

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. Логинов¹, И.Ф. Кравченко², А.В. Еланский², С.И. Смык¹¹ Харьковський університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, Харків² ГП "Івченко-Прогрес", Запоріжжє

УЛУЧШЕНИЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ВЫБОРА И ЗАМЕНЫ ДВИГАТЕЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

В статье рассмотрен подход к решению задачи улучшения летно-технических характеристик учебно-тренировочного самолета на основе выбора и замены двигателя силовой установки. Проведены расчетные исследования летно-технических характеристик самолета Л-39 с различными вариантами двигателей: АИ-25ТЛ (базовый вариант), АИ-25ТЛШ, АИ-222-25, АИ-222-28. Характеристики самолета исследовались на основе типовых задач, решаемых при тренировке летного состава: полет по кругу, полет по маршруту, полет на пилотаж, выполнение ударной задачи. Результаты исследования показали, что для самолета Л-39 двигатели АИ-222-25 и АИ-222-28 являются избыточными по тяге. Для улучшения летно-технических характеристик самолета Л-39 рациональным является применение двигателя с тягой в диапазоне 20,6 – 21,6 кН. Повышенная тяговооруженность самолета с двигателями семейства АИ-222 позволит дополнительно разместить точки подвески вооружения и увеличить взлетную массу самолета. Показано, что самолет типа Л-39 с двигателями семейства АИ-222 может быть доведен до уровня учебно-боевого или легкого боевого самолета.

Ключевые слова: самолет Л-39, двигатель, силовая установка, интеграция, согласование характеристик, учебно-тренировочный самолет, учебно-боевой самолет.

Введение

Основной задачей современных разработчиков перспективной авиационной техники является проектирование и последовательное создание семейства самолетов, соответствующих мировому уровню или превосходящих его при относительно низкой стоимости и затратах [1].

При разработке авиационной техники выбираются рациональные значения основных параметров летательного аппарата (ЛА), таких как: удельная нагрузка на крыло и тяговооруженность самолета, параметры термодинамического цикла и размерность двигателя. Ввиду многорежимности ЛА типа учебно-тренировочного самолета (УТС) очень важно оценить правильность выбора его основных параметров и размерность авиационного двигателя. Поэтому наиболее рационально проводить выбор параметров планера и размерности двигателя в составе ЛА ввиду появления новых интегративных свойств самолета в полете [2, 3].

Постановка задачи. В связи с этим необходимо разработать математическую модель определения и сравнительного анализа технико-экономических характеристик двигателя силовой установки (СУ) в системе ЛА типа УТС. Для практического применения математической модели на начальном этапе целесообразно разработать программный комплекс, который позволит оценить изменение летно-технических характеристик (ЛТХ) УТС с различными вариантами газотурбинных двигателей при выполнении типовых полетных заданий. Результаты расчетов, полученные с помощью

данного программного комплекса, позволят получить предварительную оценку по выбору двигателя силовой установки УТС.

Анализ последних исследований и публикаций. После распада СССР в Украине осталось большое количество авиационной техники, в том числе учебно-тренировочные и учебно-боевые самолеты. Наиболее массовым представителем является УТС Л-39. Однако самолет разработан в начале 70-х годов прошлого столетия и требует усовершенствования.

В отечественной и зарубежной научно-технической литературе уделено недостаточно внимания по модернизации и модификации УТС. И даже если проводятся такие мероприятия, то не освещаются в литературе, поскольку практически вся информация является конфиденциальной или рекламной, что не позволяет использовать ее для точного анализа [4].

Перспективный УТС, а также его модификации, создаются в сложных современных условиях, характеризующихся ограниченным финансированием, конкурентной борьбой на мировом рынке авиатехники, смелой поколений боевых самолетов. Анализ потребностей внешнего рынка с учетом особенностей самолетных парков вносит уточнения в планы модификации и создания перспективного УТС [5]: самолет должен быть ориентирован на основную и повышенную подготовку летного состава для боевых самолетов 3-го, 4-го и 4+ поколений при обеспечении высокой учебной эффективности [6, 7]. При проектировании самолета необходимо предусмотреть возможность ускоренного выпуска учебно-боевого варианта [8].

Анализ парков боевых самолетов также показывает [9], что в настоящее время и в ближайшие

годы предлагаемые на экспорт УТС должны быть в основном ориентированы на основную и повышенную подготовку летчиков для самолетов 4-го и 4+ поколений, а в дальнейшем и 5-го поколения.

В работе [9] рассмотрена методология проектирования семейства унифицированных самолетов и пути ее совершенствования с учетом изменения целей и условий создания перспективной авиационной техники. Показаны направления совершенствования методов и средств проектирования ЛА новых типов, используемых на этапах внешнего и аэродинамического проектирования. Представлены методы проектирования для этих этапов создания самолета, базирующиеся на принципах системного анализа, научном прогнозировании и математическом моделировании процессов функционирования самолета. Приведены примеры использования представленных методов и методик для проектирования унифицированного семейства легких боевых и учебно-тренировочных самолетов типа Як-130.

В работах [10 – 14] изложены методы выбора параметров самолета и режимов работы СУ, а также законов управления, обеспечивающих их совместную работу. Рассмотрены методики расчета аэродинамических и массовых характеристик планера, СУ, основных летно-технических данных самолетов с учетом возможных ограничений, но вопросы совместимости двигателя в системе учебно-тренировочного самолета практически не рассматриваются.

В приведенных работах не учитываются и не обосновываются методы выбора двигателя и согласованности характеристик силовой установки в системе УТС. В связи с этим актуальной задачей является разработка методики согласования характеристик двигателя силовой установки в системе УТС.

Целью статьи является предварительное определение параметрического облика двигателя силовой установки в системе УТС.

Основная часть исследований

В качестве объекта исследования принят учебно-тренировочный самолет типа Л-39 [15]. Проведены расчетные исследования ЛТХ самолета с различными вариантами двигателей: АИ-25ТЛ (базовый вариант), АИ-25ТЛШ, АИ-222-25, АИ-222-28 [16 – 18]. Для краткой информации приведем основные характеристики двигателей.

Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-25ТЛ имеет тягу на максимальном режиме в условиях взлета 16873,2 Н, удельный расход топлива 0,06012 кг/(Н·ч). Двигатель выполнен по двухвальной схеме и имеет общее сопло для потоков наружного и внутреннего контура.

Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-25ТЛШ с тягой на максимальном боевом режиме в

условиях взлета 18148,5 Н имеет удельный расход топлива в данных условиях 0,06116 кг/(Н·ч). Данный двигатель разработан на базе двигателя АИ-25ТЛ и имеет с ним аналогичную конструкцию. Внесены изменения в систему управления двигателем и механизацию компрессора, что позволило на малых высотах сократить время приемистости в два раза.

Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-222-25 с тягой на максимальном режиме в условиях взлета 24525 Н имеет удельный расход топлива 0,06523 кг/(Н·ч). Двигатель выполнен по двухвальной схеме, имеет общее сопло для потоков наружного и внутреннего контура, оснащается электронной гидродневомеханической системой управления, основой которой является электронная система управления типа FADEC.

Проект турбореактивного двухконтурного двигателя АИ-222-28 с тягой на максимальном режиме в условиях взлета 27468 Н имеет удельный расход топлива 0,06829 кг/(Н·ч). Двигатель разрабатывается на основе двигателя АИ-222-25 с которым полностью унифицирована компрессорная часть. Камера сгорания и турбина будет модифицирована для обеспечения более высокой температуры газа, по сравнению с двигателем АИ-222-25. Турбина АИ-222-28 создается на основе турбины двигателя Д-27, двухкаскадная, состоит из одноступенчатой турбины высокого давления с охлаждаемыми лопатками и одноступенчатой турбины низкого давления с охлаждаемыми лопатками. Система управления двигателя АИ-222-28 аналогична двигателю АИ-222-25.

В проведенных исследованиях принималось, что новый двигатель не оказывает влияния на аэродинамику самолета. Расчет характеристик самолета был выполнен на основе типовых задач, решаемых при тренировке летного состава [19, 20]: полет по кругу, полет по маршруту, полет на пилотаж, выполнение ударной задачи (табл. 1).

Таблица 1

Исходные данные
для выполнения типовых задач

Хар-ки ЛА	Профиль полета			
	Полет по маршруту	Выполнение ударной задачи	Полет по кругу	Полет на пилотаж
Масса снаряженного самолета, кг	3579	3579	3579	3579
Масса топлива, кг	825	975	825	825
Масса внешних подвесок, кг	148	246	0	0
C_{x0} ЛА и внешних подвесок	0,024	0,027	0,022	0,022
K_{max}	10,82	10,14	11,24	11,24

Для формирования исходных данных для каждой из задач определялись массовые, аэродинамические, пространственные и временные характеристики

ки УТС, а также параметры рассматриваемых двигателей силовой установки (табл. 2 – 4).

Таблица 2

Программа полета по маршруту

№ участка	1	2	3	4	5
Полетный маршрут	Запорожье – РОН	РОН – Днепропетровск	Днепропетровск – Красноград	Красноград – РНС	РНС – Харьков
S, км	43	35	120	40	45
H, м	0	5000	5000	5000	0
V _{ист.} , км/ч	var	510	510	510	500

Таблица 3

Программа полета по кругу

№ участка полета	1	2	3	4	5
Полетный маршрут	ВПП-1р	1р-2р	2р-3р	3р-4р	4р-ВПП
S, км	10	12	20	12	10
H, м	200	500	500	500	0
V _{ист.} , км/ч	350	350	300	300	250

Программный комплекс позволяет провести оперативную оценку совершенства силовой установки с использованием экономических критериев (секундный и километровый расходы топлива) и временных параметров полета по этапам маршрута. При формировании этапов полета были выбраны

характерные точки маршрута:

- РНН – рубеж начала набора высоты;
- РОН – рубеж окончания набора высоты;
- РНС – рубеж начала снижения;
- РОС – рубеж окончания снижения;
- ППМ – промежуточный пункт маршрута.

Характерные профили полетов представлены на рис. 1 – 3. В основу расчета экономических параметров рассматриваемых силовых установок положено определение секундного расхода топлива, который рассчитывался как произведение тяги двигателя и удельного расхода топлива на соответствующем режиме полета. Например, взлет самолета Л-39 выполняется на номинальном режиме работы двигателя. В этом случае потребная тяга совпадает с предполагаемой тягой двигателя.

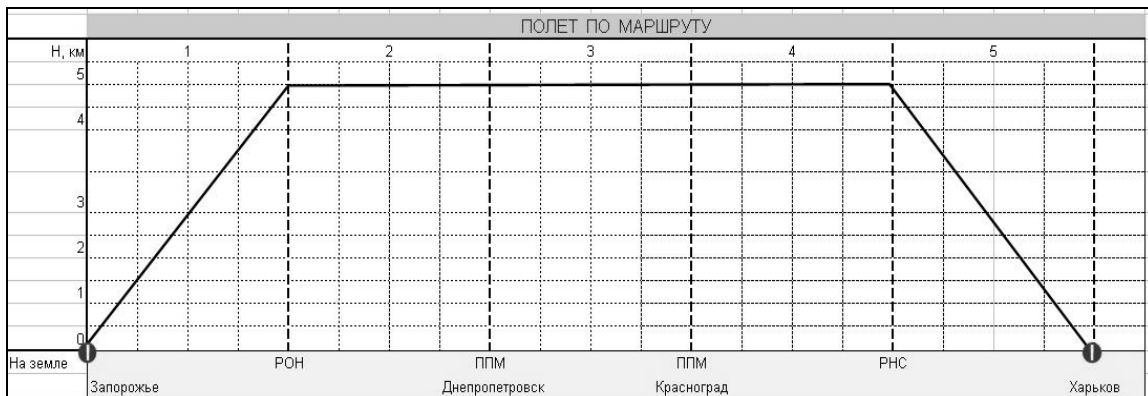


Рис. 1. Этапы профиля полета по маршруту

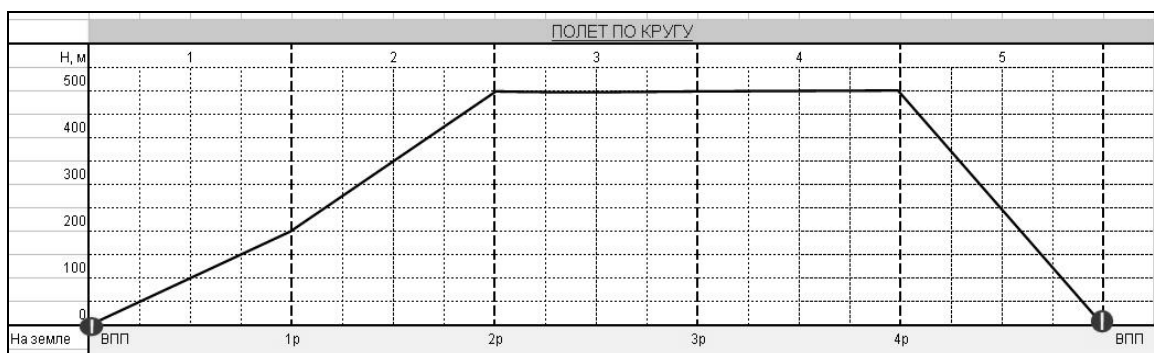


Рис. 2. Этапы профиля полета по кругу

Таблиця 4

Програма польота на пілотажа

№ участка полета	1	2	3	4	5	6	7	8
Полетный маршрут	ВПШ-РОН	Установившийся вираж	Боевой разворот	Переворот	Петля Нестерова	Полупетля	Спираль нисходящая	РНС-ВПШ
S, км	20							15
H, м	0	3000	4000	4000	4000	4000	3000	0
Удельная перегрузка n_y	430	500	600	450	650	650	450	450
	АИ-25ТЛ	3	1,74	4	5	5	1,5	
Перегрузка n_y	АИ-25ТЛШ	4	2	5	6	6	1,5	
	АИ-222-25	5	3	6	7	7	1,5	
	АИ-222-28	6	4	7	8	8	1,5	

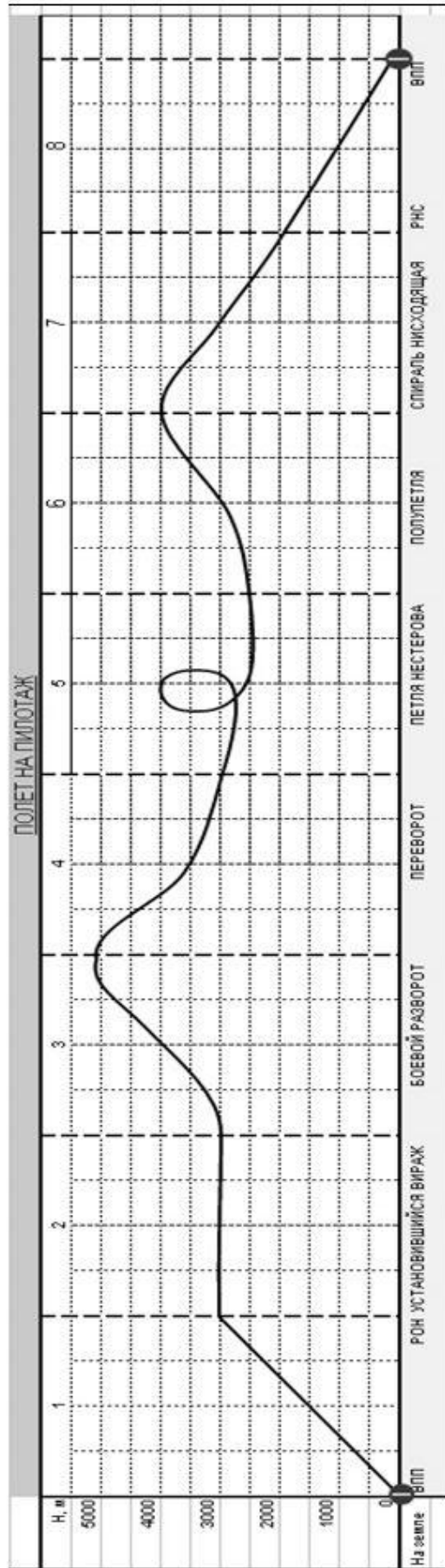


Рис. 3. Этапы профиля полета на выполнение пилотажа

При выполнении горизонтального полета принимается, что тяга уравнивается силой лобового сопротивления. Исходя из этого, тяга, необходимая для выполнения горизонтального полета, определяется как отношение веса ЛА к аэродинамическому качеству самолета. Значения необходимой тяги на соответствующем режиме полета ЛА однозначно связаны с величиной удельного расхода топлива и размещаются в блоке исходных данных (задаются пользователем).

Результаты исследований показали очевидные результаты: самолет с двигателем АИ-25ТЛ имеет наименьшую максимальную скорость и скороподъемность, наибольшую длину разбега. Самолет с двигателем АИ-222-28 имеет наибольшую скорость и скороподъемность, наименьшую длину разбега по сравнению с остальными двигателями. Кроме этого, определены высотно-скоростные диапазоны эксплуатации самолета Л-39 с различными двигателями (рис. 4 – 7).

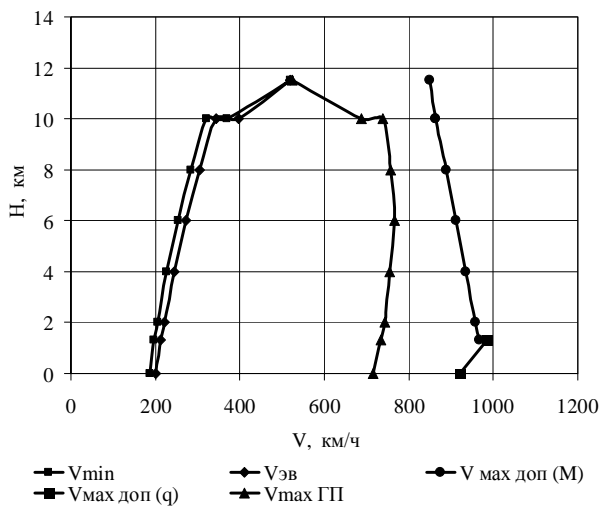


Рис. 4. Диапазон высот и скоростей полета самолета Л-39 с двигателем АИ-25ТЛ

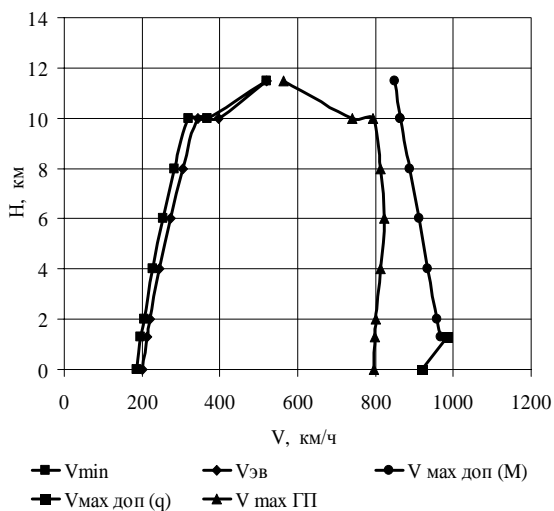


Рис. 5. Диапазон высот и скоростей полета самолета Л-39 с двигателем АИ-25ТЛШ

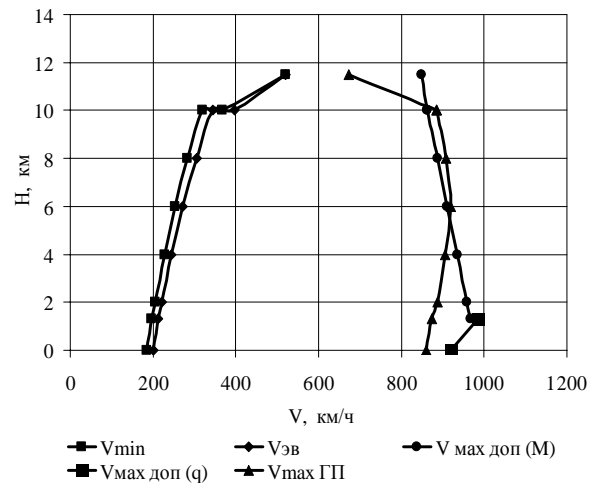


Рис. 6. Диапазон высот и скоростей полета самолета Л-39 с двигателем АИ-222-25

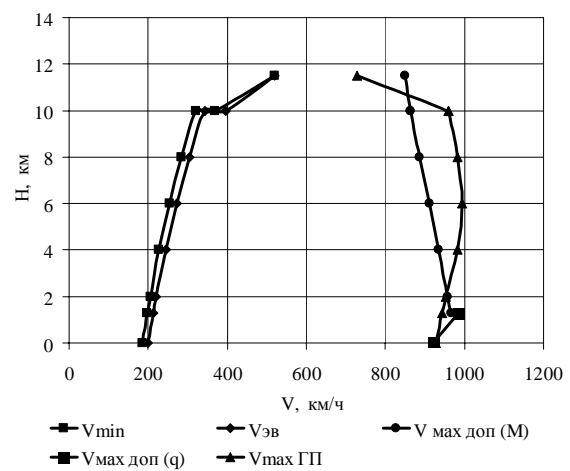


Рис. 7. Диапазон высот и скоростей полета самолета Л-39 с двигателем АИ-222-28

Из приведенных результатов видно, что тяговые характеристики двигателей АИ-222-25 и АИ-222-28 являются избыточными для самолета типа Л-39, так как максимальные скорости полета с этими двигателями будут превышать максимально допустимые значения скорости полета.

Таким образом, анализ полученных результатов (рис. 8 – 14) позволяет сделать следующие выводы:

- величина тяги исследованных двигателей является достаточной для выполнения всех типовых полетных заданий;

- наименьший расход топлива во всех полетных заданиях имеет самолет с двигателем АИ-25ТЛ, а наибольший – самолет с двигателем АИ-222-28;

- внутренней заправки топлива достаточно всем вариантам самолета для выполнения полета по маршруту протяженностью 283 км, при этом разница между наибольшим и наименьшим расходом топлива составляет 46 кг или 15,2 %;

- при выполнении пилотажного задания наиболее маневренным является самолет с двигателем

АИ-222-28, незначительно ему уступає самолет с двигателем АИ-222-25.

Увеличение допустимых перегрузок во время маневра “установившийся вираж” на самолете с двигателем АИ-25ТЛШ увеличивается только на 14,9 %, в то время как на самолете с двигателем

АИ-222-25 эта величина может быть увеличена на 72 %;

– при выполнении ударной задачи с протяженностью полета 563 км для самолетов с двигателями семейства АИ-222 необходимо увеличить запас топлива на борту.

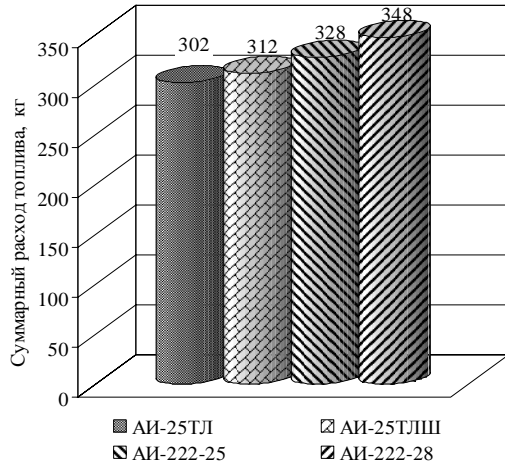


Рис. 8. Суммарный расход топлива

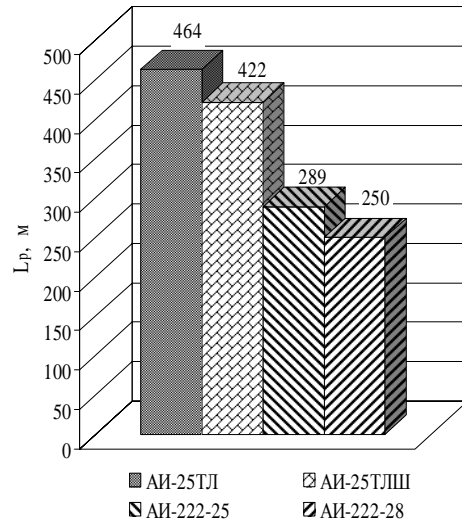


Рис. 11. Длина разбега самолета

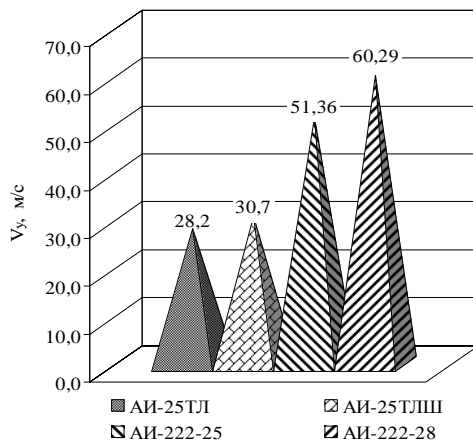


Рис. 9. Максимальная скороподъемность

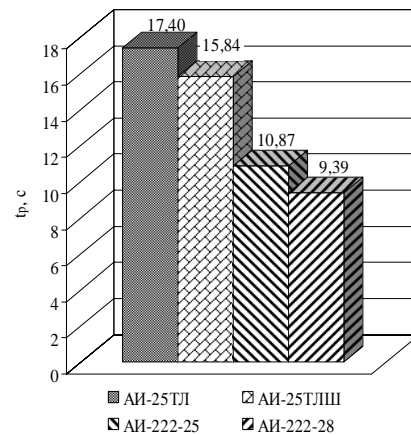


Рис. 12. Время разбега

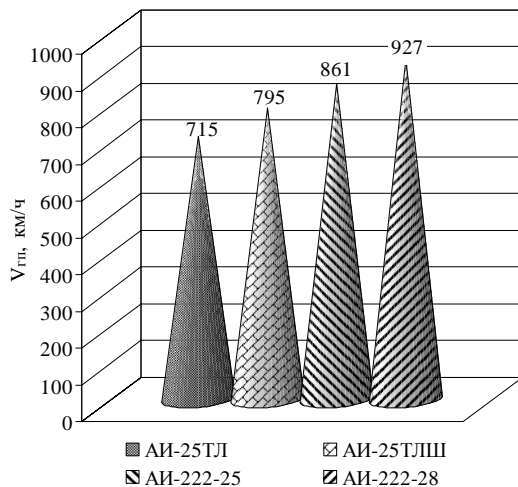


Рис. 10. Максимальная скорость горизонтального полета

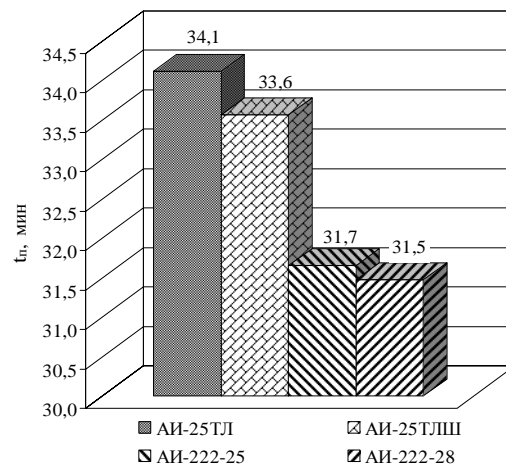


Рис. 13. Общее время полета

Выводы по исследованию

С помощью разработанного программного комплекса проведена оценка эффективности применения нового авиационного двигателя в системе

УТС. Данный программный комплекс можно применять при обосновании авиационных двигателей во время внешнего проектирования самолета и проводить оценку при ремоторизации существующего парка УТС типа Л-39.

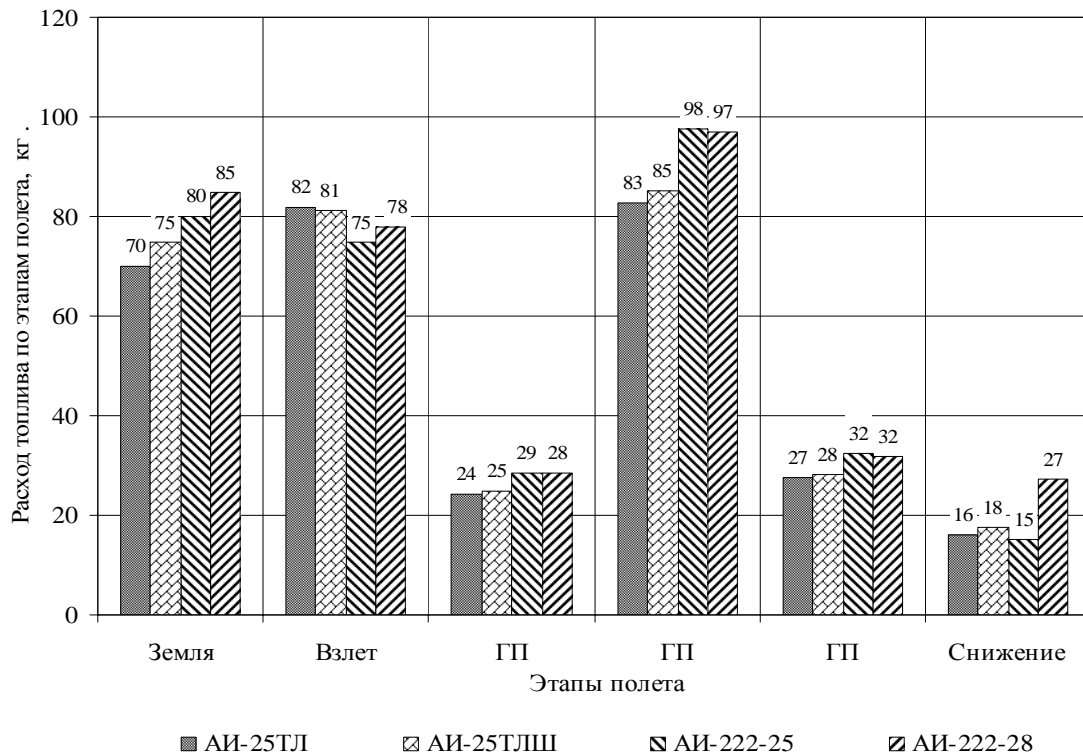


Рис. 14. Расход топлива по этапам полета

Применение новых двигателей на УТС типа Л-39 (АИ-25ТЛШ, АИ-222-25, АИ-222-28) улучшает его летно-технические характеристики.

Результаты исследования показали, что для самолета типа Л-39 двигатели АИ-222-25 и АИ-222-28 являются избыточными. Применение двигателя АИ-25ТЛШ способствует улучшению ЛТХ самолета Л-39 при выполнении всех типовых задач, но незначительно повышаются перегрузки при выполнении элементов пилотажа по сравнению с базовым вариантом самолета. Это объясняется незначительным увеличением удельной тяги двигателя АИ-25ТЛШ по сравнению с двигателем АИ-25ТЛ. Для улучшения ЛТХ самолета типа Л-39 наиболее рациональным было бы применение двигателя в диапазоне тяги 20,6 – 21,6 кН. При этом для повышения удельной тяги степень двухконтурности такого двигателя должна быть меньше, чем у двигателя АИ-25ТЛШ.

Перспективы дальнейших исследований

Применение двигателей семейства АИ-222 в составе самолета типа Л-39 значительно повышает скорость полета, скороподъемность, перегрузки при выполнении пилотажа, сокращает длину и время разбега. При этом увеличивается расход топлива

при выполнении типовых задач. Повышение ЛТХ самолета может значительно повысить боевой потенциал самолета типа Л-39, однако для этого необходимо усилить конструкцию планера и увеличить запас топлива.

Повышенная тяговооруженность самолета с двигателями семейства АИ-222, позволит дополнительно разместить точки подвески вооружения и увеличить взлетную массу самолета при установке дополнительного оборудования и вооружения.

Таким образом, самолет типа Л-39 с двигателями семейства АИ-222 может быть доведен до уровня учебно-боевого или легкого боевого самолета.

Список литературы

1. Дональд Д. Энциклопедия военной авиации / Дэвид Дональд, Йон Лейк: пер. с англ. А. Бердов, И. Мальцев, А. Алексеев. – Изд-во “Омега”, 2003. – 443 с.
2. Анипко О.Б. Интеграция характеристик силовой установки и планера летательного аппарата: проблемы и пути их решения / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – Х.: НАКУ ім. М.С. Жуковського “ХАІ”. – 2006. – № 2(28). – С. 59-65.
3. Логинов В.В. Комплексный подход по формированию технического облика силовой установки, интегрируемой в планер, при синтезе летательного аппарата / В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ “ХПІ”. – 2009. – № 2. – С. 88-99.

4. Нор П.И. Анализ развития учебно-тренировочных самолетов с турбореактивными двигателями / П.И. Нор // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2010. – № 1(3). – С. 89-95.
5. Быков А.Н. Прогноз объемов мирового рынка УТС / А.Н. Быков // Зарубежное военное обозрение. – 2005. – №11. – С. 41-43.
6. Нейвинский В.А. Итальянский учебно-тренировочный самолет М-346 / В.А. Нейвинский // Зарубежное военное обозрение. – 2009. – № 10. – С. 59-62.
7. В.А. Перспективы производства за рубежом учебно-тренировочных самолетов / В.А. Нейвинский // Зарубежное военное обозрение. – 2009. – № 120. – С. 61-65.
8. Моисеев С.П. УТС основной и повышенной подготовки Китая / С.П. Моисеев // Аэрокосмическое обозрение. – 2009. – № 4. – С. 32-37.
9. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко и др.; под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005. – 368 с.
10. Югов О.К. Основы интеграции самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
11. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
12. Терещенко Ю.М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, В.В. Панін. – К.: Нац. авіац. ун-т, 2009. – 344 с.
13. Иродов Р.Д. Методологические основы выбора параметров реактивного двигателя под заданные требования к маневренному самолету: Сборник тезисов 2-ой

международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. Т.1 / Р.Д. Иродов, И.Г. Баширов. – М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 228-230.

14. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации / И.Ф. Флоров // Труды ЦИАМ № 1099. – 1985. – 260 с.

15. Руководство по летной эксплуатации самолета Л-39С. Кн.1. – М.: Военное издательство, 1988. – 334 с.

16. Авиационные двигатели / под ред. И.Г. Шустова. – М.: ООО ИД “Аэросфера”, 2007. – 328 с.

17. Высотно-скоростные характеристики турбореактивного двухконтурного двигателя АИ-25ТЛШ / Технический отчет № 240/2003 – 25ТЛШ / ГП «Ивченко-Прогресс», 2003. – 30 с.

18. Семейство турбореактивных двухконтурных двигателей АИ-222. Техническое предложение / ГП «Ивченко-Прогресс», 1999. – 291 с.

19. Некрасов В.И., Аэродинамика, динамика полета и пилотирование учебного самолета / В.И. Некрасов, А.Е. Викторов. – М.: Военное издательство, 1982. – 368 с.

20. Лысенко Н.М. Динамика полета / Н.М. Лысенко. – М.: ВВАИУ им. Н.Е. Жуковского, 1967. – 638 с.

Поступила в редколлегию 10.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ПОКРАЩЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВЧАЛЬНО-ТРЕНУВАЛЬНОГО ЛІТАКА НА ОСНОВІ ВИБОРУ ТА ЗАМІНИ ДВИГУНА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

В.В. Логінов, І.Ф. Кравченко, О.В. Єланський, С.І. Смик

В статті розглянутий підхід до вирішення задачі покращення льотно-технічних характеристик навчально-тренувального літака на основі вибору та заміни двигуна силової установки. Проведені розрахункові дослідження льотно-технічних характеристик літака Л-39 з різними варіантами двигунів: АІ-25ТЛ (базовий варіант), АІ-25ТЛШ, АІ-222-25, АІ-222-28. Характеристики літака досліджувались на основі типових задач, що вирішуються при тренуванні льотної складу: політ по колу, політ по маршруту, політ на пілотаж, виконання ударної задачі. Результати досліджень показали, що для літака Л-39 двигуни АІ-222-25 та АІ-222-28 є надлишковими по тязі. Для покращення льотно-технічних характеристик літака Л-39 раціональним є застосування двигуна з тягою в діапазоні 20,6 – 21,6 кН. Підвищена тягоозброєність літака з двигунами сімейства АІ-222 дозволить розмістити допоміжні точки підвіски озброєння та збільшити злітну масу літака. Показано, що літак типу Л-39 з двигунами сімейства АІ-222 може бути доведений до рівня навчально-бойового або легкого бойового літака.

Ключові слова: літак Л-39, двигун, силова установка, інтеграція, погодження характеристик, навчально-тренувальний літак, навчально-бойовий літак.

IMPROVING THE TRAINER AIRCRAFT PERFORMANCE CHARACTERISTICS BY SELECTING AND REPLACING THE PROPULSION ENGINE

V.V. Loginov, I.F. Kravchenko, A.V. Yelansky, S.I. Smyk

The article examines an approach to improving the trainer aircraft performance characteristics by selecting and replacing the propulsion engine. There are calculations of aircraft L-39 performance characteristics depending on different engine versions: AI-25TL (basic option), AI-25TLSH, AI-222-25, AI-222-28. The aircraft characteristics were examined based on the standard tasks to be solved when training the flight personnel: circuit flying, en-route flight, piloting and performing a battle task. According to the study results, engines AI-222-25 and AI-222-28 are excessive in term of the thrust for L-39. To improve aircraft L-39 performance characteristics, it is expedient to use an engine with the thrust from 20,6-21,6 kN. Increased thrust/weight ratio of the aircraft equipped with AI-222 line engines will make it possible to provide for additional weapon stations and increase the take-off mass of the aircraft. The article points out that L-39 aircrafts equipped with AI-222 engines can be upgraded the level of a battle trainer or light combat aircraft.

Keywords: L-39 aircraft, engine, propulsion, integration, adjustment of characteristics, trainer aircraft, battle trainer aircraft.