

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. ЛОГИНОВ<sup>1</sup>, И.Ф. КРАВЧЕНКО<sup>2</sup>, А.В. ЕЛАНСКИЙ<sup>2</sup>, С.И. СМЫК<sup>1</sup><sup>1</sup> Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков<sup>2</sup> ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье

## ПУТИ УЛУЧШЕНИЯ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ЗАМЕНЫ ДВИГАТЕЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

*В статье рассмотрены пути улучшения летно-технических характеристик учебно-боевого самолета на основе замены двигателя силовой установки. Проведены расчетные исследования летно-технических характеристик учебно-боевого самолета с разными вариантами двигателей: Adour Mk.811 и АИ-222-25Ф. Характеристики самолета исследовались на основе типовых задач, решаемых при тренировке летного состава: полет по кругу, полет по маршруту, полет на пилотаж, выполнение ударной задачи, перехват воздушной цели. Результаты исследования показали, что применение двигателей АИ-222-25Ф в составе учебно-боевого самолета значительно повышает скорость полета, скороподъемность, располагаемые нормальные перегрузки при выполнении пилотажа, сокращает длину и время разбега. По показателям максимальной скороподъемности и длины разбега он вплотную приближается к современным самолетам-истребителям, что при необходимости позволит использовать данный учебно-боевой самолет в качестве легкого боевого самолета.*

**Ключевые слова:** учебно-боевой самолет, двигатель АИ-222-25Ф, силовая установка, интеграция, согласование характеристик, легкий боевой самолет.

### Введение

Состояние большинства образцов вооружения и военной техники Воздушных Сил Украины не соответствует современным техническим требованиям [1]. Объекты авиационной техники (ОАТ) по техническому состоянию и фактическим срокам эксплуатации нуждаются в модернизации или полной замене. Анализ состояния парка учебно-боевой и боевой авиационной техники показывает, что количество летательных аппаратов (ЛА) имеет тенденцию к уменьшению. Для поддержания необходимого уровня боеспособности Воздушных Сил Украины необходимо расширять эксплуатационный диапазон боевых возможностей ЛА. В связи с этим актуальной научной и прикладной проблемой является создание и доводка газотурбинных двигателей в системе ЛА с высокой эффективностью их применения.

Постановка задачи. Под эффективностью применения двигателя в системе самолета понимается выполнение целевых задач в зависимости от назначения ЛА с наилучшими тяговыми и полетными характеристиками его подсистем и наименьшим расходом топлива двигателя.

Эффективность применения авиационной силовой установки (СУ) определяется свойствами, которые приобретает самолет с данной СУ [2]. В связи с этим, под рационально спроектированной

СУ понимается такая конструктивно-компоновочная схема СУ, характеристики которой (массовые, габаритные, аэродинамические) интегрированы с характеристиками самолета и в расчетных условиях обеспечивают максимальную эффективность применения ЛА [3, 4].

Анализ последних исследований и публикаций. Закономерности развития ОАТ привели к появлению ряда новых особенностей, оказывающих существенное влияние на процесс создания их перспективных образцов [5, 6]. К таким особенностям, прежде всего, следует отнести:

- возможность многовариантных проработок конструктивно-компоновочных решений;
- расширение задач выбора перспективных ОАТ из-за роста объема требований к уровню достоверности исходной информации, а также усложнения методов её обработки;
- рост потребных материальных, финансовых, людских ресурсов, а также сроков научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ для создания авиационной техники.

Избежать не целесообразных затрат времени, материальных, финансовых и людских ресурсов можно по двум основным направлениям: увеличение объема исследований на самых ранних этапах создания ОАТ и совершенствование традиционных методов исследований [7 – 10].

Реализация первого направления привела к необходимости введения в процесс разработки ОАТ этапа концептуального проектирования, целью которого является исследование всех возможных вариантов технического облика ОАТ, анализ их технической реализуемости, формирование множества допустимых вариантов, удовлетворяющих заданным тактико-техническим требованиям, и выбор из них по определенным критериям рациональных вариантов.

Второе направление связано с внедрением интенсивной технологии исследований – созданием систем автоматизированного проектирования ЛА.

Однако известные такие системы являются ограничено приспособленными к особенностям входных информационных потоков, ориентации на алгоритмы численной оптимизации, которые требуют огромного количества исходных данных, а также неприспособленность к обработке неформализованной информации.

Создание нового или модернизация существующего ЛА требует решения сложных комплексных научно-технических и экономических задач в условиях противоречивого множества различных ситуаций, поиска рациональных компромиссов [6]. Поэтому, учитывая экономическое положение Украины, развитие авиации, в основном, осуществляется в направлении модернизации существующей авиационной техники. Одним из путей модернизации ЛА является замена двигателя в системе силовой установки [4].

Поэтому **целью статьи** является сравнительный анализ летно-технических характеристик (ЛТХ) учебно-боевого самолета (УБС) с разными двигателями силовой установки.

### Основная часть исследований

В качестве объекта исследования принят учебно-боевой самолет, который по конструктивно-компоновочной и аэродинамической схеме подобный учебно-боевому самолету типа МиГ-29УБ [11, 12], но с меньшими массовыми и габаритными параметрами. При проведении расчетов аэродинамические характеристики исследуемого ЛА и характеристики силовой установки пересчитывались по теории подобия. Проведены расчетные исследования летно-технических характеристик самолета с разными вариантами двигателей: Adour Mk.811 и АИ-222-25Ф. Кроме того принято допущение: новый исследуемый двигатель не оказывает влияния на аэродинамику самолета. Для информации приведем основные характеристики двигателей.

Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания Adour Mk.811 выполнен по двухвальной схеме [13 – 15]. Основные параметры двигателя в стендовых условиях: тяга на

режиме полного форсажа –  $P_{\Phi} = 3800$  кгс, удельный расход топлива на режиме полного форсажа –  $C_{уд\Phi} = 1,99$  кг/(кгс·ч), тяга на максимальном режиме –  $P_{макс} = 2350$  кгс, удельный расход топлива на максимальном режиме –  $C_{уд макс} = 0,848$  кг/(кгс·ч), степень двухконтурности  $m = 0,75$ , расход воздуха на взлете  $G_{в} = 42$  кг/с, масса двигателя сухая  $M_{дв} = 800$  кг.

Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АИ-222-25Ф [16 – 18] выполнен по двухвальной схеме, имеет регулируемое сопло, оснащается электронной системой управления типа FADEC. Основные параметры двигателя в стендовых условиях: тяга на режиме полного форсажа –  $P_{\Phi} = 4200$  кгс, удельный расход топлива на режиме полного форсажа –  $C_{уд\Phi} = 1,9$  кг/(кгс·ч), тяга на максимальном режиме –  $P_{макс} = 2500$  кгс, удельный расход топлива на максимальном режиме –  $C_{уд макс} = 0,66$  кг/(кгс·ч), степень двухконтурности  $m = 1,18$ , расход воздуха на взлете  $G_{в} = 49,7$  кг/с, масса двигателя сухая  $M_{дв} = 560$  кг.

Расчет характеристик УБС был выполнен на основе типовых задач, решаемых при тренировке летного состава [6, 19, 20]: полет по кругу, полет по маршруту, полет на пилотаж, выполнение ударной задачи, перехват воздушной цели (табл. 1). Для формирования исходных данных для каждой из задач определялись массовые, аэродинамические, пространственные и временные характеристики УБС, а также параметры рассматриваемых двигателей силовой установки.

На основе разработанной математической модели создан программный комплекс, который позволяет провести оперативную оценку совершенства силовой установки с использованием экономических и полетных характеристик (секундный и километровый расходы топлива, время полета) по этапам маршрута. При формировании этапов полета были выбраны характерные точки маршрута:

- РНН рубеж начала набора высоты;
- РОН рубеж окончания набора высоты;
- РНР рубеж начала разгона;
- РВБ рубеж ввода в бой;
- РНС рубеж начала снижения;
- РОС рубеж окончания снижения;
- ППМ промежуточный пункт маршрута.

Характерные профили полетов представлены на рис. 1 – 5. 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 выполняется на номинальном или форсажном режиме работы двигателя. В этом случае потребная тяга совпадает с располагаемой тягой двигателя.

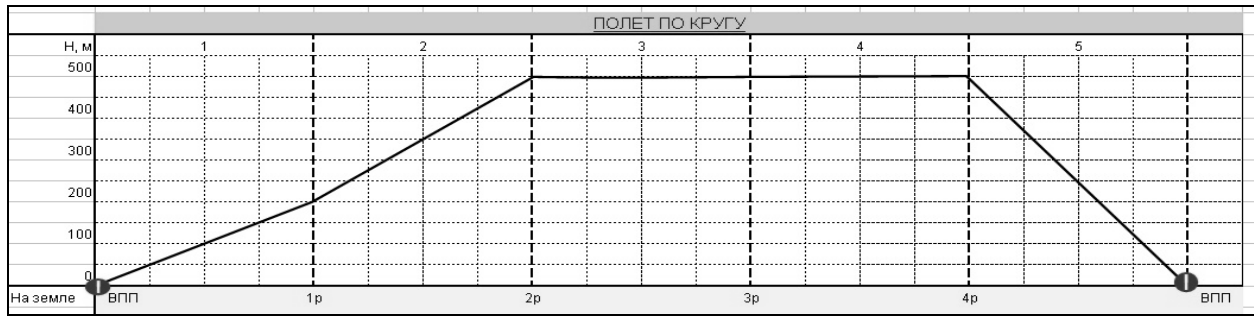


Рис. 1. Этапы профиля полета по кругу



Рис. 2. Этапы профиля полета по маршруту

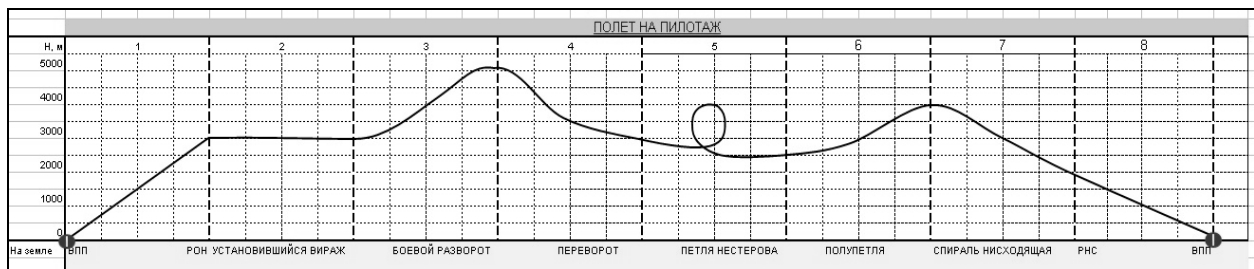


Рис. 3. Этапы профиля полета на выполнение пилотажа

Условия расчета		ПОЛЕТ НА ВЫПОЛНЕНИЕ УДАРНОЙ ЗАДАЧИ									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1. Запас топлива, кг	2300	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5
2. Внешние подвески, кг	2650										
Общий гарантийный запас топлива, кг	300										
13%											
	На земле	аэродром	РОН РНС	ППМ 1	ППМ 2	РНС РОН	РОС РНН	ППМ 3			цель
S, км		24	20	25	20	35	60	80			
t, мин	7,0	1,8	2,0	2,5	2,0	3,9	3,5	4,7			
Vист, км/ч		813	600	600	600	550	1019	1019			
		550	600	600	600	800	1165	1121			
Секундный расход топлива, кг/с		2,153	0,3309	0,3299	0,328	0,092	1,104	1,104			
		0,092	0,257	0,257	0,257	1,055	1,104	1,104			
Километровый расход топлива, кг/км		9,53	1,985	1,979	1,970	0,605	3,90	3,90			
		0,61	1,542	1,542	1,542	3,263	3,55	3,55			
Общий расход топлива, кг	112	234	40	49	39	21	234	312			
		71	31	39	31	78	213	284			
Sхо	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035			
	0,029	0,029	0,029	0,029	0,029	0,029	0,029	0,029			
Масса, кг	13450	13338	13104	13065	13015	12976	12954	12721			
		9282	9403	9434	9473	9503	9582	9794			
Остаток топлива	2300	2188	1954	1915	1865	1826	1804	1571			
		481	552	583	614	653	683	762			
Общая протяженность маршрута, км		520		Общее время полета, мин		39,5		Расход топлива, кг		1819	
								Остаток топлива, кг		481	

Рис. 4. Этапы профиля полета на выполнение ударной задачи

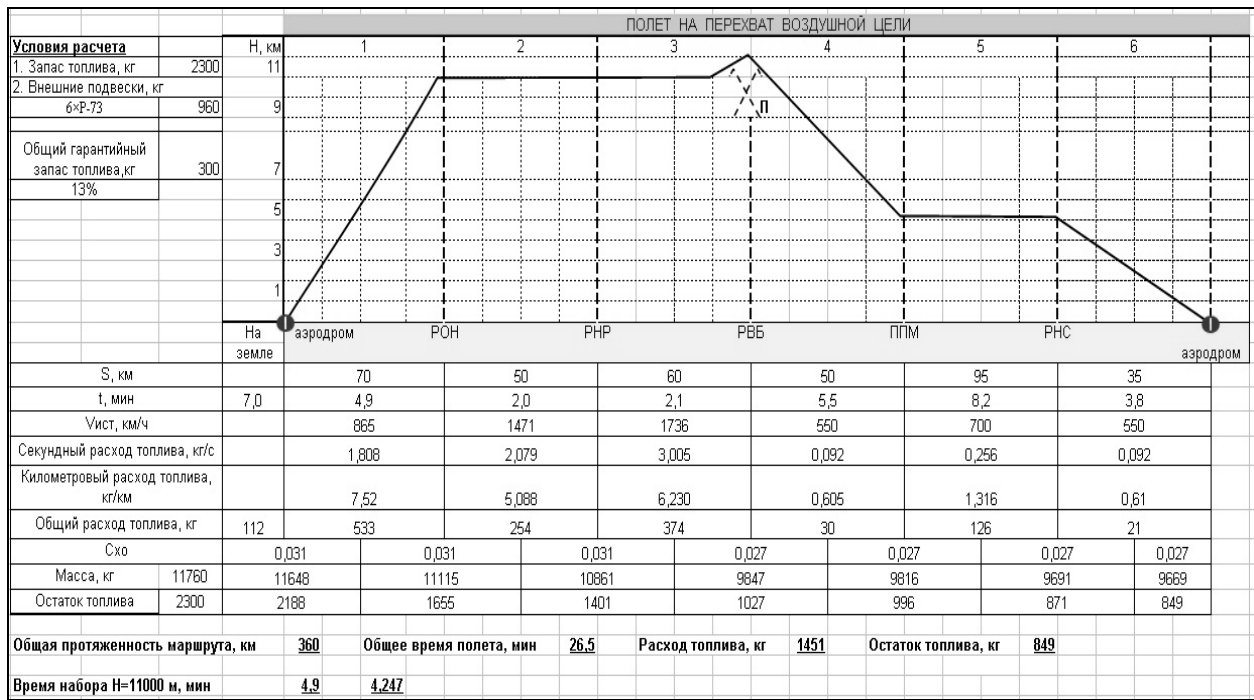


Рис. 5. Этапы профиля полета на перехват воздушной цели

Таблица 1

Исходные данные для выполнения полетного задания

Характеристики ЛА	Полет по маршруту	Выполнение ударной задачи	Перехват воздушной цели	Полет по кругу	Полет на пилотаж
Масса топлива, кг	1500	2300	2300	1500	1500
Масса внешних подвесок, кг	320	2650	960	0	0
C <sub>хо</sub> ЛА и внешних подвесок	0,0265	0,0347	0,0312	0,025	0,025
K <sub>max</sub>	9,9	8,65	9,13	10,2	10,2

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, что при выполнении всех полетных заданий установка двигателей АИ-222-25Ф обеспечивает лучшие характеристики летательному аппарату, чем двигатели Adour Mk.811 (табл. 2 – 4). Анализ полученных данных показывает, что:

- во всех полетных заданиях авиационные двигатели АИ-222-25Ф обеспечивают самолету меньший расход топлива;

- во всех полетных заданиях УБС с двигателями АИ-222-25Ф имеет лучшую скороподъемность, при этом, максимальная скороподъемность самолета

с двигателями АИ-222-25Ф будет на более 35 % выше, чем с двигателями Adour Mk.811;

- при выполнении полетных заданий “Ударная задача” и “Перехват воздушной цели” УБС с двигателями АИ-222-25Ф будет обладать большей скоростью горизонтального полета (ГП);

- при выполнении пилотажа УБС с двигателями АИ-222-25Ф позволит обеспечить располагаемые нормальные перегрузки на 40-50 % выше, чем этот же самолет с двигателями Adour Mk.811.

Дополнительно были проведены оценки характеристик УБС при установке двигателей без форсажной камеры сгорания – АИ-222-25. По расходам топлива на выполнение типовых заданий этот вариант УБС оказался самым экономичным. При этом, на высоте H=11000 м максимальная скорость полета ЛА снизилась с 1736 до 1001 км/ч, максимальная скороподъемность снизилась с 224,5 м/с до 76,8 м/с, а длина разбега увеличилась на 75 %.

Характеристики ЛА в полете с разными двигателями приведены в табл. 5 и отображены на рис. 6 – 10.

Таблица 2

## Программа полета на пилотаж

№ участка полета	1	2	3	4	5	6	7	8
Полетный маршрут	ВПП-РОН	Виращ	Боевой разворот	Переворот	Петля Нестерова	Полупетля	Спираль нисходящая	РНС-ВПП
S, км	20	var	var	var	var	var	var	15
H, м	0	3000	4000	4000	4000	4000	3000	0
V <sub>ист</sub> , км/ч	var	500	600	450	650	650	450	450
Перегрузка n <sub>y</sub> (Adour Mk.811)	1	3	2	4	5	5	1,5	1
Перегрузка n <sub>y</sub> (АИ-222-25Ф)	1	5	3	6	7	7	1,5	1

Таблица 3

## Программа полета на выполнение ударной задачи

№ участка полета	1	2	3	4	5	6	7
Полетный маршрут	Аэродром - РОН	РОН - ППМ1	ППМ1-ППМ2	ППМ2 - РНС	РНС - РОС	РОС - ППМ3	ППМ3 - ЦЕЛЬ
S, км	24	20	25	20	35	60	80
H, м	0	5000	5000	5000	200	200	200
V <sub>ист</sub> , км/ч	var	600	600	600	550	var	var

№ участка полета	8	9	10	11	12	13	14
Полетный маршрут	ЦЕЛЬ - ППМ3	ППМ3 - РНН	РНН - РОН	РОН - ППМ2	ППМ2 - ППМ1	ППМ1 - РНС	РНС - Аэродром
S, км	80	60	24	20	25	20	35
H, м	500	500	4000	4000	4000	4000	0
V <sub>ист</sub> , км/ч	var	var	var	700	700	750	550

Таблица 4

## Программа полета на перехват воздушной цели

№ участка полета	1	2	3	4	5	6
Полетный маршрут	Аэродром - РОН	РОН - РНР	РНР-РВБ	РВБ-ППМ	ППМ-РНС	РНС -Аэродром
S, км	70	50	60	50	95	35
H, м	0	11000	11000	11000	11000	200
V <sub>ист</sub> , км/ч	var	var	var	550	700	550

Таблица 5

## Характеристики ЛА в полете с разными двигателями

Характеристика ЛА	Двигатель Adour Mk.811	Двигатель АИ-222-25Ф
Протяженность маршрута, км	283	283
Общее время полета, мин	28,7	28,2
Общий расход топлива, кг	626	576
Максимальная скорость ГП (H=0 км)	1000	1121
Максимальная скорость ГП (H=11 км)	1524	1736
Максимальная скороподъемность, м/с	144,6	224,5

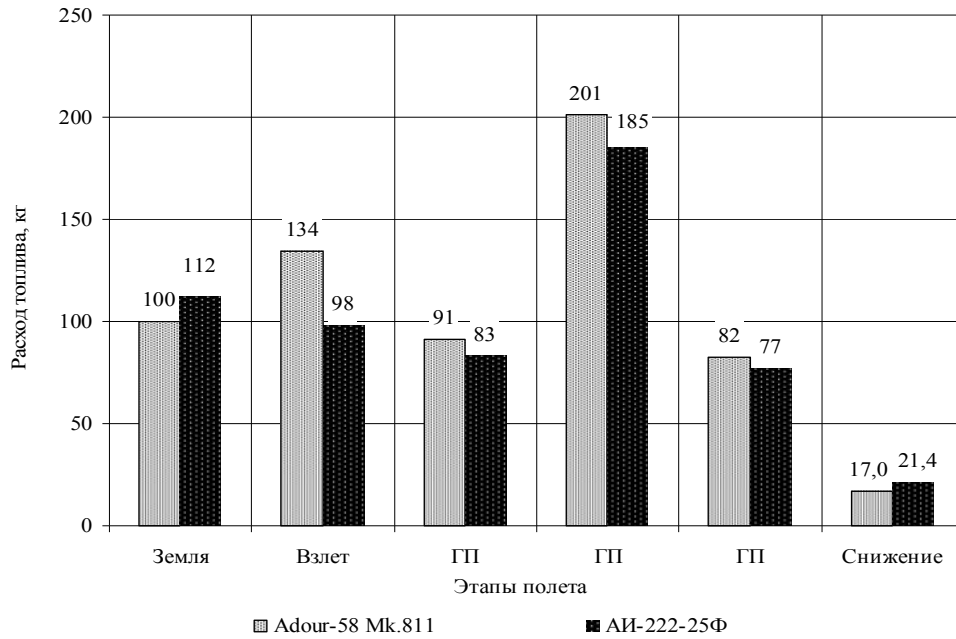


Рис. 6. Расход топлива по этапам полета ЛА

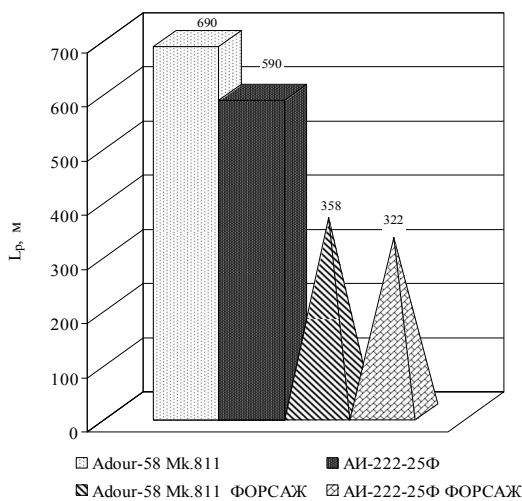


Рис. 7. Длина разбега ЛА с разными двигателями

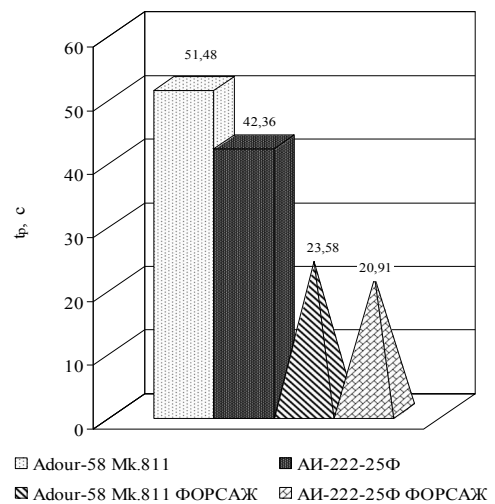


Рис. 8. Время разбега ЛА с разными двигателями

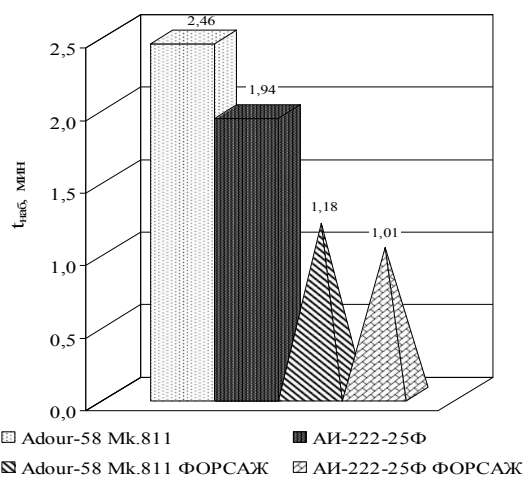


Рис. 9. Время набора высоты до H=5000 м

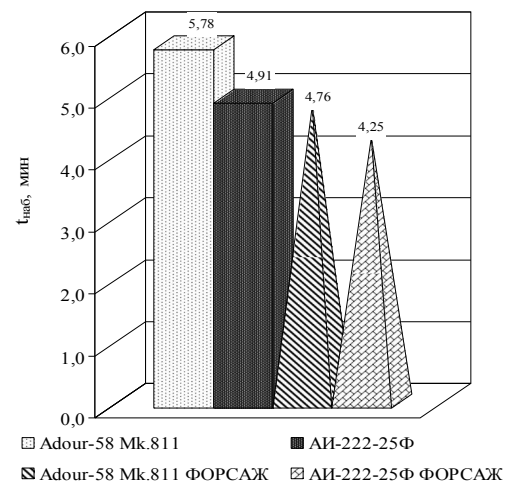


Рис. 10. Время набора высоты до H=11000 м

### Выводы по исследованию

С помощью разработанного программного комплекса проведена оценка эффективности применения исследуемых авиационных двигателей в системе УБС.

Применение двигателей АИ-222-25Ф на исследуемом УБС улучшает его летно-технические характеристики по сравнению с аналогичным самолетом, на котором будут применяться двигатели Adour Mk.811.

Улучшение таких показателей как максимальная скорость полета и скороподъемность УБС с двигателями АИ-222-25Ф значительно повысит не только его учебный потенциал, но и при необходимости - боевой потенциал. Это будет достигаться за счет меньшего времени пребывания в районе цели при выполнении ударных задач и меньшего времени, что необходимо для перехвата воздушной цели. Уменьшение длины разбега повысит оперативность использования УБС с двигателями АИ-222-25Ф.

Применение в составе данного УБС двигателей без форсажной камеры сгорания возможно, но значительно ухудшает его ЛТХ при несколько меньших расходах топлива на выполнение полетного задания. Однако данный летательный аппарат будет обладать значительно меньшими боевыми возможностями, особенно при перехвате воздушных целей.

#### Перспективы дальнейших исследований.

Разработанный программный комплекс в дальнейшем позволит оперативно оценивать характеристики УБС с различными вариантами двигателей.

Применение двигателей АИ-222-25Ф в составе исследуемого учебно-боевого самолета значительно повышает скорость полета, скороподъемность, перегрузки при выполнении пилотажа, сокращает длину и время разбега. По таким показателям как максимальная скороподъемность и длина разбега самолет вплотную приближается к современным самолета-истребителям, что при необходимости позволит использовать данный УБС в качестве легкого истребителя.

В дальнейшем необходимо проанализировать характеристики данного УБС с перспективной модификацией двигателя – АИ-222-28Ф.

### Литература

1. Біла книга-2011. Збройні Сили України. – К: Військо. – 110 с.
2. Флоров, И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации [Текст] / И.Ф. Флоров // Труды ЦИАМ № 1099. – 1985. – 260 с.
3. Анилко, О.Б. Интеграция характеристик

силовой установки и планера летательного аппарата: проблемы и пути их решения [Текст] / О.Б. Анилко, В.В. Логинов // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – 2006. – № 2 (28). – С. 59 – 65.

4. Логинов, В.В. Комплексный подход по формированию технического облика силовой установки, интегрируемой в планер, при синтезе летательного аппарата [Текст] / В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ "ХПІ", 2009. – Вип. 2. – С. 88 – 99.

5. Дональд, Д. Энциклопедия военной авиации [Текст]: пер. с англ. / Дэвид Дональд, Йон Лейк. – М.: Омега, 2003. – 443 с.

6. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов [Текст] / 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.

7. Югов, О.К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст] / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

8. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

9. Терещенко, Ю.М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст] / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, В.В. Панін. – К.: Нац. авіац. ун-т. – 2009. – 344 с.

10. Иродов, Р.Д. Методологические основы выбора параметров реактивного двигателя под заданные требования к маневренному самолету [Текст] / Р.Д. Иродов, И.Г. Башикиров // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции "Авиадвигатели XXI века". Т.1 – М.: ЦИАМ, 2005. – С. 228 – 230.

11. Практическая аэродинамика самолета МиГ-29 [Текст]. – М.: Воениздат, 1987. – 316 с.

12. Самолет МиГ-29. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ru.wikipedia.org/wiki/МиГ-29>. – 23.02.2012 г.

13. Истребитель-бомбардировщик "Ягуар" (ВВС Великобритании, ВВС и ВМС Франции) [Текст]. – М.: Военное изд-во, 1984. – 72 с.

14. Jane's Aero-Engines [Текст] / Edited by Bill Gunston. – OBE, FRAeS, March, 2005. – 750 p.

15. Авиационные двигатели [Текст] / Под ред. И.Г. Шустова. – М.: ООО ИД "Аэросфера". 2007. – 328 с.

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

17. Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-222-25Ф. Дополнение к Эскизному проекту [Текст] / ГП «Ивченко-Прогресс», 2002. – 441 с.

18. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой АИ-222К-25Ф. Эскизный проект. Книга 1 [Текст] / ГП «Ивченко-Прогресс», 2005. – 256 с.

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

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

Поступила в редакцию 10.03.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков.

### ШЛЯХИ ПОКРАЩЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВЧАЛЬНО-БОЙОВОГО ЛІТАКА НА ОСНОВІ ЗАМІНИ ДВИГУНА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

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

В статті розглянуті шляхи покращення льотно-технічних характеристик навчально-бойового літака на основі заміни двигуна силової установки. Проведені розрахункові дослідження льотно-технічних характеристик навчально-бойового літака с різними варіантами двигунів: Adour Mk.811 та AI-222-25F. Характеристики літака досліджувались на основі типових задач, які вирішуються на тренуваннях льотного складу: політ по колу, політ по маршруту, політ на пілотаж, виконання ударної задачі, перехват повітряної цілі. Результати досліджень показали, що застосування двигунів AI-222-25F у складі навчально-бойового літака значно підвищує швидкість польоту, швидкопід'ємність, нормальні перевантаження при виконанні пілотажу, скорочення довжини та часу розгону. По показникам максимальної швидкопід'ємності та довжини розгону він впритул наближається о сучасних літаків-винищувачів, що при необхідності дозволить використовувати даний навчально-бойовий літак у якості легкого бойового літака.

**Ключові слова:** навчально-бойовий літак, двигун AI-222-25F, силова установка, інтеграція, погодження характеристик, легкий бойовий літак.

### MEANS TO IMPROVE THE BATTLE TRAINER AIRCRAFT PERFORMANCE CHARACTERISTICS BY REPLACING THE PROPULSION ENGINE

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

The article examines the means to improve the battle trainer aircraft performance characteristics by replacing the propulsion engine. There are calculations of the battle trainer aircraft performance characteristics depending on different engine versions: Adour Mk.811 and AI-222-25F. The aircraft characteristics were examined based on the standard tasks to be solved when training the flight personnel: circuit flying, en-route flight, piloting, performing a battle task and aerial target interception. According to the study results, engines AI-222-25F as a part of the battle trainer aircraft substantially increase the flight speed, climbing speed and normal overloads during piloting as well as reduce the takeoff length and time. According to the maximum climbing speed and takeoff run, the aircraft almost catches up with present-day fighter aircrafts, which makes it possible to use the battle trainer aircraft as a light combat one.

**Key words:** battle trainer aircraft, AI-222-25F engine, propulsion, integration, adjustment of characteristics, light combat aircraft.

**Логінов Васильй Васильевич** – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры инженерно-авиационного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, e-mail: astravek@mail.ru.

**Кравченко Игорь Федорович** – канд. техн. наук, доцент, Генеральный конструктор ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье .

**Єланський Александр Виталиевич** – начальник бригады – заместитель начальника отдела перспективных разработок, ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье, e-mail: a.elanskiy@ivchenko-progress.com.

**Смык Сергей Иванович** – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Научного центра Воздушных Сил, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков.