

УДК 621.452.3.03:004.4

Д. А. НЕМЧЕНКО, Т. П. МИХАЙЛЕНКО, И. И. ПЕТУХОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

К ВОПРОСУ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В МАСЛОСИСТЕМЕ ГТД

В настоящее время в связи с созданием авиационных двигателей новых поколений значительное внимание уделяется разработке программно-вычислительных комплексов, позволяющих повысить эффективность их проектирования и доводки. Применительно к термогидравлическим процессам в маслосистеме ГТД такой комплекс необходим для расчетов расхода масла и воздуха в элементах системы смазки, потерь давления в трубопроводах, теплопритоков от элементов конструкции, критических режимов течения в трубопроводах и местных сопротивлений. В статье рассмотрена структура такого комплекса, методы учета особенностей двухфазного течения и моделирования маслосистемы ГТД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, маслосистема, масловоздушная смесь, термогидравлические процессы, программно-вычислительный комплекс.

Введение

При разработке современных авиационных двигателей значительное внимание уделяется увеличению ресурса, снижению массы и габаритов [1]. Условия длительной эксплуатации ГТД обуславливают повышенные требования к маслосистеме [2]. Нарушения подачи масла к подшипникам и зубчатым зацеплениям могут привести к перегреву двигателя, разрушению подшипников, заклиниванию ротора, в итоге – к остановке или даже к разрушению двигателя [3].

Основными требованиями, предъявляемыми к системе смазки ГТД, являются [4, 5]:

- смазка трущихся поверхностей;
- отвод тепла, выделяющегося при трении и передающегося от соседних более нагретых деталей;
- защита трущихся поверхностей от коррозии и наклепа;
- удаление из узлов трения продуктов износа деталей и коксования масла;
- снижение шума в узлах трения и зубчатых зацеплениях.

Кроме того, маслосистема должна обеспечивать эксплуатационную эффективность, легкость и простоту технического обслуживания, ресурс работы.

1. Постановка задачи

Перспективным направлением при разработке современных авиационных двигателей выступает создание программно-вычислительного комплекса применительно к термогидравлическим процессам в маслосистеме ГТД. Наряду с влиянием ключевых режимных параметров необходимо учитывать ха-

рактеристики элементов маслосистемы, теплопритоки от примыкающих узлов ГТД, расход воздуха через уплотнения и обусловленное этим двухфазное состояние потока.

2. Структура программно-вычислительного комплекса

Структура программно-вычислительного комплекса должна соответствовать обобщенной схеме маслосистемы ГТД. Поэтому в состав программно-вычислительного комплекса для расчета теплогидравлических процессов в маслосистеме ГТД входят следующие блоки:

- 1) блок расчета характеристик нагнетающего контура;
- 2) блок расчета характеристик откачивающего контура;
- 3) блок расчета характеристик суфлирующего контура;
- 4) блок расчета характеристик центробежного воздухоотделителя;
- 5) блок расчета характеристик масловоздушного радиатора.

1. Блок расчета характеристик нагнетающего контура.

В состав нагнетающего контура входят: маслобак; трубопровод, соединяющий маслобак с блоком приводов ГТД; фильтр грубой очистки (ФГО); перекирвной кран (ПК); расходомер турбинного типа (РМ); нагнетающий шестеренный насос (НН); фильтр тонкой очистки с перепускным клапаном (ФТО); обратный клапан (ОК) и форсунки (Ф), подводящие масло к опорам двигателя. Схема нагнетающего контура представлена на рисунке 1.

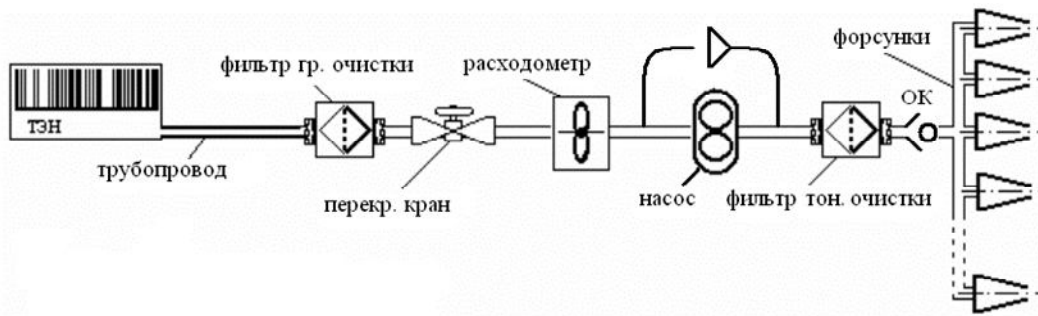


Рис. 1. Схема нагнетающего контура маслосистемы ГТД [6]

Основные соотношения для гидравлического расчета элементов нагнетающего контура маслосистемы ГТД при условии однофазного течения жидкости и значения коэффициентов сопротивления ξ представлены в табл. 1

Таблица 1

Соотношения для гидравлического расчета

Элемент	Гидравлические потери	Коэффициент сопротивления
Патрубок выхода масла из бака	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$ Па	$\xi = 0,5$
Трение в трубе	$\Delta p_{тр} = \xi \frac{L}{d} \cdot \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = \frac{0,3164}{Re^{0,25}}$
Угольник	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = 0,5$
Гибкая вставка	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = 0,5$
Постепенное сужение трубы	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = 0,65$
Внезапное сужение трубы	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = \frac{1 - \frac{1}{F_1/F_2}}{2}$
Обратный клапан	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = 2,0$
Фильтр сетчатый	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{32}$	$\xi = 2,0$
Расходомер турбинный.	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = 11,0$ – для заклиненной крыльчатки; $\xi = 7,0$ – для крыльчатки во вращении.
Поворот потока на 90°	$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2}$	$\xi = 0,0175 \times \lambda \cdot 90 \cdot \frac{R_0}{d_{ВН}}$
Форсунки	$\Delta p_{\phi} = \left(\xi_{вр} + \frac{\xi_{вх}}{\varepsilon^2} \right) \times \rho \frac{V^2}{2}$,	$\xi_{вр} = \left(\frac{1}{\varepsilon} - 1 \right)^2$

Основные параметры в таблице 1: ρ – плотность жидкости, кг/м^3 ; V – скорость прокачки, м/с ; L – длина трубы, м ; d – диаметр трубы, м ; Re – число Рейнольдса; F_1, F_2 – площадь проходного сечения на входе и на выходе, соответственно, м^2 ; λ – коэффициент сопротивления; R_0 – радиус закругления, м ; $d_{ВН}$ – диаметр трубы, м ; $\xi_{вр}$ – коэффициент потерь при внезапном расширении струи; $\xi_{вх}$ – коэффициент сопротивления входа в отверстие форсунки.

2. Блок расчета характеристик откачивающего контура.

В состав контура откачки входят: опоры роторов двигателя, трубопровод, стружкосигнализатор, фильтр, насосы для каждой из опор, коробка приводов, основной откачивающий насос, центробежный воздухоотделитель, маслоохладитель. Схема откачивающего контура представлена на рисунке 2.

Вследствие наличия воздуха в элементах откачивающего контура расчет потерь давления должен выполняться для двухфазного потока [4, 5]. Многообразие возможных режимов течения, а также сепарация фаз при повороте потока и в поле сил тяжести не позволяют получить столь однозначных соотношений, как для однофазного потока. Определенный вклад вносит также отсутствие апробированных карт режимов течения масляно-воздушного потока в области параметров, характерных для маслосистем ГТД. Поэтому предложенные соотношения следует рассматривать с учетом этих факторов.

Наиболее распространен подход, когда потери давления при движении двухфазного потока определяются на основе соотношений для однофазного с использованием фактора двухфазности при идентичных массовых расходах потоков [7...10]. Причем способ определения фактора двухфазности может зависеть и от принятой модели течения потока.

Так в [7, 8] гидравлические потери при движении двухфазного потока в прямолинейном канале выражаются как произведение гидравлических потерь однофазного потока на фактор двухфазности

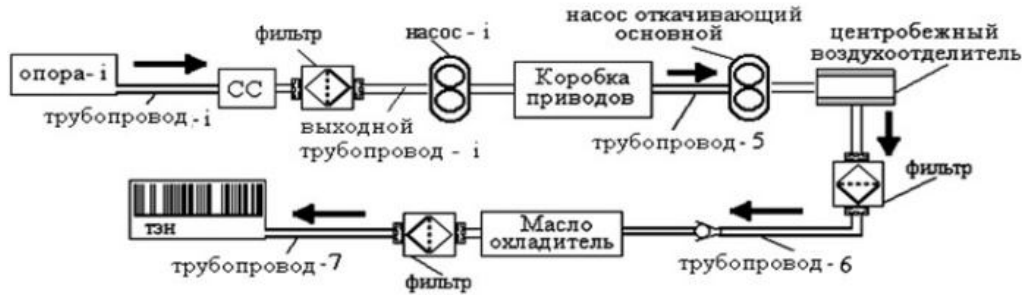


Рис. 2. Схема откачивающего контура [2]

$$\left(\frac{\Delta p}{\Delta l}\right)_{2ph} = \left(\frac{\Delta p}{\Delta l}\right)_{L,t} \cdot R. \quad (1)$$

Здесь в качестве однофазного потока выступает жидкость, а фактор двухфазности является функцией плотности, вязкости и поверхностного натяжения жидкости, геометрии трубы, соотношения массовых расходов фаз и общего расхода смеси. Индекс t отмечает тот факт, что расход однофазного потока равен общему расходу смеси.

Потери давления двухфазного потока в поворотных участках кроме эффектов вторичных течений и изменения профиля скорости определяются также дополнительными потерями из-за сепарации фаз [9]

$$\Delta p_{2ph} = \Delta p_{L,t} \cdot \Phi^2_{L,t} + \Delta(MF). \quad (2)$$

Первая часть, как и выше, определяется на основе базового расчета для однофазного жидкостного потока с использованием фактора двухфазности, рассчитанного на основе гомогенной модели смеси

$$\Delta p_{L,t} \cdot \Phi^2_{L,t} = \zeta_L \frac{m_t^2}{2\rho_L} \left(1 + \left[\frac{\rho_L}{\rho_G} - 1\right] x\right), \quad (3)$$

где m_t – общий массовый расход потока, кг/с; x – массовая доля газовой фазы; ρ_L, ρ_G – соответственно, плотность жидкости и газа, кг/м³.

Дополнительные потери давления из-за разделения фаз

$$\Delta(MF) = \frac{m_t^2}{\rho_L} \left(\frac{\rho_L}{\rho_G} - 1\right) x(1-x) \Delta\left(\frac{1}{S}\right), \quad (4)$$

связаны с изменением их относительной скорости, которое в основном зависит от соотношения плотностей фаз и геометрии поворотного участка, определяющего изменение величины, обратной коэффициенту скольжения

$$\Delta\left(\frac{1}{S}\right) = \frac{1.1}{2 + r/D} \cdot \frac{\Theta}{90}, \quad (5)$$

где r, Θ – радиус и угол поворота трубы, D – диаметр трубы.

Приведенные соотношения получены и отчасти верифицированы для пароводяного потока. Для

масляно-воздушной смеси необходима проверка их адекватности.

В двухфазном потоке, проходящем через поворотные части типа колена, существенного разделения фаз нет и приемлема гомогенная модель смеси. Для расчета потерь давления можно использовать соотношение авторов [10], которое изначально было получено для потоков газ / жидкость через разделяющие тройники. Это возможно, потому что поток через колесо сравним с потоком в разделительном тройнике, когда массовый расход через один из выходов равен нулю.

Согласно [10], потери давления могут быть рассчитаны аналогично (3) как

$$\Delta p_{2ph} = \Delta p_{L,t} \cdot \Phi^2, \quad (6)$$

но фактор двухфазности Φ^2 здесь в 1,34 раза выше, чем для отвода.

Для модели со скольжением фаз фактор двухфазности выражается иначе, и гидравлические потери рассчитываются по формуле [11]

$$\Delta p_{2ph} = \Delta p_{L,t} (1 + x(S-1)) \left(1 + x \left[\frac{\rho_L}{\rho_G \cdot S} - 1\right]\right), \quad (7)$$

где S – коэффициент скольжения

$$S = \left(\frac{\rho_L}{\rho_G}\right)^{\frac{1}{6}} \quad (8)$$

Уровень гидравлических потерь в двухфазном потоке при расширении и сужении трубопровода имеет важное практическое значение для авиационных двигателей. В ряде случаев снижение давления при сужении потока может превосходить все остальные потери в откачивающей и суфлирующей магистрали. В отличие от жидкостного потока в трубе при расширении и сужении возможно запыление двухфазного потока в узком сечении.

3. Рабочий процесс суфлирующего контура.

Назначение центробежного суфлера – поддержание заданного давления в масляных полостях (выше атмосферного для исключения кавитации), связь масляных полостей между собой и с атмосферой, выделение из воздуха, выбрасываемого в

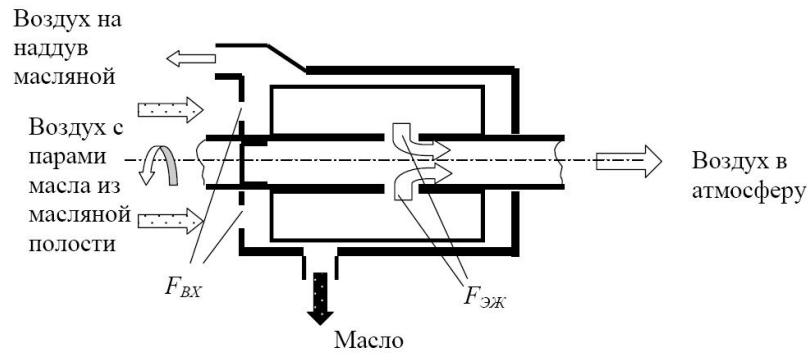


Рис. 3. Схема суфлирующего контура [12]

атмосферу, капле масла для возврата в маслосистему и уменьшения расхода масла при работе двигателя (рис. 3).

Наиболее распространены приводные центробежные суфлёры с крыльчатками, причем с целью повышения эффективности отделения масла число крыльчаток увеличивают. Ограничивает такую возможность рост гидравлического сопротивления межлопаточных каналов. Гидропотери имеют место также при выходе потока из межлопаточных каналов в полость вала ротора суфлера. Указанные гидропотери могут быть достаточно велики, так как поток воздуха здесь имеет большую абсолютную скорость из-за высокой окружной скорости, сообщаемой крыльчатками.

4. Рабочий процесс центробежного воздухоотделителя (ЦВО).

Целью моделирования ЦВО является определение давления на входе в кольцевую щель отвода масла $P_{м.щ}$ и оценка полноты отделения воздуха. В качестве исходных данных используются значения $p_{вд}$, $P_{см.вх}$, $W_{см}$, $t_{см.вх}$, геометрические параметры ЦВО, теплофизические свойства масла и воздуха, а также давление $P_{м.вых}$ масла в магистрали за ЦВО и давление $P_{в}$ воздуха в отводящей магистрали. Схема центробежного воздухоотделителя с указанием потоков представлена на рисунке 4.

Круговое движение сообщается газожидкостной смеси радиальными лопатками, установленными

ми на роторе ЦВО. Радиальный градиент давления, возникающий во вращающемся потоке, способствует интенсивному разделению воздуха и масла. Масло концентрируется на периферии вращающегося потока и отводится на выходе через кольцевую щель шириной δ . Воздух накапливается в центральной части ПЦВ, образуя воронку, откуда удаляется через окна, выполненные в роторе и сообщенные с внутренней его полостью.

ЦВО не позволяет удалить воздух полностью. Часть его остаётся в масле в растворённом состоянии и в виде мелких пузырьков, не успевающих всплыть к поверхности воздушной воронки за время пребывания потока в ЦВО. Увеличение частоты вращения ротора способствует уменьшению доли свободного воздуха, но увеличивает количество растворённого газа, остающегося в масле. Поэтому даже при рациональном выборе геометрических и режимных параметров содержание воздуха в масле на выходе ПЦВ составляет от 1% до 4%. Воздух способствует вспениванию масла, ухудшая его смазывающие и охлаждающие свойства [13].

5. Блок масловоздушного радиатора должен обеспечить расчет охлаждения масла при заданной конструкции теплообменника и определенных параметрах охлаждающего потока. Для охлаждения масла наряду с воздухом может использоваться топливо.

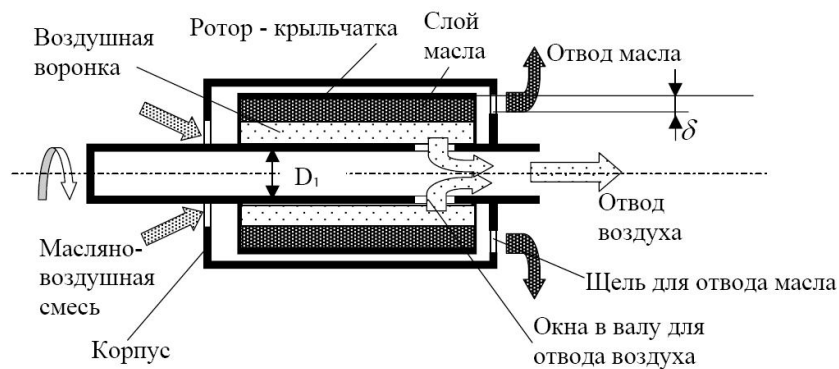


Рис. 4. Схема центробежного воздухоотделителя [12]

3. Особенности и моделирование термогидравлических процессов в маслосистеме ГТД

Одним из наиболее сложных для моделирования элементов маслосистемы ГТД является камера подшипника. Наряду с теплообменом здесь необходимо описать процессы взаимодействия капель масла с потоком воздуха, формирования и движения масляной пленки, ее взаимодействия с потоками капель и воздуха. Все эти эффекты имеют важнейшее значение при расчетах температурного состояния масла и элементов подшипника.

В суфлирующей и откачивающей магистралях ввиду их компактного расположения много изгибов и поворотов, где происходит разделение фаз и смена режимов течения двухфазного потока. Одной из особых проблем является асимметричный нагрев суфлирующей и откачивающей магистрали при расслоении потока. Вследствие различия температуры стенок и высоких коэффициентов теплопередачи в смеси воздух / масло, местные температуры масла могут значительно возрастать при попадании на "сухую" стенку, например, из-за внешних массовых сил, вызванных маневрами самолета. В результате может произойти испарение из масла легких фракций, его коксование или даже возгорание.

Моделирование термогидравлических процессов в маслосистеме ГТД можно разделить на 2 класса, численное моделирование и методы вычислительной гидродинамики (CFD).

Обзор литературы показывает, что на данный момент существуют несколько основных программных комплексов, которые позволяют моделировать сложные системы и выполнять анализ термогидравлических процессов [14]. К ним относятся, Generalized Fluid System Simulation Program (GFSSP); Flow Network Modeling Code (FLOMODL); Aspen HYSYS – система точного моделирования технологических процессов в нефтегазоперерабатывающей отрасли. Несмотря на развитый интерфейс и широкую номенклатуру элементов и рабочих сред, они в базовом виде не пригодны для создания модели маслосистемы ГТД. Связано это с отсутствием требуемого набора элементов системы и теплофизических свойств авиационных масел, а также с недостаточно корректным описанием характеристик многофазных потоков.

Применение методов вычислительной гидродинамики позволяет расширить возможности исследования потокораспределения и теплообмена в камере подшипника. Пакет прикладных программ включает различные модели взаимодействия, реализованные с применением численных методов. Одна-

ко применимость тех или иных моделей в конкретном случае требует их тщательного анализа и верификации путем сравнения с экспериментальными данными. На результаты расчета также сильное влияние оказывает выбор расчетной сетки и адекватное задание граничных условий.

Заключение

Разработка программно-вычислительного комплекса для расчета тепло-гидравлических процессов в маслосистеме ГТД является перспективным направлением, позволяющая определить расход и другие параметры маслосистемы, численно исследовать влияние на них конструктивных доработок.

На данный момент известны методики тепловых и гидродинамических расчетов однофазного течения в маслосистеме. Однако такой подход приводит к большим погрешностям ввиду того, что параметры потока во многом определяются газосодержанием, концентрацией паровой и жидкой фаз масла.

Исследования по представленным направлениям требуют теоретических подходов к решению задач, применения современных программных пакетов для проведения численных экспериментов и наличия стендовой базы для верификации результатов расчета и получения данных для формирования полуэмпирических характеристик отдельных элементов маслосистемы.

Литература

1. Лисицин, А. Н. Результаты численного моделирования двухфазного течения жидкость/газ на основе упрощенной модели масляного картера [Текст] / А.Н. Лисицин, А.В. Бадерников, Е.В. Печеник // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2014. – Вып. 5(47), Ч. 2. – С. 135-142.
2. Коржов, В. В. Моделирование откачивающего контура маслосистемы ГТД [Текст] / В. В. Коржов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – №6 (32). – С. 52-55.
3. Особенности моделирования термогидравлических процессов в маслосистеме ГТД [Текст] / Т. П. Михайленко, И. И. Петухов, Омар Хадж Аюсса Дуаиссиа и др. // Вестник двигателестроения. – 2016. – № 2. – С. 160-165.
4. Иноземцев, А. А. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок. Системы. Т. 5. Сер. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, М. А. Нихамкин, В. Л. Сандрацкий. – М. : Машиностроение, 2008. – 200 с.

5. Домотенко, Н. Т. Масляные системы газотурбинных двигателей [Текст] / Н. Т. Домотенко, А. С. Кравец. – М. : Транспорт, 1972. – 96 с.

6. Коржов, В.В. Решение систем уравнения нагнетательного контура для математической модели маслосистемы ГТД [Текст] / В. В. Коржов, С. В. Епифанов, Ю. А. Гусев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №10 (36). – С. 157-160.

7. Mayinger, F. *Stromung and Wärmeübertragung in Gas-Flüssigkeitsgemischen* [Text] / F. Mayinger // *Springer-Verlag*. – 1982. – Vol. 2. – P. 53-55.

8. *Two-Phase Flow Correlations in Air/Oil Systems of Aero Engines* [Text] / H. Zimmermann, A. Kammerer, R. Fischer and et // *Presented at the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition 3-6 June 1991. – Orlando, 1991. – P. 1-13.*

9. Chisholm, D. *Two-phase Flow in Bends* [Text] / D. Chisholm // *Int. J. Multiph. Flow*. – 1980. – Vol. 6. – P. 363 - 367.

10. Reimann, J. *Two phase flow in a T-Junction with a horizontal inlet* [Text] / J. Reimann, W. Seeger // *Pressure Differences Int. J. Multiphase Flow, Part II*. – 1986. – Vol. 12. – P. 579-581.

11. Simpson, H. C. *Two phase flow through gate valves and orifice plates* [Text] / H. C. Simpson // *BHRA Fluid Engineering*. – 1983. – P. 28-32.

12. Чигрин, В.С. Системы и агрегаты ГТД [Текст] / В.С. Чигрин, С. Е. Белова. – Рыбинск : РГАТА, 2005. – 20 с.

13. Бич, М. М. Смазка авиационных ГТД [Текст] / М. М. Бич, Е. В. Вейнберг, Д. Н. Сурнов. – М. : Машиностроение, 1979. – 176 с.

14. Подходы к моделированию теплогидравлических процессов в элементах маслосистемы ГТД [Текст] / Т. П. Михайленко, Д. А. Немченко, Дуаиссия Омар Хадж Аисса и др. // *Вісник НТУ «ХПИ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування : сб. наук. пр.* – 2017. – Вып. 10 (1232). – С. 79- 84.

References

1. Lisitsin, A. N., Bademikov, A. V., Pechenik, E. V. Rezul'taty chislenogo modelirovaniya dvukhfaznogo techeniya zhidkost'/gaz na osnove uproshchennoi modeli maslyanogo kartera [Results of numerical of two phase liquid/gas flow on the basis of a simplifield model of oil chamber]. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, no. 5(47), part 2, pp. 135-142.

2. Korzhov, V. V. Modelirovanie otkachivayushchego kontura maslosistemy [Modeling of the pumping out-line of the oil system]. *Aviacionno-kosmichna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2006, no. 6 (32), pp. 52-55.

3. Mykhailenko, T. P., Petukhov, I. I., Douaissia Omar Hadj Aissa, Nemchenko, D. A. Osobennosti modelirovaniya teplogidravlicheskih protsessov v maslosisteme GTD [Features of the thermalhydraulic processes simulation in the GTE oil system]. *Herald of engine building*, 2016, no. 2, pp. 160-165.

4. Inozemtsev, A. A., Nikhamkin, M. A., Sandratskii, V. L. *Avtomatika i regulirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. Sistemy* [Automation and regulation of aircraft engines and power. Systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008. 200 p.

5. Domotenko, N. T., Kravec, A. S. *Masljanje sistemy gazoturbinykh dvigatelej* [Oil system of gas turbine engines]. Moscow, Transport Publ., 1972. 96 p.

6. Korzhov, V. V., Yepifanov, S. V., Gusev, Ju. V. Reshenie sistem uravneniya nagnetatel'nogo kontura dlya matematicheskoi modeli maslosistemy GTD [Solution of the systems of the equation of the injection circuit for the mathematical model of the GTE oil system]. *Aviacionno-kosmichna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2006, no. 10 (32), pp. 157-160.

7. Mayinger, F. *Stromung and Wärmeübertragung in Gas-Flüssigkeitsgemischen*. *Springer-Verlag*, 1982, pp. 53-55.

8. Zimmermann, H., Kammerer, A., Fischer, R., Rebhan, D. *Two-Phase Flow Correlations in Air/Oil Systems of Aero Engines. Presented at the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, 1991, pp. 1-13.

9. Chisholm, D. *Two-phase Flow in Bends*. *Int. J. Multiph. Flow*, 1980, vol. 6, pp. 363 - 367.

10. Reimann, J., Seeger, W. *Two phase flow in a T-Junction with a horizontal inlet*. *Pressure Differences Int. J. Multiphase Flow, Part II*, 1986, vol. 12, pp. 579-581.

11. Simpson, H. C. *Two phase flow through gate valves and orifice plates*. *BHRA Fluid Engineering*, 1983, pp. 28-32.

12. Chygryn, V. S., Belova, S. E. *Sistemy i agregaty GTD* [Systems and aggregates GTE]. Rybinsk, RGATA Publ., 2005. 20 p.

13. Bich, M. M., Weinberg, E. V., Surnow, D. N. *Smazka aviatsionnykh GTD* [Lubrication of aviation GTE]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 176 p.

14. Mikhailenko, T. P., Nemchenko, D. A., Douaissia Omar Hadj Aissa, Petukhov, I.I. Podkhody k modelirovaniyu teplogidravlicheskih protsessov v elementakh maslosistemy GTD [Approaches to the modeling of thermal-hydraulic processes in elements of the GTE oil-system]. *Вісник НТУ «ХПИ». "Energetichni ta teplotekhnichni protsesi i ustatkuvannya"* – *Bulletin of NTU "KhPI" 'Power and heat engineering processes and equipment'*, 2017, vol. 10 (1232), pp. 79-84.

ДО ПИТАННЯ О РОЗРОБЦІ ПРОГРАМНО-ОБЧИСЛЮВАЛЬНОГО КОМПЛЕКСУ ТЕПЛОГІДРАВЛІЧНОГО ПРОЦЕСІВ В МАСЛОСИСТЕМІ ГТД

Д. О. Немченко, Т. П. Михайленко, І. І. Петухов

В даний час у зв'язку зі створенням авіаційних двигунів нових поколінь значна увага приділяється розробці програмно-обчислювальних комплексів, що дозволяють підвищити ефективність їх проектування і доведення. Стосовно до термогідрравлічних процесів в маслосистемі ГТД такий комплекс необхідний для розрахунків витрати масла і повітря в елементах системи змащення, втрат тиску в трубопроводах, теплопритоків від елементів конструкції, критичних режимів течії в трубопроводах і місцевих опорах. У статті розглянута структура такого комплексу, методи обліку особливостей двухфазного течії і моделювання маслосистеми ГТД.

Ключові слова: газотурбінний двигун, маслосистема, масловодушна суміш, теплогідрравлічні процеси, програмно-обчислювальний комплекс.

TO THE QUESTION ON THE DEVELOPMENT OF THE SOFTWARE COMPUTER COMPLEX OF THERMAL-HYDRAULIC PROCESSES IN THE GTE OIL-SYSTEM

D. A. Nemchenko, T. P. Mykhailenko, I. I. Petukhov

Currently, in connection with the creation of aircraft engines of new generations, as well as increasing requirements for the efficiency of their design and development processes, more attention is paid to the creation of a software and computing complex with respect to the thermal and hydraulic processes in the GTE oil system. In the development of modern aircraft engines, special attention is paid to increasing the resource, reducing the mass and dimensions of the engine. Conditions for the long-term operation of the gas turbine engine cause specific requirements for individual elements and their oil systems. Effective development of a new generation of gas turbine engines is largely ensured by the introduction of automated engine oil system design systems. Increasing the efficiency of gas turbine engines and the development of new technologies in propulsion engineering inevitably sets the task of oil systems improving. A promising direction is the creation of a software and computer complex with respect to the thermal and hydraulic processes in the GTE oil system. When designing the GTE oil system, it becomes necessary to calculate the exact oil consumption and pressure losses in the pipelines, calculate the heat exchange between the oil and the elements of the lubrication system, calculate the critical flow regimes in the pipelines and local resistances. The task was to create an adequate software and computer complex for the calculation of thermal hydraulic processes applied to the GTE oil system, depending on the influence of key parameters. On its basis in the future, a thermal model of the oil system will be constructed, which will allow to determine the thermal state of the oil and the support elements of the GTE rotor. In the future, the software and computing complex will be adapted for the calculation of two-phase fluid flow, namely oil and air. Studies in the presented areas require theoretical approaches to solving problems, the use of modern software packages for conducting numerical experiments and the availability of a bench base. The article shows the structure of the software and computing complex with respect to the thermal and hydraulic processes in the GTE oil system.

Keywords: gas turbine engine, oil system, oil and air mixture, thermal and hydraulic processes, software and computer complex.

Немченко Денис Александрович - аспирант кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: denis_k205@outlook.com.

Михайленко Тарас Петрович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: t.mykhailenko@khai.edu.

Петухов Илья Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» Харьков, Украина, e-mail: ilya2950@gmail.com.

Nemchenko Denis Aleksandrovich – PhD student of Aerospace Thermal Engineering Dept., National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: denis_k205@outlook.com.

Mykhailenko Taras Petrovich – Candidate of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor of Aerospace Thermal Engineering Dept., National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: t.mykhailenko@khai.edu.

Petukhov Ilya Ivanovich – Candidate of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor of Aerospace Thermal Engineering Dept., National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: ilya2950@gmail.com.