

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МИКРОГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Жданов И. А.¹, Фалалеев С. В.²

¹ Институт авиационных двигателей университета Штутгарта, г. Штутгарт, Германия

² Самарский государственный аэрокосмический университет

PROBLEMS AND PROSPECT OF MICROGASTURBINES DEVELOPMENT FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE PROPULSION

Zhdanov I.A., Falaleev S.V. 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 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.

Интерес к вопросам проектирования и развития беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) значительно возрос за последние несколько десятилетий. БПЛА могут выполнять различные гражданские и военные миссии. В зависимости от назначения БПЛА, к нему предъявляются различные требования по полезной нагрузке, скорости, продолжительности, дальности и высоте полёта. Эти требования могут изменяться в очень широких диапазонах: масса от нескольких килограмм до нескольких тонн, скорость полета от 20 км/ч до 900 км/ч и более, продолжительность полёта от 1 ч до 50 ч, дальность полета от нескольких десятков километров до десятка тысяч километров, высота полета от нескольких сотен метров до нескольких десятков километров.

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 небольших и средних БПЛА ЭД и ДВС составляют серьезную конкуренцию малоразмерным ГТД, что, прежде всего, связано с низким общим коэффициентом

полезного действия (КПД) последних – не более 17%. Как известно, общий КПД служит критерием эффективности ГТД. Основными путями повышения общего КПД и, как следствие, экономичности ГТД являются:

1. Повышение параметров цикла: суммарной степени повышения давления $\pi_{\Sigma} (\pi_{\kappa})$ и температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* ;
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.

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. Отметим, что уже при аэродинамическом качестве БПЛА порядка 10 (напр. для планеров этот показатель порядка 55) и тяговооруженностью 0,2 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). Однако работы, проведенные в области исследования МГТД, показывают, что МГТД не могут быть получены масштабированием большеразмерных ГТД и требуют индивидуального подхода к вопросам их теории, расчёта и проектирования. Это в равной степени относится как к моделированию процессов горения в МГТД, так и к расчёту лопаточных венцов МГТД [1-8]. Различие экспериментальных данных МГТД и методов расчёта лопаточных машин, применяемых для большеразмерных ГТД может достигать от 12% до 15%. Столь значительное различие обусловлено особенностями лопаточных венцов МГТД: низкими числами Рейнольдса $Re = 4 \cdot 10^4$ и малой относительной высотой лопаток $\bar{h} = 0,005 \dots 0,05$, для большеразмерных ГТД эти величины равны соответственно $Re = 5 \cdot 10^6$ и $\bar{h} = 0,1 \dots 0,2$. Такие условия работы лопаточных венцов МГТД являются причиной развитого пограничного слоя, занимающего в некоторых случаях от 25% до 40% площади межлопаточного канала. Это обуславливает высокий уровень потерь и низкий КПД лопаточных венцов от 60% до 80%.

Проанализируем перспективы развития МГТД. За последнее десятилетие число научных работ, направленных на изучение работы МГТД и, в более широком случае, работы ГТД с потоком газа в условиях низких чисел Рейнольдса, значительно возросло. Активно проводятся экспериментальные исследования МГТД в водных каналах и аэродинамических трубах. Небезуспешно предпринимаются попытки численного моделирования аэродинамических процессов

при низких числах Рейнольдса. В конце 2010 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 движителя 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.

Библиографический список

1. Kasper, C., Rose, M., Staudacher, S., Gier, J., A Study of unsteady secondary flow in a water flow axial turbine model. ASME Turbo Expo, Berlin, Germany, 2008 (GT2008-50239).
2. Machinchy, A., Best in the West, . Jet International, Tramplet, London, 2011(106).
3. Matsunuma, T., Unsteady flow field of an axial-flow turbine rotor at a low Reynolds number. ASME Turbo Expo, Barcelona, Spain, 2006(GT2006-90013).
4. Mueller, T., DeLaurier, D., Aerodynamics of Small Vehicles. Annu. Rev. Fluid Mech., 2003. 35.
5. Schreckling, K., Gas Turbine Engines for Model Aircraft. 2003, London, UK: Tramplet.
6. Staudacher, S., Schilling, F., Student, J., The Design of the ILA001 Micro Gas Turbine. ISABE, 2003.
7. Wang, S., Ingham, D., Mab, L., Pourkashanian, M., Tao, Z., Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils. Computers & Fluids, 2010. 39: p. 1529–1541.
8. Zhou, Y., Alam, M., Yang H., Guo H., Wood D., Fluid forces on a very low Reynolds number airfoil and their prediction. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2011. 32 p. 329–339.