

## СОДЕРЖАНИЕ

---

---

### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

- ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ  
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА  
ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА**  
*А. С. Колесников, Т. В. Грасько, В. В. Разносчиков* 7
- АНАЛИЗ ВОЗМУЩЁННОГО ТРАНСАТМОСФЕРНОГО ДВИЖЕНИЯ  
ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ**  
*М. М. Крикунов* 18
- ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА  
СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА  
С ПОВЫШЕННЫМИ ТРЕБОВАНИЯМИ  
ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ЗАДАНЫХ СКОРОСТЕЙ ВРАЩЕНИЯ**  
*Д. С. Положенцев, А. А. Давыдов, М. Г. Шипов,  
Е. П. Казаков, Б. И. Малых* 31
- МЕТОД СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ  
ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ  
И ТУРБОСТАРТЕРА И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ ЗАПУСКА  
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**  
*Г. М. Попов, О. В. Батулин, Ю. Д. Новикова,  
В. М. Зубанов, А. А. Волков, А. И. Корнеева* 39

### МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

---

- ОПТИМИЗАЦИЯ ТРЁХСЛОЙНЫХ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ ПОЛА  
ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ  
ПОНИЖЕННОЙ ГОРЮЧЕСТИ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОПРОЧНЫХ  
УГЛЕРОДНЫХ И СТЕКЛЯННЫХ ВОЛОКОН  
И КЛЕЕВОГО СВЯЗУЮЩЕГО**  
*В. А. Комаров, К. Е. Куцевич, С. А. Павлова, Т. Ю. Тюменева* 51
- АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИПУСКОВ  
НА СТЕСНЁННЫЙ ИЗГИБ ЭЛАСТОМЕРОМ  
ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**  
*В. К. Моисеев, Е. Г. Громова, О. В. Ломовской,  
М. Н. Мантусов, А. Н. Плотников, А. А. Шаров* 73

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ  
ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ  
ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕРКУЛЕРА И РЕКУПЕРАТОРА**

*Х. Х. О. Омар, В. С. Кузьмичев, А. Ю. Ткаченко*

85

**ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ШИРИНЫ ФИЛЬТРА  
ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СПЕКТРА ОГИБАЮЩЕЙ  
В ВИБРОДИАГНОСТИКЕ ДЕФЕКТОВ РОТОРНЫХ МАШИН**

*А. Е. Сундуков*

100

---

---

**CONTENTS**

---

---

---

**AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING**

---

- IMPROVING THE EFFICIENCY OF THE POWERPLANT  
OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE THROUGH  
THE USE OF CRYOGENIC FUEL**  
*A. S. Kolesnikov, T. V. Grasko, V. V. Raznoschikov* 7
- DISTURBED TRANSATMOSPHERIC MOTION  
OF THE FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM**  
*M. M. Krikunov* 18
- DESIGN OF CONTROL MOMENT GYRO ELECTRIC  
DRIVE WITH STRICT REQUIREMENTS  
ON ENSURING DESIRED ROTATIONAL VELOCITIES**  
*D. S. Polozhentcev, A. A. Davidov, M. G. Shipov,  
E. P. Kazakov, B. I. Malykh* 31
- METHOD OF COORDINATING JOINT OPERATION  
OF AIR STARTER AND AUXILIARY POWER UNIT  
AND DETERMINING THE GAS TURBINE ENGINE STARTING TIME**  
*G. M. Popov, O. V. Baturin, Yu. D. Novikova, V. M. Zubanov,  
A. A. Volkov, A. I. Korneeva* 39

---

**MECHANICAL ENGINEERING**

---

- OPTIMIZATION OF HONEYCOMB SANDWICH FLOOR PANELS  
MADE OF POLYMER-MATRIX LOW-COMBUSTIBLE COMPOSITE  
MATERIALS BASED ON HIGH-STRENGTH CARBON  
AND GLASS FIBERS AND ADHESIVE BINDER**  
*V. A. Komarov, K. E. Kutsevich, S. A. Pavlova, T. Yu. Tyumeneva* 51
- ANALYTICAL MODEL FOR DETERMINING  
ALLOWANCES FOR ELASTOMER CONSTRAINED  
BENDING OF AIRCRAFT PARTS**  
*V. K. Moiseev, E. G. Gromova, O. V. Lomovskoi,  
M. N. Mantusov, A. N. Plotnikov, A. A. Sharov* 73

**IMPROVING THE EFFICIENCY OF AVIATION TURBOFAN  
ENGINES BY USING AN INTERCOOLER  
AND A RECUPERATIVE HEAT EXCHANGER**

*H. H. Omar, V. S. Kuz'michev, A. Yu. Tkachenko*

85

**ARGUMENTATION OF FILTER WIDTH SELECTION WITH  
THE USE OF ENVELOPE SPECTRUM IN VIBRATION  
DIAGNOSTICS OF ROTARY MACHINE DEFECTS**

*A. E. Sundukov*

100

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА

© 2020

- А. С. Колесников** преподаватель кафедры авиационных двигателей;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[sanekkolesnikov1987@rambler.ru](mailto:sanekkolesnikov1987@rambler.ru)
- Т. В. Грасько** кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[grasko83@mail.ru](mailto:grasko83@mail.ru)
- В. В. Разносчиков** кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,  
г. Москва;  
[raznoschikov@mail.ru](mailto:raznoschikov@mail.ru)

Статья посвящена повышению эффективности силовой установки беспилотного летательного аппарата за счёт применения криогенного топлива. Обосновано, что создание силовой установки основывается на комплексном подходе к системе «Летательный Аппарат – Силовая Установка – Топливо» и обеспечивает существенное достижение показателей совершенства по критериям высокого уровня (часовой (километровый) расход топлива, дальность, продолжительность полёта и т.д.) Анализ энергетических свойств некоторых видов авиационных топлив показал, что газовые топлива по своим свойствам в основном превосходят жидкие, кроме одного – низкой плотности, что требует большого объёма топливных баков. В качестве прототипа выбран беспилотный летательный аппарат Ту-143 «Рейс», оснащённый одноконтурным турбореактивным двигателем ТР3-117. Решена оптимизационная задача исследования, заключающаяся в определении пригодности двигателя, предназначенного для эксплуатации на керосине, к эксплуатации на пропане по основным параметрам рабочего процесса при условии сохранения возможных условий полёта. Полученные высотно-скоростные характеристики свидетельствуют о том, что перевод двигателей с керосина на криогенный пропан возможен без изменения его конструкции с модернизацией камеры сгорания и отдельных элементов топливной автоматики.

*Криогенное топливо; пропан; беспилотный летательный аппарат*

---

**Цитирование:** Колесников А.С., Грасько Т.В., Разносчиков В.В. Повышение эффективности силовой установки беспилотного летательного аппарата за счёт применения криогенного топлива // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 7-17.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-7-17

### Введение

Анализ развития современного авиадвигателестроения показывает, что возможности повышения топливной экономичности газотурбинных двигателей (ГТД) как тепловых машин вышли на технический предел. Повышение коэффициента полезного действия основных элементов, компрессора, газовой турбины, увеличение полноты сгорания топлива и т.п. на 2 – 3% является сложной технической проблемой [1; 2]. В условиях конкурентной борьбы с зарубежными разработчиками авиатехники в гражданской сфере и существенного усиления боевой эффективности авиатехники в военной сфере требуется поиск кардинальных, с позиции науки, фундаментальных технических решений.

Сейчас важно выполнять разработку авиадвигателей в системном подходе. Решение научно-технических задач в составе химмотологической системы «Летательный

Аппарат – Силовая Установка – Топливо» (ЛА-СУ-Т) обеспечит существенное достижение показателей совершенства по критериям высокого уровня (часовой (километровый) расход топлива, дальность полёта и т.д.) [3; 4]. Одним из путей повышения эффективности системы «ЛА-СУ-Т» является переход на альтернативное топливо. В разрезе понятия «альтернативное топливо» уместно добавить тот факт, что эти топлива могут быть не только известными веществами (водород, метан, пропан и т.п.), но и создаваемыми (синтезированными для специальных задач). В настоящее время активно ведутся работы по созданию альтернативных синтетических жидких и твёрдых топлив [5 – 12].

Анализируя возможные пути использования криогенного топлива, становится ясно, что авиадвигателестроители обязаны использовать в схеме двигателя все его энергетические возможности. В этом случае как минимум топливная эффективность системы ЛА-СУ-Т будет на уровне не достижимом на традиционном авиационном керосине [13 – 15].

### Постановка задачи

В настоящее время наиболее широкое распространение в качестве топлива для турбореактивных двигателей (ТРД) получили авиационные керосины различных марок (в России ТС-1 и РТ, за рубежом JetA-1 и др.). Авиационный керосин имеет широкий фракционный состав с температурой кипения компонентов от 120 до 280°C и большое количество примесей (смолы, сернистые соединения, оксиды металлов и др.).

Процесс горения в таком случае состоит из большого числа элементарных реакций. Поэтому даже с учётом высокой полноты сгорания топлива в основной камере сгорания ( $\eta_r = 0,97 \dots 0,98$ ) выбросы сажи, оксидов азота, несгоревших углеводородов, дыма могут быть значительными.

Выбросы вредных веществ от двигателей являются фактором загрязнения окружающей среды и поэтому нормируются Международной организацией гражданской авиации ИКАО. Также на поверхности газоздушного тракта образуется нагар, что приводит к сокращению ресурса двигателя. Для двигателей ЛА военного назначения дымность выходящих газов приводит к увеличению тепловой заметности.

Решить эту проблему возможно путём применения топлив с более однородным фракционным составом, более низкой температурой кипения компонентов. Этому условию соответствуют газообразные топлива – метан, пропан, бутан и их смеси [16].

В табл. 1 приведены энергетические свойства некоторых видов топлив [17].

Таблица 1. Энергетические свойства некоторых видов топлив

Топливо	Содержание		$T_{\text{кип}}$ , К	$\rho_{293}$ , кг/м <sup>3</sup>	$\rho_{89}$ , кг/м <sup>3</sup>	$H_u$ , МДж/кг	$h_u$ , МДж/м <sup>3</sup>	$L_0$
	С, %	Н, %						
ТС-1 ГОСТ 10227-2013	0,86	0,14	423 ÷ 523	775	–	42,9	33247,5	14,7
РТ ГОСТ 10227-2013	0,86	0,14	408 ÷ 553	775	–	43,1	33402,5	14,7
Метан ГОСТ Р 52087-2003	0,75	0,25	–111,5	0,717	<b>415</b>	49,9	35,8/ <b>20708,5</b>	17,2
Пропан технический ГОСТ Р 52087-2003	0,81	0,19	–231,1	1,93	<b>725</b>	46,4	89,5/ <b>33640,0</b>	15,7

В табл. 1 обозначено: С – относительная массовая доля углерода; Н – относительная массовая доля водорода;  $T_{\text{кип}}$  – температура кипения;  $\rho_{293}$  – плотность при

$T = 293 \text{ К}$ ,  $p = 0,1 \text{ МПа}$ ;  $\rho_{89}$  – плотность при  $T = 89 \text{ К}$ ,  $p = 0,1 \text{ МПа}$ ;  $H_u$  – низшая удельная теплота сгорания;  $h_u$  – энергоёмкость топлива;  $L_0$  – стехиометрический коэффициент.

Из анализа данных табл. 1 можно сделать вывод, что газовые топлива по своим свойствам в основном превосходят жидкие, кроме одного – низкой плотности, что требует большого объёма топливных баков, а для летательного аппарата это неприемлемо.

Выходом может служить хранение газового топлива на борту ЛА в криогенном состоянии. Из табл. 1 видно, что при температуре 89 К плотность пропана оказывается сравнимой с керосином (меньше на  $\sim 6,5\%$ ), а большей удельной теплоты сгорания энергоёмкость топлива оказывается несколько выше (на  $\sim 1,1\%$ ).

Важно отметить, что хранение на борту ЛА криогенного топлива повлечёт за собой усложнение топливной системы, увеличение её габаритных размеров и массы. Но, например, на беспилотном ЛА, при отсутствии экипажа и систем обеспечения его деятельности, это не критично.

Наличие на борту ЛА криогенного топлива кроме указанных недостатков имеет и положительные стороны. Так, энергия топлива, до его сжигания, может быть использована для работы вспомогательных систем и агрегатов, а его высокий хладоресурс может быть реализован в термодинамическом цикле для охлаждения узлов двигателя и ЛА.

Выбор и обоснование криогенного топлива можно сделать только в результате комплексного анализа системы «ЛА-СУ-Т». Это длительный и трудоёмкий процесс, поскольку потребуются создание нового ЛА и новой СУ. Для снижения затрат проверку и отработку новых идей можно осуществлять на базе уже существующих технических решений и изделий в несколько этапов, постепенно приближаясь к окончательному облику.

Наиболее сложным элементом системы «ЛА-СУ-Т» является ГТД. По этой причине возникает необходимость оценки пригодности существующих ГТД для применения газового топлива. Безусловно, для работы на газообразном топливе потребуются замена штатных камер сгорания и изменение топливной аппаратуры. Для того, чтобы выяснить потребуется ли изменение или доработка остальных элементов ГТД, необходимо провести исследования в несколько этапов.

Первый этап – параметрические исследования тягово-экономических характеристик двигателя на штатном и криогенном топливе.

Второй этап – решение оптимизационной задачи для рассматриваемого ГТД с целью определения оптимальных параметров рабочего процесса.

В качестве прототипа выбран беспилотный ЛА – Ту-143 «Рейс», оснащённый одноконтурным ТРД ТР3-117 (рис. 1).

Для параметрических исследований характеристик ГТД с различными типами топлив была создана математическая модель первого уровня сложности [18].

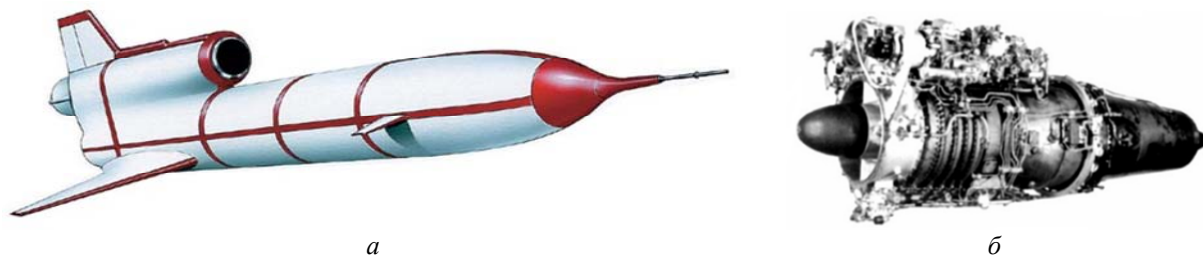


Рис. 1. Ту-143 «Рейс» (а) и ТРД ТР3-117 (б)

### Решение задачи и её анализ

Расчёт выполняется в последовательности, соответствующей протеканию физических процессов в газоздушном тракте двигателя. Параметры рабочего тела определяются поэтапно от сечения к сечению, начиная от входа в воздухозаборник (сечение *в-в*) и заканчивая срезом реактивного сопла (сечение *с-с*) рис. 2.

На расчётном (стендовом) режиме проводится термогазодинамический расчёт и определяются геометрические параметры двигателя и характеристики элементов.

В качестве исходных данных для расчёта принимаются: расход воздуха через двигатель  $G_g = 9,1$  кг/с; значение степени повышения давления в компрессоре  $\pi_k^* = 9,6$ ; КПД компрессора  $\eta_{\text{мех}} = 0,86$ ; температура газа перед турбиной  $T_{\text{г max}}^* = 1260$  К; коэффициенты восстановления полного давления во входном канале  $\sigma_{\text{вх}} = 0,95$ ; в камере сгорания  $\sigma_{\text{кс}} = 0,98$ ; в сопле  $\sigma_c = 0,99$ ; величины отборов мощности  $\nu_{\text{отб}} = 0,01$  и воздуха  $g_{\text{т}} = 0,07$ ;  $g_{\text{отб}} = 0,01$  от двигателя при нулевых высоте и скорости полёта (стендовые условия). Режим работы ГТД задаётся значением относительной частоты вращения ротора.

Последовательность действий при моделировании нерасчётного режима работы аналогична расчётному. В качестве неизвестных системы уравнений, представленной ниже, приняты относительные значения  $\pi_k^*$ ,  $T_{\text{г}}^*$  и  $\pi_{\text{т}}^*$ :

$$\begin{cases} f_1(x) = 1 - \frac{N_k}{N_{\text{т}} \eta_{\text{мех}} (1 - \nu_{\text{отб}})}, \\ f_2(x) = 1 - \frac{G_{\text{кр}}}{G_{\text{в}} (1 + g_{\text{т}}) (1 - g_{\text{отб}})}, \\ f_3(x) = 1 - \frac{G_{\text{к}}}{G_{\text{т}} (1 + g_{\text{т}}) (1 - g_{\text{отб}})}, \end{cases}$$

где  $f(x)$  – невязки;  $N_k$  – потребная мощность компрессора;  $N_{\text{т}}$  – располагаемая мощность турбины;  $G_g$  – расход воздуха на входе в двигатель;  $G_{\text{кр}}$  – расход воздуха через критическое сечение сопла;  $G_{\text{к}}$  – расход воздуха на выходе из компрессора;  $G_{\text{т}}$  – расход воздуха на выходе из турбины;  $\eta_{\text{мех}}$  – механический КПД ротора;  $\nu_{\text{отб}}$  – относительный отбор мощности от ротора;  $g_{\text{т}}$  – относительный отбор воздуха на охлаждение турбины;  $g_{\text{отб}}$  – относительный отбор воздуха на нужды ЛА.

Схема расходных и механических связей элементов ТРД приведена на рис. 2.

При моделировании рабочего процесса ТРД ТР3-117 приняты следующие основные допущения:

- исходя из условий применения ЛА, моделировался только максимальный режим работы двигателя;
- высота полёта изменяется от 0 до 1000 м, максимальная скорость 850...700 км/ч;
- топливом являются керосин ТС-1 и пропан, топливная система обеспечивает подачу пропана в газообразном состоянии;
- полнота сгорания для керосина  $\eta_{\text{г}} = 0,98$  и для пропана  $\eta_{\text{г}} = 0,99$ ;
- максимальная температура газа перед турбиной 1320 К;
- хладоресурс топлива в термодинамическом цикле ГТД не реализуется.



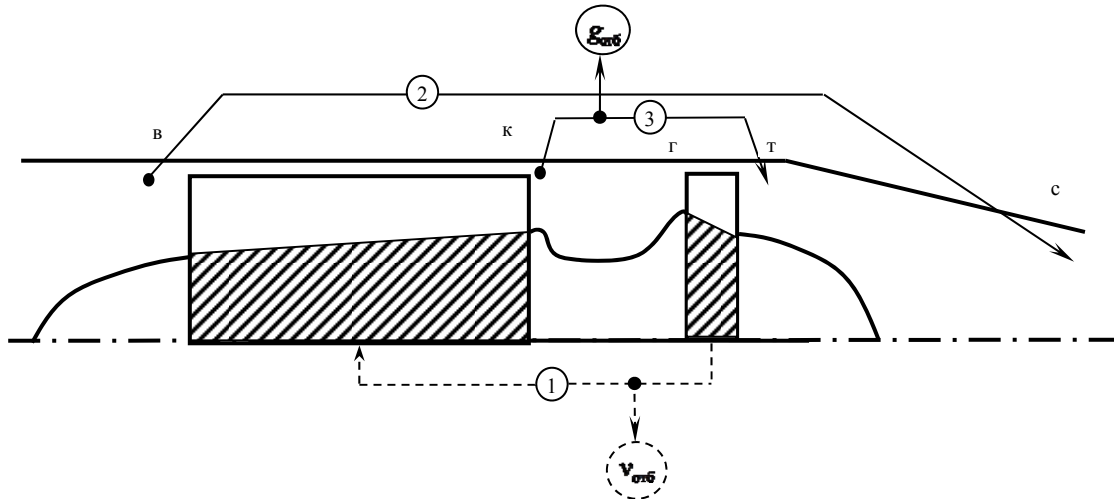


Рис. 2. Схема механических и расходных связей элементов ТРД

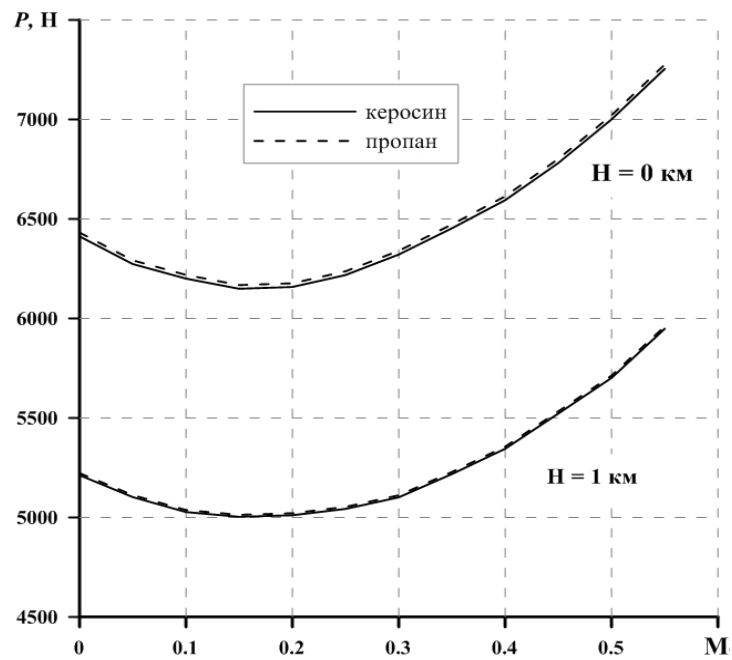


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики ТРД, тяга  $P$

Удельная теплота сгорания топлива и стехиометрические коэффициенты заданы согласно табл. 1.

Результатом моделирования являются высотно-скоростные характеристики (рис. 3, 4).

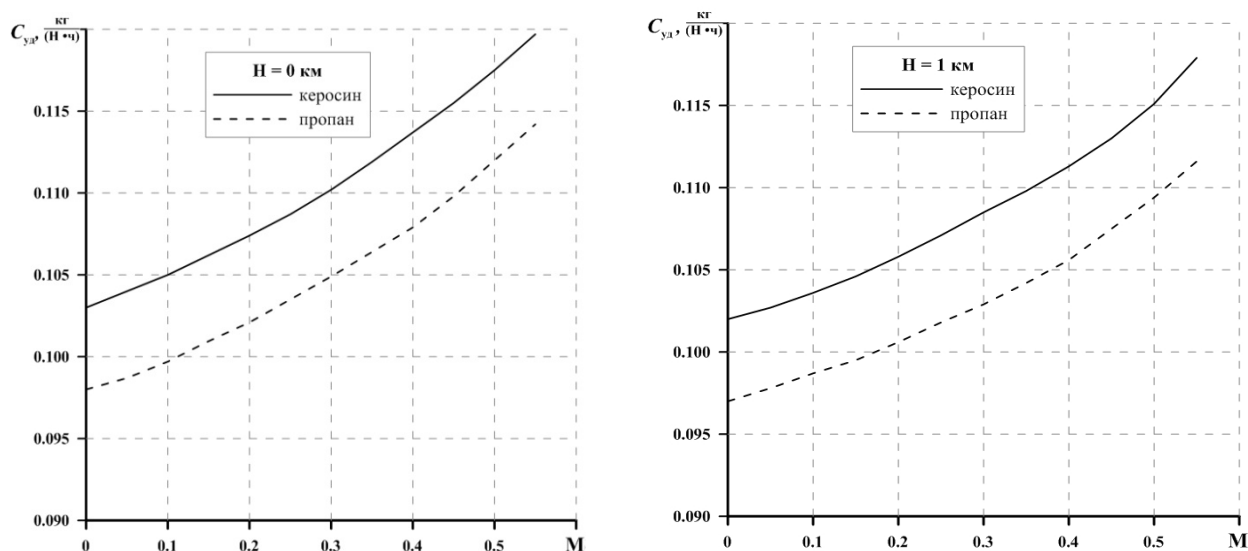


Рис. 4. Высотно-скоростные характеристики ТРД, удельный расход топлива  $C_{yd}$

При оценке традиционных схем удельный расход топлива ГТД, работающих на авиационном керосине, имеет строгую обратную пропорциональность по отношению к теплотворной способности топлива. Таким образом, при увеличении теплоты сгорания топлива на 7,5% удельный расход снизится на эту же величину.

Но при переходе на топлива, долевая составляющая водорода в которых больше, чем в керосине (согласно табл. 1), снижение удельного расхода топлива не имеет строгую обратную пропорциональность по отношению к теплотворной способности топлива.

По представленным на рис. 4 зависимостям можно установить, что  $C_{yd}$  снижается в среднем на 5,8 – 6,1% в зависимости от высоты полёта, причём наибольшее снижение  $C_{yd}$  приходится на большие высоты. Объясняется это тем, что продукты сгорания пропана имеют более высокую работоспособность (газовую постоянную и теплоёмкость при постоянном давлении), что приводит к снижению степени понижения давления газа в турбине, повышению перепада давлений на сопле и возрастанию скорости истечения газа из сопла и, как следствие, незначительному увеличению тяги двигателя (рис. 3).

Более высокая теплоёмкость продуктов сгорания (при горении пропана) при постоянном давлении приводит к увеличению количества теплоты, подведённой к единице массы воздушно-газового потока. Рост количества теплоты  $Q$  более интенсивный, чем рост удельной тяги  $P_{yd}$ , тогда как у двигателей, работающих на керосине,  $Q$  и  $P_{yd}$  остаются постоянными. Этот эффект остаётся неизменным при разных режимах работы и программах управления силовой установкой.

Таким образом, проведённое параметрическое исследование свидетельствует о том, что серийный двигатель будет обладать лучшими экономическими характеристиками при работе на пропане по сравнению с керосином. Для определения оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД при работе на криогенном топливе необходимо решение оптимизационной задачи.

Основная задача оптимизационных исследований заключалась в определении пригодности двигателя, предназначенного для эксплуатации на керосине, к эксплуата-

ции на пропане по основным параметрам рабочего процесса при условии сохранения возможных условий полёта.

Оптимизационные исследования проводились с помощью программного комплекса IOSO NS [19, 20] и разработанной математической модели.

Критерий оптимизации – удельный расход топлива. Направление поиска – минимизация. Условия работы двигателя  $H = 1$  км,  $M = 0,5$ , режим работы двигателя – «максимальный».

Вектор варьируемых переменных:

– степень повышения давления в компрессоре  $\pi_k^* = 2 \dots 10$ ;

– температура газа перед турбиной  $T_g^* = 1100 \dots 1500$  К.

Ограничение – тяга двигателя при  $H = 0$ ;  $M = 0 - P \geq 6400$  Н.

По результатам оптимизации получены следующие значения параметров для двигателя, работающего на пропане:  $T_g^* = 1250$  К и  $\pi_k^* = 8,7$ . Исходный двигатель (прототип) в тех же условиях:  $T_g^* = 1263$  К и  $\pi_k^* = 9,1$ . Относительное изменение для температуры газа и степени повышения полного давления составляет 1,0 и 4,3% соответственно.

Результаты оптимизации объясняются тем, что продукты сгорания пропана имеют более высокие значения газовой постоянной и удельной теплоёмкости при постоянном давлении и для обеспечения заданной тяги к рабочему телу требуется подвести меньшее количество энергии.

На рис. 5 показана высотно-скоростная характеристика двигателя на пропане с исходными и оптимальными параметрами рабочего процесса.

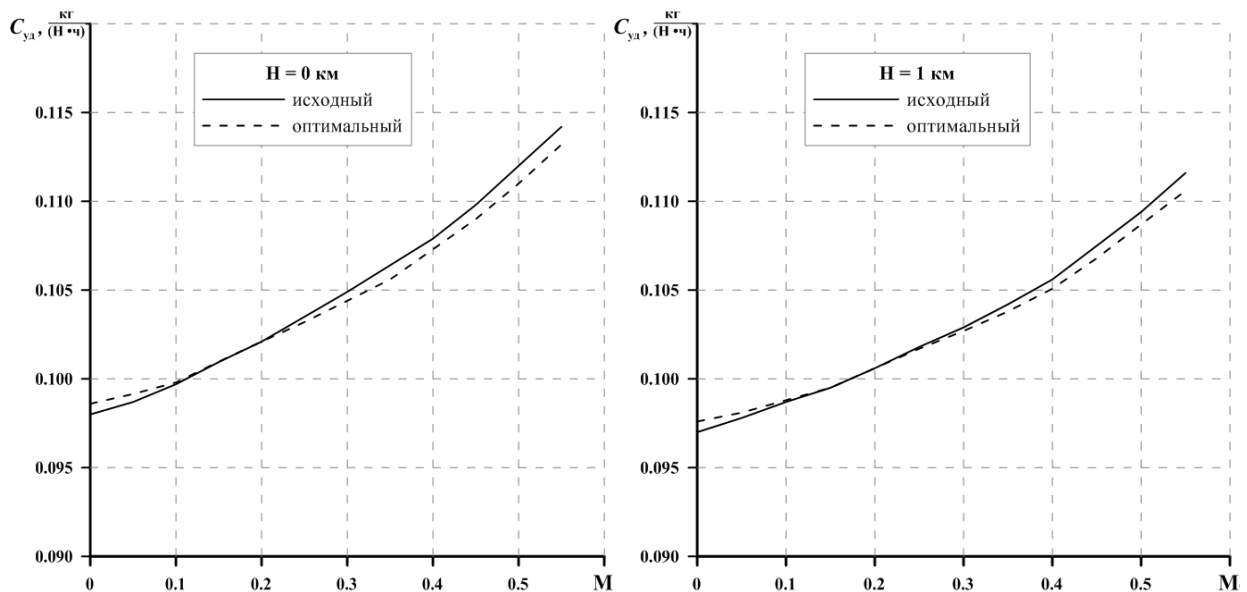


Рис. 5. Высотно-скоростные характеристики ТРД с применением в качестве топлива пропана

Результат моделирования показал, что при малых числах  $M$  полёта удельный расход топлива исходного двигателя на 0,56% меньше чем у оптимального. Это объясняется более высокой степенью подогрева рабочего тела в камере сгорания вследствие более высокой температуры газа. С увеличением числа  $M$  полёта степень подогрева ра-

бочего тела в камере сгорания у исходного двигателя будет снижаться по сравнению с оптимальным, так как он имеет более высокую расчётную степень повышения полного давления в компрессоре, что приведёт к увеличению удельного расхода топлива на 0,76 – 0,81% по сравнению с оптимальным.

Таким образом, результаты оптимизационных исследований показывают, что удельный расход топлива изменяется незначительно (менее 1%). Это позволяет сделать вывод о том, что параметры рабочего процесса серийного ГТД будут находиться вблизи оптимальных значений при эксплуатации на пропане. Поэтому для отдельных этапов исследования системы «ЛА-СУ-Т» можно использовать серийные двигатели с минимально необходимыми изменениями.

Исходя из сказанного выше, можно сделать вывод, что перевод ГТД с керосина на криогенный пропан возможен без изменения его конструкции, однако потребуются модернизация фронтального устройства камеры сгорания и отдельных элементов топливной автоматики.

Важно отметить, что при использовании уникальных возможностей криогенного топлива в термодинамическом цикле двигателя необходимо проведение дополнительных исследований с целью определения облика вновь разрабатываемых образцов ГТД.

Направлением дальнейших исследований в данной предметной области с целью определения его тактико-технических характеристик в зависимости от решаемых задач, служит ЛА как составная часть химмотологической системы «ЛА-СУ-Т».

### **Вывод**

Таким образом, в результате проведённых исследований можно сделать вывод о том, что применение криогенного пропана без учёта его эксергетических свойств обеспечивает снижение удельного расхода топлива  $C_{y0}$  на 5,8 – 6,1% в силовой установке беспилотного летательного аппарата и приемлемый запас топлива на борту, что позволяет проводить дальнейшие исследования в области эффективности такой схемы «ЛА-СУ-Т». Для проведения исследований возможно использование серийных двигателей с доработкой камер сгорания и топливной автоматики, что значительно сокращает сроки и трудоёмкость исследований. Но следует отметить, что реализация эксергетических свойств криогенного пропана в термодинамическом цикле ГТД позволила бы улучшить не только экономические, но и объёмно-массовые характеристики силовой установки, что могло бы привести к кардинальным изменениям свойств и эффективности системы «ЛА-СУ-Т».

### **Библиографический список**

1. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов. М.: Машиностроение, 1988. 175 с.
2. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолёта и двигателя. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
3. Андреев В.А., Борисов В.Б., Климов В.Т., Малышев В.В., Орлов В.Н. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. М.: Московский рабочий, 2001. 244 с.
4. Архаров А.М., Кунис И.Д. Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 252 с.
5. Разносчиков В.В., Демская И.А. Математическая модель расчёта теплофизических свойств синтетического жидкого топлива // Труды МАИ. 2012. № 50. <http://trudymai.ru/published.php?ID=28611>

6. Демская И.А., Разносчиков В.В. Методика определения новых составов альтернативных топлив // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 5. С. 72-80.
7. Разносчиков В.В., Демская И.А. Методика формирования оптимального состава АСКТ // Транспорт на альтернативном топливе. 2011. № 5 (23). С. 16-19.
8. Разносчиков В.В., Загумённых В.В., Демская И.А. Теплогидравлическая оптимизация авиационной криогенной топливной системы, использующей переохлаждённый пропан // Транспорт на альтернативном топливе. 2014. № 4 (40). С. 26-36.
9. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft // Journal of Physics: Conference Series. 2019. V. 1147, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
10. Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Оценка эффективности твёрдых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей // Журнал прикладной химии. 2019. Т. 92, № 3. С. 322-342. DOI: 10.1134/S0044461819030071
11. Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С., Зюзин И.Н., Жолудев А.Ф., Кислов М.Б. Перспективы использования диэтилбензола в качестве диспергатора топлив для ракетно-прямоточных двигателей // Известия Академии наук. Серия химическая. 2019. № 10. С. 1848-1855.
12. Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S., Yanovskiy L.S. High-enthalpy organic components as dispersants of solid fuel ducted rockets // Proceedings of the 23rd Seminar on New Trends in Research of Energetic Materials (April, 1-3, 2020, Czech Republic, Pardubice). P. 156-163.
13. Разносчиков В.В. Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2008. № 4. С. 28-32.
14. Антонов А.В. Системный анализ. М.: Высшая школа, 2004. 454 с.
15. Разносчиков В.В., Яновский Л.С., Загумённых В.В. Химмотологический анализ и методика проектирования авиационных криогенных топливных систем самолётов // В кн.: «Международная энциклопедия CALS-технологий. Авиационно-космическое машиностроение». М.: НИЦ АСК, 2015. С. 471-475.
16. Резников М.Е. Авиационные топлива и смазочные материалы (авиационная химология): учебное пособие. М.: Военное издательство министерства обороны России, 2003. 234 с.
17. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А., Шевченко И.В., Верхоломов В.К., Суриков Е.В. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М.: МАТИ – РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2001. 443 с.
18. Бутов А.М., Козарев Л.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: учебное пособие. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н. Е. Жуковского, 1993. 143 с.
19. Егоров И.Н., Крети́нин Г.В., Лещенко И.А., Купцов С.В. Стохастическая оптимизация авиационных ГТД с использованием математических моделей на основе искусственных нейронных сетей // Вестник Академии наук авиации и воздухоплавания. 2002. № 1. С. 44-48.
20. Егоров И.Н., Тюленев В.П., Павленко В.Ф. Методы непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНТИ № 2622-B89, 1989.

## IMPROVING THE EFFICIENCY OF THE POWERPLANT OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE THROUGH THE USE OF CRYOGENIC FUEL

© 2020

**A. S. Kolesnikov** Lecturer of the Department of Aircraft Engines;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after  
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[sanekkolesnikov1987@rambler.ru](mailto:sanekkolesnikov1987@rambler.ru)

**T. V. Grasko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft  
Engines;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after  
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[grasko83@mail.ru](mailto:grasko83@mail.ru)

**V. V. Raznoschikov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[raznoschikov@mail.ru](mailto:raznoschikov@mail.ru)

The article is devoted to increasing the efficiency of the power plant of an unmanned aerial vehicle through the use of cryogenic fuel. It has been substantiated that the creation of a power plant is based on an integrated approach to the “Aircraft – Power Plant – Fuel” system and ensures a significant achievement of perfection indicators according to high-level criteria (fuel consumption per hour (kilometer), range, flight duration, etc.) Analysis of energetic properties of some types of aviation fuels showed that gas fuels in their properties are generally superior to liquid ones, except for one thing— low density, which requires a large volume of fuel tanks. An unmanned aerial vehicle Tu-143 “Reis” (Flight) equipped with a pure turbojet engine TR3-117 was chosen as a prototype. The optimization problem of the study was solved. The task was to determine if an engine intended to run on kerosene could operate on propane according to the main parameters of the working process, provided that possible flight conditions were maintained. The obtained altitude and speed characteristics indicate that the conversion of engines from kerosene to cryogenic propane is possible without changing their design by modernizing the combustion chamber and individual elements of the automatic fuel metering system.

*Cryogenic fuel; propane; unmanned aerial vehicle*

---

*Citation:* Kolesnikov A.S., Grasko T.V., Raznoschikov V.V. Improving the efficiency of the powerplant of an unmanned aerial vehicle through the use of cryogenic fuel. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-7-17

### References

1. Nechaev Yu.N., Kobel'kov V.N., Polev A.S. *Aviatsionnye turboreaktivnye dvigateli s izmenyaemym rabochim protsessom dlya mnogorezhimnykh samoletov* [Variable-cycle aviation turbojets for multi-mode aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 175 p.
2. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Soglasovanie kharakteristik samoleta i dvigatelya* [Engine/airframe interface]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 204 p.
3. Andreev V.A., Borisov V.B., Klimov V.T., Malyshev V.V., Orlov V.N. *Vnimanie: gazy. Kriogennoe toplivo dlya aviatsii* [Attention: gases. Cryogenic fuel for aviation]. Moscow: Moskovskiy Rabochiy Publ., 2001. 244 p.
4. Arkharov A.M., Kunis I.D. *Kriogennye zapravochnye sistemy startovykh raketno-kosmicheskikh kompleksov* [Cryogenic refueling systems of launch rocket and space complexes]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2006. 252 p.
5. Raznoschikov V.V., Demskaya I.A. Mathematical model of calculation thermo-physical properties of synthetic liquid fuel. *Trudi MAI*. 2012. No. 50. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28611>

6. Demskaya I.A., Raznoschikov V.V. Technique for determination new structures of the alternative fuels. *Aerospace MAI Journal*. 2012. V. 19, no. 5. P. 72-80. (In Russ.)
7. Raznoschikov V.V., Demskaya I.A. Technique of optimum structure aviation condensed fuel formation. *Alternative Fuel Transport*. 2011. No. 5 (23). P. 16-19. (In Russ.)
8. Raznoschikov V.V., Zagumennov V.V., Demskaya I.A. Thermohydraulic optimization of the aero-derivative cryogenic fuel supply system running on supercooled propane. *Alternative Fuel Transport*. 2014. No. 4 (40). P. 26-36. (In Russ.)
9. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. V. 1147, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
10. Yanovskii L.S., Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S. Evaluation of effectiveness of solid fuels based on high enthalpy dispersants for rocket ramjet engines. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 2019. V. 92, Iss. 3. P. 367-388. DOI: 10.1134/S1070427219030078
11. Yanovskii L.S., Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Averkov I.S., Zyuzin I.N., Zholudev A.F., Kislov M.B. Prospects for the use of diethynylbenzene as a fuel dispersant for rocket ramjet engines. *Russian Chemical Bulletin*. 2019. V. 68, Iss. 10. P. 1848-1855. DOI: 10.1007/s11172-019-2634-9
12. Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S., Yanovskiy L.S. High-enthalpy organic components as dispersants of solid fuel ducted rockets. *Proceedings of the 23rd Seminar on New Trends in Research of Energetic Materials (April, 1-3, 2020, Czech Republic, Pardubice)*. P. 156-163.
13. Raznoschikov V.V. Systematic analysis of fuel consumption in aviation power plants. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2008. No. 4. P. 28-32. (In Russ.)
14. Antonov A.V. *Sistemnyy analiz* [System analysis]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2004. 454 p.
15. Raznoschikov V.V., Yanovskiy L.S., Zagumennov V.V. Khimmotologicheskii analiz i metodika proektirovaniya aviatsionnykh kriogennykh toplivnykh sistem samoletov. *V kn.: «Mezhdunarodnaya entsiklopediya CALS-tekhnologii. Aviatsionno-kosmicheskoe mashinostroenie»*. Moscow: NITs ASK Publ., 2015. P. 471-475. (In Russ.)
16. Reznikov M.E. *Aviatsionnye topliva i smazoshnye materialy (aviatsionnaya khimmotologiya): uchebnoe posobie* [Aviation fuels and lubricants (aviation chemmotology): tutorial]. Moscow: Voennoe Izdatel'stvo Ministerstva Oborony Rossii Publ., 2003. 234 p.
17. Dubovkin N.F., Yanovskiy L.S., Kharin A.A., Shevchenko I.V., Verkholomov V.K., Surikov E.V. *Topliva dlya vozdushno-reaktivnykh dvigateley* [Fuels for air-jet engines]. Moscow: MATI – Russian State Technological University Publ., 2005. 443 p.
18. Butov A.M., Kozarev L.A. *Matematicheskoe modelirovanie rabochego protsessa aviatsionnykh dvigateley: uchebnoe posobie* [Mathematical modeling of working process of aircraft engines. Tutorial]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 1993. 143 p.
19. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptsov S.V. Stochastic optimization of aviation gas turbine engines using mathematical models based on artificial neural networks. *Vestnik Akademii Nauk Aviatsii i Vozdukhoplavaniya*. 2002. No. 1. P. 44-48. (In Russ.)
20. Egorov I.N., Tyulenev V.P., Pavlenko V.F. Methods of indirect statistical optimization based on self-organization and their use in the optimization tasks of aviation GTE. No. 2622-V89, 1989. (In Russ., unpublished)

## АНАЛИЗ ВОЗМУЩЁННОГО ТРАНСАТМОСФЕРНОГО ДВИЖЕНИЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2020

**М. М. Крикунов** кандидат технических наук, старший научный сотрудник;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[krikunov.mm@ssau.ru](mailto:krikunov.mm@ssau.ru)

Рассмотрено возмущённое трансатмосферное движение первой ступени авиационно-космической системы. В качестве возмущений приняты отклонения плотности атмосферы от стандартных значений и отклонения коэффициентов аэродинамических сил от номинальных значений. Определены оптимальные программы угла атаки первой ступени. Проведён сравнительный анализ оптимальных программ управления, полученных для невозмущённого и возмущённого движения.

*Авиационно-космическая система; первая ступень; набор высоты; разгон; программа угла атаки; атмосферные возмущения; аэродинамические возмущения; оптимальное управление; метод принципа максимума*

---

**Цитирование:** Крикунов М.М. Анализ возмущённого трансатмосферного движения первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 18-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-18-30

### Введение

Одним из возможных подходов к решению задачи оперативного запуска на орбиту искусственных спутников Земли и малых космических аппаратов является создание специализированных аэрокосмических систем (АэрКС). АэрКС включает в себя две ступени. Первая ступень использует самолётные принципы при движении в атмосфере, а вторая – является ракетой-носителем воздушного старта. Первая ступень должна обеспечить старт второй ступени для вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту. Исследования и перспективные разработки первых ступеней АэрКС включают наряду с решением проблем аэродинамики, двигателестроения и конструкции также и вопросы определения программ управления и траекторий движения.

Известные результаты в области движения аэрокосмических летательных аппаратов (ЛА), полученные отечественными и зарубежными исследователями, обобщены в монографии [1]. Ряд результатов получен в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С. П. Королёва, например [2–5].

В работе рассматривается первая ступень АэрКС – ЛА MPV транспортной системы RASCAL (Responsive Access Small Cargo Affordable Launch) (США), который в сочетании с ракетой воздушного старта может обеспечить вывод миниспутников массой до 200 кг на орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ).

Для сверхзвукового ЛА важнейшим является участок полёта, связанный с набором высоты и выполнением заданных конечных условий движения по высоте, скорости и углу наклона траектории, определяющих условия старта второй ступени АэрКС.

В работе [5] с использованием метода принципа максимума Понтрягина получено решение задачи оптимизации трансатмосферного движения ЛА с целью максимизации конечной скорости при заданных конечных значениях высоты и угла наклона траектории. Решение задачи проведено на примере пассивного набора высоты ЛА MPV. Угол атаки на большей части траектории увеличивается для обеспечения заданных конечных



значений высоты и угла наклона траектории, а затем уменьшается для обеспечения наибольшей конечной скорости.

Объектом исследования является возмущённое движение ЛА MPV транспортной системы RASCAL. Основной целью работы является получение и анализ оптимальных программ управления ЛА MPV при «атмосферных» и «аэродинамических» возмущениях.

### Математическая модель движения

Принятая в работе модель движения включает в себя:

- 1) уравнения движения,
- 2) граничные условия движения,
- 3) управление,
- 4) ограничения,
- 5) характеристики летательного аппарата MPV;

используются следующие допущения:

- 1) движение происходит в вертикальной плоскости,
- 2) поле тяжести является однородным,
- 3) атмосфера неподвижна,
- 4) аппарат является материальной точкой постоянной массы,
- 5) используются приближённые формулы для синуса и косинуса угла атаки  $\alpha$  в

виде:

$$\sin \alpha \approx \alpha, \quad \cos \alpha \approx 1 - \frac{\alpha^2}{2}.$$

С учётом принятых допущений уравнения движения ЛА в траекторной системе координат примут вид [3]:

$$\begin{cases} \dot{V} = -C_{xa} \frac{\rho V^2}{2m} S - g_0 \sin \theta, \\ \dot{\theta} = \frac{1}{V} \left( C_{ya} \frac{\rho V^2}{2m} S - g_0 \cos \theta \right) + \frac{V \cos \theta}{R_3 + h}, \\ \dot{h} = V \sin \theta. \end{cases}$$

Здесь  $V$  – скорость, м/с;  $\theta$  – угол наклона траектории, рад;  $h$  – высота полёта, м;  $m$  – масса ЛА, кг;  $\alpha$  – угол атаки, рад;  $C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления;  $C_{ya}$  – коэффициент подъёмной силы;  $S$  – характерная площадь ЛА;  $\rho$  – плотность атмосферы Земли;  $R_3$  – радиус Земли, м;  $g_0$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>.

Аэродинамические характеристики ЛА представляются зависимостями:

$$\begin{aligned} C_{xa}(M, \alpha) &= C_{xa0}(M) + C_{xa1}(M)\alpha + C_{xa2}(M)\alpha^2, \\ C_{ya}(M, \alpha) &= C_{ya0}(M) + C_{ya1}(M)\alpha. \end{aligned} \tag{1}$$

Начальные и конечные граничные условия движения запишем в виде:

$$\begin{aligned} t = t_n : V = M_n a(h_n), \theta = \theta_n, h = h_n; \\ t = t_k : \theta = \theta_k, h = h_k. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь  $t$  – время;  $M$  – число Маха;  $a$  – скорость звука;  $M_n, \theta_n, \theta_k, h_n, h_k$  – заданные числа.

В качестве функции управления принята программа угла атаки при ограничениях:

$$\alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max},$$

где  $\alpha_{\min}$  и  $\alpha_{\max}$  – значения соответственно минимального и максимального угла атаки.

Источники информации о массовых, геометрических, аэродинамических характеристиках ЛА указаны в [6].

Для расчётов «атмосферных» возмущений использована универсальная модель отклонений плотности атмосферы [7]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \sigma_\rho(h), \quad (3)$$

где плотность атмосферы  $\rho(h)$  представляется как нормальная случайная функция высоты  $h$ ; математическое ожидание  $\rho_{cm}(h)$  вычисляется в соответствии со стандартной атмосферой; величина  $\xi$  – нормально распределённая случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице. Среднее квадратическое отклонение  $\sigma_\rho(h)$  определяется соотношением:

$$\sigma_\rho(h) = \sigma_{\rho 0} \exp(-0,15 \cdot 10^{-3} h),$$

где  $\sigma_{\rho 0} = 0,05 \text{ кг/м}^3$  – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [7].

Действительные значения возмущений аэродинамических характеристик (АХ) для ЛА МРV неизвестны. Влияние отклонений АХ на конечные условия движения исследовалось при моделировании движения ЛА с изменёнными следующим образом коэффициентами аэродинамических сил:

$$C_{ya} = C_{ya0} (1 + \Delta C_{ya}),$$

$$C_{xa} = C_{xa0} (1 + \Delta C_{xa}).$$

Здесь  $C_{ya}, C_{xa}$  – «возмущённые» коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления, соответственно;  $C_{ya0}, C_{xa0}$  – номинальные коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления, соответственно;  $\Delta C_{ya}, \Delta C_{xa}$  – отклонения «возмущённого» коэффициента от номинального значения.

### Постановка и решение задачи оптимизации

Физический смысл данной постановки задачи заключается в следующем: требуется перевести ЛА за произвольное время  $T = t_k - t_n$  с начальной высоты  $h_n$  на высоту  $h_k$  (с изменением угла наклона траектории от начального значения  $\theta_n$  до значения  $\theta_k$ ) таким образом, чтобы конечная скорость  $V_k$  была максимальной. Для решения поставленной задачи используется принцип максимума Понтрягина [8].

Для того, чтобы функционал  $\Delta G = V_n - V_k$  вариационной задачи Майера достигал сильного минимума, необходимо существование на интервале времени  $t \in [0, T]$  ненулевых непрерывных функций  $\psi_V(t)$ ,  $\psi_\theta(t)$ ,  $\psi_h(t)$ , удовлетворяющих сопряжённой системе, на которых:

- 1) функция Гамильтона достигает максимума по углу атаки;
- 2) выполняется условие трансверсальности в виде:

$$[\psi_V \delta V + \psi_\theta \delta \theta + \psi_h \delta h + H \delta t + \delta G]_0^T = 0.$$

Функция Гамильтона записывается в виде:

$$H = \psi_V \dot{V} + \psi_\theta \dot{\theta} + \psi_h \dot{h}, \quad (4)$$

где  $\psi_V$ ,  $\psi_\theta$ ,  $\psi_h$  – сопряжённые переменные.

Сопряжённые переменные определяются из решения системы сопряжённых дифференциальных уравнений вида:

$$\dot{\psi}_V = -\frac{\partial H}{\partial V}, \quad \dot{\psi}_\theta = -\frac{\partial H}{\partial \theta}, \quad \dot{\psi}_h = -\frac{\partial H}{\partial h}.$$

$$\begin{cases} \dot{\psi}_V = \psi_V \left( \frac{\partial C_{xa}}{\partial V} \cdot \frac{V}{2} + C_{xa} \right) \frac{\rho V}{m} S - \psi_\theta \left[ \left( V \frac{\partial C_{ya}}{\partial V} + C_{ya} \right) \frac{\rho S}{2m} + \frac{\cos \theta}{R_3 + h} + \frac{g_0 \cos \theta}{V^2} \right] - \psi_h \sin \theta, \\ \dot{\psi}_\theta = \psi_V g_0 \cos \theta + \psi_\theta \left( \frac{V}{R_3 + h} - \frac{g_0}{V} \right) \sin \theta - \psi_h V \cos \theta, \\ \dot{\psi}_h = \psi_V \left( \frac{\partial C_{xa}}{\partial h} \rho + C_{xa} \frac{\partial \rho}{\partial h} \right) \frac{V^2 S}{2m} - \psi_\theta \left[ \left( \frac{\partial C_{ya}}{\partial h} \rho + C_{ya} \frac{\partial \rho}{\partial h} \right) \frac{VS}{2m} - \frac{V \cos \theta}{(R_3 + h)^2} \right]. \end{cases}$$

Необходимое условие максимума функции Гамильтона по углу атаки имеет вид:

$$\frac{\partial H}{\partial \alpha} = 0.$$

Оптимальный угол атаки имеет вид:

$$\alpha_{opt} = \frac{1}{2C_{xa2}} \left( \frac{1}{V} \cdot \frac{\psi_{\theta}}{\psi_V} C_{ya1} - C_{xa1} \right),$$

где  $C_{xa1}$ ,  $C_{xa2}$ ,  $C_{ya1}$  – коэффициенты из зависимостей (1).

### Оптимизация возмущённого движения

Оптимальная «номинальная» программа управления приведена на рис. 1. Этой программе соответствуют следующие конечные условия движения:  $h_k = 63158$  м,  $M_k = 2,38$ ,  $\theta_k = 20^\circ$  (табл. 1).

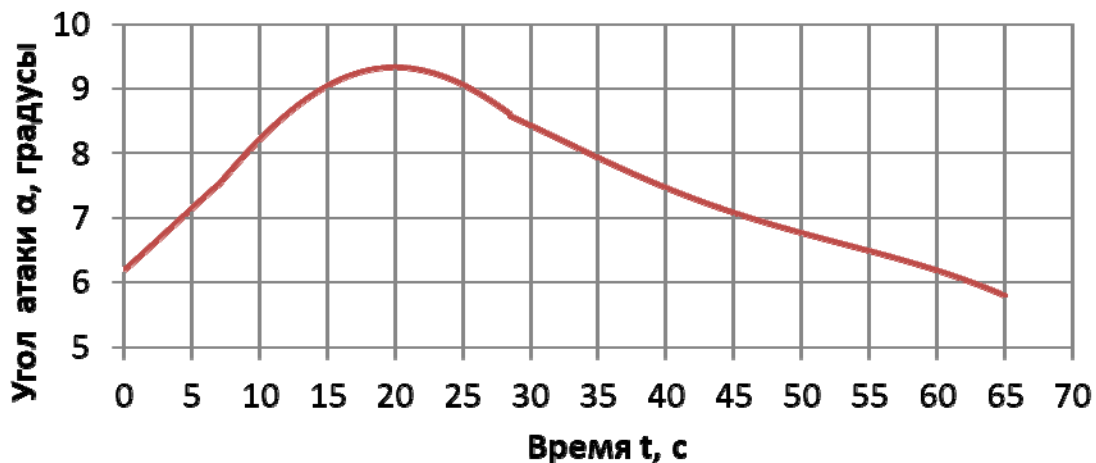


Рис. 1. Оптимальная «номинальная» программа угла атаки

В качестве критерия оптимизации принято изменение скорости

$$V = V(t_n) - V(t_k),$$

которую необходимо минимизировать.

Требуется определить программу управления углом атаки  $\alpha(t)$  для принятой системы уравнений движения в траекторной системе координат с граничными условиями (2), доставляющую минимум функционалу (4).

Задача оптимального управления, как и в [2], решалась с применением формализма принципа максимума Понтрягина [8].

**Атмосферные возмущения.** При моделировании возмущённого движения ЛА использовались следующие значения входящей в (3) нормально распределённой случайной величины  $\xi = -5,5$  и  $\xi = 5,5$ , соответствующие предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере. На рис. 2 – 5 изображены оптимальные «возмущённые» программы угла атаки  $\alpha$ , коэффициенты подъёмной силы  $C_{ya}$  и лобового сопротивления  $C_{xa}$  и аэродинамическое качество при движении с атмосферными возмущениями.

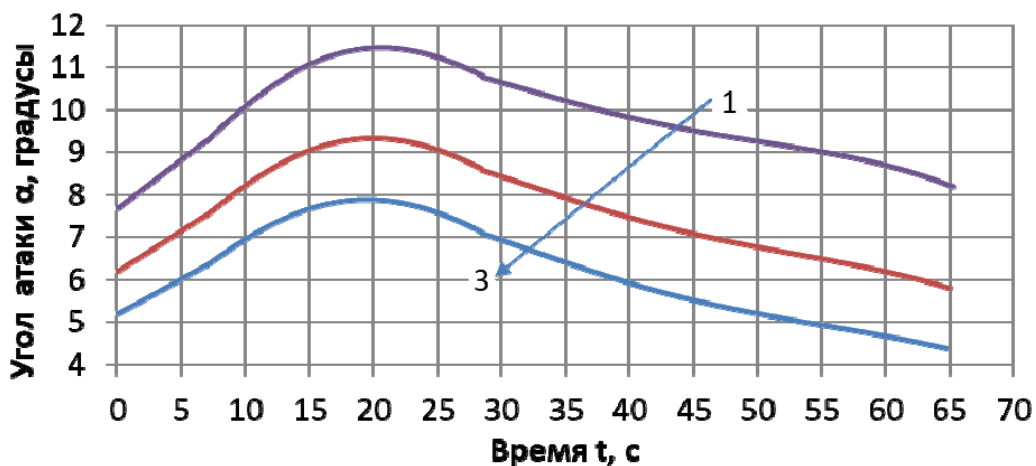


Рис. 2. Оптимальные «возмущённые» программы угла атаки при атмосферных возмущениях: 1 – предельно «разреженная» атмосфера ( $\xi = -5,5$ ); 2 – стандартная атмосфера ( $\xi = 0$ ); 3 – предельно «плотная» атмосфера ( $\xi = 5,5$ )

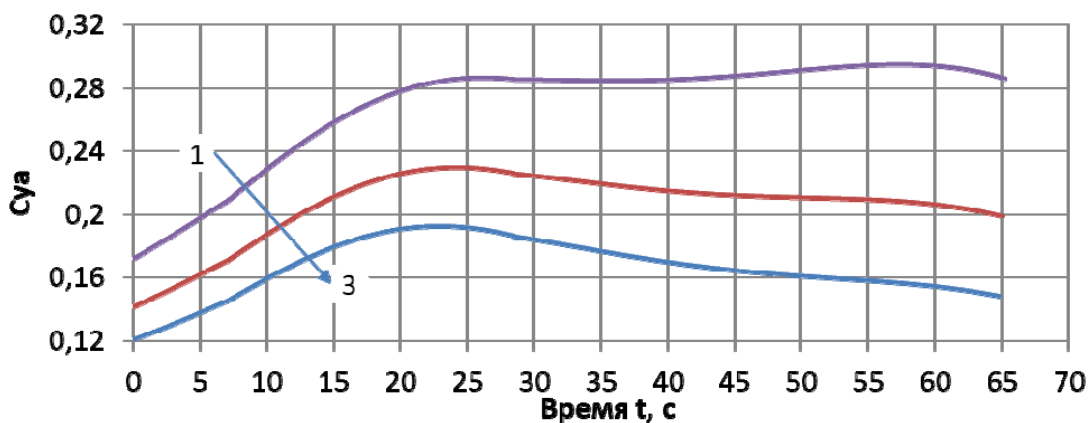


Рис. 3. Коэффициент подъёмной силы при движении с атмосферными возмущениями: 1 – предельно «разреженная» атмосфера ( $\xi = -5,5$ ); 2 – стандартная атмосфера ( $\xi = 0$ ); 3 – предельно «плотная» атмосфера ( $\xi = 5,5$ )

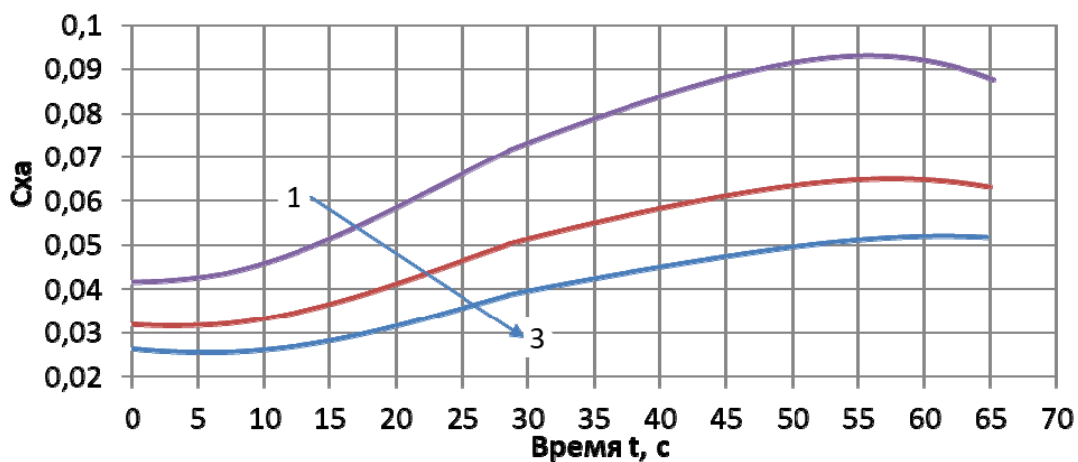


Рис. 4. Коэффициент лобового сопротивления при движении с атмосферными возмущениями: 1 – предельно «разреженная» атмосфера ( $\xi = -5,5$ ); 2 – стандартная атмосфера ( $\xi = 0$ ); 3 – предельно «плотная» атмосфера ( $\xi = 5,5$ )

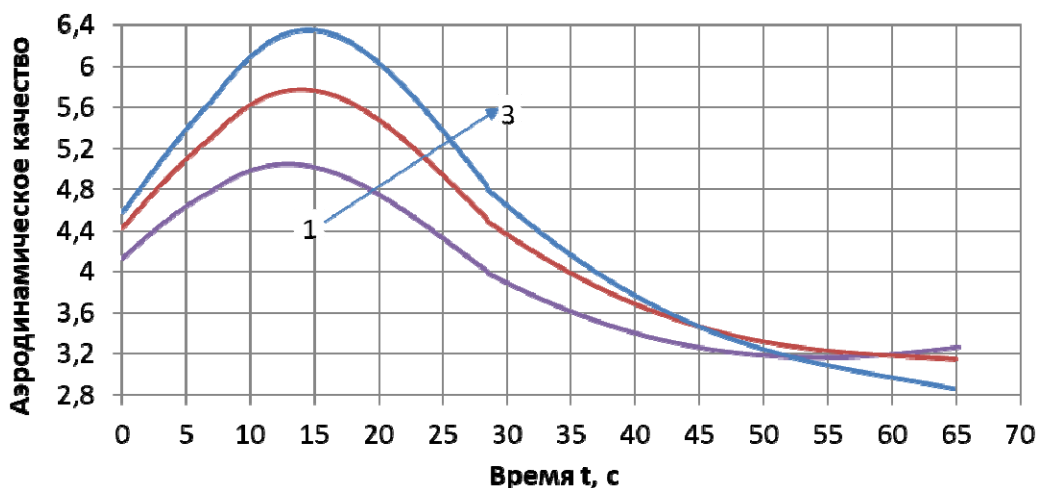


Рис. 5. Аэродинамическое качество при движении с атмосферными возмущениями:  
 1 – предельно «разреженная» атмосфера ( $\xi = -5,5$ ); 2 – стандартная атмосфера ( $\xi = 0$ );  
 3 – предельно «плотная» атмосфера ( $\xi = 5,5$ )

Таблица 1. Конечные значения параметров движения при наличии атмосферных возмущений

Параметр	Оптимальная «номинальная программа»	Оптимальная «возмущённая» программа при предельно «разреженной» атмосфере	Оптимальная «возмущённая» программа при предельно «плотной» атмосфере
$t_K, c$	64,98	65,24	64,81
$V_K, м/с$	783,42	774,56	788,18
$M_K$	2,38	2,35	2,39
$\theta_K, градусы$	20,01	20,00	20,02
$h_K, м$	63158	63160	63153

Из табл. 1 следует, что конечная скорость при предельно «разреженной» атмосфере меньше, чем при оптимальной «номинальной программе», а при предельно «плотной» атмосфере больше, чем при оптимальной «номинальной программе». Граничные условия выполняются.

**Аэродинамические возмущения.** При аэродинамических возмущениях задача оптимального управления решена для значений отклонений коэффициентов подъемной силы  $\Delta C_{ya}$  и лобового сопротивления  $\Delta C_{xa}$  равных  $\{\pm 0,025; \pm 0,05\}$ .

Для отклонений коэффициентов подъемной силы  $\Delta C_{ya}$  на рис. 6 – 9 приведены оптимальные программы управления угла атаки, коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления и аэродинамическое качество.

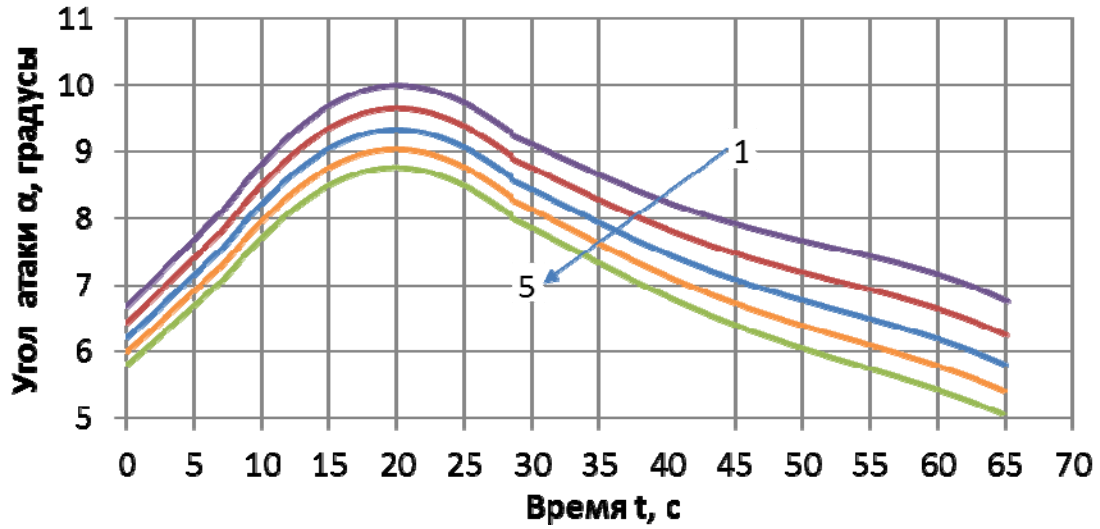


Рис. 6. Оптимальные «возмущённые» программы угла атаки при аэродинамических возмущениях  $\Delta C_{ya}$  :

1 –  $\Delta C_{ya} = -0,05$ ; 2 –  $\Delta C_{ya} = -0,025$ ; 3 –  $\Delta C_{ya} = 0$ ; 4 –  $\Delta C_{ya} = 0,025$ ; 5 –  $\Delta C_{ya} = 0,05$

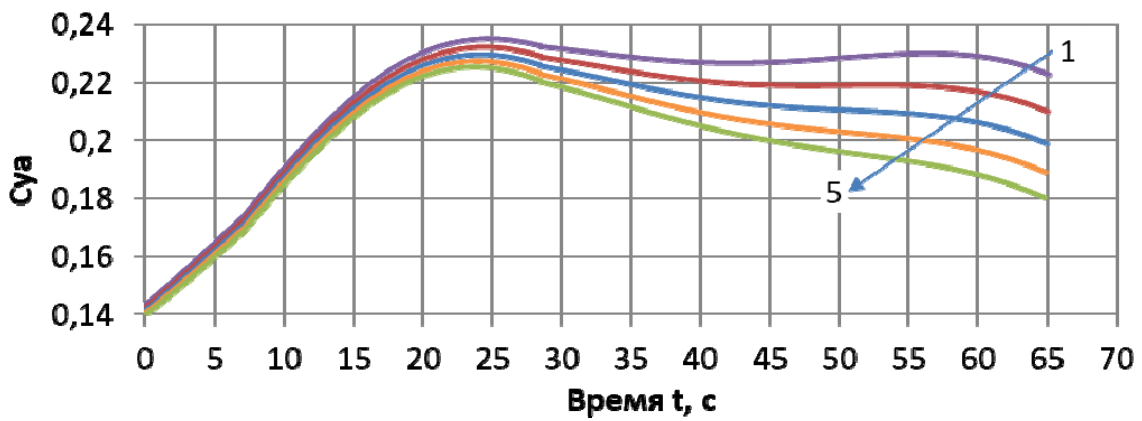


Рис. 7. Коэффициент подъёмной силы при движении с аэродинамическими возмущениями  $\Delta C_{ya}$  :

1 –  $\Delta C_{ya} = -0,05$ ; 2 –  $\Delta C_{ya} = -0,025$ ; 3 –  $\Delta C_{ya} = 0$ ; 4 –  $\Delta C_{ya} = 0,025$ ; 5 –  $\Delta C_{ya} = 0,05$

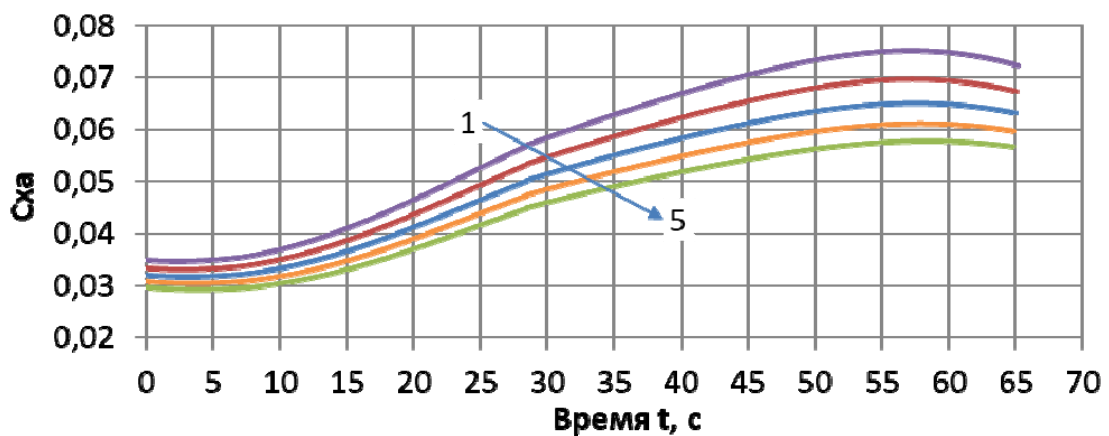


Рис. 8. Коэффициент лобового сопротивления при движении с аэродинамическими возмущениями  $\Delta C_{ya}$  :

1 –  $\Delta C_{ya} = -0,05$ ; 2 –  $\Delta C_{ya} = -0,025$ ; 3 –  $\Delta C_{ya} = 0$ ; 4 –  $\Delta C_{ya} = 0,025$ ; 5 –  $\Delta C_{ya} = 0,05$

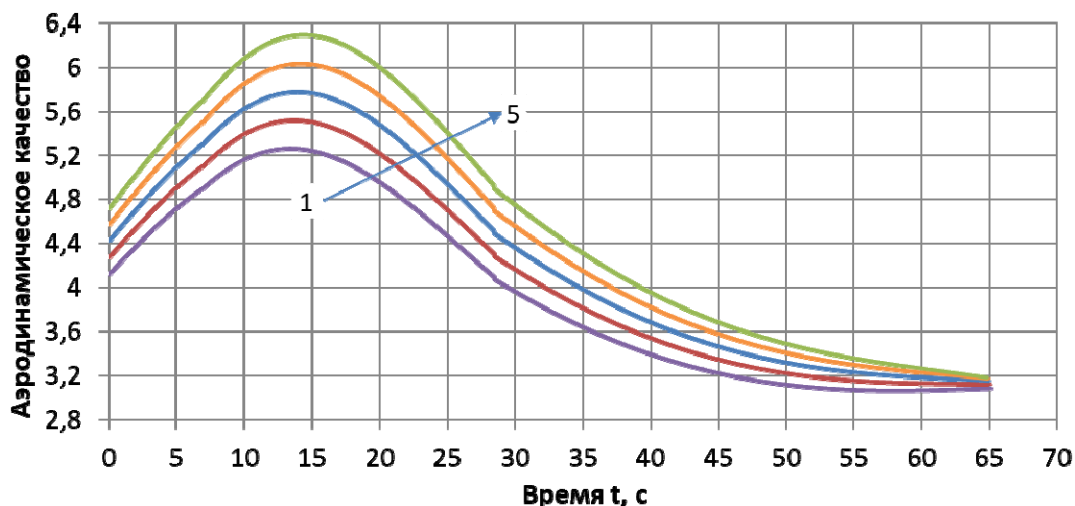


Рис. 9. Аэродинамическое качество при движении с аэродинамическими возмущениями  $\Delta C_{ya}$  :  
 1 –  $\Delta C_{ya} = -0,05$ ; 2 –  $\Delta C_{ya} = -0,025$ ; 3 –  $\Delta C_{ya} = 0$ ; 4 –  $\Delta C_{ya} = 0,025$ ; 5 –  $\Delta C_{ya} = 0,05$

Конечные значения параметров движения при аэродинамических возмущениях  $\Delta C_{ya}$ ,  $\Delta C_{xa}$  приведены в табл. 2, 3.

Таблица 2. Конечные значения параметров движения при аэродинамических возмущениях  $\Delta C_{ya}$

Параметр	Оптимальная «номинальная» программа	Оптимальная «возмущённая» программа при аэродинамических возмущениях			
		$\Delta C_{ya} = -0,05$	$\Delta C_{ya} = -0,025$	$\Delta C_{ya} = 0,025$	$\Delta C_{ya} = 0,05$
$t_K, c$	64,98	65,14	65,04	64,91	64,85
$V_K, м/с$	783,42	776,50	780,20	786,35	789,00
$M_K$	2,38	2,35	2,37	2,38	2,39
$\theta_K, градусы$	20,01	20,01	20,02	20,00	20,00
$h_K, м$	63158	63156	63154	63160	63160

Из табл. 2 следует, что при увеличении аэродинамических возмущений  $\Delta C_{ya}$  конечная скорость увеличивается. При положительной величине отклонения конечная скорость больше, чем при оптимальной «номинальной программе», а при отрицательной – меньше, чем при оптимальной «номинальной программе». Граничные условия выполняются.

Для отклонений коэффициентов лобового сопротивления  $\Delta C_{xa}$  на рис. 10 – 13 приведены оптимальные программы управления угла атаки, коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления и аэродинамическое качество.



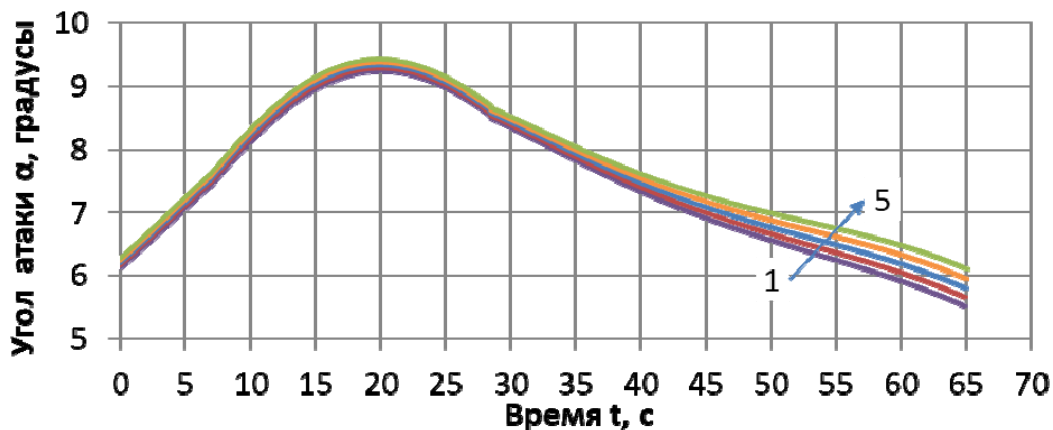


Рис. 10. Оптимальные «возмущённые» программы угла атаки при аэродинамических возмущениях  $\Delta C_{xa}$  :

1 –  $\Delta C_{xa} = -0,05$  ; 2 –  $\Delta C_{xa} = -0,025$  ; 3 –  $\Delta C_{xa} = 0$  ; 4 –  $\Delta C_{xa} = 0,025$  ; 5 –  $\Delta C_{xa} = 0,05$

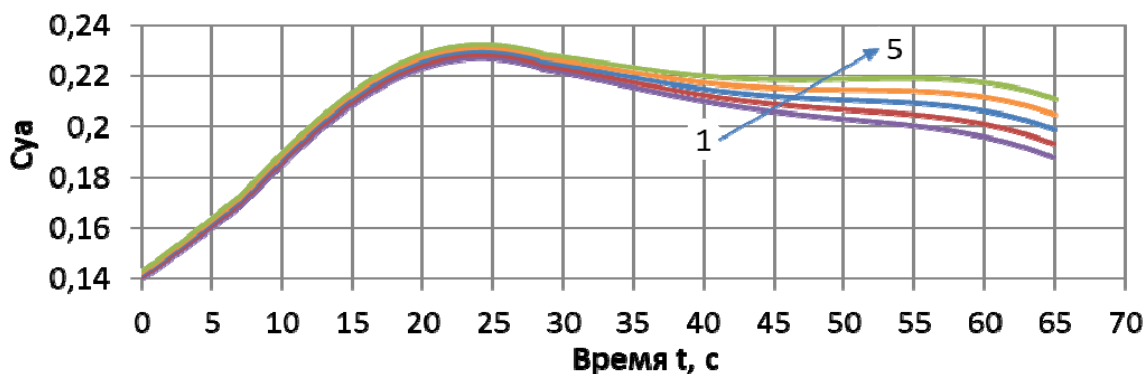


Рис. 11. Коэффициент подъёмной силы при движении с аэродинамическими возмущениями  $\Delta C_{xa}$  :

1 –  $\Delta C_{xa} = -0,05$  ; 2 –  $\Delta C_{xa} = -0,025$  ; 3 –  $\Delta C_{xa} = 0$  ; 4 –  $\Delta C_{xa} = 0,025$  ; 5 –  $\Delta C_{xa} = 0,05$

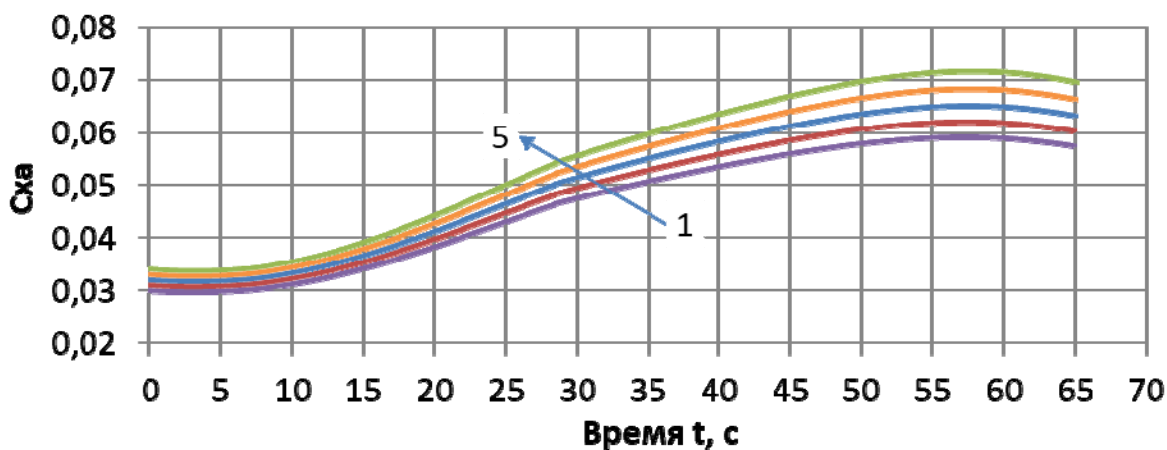


Рис. 12. Коэффициент лобового сопротивления при движении с аэродинамическими возмущениями  $\Delta C_{xa}$  :

1 –  $\Delta C_{xa} = -0,05$  ; 2 –  $\Delta C_{xa} = -0,025$  ; 3 –  $\Delta C_{xa} = 0$  ; 4 –  $\Delta C_{xa} = 0,025$  ; 5 –  $\Delta C_{xa} = 0,05$

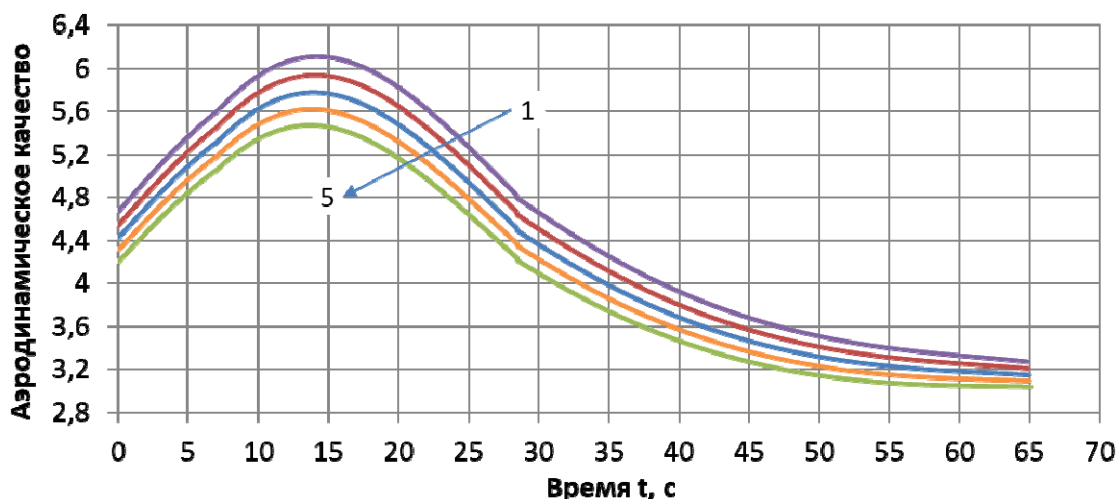


Рис. 13. Аэродинамическое качество при движении с аэродинамическими возмущениями  $\Delta C_{xa}$  :  
 1 –  $\Delta C_{xa} = -0,05$  ; 2 –  $\Delta C_{xa} = -0,025$  ; 3 –  $\Delta C_{xa} = 0$  ; 4 –  $\Delta C_{xa} = 0,025$  ; 5 –  $\Delta C_{xa} = 0,05$

Таблица 3. Конечные значения параметров движения при наличии аэродинамических возмущений  $\Delta C_{xa}$

Параметр	Оптимальная «номинальная программа»	Оптимальная «возмущённая» программа при аэродинамических возмущениях			
		$\Delta C_{xa} = -0,05$	$\Delta C_{xa} = -0,025$	$\Delta C_{xa} = 0,025$	$\Delta C_{xa} = 0,05$
$t_K, c$	64,98	64,88	64,91	65,01	65,08
$M_K, м/с$	783,42	787,66	785,61	781,30	779,04
$V_K$	2,38	2,39	2,38	2,37	2,36
$\theta_K,$ градусы	20,01	20,00	20,02	20,02	20,01
$h_K, м$	63158	63158	63153	63153	63157

Из табл. 3 следует, что при увеличении аэродинамических возмущений  $\Delta C_{xa}$  конечная скорость уменьшается. При положительной величине отклонения конечная скорость меньше, чем при оптимальной «номинальной программе», а при отрицательной – больше, чем при оптимальной «номинальной программе». Граничные условия выполняются.

### Заключение

Для принятых атмосферных и аэродинамических возмущений полученные оптимальные программы угла атаки имеют характер, аналогичный «номинальной» оптимальной программе. При предельно «разреженной» атмосфере конечная скорость меньше, чем при оптимальной «номинальной программе», а при предельно «плотной» атмосфере больше, чем при оптимальной «номинальной программе». При увеличении аэродинамических возмущений коэффициента подъемной силы конечная скорость увеличивается. При положительной величине отклонения конечная скорость больше, чем при оптимальной «номинальной программе», а при отрицательной – меньше. При увеличении аэродинамических возмущений коэффициента лобового сопротивления конечная скорость уменьшается. При положительной величине отклонения конечная скорость меньше, чем при оптимальной «номинальной программе», а при отрицательной – больше.

### Библиографический список

1. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.
2. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 16-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28
3. Балакин В.Л., Бебяков А.А., Кочян А.Г. Оптимизация движения гиперзвукового самолёта-разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2008. № 1 (14). С. 23-32.
4. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20
5. Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация трансатмосферного движения летательного аппарата на основе метода принципа максимума Понтрягина // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 7-19. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-7-19
6. Young D. Responsive access small cargo affordable launch (RASCAL) independent performance evaluation. 2004. 54 p. <https://www.yumpu.com/en/document/view/11944862/responsive-access-small-cargo-affordable-launch-rascal->
7. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.
8. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

### DISTURBED TRANSATMOSPHERIC MOTION OF THE FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM

© 2020

**M. M. Krikunov** Candidate of Science (Engineering), Senior Research Associate;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation  
[krikunov.mm@ssau.ru](mailto:krikunov.mm@ssau.ru)

The paper deals with disturbed transatmospheric motion of the first stage of an aerospace system. Deviations of atmospheric density and deviations of aerodynamic force coefficients from reference values are taken as disturbances. Optimal angle-of-attack schedules for the first stage are specified. Comparative analysis of optimal control programs for disturbed and undisturbed motion is carried out.

*Aerospace system; first stage; climb; boost; angle-of-attack schedule; atmospheric disturbances; aerodynamic disturbances; optimal control; maximum principle method.*

---

*Citation:* Krikunov M.M. Disturbed transatmospheric motion of the first stage of an aerospace system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 18-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-18-30

## References

1. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
2. Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 16-28. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28
3. Balakin V.L., Bebyakov A.A., Kotchyan A.G. Optimizing the propulsion of a hypersonic accelerator aircraft of a two-stage aerospace system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2008. No. 1 (14). P. 23-32. (In Russ.)
4. Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 7-20. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20
5. Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimizing a vehicle trans-atmospheric motion using Pontryagin's maximum principle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 7-19. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-7-19
6. Young D. Responsive access small cargo affordable launch (RASCAL) independent performance evaluation. 2004. 54 p. Available at: <https://www.yumpu.com/en/document/view/11944862/responsive-access-small-cargoaffordable-launch-rascal->
7. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.
8. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 393 p.

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА С ПОВЫШЕННЫМИ ТРЕБОВАНИЯМИ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ЗАДАНЫХ СКОРОСТЕЙ ВРАЩЕНИЯ

© 2020

- Д. С. Положенцев** начальник сектора по разработке электроприводов; АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург; ассистент кафедры управления в технических системах; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург; [pds6476564@yandex.ru](mailto:pds6476564@yandex.ru)
- А. А. Давыдов** ведущий инженер-конструктор сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА; АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; [arrtttem@mail.ru](mailto:arrtttem@mail.ru)
- М. Г. Шипов** начальник сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА; АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; [maxim.shipov@gmail.com](mailto:maxim.shipov@gmail.com)
- Е. П. Казаков** инженер сектора по разработке электроприводов; АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург; аспирант кафедры систем автоматизированного проектирования; Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), г. Санкт-Петербург; [e.kazakov.1@mail.ru](mailto:e.kazakov.1@mail.ru)
- Б. И. Малых** техник 1 категории сектора по разработке электроприводов; АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург; магистрант кафедры систем приводов, мехатроники и робототехники; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург; [malyhb@mail.ru](mailto:malyhb@mail.ru)

Рассматриваются вопросы проектирования исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса с повышенными требованиями в части точности обеспечения заданной скорости вращения подвеса гиromотора. Представлено краткое описание исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса, применяемого в настоящее время и кратко описана проблематика улучшения характеристик таких электроприводов. В качестве решения предложен исполнительный электропривод, функционирующий в режиме попеременного замыкания контура обратной связи на датчики угла, расположенные в осях подвеса гироскопа и ротора двигателя. В статье приведена схема расположения силовых гироскопических комплексов на перспективном космическом аппарате дистанционного зондирования земли и представлены аналитические выражения для определения управляющих моментов, воздействующих на космический аппарат, по осям системы координат, совмещённой с ним. Представлено сравнение ошибки стабилизации по угловой скорости вращения космического аппарата при использовании «классической» и разработанной структур построения исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса. Результаты, представленные в настоящей работе, могут быть использованы для разработки исполнительных электроприводов силовых гироскопических комплексов с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения, установленных на космические аппараты различного назначения.

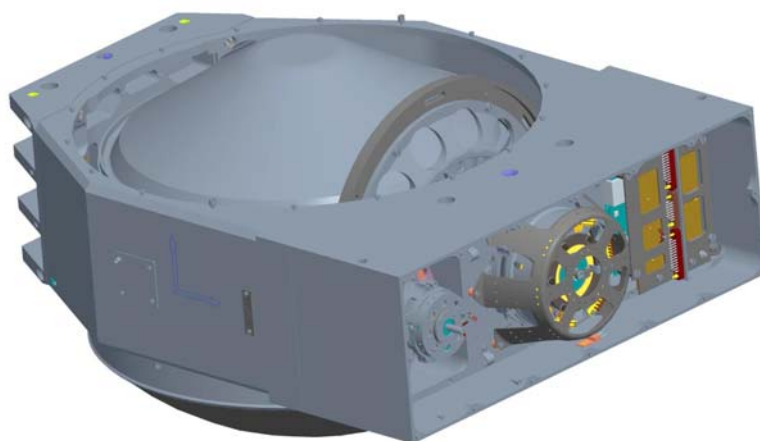
*Космический аппарат; система управления движением; силовой гироскопический комплекс; исполнительный электропривод; обратная связь по угловому положению; дополнительный контур обратной связи по положению*

**Цитирование:** Положенцев Д.С., Давыдов А.А., Шипов М.Г., Казаков Е.П., Малых Б.И. Проектирование исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 31-38. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-31-38

Рассматривая современный космический аппарат (КА) как единую техническую систему, функционально можно разделить его составные части на две принципиально разные части: модуль полезной нагрузки, или целевой аппаратуры, с помощью которого КА выполняет основные задачи, и модуль служебных систем, обеспечивающий нормальное функционирование целевой аппаратуры и всего КА в целом в агрессивных условиях открытого космоса [1]. Система управления движением (СУД) является одной из важнейших служебных систем любого современного КА. Вне зависимости от назначения КА его целевая аппаратура должна быть сориентирована в правильном направлении – это одно из основных функциональных требований, предъявляемых к КА. Кроме того, необходимо обеспечить устойчивое движение аппарата при наличии различных возмущающих воздействий, способных отклонить КА от заданной ориентации. Управление ориентацией КА должно происходить непрерывно в течение нескольких лет, что и является основной задачей СУД [2].

Успешная работа СУД возможна в том случае, если система обеспечена исполнительными органами (ИО), способными развивать управляющие моменты с величинами, необходимыми для обеспечения требуемой динамики вращения КА. Важными требованиями для таких устройств являются высокая удельная мощность и точность создания управляющего момента. Перечисленным требованиям в полной мере удовлетворяют активные электромеханические ИО, известные как силовые гироскопические комплексы (СГК) [3].

Как правило, СГК состоит из силового гироскопического прибора (СГП) – силового гироскопа в кардановом подвесе с двумя степенями свободы (гиродина) и электронного прибора (ЭП) – устройства, обеспечивающего выполнение заданных СУД КА команд управления и выдачу телеметрической информации [4]. Управляющий момент СГК определяется как векторное произведение кинетического момента ротора гиromотора на угловую скорость поворота его подвеса. Трёхмерная модель СГП одного из перспективных СГК представлена на рис. 1.



*Рис. 1. Вид разрабатываемого перспективного СГП*

Стабильность модуля кинетического момента ротора может быть обеспечена с точностью до десятых долей процента, поэтому качество создаваемого СГК управляющего момента в значительной мере определяется работой исполнительного электропривода (ИЭП), призванного обеспечить необходимую динамику и точность реализации угловой скорости вращения подвеса гиromотора (ПГ).

Современный ИЭП СГК строится на основе вентильного двигателя и работает в режиме обратной связи по угловому положению ПГ. На валу ПГ располагается датчик угла, сообщающий информацию о направлении вектора кинетического момента СГК в СУД КА. Обычно этот датчик угла используется для организации обратной связи по угловому положению ПГ, а также для управления вентильным двигателем. Жёсткие требования по ограничению габаритно-массовых характеристик изделия, стойкости к факторам космического пространства, наличию резервирования и длительному сроку активного существования существенно влияют на структуру, состав и элементы конструкции ИЭП. В частности, разрешающая способность датчика угла (с учётом электронного преобразователя) ограничена указанными требованиями и обычно не превышает 16–18 значащих разрядов.

Проработка ИЭП СГК с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения ПГ показала невозможность их выполнения в случае использования «классической» схемы построения электропривода с использованием одного датчика угла [5], так как требовалось увеличение числа разрядов датчика угла до 20–22.

Для выполнения заданных технических требований было предложено решение об установке датчика угла на ось двигателя ИЭП для организации дополнительного контура обратной связи [6]. Это является принципиальным отличием от ИЭП СГК, применяемых в настоящее время, где управление электроприводом строится исключительно по угловому положению ПГ. Структурная схема предложенного ИЭП СГК представлена на рис. 2, где И1, И2 – интеграторы заданной скорости вращения; АС – анализатор заданного кода скорости; РУ – регулятор контура углового положения; ВШИМ – векторный широтно-импульсный модулятор; БВУ – блок вычисления электрического углового положения ротора двигателя; КУМ – ключевой усилитель мощности; Д – двигатель; Р – редуктор; ПГ – подвес гироскопа; ДУ ПГ – датчик углового положения ПГ; ЭП ДУ – электронный преобразователь сигнала датчика угла; МК – микроконтроллер; БУП – блок управления приводом,  $N_{\omega}$  – заданный код угловой скорости вращения ПГ;  $N_{\text{ШИМ}}$  – входное значение кода ВШИМ;  $N_{\alpha}^{\text{ИЗМ}}$  – код электрического углового положения ротора двигателя;  $T_{i1}, T_{i2}, T_{i3}$  – длительности сигналов ВШИМ, управляющие КУМ;  $U_{\text{амп1}}, U_{\text{амп2}}, U_{\text{амп3}}$  – амплитудные значения линейных напряжений, подаваемых на двигатель;  $\alpha_{\text{ДВ}}$  – значение углового положения ротора двигателя;  $\alpha_{\text{ПГ}}$  – значение углового положения ПГ;  $M_{\text{упр}}$  – значение момента упругости, создаваемого ПГ;  $N_{\text{Д}}$  – код измеренного углового положения ротора двигателя;  $N_{\text{ПГ}}$  – код измеренного углового положения ПГ.

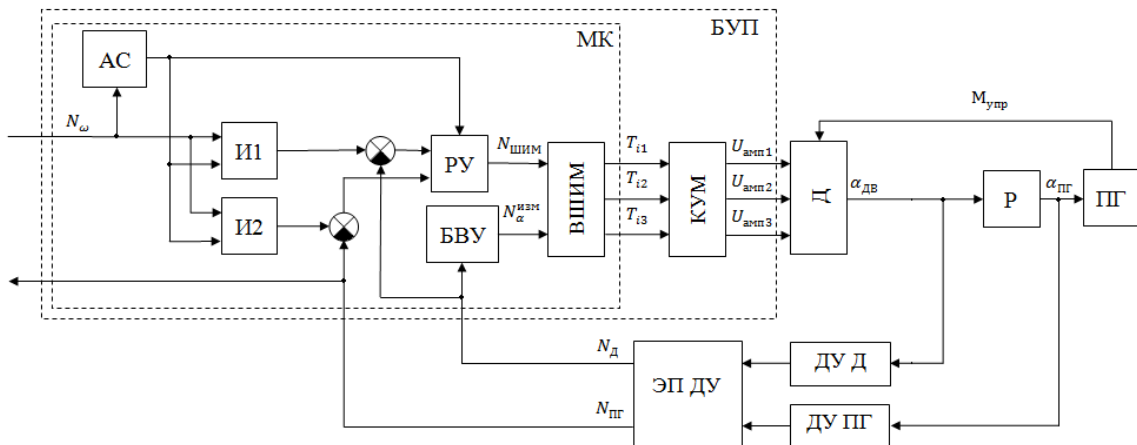


Рис. 2. Структурная схема ИЭП СГК с двумя датчиками обратной связи

Электропривод функционирует в режиме попеременного замыкания контура обратной связи на датчики угла, расположенные на осях ПГ и роторе двигателя. За выбор датчика угла, через который будет замкнут контур обратной связи, отвечает АС, настроенный на фиксирование момента перехода граничной величины заданной угловой скорости вращения ПГ, определяемой режимами работы СГК. В этот момент меняются коэффициенты регулятора угла и рассчитывается новое значение интегратора скорости того контура, на котором в дальнейшем будет работать электропривод. Использование обратной связи по угловому положению ротора двигателя позволяет повысить чувствительность и точность работы ИЭП при обеспечении малых задаваемых скоростей вращения ПГ.

Результаты математического моделирования, а затем и испытаний опытных образцов ИЭП СГК, показали эффективность принятых схемотехнических и алгоритмических решений. Предложенная схема построения электропривода позволяет выполнить требования по точности обеспечения заданной скорости вращения ПГ.

Основное назначение разрабатываемого СГК заключается в создании управляющего момента с целью обеспечения заданного углового движения КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Рассматриваемый в настоящей статье гироскопический комплекс предназначен как для совершения перенацеливания от одного маршрута съёмки до другого, так и для отслеживания траектории подспутниковой точки при выполнении съёмки земной поверхности. Задачами, решаемыми данным типом КА, могут являться: контроль чрезвычайных ситуаций, экологический контроль и охрана окружающей среды, а также информационное обеспечение рационального природопользования и хозяйственной деятельности [7]. В связи с этим управление электроприводом СГК должно осуществляться с высокой точностью при больших скоростях (режим перенацеливания), а также на малых скоростях (при минимальном управляющем воздействии) при выполнении съёмки. На рис. 3 представлена компоновка четырёх СГК в составе перспективного КА ДЗЗ.

Управляющие моменты по осям системы координат, совмещённой с КА (ССК):

$$M_x = \sum_{i=1}^2 H_i \dot{\beta}_i \sin \beta_i - \sum_{i=3}^4 H_i \dot{\beta} \sin \beta_i,$$

$$M_y = \sin 25^\circ \left( \sum_{i=1}^4 H_i \dot{\beta} \cos \beta_i \right),$$

$$M_z = -\cos 25^\circ \left( \sum_{i=1}^2 H_i \dot{\beta} \cos \beta_i - \sum_{i=3}^4 H_i \dot{\beta} \cos \beta_i \right),$$

где  $M_i$  – управляющий момент по осям ССК;  $H_i$  – кинетический момент, создаваемый  $i$ -ым СГК;  $\dot{\beta}_i$  – скорость вращения  $i$ -го ПГ;  $\beta_i$  – угловое положение  $i$ -го ПГ.

Особенностью применения подобных гироскопов является быстрая смена его режима работы: после высокодинамичного движения СГК, как и сам КА, должен остановиться и скомпенсировать до приемлемого уровня, на интервале съёмки, возможные погрешности углового движения за время не более 3 с. Использование «классической» схемы построения электропривода не всегда позволяет выполнить требования, предъявляемые к работе СУД КА.

На рис. 4 представлены характеристики точности и ИЭП СГК: «классическая» схема построения электропривода и вариант построения электропривода с дополнительным контуром обратной связи.



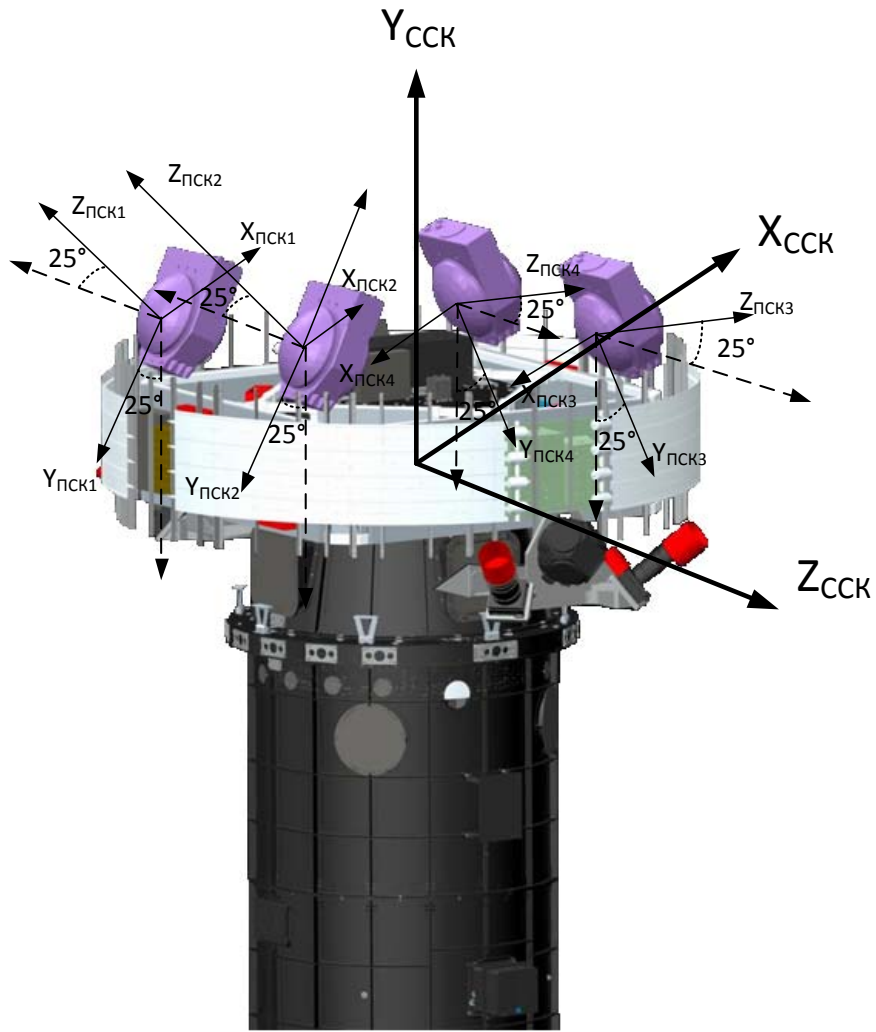


Рис. 3. СГК в составе КА ДЗЗ

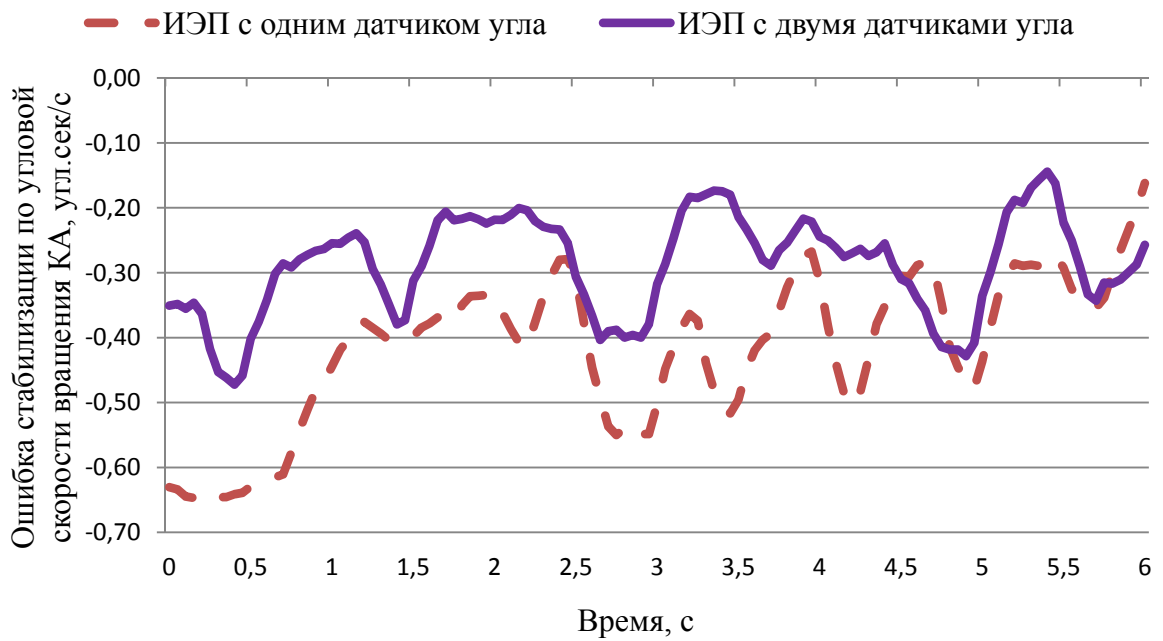


Рис. 4. Ошибка стабилизации по угловой скорости вращения КА

Как видно из графиков, для «классической» схемы наблюдается повышенная погрешность в начале функционального участка и выраженный колебательный характер к третьей секунде высокоточного движения. Полученные погрешности напрямую влияют на качество целевой информации и могут приводить к её ухудшению: появлению «смазов», синусоидальных искажений изображения.

По результатам полученных более высоких характеристик точности привода с использованием дополнительного контура обратной связи по сравнению с «классическим» приводом стало возможным использование информации о текущем угловом положении подвеса гиromотора и его угловой скорости в законе формирования управления на предстоящем такте управления.

Проблема построения прогнозного состояния КА возникает из-за того, что при знании требуемого вектора состояния аппарата информация с измерительных приборов (информация об угловой скорости и угловом положении КА) формируется с запаздыванием от 62,5 до 125 мс. Информация о текущем угловом положении ПГ поступает без запаздывания. Зная заданную угловую скорость подвеса, можно экстраполировать вектор состояния КА на момент времени формирования управления на текущем такте работы СУД. Использование прогнозирования углового движения КА также позволило повысить точность работы СУД.

Результаты математического моделирования работы СУД КА позволяют сделать предварительные выводы, что ИЭП, построенный с использованием дополнительного контура обратной связи, приводит к повышению характеристик точности СУД КА при обеспечении заданных параметров углового движения. При этом достигнутые характеристики позволяют рассматривать СГК для КА более лёгкого класса по сравнению с теми, для которых они разрабатывались.

### **Библиографический список**

1. Разработка систем космических аппаратов / под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка. М.: Альпина Паблишер, 2015. 765 с.
2. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.
3. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 310 с.
4. Положенцев Д.С., Смирнов К.А. Система управления исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2019. № 8. С. 31-38.
5. Положенцев Д.С., Джукич Д.Й. Исполнительный электропривод гиродина // Сборник научных трудов «Электронные и электромеханические системы и устройства». Томск: Томский политехнический университет, 2016. С. 301-306.
6. Якимовский Д.О., Положенцев Д.С., Джукич Д.Й. Исполнительный электропривод перспективного силового гироскопического комплекса // Доклады ТУСУР. 2018. Т. 21, № 3. С. 103-108. DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-3-103-108
7. Куренков В.И., Гоголев М.Ю. Методы исследования эффективности ракетно-космической техники: электрон. учеб. пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2012. 285 с.

## DESIGN OF CONTROL MOMENT GYRO ELECTRIC DRIVE WITH STRICT REQUIREMENTS ON ENSURING DESIRED ROTATIONAL VELOCITIES

© 2020

- D. S. Polozhentcev** Head of the Sector of Electric Drive Design; JSC “Control Devices Research Institute”, Saint Petersburg, Russian Federation; Assistant of the Department of Control in Engineering Systems; Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg, Russian Federation; [pds6476564@yandex.ru](mailto:pds6476564@yandex.ru)
- A. A. Davidov** Leading Design Engineer of the Department of Spacecraft Attitude and Center of Mass Motion Control Systems; Joint Stock Company Space Rocket Center “Progress”, Samara, Russian Federation; [arrtttem@mail.ru](mailto:arrtttem@mail.ru)
- M. G. Shipov** Head of the Department of Spacecraft Attitude and Center of Mass Motion Control Systems; Joint Stock Company Space Rocket Center “Progress”, Samara, Russian Federation; [maxim.shipov@gmail.com](mailto:maxim.shipov@gmail.com)
- E. P. Kazakov** Engineer of the Sector of Electric Drive Design; JSC “Control Devices Research Institute”, Saint Petersburg, Russian Federation; Postgraduate Student of the Department of Computer-Aided Design Systems; Saint Petersburg Electrotechnical University LETI; Saint Petersburg, Russian Federation; [e.kazakov.1@mail.ru](mailto:e.kazakov.1@mail.ru)
- B. I. Malykh** First Category Technician of the Sector of Electric Drive Design; JSC “Control Devices Research Institute”, Saint Petersburg, Russian Federation; Master Student of the Department of Drive Systems, Mechatronics and Robotic Technology; D.F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, Saint Petersburg, Russian Federation; [malyhb@mail.ru](mailto:malyhb@mail.ru)

The paper discusses the issues of designing a control moment gyroscope electric drive with strict requirements in terms of the accuracy of ensuring a given rotation rate of the gyro motor suspension. A brief description of the control moment gyroscope electric drive applied currently is presented and the issues of improving the electric drive characteristics are discussed. As a solution, an electric drive is proposed which operates in the mode of feedback loop using angle sensors located on the axes of the gyroscope suspension and the engine rotor. The paper describes the arrangement of the control moment gyroscopes on advanced spacecraft for Earth remote sensing and presents the analytic expressions needed to calculate the control moments that affect the spacecraft. The moments are in the projection to the coordinate system brought into coincidence with the spacecraft. The paper compares spacecraft angular velocity stabilization errors for the cases of using the conventional scheme of control moment gyroscope electric drive and the newly developed one. The presented results can be used for developing control moment gyroscope electric drives to be mounted on spacecraft of different purpose with strict requirements on ensuring operation at specified rotational velocities.

*Spacecraft; motion control system; control moment gyros; electric drive; angular position feedback; additional loop of attitude position feedback*

---

*Citation:* Polozhentcev D.S., Davidov A.A., Shipov M.G., Kazakov E.P., Malykh B.I. Design of control moment gyro electric drive with strict requirements on ensuring desired rotational velocities. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 31-38. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-31-38

## References

1. Spacecraft systems engineering / ed. by P. Fortescue, G. Swinerd., J. Stark. John Wiley & Sons, Ltd, 2011.
2. Kargu L.I. *Sistemy uglovoy stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft angular stabilization systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 172 p.
3. Vasil'ev V.N. *Sistemy orientatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft attitude control systems]. Moscow: FGUP «NPP VNIIEEM» Publ., 2009. 310 p.
4. Polozhentsev D.S., Smirnov K.A. Control system of control moment gyroscope electric drive. *Izvestia SPbETU «LETI»*. 2019. No. 8. P. 31-38. (In Russ.)
5. Polozhentsev D.S., Dzhukich D.Y. Iсполnitel'nyy elektroprivod girodina. *Sbornik nauchnykh trudov «Elektronnye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva»*. Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publ., 2016. P. 301-306. (In Russ.)
6. Yakimovsky D.O., Polozhentsev D.S., Djukich D.Y. Increasing sensitivity of control moment gyroscope electric drive when operating at low rotational velocities. *Proceedings of TUSUR University*. 2018. V. 21, no. 3. P. 103-108. (In Russ.). DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-3-103-108
7. Kurenkov V.I., Gogolev M.Yu. *Metody issledovaniya effektivnosti raketno-kosmicheskoy tekhniki: elektron. ucheb. posobie* [Methods of investigating the efficiency of rocket and space equipment]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 285 p.

## МЕТОД СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ТУРБОСТАРТЕРА И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2020

- Г. М. Попов** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[grishatty@gmail.com](mailto:grishatty@gmail.com)
- О. В. Батурин** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[oleg.v.baturin@gmail.com](mailto:oleg.v.baturin@gmail.com)
- Ю. Д. Новикова** ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[novikova@ssau.ru](mailto:novikova@ssau.ru)
- В. М. Зубанов** младший научный сотрудник научно-образовательного центра газодинамических исследований;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com)
- А. А. Волков** инженер-конструктор научно-образовательного центра газодинамических исследований;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[a44rey@gmail.com](mailto:a44rey@gmail.com)
- А. И. Корнеева** инженер отдела перспективных проектов и программ;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва; [akorneeva94@mail.ru](mailto:akorneeva94@mail.ru)

В статье описывается разработанный авторами метод согласования рабочего процесса вспомогательной силовой установки (ВСУ) и воздушной турбины (ТСВ), применяемой при запуске газотурбинного двигателя (ГТД). Данный метод используется для проверки возможности совместного функционирования ВСУ и воздушной турбины в системе запуска ГТД на заданных эксплуатационных режимах. В основе метода лежит совмещение характеристик ВСУ и турбины, изображенных в одинаковых координатах, на одном поле и проверка наличия точек пересечения. В них выполняется условие совместной работы. Непересечение графиков сигнализирует о невозможности совместной работы на выбранном режиме. Разработанный метод учитывает наличие потерь и утечек в трубопроводах системы запуска. Данные, получаемые с помощью разработанного метода, являются исходными для расчета и оптимизации рабочего процесса воздушной турбины и определения времени, необходимого для запуска ГТД, а также проверки возможности функционирования системы запуска ГТД по прочностным и другим критериям. Алгоритм расчета времени запуска ГТД также был разработан авторами и реализован в виде компьютерной программы. Полученные инструменты могут быть использованы для оценки возможности запуска двигателя и вычисления основных его параметров для конкретных элементов системы запуска, подбора ВСУ и ТСВ для выполнения заданных технических требований.

*Воздушная турбина; запуск ГТД; вспомогательная силовая установка; совместная работа*

**Цитирование:** Попов Г.М., Батурин О.В., Новикова Ю.Д., Зубанов В.М., Волков А.А., Корнеева А.И. Метод согласования совместной работы вспомогательной силовой установки и турбостартера и определения времени запуска газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 39-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-39-50

## Введение

Запуск авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) является важным режимом, который во многом определяет безопасность, эффективность эксплуатации и надежность двигателя и летательного аппарата в целом. Система запуска ГТД включает в себя набор различных устройств и блоков: стартера, вспомогательной силовой установки, воздушных и топливных коммуникаций, системы автоматического управления (САУ), трансмиссии, системы энергоснабжения, системы зажигания и др. Для надежного запуска двигателя работа всех названных устройств должна быть согласована между собой [1]. В настоящее время система запуска двигателя гражданского самолета обычно строится на базе воздушной турбины, механически связанной с ротором ГТД, получающей сжатый воздух от компрессора вспомогательной силовой установки (ВСУ) (рис. 1).

При создании системы запуска нового ГТД или модификации существующей проектировщик выбирает ВСУ и воздушную турбину (ТСВ). При этом он должен решить ряд важных проблем. Во-первых, необходимо выяснить, способна ли выбранная ВСУ обеспечить требуемые условия для работы воздушной турбины на всех эксплуатационных режимах. Поскольку изменение параметров ВСУ в отличных от стандартных условиях может привести к недостаточности запаса энергии в подаваемом на турбину воздухе, это не позволит получить необходимый для раскрутки ротора крутящий момент на валу. С другой стороны, при выборе элементов системы запуска следует контролировать параметры, превышение которых может привести к разрушению одного из элементов системы запуска. Таким параметром может быть максимально допустимый крутящий момент на выходном валу ТСВ. Его превышение может привести к поломке приводов агрегатов ГТД. В-третьих, проектировщику необходимо обеспечить требуемое время запуска двигателя и выполнение других технических требований. Указанные обстоятельства делают процесс проектирования системы запуска ГТД сложной проблемой.



Рис. 1. Принципиальная схема системы запуска с воздушной турбиной

Цель данной работы состоит в разработке и практической апробации комплекса методик, предназначенных для решения описанных выше проблем. В частности, разработке метода согласования совместной работы ВСУ и ТСВ и алгоритма определения времени запуска ГТД. Необходимость решения данной проблемы возникла в ходе решения задачи индустриального партнёра, связанной с выбором существующих ТСВ для работы на вновь создаваемом ГТД.

### Определение возможности совместной работы ВСУ и ТСВ

Суть метода согласования совместной работы ВСУ и ТСВ заключается в том, что характеристики ВСУ и ТСВ переводятся к общему виду зависимости приведённого параметра расхода  $K_G$  от степени расширения воздуха в турбине  $K_{G\ TCB} = f(\pi_{TCB})$ .

Под параметром расхода понимается следующая величина:

$$K_G = \frac{G_{\text{вх}TCB} \sqrt{T_{\text{вх}TCB}^*}}{p_{\text{вх}TCB}^*}, \quad (1)$$

где  $G_{\text{вх}TCB}$  – значение массового расхода воздуха через ТСВ;  $T_{\text{вх}TCB}^*$  – значение полной температуры на входе в ТСВ;  $p_{\text{вх}TCB}^*$  – значение полного давления на входе в ТСВ;  $\pi_{TCB}$  – степень расширения воздуха в ТСВ.

Пересечение линий рабочих режимов ВСУ и турбины говорит о том, что условия совместной работы выполняются в данных условиях. В точках пересечения характеристик  $K_{G\ TCB} = f(\pi_{TCB})$  и  $K_{G\ ВСУ} = f(\pi_{TCB})$  определяются параметры потока на выходе из ВСУ  $p_{\text{омб}}^*$ ,  $T_{\text{омб}}^*$ ,  $G_{\text{омб}}$  и с их помощью определяются характеристики турбины (в частности зависимость мощности от частоты вращения) в найденных условиях. Затем с помощью мощностной характеристики ТСВ по разработанному алгоритму (его описание приведено ниже) определяется время запуска ГТД.

Рабочий процесс ВСУ обычно описывается следующими зависимостями:

– зависимость полного давления воздуха  $p_{\text{омб}}^*$ , отобранного от ВСУ, от его массового расхода  $G_{\text{омб}}$  ( $p_{\text{омб}}^* = f(G_{\text{омб}})$ );

– зависимость температуры воздуха  $T_{\text{омб}}^*$ , отобранной от ВСУ, от его массового расхода  $G_{\text{омб}}$  ( $T_{\text{омб}}^* = f(G_{\text{омб}})$ ).

Характеристики ВСУ могут быть представлены для нескольких условий её работы, определяемых, например, высотой полёта  $H$ , числом Маха полёта и температурой окружающего (атмосферного) воздуха  $t_h$  (рис. 2, 3), и содержать информацию о изменении режима её работы или регулировании (например, при изменении углов установки  $\alpha_{ВНА}$  входного направляющего аппарата (ВНА)).

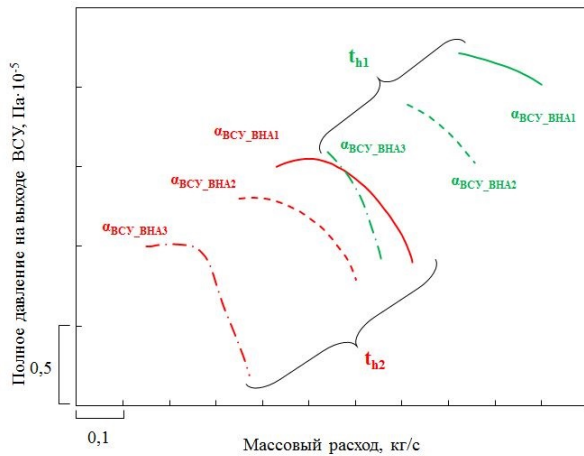


Рис. 2. Изменение давления рабочего тела на выходе ВСУ в зависимости от расхода ВСУ для различных режимов работы ВСУ

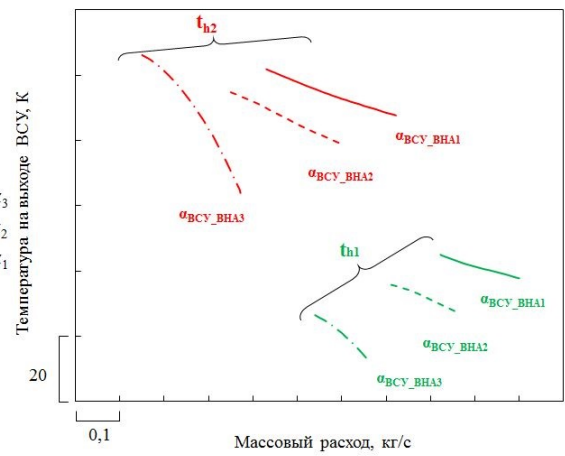


Рис. 3. Изменение температуры рабочего тела на выходе ВСУ в зависимости от расхода ВСУ для различных режимов работы ВСУ

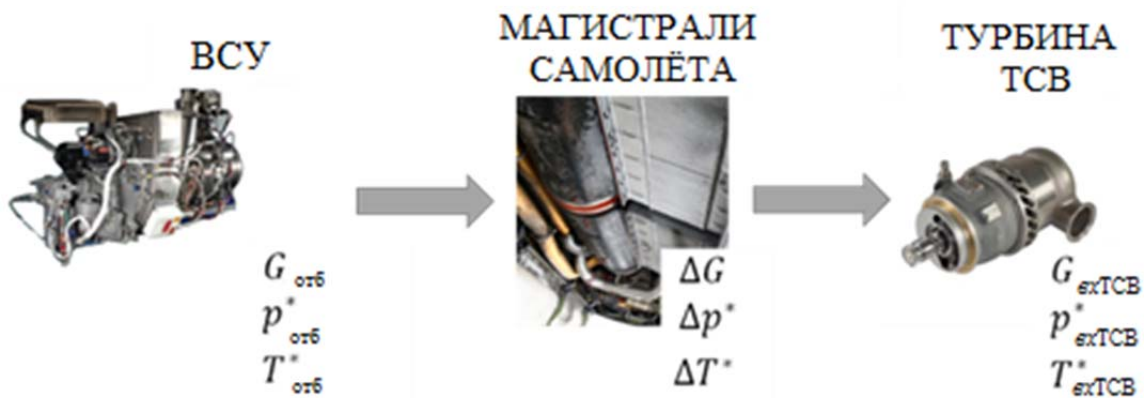


Рис. 4. Принципиальная схема взаимодействия ВСУ и ТСВ

От ВСУ отбирается воздух с параметрами  $p_{отб}^*$ ,  $T_{отб}^*$ ,  $G_{отб}$  (рис. 4), который через трубопроводы самолёта попадает на вход в ТСВ. При этом в магистралях имеют место гидравлические потери и утечки, которые характеризуются величинами  $\Delta p^*$ ,  $\Delta T^*$ ,  $\Delta G$ . Сжатый воздух, пройдя через турбину ТСВ, сбрасывается в атмосферу [2]. Значения  $p_{отб}^*$ ,  $T_{отб}^*$ ,  $G_{отб}$  для расчёта берутся с характеристики ВСУ, а значения  $\Delta p^*$ ,  $\Delta T^*$ ,  $\Delta G$  определяются конфигурацией системы подводящих каналов в гидравлическом расчёте или по опыту эксплуатации схожих систем.

Для согласования работы ТСВ и ВСУ характеристики последнего приводятся к виду  $K_{ГВСУ} = f(\pi_{ТСВ})$ .

Условие совместной работы ВСУ и ТСВ с учётом рис. 4 можно представить с помощью следующих равенств:



$$\pi_{BCV} = \frac{p_{om\delta}^*}{p_h} = \frac{p_{exTCB}^* + \Delta p^*}{p_h} = \pi_{TCB} + \frac{\Delta p^*}{p_h},$$

$$T_{om\delta}^* - \Delta T^* = T_{exTCB}^*,$$

$$K_{GBCV} = K_{GTCB},$$

где  $p_h$  – давление атмосферного воздуха для высот полёта в стандартных атмосферных условиях.

Разработанная методика согласования работы ТСВ и ВСУ с учётом эксплуатационных ограничений может быть представлена в виде последовательности действий, рис. 5. Согласование происходит следующим образом:

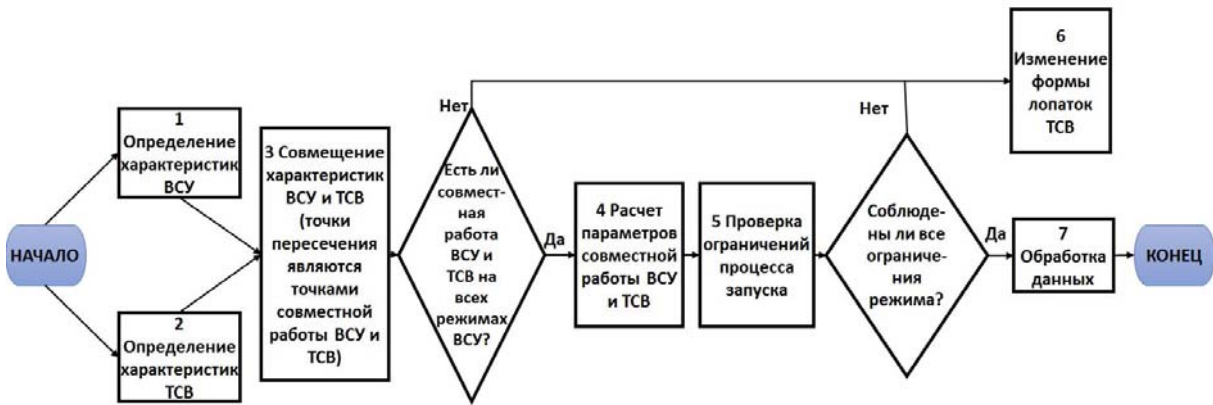


Рис. 5. Краткая блок-схема разработанной методики доработки ТСВ с учётом эксплуатационных ограничений

**Этап 1.** С учётом потерь на передачу сжатого воздуха характеристики ВСУ исходного вида  $p_{om\delta}^* = f(G_{om\delta})$  и  $T_{om\delta}^* = f(G_{om\delta})$  приводятся к виду  $K_{GBCV} = f(\pi_{TCB})$ , найденному по параметрам на входе в ТСВ, с помощью формул:

$$K_{GBCV} = \frac{(G_{om\delta} - \Delta G) \sqrt{(T_{om\delta}^* - \Delta T)}}{p_{om\delta}^* - \Delta p^*},$$

$$\pi_{BCV} = \frac{p_{om\delta}^* - \Delta p^*}{p_h},$$

где  $K_{GBCV}$  – параметр расхода воздуха ВСУ, определённый по параметрам на входе в ТСВ с учётом потерь в магистралях.

**Этап 2.** Характеристики турбины приводятся к виду  $K_{GTCB} = f(\pi_{TCB})$  по (1) и  $K_{NTCB} = f(\pi_{TCB})$  с использованием следующей формулы:

$$K_{N_{TCB}} = \frac{N_{TCB}}{P_{exTCB}^* \cdot \sqrt{T_{exTCB}^*}},$$

где  $N_{TCB}$  – значение мощности ТСВ, Вт;  $K_{N_{TCB}}$  – показатель мощности турбины.

**Этап 3.** Характеристики  $K_{G_{BCU}} = f(\pi_{TCB})$  и  $K_{G_{TCB}} = f(\pi_{TCB})$  для ВСУ и ТСВ соответственно следует совместить на одном графике и найти точки пересечения. Они удовлетворяют условию совместной работы элементов системы запуска.

**Этап 4.** Если для некоторых эксплуатационных режимов работы точки совместной работы не были найдены (нет пересечений характеристик ТСВ и ВСУ), то необходимо скорректировать форму лопаток ТСВ и повторить этапы 1 – 3, определив изменённые характеристики турбины с помощью CFD моделирования. Изменяться могут как углы установки и числа лопаток, так и форма сопловых и рабочих лопаток. Варьируемые переменные должны определяться в результате анализа полученных результатов и требований, предъявляемых к ТСВ. Моделирование рабочего процесса в воздушной турбине стартера принципиально не отличается от типового моделирования рабочего процесса в газовых турбинах ГТД и выполняется как в [3]. Вопрос создания и валидации численных моделей рабочего процесса в воздушных турбинах выходит за рамки данной статьи.

**Этап 5.** Определяются параметры рабочего процесса ТСВ при его совместной работе с ВСУ на каждом режиме работы ВСУ в следующей последовательности:

– в точках пересечения характеристик  $K_{G_{TCB}} = f(\pi_{TCB})$  и  $K_{G_{BCU}} = f(\pi_{TCB})$  определяются параметры на выходе из ВСУ  $p_{omb}^*$ ,  $T_{omb}^*$ ,  $G_{omb}$ ;

– затем для точек совместной работы ВСУ и ТСВ определяются параметры воздуха на входе в ТСВ.

Таким образом, на основе точек пересечения приведённых характеристик находят физические характеристики ТСВ при совместной работе с ВСУ на всех его режимах.

**Этап 6.** На основе определённых параметров рабочего процесса ТСВ при его совместной работе с ВСУ на каждом режиме работы ВСУ рассчитывается крутящий момент на валу турбины. На основе данных о крутящем моменте выходного вала определяются линейные зависимости  $M_{кр.вых.в.} = f(n)$  для каждого режима работы [4]:

$$M_{кр.вых.в.} = An + B,$$

где  $n$  – частота вращения ротора турбины.

По найденной зависимости в дальнейшем определяется время запуска авиационного газотурбинного двигателя. Расчёт осуществляется с помощью разработанной авторами программы [7]. Коэффициент  $B$  – максимальный крутящий момент при запуске, значение которого необходимо контролировать.

**Этап 7.** Если хотя бы один из найденных параметров системы запуска не удовлетворяет техническому заданию или эксплуатационным ограничениям, то необходимо скорректировать форму лопаток ТСВ и вновь повторить этапы 1 - 6 до выполнения заданных требований (рис. 6).

**Этап 8.** В случае, если на всех эксплуатационных режимах работы ограничивающие величины (в первую очередь крутящий момент на валу турбины) удовлетворяют ограничениям и выполняются условия совместной работы, делается заключение о воз-

возможности согласованной работы ВСУ и ТСВ для рассматриваемых режимов работы ВСУ.

Разработанный метод был апробирован при оценке возможности совместной работы двухступенчатой воздушной турбины и ВСУ в составе двухконтурного турбореактивного двигателя для самолёта гражданской авиации (рис. 7). На этом рисунке заштрихованная часть характеристики соответствует диапазону работы ТСВ. Точки пересечения характеристик являются точками, где выполняются условия совместной работы ВСУ и ТСВ. Анализ рисунка показывает, что при использовании исследуемого ТСВ согласованная работа ТСВ и ВСУ не обеспечивалась для всех режимов работы ВСУ и необходима работа по изменению ВСУ, ТСВ или подбору новых компонентов системы запуска двигателя. Кроме того, дальнейший анализ показал, что крутящий момент на валу ТСВ больше максимально допустимого, что может привести к поломке редуктора и коробки приводов двигателя.

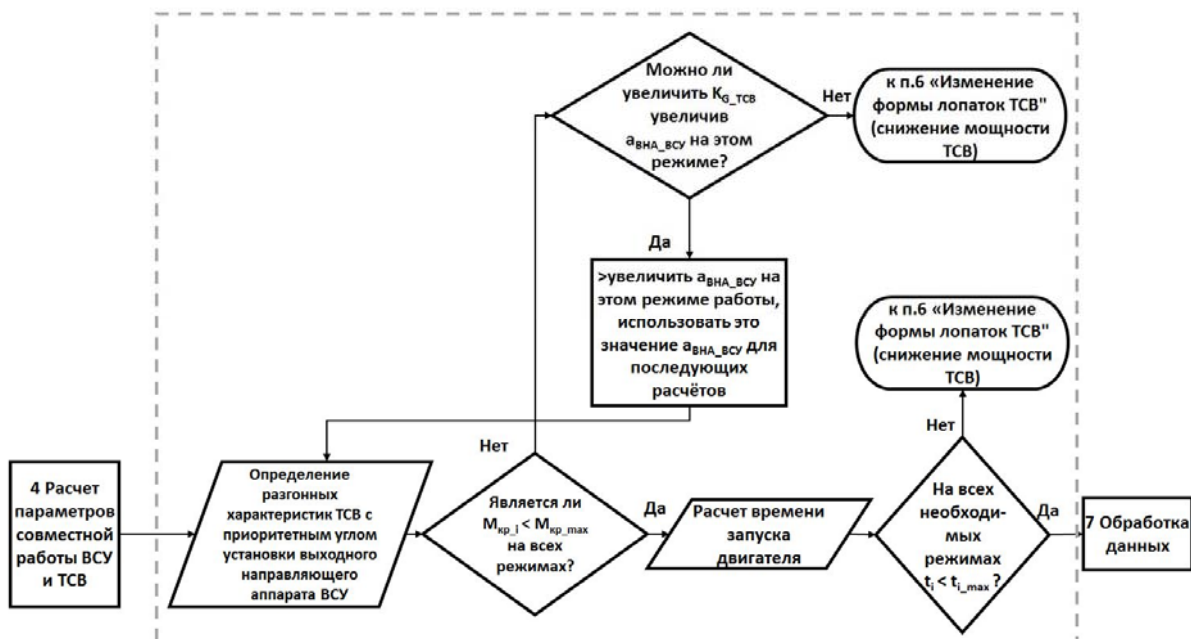


Рис. 6. Блок-схема «Проверка ограничений процесса запуска»

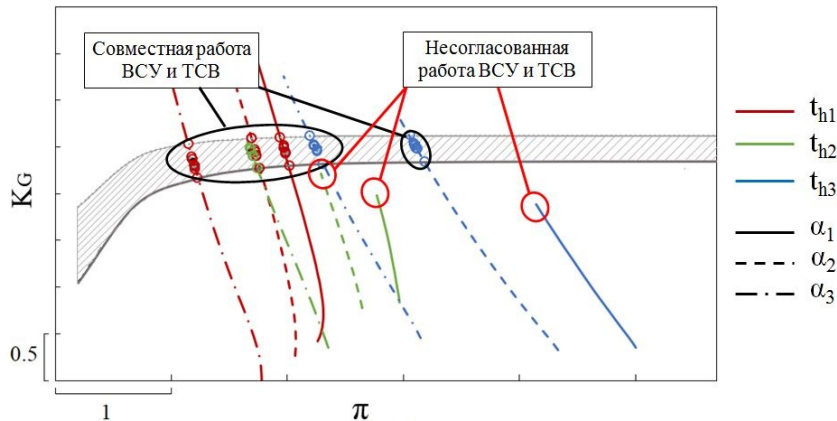


Рис. 7. Совмещённая расходная характеристика ВСУ и ТСВ

### Определение времени запуска ГТД

Раскрутка ротора ГТД при запуске осуществляется воздушной турбиной стартера и основной турбиной двигателя, которые участвуют в раскрутке не весь период запуска, а лишь на определённых этапах. Процесс запуска двигателя можно разбить на три основных этапа (рис. 8) [2; 5; 6].

На первом этапе (от начала запуска до вступления в активную работу основной турбины при частоте вращения ротора  $n_1$ ) двигатель раскручивается только стартером ( $M_{ТСВ}$ ). Момент ускорения ротора высокого давления двигателя на этом этапе равен

$$M_{\text{уск.1}} = M_{ТСВ} - M_{\text{сопротив}} = J \frac{d\omega}{d\tau} = J \left( \frac{\pi}{30} \right) \left( \frac{dn}{d\tau} \right),$$

где  $M_{ТСВ}$  – крутящий момент на выходном валу, развиваемый ТСВ;  $J$  – момент инерции ротора высокого давления двигателя;  $\omega$  – угловая скорость вращения ротора двигателя,  $\text{с}^{-1}$ ;  $n$  – частота вращения ротора двигателя, об/мин;  $M_{\text{сопротив}}$  – крутящий момент, необходимый для вращения компрессора, привода агрегатов и преодоления трения.

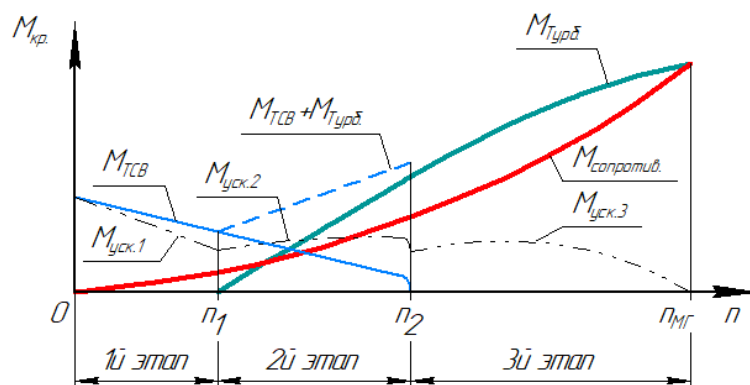


Рис. 8. Этапы старта ГТД с ТСВ

На втором этапе запуска (от  $n_1$  до отключения стартера при частоте вращения  $n_2$ ) происходит совместная раскрутка ротора турбостартером и основной турбиной. В этом случае момент ускорения ротора двигателя определяется по формуле:

$$M_{\text{уск.2}} = M_{ТСВ} + M_{\text{турб}} - M_{\text{сопротив}},$$

где  $M_{\text{турб}}$  – положительный крутящий момент, развиваемый турбиной двигателя.

На третьем этапе (после частоты вращения  $n_2$ ) воздушный стартер отключен и ротор двигателя до частоты вращения ротора на режиме малого газа  $n_{idle}$  раскручивается только основной турбиной:

$$M_{\text{уск.3}} = M_{\text{турб}} - M_{\text{сопротив}}.$$

Обобщая описанные выше этапы запуска двигателя, можно записать обобщённое уравнение движения ротора двигателя на запуске:

$$J \left( \frac{\pi}{30} \right) \left( \frac{dn}{d\tau} \right) = i M_{ТСВ} - M_{сопротив} + M_{турб} + \Delta M_{авторотац}, \quad (2)$$

где  $i$  – передаточное отношение к ТСВ в коробке агрегатов;  $\Delta\tau$  – шаг расчёта по времени, с;  $\Delta n$  – изменение частоты вращения ротора высокого давления за шаг расчёта, об/мин;  $\Delta M_{авторотац}$  – крутящий момент, учитывающий подвод энергии набегающего потока воздуха на частоте авторотации.

Изменение частоты вращения ротора за шаг расчёта, согласно обобщённому уравнению (2), можно представить в следующем виде:

$$\Delta n = \frac{\Delta\tau}{J \left( \frac{\pi}{30} \right)} \left[ k_{M_{ТСВ}} i M_{ТСВ} - M_{сопротив} (1 - k_{M_{турб}}) + \Delta M_{авторотац} \right],$$

где  $k_{M_{ТСВ}}$  – коэффициент, учитывающий изменение крутящего момента стартера за время работы ТСВ;  $k_{M_{турб}} = \frac{M_{турб}}{M_{сопротив}}$  – коэффициент связи между моментами компрессора и турбины ротора высокого давления.

Коэффициент связи между моментами компрессора и турбины изменяется в диапазоне  $k_{M_{турб}} = 0 \dots k_{M_{турб} \max}$ . До момента подачи топлива в камеру сгорания  $k_{M_{турб}} = 0$ . После подачи топлива коэффициент  $k_{M_{турб}}$  возрастает и при определённой частоте вращения ротора высокого давления  $n_{ВДравновес}$  крутящий момент основной турбины сравнивается с моментом сопротивления компрессора  $M_{турб} = M_{сопротив}$ . После чего крутящий момент турбины увеличивается до максимального избыточного на запуске  $k_{M_{турб} \max} > 1$ .

Значение текущей частоты вращения определяется как  $n_{\tau+\Delta\tau} = n_{\tau} + \Delta n$ . Расчёт продолжается пока не будет достигнута частота вращения режима малого газа ( $n_{\tau+\Delta\tau} = n_{МГ}$ ).

Значения частоты вращения  $n_1$ ,  $n_2$ ,  $n_{МГ}$  и коэффициент  $k_{M_{турб} \max}$  зависят от характеристик компрессора, турбины и стартера, работы камеры сгорания, конструктивных и других эксплуатационных факторов.

Описанный выше алгоритм был реализован в виде программы, на которую было получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2019663216 [7]. В ней было учтено изменение коэффициентов  $k_{M_{ТСВ}}$ ,  $k_{M_{турб} \max}$  и  $M_{сопротив}$  на основе имеющихся у авторов теоретических и экспериментальных данных. Графический интерфейс программы показан на рис. 9.

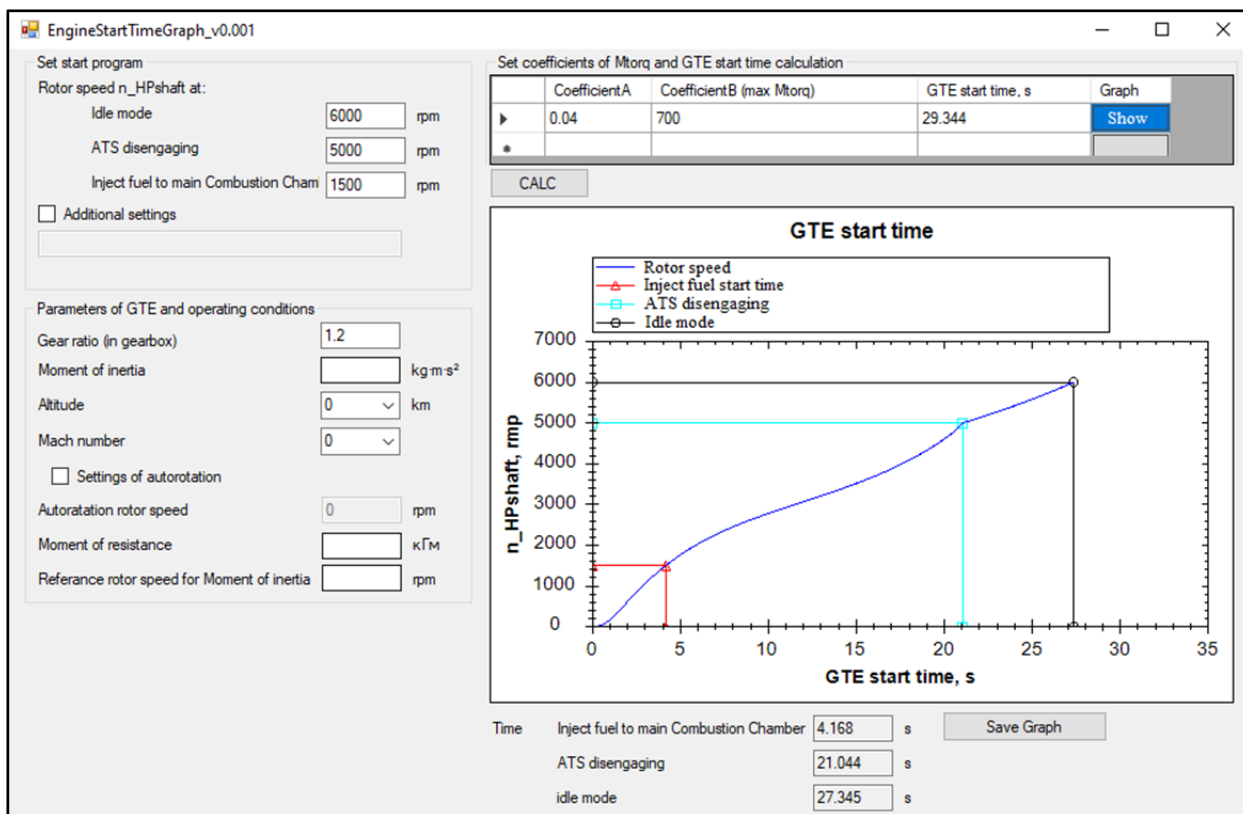


Рис. 9. Графический интерфейс программы определения времени запуска ГТД

В представленной статье описывается разработанный авторами метод согласования рабочего процесса ВСУ и воздушной турбины, применяемой при запуске ГТД и расчёта времени его включения. Созданный метод позволяет проверить возможность совместного функционирования турбины и ВСУ на всех эксплуатационных режимах, выходные параметры турбины, ожидаемое время раскрутки ротора ГТД и сравнение критических параметров системы с предельными значениями. На базе указанной информации в дальнейшем может быть сделан вывод о возможности запуска двигателя в конкретных условиях.

Полученный метод может быть использован:

- для оценки возможности запуска двигателя и вычисления основных его параметров для конкретных элементов системы запуска;
- подбора ВСУ и ТСВ, удовлетворяющих условиям совместной работы и выполняющим заданные требования системы запуска, включая конструктивные, эксплуатационные и прочностные ограничения;
- модернизации элементов, входящих в систему запуска с целью выполнения заданных технических требований.

Разработанный метод был реализован в виде компьютерных программ и готов к практическому использованию.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2020-0015 «Исследование устойчивых и неустойчивых динамических и виброакустических процессов в гидравлических и газовых системах на основе физического и математического моделирования»).

### Библиографический список

1. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 220 с.
2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 1. М.: Машиностроение, 2008. 200 с.
3. Матвеев В.Н., Волков А.А., Зубанов В.М., Новикова Ю.Д., Дмитриев Д.Н. Наилучшие настройки численных моделей осевых газовых турбин для получения достоверных результатов и оптимизации // Труды XXI Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах» (3-6 сентября 2019, Самара, Россия). Т. 1. Самара: ООО «Офорт», 2019. С. 382-387.
4. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 227 с.
5. Мухаммедов Н.А. Обеспечение надёжного запуска авиационного ГТД на основе оптимизации характеристик пускового устройства и совершенствования системы управления. Дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2016. 182 с.
6. Тихонов Н.Т., Мусаткин Н.Ф., Матвеев В.Н. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2001. 155 с.
7. Зубанов В.М., Попов Г.М., Горячкин Е.С., Новикова Ю.Д., Волков А.А., Колмакова Д.А. Программа определения времени запуска турбомашини Turbomachine Start Time Calculation: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019663216; опубли. 11.10.2019; бюл. № 10.

### METHOD OF COORDINATING JOINT OPERATION OF AIR STARTER AND AUXILIARY POWER UNIT AND DETERMINING THE GAS TURBINE ENGINE STARTING TIME

© 2020

- G. M. Popov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[grishatty@gmail.com](mailto:grishatty@gmail.com)
- O. V. Baturin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[oleg.v.baturin@gmail.com](mailto:oleg.v.baturin@gmail.com)
- Yu. D. Novikova** Assistant of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[novikova@ssau.ru](mailto:novikova@ssau.ru)
- V. M. Zubanov** Junior Researcher of Research and Educational Centre for Gas-Dynamic Studies;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com)
- A. A. Volkov** Design Engineer, Research and Educational Centre for Gas-Dynamic Studies;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[a44rey@gmail.com](mailto:a44rey@gmail.com)
- A. I. Korneeva** Engineer of the Department of Advanced Projects and Programs;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[akorneeva94@mail.ru](mailto:akorneeva94@mail.ru)

The article describes the method developed by the authors to coordinate the working process of the auxiliary power plant (APP) and the starter air turbine (SAT) used for starting a gas turbine engine (GTD). This method is used to test the possibility of joint operation of the APP and the air turbine in the gas turbine engine starting system in given operating modes. The method is based on combining the APP and turbine characteristics shown in the same coordinates on the same field and checking for intersection points. The condition of joint operation is fulfilled in them. Non-crossing graphs indicate the impossibility of joint work in the selected operating mode. The developed method takes into account losses and leaks in the engine starting system pipes. The data obtained using the developed method are source data for calculating and optimizing the air turbine's working process and for determining the time required to start the GTE, as well as for testing the operability of the GTE system by strength and other criteria. An algorithm for calculating the time required to start the GTE was also developed by the authors and implemented as a computer program. The obtained data can be used to analyze the possibility of starting the engine and to calculate its main parameters for specific elements of the engine starting system, to select the APP and SAT to meet the specifications.

*Starter air turbine; GTE start; auxiliary power plant; joint operation*

---

*Citation:* Popov G.M., Baturin O.V., Novikova Yu.D., Zubanov V.M., Volkov A.A., Korneeva A.I. Method of coordinating joint operation of air starter and auxiliary power unit and determining the gas turbine engine starting time. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 39-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-39-50

## References

1. Kats B.M., Zharov E.S., Vinokurov V.K. *Puskovye sistemy aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Aircraft gas turbine engine starting systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 220 p.
2. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 1* [Principles of design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 200 p.
3. Matveev V.N., Volkov A.A., Zubanov V.M., Novikova Yu.D., Dmitriev D.N. Nailuchshie nastroyki chislennykh modeley osevykh gazovykh turbin dlya polucheniya dostovernykh rezul'tatov i optimizatsii. *Proceedings of the XXI International Conference «Complex Systems: Control and Modeling Problems» (3-6, September, 2019, Samara, Russia)*. V. 1. Samara: OOO «Ofort» Publ., 2019. P. 382-387. (In Russ.)
4. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Starting of aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 227 p.
5. Mukhammedov N.A. *Obespechenie nadezhnogo zapuska aviatsionnogo GTD na osnove optimizatsii kharakteristik puskovogo ustroystva i sovershenstvovaniya sistemy upravleniya. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Ensuring the start of an aviation GTE on the basis of optimizing the characteristics of the starting device and improving the control system]. Rybinsk, 2016. 182 p.
6. Tikhonov N.T., Musatkin N.F., Matveev V.N. *Teoriya lopatochnykh mashin aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Theory of impeller machines of aircraft gas turbine engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2001. 155 p.
7. Zubanov V.M., Popov G.M., Goryachkin E.S., Novikova Yu.D., Volkov A.A., Kolmakova D.A. *Programma opredeleniya vremeni zapuska turbomashiny Turbomachine Start Time Calculation* [Program for determining the starting time of a turbomachine. Turbomachine Starting Time Calculation]. Certificate of state registration of a computer program RF, no. 2019663216, 2019. (Publ. 11.10.2019, bull. no. 10)



## ОПТИМИЗАЦИЯ ТРЁХСЛОЙНЫХ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ ПОЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПОНИЖЕННОЙ ГОРЮЧЕСТИ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОПРОЧНЫХ УГЛЕРОДНЫХ И СТЕКЛЯННЫХ ВОЛОКОН И КЛЕЕВОГО СВЯЗУЮЩЕГО

© 2020

- В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [vkomarov@ssau.ru](mailto:vkomarov@ssau.ru)
- К. Е. Куцевич** кандидат технических наук, начальник сектора лаборатории клеёв и клеевых препрегов; Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, Москва; [kucevichke@viam.ru](mailto:kucevichke@viam.ru)
- С. А. Павлова** инженер научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [pavlova-sva@yandex.ru](mailto:pavlova-sva@yandex.ru)
- Т. Ю. Тюменева** заместитель начальника лаборатории клеёв и клеевых препрегов; Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, Москва; [kucevichke@viam.ru](mailto:kucevichke@viam.ru)

Рассматривается задача проектирования трёхслойных сотовых панелей пола самолётов с использованием экспериментальных данных о механических характеристиках новых высокопрочных композиционных материалов пониженной горючести. Описывается разработанная экспериментально-аналитическая методика проектирования и алгоритм оптимизации. Проектная задача, в которой целевой функцией является масса квадратного метра конструкции, сформулирована в терминах нелинейного математического программирования. В качестве проектных переменных рассматриваются толщина несущих слоёв, высота сотового заполнителя трёхслойной панели и ряд других. Отмечается дискретный характер проектных переменных. Предлагается графическая интерпретация задачи оптимального проектирования, которая позволяет свести возможные решения, основанные на экспериментальных данных, к перебору ограниченного числа вариантов конструкций. Приводятся демонстрационный пример и результаты проектирования панелей пола современного пассажирского самолёта в зоне прохода с использованием нового материала пониженной горючести. Панель пола рассматривается как неразрезная многоопорная пластина, нагруженная распределённой нагрузкой. Предлагаемый графоаналитический метод позволяет сформировать область рациональных проектов, отличающихся по массе от оптимального на заданную допустимую величину. Проведённый расчётно-экспериментальный анализ показывает, что с использованием нового материала может быть спроектирована панель пола в зоне прохода с несущими слоями из клеевого угле- или стеклопластика и лёгкого сотового заполнителя с массой квадратного метра от 2,9 до 3,4 кг, что находится на уровне мировых достижений.

*Трёхслойные конструкции; панели пола; композиционные материалы пониженной горючести; испытания; проектирование; оптимизация*

---

**Цитирование:** Комаров В.А., Куцевич К.Е., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Оптимизация трёхслойных сотовых панелей пола из полимерных композиционных материалов пониженной горючести на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 51-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72

## **Введение**

В авиастроении трёхслойные конструкции с лёгким наполнителем стали широко применяться, начиная с 50-х годов прошлого века [1 – 5]. В соответствии с областью применения эти конструкции можно с определённой долей условности разделить на три группы: высоконагруженные пластины, для которых определяющей является нагрузка из плоскости (например, панели пола); плоские панели, для которых основной нагрузкой является сдвиг (стенки лонжеронов и нервюр); криволинейные панели (обшивка крыла) со сложным напряжённым состоянием. Методы проектировочных расчётов трёхслойных конструкций из традиционных материалов и ряд справочных материалов по ним представлены в указанных работах, к которым целесообразно добавить публикации [6 – 9].

В связи с появлением принципиально новых композиционных материалов с высокими характеристиками удельной прочности и жёсткости возникает ряд вопросов, связанных с их эффективным использованием. Поэтому в настоящее время ведутся интенсивные работы по созданию новых методов проектирования сверхлёгких трёхслойных конструкций, которые учитывали бы особенности этих материалов. При этом необходимо отметить чрезвычайно широкую номенклатуру материалов и технологий для создания эффективных несущих слоёв и лёгкого наполнителя, а также материалов, обеспечивающих необходимый контакт между наполнителем и несущими слоями.

В связи с практической значимостью снижения массы планера в целом, а также необходимостью приобретения опыта использования композитов в силовых конструкциях, внимание ряда исследователей привлечено к вопросам проектирования конструкций и технологиям изготовления панелей пола самолёта [10 – 13].

Проектировочные расчёты панелей пола по традиционным методам с несущими слоями на основе углеродных и стеклянных волокон с характеристиками прочности на растяжение порядка 2100 и 1200 МПа соответственно приводят к крайне малым значениям толщин несущих слоёв. Это вызывает определённую озабоченность по применению тех или иных критериев прочности. Поэтому возникает необходимость проведения комплексных экспериментальных исследований механических характеристик и форм разрушения, а также разработки методов проектирования, которые позволяли бы учитывать выявляемые особенности поведения материалов в конструкциях.

При выборе материалов для композитных панелей помимо механических характеристик необходимо также учитывать такие важные характеристики, как пониженная горючесть и безопасность разрушения.

В данной работе на основе комплексных исследований, выполненных в ФГУП «ВИАМ» и Самарском университете [14], предлагается экспериментально-аналитическая методика проектирования панелей пола из композитов на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего пониженной горючести [15].

## **Экспериментальные исследования**

Особенность проектирования композитных панелей пола (здесь и далее – панелей) состоит в том, что для получения гарантированной работоспособности конструкции при различных случаях нагружения необходимо использование критериев прочности [16 – 17]. Однако для анализа поведения композитных панелей с использованием метода конечных элементов необходимыми исходными данными являются упругие и предельные прочностные характеристики используемых материалов, которые определяются экспериментально. Математическое моделирование поведения композитных

конструкций, включая расчёт деформаций, требует большого числа экспериментальных данных – порядка 15-20 наименований.

Для дальнейшего обсуждения особенностей проектирования эффективных композитных панелей выбраны следующие актуальные материалы: клеевые препреги пониженной горючести на основе однонаправленных углеродных лент и стеклянных наполнителей, разработанные в ФГУП «ВИАМ», а также полимерный сотовый наполнитель. Рассматриваемые клеевые препреги позволяют изготавливать трёхслойные конструкции за один технологический цикл, в ходе которого происходит одновременное формирование несущих слоёв и их склеивание с лёгким наполнителем [18].

Экспериментальные исследования механических характеристик материалов композитных панелей проводились в два этапа: на первом этапе определялись свойства материалов несущих слоёв – клеевых угле- и стеклопластиков, на втором – исследовались свойства и поведение полимерного сотового наполнителя различной плотности в составе трёхслойной конструкции.

Для рассматриваемых материалов несущих слоёв проведены комплексные исследования механических характеристик при нормальной ( $+20^{\circ}\text{C}$ ), повышенной ( $+80^{\circ}\text{C}$ ) и пониженной ( $-60^{\circ}\text{C}$ ) температурах, а также при  $+20^{\circ}\text{C}$  после циклического воздействия температур. Испытания образцов несущих слоёв на основе клеевых угле- или стеклопластиков проводились с использованием испытательного комплекса лаборатории композиционных материалов и конструкций Самарского университета (рис. 1) в соответствии с требованиями международных и отечественных стандартов: ГОСТ 25.601 [19] для испытания на растяжение образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега  $0$  и  $90^{\circ}$ ; ГОСТ 25.602 [20] для испытания на сжатие образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега  $0$  и  $90^{\circ}$ ; ASTM D 3518 [21] для испытания на сдвиг образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега  $\pm 45^{\circ}$  и ASTM D 4255 [22] для образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега  $0$  и  $90^{\circ}$ ; ASTM D 790 [23] для испытания на трёхточечный изгиб образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега  $0^{\circ}$ . Серия испытаний в каждом случае содержала не менее 5 образцов.



*Рис. 1. Испытательный комплекс лаборатории композиционных материалов и конструкций Самарского университета*

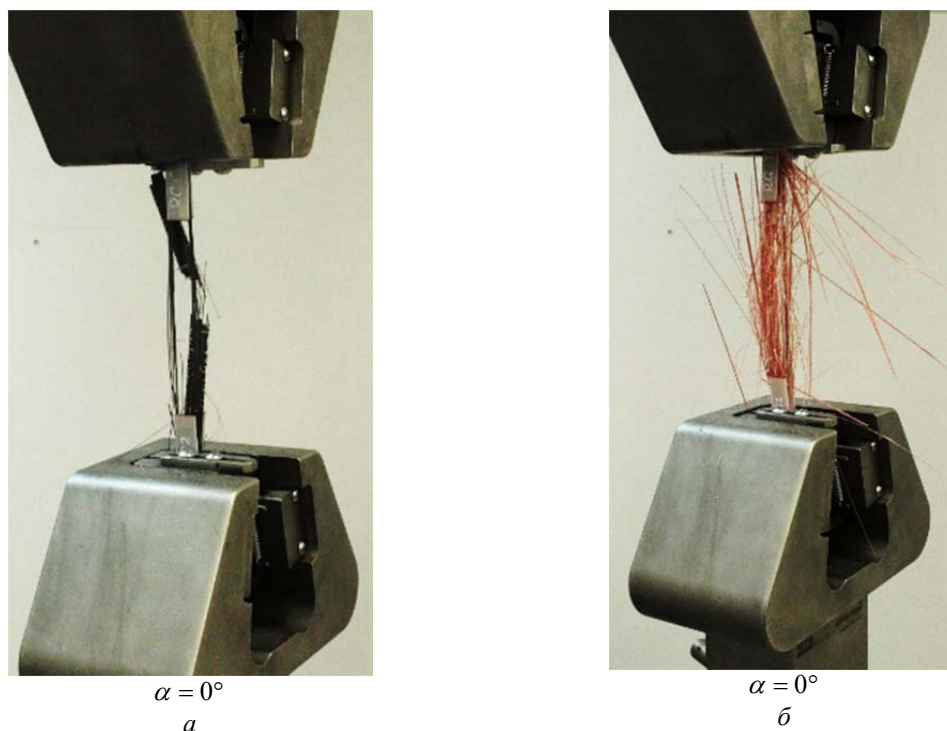


Рис. 2. Характер разрушения образцов при испытании на растяжение с направлением укладки слоёв однонаправленного препрега относительно оси нагружения  $\alpha = 0^\circ$  : а – углепластик; б – стеклопластик

Характер разрушения образцов клеевых угле- и стеклопластиков во время испытаний показан на рис. 2.

По результатам проведённых испытаний определялось 10 номинальных и предельных механических характеристик однонаправленных клеевых угле- и стеклопластиков, которые приведены в табл. 1 и 2 соответственно.

Таблица 1. Механические характеристики клеевого углепластика

Характеристика	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности на растяжение в направлении $0^\circ$ , $[\sigma_x]^+$ , МПа	2300	1720	2122	2236
Предел прочности на растяжение в направлении $90^\circ$ , $[\sigma_y]^+$ , МПа	58	49	60	52
Предел прочности на сжатие в направлении $0^\circ$ , $[\sigma_x]^-$ , МПа	810	415	815	764
Предел прочности на сжатие в направлении $90^\circ$ , $[\sigma_y]^-$ , МПа	210	112	259	176
Предел прочности на сдвиг в направлении $0^\circ$ , $[\tau_{xy}]$ , МПа	50,6	43,8	70,4	55
Предел прочности на сдвиг в направлении $90^\circ$ , $[\tau_{yx}]$ , МПа	73,8	68,2	86,8	85,6
Предел прочности на изгиб, $[\sigma_{fx}]$ , МПа	45,6	29,8	52,4	43,2
Модуль упругости на растяжение в направлении $0^\circ$ , $E_x$ , ГПа	132	109	110	136
Модуль упругости на растяжение в направлении $0^\circ$ , $E_y$ , ГПа	7,7	3,1	11,4	6,2
Модуль сдвига в плоскости слоёв $G_{xy}$ , ГПа	6,8	4,8	9,3	5,3

Таблица 2. Механические характеристики клевого стеклопластика

Характеристика	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности на растяжение в направлении 0°, $[\sigma_x]^+$ , МПа	1265	1085	1689	1231
Предел прочности на растяжение в направлении 90°, $[\sigma_y]^+$ , МПа	43	18	59	28
Предел прочности на сжатие в направлении 0°, $[\sigma_x]^-$ , МПа	707	369	751	634
Предел прочности на сжатие в направлении 90°, $[\sigma_y]^-$ , МПа	136	76	152	127
Предел прочности на сдвиг в направлении 0°, $[\tau_{xy}]$ , МПа	62,4	38	66	49,2
Предел прочности на сдвиг в направлении 90°, $[\tau_{yx}]$ , МПа	76,6	61,8	90,8	81,6
Предел прочности на изгиб, $[\sigma_{\text{из}}]$ , МПа	30,2	19,4	40	28,2
Модуль упругости на растяжение в направлении 0°, $E_x$ , ГПа	41,6	44,2	49,1	46,4
Модуль упругости на растяжение в направлении 90°, $E_y$ , ГПа	12,1	6,8	17,7	11,5
Модуль сдвига в плоскости слоёв $G_{xy}$ , ГПа	8,6	5,821	11,2	5,3

Проведённый статистический анализ результатов испытаний образцов клеевых угле- и стеклопластиков при температуре +20°C показал, что значения коэффициентов вариации для наиболее значимых механических характеристик находятся в пределах 5%. Необходимо отметить снижение прочностных и упругих характеристик клеевых угле- и стеклопластиков при температуре +80°C на величину порядка 15-20%, в то время как при температуре -60°C проявляется увеличение прочностных и жесткостных свойств образцов материалов. Циклическое воздействие температур, в свою очередь, оказывает зачастую лишь незначительное влияние (отклонение на 3-5%) на механические характеристики клеевых угле- и стеклопластиков.

Для определения свойств полимерного сотового наполнителя проводились комплексные исследования образцов трёхслойных панелей с обшивками из клеевых угле- и стеклопластиков при нормальной (+20°C), повышенной (+80°C) и пониженной (-60°C) температурах, а также при +20°C после циклического воздействия температур. Все испытания проводились в соответствии с требованиями международных стандартов: ASTM C365 [24] – испытание на сжатие; ASTM C393 [25] – испытание на четырёхточечный изгиб; ASTM C273 [26] – испытание на сдвиг; ASTM C297 [27] – испытание на отрыв несущих слоёв от сотового наполнителя (на растяжение).

В образцах трёхслойных панелей несущие слои верхней и нижней обшивок содержали по 2 слоя однонаправленного препрега. Структура укладки слоёв – ортотропная. Толщина обшивок для клеевых углепластиков составляла 0,28 и 0,36 мм для клеевых стеклопластиков, толщина сотового наполнителя – 10 мм. Характер разрушения образцов трёхслойных панелей с обшивками из клеевых стеклопластиков показан на рис. 3.

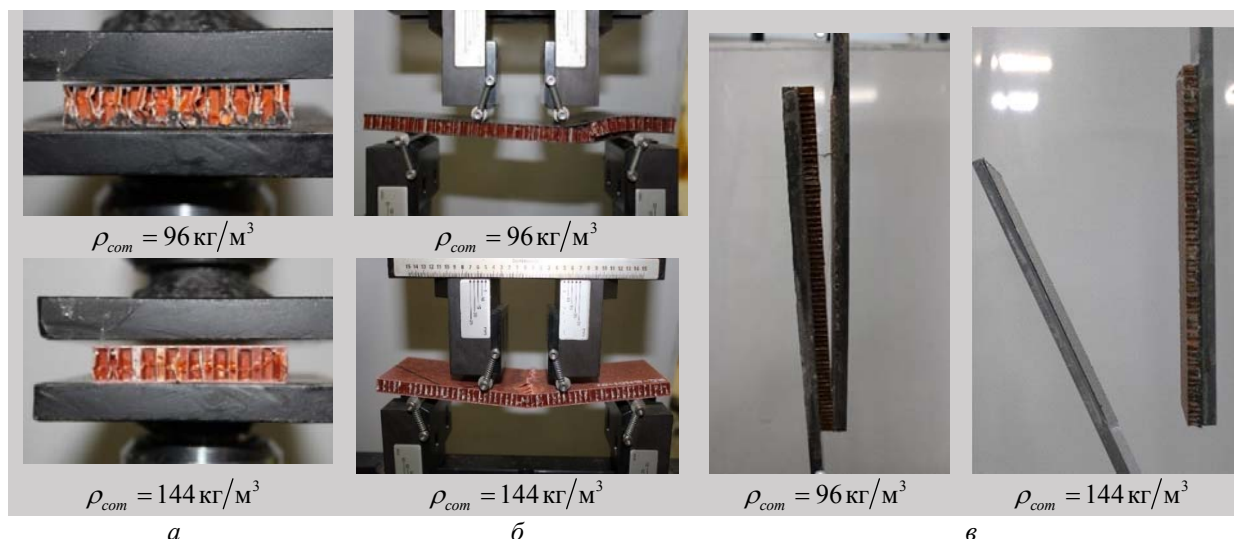


Рис. 3. Характер разрушения образцов трёхслойных панелей с обшивками из клеевых стеклопластиков (плотность сот 96 и 144 кг/м<sup>3</sup>) при испытаниях на: а – сжатие; б – изгиб длинной балки; в – сдвиг

Результаты испытаний полимерного сотового заполнителя с плотностью сот 96 и 144 кг/м<sup>3</sup> представлены в табл. 3, 4.

Таблица 3. Механические характеристики сотового заполнителя с плотностью сот 96 кг/м<sup>3</sup>

Характеристики	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности сотового заполнителя на сжатие $[\sigma_z]_c$ , МПа	6,2	3,1	5,2	4,3
Модуль упругости сотового заполнителя $E_z$ , МПа	182,0	63,7	60,7	149,3
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на изгиб $[\tau_{xy}]_c$ , МПа	2,1	1,5	1,9	2,0
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на сдвиг $[\tau_{xz}]_c$ , МПа	1,7	1,4	0,8	1,2
Модуль сдвига сотового заполнителя $G_{xy}$ , МПа	14,1	12,4	12,8	13,3
Предел прочности сотового заполнителя на растяжение $[\sigma_z]_c^+$ , МПа	2,7	1,4	1,5	1,7

Таблица 4. Механические характеристики сотового заполнителя с плотностью сот 144 кг/м<sup>3</sup>

Характеристики	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности сотового заполнителя на сжатие $[\sigma_z]_c$ , МПа	8,2	5,5	9,6	6,9
Модуль упругости сотового заполнителя $E_z$ , МПа	163,6	72,8	12,1	192,5
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на изгиб $[\tau_{xy}]_c$ , МПа	2,3	1,5	2,1	2,0
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на сдвиг $[\tau_{xz}]_c$ , МПа	0,8	0,8	0,8	0,9
Модуль сдвига сотового заполнителя $G_{xy}$ , МПа	10,9	12,3	13,0	11,6
Предел прочности сотового заполнителя на растяжение $[\sigma_z]_c^+$ , МПа	1,5	1,2	1,2	1,3

Полученные результаты показывают, что существенное влияние на механические характеристики оказывают температурные воздействия. Необходимо также отметить несколько меньшую прочность на сдвиг панелей с наполнителем с плотностью сот  $144 \text{ кг/м}^3$  по сравнению с аналогичными панелями с наполнителем плотностью  $96 \text{ кг/м}^3$ , выявленную в ходе специальных испытаний (рис. 3, в). Данная особенность проявлялась в отрыве несущих слоёв от сотового наполнителя в образцах с более плотным наполнителем при меньшей разрушающей нагрузке.

### Методика проектирования панелей пола

Задача проектирования панелей пола самолёта на вербальном уровне формулируется достаточно просто: панель должна иметь минимальную массу при выполнении условий прочности и жёсткости.

Математическую формулировку данной задачи в терминах нелинейного математического программирования [28; 29] можно записать следующим образом: необходимо найти вектор  $X^*$ , при котором

$$f(X^*) \leq f(X) \forall X \in \Omega, \quad (1)$$

где  $\Omega = \{X : g_j(X) \leq 0, j = 1, 2, \dots, m\}$  – область допустимых проектов;  $X$  – вектор проектных переменных;  $f(X)$  – целевая функция;  $g_j(X)$  – ограничения;  $j$  – номер ограничения.

**Целевая функция.** В качестве целевой функции в данной задаче рассматривается масса панелей пола. Для оценки результатов проектирования используется масса квадратного метра –  $f(X)$ .

Не нарушая общности рассуждений, в дальнейшем будем рассматривать трёхслойную панель с несущими слоями из клеевых угле- или стеклопластиков в виде препрегов и полимерного сотового наполнителя в предположении, что слой препрега, контактирующий с наполнителем, имеет повышенную толщину за счёт клеевого связующего.

**Проектные переменные.** Особенность данной задачи состоит в том, что масса квадратного метра панели пола однозначно определяется выбором материалов элементов панели и её геометрическими размерами: суммарной толщиной несущих слоёв  $\delta_{н.с.}$  и высотой сотового наполнителя  $H_c$ . Прочность и жёсткость панели определяется названными основными параметрами и, кроме того, количеством и направлением укладки слоёв однонаправленного препрега, плотностями и механическими характеристиками материалов несущего слоя и сотового наполнителя, а также особенностями их совместной работы. Сотовый наполнитель, в свою очередь, является пространственной конструкцией, имеет определённую номенклатуру по высоте и толщине стенок и обычно интегрально характеризуется плотностью кубического метра, которая может рассматриваться как проектная переменная. Таким образом, практически все проектные переменные в данной задаче являются дискретными. Они определяют значение целевой функции и работоспособность объекта проектирования – панели пола.

**Ограничения.** Экспериментальные исследования показывают, что разрушение образцов панелей с относительно тонкими несущими слоями может происходить по следующим формам: общая потеря устойчивости сотового наполнителя при сжатии по нормали к плоскости сот (рис. 3, а); местная потеря устойчивости несущих слоёв, работающих на сжатие при изгибе (рис. 3, б); отрыв несущих слоёв от наполнителя или ло-

кальная потеря устойчивости сот при сдвиге (рис. 3, в). Указанные виды разрушений определяются общим напряжённо-деформированным состоянием панели, характеристиками прочности элементов панелей и прочностью их клеевого соединения.

**Внешние условия (факторы).** Панели пола в соответствии с назначением воспринимают нагрузку перпендикулярно своей плоскости. При этом напряжённо-деформированное состояние панели определяется величиной, распределением нагрузки, геометрическими размерами в плане и граничными условиями.

На рис. 4, а показана типовая панель пола самолета. Опорами для такой панели являются поперечные балки двутаврового сечения, которые опираются, в свою очередь, на шпангоуты фюзеляжа, и продольные балки, которые используются как рельсы для установки и крепления кресел. Их изгибная жёсткость обычно значительно меньше, чем у поперечных балок.

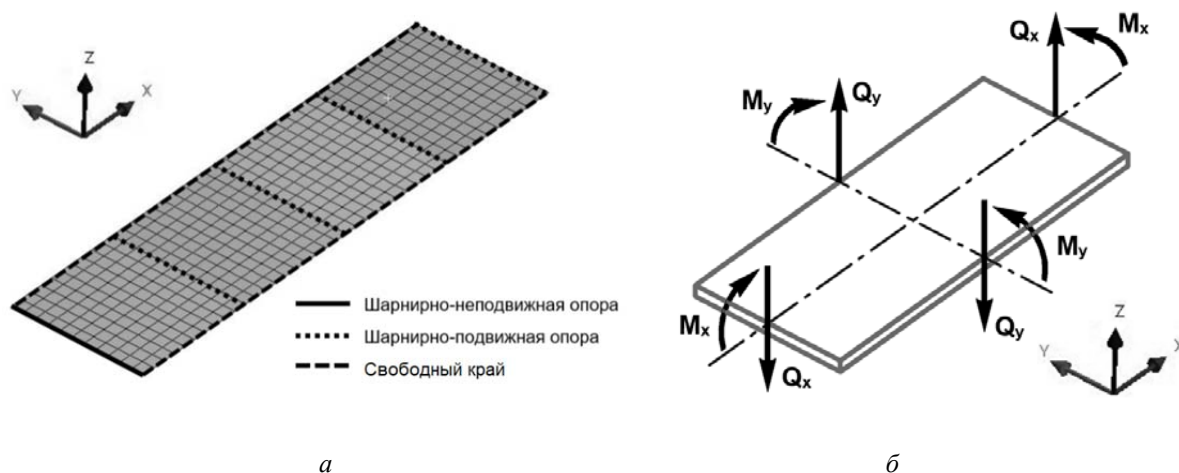


Рис. 4. Типовая панель пола и основные силовые факторы:  
а – типовая панель пола; б – силовые факторы, действующие на фрагмент панели пола

В теории упругости и строительной механике такие конструкции рассматриваются как пластины [30; 31]. Для расчёта пластин используются различные аналитические, но в основном численные методы – метод конечных разностей и метод конечных элементов (МКЭ). Результаты расчётов пластин для определённых граничных условий обычно представляются в виде безразмерных коэффициентов распределённых силовых факторов (рис. 4, б), действующих на единицу длины сечения пластины в определённых точках:

$$Q_x = k_Q q l, \quad (2)$$

$$M_x = k_M q l^2, \quad (3)$$

где  $Q_x$  – погонная перерезывающая сила, действующая на единицу длины сечения перпендикулярно к оси  $OX$ , Н/мм;  $M_x$  – погонный изгибающий момент вдоль оси  $X$ , действующий на единицу длины сечения, Н·мм/мм;  $q$  – интенсивность внешней распределённой нагрузки, Н/мм<sup>2</sup>;  $l$  – характерный размер в плане, мм;  $k_Q, k_M$  – коэффициенты перерезывающей силы и момента в соответствующей точке сечения.



Для трёхслойной панели при отсутствии кручения через названные силовые факторы –  $Q_x$  и  $M_x$  – легко вычисляются внутренние силовые факторы: потоки усилий в несущих слоях  $N_x$  и касательные напряжения в заполнителе  $\tau_{zx}$ :

$$N_x = \frac{M_x}{H_c}, \quad (4)$$

$$\tau_{zx} = \frac{Q_x}{H_c}, \quad (5)$$

где  $H_c$  – высота сотового заполнителя. Вычисление касательных напряжений по (5) предполагает отсутствие изгибной жёсткости сотового заполнителя и значительно меньшую толщину несущих слоёв по сравнению с заполнителем.

В качестве примера на рис. 5 показана квадратная пластина, шарнирно-опёртая по двум сторонам и нагруженная равномерно распределённой нагрузкой  $q$ .

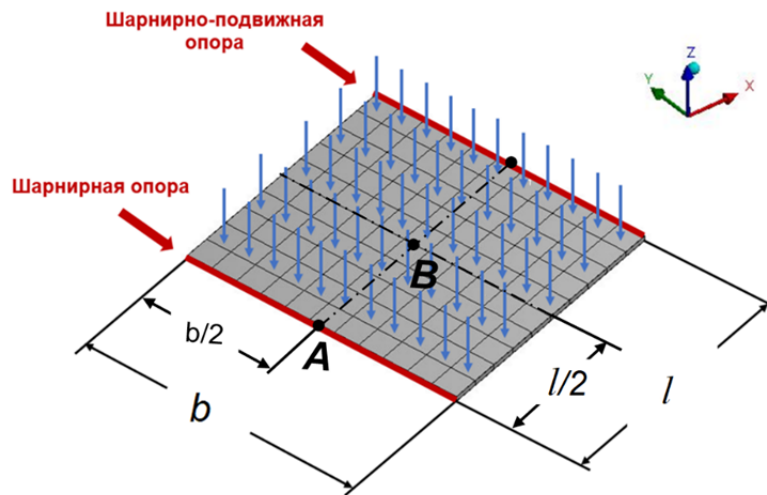


Рис. 5. Тестовая задача

Коэффициенты моментов и перерезывающих сил, полученные по различным методикам, приводятся для сравнения в точках A и B, в которых реализуются их экстремальные значения (табл. 5). Результаты первого столбца заимствованы из расчёта изотропной пластины методом конечных разностей на довольно грубой сетке [32]. Во втором столбце представлены расчёты изотропной пластины с габаритными размерами в плане  $1000 \times 1000$  мм и толщиной 10 мм по МКЭ в среде ANSYS Workbench с использованием элементов типа SHELL-181 с сеткой  $10 \times 10$ . Третий столбец соответствует расчёту трёхслойной пластины по методу конечных элементов с использованием элементов типа SHELL-181. Рассматривалась пластина с габаритными размерами в плане  $1000 \times 1000$  мм, высотой заполнителя 10 мм и модулем сдвига  $G_{xz} = 14$  МПа, толщиной обшивок 0,8 мм и модулем упругости  $E = 560$  МПа. Результаты четвёртого столбца соответствуют расчёту пластины как двухопорной балки с использованием элементов типа BEAM.

Таблица 5. Коэффициенты перерезывающей силы  $Q_x$  и изгибающего момента  $M_x$

Узлы	Коэф-ты	Метод конечных разностей	МКЭ для изотропной пластины	МКЭ для трёхслойной пластины	МКЭ для двухопорной балки	МКЭ для пятиопорной пластины		
						Расчётный случай		
						I	II	III
А	$k_Q$	0,5	0,46	0,47	<b>0,49</b>	<b>0,52</b>	0,56	0,56
	$k_M$	0	0	0	0	0	0	0
В	$k_Q$	0	0	0	0	0	0	0
	$k_M$	0,125	0,123	<b>0,126</b>	<b>0,125</b>	0,107	0,107	0,067

Из сопоставления приведённых результатов следует, что вычисление наиболее значимых для прочностных расчётов перерезывающих сил и моментов по балочной расчётной схеме даёт приемлемые результаты.

Расчёты типовой панели пола как неразрезной многоопорной пластины на различные комбинации распределённой нагрузки по отдельным клеткам пола – расчётные случаи I-III на рис. 6 – показывают, что при этом коэффициенты максимальных перерезывающих сил и изгибающих моментов меняются не существенно (табл. 5). Поэтому в проектных расчётах можно рекомендовать использовать максимальные коэффициенты перерезывающей силы и изгибающего момента из расчётов изолированной клетки и многоопорной конструкции:

$$k_Q = 0,52, \quad k_M = 0,126. \quad (6)$$

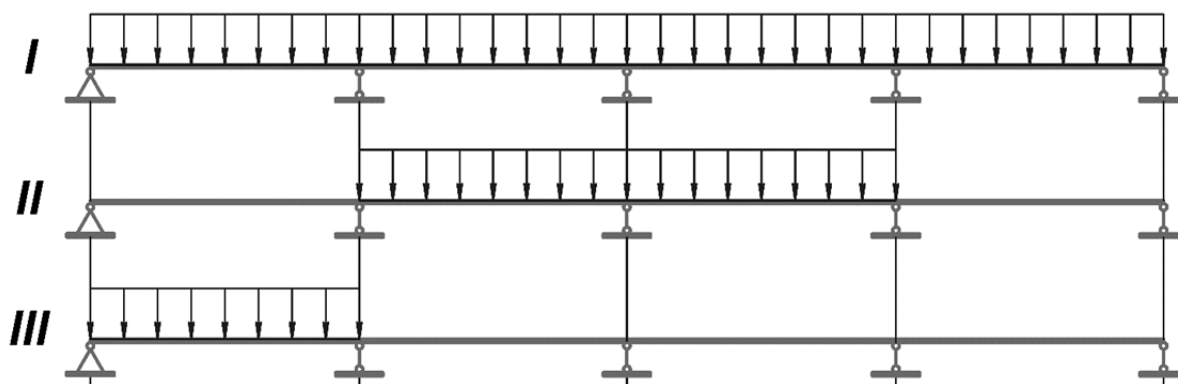


Рис. 6. Расчётные случаи для расчёта неразрезной многоопорной пластины

С учётом полученных результатов задача проектирования панели пола, сформулированная в общем виде (1), может быть конкретизирована следующим образом:

1. Целевая функция определяется в виде

$$f(X) = m_{н.с.} + m_c = 2 \delta_{н.с.} \rho_{н.с.} + H_c \rho_c,$$

где  $\delta_{н.с.}$  – толщина обшивок, м;  $H_c$  – высота заполнителя, м;  $\rho_{н.с.}$  – плотность материала несущих слоёв (обшивок), кг/м<sup>3</sup>;  $\rho_c$  – плотность материала сотового заполнителя, кг/м<sup>3</sup>.

2. Основными проектными переменными являются:

$$X = \{\delta_{н.с.}; H_c\}.$$

В целях упрощения рассматриваемой задачи, исходя из условия обеспечения симметричной и сбалансированной структуры укладки несущих слоёв панели, вспомогательные проектные переменные – количество и ориентация несущих слоёв – принимаются неизменными и формулируются следующим образом: несущие слои панели имеют ортотропную структуру укладки  $[0; 90]$ , количество слоёв кратно двум. В связи с этим вводится условие: толщина каждой из обшивок может меняться дискретно с шагом, равным двум толщинам единичного слоя армирующего материала.

3. Ограничение по прочности несущих слоёв на сжатие:

$$\sigma_{н.с.} = \frac{M_x}{H_c \delta_{н.с.}} \leq [\sigma_x] \quad (7)$$

где  $M_x$  – погонный изгибающий момент, действующий вдоль оси  $OX$ .

4. Ограничение по прочности сотового заполнителя на сдвиг:

$$\tau_c = \frac{Q_x}{H_c} \leq [\tau_{xz}], \quad (8)$$

где  $Q_x$  – погонная перерезывающая нагрузка, действующая в плоскости  $XOZ$ . Предполагается, что вся перерезывающая сила воспринимается заполнителем.

### Алгоритм решения

Для решения поставленной задачи с учётом отмеченных особенностей проектных переменных и ограничений может быть использована её графическая интерпретация по следующему плану:

1. Определяются максимальные погонные изгибающие моменты и перерезывающие силы, которые возникают в рассматриваемой конструкции при определённых граничных условиях по опиранию и нагрузкам.

*Примечание:* на начальном этапе проектирования целесообразно использовать трёхслойную модель пластины с изотропными несущими слоями. Эта задача может быть успешно решена в общем случае с использованием МКЭ [33]. Силовой расчёт панели может быть выполнен с достаточной точностью через максимальные значения соответствующих коэффициентов (6).

2. Выбирается материал несущих слоёв и сотового заполнителя с известными плотностями и механическими характеристиками, определёнными экспериментально или из достоверных справочных источников.

3. Вводится двумерное пространство основных проектных переменных, которые определяют массу квадратного метра панели:  $x_1 = \delta_{н.с.}$  – толщина несущих слоёв;  $x_2 = H_c$  – высота сотового заполнителя.

4. Строятся линии равного уровня значений целевой функции.

5. Вводятся геометрические ограничения на максимальные и минимальные значения основных проектных переменных:

$$\delta_{\min} \leq \delta_{н.с.} \leq \delta_{\max},$$

$$H_{\min} \leq H_c \leq H_{\max},$$

где  $\delta_{\min}$  – минимальная суммарная толщина несущих слоёв (верхней и нижней обшивки);  $\delta_{\max}$  – максимально возможная толщина пакета слоёв (не более 5 мм, как правило);  $H_{\min}$  – минимальная доступная высота сотового заполнителя;  $H_{\max}$  – максимальная высота сотового заполнителя.

6. С использованием (7) строится ограничение по прочности несущих слоёв на сжатие.

7. С использованием (8) строится ограничение по прочности сотового заполнителя на сдвиг.

Построенные ограничения определяют область допустимых проектов (ОДП), в которой оптимальные значения проектных переменных  $(x_1^*, x_2^*)$  можно легко найти графически.

### Проектирование типовой панели

В качестве примера рассмотрим задачу проектирования трёхслойной панели при следующих исходных данных: ширина панели  $b = 1000$  мм; расстояние между опорами  $l = 1000$  мм; распределённая нагрузка с учётом величины перегрузки  $p = 0,01$  Н/мм<sup>2</sup>. В качестве граничных условий принимается шарнирное опирание панели только на поперечные элементы конструкции шпангоутов.

В качестве материала несущих слоёв в данном примере рассматривается углепластик *UD CFRP* на основе однонаправленного препрега с плотностью 1600 кг/м<sup>3</sup> и прочностью на сжатие 530 МПа, а также полимерный сотовый заполнитель *Honeycomb Core* плотностью 80 кг/м<sup>3</sup> и прочностью на сдвиг 0,70 МПа.

Для графической интерпретации решения задачи по выбору оптимальных параметров клетки панели пола при заданных внешних условиях разработано специальное программное обеспечение на языке Python. Исходными данными для программы *Isoline\_PanelOpt* являются величины максимальных перерезывающей силы и изгибающего момента, геометрические параметры панели, механические характеристики материалов несущих слоёв и сотового заполнителя.

На рис. 7 показана графическая интерпретация проектной ситуации, построенная по пунктам 3-7 алгоритма с использованием программы *Isoline\_PanelOpt*: оси координат – основные проектные переменные ( $\delta_{н.с.}$  – толщина несущих слоёв;  $H_c$  – высота сотового заполнителя); 1 – линии равного уровня значений целевой функции  $f(X) = m$  (масса квадратного метра); 2 – ограничения на основные проектные переменные (пунктирные горизонтальные и вертикальные); 3 – ограничение по прочности клевого углепластика на сжатие; 4 – ограничение по прочности полимерного сотового заполнителя на сдвиг. Совокупность рассмотренных ограничений определяет область допустимых проектов.

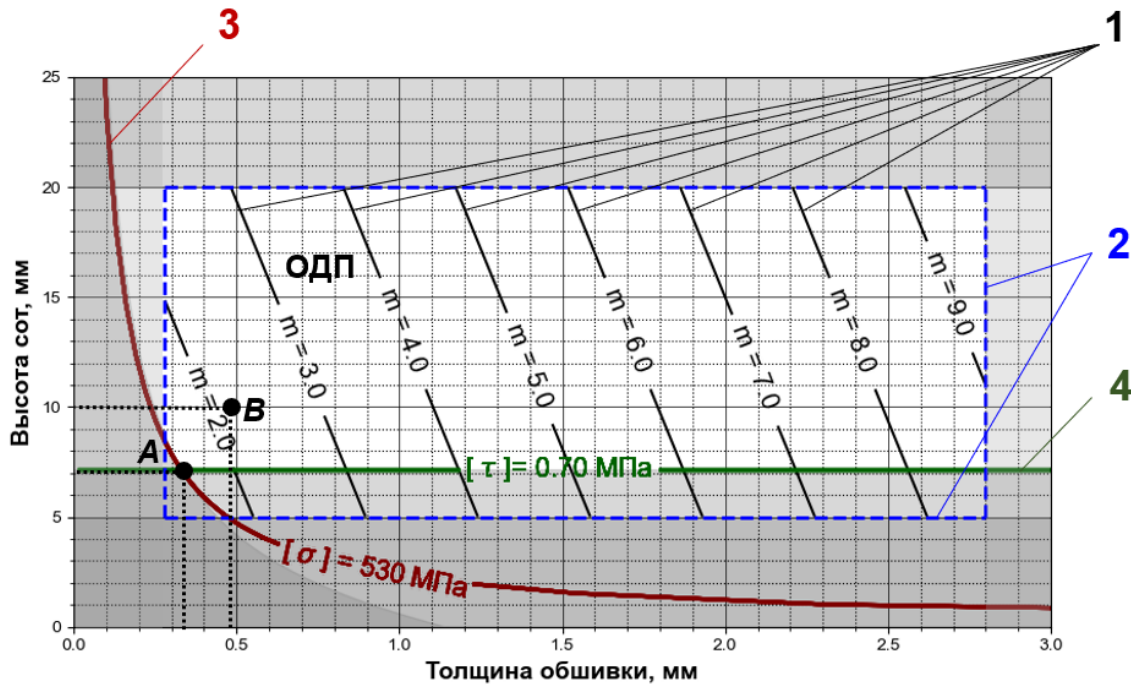


Рис. 7. Графическая интерпретация проектной ситуации

Графически оптимальным значениям непрерывных проектных переменных  $(x_1^*, x_2^*)$  в этом демонстрационном примере соответствуют  $\delta_{н.с.}^* = 0,32$  мм и  $H_c^* = 7,2$  мм в точке A на пересечении ограничений по прочности несущих слоёв и сотового заполнителя. Представленная графическая интерпретация даёт простое и наглядное представление о Парето-множестве проектов, которое может быть использовано при назначении конкретных дискретных параметров. С учётом дискретного характера проектных переменных необходимо рассматривать ближайшую точку в пространстве проектных переменных, которая удовлетворяет требованию по обеспечению симметричной и сбалансированной ортотропной структуры укладки несущих слоёв. Толщина монослоя однонаправленного углепластика составляет 0,12 мм. Соответственно минимальная суммарная толщина несущих слоёв – верхнего и нижнего – составляет  $\delta_{н.с.} = 0,48$  мм. Предположим, что существующая номенклатура высот сотового заполнителя составляет 10 мм, 15 мм, 20 мм. Оптимальному проекту в этом случае соответствуют следующие значения проектных переменных  $(x_1, x_2)$  в точке B:  $\delta_{н.с.} = 0,48$  мм и  $H_c^* = 10$  мм. Элементы найденного проекта имеют избытки прочности  $\eta$  [34], вызванные дискретным характером проектных переменных:  $\eta_c = 1,38$  – для сотового заполнителя и  $\eta_{н.с.} = 1,5$  – для несущих слоёв.

### Проектирование панели пола пассажирского самолёта в зоне прохода

Рассмотрим результаты проектирования панели пола пассажирского самолёта в зоне прохода. Панель пола в зоне прохода представляет собой неразрезную пятиопорную пластину. В дальнейших расчётах использовались геометрические параметры раскроя панели (рис. 8), порядок величин расчётных нагрузок и граничные условия па-

нели пола самолёта Ту-204: шаг опор  $l = 500$  мм, ширина панели  $b = 548$  мм, длина панели  $l = 2000$  мм, расчётная нагрузка  $p = 0,18$  Н/мм<sup>2</sup>.

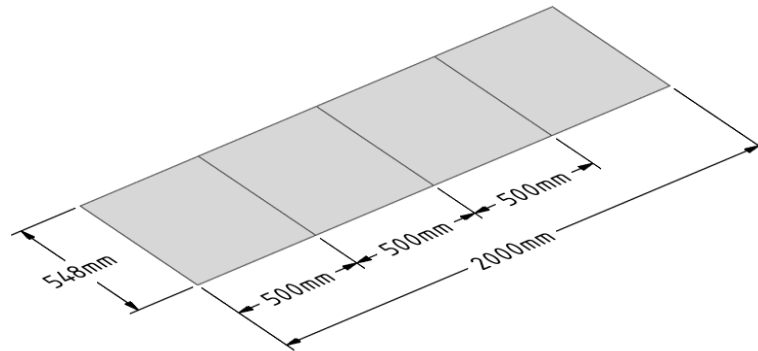


Рис. 8. Геометрические параметры панели пола в зоне прохода пассажирского салона

Максимальная перерезывающая сила и изгибающий момент, возникающие в рассматриваемой конструкции в случае действия распределённой нагрузки на все клетки пола, определялись в соответствии с (2) и (3):  $Q_x = 2860$  Н и  $M_x = 3,06 \cdot 10^5$  Н·мм. Сопоставление полученных результатов с данными расчёта многоопорной пластины с использованием МКЭ показывает хорошее согласование с экспериментальными данными:  $Q_{xМКЭ} = 2895$  Н и  $M_x = 2,87 \cdot 10^5$  Н·мм. Характер деформации трёхслойной пластины для рассматриваемого расчётного случая показан на рис. 9.

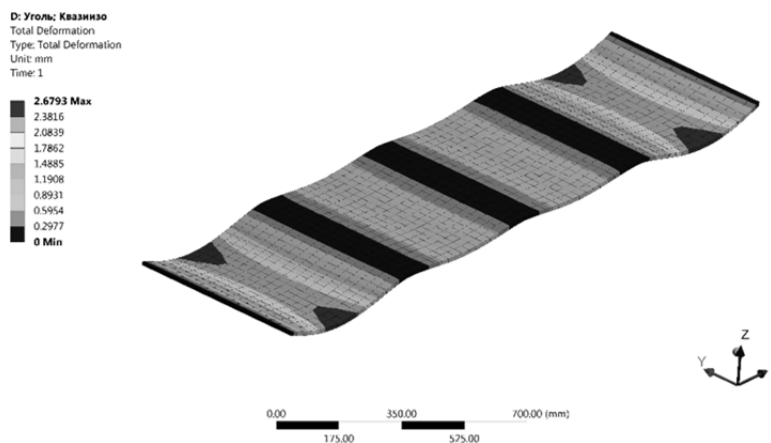


Рис. 9. Характер деформации панели в случае действия равномерно распределённой нагрузки на все клетки пола

Для типовых конструкций, таких как трёхслойные панели пола, требования по массе формируются как требования конкурентоспособности по сравнению с продуктами, имеющимися на мировом рынке. Например, требование к панелям пола самолёта в салоне формулируется следующим образом: масса квадратного метра должна быть меньше 3 кг при заданной нормированной нагрузке [33]. Для того, чтобы обеспечить выполнение данного требования по массе, в данной задаче рассматривались следующие материалы: клеевой углепластик на основе однонаправленных препрегов с плотностью 1630 кг/м<sup>3</sup> и прочностью на сжатие 810 МПа, толщина монослоя 0,14 мм; клеевой стеклопластик плотностью 1960 кг/м<sup>3</sup> и прочностью на сжатие 704 МПа, толщина монослоя

0,16 мм; полимерный сотовый наполнитель с плотностью сот 96 кг/м<sup>3</sup> и прочностью на сдвиг 1,7 МПа.

На рис. 10 – 11 показана графическая интерпретация проектной ситуации, построенная по пунктам 3 – 7 алгоритма с использованием программы *Isoline PanelOpt* для различных комбинаций материалов несущих слоёв и сотового наполнителя.

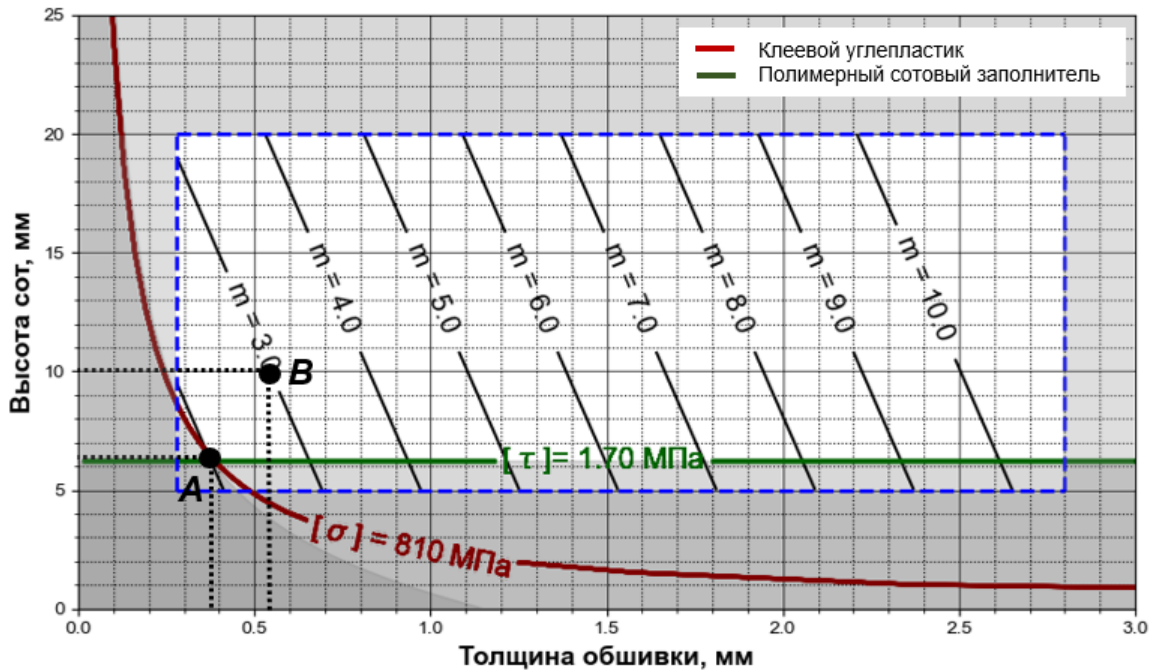


Рис. 10. Графическая интерпретация проектной ситуации: материал несущих слоёв – клеевой углепластик, плотность сотового наполнителя 96 кг/м<sup>3</sup>

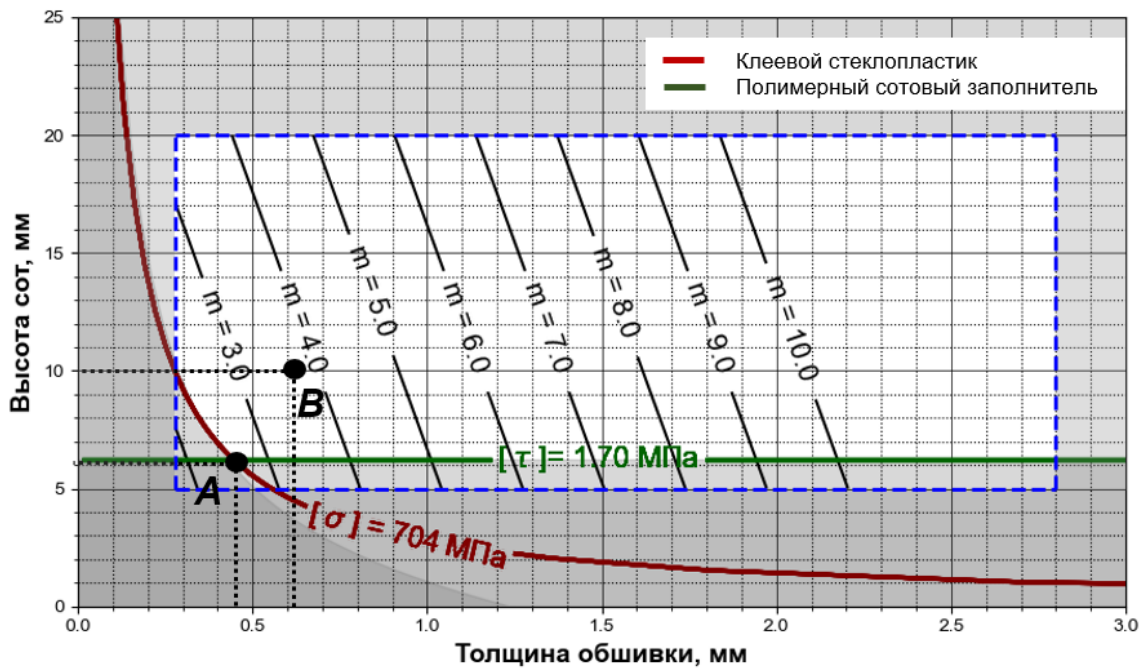


Рис. 11. Графическая интерпретация проектной ситуации: материал несущих слоёв – клеевой стеклопластик, плотность сотового наполнителя 96 кг/м<sup>3</sup>

Графически оптимальные значения проектных переменных  $(\delta_{н.с.}, H_c)$  и масса панели пола в зоне прохода пассажирского салона самолёта для различных комбинаций материалов несущих слоёв и сотового заполнителя приведены в табл. 6.

Таблица 6. Графически оптимальные значения проектных переменных

Материал несущих слоёв и сотового заполнителя	Значения проектных переменных		Масса 1 м <sup>2</sup> , кг
	Толщина несущих слоёв $\delta_{н.с.}$ , мм	Высота сотового заполнителя $H_c$ , мм	
Клеевой углепластик и полимерный сотовый заполнитель с плотностью сот 96кг/м <sup>3</sup>	0,56	10	2,96
Клеевой стеклопластик и полимерный сотовый заполнитель с плотностью сот 96кг/м <sup>3</sup>	0,64	10	3,44

Таким образом, можно сделать вывод, что оптимальным решением для трёхслойной панели пола в зоне прохода пассажирского салона является использование клеевого углепластика на основе однонаправленного препрега с ортотропной структурой укладки и полимерного сотового заполнителя. Данная комбинация материалов обеспечивает наименьшую массу панели пола.

В целях проверки работоспособности трёхслойной конструкции с заданными величинами проектных переменных производился расчёт напряжённо-деформированного состояния панели пола. Ввиду того, что отношение характерного размера клетки пола к её толщине составляет величину порядка ~50, для моделирования трёхслойной панели использовались конечные элементы типа SHELL-181, которые реализуют теорию Миндлина-Рейснера и позволяют учитывать межслоевую сдвиговую жёсткость элементов конструкции.

Для анализа поведения конструкции использовался простейший, но достаточно надёжный и информативный критерий максимальных напряжений, функция прочности которого имеет вид:

$$\varphi = \max \left\{ \frac{\sigma_x^+}{[\sigma_x]^+}, \frac{\sigma_x^-}{[\sigma_x]^-}, \frac{\sigma_y^+}{[\sigma_y]^+}, \dots, \frac{\tau_{xy}}{[\tau_{xy}]}, \dots, \frac{\tau_{xz}}{[\tau_{xz}]} \right\},$$

где  $\sigma_x^+, \sigma_y^+$  и т.д. – максимальные действующие напряжения;  $[\sigma_x]^+, [\sigma_y]^+, [\tau_{xy}]$  и т.д. – предельные механические характеристики, полученные экспериментально.

Условие прочности по этому критерию формулируется следующим образом:  $\varphi \leq 1$  для каждого слоя всех элементов конструкции. На рис. 12 показана картина распределения критерия прочности по конструкции панели пола в зоне прохода пассажирского салона для ортотропной структуры армирования.

Полученные рациональные проекты панелей с учётом дискретного характера проектных переменных обладают следующими избытками прочности:  $\eta_{н.с.КМВ} = 1,47$  – для несущих слоёв из клеевого углепластика,  $\eta_{н.с.КМС} = 1,41$  – для несущих слоёв из клеевого стеклопластика и  $\eta_{н.с.сот} = 1,62$  – для сотового заполнителя. Таким образом, предлагаемый способ выбора оптимальных параметров проектных переменных с использованием графической интерпретации представляет собой возможный вариант отыскания рационального проекта по массе и показывает пути снижения стоимости компонентов.



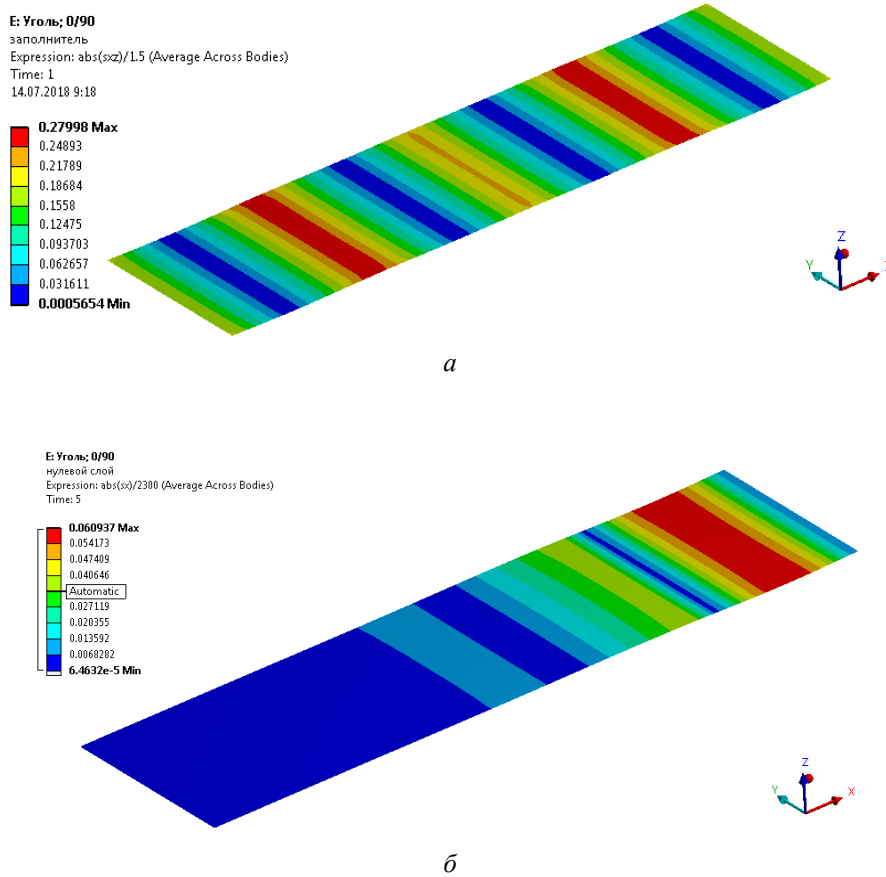


Рис. 12. Распределение критерия прочности в сотовом заполнителе при нагружении всей панели распределённой нагрузкой:

а – критерий прочности заполнителя по сдвиговым напряжениям  $\tau_{xz}$  при нагружении всей панели распределённой нагрузкой;

б – критерий прочности по нормальным напряжениям  $\sigma_{xx}$  в верхнем слое обшивки при нагружении крайней (IV) панели

### Заключение

Выполненное экспериментальное исследование механических характеристик клеевых угле- и стеклопластиков пониженной горючести, разработанных в ФГУП «ВИАМ», показывает, что с использованием данных материалов могут быть спроектированы панели пола пассажирского самолёта с высокими весовыми характеристиками. В частности, по выполненному проектированию масса квадратного метра панелей пола в зоне прохода с обшивками из клеевого углепластика составляет 2,96 и 3,44 кг/м<sup>2</sup> для панелей с обшивками из клеевого стеклопластика, что соответствует мировым достижениям в данной области.

Разработанная графоаналитическая методика проектирования панелей обеспечивает простой, быстрый и наглядный просмотр различных вариантов материалов с учётом дискретного характера их параметров в различных сочетаниях. Методика позволяет оценивать Парето-множество проектов, анализировать запасы прочности и разрабатывать требования к механическим характеристикам компонентов с учётом их стоимости.

Авторы благодарят д-ра техн. наук, профессора Балакина Виктора Леонидовича за внимательное прочтение рукописи статьи и ряд полезных рекомендаций.

Работа выполнена в рамках государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013 – 2025 годы» и государственного контракта № 17705596339170000610/14/18/017553-18-19 от 26.04.2018 г., а также при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по проекту FSSS-2020-0016.

### **Библиографический список**

1. Александров А.Я., Крушин Л.И. Трёхслойные пластинки и оболочки. Прочность, устойчивость, колебания. Т. 2. М.: Машиностроение, 1968. 326 с.
2. Гиммельфарб А.Л. Основы конструирования в самолётостроении. М.: Машиностроение, 1980. 370 с.
3. Хертель Г. Тонкостенные конструкции в авиастроении. М.: Машиностроение, 1965. 528 с.
4. Niu M.C.Y. Airframe structural design: Practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.
5. Allen H.G. Analysis and design of structural sandwich panels. London: Pergamon, 1969. 300 p.
6. Александров А.Я. Расчёт трёхслойных панелей. М.: Оборонгиз, 1960. 271 с.
7. Кобелев В.Н., Коварский Л.М., Тимофеев С.И. Расчёт трёхслойных конструкций. М.: Машиностроение, 1984. 304 с.
8. Мэттьюз Ф., Роллингс Р. Мир материалов и технологий. Композиционные материалы. Механика и технология. М.: Техносфера, 2004. 408 с.
9. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. Amsterdam: Elsevier, 2013. 832 p. DOI: 10.1016/C2011-0-07135-1
10. Каблов Е.Н. России нужны материалы нового поколения // Редкие земли. 2014. № 3. С. 8-13.
11. Душин М.И., Ермолаева А.М., Катырев И.Я., Недойнов П.Н., Павлова М.А., Перов Б.В., Суворов Б.Д., Толстобров Е.П. Углепластики в панелях пола трёхслойной конструкции // Авиационная промышленность. 1978. № 6. С. 8-12.
12. Шокин Г.И., Шершак П.В., Андриянина М.А. Опыт разработки и освоения производства сотовых панелей пола ЛА из отечественных материалов // Авиационная промышленность. 2017. № 1. С. 32-39.
13. Шершак В.П., Шокин Г.И., Егоров В.Н. Технологические особенности производства трёхслойных сотовых панелей пола воздушных судов // Авиационная промышленность. 2014. № 3. С. 34-42.
14. Комаров В.А., Кишов Е.А., Куцевич К.Е., Павлов А.А., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Разработка требований к механическим характеристикам композиционного материала с учётом области применения // Клеи. Герметики. Технологии. 2020. № 2. С. 13-19. DOI: 10.31044/1813-7008-2020-0-2-13-19
15. Куцевич К.Е., Дементьева Л.А., Лукина Н.Ф., Тюменева Т.Ю. Клеевые препреги – перспективные материалы для деталей и агрегатов из ПКМ // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 5. С. 379-387. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-379-387
16. Викарио А., Толанд Р. Критерии прочности и анализ разрушения конструкций из композиционных материалов // В кн.: «Композиционные материалы». Т. 7. Анализ и проектирование конструкций. М.: Машиностроение, 1978. С. 62-107.
17. Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В., Павлов А.А. Расчётно-экспериментальный анализ прочности изделий из тканевого эпоксидного углепластика // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени

академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 2. С. 106-112. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

18. Куцевич К.Е., Тюменева Т.Ю., Петрова А.П. Влияние наполнителей на свойства клеевых препрегов и ПКМ на их основе // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 4 (49). С. 51-55. DOI 10.18577/2071-9140-2017-0-4-51-55

19. ГОСТ 25.601-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на растяжение при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 14 с.

20. ГОСТ 25.602-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на сжатие при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 18 с.

21. ASTM D3518 / D3518M-18. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a  $\pm 45$  laminate. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2018. DOI: 10.1520 / D3518\_D3518M-18

22. ASTM D4255 / D4255M-20. Standard test method for in-plane shear properties of polymer matrix composite materials by the rail shear method. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/D4255\_D4255M-20

23. ASTM D790-17. Standard test method for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017. DOI: 10.1520/D0790-17

24. ASTM C365 / C365M-16. Standard test method for flatwise compressive properties of sandwich cores. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0365\_C0365M-16

25. ASTM C393 / C393M-20. Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0393\_C0393M-20

26. ASTM C273 / C273M-20. Standard test method for shear properties of sandwich core materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0273\_C0273M-20

27. ASTM C297 / C297M-16. Standard test method for flatwise tensile strength of sandwich constructions. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0297\_C0297M-16

28. Малков В.П., Угодчиков А.Г. Оптимизация упругих систем. М.: Наука, 1981. 288 с.

29. Есипов Б.А. Методы оптимизации и исследование операций. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2007. 180 с.

30. Тимошенко С.П., Войновский-Кригер С. Пластины и оболочки. М.: Наука, 1966. 636 с.

31. Вайнберг Д.В., Вайнберг Е.Д. Расчёт пластин. Киев: Будівельник, 1970. 436 с.

32. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 271 с.

33. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. 2017. Т. 7, № 2 (24). С. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

34. Баранников А.А., Вешкин Е.А., Постнов В.И., Стрельников С.В. К вопросу производства панелей пола из ПКМ для летательных аппаратов (обзорная статья) // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 4 (2). С. 198-213.

## OPTIMIZATION OF HONEYCOMB SANDWICH FLOOR PANELS MADE OF POLYMER-MATRIX LOW-COMBUSTIBLE COMPOSITE MATERIALS BASED ON HIGH-STRENGTH CARBON AND GLASS FIBERS AND ADHESIVE BINDER

© 2020

**V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Director of the Research and Education Center of Aircraft Construction (AVICON); Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [vkomarov@ssau.ru](mailto:vkomarov@ssau.ru)

**K. E. Kutsevich** Candidate of Science (Engineering), Chief of the Laboratory Sector of Adhesives and Adhesive Prepregs; All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials, Moscow, Russian Federation; [kucevichke@viam.ru](mailto:kucevichke@viam.ru)

**S. A. Pavlova** Engineer of the Research and Education Center of Aircraft Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [pavlova-sva@yandex.ru](mailto:pavlova-sva@yandex.ru)

**T. Yu. Tyumeneva** Deputy Chief of the Laboratory of Adhesives and Adhesive Prepregs; All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials, Moscow, Russian Federation; [kucevichke@viam.ru](mailto:kucevichke@viam.ru)

The article deals with the task of designing aircraft honeycomb sandwich floor panels considering experimental data on the mechanical properties of new high-strength low-combustible composite materials. The developed experimental and analytical design procedure and optimization algorithm are described. The design task is formulated in terms of nonlinear mathematical programming in which the mass per square meter of the construction is the objective function. The thickness of the base layers, the height of honeycomb core and some other parameters are considered as the design variables. The proposed visual interpretation of the optimal design task allows reducing possible design solutions based on the experimental data to an enumeration of a limited number of design alternates. The article presents a demo task and the results of designing floor panes for an advanced passenger aircraft in the aisle area using a new low-combustible composite material. The floor panel is regarded as a continuous multiply supported plate loaded with distributed load. The proposed grapho-analytical method makes it possible to form the area of rational designs that differ from the optimal one in terms of mass by a specified allowable value. The performed computational and experimental analysis shows that with the use of the new material, a floor panel can be designed with base layers made of carbon or fiberglass and lightweight honeycomb filler with the mass of a square meter from 2,9 to 3,4 kg, which is the state-of-the-art.

*Sandwich constructions; floor panels; low-combustible composite materials; test; design; optimization*

---

*Citation:* Komarov V.A., Kutsevich K.E., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. Optimization of honeycomb sandwich floor panels made of polymer-matrix low-combustible composite materials based on high-strength carbon and glass fibers and adhesive binder. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 51-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72

### References

1. Aleksandrov A.Ya., Krushin L.I. *Trekhsloynnye plastinki i obolochki. Prochnost', ustoychivost', kolebaniya. T. 2* [Sandwich plates and shells. Strength, stability, vibration.V. 2]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 326 p.
2. Gimmelfarb A.L. *Osnovy konstruirovaniya v samoletostroenii* [Principles of design in aircraft engineering]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 370 p.
3. Hertel H. *Leichtbau*. Berlin: Springer-Verlag, 1960. 526 p.
4. Niu M.C.Y. *Airframe structural design: Practical design information and data on aircraft structures*. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.

5. Allen H.G. Analysis and design of structural sandwich panels. London: Pergamon, 1969. 300 p.
6. Aleksandrov A.Ya. *Raschet trekhsloynnykh paneley* [Calculation of Sandwich Panels]. Moscow: Oborongiz Publ., 1960. 271 p.
7. Kobelev V.N., Kovarskiy L.M., Timofeev S.I. *Raschet trekhsloynnykh konstruksiy* [Calculation of sandwich structures]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 304 p.
8. Matthews F.L., Rawlings R.D. Composite materials: engineering and science. Amsterdam: Elsevier, 1999. 480 p.
9. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. Amsterdam: Elsevier, 2013. 832 p. DOI: 10.1016/C2011-0-07135-1
10. Kablov E.N. Russia needs new generation materials. *Rare Earths*. 2014. No. 3. P. 8-13. (In Russ.)
11. Dushin M.I., Ermolaeva A.M., Katyrev I.Ya., Nedoynov P.N., Pavlova M.A., Perov B.V., Suvorov B.D., Tolstobrov E.P. Carbon fibers in sandwich floor panels. *Aviation Industry*. 1978. No. 6. P. 8-12. (In Russ.)
12. Shokin G.I., Shershak P.V., Andriunina M.A. Experience in development and manufacture of honeycomb floor panels made of domestic materials. *Aviation Industry*. 2017. No. 1. P. 32-39. (In Russ.)
13. Shershak V.P., Shokin G.I., Egorov V.N. Technological characteristics of the fabrication of the aircraft floor sandwich honeycomb panels. *Aviation Industry*. 2014. No. 3. P. 34-42. (In Russ.)
14. Komarov V.A., Kishov E.A., Kutsevich K.E., Pavlov A.A., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. Development of the requirements for the mechanical characteristics of composite materials considering the application field. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*. 2020. No. 2. P. 13-19. (In Russ.). DOI: 10.31044/1813-7008-2020-0-2-13-19
15. Kutsevich K.E., Dementeva L.A., Lukina N.F., Tyumeneva T.Yu. Development of requirements for mechanical characteristics of composite material, taking into account field of application. *Aviation Materials and Technologies*. 2017. No. S. P. 379-387. (In Russ.). DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-379-387
16. Vicario A.A., Toland R.H. Failure criteria and failure analysis of composite structural components. *In book: «Composite materials». V. 7. Structural design and analysis*. New York: Academic Press, 1975. P. 52-98.
17. Komarov V.A., Kishov E.A., Charkviani R.V., Pavlov A.A. Numerical and experimental study of the strength of fabric carbon-epoxy composite structures. *Vestnik of Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 2. P. 106-112. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112
18. Kutsevich K.E., Tyumeneva T.Yu., Petrova A.P. Influence of fillers on properties of adhesive prepreps and PCM on their basis. *Aviation Materials and Technologies*. 2017. No. 4 (49). P. 51-55. (In Russ.). DOI 10.18577/2071-9140-2017-0-4-51-55
19. GOST 25.601-80. Design calculation and strength testings. Methods of mechanical testing of polymeric composite materials. Test for tensile properties on plane specimens at normal, elevated and low temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1980. 14 p. (In Russ.)
20. GOST 25.602-80. Design calculation and strength testings. Methods of mechanical testing of polymeric composite materials. Test for compression properties at normal, elevated and low temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1980. 18 p. (In Russ.)
21. ASTM D3518 / D3518M-18. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a  $\pm 45$  laminate. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2018. DOI: 10.1520 / D3518\_D3518M-18

22. ASTM D4255 / D4255M-20. Standard test method for in-plane shear properties of polymer matrix composite materials by the rail shear method. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/D4255\_D4255M-20

23. ASTM D790-17. Standard test method for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017. DOI: 10.1520/D0790-17

24. ASTM C365 / C365M-16. Standard test method for flatwise compressive properties of sandwich cores. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0365\_C0365M-16

25. ASTM C393 / C393M-20. Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0393\_C0393M-20

26. ASTM C273 / C273M-20. Standard test method for shear properties of sandwich core materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0273\_C0273M-20

27. ASTM C297 / C297M-16. Standard test method for flatwise tensile strength of sandwich constructions. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0297\_C0297M-16

28. Malkov V.P., Ugodchikov A.G. *Optimizatsiya uprugikh system* [Optimization of elastic systems]. Moscow: Nauka Publ., 1981. 288 p.

29. Esipov B.A. *Metody optimizatsii i issledovanie operatsiy* [Optimization methods and operations research]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 180 p.

30. Timoshenko S.P., Voynovskiy-Kriger S. *Plastiny i obolochki* [Plates and shells]. Moscow: Nauka Publ., 1966. 636 p.

31. Vaynberg D.V., Vaynberg E.D. *Raschet plastin* [Plating design]. Kiev: Budivel'nik Publ., 1970. 436 p.

32. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [The finite element method in technology]. Moscow: Mir Publ., 1975. 271 p.

33. Komarov V.A. Theoretical basis for design of load-bearing structures produced using additive technologies. *Ontology of Designing*. 2017. V. 7, no. 2 (24). P. 191-206. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

34. Barannikov A.A., Veshkin E.A., Postnov V.I., Strelnikov S.V. On the issue of production of the floor panels made of PCM for aircraft (review article). *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 4 (2). P. 198-213. (In Russ.)

## АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИПУСКОВ НА СТЕСНЁННЫЙ ИЗГИБ ЭЛАСТОМЕРОМ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2020

- В. К. Моисеев** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [moiseevvk@mail.ru](mailto:moiseevvk@mail.ru)
- Е. Г. Громова** кандидат технических наук, доцент кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [pla.gromova@ya.ru](mailto:pla.gromova@ya.ru)
- О. В. Ломовской** кандидат технических наук, доцент кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [oleg.lomovskoi@ya.ru](mailto:oleg.lomovskoi@ya.ru)
- М. Н. Мантусов** ведущий инженер; Ульяновский филиал КБ «ПАО Туполев», г. Ульяновск; [mishaufkb@ya.ru](mailto:mishaufkb@ya.ru)
- А. Н. Плотников** кандидат технических наук, доцент кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [anplotnikov@ya.ru](mailto:anplotnikov@ya.ru)
- А. А. Шаров** кандидат технических наук, доцент кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [aa.sharov@ya.ru](mailto:aa.sharov@ya.ru)

Представлен метод стеснённого изгиба листовых деталей летательных аппаратов с криволинейными бортами эластичной средой. Описан процесс проведения стеснённого изгиба. Изготовление детали осуществляется за два перехода. В результате первого перехода получается деталь с утонением в радиусной части. Второй переход проводят на формблоке сниженной высоты, в результате полученная волна избыточного материала деформируется по радиусу гибочной оправки. В готовой детали наблюдается увеличение толщины заготовки в зоне радиусагиба. Волна избыточного материала образуется за счёт специального припуска, величина которого является определяющей для достижения увеличения толщины. Аналитическая модель определения припуска базируется на общепринятых допущениях и принципах расчёта технологических параметров. Для определения припуска предлагается аппроксимация формы избыточной волны тангенциальной функцией. Это позволяет получить аналитическую зависимость, связывающую геометрию детали и утолщение стенки с величиной припуска. Величина припуска ограничивается некоторым диапазоном, нижняя граница которого определена из условия начала пластических деформаций, верхняя – из условия возможности потери устойчивости, приводящей к неисправимому браку. Результаты проиллюстрированы графиками зависимости величины минимального и максимального припуска высоты борта от соотношений толщины стенки заготовки, радиусагиба борта и радиуса борта в плане. Графические и аналитические зависимости представлены в безразмерном виде, где геометрические параметры отнесены к радиусу гибочного инструмента, то есть к радиусугиба борта детали по внутренней поверхности.

*Технология производства летательных аппаратов; штамповка эластомером; стеснённый изгиб; деформации; припуск*

**Цитирование:** Моисеев В.К., Громова Е.Г., Ломовской О.В., Мантусов М.Н., Плотников А.Н., Шаров А.А. Аналитическая модель определения припусков на стеснённый изгиб эластомером деталей летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 73-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-73-84

## Введение

В конструкции летательных аппаратов имеется большое множество тонкостенных деталей, изготавливаемых из листовых полуфабрикатов гибкой. При этом борт детали может быть прямолинейным либо криволинейным в плане. Гибка бортов таких деталей осуществляется преимущественно эластомерами и сопровождается нежелательным утонением стенки на радиусегиба. Утонение регламентируется соображениями равнопрочности и оговаривается в технических условиях на конструкцию детали. Для выполнения задаваемых конструктором условий, а именно для уменьшения величины утонения, предложен технологический процесс штамповки деталей эластичным инструментом со стеснённым изгибом, защищённый патентом, а также разработаны различные схемы его реализации. Результаты проведённых исследований позволяют рассчитывать параметры и проектировать техпроцесс и технологическое оснащение для стеснённого изгиба прямолинейных бортов, тогда как по штамповке криволинейных бортов проведены лишь экспериментальные исследования и проведена единичная промышленная апробация [1-4].

### Общая постановка задачи

Схема технологического процесса стеснённого изгиба при штамповке эластомером представлена на рис. 1. На нём условно изображена последовательность реализации стеснённого изгиба эластомером деталей, имеющих уголгиба  $90^\circ$ . Стеснённый изгиб по этой схеме производится за два перехода. Вначале (рис. 1, а) заготовка 1 изгибается по гибочной оправке 2 под действием давления эластичной среды 3, заключённой в контейнер (условно не показан). Затем под торец изогнутого борта заготовки 4 (рис. 1, б) устанавливается опорная пластина 5 для создания определённого припуска борта  $\Delta H$  по его высоте между верхней плоскостью гибочной оправки и стенкой заготовки (рис. 1, б, слева). Для предотвращения потери устойчивости изогнутого борта заготовки 4 на опорную пластину 5 ставятся эластичные подпоры 6. Под действием давления эластичной среды стенка заготовки вначале прогибается в центральной части, а затем образуется волна избыточного материала в зоне скругления гибочной оправки с радиусом  $r_0$  (рис. 1, б, справа). При дальнейшем увеличении давления эластичной среды волна избыточного материала деформируется по радиусу гибочной оправки (рис. 1, в). В результате толщина заготовки в зоне радиусагиба увеличивается, а пружинение борта уменьшается за счёт изменения схемы деформирования заготовки.

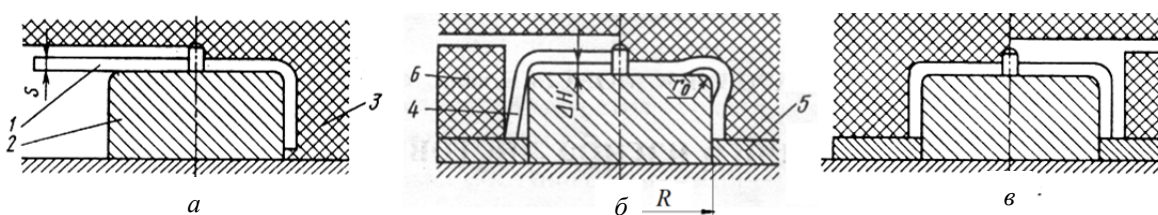


Рис. 1. Схема технологического процесса стеснённого изгиба при штамповке эластомером:  
 а – предварительная гибка; б – начало операции окончательной гибки;  
 в – завершение операции окончательной гибки

Кроме того, появляется возможность уменьшения радиуса изгиба, что также является актуальной задачей, так как при этом повышается жёсткость деталей и снижается их масса в результате уменьшения необходимой для крепления детали высоты борта, например, в клёпаных конструкциях сборочных единиц самолётов.



Технологическим параметром, обеспечивающим реализацию стеснённого изгиба, является припуск высоты борта полуфабриката, величина которого определяет возможность использования такой технологии в конкретном случае и толщину стенки в зоне радиусагиба. Для назначения размера припуска требуется создание аналитической модели, позволяющей провести расчёт оптимального диапазона возможных припусков для последующего окончательного его выбора при проектировании конкретного технологического процесса.

### Основная часть

В случае криволинейного в плане борта детали полуфабрикат перед последней стадией формовки имеет вид обечайки с донцем с торовым скруглением на стенке в зоне кромки оправки-формблока (рис. 2). Для расчёта необходимого припуска на втором переходе вышеописанного процесса штамповки можно выделить две стадии:

- 1) посадка заготовки на поверхность формблока с образованием волны избыточного материала над кромкой последнего;
- 2) осадка волны на кромку формблока.

В холодной листовой штамповке принято рассчитывать размеры заготовок, исходя из равенства площадей поверхности заготовки и детали. Для расчёта исходной площади полуфабриката его поверхность следует рассмотреть как состоящую из трёх сегментов:

– донце

$$S_1 = \pi(R - r_1)^2, \quad (1)$$

– обечайка

$$S_2 = 2\pi R(H + \Delta - r_1), \quad (2)$$

– торовый сегмент (скругление)

$$S_3 = 2\pi r_1 \int_0^{\frac{\pi}{2}} [R - r_1(1 - \cos \varphi)] d\varphi = \pi^2 r_1 (R - r_1) + 2\pi r_1^2. \quad (3)$$

Здесь  $R$  – радиус кривизны борта в плане;  $\Delta$  – припуск высоты борта;  $r_1$  – радиус скругления борта заготовки после первого перехода (рис. 2, а).

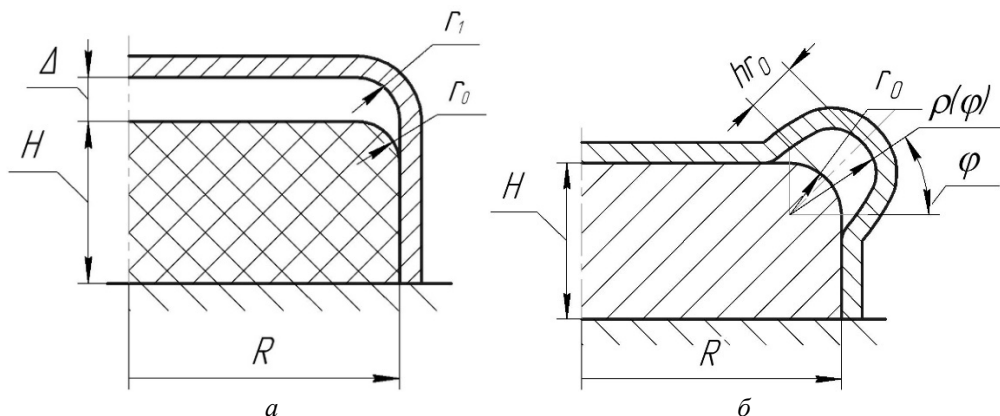


Рис. 2. Параметры геометрии полуфабриката на промежуточных стадиях штамповки: а – после первого перехода; б – перед окончательной штамповкой

Суммируя выражения (1) – (3), получим полную площадь поверхности заготовки

$$S_0 = \pi(R - r_1)^2 + 2\pi R(H + \Delta - r_1) + \pi^2 r_1(R - r_1) + 2\pi r_1^2. \quad (4)$$

Площадь поверхности заготовки в начальной стадии посадки на формблок аналогично имеет три составляющих:

$$S_1 = \pi(R - r_1)^2 + 2\pi R(H - r_0) + S^*; \quad (5)$$

площадь волны избыточного материала над кромкой формблока, которая имеет вид горбоподобного сегмента (рис. 2, б), определяется соотношением

$$S^* = 2\pi r_0 \int_0^{\frac{\pi}{2}} [R - r_0 + \rho(\varphi) \cos \varphi] \sqrt{\rho^2(\varphi) + \left(\frac{d\rho(\varphi)}{d\varphi}\right)^2} d\varphi. \quad (6)$$

Профиль поперечного сечения этой волны из условия гладкого примыкания её ветвей к донцу и борту на основании результатов экспериментов и с достаточной для практики степенью точности может быть аппроксимирован зависимостью

$$\rho(\varphi) = r_0 \left[ 1 + h \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \right], \quad (7)$$

где  $r_0$  – радиус скругления кромки формблока;  $h$  – высота волны в долях  $r_0$  (рис. 2, б).

Подставляя аппроксимирующую функцию (7) в подкоренное выражение зависимости (6) и разлагая полученную дробно-степенную функцию в ряд по степени  $h$  ( $h < 1$ ), получим

$$\begin{aligned} S^*(h) = & 2\pi r_0 \int_0^{\frac{\pi}{2}} [R - r_0 + \rho(\varphi) \cos \varphi] \times \\ & \times \left\{ 1 + h \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) + 8h^2 \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) - \right. \\ & \left. - 8h^3 \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \right\} d\varphi. \end{aligned} \quad (8)$$

После группирования подынтегрального выражения (8) по степеням  $h$  и сведения ряда к виду  $a_0 + a_1 h + a_2 h^2 + a_3 h^3$  последовательно получаются следующие зависимости:

$$a_0 = R - r_0 (1 - \cos \varphi),$$

$$a_1 = (R - r_0) \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) + 2r_0 \cos \varphi \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right),$$

$$a_2 = 8[R - r_0(1 - \cos \varphi)] \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) + r_0 \cos \varphi \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right),$$

$$a_3 = -8 \left[ [R - r_0(1 - \cos \varphi)] \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) - \right. \\ \left. - r_0 \cos \varphi \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \right] = -8(R - r_0) \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right).$$

Таким образом, формулу (8) можно представить в виде

$$S^*(h) = 2\pi r_0 (A_0 + A_1 h + A_2 h^2 + A_3 h^3), \quad (9)$$

где коэффициенты  $A_0, A_1, A_2$  и  $A_3$  имеют вид

$$A_0 = (R - r_0)I_0 + r_0I_1,$$

$$A_1 = (R - r_0)I_2 + 2r_0I_3,$$

$$A_2 = 8(R - r_0)I_4 + r_0(8I_5 + I_6),$$

$$A_3 = -8(R - r_0)I_7.$$

Здесь коэффициенты  $I_i (i = \overline{1, 7})$  являются тригонометрическими интегралами, которые имеют следующие значения:

$$I_0 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} d\varphi = \frac{\pi}{2},$$

$$I_1 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos \varphi d\varphi = 1$$

$$I_2 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) d\varphi = \frac{\pi}{4},$$

$$I_3 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) d\varphi = \frac{8}{15},$$

$$I_4 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) d\varphi = \frac{\pi}{16},$$

$$I_5 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) \cos^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) d\varphi = \frac{8}{63},$$

$$I_6 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos \varphi \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) d\varphi = \frac{128}{315},$$

$$I_7 = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos^4 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) \sin^2 \left( 2 \left( \varphi - \frac{\pi}{4} \right) \right) d\varphi = \frac{\pi}{32}.$$

Таким образом, коэффициенты  $A_0, A_1, A_2, A_3$  примут вид

$$A_0 = \frac{\pi}{2}(R - r_0) + r_0,$$

$$A_1 = \frac{\pi}{4}(R - r_0) + \frac{16}{15}r_0,$$

$$A_2 = \frac{\pi}{2}(R - r_0) + \frac{448}{315}r_0,$$

$$A_3 = \frac{\pi}{4}(R - r_0).$$

После подстановки  $A_0, A_1, A_2, A_3$  выражение (9) примет вид

$$S^*(h) = 2\pi r_0 \left\{ \frac{\pi}{2}R - \frac{\pi - 2}{2}r_0 + \left( \frac{\pi}{4}R + \frac{64 - 15\pi}{60}r_0 \right)h + \left( \frac{\pi}{2}R + \frac{448}{315}r_0 \right)h^2 - \frac{\pi}{4}(R - r_0)h^3 \right\}. \quad (10)$$

Далее, подставляя зависимость (10) в выражение (5) и приравнявая результат к начальной площади (4), после преобразований получаем окончательное выражение для припуска высоты борта полуфабриката:

$$\Delta = r_0(\alpha - 1) \left[ 2 - \frac{\pi}{2} - \frac{\pi - 1}{2}\beta(\alpha + 1) \right] + r_0h \left\{ \frac{\pi}{4} + \frac{64 - 15\pi}{60}\beta + \left( \frac{\pi}{2} + \frac{64}{45}\beta \right)h - \frac{\pi}{4}(1 - \beta)h^2 \right\}, \quad (11)$$

где

$$\alpha = \frac{r_1}{r_0} \geq 1, \quad \beta = \frac{r_0}{R} < 1.$$

Величину припуска высоты борта полуфабриката необходимо ограничить некоторым диапазоном, имеющим верхнюю и нижнюю границы. Верхнюю границу припуска (11) следует определить из условия сохранения устойчивости волны избыточного материала при её осадке (обжиге) на кромку формблока, чтобы не допустить её переход в складку. В качестве критерия потери устойчивости предлагается принять равенство поперечного давления и продольного давления на волну, а конкретнее – равенство их равнодействующих  $Q$  и  $P$ , возникающих от равномерно распределённого по внешней поверхности волны нормального давления  $p$  (рис. 3).

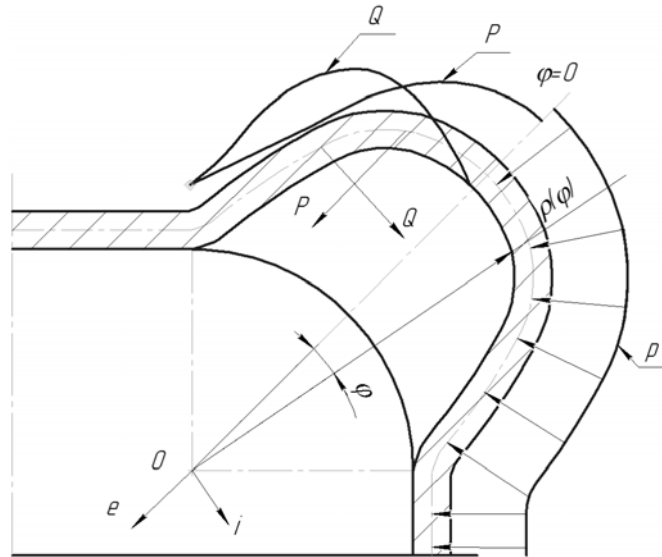


Рис. 3. Схема силового воздействия эластомера на волну избыточного материала

Величины  $Q$  и  $P$  пропорциональны суммарным проекциям равномерного нормального давления эластомера  $p$  на соответствующие взаимно перпендикулярные направления. Математически это выражается в виде интеграла скалярного произведения вектора единичной нормали к поверхности волны и соответствующей единичной орты. Последние естественным образом определяются как  $\vec{e} = (1, 0)$ ,  $\vec{i} = (0, 1)$ .

Вектор единичной нормали при данной ориентации осей имеет координаты

$$\vec{n} = \left( \frac{\frac{d}{d\varphi}(\rho(\varphi)\sin(\varphi))}{\sqrt{\rho^2(\varphi) + \left(\frac{d\rho(\varphi)}{d\varphi}\right)^2}}, -\frac{\frac{d}{d\varphi}(\rho(\varphi)\cos(\varphi))}{\sqrt{\rho^2(\varphi) + \left(\frac{d\rho(\varphi)}{d\varphi}\right)^2}} \right). \quad (12)$$

Подставляя в выражение (12) аппроксимирующую функцию (7) со сдвигом по угловой координате  $\varphi' = \varphi - \frac{\pi}{4}$ , для приведённых величин  $\tilde{P} = \frac{P}{r_0 p}$ ,  $\tilde{Q} = \frac{Q}{r_0 p}$  получим их значения.

Продольный компонент давления определяется следующим образом:

$$\tilde{P} = \frac{1}{r_0} \int_0^{\frac{\pi}{4}} (\vec{n}, \vec{e}) dL(\varphi) = \int_0^{\frac{\pi}{4}} \left\{ \cos(\varphi) [1 + h \cos^2(2\varphi)] - 4h \sin(\varphi) \cos(2\varphi) \sin(2\varphi) \right\} d\varphi.$$

Аналогично поперечный компонент давления определяется как

$$\tilde{Q}(h) = \frac{1}{r_0} \int_0^{\frac{\pi}{4}} (\vec{n}, \vec{i}) dL(\varphi) = \int_0^{\frac{\pi}{4}} \left\{ 4h \cos(\varphi) \cos(2\varphi) \sin(2\varphi) + \sin(\varphi) [1 + h \cos^2(2\varphi)] \right\} d\varphi.$$

В результате расчётов определено:

$$\tilde{P}(h) = \frac{1}{\sqrt{2}}, \quad \tilde{Q}(h) = 1 - \frac{1}{\sqrt{2}} + h.$$

Приравнивая полученные значения, получим верхнюю границу относительной высоты волны:

$$h_{\max} = \sqrt{2} - 1.$$

С учётом этого результата из выражения (11) следует, что верхняя граница припуска определяется как

$$\begin{aligned} \frac{\Delta_{\max}}{r_0} = & (\alpha - 1) \left[ 2 - \frac{\pi}{2} - \frac{\pi - 1}{2} \beta (\alpha + 1) \right] + \\ & + (\sqrt{2} - 1) \left\{ \frac{\pi}{4} + \frac{64 - 15\pi}{60} \beta + \left( \frac{\pi}{2} + \frac{64}{45} \beta \right) (\sqrt{2} - 1) - \frac{\pi}{4} (1 - \beta) (3 - 2\sqrt{2}) \right\}. \end{aligned}$$

Нижнюю границу припуска  $\Delta_{\min}$  можно определить из решения деформационной краевой задачи теории пластичности. В качестве схемы очага деформации для упрощения задачи допустимо принять вершину волны избыточного материала за цилиндрический сегмент, т.е. представить его в виде толстостенной трубы, осаживаемой опоясывающим давлением на стержневую оправку радиуса  $r_0$  при наличии однородного осевого сжатия. Деформированное состояние в очаге деформации будет определяться тремя главными компонентами  $\varepsilon_\rho, \varepsilon_\varphi, \varepsilon_z$ . Радиальный и окружной компоненты зависят только от радиальной координаты и связаны уравнением неразрывности:

$$\varepsilon_\rho = \varepsilon_\varphi(\rho) + \rho \frac{d\varepsilon_\varphi(\rho)}{d\rho}. \quad (13)$$

Осевой компонент с точностью до малой порядка  $S/R$ , где  $S$  – толщина заготовки, равен

$$\varepsilon_z = -h\beta. \quad (14)$$

Вторым уравнением служит условие несжимаемости:

$$\varepsilon_\rho + \varepsilon_\varphi + \varepsilon_z = 0. \quad (15)$$

Граничным условием логично считать контакт заготовки с кромкой формблока в конце процесса посадки волны избыточного материала, т.е. положить радиальное перемещение на внутренней поверхности волны  $u(r_0(1+h)) = -r_0h$ . Отсюда следует, что

$$\varepsilon_\varphi(r_0(1+h)) = \frac{u(r_0(1+h))}{r_0(1+h)} = -\frac{h}{1+h}. \quad (16)$$

Подставляя уравнение неразрывности (13) и осевой компонент деформации (14) в условие несжимаемости (15), с учётом выражения (16), получим краевую задачу Коши в виде следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} \rho \frac{d\varepsilon_\varphi(\rho)}{d\rho} + 2\varepsilon_\varphi(\rho) = \beta h, \\ \varepsilon_\varphi(r_0(1+h)) = -\frac{h}{1+h}, \end{cases}$$

где  $r_0(1+h) \leq \rho \leq r_0(1+h) + s$ .

В результате интегрирования получим

$$\varepsilon_\varphi(\xi) = \frac{\rho h}{2} - \frac{h(1+h)}{\xi^2} \left( 1 + \frac{1+h}{2} \beta \right), \quad (17)$$

где  $\xi = \frac{\rho}{r_0}$  – безразмерная координата.

Условием полного перехода волны избыточного материала в пластическое состояние является выход границы зоны пластичности на внешнюю границу очага деформации  $\rho = r_0(1+h) + \xi$ . Согласно критерию Губера-Мизеса в деформациях интенсивность деформаций, определяемая как

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{3}}{2} \sqrt{(\varepsilon_\rho - \varepsilon_\varphi)^2 + (\varepsilon_\rho - \varepsilon_z)^2 + (\varepsilon_\varphi - \varepsilon_z)^2}, \quad (18)$$

в пластичном состоянии при любой механической схеме напряжений-деформаций должна достигать критической величины  $\varepsilon_i = \varepsilon_t = \frac{\sigma_t}{E}$ , где  $\sigma_t$  и  $E$  – предел текучести и модуль упругости материала, соответственно.

Подставляя выражения (13), (14), (17) в зависимость (18) и введя обозначение  $\xi = 1+h+\eta$ , где  $\eta = \frac{S}{r_0}$  – относительная толщина заготовки, получаем, что для внешней поверхности волны избыточного материала должно выполняться равенство

$$\varepsilon_t = \frac{\sigma_t}{E} = \frac{\sqrt{3}}{3} \sqrt{4 \frac{h^2(1+h)^2}{(1+h+\eta)^4} \left( 1 + \frac{1+h}{2} \beta \right)^2 + \left[ \frac{3}{2} \beta h + \frac{h(1+h)}{(1+h+\eta)^2} \left( 1 + \frac{1+h}{2} \beta \right) \right]^2 + \left[ \frac{3}{2} \beta h - \frac{h(1+h)}{(1+h+\eta)^2} \left( 1 + \frac{1+h}{2} \beta \right) \right]^2}.$$

Возводя обе части последнего соотношения в квадрат, после упрощающих преобразований получаем выражение для нижней границы  $h$  в виде неявной зависимости:

$$\frac{h^2(1+h)^2}{(1+h+\eta)^4} \left( 1 + \frac{1+h}{2} \beta \right)^2 + \frac{3}{4} h^2 \beta^2 = \frac{3}{4} \frac{\sigma_t^2}{E^2}. \quad (19)$$

Пренебрегая членами, порядок малости которых выше  $\beta$ , сведём зависимость (19) к квадратному уравнению, решением которого является явное выражение для минимального значения  $h_{\min}$ , при котором волна избыточного материала в полном объёме перейдёт в пластическое состояние

$$h_{\min} \approx \frac{\sqrt{\left( (1+\eta)\lambda - \frac{1}{4}\beta \right)^2 + (1+\eta)^2 \lambda(1+\lambda) - (1+\eta)\lambda + \frac{1}{4}\beta}}{1+\lambda}, \quad (20)$$

где  $\lambda = \frac{\sqrt{3}}{2} \frac{\sigma_t}{E} \ll 1$ . После упрощающих преобразований выражение (20) для нижней границы примет вид

$$h_{\min} = \frac{\sqrt{3}}{2} \frac{\varepsilon_t (1+\eta)^2}{\sqrt{1+\beta} - \frac{\sqrt{3}}{2} \varepsilon_t (1+\eta)^2}.$$

Подставляя найденное значение  $h_{\min}$  в зависимость (11), получим величину минимального припуска высоты борта  $\Delta_{\min}$ , необходимую для перевода в пластическое состояние волны избыточного материала.

На рис. 4 в безразмерном виде представлены величины минимального и максимального припуска высоты борта в зависимости от соотношений толщины стенки заготовки  $S$ , радиусагиба борта  $r_0$  и радиуса борта в плане  $R$ .

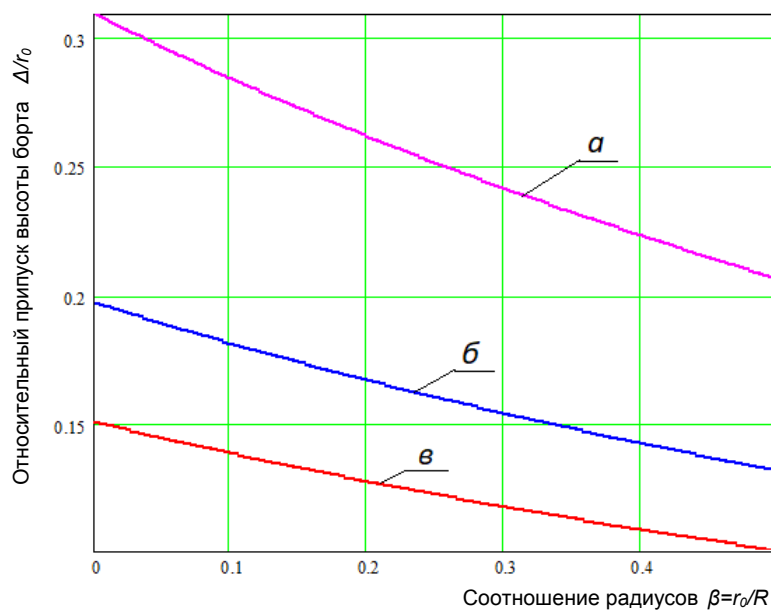


Рис. 4. Зависимости припусков высоты борта от геометрических параметров детали:  
 а – максимально возможный припуск  $\Delta_{\max}/r_0$  ;  
 б – минимально возможный припуск  $100(\Delta_{\min}/r_0)$  при  $\eta = S/r_0 = 0,5$  ;  
 в – минимально возможный припуск  $100(\Delta_{\min}/r_0)$  при  $\eta = S/r_0 = 0,05$

Из графиков на рис. 4 следует, что припуски находятся в обратной зависимости от кривизны детали в плане. Практические значения припусков высоты борта, например для деталей из алюминиевых сплавов, когда обычно принимается  $r_0 = 3S$ , составляют величины порядка 0,5...0,9 толщины стенки заготовки.



## Заключение

В результате исследований разработанной перспективной технологии стеснённого изгиба листовых деталей летательных аппаратов с криволинейными бортами эластичной средой получена аналитическая модель определения припуска, связывающая геометрию детали и утолщение стенки заготовки с величиной припуска. Величина припуска ограничивается некоторым диапазоном, нижняя граница которого определена из условия начала пластических деформаций, верхняя – из условия возможности потери устойчивости, приводящей к неисправимому браку. Выяснено, что величина припуска находится в обратной зависимости от кривизны детали в плане. Для наиболее распространённых в авиационной и ракетно-космической технике конструкций деталей припуски составляют величины порядка 0,5...0,9 толщины стенки заготовки.

## Библиографический список

1. Моисеев В.К., Мантусов М.Н., Плотников А.Н., Ломовской О.В., Шаров А.А. Совершенствование технологии гибки криволинейных бортов деталей самолётов // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 4 (3). С. 441-444.
2. Мантусов М.Н., Моисеев В.К., Шаров А.А., Громова Е.Г., Рыжаков С.Г. Штамповка листовых деталей с криволинейными бортами эластичным материалом // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 4 (3). С. 332-336.
3. Гречников Ф.В., Моисеев В.К., Ломовской О.В., Шаров А.А., Мантусов М.Н. Штамповка с тангенциальным сжатием высокоточных листовых деталей // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2019. № 7. С. 3-9.
4. Moiseyev V.K., Sharov A.A., Gromova E.G., Mantusov M.N. Results of the sheet parts curved edges constrained bending with elastomer // Key Engineering Materials. 2017. V. 746. P. 285-289. DOI: 10.4028/www.scientific.net/kem.746.285

## ANALYTICAL MODEL FOR DETERMINING ALLOWANCES FOR ELASTOMER CONSTRAINED BENDING OF AIRCRAFT PARTS

© 2020

- |                        |   |
|------------------------|---|
| <b>V. K. Moiseev</b>   | Doctor of Science (Engineering), Professor; Department of Aircraft Production and Quality Control in Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <a href="mailto:moiseevvk@mail.ru">moiseevvk@mail.ru</a>                    |
| <b>E. G. Gromova</b>   | Candidate of Science (Engineering), Associate Professor; Department of Aircraft Production and Quality Control in Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <a href="mailto:pla.gromova@ya.ru">pla.gromova@ya.ru</a>       |
| <b>O. V. Lomovskoi</b> | Candidate of Science (Engineering), Associate Professor; Department of Aircraft Production and Quality Control in Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <a href="mailto:oleg.lomovskoi@ya.ru">oleg.lomovskoi@ya.ru</a> |
| <b>M. N. Mantusov</b>  | Leading Engineer; Ulyanovsk branch of Tupolev Design Bureau, Ulyanovsk, Russian Federation; <a href="mailto:mishaufkb@ya.ru">mishaufkb@ya.ru</a>  |
| <b>A. N. Plotnikov</b> | Candidate of Science (Engineering), Associate Professor; Department of Aircraft Production and Quality Control in Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <a href="mailto:anplotnikov@ya.ru">anplotnikov@ya.ru</a>       |
| <b>A. A. Sharov</b>    | Candidate of Science (Engineering), Associate Professor; Department of Aircraft Production and Quality Control in Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <a href="mailto:aa.sharov@ya.ru">aa.sharov@ya.ru</a>           |

In the article, the authors present a method of constrained bending of aircraft sheet parts with curved sides by an elastic medium. The process of conducting constrained bending is described. A schematic description of the process is presented. The manufacture of a part is carried out in two steps. As a result of the first step, a piece is obtained with thinning in the radius part, the second step is accomplished with a unit die of reduced height. The resulting wave of excess material is deformed along the radius of the bending mandrel. In the finished part, an increase in the thickness of the workpiece is observed in the zone of the bending radius. The wave of excess material is formed due to a special allowance, the size of which is the critical factor for achieving this increase in thickness. The analytical model for determining the allowance is based on generally accepted assumptions and principles for calculating process parameters. To determine the allowance, an approximation of the shape of the excess wave by a tangential function is proposed. This allows you to get an analytical dependence that relates the geometry of the part and the thickening of the wall to the size of the allowance. The size of the allowance is limited to a certain range, the lower boundary of which is determined by the onset of plastic deformations, the upper one - by the possibility of loss of stability, leading to irreparable spoilage. The results are illustrated by graphs of the dependence of the minimum and maximum allowance for the side height on the ratios of the workpiece wall thickness, the radius of the side bending and the radius of the side in plan. Characteristic curves and analytical dependencies are presented in a dimensionless form, where the geometric parameters are assigned to the radius of the bending tool, that is, to the radius of bending of the part side on the inner surface.

*Aircraft production technology; elastomer forming; constrained bending; deformations; allowance*

---

*Citation:* Moiseev V.K., Gromova E.G., Lomovskoi O.V., Mantusov M.N., Plotnikov A.N., Sharov A.A. Analytical model for determining allowances for elastomer constrained bending of aircraft parts. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 73-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-73-84

## References

1. Mosieev V.K., Mantusov M.N., Plotnikov A.N., Lomovskoi O.V., Sharov A.A. Improving the technology of bending curved sides of aircraft parts. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2018. V. 20, no. 4 (3). P. 441-444. (In Russ.)
2. Mantusov M.N., Moiseev V.K., Sharov A.A., Gromova E.G., Ryzhakov S.G. Stamping of sheet details with curvilinear sides by elastic material. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2018. V. 20, no. 4 (3). P. 332-336. (In Russ.)
3. Grechnikov F.V., Moiseev V.K., Lomovskoy O.V., Sharov A.A., Mantusov M.N. Stamping with tangential compression of high-precision sheet metal parts. *Forging and Stamping Production. Material Working by Pressure*. 2019. No. 7. P. 3-9. (In Russ.)
4. Moiseyev V.K., Sharov A.A., Gromova E.G., Mantusov M.N. Results of the sheet parts curved edges constrained bending with elastomer. *Key Engineering Materials*. 2017. V. 746. P. 285-289. DOI: 10.4028/www.scientific.net/kem.746.285

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕРКУЛера И РЕКУПЕРАТОРА

© 2020

- Х. Х. О. Омар** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [dr.hewa.omar@gmail.com](mailto:dr.hewa.omar@gmail.com)
- В. С. Кузьмичев** доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)
- А. Ю. Ткаченко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru)

Непрерывное повышение топливной эффективности двигателей летательных аппаратов является главной мировой тенденцией современного двигателестроения. К настоящему времени авиационные газотурбинные двигатели достигли высокой степени термодинамического и конструктивно-технологического совершенства. Одним из перспективных способов дальнейшего улучшения их топливной эффективности является применение сложных термодинамических циклов с регенерацией тепла выхлопных газов за турбиной и с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха. До недавнего времени применение в авиационных газотурбинных двигателях циклов с рекуператором и интеркулером сдерживалось значительным увеличением массы силовой установки за счёт теплообменников. В настоящее время появилась технологическая возможность создания компактных, лёгких, высокоэффективных теплообменников для применения на летательных аппаратах без ущерба для их эксплуатационных характеристик. Важной задачей при проектировании двигателей со сложными циклами является выбор параметров их рабочего процесса, обеспечивающих максимальную эффективность системе «силовая установка – летательный аппарат». В статье рассматривается постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса трёхвалвных двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) с интеркулером и рекуператором. На основе разработанного метода многокритериальной оптимизации путём численного моделирования проведены и представлены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с интеркулером и рекуператором в системе пассажирского самолёта типа Airbus A310 по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельные затраты топлива самолёта на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки. Приведена разработанная математическая модель для расчёта массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации на этапе концептуального проектирования двигателя. Разработанные методы и модели реализованы в САЕ-системе АСТРА. Показана возможность повышения эффективности ТРДД за счёт применения сложных термодинамических циклов.

*Трёхвалвный двухконтурный турбореактивный двигатель; теплообменник; термодинамический цикл; математическая модель; оптимизация; критерий; параметры рабочего процесса; степень регенерации; область оптимальных параметров; результаты расчётов*

**Цитирование:** Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения интеркулера и рекуператора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 85-99.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99

## Введение

В начале XXI века авиационная промышленность столкнулась с серьёзными проблемами, наиболее значительными из которых являются ужесточения требований по экологическим и экономическим показателям [1-4]. Консультативный совет по аэрокосмическим исследованиям в Европе (ACARE) предложил для авиационных двигателей к 2020 году уменьшение выбросов  $\text{CO}_2$  на 26%, уменьшение выбросов  $\text{NO}_x$  на 65%, снижение удельного расхода топлива на 15% и сокращение вдвое воспринимаемого авиационного шума [4-5]. В настоящее время исследуются различные технологии для совершенствования будущих авиационных двигателей.

Одним из перспективных направлений является создание двигателей со сложными термодинамическими циклами (ГТДсц). На рис. 1 представлена схема двухконтурного турбореактивного двигателя с промежуточным охлаждением воздуха (в интеркулере) в процессе его сжатия и утилизацией тепла газов за турбиной в рекуператоре [6].

Применение в авиационных двигателях сложных термодинамических циклов позволяет обеспечить ряд преимуществ, таких как снижение удельного расхода топлива, снижение расхода охлаждаемого воздуха, необходимого для охлаждения турбины высокого давления за счёт снижения температуры охлаждающего воздуха на выходе из компрессора высокого давления, а также снижение выбросов  $\text{NO}_x$  за счёт снижения температуры пламени в камерах сгорания [7-9]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки теплообменников. Поэтому при создании ГТД со сложными циклами необходимо учитывать не только повышение топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом эти факторы оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТДсц с приемлемыми габаритно-массовыми и эксплуатационными показателями требует дальнейшего совершенствования методов расчёта компактных теплообменников, анализа условий рационального согласования параметров теплообменника и двигателя, исследования новых, высокоэффективных типов поверхностей теплообмена, совместной оптимизации параметров рабочего процесса двигателя и теплообменника, изучения эксплуатационных качеств и характеристик ГТДсц [10-12].

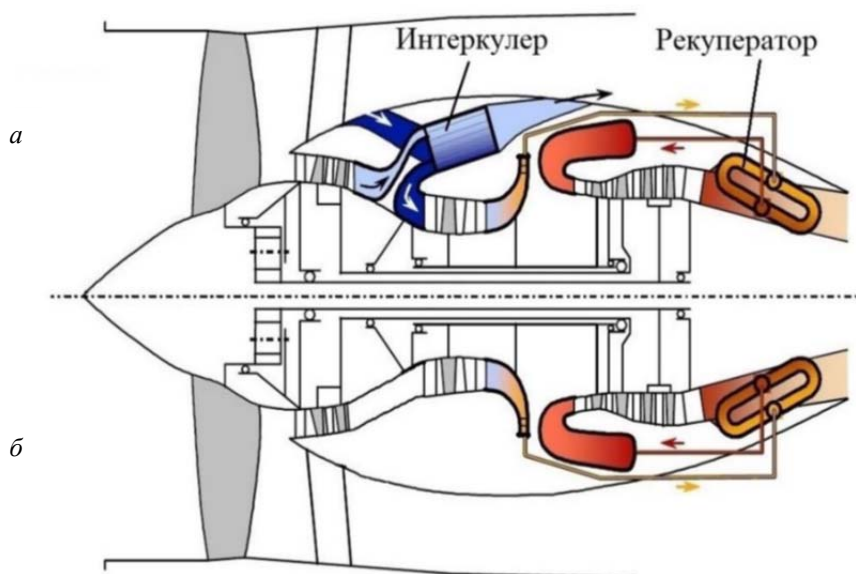


Рис. 1. Схема трёхвального двухконтурного турбореактивного двигателя:  
а – с интеркулером и рекуператором; б – с рекуператором

Интерес к ГТД с интеркулером и рекуператором является мировой тенденцией. Так в работе [13] приводятся результаты оценки эффективности турбовального двигателя для вертолёта с рекуперацией тепла с неоребрённым пластинчатым теплообменником со степенью регенерации 0,8-0,9. В работе [14] обобщены характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиационных газотурбинных двигателях и предложены возможные конструктивные решения для рекуператоров. В работах [15; 16] проводится детальный анализ рекуперированного турбовального двигателя с оценкой экономии топлива и экологических показателей при различных траекториях и дальностях полёта. Работ по применению регенерации тепла в двухконтурных турбореактивных двигателях значительно меньше. В работах [17; 18] проводится анализ характеристик пластинчатого и трубчатого теплообменников для ТРДД с интеркулером. В работе [19] приводится концептуальный проект двухпроходного перекрёстного интеркулера для авиадвигателя.

С увеличением степени регенерации  $\theta$  удельный расход топлива  $C_{уд}$  двигателей с теплообменником уменьшается, однако с ростом степени регенерации увеличивается масса теплообменника  $M_{то}$ , причём чем выше степень регенерации, тем более интенсивно увеличивается масса теплообменника. При оценке эффективности двигателя в системе летательного аппарата необходимо одновременно учитывать и уменьшение расхода топлива, и увеличение массы силовой установки  $M_{сy}$ . Для этого используется такой критерий как суммарная масса силовой установки и топлива  $M_{сy+г} = M_{г} + (M_{дв} + M_{то})n_{дв}$  (или удельный показатель  $\gamma_e = M_{сy+г} / P_{дв} n_{дв}$ ), который включает массу двигателя с теплообменником и массу топлива, необходимого для полёта на заданную дальность ( $M_{г} = C_{удкр} P_{двкр} n_{дв} t_{п} \bar{M}_{топ}$ ) [12]. Уменьшение удельного расхода топлива и увеличение массы теплообменника с увеличением степени регенерации приводит к образованию минимума  $M_{сy+г}$  (рис. 2).

Таким образом, при выборе параметров рабочего процесса двигателя со сложными циклами необходимо одновременно оптимизировать и параметры рабочего процесса ( $\pi_{к\Sigma}^*, T_{г}^*, m, \pi_{вп}^*$ ), и степень регенерации ( $\theta$ ).

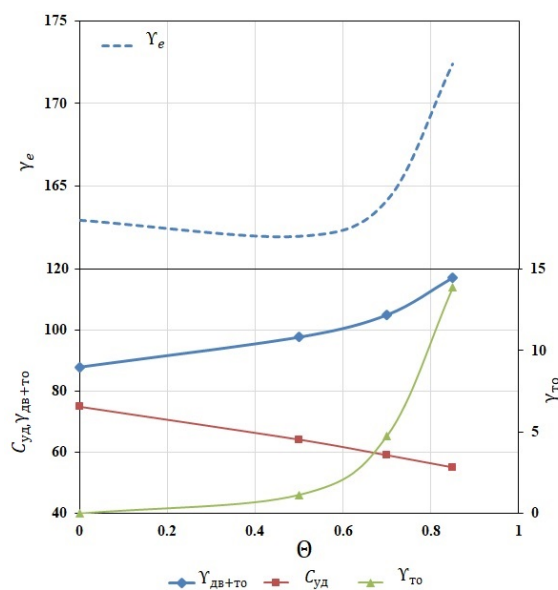


Рис. 2. Влияние степени регенерации на массу теплообменника и расход топлива

В качестве теплообменников для авиационных ГТД с рекуператором (ГТДр) наиболее предпочтительными являются пластинчатые рекуператоры [20-23]. В рекуператорах теплообмен между газом и воздухом осуществляется непосредственно через стенки, разделяющие потоки. Рекуператор при разделении его на отдельные секции позволяет получить большое разнообразие конструктивных форм, что облегчает условия его компоновки на двигателе. Для авиационных ГТДр, в которых увеличение диаметральных габаритов нежелательно из-за роста лобового сопротивления силовой установки, отмеченное обстоятельство может иметь решающее значение при выборе типа теплообменника. Рекуператоры сравнительно просты в изготовлении и достаточно перспективны в отношении возможности получения хороших габаритно-массовых показателей как при использовании их в современных авиационных ГТДр, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путём реализации высокотемпературных циклов.

В данной работе приведены результаты анализа возможностей повышения эффективности ТРДД за счет применения сложных термодинамических циклов (цикла Брайтона совместно с регенерацией тепла за турбиной и промежуточным охлаждением в процессе сжатия) на основе оптимизации параметров их рабочего процесса.

### Постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с регенерацией тепла и промежуточным охлаждением

Обобщённая математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя со сложными циклами по комплексу критериев оценки двигателя в системе ЛА с учётом параметрических и функциональных ограничений выглядит следующим образом:

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_x \max_y \delta y_i (X, p) \mid a_j < x_j < b_j; g(X, p) \leq 0 \right\},$$

где  $X = (\pi_{к\Sigma}^*, T_\Gamma^*, m, \pi_{вП}^*, \theta_{интер}, \theta_{рекуп}, \dots, x_j)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса,  $j = \overline{1, k}$ ;  $Y = \{M_{сy+т}, C_{т.км} (C_{уд}), S_{ждв}, \dots, Y_i\}$  – множество критериев оптимизации,  $i = \overline{1, n}$ ;  $a_j, b_j$  – ограничения на проектные (оптимизируемые) переменные;  $g(X, p) = \{h_{к.вых}, h_{т.вх}, \pi_\Gamma, D_\Gamma \text{ и др.}\}$  – множество функциональных ограничений;  $p = \{\sigma_{вх}, \sigma_{кс}, \eta_{к.баз}^*, \eta_{т.баз}^*, \varphi_c \text{ и др.}\}$  – множество детерминированных исходных проектных данных;  $\delta y_i (X, p) = \rho_i \frac{Y(X)_i - Y(X_{opt})_i}{Y(X_{opt})_i}$  – относительное отклонение критерия оптимизации от оптимального значения;  $\rho_i$  – степень значимости  $i$ -го критерия ( $\rho_i = \overline{0, 1}$ ).

В общем случае, когда число оптимизируемых параметров  $k > 3$ , при многокритериальной оптимизации используется минимаксный принцип оптимальности (принцип гарантированного результата).

В частном случае, когда результаты оптимизации можно представить на плоскости ( $k \leq 2$ ), применяется метод поиска областей компромиссов как пересечение локально-оптимальных областей [9 – 11]:

$$X_\cap = \bigcap_{i=1}^n X_i,$$

где  $n$  – количество рассматриваемых критериев оценки.

Математически множество значений параметров, принадлежащих локально-оптимальной области, в случае представления результатов в плоскости двух оптимизируемых переменных  $X = (\pi_{к\Sigma}^*, m)$  (или при фиксированных остальных оптимальных переменных) определяется следующим выражением:

$$X_i = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt}, p) \leq Y_i(X, p) \leq \left(1 + \frac{\delta y}{\rho_i}\right) Y_i(X_{opt}, p) \right\},$$

где  $\delta y$  – заданная величина допустимого относительного отклонения от оптимальных значений критериев.

Для ТРДД с рекуператором и интеркулером в общем случае количество оптимизируемых переменных равно шести  $(\pi_{к\Sigma}^*, T_r^*, m, \pi_{вп}^*, \theta_{интер}, \theta_{рекл})$ , область оптимальных параметров в этом случае представляет собой гиперпространство.

Для иллюстрации работоспособности разработанного метода в качестве критериев выбраны: лётно-технический – затраты топлива на тонно-километр ( $C_{т.км}$ ) и массовый – суммарная масса силовой установки и топлива ( $M_{cy+т}$ ) [24; 25].

**Суммарная масса силовой установки и топлива, необходимого на полёт на заданную дальность.** Снижение массы топлива и массы силовой установки при постоянной взлётной массе самолёта и дальности полёта означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке и дальности полёта – уменьшение взлётной массы самолёта. Этот критерий характеризует ту часть массы ЛА, которая непосредственно зависит от параметров СУ.

$$M_{cy+т} = K_{cy} M_{дв\ то} + \bar{M}_{тс} \bar{M}_{топ} M_{гла}.$$

В случае ТРДД с теплообменниками получаем:

$$M_{cy+т} = K_{cy} (M_{дв} + M_{то}) n_{дв} + P_{кр} C_{уд\ кр} \bar{M}_{тс} \bar{M}_{топ} (t_{п} + t_{нз}) n_{дв},$$

где  $\bar{M}_{тс}$  – коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА;  $\bar{M}_{топ}$  – коэффициент, учитывающий массу топлива, необходимого на полёт на нерасчётных режимах;  $t_{п}$  – время полёта;  $t_{нз}$  – время полёта на навигационном запасе топлива.

Масса двигателя определяется следующим образом [25]:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{ксм}) k_c k_{рес},$$

где  $M_I = B (G_{в\ I\ пр.вен})^{m_1} \left[ (\pi_{к\Sigma} / \pi_{в})^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_r}^*$  – масса газогенератора внутреннего контура (без вентилятора и турбина вентилятора);  $M_{II} = 2,865 G_{в\Sigma}^{0,903} m^{1,104} \pi_{в}^{1,193}$  – масса турбовентилятора и обечайки наружного контура;  $M_{ксм} = 2,316 G_{в\Sigma\ в3л}^{0,753}$  – масса камеры смешения у ТРДД со смешением потоков внутреннего и наружного контуров;  $M_{то}$  – масса компактного теплообменника (рекуператора или интеркулера) [26]. В зависимости от степени регенерации  $\theta$  и скорости протекания газа через теплообменник  $C_r$  рассчитывается удельная масса теплообменника:

$$\gamma_{\text{то}} = \left( \frac{4,25}{C_{\Gamma}} + 0,025 \right) e^{6,8\theta}.$$

По заданному расходу воздуха через теплообменник  $G_{\text{в}}$  и рассчитанной удельной массе  $\gamma_{\text{то}}$  определяется масса теплообменника

$$M_{\text{то}} = G_{\text{в}} \gamma_{\text{то}}.$$

**Удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки.** Этот широко распространённый критерий совершенства транспортных и пассажирских самолётов характеризует расход топлива на 1 тонно-километр (или пассажиро-километр) [12; 25]:

$$C_{\text{т.км}} = \frac{M_{\text{тл}}}{M_{\text{кн}} L_{\text{п}}} = \frac{M_0 \bar{M}_{\text{топ}} C_{\text{уд.кр}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{п}} K_{\text{ла}}},$$

где  $M_{\text{тл}} = C_{\text{уд.кр}} P_{\text{кр}} \bar{M}_{\text{топ}} t_{\text{п}} n_{\text{дв}}$  – величина расходуемого за полёт топлива.

Постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров ТРДД со сложными циклами формулируется следующим образом: на основе численных расчётов провести оптимизацию параметров рабочего процесса ТРДД в системе пассажирского самолёта по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полёт, и удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр. В качестве летательного аппарата выбран самолёт, по характеристикам близкий к пассажирскому самолёту Airbus A310-300. Схема исследуемого трёхвального двигателя с разделённым истечением из контуров и с рекуператором и интеркулером представлена на рис. 1.

### Результаты исследования

В данном исследовании степень регенерации  $\theta$  задавалась равной 0; 0,5; 0,7; 0,9. Температура газа перед турбиной на крейсерском режиме принималась равной 1400, 1600, 1800, 2000 К. Тяга двигателя определялась исходя из потребной для самолёта тяги силовой установки с учётом его аэродинамических характеристик. Принято допущение, что гидравлические потери в каналах теплообменника постоянны.

В качестве примера на рис. 3 – 5 приведены результаты оптимизации параметров двухконтурного турбореактивного двигателя с рекуператором (рис. 1, б) по критериям  $M_{\text{су+т}}$ ,  $C_{\text{т.км}}$  и  $C_{\text{уд}}$  при постоянном значении гидравлических потерь в каналах теплообменника ( $\sigma_{\text{то}} = \text{const}$ ).

На рис. 6 – 8 представлены результаты оптимизации параметров трёхвального ТРДД с рекуператором и интеркулером (рис. 1, а) по критериям  $M_{\text{су+т}}$ ,  $C_{\text{т.км}}$  и  $C_{\text{уд}}$ .

Из рисунков видно, что при увеличении степени регенерации рекуператора от 0 до 0,9 оптимальные значения степени повышения давления по всем рассмотренным критериям  $M_{\text{су+т}}$ ,  $C_{\text{т.км}}$  и  $C_{\text{уд}}$  существенно уменьшаются, примерно в пять раз. Оптимальная степень двухконтурности также уменьшается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 25...30%. Кроме того, двигатель с интеркулером и рекуператором является наиболее эффективным (рис. 6 – 8).



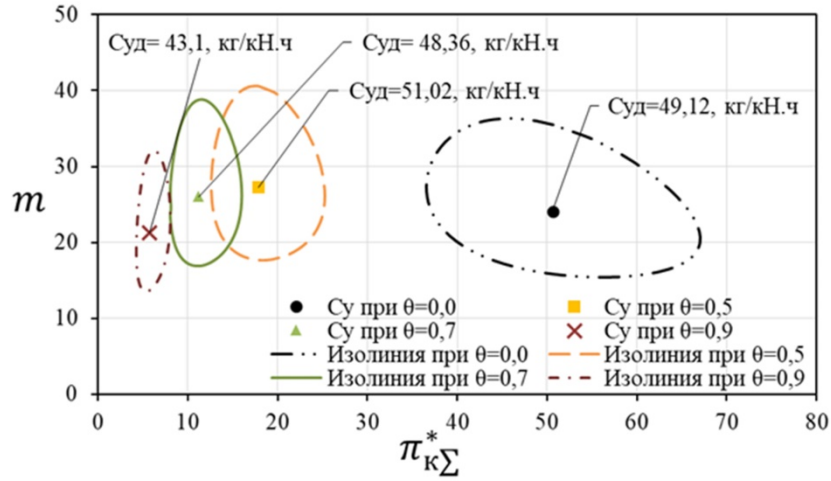


Рис. 3. Области оптимальных параметров ТРДД с recuperатором по критерию  $C_{уд} \rightarrow \min$  при  $T_{гкр}^* = 1400\text{K}$ ,  $H_{п} = 11\text{ км}$ ,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20\text{ т}$ ,  $L_{п} = 7000\text{ км}$

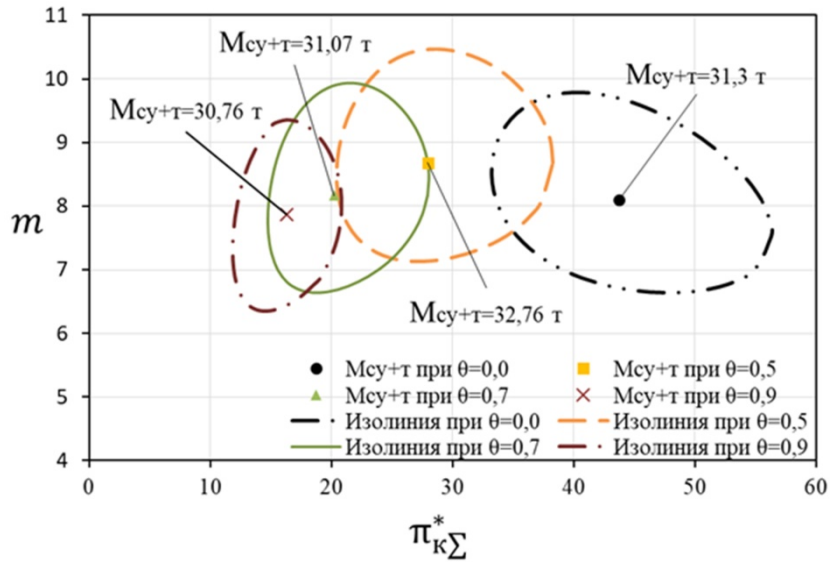


Рис. 4. Области оптимальных параметров ТРДД с recuperатором по критерию  $M_{су+т} \rightarrow \min$  при  $T_{гкр}^* = 1600\text{K}$ ,  $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11\text{ км}$ ,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20\text{ т}$ ,  $L_{п} = 7000\text{ км}$

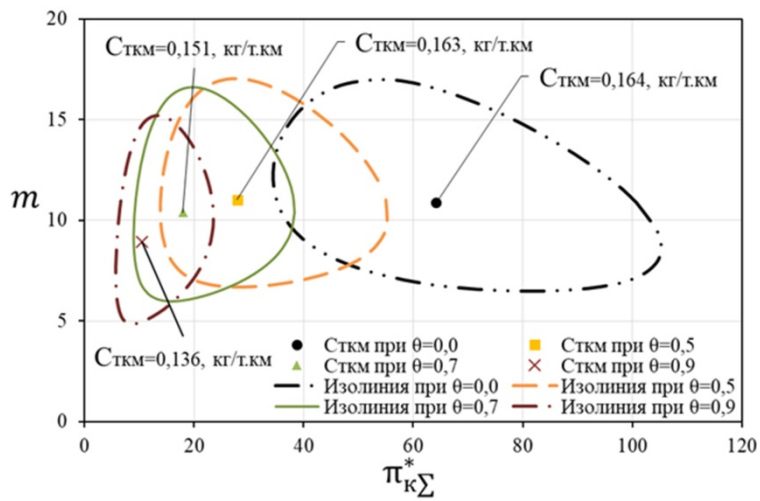


Рис. 5. Область оптимальных параметров ТРДД с recuperатором по критерию  $C_{ткм} \rightarrow \min$  при  $T_{гкр}^* = 1800\text{K}$ ,  $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11\text{ км}$ ,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20\text{ т}$ ,  $L_{п} = 7000\text{ км}$

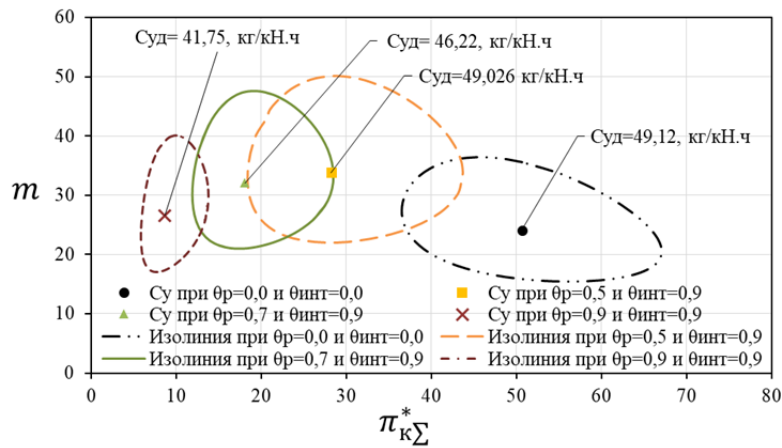


Рис. 6. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором и интеркулером по критерию  $C_{уд} \rightarrow \min$  при  $T_{гкр}^* = 1400\text{К}$ ,  $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11\text{км}$ ,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20\text{т}$ ,  $L_{п} = 7000\text{км}$

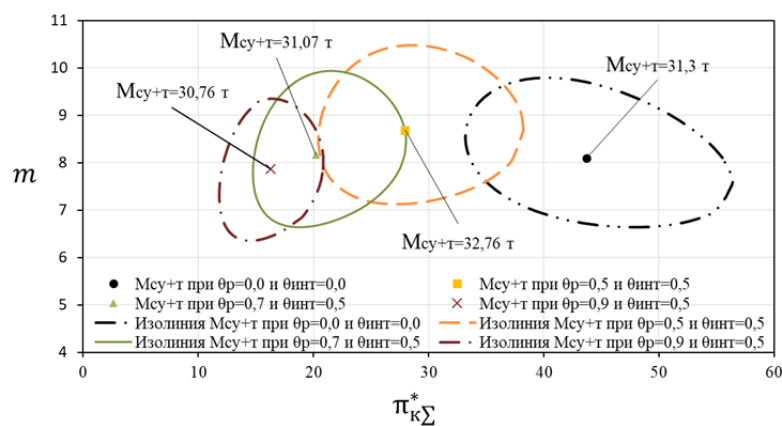


Рис. 7. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором и интеркулером по критерию  $M_{су+т} \rightarrow \min$  при  $T_{гкр}^* = 1600\text{К}$ ,  $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11\text{км}$ ,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20\text{т}$ ,  $L_{п} = 7000\text{км}$

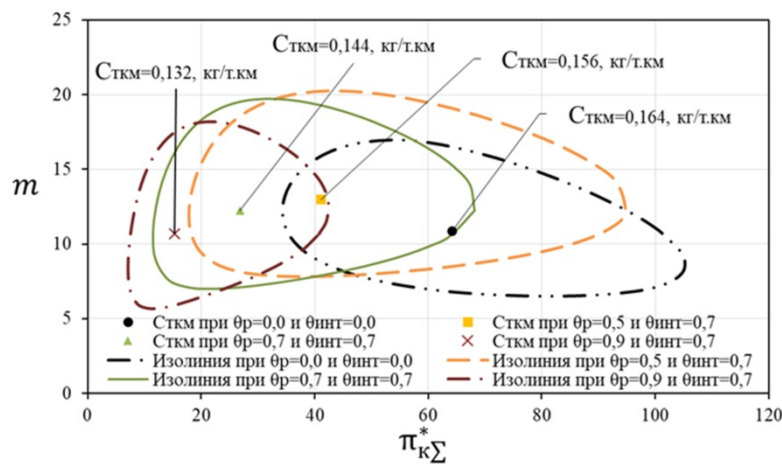


Рис. 8. Области оптимальных параметров ТРДД с рекуператором и интеркулером по критерию  $C_{т.км} \rightarrow \min$  при  $T_{гкр}^* = 1800\text{К}$ ,  $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11\text{км}$ ,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кн} = 20\text{т}$ ,  $L_{п} = 7000\text{км}$

На рис. 9 – 11 приведены зависимости оптимальных значений критериев  $M_{су+т}$ ,  $C_{т.км}$  и  $C_{уд}$  от температуры газа перед турбиной при различных значениях степени регенерации рекуператора. Видно, что с ростом температуры газа перед турбиной эффективность ТРДД повышается. Она также повышается с ростом степени регенерации.

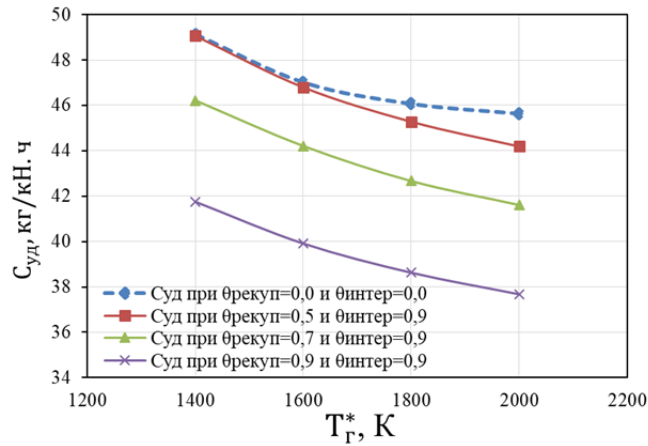


Рис. 9. Зависимости оптимальных значений критерия  $C_{уд}$  от  $T_{г.кп}^*$  при разных значениях степени регенерации  $\theta_{рекуп}$  ТРДД с интеркулером и рекуператором ( $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кп} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км)

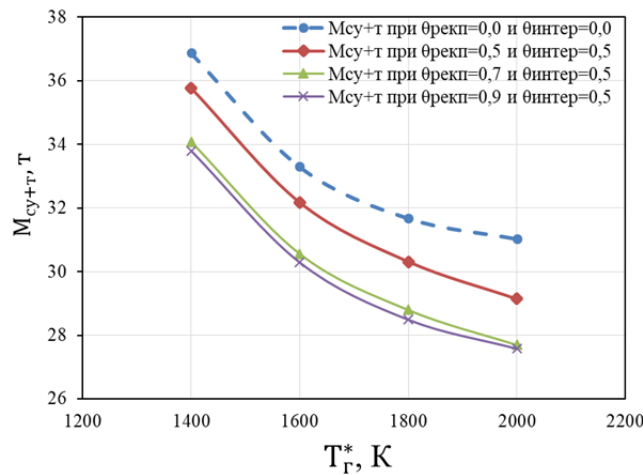


Рис. 10. Зависимости оптимальных значений критерия  $M_{су+г}$  от  $T_{г.кп}^*$  при разных значениях степени регенерации  $\theta_{рекуп}$  трёхвального ТРДД с интеркулером и рекуператором ( $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кп} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км)

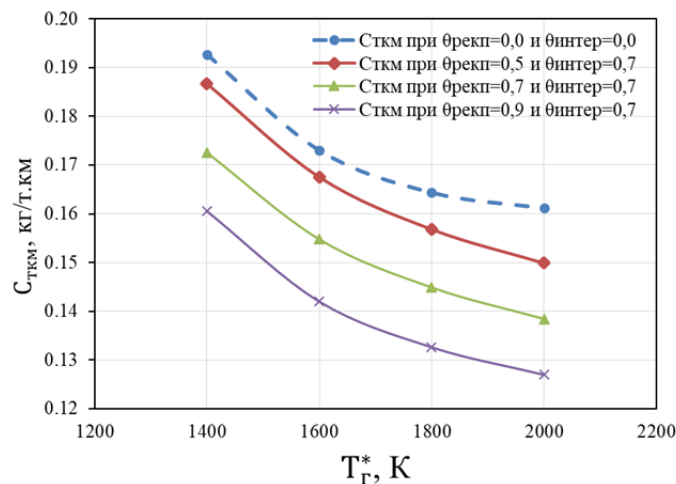


Рис. 11. Зависимости оптимальных значений критерия  $C_{т.км}$  от  $T_{г.кп}^*$  при разных значениях степени регенерации  $\theta_{рекуп}$  трёхвального ТРДД с интеркулером и рекуператором ( $\sigma_{то} = \text{const}$ ,  $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$ ,  $M_{кп} = 20$  т,  $L_{п} = 7000$  км)

## **Заключение**

В результате проведённых исследований получены следующие результаты и выводы:

1. Разработаны:

– математическая модель двухконтурного турбореактивного двигателя со сложными циклами: с регенерацией тепла за турбиной в рекуператоре и с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха в компрессоре в интеркулере;

– метод многокритериальной оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса ТРДД со сложными термодинамическими циклами и его реализация в САЕ-системе АСТРА.

2. Приведены результаты оптимизации параметров рабочего ТРДД со сложными циклами в системе самолёта по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, потребного на полёт, и удельных затрат топлива ЛА на тонно-километр, а также по удельному расходу топлива.

3. Из анализа результатов расчётов следует, что оптимальные значения степени повышения давления по критериям  $M_{cy+T}$ ,  $C_{т.км}$  и  $C_{уд}$  существенно уменьшаются при увеличении степени регенерации от 0 до 0,9 – примерно в пять раз. Оптимальная степень двухконтурности при этом также уменьшается с ростом степени регенерации, но существенно меньше – примерно на 25...30%.

4. С ростом температуры газа перед турбиной эффективность ТРДД со сложным циклом повышается. Она также повышается с ростом степени регенерации.

Дальнейшим направлением исследований является проведение совместной оптимизации параметров рабочего процесса и рекуператора турбовальных ГТД СТ в системе вертолётa по критериям оценки их технико-экономической эффективности.

## **Библиографический список**

1. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 2. P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364

2. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 3. P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719

3. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 4. P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773

4. Zhang Ch., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants // *Applied Thermal Engineering*. 2019. V. 154. P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119

5. Bouty E., Cheftel-Py B., Paty G. SAGE 5 cleansky's approach to greener helicopter turboshafts // *Proceedings of the XX International Symposium on Air Breathing Engines* (September, 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden). P. 736-741.

6. Rolt A., Kyprianidis K.G. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme // *Proceedings of the 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences* (September, 19-24, 2010, Nice, France).

7. Агульник А.Б., Гусаров С.А., Омар Х.Х.О. Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // Труды МАИ. 2017. № 92. <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>

8. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счёт регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133-141.

9. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010

10. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. В 2 кн. Кн.1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. М.: Машиностроение, 2017. 336 с.

11. Кулагин В.В., Бочкарёв С.К., Горюнов И.М., Григорьев В.А. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 2005. 464 с.

12. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 1996. 147 с.

13. Zhang Ch., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 88. P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008

14. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines // Heat Mass Transfer. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

15. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013 (June, 3-7, 2013, San Antonio, Texas). V. 2. DOI: 10.1115/GT2013-94971

16. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Pervier H., Tashfeen M. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine // Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013 (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona, USA). V. 4. P. 2636-2649.

17. Kwan P.-W., Gillespie D.R.H., Stieger R.D., Rolt A.M. Minimising loss in a heat exchanger installation for an intercooled turbofan engine // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2011 (June, 6-10, 2011, Vancouver, Canada). P. 189-200. DOI: 10.1115/GT2011-45814

18. Xu L., Grönstedt T. Design and analysis of an intercooled turbofan engine // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000857

19. Zhao X., Grönstedt T. Conceptual design of a two-pass cross-flow aeroengine intercooler // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2015. V. 229, Iss. 11. P. 2006-2023. DOI: 10.1177/0954410014563587

20. Utriainen E., Sundén B. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2002. V. 124, Iss. 3. P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093

21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // Applied Thermal Engineering. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2

22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications // Proceedings of ASME Turbo Expo 2000 (May, 8-11, 2000, Munich, Germany). V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0167

23. Traverso A., Massardo A.F. Optimal design of compact recuperators for microturbine application // Applied Thermal Engineering. 2005. V. 25, Iss. 14-15. P. 2054-2071. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2005.01.015

24. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>.

25. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С., Осипов И.В., Пономарёв Б.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. 202 с.

26. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю., Бобрик А.А. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

## **IMPROVING THE EFFICIENCY OF AVIATION TURBOFAN ENGINES BY USING AN INTERCOOLER AND A RECUPERATIVE HEAT EXCHANGER**

© 2020

**H. H. Omar** Postgraduate Student of the Department of Theory of Aircraft Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [dr.hewa.omar@gmail.com](mailto:dr.hewa.omar@gmail.com)

**V. S. Kuz'michev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)

**A. Yu. Tkachenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru)

Continuous improvement of fuel efficiency of aircraft engines is the main global trend in modern engine construction. To date, aviation gas turbine engines have reached a high degree of thermodynamic and design-and technology perfection. One of the promising ways to further improve their fuel efficiency is the use of complex thermodynamic cycles with turbine exhaust heat regeneration and with intermediate cooling in the process of air compression. Until recently, the use of cycles with a recuperative heat exchanger and an intercooler in aircraft gas turbine engines was restrained by a significant increase in the mass of the power plant due to the installation of heat exchangers. Currently, it has become technologically possible to create compact, light, high-efficiency heat exchangers for use on aircraft without compromising their performance. An important target in the design of engines with heat recovery is to select the parameters of the working process that provide maximum efficiency of the aircraft system. The article focuses on the statement of the task of optimization and choice of rational parameters of the working process of a bypass three-shaft turbojet engine with an intercooler and a recuperative heat exchanger. On the basis of the developed method multi-criteria optimization was carried out by means of numerical simulations. The results of optimization of thermodynamic cycle parameters of a bypass three-shaft turbojet engine with an

intercooler and a recuperative heat exchanger in the aircraft system according to such criteria as the total weight of the engine and fuel required for the flight, and the aircraft specific fuel consumption per ton - kilometer of the payload are presented. A passenger aircraft of the Airbus A310-300 type was selected. The developed mathematical model for calculating the mass of a compact heat exchanger, designed to solve optimization problems at the stage of conceptual design of the engine is presented. The developed methods and models are implemented in the ASTRA program. The possibility of improving the efficiency of turbofan engines due to the use of complex thermodynamic cycles is shown.

*Three-shaft bypass turbojet; heat exchanger; thermodynamic cycle; mathematical model; optimization; criterion; working process parameters; heat exchanger effectiveness; optimal parameters; calculation results*

*Citation:* Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbofan engines by using an intercooler and a recuperative heat exchanger. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 85-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99

## References

1. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 2. P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364
2. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 3. P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719
3. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 4. P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773
4. Zhang Ch., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Applied Thermal Engineering*. 2019. V. 154. P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
5. Bouty E., Cheftel-Py B., Paty G. SAGE 5 cleansky's approach to greener helicopter turboshafts. *Proceedings of the XX International Symposium on Air Breathing Engines (September, 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden)*. P. 736-741.
6. Rolt A., Kyprianidis K.G. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme. *Proceedings of the 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (September, 19-24, 2010, Nice, France)*.
7. Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Omar H.H. Gas-steam turbine cycle basic parameters selection for gas pumping units. *Trudy MAI*. 2017. No. 92. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>
8. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Y. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 4. P. 133-141. (In Russ.)
9. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
10. Kulagin V.V., Kuz'michev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. V 2 kn. Kn.1. Osnovy teorii GTD. Rabochiy protsess i termogazodinamicheskiy analiz* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. In 2 volumes. V. 1. Fundamentals of the theory of gas turbine engines. Work process and thermogasdynamic analysis]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2017. 336 p.

11. Kulagin V.V., Bochkarev S.K., Goryunov I.M., Grigor'ev V.A. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Kn. 3. Osnovnyye problemy: Nachal'nyy uroven' proektirovaniya, gazodinamicheskaya dovodka, spetsial'nye kharakteristiki i konversiya aviatsionnykh GTD* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Book 3. Main problems: initial level of designing, gas-dynamic adjustment, special characteristics and conversion of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 464 p.

12. Maslov V.G., Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N., Grigor'ev V.A. *Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD* [Theory and methods of the conceptual stages of aircraft gas turbine engines design]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1996. 147 p.

13. Zhang Ch., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions. *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 88. P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008

14. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

15. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2013 (June, 3-7, 2013, San Antonio, Texas)*. V. 2. DOI: 10.1115/GT2013-94971

16. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Pervier H., Tashfeen M. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine. *Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013 (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona, USA)*. V. 4. P. 2636-2649.

17. Kwan P.-W., Gillespie D.R.H., Stieger R.D., Rolt A.M. Minimising loss in a heat exchanger installation for an intercooled turbofan engine. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2011 (June, 6-10, 2011, Vancouver, Canada)*. P. 189-200. DOI: 10.1115/GT2011-45814

18. Xu L., Grönstedt T. Design and analysis of an intercooled turbofan engine. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000857

19. Zhao X., Grönstedt T. Conceptual design of a two-pass cross-flow aeroengine intercooler. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2015. V. 229, Iss. 11. P. 2006-2023. DOI: 10.1177/0954410014563587

20. Utriainen E., Sundén B. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2002. V. 124, Iss. 3. P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093

21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2

22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2000 (May, 8-11, 2000, Munich, Germany)*. V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0167

23. Traverso A., Massardo A.F. Optimal design of compact recuperators for microturbine application. *Applied Thermal Engineering*. 2005. V. 25, Iss. 14-15. P. 2054-2071. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2005.01.015

24. Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N. Generation of the gas turbine engine working process virtual model Subject area of the case. *Trudy MAI*. 2013. No. 67. (In Russ.) Available at: <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>.



25. Grigor'ev V.A., Zhdanovskiy A.V., Kuz'michev V.S., Osipov I.V., Ponomarev B.A. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Parameter selection and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. 202 p.

26. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu., Bobrik A.A. Mathematical model for calculating the mass of a heat exchanger in problems of optimizing the parameters of the working process of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 67-80. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

## ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ШИРИНЫ ФИЛЬТРА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СПЕКТРА ОГИБАЮЩЕЙ В ВИБРОДИАГНОСТИКЕ ДЕФЕКТОВ РОТОРНЫХ МАШИН

© 2020

**А. Е. Сундуков** кандидат технических наук, директор;  
ООО «Турбина СК», г. Самара;  
[sunduckov@mail.ru](mailto:sunduckov@mail.ru)

Показана определённая неоднозначность границы узкополосности случайных процессов, полученная разными авторами. Использование фильтров разной ширины при получении спектра огибающей затрудняет сопоставление полученных результатов по оценке глубины амплитудной модуляции в вибродиагностике дефектов роторных машин. Исследовались результаты полосовой фильтрации только шумового процесса, а также амплитудно-модулированного шума. Анализ результатов фильтрации широкополосного нормального случайного процесса с постоянной спектральной плотностью и представления ширины спектра полученных колебаний через спектральные моменты показал, что узкополосными следует считать процессы, выделенные фильтром не более 1/3 октавы. Моделирование по амплитуде широкополосного шума гармоническим процессом и оценка зависимости амплитуды модулирующей гармоники, глубины амплитудной модуляции, асимметрии и эксцесса и характеристик огибающей от ширины выделяющего фильтра позволила установить, что при использовании спектра огибающей следует применять относительную ширину фильтра в 30%.

*Роторные машины; вибродиагностика; узкополосность; спектр огибающей; ширина фильтра*

---

*Цитирование:* Сундуков А.Е. Обоснование выбора ширины фильтра при использовании спектра огибающей в вибродиагностике дефектов роторных машин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-100-108

### Введение

При решении задач вибродиагностики роторных машин широкое распространение получил спектр огибающей [1; 2]. Он позволяет оценивать степень развития дефектов, возбуждаемых силами механического, аэродинамического и гидродинамического трений даже по однократному измерению параметров вибраций. Широкая практика его использования подтверждает высокую эффективность метода.

Процедура применения спектра огибающей заключается в следующем. На основе анализа автоспектра вибрации определяется частотная область для последующего анализа. Это может быть область достаточно интенсивного вибрационного шума, область резонансных колебаний элементов конструкции машины, зона, содержащая определённую дискретную составляющую спектра. В выбранной частотной области узкополосным фильтром выделяется исследуемый процесс, рассчитывается огибающая с последующей оценкой её автоспектра. Для выявленных в спектре огибающей дискретных составляющих определяется глубина амплитудной модуляции (АМ). Величина этого параметра определяет степень развития дефекта. Например, применительно к подшипникам качения авторы метода дают следующую градацию [3]:

- слабая степень развития дефекта – глубина АМ 5-7%;
- средняя 12-15%;
- сильная 20%.

При выборе ширины фильтра неизбежно встаёт вопрос о границе узкополосности. В практике вибродиагностики часто используются фильтры шириной в 1/3 октавы (23% относительно центральной частоты). Однако встречаются работы, в которых применя-

ются октавные фильтры (~67%). В статистической радиотехнике [4] узкополосными считаются процессы с относительной шириной

$$\frac{\Delta f}{f_0} \ll 1,$$

где  $\Delta f, f_0$  – соответственно ширина фильтра и его центральная частота.

В работе [5] к классу узкополосных предлагается отнести процессы, удовлетворяющие условию  $\Delta f/f_0 \leq 2/3$ . Авторы работы [6] считают узкополосными процессы, когда  $\Delta f/f_0 \leq 0,2$ . Известны ещё ряд предложений по определению этой границы. Очевидно, что отмеченное разнообразие в определении узкополосности связано с тем, что авторы определяют её при решении различных задач. При решении задач вибродиагностики использование разными авторами фильтров с отличающейся шириной затрудняет сопоставление полученных ими результатов. Предметом данной работы является обоснование выбора ширины используемого фильтра для оценки глубины АМ при использовании спектра огибающей.

### Метод решения

В работе [7] показано, что наиболее универсальной характеристикой ширины энергетического спектра является его представление через спектральные моменты

$$\varepsilon = \left( 1 - \frac{m_2^2}{m_0 m_4} \right)^{1/2}, \quad (1)$$

где  $m_0, m_2, m_4$  – спектральные моменты 0, 2, 4 порядка;  $m_0$  – дисперсия процесса.

Соотношение (1) можно записать в виде

$$\varepsilon = \left[ \left( 1 - \frac{\bar{\omega}}{\bar{\omega}_m} \right)^2 \right]^{1/2},$$

где  $\bar{\omega} = \left( \frac{m_2}{m_0} \right)^{1/2}$ ,  $\bar{\omega}_m = \left( \frac{m_4}{m_2} \right)^{1/2}$ . Здесь  $\bar{\omega}$  – средняя частота следования нулей стационарного случайного нормального процесса;  $\bar{\omega}_m$  – средняя частота следования его экстремальных значений.

Выполнен анализ отношения  $\beta = \frac{\bar{\omega}_m}{\bar{\omega}}$  процесса, полученного при прохождении нормального стационарного широкополосного шума с постоянной спектральной плотностью через фильтр с прямоугольной амплитудно-частотной характеристикой и шириной  $\Delta f = f_2 - f_1$ . Полученные аналитические зависимости позволили разделить исследованный диапазон изменений величины  $\Delta f/f_0$  (0 ÷ 1) на два поддиапазона, соответствующих узкополосному и широкополосному шуму.

Выполнено моделирование широкополосного нормально распределённого шума с постоянной спектральной плотностью, модулированного гармоническим процессом. Для этого гармонический процесс смещался в положительную область и перемножался

с шумовым компонентом. Полученный широкополосный модулированный процесс последовательно фильтровался полосовым фильтром Чебышева, выделялась огибающая посредством преобразования Гильберта, рассчитывался автоспектр и оценивалась глубина АМ. Величина  $\Delta f / f_0$  менялась от 0,05 до 1 с шагом 0,05. По полученным данным строились зависимости исследуемых параметров в функции ширины используемого фильтра. Моделирование и обработка данных выполнены с использованием пакета WinПОС expert НПП «Мера».

### Результаты и их обсуждение

Как известно [7; 8], величины  $\bar{\omega}$ ,  $\bar{\omega}_m$  через спектральные моменты можно представить следующим образом:

$$\bar{\omega} = \frac{1}{2\pi} \left[ \frac{\int_0^{\infty} f^4 S(f) dt}{\int_0^{\infty} f^2 S(f) dt} \right]^{1/2}, \quad (2)$$

$$\bar{\omega}_m = \frac{1}{2\pi} \left[ \frac{\int_0^{\infty} f^2 S(f) dt}{\int_0^{\infty} S(f) dt} \right]^{1/2}, \quad (3)$$

где  $S(f)$  – спектральная плотность шума. Тогда, учитывая, что  $S(f) = \text{const}$ , соответствующие моменты спектра определяются как

$$m_0 = (f_2 - f_1)S(f), \quad m_2 = \frac{1}{3}(f_2^3 - f_1^3)S(f), \quad m_4 = \frac{1}{5}(f_2^5 - f_1^5)S(f).$$

Отсюда соотношения (2) и (3) примут вид

$$\bar{\omega} = \frac{1}{2\pi} \left[ \frac{3(f_2^5 - f_1^5)}{5(f_2^3 - f_1^3)} \right]^{1/2}, \quad (4)$$

$$\bar{\omega}_m = \frac{1}{2\pi} \left[ \frac{(f_2^3 - f_1^3)}{3(f_2 - f_1)} \right]^{1/2}. \quad (5)$$

Поделив (5) на (4) с учётом, что  $f_1 = f_0 - \frac{z}{2}$ ,  $f_2 = f_0 + \frac{z}{2}$ ,  $z = \frac{\Delta f}{f_0}$ , получим

$$\beta = \sqrt{\frac{9}{5}} \frac{\left[ \left( \left( 1 + \frac{z}{2} \right)^5 - \left( 1 - \frac{z}{2} \right)^5 \right) z \right]^{1/2}}{\left( 1 + \frac{z}{2} \right)^3 - \left( 1 - \frac{z}{2} \right)^3}. \quad (6)$$

В соотношении (6) проведём замену переменной  $z$  на параметр  $c = \frac{1}{z} - 0,5$ , получим:

$$\beta = \sqrt{\frac{9}{5}} \frac{\left\{ \left[ \left( \frac{2c+2}{2c+1} \right)^5 - \left( \frac{2c}{2c+1} \right)^5 \right] \frac{1}{c+0,5} \right\}^{1/2}}{\left( \frac{2c+2}{2c+1} \right)^3 - \left( \frac{2c}{2c+1} \right)^3}. \quad (7)$$

Графическая зависимость  $\beta(c)$  соотношения (7) представлена на рис. 1.

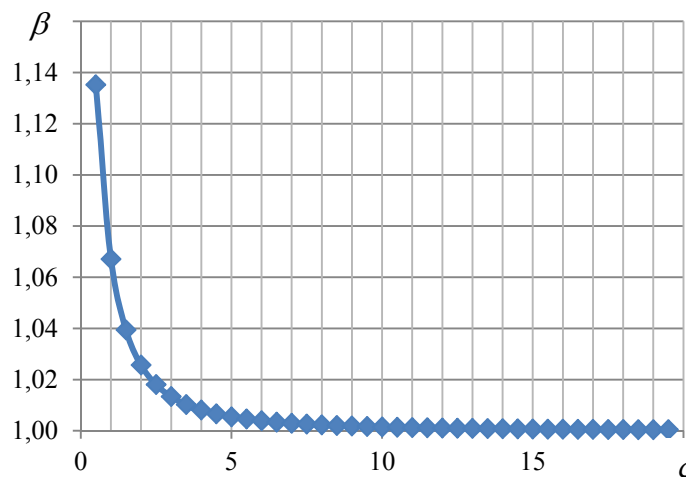
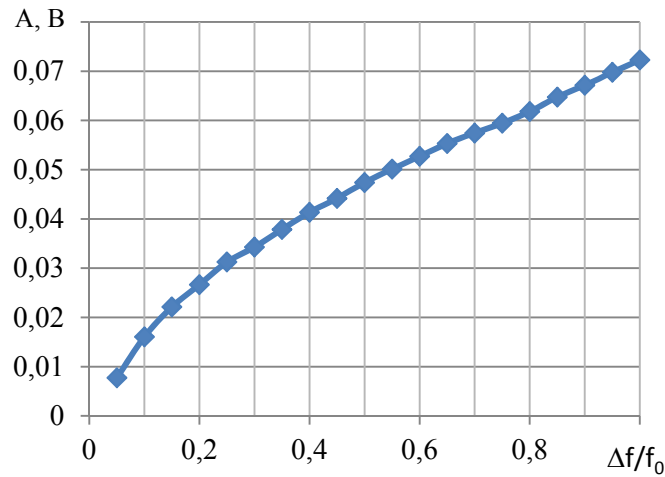


Рис. 1. Зависимость параметра  $\beta$  от  $c$

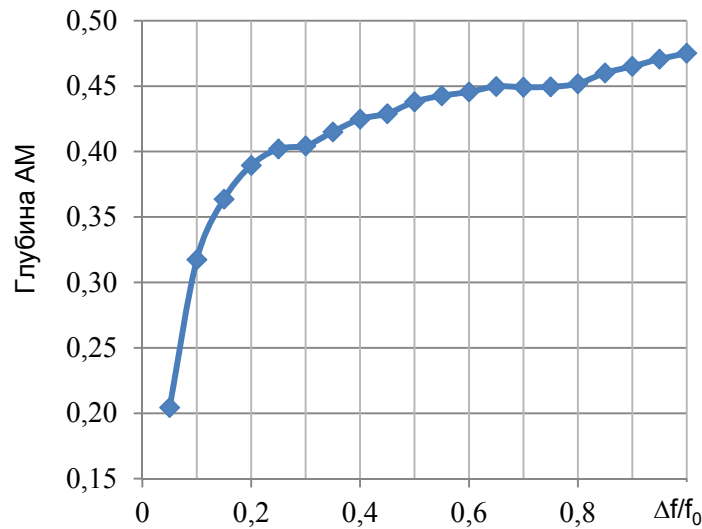
Анализ соотношения (7) показывает, что после  $c = 3,85$  изменение величины  $\beta$  носит практически линейный характер и не превышает 1%. Тогда зону  $c (0 \div 3,85)$  следует считать областью широкополосных процессов, а зону  $c > 3,85$  – областью узкополосных процессов. При  $c = 3,85 - \Delta f / f_0 = 0,23$ . Следовательно при прохождении стационарного нормального широкополосного шума с постоянной спектральной плотностью через фильтры с относительной шириной  $\Delta f / f_0 \leq 23\%$  формируются узкополосные случайные процессы.

Выполнен анализ модулированного по амплитуде широкополосного стационарного нормального шума с постоянной спектральной плотностью гармоническим процессом частотой 40 Гц. Исследовались изменения амплитуды модулирующей гармоники ( $A$ ), глубины  $AM$ , асимметрии и эксцесса процесса, среднего ( $\bar{A}$ ) и среднеквадратического ( $S_A$ ) значений огибающей и коэффициента вариации ( $\nu$ ) при прохождении ис-

ходного процесса через фильтр с последовательно меняющейся шириной. Центральная частота фильтра  $f_0 = 1000$  Гц, относительная ширина фильтра менялась с 0,05 до 1 с шагом 0,05. Анализировались данные в широком диапазоне отношений среднеквадратического значения шума ( $S_{ш}$ ) и гармоники ( $S_{г}$ ),  $S_{ш}/S_{г} = 1, 10, 20, 100$ . На рис. 2 – 8 представлен графический вид полученных зависимостей при  $S_{ш}/S_{г} = 10$ , где размерные величины представлены в вольтах (В).



*Рис. 2. Зависимость амплитуды модулирующей гармоники от величины  $\Delta f/f_0$*



*Рис. 3. Зависимость глубины АМ от величины  $\Delta f/f_0$*

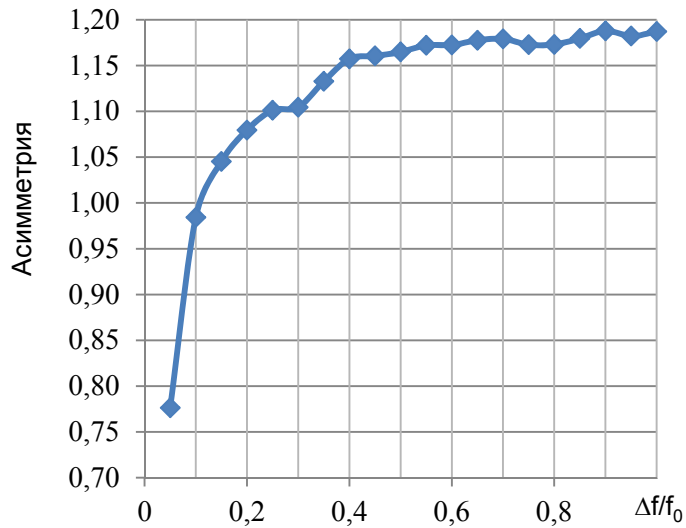


Рис. 4. Зависимость асимметрии от величины  $\Delta f / f_0$

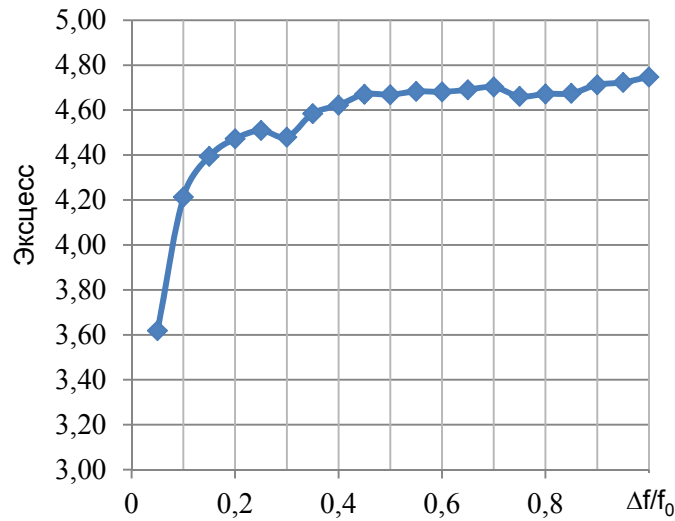


Рис. 5. Зависимость эксцесса от величины  $\Delta f / f_0$

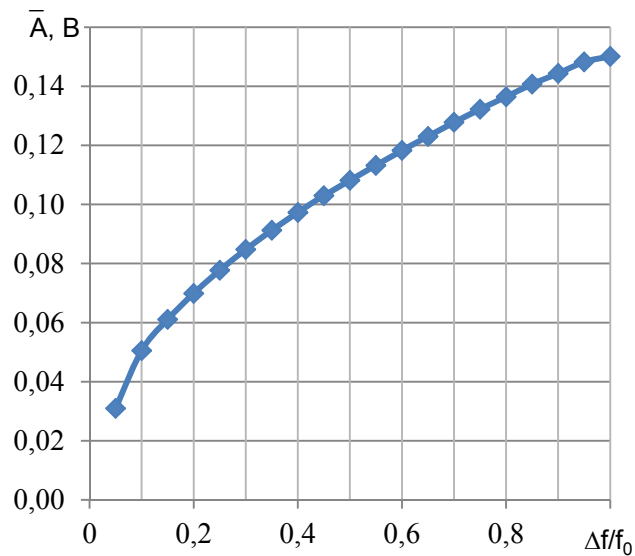


Рис. 6. Зависимость средней амплитуды огибающей от величины  $\Delta f / f_0$

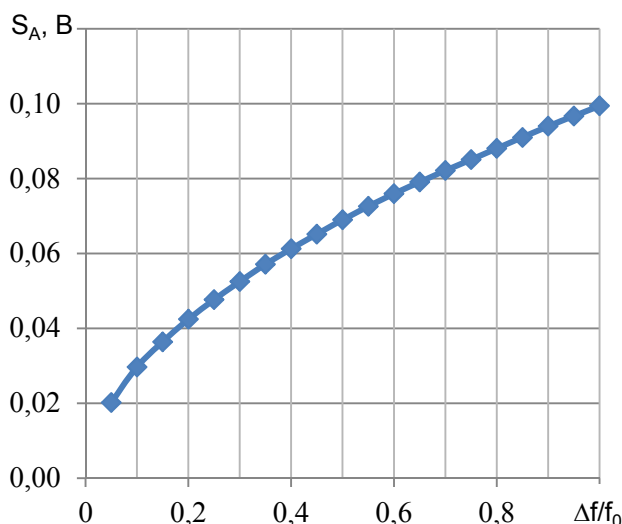


Рис. 7. Зависимость среднеквадратического значения огибающей от величины  $\Delta f/f_0$

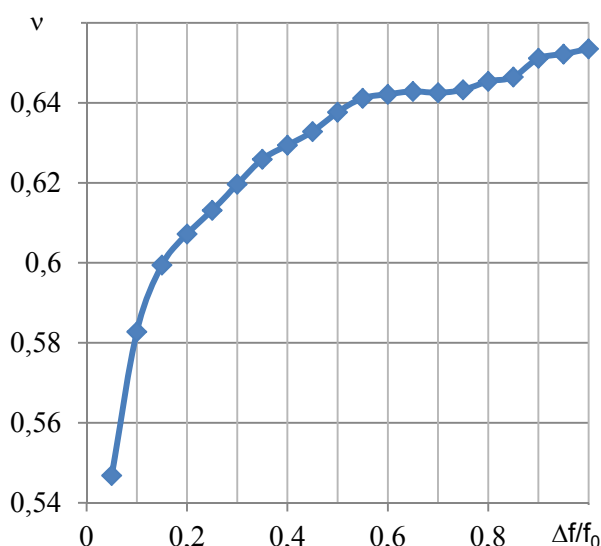


Рис. 8. Зависимость коэффициента вариации огибающей от величины  $\Delta f/f_0$

Выполненный анализ показал, что характер поведения исследуемых параметров при изменении величины  $S_{III}/S_T$  остаётся практически неизменным.

Из представленных данных видно, что с увеличением  $\Delta f/f_0$  :

– монотонно растут амплитуда модулирующей гармоники, средняя амплитуда огибающей, среднеквадратическое значение огибающей;

– монотонный рост глубины АМ, асимметрии и эксцесса нарушается дважды. Первый перегиб зависимостей происходит при значении  $\Delta f/f_0 = 0,30$ , второй – при  $\Delta f/f_0 = 0,70 \div 0,80$ ;

– перегиб коэффициента вариации происходит при значении  $\Delta f/f_0 = 0,70$ .

При исследовании вибрационного состояния роторных машин желательно получать максимально возможное значение диагностических признаков дефектов. Учитывая это обстоятельство, полученные данные дают основание заключить, что для получения сопоставимых и однозначных результатов по глубине АМ широкополосного вибраци-



онного шума его фильтрацию необходимо проводить фильтром с шириной 30% относительно центральной частоты.

### Заключение

1. При фильтрации широкополосного стационарного нормального шума с постоянной спектральной плотностью следует считать узкополосными процессы, выделенные фильтром не более  $1/3$  октавы.

2. При использовании спектра огибающей при расчёте глубины АМ её спектральных составляющих целесообразно проводить после фильтрации исследуемого вибрационного процесса фильтром шириной в 30% относительно его центральной частоты.

### Библиографический список

1. Генкин М.Д., Соколова А.Г. Виброакустическая диагностика машин и механизмов. М.: Машиностроение, 1987. 288 с.
2. Неразрушающий контроль. Справочник в 7 т. Т. 7, кн. 2. Вибродиагностика / под ред. В.В. Клюева. М.: Машиностроение, 2005. 828 с.
3. Барков А.В., Баркова Н.А., Азовцев Ю.А. Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации: учеб. пособие. СПб.: Изд. центр СПбГМТУ, 2000. 159 с.
4. Гоноровский И.С. Радиотехнические цепи и сигналы. М.: Радио и связь, 1986. 512 с.
5. Надеинская Н.С. Представление узкополосных действительных сигналов при помощи неравномерно смещённых базисных функций с положительными коэффициентами // Радиотехника и электроника. 1972. Т. 17, № 7. С. 1533-1535.
6. Аграновский А.В., Елисеев Л.А., Покровский А.В. Анализ ошибок формирования квадратурных составляющих преобразованием Гильберта // Межвуз. сборник научных трудов «Вибродиагностика качества механизмов приборов». Вып. 188. Ленинград: ЛИАП, 1987. С. 79-83.
7. Ерохин С.К. О ширине энергетического спектра аддитивной смеси стационарного нормального шума и гармонического сигнала // Радиотехника и электроника. 1971. Т. 16, № 11. С. 2005-2007.
8. Cartwright D.E., Longuet-Higgins M.S. The statistical distribution of the maxima of a random function // Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences. 1956. V. 237, Iss. 1209. P. 212-232. DOI: 10.1098/rspa.1956.0173

### ARGUMENTATION OF FILTER WIDTH SELECTION WITH THE USE OF ENVELOPE SPECTRUM IN VIBRATION DIAGNOSTICS OF ROTARY MACHINE DEFECTS

© 2020

**A. E. Sundukov** Candidate of Science (Engineering), Director;  
Turbine SK LLC, Samara, Russian Federation;  
[Sunduckov@mail.ru](mailto:Sunduckov@mail.ru)

The paper shows certain ambiguity of the narrow-band boundary of random processes obtained by different authors. The use of filters of different widths in obtaining the envelope spectrum makes it difficult to compare the obtained results by estimating the depth of amplitude modulation in vibration diagnostics of defects in rotary machines. We studied the results of bandpass filtering of the noise process only, as well as of amplitude-modulated noise. The analysis of the results of filtering of a broadband normal random process with constant spectral density and the representation of the

spectrum width of the resulting oscillations through spectral moments showed that processes selected by a filter of no more than 1/3 octave bandwidth should be considered narrowband. Simulation of the amplitude of a broadband noise by the harmonic process and estimating the dependence of the modulating harmonic amplitude, the depth of amplitude modulation, skewness and kurtosis, as well as envelope characteristics on the width of the selecting filter allowed us to establish that a relative filter width of 30% should be applied when the envelope spectrum is used.

*Rotary machines; vibrations; narrowband; envelope spectrum; filter width.*

---

*Citation:* Sundukov A.E. Argumentation of filter width selection with the use of envelope spectrum in vibration diagnostics of rotary machine defects. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-100-108

## References

1. Genkin M.D., Sokolova A.G. *Vibroakusticheskaya diagnostika mashin i mekhanizmov* [Vibroacoustic diagnostics of machines and mechanisms]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 288 p.
2. *Nerazrushayushchiy kontrol'. Spravochnik v 7 t. T. 7, kn. 2. Vibrodiagnostika / pod red. V.V. Klyueva* [Nondestructive testing: Handbook. In 7 volumes. V. 7. Book 2. Vibration-based diagnostics / ed. by V.V. Klyuev]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 828 p.
3. Barkov A.V., Barkova N.A., Azovtsev Yu.A. *Monitoring i diagnostika rotornykh mashin po vibratsii: ucheb. posobie* [Vibration-based monitoring and diagnostics of rotary machines. Textbook]. SPb.: Izd. Tsentr SMTU Publ., 2000. 159 p.
4. Gonorovskiy I.S. *Radiotekhnicheskie tsepi i signaly* [Radio engineering circuits and signals]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 1986. 512 p.
5. Nadeinskaya N.S. Representation of narrow-band real signals using unevenly displaced basis functions with positive coefficients. *Radio Engineering and Electronic Physics*. 1972. V. 17, no. 7. P. 1533-1535.
6. Agranovskiy A.V., Eliseev L.A., Pokrovskiy A.V. Analiz oshibok formirovaniya kvadratnykh sostavlyayushchikh preobrazovaniem Gil'berta. *Mezhvuz. sbornik nauchnykh trudov «Vibrodiagnostika kachestva mekhanizmov priborov»*. Vyp. 188. Leningrad: LIAP Publ., 1987. P. 79-83. (In Russ.)
7. Erokhin S.K. About the width of the energy spectrum of an additive mixture of stationary normal noise and a harmonic signal. *Radio Engineering and Electronic Physics*. 1971. V. 16, no. 11. P. 2005-2007.
8. Cartwright D.E., Longuet-Higgins M.S. The statistical distribution of the maxima of a random function. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*. 1956. V. 237, Iss. 1209. P. 212-232. DOI: 10.1098/rspa.1956.0173