

ПОИСК ОПТИМАЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЁТА

Склярова А.П.^{1*}, Горбунов А.А.^{1**}, Зиненков Ю.В.^{2***},
Агульник А.Б.^{1****}, Вовк М.Ю.^{3*****}

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

² Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил

«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»

³ ОДК-УМПО, филиал ОКБ им. А. Люльки,

ул. Касаткина, 13, Москва, 129301, Россия

* e-mail: nas-sklyarova@yandex.ru

** e-mail: 9055067112@mail.ru

*** e-mail: yura2105@mail.ru

**** e-mail: agulnik201@mail.ru

***** e-mail: mvovk@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 10.09.2020

Проведено исследование, заключающееся в сравнении эффективных параметров системы «летательный аппарат – силовая установка» с различными двигателями в составе силовой установки маневренного истребителя с целью оценки перспектив ремоторизации семейства истребителей ПАО «Компания «Сухой» четвертого поколения. Представлены методика проведения исследования и анализ выполненных расчетно-теоретических работ с использованием математического моделирования полетного цикла, основанного на выполнении типовой боевой задачи самолета типа Су-27 с силовой установкой на базе пяти вариантов двигателей.

Ключевые слова: ремоторизация, контур низкого давления, критерии эффективности, летательный аппарат, силовая установка, высотно-скоростные характеристики, дроссельные характеристики.

Введение

Семейство истребителей ПАО «Компания «Сухой» четвертого поколения, решая уникальные боевые задачи в воздухе, уже более 40 лет обеспечивает обороноспособность России [1]. В настоящее время большой парк созданных истребителей еще имеет запас ресурса по планеру и агрегатам, но по силовой установке (СУ) назначенный ресурс авиационных двигателей уже подходит к полной выработке [2]. Ремоторизация таких летательных аппаратов (ЛА) в совокупности с модернизацией самого ЛА, его бортового радиоэлектронного оборудования, вооружения и т.д. позволит не только продлить срок эксплуатации истребителя, но и значительно повысить его боевую эффективность [3].

В связи с этим в «ОКБ им. А. Люльки» рассматриваются варианты возможной ремоториза-

ции СУ истребителей четвертого поколения ПАО «Компания «Сухой» новыми двигателями [4]. Оптимальный вариант двигателя для СУ необходимо обосновать расчетно-теоретическими исследованиями по оценке эффективности истребителей с СУ на базе различных вариантов двигателей для принятия решения о целесообразности проведения ремоторизации. Следовательно, вопросы исследования эффективности самолетов типа Су-27 с различными авиационными двигателями в составе их СУ для принятия решения о целесообразности проведения ремоторизации являются актуальными.

На основании вышесказанного сформулирована научная задача данного исследования, которая заключается в следующем: с использованием методов математического моделирования оценить эффективность многофункционального истреби-

теля типа Су-27 с СУ на базе штатного двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков и форсажной камерой сгорания (ТРДДФсм) АЛ-31Ф и четырех вариантов ее реторизации при выполнении типового полетного задания.

Для формирования полетного задания авторами работы обоснован тип выполняемой боевой задачи исследуемым самолетом. Известно, что Су-27 является многофункциональным высокоманевренным ЛА, т. е. имеет большое количество разнообразных типов боевых задач, связанных с выполнением сложных пространственных фигур при пилотировании, что сопровождается длительными неуставившимися режимами работы двигателей (РРД) [5]. Поэтому, после проведенного анализа, из всего многообразия боевых задач была выбрана задача по перебазированию самолета с аэродрома № 1 на аэродром № 2. Такой выбор продиктован достаточным техническим обоснованием принятых решений при относительной простоте моделирования РРД в отличие от моделирования высокоманевренных участков более сложной программы полета, где погрешность вычислений может достигнуть недопустимых значений.

При проведении подобных исследований необходимо задать правила принятия решений, т. е. назначить некоторые критерии, на основании которых вырабатывать технические рекомендации о целесообразности выполнения мероприятий [6–8]. За критерии эффективности в данной работе были приняты технические параметры, характеризующие исследуемый самолет исходя из его предназначения, а именно: суммарная дальность полета и скороподъемность. Эти критерии являются противоречивыми, так как скороподъемность прямо пропорционально зависит от тяговооруженности, а дальность полета — обратно пропорционально, следовательно, задача сводится к нахождению локального оптимума, на основании которого можно дать заключение о выполненной оценке эффективности по данным техническим критериям.

Методика проведения исследования

Методика проведения исследования, схема которой продемонстрирована на рис. 1, основана на разработанной А.В. Луковниковым (Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н.Е. Жуковского) методологии многодисциплинарного анализа и формирования техни-



Рис. 1. Схема методики проведения исследования

ческого облика системы «летательный аппарат — силовая установка» («ЛА-СУ») на этапах предварительного проектирования [9—11]. В указанной методике вопросы проектирования силовой установки решаются «не изолированно», а в системе ЛА с учетом сложных взаимосвязей между параметрами СУ и ЛА, имеющими место в действительности.

Как видно из схемы, основными инструментами проведения расчетно-теоретических исследований в данной методике были неоднократно апробированные в авиационной отрасли и показавшие высокую эффективность инструментально-программные комплексы (ИПК) ThermoGTE [12—15] и «Самолет-Двигатель» [16, 17—19]. Структурно указанная методика состоит из четырех основных этапов, первый из которых уже изложен, а оставшиеся последовательно будут раскрыты ниже.

Формирование параметров СУ

Как уже было сказано, в работе необходимо оценить эффективность самолета типа Су-27 с разными СУ, включающими пять вариантов двигателей. Введем для данных вариантов следующие обозначения:

- вариант № 1, сокращенно В1, самолет типа Су-27 с СУ на базе двигателя АЛ-31Ф;
- вариант № 2, сокращенно В2, самолет типа Су-27 с СУ на базе двигателя АЛ-41Ф-1С;
- вариант № 3, сокращенно В3, самолет типа Су-27 с СУ на базе двигателя в составе газогенератора (ГГ) АЛ-41Ф-1С, контура низкого давления (компрессора низкого давления (КНД) и турбины низкого давления (ТНД)) первого типа;
- вариант № 4, сокращенно В4, самолет типа Су-27 с СУ на базе двигателя в составе ГГ АЛ-41Ф-1С и контура низкого давления второго типа;
- вариант № 5, сокращенно В5, самолет типа Су-27 с СУ на базе двигателя в составе ГГ АЛ-41Ф-1С и контура низкого давления третьего типа.

Типы контуров низкого давления различаются в основном расходом воздуха, степенью повышения давления и КПД КНД, а также параметрами ТНД.

Настройка проекта для расчета параметров и характеристик СУ в ИПК. ThermoGTE в варианте № 1 производилась по данным двигателя из технического описания [20]; в варианте № 2 — из [21]; а в вариантах № 3—5 — по согласованию со специалистами ОКБ им. А. Люльки. При этом ха-

рактеристики лопаточных элементов контуров низкого давления также были представлены ОКБ им. А. Люльки.

Далее, согласно разработанной методике, массивы данных по высотно-скоростным характеристикам (ВСХ), полученным в ThermoGTE, импортируются в ИПК «Самолет-Двигатель» для последующего расчета траекторных параметров. Здесь следует отметить некоторые особенности и требования, предъявляемые ИПК «Самолет-Двигатель», к расчету ВСХ при настройке проекта исследования в системе «ЛА-СУ». Для двигателя ВСХ должны быть рассчитаны на следующих режимах работы двигателя: МГ (малый газ); 0,5М (50 % тяги от режима максимального боевого (МБ)); 0,6М (60 % тяги от режима МБ); 0,7М (70 % тяги от режима МБ); 0,8М (80 % тяги от режима МБ); 0,9М, который назван максимальным учебным режимом (МУ); максимальный режим (М), за который принят режим МБ; в программе минимальный форсаж (МФ) соответствует полному форсированному учебному режиму (ПФ(У)); полный форсаж (ПФ) соответствует полному форсированному боевому режиму (ПФ(Б)). На всех режимах расчеты проводятся с равномерным шагом по высоте H и числу M_n полета.

Расчет ВСХ на режимах 0,5М—0,8М для всех компоновок двигателей проводится путем ограничения параметра частоты вращения ротора низкого давления n_1 постоянной величиной в зависимости от T_v^* , значение параметра n_1 снимается с дроссельной характеристики каждого двигателя.

Расчет ВСХ на режиме МГ проводится для двигателя АЛ-31Ф по программе управления (ПУ), представленной в [20]. Полученные ВСХ на режиме МГ для двигателя АЛ-31Ф по согласованию со специалистами ОКБ им. А. Люльки одновременно являются результатами расчета ВСХ на режиме МГ для остальных компоновок двигателей. При дросселировании от максимального учебного режима происходит переход от ПУ по контуру управления соплом, а именно поддержание суммарной степени понижения давления в турбине в зависимости от полной температуры на входе в двигатель $\pi_{T\Sigma}^* = f(T_{Bx}^*)$ к другой ПУ, где управляемый параметр принимается постоянной площадью критического сечения сопла, соответствующая минимальному механическому упору для каждого двигателя.

Так как ИПК «Самолет-Двигатель» требует равномерного шага по высоте, то с целью полу-

чения более точных результатов было принято решение проводить расчет ВСХ всех компоновок двигателей в ИПК ThermoGTE до 15 км с шагом по высоте 1 км.

Оценка эффективности системы «ЛА–СУ»

На данном этапе конечной целью стало моделирование в ИПК «Самолет-Двигатель» выбранного полетного задания самолета типа Су-27 с каждым вариантом двигателя. Для этого в первую очередь формировалась расчетная аэродинамическая схема исследуемого объекта, по которой получены аэродинамические и удельно-массовые характеристики самолета, необходимые для расчета его траекторных параметров. На рис. 2 продемонстрированы полученные по инженерной методике [22] основные аэродинамические характеристики исследуемого ЛА.

Перед расчетом траекторных параметров движения самолета необходимо сформировать программу и профиль его полета [23]. Эта задача выполнена с использованием полетного цикла

самолета типа Су-27, выполняющего перелет с аэродрома № 1 на аэродром № 2, с отработкой набора высоты, разгона, снижения до малых высот при подлете на аэродром № 2, пролета над взлетно-посадочной полосой, ухода на второй круг и посадки.

В итоге сформированные в ИПК «Самолет-Двигатель» программа и профиль полета, показанные на рис. 3, имеют 15 участков. При этом 14 участков фиксированные, а участок прямолинейного горизонтального полета не ограничен, чем обеспечивается использование дальности полета в качестве одного из критериев эффективности исследуемого ЛА.

Для каждого участка данной программы полета были определены режимы работы двигателя и условия выполнения:

- взлет до $H = 500$ м, РРД «Максимал»;
- набор высоты до $H = 6325$ м с условием $V_{пр} = \max$, РРД «Максимал»;
- горизонтальный полет на $H = 6325$ м с условием $M_{п} = 0,6$; условие окончания этапа не

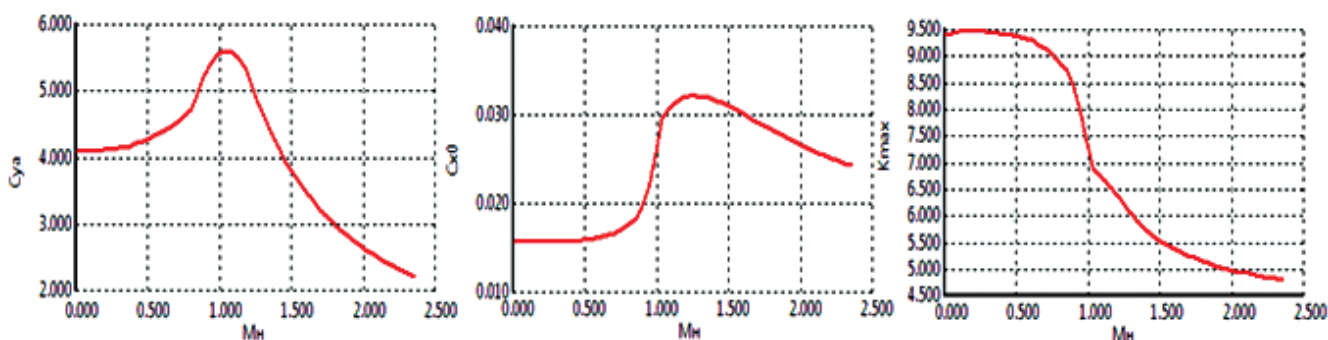


Рис. 2. Основные аэродинамические характеристики исследуемого ЛА

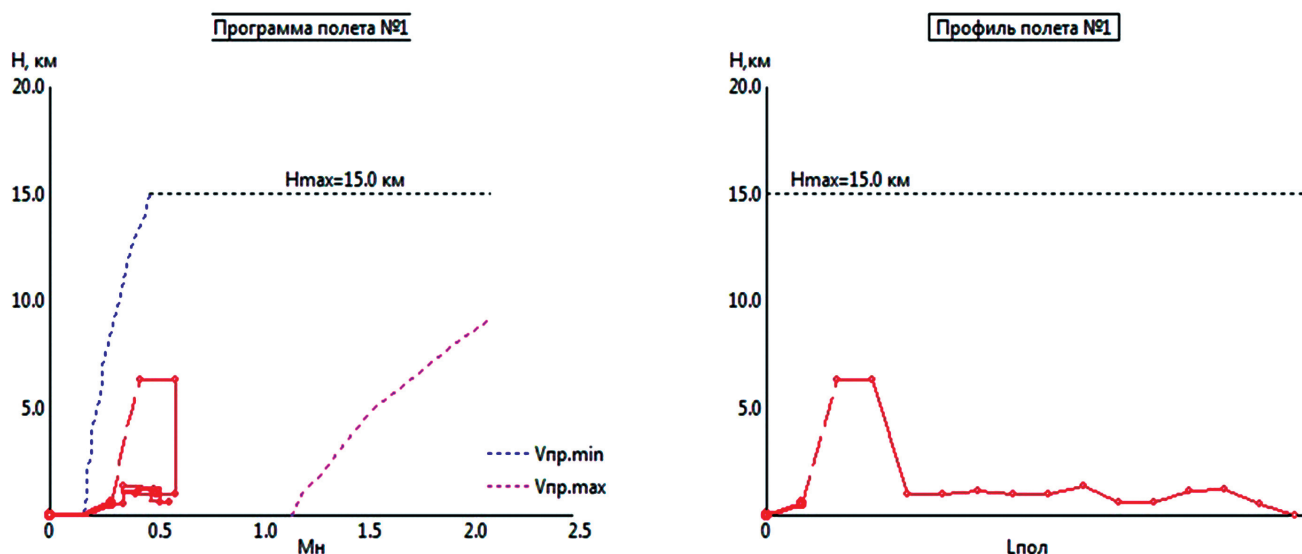


Рис. 3. Программа и профиль полета исследуемого ЛА

задано с целью определения максимальной дальности при условии посадки ЛА с гарантированным запасом топлива, РРД «Дроссельный»;

— снижение до $H = 1000$ м с условием $M_{\text{п}} = 0,6$; РРД «МГ»;

— горизонтальный полет на $H = 1000$ м с условием $M_{\text{п}} = 0,517$ в течение времени $t = 1$ мин, РРД «Дроссельный»;

— набор высоты до $H = 1125$ м с условием $V_{\text{пр}} = 487$ км/ч, РРД «0,9М»;

— снижение до $H = 1000$ м с условием $M_{\text{п}} = 0,409$, РРД «МГ»;

— горизонтальный полет на $H = 1000$ м с условием $M_{\text{п}} = 0,5$ в течение $t = 1$ мин, РРД «Дроссельный»;

— набор высоты до $H = 1375$ м с условием $V_{\text{пр}} = 392$ км/ч, РРД «0,9М»;

— снижение до $H = 600$ м с условием $M_{\text{п}} = 0,525$, РРД «МГ»;

— разгон до $M_{\text{п}} = 0,57$ с условием $H = 600$ м, РРД «ПФ»;

— набор высоты до $H = 1125$ м с условием $V_{\text{пр}} = 560$ км/ч, РРД «МФ»;

— набор высоты до $H = 1250$ м с условием $V_{\text{пр}} = 560$ км/ч, РРД «0,9М»;

— снижение до $H = 500$ м с условием $M_{\text{п}} = 0,352$, РРД «МГ»;

— посадка и приземление, РРД «Дроссельный».

Выработка решения

Результатами проведения третьего этапа исследования являются рассчитанные значения траек-

торных параметров движения ЛА с пятью вариантами исследуемых компоновок СУ при выполнении полетного задания, которые необходимо проанализировать для оценки эффективности самолета по принятым критериям.

На рис. 4 представлена зависимость высоты полета H от суммарной дальности полета $L_{\text{пол}}$.

Анализируя данный график, можно сделать вывод, что для обеспечения ЛА максимальной дальности полета СУ необходимо оснащать двигателем в варианте В3. СУ с двигателем в данной компоновке имеет минимальный удельный расход топлива $C_{\text{уд}}$ в прямолинейном горизонтальном полете, что видно на рис. 5 при сравнении дроссельных характеристик (ДХ) всех пяти исследуемых вариантов, в диапазоне крейсерских тяг для данных условий полета с РРД «Максимальный учебный» («МУ»). Также на ДХ хорошо коррелируются и значения дальности полета $L_{\text{пол}}$ для остальных вариантов двигателей в соответствии с величиной $C_{\text{уд}}$. Несколько меньшую дальность полета имеет ЛА с СУ на базе двигателя В2 с более высоким значением $C_{\text{уд}}$, что видно из ДХ этого варианта. Далее, с более высоким значением $C_{\text{уд}}$ и, соответственно, меньшей $L_{\text{пол}}$ идет СУ на базе компоновки В4. Одинаково наименьшую дальность полета обеспечивают истребителю двигатели вариантов В1 и В5, при этом на рис. 5 показано, что ДХ этих вариантов на крейсерском РРД имеют практически одинаковый $C_{\text{уд}}$.

В целом следует отметить, что разница между дальностью полета лучшего и худшего варианта составляет всего около 5,5 %.

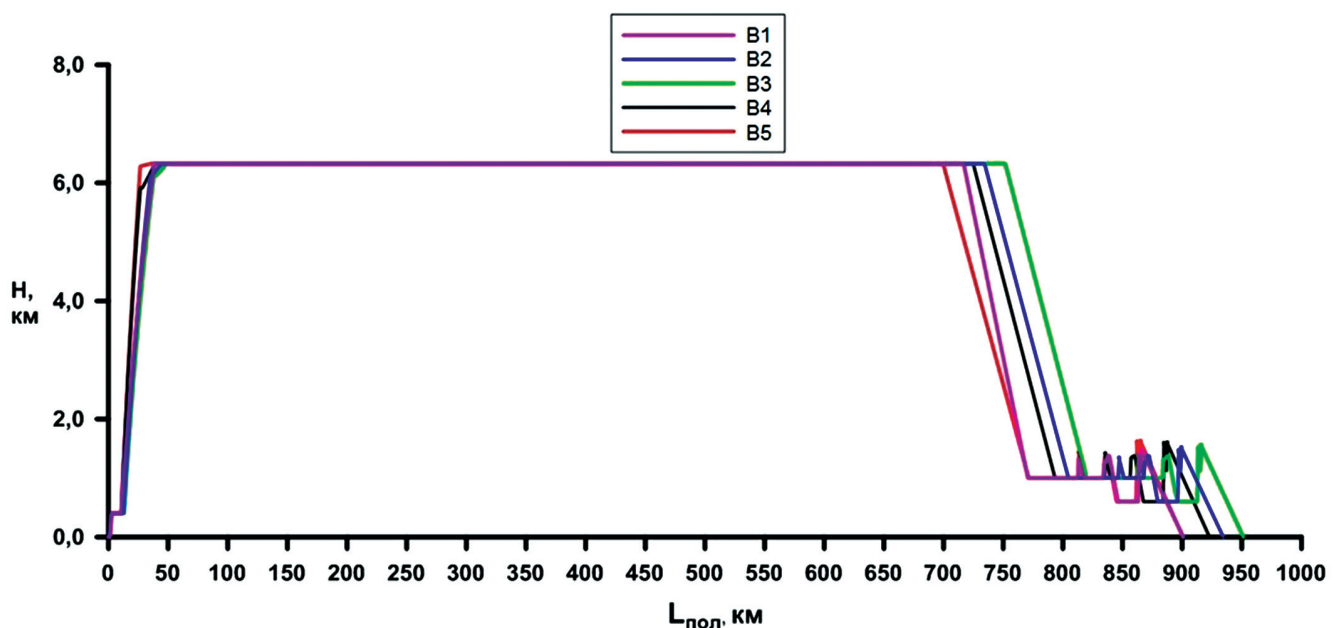


Рис. 4. Изменение высоты полета ЛА по дальности

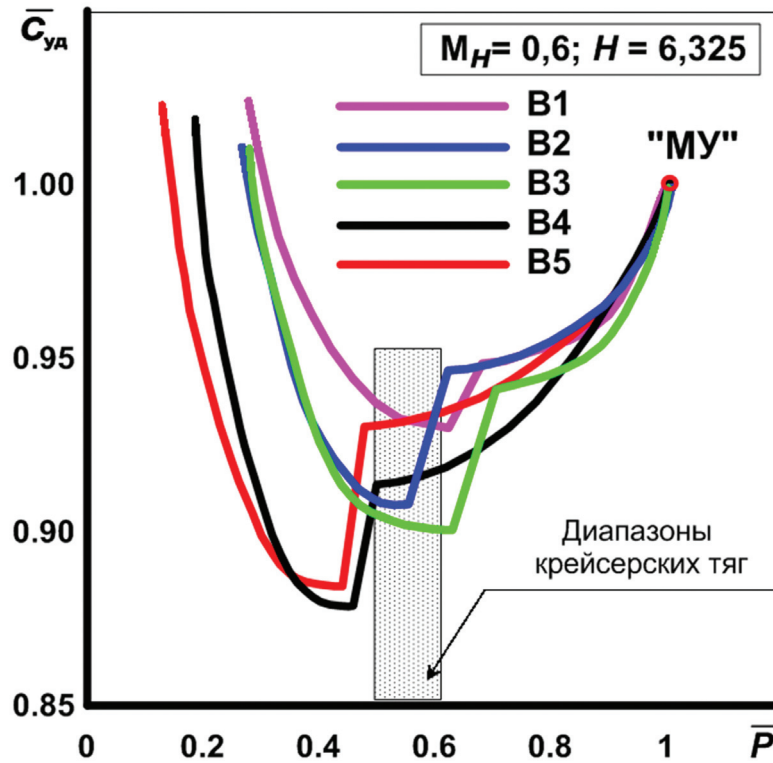


Рис. 5. Сравнение дроссельных характеристик

На рис. 6 представлена зависимость удельного расхода топлива $C_{уд}$ от суммарной дальности полета $L_{пол}$, где аналогично проведенному выше анализу прослеживается тенденция изменения $C_{уд}$ и видно преимущество двигателя варианта В3 по сравнению с остальными исследуемыми двигателями.

Анализируя эффективность ЛА по зависимости скороподъемности V_y от суммарной дальности

сти полета $L_{пол}$, показанной на рис. 7, можно сделать следующие выводы. ЛА с СУ на базе двигателя компоновки в варианте В5 обладает преимуществом по сравнению с другими исследуемыми двигателями, что объясняется более высоким значением тяговооруженности μ_0 . Далее идет ЛА с СУ на базе двигателя компоновки в варианте В4, затем — ЛА с СУ на базе двигателя в варианте В3. Меньшее значение скороподъемности имеют ЛА

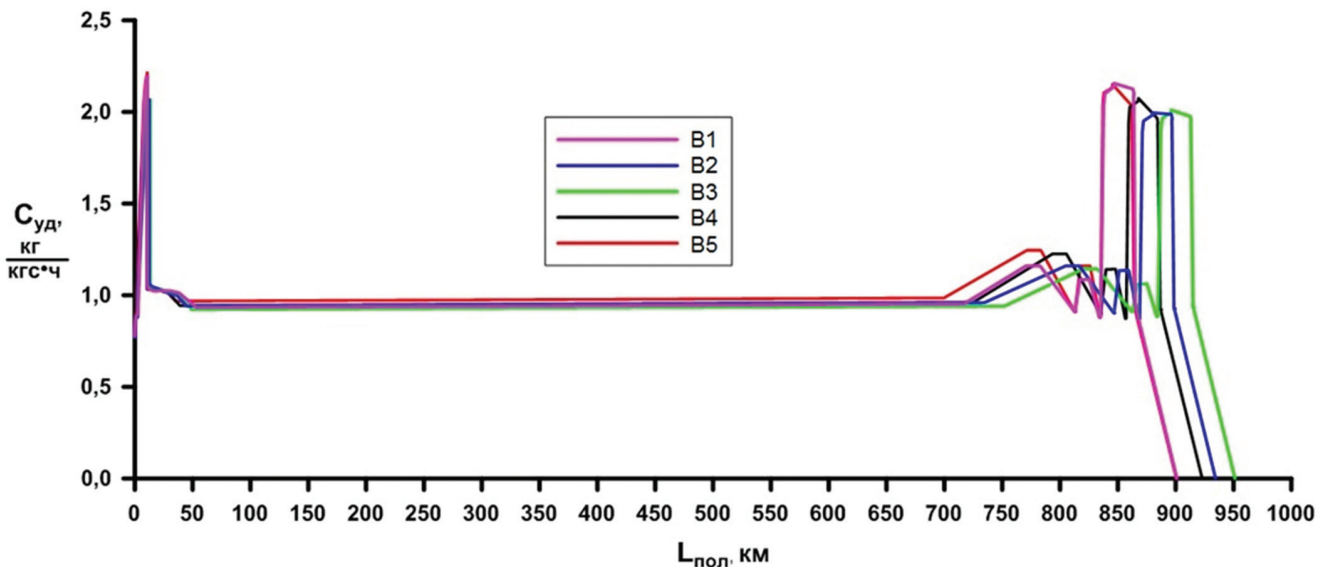


Рис. 6. Изменение $C_{уд}$ СУ ЛА по дальности полета

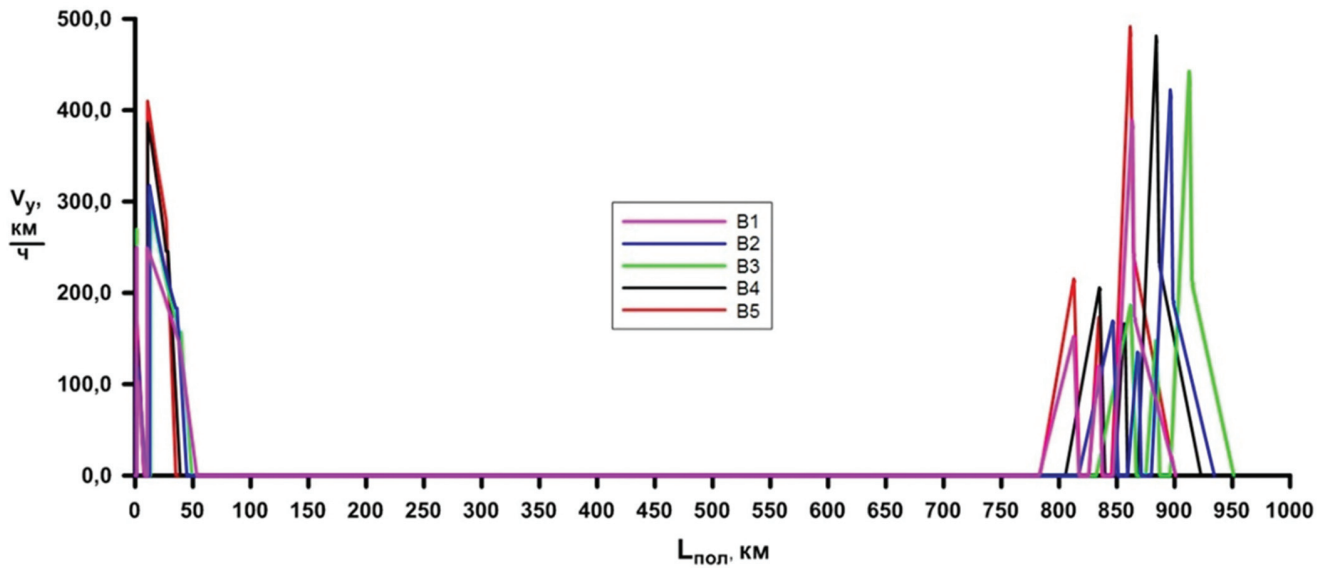


Рис. 7. Изменение вертикальной скорости ЛА по дальности полета

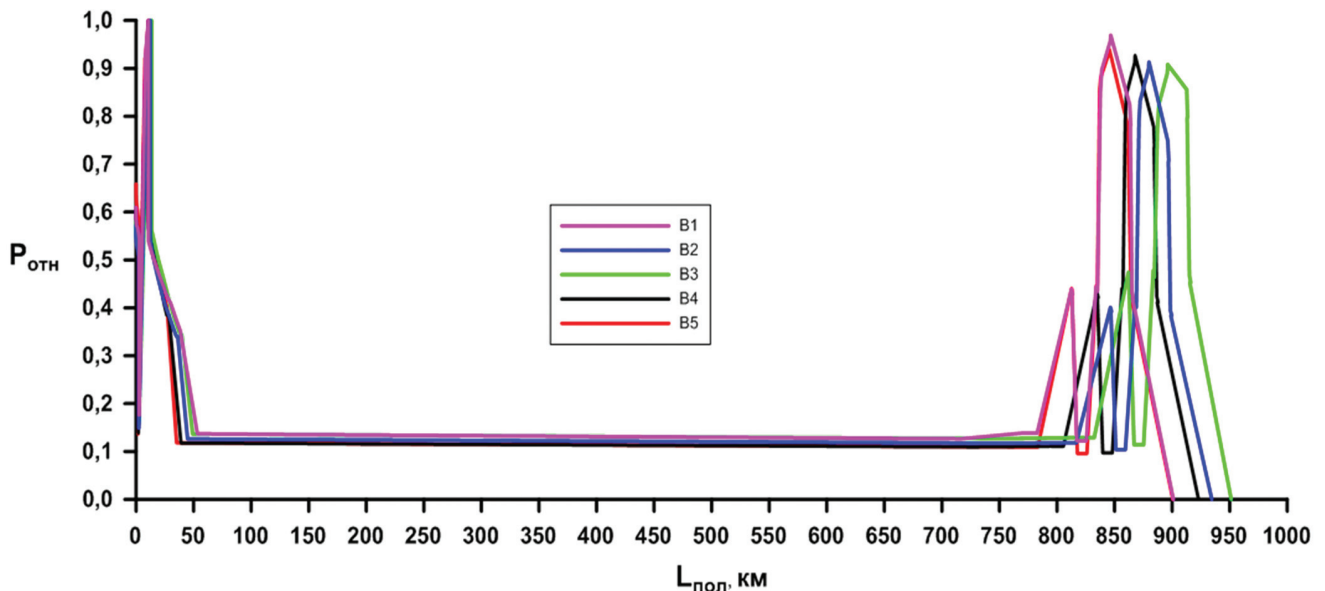


Рис. 8. Изменение относительной суммарной тяги СУ ЛА по дальности полета

с СУ на базе двигателей компоновки в вариантах В2 и В1.

На рис. 8 представлена зависимость относительной суммарной внутренней тяги двигателей $P_{отн}$ от $L_{пол}$, где подтверждаются выводы по скороподъемности ЛА. Самую высокую тягу имеет СУ в компоновке варианта В5.

Числовые значения основных траекторных параметров и критериев эффективности, полученные по результатам расчета для всех вариантов компоновок двигателей, сведены в таблицу.

Из таблицы видно, что полетное задание выполнялось при условии одинакового расхода топ-

лива G_T за весь полет самолета. В итоге, самолет с СУ в варианте двигателя В3 имеет самую высокую дальность $L_{пол}$ при минимальном среднем километровом расходе топлива в полете q и увеличенной скороподъемности $V_{y\max}$ на 14 %; в варианте В5 — самую высокую $V_{y\max}$ (выше варианта В1 на 26,5 %) при минимальном времени выполнения полетного задания $t_{пол}$ (выше варианта В1 на 10,1 %). Если рационально подойти к оценке всех вариантов, то самолет с СУ в варианте двигателя В4 имеет повышение по трем параметрам: $L_{пол}$ на 2,5 %; $t_{пол}$ на 6,3 % и $V_{y\max}$ на 24 %.

Результаты расчёта траекторных параметров

Компоновка двигателей	B1	B2	B3	B4	B5
G_T , кг	3998	3998	3998	3998	3998
C_{η} , кг/ч	3027	3220	3128	3240	3364
q , кг/км	4,43	4,28	4,20	4,33	4,44
$t_{\text{пол}}$, мин	79	75	77	74	71
$\Delta t_{\text{пол}} = t_{\text{пол } B_i} \cdot 100 / t_{\text{пол } B1}$, %	-	-5,1	-2,5	-6,3	-10,1
$V_{y \text{ max}}$, км/ч	388	422	442	481	491
$\Delta V_{y \text{ max}} = V_{y \text{ max } B_i} \cdot 100 / V_{y \text{ max } B1}$, %	-	8,7	14	24	26,5
$L_{\text{пол}}$, км	900	934	951	923	900
$\Delta L_{\text{пол}} = L_{\text{пол } B_i} \cdot 100 / L_{\text{пол } B1}$, %	-	3,7	5,6	2,5	0

Окончательный выбор варианта компоновки СУ для ремоторизации Су-27 необходимо сделать, учитывая стоимость и технологическую возможность изготовления.

Выводы

1. Сформирован предварительный технический облик системы «ЛА-СУ» самолета типа Су-27 для моделирования его полета.

2. Выполнена увязка между ИПК ThermoGTE и «Самолет-Двигатель» в вопросе подготовки и передачи массива ВСХ из ThermoGTE в «Самолет-Двигатель», налажено устойчивое их взаимодействие.

3. С использованием ИПК «Самолет-Двигатель» смоделирован полет ЛА типа Су-27, программа которого основана на полете Су-27, выполняющего задачу по перебазированию с аэродрома № 1 на аэродром № 2, с выполнением разгона и тренировочных заходов на посадку. Выполнение тестовой задачи показало сходимость результатов более 97 %.

4. Рассчитаны траекторные параметры по заданной программе полета самолета Су-27 с СУ на базе пяти двигателей, включая три варианта модернизации.

5. Проведенные исследования по оценке эффективности маневренного истребителя типа Су-27 путем ремоторизации его СУ в четырех различных вариантах при выполнении рассмотренной боевой задачи показали, что для повышения его эффективности целесообразно использовать двигатель с ГГ двигателя АЛ-41 Ф-1С и контура низкого давления второго типа. При этом, по сравнению с СУ на базе двигателя АЛ-31Ф, будет

обеспечено повышение дальности полета на 2,5%, а скороподъемности – на 24 % с уменьшением времени выполнения полетного задания на 6,3 %.

Библиографический список

1. Якубович Н.В. Все авиашедевры Сухого – от Су-2 до Су-27 и Т-50. – М.: Эксмо, 2015. – 480 с.
2. Чернов И.Ю., Зиненков Ю.В. Исследование характеристик палубного истребителя с модернизированной силовой установкой // Сб. трудов XII Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов (4-5 декабря 2019). – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2019. С. 170-175.
3. Мороз С. К вопросу о двигателях для истребителей пятого поколения // Армейский вестник. Интернет-журнал об армии, вооружении и технике. 2018. URL: <https://army-news.org/2018/11/k-voprosu-odvigatelyax-dlya-istrebitelej-pyatogo-pokoleniya/>
4. В России ведётся разработка единого двигателя для истребителей компании «Сухой» // Военное обозрение. 2020. URL: <https://topwar.ru/173313-v-rossii-vedetsja-razrabotka-edinogo-dvigatelja-dlja-istrebitelej-kompanii-suhoj.html>
5. Антонов Д.А., Бабич Р.М., Балько Ю.П. и др. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: Монография. – М.: Дрофа, 2005. – 734 с.
6. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: Физматлит, 2006. – 304 с.
7. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69. No. 6, pp. 518-526.
8. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н. Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 91-102.

9. Луковников А.В. Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов // Полет. 2007. № 7. С. 28-38.
10. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34-43.
11. Луковников А.В. Технология формирования оптимального предварительного облика силовых установок летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 134. С. 16-24.
12. Корсун О.Н., Лещенко И.А., Немичев М.В. Математическое моделирование переходных процессов в авиационном газотурбинном двигателе // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 11. С. 50-54.
13. Кретицин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С., Нескоромный Е.В., Егоров И.Н. Многоуровневая робастная оптимизация осевого компрессора // Насосы. Турбины. Системы. 2014. № 2 (11). С. 47-55.
14. Марчуков Е.В., Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Инюкин А.А. Опыт использования программы Uni_MM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. 2015. № 2 (15). С. 45-53.
15. Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретицин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолета с независимо управляемым третьим контуром // Насосы. Турбины. Системы. 2016. № 2 (19). С. 40-48.
16. Фокин Д.Б., Луковников А.В., Сунцов П.С. Особенности математического моделирования рабочего процесса двухрежимных гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 137-145.
17. Сунцов П.С., Луковников А.В., Фокин Д.Б. Особенности математического моделирования ракетно-прямоточных двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2011. № 46. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26090>
18. Dulepov N.P., Lanshin A.I., Lukovnikov A.V., Semenov V.L., Kharchevnikova G.D., Fokin D.B., Suntsov P.S. Effectiveness of two-mode hypersonic ramjet engines in hybrid aerospace power units // Russian Engineering Research. 2011. Vol. 31. No. 8, pp. 764-770.
19. Дулепов Н.П., Суриков Е.В., Луковников А.В., Харчевникова Г.Д., Сунцов П.С., Фокин Д.Б. Формирование технического облика интегральных ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе для авиационных управляемых ракет // Вестник машиностроения. 2012. № 7. С. 28-34.
20. Назаров А.П. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф. – М.: ВВИА им. Жуковского, 1987. – 363 с.
21. Двигатель АЛ-41Ф-1С. Руководство по эксплуатации. – М.: ОАО «НПО «Сатурн» научно-технический центр им. А. Люльки, 2010. – 343 с.
22. Гриценко Н.А., Икрянников Е.Д. Расчет аэродинамических характеристик ЛА: Учебное пособие. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994. – 259 с.
23. Луковников А.В. Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов различного целевого назначения // Наукоемкие технологии. 2008. Т. 9. № 3. С. 50-58.

SEARCH FOR OPTIMAL POWER PLANT TO IMPROVE MANEUVERABLE AIRCRAFT EFFICIENCY

Sklyarova A.P.^{1*}, Gorbunov A.A.^{1**}, Zinenkov Yu.V.^{2***},
Agul'nik A.B.^{1****}, Vovk M.Yu.^{3*****}

¹ *Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia*

² *Air Force Academy named after professor N.E. Zhukovskii and Y.A. Gagarin,
54a, Starykh Bolshevikov str., Voronezh, 394064, Russia*

³ *Experimental Design Bureau named after A. Lyulka, subsidiary of PJSC "UEC-UMPO",
13, Kasatkina str., Moscow, 129301, Russia*

* *e-mail: nas-sklyarova@yandex.ru*

** *e-mail: 9055067112@mail.ru*

*** *e-mail: yura2105@mail.ru*

**** *e-mail: agulnik201@mail.ru*

***** *e-mail: mvovk@yandex.ru*

Abstract

The presented work proves possible power plant reequipping options of the Su-27 type fourth generation fighter with new engines.

The research scientific task was formulated for this purpose. The set task consists in effectiveness assessing of the Su-27 type multifunctional fighter with the power plant based on the operational bypass turbojet with flows mixing and Al-31F afterburner, and the four options of its re-motorization while typical flight task performing using methods of mathematical modeling.

The aircraft re-deployment from airfield No. 1 to airfield No. 2 was assumed as a flight task, which was stipulated by sufficient technical substantiation for the decisions made, with relative simplicity of the engine operation mode modeling

Technical parameters, characterizing the aircraft under study on the assumption of its assignation, namely the total flight range and climbing capacity, were assumed as the performance criteria. These criteria are controversial since the climbing capacity relates directly to the thrust-to-weight ratio, while the flight range relates to it inversely, having herewith a certain local optimum, which means that the effectiveness assessment can be soundly performed by these technical criterions.

The research technique was developed by the authors based on the multi-disciplinary analysis methodology and development of "Aircraft - Power plant" system technical profile at the preliminary design stages. The ThermoGTE and "Aircraft-Engine" instrumental-software systems, being more than once approved in aviation industry and demonstrated high efficiency, were employed as the basic tools for performing computational-theoretical studies.

Parameters and characteristics computing of the power plant was being performed in ThermoGTE. The data arrays on altitude-airspeed performance were being imported hereafter to the "Aircraft-Engine" software for subsequent trajectory parameters computing. Aerodynamic scheme of the object under study, by which aerodynamic and specific-weight characteristics of the aircraft, the flight program and profile, consisting of fifteen sections, were computed, was formed as well. The engine operation modes and conditions of execution were defined for each segment of this flight program.

As the result of the performed studies, values of trajectory parameters of the studied aircraft motion with five options of the power plant layouts being studied while the flight task performing. Efficiency assessment of the aircraft under study by the assumed criteria, which demonstrated the possibility of its efficiency improvement compared to the power plant based on the AL-31F engine, was performed.

This work practical value consists in the fact that its results can be employed in scientific and design organizations, engaged in development and modernization of serial and prospective aircraft and their power plants; Air Force and aviation industry ordering organizations while substantiating requirements to aviation engineering prototypes; as well as aviation engineering universities while educational process improving.

Keywords: re-motorization, low-pressure circuit, efficiency criteria, aircraft, power plant, altitude and speed characteristics, throttle characteristics.

References

1. Yakubovich N.V. *Vse aviashedevry Sukhogo – ot Su-2 do Su-27 i T-50* (All Sukhoi air maneuvers - from SU-2 to SU-27 and T-50), Moscow, Eksmo, 2015, 480 p.
2. Chernov I.Yu., Zinenkov Yu.V. *Materialy XII Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii studentov i aspirantov (4-5 December 2019)*, Irkutsk, Irkutskii filial MGTU GA, 2019, pp. 170-175.
3. Moroz S. *Armeiskii vestnik. Internet-zhurnal ob armii, vooruzhenii i tekhnike*, 2018. URL: <https://army-news.org/2018/11/k-voprosu-o-dvigatelyax-dlya-istrebitelej-pyatogo-pokoleniya/>
4. *Voennoe obozrenie*, 2020. URL: <https://topwar.ru/173313-v-rossii-vedetsja-razrabotka-edinogo-dvigatelja-dlja-istrebitelej-kompanii-suhoj.html>
5. Antonov D.A., Babich R.M., Balyko Yu.P. et al. *Aviatsiya VVS Rossii i nauchno-tekhnicheskii progress. Boevye komplekсы i sistemy vchera, segodnya, zavtra: monografiya* (Russia air force aviation and scientific-technical progress. Combat complexes and systems yesterday, today, tomorrow), Moscow, Drofa, 2005, 734 p.
6. Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoi tekhniki: teoriya i praktika* (Development forecasting of aviation technology: theory and practice), Moscow, Fizmatlit, 2006, 304 p.
7. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 69, no. 6, pp. 518-526.
8. Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. Estimation of the effectiveness of a power plant for a high-altitude unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 91-102.
9. Lukovnikov A.V. *Polet*, 2007, no. 7, pp. 28-38.
10. Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34-43.
11. Lukovnikov A.V. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2008, no. 134, pp. 16-24.
12. Korsun O.N., Leshchenko I.A., Nemichev M.V. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2011, no. 11, pp. 50-54.
13. Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Fedechkin K.S., Neskoromnyi E.V., Egorov I.N. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2014, no. 2 (11), pp. 47-55.
14. Marchukov E.V., Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Inyukin A.A. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2015, no. 2 (15), pp. 45-53.
15. Shmotin Yu.N., Kikot' N.V., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Fedechkin K.S. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2016, no. 2 (19), pp. 40-48.
16. Fokin D.B., Lukovnikov A.V., Suntsov P.S. Features of mathematical modelling of dual-mode scramjet working process. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 137-145.
17. Suntsov P.S., Lukovnikov A.V., Fokin D.B. *Trudy MAI*, 2011, no. 46. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26090>
18. Dulepov N.P., Lanshin A.I., Lukovnikov A.V., Semenov V.L., Kharchevnikova G.D., Fokin D.B., Suntsov P.S. Effectiveness of two-mode hypersonic ramjet engines in hybrid aerospace power units. *Russian Engineering Research*, 2011, vol. 31, no. 8, pp. 764-770.
19. Dulepov N.P., Surikov E.V., Lukovnikov A.V., Kharchevnikova G.D., Suntsov P.S., Fokin D.B. *Vestnik mashinostroeniya*, 2012, no. 7, pp. 28-34.
20. Nazarov A.P. *Turboreaktivnyi dvukhkонтурnyi dvigatel' s forsazhnoi kameroi sgoraniya AL-31F* (Two-circuit turbojet engine with AL-31F afterburner combustion chamber), Moscow, VVIA im. Zhukovskogo, 1987, 363 p.
21. *Dvigatel' Al-41F-1S. Rukovodstvo po ekspluatatsii* (The al-41F-1C engine. Operation manual), Moscow, NPO "Saturn" nauchno-tekhnicheskii tsentr im. A. Lyul'ki, 2010, 343 p.
22. Gritsenko N.A., Ikryannikov E.D. *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik LA* (Calculation of aircraft aerodynamic characteristics), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1994, 259 p.
23. Lukovnikov A.V. *Naukoemkie tekhnologii*, 2008, vol. 9, no. 3, pp. 50-58.