

Научная статья

УДК 629.7.022

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184451>

EDN: <https://www.elibrary.ru/ANSHUD>



Алгоритм совместного учета тепловых, монтажных и габаритных требований при разработке компоновки приборов внутри отсеков космических аппаратов

Андрей Алексеевич Беляков^{1✉}, Александр Иванович Шулепов², Владимир Михайлович Папазов³

^{1, 3} Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»), Королёв, Московская обл., Российская Федерация

² Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет), Самара, Российская Федерация

¹ post@rsce.ru✉, ORCID 0000-0002-5789-8048

² shulepov-al@mail.ru

Аннотация. Исследуется вопрос выполнения тепловых, монтажных и габаритных требований к компоновке бортовой аппаратуры внутри отсеков космических аппаратов при решении задачи размещения приборов. Описаны основные способы определения углов пространственной ориентации приборов по осям и граням при их блочном и индивидуальном размещении. Также описаны основные способы оценки теплообмена приборов для случая ламинарного течения газа-теплоносителя, для случая принудительной конвекции в отсеке, а также для случая применения термостабилизированных платформ. Предложена математическая модель для оценки массы конструкции крепления приборов в зависимости от пространственной ориентации приборов с учетом их теплообмена. Представлен алгоритм действий для автоматизации основных процедур при обеспечении совместного выполнения тепловых, монтажных и габаритных требований к компоновке бортовой аппаратуры.

Ключевые слова: компоновка приборов, размещение бортовой аппаратуры, тепловой режим приборов, плотность компоновки приборов, отсек космического аппарата

Для цитирования: Беляков А.А., Шулепов А.И., Папазов В.М. Алгоритм совместного учета тепловых, монтажных и габаритных требований при разработке компоновки приборов внутри отсеков космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 82-91. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184451>

Original article

An Algorithm for Conjoint Thermal, Mounting and Size Requirements Considering while Instruments Layout Development Inside the Spacecraft Compartments

Andrei A. Belyakov^{1✉}, Aleksandr I. Shulepov², Vladimir M. Papazov³

^{1, 3} S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation “Energia” (RSC “Energia”), Korolev, Moscow region, Russian Federation

² Samara National Research University (Samara University), Samara, Russian Federation

¹ post@rsce.ru✉, ORCID 0000-0002-5789-8048

² shulepov-al@mail.ru

© Беляков А.А., Шулепов А.И., Папазов В.М., 2025

Abstract

The on-board equipment layout optimization according by the minimum structure mass, minimum mutual heating temperature and maximum layout density criteria often supposes participation several specialized specialists. Practice demonstrates that implementation of these measures is being performed by the developers heuristically and does not allow searching for optimal solutions justified by joint consideration of the above said requirements. This study relevance lies in the fact that system solution of the problem requires an algorithm, which would regularize and automate the basic procedures being fulfilled by various specialists and allow predicting the structure weight relative to the fulfillment of the requirements specified to the on-board equipment layout.

This study hypothesis consists in the fact that arrangements on the joint accomplishing thermal, mounting and size requirements to the on-board equipment layout may be algorithmized, which would lead to the labor intensity reduction of the optimization problem solution. The purpose of the study consists in determining an algorithm that may ensure a systematic process for finding a solution to the problem of the on-board equipment layout optimizing according to the criteria of minimum structural mass, minimum temperature of the on-board equipment mutual heating and maximum layout density. The study solves the tasks of developing mathematical models, algorithm procedures and proposals for their inclusion in the spacecraft developing process.

To meet the dimension requirements for arbitrary spatial orientation of the instruments the dense placement functions should be used. However, the most rational spatial orientation of the devices is such that their edges are parallel to the base planes of the spacecraft compartment stabilization, because then the volume of voids between the devices and the body of the spacecraft compartment is being minimized. To achieve the highest density of the on-board equipment layout, the instruments should be oriented so that their edges are mutually parallel as well. With this approach, the installation of devices in the placement zones can be accomplished in the form of racks.

In case of the thermal conditions inside the spacecraft strict control necessity and dimensional limitations, the instruments should be arranged so that the thermal impact would be minimal at high density of the on-board equipment layout. The required goal function of the thermal gap is of large dimension and has no analytical form of the solution regarding the instruments mutual effect temperature. The initial form of the thermal gap function is being generally determined by a system of differential equations. This system consists of a non-stationary heat conduction equation, the Navier-Stokes equation for a viscous incompressible fluid, the continuity equation, the equation of state, the energy equation in the cooler between the walls of the devices, and the equations of non-intersection of the electronic dimensional models of the devices.

It is possible to optimize the design of instruments fastenings by weight, and maintain a minimum temperature of their mutual heating by controlling the angular position and heat exchange of devices. To ensure this, it is necessary to improve the methods of basing and fastening devices when developing their mounting or installations. If the production capacity of the enterprise allows for the structural elements manufacturing by the additive methods, then optimization by changing the density of the material and the cross-sectional area of the fastening structure is possible as well. As in the case of the instruments heat exchange assessment, the authors recommend performing the strength test for the fasteners design when fulfilling the mounting requirements for the layout of the on-board equipment when releasing the spacecraft strength computations with special software, since such a test requires a large number of computations.

Keywords: instrument layout, on-board equipment arrangement, thermal mode of the instruments, instruments layout density, spacecraft compartment

For citation: Belyakov A.A., Shulepov A.I., Papazov V.M. An Algorithm for Conjoint Thermal, Mounting and Size Requirements Considering while Instruments Layout Development Inside the Spacecraft Compartments. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):82-91. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184451>

List of Figures

Fig. 1. The example of the instruments arbitrary angular position

Fig. 2. Computational scheme for the instrument mounting structure estimation

Fig. 3. Computational model of the on-board equipment layout optimization algorithm

Fig. 4. Operating schedule by the algorithm while the on-board equipment layout design

Введение

Одними из основных критериев оптимизации компоновки бортовой аппаратуры (БА) в отсеках космических аппаратов (КА) на стадии разработки рабочей конструкторской документации являются минимум массы конструкции, максимум плотности компоновки приборов и минимум температуры взаимного нагрева приборов [1]. Кроме того, к основным критериям относятся минимумы отклонений центра масс и центробежных моментов инерции отсека от заданных значений [2], но контроль за их обеспечением, как правило, осуществляется отдельной группой сотрудников с помощью встроенных средств (модулей) систем автоматизированного проектирования.

Оптимизация компоновки БА по критериям минимума массы конструкции, минимума температуры взаимного нагрева БА и максимума плотности компоновки совместно зачастую предполагает участие нескольких профильных специалистов. Увязка получаемых рекомендаций возлагается на разработчика компоновки БА на стадии эскизного (технического) проекта и на разработчика конструкции на стадии рабочей конструкторской документации. Практика показывает, что эти мероприятия реализуются разработчиками эвристически, без поиска оптимальных решений, обоснованных совместным учетом перечисленных требований. Актуальность исследования заключается в том, что для обеспечения системного решения задачи необходим алгоритм, который упорядочивает и автоматизирует выполняемые различными специалистами основные процедуры и позволяет прогнозировать массу конструкции относительно выполнения заданных требований к компоновке БА.

Ранее в статье [3] рассматривался вопрос совместного выполнения монтажных и габаритных требований к компоновке БА. В частности, была предложена статистическая зависимость величины монтажного зазора на крепление от массы прибора. Также отмечалось, что на эффективность компоновки БА влияют углы пространственной ориентации приборов. Если они принимают произвольные значения, то снижается плотность компоновки БА и увеличивается масса конструкции из-за усложнения геометрии креплений.

Гипотеза исследования состоит в том, что мероприятия по совместному выполнению тепловых, монтажных и габаритных требований к компоновке БА можно алгоритмизировать и благодаря этому снизить трудоемкость решения задачи оптимизации. Цель исследования — определить алгоритм действий, который может обеспечить системный поиск решения задачи оптимизации компоновки БА по кри-

териям минимума массы конструкции, минимума температуры взаимного нагрева БА и максимума плотности компоновки. Задачей исследования является разработка математических моделей, процедур алгоритма и предложений для их включения в процесс разработки КА.

Угловое положение приборов

В данной статье под юстировкой прибора понимается его точная установка в заданное угловое положение относительно базовых осей отсека КА. В отличие от определения углового положения прибора, для юстировки требуется выполнение определенных технологических операций с высокой точностью. Юстировка может выполняться механическими, оптическими, электронными методами при сборке КА.

Из практики компоновочных работ известно, что для большинства приборов электронная габаритная модель имеет форму прямоугольного параллелепипеда с произвольными габаритами [1, 2, 4]. Угловое положение прибора определяется угловым положением его осей (углами Эйлера, или углами Крылова, или матрицей направляющих косинусов).

С другой стороны, угловое положение прибора складывается из двух компонентов — азимута и угла места, которыми описываются углы поворота граней прибора. Азимут характеризует угол наклона грани прибора относительно продольной оси отсека КА. Угол места характеризует угол наклона грани прибора относительно поперечного сечения отсека КА.

В литературе [2–4] отмечается, что для выполнения габаритных требований при произвольной пространственной ориентации приборов следует воспользоваться функциями плотного размещения. Однако наиболее рациональной является такая пространственная ориентация приборов, при которой их грани параллельны базовым плоскостям стабилизации отсека КА, потому что тогда минимизируется объем пустот между приборами и корпусом отсека КА. Для достижения наибольшей плотности компоновки БА следует ориентировать приборы так, чтобы их грани тоже были взаимно параллельны. При таком подходе установка приборов в зонах размещения может быть выполнена в виде стеллажей [2, 4–6].

В порядке исключения, если по технико-экономическим соображениям было принято решение о креплении некоторых приборов на индивидуальные кронштейны, то угловое положение таких приборов может быть определено, например, предлагаемыми в работах [7–9] автоматизированными способами.

Теплообмен приборов

Тепловой режим внутри отсека КА определяется состоянием среды в нем, выделяющей теплоту и обменивающейся теплотой, и местоположением приборов [10]. Температура взаимного нагрева приборов — это температура, приобретенная одним прибором в результате теплообмена с другим рядом стоящим прибором, или несколькими приборами. Если она равна нулю, то это значит, что такой прибор не нагрелся из-за работы другого прибора или нескольких приборов:

$$\delta T = T_i - T_{\text{собств}_i} \rightarrow \min, \quad (1)$$

где $i = \overline{1, n}$ — порядковый номер прибора; n — общее количество приборов; δT — температура нагрева прибора, К; T_i — температура прибора, К; $T_{\text{собств}_i}$ — собственная (паспортная) температура прибора, К.

Одними из способов минимизации тепловых воздействий приборов друг на друга являются экранирование и увеличение зазоров между приборами [2, 4]. Однако экранирование увеличивает массу конструкции, в том числе это касается и применения термостабилизированных платформ. Увеличение же зазоров между приборами снижает плотность компоновки БА. Тем не менее такое компоновочное решение может быть обосновано, когда нет дефицита доступного объема в зоне размещения БА внутри отсека КА. В общем виде тогда условие размещения БА имеет вид [2]

$$h_{T_i} - \max h_T \leq 0, \quad (2)$$

где h_{T_i} — тепловой зазор для прибора, мм; $\max h_T$ — предельно допустимый тепловой зазор, мм.

При необходимости жесткого контроля теплового режима внутри КА и габаритных ограничениях требуется так разместить БА, чтобы тепловое воздействие было минимальным при высокой плотности компоновки БА. В работе [10] отмечается, что у необходимой для проверки условия (2) функции теплового зазора большая размерность и она не имеет аналитического вида решения относительно температуры взаимовлияния приборов. Исходный вид функции теплового зазора в общем случае определяется системой дифференциальных уравнений, состоящей из нестационарного уравнения теплопроводности, уравнения Навье—Стокса для вязкой несжимаемой жидкости, уравнения неразрывности, уравнения состояния, уравнения энергии в охладителе между стенками приборов и уравнений пересечения электронных габаритных моделей приборов [10, 11].

Если для такой системы уравнений ввести ряд допущений, то возможно уменьшить размерность функции теплового зазора и определить ее вид, пригодный для получения решения задачи разме-

щения БА. В частности, если в отсеке отсутствует принудительная циркуляция газа-теплоносителя, то процесс теплообмена протекает относительно медленно и движение газа можно считать ламинарным. При этом поле скоростей газа в зазоре между БА является равномерным, а направление его движения плоскопараллельно ребрам приборов. Тогда температура взаимовлияния приборов (1) определяется температурой на поверхности их корпусов [10].

В другом случае, когда в отсеке КА возникает искусственная конвекция из-за работы вентиляторов, требуется сначала получить поле скоростей газа и затем совместно решить уравнения движения газа и изменения температуры между приборами [11]. В данном случае место и угловое положение БА оказывают большое влияние на тепловой режим внутри отсека КА. Очевидно, что прибор со значительным тепловыделением, установленный непосредственно на выходе воздушного потока от вентилятора, будет воздействовать газом с повышенной температурой на приборы, которые находятся на пути потока. В подобной ситуации оценка теплообмена приборов требует большого количества вычислений, поэтому рекомендуется проводить ее не при разработке компоновки БА, а при выпуске теплового расчета КА с помощью специального программного обеспечения.

В случае применения термостабилизированных платформ для отвода тепла от БА в негерметичном отсеке КА при расчете температуры взаимовлияния приборов (1) необходимо учитывать конвективный теплообмен между газом, стенками корпусов БА и обечайкой отсека КА [12]. Стоит отметить, что при такой постановке задачи обеспечить допустимый тепловой режим внутри КА можно изменением не только компоновки БА, но и конструкции термоплат, т. е. рациональным размещением их составных частей [1, 9, 13–16].

Монтаж приборов

Современные исследования, касающиеся вопросов монтажа БА в отсеках КА (например, работы [17–20]), направлены на топологическую оптимизацию конструкции. Геометрические пределы области поиска решения зависят от того, какие ребра приборов должны быть параллельны конкретным базовым осям отсека КА. На рис. 1 показано, что при произвольной ориентации приборов, когда их грани не параллельны базовым плоскостям стабилизации или стенкам отсеков КА, их монтаж требует большего пространства и является более трудоемким.

Если габариты прибора не равны, то рекомендуется [2] выбирать такое направление его ребер,

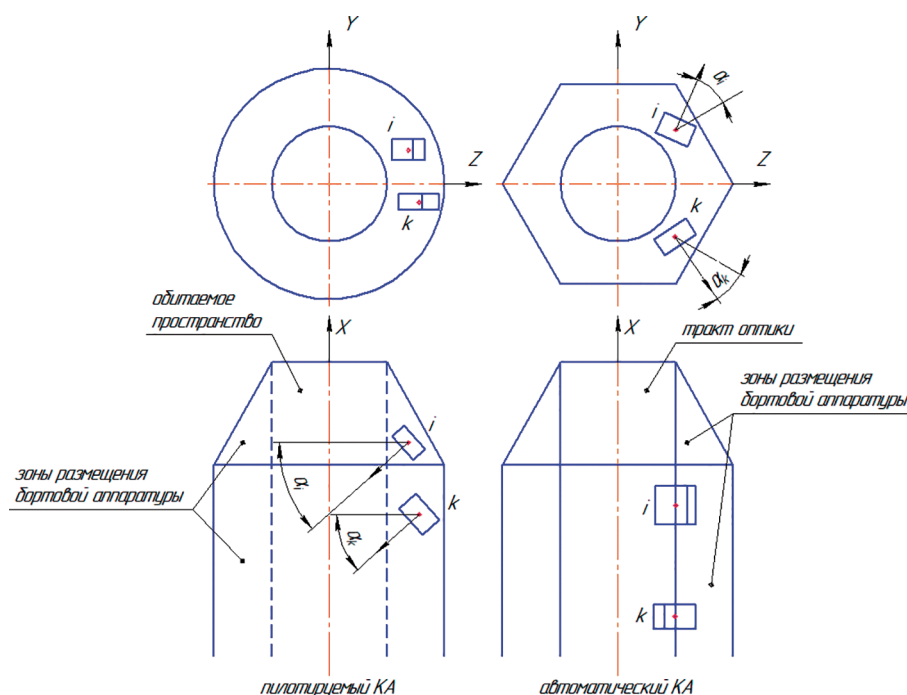


Рис. 1. Пример произвольного углового положения приборов

при котором минимизируется относительный средний размер грани. Эта задача решается на стадии эскизного (технического) проекта. На стадии рабочей конструкторской документации при разработке конструкции крепления определяется метод установки прибора. Он складывается из двух этапов – базирования и закрепления. Базирование отвечает за выбор баз для обеспечения пространственной ориентации прибора в заданном угловом положении. Закрепление показывает, каким способом обеспечить устойчивость углового положения. Таким образом, метод установки прибора влияет на массу конструкции. Минимальные силовые факторы при испытаниях и эксплуатации КА действуют на приборы, когда ребра их корпусов параллельны или ортогональны базовым осям отсека КА [21]. Следовательно, приведенные выше рекомендации по угловому положению приборов благоприятствуют снижению массы конструкции.

Если габариты прибора не равны, то рекомендуется [2] выбирать такое направление его ребер, при котором минимизируется относительный средний размер грани. Эта задача решается на стадии эскизного (технического) проекта. На стадии рабочей конструкторской документации при разработке конструкции крепления определяется метод установки прибора. Он складывается из двух этапов – базирования и закрепления. Базирование отвечает за выбор баз для обеспечения пространственной ориентации прибора в заданном угловом положении. Закрепление показывает, каким спосо-

бом обеспечить устойчивость углового положения. Таким образом, метод установки прибора влияет на массу конструкции. Минимальные силовые факторы при испытаниях и эксплуатации КА действуют на приборы, когда ребра их корпусов параллельны или ортогональны базовым осям отсека КА [21]. Следовательно, приведенные выше рекомендации по угловому положению приборов благоприятствуют снижению массы конструкции.

На рис. 2 представлена расчетная схема, при помощи которой оценивается масса конструкции крепления в зависимости от выбранного метода установки прибора.

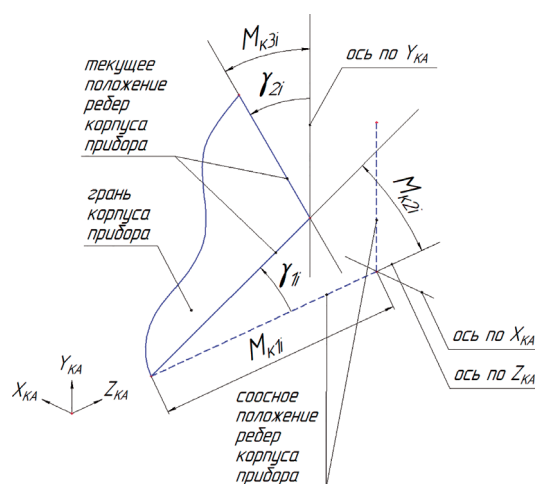


Рис. 2. Расчетная схема для оценки массы конструкции крепления прибора

Согласно расчетной схеме масса конструкции крепления прибора описывается математической моделью:

$$M_{K_i} = M_{K1_i} + M_{K2_i} + M_{K3_i}, \quad (3)$$

где M_{K1_i} — масса конструкции крепления при соосном размещении прибора в отсеке, кг; M_{K2_i} — масса конструкции крепления при смещении по углу места, кг; M_{K3_i} — масса конструкции крепления при смещении по азимуту, кг.

Компоненты формулы (3) определяются следующим образом:

$$\begin{cases} M_{K1_i} = \rho_{K_i} S_{K1_i} h_{M_i} + M_{K1закреп_i}; \\ M_{K2_i} = (\rho_{K_i} S_{K2_i} h_{M_i} + M_{K2закреп_i}) \sin \gamma_{1_i}; \\ M_{K3_i} = (\rho_{K_i} S_{K3_i} h_{M_i} + M_{K3закреп_i}) \sin \gamma_{2_i}, \end{cases} \quad (4)$$

где ρ_{K_i} — плотность материала конструкции крепления прибора, кг/мм³; S_{K1_i} — площадь сечения конструкции крепления при соосном размещении прибора, мм²; S_{K2_i} — площадь сечения конструкции крепления при смещении прибора по углу места, мм²; S_{K3_i} — площадь сечения конструкции крепления при смещении прибора по азимуту, мм²; $M_{K1закреп_i}$ — суммарная масса крепежа при соосном размещении прибора, кг; $M_{K2закреп_i}$ — суммарная масса крепежа при смещении прибора по углу места, кг; $M_{K3закреп_i}$ — суммарная масса крепежа при смещении прибора по азимуту, кг; γ_{1_i} — угол места, градусы; γ_{2_i} — азимут, градусы; h_{M_i} — монтажный зазор для прибора, мм.

Важно обратить внимание на то, что в формулах (4) для определения площадей сечений конструкции крепления должны рассматриваться сечения по направлениям нормалей к монтажным зазорам. Также следует отметить, что угловые смещения приборов способствуют большому разнообразию форм конструкции их креплений, поэтому оценка массы по формуле (3) является приблизительной.

Ранее в работе [3] была описана статистическая зависимость на основе закона распределения Вейбулла для расчета величины монтажного зазора на конструкцию креплений приборов (5), где m_i — масса прибора, кг.

Формула (5) пригодна для расчета монтажных зазоров по периметру приборных рам. Для «вну-

тренних» монтажных зазоров между приборами результат будет завышен. Их значения определяются не столько габаритными, сколько тепловыми требованиями к компоновке БА. Следовательно, величина монтажного зазора приравняется к величине теплового зазора, определяемой при проверке условия (2) с учетом принятых допущений к процессу теплообмена приборов:

$$h_{M_i} = h_{T_i}. \quad (6)$$

Тогда с учетом формул (5) и (6) расчетную схему, приведенную на рис. 2, можно дополнить расчетной схемой теплообмена приборов. После юстировки и размещения приборов, определения температуры взаимного нагрева приборов (1) и проверки условия (2) осуществляется оценка массы конструкции креплений по формулам (3) и (4). Таким образом, выполнение монтажных требований сопровождается выполнением тепловых и габаритных требований к компоновке БА внутри отсека КА. Алгоритм действий представлен на рис. 3.

Оптимизировать конструкцию креплений приборов по массе и поддерживать минимальную температуру их взаимного нагрева, как следует из анализа формул (4) с учетом (6), возможно за счет управления угловым положением и теплообменом приборов. В обеспечение этого необходимо совершенствовать способы базирования и закрепления приборов при разработке их монтажа или установок [4, 22]. Если производственные мощности предприятия позволяют изготавливать элементы конструкции аддитивными методами, то оптимизация также возможна за счет изменения плотности материала и площади сечений конструкции креплений, что уже отмечалось в начале данного раздела. Как и в случае с оценкой теплообмена приборов, проверку конструкции креплений на прочность при выполнении монтажных требований к компоновке БА рекомендуется проводить при выпуске расчетов КА на прочность при помощи специального программного обеспечения, поскольку такая проверка требует большого количества вычислений.

Как правило, разработка и оптимизация компоновки БА осуществляются на нескольких стадиях разработки КА. Поэтому алгоритм действий, представленный на рис. 3, может быть включен в план-график работ, как это в общих чертах показано на рис. 4.

$$h_{M_i} = \begin{cases} 25, & \text{если } m_i < 6; \\ \frac{1}{20} m_i (101 - 20 \ln m_i) \left[1 + \exp \left(-\frac{3}{20} m_i^{\frac{29}{40}} \right) \right], & \text{если } 6 \leq m_i \leq 35; \\ 60, & \text{если } m_i > 35, \end{cases} \quad (5)$$

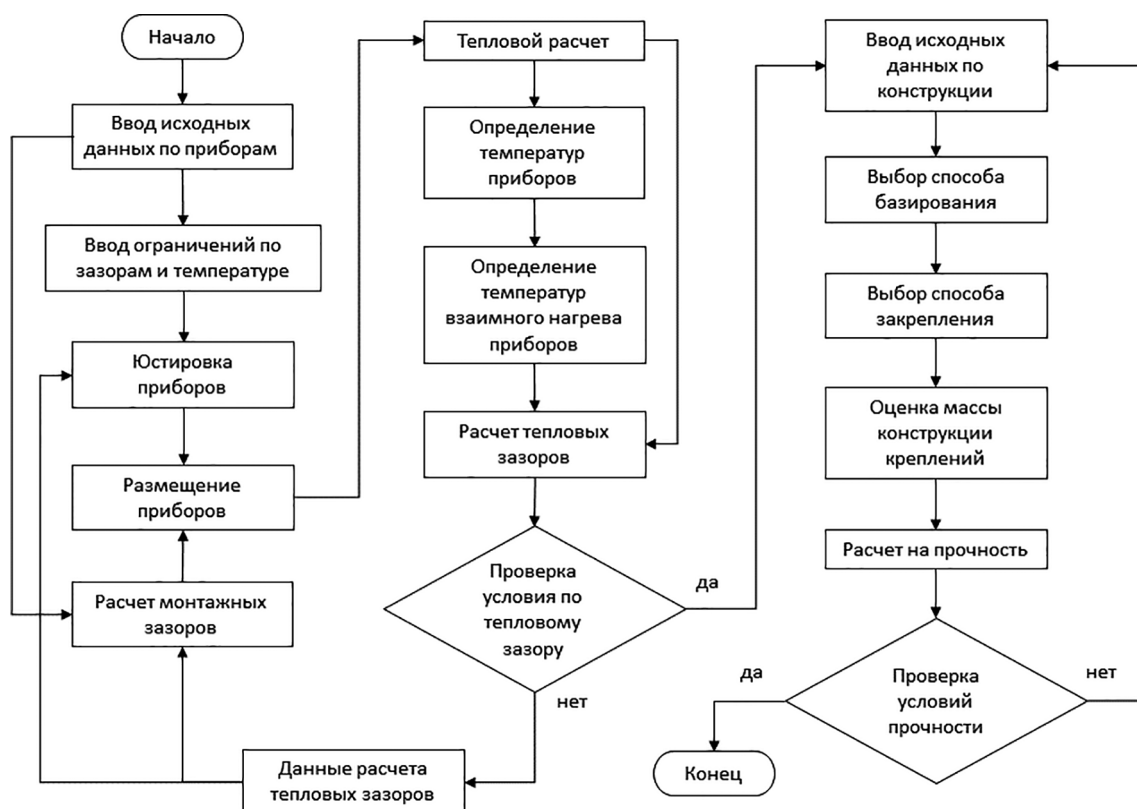


Рис. 3. Блок-схема алгоритма для оптимизации компоновки БА

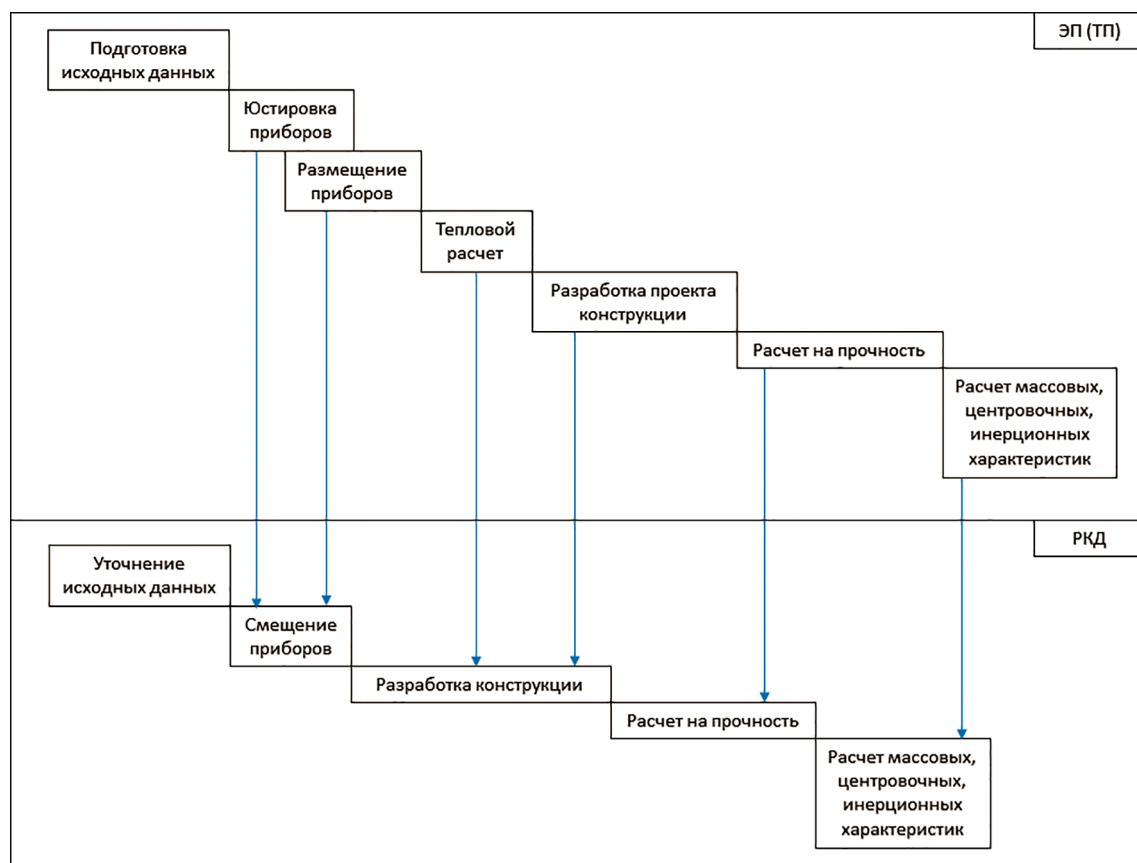


Рис. 4. График работ по алгоритму в процессе создания компоновки БА

Стоит отметить, что в общем случае на этапе эскизного (или технического) проекта для оптимизации компоновки БА в отсеках КА используется широкий перечень частных критериев. Поэтому проектные работы на рис. 4 следует дополнить расчетом на электромагнитную совместимость, расчетом освещения, расчетом на воздействие ионизирующего излучения и техногенных факторов, акустическим расчетом и т. п., что выходит за рамки данной работы.

Выводы

В проведенном исследовании было показано, что совместное выполнение тепловых, монтажных и габаритных требований к компоновке БА в отсеке КА может быть реализовано при участии нескольких профильных подразделений предприятия и должно обеспечиваться мероприятиями согласно предложенному алгоритму для сокращения временных издержек на различных стадиях разработки КА. Прогнозная оценка массы конструкции креплений приборов в зависимости от их углового положения и результата теплообмена полезна для принятия наиболее рациональных компоновочных решений. Для автоматизированного решения задачи размещения БА программное обеспечение следует разрабатывать на основе математической модели, представленной формулами (1)–(6) и дополненной моделями теплового поля и пространственной ориентации приборов.

Отличие от работ [1, 2, 4–7, 10–15], предложенный в данном исследовании алгоритм действий для совместного выполнения тепловых, монтажных и габаритных требований позволяет проводить оптимизацию компоновки БА на стадиях эскизного (технического) проекта и разработки рабочей конструкторской документации комплексно, с учетом результатов испытаний приборов и отработки конструкции креплений на технологичность. Это качественное отличие проявляется в том, что процесс цикличен и сочетается с практикой корректировки документации по извещениям об изменении. Благодаря организационно-техническим процедурам данный алгоритм управляем, то есть на каждом его шаге имеется возможность отследить (и изменить) принимаемое решение, чего нельзя утверждать в отношении сугубо математического алгоритма.

Список источников

1. Козлов Д.И., Анишаков Г.П., Агарков В.Ф. и др. Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
2. Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 137 с.

3. Беляков А.А., Шулепов А.И., Шестеряков С.И. и др. Выполнение эргономических, монтажных, габаритных требований при автоматизированном размещении приборов в отсеках изделий ракетно-космической техники // Труды МАИ. 2023. №133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177671>
4. Стоян Ю.Г., Кулиш Е.Н. Автоматизация проектирования компоновки оборудования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 192 с.
5. Петров И.А. Методика автоматизированной компоновки блоков бортового радиоэлектронного оборудования и трассировки коммуникаций на этапах разработки ЛА: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2019. 147 с.
6. Cong W., Zhao Y., Du B., et al. A Spacecraft Equipment Layout Optimization Method for Diverse and Competitive Design // Computer Modeling in Engineering and Sciences. 2023. Vol. 136. No. 1, pp. 621–654. DOI: 10.32604/cmescs.2023.025143
7. Бодрышев С.В. Методы пространственной компоновки на основе функциональных зависимостей эксплуатационных параметров: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2006. 172 с.
8. Е Вин Тун. Оценка эргономичности компоновки отсека оборудования летательного аппарата: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2020. 166 с.
9. Шилов Л.Б. Методика выбора мест установки и пространственной ориентации внешних устройств космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с учетом целевых разворотов: Дисс. ... канд. техн. наук. Самара, 2016. 187 с.
10. Шулепов А.И., Абрашкин А.В. Размещение бортового оборудования с учетом теплового режима в отсеках малогабаритных космических аппаратов // Управление движением и навигация летательных аппаратов // Сборник трудов XIX Всероссийского семинара (15–17 июня 2016; Самара). Самара: Самарский университет, 2016. С. 210–212.
11. Анишаков Т.П., Бирюк В.В., Васильев В.В. и др. Численное моделирование теплового состояния на космическом аппарате «Фотон» // Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей: сборник трудов V Всероссийской научно-технической конференции (5–7 октября 2004; Самара). Самара: СГАУ, 2004. Вып. 5. С. 9–16.
12. Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Малоземов В.В. и др. Математическое моделирование тепловых процессов малогабаритной бортовой аппаратуры // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 55–61. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=13355>
13. Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 1. Экспресс-анализ температурного состояния приборной панели // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. №2. С. 25–35.

14. Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 2. Оценка температуры посадочных мест и пути модификации СТР // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 23-29.
15. Chen X., Chen X., Xia Y., et al. An ILP-Assisted Two-Stage Layout Optimization Method for Satellite Payload Placement // Space: Science & Technology. 2022. DOI: 10.34133/2022/9765260
16. Кауров И.В. Методика проектирования системы обеспечения теплового режима малых космических аппаратов и ее верификация на базе опытно-эксплуатационной отработки: Дисс. ... канд. техн. наук. Самара, 2022. 139 с.
17. Кольга В.В., Лыкум А.И., Марчук М.Е. и др. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22. № 2. С. 328-338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338
18. Боровиков А.А., Леонов А.Г., Тушев О.Н. Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата с использованием топологической оптимизации // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2019. № 4. С. 4-19. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-4-4-19
19. Болдырев А.В., Павельчук М.В., Синельникова Р.Н. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 62-71.
20. Пхио А., Семенов В.Н., Федюлов Б.Н. Оптимизация трансформируемых конструкций летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 32-40.
21. Софинский А.Н. Разработка и обеспечение прочности вторичной конструкции космического аппарата // Космическая техника и технологии. 2023. № 1(40). С. 29-39.
22. Камалов В.С. Производство космических аппаратов: Учеб. пособие. М.: Машиностроение, 1982. 280 с.

References

1. Kozlov DI, Anshakov GP, Agarkov VF, et al. *Designing of Automated Spacecraft*. Moscow: Mashinostroenie; 1996. 448 p. (In Russ.).
2. Gavrilov VN. *Automated layout of aircraft instrument compartments*. Moscow: Mashinostroenie; 1988. 137 p. (In Russ.).
3. Belyakov AA, Shulepov AI, Shesteryakov SI, et al. Ergonomic, mounting, size requirements implementation while automatically arranging devices in compartments of rocket and space vehicles. *Trudy MAI*. 2023(133). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177671>
4. Stoyan YuG, Kulish EN. *Automation of aircraft equipment layout design*. Moscow: Mashinostroenie; 1984. 192 p. (In Russ.).
5. Petrov IA. *Technique for automated onboard equipment blocks layout and cable laying on the steps of aircraft design*. PhD thesis. Moscow: MAI; 2019. 147 p. (In Russ.).
6. Cong W, Zhao Y, Du B, et al. A Spacecraft Equipment Layout Optimization Method for Diverse and Competitive Design. *Computer Modeling in Engineering and Sciences*. 2023;136(1):621-654. DOI: 10.32604/cmes.2023.025143
7. Bodryshev SV. *Methods of spatial layout based on functional dependences of operational parameters*. PhD thesis. Moscow: MAI; 2006. 172 p. (In Russ.).
8. Ye Win Tun. *Assessment of the ergonomics of the aircraft equipment compartment layout*. PhD thesis. Moscow: MAI; 2020. 166 p. (In Russ.).
9. Shilov LB. *Methodology of choosing the areas of placing and dimensional orientation outer on-board equipment of earth remote sensing spacecraft*. PhD thesis. Samara: Samarskii universitet; 2016. 187 p. (In Russ.).
10. Shulepov AI, Abrashkin AV. Placement of on-board equipment taking into account the thermal regime in the compartments of small spacecraft. *Materialy XIX Vserossiiskogo seminara "Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatel'nykh apparatov" (June 15-17, 2016; Samara)*. Samara: Samara University; 2016. p. 210-212. (In Russ.).
11. Anshakov TP, Biryuk VV, Vasil'ev VV, et al. Numerical simulation of the thermal state on the Photon spacecraft. *Materialy V Vserossiiskoi nauchno-tekhnikeskoi konferentsii "Protsessy goreniya, teploobmena i ekologiya teplovykh dvigatelei" (October 5-7, 2004; Samara)*. Samara: SSAU; 2004. Issue 5. p. 9-16. (In Russ.).
12. Alekseev VA, Kudriavtseva NS, Malozemov VV, et al. Mathematical modeling of heat processes of miniature onboard equipment. *Aerospace MAI Journal*. 2010;17(1):55-61. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=13355>
13. Bugrova AD, Kotlyarov EYu, Finchenko VS. Procedure for preliminary thermal analysis of the lunar lander instrument panel. Part 1. Rapid analysis of the instrument panel thermal environment. *Vestnik NPO im. SA Lavochkina*. 2021(2):25-35. (In Russ.).
14. Bugrova AD, Kotlyarov EYu, Finchenko VS. Procedure for preliminary thermal analysis of the lunar lander instrument panel. Part 2. Temperature evaluation of mounting seats and TCS modification options. *Vestnik NPO im. SA Lavochkina*. 2021(3):23-29. (In Russ.).
15. Chen X, Chen X, Xia Y, et al. An ILP-Assisted Two-Stage Layout Optimization Method for Satellite Payload Placement. *Space: Science & Technology*. 2022. DOI: 10.34133/2022/9765260
16. Kaurov IV. *Methodology of engineering the small spacecraft thermal control system and its verification on the base of testing operations*. PhD thesis. Samara: Samarskii universitet; 2016. 187 p. (In Russ.).
17. Kolga VV, Lykum AI, Marchuk ME, et al. Optimization the position of the spacecraft instrument panel mounting

- points based on modal analysis. *Siberian Aerospace Journal*. 2021;22(2):328–338. (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338
18. Borovikov AA, Leonov AG, Tushev ON. Technique Employing Topology Optimisation to Determine Panel-to-Panel Support Bracket Positions in a Spacecraft Body. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie*. 2019(4):4–19. (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-4-4-19
 - Boldyrev AV, Pavel'chuk MV, Sinel'nikova RN. Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique
 19. in the large cutout zone. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(3):62–71. (In Russ.).
 20. Phyto A, Semenov VN, Fedulov BN. Optimization of transformable aircraft structures. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):32–40. (In Russ.).
 21. Sofinskiy AN. Developing and assuring the durability of the spacecraft secondary structure. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2023;40(1):29–39. (In Russ.).
 22. Kamalov VS. *Spacecraft Production*. Moscow: Mashinostroenie; 1982. 280 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 04.12.2024
 Одобрена после рецензирования / Revised 24.02.2025
 Принята к публикации / Accepted 20.03.2025