

УДК 629.7.048.7:629.78

И. И. Сердюк¹, А. И. Хлистул², В. Ф. Хаврошин¹

¹Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О. К. Антонова, Київ

²Національний авіаційний університет, Київ

Моделирование температурных условий в зоне размещения ракеты космического назначения на борту самолета-носителя Ан-124-100

Надійшла до редакції 03.11.04

Для авіаційно-космічного ракетного комплексу з пусковою установкою на базі транспортного літака-носія Ан-124-100 розроблено математичну модель температурних умов у зоні розміщення ракети космічного призначення в герметичній кабіні літака-носія. В результаті математичного моделювання визначено температурні умови в зоні розміщення ракети у вантажній кабіні важкого транспортного літака-носія при наземній підготовці та у польоті в зону запуску в холодних і жарких умовах атмосфери.

ВВЕДЕНИЕ

Перспективным направлением развития космических транспортных систем является применение авиакосмических транспортных систем, в которых для старта ракеты космического назначения (РКН) используется пусковая установка на базе транспортного самолета-носителя (СН) [7].

Бортовое оборудование и системы СН должны обеспечивать необходимые условия для нормального функционирования систем РКН на различных этапах ее транспортировки: при наземной подготовке, в полете к месту пуска и при пуске, в том числе температурные условия в зоне РКН при ее размещении в герметической кабине СН.

Регулирование температурных условий в герметических кабинах современных транспортных самолетов осуществляется бортовой системой кондиционирования воздуха (СКВ), в которой в качестве теплоносителя используется атмосферный воздух, сжатый в компрессоре газотурбинного двигателя (маршевой двигательной установки или вспомогательной силовой установки самолета) [2]. Сложность обеспечения необходимых температурных ус-

ловий в герметических кабинах транспортных самолетов обусловлена рядом особенностей: изменением в широких пределах параметров атмосферного воздуха в полете и при наземной подготовке; нестабильностью и динамичным изменением на переходных режимах параметров сжатого воздуха, отбираемого от компрессоров бортовых ГТД на нужды СКВ; большими затратами мощности на СКВ; большой тепловой инерционностью элементов конструкции герметической кабины; сложным теплообменом герметической кабины с атмосферой и внутренними источниками; большой плотностью размещения людей, оборудования и грузов в объемах герметической кабины. При обеспечении температурных условий в герметической кабине СН должен быть также учтен теплообмен с РКН и дополнительная тепловая мощность для обеспечения функционирования систем РКН и пуско-проверочного оборудования.

Математическое моделирование СКВ самолета позволяет в приемлемые сроки и с достаточной достоверностью проводить предварительный анализ температурных условий в кабинах и отсеках самолета, определять требуемую мощность СКВ. Герме-

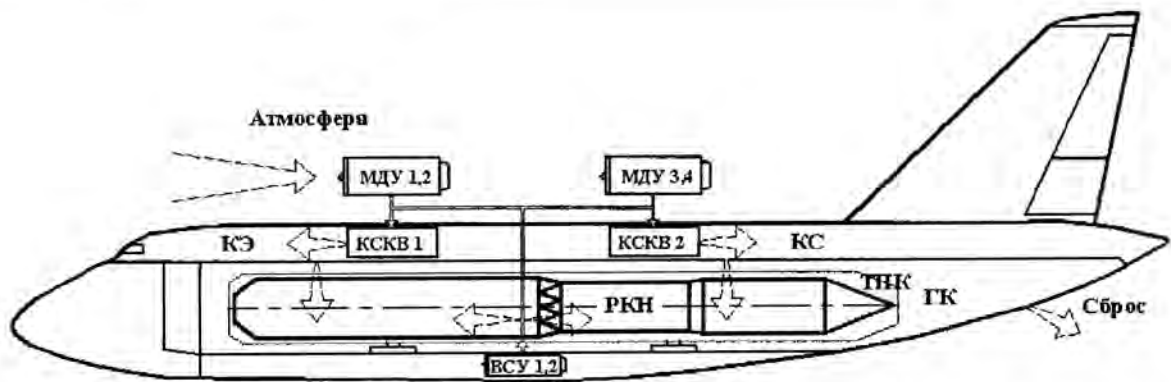


Рис. 1. Схема распределения потоков кондиционированного воздуха в герметической кабине СН: ВСУ — вспомогательная силовая установка, ГК — грузовая кабина, КС — кабина сопровождающих, КСКВ — комплексная система кондиционирования воздуха, КЭ — кабина экипажа, МДУ — маршевая двигательная установка, ТПК — транспортно-пусковой контейнер

тическая кабина транспортного самолета является сложной термодинамической системой, в которой элементы находятся в тепловом взаимодействии между собой и с динамично изменяющимися в широких пределах внешними условиями, а перенос тепла осуществляется теплопроводностью, конвекцией и тепловым излучением.

Моделирование температурных условий в герметической кабине самолета-носителя с ракетой космического назначения представляет собой значительную научную проблему, которая имеет важное значение для развития космических транспортных систем. Математическому моделированию температурных условий в герметических кабинах самолетов посвящены работы [1, 4, 6].

В настоящей работе приводится решение задачи моделирования нестационарных температурных условий в герметической кабине самолета-носителя с ракетой космического назначения и пуско-проверочным оборудованием.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Будем рассматривать авиационно-космический ракетный комплекс, который состоит из РКН малого веса и тяжелого транспортного СН.

Особенностью рассматриваемого СН является размещение в фюзеляже трех герметических кабин: кабины экипажа, кабины сопровождающих и грузовая кабина, в которой транспортируется РКН. Каждая кабина имеет независимое регулирование температуры и отличные требования к температурным условиям в них. Теплообмен грузовой кабины с кабиной экипажа и кабиной сопровождающих

имеет существенное влияние на формирование температурных условий в ней: отработанный воздух из кабины экипажа и кабины сопровождающих сбрасывается в грузовую кабину, кабина экипажа и кабина сопровождающих граничат с грузовой кабиной по полу, который имеет большую площадь, и через который осуществляется достаточно интенсивный теплообмен (рис. 1).

Так как температурные условия в герметической кабине транспортного самолета в процессе наземного кондиционирования при предельных температурах окружающей атмосферы являются неустановившимися, а в полете температура атмосферы динамично изменяется в широких пределах, наибольший интерес представляет моделирование нестационарных температурных условий в герметической кабине.

Для авиационно-космического ракетного комплекса решим задачу моделирования нестационарных температурных условий в зоне размещения ракетного комплекса в грузовой кабине самолета-носителя при наземной подготовке и в полете СН к месту пуска.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Температурные условия в герметической кабине СН при кондиционировании формируются как результат процесса теплообмена с тепловыделяющими и теплопоглощающими объектами, которые находятся внутри герметической кабины и вне ее, а также в результате работы бортовой СКВ. Внутренними для герметической кабины тепловыми объектами являются: cabinный воздух, элементы конст-

рукции кабины, бортовое электрическое и радио-электронное оборудование, люди, перевозимые грузы и пуско-проверочное оборудование. К наружным тепловым объектам относятся: атмосферный воздух, облучающий фюзеляж поток солнечной радиации. Тепловое взаимодействие герметической кабиной с СКВ осуществляется за счет подачи кондиционированного воздуха с необходимыми параметрами. При нестационарном процессе теплообмена тепло и холод, получаемые кабинами, расходуются на изменение теплосодержания воздуха в кабине, элементов конструкции кабины, а также оборудования и грузов. Таким образом, герметическая кабина СН является многоемкостным тепловым объектом.

Допущения и определения. При кондиционировании температурные условия являются неодинаковыми по объему кабины учитывая интенсивное перемешивание подаваемого из СКВ воздуха, будем оперировать средней по объему температурой:

$$t_k = \frac{1}{V_k} \int t dV,$$

где V_k — объем кабины, t — средняя температура воздуха в элементарном объеме dV кабины.

Из атмосферы внутрь фюзеляжа самолета подводится количество теплоты равное

$$Q_a = kF(t_a - t_k) + q_c F_0,$$

где k , F — эквивалентный коэффициент теплопередачи и площадь поверхности фюзеляжа, t_a — температура атмосферного воздуха, q_c — удельный тепловой поток солнечной радиации, F_0 — суммарная площадь участков фюзеляжа, облучаемых Солнцем.

Эквивалентный коэффициент теплопередачи определяется как средневзвешенное коэффициентов теплопередачи однородных секций, образующих ограждающую конструкцию кабины самолета (пол, потолок, боковые панели и т. п.):

$$k = \frac{\sum k_i F_i}{\sum F_i}, \quad \sum F_i = F,$$

где k_i , F_i — коэффициент теплопередачи и площадь i -й однородной секции. Коэффициент теплопередачи является интегральным параметром, который учитывает конвективный теплообмен на наружной и внутренней поверхностях ограждения кабины и теплопроводность.

Из смежных отсеков в кабину подводится количество теплоты

$$Q_{ca} = \sum_j (c_p G_j + k_j F_j)(t_j - t_k),$$

где c_p — удельная теплоемкость для воздуха, G_j — расход воздуха, поступающего из j -го смежного отсека в кабину, k_j , F_j — коэффициент теплопередачи и площадь перегородки между кабиной и смежным отсеком, t_j — температура воздуха в j -м отсеке.

Теплота, выделяемая внутренними источниками (людьми и работающим электрическим и радио-электронным оборудованием) определяется для конкретного типа самолета как величина постоянная ($Q_{in} = \text{const}$).

Количество теплоты, подводимой в кабину из СКВ с кондиционированным воздухом, равно

$$Q_n = c_p G_n (t_n - t_k),$$

где G_n , t_n — массовая подача и температура воздуха, поступающего в кабину из СКВ.

Количество теплоты, отдаваемой воздуху кабины внутренними элементами конструкции и оборудования при нестационарном процессе теплообмена, определим следующим образом:

$$Q_o = \sum_i \alpha_i S_i (t_{oi} - t_k),$$

где α_i — коэффициент теплоотдачи на поверхности i -го элемента конструкции, S_i — площадь теплоотдающей поверхности, t_{oi} — температура поверхности.

Ввиду малых перепадов температуры для кабины самолета можно считать, что воздух не участвует в процессе лучистого теплообмена, подвод тепла к воздуху в кабине осуществляется только в результате конвективного теплообмена с поверхностями элементов конструкций и предметов, находящихся в ней. Так как лучистый теплообмен и малая интенсивность конвективного теплообмена внутренних поверхностей кабины способствуют выравниванию температур этих поверхностей, считаем, что температура всех поверхностей теплообмена внутри кабины самолета одинакова ($t_{oi} = t_o$). С учетом этого для количества теплоты, отдаваемой воздуху кабины внутренними элементами конструкции, запишем выражение

$$Q_o = \alpha S (t_o - t_k).$$

Здесь $\alpha = \sum \alpha_i S_i / \sum S_i$ — эффективный коэффициент теплоотдачи на поверхности элементов конструкции, $S = \sum S_i$ — суммарная площадь поверхностей элементов конструкции.

Так как в процессе кондиционирования температура воздуха в кабинах изменяется не более чем на

60—70 °С, можно считать, что теплопроводность k теплоизоляционного материала и коэффициент теплоотдачи α на поверхностях элементов конструкции остаются постоянными. Воздух в кабине транспортного самолета имеет теплоемкость, которая составляет несколько процентов от теплоемкости элементов конструкции кабины, изменение же плотности воздуха, связанное с изменением его температуры при кондиционировании, не превышает 25 %, что позволяет считать теплоемкость и плотность воздуха величинами постоянными. Это допущение может сказываться только при моделировании начального этапа кондиционирования (первые минуты), когда СКВ работает на изменение теплосодержания воздуха в кабине.

Математическое описание. На основании закона сохранения энергии запишем уравнения для изменения температуры воздуха, элементов конструкции и оборудования в кабинах СН при кондиционировании; индексами «э», «г», «с», «р» обозначены параметры и характеристики кабины экипажа, грузовой кабины, кабины сопровождающих и РКН соответственно.

Кабина экипажа. Уравнение для изменения температуры воздуха в кабине экипажа:

$$c_p \rho_3 V_3 \frac{dt_3}{dt} = c_p G_{ns}(t_{ns} - t_3) + k_3 F_3 (t_a - t_3) + k_{3r} F_{3r} (t_r - t_3) + \alpha_3 S_3 (t_{os} - t_3) + Q_{3\Sigma}, \quad (1)$$

где k_{3r} , F_{3r} — эквивалентный коэффициент теплопередачи и площадь перегородки между кабиной экипажа и грузовой кабиной, $Q_{3\Sigma}$ — суммарные постоянные теплопритоки от внутренних источников ($Q_{3в}$) и солнечной радиации ($q_c F_3$).

Уравнение для изменения температуры элементов конструкции и оборудования в кабине экипажа:

$$c_3 M_3 \frac{dt_{os}}{dt} = \alpha_3 S_3 (t_3 - t_{os}), \quad (2)$$

где c_3 , M_3 — удельная теплоемкость и масса элементов конструкции и оборудования в кабине экипажа.

Кабина сопровождающих. Уравнение для изменения температуры воздуха в кабине сопровождающих:

$$c_p \rho_c V_c \frac{dt_c}{dt} = c_p G_{nc}(t_{nc} - t_c) + k_c F_c (t_a - t_c) + k_{cc} F_{cc} (t_r - t_c) + \alpha_c S_c (t_{oc} - t_c) + Q_{c\Sigma}, \quad (3)$$

Уравнение для изменения температуры элементов конструкции и оборудования в кабине сопровождающих:

$$c_c M_c \frac{dt_{oc}}{dt} = \alpha_c S_c (t_c - t_{oc}). \quad (4)$$

Грузовая кабина. Уравнение для изменения температуры воздуха в грузовой кабине:

$$c_p \rho_r V_r \frac{dt_r}{dt} = c_p G_{nr}(t_{nr} - t_r) + k_r F_r (t_a - t_r) + c_p G_{ro}(t_o - t_r) + k_{or} F_{or}(t_o - t_r) + c_p G_{rc}(t_c - t_r) + k_{cr} F_{cr}(t_c - t_r) + \alpha_r S_r (t_{or} - t_r) + \alpha_p S_p (t_p - t_r) + Q_{r\Sigma} + Q_p, \quad (5)$$

где Q_p — тепловая мощность, необходимая для обеспечения работы систем РКН.

Уравнение для изменения температуры элементов конструкции и оборудования в грузовой кабине:

$$c_r M_r \frac{dt_{or}}{dt} = \alpha_r S_r (t_r - t_{or}). \quad (6)$$

Уравнение для изменения температуры конструкции РКН:

$$c_p M_p \frac{dt_p}{dt} = \alpha_p S_p (t_r - t_p). \quad (7)$$

В уравнениях (1)—(7) искомыми являются температуры воздуха t_3 , t_c , t_r и температуры элементов конструкции, оборудования и РКН t_{os} , t_{oc} , t_{or} , t_p .

Удельная теплоемкость элементов конструкции и оборудования определяется как средневзвешенное значений удельных теплоемкостей материалов составляющих их элементов:

$$c = \sum c_i M_i / \sum M_i, \quad \sum M_i = M.$$

Характеристика теплообмена на поверхности оборудования αS может быть определена через коэффициент теплоинерционности оборудования $I_t = \alpha S / cM$, для которого А. М. Гершковичем в 1950-х гг. получена эмпирическая зависимость $I_t = 0.00153 + 0.28 G_n / \rho V$. Значения характеристик αS и I_t могут быть определены также по данным испытаний с использованием метода параметрической идентификации [5].

Начальные условия для рассматриваемого процесса изменения температурных условий в кабинах СН известны и задаются в виде значений температур t_{30} , t_{c0} , t_{r0} и t_{os0} , t_{oc0} , t_{or0} , t_{p0} в момент времени $\tau = 0$

$$t_{30} = t_3(0), \quad t_{c0} = t_c(0), \quad t_{r0} = t_r(0), \\ t_{os0} = t_{os}(0), \quad t_{oc0} = t_{oc}(0), \quad t_{or0} = t_{or}(0). \quad (8)$$

Система уравнений (1)—(7) с начальными условиями (8) дают полную математическую формули-

ровку для нахождения неизвестных температур t_b , t_c , t_r и $t_{ос}$, $t_{ос}$, $t_{ор}$.

Метод решения. Система дифференциальных уравнений (1)–(7) с начальными условиями (8) решалась численно, для этого использован метод типа «предсказание — коррекция», в котором значения нового вектора зависимой переменной определяются по четырем точкам. Метод решения реализован в вычислительной программе для ПЭВМ TEMP, использована подпрограмма HPCG математической библиотеки FORTRAN [3] (рис. 2).

Для вычислительной процедуры получены вполне удовлетворительные показатели по устойчивости, сходимости, времени счета и точности получаемых решений.

Результаты моделирования. Математическое моделирование проведено для авиационно-космического ракетного комплекса, который состоит из РКН малого веса с двигателями жидкостного типа и тяжелого транспортного СН Ан-124-100. Определены нестационарные температурные условия в зоне размещения РКН в грузовой кабине СН в

процессе наземного кондиционирования от бортовой КСКВ в условиях атмосферы холодного дня $t_{а0} = -50^\circ\text{C}$, и жаркого дня $t_{а0} = 50^\circ\text{C}$, и в полете в зону запуска РКН в условиях жаркого дня, высота крейсерского полета $H_{кр} = 10$ км, градиент температуры по высоте -6.5 К/км, дополнительная тепловая мощность для обеспечения функционирования систем РКН и пуско-проверочного оборудования 19 кВт.

Результаты расчета приведены на рис. 3.

ВЫВОДЫ

1. Для авиационно-космического ракетного комплекса, который состоит из ракеты космического назначения и тяжелого транспортного самолета-носителя разработана математическая модель температурных условий в зоне размещения РКН при ее транспортировании в герметической кабине СН.

2. В результате математического моделирования определены температурные условия в зоне размещения РКН малого веса в грузовой кабине самолета-носителя типа Ан-124-100 «Руслан» при наземной подготовке и в полете в зону запуска РКН в холодных и в жарких условиях атмосферы при кондиционировании от бортовой системы кондиционирования воздуха.

В расчетных условиях холодного дня ($t_{а0} = -50^\circ\text{C}$) при наземной подготовке установившаяся температура воздуха в грузовой кабине $t_r = 11^\circ\text{C}$ достигается через 1 ч после включения КСКВ. Допустимая минимальная эксплуатационная температура в зоне размещения РКН -30°C .

В расчетных условиях жаркого дня ($t_{а0} = 50^\circ\text{C}$) при наземной подготовке установившаяся температура воздуха в грузовой кабине $t_r = 46^\circ\text{C}$ достигается через 2 ч после включения КСКВ. В полете установившаяся температура воздуха в грузовой



Рис. 2. Блок-схема вычислительной программы для определения температурных условий в кабинах СН

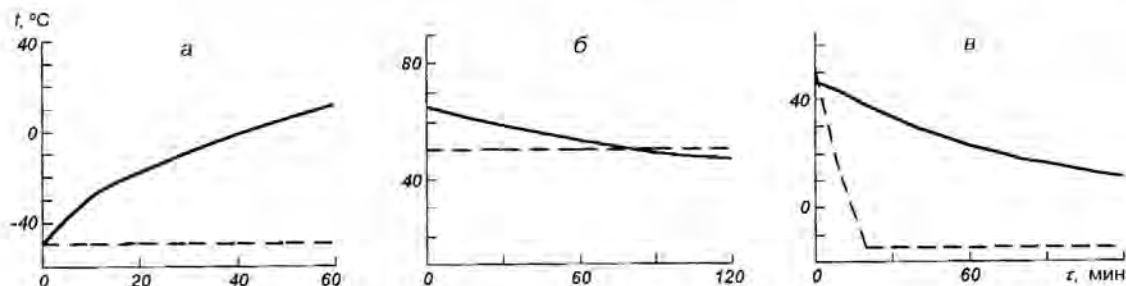


Рис. 3. Расчетное изменение температуры воздуха в зоне РКН на СН Ан-124-100 (сплошная линия — грузовая камера, пунктирная линия — температура атмосферного воздуха): а — условия холодного дня, стоянка; б — условия жаркого дня, стоянка; в — условия жаркого дня, полет

кабине $t_r = 11^\circ\text{C}$ достигается через 2 ч после взлета. Допустимая максимальная эксплуатационная температура в зоне размещения РКН $+30^\circ\text{C}$.

3. Бортовая система кондиционирования воздуха самолета-носителя типа Ан-124-100 «Руслан» обеспечивает необходимые эксплуатационные температурные условия в зоне размещения РКН в грузовой кабине в процессе наземного кондиционирования и в полете в зону запуска РКН во всем диапазоне ожидаемых температур атмосферы.

4. Направлением дальнейших исследований целесообразно принять определение коэффициента теплоинерционности и характеристики теплообмена ракеты космического назначения по данным испытаний с использованием метода параметрической идентификации.

1. Антипенко И. Н., Данилов Н. Д., Кузнецов В. И. Наземное кондиционирование воздуха в кабинах самолетов. — М.: Транспорт, 1976.—152 с.
2. Воронин Г. И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах. — М.: Машиностроение, 1973.—443 с.
3. Математическое обеспечение ЕС ЭВМ. Пакет научных программ. — Минск: АН БССР, 1973.—Вып. 2.—272 с.
4. Хлисту́н О. І. Розробка засобів і методів підвищення ефективності систем кондиціонування повітря транспортних

- літаків: Автореф. дис... канд. техн. наук. — К., 1993.—17 с.
5. Хлисту́н О. І. Метод параметричної ідентифікації математичної моделі температурних режимів кабіни повітряного судна // Вісник Нац. авіац. ун-ту.—2004.—№ 2(20),—С. 72—76.
 6. Хлисту́н А. И., Щербаков Ю. Н. Расчет изменения температуры воздуха в кабинах транспортного самолета при наземном кондиционировании // Авиационная промышленность.—1992.—№ 8.—С. 5—6.
 7. Balabuev P. V., Bogdanov O. K., Vovnyanko A. G., Serdyuk I. I. Antonov ASTc's development of the aerospace systems on the basis of An-124 and An-225 aircrafts // Transactions of The World Congress «Aviation in the XXI-st Century», September 14–16, 2003, Kyiv, Ukraine, National Aviation University. — Kyiv, 2003.—P. 2.8—2.13.

TEMPERATURE CONDITIONS SIMULATION IN SPACE VEHICLE PLACE ABOARD AN-124-100 AIRCRAFT

I. I. Serdyuk, O. I. Khlystun, V. F. Khavroshyn

We developed a mathematical model of temperature conditions in space vehicle place aboard an aircraft for an airspace rocket complex with stating installation on the basis of An-124-100 transport aircraft. As a result of the mathematical simulation, temperature conditions in the cargo cabin of heavy transport aircraft are determined, where space vehicle is placed, during ground preparation and flight in start zone in cold and hot atmosphere conditions.