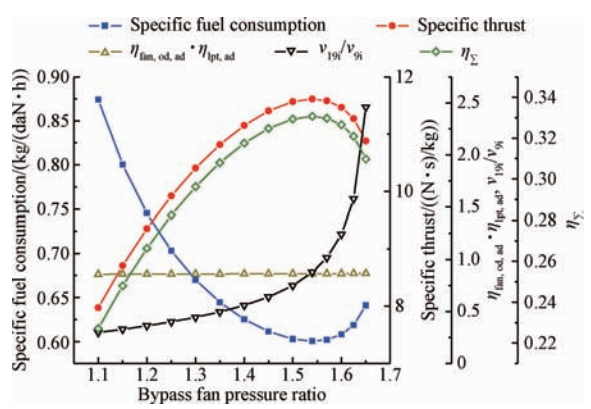


图 4 Leap-X1C 发动机性能及判据参数随外涵
风扇增压比的变化

Fig. 4 Leap-X1C engine performance and criterion
parameters vs. bypass fan pressure ratio

压比的升高,外涵理想排气速度逐步增大,而内涵理想排气速度逐步减小。当外涵风扇增压比较大时,随着增压比的升高,外涵、内涵理想排气速度的比值急剧升高,这是由内涵排气速度的急剧下降造成的。随着外涵风扇增压比的变化,由于外涵风扇及低压涡轮的绝热效率并没有显著地变化,所以两者的乘积也呈现了相对稳定的趋势。耗油率随着外涵风扇增压比的递增先减小后增大,在外涵风扇增压比为 1.54 处达到了耗油率最小;同时发动机单位推力和总效率达到最大,这与式(6)反映的物理意义相吻合。在这一最佳风扇增压比处,正好对应着理想排气速度比与风扇和低压涡轮效率乘积的交点,即式(14)的判据条件。当外涵风扇增压比偏离最佳值较大时,内、外涵的排气速度差异增大,从而使得发动机总效率下降、耗油率升高、单位推力下降。

表 2 给出了 CFM56-7B 型发动机的主要参数。该型发动机性能随外涵风扇增压比的变化如图 5 所示。

表 2 CFM56-7B 型发动机主要性能参数

Table 2 CFM56-7B type engine main
performance parameters

参数	数值
高度/m	10 668
马赫数	0.785
涵道比	5.5
增压级压比	2.73
压气机压比	12
高压涡轮入口总温/K	1 513

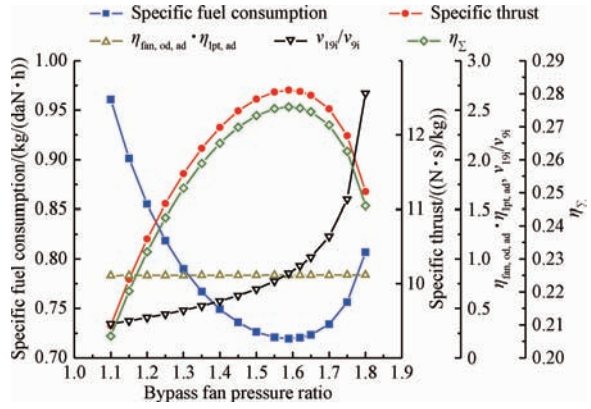


图 5 CFM56-7B 发动机性能及判据参数随外
涵风扇增压比的变化

Fig. 5 CFM56-7B engine performance and criterion
parameters vs. bypass fan pressure ratio

从图 5 中可以看出,当外涵风扇增压比的取值在 1.6 时,外内涵排气速度的比值与风扇、低压涡轮效率的乘积相等。此时发动机的总效率及单位推力达到了最大,耗油率达到了最低。

对比 Leap-X1C 和 CFM56-7B 的计算结果可以看出,随着发动机涵道比的增加,理想外涵排气速度下降,最佳风扇增压比也呈现下降的趋势。

上述两型大涵道比分排涡扇发动机的计算结果表明,本文推导得到的最佳外涵风扇增压比判据(式(14))与实际大涵道比涡扇发动机的风扇增压比的选择是一致的;而且对于大涵道比分排涡扇发动机,选取最佳外涵风扇增压比将同时使得发动机单位推力、总效率和耗油率达到最优值。

4 结 论

1) 分排涡扇发动机的低压涡轮可以划分虚拟内涵低压涡轮和虚拟外涵低压涡轮。虚拟内涵低压涡轮是内涵风扇和增压级的动力部件,虚拟外涵低压涡轮是外涵风扇的动力部件。内涵风扇、增压级、高压压气机、燃烧室、高压涡轮和虚拟内涵低压涡轮共同构成了分排涡扇发动机的燃气发生器。

2) 分排涡扇发动机的总效率由燃气发生器的热效率、传递效率和推进效率三者构成。

3) 在给定总增压比、涡轮前总温和涵道比条件下,分排涡扇发动机的最佳外涵风扇增压比的判据为:外涵理想排气速度与内涵理想排气速度之比近似等于外涵风扇绝热效率和低压涡轮绝热效率的乘积。这一判据与分排涡扇发动机的最低耗油率、最高效率和最大单位推力 3 个指标的存在判据等价。

4) 针对大涵道比涡扇发动机的数值计算结果表明:随着发动机涵道比的增加,最佳风扇增压比呈现下降的趋势。

5) 本文给出的分排涡扇发动机效率的划分以及外涵风扇最佳增压比的判据与实际发动机的计算分析结果一致;可以作为分排涡扇发动机设计时外涵风扇增压比的选择依据。

参考文献:

[1] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

[2] MATTINGLY J D. Elements of gas turbine propulsion [M]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[3] OATES G C. Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion[M]. 3th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.

[4] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. New Delhi, India: Wiley, 2004.

[5] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理: 下册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.

[6] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

[7] 冯青, 李世武, 张丽. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

[8] HINES R W, GAFFIN W O. Potential improvements in turbofan engine fuel economy[R]. AIAA 76-666, 1976.

[9] MYOSE R Y, YOUNG T, HERON I. Effect of fan pressure ratio and bypass ratio on business jet range performance[R]. AIAA-2006-7706, 2006.

[10] ROTH B, MAVRIS D. Work availability perspective of turbofan engine performance[R]. AIAA-2001-0391, 2001.

[11] HINES R W. Specific fuel consumption improvement in current transport engines[R]. AIAA-78-930, 1978.

[12] DAVIS D Y, STEARNS E M. Energy efficient engine flight propulsion system final design and analysis [R]. NASA CR-168219, 1985.

[13] JOHNSTON R P, HIRSCHKRON R, KOCH C C, et al. Energy efficient engine preliminary design and integration studies[R]. NASA CR-135444, 1978.

[14] MILLHOUSE P T, KRAMER S C, KING P I, et al. Identifying optimal fan compressor pressure ratio for the mixed-stream turbofan engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(1): 79-86.

[15] GUHA A. Optimum fan pressure ratio for bypass engines with separate or mixed exhaust streams[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(5): 1117-1122.

(编辑: 王碧琚)