

Определены кинематические и геометрические параметры сепарирующих роликов и их орбиты вращения, математически обоснованы кривые контактирования сепарирующих роликов шарикоподшипников.

Расчётные соотношения имеют вид:

$$n_c = \frac{R_B n_B}{R_C} \left(1 - \frac{1}{R_H R_B + 1} \right) + \frac{n_B}{R_H / R_B} + 1;$$

$$n_p = \frac{n_B}{\frac{R_H + 1}{R_B}} \left(1 + \frac{R_B}{R_p} \right) - \frac{R_B n_B}{R_p};$$

$$R_C = [(R_0 + \Delta_0 - R_0 \cos \alpha)^2 + R_0^2 \sin^2 \alpha]^{\frac{1}{2}} - R_0;$$

$$R_{ц} = \frac{(R_0 + \Delta_0) R_C}{(R_B - R_C)}; R_0 = \frac{R_H R_B}{R_C}; \Delta_C > 0.$$

Существенное снижение потерь на трение подтверждено определением момента сопротивления вращению методом выбега для экспериментального шарикоподшипника типа 207Ю (рис. 2, б). Получено снижение момента сопротивления вращению на 30...50% в сравнении с подшипником обычной конструкции аналогичного типоразмера.

УДК 629.7.036

УЧЁТ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В МОДЕЛИ МАССЫ ГТД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ ДЛЯ ВЕРТОЛЁТОВ

© 2018 В.А. Григорьев, А.О. Загребельный, Д.С. Дилигенский

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

ACCOUNTING THE INFLUENCE OF GAS TEMPERATURE IN THE MODEL OF MASSES GTE WITH FREE TURBINE FOR HELICOPTERS

Grigoriev V.A., Zagrebelyni A.O., Diligensky D.S. (Samara National Research University,
Samara, Russian Federation)

The achievement of the best performance of aircraft engines in terms of economy is realized to a large extent due to the development of ever higher gas temperatures at the entrance to the turbine. There are two ways to solve this problem - the organization of systems for intensive cooling of turbine elements, and the use of new technologies and materials capable of ensuring reliable operation of all GTE elements. The article describes the nature of the effect of various elements to the cooling system of the engine masses.

Достижение лучших показателей по экономичности вертолётных ГТД со свободной турбиной (ГТД СТ) реализуется в значительной мере благодаря освоению всё более высоких температур газов (T_g^*) [1], и повышению степени давления (π_k). Этот процесс затрудняет проблема КПД узлов из-за «уменьшения» элементов проточной части двигателей [2], которые в большинстве являются малоразмерными.

Таким образом, приведённые расчётно-экспериментальные исследования показали следующие преимущества подшипника качения с сепарирующими роликами: полное исключение трения скольжения, снижение мощности трения при вращении подшипника на 30...50%, повышение лёгкости вращения.

Библиографический список

1. Силаев Б.М. Трибология детали машин в маловязких смазочных средах/ Б.М. Силаев – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2008. –264 с.
2. А.С. 188801 СССР, МПК F06C, Кл.476,12 Подшипник качения/ 13.13. Талак-вадзе, Н.М. Пономарев (СССР) – №1018270/25-27: заявл. 05.VII.1965: опубл.01. XI. 1966. Бюл. №22.
3. А.С. 1129433 СССР, тки F16J 15/34. Подшипник качения/ Б.М. Силаев (СССР). – №3396167/25: заявл. 08.01.82: опубл. 15.12.84. Бюл. №46.

И тут возникает вопрос: как отражается рост π_k и T_g^* на массе двигателя, и соответственно на технико-экономических показателях летательного аппарата (ЛА)? То есть, как скажется на изменении массы ГТД и других критериях эффективности внедрение систем охлаждения.

На начальных этапах проектирования при проведении параметрических исследований целесообразно использовать такие модели массы вертолётного двигателя, которые правильно отображают влияние параметров рабочего процесса (π_k , T_g^* , ...) на характер изменения удельного расхода топлива (C_e) и массы двигателя ($M_{дв}$), массу силовой установки и топлива ($M_{СУ+m}$) и другие критерии эффективности, которые в свою очередь определяют взлётную массу ЛА (M_0).

Хорошо известно, что при заданной мощности рост температуры газа обеспечивает снижение расчётного расхода воздуха и, как следует из используемых параметрических моделей массы ГТД СТ [4], приводит к уменьшению $M_{дв}$. С другой стороны увеличение $T_{г\text{ расч}}^*$ при использовании охлаждаемой турбины ведёт к нарастанию массы системы охлаждения и соответственно росту массы ГТД (каналы подвода охлаждающего воздуха, патрубки, покрывные диски, двухслойная конструкция корпуса турбины (надроторные вставки), система лабиринтных уплотнений, сопловые подкручивающие решётки/закручивающий аппарат, теплоизоляция, уплотнения, система управления).

В работе [4] для учёта влияния температуры T_g^* на массу системы охлаждения в известной зависимости

$$M_{дв} = B G_B^{m1} (\pi_k^{0,286} - 1)^{m2} k_{Tg} k_c k_{рес},$$

был предложен коэффициент $k_{Tg} = 1 + 0,0002 (T_g^* - 1200)$. Его линейный характер изменения от T_g^* показан на рис. 1.

Учитывая, что статистическая база для всех составляющих $M_{дв}$ использовала двигатели до 1975 года выпуска, в данной работе предпринята попытка уточнить коэффициент k_{Tg} на основе опубликованных технических данных ГТД до 2018 года.

Полученная зависимость

$$k_{Tg} = 0,8765298 + 10,84 \cdot 10^{-5} T_g^*,$$

как видно из рис. 1, имеет более пологий характер, что очевидно объясняется прогрессом в конструктивном совершенстве систем охлаждения.

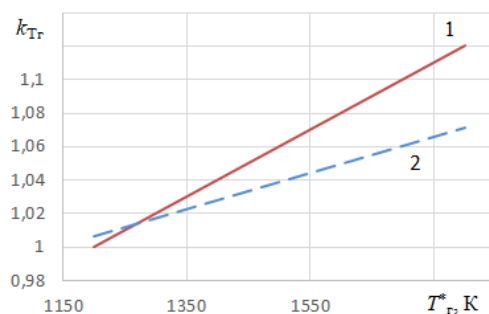


Рис. 1. Уточнение коэффициента k_{Tg}
 (—) 1 – модель k_{Tg} по данным ГТД 1975 года;
 (---) 2 – уточненный коэффициент k_{Tg}

Таким образом коэффициент k_{Tg} учитывает возрастание $M_{дв}$ при повышении значений температуры газа перед турбиной, за счёт добавления элементов системы охлаждения для современного диапазона рабочих температур авиационных двигателей (1200-1800 К), а полученный характер изменения k_{Tg} должен способствовать получению более высоких оптимальных значений температуры T_g^* .

Библиографический список

1. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкция и расчёт систем охлаждения ГТД/ Под ред. Слитенко А.Ф. Х.: Изд-во «Основа» при Харьк. ун-те, 1994. 240 с.
2. Григорьев В.А., Загребельный А.О. Влияние степени охлаждения вертолётного ГТД на экономические критерии эффективности на этапе начального проектирования. Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 22-24 июня 2016 г. Самара: Самарский университет, 2016. В 2 Ч. Ч. 1. Стр. 96-97.
3. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: Учеб. пособие/ В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев; Под ред. В.Г. Маслова. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1996. 147 с.
4. Вертолётные газотурбинные двигатели/ Под общ. ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. М.: Машиностроение, 2007. 491с.