

Оценка влияния полетных перегрузок при акробатическом пилотаже на работоспособность опор коленчатого вала авиационного поршневого двигателя

Костюченков А.Н., Карякин С.Д., Кретинин Р.И.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: ankostyuchenkov@ciam.ru

Представлены расчетные схемы и методы оценки работоспособности кривошипно-шатунного механизма V-образного бензинового авиационного поршневого двигателя мощностью 500 л.с. в условиях воздействия полетных перегрузок и гироскопического момента. На примере результатов расчета показано, что влияние перегрузок на работоспособность механизма несущественно.

Ключевые слова: авиационный поршневой двигатель, масляный слой, подшипник скольжения, перегрузка, гироскопический момент

Assessment of load factors' impact on performance of aviation piston engine's crankshaft journal bearings during aerobatic maneuvers

Kostyuchenkov A.N., Karyakin S.D., Kretinin R.I.

CIAM, Moscow

The paper presents analytical models and evaluation methods for the crank mechanism's performance in the 500 hp V-type gasoline aviation piston engine under effects of high-g conditions and the gyroscopic moment. It is shown that the effect of overloads on the performance of the mechanism is insignificant, using calculation results as an example.

Keywords: aviation piston engine, oil film, journal bearing, overload, gyroscopic moment

Введение

Отсутствие серийно-производимых отечественных авиационных поршневых двигателей (АПД) значительно ограничивает развитие малой авиации России. В то же время существует достаточно большой парк учебно-тренировочных и спортивных самолетов с устаревшими и неремонтопригодными двигателями. Создание новых, современных двигателей для ремоторизации таких самолетов позволит повысить серийность производимых АПД и даст толчок к развитию летательных аппаратов малой авиации различного назначения. Для этого необходимы исследования в области совершенствования систем и узлов, обеспечивающих работоспособность АПД для самолетов акробатической категории в условиях высоконагруженных маневров, а также перевернутого полета.

Акробатические самолеты при выполнении фигур высшего пилотажа испытывают положительные и отрицательные перегрузки. Помимо силовой конструкции фюзеляжа летательного аппарата, свою долю нагрузок от акробатического пилотирования испытывают и элементы силовой установки. Одним из наиболее ответственных узлов АПД являются подшипники скольжения коленчатого вала. В условиях нормального полета основными действующими на них нагрузками являются газовые и инерционные силы со стороны кривошипно-шатунного механизма (КШМ). При акробатическом пилотаже к основным силам прибавляется воздействие гироскопического момента и дополнительные инерционные силы, возникающие от воздействия перегрузки и центробежной силы от поворота самолета на моторные массы, что оказывает влияние на векторную диаграмму сил коренных подшипников. Инерционные уси-

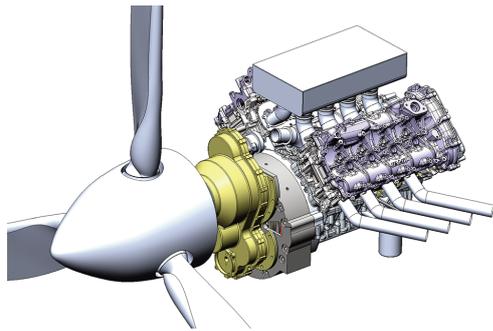


Рис. 1. Трехмерная модель двигателя-демонстратора АПД-А

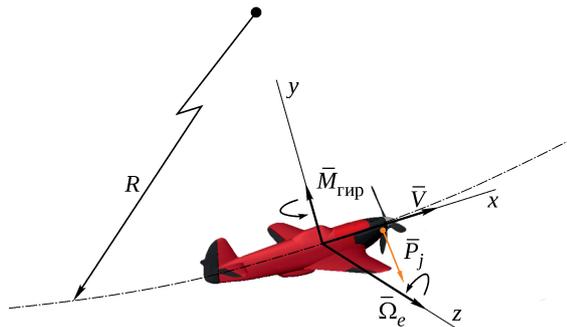


Рис. 2. Вираж в вертикальной плоскости

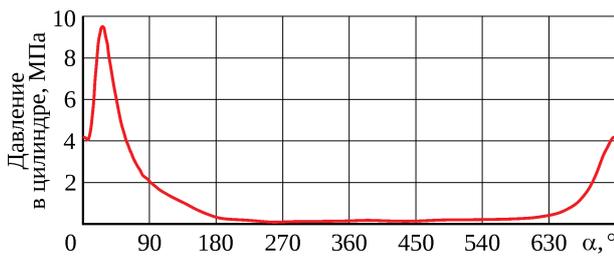


Рис. 3. Индикаторная диаграмма на режиме $n = 5500$ об/мин

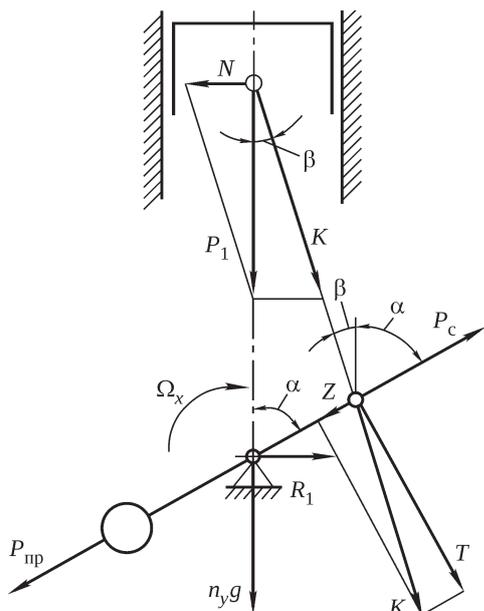


Рис. 4. Силы, действующие в КШМ

лия рассматриваются как самый нагруженный случай полета.

Важным критерием качества работы подшипника скольжения является толщина масляного слоя на расчетных режимах работы двигателя. Исправная работа и достаточная толщина масляного слоя в опорах коленчатого вала для исследуемого АПД доказана испытаниями двигателя-прототипа. Для оценки исправной работы КШМ в условиях полетных перегрузок была разработана расчетная схема, включающая комплексную оценку силовых факторов и расчет толщины масляного слоя в коренных опорах коленчатого вала.

Поворот оси мотора самолета в какой-либо плоскости вызывает в перпендикулярной плоскости гироскопическую пару сил, действующую через подшипники на корпус самолета. Во время виража самолета на опоры коленчатого вала приходятся силы реакции не только от рабочего процесса и инерции моторных масс, но и от возникающего гироскопического момента, нагружающего подшипники в плоскости перпендикулярной плоскости виража.

Оценка влияния полетных перегрузок на работоспособность опор коленчатого вала

В качестве исследуемого объекта для оценки влияния перегрузок на коренные опоры выбран двигатель-демонстратор АПД-А (рис. 1).

Параметры двигателя-демонстратора АПД-А

Рабочий объем, см ³	4400
Взлетная мощность при $n = 5500$ об/мин, л.с.	500
Степень сжатия ϵ	10
Вид топлива	бензин (ОЧ ≥ 98)
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, г/(л.с.·ч)	200
Назначенный ресурс, ч	1500

Для оценки влияния маневров при выполнении фигур высшего пилотажа на узлы АПД в качестве расчетного случая взят вираж в вертикальной плоскости (петля Нестерова) (рис. 2), режим работы двигателя – режим максимальной мощности (рис. 3) [1].

Схема сил, действующих в КШМ, показана на рис. 4 [2]. Равнодействующая сил, приложенных к оси поршневого пальца (P_1), раскладывается на следующие составляющие:

– боковую силу, действующую нормально к оси цилиндра:

$$N = P_1 \operatorname{tg} \beta;$$

– силу, действующую вдоль оси шатуна:

$$K = P_1 / \cos \beta.$$

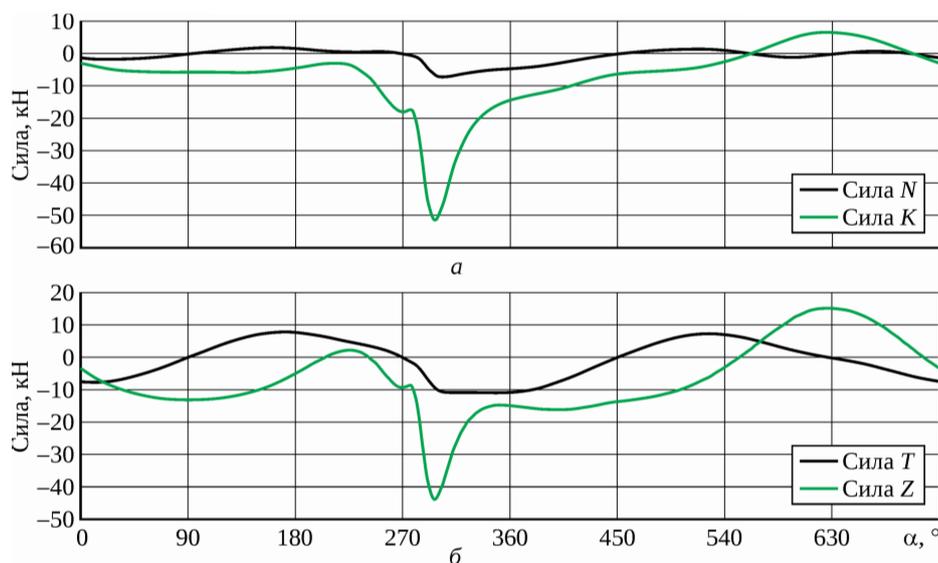


Рис. 5. Зависимость сил, действующих на поршневой палец (а), и сил, действующих на шатунную шейку с одного цилиндра (б), от угла поворота коленчатого вала

В свою очередь, силу K , приложенную в центре шатунной шейки вала, можно разложить на две составляющие:

– радиальную силу, направленную вдоль кривошипа:

$$Z = P_1 \cos(\alpha + \beta) / \cos \beta;$$

– тангенциальную силу, действующую перпендикулярно кривошипу:

$$T = P_1 \sin(\alpha + \beta) / \cos \beta.$$

Графики сил, возникающих в КШМ на расчетном режиме, представлены на рис. 5 (рассматривается четвертая шатунная шейка, графики сил смещены на 270° относительно графика на рис. 3 в соответствии с чередованием вспышек в цилиндрах).

Расчетная схема нагружения от гироскопического момента показана на рис. 6. Значение параметра перегрузки зависит от сценария фигуры пилотажа акробатического самолета. При вираже в вертикальной плоскости (см. рис. 2) вдоль вертикальной оси самолета действует

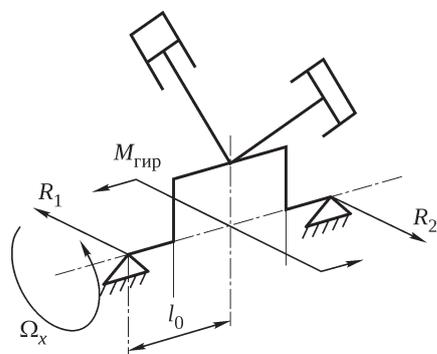


Рис. 6. Схема нагружения опор гироскопическим моментом

вектор перегрузки от центробежной силы со значением 13 g.

Входные данные для расчета

Частота вращения коленчатого вала n , об/мин	5500
Угловая скорость вала Ω_x , рад/с	575,9
Перегрузка в плоскости виража n_y , g	13
Скорость самолета V , км/ч	200
Переносная угловая скорость Ω_e поворота оси x вокруг оси z , рад/с	2,29

Момент инерции моторной массы складывается из моментов инерции колена вала, вращающейся части шатунов и эквивалентной массы поступательно движущейся части шатунов:

$$J_{\Sigma} = J_k + 2J_{ш} + 2m_{\text{экр}} r.$$

Все моменты инерции вычисляются из трехмерной модели КШМ и перемножаются с угловыми параметрами скоростей; таким образом, гироскопический момент вычисляется по формуле

$$M_{\text{гир}} = J_{\Sigma} \Omega_x \Omega_e.$$

Результаты вычислений

Момент инерции колена вала J_k , кг·м ²	0,013
Момент инерции вращающейся части шатуна $J_{ш}$, кг·м ²	0,0013
Эквивалентная масса поступательно движущейся части шатуна $m_{\text{экр}}$, кг	0,117
Радиус кривошипа r , м	0,045
Суммарный момент инерции моторной массы J_{Σ} , кг·м ²	0,026
Длина от центра шатунной шейки до центра коренной опоры l_0 , м	0,052
Гироскопический момент $M_{\text{гир}}$, Н·м	34,8
Реакция в первом подшипнике R_1 , Н	334,5
Реакция в первом подшипнике R_2 , Н	334,5

Расчет показал, что нагрузка от гироскопического момента на подшипники коленчатого вала является относительно малой величиной по сравнению с нагрузкой от рабочего процесса и не превышает 0,8%.

Для определения влияния перегрузки на масляный слой достаточно оценить долю возрастания нагрузки на подшипник. Проще всего это сделать с помощью векторной диаграммы сил (рис. 7).

По развернутой диаграмме по углам двух оборотов коленчатого вала (рис. 8) были оценены пиковые значения двух графиков. Сравнение силы реакции подшипника на пиковой нагрузке ($\alpha = 25^\circ$) с перегрузкой с аналогичным значением без учета перегрузки показало,

что реакция опоры подшипника при перегрузке на 1,18% больше, чем без перегрузки.

Толщина масляного слоя в коренных опорах АПД-А при стационарных условиях работы показана на рис. 9. Минимальный масляный слой образовывается на второй и четвертой опорах, в связи с чем они и принимаются как базовые.

Для расчета толщины масляного слоя применена методика, изложенная в ГОСТ ИСО 7902-3-2001 [3]. Толщина масляного слоя в четвертой опоре, рассчитанная по вышеуказанной методике с учетом полетных нагрузок при акробатическом пилотаже, составляет 1,639 мкм (рис. 10).

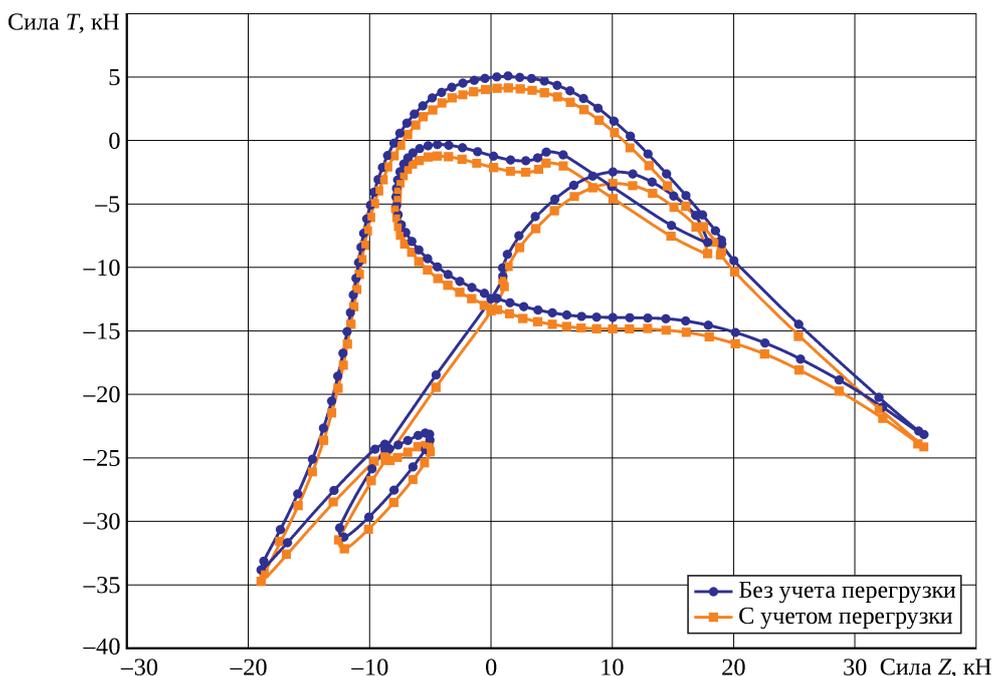


Рис. 7. Векторная диаграмма сил четвертой опоры

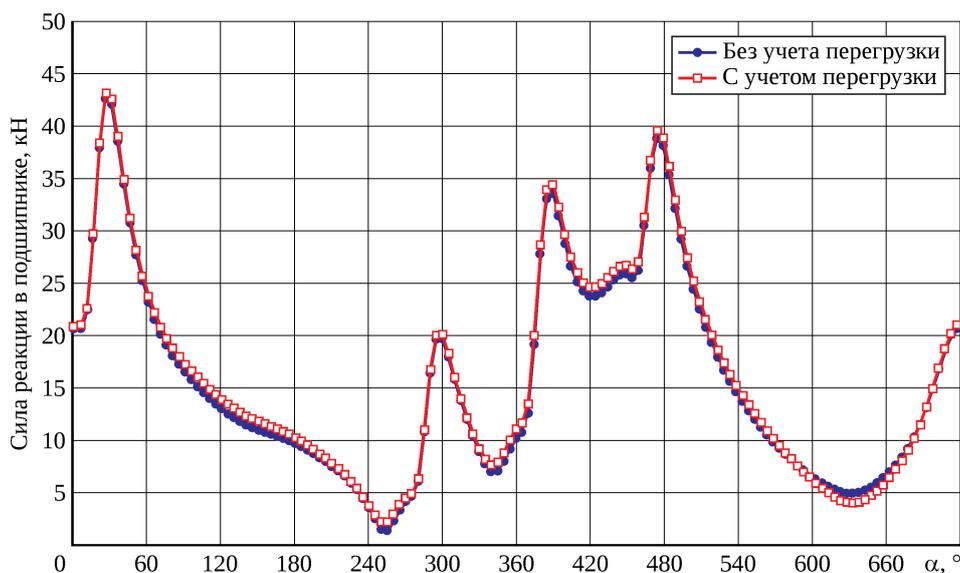


Рис. 8. Развернутая векторная диаграмма сил второй опоры по углам вращения коленчатого вала

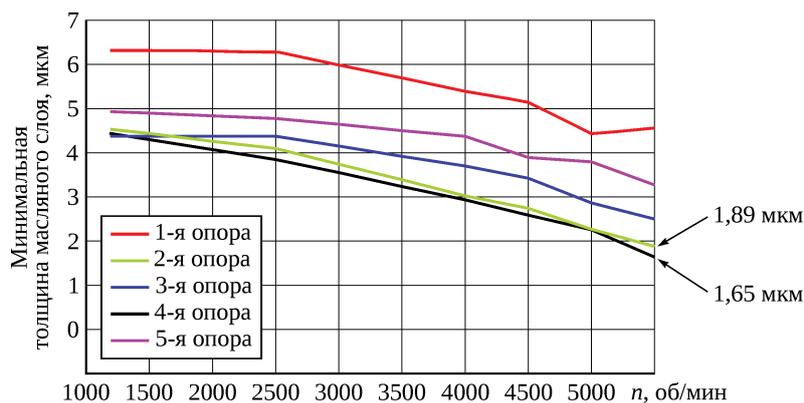


Рис. 9. Распределение минимальной толщины масляного слоя в зависимости от режима работы двигателя

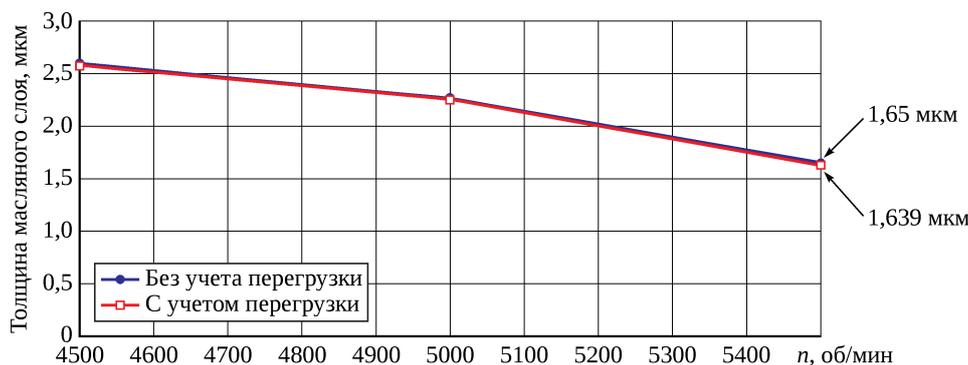


Рис. 10. Результирующий минимальный слой масла в подшипнике четвертой опоры

Заключение

В ходе исследования была разработана схема нагружения в элементах кривошипно-шатунного механизма двигателя-демонстратора АПД-А с учетом силовых эффектов, возникающих во время работы в условиях высоконагруженной фигуры высшего пилотажа.

Выполнен расчет гироскопического момента, вызывающего дополнительное боковое усилие на опоры вращающегося коленчатого вала во время вертикального виража летательного аппарата акробатической категории. Показано, что реакция сил от гироскопического момента моторной массы на каждую из опор составляет 334,5 Н.

Проведена оценка воздействия центробежных сил на коренные опоры коленчатого вала при вертикальном

вираже летательного аппарата акробатической категории с перегрузкой 13 g. Возникающие при этом максимальные значения силы, определяющие работоспособность подшипников, в опорах не превышают 506,5 Н.

Выполнен расчет, показывающий минимальную толщину масляного слоя в самом нагруженном коренном подшипнике скольжения коленчатого вала при воздействии полетных нагрузок, характерных для самолетов акробатической категории. Результатом расчета стало подтверждение работоспособности коренных опор, при этом минимальная толщина масляного слоя составила 1,639 мкм, а прирост нагрузки, возникающей от выполнения виража с перегрузкой 13 g, по сравнению с нагрузками от работы в условиях горизонтального полета составил 1,18%.

Литература

1. Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н., Зеленцов А.А. Расчетно-экспериментальный анализ рабочего процесса поршневого двигателя, адаптированного к авиационному применению // *Авиационные двигатели*. 2020. № 1 (6). С. 15–22.
2. Конструирование двигателей внутреннего сгорания / Чайнов Н.Д., Иващенко Н.А., Краснокутский А.Н., Мягков Л.Л. ; под. ред. Н.Д. Чайнова. М.: Машиностроение, 2008. 496 с.
3. ГОСТ ИСО 7902-3-2001. Гидродинамические радиальные подшипники скольжения, работающие в стационарном режиме. Круглоцилиндрические подшипники. Ч. 3. Допустимые рабочие параметры. М. : Изд-во стандартов, 2002. III, 8 с.

References

1. Finkelberg L.A., Kostyuchenkov A.N., Zelentsov A.A. Experiment-calculated analysis of working process of piston engine adapted to aviation application. *Aviatsionnye dvigateli* [Aviation engines]. 2020. No. 1 (6). P. 15–22.
2. Chainov N.D., Ivashchenko N.A., Krasnokutskii A.N., Miagkov L.L. *Konstruirovaniye dvigatelei vnutrennego sgoraniia* [Designing internal combustion engines]. Moscow: Mashinostroeniye [Mechanical Engineering], 2008. 496 p.
3. GOST ISO 7902-3-2001. *Gidrodinamicheskie radial'nye podshipniki skol'zheniia, rabotaiushchie v statsionarnom rezhime. Kruglotsilindricheskie podshipniki* [State standard 7902-3-2001. Hydrodynamic plain journal bearings under steady-state conditions. Circular cylindrical bearings]. Part 3: *Dopustimye rabochie parametry* [Permissible operational parameters]. Moscow: Publishing House of Standards, 2002. III, 8 p.

Материалы получены редакцией 15.09.2021