

## ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МИКРОГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2011 И. А. Жданов<sup>1</sup>, С. Штаудахер<sup>1</sup>, С. В. Фалалеев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Институт авиационных двигателей, Штутгарт

<sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В настоящее время существует значительный интерес к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА). Правильный выбор силовой установки для БПЛА, особенно для малых и средних классов, является сложной задачей. Несмотря на целый ряд существенных преимуществ микрогазотурбинных двигателей (МГТД) в сравнении с электродвигателями и двигателями внутреннего сгорания, они обладают весьма низким общим коэффициентом полезного действия порядка 17%, что обуславливается низкими параметрами цикла и параметрами движителя. Поэтому остро стоит задача исследования путей повышения эффективности МГТД и их экономичности.

*Аэродинамическая труба, беспилотный летательный аппарат, водный канал, микрогазотурбинный двигатель, низкие числа Рейнольдса, общий коэффициент полезного действия, теория пограничного слоя, экспериментальная аэродинамика.*

### Введение

Интерес к вопросам проектирования и развития беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) значительно возрос за последние несколько десятилетий [9]. БПЛА могут выполнять различные гражданские и военные миссии, включая фото- и видеоразведку, разведку радиоэлектронных средств противовоздушной обороны (ПВО), разведку биологической, химической и радиационной обстановки, ретрансляцию сигнала средств связи, а также могут использоваться для подавления средств ПВО противника и в качестве ложной цели для усложнения воздушной обстановки. Все эти миссии идеально подходят для БПЛА, которые могут быть как автономными, так и управляемыми удаленно.

В зависимости от назначения БПЛА, к нему предъявляются различные требования по полезной нагрузке, скорости, продолжительности, дальности и высоте полёта [24]. Эти требования могут изменяться в очень широких диапазонах: масса от нескольких килограмм до нескольких тонн, скорость от 20 км/ч до 900 км/ч и более, продолжительность полёта от 1 ч до 50 ч, дальность полёта от нескольких десятков километров до десятка тысяч километров, высота полёта от нескольких сотен метров до нескольких десятков километров. В табл. 1 приведены тактико-технические характеристики одного из наиболее распространенных БПЛА ВВС США RQ-1 Predator (в пер. англ. Хищник),

который относится к среднему классу БПЛА со взлетной массой 1020 кг и пригоден для разведывательных и ударных миссий.

Таблица 1. ТТХ БПЛА RQ-1 Predator

Размах крыла, м	14,84
Масса, кг	
– пустого	512
– максимальная взлетная	1020
Максимальная скорость, км/ч	217
Крейсерская скорость, км/ч	110—130
Продолжительность полета, ч	
– нормальная, более	20
– максимальная	40
Практический потолок, м	7920.
Дальность полета, км	740

### Силовая установка БПЛА

В качестве силовой установки (СУ) БПЛА могут использоваться различные типы двигателей: электродвигатели (ЭД) и двигатели внутреннего сгорания (ДВС) с приводом на винт для небольших БПЛА, турбовинтовые (ТВД) и турбореактивные (ТРД) для средних и тяжёлых БПЛА, а также ракетные двигатели для сверхзвуковых управляемых ракет, которые также относят к БПЛА.

Для тяжёлых БПЛА с взлетной массой от нескольких тонн газотурбинные двигатели (ГТД), к которым относятся вышеупомянутые ТВД и ТРД, не имеют конкурентов, поскольку обладают лучшими тяговооружённостью, надёжностью и другими эксплуатационными характеристиками. Для небольших и средних БПЛА ЭД и ДВС со-

ставляют серьезную конкуренцию малоразмерным ГТД, что, прежде всего, связано с низким общим коэффициентом полезного действия (КПД) последних – не более 17% [14]. Как известно, общий КПД служит критерием эффективности ГТД [22]. Основными путями повышения общего КПД и, как следствие, экономичности ГТД являются:

- 1) повышение параметров цикла: суммарной степени повышения давления  $\pi_{\Sigma}(\pi_K)$  и температуры газа перед турбиной  $T_T^*$ ;
- 2) повышение параметров движителя: степени двухконтурности  $m$  и коэффициента распределения энергии между контурами  $x$ ;
- 3) повышение КПД узлов ГТД.

Несмотря на столь низкий общий КПД, малоразмерные ГТД обладают целым рядом привлекательных качеств в сравнении с ЭД и ДВС: многорежимность, высокие приемистость и тяговооруженность, малое число деталей, возможность использования как тяги винта, так и реактивной тяги, что значительно расширяет диапазон крейсерских скоростей полёта БПЛА.

### Микрогазотурбинные двигатели – особый класс малоразмерных ГТД

К микрогазотурбинным двигателям (МГТД) относят малоразмерные ГТД с тягой от 15 Н до 500 Н и собственной массой от нескольких сотен грамм до десятка килограмм [12]. Отметим, что уже при аэродинамическом качестве БПЛА порядка 10 (напр. для планеров этот показатель порядка 55) и тяговооруженностью 0,2 (напр. такой же показатель имеет стратегический бомбардировщик ВВС США В-2) пара МГТД с тягой 500 Н может поднять в воздух БПЛА с взлетной массой от 500 кг до 1000 кг, что сопоставимо с весовыми характеристиками БПЛА RQ-1 Predator.

В настоящее время большинство серийно выпускаемых МГТД выполняются по схеме одновального ТРД. Как и большеразмерные ТРД, МГТД имеют в своем составе следующие компоненты: входное устройство (ВхУ), компрессор (К), камеру сгорания (КС), турбину (Т) и сопло (С). В табл.2 приведены основные параметры МГТД JetCAT P200, который устанавливается на управляемые летательные аппараты массой до 40

кг. К настоящему моменту выпущено более 10000 экземпляров этих двигателей.

Таблица 2. Параметры МГТД JetCat P200

Тяга на максимальном режиме, Н	230
Тяга на малом газу, Н	9
Степень повышения давления, [-]	4
Расход воздуха, кг/с	0,45
Расход топлива, мл/мин	129 – 710
Масса, кг	2,37
Наружный диаметр, мм	132
Длина, мм	350
Частота вращения, об/мин	32 000 – 112 000
Температура перед турбиной, °С	1277
Температура выхлопных газов, °С	580 – 690
Топливо	Jet A1
Ресурс, ч	25

В работе [12] приводятся результаты детального исследования работы МГТД Jet-CAT P200 на экспериментальном стенде МГТД. По итогам идентификации параметров двигателя получены его КПД, которые указаны в табл. 3.

Таблица 3. КПД МГТД JetCat P200

Эффективность горения	[-]	0,9800 ± 0,0277
Изоэнтروпический КПД компрессора	[-]	0,7500 ± 0,0500
Изоэнтропический КПД турбины	[-]	0,7751 ± 0,0248
Полиэнтропический КПД турбины	[-]	0,7620 ± 0,0259
Механический КПД	[-]	0,9821 ± 0,0300
Общий КПД	[-]	0,1353 ± 0,0034

Работы, проведенные в области исследования МГТД [12, 13, 16], показывают, что МГТД не могут быть получены масштабированием большеразмерных ГТД и требуют индивидуального подхода к вопросам теории, расчёта и проектирования. Это в равной степени относится к моделированию процессов горения в МГТД, к расчёту лопаточных венцов МГТД и к методам экспериментального исследования. Все эти вопросы имеют самостоятельное значение и детальное рассмотрение каждого из них требует отдельной монографии. В дальнейшем подробнее остановимся на проблемах расчёта, проектирования и экспериментального исследования лопаточных венцов МГТД.

**МГТД как тепловая машина**

МГТД обладает низкими параметрами цикла и КПД узлов в сравнении с больше-размерными ГТД, что определяет в итоге низкий общий КПД МГТД (см. табл. 2 и 3). К настоящему времени охлаждение лопаток турбины в МГТД не применяется, поэтому максимальная температура газа перед турбиной  $T_T^*$  ограничивается исключительно термостойкостью материала турбины и не превышает 1300 К. Согласно [22] для  $T_T^* = 1277\text{K}$  и диапазона высот полёта от 0 до 20 км, что соответствует изменению атмосферной температуры  $T_H$  от 288,16 К до 216,65 К, при известных КПД компрессора и турбины (см. табл. 3), оптимальная суммарная степень повышения давления  $\pi_{\Sigma opt}$ , соответствующая максимуму работы цикла  $L_e$ , находится в диапазоне от 5,30 до 8,73 соответственно. С учетом скоростного напора в диапазоне скоростей полёта, соответствующих числам Маха от 0,2 до 0,6, оптимальная степень повышения давления компрессора  $\pi_{k opt}^*$  изменяется в диапазоне от 4,16 до 8,50. Учитывая, что максимум эффективного КПД ГТД  $\eta_e$  из-за наличия потерь не совпадает с максимумом работы цикла  $L_e$  и достигается при суммарной степени сжатия  $\pi_{\Sigma}'$ , которая в 2-4 раза превышает  $\pi_{\Sigma opt}$  [22], оптимальная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_k'^*$ , которая соответствует максимуму  $\eta_e$ , будет изменяться, по грубой оценке, в диапазоне от 8 до 30 в зависимости от условий крейсерского полёта и от уровня гидравлических потерь в основном контуре двигателя. Исходя из вышеизложенного, можно утверждать, что для уровня температур  $T_T^*$  порядка 1300К используемые в настоящее время  $\pi_k^*$  порядка 4 являются неоптимальными и для улучшения цикла МГТД  $\pi_k^*$  необходимо повышать. Диапазон  $\pi_k^*$  от 10 до 15 с точки зрения эффективности цикла следует считать наиболее предпочтительным. Ожидается, что термический КПД МГТД  $\eta_t$  при увеличении  $\pi_k^*$  от 4 до 10 улучшится с 0,3270 до 0,4821, при этом должен наблюдаться

существенный рост  $\eta_e$ , но не более чем на 0,1551. Как известно из [22], максимум общего КПД  $\eta_0$ , характеризующего эффективность ГТД в целом, также не совпадает с максимумом  $\eta_e$  и достигается при  $\pi_{\Sigma эк}$  большем или равным  $\pi_{\Sigma}'$ , причем согласно [22] соблюдается следующее неравенство:  $\pi_{\Sigma эк TRD} > \pi_{\Sigma эк TRDD} > \pi_{\Sigma эк ТВД} = \pi_{\Sigma}'$ . Это еще раз подтверждает правильность выводов о необходимости увеличения  $\pi_k^*$  в МГТД.

**МГТД как движитель**

Как известно, общий КПД ГТД есть не что иное, как произведение эффективного КПД  $\eta_e$  и КПД движителя  $\eta_{ож}$ , поэтому улучшение ГТД как движителя является не менее важным, чем улучшение его как тепловой машины. Как указано в [22], переход от ТРД к ТРДД и далее к ТВД при небольших дозвуковых скоростях полёта и одинаковой затрате энергии позволяет увеличить тягу в несколько раз, что объясняется распределением энергии по большей массе рабочего тела, снижением потерь кинетической энергии с выходной скоростью, то есть ростом  $\eta_{ож}$ . Исходя из вышеизложенного и учитывая небольшие дозвуковые скорости большинства БПЛА (для прим. см. табл.1), можно утверждать, что схема ТРД не является оптимальной для МГТД с точки зрения эффективности движителя. С использованием данных, полученных в результате идентификации МГТД JetCat P200 (см. табл. 2, 3 и [12]), в программном продукте АСТРА (СГАУ) построены математические модели четырёх вариантов МГТД JetCat P200 со степенями двухконтурности  $m$  равными 0, 4, 10 и 40 путём добавления к нему каскада низкого давления. Рассчитанные высотно-скоростные характеристики (ВСХ) подтвердили утверждение о неоптимальности схемы ТРД для большинства режимов МГТД. На рис. 1 приведены зависимости тяги  $P$  и удельного расхода  $C_{y0}$  от числа Маха полёта для указанных вариантов МГТД JetCat P200.

Из анализа рис. 1 становится ясным, что каждому числу Маха полёта соответствует своя оптимальная степень двухконтурности, причем с ростом числа Маха её величина уменьшается вплоть до нуля. С увеличением высоты полёта до 10000 м характер

зависимостей  $P$  и  $C_{y\delta}$  от числа Маха принципиально не изменяется (рис. 2), однако для всех двухконтурных вариантов расширяется диапазон чисел Маха полёта, в котором они являются экономически более выгодными, чем одноконтурный вариант МГТД JetCat P200.

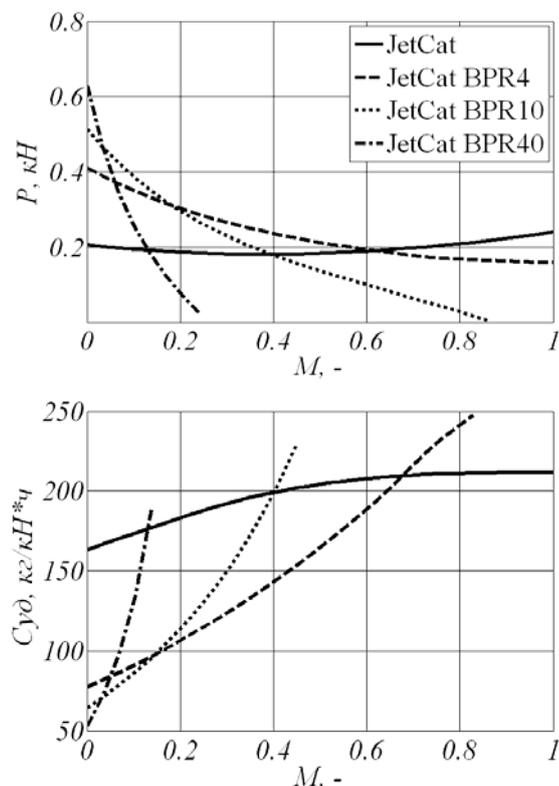


Рис. 1. Зависимость  $P$  и  $C_{y\delta}$  от числа Маха для вариантов МГТД JetCat P200 ( $H=0$ , МСА)

Увеличение степени двухконтурности с 0 до 40 позволяет на старте увеличить тягу с 200Н до 600Н и, соответственно, при том же расходе топлива ( $T_r^* = const$ ) уменьшить удельный расход топлива с 165 кг/кН ч до 50 кг/кН ч. Однако при этом существенно изменяется скоростная характеристика МГТД (рис.1).

Так вариант МГТД с  $m = 40$ , показывая лучшие параметры на старте, уже при числе Маха от 0,15 при  $H = 0$  (см. рис.1) и от 0,25 при  $H = 10$  км (см. рис.2) становится менее экономичным, чем вариант с  $m = 0$ .

При анализе рис. 1 и 2 можно заметить, что в диапазоне высот полёта  $H$  от 0 до 10 км при числах Маха от 0,2 до 0,6, что соответствует скорости полёта от 237 км/ч до 711 км/ч, наиболее предпочтительным является вариант МГТД JetCat BPR4 со сте-

пенью двухконтурности 4, который при заданном расходе топлива обладает наибольшей тягой и, как следствие, меньшим удельным расходом по сравнению с другими вариантами.

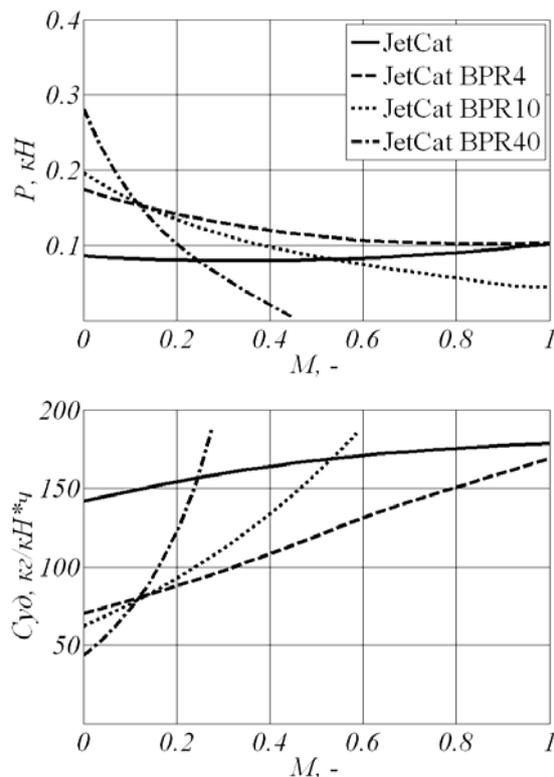


Рис. 2. Зависимость  $P$  и  $C_{y\delta}$  от числа Маха для вариантов МГТД JetCat P200 ( $H=10$ км, МСА)

Таким образом, выбор параметров двигателя, и в частности степени двухконтурности  $m$ , оказывает существенное влияние на параметры МГТД и его скоростные и высотные характеристики.

### Особенности микротурбин МГТД

Микротурбины (МТ) по рабочему процессу такие же тепловые машины, как и газовые турбины больших размеров ГТД. Однако МТ имеют ряд специфических особенностей: низкие числа Рейнольдса  $Re = 4 \cdot 10^4$  и малая относительная высота лопаток  $\bar{h} = 0,005 \text{ К } 0,05$ , для больших размеров ГТД эти величины равны соответственно  $Re = 5 \cdot 10^6$  и  $\bar{h} = 0,1 \text{ К } 0,2$  [23]. Такие условия работы лопаточных венцов МГТД являются причиной развитого пограничного слоя, занимающего в некоторых случаях от 25% до 40% площади межлопаточного канала, что обуславливает высокий уровень по-

терь и низкий КПД лопаточных венцов от 60% до 80% [14, 23].

Различие экспериментальных данных МТ и методов расчёта лопаточных машин, применяемых для большеразмерных ГТД, может достигать от 12% до 15% [23]. Поэтому МТ требуют индивидуальных методов расчёта и проектирования, позволяющие получать надёжные результаты, согласующиеся с экспериментальными данными.

### Низкие числа Рейнольдса в МТ

Изучение течения жидкости и газов при низких числах Рейнольдса началось с самого зарождения гидрогазодинамики. Наиболее глубоко данный вопрос исследован применительно к аэродинамическим профилям крыла самолёта [1, 8-10, 18, 19, 21]. В турбомашиностроении низкие числа Рейнольдса имеют место в паровых турбинах, в турбинах низкого давления большеразмерных ГТД, особенно при полётах на больших высотах, и в микротурбинах МГТД. На рис. 3 показано влияние числа Рейнольдса на относительную эффективность турбины, где в качестве 100% взята эффективность турбины с числом Рейнольдса  $2 \cdot 10^5$ . Из анализа рис. 3 становится ясно, что уменьшение числа Рейнольдса с  $2 \cdot 10^5$  до  $10^3$  приводит к ухудшению КПД МТ на 25% [23].

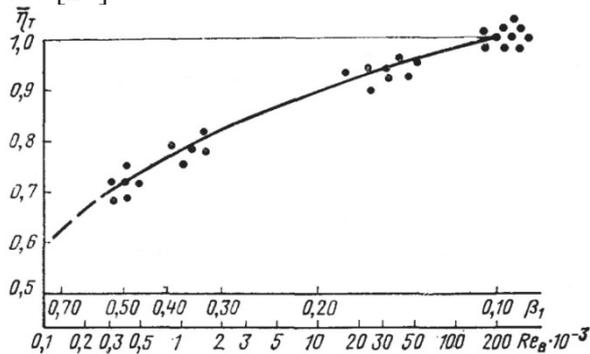


Рис. 3. Влияние числа Рейнольдса на КПД осевой МТ

В работе [23] предлагается аналитический метод расчёта холодной воздушной МТ при низких числах Рейнольдса с учётом влияния пограничного слоя путём введения его одномерного представления. Качественные выводы, сделанные для воздушных МТ, во многом верны и для газовых МТ, но требуют количественного уточнения, последнее связано с определёнными трудностями проведения эксперимента.

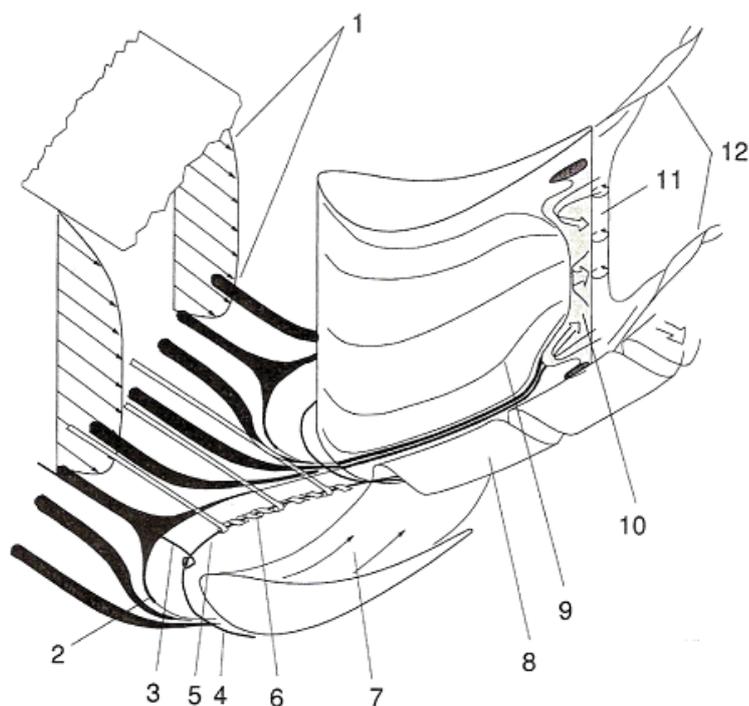
### Экспериментальное исследование МТ

Главной трудностью экспериментального исследования МТ и МГТД в целом являются малые геометрические размеры проточной части с площадью межлопаточных каналов не более  $100 \text{ мм}^2$ . Поэтому, чтобы устранить влияние измерительных приборов на параметры потока, их приёмную часть делают диаметром менее чем 0,3 мм. Это приводит к тому, что приёмная часть зонда давления имеет малую жёсткость, его отверстия быстро засоряются, в результате этого прибор приобретает большую инерционность и не имеет стабильной характеристики [23]. Как следствие, измерение параметров в нескольких точках одного сечения, а также отслеживание нестационарных процессов весьма затруднительно. Таким образом, при натуральных испытаниях воздушных и газовых МТ практически невозможно различить профильные и концевые потери и исследовать микроструктуру потока. Оценка эффективности проводится на основании среднеинтегральных величин, полученных при продувке большого количества СА и РК МТ [20, 23].

Детальное изучение структуры потока, вторичных течений, зон рециркуляции, границы отрыва ламинарного потока, разделение и оценка каждого вида потерь в лопаточной машине при низких числах Рейнольдса возможно при испытаниях увеличенной аэродинамически подобной модели МТ в водных каналах [2-4, 11, 17] и в аэродинамических трубах [6, 7, 15]. На рис. 4 представлена детальная картина вторичных течений в турбинах ГТД, которая получена в результате визуализации этих экспериментальных исследований [17].

Исследование при низких числах Рейнольдса [6] показало, что картина течения, изображённая на рис. 4, несколько видоизменяется: присутствует чёткая граница срыва ламинарного пограничного слоя, в результате чего образуются сильные вторичные течения, приводящие к росту потерь и, соответственно, к уменьшению эффективности МТ.

На рис. 5 приведена визуализация с помощью масляной плёнки течения по спинке лопатки увеличенной модели МТ [6]. Масляная текстура на поверхности лопатки СА, начинающаяся от передней кромки и отмеченная буквой А, отображает наличие



1. Поток с наличием пристеночного пограничного слоя
2. Линии разделения потока
3. Вихрь в форме подковы (Вихрь-подкова)
4. Ветка Вихря-подковы по спинке лопатки
5. Ветка Вихря-подковы по корытцу лопатки
6. Заворачивание пристеночного пограничного слоя вокруг Вихря-подковы
7. Перекрестное течение в канале
8. Донный вихрь
9. Движение профильного пограничного слоя по спинке лопатки
10. Зона срыва с зонами рециркуляции
11. Застойная зона за кромкой лопатки
12. Вихри-жгуты за кромкой лопатки

Рис. 4. Картина вторичных течений в СА турбин ГТД, которая получена в результате визуализации экспериментальных исследований

ламинарного пограничного слоя по спинке лопатки, образуемого из-за очень низких чисел Рейнольдса порядка  $2 \cdot 10^4$ . За линией срыва ламинарного пограничного слоя образуется зона *B*, где наблюдается сильное радиальное течение по направлению к втулке. На выходной кромке от периферийного сечения до втулочного располагается зона обратных токов *C*. Сильные вихревые зоны наблюдаются как у втулки, так и у периферии лопатки. В зоне *D* наблюдается сильное взаимодействие вихревой зоны у втулки и потока, сорванного со спинки лопатки. В результате такой сложной картины вторичных течений возникает значительная радиальная неравномерность параметров: скорости, статического давления и интенсивности турбулентности [6].

Следует отметить, что в опубликованных до настоящего времени экспериментальных исследованиях МТ в водных каналах и аэродинамических трубах аэродинамическое подобие было реализовано лишь частично – с соблюдением подобия только по числу *Re* без учёта сжимаемости потока, то есть без сохранения числа *M*, что является одним из необходимых условий для реализации полного аэродинамического подобия согласно принципам экспериментальной аэродинамики [25-27]. Если в водном канале подобия одновременно по числу *Re* и числу

*M* добиться практически невозможно, так как это требует скоростей потока более 1000 м/с и, соответственно, большого расхода воды, то в холодных аэродинамических трубах трудность реализации низких чисел *Re* связана с необходимостью подачи на вход турбины разряженного воздуха с давлением от 2% до 14% атмосферного. В табл. 4 приведены подробные данные условий работы реальной МТ МГТД JetCat P200, для которой  $Re = 44986$  и  $M = 0,4367$ . В табл. 5 приведены значения давления на входе в МТ, необходимого для сохранения полного подобия по числам *Re* и *M*, в зависимости от температуры входящего воздуха *Tt* и высоты лопатки модели.

Из анализа данных табл. 5, например, следует, что для получения экспериментальной модели МТ в холодной аэродинамической трубе с сохранением полного подобия по числам Рейнольдса и Маха с высотой лопатки 100 мм, то есть в масштабе 10:1, при температуре окружающего воздуха  $Tt = 20^\circ\text{C}$  необходимо на вход турбины подавать разряженный воздух с давлением, равным 5123 Па. При этом диаметр РК увеличится с 66 мм до 660 мм, площадь проточной части с  $0,0018 \text{ м}^2$  до  $0,1759 \text{ м}^2$ , расход рабочего тела с  $0,3991 \text{ кг/с}$  до  $1,4629 \text{ кг/с}$  (табл. 4 и 5).

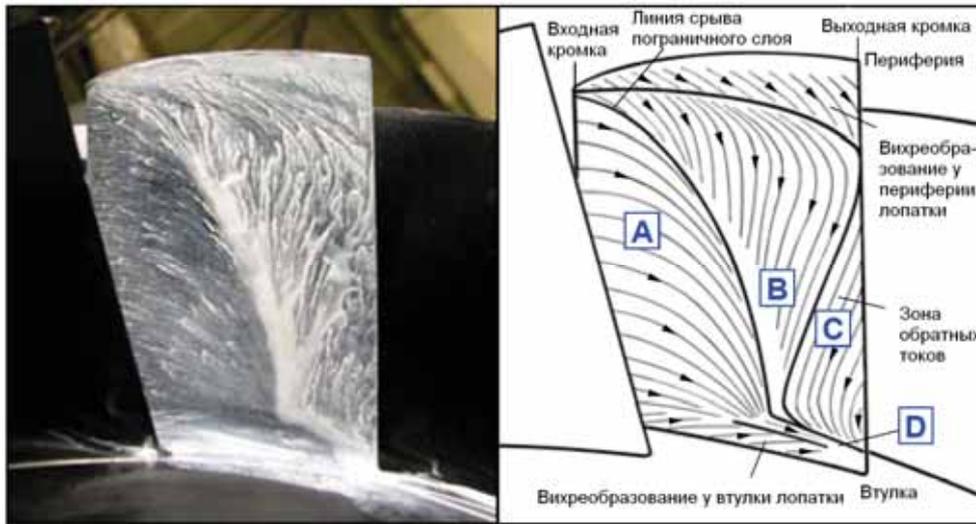


Рис. 5. Визуализация течения по спинке лопатки с помощью масляной плёнки (вид против течения основного потока на СА увеличенной модели МТ)

Таблица 4. Параметры на входе в МТ МГТД JetCat P200

Рабочее тело	Смесь топлива и воздуха
Температура торможения, К	1273,0
Давление торможения, атм	3,0000
Плотность торможения, кг/м <sup>3</sup>	0,8306
Скорость потока, м/с	300,0
Высота лопатки, мм	10
Температура статическая, К	1234,2
Давление статическое, атм	2,6478
Плотность статическая, кг/м <sup>3</sup>	0,7561
Расход рабочего тела, кг/с	0,3991
Теплоемкость, Дж/К	1158,7
Динамическая вязкость, Па*с	5,0425*10 <sup>-05</sup>
Скорость звука, м/с	686,960
Критическая скорость звука, м/с	646,392
Число Маха $M$	0,4367
Коэффициент скорости $\lambda$	0,4641
Число Рейнольдса, $Re$	44986

Таблица 5. Экспериментальная модель МТ с сохранением подобия по числам  $Re=44986$  и  $M=0,4367$

Tt [°C]	Tt [K]	Высота лопатки, мм				Давление, Па
		10	50	100	200	
0	273	46691	9338	4669	2334	
20	293	51231	10246	5123	2561	
40	313	55823	11164	5582	2791	
60	333	60458	12091	6045	3022	
80	353	65131	13026	6513	3256	
100	373	69835	13967	6983	3491	
Диаметр РК, мм		66	330	660	1320	
Площадь проточной части, м <sup>2</sup>		0,0018	0,0440	0,1759	0,7037	
Расход рабочего тела, кг/с		0,1463	0,7315	1,4629	2,9259	
Диапазон скоростей потока, м/с		142-166				

Скорость рабочего тела уменьшится с 300 м/с до 150 м/с, причём с уменьшением осевой скорости потока уменьшится и окружная скорость для сохранения треугольников скоростей. Атмосферная температура рабочего тела и пониженные окружные скорости позволяют использовать для изготовления деталей турбины алюминий и пластмассы вместо дорогостоящих термостойких сплавов, что значительно снизит их стоимость.

**Заключение.**

**Перспективы развития МГТД**

За последнее десятилетие число научных работ, направленных на изучение работы МГТД и, в более широком случае, работы ГТД в условиях низких чисел Рейнольдса, значительно возросло.

Согласно информации, опубликованной в [5], в конце 2010г. в США был представлен один из первых турбовентиляторных МГТД с тягой 231Н и степенью двухконтурности  $m=4$ , что еще раз подтверждает значительный интерес к МГТД и путям повышения их эффективности и экономичности. Эти пути, прежде всего, связаны с повышением параметров цикла, параметров двигателя и КПД узлов, последнее станет возможным благодаря детальному изучению и внедрению в расчет лопаточных венцов теории пограничного слоя, моделей обтекания лопаточных венцов при низких числах Рейнольдса и совершенствованию методов экспериментальной аэродинамики.

Перспективными направлениями дальнейшего исследования МТ МГТД следует считать развитие методов контроля отрыва ламинарного пограничного слоя со спинки

лопатки путём введения искусственных турбулизаторов потока. Эти турбулизаторы могут быть не только механическими. В работе [11] показана возможность применения акустических актуаторов, позволяющих существенно снизить потери с отрывом ламинарного пограничного слоя.

#### **Библиографический список**

1. Harris, C. NASA supercritical airfoils/ C. Harris in NASA Technical Paper 2969. 1990.
2. Kasper, C. Untersuchung zur Seitenwandkonturierung für Gasturbinen an einem Ringgitter-Wasserkanal / C. Kasper in Institut für Luftfahrtantriebe. 2009, Universität Stuttgart: Stuttgart.
3. Kasper, C. A Study of unsteady secondary flow in a water flow axial turbine model / C. Kasper, M. Rose, S. Staudacher [et al] ASME Turbo Expo, Berlin, Germany, 2008 (GT2008-50239).
4. Lutoschkin, E. Untersuchung der Sekundärströmungen an einem Turbinenlaufgitter im Flachwasserkanal / E. Lutoschkin in Institut für Luftfahrtantriebe. 2006, Universität Stuttgart: Stuttgart.
5. Machinchy, A. Best in the West/ A. Machinchy Jet International, Tramplet, London, 2011(106).
6. Matsunuma, T. Unsteady flow field of an axial-flow turbine rotor at a low Reynolds number/ T. Matsunuma ASME Turbo Expo, Barcelona, Spain, 2006(GT2006-90013).
7. Matsunuma, T. Effects of Low Reynolds Number on Wake-Generated Unsteady Flow of an Axial-Flow Turbine Rotor / T. Matsunuma, Y. Tsutsui International Journal of Rotating Machinery 2005. **1**: p. 1-15.
8. Mueller, T. Boundary Layer Measurements on an Airfoil at a Low Reynolds Number in an Oscillating Freestream / T. Mueller, M. Brendel AIAA Journal, 1988. **26**(3).
9. Mueller, T. Aerodynamics of Small Vehicles/ T. Mueller, D. DeLaurier Annu. Rev. Fluid Mech., 2003. 35.
10. NACA, The characteristics of 78 related sections from test in the variable-density wind tunnel. 1935.
11. Ries, T. LP turbine laminar separation with actuated transition / T. Ries, F. Mohr, J. Baumann [et al] DNS, experiment and fluidic oscillator CFD. ASME Turbo Expo, 2009(GT2009-59600).
12. Schilling, F. Untersuchungen zum Betriebsverhalten von Mikrogasturbinen, in Institut für Luftfahrtantriebe / F. Schilling 2009, Universität Stuttgart: Stuttgart. p. 147.
13. Schilling, F. Untersuchung zum Einfluss von Sekundäreffekten auf das Betriebsverhalten von Mikrogasturbinen / F. Schilling, S. Staudacher DGLR, 2008.
14. Schreckling, K. Gas Turbine Engines for Model Aircraft/ K. Schreckling 2003, London, UK: Tramplet.
15. Schumann, T. Experimentelle Untersuchungen zur Grenzschichtbeeinflussung hochbelasteter Niederdruckturbinen / T. Schumann in Institut für Luftfahrtantriebe. 2010, Universität Stuttgart: Stuttgart.
16. Staudacher, S. The Design of the ILA001 Micro Gas Turbine / S. Staudacher, F. Schilling, J. Student ISABE, 2003.
17. H.-F. Vogt, Sekundärströmungen in Turbinengittern mit geraden und getrümmten Schaufeln; Visualisierung im ebenen Wasserkanal. Forschung im Ingenieurwesen/ H.-F. Vogt, M. Zippel Engineering Research 1996. Bd. 62(Nr.9): p. 247-253.
18. Wang, S. Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils / S. Wang, D. Ingham, L. Mab [et al] Computers & Fluids, 2010. 39: p. 1529–1541.
19. Zhou, Y. Fluid forces on a very low Reynolds number airfoil and their prediction / Y. Zhou, M. Alam, H. Yang [etal] International Journal of Heat and Fluid Flow, 2011. **32** p. 329–339.
20. Экспериментальное определение характеристик малоразмерных лопаточных машин [Текст] / О. Батулин, И. Дмитриева, А. Лапшин [и др.] .- Самара: Издательство СГАУ. 2006.
21. Ван-Дайк, М. Альбом течений жидкости и газа [Текст] / М. Ван-Дайк.- М.: Мир, 1986.
22. Кулагин, В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] / В.В.Кулагин - М.: Машиностроение, 2002.
23. Наталевич, А. Воздушные микротурбины. [Текст] / А. Наталевич - М.: Машиностроение, 1979.
24. Павлушенко, М. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы разви-

тия [Текст] / М. Павлушенко, Г. Евстафьев, И. Макаренко - М.: Права человека, 2005.

25. Фабрикант, Н. Аэродинамика [Текст] / Н. Фабрикант - М.: Наука, 1964.

26. Холщевников, К. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин [Текст] /

К. Холщевников, О. Емин, В. Митрохин - М.: Машиностроение, 1986.

27. Юрьев, Б. Экспериментальная аэродинамика [Текст] / Б. Юрьев - М.: Оборонгиз, 1939. - Т.1.

## PROBLEMS AND PROSPECT OF MICROGASTURBINES DEVELOPMENT FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE PROPULSION

© 2011 I. A. Zhdanov<sup>1</sup>, S. Staudacher<sup>1</sup>, S. V. Falaleev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Institut für Luftfahrtantriebe (ILA), Universität Stuttgart, Stuttgart

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

Today, there is considerable interest in unmanned aerial vehicles (UAVs). The correct choice of a propulsion system for UAVs, especially for small and medium-size classes, is a difficult task. Despite a number of significant advantages of microgasturbines (MGT) compared with the electric motors and internal combustion engines, first have a very low overall efficiency of the order about 17%, which was caused by low cycle parameters and low propulsion efficiency of modern MGT. So, improvement of MGT's efficiency leads to better overall performance of UAVs and carrying out of further experiments and developing new approaches to MGT is very important.

*Boundary layer theory, experimental aerodynamics, low Reynolds numbers, microgasturbines, overall efficiency, unmanned aerial vehicle, water channel, wind tunnel.*

### Информация об авторах

**Жданов Иван Алексеевич**, докторант Института авиационных двигателей Университета г. Штутгарта. Тел.: +49 176 37395711. E-Mail: [ivan.zhdanov@hotmail.com](mailto:ivan.zhdanov@hotmail.com). Область научных интересов: микрогазотурбинные двигатели.

**Штаудахер Стефан**, доктор технических наук, профессор, директор Института авиационных двигателей Университета г. Штутгарта. Тел.: +49 711 685- 63597. E-Mail: [stephan.staudacher@ila.uni-stuttgart.de](mailto:stephan.staudacher@ila.uni-stuttgart.de). Область научных интересов: теория и расчёт лопаточных машин авиационных двигателей, экспериментальная аэродинамика.

**Фалалеев Сергей Викторович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел.: +7 846 2674675. E-Mail: [kipdla@ssau.ru](mailto:kipdla@ssau.ru). Область научных интересов: торцовые бесконтактные (газостатические и гидрогазодинамические) уплотнения и комплексное моделирование конструкции и процессов в авиационных двигателях.

**Zhdanov Ivan Alekseevich**, doctoral candidate in Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart. Phone: +49 176 37395711. E-mail: [ivan.zhdanov@hotmail.com](mailto:ivan.zhdanov@hotmail.com). Area of research: microgasturbines.

**Staudacher Stephan**, Direktor des Instituts für Luftfahrtantriebe, doctor of technical sciences, the professor, Universität Stuttgart, Tel.: +49 711 685- 63597. E-Mail: [stephan.staudacher@ila.uni-stuttgart.de](mailto:stephan.staudacher@ila.uni-stuttgart.de). Area of research: performance of gasturbines, test and validation of gasturbines performance.

**Falaleev Sergej Viktorinovich**, doctor of technical sciences, the professor, Samara State Aerospace University. Phone: +7 846 2674675. E-Mail: [kipdla@ssau.ru](mailto:kipdla@ssau.ru). Area of research: mechanical non-contact seals, sophisticated approaches to aero engine design and operation.