



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(51) МПК
F02K 1/34 (2006.01)
F02K 1/38 (2006.01)

(12) **ЗАЯВКА НА ИЗОБРЕТЕНИЕ**

(21), (22) Заявка: **2008119430/06**, 17.10.2006

(30) Конвенционный приоритет:
19.10.2005 FR 0510627

(43) Дата публикации заявки: **27.11.2009** Бюл. № 33

(85) Дата перевода заявки РСТ на национальную фазу: **19.05.2008**

(86) Заявка РСТ:
FR 2006/002326 (17.10.2006)

(87) Публикация РСТ:
WO 2007/045754 (26.04.2007)

Адрес для переписки:
**129090, Москва, ул.Б.Спасская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры", пат.пов. А.В.Мицу, рег.№ 364**

(71) Заявитель(и):
ЭРБЮС ФРАНС (FR)

(72) Автор(ы):
ПОРТ Аллен (FR)

(54) **ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ОСЛАБЛЕННЫМ ШУМОМ СТРУИ**

(57) Формула изобретения

1. Турбовентиляторный газотурбинный двигатель для летательного аппарата, содержащий:

полую гондолу (1), имеющую продольную ось (L-L) и содержащую спереди воздухоприемное отверстие (2), а сзади - воздуховыпускное отверстие (4);

вентилятор (6), размещенный аксиально в упомянутой гондоле (1) напротив упомянутого воздухоприемного отверстия (2) и способный вырабатывать холодный поток (7) упомянутого газотурбинного двигателя;

генератор (8), размещенный аксиально в упомянутой гондоле (1), позади упомянутого вентилятора (6), упомянутый генератор способен вырабатывать аксиальный горячий поток (9) упомянутого газотурбинного двигателя, окруженный упомянутым холодным потоком (7), и заключен в обтекатель (15) двигателя; и

внутренний обтекатель (14) канала вентилятора, коаксиально окружающий упомянутый генератор (8) горячего потока, с тем, чтобы:

определять с гондолой (1) границы канала (13) кольцевого сечения для упомянутого холодного потока (7), канала, который заканчивается в упомянутом воздуховыпускном отверстии (4) гондолы (1);

определять с упомянутым обтекателем (15) двигателя границы промежуточной камеры (16) кольцевого сечения; и

сходиться через его заднюю часть с задней частью упомянутого обтекателя двигателя так, что соответственные задние кромки этих задних частей формируют кромку выпускного сопла упомянутого горячего потока в задней части упомянутой промежуточной камеры, при этом:

в задней части (16R) упомянутой промежуточной камеры (16) обеспечено средство (18, 29, 30, 31) сообщения, размещенное около упомянутой продольной оси (L-L) и допускающее размещение упомянутой промежуточной камеры (16) в сообщении с наружной стороной, поблизости от границы (19) между упомянутым холодным потоком (7) и упомянутым горячим потоком (9);

обеспечено множество заслонок (21), которые скомпонованы в упомянутой задней части (15R) упомянутого обтекателя (15) двигателя, при этом будучи распределенными по периферии задней части (15R) последнего;

упомянутые заслонки (21) открываются, только когда скорость упомянутого газотурбинного двигателя является большей, чем пороговое значение, соответствующее по меньшей мере крейсерской скорости летательного аппарата; и

в открытом положении, упомянутые заслонки (21) отводят, от упомянутого горячего потока (9), отдельные струи горячего воздуха (9d), протекающие в упомянутую промежуточную камеру (16) до покидания последней через упомянутое средство (18, 29, 30, 31) сообщения, при этом будучи распределенными вокруг упомянутой продольной оси (L-L).

2. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором упомянутое средство (18, 29, 30, 31) сообщения содержит множество отдельных проемов (29, 30, 31) сообщения, распределенных по периферии упомянутой задней части (16R) промежуточной камеры (16).

3. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором, на периферии упомянутого выпускного сопла (11) горячего потока (9), только одна из упомянутых задних кромок (14r, 15r) упомянутого внутреннего обтекателя (14) канала вентилятора или упомянутого обтекателя (15) двигателя, насечена вырезами (29, 30), допускающими ослабление шума струи упомянутого газотурбинного двигателя, при этом упомянутые вырезы (29, 30) формируют, по меньшей мере частично, упомянутое средство сообщения.

4. Газотурбинный двигатель по п.3, в котором каждый вырез (29, 30) имеет, по меньшей мере, приблизительно форму треугольника, при этом отдельная струя горячего воздуха (9d) вытекает в соответствующий вырез (29, 30) через боковую кромку упомянутого выреза.

5. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором упомянутые задние кромки (14r, 15r) упомянутого внутреннего обтекателя (14) канала вентилятора и упомянутого обтекателя (15) двигателя устраивают между ними щель (18), при этом по меньшей мере участки упомянутой щели (18) формируют, по меньшей мере частично, упомянутое средство сообщения.

6. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором упомянутое пороговое значение является таким, что упомянутые заслонки (21) открываются при взлете летательного аппарата.

7. Газотурбинный двигатель по п.1, для летательного аппарата, содержащего множество таких газотурбинных двигателей, при этом упомянутое пороговое значение является таким, что упомянутые заслонки (21) открываются для скорости, которая должна быть принята в случае отказа по меньшей мере одного из упомянутых двигателей, теми из упомянутых газотурбинных двигателей, которые находятся в рабочем состоянии.

8. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором с каждой заслонкой (21) связана

система (26) открывания и закрывания, чувствительная к значению физической величины, характеризующей состояние упомянутого горячего потока (9).

9. Газотурбинный двигатель по п.8, при этом каждая система (26) закрывания и открывания заслонки (21) содержит биметаллическую пластину.

10. Газотурбинный двигатель по п.9, в котором каждая заслонка (21) содержит эластичную пластину (24), допускающую взаимодействие с проемом (25), сделанным в упомянутой задней части (15R) обтекателя (15) двигателя, упомянутая эластичная пластина (24) является прикрепленной к упомянутой задней части (15R) вдоль кромки упомянутого проема (25), а система (26) с биметаллической пластиной является прикрепленной, по одной стороне, к упомянутой задней части (15R), а по другой стороне, к упомянутой эластичной пластине (24).

11. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором упомянутые заслонки (21) открываются в направлении упомянутой промежуточной камеры (16).

12. Газотурбинный двигатель по п.8, в котором упомянутая система (26) закрывания и открывания каждой заслонки (21) находится на стороне упомянутой промежуточной камеры (16).

13. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором на стороне упомянутой промежуточной камеры (16) каждая заслонка (21) защищена открывающимся назад кожухом (22).

14. Газотурбинный двигатель по п.1, в котором позади упомянутых заслонок (21) предусмотрены средства (22, 27, 28) для направления упомянутых струй горячего воздуха (9d).

15. Газотурбинный двигатель по п.13, в котором упомянутые средства направления состоят из упомянутых защитных кожухов (22),.

RU 2 0 0 8 1 1 9 4 3 0 A

RU 2 0 0 8 1 1 9 4 3 0 A