

Àäđảñ â èí òảđí ảỏả: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –
Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –
Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –
Deputy Editor-in-Chief

Editorial
Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.P. ALEKSANDROV
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

Executive secretaries
of the journal

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

Î.S. RODZEVICH

Editorial
Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

- Menshikov V.A., Rudakov V.B., Sychev V.N.** Comprehensive Optimization Of Profoundness And Reliability Of Quality Check Of Spacecraft Elements 3
- Moiseev Yu.B., Shibanov V.Yu., Strakhov A.Yu.** G-Load Effects Of Bailout Escape At High Air Speeds 9
- Musabayev T.A., Ahmatov I.I.** The Space-rocket Complex Start And Technical Systems Crew Work Quality Valuation . . . 16
- Bagrov S.V., Uvarov L.B.** Optimization Of The Gas-Turbine Engine Compressor Blisks Manufacturing Process 24
- Dmitrakov F.I.** Theoretical-Gaming Bases Of An Estimation Of Efficiency Of Rocket Complexes 33
- Pozdnyakov S.S.** Semyon Mikhailovich Alexeev: The Founding Father Of Zvezda Research And Production Company 36
- Safronov V.S.** Optimum Designing Of Designs Of Flying Machines Taking Into Account Requirements Of Survivability Of The Design 42
- Voznikov D.A., Manin A.P., Bulychyev Yu.G.** Multilattice Approach To Aircraft Motion Assessment Based On Trajectory Data From Passive Radial System 50
- Makhotkin A.A.** The Estimation Of Leasing Prospects In Russian Civil Aviation 56

The journal is in the list of editions, authorized by the Supreme Certification Committee of the Russian Federation to publish the works of those applying for a scientific degree.

Viewpoints of authors of papers do not necessarily represent the Editorial Staff's opinion.

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript desing are available at "Mashinostroenie Publishing House" Internet Site <http://www.mashin.ru>

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: <http://www.mashin.ru>

Комплексная оптимизация глубины и достоверности контроля изделий космических аппаратов

В.А. Меньшиков, В.Б. Рудаков, В.Н. Сычев

E-mail: niiks@khrunichev.com

Рассматривается параметрический контроль сложных изделий космических аппаратов (КА) на этапах отработки и производства. Излагаются основные результаты проведенных исследований и подход к определению взаимосвязанных планов контроля изделия и партий изделий, оптимальных по минимуму целевой функции затрат на контроль и потерь, связанных с рисками принять ошибочные решения.

Ключевые слова: иерархия; контроль; космический аппарат (КА); оптимизация; параметры; планирование; потери; риски 1 и 2 рода; целевая функция; экономические затраты.

V.A. Menshikov, V.B. Rudakov, V.N. Sychev. Comprehensive Optimization Of Profoundness And Reliability Of Quality Check Of Spacecraft Elements

The article reviews the parametric check procedure applied for complete sets of spacecraft elements at the phases of refining and mass-production. It puts forward the results of the research and describes an approach to find correlation between the quality checks of one piece and the batch of products, which should be optimal in terms of the minimal goal function cost of the checkup and the losses as may arise from the risk of taking error decisions.

Key words: hierarchy; checks; spacecraft; optimization; parameters; planning; losses; risks of 1st and 2nd categories; goal function; economic costs.

В современных условиях финансовых ограничений на создание различных проектов, в том числе и в космической отрасли, актуальным, наряду с другими, является совершенствование методологии обеспечения и подтверждения требуемого качества и надежности космических аппаратов на этапах их экспериментальной отработки и производства, практическая реализация которых традиционно требует вложения больших финансовых средств. Это совершенствование должно заключаться в том, что при проведении испытаний и контроля КА и его оборудования, с одной стороны, необходимо подтвердить заданные в технических заданиях (ТЗ) или технических условиях (ТУ) характеристики, а с другой стороны, необходимо постоянно учитывать финансовые средства, которые можно израсходовать на их подтверждение.

Наиболее целесообразно [1, 2] для учета экономических составляющих контроля использовать целевую функцию затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений, минимизация которой при известных составляющих приводит к оптимальным планам контроля. Эта целевая функция проистекает из самой статистической структуры контроля и имеет следующий вид:

$$C_{\Sigma} = C_{1\alpha} \alpha N + C_{1\beta} \beta N + C_{1\epsilon} n, \quad (1)$$

где C_{Σ} — суммарные средние экономические потери и затраты на контроль партии N изделий КА; $C_{1\alpha}$, $C_{1\beta}$ — средние экономические потери (за счет браковки годных и приемки дефектных изделий партии), приходящиеся на одно изделие, т.е. матема-



МЕНШИКОВ
Валерий Александрович — генеральный конструктор МФКС Союзного Государства, директор — научный руководитель НИИ КС им. А.А. Максимова, профессор, доктор техн. наук



РУДАКОВ
Валерий Борисович — заместитель начальника центра НИИ КС им. А.А. Максимова, профессор, доктор техн. наук



СЫЧЕВ
Василий Николаевич — первый заместитель генерального директора ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева", кандидат техн. наук

тические ожидания потерь; C_{1k} — средние затраты на контроль одного изделия; n — объем выборки контролируемых изделий КА от партии (случайный выбор без возвращения); $\alpha = P(A) P(\bar{B} / A) = P(A) \alpha_y$ — риск 1 рода или безусловная вероятность того, что партия изделий КА является годной (удовлетворяет заданным требованиям), но будет забракована; $\beta = P(\bar{A}) P(B / \bar{A}) = P(\bar{A}) \beta_y$ — риск 2 рода или безусловная вероятность того, что партия изделий КА является дефектной (не удовлетворяет заданным требованиям), но будет принята; $P(A) = 1 - P(\bar{A})$ — вероятность того, что партия изделий годная (событие A); $\alpha_y = P(\bar{B} / A)$ — условная вероятность того, что по результатам контроля партия признана дефектной (событие $\bar{B}$), хотя на самом деле она является годной (событие A); $\beta_y = P(B / \bar{A})$ — условная вероятность того, что по результатам контроля партия признана годной (событие B), хотя на самом деле она является дефектной (событие $\bar{A}$).

Поскольку риски α и β , входящие в (1), как показано в [1, 2], в зависимости от объема выборки n изменяются в противоположных направлениях, целевая функция (1) имеет максимум, которому соответствует оптимальный план контроля партии изделий КА ($n^*, \alpha^*, \beta^*, c = 0$), при этом равенство нулю приемочного числа c плана контроля связано, с одной стороны, с высокими требованиями, предъявляемыми к изделиям КА в соответствующих ТЗ или ТУ, а с другой стороны, с уникальностью (или мелкосерийностью) производства этих изделий (или их составляющих).

Большинство существующих методов статистического контроля [3...8] предполагают, что ошибки 1 и 2 рода, возникающие при выборочном контроле партии изделий, связаны с тем, что результаты контроля выборки объема n распространяются на всю партию изделий размера N . Другими словами, риски 1 и 2 рода (вероятность ошибок 1 и 2 рода) характеризуют достоверность распространения результатов контроля выборки на всю партию изделий. При этом, как правило, заранее считается, что каждое изделие выборки контролируется полностью, и контроль является абсолютно достоверным. Это предположение является достаточно идеализированным при контроле совокупности параметров изделия, которая определяет его показатель качества.

Предположим, что показатель качества конкретного изделия КА полностью определяется совокупностью N_n независимых между собой параметров (физических или определяющих) $\{x_j\}, j = 1, \dots, N_n$. Поскольку рассматривается момент окончания контро-

ля (сечение процесса контроля), то предположение о независимости параметров является достаточно оправданным [1, 4, 9]. Пусть на каждый параметр в соответствующих документах задан контрольный допуск (двухсторонний или односторонний). Величина этого допуска может быть определена известными методами, например [10].

Определим некоторые понятия. Условимся под годным понимать параметр, находящийся в пределах заданного допуска, под дефектным — параметр, вышедший за пределы допуска.

Годным будем считать изделие, у которого годны (находятся в пределах допусков) все параметры, и, соответственно, дефектным — изделие, у которого дефектен хотя бы один параметр.

Рассмотрим наиболее общий случай альтернативного контроля некоторой неизвестной выборки $n_n \leq N_n$ наиболее важных параметров изделия из общей совокупности N_n параметров (как будет показано ниже, случай $n_n = N_n$ является частным случаем), определенных документацией (например, ТУ на изготовление).

Специфика контроля параметров изделий КА дает возможность сформулировать ряд исходных положений:

1. Совокупность N_n всех параметров конкретного изделия и допуски на них определены разработчиком и закреплены в документации.

2. При контроле каждого параметра возникают ошибки 1 и 2 рода, в результате которых годный параметр можно принять за дефектный, а дефектный — за годный. Эти ошибки характеризуются рисками 1 рода α_{nj} и 2 рода β_{nj} , относящимися к каждому j -му параметру,

$$\alpha_{ij} = P(A_j) P(\bar{B}_j / A_j) = P(A_j) \alpha_{yj}; \quad (2)$$

$$\beta_{ij} = P(\bar{A}_j) P(B_j / \bar{A}_j) = P(\bar{A}_j) \beta_{yj}, \quad (3)$$

где составляющие формул (2) и (3) определяются так же, как это было сделано выше, но в отношении к конкретному j -му параметру изделия КА.

3. При контроле выборки n_n параметров каждого изделия из общей совокупности N_n возникают ошибки 1 и 2 рода, которые уже относятся к изделию в целом. Эти ошибки, очевидно, зависят от общего числа параметров изделия N_n , объема контролируемой выборки n_n и от ошибок 1 и 2 рода (рисков α_{nj}, β_{nj}), возникающих при контроле каждого параметра.

4. При контроле выборки n изделий КА от партии N также возникают ошибки 1 и 2 рода (риски α и β), которые связаны со всеми предыдущими, а также с тем,

что проводится контроль не всей партии, а только выборки.

Наблюдается следующая взаимосвязанная иерархия ошибок 1 и 2 рода: ошибки при контроле каждого параметра изделия, ошибки при контроле изделия в целом и ошибки при контроле выборки изделий от партии.

Таким образом, возникает задача: на основе минимизации целевой функции найти одновременно следующие оптимальные характеристики:

оптимальный план контроля партии изделий (n^* , α^* , β^* , $c = 0$);

оптимальный план контроля каждого изделия выборки (n_i^* , α_{ie}^* , β_{ie}^* , $c = 0$).

Эта совокупность представляет собой оптимальную систему взаимосвязанных планов контроля изделия и партии изделий. При этом объем контролируемой выборки изделий от партии рассматривается как глубина контроля партии; число контролируемых параметров конкретного изделия как глубина контроля изделия; риски 1 и 2 рода α , β и α_{ie} , β_{ie} — как характеристики достоверности контроля партии и изделия. Поэтому изложенная задача интерпретируется как задача комплексной оптимизации глубины и достоверности контроля.

Для формализации постановки этой задачи рассмотрим целевую функцию (1) и проведем анализ входящих в нее составляющих.

Составляющие $C_{1\alpha}$, $C_{1\beta}$ представляют собой средние экономические потери (за счет браковки годных и приемки дефектных изделий партии), приходящиеся на одно изделие, т.е. математические ожидания потерь, и потому они не связаны с глубиной контроля и ошибками, возникающими при контроле.

Риски 1 и 2 рода α и β , входящие в целевую функцию, по-видимому, связаны с размером партии изделий N , объемом выборки n и с рисками, возникающими при контроле изделия в целом, т.е.

$$\alpha = \alpha(N, n, \alpha_{ie}, \beta_{ie}); \quad (4)$$

$$\beta = \beta(N, n, \alpha_{ie}, \beta_{ie}). \quad (5)$$

В свою очередь, риски 1 и 2 рода α_{ie} и β_{ie} , относящиеся к каждому контролируемому изделию выборки, являются функциями общего числа параметров изделия N_i , числа контролируемых параметров n_i , а также рисков 1 и 2 рода α_{ij} , β_{ij} , возникающих при контроле каждого j -го параметра,

$$\alpha_{ie} = \alpha_{ie}(N_i, n_i, \alpha_{ij}, \beta_{ij}); \quad (6)$$

$$\beta_{ie} = \beta_{ie}(N_i, n_i, \alpha_{ij}, \beta_{ij}). \quad (7)$$

Выражения (4) и (5) с учетом (6) и (7) принимают вид

$$\alpha = \alpha\{N, n; \alpha_{ie}(N_i, n_i, \alpha_{ij}, \beta_{ij}); \beta_{ie}(N_i, n_i, \alpha_{ij}, \beta_{ij})\}; \quad (8)$$

$$\beta = \beta\{N, n; \alpha_{ie}(N_i, n_i, \alpha_{ij}, \beta_{ij}); \beta_{ie}(N_i, n_i, \alpha_{ij}, \beta_{ij})\}. \quad (9)$$

Величина C_{1k} , входящая в целевую функцию, представляет собой средние затраты на контроль одного изделия и связана с глубиной контроля изделия n_i . Если C_{ij} — средние затраты, приходящиеся на контроль j -го параметра изделия, то

$$C_{1ie} = \sum_{j=1}^{n_i} C_{1ij}. \quad (10)$$

С учетом выражений (7)...(10) формализованную постановку задачи комплексной оптимизации глубины и достоверности контроля изделий КА можно записать в следующем виде:

найти

$$\begin{aligned} \min_{(n, \alpha, \beta, n_i, \alpha_{ie}, \beta_{ie})} C_{\Sigma} = \\ = \min_{(n, \alpha, \beta, n_i, \alpha_{ie}, \beta_{ie})} [C_{1\alpha} N \alpha + C_{1\beta} N \beta + n \sum_{j=1}^{n_i} C_{1ij}], \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \beta > 0, \alpha \geq 0, \beta_{ie} > 0, \alpha_{ie} \geq 0, \alpha_{ij} \geq 0, \beta_{ij} > 0, \\ 0 < n \leq N, 0 < n_i \leq N_i, j=1, \overline{N_i}, \end{aligned} \quad (12)$$

где α и β определяются функционалами (8) и (9).

Отметим, что случай $\alpha = 0$ соответствует приемке партии изделий без контроля. При этом риск 2 рода β совпадает с вероятностью того, что партия изделий является дефектной.

Полученные в результате решения задачи (11), (12) оптимальные значения n^* , n_i^* , α^* , β^* , α_{ie}^* , β_{ie}^* будут представлять собой оптимальную глубину и характеристики достоверности контроля. Однако, как видно из предшествующего анализа, для решения этой задачи необходимо прежде всего установить соотношения между характеристиками глубины и достоверности контроля, т.е. раскрыть функциональные связи в зависимостях (6)...(9).

На первом этапе были установлены аналитические соотношения (6) и (7) между характеристиками достоверности и глубины контроля изделия и характеристиками достоверности контроля его параметров. Здесь, основываясь на аппарате алгебры событий и определениях годных и дефектных параметров и изделия, приведенных выше, были рассмотрены все возможные комбинации событий приемки и браковки годных и дефектных, контролируемых и неконтролируемых параметров. Этим комбинациям событий, относящимся к параметрам, были поставлены в соответствие все возможные события, относящиеся к изделию, к которым эти комбинации приводят. В результате получены выражения (6) и (7) в следующем виде:

$$\alpha_{\hat{e}} = \prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} \left[1 - \prod_{j=1}^{n_i} (1 - \alpha_{yj}) \right], \quad (13)$$

$$\beta_{\hat{e}} = \prod_{j=1}^{n_i} \left[\frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} (1 - \alpha_{yj}) + \beta_{ij} \right] - \prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} \prod_{j=1}^{n_i} (1 - \alpha_{yj}). \quad (14)$$

Таким образом, риск 1 рода α_n является функцией условных и безусловных рисков 1 рода, возникающих при контроле параметров. Риск 2 рода β_n является функцией рисков 1 и 2 рода при контроле параметров изделия.

Кроме того, анализ выражений (13) и (14) показывает, что при фиксированных $N_n, \alpha_{nj}, \alpha_{yj}, \beta_{nj}$ и увеличении глубины контроля n_n изделия риск 1 рода α_n возрастает, а риск 2 рода β_n убывает.

На втором этапе были установлены аналитические соотношения (8) и (9), которые связывают характеристики достоверности и глубины контроля партии изделий с глубиной и достоверностью контроля каждого изделия выборки. Для этого также использовался аппарат алгебры событий при следующих введенных определениях в отношении выборки и партии изделий:

выборка n изделий является годной, если годно каждое изделие выборки; выборка считается дефектной, если дефектно хотя бы одно изделие выборки;

партия изделий является годной, если каждое изделие партии является годным; партия изделий является дефектной, если дефектно хотя бы одно изделие партии.

В результате получены выражения (8) и (9) в следующем виде:

$$\alpha = \left[\prod_{j=1}^{N_i} P(A_j) \right]^N \left\{ 1 - \left[\prod_{j=1}^{n_i} P(B_j | A_j) \right]^n \right\} = \left\{ \prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} \right\}^N \left\{ 1 - \left[\prod_{j=1}^{n_i} (1 - \alpha_{yj}) \right]^n \right\}; \quad (15)$$

$$\beta = \left[\prod_{j=1}^{n_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} (1 - \alpha_{yj}) + \beta_{ij} \right]^n - \left\{ \prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} \right\}^N \left[\prod_{j=1}^{n_i} (1 - \alpha_{yj}) \right]^n. \quad (16)$$

Анализ выражений (15) и (16) показывает, что при фиксированных $N, \alpha_{nj}, \beta_{nj}, \alpha_{yj}$ риски 1 и 2 рода α и β монотонно изменяются следующим образом: при постоянной глубине контроля изделия $n_n = \text{const}$ риск 1 рода α с увеличением объема n контролируемой выборки увеличивается, а риск 2 рода β уменьшается; при постоянном объеме контролируемой выборки $n = \text{const}$ риск 1 рода α с увеличением глубины контроля изделия увеличивается, а риск 2 рода β уменьшается. Такой характер изменения рисков позволяет использовать выражения (15), (16) для оптимального планирования контроля изделий в соответствии с формализованной постановкой задачи (11), (12).

Целевая функция с учетом выражений (15) и (16) принимает следующий вид:

$$C_{\Sigma} = C_{1\alpha} N \left\{ \prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} \right\}^N \left\{ 1 - \left[\prod_{j=1}^{n_i} (1 - \alpha_{yj}) \right]^n \right\} + C_{1\beta} N \left\{ \left[\prod_{j=1}^{n_i} \left(\beta_{ij} + \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} (1 - \alpha_{yj}) \right) \right]^n - \left(\prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} \right)^N \times \right. \\ \left. \times \left[\prod_{j=1}^{n_i} (1 - \alpha_{yj}) \right]^n \right\} + n \sum_{j=1}^{n_i} C_{1j}. \quad (17)$$

Ее можно представить, имея в виду ограничения (12), как функцию двух переменных: глубины контроля партии (объема выборки n изделий) и глубины контроля каждого изделия выборки (числа контролируемых параметров n_n). Однако исследование целевой функции в виде (17) представляет значительные трудности, поскольку переменная величина n_n определяет

число сомножителей произведения. В связи с этим вначале были исследованы свойства целевой функции для случая, когда все N_n параметров изделия имеют одинаковые характеристики достоверности контроля, т.е. когда $\alpha_{ij} = \alpha_i$, $\beta_{ij} = \beta_i$, $\alpha_{yj} = \alpha_y$ для всех $j = \overline{1, N_i}$. Этот случай соответствует тому, что вклады всех параметров в целевую функцию (17) одинаковы. Затем выявленные свойства целевой функции для этого случая были распространены на более общий случай, когда все N_n параметров изделия имеют различные характеристики достоверности контроля. В обоих случаях была введена новая переменная $L = n_n n$, область изменения которой есть интервал $0 < L \leq N_n N$. Исследования были проведены в предположении непрерывности этой переменной с использованием классического метода поиска экстремума функции, основанного на определении частных производных, и далее был осуществлен переход к дискретным переменным. В результате проведенных исследований были выявлены характерные свойства целевой функции (17), заключающиеся в том, что задачу комплексной оптимизации глубины и достоверности контроля можно решать последовательно в два этапа, что значительно упрощает решение. На первом этапе определяются характеристики глубины и достоверности контроля изделия n_i^* , α_e^* , β_e^* для $N = n = 1$, при этом целевая функция C_Σ (17) совпадает с целевой функцией $C_{\Sigma n}$, относящейся к одному изделию. На втором этапе при конкретных фиксированных n_i^* , α_e^* , β_e^* определяются характеристики глубины и достоверности контроля партии изделий n^* , α^* , β^* по целевой функции C_Σ (17). Таким образом, результаты оптимизации на первом этапе являются исходными данными для оптимизации на втором этапе.

Следует заметить, что в зависимости от количественных значений исходных данных функция (17) может быть возрастающей, убывающей и иметь минимум на соответствующих интервалах области существования. Если функция является возрастающей, то контроль параметров изделия и контроль партии таких изделий нецелесообразен, поскольку приведет к увеличению экономических затрат и потерь, связанных с ошибочными решениями. Если функция является убывающей, то целесообразен стопроцентный контроль всех параметров изделия и всех изделий партии. Если функция имеет минимум в области существования, то алгоритм ее поэтапной минимизации (решения задачи в постановке (11), (12)) состоит в следующем.

1. Определяется оптимальная глубина n_i^* контроля изделия КА и номенклатура его параметров, подлежащих обязательному контролю.

Для этого полагается в (17) $N = n = 1$, тогда целевая функция совпадает с целевой функцией $C_{\Sigma n}$, относящейся к изделию

$$C_\Sigma = C_{\Sigma e} = C_{1\beta} \left(\prod_{j=1}^{n_i} A_{1j} - A \prod_{j=1}^{n_{ij}} A_{3j} \right) + C_{1\alpha} A \left(1 - \prod_{j=1}^{n_{ij}} A_{3j} \right) + \sum_{j=1}^{n_i} C_{1j} \quad (18)$$

где A_{1j} , A , A_{3j} , которые введены для упрощения, определяются выражениями

$$A_{1j} = \beta_{ij} + \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} (1 - \alpha_{yj}), \quad A = \prod_{j=1}^{N_i} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}}, \quad A_{3j} = 1 - \alpha_{yj}.$$

2. Определяется оптимальный план контроля изделия в соответствии со следующим алгоритмом: вычисляется значение целевой функции (18) $C_{\Sigma e}^0$ при $n_n \rightarrow 0$, а также значения $C_{\Sigma e}^j$ отдельно для каждого параметра, $j = \overline{1, N_i}$; среди всех N_n параметров изделия в число n_n , подлежащих обязательному контролю, включаются такие, для которых выполняется неравенство $C_{\Sigma e}^0 > C_{\Sigma e}^j$. При этом $n_i = n_i^*$, а оптимальные α_e^* и β_e^* определяются по формулам

$$\beta_e^* = \prod_{j=1}^{n_i^*} A_{1j} - A \prod_{j=1}^{n_{ij}^*} A_{3j}; \quad (19)$$

$$\alpha_e^* = A \left[1 - \prod_{j=1}^{n_{ij}^*} A_{3j} \right]. \quad (20)$$

В результате получается оптимальный план контроля изделия КА (n_i^* , α_e^* , β_e^* , $c = 0$).

3. На следующем этапе оптимальный план контроля партии изделий (n^* , α^* , β^* , $c = 0$) определяется при найденном фиксированном плане (n_i^* , α_e^* , β_e^* , $c = 0$) по целевой функции (17) в соответствии с численным алгоритмом:

для $n = \Delta n$ (Δn — шаг) рассчитываются α и β по формулам (15), (16), а также значение целевой функции $C_{\Sigma 1}$; далее, для $n = 2\Delta n$ определяются α , β и значение $C_{\Sigma 2}$ и так до тех пор, пока C_Σ не начнет возрастать; среди всех возможных значений C_Σ выбирается C_Σ^* и соответствующие ему значения характеристик оптимального плана контроля партии изделий (n^* , α^* , β^* , $c = 0$).

Таким образом, проведенные исследования и изложенный алгоритм позволяют осуществить ком-

плексный выбор характеристик оптимального плана контроля партии изделий КА с одновременным оптимальным выбором числа и номенклатуры технических параметров каждого изделия, подлежащих контролю из общего числа параметров изделия. При этом для определения экономических составляющих целевой функции (17) можно в качестве основы воспользоваться, например, работами [1, 2, 11], а используя, в частности, номограммы, приведенные в [12], можно определить значения рисков, возникающих при контроле параметров изделия α_{ij} и β_{ij} .

В заключение приведем некоторые направления использования изложенного подхода для решения различных прикладных задач.

На этапе проектирования сложного изделия КА существует важная задача выбора состава его параметров, подлежащих обязательному контролю, обоснования допусков на эти параметры и выбора или создания средств их контроля, т.е. задача совместного проектирования изделия и средств контроля параметров этого изделия. Эту задачу можно решить на основе минимизации целевой функции (18), используя первый этап оптимального планирования контроля и считая риски 1 и 2 рода α_{ij} и β_{ij} неизвестными.

При изготовлении сложных изделий КА выполняются сотни тысяч технологических операций. Здесь также существует важная практическая задача определения рационального состава перечня особо ответственных технологических операций, подлежащих обязательному контролю. Решение этой задачи может основываться на выделении группы технических параметров изделий посредством минимизации целевой функции (18) в соответствии с первым этапом изложенного подхода. Выделенная группа таких параметров в документации на изготовление изделия полностью определяет перечень особо ответственных технологических операций, подлежащих обязательному контролю. При этом величины $\sum_{j=1}^{n_i^*} C_{1j}$, α_e^* , β_e^* , входя-

щие в целевую функцию (18) и связанные с трудозатратами на контроль, объемом и достоверностью кон-

троля, могут быть использованы для определения необходимой численности контролеров.

Для решения различных прикладных задач с использованием изложенного алгоритма разработана программа оптимального иерархического контроля технических параметров изделий КА в математической среде Math CAD [13].

Абстракт

1. Кузьмин Ф.И. Задачи и методы оптимизации показателей надежности. М.: Сов. радио, 1972. 223 с.
2. Волков Л.И., Рудаков В.Б. Статистический контроль иерархических систем. М.: СИП РИА, 2002. 355 с.
3. Шор Я.Б. Статистические методы анализа и контроля качества и надежности. М.: Сов. радио, 1962. 552 с.
4. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надежности. М.: Наука, 1965. 524 с.
5. Коуден Д.Д. Статистические методы контроля качества. М.: Физматгиз, 1961. 682 с.
6. Хэнсен Б. Контроль качества. М.: Прогресс, 1968. 521 с.
7. Вальд А. Последовательный анализ. М.: Физматгиз, 1960. 211 с.
8. Беляев Ю.К. Вероятностные методы выборочного контроля. М.: Наука, 1975. 406 с.
9. Бендерский А.М. и др. Стандартизация статистических методов управления качеством. М.: Изд-во стандартов, 1983. 49 с.
10. Беляев Ю.К., Ушаков И.А. Оптимальные границы контрольных допусков // В сб.: О надежности сложных систем. М.: Сов. радио, 1965. С. 193–203.
11. Меньшиков В.А., Сухорученков Б.И. Методы мониторинга надежности ракетно-космических систем. М., НИИ КС, 2006. 352 с.
12. Вигман Б.А., Дунаев Б.Б. Определение точности допусковых контрольно-измерительных устройств // Измерительная техника. 1963. № 1.
13. Программа оптимального иерархического контроля технических параметров изделия КА. М., НИИ КС, 2008. 10 с.

Воздействие перегрузки при катапультировании на больших скоростях полета самолета

Ю.Б. Моисеев, В.Ю. Шибанов, А.Ю. Страхов

E-mail: zvezda@npp-zvezda.ru

В статье рассматривается проблема оценки травмоопасности аварийного покидания самолетов при больших скоростях полета. Проводится обоснование необходимости корректировки существующих методик оценки допустимости воздействия перегрузок катапультирования на организм летчика с учетом аэродинамического влияния скоростного потока воздуха.

Ключевые слова: травмобезопасность катапультирования; вертикальная перегрузка катапультирования; индекс динамической реакции; усилие в позвоночном столбе; аэродинамическое воздействие на летчика.

Yu.B. Moiseev, V.Yu. Shibanov, A.Yu. Strakhov. G-Load Effects Of Bailout Escape At High Air Speeds

The article scrutinizes the risk of traumatism in case of emergency escape from aircraft at high air speeds. It gives a founded assessment that the currently admissible bailout g-loads should be revised to take into account aerodynamic effects of the fast-speed airflow.

Key words: trauma-free ejection escape; vertical g-loads at ejection; dynamic reaction index; spinal force; aerodynamic impact on pilot.

До начала эры реактивной авиации спасение летчиков из терпящих аварию самолетов осуществлялось ими самостоятельно: пилот открывал сдвижной фонарь, выбирался из кабины, отталкивался от поверхности самолета, после чего уже в падении раскрывал находящийся у него в ранце парашют спасения. Однако начиная с середины 1940-х гг. с ростом высотно-скоростных характеристик летательных аппаратов (ЛА) возникла необходимость в создании автоматизированной системы, позволяющей летчику за минимальное время безопасно покинуть аварийный самолет. Таким средством стало катапультное кресло (КК). Это кресло представляет собой сложное устройство, являющееся одновременно как рабочим местом пилота при штатном полете ЛА, так и средством его экстренного покидания при возникновении аварийной ситуации.

Одними из самых совершенных КК в мире являются кресла серии К-36(Д), разрабатываемые на НПП "Звезда". Так, одна из последних модификаций этого кресла — К-36Д-3,5 — обеспечивает в комплекте с летным снаряжением типа ККО-15 спасение летчика на высотах до 20 км при индикаторных скоростях до 1300 км/ч и числах М до 2,5 (на высотах более 12 км).

При возникновении аварийной ситуации основной задачей КК является обеспечение спасения пилота самолета с возможностью его дальнейшего возвращения в строй. Однако процесс катапультирования очень быстротечен, и во время работы КК возникает целый ряд факторов, которые могут неблагоприятно повлиять на здоровье и самочувствие пилота. И чем шире диапазон возможного применения КК, тем больше и сильнее воздействие этих факторов, способных привести к травмированию и даже гибели летчика.



МОИСЕЕВ
Юрий Борисович — заместитель начальника управления Государственного научно-исследовательского испытательного института военной медицины Минобороны России, профессор, доктор мед. наук



ШИБАНОВ
Виктор Юрьевич — инженер расчетно-теоретического отдела ОАО "НПП "Звезда"



СТРАХОВ
Алексей Юрьевич — старший научный сотрудник Государственного научно-исследовательского испытательного института военной медицины Минобороны России

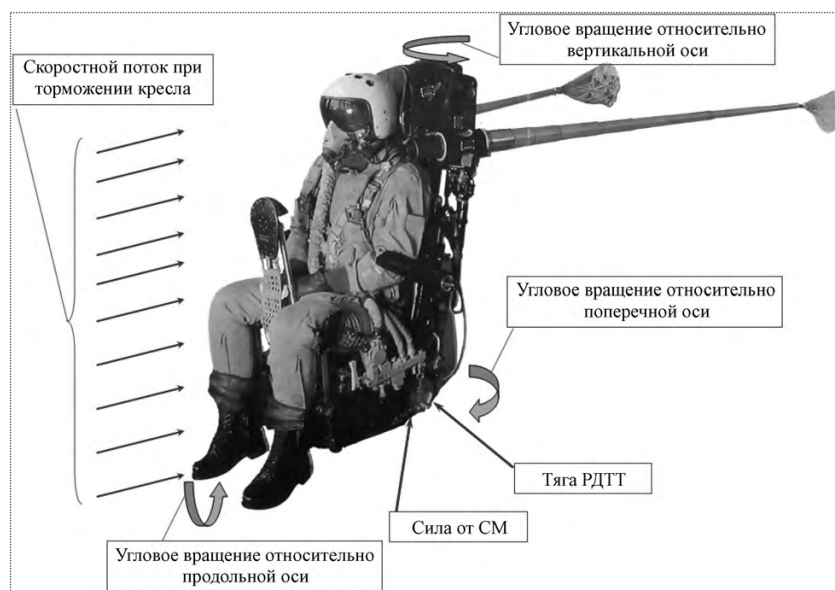


Рис. 1. Силовые факторы, воздействующие на летчика при катапультировании

Все основные факторы, воздействующие на летчика и влияющие на травмобезопасность катапультирования, можно подразделить на две основные категории:

- динамические, связанные с воздействием высокоскоростного набегающего потока воздуха и работой систем самого кресла;
- климатические, связанные с состоянием атмосферы в месте катапультирования.

Динамические факторы (рис. 1) катапультирования приводят к возникновению:

- аэродинамических и инерционных сил, действующих на голову и конечности пилота, возникающих при движении кресла в потоке;
- линейных и угловых ускорений при катапультировании, которые обусловлены воздействием от стреляющего механизма (СМ) и твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ), а также воздействием аэродинамических сил и моментов от набегающего потока;
- локальных зон высокого давления на теле летчика, а также к повышению температуры поверхности при покидании ЛА при больших числах M полета.

К климатическим факторам следует отнести:

- низкое атмосферное давление и низкое парциальное давление кислорода;
- высокие и низкие значения температуры.

Для защиты летчика от травмоопасных воздействий условий катапультирования в современных КК (типа К-36Д) предусматриваются следующие системы:

- система фиксации, в том числе: принудительный притяг плеч и пояса, предназначенный для формирования правильной изготовочной позы при катапультировании прижатием верхней части спины и таза к спинке кресла;
- ограничители разброса рук, возникающего под воздействием набегающего потока воздуха, приводящего к мощному их переразгибанию и травме;
- подъемники и притяг ног, также предназначенные для принудительного формирования правильной изготовочной позы и предотвращения разброса ног под воздействием набегающего потока воздуха;
- особая конструкция привода (ручки) катапультирования, позволяющая летчику в момент инициации катапультирования сгруппироваться и занять наиболее безопасную позу;

- система вертикальной стабилизации, обеспечивающая стабилизированное положение кресла в потоке и ограничивающая пространственное угловое вращение КК;

- защитный аэродинамический щиток (дефлектор), защищающий верхнюю часть тела летчика от воздействия набегающего потока;

- профилированная спинка сиденья, заголовник и другие опорные поверхности КК, обеспечивающие максимально безопасное восприятие действующих перегрузок;

- специальное высотное снаряжение, в том числе защитный шлем и кислородная маска, снижающее непосредственное воздействие набегающего потока воздуха и обеспечивающее безопасный спуск летчика при катапультировании на больших высотах.

Применение всех этих систем и снаряжения позволило существенно снизить травмоопасность процесса катапультирования на креслах типа К-36Д во всем диапазоне их применения. При этом основной проблемой остается травмоопасность ускорений катапультирования и, в первую очередь, ускорения, направленного вдоль позвоночника летчика — "голова—таз".

Вертикальная перегрузка, действующая на организм летчика при катапультировании, имеет ряд особенностей. Главной из них является ее кратковременный, ударный характер, с большим темпом нарастания. Общая длительность воздействия значительно уровня перегрузки не превышает, как правило,

0,5 с, что примерно соответствует суммарной продолжительности работы СМ и РДТТ, а также наиболее интенсивному торможению кресла с пилотом в потоке воздуха после отделения его от ЛА. При этом скорость нарастания вертикальной перегрузки может превышать 200 ед./с.

За этот промежуток времени (около 0,5 с) не успевают развиваться патофизиологические реакции, связанные со смещением больших массивов крови и формированием гипоксических состояний, в первую очередь в головном мозге ("серая" и "черная" пелена, потеря сознания), как это имеет место при пилотажных перегрузках. В связи с этим на первый план выходят биомеханические сдвиги, обусловленные деформацией тканей и органов летчика.

Поскольку основной опорной структурой тела сидящего в кресле летчика является позвоночный столб, именно он в первую очередь противодействует сжимающей силе, возникающей при действии ударной перегрузки "голова—таз". В связи с этим он же является органом-мишенью, прежде всего повреждающимся от ударного воздействия этой перегрузки [1, 2, 3].

При воздействии больших уровней такой перегрузки отмечается деформация (сжатие) межпозвонковых дисков и тел позвонков, причем между деформацией передних отделов позвонков и величиной ударной перегрузки "голова—таз" регистрируется линейная зависимость [3].

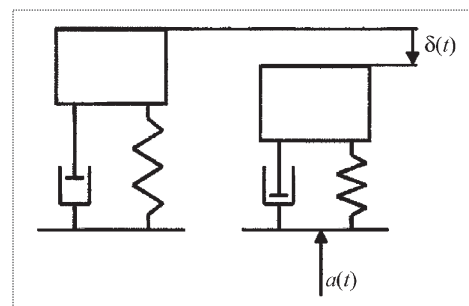
При катапультировании в наибольшей степени подвержены деформации область грудопоясничного перехода (позвонки 11, 12 грудной, 1 поясничные), несколько меньше — среднегрудной отдел (6—8 грудные позвонки). В них чаще всего регистрируются переломы [4], нагрузка в этих отделах позвоночника имеет сжимающий (компрессионный) характер.

Для определения допустимости уровня воздействия вертикальных перегрузок катапультирования в направлении "голова—таз" используются несколько методик оценки их травмоопасности. Обычно для этой цели используются следующие критерии:

- величина перегрузки катапультирования в направлении "голова—таз", время ее действия и скорость нарастания перегрузки;
- максимальная величина индекса динамической реакции.

На основе многочисленных исследований и физиологических испытаний, проводившихся с середины 40-х годов XX в., были определены уровни динамических параметров, вызывающих предельно допустимые воздействия [5, 6]. Этот способ нормирования предельных воздействий используется в отечественных нормативных документах, где травмоопасные уровни воздей-

Рис. 2. Модель для определения индекса динамической реакции



ствия условий катапультирования, например на позвоночник человека, связываются с величиной и характером изменения перегрузки в направлении "голова—таз" (n_y). При этом нормируется скорость нарастания перегрузки dn_y/dt , максимальная величина перегрузки n_y и время ее действия t . При воздействии такой перегрузки оговаривается максимальный процент вероятности получения летчиком тяжелой травмы, препятствующей его возвращению в строй.

Другим, более универсальным способом, является определение индекса динамической реакции (*DRI* или ИДР), который используется для оценки травмобезопасности нагрузки на позвоночник во время работы стреляющего механизма [5]. ИДР (*DRI*) является показателем реакции тела на внешнее воздействие как единой массы, аналогично механической модели с пружиной и демпфером (рис. 2), и находится из следующих исходных уравнений:

$$DRI(t) = \delta(t) \frac{\omega_n^2}{g};$$

$$\frac{d^2 \delta(t)}{dt^2} + 2\zeta \omega_n \frac{d\delta(t)}{dt} + \omega_n^2 \delta(t) = a_y(t),$$

где $a_y(t)$ — ускорение системы кресло—оператор, сообщаемое СМ или РДТТ; $\delta(t)$ — деформация упругого элемента модели; ζ — коэффициент демпфирования модели (для смещений в направлении "голова—таз" принимается равным 0,224); ω_n — собственная частота модели (для смещений в направлении "голова—таз" принимается равной 52,9 рад/с).

При использовании модели динамической реакции оговариваются предельные значения *DRI*, при которых пилот может получить с определенной степенью вероятности тяжелые травмы, препятствующие его возвращению в строй.

Все перечисленные выше критерии и методики создавались исходя из условий того, что на летчика действует только одна сила (со стороны энергодатчика КК), передаваемая через кресло и оказывающая сжи-

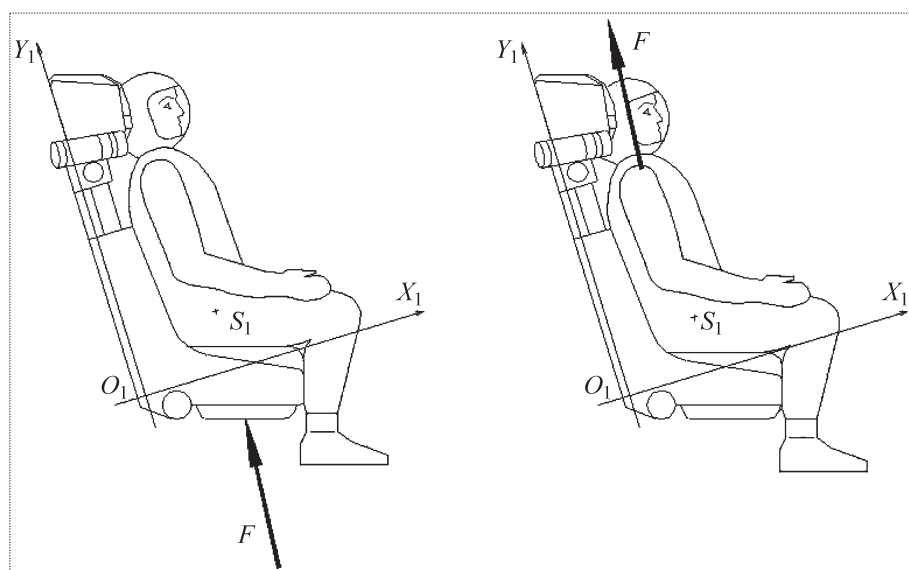


Рис. 3. Схема вариантов воздействия на катапультирующее кресло внешних вертикальных нагрузок

мающее воздействие на его позвоночник. Однако применительно к КК это является справедливым только при малых скоростях полета. При катапультировании же на больших скоростях, когда уровни перегрузок, как правило, наиболее высоки, на тело летчика дополнительно воздействует мощный набегающий поток воздуха, и характер нагружения позвоночника при этом существенно меняется.

С точки зрения аэродинамики КК с сидящим в нем летчиком представляет собой плохо обтекаемое тело со сложной картиной распределения давления по его поверхности. При этом на отдельные элементы катапультируемой системы могут действовать свои собственные аэродинамические силы. Для оценки же травмирующего воздействия важно не только значение самой силы, но и способ ее приложения.

Рассмотрим два случая, когда на кресло действует одинаковая по модулю и направлению сила (рис. 3). Но в первом случае она приложена к нижней части кресла, а во втором — к верхней части туловища летчика. И тогда при одном и том же ускорении всей системы в первом случае эта сила порождает

сжимающие усилия в позвоночнике летчика, тогда как во втором — растягивающие.

Многочисленные экспериментальные исследования показали, что на верхнюю часть туловища сидящего в КК манекена при катапультировании на больших скоростях действуют силы растягивающего характера. В частности, это подтвердили проводившиеся испытания на аэродинамическом стенде НПП "Звезда", в ходе которых воздействию воздушного потока подвергался сидящий в КК типа К-36Д-3,5 антропоморфный манекен с тензодатчиками, установленными в поясничном и шейном отделах имитатора позвоночного столба (рис. 4). Манекен был одет в штатное полетное снаряжение и за-

фиксирован в КК при помощи штатной системы фиксации.

В связи с наличием приложенной к верхней части туловища растягивающей нагрузки сжимающее усилие, возникающее в поясничном отделе позвоночника под действием суммарной перегрузки катапультирования в направлении "голова—таз", будет уменьшаться

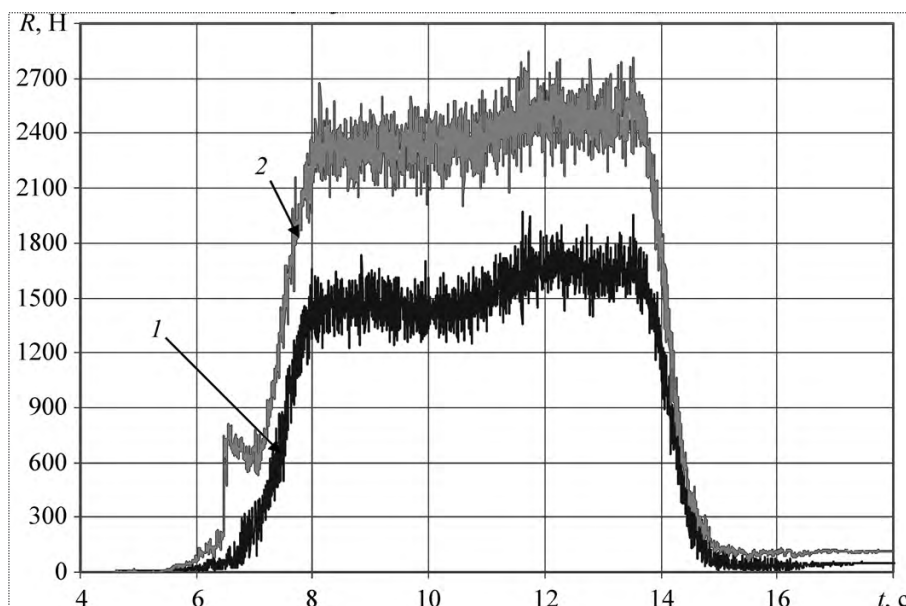


Рис. 4. График растягивающих усилий в шее и пояснице манекена при испытаниях на аэродинамическом стенде:

1 — усилия в шее; 2 — усилия в пояснице

на некоторую величину, пропорциональную внешней аэродинамической силе. Таким образом, вместе с этим будут уменьшаться и вертикальная составляющая контактной силы между летчиком и сиденьем кресла R .

Уравнение движения центра масс системы "катапультное кресло + пилот" в системе координат, связанной с КК в общей, векторной форме записи, будет иметь следующий вид:

$$M \left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) = \vec{F}_{\Sigma}^{\text{аэп}} + \vec{F}_{\Sigma}^{\text{энер}} + \vec{G}_{\Sigma},$$

где M — общая масса системы; $\vec{V}$ — вектор скорости центра масс системы; $\vec{\omega}$ — вектор угловой скорости вращения связанных с системой координатных осей; $\vec{F}_{\Sigma}^{\text{аэп}}$ — суммарный вектор аэродинамических сил, действующих на систему; $\vec{F}_{\Sigma}^{\text{энер}}$ — суммарный вектор сил, действующих на систему со стороны энергодатчиков (СМ, РДТТ); $\vec{G}_{\Sigma}$ — вектор силы тяжести, действующий на систему.

Уравнение движения пилота, сидящего в кресле, имеет следующий вид:

$$m \left(\frac{d\vec{V}_1}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V}_{x_1} \right) = \vec{F}_q^{\text{аэп}} + \vec{R} + \vec{G}_q,$$

где m — масса пилота в снаряжении; $\vec{F}_q^{\text{аэп}}$ — суммарный вектор аэродинамических сил, действующих на пилота; $\vec{R}$ — суммарный вектор сил реакции, действующей на пилота со стороны катапультного кресла; $\vec{G}_q$ — вектор силы тяжести, действующий на пилота в снаряжении.

Так как скорость центра масс человека $\vec{V}_1 = \vec{V} + \vec{\omega} \times \vec{r}$, где $\vec{r}$ — радиус-вектор центра масс пилота относительно центра масс системы, то уравнение движения центра масс человека в векторной форме будет иметь вид:

$$m \left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \right) = \vec{F}_q^{\text{аэп}} + \vec{R} + \vec{G}_q,$$

откуда получается выражение для $\vec{R}$:

$$\vec{R} = \frac{m}{M} (\vec{F}_{\Sigma}^{\text{аэп}} + \vec{F}_{\Sigma}^{\text{энер}}) - \vec{F}_q^{\text{аэп}} + m \left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \right).$$

Соответственно, величины проекций контактной силы $\vec{R}$ можно с достаточной степенью точности определить аналитически из следующих соотношений:

$$\begin{cases} R_x = m g n_x - C_x S_q q + m(\omega_x \omega_y \cdot \Delta y - \Delta x \cdot (\omega_z^2 + \omega_y^2)) - \\ - m \varepsilon_z \cdot \Delta y = m g n_x + \Delta R_x; \\ R_y = m g n_y - C_y S_q q + m(\omega_x \omega_y \cdot \Delta x - \Delta y \cdot (\omega_x^2 + \omega_z^2)) + \\ + m \varepsilon_z \cdot \Delta x = m g n_y + \Delta R_y; \\ R_z = m g n_z - C_z S_q q + m \omega_z (\omega_x \cdot \Delta x + \omega_y \cdot \Delta y) + \\ + m (\varepsilon_z \cdot \Delta y - \varepsilon_y \cdot \Delta x) = m g n_z + \Delta R_z, \end{cases}$$

где n_x, n_y, n_z — проекции на соответствующие оси перегрузки, действующей на систему "катапультное кресло + человек" в ее центре масс; q — скоростной напор; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости кресла; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ — угловые ускорения кресла; $\Delta x, \Delta y$ — проекции расстояния от центра масс катапультируемой системы до центра масс летчика в снаряжении; $C_x S_q, C_y S_q, C_z S_q$ — аэродинамические характеристики летчика в присутствии катапультного кресла в связанной с КК системой координат.

Следовательно, реакция между креслом и сидящим в нем пилотом имеет три составляющих. Первая из них возникает под действием реактивной силы тяги от РДТТ или воздействия от СМ. Вторая составляющая обуславливается аэродинамической силой от набегающего потока и представляет разность аэродинамических сил, действующих на всю систему в целом и отдельно на человека, сидящего в кресле. Наличие третьей составляющей обусловлено несовпадением центров масс системы и человека при наличии углового движения.

Используя ранее определенные экспериментальные аэродинамические характеристики летчика, сидящего в кресле, можно оценить изменение контактной силы в направлении "голова—таз", обусловленной наличием аэродинамических сил, действующих на летчика, а также вращением катапультной системы относительно центра масс:

$$\Delta R_y = C_y S_q q + m(\omega_x \omega_y \cdot \Delta x - \Delta y (\omega_x^2 + \omega_z^2)) + m \varepsilon_z \cdot \Delta x.$$

Таким образом, расчеты показывают (рис. 5), что под воздействием аэродинамических сил, приложенных к верхней части туловища пилота, а также инерционных сил при вращении системы, вертикальная контактная сила между креслом и летчиком в момент возникновения максимальных сжимающих перегрузок ($t = 0...0,07$ с от момента отделения КК от ЛА) может уменьшаться на несколько килоньютонов. После

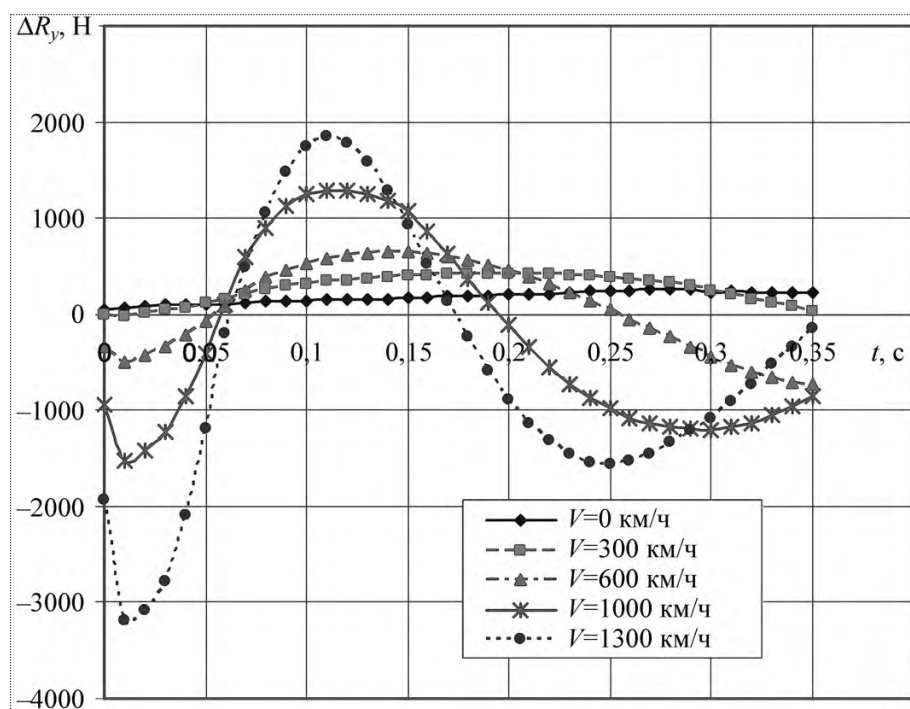


Рис. 5. Расчетная зависимость изменения величины контактного усилия в направлении "голова-таз" между летчиком и катапультным креслом при катапультировании

этого она может кратковременно увеличиваться, однако это увеличение соответствует локальному минимуму вертикальных перегрузок катапультирования и, следовательно, не представляет опасности для сжатия нижней части позвоночного столба.

Для исследования возможного воздействия условий катапультирования на летчика в потоке был выполнен ряд экспериментальных катапультирований с антропоморфными манекенами во всем скоростном диапазоне применения КК типа К-36Д. В ходе этих опытов были произведены измерения ускорений на КК, в различных частях тела манекена, а также усилий, возникающих в шейном и поясничном отделах имитатора позвоночного столба манекена.

Анализ результатов этих экспериментов показал, что максимальные уровни перегрузки n_y , зафиксированные в манекене в ходе катапультирований кресел К-36ДМ и К-36Д-3,5, определяют реальные сжимающие силы, действующие на позвоночник, лишь на этапах связанного движения, а также на активном участке, но при небольших скоростных напорах. При наличии же аэродинамического потока большой скорости при обтекании верхней части туловища летчика возникает аэродинамическая сила, которая частично разгружает позвоночник. Поэтому одному и тому же значению перегрузки n_y , зарегистрированному в манекене, напри-

мер, при $V=0$ км/ч и $V=1300$ км/ч, могут соответствовать сжимающие силы, отличающиеся по величине в несколько раз. В этом случае в различных отделах позвоночника летчика характер нагружения будет различным: если в шейном отделе будут преобладать суммарные растягивающие силы, то в поясничном отделе — сжимающие усилия.

Следовательно, на величину максимальной сжимающей позвоночника силы и, соответственно, на травмоопасность катапультирования влияет не просто сама величина перегрузки n_y , но и то, каким образом вертикальное ускорение воздействует на летчика: какая часть ускорения обусловлена контактной силой между летчиком и сиденьем КК, а какая часть — аэродинамической силой.

Для определения того, как внешняя растягивающая нагрузка влияет на изменение контактной

силы между КК и сидящим в нем человеком, а также механизма передачи этого усилия на поясничный отдел позвоночника, силами НПП "Звезда" и ГНИИИ ВМ МО РФ был проведен ряд совместных исследований. В ходе этих экспериментальных работ производились измерения контактной силы между КК и размещенным в нем человеком при имитации условий аэродинамического нагружения, приходящегося на верхнюю часть тела пилота в условиях катапультирования на больших скоростях. Проведенные эксперименты подтвердили, что большая часть приложенной к голове вертикальной растягивающей нагрузки непосредственно передается на позвоночник. Кроме того, сравнительные исследования показали, что реакция летчика и антропоморфного манекена на вертикальное усилие оказывается схожей (рис. 6). Следовательно, полученные экспериментальные данные по воздействиям на манекены можно использовать и для оценки травмоопасности катапультирования летчика.

Все указанное выше приводит к тому, что допустимые уровни воздействующей на летчика вертикальной перегрузки в направлении "голова-таз" зависят от скоростного напора, при котором происходит катапультирование, аэродинамической схемы КК, антропометрии летного состава и средств защиты от аэродинамического потока. Следовательно, в существующие методики

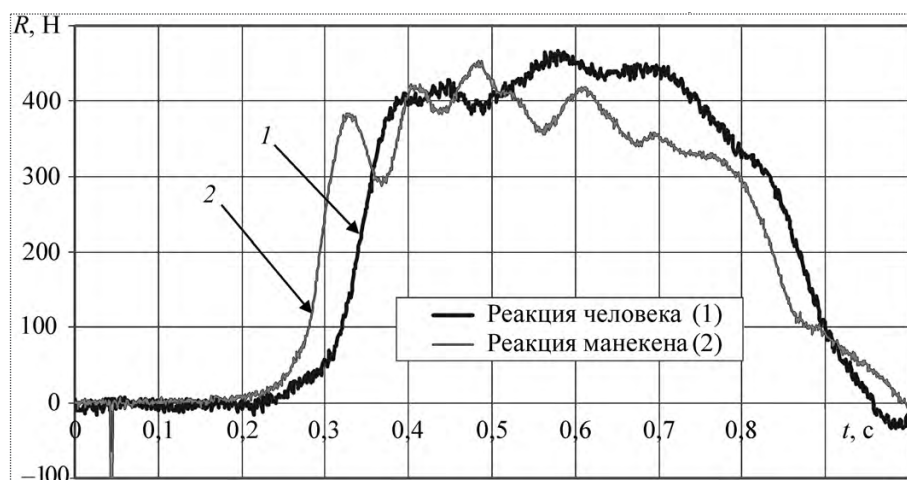


Рис. 6. Сравнение реакции сидящих в катапультном кресле человека и антропоморфного манекена на внешнее растягивающее воздействие

оценки травмоопасности катапультирования необходимо внести соответствующие коррективы.

При нормировании величины вертикальной перегрузки "голова—таз" ее предельные значения должны быть скорректированы в большую сторону с учетом растягивающего позвоночника летчика аэродинамического усилия, зависящего от скоростного напора в момент катапультирования.

Что касается использования модели *DRI* для оценки травмоопасности катапультирования, то само использование этой методики является достаточно корректным и позволяет выявить прямое соответствие между этой величиной и значениями усилий в позвоночнике, а также вероятностью получения при этом тяжелых травм. Однако корректность самой процедуры определения *DRI* для участка свободного движения КК после выхода его из кабины ЛА сохраняется лишь до определенной скорости (скоростного напора). Для учета же реальных особенностей катапультирования при больших скоростях полета необходимо уточнить используемую динамическую модель *DRI*, приняв во внимание особенности воздействия аэродинамической силы на летчика, действующей на отдельные части системы, в частности, на туловище летчика.

Учет наличия этого силового фактора может вестись несколькими путями, в частности, путем уменьшения действующего ускорения с помощью коэффициента, определяющего разгружающий эффект от аэродинамических и инерционных сил, действующих на позвоночник летчика, либо путем вве-

дения в математическую модель дополнительной аэродинамической силы, действующей на верхнюю часть тела летчика.

Во всех этих вариантах оценка должна проводиться с использованием значений ускорений $a_y(t)$ вдоль вертикальной оси, зарегистрированных на КК. Получившееся значение индекса динамической реакции сравнивается с допустимой величиной, и если полученная на основе экспериментальных данных зависимость ни в один из моментов времени не превосходит это значение, то можно считать, что катапультирование является безопасным с точки зрения вероятности получения летчиком соответствующей травмы позвоночника.

Применение скорректированной таким образом методики определения величины индекса динамической реакции позволяет получить более точную оценку воздействия перегрузок катапультирования в направлении "голова—таз", соотнося величину *DRI* со сжимающими усилиями в позвоночнике летчика, и оценивать при помощи расчетной *DRI* травмоопасность процесса катапультирования.

Абстрактная информация

1. Гирке Х.Е., Бринкли Дж.В. Ударные ускорения // Основы космической биологии и медицины. М.: Наука, 1975. Т. II, кн. первая. С. 232–264.
2. Ступаков Г.П., Гозулов С.А., Казейкин В.С. Ударные перегрузки // Человек в космическом полете. М.: Наука, 1997. Т. III. С. 68–98.
3. Ступаков Г.П., Козловский А.П., Казейкин В.С. Биомеханика позвоночника при ударных перегрузках в практике авиационных и космических полетов. Л.: Наука, 1987. 240 с.
4. Моисеев Ю.Б. Особенности травм позвоночника у катапультировавшихся летчиков // Военно-медицинский журнал. 1995. № 6. С. 56–61.
5. Human Engineering Guide to Equipment Design. Mc Craw-Hill book company, Inc. New York.
6. Гератеволь З. Психология летчика в самолете. М.: Иностранная литература, 1956.



МУСАБАЕВ

Талгат Амангельдиевич — председатель Национального космического агентства Республики Казахстан, летчик-космонавт, генерал-лейтенант авиации, доктор техн. наук



АХМАТОВ

Иван Идрисович — генеральный директор АО "Совместное Казахстанско-Российское предприятие "Байтерек"

Оценка деятельности расчетов на техническом и стартовом комплексах РКН

Т.А. Мусабаев, И.И. Ахматов

E-mail: bayterek.space@mai

Рассмотрены методы оценки деятельности дежурных расчетов, а также итоговый и частные ее показатели при выполнении конкретных технологических операций на ТК и СК, позволяющие при планировании работ учитывать готовность дежурных расчетов к выполнению конкретных технологических операций и корректировать сетевой план-график подготовки ракеты космического назначения (РКН) к пуску.

Ключевые слова: технологический процесс подготовки РКН; показатели качества выполнения технологических операций; методы оценки деятельности дежурных расчетов.

T.A. Musabayev, I.I. Ahmatov. The Space-rocket Complex Start And Technical Systems Crew Work Quality Valuation

In the article the start and technical systems crew work quality valuation methods are revealed. These methods are based on total and particular indexes, allow to consider the preparedness of crew members for fulfillment of specific technological operations and to correct the integrated operational schedule of the space-rocket preparation to a launch.

Key words: a technological process of the space-rocket preparation; quality indexes of fulfillment of technological operations; crew work quality valuation methods.

Сохранение, рациональное использование и дальнейшее развитие космического потенциала, обеспечение гарантированного доступа в космос и эффективного применения космических средств требуют надежного функционирования всех компонентов космического ракетного комплекса, включая учет влияния человеческого фактора. Подготовка составных частей ракет космического назначения (РКН) к пуску, осуществляемая на техническом (ТК) и стартовом (СК) комплексах, включает большое число технологических операций контроля функционирования систем РКН, реализуемых на рабочих местах, оснащенных технологическим оборудованием (ТлОб) десятков наименований. Задача совершенствования процессов подготовки и испытаний составных частей РКН на ТК и СК занимает важное место среди задач повышения надежности РКН.

Обеспечение требований безотказности проведения технологических операций на ТК и СК невозможно без качественного планирования процессов подготовки. Все технологические операции осуществляются в соответствии с сетевыми планами-графиками, которые учитывают время проведения каждой технологической операции и ее трудоемкость.

Методы сетевого планирования не учитывают изменение характеристик технологической операции в случае обнаружения отказов в процессе проведения работ и влияние человеческого фактора на качество (по параметру безотказность) прове-

дения технологической операции. В связи с этим при планировании подготовки систем РКН к испытаниям возникает проблема определения значений показателей безотказности систем, на основании которых можно предварительно определять возможный объем и сроки необходимых операций подготовки систем РКН к испытаниям, а также требуемое количество материальных ресурсов для обеспечения этих операций. Отсутствует также механизм оценки деятельности дежурных расчетов при выполнении технологических операций на ТК и СК, что затрудняет создание адекватных реальной обстановке сетевых планов-графиков.

Для исключения возможности появления отказов при выполнении технологических операций, связанных с отказами ТлОб и человеческим фактором, необходимо проводить мероприятия, направленные на получение оценок деятельности дежурных расчетов.

Под *дежурным расчетом* понимается одна или более групп, утвержденных для выполнения технологических операций технологического процесса подготовки. Состав дежурного расчета зависит от выполняемой задачи, типа РКН и возможностей его системы обеспечения, длительности технологических операций и требований обеспечения безопасности.

Перед началом подготовки систем ТлОб к работе необходимо определить систему мероприятий, предусматривающую перечень, последовательность и сроки проведения работ, которые позволят определить работоспособное состояние ТлОб в процессе выполнения технологических операций, т.е. составить план подготовки систем ТлОб к работе. Виды и объем работ во время подготовки должны определяться техническим состоянием систем ТлОб и подготовленностью дежурных расчетов.

Таким образом, задача планирования работ на ТК и СК заключается в составлении такого сетевого плана-графика, при котором вероятность завершения этих работ была бы максимально возможной, а вероятность безотказной работы систем ТлОб и дежурных расчетов в течение времени проведения технологических операций — не меньше необходимой. Вероятность безотказной работы определяется требованием отсутствия отказов систем ТлОб за время проведения технологических операций. При этом расход ресурсов, используемых для обеспечения безотказности систем ТлОб, должен быть минимальным.

Обеспечение поставленной задачи во многом определяется действиями дежурного расчета, его подготовленностью к выполнению технологических операций на ТК и СК, умением распознавать и парировать

отказы. Поэтому оценка деятельности дежурного расчета является важной задачей.

Технологический процесс подготовки РКН на ТК и СК к выведению в зависимости от его задач выполняется по специально разрабатываемому технологическому плану (типовому или индивидуальному для конкретного космического аппарата). Он представляет собой перечень технологических операций (ТлОп), работ и экспериментов, выполняемых дежурным расчетом при подготовке к пуску. Последовательность выполнения ТлОп лежит в основе разработки единого принципа оценивания и анализа качества выполненного технологического процесса подготовки (ТПП).

В данном случае понятие качества ТПП тождественно понятию эффективности выполнения технологических операций, поскольку рассматриваемые аспекты и виды задач по оцениванию качества выполнения ТПП соответствуют теоретическим положениям и определениям теории эффективности. Несмотря на то что понятие эффективности гораздо шире понятия качества, здесь для конкретизации целей исследования предпочтительней использовать понятие качества.

Технологический процесс подготовки к запуску РКН включает следующие основные этапы:

- транспортировка на ТК;
- сборочно-монтажные и контрольные операции на ТК;
- подготовка и проведение операций заправки на заправочно-нейтрализационной станции (ЗНС);
- сборочно-монтажные и контрольные операции на СК.

На этапах сборочно-монтажных работ на ТК, подготовки и проведения операций заправки, сборочно-монтажных работ и контрольных операций на СК дежурный расчет является эргатическим резервом автоматических систем контрольно-проверочной аппаратуры; он принимает активное участие в выполнении технологических операций на ТК, ЗНС и СК. Это обуславливает высокий уровень физического, морально-психологического и умственного напряжения в работе дежурного расчета.

В такой ситуации оценка выполнения ТлОп ТПП дежурным расчетом затруднена (как правило, она носит субъективный характер). Для первичного анализа качества выполнения ТПП целесообразно объединить все операции ТПП по признакам первоочередности и важности:

обязательная программа — операции ТПП, включающие перечень предпусковых процедур (ППр), в котором невыполнение предыдущих делает невозможным выполнение последующих пунктов ТПП;

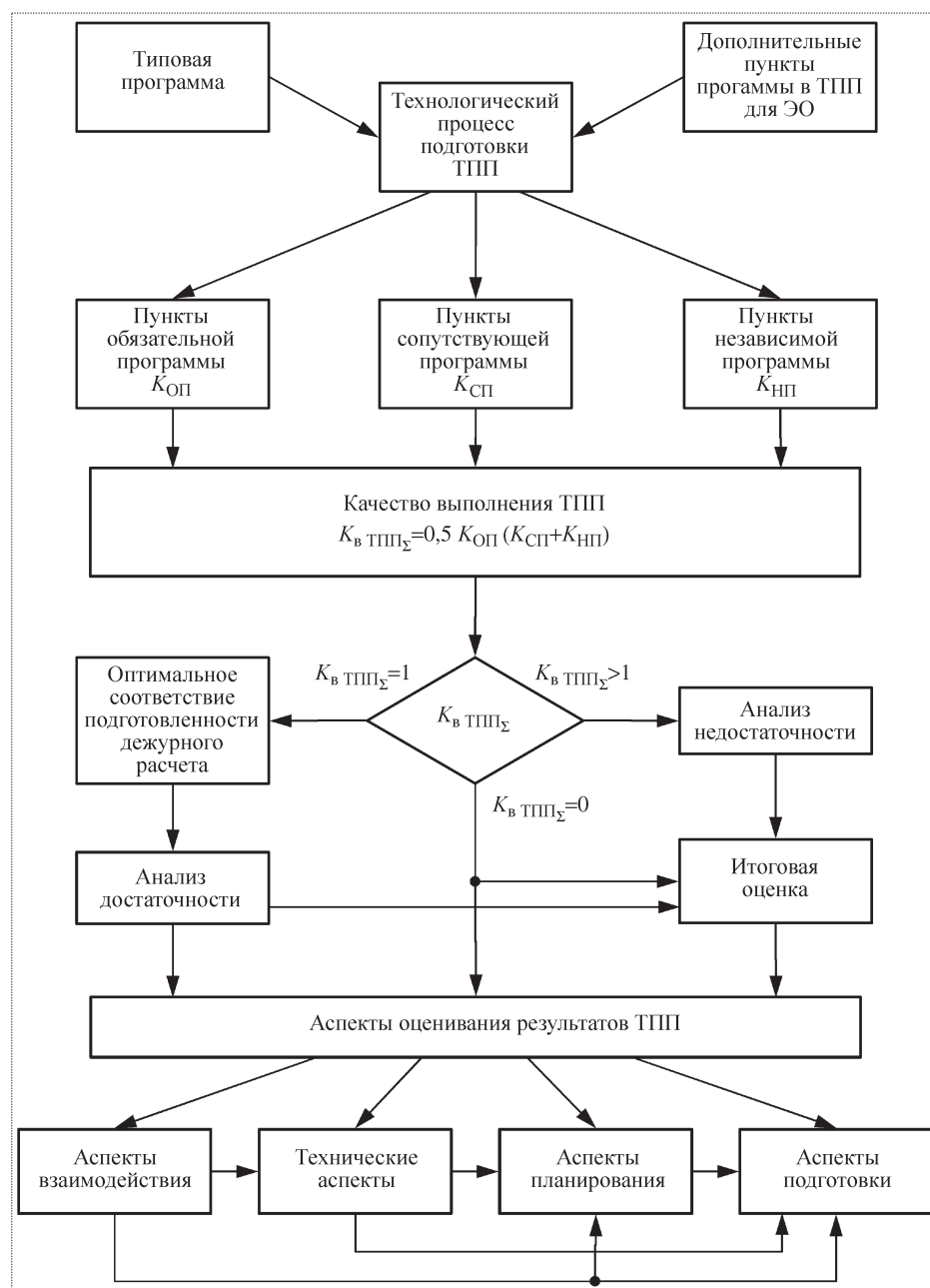


Рис. 1. Анализ качества деятельности дежурных расчетов при подготовке РКН к запуску

сопутствующая программа — операции ТПП, включающие перечень ППр, невыполнение которых не влияет на качество подготовки РКН к запуску, но определяет возможность выполнения последующих операций ТПП, включенных в причинно-следственную цепочку ППр. Эта программа может включать несколько подпрограмм вследствие многоаспектности деятельности дежурного расчета на ТК и СК;

независимая программа — операции ТПП, не влияющие на качество подготовки к запуску РКН и

выполнения других отдельных операций ТПП, являющихся самостоятельными и выполняющимися разово или периодически в течение всего этапа подготовки РКН к запуску.

На основе такого разделения технологических операций предлагается использовать обобщенный показатель выполнения комплекса ППр по аспектам взаимодействия, планирования, подготовки и техническим аспектам. Подобный подход позволяет определить вклад каждого элемента обеспечения и выполнения ТПП и осуществить интегральную оценку всей системы обеспечения и выполнения ТПП (рис. 1).

В качестве частных показателей оценивания качества предлагается использовать понятие выполнения ППр. Это позволит упростить критерий оценивания: "ТПП выполнен", "ТПП не выполнен", "ТПП выполнен не полностью".

Заметим, что понятие "ППр выполнен не полностью" применимо для перечней, имеющих своим результатом две и более целей, причем коэффициент выполнения ППр прямо пропорционален проценту выполнения конечных целей ППр.

Преимуществом таких частных показателей и выбранного критерия является их простота. Вместе с тем они могут использоваться как для интегральной

оценки ТПП в целом, так и для каждого конкретного этапа. По динамике изменения показателей выполнения ТПП достаточно просто проанализировать качество деятельности всех элементов системы обеспечения и выполнения ТПП.

Подчеркнем возможность оценивания различных целевых технологических операций, например операций заправки и проверки на герметичность. Кроме того, возможна косвенная оценка экономической эффективности ТПП. В качестве показателя экономиче-

ской эффективности может выступать стоимость предотвращенного или нанесенного ущерба.

Для дальнейшего анализа ТПП примем десятибалльную шкалу оценивания, область определения которой находится в пределах от 0 до 1: $K \in [0; 1]$.

Все пункты обязательной программы (ОП) равнозначны по своей важности, их отличие заключается только в последовательности исполнения. С учетом этого качество выполнения ОП может быть оценено мультипликативной сверткой

$$K_{\text{ОП}} = \sqrt[N_{\text{ОП}}]{\prod_{i=1}^{N_{\text{ОП}}} \left\{ \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m k_{ij} \right\}}, \quad (1)$$

где k_i — значение i -го пункта ОП; при $k_i = 1$ — пункт ОП выполнен, при $k_i = 0$ — не выполнен; $N_{\text{ОП}}$ — количество пунктов ОП.

Выполнение ОП в % описывается аддитивной сверткой

$$K_{\text{ОП}} = \frac{100}{N_{\text{ОП}}} \sum_{j=1}^{N_{\text{ОП}}} k_j. \quad (2)$$

Качество выполнения ОП должно быть равным 1 (100%). В противном случае подготовка считается завершенной с предпосылкой возникновения нештатной ситуации.

Качество выполнения сопутствующих программ (СП) определяется смешанной аддитивно-мультипликативной сверткой. Мультипликативно сворачиваются все пункты γ -й подпрограммы СП, аддитивно сворачиваются все подпрограммы СП:

$$K_{\text{СП}} = \frac{1}{N_{\text{СП}}} \sum_{\gamma=1}^{N_{\text{СП}}} M_{\text{СП}\gamma} \sqrt[M_{\text{СП}\gamma}]{\prod_{j=1}^{M_{\text{СП}\gamma}} k_{\gamma j}}, \quad (3)$$

Выполнение СП в % описывается аддитивной сверткой

$$K_{\text{СП}} = \frac{100}{N_{\text{СП}}} \sum_{\gamma=1}^{N_{\text{СП}}} \frac{1}{M_{\text{СП}\gamma}} \sum_{j=1}^{M_{\text{СП}\gamma}} k_{\gamma j}, \quad (4)$$

где $k_{\gamma j}$ — j -й пункт γ -й подпрограммы СП; $M_{\text{СП}\gamma}$ — количество пунктов γ -й подпрограммы СП; $N_{\text{СП}}$ — количество сопутствующих подпрограмм.

Качество выполнения СП может колебаться в пределах $[0; 1]$ (0...100 %), что характеризует степень выполнения взаимосвязанных ПП.

Совокупность пунктов независимой программы (НП) целесообразно представить аддитивной сверткой

$$K_{\text{НП}} = \frac{1}{N_{\text{НП}}} \sum_{l=1}^{N_{\text{НП}}} \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m k_{lj}, \quad (5)$$

где k_l — значение l -го пункта НП; $N_{\text{НП}}$ — количество пунктов НП.

Выполнение НП в % описывается выражением вида

$$K_{\text{НП}} = 100 K_{\text{НП}}.$$

Качество выполнения НП может колебаться в пределах $[0; 1]$ (0...100 %), что характеризует степень выполнения независимых ПП.

На основании выражений (1) — (5) оценку выполненной ТПП РКН можно представить в следующем виде:

$$K_{\text{аопп}} = 0,5 K_{\text{ОП}} (K_{\text{СП}} + K_{\text{НП}}). \quad (6)$$

Выполнение технологического процесса подготовки РКН на ТК, ЗНС и СК в % описывается выражением

$$K_{\text{аопп}} = 33,33 (K_{\text{ОП}} + K_{\text{СП}} + K_{\text{НП}}). \quad (7)$$

В случае успешного завершения ТПП $K_{\text{аопп}} \rightarrow 1$ (100 %).

После получения итоговой оценки качества (эффективности) выполненного ТПП можно провести ее анализ.

При $K_{\text{аопп}} = 1$ анализируется уровень достаточности для выявления положительных закономерностей, необходимых для разработки последующих программ ТПП и программ подготовки дежурных расчетов.

При $K_{\text{аопп}} < 1$ осуществляется анализ уровня недостаточности для выявления причин, приведших к полному или частичному невыполнению ТПП.

Во всех случаях оценивание осуществляется с точки зрения аспектов оценки результатов подготовки, включающих аспекты взаимодействия, планирования, подготовки и технические аспекты.

С позиции концепции предпочтения и полезности приоритетным для начала анализа является аспект взаимодействия субъектов и объектов выполнения ТПП. Это объясняется значительной пространственной рассредоточенностью инфраструктуры обеспечения выполнения ТПП и зависимостью успешного выполнения программы ТПП на всех его этапах от

согласованности действий всех элементов системы обеспечения ТПП.

К системе обеспечения выполнения ТПП (СОВТПП) относятся:

- дежурный расчет на ТК, ЗНС и СК;
- наземный персонал;
- технические средства.

При этом качество (эффективность) взаимодействия необходимо оценивать с позиции технологии управления по частной оценке показателя управляемости всех элементов СОВТПП. Центральным элементом СОВТПП является дежурный расчет, выполняющий операции на ТК, ЗНС и СК.

Тенденция к увеличению количества отказов на ТК, ЗНС и СК в значительной мере объясняется человеческим фактором, что в СОВТПП определяется составом дежурного расчета и их межличностными отношениями.

Качество взаимодействия членов дежурного расчета целесообразно оценивать с позиций социальной эффективности, определяемой межличностными отношениями, социологическими и социально-психологическими факторами, проявляющимися во взаимосвязанных структурах отношений между людьми.

Большое значение имеет взаимодействие собственно дежурного расчета с составными частями РКН и со стендовым оборудованием на ТК и СК. При этом составными частями РКН (СЧРКН) являются РБ и КА. Качество этого взаимодействия целесообразно оценивать частным показателем эффективности управления — "технологией управления", куда входят следующие коэффициенты:

$F_1 = K_A$ — выбор технологической операции для выполнения;

$F_2 = K_{IA}$ — планирование действий по выполнению технологической операции;

$F_3 = O_O$ — оперативное управление;

$F_4 = A_O$ — анализ функционирования дежурного расчета;

$F_5 = K_{EI}$ — координация действий.

Все эти коэффициенты (назовем их функциями управления) определяются по материалам объективной информации, источником которой может быть телеметрический канал состояния СЧРКН, замечания членов дежурного расчета, экипажа или персонала космодрома и другие факторы. Оценка функций управления определяется экспертным путем специалистами тематических подразделений головного конструкторского бюро и головных смежных предприятий. Область определения функций управления находится в пределах от 0 до 1: ($F_i \in [0; 1]$).

Аддитивная свертка функций управления представляется в виде

$$T_{\text{св}}(F) = 0,2 \sum_{i=1}^5 F_i; \quad (8)$$

при $L = 1$ — функции управления, полученные в результате зачетных учений дежурных расчетов; при $L = 2$ — функции управления как результат выполненной γ -й технологической операции подготовки космического аппарата (ПКА) к пуску в составе РКН.

В общем случае необходимо учитывать готовность дежурного расчета (или каждого конкретного члена в случае индивидуального выполнения технологической операции) к выполнению технологического процесса подготовки к запуску РКН:

$$\Gamma_j = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M \Gamma_j, \quad (9)$$

где Γ_j — готовность каждого члена дежурного расчета; M — количество членов дежурного расчета.

Как правило, считается, что при принятии решения о допуске дежурного расчета к выполнению технологических операций $\Gamma_j = 1$. В результате обобщенное выражение качества выполнения технологических операций на ТК и СК определяется выражением

$$T_{\text{св}}(F) = 0,2 \Gamma_j \sum_{i=1}^5 F_i. \quad (10)$$

Качество управления T технологическим процессом подготовки РКН к запуску на ТК и СК, в том числе подготовки космического аппарата, и характеристика устойчивости навыков и умений по управлению технологическими операциями

$$T_{\text{св}}(F) = 0,5 (T_{\text{св}1}(F) + T_{\text{св}2}(F)), \quad (11)$$

т.е. оценка качества управления ТПП является усредненной по результатам зачетных тренировок и по результатам выполненного запуска.

При $T_{\text{св}}(F) < 1$ необходимо осуществлять анализ функционирования бортовых систем СЧРКН и (или) готовности дежурного расчета к выполнению конкретной операции, качество которой оказалось меньше 1.

После оценки взаимодействия дежурного расчета и СЧРКН следующей по своей значимости в инфраструктуре подготовки является контрольно-проверочная аппаратура с наземными техническими средствами

ми. Качество взаимодействия (как и для дежурного расчета) целесообразно оценивать частным показателем эффективности управления, в который входят коэффициенты:

$F_{001} = K_{\Delta, 00}$ — выбор курса действий — целеуказания (ЦУ);

$F_{002} = K_{\Gamma \Delta, 00}$ — планирование (действий по управлению ТПП);

$F_{003} = O_{0, 00}$ — оперативное управление;

$F_{004} = A_{0, 00}$ — анализ функционирования (дежурного расчета);

$F_{005} = K_{\Gamma \Delta, 00}$ — координация действий.

Все эти коэффициенты (функции управления) определяются по материалам объективного контроля. Область определения функций управления находится в пределах от 0 до 1 ($F_{00i} \in [0; 1]$).

Качество управления наземными системами (НС) определяется выражением

$$K_{0 \Gamma \Delta} = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M \sqrt{\prod_{i=1}^{N_j} k_{ji}}, \quad (12)$$

где k_{ji} — качество управления i -м средством j -й подсистемы; N_j — количество средств в j -й подсистеме; M — количество подсистем в системе наземных средств.

Качество управления ТПП СЧРКН соответствует выражению (11) и с учетом (12) имеет вид

$$T_{0 \Gamma \Delta L}(F_{001}) = 0,5(K_{0 \Gamma \Delta} T_{001}(F_{001}) + K_{0 \Gamma \Delta 2} T_{002}(F_{002})), \quad (13)$$

причем $K_{0 \Gamma \Delta 1} T_{001}(F_{001})$ предусматривает проведение зачетных тренировок для персонала конструкторского бюро, привлекаемого к управлению ТПП на ТК и СК.

В общем случае наличие в выражениях (9), (11) и (13) слагаемых Γ_{Δ} , $T_{0 \Gamma \Delta L}(F)$ и $K_{0 \Gamma \Delta 1} T_{001}(F_{001})$ требует проведения сертификации субъектов выполнения ТПП — операторов дежурных расчетов и персонала конструкторского бюро.

С учетом изложенного выше обобщенное выражение качества взаимодействия для всех элементов, составляющих ТПП СЧРКН, можно представить в виде

$$K_{\Delta} = 0,5(T_{0 \Gamma \Delta 1}(F_1) + T_{0 \Gamma \Delta 2}(F_2))0,5(K_{0 \Gamma \Delta 1} \times T_{001}(F_{001}) + K_{0 \Gamma \Delta 2} T_{002}(F_{002})). \quad (14)$$

В зависимости от полученного значения итоговой оценки качества взаимодействия всех элементов составляющих ТПП СЧРКН анализируется техниче-

ский аспект, а затем аспекты планирования и подготовки.

Как было отмечено ранее, все технические средства целесообразно разделить на ТК и СК. При этом под ТК и СК понимается весь комплекс средств, действовавших при выполнении ТПП. Их целесообразно оценивать с точки зрения понятий целевой эффективности, для которой частный показатель качества функционирования системы $K_{\Phi C}$ представляется выражением

$$K_{\Phi N} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \sqrt{\prod_{j=1}^{N_i} S_{ij}}, \quad (15)$$

где S_{ij} — качество функционирования j -устройства (подсистемы) в i -системе; N_i — количество устройств (подсистем) в i -системе; M — количество систем, обеспечивающих ТПП на ТК и СК.

Качество функционирования составляющей i -й системы S_{ij} может быть равным 0 или 1.

Дальнейший анализ осуществляется по оценке функционирования — штатно, не штатно, отказ системы. После этого определяется причина некачественного функционирования (субъективная или объективная), что позволяет локализовать исходную посылку невыполнения технологической операции ТПП.

В зависимости от полученного значения итоговой оценки качества функционирования технических средств ТК и СК, обеспечивающих ТПП СЧРКН, анализируется аспект планирования, а затем аспект подготовки дежурного расчета. Исходными посылками для оценивания качества планирования являются частные показатели эффективности управления: плотность технологических операций за одну смену; сложность этих операций.

После получения итоговой оценки качества планирования осуществляется анализ аспекта подготовки, который позволяет помимо выявления возможных недостатков и пробелов в процессе подготовки на разных ее этапах проанализировать возможную избыточность и излишнее дублирование преподаваемой информации.

Выполнение указанных работ, в свою очередь, позволяет найти скрытые резервы в устоявшейся системе профессиональной подготовки дежурных расчетов и оптимизировать процесс подготовки, планы, учебные программы, методики, программы контрольных проверок и программы подготовки к ним.

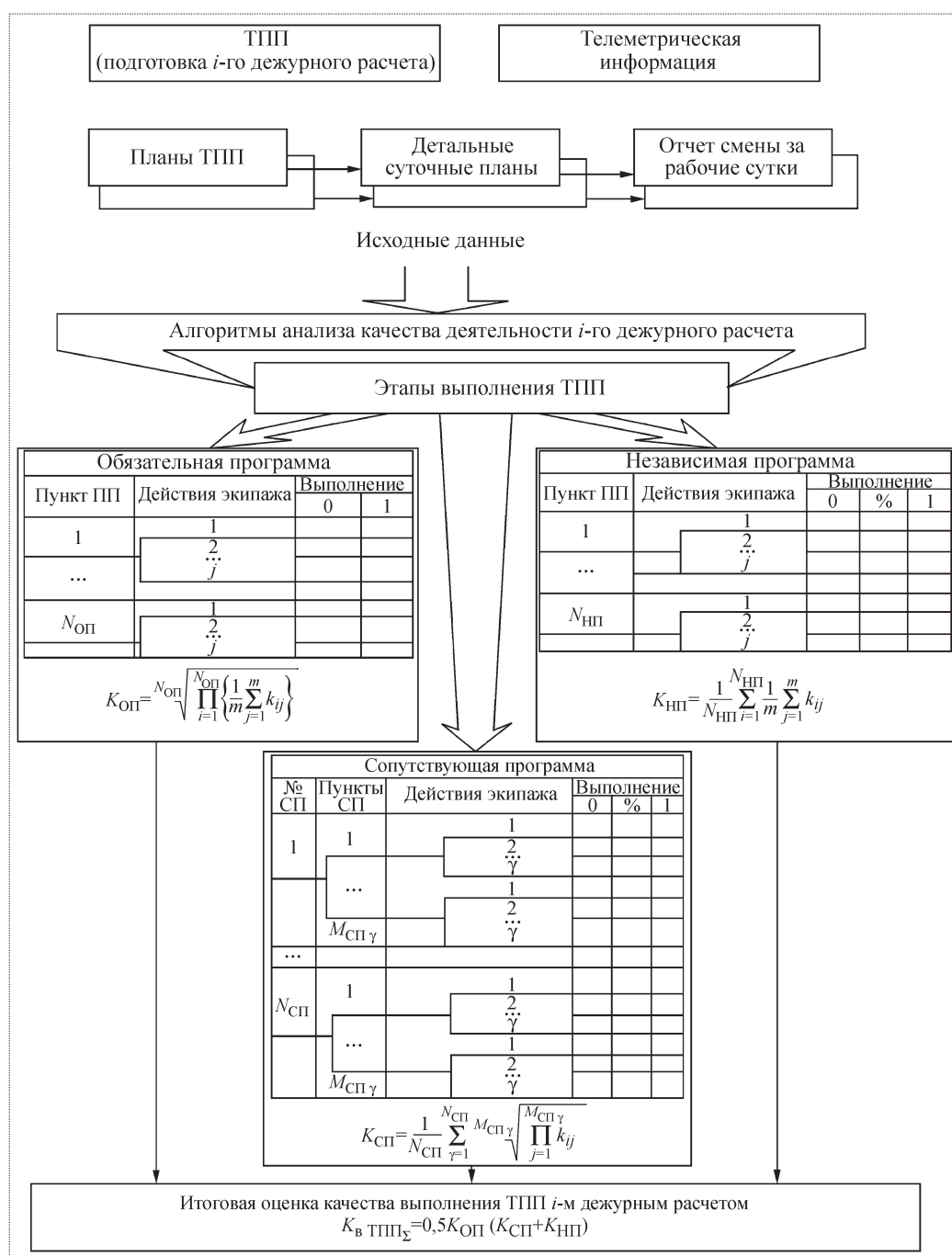


Рис. 2. Алгоритм формирования итоговой оценки качества выполнения программы подготовки дежурным расчетом

Анализ аспектов профессиональной подготовки дежурных расчетов осуществляется по следующим основным направлениям:

изучение теоретических дисциплин, конструкции и принципов конструирования РКН, ее служебных и

целевых систем и оборудования (коэффициент теоретической подготовки $K_{\text{т.п.}}$);

тренировки на тренажерах различных типов и назначений, стендах, макетах, установках и другом оборудовании (коэффициент тренированности $K_{\text{тр}}$);

участие в испытаниях космической техники, исследованиях, экспертных работах (коэффициент исследовательско-экспериментальных навыков $K_{и.э.}$);

выполнение комплекса оздоровительных и тренировочных мероприятий, направленных на сохранение здоровья и поддержание работоспособности дежурных расчетов, повышение устойчивости к воздействию вредных факторов, обеспечение эффективности и безопасности выполнения технологических операций (коэффициент воздействия вредных факторов $K_{в.ф.}$).

По каждому из этих направлений критерий определяет эксперт — руководитель дежурного расчета, представитель конструкторского бюро, инструктор-методист, конструктор-разработчик системы, т.е. специалист, задействованный на выполнение невыполненного пункта ТПП. Решение принимается по следующим параметрам:

коэффициент знаний K_z (ЗНАЛИ — НЕ ЗНАЛИ);

коэффициент навыков K_y (умели — не умели);

коэффициент готовности K_r (готовы — не готовы).

Для оценивания качества выполнения дежурным расчетом технологических операций при работах на ТК и СК необходимо иметь следующую исходную информацию: ТПП СЧРКН на ТП и СК; детальные суточные планы; отчеты дежурных смен за все сутки работ на ТК и СК; телеметрическую информацию при проведении критических операций (стыковки СЧРКН с РБ и КА, заправки и др.).

На основании этих исходных данных номинально заполняется форма распределения ТлОп при выполнении программы. Далее производится аппроксимация алгоритма анализа качества деятельности дежурного расчета, выполняющего плановую технологическую операцию с выделением работ на ТК и СК в соответствии с формализованным алгоритмом формирования итоговой оценки качества выполнения плана подготовки РКН к пуску (рис. 2).

При выполнении ТПП по указанным планам подготовки необходимо выделить конечный результат каждой технологической операции — выполнено, не выполнено или насколько выполнено (% выполнения).

По полученным матрицам выполнения путем мультипликативных, аддитивных и смешанных сверток определяются оценки качества по сетевым графикам работ на ТК и СК с СЧРКН в соответствии с выражениями (1) — (6).

Альбрехт А.В., Мусабаев Т.А., Чалый А.В.

Имитационное моделирование технологических операций подготовки ракетно-космической техники к применению // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". М.: Машиностроение, 2006. № 12. С. 36—41.

Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. М.: Изд-во МАИ, 1997. 164 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ОАӨІЕ×АНЕІА НІНӨІВІЕА ІАЕАӨІАӨІАІІЕ ЕІНІЕ×АНЕІЕ НӨАІӨЕЕ ІІАІЕВАО YЕНІЕОАӨЕВІААӨУ АА ІІНЕА 2015 А.

Начальник Центра подготовки космонавтов (ЦПК, Звездный городок) летчик-космонавт Сергей Крикалев считает, что Международная космическая станция (МКС) может служить дольше, чем первоначально планировалось, но во многом срок ее существования на орбите будет зависеть и от политических условий, которые сложатся к 2015 г. По словам С. Крикалева, это совсем не означает, что станция будет работать только до 2015 г. "Когда создавалась станция "Мир", гарантированный ресурс ее был всего 5 лет, но в процессе полета проводились испытания, продлившие ее существование еще на пятилетку", — напомнил начальник ЦПК.

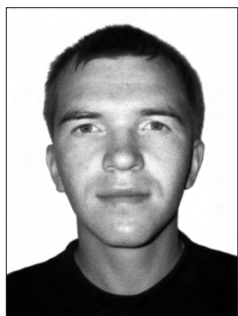
С. Крикалев, который одним из первых побывал на МКС, отметил, что разница между МКС и российским "Миром" заключается, в первую очередь, в том, что отдельные элементы МКС создавались в разных странах.

МКС — первый проект, в котором международные космические объекты состыковывались на орбите в единое целое. Так что работа на станции символизирует международную технологическую и межличностную интеграцию в космическом пространстве. Подобных технологий раньше не было.

С. Крикалев напомнил, что ряд научных экспериментов можно провести только в невесомости. "В один из своих первых полетов на МКС нами был проведен эксперимент "Плазменный кристалл". Он связан с физикой плазмы. В плазме находятся заряженные частицы с большой массой и с большим зарядом, которые в определенных условиях выстраиваются в кристаллическую решетку. На Земле этот эксперимент провести не удастся, потому что под действием гравитации частицы большой массы искажают кристаллическую решетку", — сказал С. Крикалев. По его словам, эксперимент "Плазменный кристалл" позволит в будущем создавать новые источники ядерной энергии, удешевлять выращивание искусственных алмазов и создавать новые технологии в медицине.

С. Крикалев отметил, что ситуация, когда на научные космические программы выделялось мало средств, постепенно выправляется. Сейчас существует другая проблема: нам недостаточно тех объемов, которые есть на российском сегменте.

Вестник Интерфакс — АВН № 41 (419), 2009 г.



БАГРОВ
Сергей Владимирович —
аспирант Рыбинской госу-
дарственной авиационной
технологической академии
им. П.А. Соловьева



УВАРОВ
Лев Борисович —
профессор Рыбинской го-
сударственной авиацион-
ной технологической ака-
демии им. П.А. Соловьева,
доктор техн. наук

Оптимизация технологических процессов изготовления осевых моноколес компрессоров газотурбинных двигателей

С.В. Багров, Л.Б. Уваров

E-mail: bagroff_2007@mail.ru

Рассматривается вопрос повышения эффективности технологических процессов изготовления осевых моноколес компрессоров. Предложен алгоритм структурной оптимизации технологии изготовления моноколес с позиций конкурирующих критериев (качество, производительность и себестоимость), определены показатели эффективности технологии. В качестве способа решения задачи инженерной оптимизации предложен метод анализа иерархий, реализация которого основана на формировании шкалы предпочтений для возможных альтернатив и их последующей оценки.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; компрессор; моноколесо; технологический процесс; структурная оптимизация; многокритериальная оптимизация; теория принятия решений; метод анализа иерархий.

S.V. Bagrov, L.B. Uvarov. Optimization Of The Gas-Turbine Engine Compressor Blisks Manufacturing Process

The problem of the compressor axial blisks manufacturing process efficiency increase is described. The structural optimization algorithm of blisks manufacture is proposed in the context of competing criteria (quality, productivity and cost), the technology effectiveness indices are determined. As a means of solving the task of engineering optimization the hierarchy analysis method is proposed. The implementation of this method is based on formation of the preference scale for possible alternatives and subsequent assessment thereof.

Key words: gas turbine engine; compressor; blisk; process technology; structural optimization; multicriteria optimization; decision theory; hierarchy analysis method.

Основной задачей современного двигателестроения является создание конкурентоспособных изделий, обладающих высоким качеством, максимальной производительностью и минимальной себестоимостью изготовления. В определенной степени эта задача решается на стадии технологической подготовки производства, где предусматривается проектирование оптимальных технологических процессов (ТП), обеспечивающих получение заданного качества, в том числе точности деталей изделия и качества поверхностного слоя, при высокой производительности и малой себестоимости изготовления изделий.

Для решения задач, стоящих перед современной авиацией, требуются более совершенные двигатели, однако их создание становится все сложнее и дороже. В условиях финансовых ограничений нужны новые организационные мероприятия, обеспечивающие успешную разработку и доводку новых двигателей в заданные сроки. Современная методология разработки двигателей обеспечивает гарантированное получение требуемых технико-экономических показателей в заданные сроки, высокие показатели надежности и ресурса с начала эксплуатации, сокращение затрат на разработку, производство и эксплуатацию [1].

В то же время на большинстве предприятий авиационной промышленности эффективность проектируемых ТП недостаточна, поскольку они не обеспечивают снижения материалоемкости высокоточных деталей, трудоемкости обработки и процента брака.

Существующая в производственной практике методология проектирования ТП является эмпирической. Спроектированный ТП часто не гарантирует достижения заданных значений множества требуемых показателей качества, минимальной себестоимости и максимальной производительности. Разработчик ТП не имеет средств объективной оценки (прогнозирования) ожидаемых значений этих показателей как на промежуточных стадиях производства, так и при его завершении. Спроектированный ТП сохраняет высокую неопределенность в отношении достижения желаемых значений показателей качества. Его эффективная реализация невозможна без тщательной экспериментальной проверки, отладки и доводки в производственных условиях, а это требует дополнительных производственных затрат, удлинняет производственно-технологический процесс и снижает конкурентоспособность изделия.

Решение указанных проблем невозможно без проведения структурной оптимизации (СО) технологических процессов.

Одним из наиболее ресурсоемких при изготовлении элементов конструкции современного газотурбинного двигателя (ГТД) является *моноколесо*. Несмотря на высокую трудоемкость изготовления, моноколеса имеют ряд преимуществ по сравнению с осевыми сборными колесами, в том числе возможность снижения массы рабочего колеса и увеличения ресурса за счет исключения концентраторов напряжений в замковых соединениях.

Для изготовления моноколес используются методы, основанные на следующих базовых технологиях [2]:

- фрезерование лопаток в монолитной заготовке;
- размерная электрохимическая обработка (ЭХО) межлопаточных каналов;
- сварка лопаток с диском.

Каждая из этих технологий используется в зависимости от геометрии лопаток, материала и габаритных размеров на разных этапах изготовления моноколеса.

Современный технолог не получает обоснованных рекомендаций по выбору оптимального места операций определенной физической природы в ТП изготовления моноколеса. Определение, например, последовательности фрезерования и ЭХО или места термической обработки в процессе изготовления детали остается сложной задачей, между тем именно это в значительной мере определяет структуру ТП и эффективность

его реализации. В настоящее время отсутствует аппарат формального представления и описания реализации технологических методов, пригодный для использования при технологическом проектировании. Это делает малоэффективными существующие подходы к СО ТП.

Несмотря на значительный прогресс в совершенствовании методов обработки и отдельных операций технологии изготовления осевых моноколес ГТД, остается не решенной проблема их высокой себестоимости и сложности изготовления. Вместе с тем объемы применения моноколес в двигателях различного назначения растут, и перед предприятиями отрасли встает задача массового производства моноколес при снижении технологической себестоимости.

Многообразие методов и способов обработки материалов, а также технологического оборудования для их реализации приводит к многовариантности решения поставленной технологической задачи. Для того чтобы в процессе изготовления моноколеса обеспечивались заданные геометрические и эксплуатационные показатели, сохранялись высокая производительность и экономическая эффективность, необходим *оптимизационный поиск наилучшего сочетания методов и режимов обработки*. Оптимизация технологических условий обработки деталей включает решение различных технологических, экономических, конструкторских и организационных задач.

При выборе наилучшего варианта для любой технической задачи приходится учитывать много различных требований, предъявляемых к объекту оптимизации. Среди них встречаются противоречащие друг другу. В таких ситуациях иногда невозможно найти единственное решение, оптимизирующее все конфликтующие целевые функции. Поэтому нужно искать компромиссное решение, учитывающее важность каждой целевой функции.

Однако почти все математические методы оптимизации предназначены для нахождения экстремума одной функции (т.е. для одной цели). Поэтому чаще всего пытаются свести многоцелевую задачу к одноцелевой. Эта процедура в большинстве случаев приводит к серьезному искажению существа проблемы и, следовательно, к неоправданной замене одной задачи другой.

Выбор оптимального технологического решения относится к классу задач многокритериальной оптимизации (они характеризуются множеством целей и множеством путей достижения этих целей). Данная задача может быть решена методами целевого программирования для решения задач линейного программирования с несколькими целевыми функциями. Основное назначение этих методов — преобразование исходной задачи с несколькими целевыми функциями

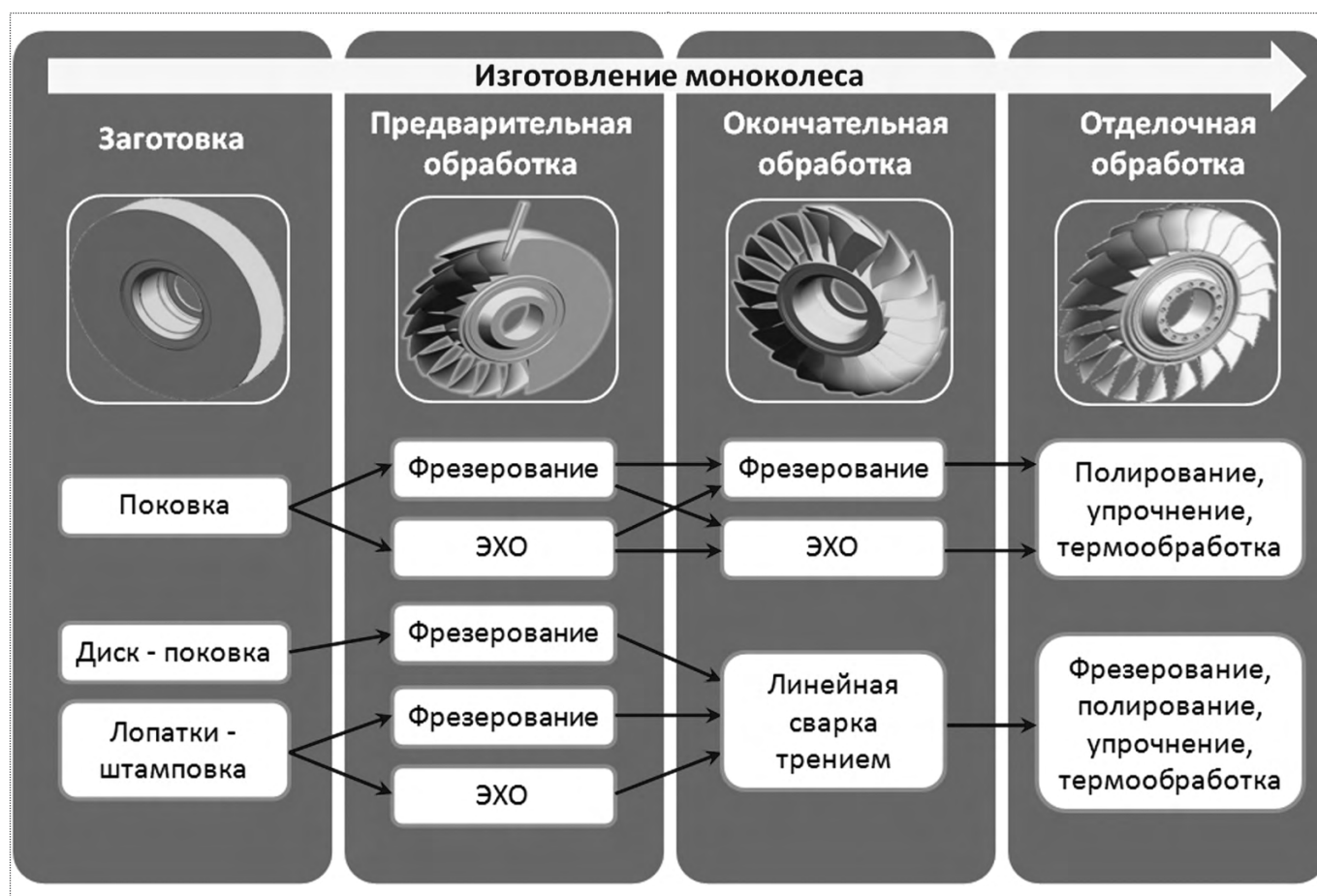


Рис. 1. Типовой ТП и альтернативы изготовления моноколеса

в задачу линейного программирования с одной целевой функцией. После решения преобразованной задачи получаем так называемое эффективное решение, так как оптимального решения, доставляющего оптимум всем частным целевым функциям исходной задачи, может и не быть.

Для эффективного решения поставленной задачи необходимо установить границы подлежащей оптимизации инженерной системы, определить количественные критерии, на основе которых можно проанализировать варианты в целях выявления наилучшего, осуществить выбор внутрисистемных переменных, которые используются для определения характеристик и идентификации вариантов, и, наконец, построить многокритериальную математическую модель, отражающую взаимосвязи между переменными. Эта последовательность действий составляет содержание процесса постановки задачи инженерной оптимизации [3].

В данном контексте система предстает как некоторая изолированная часть реального мира. Границы

системы задаются пределами, отделяющими систему от внешней среды, и служат для выделения системы из ее окружения.

В рассматриваемом случае изучаемую систему невозможно ограничить лишь процессом обработки моноколеса. Для более полного анализа системы возникает необходимость расширения границ системы путем включения других подсистем, оказывающих существенное влияние на функционирование инженерной системы. На практике применяется декомпозиция — разбиение больших сложных систем на относительно небольшие подсистемы, которые можно изучать по отдельности.

Процесс создания моноколеса также можно разбить на подсистемы (рис. 1): заготовительное производство, черновая обработка, чистовая обработка, отделочная обработка. Оптимизируя лишь процесс производства моноколеса, необходимо абстрагироваться от остальных элементов системы — проектирования, эксплуатации и ремонта. В то же время оптимизация

будет более качественной, если в процессе ее осуществления принимать во внимание все влияющие на конечный результат факторы.

Таким образом, определены границы оптимизируемой системы – это процесс производства осевых моноколес компрессоров на двигателестроительном предприятии.

Моноколеса компрессоров изготавливаются различных типоразмеров для широкой номенклатуры двигателей. Технологическая схема включает последовательные стадии обработки (см. рис. 1). На каждой из них параллельно предусмотрено оборудование (обрабатывающие центры, установки для осуществления ЭХО и линейной сварки трением).

На первой стадии изготавливаются заготовки для последующей обработки с необходимыми свойствами; далее осуществляется предварительная обработка моноколеса, при которой важными становятся такие параметры, как максимальная производительность, минимальная себестоимость, наименьший припуск под последующую обработку. На этапе окончательной обработки первостепенное значение имеют показатели качества моноколеса. Конечная стадия производства – это стадия отделочной обработки, на которой окончательно формируются свойства поверхности детали.

Этот процесс требуется "оптимизировать". Поскольку моноколеса могут изготавливаться различными способами, можно значительно увеличить производительность, снизить технологическую себестоимость изготовления и тем самым увеличить прибыльность производства.

На следующем этапе постановки задачи необходимо осуществить выбор критерия, с использованием которого можно выявить "наилучший" проект или множество "наилучших" условий функционирования системы. В случае с производством моноколес желательно найти решение, которое бы являлось "наилучшим" с позиций нескольких различных критериев. Таким образом, формулируется многокритериальная оптимизационная задача, обладающая несколькими характеристическими критериями:

- критерий параметров качества обработки;
- минимальной технологической себестоимости;
- максимальной производительности.

Критерий параметров качества обработки является определяющим в процессе получения детали. Если отклонения от номинальных размеров превышают заданные, не обеспечиваются параметры качества поверхностного слоя и уровень поверхностных напряжений, то изменяется аэродинамика ступени компрессора и, следовательно, уменьшаются ресурс и надежность изделия. Такое моноколесо является браком,

что соответственно повышает материалоемкость, трудоемкость и энергоемкость изготовления одного качественного моноколеса.

При определении критерия экономического характера – минимальной технологической себестоимости – могут использоваться такие характеристики, как валовые капитальные затраты, издержки в единицу времени, чистая прибыль в единицу времени или отношение затрат к прибыли. Моноколесо является дорогостоящим элементом двигателя. По этой причине некоторые производители ГТД отказываются от использования моноколес, несмотря на их явные преимущества перед сборными ступенями. Однако борьба за снижение массы и увеличение ресурса двигателя диктует свои правила. Преимущество получают те компании, которые освоили серийное изготовление моноколес.

Критерий максимальной производительности используется для того, чтобы минимизировать продолжительность процесса производства изделия и увеличить темпы производства. Таким образом, он неразрывно связан с критерием минимальной технологической себестоимости, потому что, повышая производительность процесса, можно минимизировать количество потребляемых ресурсов, увеличить число обрабатываемых деталей и т.д.

Вместе с тем, повышая качество обработки, невозможно уменьшить технологическую себестоимость. Один из путей учета совокупности противоречивых целевых установок состоит в том, что какой-либо из критериев выбирается в качестве первичного (остальные критерии считаются вторичными). При оптимизации он используется как характеристическая мера, а вторичные критерии порождают ограничения (диапазоны изменения соответствующих показателей) оптимизационной задачи.

На этапе предварительной обработки не предъявляются жесткие требования к качеству поверхностного слоя и точности обработки. На первый план выходят критерии себестоимости и производительности, а критерий параметров качества обработки становится второстепенным. На этапе окончательной обработки параметры качества обработки (точность размеров, параметры качества поверхностного слоя) являются определяющими, за которыми по значимости следуют критерии технологической себестоимости и производительности.

Независимо от того, какой критерий выбирается при оптимизации, "наилучшему" варианту всегда соответствует минимальное или максимальное значение характеристического показателя качества функционирования системы.

Формально правило предпочтения при оптимизации процесса изготовления моноколеса выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned}\hat{E} &\rightarrow \max; \\ C &\rightarrow \min; \\ \hat{I} &\rightarrow \max.\end{aligned}$$

На третьем этапе постановки задачи оптимизации осуществляется выбор независимых переменных, в соответствии с которыми должны адекватно оцениваться допустимые проекты или условия функционирования системы. Это необходимо, потому что приходится сравнивать между собой технологии, базирующиеся на различных методах обработки. Целесообразно четко выделить набор показателей качества технологий и дать необходимые пояснения по отдельным показателям.

Каждый метод обработки характеризуется некоторым диапазоном своих технологических возможностей, границы которого можно оценить исходя из физико-химических представлений о базовом процессе, лежащем в основе целенаправленного воздействия на материал. Конкретные ТП характеризуются набором показателей, которые можно представить в виде некоторого комплекса показателей эффективности (КПЭ) технологии

$$e = (e_1, e_2, \dots, e_j);$$

$$e = e_k + e_c + e_n,$$

где e_j — единичные показатели эффективности технологии; e_k — комплекс показателей качества объекта технологического воздействия; e_c — комплекс показателей экономической эффективности; e_n — комплекс показателей производительности.

Такое представление удобно с той точки зрения, что позволяет сократить размерность комплекса e при сравнении вариантов, обеспечивающих требуемый уровень качества производимой продукции, и тем самым облегчает задачу выбора решения [4].

Единичные показатели эффективности могут влиять друг на друга следующим образом [5]:

показатели взаимно нейтральны, т.е. изменение одного из них никак не отражается на величине другого. По таким показателям можно проводить независимое сравнение или описание технологических объектов;

показатели кооперируются. В этом случае можно выбрать решение по одному показателю, а остальные улучшаются автоматически;

показатели конкурируют, т.е. улучшение одного из них может быть достигнуто лишь за счет ухудшения другого. Так, для ряда технологий повышение производительности (быстродействия) сопровождается снижением качества продукции, возрастанием энергоемкости. Повышение показателя надежности сопряжено, как правило, с увеличением затратных показателей и т.д.

КПЭ технологии содержит обычно компоненты со связями всех перечисленных типов. Рассмотрение нейтральных и кооперируемых показателей трудностей не представляет. Поэтому задачу принятия решений при выборе наилучшего варианта технологии обычно сводят к оценке конкурирующих показателей эффективности.

Уточним перечень применяемых в производстве моноколес показателей эффективности.

- При изготовлении моноколес можно выделить несколько основных свойств изделия, подвергаемых целенаправленному изменению с последующей оценкой степени соответствия этих свойств заданным эталонным значениям. Такие свойства естественным образом формируют комплекс показателей качества изделия. К ним относятся погрешность изготовления Δ , шероховатость обработанной поверхности R_a , величина остаточных напряжений $\sigma_{ост}$ и величина глубины наклепа h_c .

- Комплекс показателей экономической эффективности состоит из показателей материалоемкости M , энергопотребления E , затрат информационных ресурсов I и удельных трудозатрат T .

- Производительность процесса изготовления моноколеса характеризуется показателями быстродействия и хронопотребления. Показатель быстродействия характеризует скорость V достижения технологического результата и оценивается количеством изделий, выпущенных в единицу времени. Показатель хронопотребления отражает длительность технологического движения и может оцениваться временем технологического цикла t .

При формировании КПЭ придерживаются следующего правила: число принятых единичных показателей должно быть необходимым и достаточным для всесторонней оценки уровня качества технологии; увеличение их числа усложняет и удорожает процедуру выбора оптимального решения, а недостаточная оценка или игнорирование отдельных единичных показателей могут привести к ошибке.

Ограничения, налагаемые на независимые переменные, представляют собой систему неравенств, где в первой строчке находятся показатели качества поверх-

ностного слоя и точности обработки, а вторая и третья строчки содержат ограничения показателей себестоимости и производительности соответственно (в квадратных скобках приведены предельно допустимые значения показателей):

$$\begin{aligned} R_a &\leq [R_a]; \sigma_{i\bar{n}0} \approx \sigma_{i\bar{n}0, i\bar{t}0}; h_c \approx h_{c\bar{i}i0}; \Delta \leq [\Delta]; \\ M &\leq [M]; E \leq [E]; H \leq [H]; T \leq [T]; \\ V &\geq [V]; t \leq [t]. \end{aligned}$$

На заключительном этапе постановки задачи оптимизации необходимо построить модель, которая описывает взаимосвязь между переменными задачи и отражает влияние независимых переменных на уровень достижения цели, определяемый характеристическими критериями.

В общем случае задача многокритериального математического программирования имеет вид [6]:

$$\begin{aligned} \max \{f_1(x) = z_1\}; \\ \max \{f_2(x) = z_2\}; \\ \dots\dots\dots \\ \max \{f_i(x) = z_i\}; \\ \dots\dots\dots \\ \max \{f_k(x) = z_k\}, x \in S, \end{aligned}$$

где $f_i(x)$, z_i — соответственно критерий оптимизации (целевая функция) и его значение; S — множество допустимых значений переменных x ; k — число критериев (целевых функций, которые нужно максимизировать).

По существу, многокритериальная задача отличается от обычной задачи оптимизации только наличием нескольких целевых функций вместо одной. Результатом решения многокритериальной задачи будет некоторое компромиссное решение.

Модель оптимизируемой системы изготовления моноколеса можно представить в виде

$$\begin{aligned} e &= e_{\bar{e}} + e_{\bar{i}} + e_{\bar{n}}; \\ e_{\bar{e}} &= (e_{\bar{e}1}, e_{\bar{e}2}, \dots, e_{\bar{e}i}) = \frac{\hat{E}_f}{\hat{E}_{i\bar{i}0}} \rightarrow \max; \\ e_{\bar{i}} &= (e_{i1}, e_{i2}, \dots, e_{ii}) = \frac{\hat{I}_f}{\hat{I}_{i\bar{i}0}} \rightarrow \max; \\ e_{\bar{n}} &= (e_{n1}, e_{n2}, \dots, e_{ni}) = \frac{\hat{N}_f}{\hat{N}_{i\bar{i}0}} \rightarrow \max, \end{aligned}$$

где $e_{\bar{e}1}$, e_{i1} , e_{n1} — единичные показатели эффективности технологии в соответствии с критериями оптимизации; K_f , P_f , C_f — фактические значения показателей качества, производительности и себестоимости соответственно; $K_{\text{опт}}$, $P_{\text{опт}}$, $C_{\text{опт}}$ — оптимальные значения показателей качества, производительности и себестоимости соответственно.

Правило выбора оптимального варианта технологии записывается следующим образом:

$$e = \{e_i \mid e_i \in E \wedge e = \max_i e_i\},$$

т.е. множество e оптимальных вариантов состоит из тех вариантов e_i , которые принадлежат множеству E всех вариантов и оценка которых максимальна среди всех оценок e_i .

После постановки задачи инженерной оптимизации осуществляется предпроектный анализ технологической задачи: уточнение исходных данных и необходимых технологических результатов, выбор общих путей решения и выделение элементов технологии, лимитирующих достижение результата. На данном этапе решаются следующие вопросы проектирования:

технологический анализ чертежа детали;

определение типа производства и формы его организации с учетом периода доводки и запуска изделия в серийное производство;

оценка технологичности конструкции детали.

Знание физико-механических свойств материала моноколеса и сложности элементов его конструкции дает основание уже на этом этапе наметить применение определенных способов в ТП изготовления.

После этого с учетом возможностей производства проводится анализ применяемых технологий. При этом используются известные данные о характеристиках, ограничениях и опыте применения каждого из процессов.

Далее необходимо сформировать производственную цепочку, включающую комбинации различных методов, которая будет оптимальна в соответствии с техническими и коммерческими критериями. На данном этапе поиск оптимального ТП можно выполнять путем математического моделирования, в частности, используя теорию принятия решений.

Характерной особенностью современного авиадвигателестроения является широкое использование достижений фундаментальных и общетехнических наук для решения теоретических проблем и технологических задач. Теория принятия оптимальных решений представляет собой совокупность математических и численных методов, ориентированных на нахо-

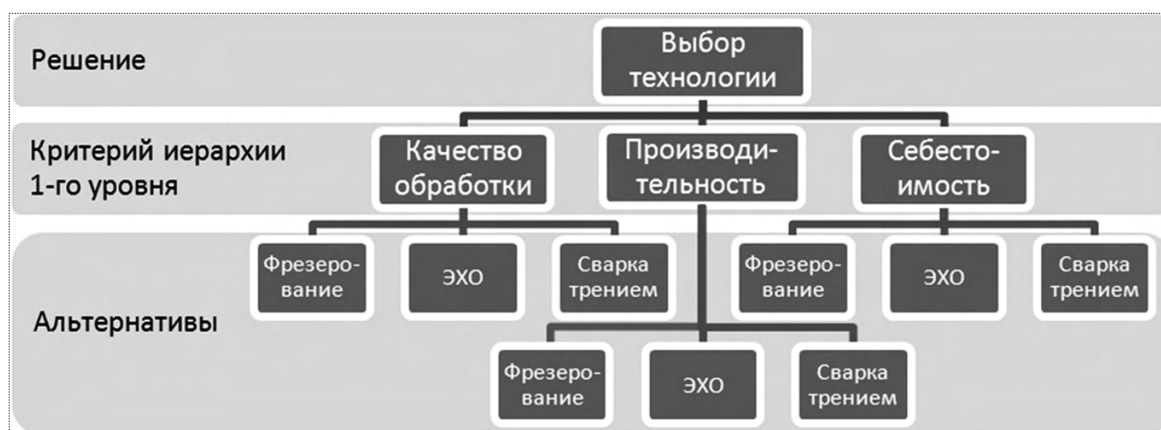


Рис. 2. Структура задачи принятия решений при выборе ТП изготовления моноколеса

ждение наилучших вариантов из множества альтернатив и позволяющих избежать их полного перебора. Насколько правильным будет выбор, зависит от качества данных, используемых при описании ситуации, в которой принимается решение. С этой точки зрения процесс принятия решений может принадлежать к одному из трех возможных условий:

принятие решений в условиях определенности, когда данные известны точно;

принятие решений в условиях риска, когда данные можно описать с помощью вероятностных распределений;

принятие решений в условиях неопределенности, когда данным нельзя приписать относительные весовые коэффициенты, которые представляли бы степень их значимости в процессе принятия решений.

В случае с производством моноколеса принятие решения осуществляется в условиях определенности, поскольку определены цели и имеется вся необходимая для проведения сравнительной оценки методов информация. Принятие решений в условиях определенности выполняется с помощью *метода анализа иерархий*. Этот метод можно использовать в том случае, когда есть возможность составить шкалу предпочтений для возможных альтернативных решений, т.е. определить относительные весовые коэффициенты для оценки альтернативных решений [7].

Структура задачи принятия решений приведена на рис. 2. Задача имеет единственный иерархический уровень с тремя критериями (качество обработки, производительность и себестоимость) и три альтернативных решения (процессы фрезерования, ЭХО и линейной сварки трением).

На основе определения весовых коэффициентов каждого из критериев создается матрица A размерно-

сти 3×3 , именуемая матрицей парных сравнений. Она отражает суждение лица, принимающего решение (ЛПР), относительно важности разных критериев. Парное сравнение выполняется таким образом, что критерий в строке i ($i = 1, 2, 3$) оценивается относительно каждого из критериев, представленных тремя столбцами

$$A = \begin{matrix} & \hat{E} & \hat{I} & \hat{N} \\ \hat{E} & w_{11} & w_{12} & w_{13} \\ \hat{I} & w_{21} & w_{22} & w_{23} \\ \hat{N} & w_{31} & w_{32} & w_{33} \end{matrix}.$$

Сложность метода анализа иерархий заключается в определении ЛПР относительных весовых коэффициентов для оценки альтернативных решений. Заметим, что вмешательство человека в процесс решения задачи является одной из характерных черт, отличающих методы многокритериальной оптимизации от традиционного (однокритериального) математического программирования. Таким образом, выбор весовых коэффициентов остается за специалистами, принимающими решение. Здесь важны их опыт, интуиция, умение предвидеть различные последствия принимаемого решения.

Формирование матрицы парных сравнений осуществляется по следующей схеме. Обозначим через a_{ij} элемент матрицы A , находящийся на пересечении i -й строки и j -го столбца. В соответствии с методом анализа иерархий для описания упомянутых оценок используются целые числа от 1 до 9:

Функция предпочтений	a_{ij}
"Одинаково важно"	1
"Чуть важнее"	2

"Немного важнее"	3
"Немаловажно"	4
"Значительно важнее"	5
"Существенно важнее"	6
"Намного важнее"	7
"Гораздо важнее"	8
"Чрезвычайно важно"	9

Согласованность таких обозначений обеспечивается следующим условием: если $a_{ij} = k$, то автоматически $a_{ji} = 1/k$. Кроме того, все диагональные элементы матрицы A должны быть равны 1, так как они выражают оценку критерия относительно самих себя. Выбор девяти градаций при определении относительных весовых коэффициентов является общепринятым и далеко не случаен. Дело в том, что, как показывают многочисленные психофизиологические исследования, человек обычно использует не более девяти вербальных оценок относительной значимости (предпочтительности). Заметим, что оценки на основе лингвистической шкалы надежнее, чем числовые оценки.

При этом важно, чтобы матрицы парных сравнений были согласованными. С математической точки зрения согласованность матрицы означает, что $w_{ij}w_{jk} = w_{ik}$ для всех i, j и k . Принимая во внимание, что такие матрицы строятся на основе суждений человека, можно ожидать некоторую степень несогласованности. К ней следует относиться терпимо при условии, что она не выходит за допустимые рамки. Для этого вычисляется коэффициент согласованности CR . При значении $CR < 0,1$ считается, что уровень несогласованности матрицы считается приемлемым. В противном случае необходимо пересмотреть весовые коэффициенты.

При делении элементов каждого столбца матрицы A на сумму элементов этих же столбцов получаем нормализованные матрицы N :

$$N = \begin{pmatrix} \frac{w_{11}}{\sum_{i=1}^n w_{i1}} & \frac{w_{12}}{\sum_{i=1}^n w_{i2}} & \frac{w_{13}}{\sum_{i=1}^n w_{i3}} \\ \frac{w_{21}}{\sum_{i=1}^n w_{i1}} & \frac{w_{22}}{\sum_{i=1}^n w_{i2}} & \frac{w_{23}}{\sum_{i=1}^n w_{i3}} \\ \frac{w_{31}}{\sum_{i=1}^n w_{i1}} & \frac{w_{32}}{\sum_{i=1}^n w_{i2}} & \frac{w_{33}}{\sum_{i=1}^n w_{i3}} \end{pmatrix}.$$

Средние значения элементов строк дают соответствующие значения весового коэффициента для критериев w_K, w_P, w_C :

$$w_{\hat{E}} = \frac{\sum_{i=1}^n \left(\frac{w_{1j}}{\sum_{i=1}^n w_{ij}} \right)}{n};$$

$$w_{\hat{I}} = \frac{\sum_{i=1}^n \left(\frac{w_{2j}}{\sum_{i=1}^n w_{ij}} \right)}{n};$$

$$w_{\hat{N}} = \frac{\sum_{i=1}^n \left(\frac{w_{3j}}{\sum_{i=1}^n w_{ij}} \right)}{n}.$$

Аналогично устанавливаются значения весового коэффициента для каждого из методов в пределах критериев качества обработки, максимальной производительности и минимальной технологической себестоимости: $w_{K\phi}, w_{K\epsilon}, w_{Kc}, w_{P\phi}, w_{P\epsilon}, w_{Pc}, w_{C\phi}, w_{C\epsilon}, w_{Cc}$.

Оценка метода изготовления основана на вычислении комбинированного весового коэффициента для каждого из ТП:

$$w_{\hat{O}} = w_{\hat{E}} w_{\hat{E}\hat{O}} + w_{\hat{I}} w_{\hat{I}\hat{O}} + w_{\hat{C}} w_{\hat{C}\hat{O}};$$

$$w_{\hat{Y}} = w_{\hat{E}} w_{\hat{E}\hat{Y}} + w_{\hat{I}} w_{\hat{I}\hat{Y}} + w_{\hat{C}} w_{\hat{C}\hat{Y}};$$

$$w_{\hat{N}} = w_{\hat{E}} w_{\hat{E}\hat{N}} + w_{\hat{I}} w_{\hat{I}\hat{N}} + w_{\hat{C}} w_{\hat{C}\hat{N}}.$$

Программа выбора оптимального технологического процесса изготовления моноколеса

Введите значения весовых коэффициентов для каждого из критериев оптимизации:

К/П = 9,00
К/С = 6,00
С/П = 3,00
приемлемый уровень несогласованности

Введите значения весовых коэффициентов процессов для каждого из критериев:

Для качества обработки:	Для производительности:	Для себестоимости:
ф/э = 0,20	ф/э = 0,14	ф/э = 0,20
ф/с = 1,00	ф/с = 0,33	ф/с = 1,00
э/с = 4,00	э/с = 5,00	э/с = 4,00
приемлемый уровень несогласованности	приемлемый уровень несогласованности	приемлемый уровень несогласованности

Комбинированные весовые коэффициенты для каждого из методов:

ф = 0,145
э = 0,693
с = 0,163

Оптимальный процесс: ЭХО [Представить диаграмму](#)

Рис. 3. Решение задачи оптимизации ТП изготовления моноколеса в Microsoft Excel (К – качество обработки; П – производительность; С – себестоимость; ф – фрезерование; э – электрохимия; с – линейная сварка трением)

Теоретико-игровые основы оценки эффективности ракетных комплексов

Ф.И. Дмитриков

E-mail: corp@sniimash.ru

Рассматриваются теоретико-игровые основы оценки эффективности ракетных комплексов с учетом ожидаемой информированности оперирующей стороны о параметрах воздействия, оказываемого агрессивной внешней средой.

Ключевые слова: агрессивная внешняя среда; информационная система; противодействие; ракетный комплекс; управляющая система; эффективность.

F.I. Dmitrakov. Theoretical-Gaming Bases Of An Estimation Of Efficiency Of Rocket Complexes

Theoretical-gaming bases of an estimation of efficiency of rocket complexes, taking into account expected knowledge of the operating party, concerning the parameters of the influence, rendered by an aggressive environment are considered.

Key words: an aggressive environment; information system; counteraction; spacetime structure; the rocket complex; operating system; efficiency.

Эффективность ракетных комплексов (РК) во многом определяется организацией их взаимодействия с информационными и управляющими системами [1]. Его важными характеристиками являются время предупреждения о начале активной фазы воздействия $t_{a,ф}$ агрессивной внешней среды (АВС); информированность [2, 3] оперирующей стороны (ОС) о параметрах (состав нарядов разнородных средств, времени их подхода к ракетным комплексам и т.п.) пространственно-временной структуры реализующегося организованного противодействия y .

Рассмотрим два крайних случая информированности оперирующей стороны о параметрах воздействия, оказываемого АВС на различных этапах применения ракетных комплексов. В первом случае ОС использует только информацию о факте начала активной фазы воздействия агрессивной внешней среды, во втором — дополнительную информацию о параметрах его пространственно-временной структуры.

Для этих случаев оценка эффективности РК может быть определена методами теории игр [2] соответственно в результате решения следующих задач:

$$\underline{U} = \min_{t_{a,ф}} \max_{x \in X} \min_{y \in Y(t_{a,ф})} W(x, y, t_{a,ф}); \quad (1)$$

$$\bar{U} = \min_{t_{a,ф}} \min_{y \in Y(t_{a,ф})} \max_{x \in X} W(x, y, t_{a,ф}), \quad (2)$$

где $x \in X$, X — множество вариантов пространственно-временной структуры старта ракетных комплексов ОС; W — оценка эффективности при фиксированных параметрах x , y и $t_{a,ф}$; $y \in Y(t_{a,ф})$, $Y(t_{a,ф})$ — множество допустимых пространственно-временных структур воздействия АВС.

Принятый вариант применения ракетных комплексов может быть реализован двумя способами:

- старт по доведению команды;
- старт в указанное время.



ДМИТРАКОВ
Филипп Игоревич —
ведущий научный сотрудник
ФГУП ЦНИИМаш,
кандидат техн. наук

Для обозначения оценок эффективности РК, реализуемых первым способом, используем надстрочное сокращение $(.)^{\text{лов}}$, вторым — сокращение $(.)^{\text{вб}}$.

Утверждение 1. Справедливы соотношения

$$U^{\text{лов}} = \underline{U}^{\text{лов}} = \overline{U}^{\text{лов}}; \quad (3)$$

$$U^{\text{лов}} \leq \underline{U}^{\text{вб}}; \quad (4)$$

$$\underline{U}^{\text{вб}} \leq U^{\text{вб}} \leq \overline{U}^{\text{вб}}. \quad (5)$$

Соотношение (3) обусловлено тем, что при использовании способа "старт по доведению команды" множество вариантов применения ракетных комплексов ОС включает, по существу, только одну стратегию их старта, которая применяется после манифестации факта начала активной фазы агрессивного воздействия. Здесь гарантированный результат оперирующей стороны (оценка $\underline{U}^{\text{лов}}$) определяется в результате решения обычной оптимизационной задачи формирования наиболее угрожаемых условий воздействия АВС

$$U^{\text{лов}} = \min_{t_{\text{а.б}}} \min_{y \in Y(t_{\text{а.б}})} W(y, t_{\text{а.б}}).$$

Соотношение (4) вытекает из того, что множество вариантов, сформированных способом "старт в указанное время", включает стратегию, реализуемую первым способом. Соотношение (5) является следствием одной из основных теорем теории игр [2].

Таким образом, в случае реализации стратегии применения ракетных комплексов способом "старт по доведению команды" оценка их эффективности не зависит от информированности ОС о параметрах пространственно-временной структуры воздействия АВС.

Важным является значение *времени предупреждения о начале агрессивного воздействия по объектам оперирующей стороны*. Увеличение этого параметра приводит, как правило, к росту эффективности ракетных комплексов. При способе "старт в указанное время" информированность может иметь существенное значение.

Кроме того, из представленных соотношений видно, что оценка $U^{\text{лов}}$, традиционно используемая при анализе результатов моделирования взаимодействия ракетных комплексов и АВС, является нижней оценкой их эффективности.

Рассмотрим, как могут отличаться оценки эффективности $U^{\text{лов}}$, $\underline{U}^{\text{вб}}$ и $\overline{U}^{\text{вб}}$ в соотношениях (4), (5).

На качественном уровне возможность приращения эффективности за счет использования способа "старт в указанное время" и дополнительной информации о параметрах воздействия, оказываемого АВС, иллюстрируется следующим простым примером.

Пусть время t доведения команды на старт является случайной величиной, распределенной в интервале $[0, T]$. Вероятность $P(t)$ выполнения задачи, поставленной перед ракетным комплексом, положим равной нулю на всем этом интервале, за исключением участка $[t_1, t_2]$, где негативное влияние АВС отсутствует или искусственно созданы благоприятные условия, обеспечивающие выполнение равенства $P(t) = 1$.

Далее считаем, что при использовании первого способа реализации старта ракеты ее пуск осуществляется сразу же после доведения команды. При втором способе подразумевается, что оперирующая сторона не только знает границы участка $[t_1, t_2]$, но и может осуществить гибкую задержку пуска ракеты в случае прихода команды на старт в интервале $[0, t_1]$ до момента времени t_1 (при более позднем приходе команды — пуск ракеты производится без задержек).

Тогда, оценивая эффективность РК как вероятность выполнения им задачи с учетом случайного характера процесса доведения команды на старт, можно записать соотношение

$$\frac{\overline{U}^{\text{вб}}}{U^{\text{лов}}} = \frac{\hat{A} \hat{a} \hat{o}(t \in [0, t_2])}{\hat{A} \hat{a} \hat{o}(t \in [t_1, t_2])},$$

где Вер — вероятность соответствующих событий.

Из соотношения видно, что использование способа "старт в указанное время" и данных о границах участка $[t_1, t_2]$ может привести к существенному увеличению эффективности РК. Например, при равномерном распределении случайной величины t оценка $\overline{U}^{\text{вб}}$ больше $\underline{U}^{\text{лов}}$ настолько, насколько длительность интервала $[0, t_2]$ больше длительности интервала $[t_1, t_2]$.

Моделирование гипотетических вариантов взаимодействия ракетных комплексов и агрессивной внешней среды также показывает, что оценки $U^{\text{лов}}$, $\underline{U}^{\text{вб}}$ и $\overline{U}^{\text{вб}}$ могут в некоторых случаях отличаться в несколько раз.

Информация предупреждения о параметрах воздействия по объектам ОС может быть различной. Рассмотрим частный, но важный случай, когда оперирующая сторона обладает (и может воспользоваться) информацией о параметрах пространственно-временной структуры воздействия, оказываемого по ее управляющим системам (СУ), достаточной для опре-

деления динамико-статистических характеристик процесса доведения управляющих сигналов до РК.

Представим стратегию АВС как $\{y^{PK}, y^{CV}\}$, где y^{PK} и y^{CV} – параметры воздействия, оказываемого на ракетные комплексы и объекты управляющих систем соответственно.

Утверждение 2. Пусть для любого допустимого вектора y^{CV} функция $\overline{W}^{\hat{\alpha}\hat{\alpha}}(x, y^{DE}, y^{\hat{NO}})$, описывающая эффективность РК, непрерывна, вогнута по x при каждом фиксированном y^{PK} и выпукла по y^{PK} при каждом фиксированном x . Тогда с учетом информированности ОС о y^{CV} цена игры, формализующей взаимодействие РК и АВС, определяется как

$$\min_{t_{a,\hat{\alpha}}} \min_{y^{\hat{NO}} \in Y(t_{a,\hat{\alpha}})} \overbrace{\min_{y^{DE} \in Y(y^{\hat{NO}}, t_{a,\hat{\alpha}})} \max_{x \in X} W^{\hat{\alpha}\hat{\alpha}}(x, y^{DE}, y^{\hat{NO}}, t_{a,\hat{\alpha}})}^{\overline{U}(y^{\hat{NO}})} =$$

$$= \min_{t_{a,\hat{\alpha}}} \min_{y^{\hat{NO}} \in Y(t_{a,\hat{\alpha}})} \overbrace{\max_{x \in X} \min_{y^{DE} \in Y(y^{\hat{NO}}, t_{a,\hat{\alpha}})} W^{\hat{\alpha}\hat{\alpha}}(x, y^{DE}, y^{\hat{NO}}, t_{a,\hat{\alpha}})}^{\underline{U}(y^{\hat{NO}})},$$

где $Y(t_{a,\hat{\alpha}})$, $Y(y^{\hat{NO}}, t_{a,\hat{\alpha}})$ – соответственно допустимое множество стратегий АВС и его подмножество, полученное при фиксации вектора y^{CV} и значения времени начала активной фазы воздействия.

Справедливость утверждения следует из того, что множество ограничений задачи выпукло и замкнуто, а при любом фиксированном y^{CV} по теореме о цене игр с выпукло-вогнутыми платежами [2] $\underline{U}(y^{\hat{NO}}) = \overline{U}(y^{\hat{NO}})$.

В рамках рассматриваемой модели взаимодействия ракетных комплексов и агрессивной внешней среды это утверждение имеет следующее важное следствие. Возможность получения и использования ОС данных о y^{CV} делает нецелесообразным применение субъектами АВС рискованных стратегий, поскольку отклонение их поведения от рационального может привести к увеличению оценки эффективности РК оперирующей стороны, в том числе и при многократном обмене ограниченными по объему воздействиями. При выполнении ряда условий цена многошаговой игры, форма-

лизующей такой обмен, ограничена значениями максимина и минимакса, которые в условиях утверждения 2 совпадают.

Для формализации более общего случая информированности оперирующей стороны представим любую стратегию АВС $y \in Y$ в виде $\{y_{ин}, y_{н}\}$, где $y_{ин}$ – параметры стратегии АВС, которые станут известными и будут использованы оперирующей стороной в процессе формирования своей рациональной стратегии применения ракетных комплексов; $y_{н}$ – параметры воздействия АВС, остающиеся неопределенными для оперирующей стороны.

Тогда оценка ожидаемого результата применения ракетных комплексов может быть получена при решении задачи

$$\min_{y_{ei} \in Y} \max_{x \in X} \min_{y_i \in Y(y_{ei})} W(x, y).$$

Таким образом, сформулированы модели критериев для оценки эффективности ракетных комплексов с учетом влияния информационно-управляющих систем. Представленные утверждения и примеры показывают, что перспективным способом формирования вариантов применения РК является способ "старт в указанное время". Его применение может привести к существенному росту эффективности РК за счет возможности использования информации о параметрах пространственно-временной структуры противодействия (его интенсивности, наличия "окна" живучести и т.п.).

Абстракт

1. **Дмитраков Ф.И.** Методологические основы адаптации ракетных комплексов // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 4.

2. **Гермейер Ю.Б.** Введение в теорию исследования операций. М.: Наука, 1971.

3. **Беркович Е.М.** Оценка информированности и задача выбора условий проведения операций // Техническая кибернетика. 1993. № 2.



ПОЗДНЯКОВ
Сергей Сергеевич —
генеральный директор —
главный конструктор
НПП "Звезда"

Организатор Научно-производственного предприятия "Звезда" Семён Михайлович Алексеев

С.С. Поздняков

E-mail: zvezda@npp-zvezda.ru

Статья приурочена к 100-летию юбилею видного конструктора и организатора производства — Семёна Михайловича Алексеева. Рассказано о его жизненном пути, работе в области авиации и космонавтики, показаны некоторые черты личности этого выдающегося человека.

Ключевые слова: система обеспечения жизнедеятельности; высотный скафандр; катапультное кресло; авиакосмическая медицина.

S.S. Pozdnyakov. Semyon Mikhailovich Alexeev: The Founding Father Of Zvezda Research And Production Company

The article is timed to the 100th anniversary of the outstanding designer and the founder of the company, Semyon Mikhailovich Alexeev. It highlights his life and work in the world of aviation and cosmonautics, focusing on the features of his personality that made him really outstanding.

Key words: life support system; high-altitude environmental suit; ejection seat; aerospace medicine.

Семён Михайлович Алексеев вошел в состав славной когорты Главных конструкторов, возглавляемой С.П. Королёвым, почти с самого начала реализации программы подготовки полета человека в космос. К этому времени он уже имел солидный опыт главного конструктора и руководителя авиационного производства, где начал работу в 20 лет.

С.М. Алексеев родился 24 декабря 1909 г. В раннем возрасте он лишился родителей, прошел через детский дом и был усыновлен рабочей семьей Алексеевых — дальними родственниками родителей. Детство и юность прошли в Москве.

В начале 1930-х гг. Семён Михайлович закончил вечернее отделение Московского авиационного института (при ЦАГИ), одновременно работая в ОКБ А.Н. Туполева и С.В. Ильюшина. Во время Великой Отечественной войны благодаря таланту инженера он стал заместителем легендарного авиаконструктора Семёна Алексеевича Лавочкина и заслуженно разделил с ним славу создателей знаменитого фронтового истребителя Ла-5.

Именно Семён Михайлович с одобрения Лавочкина инициативно возглавил работы по установке на серийный самолет ЛаГГ-3 нового мощного двигателя А.Д. Швецова, что, по сути дела, и определило рождение нового истребителя — Ла-5. Поступление на фронты Великой Отечественной войны этой машины позволило нашей авиации завоевать превосходство в воздухе.

Решая проблему дальнейшего совершенствования летных характеристик нового истребителя Ла-7 путем установки дополнительного разгонного реактивного двигателя, Семён Михайлович добивается встречи с Сергеем Павловичем Королёвым и его товарищами по работе. Эта встреча произошла в "шарашке" при авиационном заводе в Казани и существенно повлияла на их сотрудничество впоследствии. Среди заключенных "шарашки", с которыми встретился Семён Михайлович, был и товарищ Сергея Павловича —

Наум Львович Уманский. В 1953 г. Наум Львович перешел работать на завод № 918 (ныне НПП "Звезда"). Он возглавил проектирование средств аварийного покидания летательных аппаратов и агрегатов заправки самолетов в полете. После первого посещения завода С.П. Королёвым в 1956 г. Н.Л. Уманский становится участником разработки систем космического назначения. Наум Львович обеспечил постоянный рабочий диалог между Семёном Михайловичем Алексеевым и Сергеем Павловичем Королёвым, что во многом способствовало быстрому установлению высокой степени взаимного доверия между ними при решении ответственных задач по обеспечению безопасности человека в космических полетах.

В конце Великой Отечественной войны, после возвращения ОКБ С.А. Лавочкина из эвакуации в Москву, Семён Михайлович был оставлен в Горьком в качестве главного конструктора ОКБ серийного завода № 21, выпускавшего самолеты Лавочкина. Здесь С.М. Алексеев начинает разработку целой серии новых, реактивных, самолетов-истребителей. Первым из них был И-211, затем последовали его модификации И-212, И-215 и И-217.

На этих машинах внедряется ряд принципиально новых инженерных решений, в частности два реактивных двигателя, шасси велосипедного типа. Их принятие в серийное производство помешало лишь замечание И.В. Сталина о возможности возникновения проблем с объемом производства двигателей. Все эти истребители были двухмоторными. Так, трудности послевоенных лет отразились на судьбе этих интереснейших разработок.

В 1948 г. С.М. Алексеев назначается руководителем — главным конструктором ОКБ в г. Дубна, в котором работали авиационные конструкторы и инженеры, вывезенные из Германии, однако в 1950 г. из-за возвращения немецких специалистов в Германию работы по созданию истребителя и бомбардировщика, в том числе с крылом обратной стреловидности, проводившиеся в этом ОКБ, были прекращены.

Были в ОКБ и "экзотические" разработки, такие как кабина самолета, в которой летчик располагается лежа — ничком. Такое решение, обеспечивающее уход от рокового совпадения направления вектора инерци-

онных сил с направлением основных кровеносных сосудов человека, давало ключевое преимущество в переносимости пилотажных перегрузок.

Впоследствии работы по исследованию переносимости перегрузок и поиск оптимальных поз для летчика и космонавта стали одним из ведущих и успешных направлений работ в физиологической лаборатории ускорений нашего предприятия. Ведущая роль в создании лаборатории и ее стендовой базы принадлежит С.М. Алексееву. Эти исследования легли в основу обеспечения безопасности полета космонавта на космических кораблях "Восход" и "Союз", и в том числе в случае возникновения одной из наиболее тяжелых в этом аспекте аварийных ситуаций — отказа в работе последней ступени ракеты-носителя на участке выведения и возвращения спускаемого аппарата по крутой баллистической траектории.

В 1950 г., после репатриации немецких специалистов и формирования ОКБ в Дубне, С.М. Алексеева переводят в ЛИИ им. М.М. Громова, где он, являясь начальником конструкторско-производственного комплекса, возглавил направление работ по созданию самолетов-лабораторий, систем заправки самолетов топливом в полете и противоперегрузочных средств.

В этот период в бурно развивающемся авиационном строительстве возникает совершенно новая и притом острейшая и сложнейшая проблема. Тактико-технические характеристики самолетов начали входить в явное противоречие с возможностями пилота по управлению машиной и возможностями технических средств по обеспечению безопасности летчика в аварийных ситуациях или при боевом поражении машины. То есть именно человек становится "слабым звеном" в пилотируемом полете. Понятно, что решение связанных с этим сложнейших задач находится на стыке весьма разнообразных областей знаний, включая самолетостроение и авиакосмическую медицину.

Руководством страны в начале 1950-х гг. было принято решение создать в системе авиационной промышленности специализированное ОКБ, нацеленное на решение этих новых и близких к ним проблем. В октябре 1952 г. вышел приказ министра авиационной промышленности Михаила Васильевича Хруничева о



Семён Михайлович Алексеев



Прославленный авиаконструктор С.А. Лавочкин и его заместитель С.М. Алексеев (справа)

создании завода № 918, руководителем которого был назначен С.М. Алексеев. Основные направления работ завода были определены приказом и включали в себя:

- разработку опытных образцов высотных скафандров, противоперегрузочных костюмов и защитных шлемов для экипажей самолетов;

- разработку средств покидания самолета, катапультируемых сидений, а также средств защиты экипажа после покидания кабины самолета;

- разработку рациональных схем бронирования экипажа самолета, определение наивыгоднейших форм бронедеталей; разработку конструктивной брони, изучение защитных свойств брони в сочетании с конструкцией самолета и его агрегатами;

- разработку новых конструкций топливных баков самолетов и их контейнеров, обеспечивающих защиту топлива от вытекания при поражении баков, а также повышение защитных свойств баков существующих конструкций;

- исследование применения на самолете средств противопожарной защиты и методов борьбы с пожарами.

Государственный союзный завод № 918 С.М. Алексееву предстояло создать в поселке Томилино под Москвой практически на пустом месте, на территории центральных складов МАП. Здесь было единственное капитальное здание, занятое сушильными камерами для древесины и цехом изготовления лыж. 14 га терри-

тории были застроены навесами для естественной сушки авиационной древесины.

В первый год существования завода Семён Михайлович сумел организовать набор работников из окрестных поселков для перестройки помещений под конструкторское бюро и цеха, а также оснащение цехов и начать эти работы, которые по темпу были похожи на авральные. Одновременно еще недоукомплектованные конструкторские бригады начали разработку первых высотных скафандров, противоперегрузочных и высотно-компенсирующих костюмов, катапультных кресел, систем заправки во время полетов, систем распознавания и тушения пожаров в двигательных отсеках самолетов.

Формировались испытательные лаборатории, разрабатывались проекты построения экспериментальной базы для каждого тематического направления. Для разработки и закупки стендовой базы, включавшей в себя центрифугу для физиологических исследований, термокамеры, аэродинамическую трубу, большую вертикальную катапульту, самую совершенную в то время измерительную и регистрирующую аппаратуру для обеспечения экспериментов, в том числе с участием человека, и многое другое, были выделены огромные средства.

В структуре предприятия С.М. Алексеевым предусматривался и через несколько лет был сформирован собственный отдел авиакосмической медицины, функции которого до этого осуществляли прикомандированные сотрудники Института авиационной медицины Министерства обороны.



Руководитель завода № 918 (1953 г.)

ГипроНИИавиапром спроектировал четыре новых корпуса, первый из которых — "медицинский" (под центрифугу) был введен в 1961 г., а второй — лабораторно-конструкторский — в 1962 г.

Однако основной проблемой, стоявшей тогда перед Семёном Михайловичем, была кадровая. При всей сложности поставленных задач, затрагивающих многие научные дисциплины, эта проблема резко осложнялась тем, что на конец 1940-х — начало 1950-х гг. в нашей стране пришелся пик тяжелых и разрушительных для науки и промышленности кампаний по борьбе с "космополитизмом", кибернетикой, генетикой и рядом других "проявлений мракобесия".

Семён Михайлович, будучи хорошо знакомым с множеством ведущих специалистов отрасли, сумел в сложившейся ситуации не только фактически спасти некоторых из них от этой "мясорубки", но и одновременно разрешить проблему кадрового голода завода № 918.

Он на длительное время оставляет предприятие без начальника отдела кадров, и набором кадров руководит сам. Это был весьма смелый шаг, который, с одной стороны, увенчался успехом — позволил создать яркий высокопрофессиональный коллектив, но, с другой стороны, именно он привел Семёна Михайловича в 1964 г. после 12 лет руководства предприятием к потере должности его руководителя.

Это произошло на фоне выдвинутого партийным руководством обвинения в нарушении кадровой политики. Все попытки министра авиационной промышленности П.В. Дементьева, активно поддерживавшиеся коллективом предприятия, оставить во главе предприятия Семёна Михайловича, уже имевшего в то время звание Героя Социалистического Труда, полученное за блестящее обеспечение полета Ю.А. Гагарина, успехом не увенчались.

В этих условиях С.М. Алексеев поддержал назначение на должность руководителя в начале П.И. Зимы — главного конструктора КБ КДА (г. Орехово-Зуево), а когда тот отказался, — молодого и энергичного начальника лаборатории по испытанию средств спасения ЛИИ им. М.М. Громова — Г.И. Северина.

После того как Гай Ильич Северин возглавил предприятие, он настоял на назначении Семёна Михайловича своим заместителем. С.М. Алексеев был назначен главным конструктором по высотному снаряжению и заместителем ответственного руководителя предприятия и продолжал руководить разработками по космической и авиационной тематике до 1974 г. К сожалению, нельзя утверждать, что последние годы

работы на предприятии были уютными и безоблачными для Семёна Михайловича.

В начальные годы формирования и работы предприятия все больше расширялись границы научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ: от аэродинамических проблем движения и стабилизации катапультного кресла в набегающем потоке до разработки новых текстильных материалов и систем терморегуляции человека на фоне блокирования его теплообмена с окружающей средой и т.п., в научных исследованиях, создании теоретических основ и реальной разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения и спасения летчиков, систем заправки самолетов в полете, систем распознавания и тушения пожаров на самолете.

В 1953—1954 гг. началось активное участие завода в обеспечении программы полета животных на ракетах до высот ~ 110 км. Первые кабины для собак ракеты Р-2А были негерметичными и не возвращаемыми на Землю. Для обеспечения жизнедеятельности животных в полете и их спасения после его окончания завод разработал специальные скафандры с постоянным давлением кислорода 440 мм.рт.ст., имеющие шарообразный прозрачный шлем, что позволяло вести киносъемку животного. Собаки в этих скафандрах располагались на катапультируемых тележках, которые после покидания ракеты приземлялись в парашютном режиме. Это, фактически, было первое опробование будущей схемы приземления космонавта на кораблях "Восток", созданной этим же коллективом под руководством С.М. Алексеева через 8 лет.

Несколько позднее ВВС приняли на вооружение разработанные на заводе № 918 комплексы снаряжения для обеспечения высотных полетов, в том числе в случае аварийной разгерметизации кабины. В них использовались как высотно-компенсирующие костюмы, так и скафандры.

И хотя разработка некоторых из этих первых систем была начата еще в ЛИИ, число разработанных на предприятии изделий с испытаниями, в том числе физиологическими, переданных заказчику всего за 6 лет, впечатляет. Причем почти все это было сделано на фоне отсутствия опыта.

В начале 1950-х гг. высотное снаряжение практически состояло только из кислородных масок, в которые кислород мог поступать лишь под небольшим избыточным давлением, что обеспечивало решение проблем полета в разгерметизированной кабине на высотах не более 12...14 км. Для возможности дыхания на больших высотах под большим избыточным давлением было необходимо одеть летчика или в скафандр,



Первый космонавт Земли и главный конструктор его скафандра (1961 г.)

или в высотно-компенсирующий костюм (ВКК) с соответствующими системами жизнеобеспечения.

Результаты проведенных еще в 1950-е гг. работ показали предсказанное Семёном Михайловичем стратегическое преимущество сосредоточения создания всего комплекса систем высотного снаряжения для человека на одном предприятии-разработчике.

Молодое предприятие по праву стало завоевывать авторитет мирового лидера в области высотного снаряжения. Столь же продуктивным выглядел его старт и по другим направлениям, в частности в решении проблемы аварийного покидания летательного аппарата.

Существовавшие тогда катапультные кресла первого поколения обеспечивали спасение летчика при скорости полета менее 700 км/ч и высотах до 7 км. Вместе с тем летно-технические характеристики самолетов требовали обеспечения безопасного аварийного покидания машины на существенно больших скоростях полета у земли. Надо отдать должное новому коллективу. Он сумел найти решение двух главных проблем. Это обеспечение необходимой траектории движения кресла летчика относительно конструкции самолета и его защита от воздействия аэродинамического потока.

Уже в 1956 г. катапультное кресло К-1 прошло испытания, и в 1958 г. оно было установлено на опытном самолете ОКБ С.А. Лавочкина. Практически в этот же период появились и дальнейшие разработки этих средств спасения: катапультные кресла К-2, К-3, К-21, К-22. Кресло К-22, в частности, обеспечивало безопасное катапультирование до скорости 1050 км/ч в диапа-

зоне высот от 50 до 25 000 м. Следует отметить, что в то время существовала довольно жесткая конкурентная борьба с самолетостроительными фирмами, старавшимися самостоятельно разрабатывать эти изделия.

После прихода на предприятие Г.И. Северина его энергия и упорство обеспечили унификацию катапультных кресел для различных типов самолетов и появление всемирно известного ряда кресел типа К-36.

Столь же продуктивно в 1950 – 1960-е гг. решались и другие задачи в области как авиации, так и космонавтики. В частности, ответственной задачей государственного уровня была подготовка к полету человека в космос. С поставленной задачей предприятие справилось полностью, и при этом были приняты совершенно новые, но весьма надежные решения.

Катапультное кресло космического корабля "Восток", разработанное под руководством С.М. Алексеева, было одновременно и рабочим местом космонавта в течение всего полета, и системой покидания корабля перед парашютированием на Землю, и, наконец, надежной системой спасения в случае аварии на старте с «отстрелом» космонавта почти на 100 м от ракеты-носителя.

С.М. Алексеев входил в состав Государственной комиссии, принимавшей решение по первому и последующим пилотируемым пускам и по кандидатуре первого космонавта. Коллектив, возглавляемый С.М. Алексеевым, выполнил гигантский объем работы и обеспечил создание катапультного кресла космонавта и скафандра и всех сопутствующих им агрегатов и систем, что позволило обеспечить успешное выполнение первого в мире полета человека в космос.

В соответствии с Постановлением Правительства от 23 июня 1960 г. "О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960–1967 гг." под руководством С.М. Алексеева были начаты работы по созданию скафандров для внекорабельной деятельности.

В 1962 г. был спроектирован и изготовлен действующий макет полужесткого скафандра СКВ со ставшим сегодня классическим входом в скафандр через "дверь" на спине. В это же время началось проектирование скафандров "Кречет" и "Орлан" для выхода на поверхность космического корабля и полета на Луну, ставших прототипом современных скафандров "Орлан" для долговременных орбитальных космических станций. Следует особо отметить успешное и оригинальное решение проблем при разработке мягкого надувного шлюза и скафандра для осуществления выхода в космос из корабля "Восход-2".



Ю.А. Гагарин и Н.П. Каманин с группой специалистов "Звезды" (Томилино, 25 апреля 1961 г.)

При выборе конструкции и концепции работы скафандра "Беркут" на основании проведенного анализа и с учетом ограниченного объема корабля было решено его использовать как в качестве спасательного средства (на случай разгерметизации кабины или отказа бортовой системы обеспечения жизнедеятельности), так и для выхода в открытый космос. При этом во главу угла ставилось безусловное обеспечение надежности изделий, безопасность космонавта и создание ему возможности эффективно выполнять в скафандре поставленные задачи.

Первому выходу в открытый космос предшествовал ряд впервые проведенных расчетов, исследований и экспериментальных работ, а также тренировок космонавтов. В частности, были созданы методики тепловых расчетов системы "человек—скафандр", исследовано влияние высокого вакуума и других факторов открытого космоса на материалы скафандра, разработаны методики моделирования условий космоса в наземных условиях, выполнен большой объем испытаний в барокамерах.

Семён Михайлович окончательно оставил работу на "Звезде" в 1987 г., а в 1993 г., после тяжелой болезни ушел из жизни.

Необходимо подчеркнуть некоторые личностные характеристики этого яркого талантливого человека и специалиста. Он всем запомнился, прежде всего, как чрезвычайно одаренная личность. При выборе им технических решений очень часто доминировала интуиция и предпочтение отдавалось красивым конструкциям. Именно красивым и гармоничным. При этом он всегда мог сформулировать любую возникшую проблему, даже очень сложную, в самой доступной описательной форме. Семёна Михайловича отличала удивительная интеллигентность, именно в исконно русском понимании этой категории — не причинить неудобств окружающим, не демонстрировать свою значимость и положение и стараться замечать те аспекты, в которых можно оказать содействие конкретному человеку.

За выдающийся вклад в развитие отечественной авиации и космонавтики Семён Михайлович Алексеев был удостоен высоких государственных и правительственных наград и званий. Он Герой Социалистического Труда, кавалер ордена Ленина, двух орденов Трудового Красного Знамени, ордена Красной Звезды.



САФРОНОВ
Вячеслав Семенович —
доцент МАИ (государст-
венного технического
университета),
кандидат техн. наук

Оптимальное проектирование конструкций ЛА с учетом требований их живучести

В.С. Сафронов

E-mail: act@mai.ru

В статье представлена методология оптимального проектирования восстанавливаемых конструкций ЛА с учетом основных требований живучести конструкции на основе аналитической оценки несущей способности и частотных характеристик конструкции. Приведены результаты проектирования оболочечных конструкций различных конструктивно силовых схем.

Ключевые слова: оболочечная конструкция; несущая способность; живучесть конструкции; оптимальное проектирование; аналитическая модель.

V.S. Safronov. Optimum Designing Of Designs Of Flying Machines Taking Into Account Requirements Of Survivability Of The Design

In the article is presented methodology of the optimum planning of refurbishable constructions of aircrafts taking into account the basic requirements of vitality of construction on the basis of analytical estimation of bearing strength and frequency descriptions of construction, the results of planning of shells constructions are resulted different structurally power charts.

Key words: shells; bearing ability; survivability of a design; optimum designing; analytical model.

Высокая стоимость, сложность и сжатые сроки разработки ЛА обуславливают необходимость применения таких методов проектирования и реализации проекта, которые позволили бы в той или иной мере количественно учитывать и взаимосвязывать основные факторы, определяющие эффективность разрабатываемого ЛА. К числу этих факторов относятся не только летно-технические и технологические характеристики, определяющие действенность ЛА как боевой единицы, сложность производства, отработанность технологии, материалоемкость, стоимость изготовления и т.д., влияющие на общую экономическую эффективность, но и живучесть конструкции ЛА.

Под живучестью конструкции (ЖК) будем понимать способность планера ЛА после получения расчетного максимально допустимого повреждения сохранять свою работоспособность при меньших (заданных при формировании требований на ЖК) перегрузках.

Постановка задачи оптимального проектирования силовых конструкций ЛА с учетом требований живучести конструкции. Задача оптимального проектирования силовых конструкций ЛА как задача нелинейного программирования сводится к следующей постановке: найти оптимальную точку X^* конструктивных параметров, чтобы выполнить условие

$$\begin{aligned} F(x^*) &= \text{opt } F(x), \\ x &\in D, \end{aligned} \quad (1)$$

где D — область допустимых решений,

$$D = \{x_i \mid q_k(x, N, p) \leq 1; \quad k=1, \dots, m; \quad a_i \leq x \leq b_i; \quad i=1, \dots, n\}, \quad (2)$$

где $F(x)$ — функция цели, описывающая полную массу системы; $q_k(x, N, p)$ — выражения для соответствующих m ограничений; x_i — конструктивные параметры; a_i, b_i — минимально и максимально допустимые значения конструктивных параметров; N, p — нагрузки в продольном и поперечном направлениях.

Требования ЖК в задаче (1) сводятся к сохранению работоспособности проектируемой конструкции агрегата планера ЛА после получения ею заданного максимально допустимого повреждения и перехода от расчетных перегрузок n_x и n_y к перегрузкам, заданным в требованиях на ЖК: $n_{x\text{жк}}, n_{y\text{жк}}$ ($n_{x\text{жк}} < n_x, n_{y\text{жк}} < n_y$), что отражается снижением продольных и поперечных нагрузок в k_x и k_y раз. Под работоспособностью понимается выполнение ограничений $q_{k\text{доп}}(x, N/k_x, p/k_y) \leq 1$ при снижении продольных и поперечных нагрузок в k_x и k_y раз после получения конструкцией агрегата планера ЛА заданного максимально допустимого повреждения.

При проектировании конструкций дистанционных пилотируемых ЛА перегрузки на ЖК $n_{x\text{жк}}$ и $n_{y\text{жк}}$ формируются в требованиях на ЖК, как правило, исходя из условий обеспечения безопасной посадки.

Таким образом, исходя из значений заданных коэффициентов снижения продольных и поперечных нагрузок k_x и k_y , требуется найти площадь максимально допустимого отверстия $S_{\text{отв}}$ в конструкции планера, при котором после получения расчетного максимально допустимого повреждения конструкция планера будет сохранять работоспособность при меньших (заданных при формировании требований на ЖК) перегрузках $n_{x\text{жк}}, n_{y\text{жк}}$.

$$S_{\text{доп}}(n_{x\text{жк}}, n_{y\text{жк}}) = \min_{x \in D} S_{\text{доп}}(k_x, k_y, q_k(x, N/k_x, p/k_y)), \quad (3)$$

При выполнении всех ограничений $q_{k\text{доп}}(x, N/k_x, p/k_y) \leq 1$, в качестве допустимой принимается минимальная площадь выреза, получаемая из решения системы m ограничений $q_{k\text{доп}}(x, N/k_x, p/k_y) \leq 1, k=1, \dots, m$, обеспечивающих работоспособность конструкции с повреждением в целом. Если же после перехода ЛА от расчетных перегрузок n_x, n_y к перегрузкам $n_{x\text{жк}}, n_{y\text{жк}}$ допускается местная потеря прочности или устойчивости отдельных элементов конструкции, то в качестве допустимой может приниматься и не обязательно минимальная площадь выреза, получаемая из решения указанной выше системы.

В основу алгоритма параметрической оптимизации в статье положена методика поэтапной оптимизации, основанная на градиентных методах [1, 2, 3].

Следуя принципу поэтапной оптимизации, на каждом из этапов используется рациональная стратегия движения к оптимуму целевой функции.

Местонахождение оптимума на границе допустимой области допустимых решений ($\bar{x} \in \Gamma_D$), а также характерное для рассматриваемого класса задач параметрической оптимизации поведение целевой и ограничивающих функций в пространстве переменных $\bar{x}$ определяют в настоящей работе поэтапную поисковую схему, включающую в себя следующие основные этапы:

- 1) подготовку исходной информации;
- 2) выбор начального приближения;

3) итерационную процедуру спуска—подъема, обеспечивающую посадку поисковой точки с заданной точностью на границу Γ_D допустимой области решений D (как из допустимой, так и не допустимой ее части) [3]. В предлагаемой работе функция массы принимается строго монотонной по каждой из переменных $\bar{x}$. При неизвестной структуре допустимой области D и при условии, что задача на отыскание минимума имеет смысл, т.е. внутри допустимой области экстремальных точек нет, минимум значения целевой функции находится на границе области: $\bar{x}^* \in \Gamma_D$;

4) процедуру движения вдоль границы допустимой области, обеспечивающую монотонное уменьшение целевой функции массы $F(\bar{x})$ — пошаговое движение в сторону минимума с выбором координатного направления, склонного к уменьшению целевой функции $F(\bar{x})$;

5) процедуру проверки на оптимальность решения, полученного в результате реализации предыдущих этапов (проверку на многоэкстремальность);

6) проверку на многосвязность области допустимых решений;

- 7) перестройку области поиска.

Отличительной особенностью этой поисковой схемы является то, что на каждом из указанных этапов используются специфическое решение задачи параметрической оптимизации. Построенный на ее основе алгоритм в немалой степени отвечает требованиям, предъявляемым к нему в условиях многократного использования.

Для удобства численной реализации поэтапного поискового алгоритма все функции ограничений $q_l(\bar{x}) \leq 0$ ($l=1, M$) приводятся к безразмерному виду:

$$k_l(\bar{x}) \leq 1 \quad (l=1, M). \quad (4)$$

Моноотонная зависимость целевой функции массы $F(\bar{x})$ от каждого из своих аргументов, а также особенность, связанная со структурой допустимой области D в задачах параметрической оптимизации конструкции, дают основания во многих случаях учитывать в ограничениях по геометрии вида $\bar{a}_i \leq \bar{x}_i \leq \bar{b}_i$ ($i = \overline{1, n}$) только левые или только правые части неравенств.

В случае, если $\frac{\partial F(\bar{x})}{\partial x_i} > 0$ (функция массы, возрастающая по переменной x_i), определяющей является левая часть геометрических ограничений, и ограничивающее условие запишется следующим образом:

$$k_i(\bar{x}) = \frac{a_i}{x_i} \leq 1. \quad (5)$$

В случае $\frac{\partial F(\bar{x})}{\partial x_i} < 0$ (функция массы, убывающая по переменной x_i) ограничение записывается в виде

$$k_i(\bar{x}) = \frac{x_i}{b_i} \leq 1. \quad (6)$$

Описанная замена ограничений не приводит к изменению характера поведения ограничивающих функций в пространстве переменных x_i , но упрощает практическую реализацию поэтапного поискового алгоритма, построенного на максимальном учете всех особенностей задачи параметрической оптимизации.

После приведения всех M функций ограничений и ограничений по геометрии к безразмерному виду во всех точках допустимой области D будут удовлетворяться условия

$$k_j(\bar{x}) \leq 1 \quad (j = \overline{1, M+n}). \quad (7)$$

Процедура движения на границу области допустимых решений для посадки поисковой точки на границу Γ_D (на активный участок ограничений) области D как из допустимой, так и не допустимой ее части предусматривает итерационную процедуру спуска–подъема на границу допустимой области. При построении этой процедуры используется информация об удаленности от Γ_D на заданном направлении [2].

Итерационная процедура спуска–подъема, обеспечивающая посадку поисковой точки с заданной точностью на границу Γ_D допустимой области D , движение к условному экстремуму, проверка на многоэкстремальность, проверка на многосвязность области допустимых решений и перестройка области поиска

подробно рассмотрены в работах [1, 2, 3] и в данной статье не приводятся.

В процессе оптимизации конструктивных параметров тонкостенных оболочечных конструкций с помощью поэтапной оптимизации появляется возможность выбирать оптимальное число подкрепляющих элементов. Причем оптимизация ведется с помощью метода "золотого сечения" [1] варьированием числа подкрепляющих элементов с учетом величины целевой функции – массы отсека. Так как для каждого числа подкрепляющих элементов, входящего в рассмотрение, вычисляется функция массы $F(\bar{x})$ с помощью метода поэтапной оптимизации, на основе метода "золотого сечения" удастся найти оптимальное число подкрепляющих элементов, соответствующее минимуму целевой функции.

Реализация метода поэтапной оптимизации тонкостенных оболочечных конструкций различных КСС с учетом требований ЖК. При проектировании и создании новых тонкостенных конструкций, как правило, исходят из необходимости учитывать различные требования. Таковыми, применительно к деформированным механическим системам (конструкциям), являются прочность, жесткость, устойчивость всех элементов и узлов конструкции при возможно меньшей затрате массы. Но не все критерии эффективности и ограничения, выражающие требования к проектируемым объектам, могут быть формализованы. Например, технологические требования можно учесть в качестве ограничений по толщине оболочки и т.д.

Проблема проектирования конструкции минимальной массы связана с нахождением минимума (или максимума) целевой функции при ограничениях на общую и местную потерю устойчивости оболочки, на прочность оболочки и подкреплений (шпангоутов и стрингеров). Геометрические ограничения могут носить технологический характер и предотвращать превышение ширины полков над размерами пролета между шпангоутами, лимитировать ширину полков шпангоутов и стрингеров, лимитировать минимальную ширину полков шпангоутов, лимитировать минимальный внутренний радиус шпангоутов (что относится к эксплуатационным ограничениям) и т.д. Толщина обшивки, геометрические размеры подкреплений являются проектными переменными. Все переменные рассматриваются непрерывными, исключая число пролетов между шпангоутами или другими подкрепляющими элементами.

Приведем пример постановки типовой задачи оптимального проектирования отсека корпуса ЛА на примере цилиндрической оболочки, подкреп-

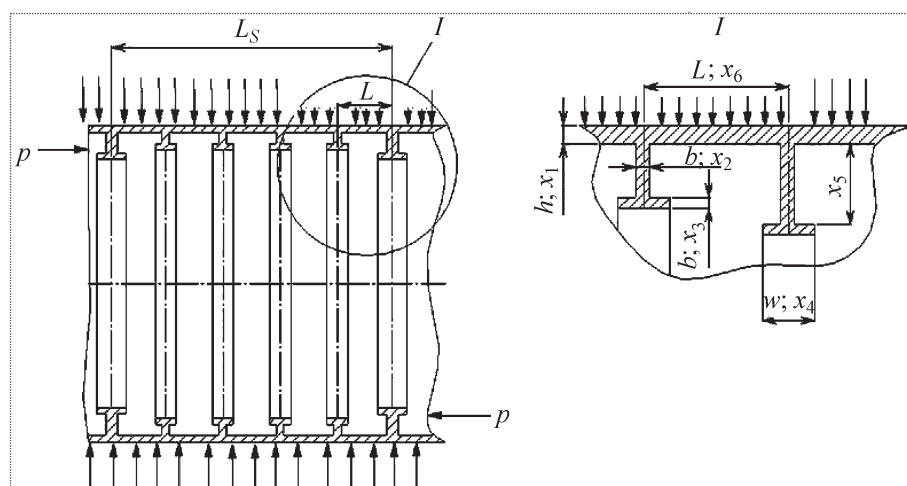


Рис. 1. Геометрические параметры подкрепленной оболочки

ленной поперечным силовым набором и нагруженной продольным сжатием и статическим внешним давлением.

Целевая функция массы для подкрепленной внутренними шпангоутами цилиндрической оболочки в общем виде может быть представлена как

$$F(\bar{x}_i) = 2\pi R \left\{ L_s R x_1 + \left(\frac{L_s}{x_5} - 1 \right) \left[x_2 x_6 \left(R - \frac{x_1}{6} - \frac{x_6}{2} \right) + x_3 x_4 \left(R - x_6 - \frac{x_1}{2} - \frac{x_3}{2} \right) \right] \right\}, \quad (8)$$

где R — радиус срединной поверхности оболочки; L_s — длина оболочки между стыковыми шпангоутами; ρ — плотность материала оболочки; $x_1, \dots, x_6$ — проектные параметры, тождественные соответственно толщине обшивки h , толщине стенки и полки шпангоута b и b' , ширине полки шпангоута ω ; высоте стенки шпангоута t ; расстоянию между шпангоутами L'_0 . Геометрические параметры оболочки показаны на рис. 1.

Основные ограничения при анализе целевой функции (8) могут быть подразделены на три группы: ограничения, контролирующие формы разрушения конструкции; геометрические ограничения, налагаемые на соответствующие соотношения между переменными; односторонние ограничения, определяющие допустимые величины переменных x_i .

Остановимся более подробно на этих ограничениях.

1. *Общая потеря устойчивости цилиндрической оболочки в результате действия внешнего давления при наличии продольного сжатия:*

$$q_1(\bar{x}_i) = \frac{f p}{p_{\text{ед}}^{\text{ia}}} \leq 1, \quad (9)$$

где p — внешнее статическое давление; $p_{\text{ед}}^{\text{ia}}$ — критическое давление общей потери устойчивости при наличии сжатия оболочки без повреждения или с повреждением [4], f — коэффициент безопасности.

2. *Местная потеря устойчивости обшивки между шпангоутами при действии внешнего давления при наличии продольного сжатия:*

$$q_2(\bar{x}_i) = \frac{f p}{p_{\text{ед}}^{\text{i}}} \leq 1, \quad (10)$$

где $p_{\text{ед}}^{\text{i}}$ — критическое давление местной потери устойчивости при наличии сжатия оболочки без повреждения или с повреждением.

3. *Общая потеря устойчивости цилиндрической оболочки в результате действия продольного сжатия при наличии внешнего давления:*

$$q_3(\bar{x}_i) = \frac{k_f f (q + p R/2)}{q_{\text{ед}}^{\text{ia}}} \leq 1, \quad (11)$$

где q — продольное сжатие; $q_{\text{ед}}^{\text{ia}}$ — критическое значение сжатия при наличии внешнего давления общей потери устойчивости оболочки без повреждения или с повреждением [4]; f — коэффициент безопасности; k_f — коэффициент несовершенства формы оболочки ($k_f < 1$), выбираемый по статистике [2].

4. *Местная потеря устойчивости обшивки между шпангоутами при действии продольного сжатия при наличии внешнего давления:*

$$q_4(\bar{x}_i) = \frac{f (q + p R/2)}{q_{\text{ед}}^{\text{i}}} \leq 1, \quad (12)$$

где $q_{\text{ед}}^{\text{i}}$ — критическое значение сжатия при наличии внешнего давления местной потери устойчивости оболочки без повреждения или с повреждением [4].

5. Ограничение на прочность оболочки между шпангоутами:

$$q_5(\bar{x}_i) = \frac{f \sigma_{\text{разр}}}{\sigma_{\text{дейст}}} \leq 1, \quad (13)$$

где $\sigma_{\text{разр}}$ — разрушающие напряжения материала оболочки; $\sigma_{\text{дейст}}$ — максимальные действующие напряжения в оболочке. При наличии выреза в оболочке $\sigma_{\text{дейст}}$ определяются согласно методике, изложенной в [5].

6. Ограничение на прочность шпангоута:

$$q_6(\bar{x}_i) = \frac{\sigma_{\text{разр}}}{\sigma_{\text{дейст}}} \leq 1, \quad (14)$$

где $\sigma_{\text{разр}}$ — разрушающие напряжения материала шпангоута; $\sigma_{\text{дейст}}$ — максимальные действующие напряжения в шпангоуте от действия комплексной нагрузки.

7. Общая потеря устойчивости шпангоута:

$$q_7(\bar{x}_i) = \frac{f p}{p_{\text{кр}}} \leq 1, \quad (15)$$

где $p_{\text{кр}}$ — критическое давление общей потери устойчивости шпангоута от действия комплексной нагрузки.

8. Местная потеря устойчивости элементами шпангоута:

для полки шпангоута

$$q_8(\bar{x}_i) = \frac{\omega}{c_1 c_2 b'} \leq 1; \quad (16)$$

для стенки шпангоута

$$q_8(\bar{x}_i) = \frac{c_3 t}{\omega} \leq 1, \quad (17)$$

где c_1, c_2 — постоянные, учитывающие соотношение толщин стенки и полки шпангоута; c_3 — постоянная, учитывающая минимальное соотношение ширины полки шпангоута к его высоте.

9. Ограничение на толщину полки шпангоута:

$$q_{10}(\bar{x}_i) = \frac{b'}{c_4 h} \leq 1, \quad (18)$$

где c_4 — константа, определяющая максимальное соотношение толщины полки шпангоута и обшивки.

10. Ограничение на внутренний радиус шпангоута:

$$q_{11}(\bar{x}_i) = \frac{R_{\min} - R + t + b' + h/2}{R_{\min}} \leq 0. \quad (19)$$

11. Ограничение на собственную частоту колебаний оболочки с вырезом:

$$q_{12}(\bar{x}_i) = \frac{\Omega}{\Omega_{\text{отв}}} \leq 1, \quad (20)$$

где Ω — собственная частота колебаний оболочки без повреждения [5], $\Omega_{\text{отв}}$ — собственная частота колебаний оболочки с повреждением.

12–19. Односторонние ограничения переменных параметров:

$$\begin{aligned} \frac{x_{ni}}{x_{n\hat{a}}} &\leq 1, \quad n=1, 2, \dots, N; \\ \frac{x_{ni}}{x_{n\hat{i}}} &\leq 1, \quad n=1, 2, \dots, N, \end{aligned} \quad (21)$$

где $x_{n\hat{a}}$ и $x_{n\hat{i}}$ — верхние и нижние пределы проектных переменных x_n , которые могут быть использованы для ограничений по технологическим и другим соображениям.

Таким образом, задача оптимизации по массе подкрепленной цилиндрической оболочки формулируется как задача нелинейного математического программирования: требуется найти такую точку $\bar{x}^* = \{x_1, \dots, x_6\}$, в которой значение целевой функции минимально, т.е.

$$F(\bar{x}_i) = \min_{x \in D} F(\bar{x}_i); \quad (22)$$

$$D = \{\bar{x}_i : q_l(\bar{x}_i) \leq 1; (l=1, 19); \bar{x}_i > 0, i=1, 6\}.$$

Ввиду наличия непрерывных переменных $\bar{x}_i$ ($i=1, 2, 3, 4, 5$) и дискретной переменной $\bar{x}_6$, нелинейной целевой функции и ограничений, возникает задача смешанного нелинейного программирования.

Процедура непрерывной оптимизации отделяется от процедуры дискретной (целочисленной) оптимизации на основе принципа декомпозиции [3], т.е. исходная задача (1) разбивается на два этапа и преобразуется к следующему виду:

$$F(\bar{x}_i) = \min_{K_{\min} \leq x_b \leq R_{\max}} \min_{x_i \in D} F(\bar{x}_i), \quad (23)$$

$$D = \{\bar{x}_2 : q_l(\bar{x}_i) \leq 1 \quad (l=1, 19); \bar{x}_i = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5)\}.$$

На первом этапе на ограниченном интервале значений $K_{\min} \leq x_b \leq R_{\max}$ целесообразно использовать метод "золотого сечения" [2]. Второй этап характеризует-

ся определением оптимальных проектных параметров посредством применения метода поэтапного направленного поиска оптимума целевой функции.

Оптимизационные процедуры решения полной задачи (23) объединены в алгоритм автоматизированного синтеза тонкостенной оболочечной конструкции, применяемый для проектирования оболочечных конструкций при смешанном нагружении с учетом требований ЖК.

Результаты оптимизации цилиндрических оболочек различных конструктивно-силовых схем (КСС). В качестве примера применения разработанного алгоритма проведен синтез оболочечной конструкции отсека ЛА при действии внешнего давления и продольного сжатия.

Постановка проектировочной задачи заключается в следующем. По условию минимальной массы выбрать оптимальный вариант конструктивно-технологического решения и определить конструктивные параметры приборного отсека корпуса ЛА.

Геометрические параметры отсека: длина $L = 700$ мм; радиус оболочки $R = 300$ мм. Конструкционный материал — алюминиевый сплав с физико-механическими характеристиками: модуль упругости $E = 7,2 \cdot 10^{10}$ Па; плотность $\rho = 2,7 \cdot 10^3$ кг/м³. Варьируемыми параметрами являются конструктивные параметры оболочки, число шпангоутов и диаметр выреза.

На основе алгоритма выбора альтернативных вариантов по минимуму массы выбраны отсеки, подкрепленные шпангоутами, вафельные и с продольно-поперечным набором, отсек с трехслойной и гладкой оболочкой. Результаты расчета по оболочкам различных КСС представлены в таблице.

Анализ результатов показывает, что с ростом величины внешнего давления, осевого сжатия и диаметра

выреза увеличиваются значения конструктивных параметров подкрепления и растет число шпангоутов, в силу чего возрастает и масса оболочки.

Для поврежденных пластин и оболочек различных конструктивно-силовых схем остаточная прочность конструкции оказывает меньшее влияние на остаточную несущую способность пластин и оболочек для сжатой зоны, чем устойчивость.

На рис. 2–4 показана несущая способность гладкой, подкрепленной продольно-поперечным набором и трехслойной сотовой оболочек с центральным круговым вырезом радиусом $R_{отв}$ при продольном сжатии. Физико-механические и геометрические характеристики оболочек те же, что рассматривались выше. Ось абсцисс измеряется параметром отношения диаметра выреза к радиусу оболочки $2 R_{отв} / r$. По оси ординат отложены безразмерные параметры, частично характеризующие несущую способность: *кривые 1* — отношение общей критической сжимающей нагрузки поврежденной оболочки, определяемое по уточненной методике, к общей критической сжимающей нагрузке целой оболочки; *кривые 2* — отношение местной критической сжимающей нагрузки поврежденной обо-

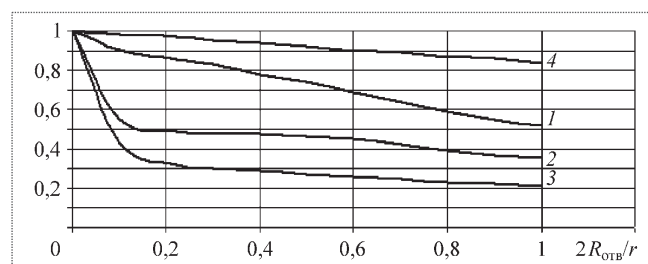


Рис. 2. Несущая способность гладкой шарнирно опертой цилиндрической оболочки с центральным круговым вырезом радиуса $R_{отв}$ при продольном сжатии

Внешнее давление, 10^5 Па	Диаметр выреза, мм	Масса, кг			
		Оболочка трехслойная	Оболочка гладкая	Оболочка с продольно-попереч- ным набором	Оболочка со шпангоутами
0,3	0	8,842	6,12	5,18	5,18
0,3	20	1,544	9,27	9,2	9,2
0,3	100	11,64	11,54	11,63	11,63
0,3	150	12,43	13,988	14,1	14,09
0,5	0	10,36	6,82	6,81	5,54
0,5	20	12,365	9,79	8,89	9,39
0,5	100	13,553	11,89	10,03	11,936
0,5	150	14,41	18,86	14,0	11,34

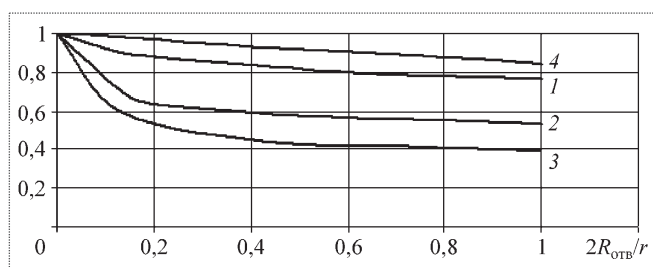


Рис. 3. Несущая способность подкрепленной продольно-поперечным набором шарнирно опертой цилиндрической оболочки с центральным круговым вырезом радиуса $R_{отв}$ при продольном сжатии

лочки к местной критической сжимающей нагрузке целой оболочки; кривые 3 — отношение действующих напряжений целой оболочки к средним действующим напряжениям поврежденной оболочки в зоне отверстия, равной $2R_{отв}$ в сечении по диаметру оболочки и по оси отверстия; кривые 4 — отношение действующих напряжений целой оболочки к средним действующим напряжениям поврежденной оболочки в сечении по диаметру оболочки и по оси отверстия.

Из рис. 2 — 4 видно, что для подкрепленной и трехслойной сотовой оболочек области, описываемые общей остаточной прочностью и критическими напряжениями по форме общей потери устойчивости, достаточно близки. Однако область, описываемая критическими напряжениями по форме общей потери устойчивости, все же меньше для всех видов оболочек и, как следствие, оказывает большее влияние на остаточную несущую способность поврежденных оболочек. Наибольшее влияние на остаточную несущую способность поврежденных оболочек оказывают действующие напряжения в зоне отверстия и критические напряжения местной потери устойчивости. Как правило, в большинстве случаев эти виды разрушений не приводят к разрушению всей конструкции в целом и поэтому допустимы при переходе ЛА при получении пробоины к перегрузкам, определяемым требованиями живучести конструкции. Следовательно, остаточную несущую способность рассматриваемых оболочек при сжатии допустимо оценивать областью, описы-

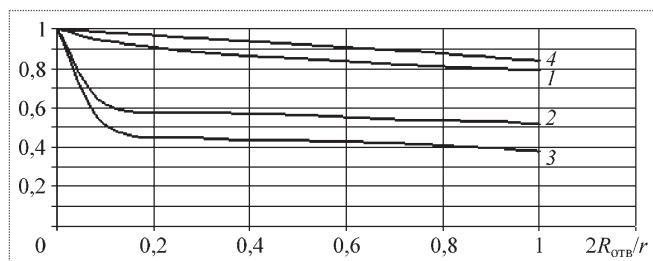


Рис. 4. Несущая способность трехслойной сотовой шарнирно опертой цилиндрической оболочки с центральным круговым вырезом радиуса $R_{отв}$ при продольном сжатии

ваемой критическими напряжениями по форме общей потери устойчивости.

После получения оптимальных параметров оболочки без выреза задаются коэффициенты снижения нагрузок k_x и k_y и по методике, изложенной в [5], получаем зависимости отношения диаметра выреза b к радиусу оболочки R и отношения площади выреза $S_{отв}$ к площади оболочки S , при которых конструкция отсека останется работоспособной при переходе от перегрузок n_x, n_y к перегрузкам $n_{x жк}, n_{y жк}$.

На рис. 5 приведены зависимости отношения площади выреза $S_{отв}$ к площади оболочки S от коэффициентов снижения нагрузок k_x и k_y при значении коэффициента совершенства формы $k_f = 1$ для шарнирно опертой гладкой оболочки. Здесь кривая 1 соответствует общей потере устойчивости, кривая 2 — местной потере.

Анализ результатов, представленных на рис. 5, показывает, что снижение продольной нагрузки на оболочечную конструкцию при переходе от расчетных перегрузок n_x и n_y к перегрузкам, заданным в технических требованиях на живучесть конструкции $n_{x жк}, n_{y жк}$ ($n_{x жк} < n_x, n_{y жк} < n_y$), позволяет получить больший раз-

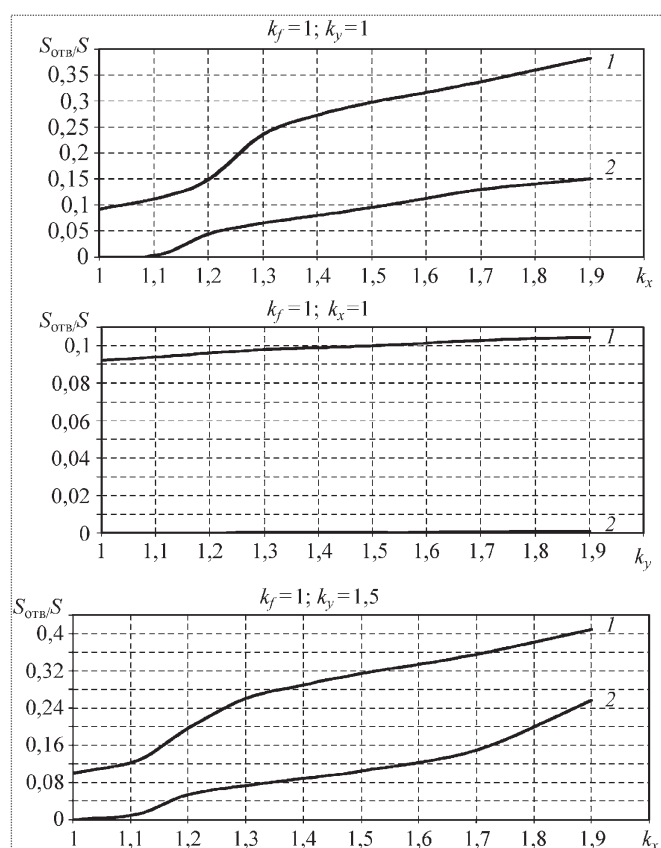


Рис. 5. Зависимости отношения площади выреза $S_{отв}$ к площади оболочки S от коэффициентов снижения нагрузок k_x и k_y для шарнирно опертой оболочки

мер максимально допустимых повреждений, чем такое же снижение поперечной нагрузки. Это в большей степени проявляется для шарнирно опертой оболочки.

Полученные результаты тестовых расчетов подтверждают работоспособность разработанной методики оптимального проектирования оболочечных конструкций различных конструктивно-силовых схем с учетом требований ЖК.

Представленные в данной статье методики оптимального проектирования тонкостенных силовых конструкций ЛА имеют аналитический характер. Аналитические методы решения, в отличие от численных, позволяют судить о степени влияния того или иного параметра на конечный результат еще на начальных стадиях расчета, что значительно сократит трудоемкость и повысит результативность проектировочных и поверочных расчетов.

Àéàèèîäàòè÷àíèèé ìèèîé

1. Малков В.П., Морозов В.Д. Весовая оптимизация орбренных цилиндрических оболочек / В сб. "Прикладные проблемы прочности и пластичности". Горький, 1976. № 4.
2. Малков В.П. Поэтапная параметрическая оптимизация в механике деформируемых систем // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Горький, 1975. Вып. 1. С. 93–110.
3. Парафесь С.Г., Сафронов В.С., Туркин И.К. Проектирование тонкостенных конструкций летательных аппаратов на основе методов идентификации и оптимизации // М.: МАИ-ПРИНТ, 2008. 197 с.
4. Евдокимов Е.В., Сафронов В.С., Туркин И.К. Исследование несущей способности цилиндрической оболочки с вырезом // Известия РАН. Механика твердого тела. 2007. № 1. С. 123–141.
5. Савин Г.Н. Концентрация напряжений около отверстий. Киев: Наукова думка, 1968. 887 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ÐÎÑÑÈß ÑÎÖÀÄÎ ËÎÑÎ ÆÀÈÈÀ ËÎÄÀÈÈ Ñ ÒÀÄÎ ÎÉ ÝÎÄÀÎÕÒÀÎÎÀÈÈÉ

"Россия сохранит лидирующие позиции в космической деятельности, создав транспортно-энергетический модуль на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса", — заявил глава Роскосмоса А.Н. Перминов. По его мнению, реализация уникального прорывного проекта создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса на базе уже имеющегося задела позволит поднять отечественную ракетно-космическую технику на принципиально новый уровень, во многом опережающий зарубежные разработки.

"Проект направлен на решение перспективных задач развития космонавтики XXI в.", — сказал А.Н. Перминов на заседании комиссии при президенте по модернизации и технологическому развитию экономики РФ. Он сообщил, что проект рассчитан на девять лет. На его реализацию из бюджета планируется выделить 17 млрд руб. Эскизный проект транспортно-энергетического модуля планируется завершить в 2012 г., сказал А.Н. Перминов. По его словам, в результате реализации проекта будут обеспечены качественное повышение функциональных возможностей космических средств нового поколения, снижение стоимости энергообеспечения мощных бортовых потребителей по сравнению с солнечным вариантом в три раза, снижение стоимости выведения на высокоэнергетические орбиты в два раза, создание ряда инновационных продуктов для наземной энергетики.

ÎÈÈÎÈÐÎÀÎ ÎÉ ÎÈÈÀ ÎÀ ÎÀÐÑ ÆÎÇÎ ÆÈÀÎ ÎÈÈÈÎ ÎÈ ËÎÑÎ ÆÀÈÈÀÈÈ ÒÀÄÎ ÎÕ ÐÀÈÈÎ ÎÕ ÀÈÈÀÒÀÈÈ

Пилотируемые полеты на Марс и дальше его орбиты невозможны с использованием существующих ракетных технологий и требуют перехода на использование ядерных энергоустановок, заявил президент Ракетно-космической корпорации "Энергия" В.А. Лопота.

"Сегодня эффективно сдвинуться с полетов на низкую орбиту к полетам в дальний космос или квазидальний космос можно только с ядерной энергетикой. Освоение Солнечной системы возможно только при условии использования ядерной энергетики. Другой энергетики мы пока не нашли", — сказал он.

"Сначала ядерные технологии должны быть опробованы на космических аппаратах различного назначения. После этого возможно создание ядерного буксира для транспортировки грузов и пилотируемых кораблей на геостационарную, лунную орбиту, к Марсу и другим объектам Солнечной системы. На базе подобных буксиров, прежде всего, должна быть создана транспортная система, которая способна эффективно выводить грузы на геостационарные и другие орбиты, затем — межорбитальный буксир", — сказал В.А. Лопота.

В зависимости от миссии буксиру потребуется энергоустановка мощностью от 500 кВт до 6 МВт. Для реализации полетов дальше орбиты Марса необходима энергоустановка мощностью 24 МВт. При этом реально достижимо создание в ближайшем десятилетии энергоустановок мощностью 150 кВт — 1 МВт, сказал президент РКК "Энергия". Кроме буксира он также предложил использовать ядерные энергоустановки на крупных космических многофункциональных платформах.

Вестник Интерфакс — АВН № 42 (420), 2009 г.



ВОЗНИКОВ
Денис Александрович —
младший научный сотрудник
4 ЦНИИ МО РФ



МАНИН
Анатолий Платонович —
генеральный директор —
главный конструктор ОАО
НПИЦ "Арминт", доцент,
доктор техн. наук



БУЛЫЧЕВ
Юрий Гурьевич —
профессор Ростовского
военного института Ракет-
ных войск, доктор техн.
наук

Мультиструктурный подход к оцениванию движения ЛА на основе траекторной информации пассивно-угломерной системы

Д.А. Возников, А.П. Манин, Ю.Г. Булычев

E-mail: post@armint.ru

Применительно к условиям существенной априорной неопределенности, характеризующейся отсутствием адекватной информации о законе распределения вероятностей ошибок пеленгования, развит эффективный в вычислительном плане подход к совместной обработке измерений нескольких пеленгаторов, позволяющий найти оптимально-минимаксную оценку местоположения наблюдаемого летательного аппарата.

Ключевые слова: угломерная система; местоположение ЛА; априорная неопределенность.

D.A. Voznikov, A.P. Manin, Yu.G. Bulychev. Multilattice Approach To Aircraft Motion Assessment Based On Trajectory Data From Passive Radial System

The article presents a novel approach to combined processing of data, fed from several bearing finders, which is reputed to be most efficient in computational terms within the background of significant prior uncertainty, characterized by the shortfall of adequate information as far as to the law on the distribution of direction finding error probability is concerned. The approach enables the user to find optimal minimax parameters of the location of the aircraft under observation.

Key words: radial system; aircraft location; prior uncertainty.

Теория и практика обработки информации в угломерных системах (УС), реализующих триангуляционный принцип оценивания координат местоположения летательного аппарата (ЛА), показывают, что реализация классического алгоритма нахождения максимально правдоподобной оценки сводится к решению соответствующей системы нелинейных трансцендентных уравнений, для чего необходим выбор достаточно хорошего начального приближения [1–3]. Так, вариант решения задачи триангуляции, рассмотренный в работе [1], требует привлечения априорной информации в виде приближенных (ориентировочных) значений наклонных дальностей от измерителей УС до ЛА, а также знания закона распределения ошибок измерений. Однако для многих реально существующих УС наличие такой достоверной информации является, скорее, исключением, чем правилом.

Приведенные выше обстоятельства порождают на практике проблему выбора достаточно хорошего начального приближения, обеспечения сходимости и вычислительной простоты соответствующего численного метода решения системы нелинейных уравнений указанного типа, а также введения элементов адаптации с целью снижения уровня априорной неопределенности [2].

В настоящей статье применительно к условиям априорной неопределенности, характеризующейся отсутствием статистической информации об ошибках измерений и незнанием ориентировочных значений наклонных дальностей, развит альтернативный подход к решению задачи триангуляции в оптимальной постановке с элементами

адаптации, который сводится к решению совокупности систем линейных алгебраических уравнений. Это позволяет устранить проблему выбора достаточно хорошего начального приближения.

1. Постановка задачи. Пусть ЛА, характеризуемый вектором декартовых координат $P = [x, y, z]^T$, наблюдается УС, состоящей из N измерителей угловых координат, геометрический центр каждого из которых задается вектором $P_n = [x_n, y_n, z_n]^T$, $n = \overline{1, N}$.

Уравнение наблюдения полагаем заданным в виде

$$\hat{G} = G + V, \quad (1.1)$$

где $\hat{G} = [\hat{g}_i, i = \overline{1, 2N}]^T = [(\hat{\alpha}_n, \hat{\beta}_n), n = \overline{1, N}]^T$ — вектор, включающий в себя измерения азимута α_n и угла места β_n наблюдаемого ЛА,

$$G = [g_i, i = \overline{1, 2N}]^T = [(\alpha_n, \beta_n), n = \overline{1, N}]^T;$$

$$V = [v_i, i = \overline{1, 2N}]^T = [(v_{\alpha, n}, v_{\beta, n}), n = \overline{1, N}]^T$$

— вектор случайных ошибок измерений, статистические характеристики которого априорно неизвестны. Относительно характера ошибок измерений V умышленно не делается никаких предположений, поскольку в дальнейшем рассматривается случай существенной априорной неопределенности.

Введем в рассмотрение следующую базовую матрицу:

$$F^n = \begin{bmatrix} 0 & \sin \beta_n & -\cos \beta_n \sin \alpha_n \\ \sin \beta_n & 0 & -\cos \beta_n \cos \alpha_n \\ \cos \beta_n \sin \alpha_n & -\cos \beta_n \cos \alpha_n & 0 \end{bmatrix}, \quad n \in \overline{1, N},$$

а также соответствующие ей усеченные матрицы

$$F_{[i]}^n \in R^{2 \times 3}, \quad i = 1, 2, 3, \quad F_{[i, j]}^n \in R^{1 \times 3}, \\ i, j = 1, 2, 3, \quad i > j, \quad n \in \overline{1, N},$$

где $F_{[i]}^n$ — матрица, получаемая из F^n путем вычеркивания i -й строки; $F_{[i, j]}^n$ — матрица, получаемая из F^n путем вычеркивания i -й и j -й строк.

Данные усеченные матрицы сведем в множество $F^n = \{F_{[1]}^n, F_{[2]}^n, F_{[3]}^n, F_{[2, 1]}^n, F_{[3, 1]}^n, F_{[3, 2]}^n\}$. Используя элементы из F^n , сформируем множество $F = \{F_1, F_2, \dots, F_I\}$, состоящее из ряда наборов $F_i = \{F_i^n, n = \overline{1, N}\}$, $i = \overline{1, I}$, где F_i^n — произвольные матрицы из множества F^n . Очевидно, что в предельном случае $I = 6^N$.

По аналогии с F^n рассмотрим множество $\|\bullet\| = \{\|\bullet\|_1, \|\bullet\|_2, \dots, \|\bullet\|_M\}$ норм матриц, которые наи-

более широко используются в теории и практике обработки измерительной информации.

В дальнейшем полагается, что выполняются следующие неравенства:

$$\|\delta B_i\|_m \leq \lambda_{im}, \quad \|\delta B_i\|_m < \|\hat{B}_i\|_m, \quad i = \overline{1, I}, \quad m = \overline{1, M}, \quad (1.2)$$

$$\|\delta \Psi_i\|_m \leq \varphi_{im}, \quad \|\delta \Psi_i\|_m < \|\hat{\Psi}_i\|_m, \quad i = \overline{1, I}, \quad m = \overline{1, M}, \quad (1.3)$$

где $\delta B_i = \hat{B}_i - B_i$, $\hat{B}_i = \sum_{n=1}^N (\hat{F}_i^n)^T \hat{F}_i^n$, $B_i = \sum_{n=1}^N (F_i^n)^T F_i^n$, $\hat{F}_i^n = F_i^n|_{\alpha_n = \hat{\alpha}_n, \beta_n = \hat{\beta}_n}$, F_i^n — одна из матриц множества F^n , которая используется для n -го измерителя УС и соответствует i -му набору $F_i = \{F_i^1, F_i^2, \dots, F_i^N\}$, $F_i \in F$, $\delta \Psi_i = \hat{\Psi}_i - \Psi_i$, $\hat{\Psi}_i = \sum_{n=1}^N (\hat{F}_i^n)^T \hat{F}_i^n P_n$, $\Psi_i = \sum_{n=1}^N (F_i^n)^T F_i^n P_n$.

В каждом конкретном для практики случае, с учетом возможностей используемой УС, а также условий наблюдения ЛА, не представляет труда найти такие константы λ_{im} и φ_{im} , для которых неравенства (1.2) и (1.3) будут иметь место. Данные неравенства составляют минимально необходимый объем априорной информации, привлекаемый к решению задачи триангуляции в рамках развиваемого ниже оптимально-минимаксного метода.

Полагая, что приближенные (ориентировочные) значения наклонных дальностей r_n , $n = \overline{1, N}$ от измерителей УС до ЛА нам неизвестны, сформируем оценку $\hat{P} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}^T$ его местоположения, оптимальную в смысле некоторого критерия качества, суть которого устанавливается ниже.

Цель статьи — представить альтернативный подход к оптимальному оцениванию координат местоположения ЛА на базе УС, сводящийся к решению совокупности систем линейных алгебраических уравнений, применительно к ситуации, когда неизвестны начальное приближение задачи триангуляции, а также статистические характеристики ошибок измерений.

2. Формирование единичных оптимальных оценок. По аналогии с работами [4, 5], используя базовые формулы

$$x = x_n + r_n \cos \beta_n \cos \alpha_n, \quad y = y_n + r_n \cos \beta_n \sin \alpha_n, \\ z = z_n + r_n \sin \beta_n,$$

сформируем соотношения

$$\frac{x - x_n}{z - z_n} = \frac{\cos \beta_n \cos \alpha_n}{\sin \beta_n}, \quad \frac{x - x_n}{y - y_n} = \frac{\cos \beta_n \cos \alpha_n}{\cos \beta_n \sin \alpha_n}, \quad (2.1)$$

$$\frac{y - y_n}{z - z_n} = \frac{\cos \beta_n \sin \alpha_n}{\sin \beta_n}.$$

Непосредственно из (2.1), применительно к компонентам i -го набора F_i , следуют математические выражения

$$F_i^n \Delta P_n = 0, \quad n = \overline{1, N}, \quad i \in \{1, 2, \dots, I\}, \quad (2.2)$$

где $\Delta P_n = P - P_n$, F_i^n — одна из матриц набора $F_i \in F$.

С учетом сказанного выше при наличии ошибок измерений имеют место невязки

$$\delta_{ni}(\hat{G}) = \hat{F}_i^n \Delta P_n \neq 0, \quad n = \overline{1, N}, \quad i \in \{1, 2, \dots, I\}. \quad (2.3)$$

Следует помнить, что размерность вектора $\delta_{ni}(\hat{G})$ зависит от выбора матрицы $F_i^n \in F_i$. Очевидно, что максимальная размерность данного вектора равна двум.

В дальнейшем вместо уравнения прямых измерений (наблюдений), задаваемого формулой (1.1), будем оперировать уравнением косвенных наблюдений

$$\hat{\Xi}_i = \Xi_i + W_i, \quad (2.4)$$

$$i \in \{1, 2, \dots, I\},$$

$$\sum_{k, j, m=1}^N \det \begin{bmatrix} 2(\sin^2 \hat{\beta}_k + \cos^2 \hat{\beta}_k \sin^2 \hat{\alpha}_k) & -\cos^2 \hat{\beta}_k \sin 2 \hat{\alpha}_k & -\sin 2 \hat{\beta}_k \cos \hat{\alpha}_k \\ -\cos^2 \hat{\beta}_j \sin 2 \hat{\alpha}_j & 2(\sin^2 \hat{\beta}_j + \cos^2 \hat{\beta}_j \sin^2 \hat{\alpha}_j) & -\sin 2 \hat{\beta}_j \sin \hat{\alpha}_j \\ -\sin 2 \hat{\beta}_m \cos \hat{\alpha}_m & -\sin 2 \hat{\beta}_m \sin \hat{\alpha}_m & 2 \cos^2 \hat{\beta}_m \end{bmatrix} \neq 0$$

где $\hat{\Xi}_i = [\hat{\xi}_{ni}^T, n = \overline{1, N}]^T$, $\hat{\xi}_{ni} = \hat{F}_i^n P_n$; $\Xi_i = [\xi_{ni}^T, n = \overline{1, N}]^T$, $\xi_{ni} = F_i^n P_n$; $W_i = [w_{ni}^T, n = \overline{1, N}]^T$

— вектор ошибок косвенных измерений (состоящий из вектор-строк w_{ni}^T), размерность которого, так же, как и размерность векторов $\hat{\Xi}_i$ и Ξ_i , определяется выбором набора $F_i \in F$.

Вектор-столбец w_{ni} , компоненты которого принадлежат результирующему вектору ошибок W_i , определяется так:

$$w_{ni} = w_{ni}(\hat{G}) = \Delta F_i^n P_n = \Delta F_i^n P - \delta_{ni}(\hat{G}), \quad \Delta F_i^n = \hat{F}_i^n - F_i^n.$$

Для решения задачи триангуляции в оптимальной постановке, в отмеченных выше условиях априорной

неопределенности, сформируем с учетом (2.2), (2.3) квадратичную форму следующего вида:

$$J_i(P) = \sum_{n=1}^N \delta_{ni}^T(\hat{G}) \delta_{ni}(\hat{G}) = \sum_{n=1}^N (\hat{F}_i^n \Delta P_n)^T (\hat{F}_i^n \Delta P_n),$$

$$i \in \{1, 2, \dots, I\}. \quad (2.5)$$

Найдем оценку $P_i = \begin{bmatrix} x_i^* \\ y_i^* \\ z_i^* \end{bmatrix}^T$ вектора

$P = [x, y, z]^T$ с использованием матриц $F_i^n \in F_i$ из условия минимума квадратичной формы (2.5), т.е. решим систему уравнений $\partial J_i(P) / \partial P = 0$.

При выполнении условия

$$\det \left(\sum_{n=1}^N (\hat{F}_i^n)^T \hat{F}_i^n \right) \neq 0 \quad (2.6)$$

рассматриваемая вариационная задача имеет единственное решение

$$P_i^* = \left[\sum_{n=1}^N (\hat{F}_i^n)^T \hat{F}_i^n \right]^{-1} \left[\sum_{n=1}^N (\hat{F}_i^n)^T \hat{F}_i^n P_n \right], \quad i \in \{1, 2, \dots, I\}. \quad (2.7)$$

В качестве примера несложно показать, что условие (2.6) будет выполненным, если

— для случая, когда набор F_i состоит из матриц $F_i^n = F_{[3]}$ для всех $n = \overline{1, N}$.

Следует помнить, что при составлении наборов $F_i \in F$, используемых для получения оценки (2.7), необходимо исключать варианты, когда задача триангуляции становится некорректно поставленной.

Одним из основных аргументов, выдвигаемых в пользу развиваемого подхода к решению задачи триангуляции, можно также считать его вычислительную эффективность. Это связано с тем, что построение оценки (2.7) не связано с решением систем нелинейных трансцендентных уравнений, характерных для классических максимально правдоподобных оценок рассматриваемой задачи.

Допустим, что любая из указанных систем решается на ЭВМ итерационным методом Гаусса—Ньютона

за K шагов (где $K \in \{1, 2, \dots\}$). В этом случае, используя развитый выше подход, можно получить выигрыш в оперативности решения задачи триангуляции в K раз, поскольку оценка (2.7) вычисляется в процессе одного такта работы ЭВМ.

В следующем разделе дано решающее правило построения результирующей оценки P^* местоположения ЛА на базе совокупности единичных оценок $\left\{P_i^*\right\}_{i=1}^I$.

3. Формирование результирующих оценок. Применительно к условиям существенной априорной неопределенности, когда отсутствует достоверная информация о статистических характеристиках измеряемых величин, построение результирующей оценки P^* местоположения ЛА должно осуществляться на базе устойчивого к аномальным измерениям минимаксного алгоритма типа мажоритарного.

Для формализации такого алгоритма применительно к рассматриваемой задаче триангуляции и развиваемому в статье подходу запишем соотношения (2.7) в виде совокупности векторных линейных уравнений

$$\hat{B}_i^* P_i = \hat{\Psi}_i, \quad i = \overline{1, I}. \quad (3.1)$$

Очевидно, что при отсутствии ошибок измерений имеем

$$B_i P = \Psi_i, \quad i = \overline{1, I}. \quad (3.2)$$

Таким образом, под (3.1) мы понимаем возмущенные уравнения для невозмущенных уравнений (3.2).

Полагаем, что матрицы $\{B_i\}_{i=1}^I$ имеют обратные $\{\hat{B}_i^{-1}\}_{i=1}^I$, и, кроме того, выполнены условия

$$\|\delta B_i\|_m < \|B_i^{-1}\|_m^{-1}, \quad i = \overline{1, I}, \quad m = \overline{1, M}.$$

В этом случае матрицы $\{\hat{B}_i\}_{i=1}^I$ также имеют обратные $\{\hat{B}_i^{-1}\}_{i=1}^I$, и при этом справедливы следующие оценки для относительных погрешностей:

$$\varepsilon_{im} = \frac{\|\delta P_i\|_m}{\|P\|_m} = L_{im} \left(1 - L_{im} \frac{\|\delta B_i\|_m}{\|B_i\|_m} \right)^{-1} \times \left(\frac{\|\delta B_i\|_m}{\|B_i\|_m} + \frac{\|\delta \Psi_i\|_m}{\|\Psi_i\|_m} \right), \quad i = \overline{1, I}, \quad m = \overline{1, M}, \quad (3.3)$$

где $\delta P_i = P_i^* - P$, $L_{im} = \|B_i^{-1}\|_m \|B_i\|_m$ — число обусловленности матрицы B_i в m -й норме.

Поскольку в (3.3) априорно $\|\delta B_i\|_m$, $\|B_i\|_m$, $\|\delta \Psi_i\|_m$ и $\|\Psi_i\|_m$ неизвестны, то целесообразно заменить эти величины хотя бы их грубыми оценками.

С учетом ограничений (1.2) и (1.3) для указанных погрешностей можно установить границу сверху:

$$\varepsilon_{im} < \hat{L}_{im} \left(1 - \hat{L}_{im} \frac{\lambda_{im}}{\|\hat{B}_i\|_m - \lambda_{im}} \right)^{-1} \times \left(\frac{\lambda_{im}}{\|\hat{B}_i\|_m - \lambda_{im}} + \frac{\varphi_{im}}{\|\hat{\Psi}_i\|_m - \varphi_{im}} \right) = \rho_{im}, \quad (3.4)$$

где $\hat{L}_{im} = \lambda_{im}^{-1} (\|\hat{B}_i\|_m + \lambda_{im})$, $i = \overline{1, I}$, $m = \overline{1, M}$.

Таким образом, если решение точных уравнений (3.2) подменяется решением приближенных (возмущенных) уравнений (3.1), то возникают относительные погрешности ε_{im} , величина которых зависит как от выбора набора $F_i \in F$, так и от выбора нормы $\|\bullet\|_m \in \|\bullet\|$.

На базе семейства значений относительных погрешностей $\{\varepsilon_{im}\}_{i=1, m=1}^{I, M}$ можно сформировать минимаксное правило построения результирующей оценки местоположения ЛА. В качестве такой оценки можно принять вектор $P^* \in \{P_i^*\}_{i=1}^I$, для которого выполняется условие

$$P^* = \arg \min_P \max_i \rho_{im}, \quad i = \overline{1, I}, \quad m = \overline{1, M}. \quad (3.5)$$

Оценку (3.5) будем называть оптимально-минимаксной, учитывая, что семейство $\{P_i^*\}_{i=1}^I$ состоит из оценок P_i^* , оптимальных в смысле критерия $\min_P J_i(P)$.

Общий оптимально-минимаксный алгоритм (2.7), (3.5), который служит для формирования результирующей оценки P^* местоположения ЛА, достаточно прост в вычислительном плане. Он предполагает решение согласно (2.7) совокупности совместных систем линейных алгебраических уравнений третьего порядка с целью нахождения единичных оценок $\{P_i^*\}_{i=1}^I$, вычисление граничных значений $\{\rho_{im}\}_{i=1, m=1}^{I, M}$ для относительных погрешностей $\{\varepsilon_{im}\}_{i=1, m=1}^{I, M}$ в соответствии с (3.4) и выделение (селекцию) такого вектора P^* из

семейства $\{\hat{P}_i^*\}_{i=1}^I$, который отвечает минимаксному критерию (3.5).

Помимо (3.5) для селекции результирующей оценки $\hat{P}^*$ в условиях априорной неопределенности могут использоваться алгоритмы медианного оценивания, базирующиеся на применении мажоритарного и близких к нему преобразований [6]. Указанные преобразования основаны на выделении из общей совокупности частных оценок $\{\hat{P}_i^*\}_{i=1}^I$ лишь тех, которые представляются наиболее достоверными, остальные полностью исключаются. Вывод о достоверности осуществляется на основе анализа массива чисел $\{\rho_{im}\}_{i=1, m=1}^{I, M}$.

4. Некоторые статистические аспекты. Покажем связь развитого варианта решения задачи триангуляции с известным максимально правдоподобным подходом. Очевидно, что статистические характеристики оценки $\hat{P}_i^*$ будут определяться видом функции правдоподобия $p(\hat{\Xi}_i | P)$. Так, при использовании в формуле (2.7) однострочных матриц, в условиях гауссовости, независимости и равноточности косвенных измерений (2.4), имеем

$$p(\hat{\Xi}_i | P) = (\sigma \sqrt{2\pi})^N \exp \{-(2\sigma^2)^{-1} W_i^T W_i\},$$

$$i \in \{1, 2, \dots, I\},$$

где σ^2 — дисперсия ошибки измерения любой из компонент вектора W_i .

В данном случае оценка (2.7) будет оценкой максимального правдоподобия.

Если полагать, что нам известна плотность вероятности $p(\hat{G})$, то по аналогии с [7] для линейной оценки $\hat{P}_i^*$ корреляционная матрица ошибок оценивания может быть найдена так:

$$R_{P_i} = Q_i^{-1} C_i Q_i^{-1}, \quad i \in \{1, 2, \dots, I\}, \quad (4.1)$$

где

$$Q_i = \sum_{n=1}^N M\{(F_i^n)^T F_i^n\},$$

$$C_i = \sum_{n=1}^N M\{(F_i^n)^T F_i^n \Delta P_n \Delta P_n^T (F_i^n)^T F_i^n\}.$$

В последних формулах под $M\{\bullet\}$ понимается усреднение по плотности вероятности $p(\hat{G})$. Полагается так-

же выполненным следующее условие несмещенности оценки $M\{\partial J_i(P)/\partial P\} = 0$, $i \in \{1, 2, \dots, I\}$.

Для большей наглядности формулу (4.1) целесообразно представить в несколько ином виде:

$$R_{P_i} = \gamma_{0i}^{-2} Q_{0i}^T C_i Q_{0i}, \quad i \in \{1, 2, \dots, I\}, \quad (4.2)$$

где Q_{0i} — матрица алгебраических дополнений соответствующих элементов из матрицы Q_i ,

$$\gamma_{0i} = \det \sum_{n=1}^N M\{(F_i^n)^T F_i^n\}. \quad (4.3)$$

Непосредственно из формул (4.2) и (4.3) следует, что из всех наборов множества F в каждом конкретном случае целесообразно выбирать тот оптимальный набор матриц $F_{\text{opt}} = \{F_{\text{opt}}^1, F_{\text{opt}}^2, \dots, F_{\text{opt}}^N\}$, для которого

$$F_{\text{opt}} = \min_i \max_m \|R_{P_i}\|, \quad F_i \in F, \quad m \in \{1, 2, \dots, M\}. \quad (4.4)$$

Кроме того, из (4.2), (4.3) также вытекает очевидный факт: с минимальными ошибками оцениваются координаты тех ЛА, для которых величина γ_{0i} минимальна.

Таким образом, если с учетом (4.1) выбран оптимальный в смысле критерия (4.4) набор F_{opt} , то иско-мая единичная оптимальная оценка местоположения объекта находится по правилу

$$P_{\text{opt}}^* = \left[\sum_{n=1}^N (\hat{F}_{\text{opt}}^n)^T \hat{F}_{\text{opt}}^n \right]^{-1} \times$$

$$\times \left[\sum_{n=1}^N (\hat{F}_{\text{opt}}^n)^T \hat{F}_{\text{opt}}^n P_n \right], \quad m \in \{1, 2, \dots, M\}, \quad (4.5)$$

а соответствующая ей корреляционная матрица ошибок

$$R_{P_{\text{opt}}} = Q_{\text{opt}}^{-1} C_{\text{opt}} Q_{\text{opt}}^{-1}, \quad (4.6)$$

где

$$Q_{\text{opt}} = \sum_{n=1}^N M\{(F_{\text{opt}}^n)^T F_{\text{opt}}^n\},$$

$$C_{\text{opt}} = \sum_{n=1}^N M\{(F_{\text{opt}}^n)^T F_{\text{opt}}^n \Delta P_{n \text{opt}} \Delta P_{n \text{opt}}^T (F_{\text{opt}}^n)^T F_{\text{opt}}^n\},$$

$$\Delta P_{n \text{opt}} = P_{\text{opt}}^* - P_n.$$

Если в оценке (2.7) для всех $n = \overline{1, N}$ используется одна и та же матрица $F_{\text{opt}}^n = F_{[2]}$, то в условиях равно-точных измерений и одинаковых наклонных дальностей до объекта оценка (4.5) совпадает с классической

максимально правдоподобной оценкой, приведенной в работе [1].

Если опустить сделанные выше ограничения относительно статистических характеристик помех V и W , то в самом общем случае следует ожидать смещенности оценки (2.7). Для устранения данного смещения можно использовать как классические, так и неклассические алгоритмы компенсации систематических ошибок [8, 9].

Заключение. Таким образом, применение разработанного подхода к решению задачи триангуляции на базе УС позволяет решить проблему нахождения оптимальной (в смысле принятого критерия качества) оценки местоположения ЛА в условиях априорной неопределенности. Полученные данные могут быть использованы на последующих этапах обработки угломерных измерений для построения уточненной оценки местоположения ЛА на базе соответствующих фильтров [2, 3, 10].

Развитый оптимально-минимаксный подход можно рассматривать как системный, поскольку он позволяет в полной мере использовать весь ресурс "степеней свободы" при построении искомой оценки с учетом как точностных, так и вычислительных аспектов решаемой задачи. Поскольку практическая реализация данного подхода сводится к решению соответствующей совокупности систем линейных алгебраических уравнений, то можно утверждать, что он предпочтителен в вычислительном плане.

В зависимости от полноты априорной информации целесообразно комплексирование развитого подхода с классическими алгоритмами решения задачи триангуляции.

Литература

1. Ширман Я.Д., Голиков В.Н., Бусыгин И.Н. Теоретические основы радиолокации / под ред. Я.Д. Ширмана М.: Сов. радио, 1970.
2. Болотин Ю.В. Обобщенный метод наименьших квадратов в задаче оценивания по угловым измерениям // Автоматика и телемеханика. 1997. № 2.
3. Брайсон А., Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир, 1972.
4. Булычев Ю.Г., Манин А.П. Математические аспекты определения движения летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 2000.
5. Манин А.П. Теория и практика инвариантно-регуляризованного оценивания параметров движения ЛА в условиях структурно-параметрической неопределенности. М.: ОАО НПИЦ "Арминт", 2005.
6. Гильбо Е.Н., Челпанов И.Б. Обработка сигналов на основе упорядоченного выбора. М.: Сов. радио, 1975.
7. Мудров В.И., Кушко В.П. Методы обработки измерений: квазиравдоподобные оценки. М.: Радио и связь, 1983.
8. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М.: Сов. радио, 1978.
9. Булычев Ю.Г., Бурлай И.В. Системный подход к моделированию сложных динамических систем в задачах оптимизации с прогнозирующей моделью // Автоматика и телемеханика. 1996. № 3.
10. Булычев Ю.Г., Бурлай И.В. Оценивание состояния динамических систем с использованием принципа минимума функционала обобщенной работы // Изв. РАН. Техническая кибернетика. 1993. № 6.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ИЖЕВСКАЯ КОМПАНИЯ ПОСТАВИТ ПОГРАНСЛУЖБЕ ФСБ "БЕСПИЛОТНИКИ" ПАЛУБНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Компания "Беспилотные системы ZALA Aero" (Ижевск) выиграла конкурс на поставку Пограничной службе ФСБ России комплексов с беспилотными летательными аппаратами самолетного и вертолетного типа. "Контракт предусматривает поставку беспилотных самолетов ZALA 421-04M со сменными полезными нагрузками — фотокамерой, цветной видеокамерой и тепловизором для скрытого наблюдения при подготовке спецопераций днем и ночью", — сообщил генеральный директор — генеральный конструктор ZALA Aero А. Захаров. По его словам, аппарат запускается при помощи катапульты и не требует оборудованной взлетно-посадочной полосы. Беспилотные вертолеты ZALA 421-06 палубного базирования планируется использовать при патрулировании территориальных вод, для борьбы с браконьерством и слежения за судами-нарушителями. Для решения этих задач аппарат с продолжительностью полета полтора часа оборудован цветной камерой с десятикратным оптическим увеличением, системой стабилизации изображения и тепловизором для полетов ночью.

А. Захаров отметил, что во всех поставляемых комплексах уже интегрирована новая система Zanet, позволяющая транслировать визуальную и телеметрическую информацию с любого "беспилотника" на удаленные терминалы, а также передавать управление беспилотным летательным аппаратом с одной станции управления на другую. При этом все совместимые с Zanet аппараты и их задачи отображаются на общей карте, создавая единое информационное пространство для централизованного управления.

Вестник Интерфакс — АВН № 41 (419), 2009 г.



МАХОТКИН
Андрей Александрович —
старший специалист ЗАО
"Гражданские самолеты
Сухого"

Оценка стратегических перспектив применения лизинговой схемы в гражданской авиации Российской Федерации

А.А. Махоткин

E-mail: act@mai.ru

В современных российских условиях развитие лизинга сдерживается рядом объективных факторов, преодоление или снижение влияния которых позволило бы экономическим отношениям в сфере лизинга выйти на качественно новый этап развития. Комплексный анализ нынешнего состояния авиационного лизинга позволяет оценить и спрогнозировать возможные пути его развития в России.

Ключевые слова: авиация; лизинг; самолет; авиакомпания.

A.A. Makhotkin. The Estimation Of Leasing Prospects In Russian Civil Aviation

The development of leasing in Russia is suppressed by current conditions. Weakening of the influence of these conditions would put the leasing relations to the new stage. Complex analysis of aviation leasing allows to give an appraisal of its further evolution in Russia.

Key words: aviation; leasing; aircraft; aviation company.

Процесс становления и развития авиационного лизинга в России проходил в тяжелых условиях: всем участникам формировавшегося рынка лизинговых услуг в авиационной сфере приходилось преодолевать многочисленные препятствия экономического, правового и организационного характера для того, чтобы авиационный лизинг в России принял цивилизованный облик. В настоящее время уже можно говорить о специфических чертах, присущих именно российскому авиационному лизингу, и, основываясь на сегодняшнем положении дел на рынке лизинговых услуг, попытаться оценить потенциальные возможности его развития в нашей стране.

В период всеобщей приватизации авиакомпаний практически бесплатно получили воздушные суда, находившиеся в собственности государства, т.е. никаких затрат по созданию и формированию своего парка не понесли. Для начала коммерческой деятельности авиакомпаний достаточно было иметь на балансе всего пару самолетов — необходимо было только поддерживать их в исправном техническом состоянии и зарабатывать деньги, постепенно вырабатывая оставшийся ресурс. Но со временем каждая авиакомпания обязательно сталкивалась с проблемой обновления воздушного парка. Особенно острой эта проблема стала с ростом цен на авиационное топливо, эксплуатация неэкономичных Ту-134, Ту-154, Як-40 стала убыточной. Число авиакомпаний стало сокращаться (в основном за счет небольших компаний), поскольку средств на техническое переоснащение парка у них не было. Самые крупные авиакомпании начали покупать новые или поддержанные самолеты иностранного производства, компании поменьше вынуждены были искать альтернативную схему обновления своего воздушного парка, которой стал лизинг.

В настоящее время лизинг авиационной техники развивается стабильно. Потребность авиакомпаний России в новых воздушных судах растет вследствие списания старой авиационной техники и увеличения объемов перевозок пассажиров. Есте-

венно, мировой финансовый кризис внес определенные коррективы в развитие лизинга. Первым отрицательным моментом является снижение темпа роста авиаперевозок, что может привести к банкротству части авиакомпаний, т.е. уменьшению круга потенциальных лизингополучателей. Во-вторых, уменьшение инвестиционных возможностей лизинговых компаний негативно влияет на объемы инвестиций в новые самолеты. Однако в результате банкротства, реструктуризации и слияния авиакомпаний появляются финансово устойчивые авиационные перевозчики. Снижение цен на нефть влечет за собой и снижение цен на авиационное топливо. Кроме этого, кризис скорректирует ситуацию на рынке труда: рост затрат на оплату труда персонала в авиационной отрасли не сопровождался соответствующим ростом производительности труда. Как результат, даже в условиях кризиса на рынке авиационного лизинга появляются новые лизинговые компании, стремящиеся удовлетворить данную потребность авиакомпаний. Помимо российских лизинговых компаний, предлагающих в лизинг воздушные суда отечественного производства, на рынке появляется все большее число иностранных лизинговых компаний, сдающих в аренду авиалайнеры зарубежного производства. После снижения в 2007 г. таможенных пошлин на ввоз иностранных самолетов в Россию число иностранных лизинговых компаний на российском рынке стремительно растет, составляя значительную конкуренцию отечественным лизинговым компаниям.

По результатам исследования рейтингового агентства "Эксперт-РА" в 2007 г. рынок лизинга авиационной техники вырос на 334 %, занимая по темпам роста второе место после лизинга упаковочного оборудования (384 %), и это при том, что в целом рынок лизинга в 2007 г. вырос в 2,6 раза, т.е. темпы роста лизинга авиационной техники значительно опережают средний показатель по рынку. Но, несмотря на бурные темпы роста, доля авиационного лизинга в общем объеме российского рынка лизинговых услуг составляет всего 5,9 % и занимает по этому показателю лишь пятое место, значительно уступая при этом лидеру лизингового рынка — железнодорожной технике (24,1 %) [1].

По данным подразделения компании Airclaims Group ASCEND сейчас в лизинге находятся следующие типы ВС российского (советского) производства [2]:

Ту-134 — 10 самолетов;
Ту-154 — 74 самолета;
Ту-204 — 22 самолета;
Як-40 — 24 самолета;

Як-42 — 23 самолета;
Ил-86 — 10 самолетов;
Ил-96 — 8 самолетов.

Таким образом, на условиях лизинга сейчас эксплуатируется примерно 170 отечественных воздушных судов, причем как в российских авиакомпаниях, так и в зарубежных (например, в кубинских).

Часть лизингуемых самолетов была взята авиакомпаниями у лизинговых компаний, но большинство (в первую очередь это касается достаточно старых самолетов) получены небольшими авиакомпаниями на условиях сублизинга у крупных авиакомпаний, избавляющихся от старых самолетов, заменяя их современными и более экономически эффективными в эксплуатации воздушными судами.

Трудно точно сказать, какое число самолетов находится у авиакомпаний в финансовом лизинге, а какое — в оперативном. Широкой общественной огласке, как правило, придаются только сделки, связанные с финансовым лизингом новых самолетов (наиболее капиталоемкие и рассчитанные на долгий срок лизинговые проекты), а сделки сублизинга между авиакомпаниями обычно остаются в тени, и информация о них редко выходит за пределы прямую заинтересованных сторон.

Во многих авиакомпаниях отмечают, что на данный момент схеме лизинга альтернативы практически нет. Только самые крупные авиакомпании России могут позволить себе купить новый современный самолет (отечественного или иностранного производства), поэтому подавляющее большинство сделок по приобретению авиационной техники — лизинговые.

На рынке авиационной техники пока только финансовый лизинг соответствует уровню развития лизинга в России в целом, так как практически ни одна лизинговая компания не имеет ни достаточного опыта, ни технической и/или финансовой возможности предлагать клиенту качественную оперативную универсальную услугу по приобретению, техническому обслуживанию и ремонту парка авиакомпании (что характерно для оперативного лизинга).

Но рано или поздно российские лизинговые компании в список предоставляемых услуг включают оперативный лизинг, преобладающий на Западе, поскольку, по мере развития лизинга в России и роста конкуренции по стоимости и сроку предоставления финансов, нашим лизингодателям придется искать новые конкурентные преимущества и предлагать клиенту более качественный продукт. Сейчас же российские авиакомпании все больше обращаются к западным лизинговым компаниям, и дело тут не только в сроке и более низких процентных ставках, а прежде

всего в опыте зарубежных лизинговых компаний в организации и умении четко структурировать проект, начиная от поиска самолета (к сожалению, далеко не нового), постоянного и оперативного техобслуживания и заканчивая его продажей по мере израсходования ресурса.

Возможно следующее развитие событий, касающихся применения оперативного и финансового видов лизинга авиакомпаниями: финансовый лизинг будет преобладать в операциях с новыми воздушными судами, а оперативный — в операциях с поддержанными ВС. Логические предпосылки к этому следующие.

Во-первых, эксплуатация поддержанных самолетов приносит гораздо меньшую прибыль по сравнению с эксплуатацией новых современных самолетов, и со временем эта разница только увеличивается: появляются новые типы ВС или модификации существующих, технически более совершенные и экономически более эффективные в эксплуатации. Величина упущенной выгоды принимала бы все большее значение в денежном эквиваленте. При этом долгосрочный финансовый лизинг препятствовал бы возможности обновления воздушного парка авиакомпании, "вынуждая" авиакомпанию эксплуатировать существующий парк еще достаточно долго. Оперативный лизинг позволяет регулярно, с периодичностью три—пять лет, осуществлять обновление авиационного парка авиакомпании, заменяя имеющиеся самолеты на более новые и современные.

Во-вторых, при финансовом лизинге затраты на техническое обслуживание, как правило, ложатся на плечи авиакомпании, тогда как при оперативном лизинге техническое обслуживание осуществляется силами лизинговой компании. Конечно, лизинговая компания планомерно закладывает эти затраты в лизинговые отчисления, но на практике они могут оказаться гораздо больше, особенно если учитывать, что авиакомпании выгодно эксплуатировать воздушные суда с повышенной интенсивностью, не заботясь о том техническом состоянии, в котором они окажутся к моменту окончания срока лизинга и возврата самолета лизинговой компании.

В-третьих, при оперативном лизинге авиакомпании не стремятся выкупать технически и морально устаревшие самолеты по окончании срока лизинга для их дальнейшей эксплуатации, как это происходит в случае финансового лизинга, предпочитая вновь брать в оперативный лизинг более свежие ВС.

Если говорить о том, во сколько обходится лизинговый самолет авиакомпании, то в период до мирового финансового кризиса по приблизительным расчетам общая сумма лизинговых платежей

по 15-летнему договору превышала стоимость самого самолета в 1,8...2 раза. Это было обусловлено высокими банковскими процентами по кредитам — западные компании получали средства на длительный срок под 3...5 % годовых (сейчас 8...9 %), в России же — под 10...15 % (сейчас 18...19 %). Поэтому за рубежом самолет за весь срок лизинга дорожал всего в 1,3...1,5 раза.

В России нередко на лизинговых сделках зарабатывают только финансовые структуры, а для производителей авиационной техники производство оказывается убыточно. Но даже при таких тяжелых финансовых условиях в авиакомпаниях считают, что у них нет выбора, кроме использования лизинговой схемы финансирования сделок, так как покупка нового самолета является серьезной финансовой нагрузкой, а покупка поддержанных недорогих ВС отечественного производства экономически нецелесообразна.

Но величина лизинговых ставок — не единственное препятствие для успешного развития лизинга в России, и одного снижения лизинговых ставок недостаточно для того, чтобы лизинг стал эффективным экономическим инструментом для авиакомпании. Существует и ряд других проблем, которые необходимо решить.

Капиталоемкость авиационной техники требует мобилизации значительных финансовых ресурсов. В связи с этим важное значение приобретает проблема создания банковских пулов для финансирования приобретения авиационной техники, которые могли бы, например, организовать выпуск ценных бумаг для привлечения соответствующего капитала под гарантии Правительства РФ.

Кроме того, для успешного развития лизинга в России требуется и развитие законодательства: таможенного, воздушного, банковского, лизингового.

Здесь важно подчеркнуть необходимость именно развития законодательства, а не создания новых ограничений и запретов.

Все чаще звучат мнения, что следует принять закон "О лизинге в авиации", с тем чтобы отразить в нем специфические вопросы, связанные с лизингом авиационной техники. Основными разделами этого Закона могут стать:

- общие положения и особенности лизинга авиационной техники;
- экономические и юридические вопросы лизинга в авиации;
- государственная поддержка лизинга авиационной техники.

Этим законом целесообразно было бы одобрить методические положения по лизингу авиационной

техники. Особое внимание должно быть уделено развитию страхования на авиационном рынке. Видится целесообразным создание государственно-коммерческой страховой авиационной компании, основными функциями которой должны стать страхование и перестрахование инвестиций в авиационную промышленность.

Особое внимание следует также уделить законодательному закреплению схемы организации работы с лизинговыми проектами, предусматривающей следующие этапы:

1) авиакомпания подает заявку на лизинг воздушных судов отечественного производства в лизинговую компанию;

2) заявка и бизнес-план согласовываются с государственными органами;

3) лизинговая компания заключает кредитный договор с коммерческим банком на предоставление инвестиционного кредита под закупку воздушных судов у авиапроизводителя для последующей передачи их в лизинг;

4) общая сумма кредита согласовывается с Минэкономразвития и Минфином России, в обеспечение кредита оформляется гарантия Правительства РФ на всю его сумму с учетом выплат процентных ставок;

5) после оформления кредитного договора лизингодатель оформляет договор купли-продажи с заводом-поставщиком и договор лизинга с лизингополучателем;

6) после оплаты поставок в соответствии с условиями договора купли-продажи и страхования воздушные суда поступают лизингополучателю;

7) погашение кредита и оплата процентных ставок осуществляются лизингодателем за счет лизинговых платежей.

Следование данной схеме при заключении лизинговых договоров позволило бы упорядочить процесс заключения сделки между контрагентами, а также регламентировало бы участие государства в ней с целью контроля и оказания финансовой и юридической поддержки участникам сделки.

Еще в 2004 г. от Министерства транспорта и связи Правительству РФ поступило предложение предпринять следующие шаги в отношении авиационного лизинга:

рассмотреть вопрос о создании единой государственной лизинговой компании для реализации проектов финансового лизинга российской гражданской авиационной техники, предусмотреть предоставление ей государственных гарантий для привлечения долгосрочных кредитов российских банков с государственным участием;

решить вопрос об оказании государственной поддержки российским авиаперевозчикам, приобретающим по лизингу отечественные самолеты нового поколения, в части предоставления в приоритетном порядке квоты на использование основных воздушных линий;

разработать механизм, определяющий объемы производства и закупок отечественных самолетов, необходимых для сохранения технологического ядра предприятий российской авиапромышленности и обеспечения обновления парка гражданской авиации, а также установления оптимального количества ввозимой иностранной авиатехники [3].

Предполагалось, что реализация перечисленных выше мер будет способствовать успешному распространению в России лизинговой схемы поставки самолетов. Но на данный момент ни одна из предложенных мер не реализована в объеме, достаточном для получения положительного практического эффекта в сфере лизинга.

Говоря о необходимых изменениях в сфере лизинга на уровне государства, не стоит забывать и о том, что самим авиакомпаниям необходимо проводить детальное планирование и прогнозирование всех денежных потоков, производственных и хозяйственных расходов на этапе перед заключением договора. Следует учитывать также перспективы развития авиакомпании, тенденции изменения пассажиропотока и все текущие нюансы развития авиационной отрасли.

Однако даже при том, что состояние авиационного лизинга в России далеко от идеального, портфель заказов российской авиационной промышленности со стороны лизинговых компаний в докризисный период рос так быстро, что даже несмотря на нынешнюю стагнацию финансово-инвестиционных процессов в России и в мире существуют сомнения относительно возможностей отечественных авиационных заводов справиться с поставленной перед ними задачей. Руководители авиационных предприятий обещают выполнить все обязательства по поставкам ВС компаниям, было бы достаточным финансирование, а эксперты полагают, что финансирование строительства самолетов будет происходить за счет бюджетных средств: предполагается, что до 2012 г. в техническое перевооружение заводов должно быть вложено порядка 25 млрд руб. Одним из шагов по финансовой поддержке российского авиационного лизинга стало издание в начале 2008 г. Постановления Правительства РФ № 90, предусматривающего возмещение части затрат лизинговых компаний по кредитам на закупку воздушных судов отечественного производ-

ства. Как предполагается, эта мера должна привести к снижению лизинговых ставок для авиакомпаний.

Таким образом, в настоящее время наблюдаются существенные сдвиги во всех сферах, касающихся авиационного лизинга: на рынке лизинговых услуг появляются новые лизинговые компании государственные органы наработывают законодательную базу, которая позволит субъектам лизингового рынка, действуя в законодательных и нормативных рамках, успешно и взаимовыгодно осуществлять коммерческую деятельность. Существуют направления, по которым российский авиационный лизинг сильно отстает от зарубежного. В первую очередь это касается развития оперативного лизинга самолетов в нашей стране. Поэтому, несмотря на все достижения и заложенные основы российского авиационного лизинга, предстоит решать еще много задач. И в случае их успешного решения российский рынок авиационного лизинга имеет все шансы стать экономическим рыча-

гом поддержки отечественной авиационной промышленности в сложный период восстановления ее позиций в авиационном мире.

Авиализинг в России

1. **Рейтинг** лизинговых компаний по итогам 2007 года. Рейтинговое Агентство "Эксперт РА": <http://www.raexpert.ru/ratings/leasing/2007>.

2. **Программный** продукт CASE DATA BASE: Ascend Worldwide Limited.

3. **Информация** о результатах проверки деятельности федеральных органов исполнительной власти по реализации государственной политики в области развития гражданской авиации: Министерство транспорта и связи Российской Федерации, Главное контрольное управление Президента Российской Федерации: http://www.mintrans.ru/prensa/Kollegiya_210104_Result.htm.



Журнал зарегистрирован в Государственном комитете Российской Федерации по печати. Свидетельство о регистрации № 017751 от 23.06.98. Учредитель: ООО "Машиностроение—Полет"

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу "Роспечать" 48906, каталогу "Пресса России" 29188 и каталогу "Почта России" 60258) или непосредственно в редакции журнала

Перепечатка материалов Общероссийского научно-технического журнала "Полет" возможна при письменном согласовании с редакцией журнала. При перепечатке материалов ссылка на Общероссийский научно-технический журнал "Полет" обязательна

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение—Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мымрина, Д.Я. Чернис

Технический редактор Т.И. Андреева. Корректоры Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина

Сдано в набор 06.10.09. Подписано в печать 27.11.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,81. Зак. 985. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15