

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

F02K 3/04 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200410095031.6

[45] 授权公告日 2008 年 7 月 23 日

[11] 授权公告号 CN 100404839C

[22] 申请日 2004.11.22

[21] 申请号 200410095031.6

[30] 优先权

[32] 2003.11.21 [33] US [31] 10/719884

[73] 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

[72] 发明人 J·E·约翰逊

[56] 参考文献

CN1453466A 2003.11.5

CN1046958A 1990.11.14

US3332241A 1967.7.25

DE1426423A1 1969.10.23

CN1020517A 1988.8.31

US3938328A 1976.2.17

审查员 刘 薇

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

代理人 周备麟 黄力行

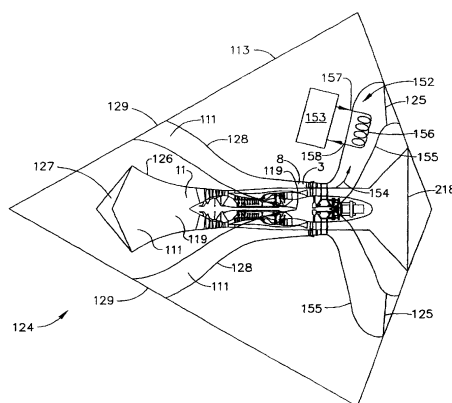
权利要求书 5 页 说明书 19 页 附图 11 页

[54] 发明名称

尾部 FLADE 发动机

[57] 摘要

一尾部 FLADE 燃气涡轮发动机包括一与一低压涡轮部分(150)驱动相连的风扇部分(115)，一位于风扇部分(115)和低压涡轮部分(150)之间的核心发动机(18)，一外接核心发动机(18)并与风扇部分(115)流体相连的风扇旁通道(40)，一在低压涡轮部分(150)的下游并与风扇旁通道(40)流体相通的混合器(49)，一在混合器(49)下游的尾部 FLADE 涡轮机(160)，在尾部 FLADE 涡轮机(160)上径向朝外设置且与其相连的至少一排尾部 FLADE 风扇叶片(5)，该排 FLADE 风扇叶片(5)外接风扇部分(115)且通过一 FLADE 通道(3)径向延伸。FLADE 涡轮机可以是一自由涡轮机或者与低压涡轮机部分(150)相连并一起旋转。功率削减装置(264)可置于发动机(1)中且与尾部 FLADE 涡轮机(160)驱动相连。



1. 一尾部 FLADE 燃气涡轮发动机 (1), 其包括:
 - 一个与一低压涡轮部分 (150) 驱动相连的风扇部分 (115),
 - 一位于风扇部分 (115) 和低压涡轮部分 (150) 之间的核心发动机 (18),
 - 一外接核心发动机 (18) 并与风扇部分 (115) 流体连通的风扇旁通道 (40),
 - 一在低压涡轮部分 (150) 下游并与风扇旁通道 (40) 流体连通的混合器 (49),
 - 一在混合器 (49) 下游的尾部 FLADE 涡轮 (160),
 - 在尾部 FLADE 涡轮 (160) 径向朝外设置并与其相连的至少一排尾部 FLADE 风扇叶片 (5), 并且
 - 该排 FLADE 风扇叶片 (5) 横跨外接该风扇部分 (115) 的 FLADE 通道 (3) 而径向延伸。
2. 如权利要求 1 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括:
 - 通到风扇部分 (115) 的一风扇入口 (11),
 - 通到 FLADE 通道 (3) 的一环形 FLADE 入口 (8), 并且
 - 该 FLADE 入口 (8) 轴向处于风扇部分 (115) 的尾端。
3. 如权利要求 1 所述的发动机 (1), 其特征在于, 进一步包括:
 - 与低压涡轮部分 (150) 的低压涡轮 (19, 21 或 319) 相连并一起旋转的尾部 FLADE 涡轮 (160)。
4. 如权利要求 3 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括:
 - 通到风扇部分 (115) 的一风扇入口 (11),
 - 通到 FLADE 通道 (3) 的一环形 FLADE 入口 (8),
 - 该 FLADE 入口 (8) 轴向处于风扇部分 (115) 的尾端并且
 - 该 FLADE 入口 (8) 轴向处于核心发动机 (18) 的尾端。
5. 如权利要求 1 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该尾部 FLADE 涡轮 (160) 是一自由涡轮。
6. 如权利要求 5 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括:
 - 通到风扇部分 (115) 的一风扇入口 (11),
 - 通到 FLADE 通道 (3) 的一环形 FLADE 入口 (8),
 - 该 FLADE 入口 (8) 轴向处于风扇部分 (115) 的尾端, 并且

该 FLADE 入口 (8) 轴向处于核心发动机 (18) 的尾端。

7. 如权利要求 1 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括:

被配置在发动机 (1) 中并与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连的至少一个功率削减装置 (264)。

8. 如权利要求 7 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该功率削减装置 (264) 是一发电机 (266)。

9. 如权利要求 8 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该发电机 (266) 通过一增速齿轮箱 (268) 与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连。

10. 如权利要求 7 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该功率削减装置 (264) 是一动力输出装置 (270), 后者包括一外壳 (274), 在该外壳中有一通过一直角齿轮箱 (278) 与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连的动力输出轴 (276)。

11. 如权利要求 7 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该功率削减装置 (264) 被置在发动机 (1) 的一中空发动机喷嘴中心体 (72) 中, 该中心体处于尾部 FLADE 涡轮 (160) 的后部和下游。

12. 如权利要求 11 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该功率削减装置 (264) 是被配置在中空发动机喷嘴中心体 (72) 中的一发电机 (266)。

13. 如权利要求 11 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该功率削减装置 (264) 是一动力输出装置 (270), 后者包括被配置在中空发动机喷嘴中心体 (72) 中的一外壳 (274), 在该外壳中有一通过一直角齿轮箱 (278) 与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连的动力输出轴 (276)。

14. 如权利要求 1 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括一排可变的第一级 FLADE 轮叶 (6), 这些轮叶横跨在该排 FLADE 风扇叶片 (5) 的轴向前端的 FLADE 通道 (3) 而径向延伸。

15. 如权利要求 14 所述的发动机 (1), 其特征在于, 该尾部 FLADE 涡轮 (160) 是一自由涡轮。

16. 如权利要求 14 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括被配置在发动机 (1) 中并与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连的至少一个功率削减装置 (264)。

17. 如权利要求 14 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括具有处在混合器 (49) 和低压涡轮 (319) 尾部和下游的可变涡轮喷管轮

叶 (182) 的一可变面积的涡轮喷管 (180)。

18. 如权利要求 14 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括:

在混合器 (49) 和风扇旁通道 (40) 下游和轴向尾部的一可变喉部面积的发动机喷管 (218);

多个与 FLADE 通道 (3) 流体连通的沿圆周配置的中空支柱 (208), 和

与中空支柱 (208) 流体连通并被其支撑的中空的中心体 (72)。

19. 如权利要求 18 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括在中心体 (72) 中和在发动机喷管 (218) 的壁 (220) 中的冷却孔 (249), 其中这些冷却孔 (249) 与 FLADE 通道 (3) 流体连通。

20. 如权利要求 19 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括一可变面积 FLADE 空气喷管 (213), 此喷管包括在中空的中心体 (72) 中的一轴向可移动的柱塞 (172) 和中心体 (72) 的一径向向外设置且固定的喷管罩 (174)。

21. 如权利要求 18 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括:

处在尾部 FLADE 涡轮 (160) 尾部和下游的增加后推力的补燃室 (224),

在中心体 (72) 中的和发动机喷管 (218) 喉区 (A8) 下游的壁 (220) 中的冷却孔 (249), 并且

冷却孔 (249) 与 FLADE 通道 (3) 流体连通。

22. 如权利要求 18 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括被轴向配置在混合器 (49) 和尾部 FLADE 涡轮 (160) 之间的一前部增加后推力的补燃室 226。

23. 如权利要求 14 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括在混合器 (49) 和风扇旁通道 (40) 下游和轴向尾部的一固定喉部面积的发动机喷管 (216)。

24. 如权利要求 23 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括被配置于发动机 (1) 中且与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连的至少一个功率削减装置 (264)。

25. 如权利要求 1 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括被配置于尾部 FLADE 涡轮 (160) 前端和尾端的发动机 (1) 中的前部和尾部发电机 (366 和 367), 并且分别通过前部和尾部增速齿轮箱 (368

和 369) 与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连。

26. 如权利要求 25 所述的发动机 (1), 其特征在于, 还包括被配置于尾部 FLADE 涡轮 (160) 前端和尾端的发动机 (1) 中的前部和尾部发电机 (366 和 367), 并且分别通过前部和尾部增速齿轮箱 (368 和 369) 与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连。

27. 一航空器 (24), 包括:

在该航空器的机身 (113) 中的一尾部 FLADE 燃气涡轮发动机 (1),
该燃气涡轮发动机 (1) 包括:

一个与一低压涡轮部分 (150) 驱动相连的风扇部分 (115),

一位于风扇部分 (115) 和低压涡轮部分 (150) 之间的核心发动机 (18),

一外接核心发动机 (18) 并与风扇部分 (115) 流体连通的风扇旁通道 (40),

一在低压涡轮部分 (150) 的下游并与风扇旁通道 (40) 流体连通的混合器 (49),

一在混合器 (49) 下游的尾部 FLADE 涡轮 (160),

被配置在尾部 FLADE 涡轮 (160) 的径向向外部分并与其连通的至少一排尾部 FLADE 风扇叶片 (5), 并且

该排 FLADE 风扇叶片 (5) 横跨外接于风扇部分 (115) 的 FLADE 通道 (3) 而径向延伸。

28. 如权利要求 27 所述的航空器 (24), 其特征在于, 还包括:

通到风扇部分 (115) 的一风扇入口 (11),

通到 FLADE 通道 (3) 的一环形 FLADE 入口 (8), 和

该 FLADE 入口 (8) 轴向处于风扇部分 (115) 的尾端。

29. 如权利要求 28 所述的航空器 (24), 其特征在于, 还包括:

相对机身 (113) 齐平安装的 FLADE 进气口 (129) 与一发动机进气口 (127),

该 FLADE 进气口 (129) 与发动机进气口 (127) 轴向偏离, 该发动机进气口 (127) 通过一发动机固定的进气道 (126) 与风扇入口 (11) 相连且流体连通, 并且

该 FLADE 进气口 (129) 通过一些 FLADE 固定进气道 (128) 与 FLADE 入口 (8) 相连且流体连通。

30. 如权利要求 29 所述的航空器 (24), 其特征在于, 还包括:

发动机进气通道 (111) 和 FLADE 固定进气通道 (126 和 128) 分别是二维的, 并分别在进气通道 (111) 与风扇和 FLADE 入口 (11 和 8) 之间的过渡区 (119) 内终止。

31. 如权利要求 30 所述的航空器 (24), 其特征在于, 还包括被配置在发动机 (1) 中并与尾部 FLADE 涡轮 (160) 驱动相连的一功率削减装置 (264)。

32. 如权利要求 30 所述的航空器 (24), 其特征在于, 还包括:

至少一个 FLADE 空气排出通道 (155), 从 FLADE 通道 (3) 通向至少一个 FLADE 排气喷管 (125), 该排气喷管与位于混合器 (49) 和风扇旁通道 (40) 下游和轴向尾部的发动机喷管 (218) 相偏离,

在该航空器中具有一航空器废热源 (153) 的一航空器废热冷却系统 (152), 和

被配置在该 FLADE 空气排出通道 (155) 内并与该航空器废热冷却系统 (152) 成流体热交换关系的一热交换器 (156)。

尾部 FLADE 发动机

技术领域

本发明涉及航空燃气轮发动机，尤其是涉及 FLADE 发动机。

背景技术

设计高性能的可变循环燃气轮发动机，因为在不同推力调整 (thrust setting) 和飞行速度为亚音速和超音速的条件下，其独特的性能能使发动机有效运行。在可变循环的燃气轮发动机中，对发动机性能产生有益影响的一个重要特征是在推力变化的情况下能保持一基本不变的入口空气流。在小于全功率发动机设定值或最大推力的情况下，如在亚音速航行时，此特征能对重要性能产生有益影响。

一种特殊类型的可变循环发动机被称为 FLADE 发动机 (FLADE 是“叶片上的风扇”的缩略词)，其特征为通过一径向的内部风扇驱动一外部风扇，同时将 FLADE 气体排到一外部风扇通道，外部风扇通道与内部风扇通道都是环形的，并且外部风扇通道外接着内部风扇通道，内部风扇通道外接内部风扇。在由 Thomas 等人发明的美国专利 No. 4, 043, 121，题目是“双转子可变循环发动机”中公开的一种发动机，其中提供了一 FLADE 风扇和一外部风扇通道，在外部风扇通道中的可变导向叶片通过对流过 FLADE 外部风扇通道中的气体量的控制，控制循环的可变性。

其它的高性能航空器的可变循环燃气涡轮 FLADE 发动机也被研究，此类发动机能在一相对较宽的推力范围内，在一给定的亚音速飞行条件下，如给定高度和飞行马赫数，保持一基本不变的入口空气流，从而能避免泄漏阻力，而且在飞行条件的一定范围之外也能避免泄漏阻力。对于在亚音速且部分功率发动机的运行条件下，尤其需要具有此性能。这样的例子已经在美国专利 No. 5, 404, 713，题目为“泄漏阻力和红外线减少的 FLADE 发动机”，美国专利 No. 5, 402, 963，题目为“高推力喷气式发动机的声学上屏蔽排气系统”，美国专利 No. 5, 261, 227，题目为“可变的特殊的推力涡轮发动机”和欧洲专利 No. EP0, 567, 277，题目为“可变循环航空发动机的旁通喷射器阀门”中公开。一具有反向旋转风扇的 FLADE 航空燃气涡轮发动机在美国专

利申请 No. (133746), 题目为“具有反向旋转风扇的 FLADE 燃气涡轮发动机”被公开。

FLADE 发动机具有附在前端风扇之一上的风扇叶片。由于转速限制以及 FLADE 风扇叶片的连接定位导致的压力增加, 这种结构就形成了折衷的低压转子结构。装有 FLADE 风扇的前端风扇也很不适用于当前的发动机和发动机结构。而将现有发动机进行改装, 对装有 FLADE 风扇的前端风扇进行检测也是相当昂贵的。在对于一个新的低压系统或现有核心发动机而言相对合理的花费的基础上, 很难证明 FLADE 发动机的概念为系统带来的益处。

因此, 极其需要一种 FLADE 发动机, 在转速限制以及 FLADE 风扇叶片的连接定位导致压力增加的情况下, 它可以得到一种不是折衷的低压转子的结构。极其需要一种发动机, 在其中 FLADE 风扇叶片可轻易适用于当前的发动机或发动机结构, 而且与装有 FLADE 风扇的前端风扇相比, 将 FLADE 风扇适用于现有发动机进行检测的花费也不高。在对于一个新的低压系统或现有核心发动机而言相对合理的花费的基础上, 可以很容易地证明 FLADE 发动机的概念为系统带来的益处。

发明内容

根据本发明, 提供了一尾部 FLADE 燃气涡轮发动机, 其包括: 一个与一低压涡轮部分驱动相连的风扇部分, 一位于风扇部分和低压涡轮部分之间的核心发动机, 一外接核心发动机并与风扇部分流体连通的风扇旁通道, 一在低压涡轮部分下游并与风扇旁通道流体连通的混合器, 一在混合器下游的尾部 FLADE 涡轮, 在尾部 FLADE 涡轮径向朝外设置并与其相连的至少一排尾部 FLADE 风扇叶片, 并且该排 FLADE 风扇叶片横跨外接该风扇部分的 FLADE 通道而径向延伸。

发动机的更特定的实施例, 包括一排可变的第一级 FLADE 叶轮, 其径向延伸, 并通过位于风扇叶片排轴向前端的 FLADE 通道。发动机的一个实施例进一步包括通到风扇部分的一风扇入口, 和通到 FLADE 通道的一环形 FLADE 入口, 从而使得 FLADE 入口基本轴向分布在风扇部分的尾部。在更特定的实施例中, FLADE 入口轴向分布在核心发动机的尾部。尾部 FLADE 涡轮机可以与低压涡轮部分的低压涡轮相连并一起旋转, 也可以作为一个自由涡轮机。发动机可将可变面积的涡轮喷管和位于混合器及低压涡轮尾部和下游的可变涡轮喷口叶轮相结

合。

一个功率削减装置可设置在发动机中并与尾部 FLADE 涡轮机驱动相连。在一个实施例中，功率削减装置可置于发动机的一中空发动机喷口中心体中，且此中心体位于尾部 FLADE 涡轮机下游的尾部。功率削减装置的一个实施例是将一台发电机通过一增速齿轮箱与尾部 FLADE 涡轮机驱动相连。功率削减装置的另一个实施例是将一包括外壳的动力输出装置置于发动机中，例如置于中空发动机喷口中心体中，并且一动力输出轴通过一直角齿轮箱与尾部 FLADE 涡轮机驱动相连。

在混合器和风扇旁通道的下游和轴向尾部的喷口面积可变或者固定的发动机喷管可以被结合。发动机另一个更特定的实施例，包括许多与 FLADE 通道液流体连通且环绕布置的中空支柱，以及与中空支柱液流体连通并被其支撑的基本中空的中心体。在中心体和可变喷口下游的发动机喷管的壁中的冷却孔与 FLADE 通道流体相连。

也可在发动机中使用一可变面积的 FLADE 空气喷管，此喷管包括在中空的中心体中的一可轴向移动的柱塞，以及一向外径向设置且固定的中心体喷管罩。还可以在尾部 FLADE 涡轮机的尾部和下游结合使用增加后推力的补燃室。可将一前向增加后推力的补燃室轴向设置在混合器和尾部 FLADE 涡轮机之间，从而添加额外动力到尾部 FLADE 涡轮机，并添加额外动力到尾部 FLADE 风扇叶片排以及功率削减装置上，如发电机或动力输出装置。

尾部 FLADE 燃气涡轮发动机可用于航空器的机身中。FLADE 进气口和发动机进气口可相对机身平齐设置。FLADE 进气口与发动机进气口轴向相偏移。发动机进气口通过一发动机上固定的进气道与风扇入口相连且流体连通。发动机进气通道和 FLADE 固定进气通道分别是二维的，并在进气通道与风扇及 FLADE 入口之间的过渡区终止。

尾部 FLADE 涡轮机允许 FLADE 发动机在转速限制以及 FLADE 风扇叶片的连接定位导致压力增加的情况下，具有一种不是折衷的低压转子的结构。安装在尾部 FLADE 涡轮机上的 FLADE 风扇叶片可容易地适用于当前发动机或发动机结构。与装有 FLADE 风扇的前端风扇相比，将尾部 FLADE 涡轮机适用于现有发动机进行检测，花费也不高。在对于一个新的低压系统或现有核心发动机而言相对合理的花费的基础

上,也比较容易证明 FLADE 发动机的概念为轻易地为系统带来的益处。

根据本发明,还提供了一航空器,包括:在该航空器的机身中的一尾部 FLADE 燃气涡轮发动机,该燃气涡轮发动机包括:一个与一低压涡轮部分驱动相连的风扇部分,一位于风扇部分和低压涡轮部分之间的核心发动机,一外接核心发动机并与风扇部分流体连通的风扇旁通道,一在低压涡轮部分的下游并与风扇旁通道流体连通的混合器,一在混合器下游的尾部 FLADE 涡轮,被配置在尾部 FLADE 涡轮的径向向外部分并与其连通的至少一排尾部 FLADE 风扇叶片,并且该排 FLADE 风扇叶片横跨外接于风扇部分的 FLADE 通道而径向延伸。

附图说明

本发明的前述的特点和其它的特征将在下面的描述中,结合相应的附图进行解释。

图 1 表示具有单向旋转的风扇部分和一尾部 FLADE 叶片和涡轮的 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖视图。

图 2 表示具有排气喷管冷却系统的发动机的可选择的剖视图。

图 3 表示具有尾部 FLADE 叶片,涡轮机和短的 FLADE 通道的航空燃气涡轮发动机的剖视图。

图 4 表示图 3 中的短通道的尾部 FLADE 燃气涡轮发动机安装在一航空器中的剖面图。

图 5 表示具有与内置式发电机驱动相连的尾部 FLADE 涡轮机的一短通道的尾部 FLADE 涡轮机模件的剖面图。

图 6 表示具有在一自由尾部 FLADE 涡轮机的下游的第一级推力燃烧室的 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖面图。

图 7 表示具有一可变面积的涡轮喷管和一下游的增大推力的推力燃烧室的尾部 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖面图。

图 8 表示具有反向旋转风扇和尾部 FLADE 叶片涡轮的 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖面图。

图 9 表示尾部 FLADE 叶片涡轮与与动力输出轴驱动相连的 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖面图。

图 10 表示尾部 FLADE 叶片涡轮与发动机中一个发电机驱动相连的 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖面图。

图 11 表示尾部 FLADE 叶片涡轮和发动机中两个发电机驱动相连

的 FLADE 航空燃气涡轮发动机的剖面图。

具体实施方式

图 1 表示一航空尾部 FLADE 发动机 1 的剖面图，在可变的进口导叶 4 顺流部分，此发动机具有一个风扇部分 115，且此风扇部分包含单向旋转风扇 330。风扇部分 115 的轴向下流的尾部是一核心发动机 18，此核心发动机具有一个环形的核心发动机入口 17，一通常延伸到前部 14 和尾部 16 的轴向延伸轴或中心线 12。位于风扇部分 115 下游和轴向尾部的风扇旁通道 40 外接核心发动机 18。一个 FLADE 通道 3 外接着风扇部分 115 和风扇旁通道 40。横向设置在 FLADE 通道 3 中的整流片 190 围绕着穿过 FLADE 通道 3 的可变叶轮轴 194，此可变叶轮轴用来改变和控制可变进口导叶 4 的间距。

核心发动机包括，以顺流的连续轴向流动的关系，具有一排核心驱动的风扇叶片 36 的核心驱动的风扇 37，一高压压气机 20，一个燃烧室 22 和具有一排高压涡轮叶片 24 的高压涡轮 23。一高压轴 26，与发动机 1 的中心线 12 同轴的放置，并且与高压压气机 20 和高压涡轮叶片 24 固定的相连。核心驱动风扇 37 和高压压气机 20 结合或组合表示一高压转子 47，此高压压气机通过高压轴 26 与高压涡轮 23 驱动相连。核心发动机 18 在产生燃烧气体方面是有效的。高压压气机 20 中的压缩气体和燃烧室 22 中的燃料混合，然后点燃，从而产生了燃烧气体。通过高压涡轮叶片 24 从这些气体中抽出一些作用功，用来驱动核心驱动风扇 37 和高压压气机 20。高压轴 26 使核心驱动的风扇 37 发生旋转，此风扇 37 具有单排的且沿圆周隔开放置的核心驱动的风扇叶片 36，此风扇叶片具有通常是径向向外设置的叶片尖端 38 与径向向内的设置叶片榫端 39，此两部分通过一环形风扇外壳 108 分离。

核心发动机 18 中排出的燃烧气体流入具有至少一排低压涡轮叶片 328 的单向旋转的低压涡轮 319 中。低压涡轮 319 通过一低压轴 321 与单向旋转的风扇 330 传动相连，它们的结合或组合表示第一级低压转子 240。单向旋转的风扇 330 具有至少一排通常是径向向外延伸且在沿着圆周方向上分隔开的风扇叶片 333。

一混合器 49，例如一叶形的或斜槽形的混合器，置于风扇旁通道 40 的下游和尾部，以及低压涡轮 319 的低压涡轮叶片 328 的下游和尾部。混合器 49 用来混合旁通气体 78 和低压涡轮 319 中的核心排出气

体 70, 从而形成混合气流 188。混合器 49 的一种可替换的型式是用来混合旁通气体 78 和核心排出气体 70 的一个尾部的且可变面积的旁通喷射器(VABI)通道。尾部 VABI 通道一般环绕的布置在中空支柱 208 之间, 此中空支柱在结构上支持同时能流入气体到中空的发动机喷口的中心体 72 中。

从混合器 49 中排出的气体直接流过一尾部 FLADE 涡轮 160, 此涡轮 160 具有许多 FLADE 涡轮叶片 254, 同时设置在混合器 49 的下游和尾部。一个 FLADE 风扇 2 包括至少一排尾部 FLADE 风扇叶片 5, 此风扇叶片径向向外延伸同时与尾部 FLADE 涡轮 160 驱动相连, 并且此涡轮机横穿过一 FLADE 通道 3, 此通道 3 径向向外设置且外接风扇旁通道 40。一 FLADE 气流 80 由 FLADE 风扇叶片 5 驱动且利用在 FLADE 风扇叶片 5 的下游。FLADE 风扇叶片 5 从一环形可旋转的 FLADE 涡轮机罩 250 径向向外延伸, 此涡轮机罩附着并且环绕在尾部 FLADE 涡轮 160 的 FLADE 涡轮叶片 254 上。涡轮机罩 250 使 FLADE 风扇叶片 5 和 FLADE 涡轮机叶片 254 分离。

如图 1 和 2 所示的发动机 1 的实施例, 涉及到一个长的 FLADE 通道 3, 此通道从 FLADE 风扇叶片 5 到风扇入口 11 再到风扇部分 115 向前延伸。风扇入口 11 与一通到 FLADE 通道 3 的环形 FLADE 入口 8 通常结合起来形成发动机入口 13。如图 1 和 2 所示的尾部 FLADE 涡轮 160, 与低压轴 321 驱动相连, 因此, 就与低压涡轮 319 一同旋转。可选择的, 如图 5-7 和 9-10 所示, 尾部 FLADE 涡轮 160 可是一个不与低压或高压轴中的任一轴相连的自由涡轮机。

参照图 1, 一排可变的第一级 FLADE 叶轮 6 位于 FLADE 通道 3 中, 从而能控制流过 FLADE 通道 3 中的 FLADE 气流 80, 此 FLADE 通道 3 轴向向前同时在 FLADE 风扇叶片排 5 的上游。可变叶轮轴 194 用于改变和控制可变第一级 FLADE 叶轮 6 的间距。如图 1 所示的一排第二级 FLADE 叶轮 7 是固定的, 但也可可是变化的。这排第二级 FLADE 叶轮 7 也位于 FLADE 通道 3 中, 但是轴向向后的并且在 FLADE 风扇叶片排 5 的下游。第二级 FLADE 叶轮 7 被用来消除 FLADE 气流 80 的涡流。

流过风扇入口 11 的气体过多或过少对航空器系统的性能都是不利的。FLADE 风扇 2 的尾部 FLADE 风扇叶片 5 和 FLADE 通道 3 设计成在运转时能够帮助控制从入口处传送到风扇处的入口气流。尾部 FLADE

涡轮 160 和 FLADE 风扇 2 中的 FLADE 风扇叶片 5 能使在所有飞行条件下发动机 1 都能运行在一个最适宜的和有效的方式。设计风扇入口 11 尺寸使其在发动机全功率的工况下接收基本上全部的发动机气流 15。由可变的第一级 FLADE 叶轮 6 控制的 FLADE 气流 80，能在 FLADE 涡轮 160 的恒定的转子速度下被安排成从最大值到最小值。

参见图 1，具有可变涡轮导向器叶片 182 的一个任意可变面积的涡轮导向装置 180 位于混合器 49 和低压涡轮 319 的下游，并且紧接着尾部 FLADE 涡轮 160 的上游部分和一个入口处。

用来改变和控制可变的涡轮导向器叶片 182 的间距的可变面积的喷口叶轮轴 192 经过可变叶轮轴 194，此可变叶轮轴 194 可改变和控制可变的第一级 FLADE 叶轮 6 的间距。

参见图 1 和 2，一个通到风扇旁通道 40 的第一级旁通入口 42 轴向的布置在风扇部分 115 和核心驱动的风扇 37 之间。风扇 330 的风扇叶片 333 横穿过第一级风扇通道 138 径向延伸。一排沿着圆周方向隔开的风扇定子叶片 35 横穿过第一级风扇通道 138 径向延伸，并且在风扇叶片 333 的下游，以及在风扇叶片 333 和通到风扇旁通道 40 的第一级旁通入口 42 的轴向之间。核心驱动的风扇 37 的核心驱动风扇叶片排 36 穿过一个环形第二级风扇通道 142 径向延伸。第二级风扇通道 142 起始于第一级旁通入口 42 的轴向尾部，并且设置在风扇旁通道 40 的径向内部。一个环形的第一级流动分离器 45 径向的设置 在第一级旁通入口 42 和第二级风扇通道 142 之间。

全部的发动机气流 15 在 FLADE 入口 8 和风扇入口 11 之间被分离。风扇气流 50 先通过风扇入口 11，然后通过风扇部分 115。当位于第一级旁通入口 42 中的前端可变面积旁通喷射器 (VABI) 门 44 打开时，风扇气流 50 的第一级旁通气流部分 52 通过风扇旁通道 40 的第一级旁通入口 42，同时剩余气体部分 54 通过核心驱动的风扇 37 和它的核心驱动的风扇叶片排 36。

在第二级风扇通道 42 中的一排沿圆周方向隔开的核心驱动的风扇定子叶片 34 轴向的布置在第二级风扇叶片排 32 和核心驱动风扇 37 的核心驱动风扇叶片 36 之间。核心驱动的风扇定子叶片排 34 和核心驱动风扇 37 的核心驱动风扇叶片 36 都穿过第二级风扇通道 142 径向布置。叶轮外壳 106 将核心驱动的风扇定子叶片 34 分隔成径向内部

的榫端 85 和径向外部的尖端 84。风扇外壳 108 将核心驱动的风扇叶片 36 分隔成径向内部的叶片榫端 38 和径向外部的叶片尖端 39。

第二级旁通气流部分 56 通过风扇尖端通道 146 直接导入第二级旁通道 58 的第二级旁通入口 46 中, 进而流入到风扇旁通道 40 中, 此风扇尖端通道 46 穿过核心驱动的风扇定子叶片 34 的叶片尖端 84 以及穿过核心驱动风扇叶片 36 的叶片尖端 38。一个可选的中间的可变面积的旁通喷射器门 83 设置在第二级旁通道 58 的尾端, 其目的是为了调整通过第二级旁通入口 46 到风扇旁通道 40 的气流。

风扇尖端通道 146 中包含叶轮外壳 106 和风扇外壳 108, 以及一个在叶轮外壳 106 的前方末端的第二级流动分离器 55。第一级变动装置 91 和第二级变动装置 92 分别用来改变叶片榫端 85 和叶片尖端 84 的流动面积。典型的是第一级变动装置 91 和第二级变动装置 92 分别包括独立的可变叶轮榫端 85 和叶片尖端 84 (参见美国专利 No. 5, 806, 303)。包括具有完整的叶轮榫端 85 和叶片尖端 84 的独立的可变叶轮榫端 85 和叶片尖端 84, 设计成可独立的沿枢轴转动。其它可能的结构在美国专利 No. 5, 809, 772 和 5, 988, 890 中已经公开。

独立的可变叶片榫端 85 和叶片尖端 84 的另一个实施例, 其中包括独立的可变叶片榫端 85 和叶片尖端 84 上的可枢轴转动的后缘轮榫襟翼 86 和尖端襟翼 88。第一级可变装置 91 和第二级可变装置 92 包括独立的可枢轴转动的襟翼。对于不能沿枢轴转动的风扇定子叶片结构而言, 可选的变动方式包括轴向移动的调节环, 以及已知的在喷气式发动机中采用的用来控制机械误差的方式 (例如, 环绕外壳部分机械的径向的朝向和远离一排转子叶片尖端的移动, 从而在不同的热膨胀和收缩的速率下都保持一恒定的误差)。对于不能沿枢轴转动的风扇定子叶片结构而言, 额外的可变的方式还包括在飞机上和类似装置上已知的延伸和收缩翼瓣。

图 1 中所示的第一级可变装置 91 和第二级可变装置 92 的实施例, 包括一个在一外部轴 96 之内并与其同轴设置的内部轴 94。内部轴 94 通过由第一调节环 100 操纵的第一级杠杆臂 98 旋转。外部轴 96 通过第二调节环 104 操纵的第二级杠杆臂 102 旋转。内部轴 94 附在可枢轴旋转的后缘轮榫襟翼 86 上, 此后缘轮榫襟翼 86 在风扇定子叶片 34 的叶片榫端 85 上。外部轴 96 附在可枢轴旋转的后缘轮榫襟翼 88 上,

此后缘轮毂襟翼 88 在风扇定子叶片 34 的叶片尖端 84 上。其它这样的可枢轴旋转的装置包括在喷气式发动机或类似装置中已知的高压压气机的可枢轴旋转的可变转子叶片。

参见图 1 和图 2 中的实施例，具有一可变的喷口面积 A8 的一个可变的喷口面积的发动机喷管 218，其位于 FLADE 涡轮 160 和风扇旁通道 40 的下游和轴向尾部。发动机喷管 218 包括一轴向可移动的径向外环收敛和分散的壁 220，此壁与在中心体 72 上的径向固定且可轴向移动的环形内壁 222 径向向外分离。可移动的径向外环收敛和分散的壁 220 控制喷口面积 A8，此喷口面积 A8 在外部环收敛和分散的壁 220 和径向固定且可轴向移动的环形内壁 222 之间。可移动径向外环收敛和分散的壁 220 也控制发动机喷管 218 上的喷管出口面积 A9。可选择的，如在美国专利 No. 5,404,713 公开的一具有襟翼的可变喷口面积收敛/分散喷管。

许多沿圆周设置的中空的支柱 208 相互之间流体相连，并且在运行时能接收 FLADE 通道 3 中气体。中空支柱 208 在结构上能支撑中心体 72 且其中的气体能流入中心体 72 中，其中中心体 72 基本上是中空的。一可变面积 FLADE 空气喷管 213 包括一轴向可移动的柱塞 172，此柱塞 172 与在中心体 72 上的一径向向外设置且固定的喷管罩 174 配合，从而能排出从中空支柱 208 来的 FLADE 气流 80，进而以推力的形式反作用于发动机。

图 2, 3, 6 和 7 表示一喷管冷却布置，其中至少一部分 FLADE 气流用作冷却气体 251，此冷却气体通过中空支柱 208 流入基本上中空的中心体 72 中。然后冷却气体 251 通过可变喷口面积 A8 下游上的中心体 72 中的冷却孔 249，从而能冷却中心体的外表面。一些 FLADE 气流也能用作冷却气体 251，并能以同样的方式冷却径向环形外壁 220，此径向环形外壁 220 是在可变喷口面积 A8 的下游上的发动机喷管 218 上。如图 7 所示，当在尾部 FLADE 涡轮的尾部和下游的增加后推力的补燃室 224 被点燃时，环形外壁 220 和中空中心体 72 的冷却是有益的。孔设置成一定角度从而能沿着中心体和/或中空支柱 208 提供薄膜冷却。多种冷却孔 249 的类型中可采用孔，成形和成一定角度的孔，缝隙和成一定角度的缝隙的形式。

加力器包括一排气壳 231 和衬套 234，衬套内部定义为一燃烧区

域 236。增加后推力的补燃室 224 置于涡轮机和排气喷嘴之间，如果需要的话，能够在再热过程中喷射额外的燃料，在加力器中燃烧从而能产生附加的推力。在一个旁通涡扇发动机中，一环形旁通道从风扇延伸到加力器中，从而能围绕着核心发动机使风扇气体的一部分流入到加力器中。旁通气体部分用于冷却排气衬套同时也与先前从排气喷口中排出的核心气体混合。

已知的不同种类的火焰稳定器通常包括径向和环形的 V 型槽 (gutter)，该槽能提供局部低速循环，并且能产生在此之后的滞流区，以另外的高速核心气体流动的形式，从而在再热过程中使燃烧能得到保持。由于核心气体是在核心发动机中燃烧的产物，因此在它们离开涡轮最初时是热的，在再热过程中，它们与旁通气体和额外的燃料一起燃烧，从而被进一步加热。

如图 3 和 4 所示的发动机 1 的一个实施例，其中通向风扇部分 115 的风扇入口 11 与通向 FLADE 通道 3 的环形 FLADE 入口 8 轴向偏移。所列举的轴向偏移的 FLADE 入口 8 设置在风扇部分 115 的轴向尾部，尤其是设置在核心发动机 18 的轴向尾部。图 4 所示的航空器 124 包括单个偏移的且平装的发动机进气口 127，该进气口通过一发动机上固定的进气道 126 与环形风扇入口 11 相连接且流体连通。平装的双个发动机进气口 129 通过一发动机上固定的进气道 128 与环形风扇入口 8 相连接并流体连通。FLADE 进气口 129 与发动机进气口 127 轴向偏移。这样在设计和构造发动机，航空器和发动机完全布置在航空器机身 113 或机体中，和 FLADE 进气口 129 和发动机进气口 127 相对机身 113 平齐的设置的那样特征的航空器时提供了极高的灵活性。同时，还提到了 FLADE 通道 3 能使 FLADE 排气喷管 125 分离，该排气喷管 125 与具有可变或者固定喷口面积的发动机喷管 218 相偏移。发动机进气通道 111 和 FLADE 固定进气通道 126 和 128 是二维的，并且终止在进气通道 111 和轴对称的环形风扇入口 11 和 FLADE 入口 8 之间的过渡区 119 上。因为 FLADE 气流 80 是压缩的冷却气体的有效的来源，所以也可作为用于冷却目的航空器系统的吸热体。该特征运用的一个例子是具有一航空器废气加热源 153 的航空器废热冷却系统，该废气加热源 153 被在至少一个 FLADE 气体排气通道 155 中的 FLADE 排气流 154 所冷却，该排气通道 155 是从 FLADE 通道 3 通向其中一个 FLADE 排气

喷管 125 中。一热交换器 156 设置在 FLADE 气体排气通道 155 中, 从而被压缩的 FLADE 排气 154 所冷却。热液体管 157 和冷液体管 158 分别 (此管是用来通气体到气体热交换器中) 与通向热交换器的废气加热源 153 液体相连。

图 5 中所示的是对图 3 中所示的尾部 FLADE 发动机 1 的实施例的一个变动。用螺栓固定的尾部 FLADE 模件 260 与一自由尾部 FLADE 涡轮 160 结合并加入到一现有的发动机 262 上, 其不同的目的中包括测试和设计检验, 但并不局限于此。图 5 中表示的另一个特征是一 FLADE 功率削减装置 264, 当一发电机 266 置于发动机 1 中时, 能通过一增速齿轮箱 268 与尾部 FLADE 涡轮 160 驱动相连。如图所示, 发电机 266 置于中空发动机喷口中心体 72 中, 但如图 11 所示, 发电机能置于发动机 1 中的其它地方。功率削减装置 264 的另一个实施例是图 9 中所示的一动力输出装置 270, 其包括一置于中空发动机喷口中心体 72 中的外壳 274。一动力输出轴 276 通过一直角齿轮箱 278 与尾部 FLADE 涡轮 160 驱动相连。动力输出轴通常用来驱动布置在发动机外部的辅助机械设备, 如齿轮箱, 发电机, 油泵或燃料泵。FLADE 功率削减装置 264 使在设计发动机 1 时能允许更多的灵活性, 尾部 FLADE 风扇叶片 5 使用所需的能量在通过尾部 FLADE 涡轮 160 从混合气流 188 中提取的能量中占很小的百分比, 因此改变和控制 FLADE 气流 80 的量对尾部 FLADE 涡轮 160 的效率的影响很小。如图 9 和图 10 一样, 图 5 中也示出了在混合器 49 以及风扇旁通道 40 的轴向尾端的一固定喉管面积的发动机喷管 216。

如图 10 所示的发动机 1, 在该发动机中, FLADE 入口 8 和风扇入口 11 轴向的布置在一起, 且相互之间没有轴向偏移, 同时如图 3 和图 5 所示的实施例一样, 发电机 266 置于中空发动机喷口中心体 72 中并通过一增速齿轮箱 268 与尾部 FLADE 涡轮 160 驱动相连。图 5 至图 7 和图 9 至图 10 中所示的发动机 1 与图 1 至 3 中所示的具有通向风扇旁通道 40 的第一级旁通入口 42 和第二级旁通入口 46 的发动机 1 相比, 其具有单独的旁通类型但仅仅具有单个的旁通入口 172。

如图 11 所示发动机 1 的一部分, 其具有置于发动机 1 中的多个 FLADE 功率削减装置 264。前部发电机 366 和尾部发电机 367 都置于发动机 1 中, 并且分别在 FLADE 涡轮 160 的前部和后部或者下游上和

逆流方向上。图 9 至图 11 中还示出了一固定喉管面积的发动机喷管 218, 其具有设置在尾部 FLADE 涡轮 160 的下游和轴向尾部的一固定喉管面积 A8。随着可变第一级 FLADE 叶轮 6 按照进程关闭, 在这样一固定喉管面积的发动机中完成了动力提取。

如图 6 所示的发动机 1, 其中的前向增加后推力的补燃室 226 轴向设置在混合气流 188 中, 此混合气流在混合器 49 和尾部 FLADE 涡轮 160 之间。前向增加后推力的补燃室 226 包括前向的燃油喷嘴架 230 和前向火焰稳定器 232。如果尾部涡轮 160 需要更多的能量, 前向增加后推力的补燃室 226 可添加额外的能量到尾部 FLADE 涡轮 160 上游方向的混合气流 188 上, 从而能提供额外的能量到尾部 FLADE 涡轮 160 中以满足尾部 FLADE 风扇叶片 5 和功率削减装置 264, 如发电机 266 或动力输出装置 270 的能量需求。

图 8 中表示一航空器尾部 FLADE 发动机 1 的横截面图, 该发动机 1 中具有风扇部分 115, 此风扇部分中包括第一级反向旋转的风扇 130 和第二级反向旋转的风扇 132。可变第一级 FLADE 叶轮 6 用来控制进入 FLADE 入口 8 和 FLADE 通道 3 中的 FLADE 气流 80 的量。在一个给定的亚音速飞行的外界条件下, 如给定高度和飞行马赫数, 通过打开 FLADE 发动机 1 中部分动力推力调整上的第一级 FLADE 叶轮 6, FLADE 通道 3 打开使在一相对较宽的推力范围之外, 发动机能保持一基本上恒定不变的入口气流, 同时能避免泄漏阻力 (spillage drag) 并且在一定飞行条件的范围内也能如此。在亚音速且发动机在部分功率的运行条件下, 尤其需要这种性能。

通常, FLADE 入口 8 和风扇入口 11 结合起来形成发动机入口 13。核心发动机 18 设置在第一级和第二级反向旋转风扇 130 和 132 的下游上和轴向尾部, 此核心发动机具有一环形的核心发动机入口 17 和通常延伸到前部 14 和尾部 16 的一轴向延伸轴或中心线 12。风扇旁通道 40 外接核心发动机 18, 此通道 40 设置在第一级和第二级反向旋转的风扇 130 和 132 的下游和轴向尾部。FLADE 通道 3 外接着第一级和第二级反向旋转的风扇 130 和 132 和风扇旁通道 40。

入口性能的一个重要标准是冲压恢复系数。一个性能好的入口必须具有与较低的阻力以及较好的流动稳定性一样的, 与发动机相匹配的空气处理特征。在一给定飞行运行条件下, 由于 FLADE 发动机 1 的

泵送特征，能固定气流的需要量。在发动机的亚音速运行状况下，如果发动机入口 13 的面积太小而不能控制的话，入口气流和入口震动将会移动到在入口候管的下游上，特别的如果是一固定入口，通过震动的压力恢复将会恶化，同时从入口处来的出口修正气流将会增加以满足发动机的要求。如果发动机入口面积太大，发动机入口将会供给超过发动机所能使用的气体，从而导致额外的阻力（泄漏阻力），因此我们必须围绕着发动机旁通过过剩的气体或者“溢出”它们回到入口处。过多或过少的气体对航空器系统的性能都将产生不良的影响。设计并控制 FLADE 风扇 2 和 FLADE 通道 3，从而能帮助控制从入口传送到风扇中的入口气流。

核心发动机 18，以顺流的连续轴向流动关系，包括具有一排核心驱动的风扇叶片 36 的核心驱动的风扇 37，一高压压气机 20，一个燃烧室 22 和具有一排高压涡轮叶轮 24 的高压涡轮 23。一高压轴 26，与发动机 1 的中心线 12 同轴设置，并且与高压压气机 20 和高压涡轮叶片 24 固定相连。核心发动机 18 能有效产生燃烧气体。高压压气机 20 中的压缩气体和燃烧室 22 中的燃料混合，然后点燃，从而产生了燃烧气体。通过高压涡轮叶片 24 从这些气体中抽出一些作用功，用来驱动核心驱动风扇 37 和高压压气机 20。高压轴 26 使核心驱动的风扇 37 发生旋转，此风扇 37 具有单排的且沿圆周隔开设置的核心驱动的风扇叶片 36，此风扇叶片具有通常是径向向外设置的叶片尖端 38 与径向向内的设置叶片榫端 39，并且此两部分通过一环形风扇外壳 108 分离。

核心发动机 18 中排出的燃烧气体进入到一低压涡轮部分 150 中，此低压涡轮部分具有反向旋转的第一和第二低压涡轮 19 和 21，此低压涡轮分别具有第一排和第二排低压涡轮叶片 28 和 29。第二级低压涡轮 21 通过一第一级低压轴 30 与第一级反向旋转的风扇 130 驱动相连，这样结合或组合起来表示第一级低压转子 240。第一低压涡轮 19 通过第二级低压轴 31 与第二级反向旋转的风扇 132 驱动相连，这样结合或组合起来表示第二级低压转子 242。第二级反向旋转风扇 132 具有一单排通常是径向向外延伸且沿圆周方向隔开的第二级风扇叶片 32。第一级反向旋转风扇 132 具有一单排通常是径向向外延伸且沿圆周方向隔开的第二级风扇叶片 33。FLADE 风扇叶片 5 主要用来与入口

气流需求量灵活的匹配。

高压涡轮 23 包括一排高压涡轮 (HPT) 喷管定子叶片 110, 此叶轮能直接将燃烧室 22 中的气流导入到一排高压涡轮叶片 24 中。然后, 从该排高压涡轮叶片 24 来的气流分别直接导入到反向旋转的第二和第一低压涡轮 21 和 19, 以及第二排和第一排低压涡轮叶片 29 和 28 中。一排低压定子叶片 66 置于第二排和第一排低压涡轮叶片 29 和 28 之间。

一排固定的低压定子叶片 66 置于第二排和第一排低压涡轮叶片 29 和 28 之间。可选择的, 一排可变的低压定子叶片能在第二排和第一排低压涡轮叶片 29 和 28 之间被结合。第一级低压涡轮 19 和第一排低压涡轮叶片 28 相对于该排高压涡轮叶片 24 以及第二排低压涡轮叶片 29 来说是反向旋转的。如图 8 所示的尾部 FLADE 涡轮 160, 当其没有与风扇部分 115 中的转子或风扇相连时是一自由涡轮。可选择的, 尾部 FLADE 涡轮 160 可与第二级低压转子 242 的第二级低压轴 31 驱动相连。

在此所示的发动机是单个的和两个的旁通类型, 考虑到采用的涡轮喷气飞机类型中没有旁通道或旁通流, 尾部 FLADE 涡轮可放置在涡轮机的任意部分的下游并用来驱动风扇和 / 或压气机。涡轮喷气飞机型发动机也可采用加力器和可变面积的二维喷管。

在这里描述的认为是本发明的优选和例举的实施例, 从这里得到的教导而言, 其它的本发明的修改对于本领域的技术人员是显而易见的, 因此, 所附权利要求书所要保护的所有这些修改都落在本发明的精神和范围内。

零件目录表

1. FLADE 发动机
2. FLADE 风扇
3. FLADE 管道
4. 入口导向叶轮
5. FLADE 风扇叶片
6. 第一级 FLADE 叶轮
7. 第二级 FLADE 叶轮

-
- 8. FLADE 入口
 - 11. 风扇入口
 - 12. 中心线
 - 13. 发动机入口
 - 14. 向前
 - 15. 发动机全部空气流
 - 16. 尾部
 - 17. 核心发动机入口
 - 18. 核心发动机
 - 19. 第一级低压涡轮
 - 20. 高压压气机
 - 21. 第二级低压涡轮
 - 22. 燃烧室
 - 23. 高压涡轮
 - 24. 高压涡轮叶片
 - 26. 高压轴
 - 28. 第一排低压涡轮叶片
 - 29. 第二排低压涡轮叶片
 - 30. 第一级低压轴
 - 31. 第二级低压轴
 - 32. 第二级风扇叶片
 - 33. 第一级风扇叶片
 - 34. 中心驱动的风扇静止叶轮
 - 35. 风扇静止叶轮
 - 36. 中心驱动的风扇叶片
 - 37. 中心驱动的风扇
 - 38. 叶片尖端
 - 39. 叶片轮毂端
 - 40. 风扇旁通道
 - 42. 第一级旁通入口
 - 44. 前端 VABI 门
 - 45. 第一级流动分离器

-
- 46. 第二级旁通入口
 - 47. 高压转子
 - 49. 混合器
 - 50. 风扇气流
 - 52. 第一级旁通空气部分
 - 54. 剩余空气部分
 - 55. 第二级流动分离器
 - 56. 第二级旁通空气部分
 - 58. 第二级旁通道
 - 66. 低压静止叶轮
 - 70. 中心排风
 - 72. 中心体
 - 78. 旁通空气
 - 80. FLADE 气流
 - 83. 中间 VABI 门
 - 84. 叶片尖端
 - 85. 叶片榫端
 - 86. 轮毂襟翼
 - 88. 尖端襟翼
 - 91. 第一级变化装置
 - 92. 第二级变化装置
 - 94. 内部轴
 - 96. 外部轴
 - 100. 第一调节环
 - 102. 第一杠杆臂
 - 104. 第二调节环
 - 106. 叶轮外壳
 - 108. 风扇外壳
 - 110. HPT 喷管定子叶片
 - 111. 进气通道
 - 113. 机身
 - 115. 风扇部分

- 119. 过渡区
- 124. 航空器
- 125. FLADE 排气喷管
- 126. 发动机固定进气道
- 127. 发动机进气口
- 128. FLADE 固定进气道
- 129. FLADE 进气口
- 130. 第一级反向旋转风扇
- 132. 第二级反向旋转风扇
- 138. 第一风扇通道
- 142. 第二风扇通道
- 146. 风扇尖端通道
- 150. 低压涡轮机部分
- 152. 航空器废热冷却系统
- 153. 航空器废热源
- 154. FLADE 排气流
- 155. FLADE 气体排气通道
- 156. 热交换器
- 157. 热流体管
- 158. 冷流体管
- 160. 尾部 FLADE 涡轮
- 172. 柱塞
- 174. 固定喷管罩
- 180. 涡轮导向装置
- 182. 涡轮导向装置叶轮
- 188. 混合流
- 190. 整流片
- 192. 喷管叶轮轴
- 194. 可变叶轮轴
- 208. 中空支柱
- 213. 可变面积的 FLADE 空气喷管
- 216. 固定喉管面积的发动机喷管

- 218. 可变喉管面积的发动机喷管
- 220. 外部环形收敛和分散的壁
- 222. 径向固定且可轴向移动的环形内壁
- 224. 推力增大的增加后推力的补燃室
- 226. 前向增加后推力的补燃室
- 230. 前向的燃油喷嘴架
- 231. 排气壳
- 232. 前向火焰稳定器
- 234. 衬套
- 236. 燃烧区域
- 240. 第一级低压转子
- 242. 第二级低压转子
- 249. 冷却孔
- 250. FLADE 涡轮外壳
- 251. 冷却空气
- 254. FLADE 涡轮叶片
- 260. 尾部 FLADE 模件
- 262. 现有的发动机
- 264. 功率削减装置
- 266. 发电机
- 268. 增速齿轮箱
- 270. 动力输出装置
- 272. 单个旁通入口
- 274. 外壳
- 276. 动力输出轴
- 278. 直角齿轮箱
- 319. 低压涡轮
- 321. 低压轴
- 328. 一排低压涡轮叶片
- 330. 单向旋转风扇
- 333. 风扇叶片
- 366. 前部发电机

367. 尾部发电机

368. 前部增速齿轮箱

369. 尾部增速齿轮箱

A8-喷口面积

A9-喉管出口面积

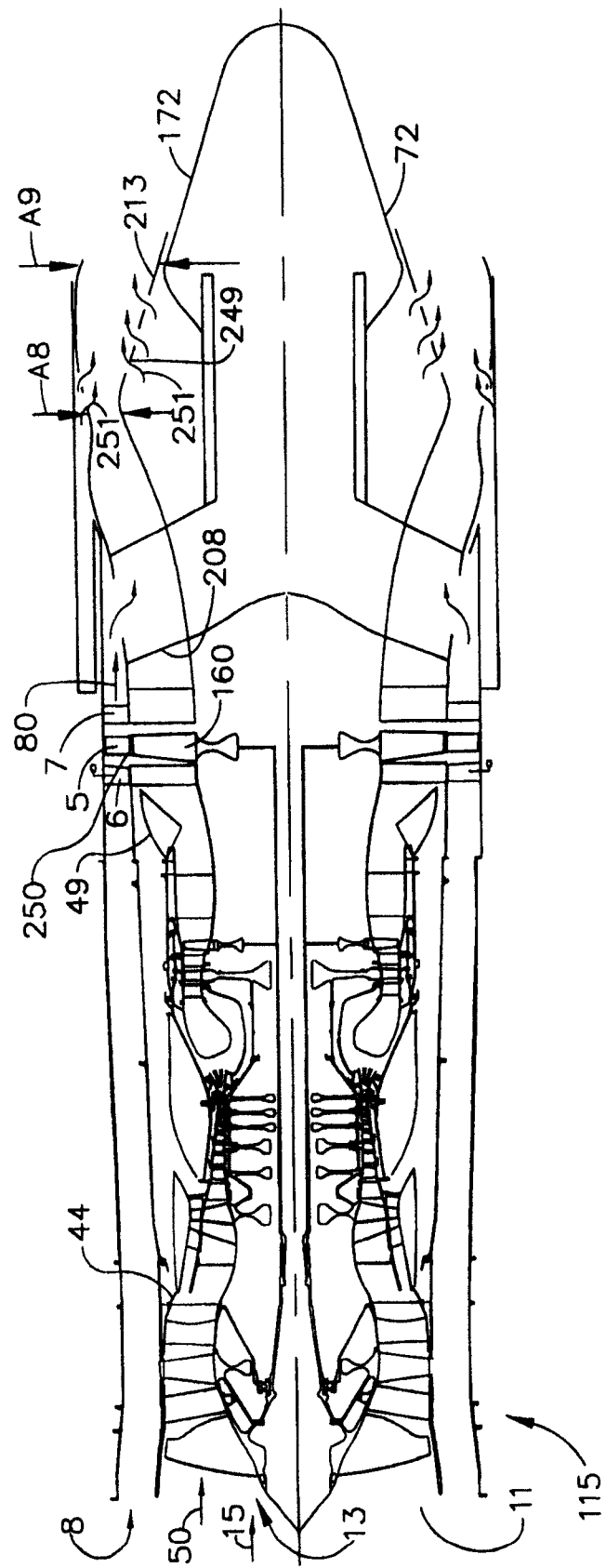
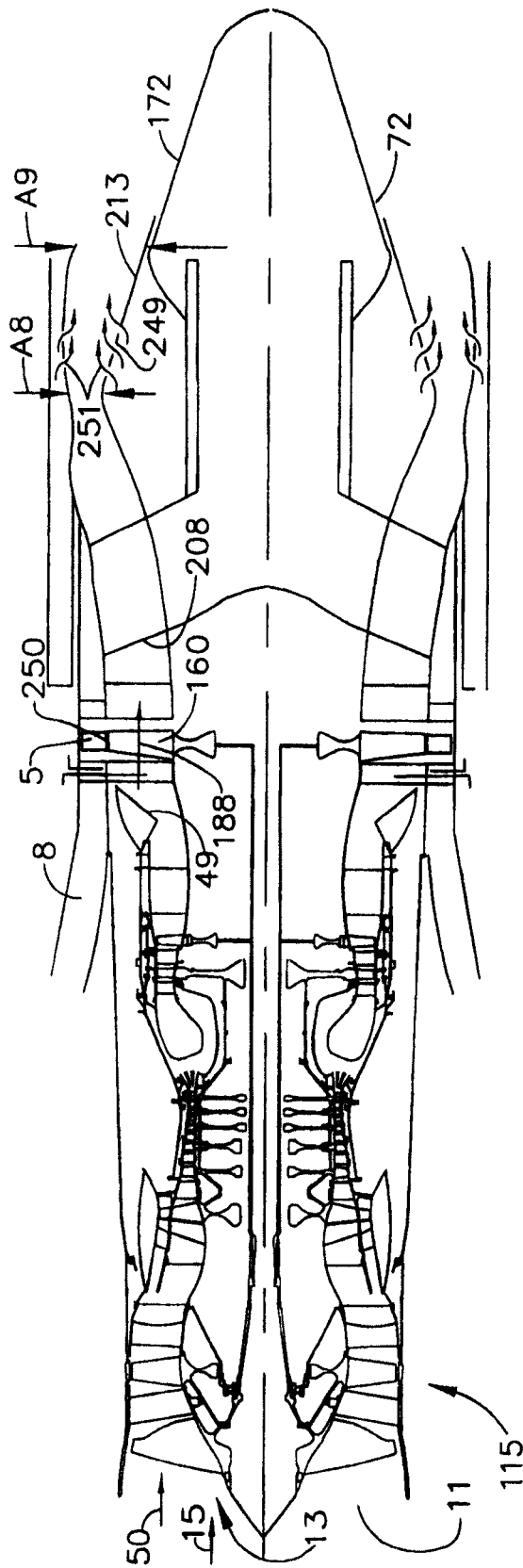


图 2



3
[Seal]

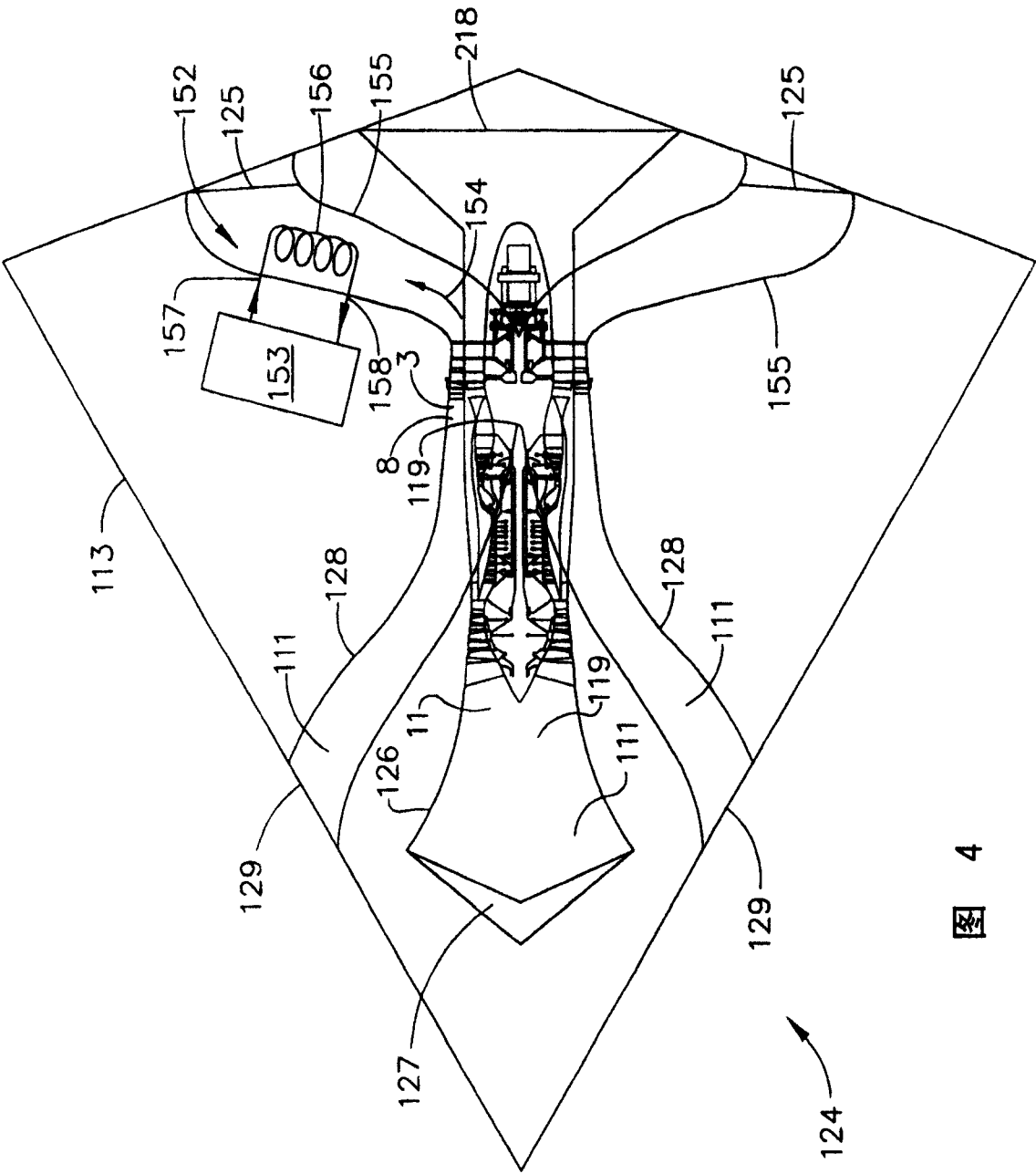


图 4

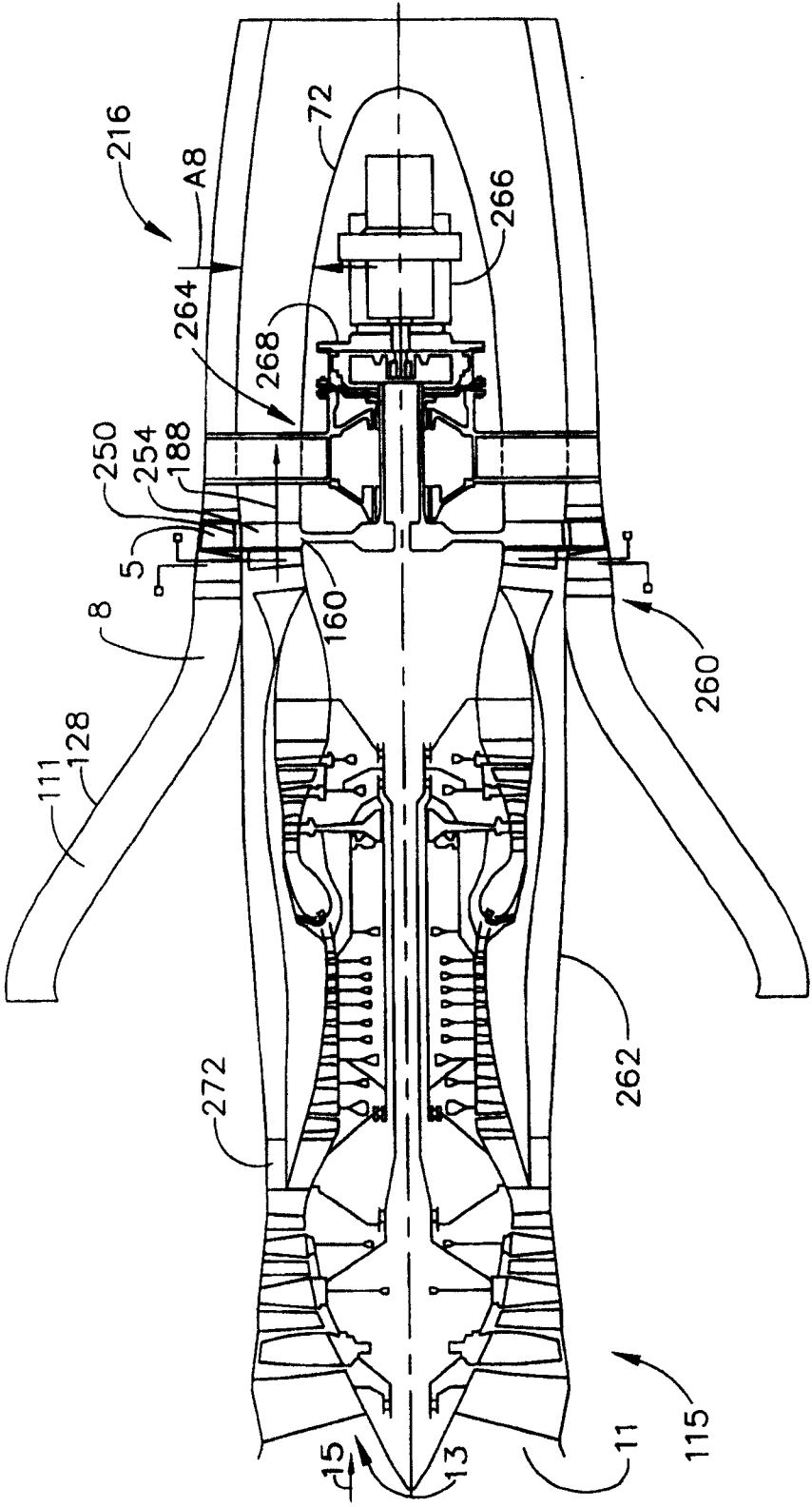


图 5

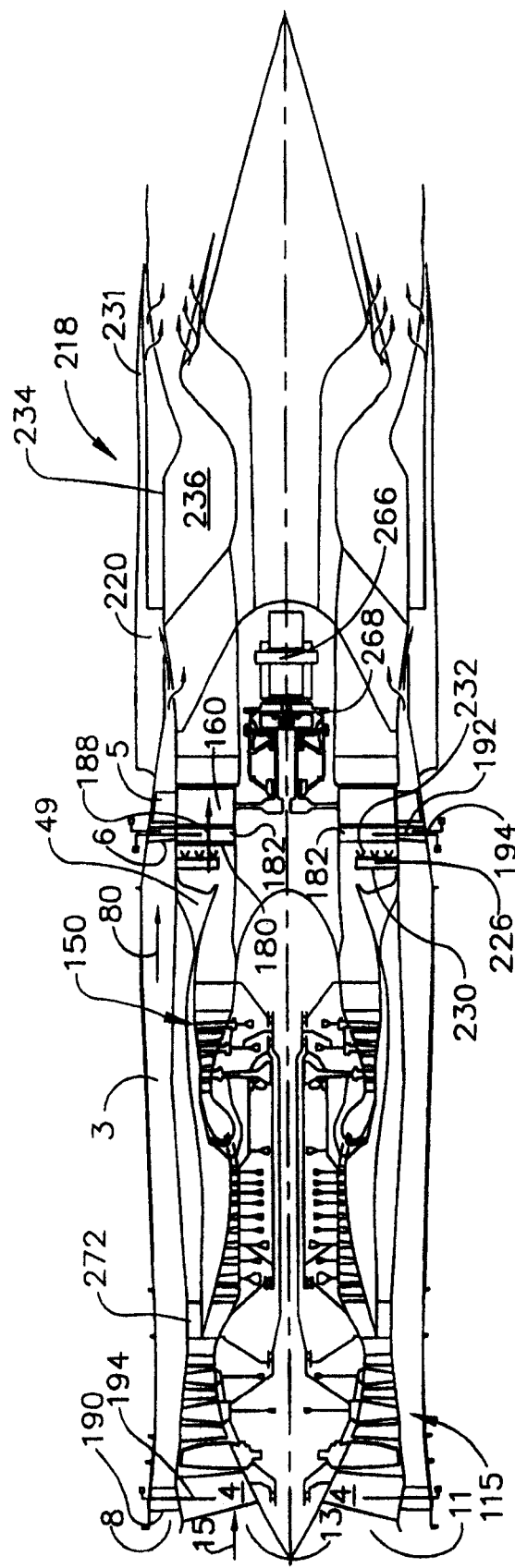


图 6

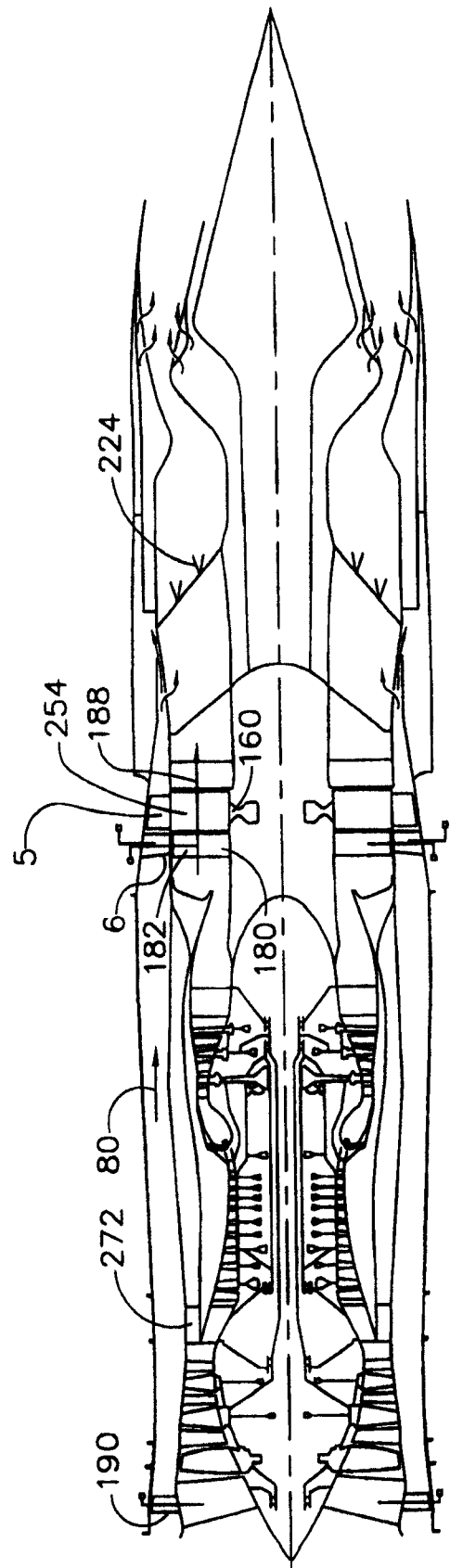
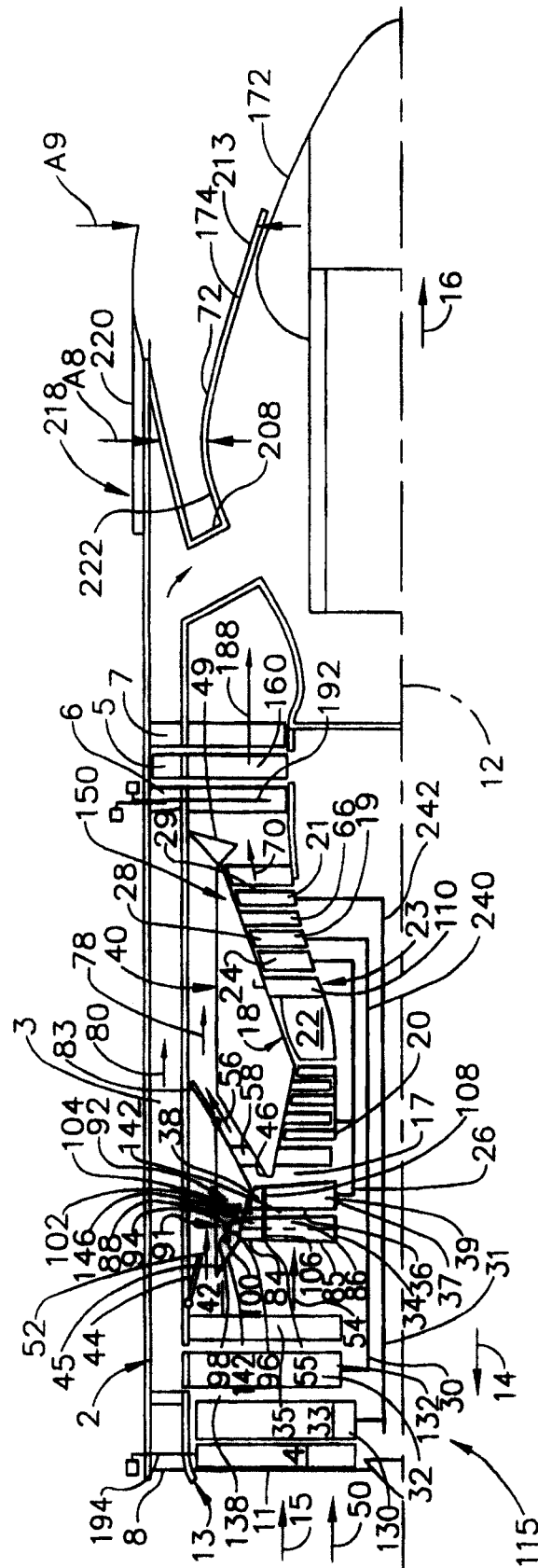


图 7



8
[Symbol]

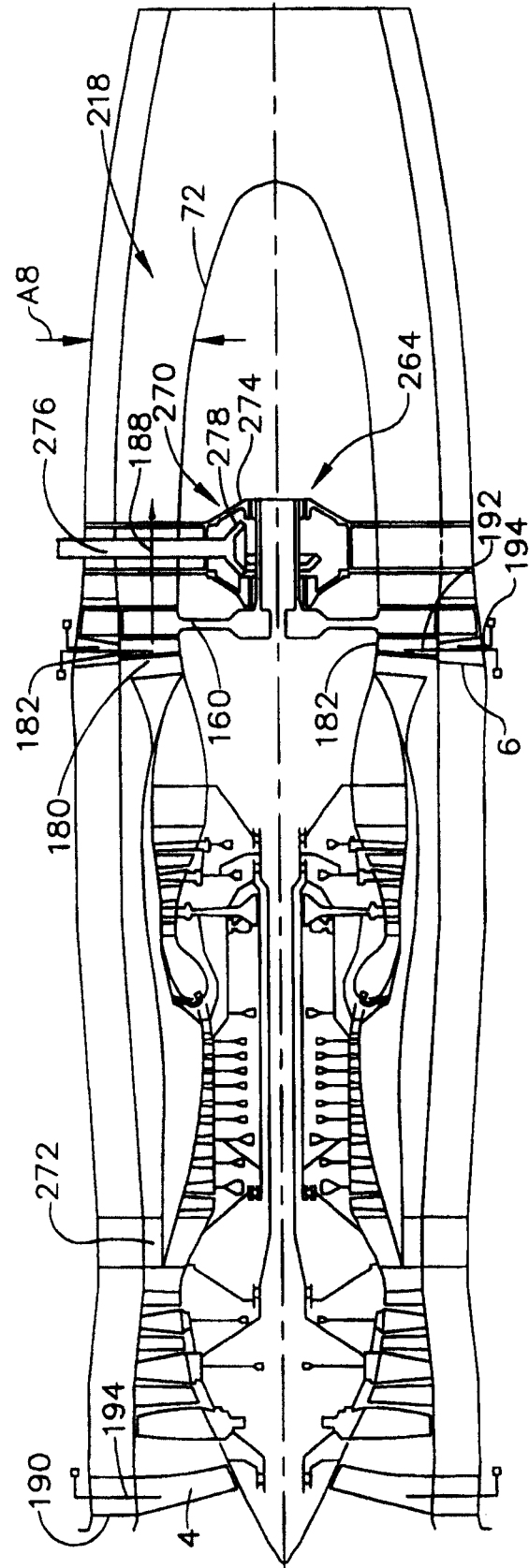


图 9

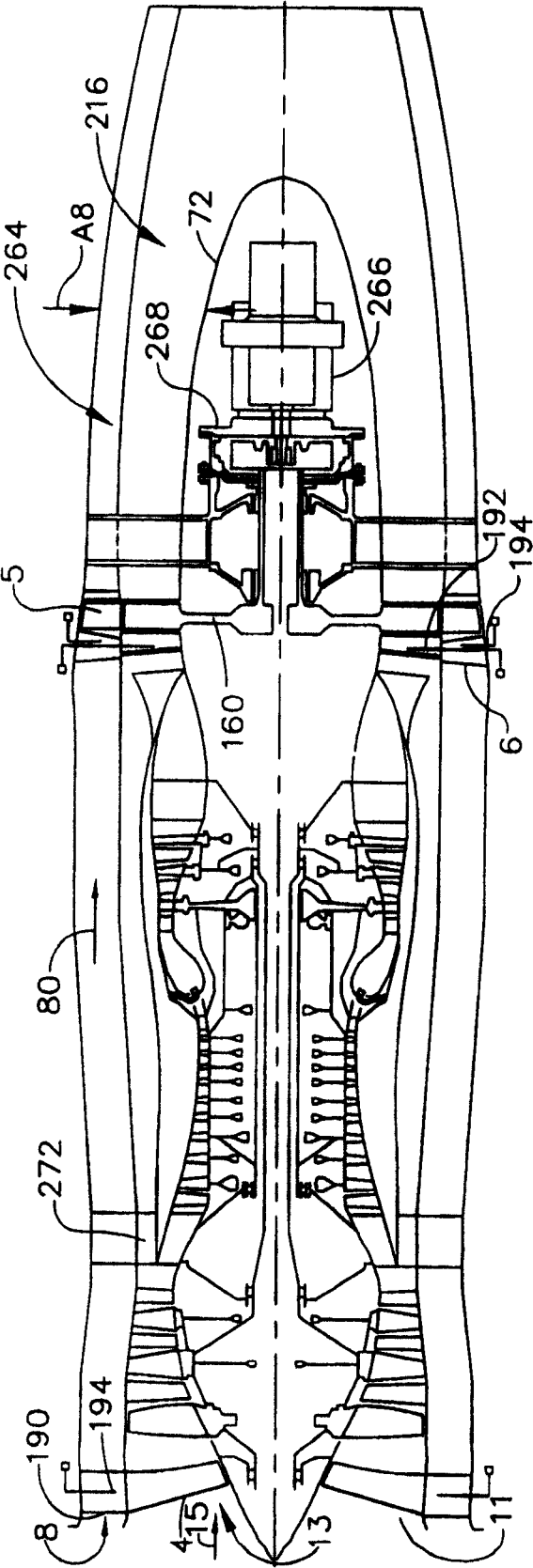


图 10

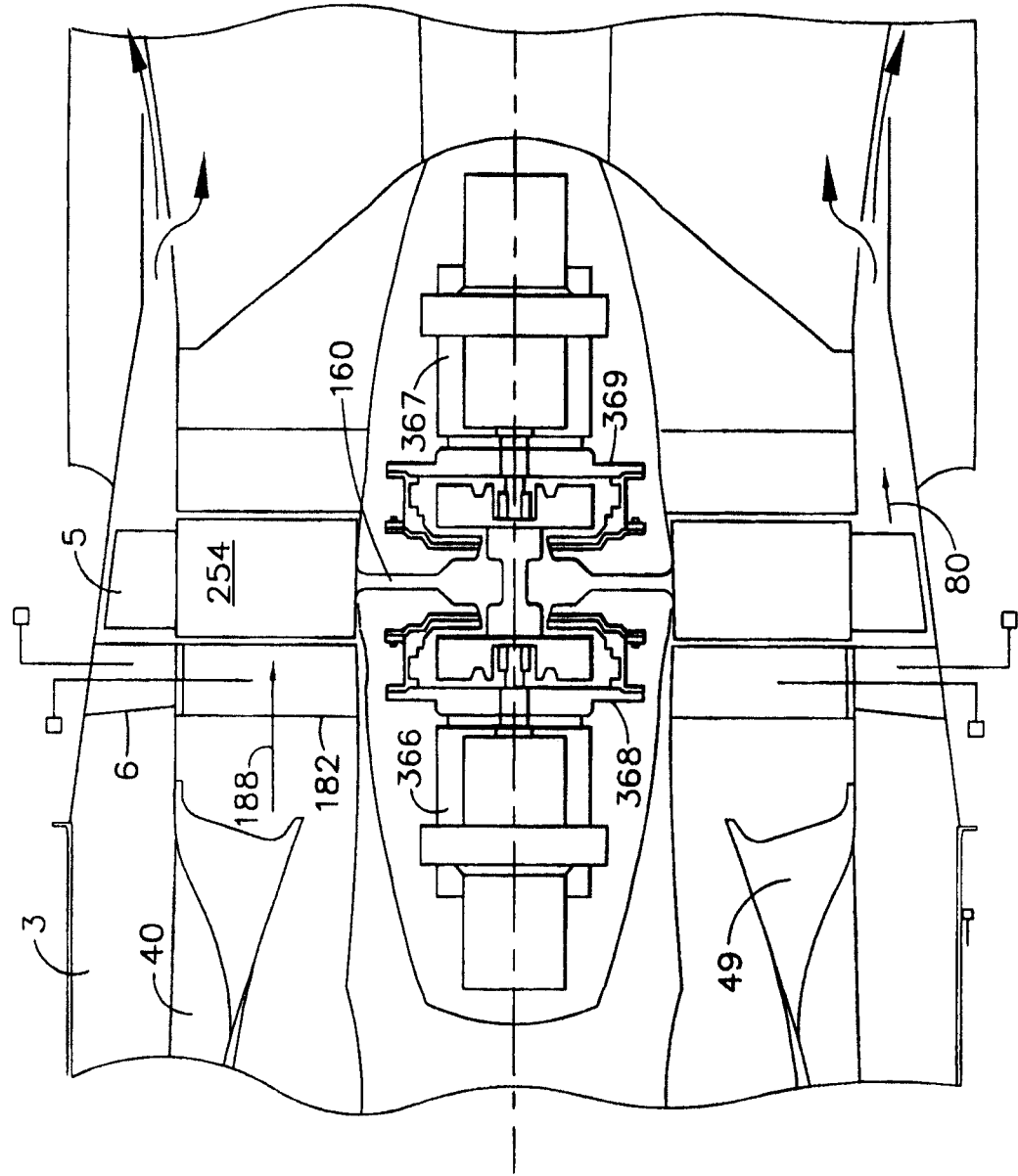


图 11