

Розвиток, бойове застосування та озброєння авіації

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. Логинов¹, И.Ф. Кравченко², И.И. Карпачев², А.В. Еланский²

¹ Харьковський університет Воздушних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

² ГП "Івченко-Прогрес", Запоріжжя

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОКОЛЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ СЕМЕЙСТВА АИ-222 ДЛЯ ЛЕГКИХ БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ

В статье приведен способ определения поколения авиационного двигателя семейства АИ-222 для легких боевых самолетов. Показано, что появлению новых поколений двигателей предшествует возникновение принципиально новых потребностей авиационной техники, которые не могут быть удовлетворены с помощью существующих ее составляющих. Проведена оценка технического совершенства авиационных двигателей и обосновано их техническое развитие, что в значительной степени предопределяет завоевание авиацией качественно новых показателей и областей применения. Показано, что двигатель АИ-222-25Ф по тягово-массовым показателям соответствует двигателям 4-го поколения, а по показателям газодинамической нагрузки он намного превосходит 4-е поколение. Система автоматического управления элементами двигателя, что применяется в его составе, соответствует требованиям к двигателям 5-го поколения.

Ключевые слова: поколение двигателя, силовая установка, характеристики двигателя АИ-222-25Ф, летательный аппарат, легкий боевой самолет.

Введение

Закон смены поколения техники, принципиально различающейся методом выполнения технологии одного и того же назначения, утверждает, что для обеспечения долговечности или конкурентоспособности техники ее поколения заменяют на основе принципиального изменения технологий данной генерации системы. Этот закон теоретически обобщает не только закономерности принципиального изменения технологии, но и специальные закономерности: циклического изменения объемов производства продукции; многостадийного развития технологических систем; специализации производства; скачкообразного увеличения производственной мощности предприятий, осваивающих технику и технологии новых поколений [1].

Объяснение закона смены поколений техники и технологий основывается на обосновании отличий нескольких стадий развития образцов техники. Этот закон относится и к боевой авиационной технике.

То, что принято называть "поколениями" боевой авиационной техники отражает переломные изменения во взглядах теорий применения и эффективности использования систем вооружений, связанные с научно-техническим развитием, возникновением и развитием новых технологий, появлением принципиально новых возможностей. Например, характерным признаком перехода к новому поколению истребителей является коренное изменение тактики боевого применения [2, 3].

Появлению новых поколений авиационной техники предшествует возникновение принципиально новых

потребностей, которые не могут быть удовлетворены с помощью существующей технологии. Техническое развитие авиационных двигателей в значительной степени предопределяет завоевание авиацией качественно новых показателей и областей применения [4].

Постановка задачи. Определение отдельно поколения авиационного двигателя, как и определение поколения летательного аппарата (ЛА) является в определенной степени условностью. Заказчику, который эксплуатирует ЛА более важно не определение его поколения (или применяемого авиационного двигателя), а эффективность всего авиационного комплекса. Даже самый перспективный образец ЛА не имеющий должной системы обеспечения его эксплуатации (включая: подготовку летного и технического состава, аэродромное обеспечение, обеспечение комплектами, горюче-смазочными материалами, радиотехническими средствами, связью, ремонтными базами и т.д.) будет уступать в своей эффективности авиационным комплексам предыдущих поколений с налаженной системой обеспечения его эксплуатации. Поэтому актуальной является задача определения поколения авиационного двигателя в системе ЛА, а именно учебно-тренировочного самолета (УТС) или учебно-боевого самолета (УБС).

Целью статьи является сравнительный анализ авиационных двигателей семейства АИ-222 и определение их поколения в системе ЛА.

Анализ последних исследований и публикаций. В процессе развития авиационных двигателей с начала 1940-х гг. и до наших дней можно выделить

пять поколений. Каждое из поколений характеризуется назначением, конструктивно-компоновочной схемой разрабатываемых двигателей, уровнем параметров цикла, типами элементов (компрессора, камеры сгорания, турбины, выходного устройства), а также применяемыми материалами и технологическими приемами изготовления. Комплекс признаков определенного поколения в целом оказывается достаточно устойчивым, в результате чего, даже очень удачные образцы двигателей предшествующих поколений, несмотря на долгую эксплуатацию и существенное улучшение параметров в их последующих модификациях, уступают по комплексу свойств образцам последующих поколений.

Анализ научных работ позволяет утверждать, что временные границы внедрения поколений очень размыты. Например, в работе [5] поколения ориентировочно относятся к 40-м, 50-м, 60-м и 70-м годам развития авиационной техники (табл. 1). Важнейшими массогабаритными показателями авиационных двигателей являются удельная тяга $P_{уд}$ и удельный вес $\gamma_{дв}$. Изменение $P_{уд}$ по годам сильно зависит от типа двигателя. Внедрение турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) на дозвуковых самолетах и рост степени двухконтурности m привели к заметному снижению значения $P_{уд}$ на взлете и росту относительных диаметральных габаритов двигателей. В четвертом поколении взлетная удельная тяга ТРДД стабилизировалась на уровне 250...350 (Н·с)/кг. Предполагается, что $P_{уд\ взл}$ у ТРДД пятого поколения для магистральных самолетов изменится не намного, так как рост степени двухконтурности будет компенсироваться ростом температуры газов.

Такое же разделение поколений (табл. 2, 3) и

тенденции изменения параметров цикла наблюдаются в работе [6]. Характерно то, что наряду с сохранением двигателей малой тяги (несколько тысяч и даже сотен Ньютонов) наблюдается интенсивное увеличение максимальных значений тяги, достигаемых в одном двигателе. Эта тенденция связана с ростом взлетной массы самолетов. Наибольшая тяга получена в двухконтурных двигателях, причем увеличение тяги достигается ростом степени двухконтурности с одновременным увеличением параметров цикла, в то время как размерность газогенераторной части ТРДД имеет определенную тенденцию к уменьшению.

Распределение поколений авиационных ГТД согласно анализу работ [7, 8] приведены в табл. 3. Отмечается разделение по типу двигателя и назначению ЛА, удельному весу и удельному расходу. Однако следует отметить, что разделение двигателей типа ТРДД(Ф), которые применяются на УТС, УБС и ЛБС (дозвуковые и околозвуковые ЛА), практически нет.

Так сложилось, что на поколения делили сначала боевые самолеты и двигатели к ним, а в последующем магистральные авиалайнеры и двигатели к ним. По данному делению на поколения были определены соответствующие критерии. Как такового четкого деления на поколения УТС и УБС (ЛБС) на сегодняшний день не существует.

Поэтому целесообразно исследовать диапазон применения двигателей семейства АИ-222, которые предназначены для использования в составе УТС, УБС и ЛБС. Также возможно применение этих двигателей в составе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

Таблица 1

Поколения авиационных ГТД

Поколение	Назначение самолетов	Схема двигателя	Компрессор	Турбина	m	M_{max}	Примеры двигателей
I с 1943—1945 гг. по 1949—1952 гг.	Военные	ТРД ТРДФ ТВД	Одновальный осевой или центробежный $\pi_k = 3 \dots 5,5$	Неохлаждаемая $T_r^* = 1000 \dots 1150$ К (охлаждение при использовании сварных конструкций)	—	<1	«Дервент», «Нин», РД-500, ВК-1, BMW 003, J35, J47, ВК-1Ф, АЛ-5 ТВД: «Мамба», «Дарт», «Тезей»
II с 1950—1953 гг. по 1958—1960 гг.	Военные	ТРДФ ТРД, ТВД	Осевой одновальный с регулируемой НА или двухвальный $\pi_k = 7 \dots 13$	Неохлаждаемая (полые лопатки первого СА) $T_r^* = 1150 \dots 1250$ К	—	2—2,3	РД-9Б; РД-300, АЛ-7Ф-1, J57, J75, J79 ТВД: Т-58, Т-64
	Гражданские	ТВД, ТРД			—	<1	ТВД: НК-12МА, АИ-20 ТРД: РД-3М, «Эвон», JT-3С
III с 1958—1960 гг. по 1967—1970 гг.	Гражданские	ТРДД	Осевой двухвальный или одновальный $\pi_k = 10 \dots 15$ (ТРД), $\pi_k = 16 \dots 20$ (ТРДД)	С внутренним конвективным охлаждением лопаток $T_r^* = 1300 \dots 1450$ К	0,5—2,5	<1	Д-20П, Д-30, Д-30КУ, НК-8, АИ-25, «Конуэй», «Спей» JT-3Д, JT-8Д
		ТРД(Ф), ТРДФ(СПС)			<1	2—2,2	«Олимп» 593
	Военные	ТРДФ			—	2,5—3,0	J93, J58
		ТРД, ТРДФ			0,7—1,5	<2,5	TF33, TF41, «Пегас», TF30, «Спей» 25R
IV с 1967—1970 гг. до начала 1980 г.	Военные	ТРДФ ТРДД	Осевой двухвальный или трехвальный $\pi_k = 20 \dots 30$	С конвективно-плечным охлаждением лопаток $T_r^* = 1500 \dots 1650$ К	0,4—2,0 6—8	2,2—2,5 <1	F100, F101, F404, RB.199; ТРДД: TF39; TF34
	Гражданские	ТРДД			4—6	<1	CF6, JT-9D, RB.211, Д-36

Таблица 2

Поколения авиационных ГТД

Поколения	Назначение самолетов	Схема двигателя	Компрессор	Турбина	m	M _{пax}
I с 1943–1945 гг. по 1949–1952 гг.	Военные	ТРД, ТРДФ, ТВД	Одновальный осевой или центробежный $\pi_{\Sigma} = 3...5,5$	Неохлаждаемая $T_{CA} = 1000...1150$ К (охлаждение при использовании сварных конструкций)	–	< 1
II с 1950–1953 гг. по 1958–1960 гг.	Военные	ТРДФ, ТРД, ТВД	Осевой одновальный с регулируемыми НА или двухвальный $\pi_{\Sigma} = 7...13$	Неохлаждаемая (полые лопатки первого СА) $T_{CA} = 1150...1250$ К	–	2...2,3
	Гражданские	ТВД, ТРД			–	< 1
III с 1958–1960 гг. по 1967–1970 гг.	Гражданские	ТРДД	Осевой двухвальный или одновальный $\pi_{\Sigma} = 10...15$ (ТРД) $\pi_{\Sigma} = 16...20$ (ТРДД)	С внутренним конвективным охлаждением лопаток $T_{CA} = 1300...1450$ К	0,5...2,5	< 1
		ТРД(Ф), ТРДД(СПС)			–	2...2,2
	Военные	ТРДФ			–	2,5...3,2
		ТРДД, ТРДФ			0,7...1,5	3
IV с 1967–1970 гг. до начала 1980 гг.	Военные	ТРДФ, ТРДД $\gamma = 0,155...0,122$	$Z_c = (3...5) + (7...10)$ Осевой двухвальный или трехзальный $\pi_{\Sigma} = 20...30$ $Z_c = 9...16$	$Z_c = (1...2) + (1...2)$ С конвективно-плочным охлаждением лопаток $T_{CA} = 1450...1650$ К $Z_c = (1...2) + (3...5)$	0,4...2,0 6...8	3 < 1
	Гражданские	ТРДД			4...6	< 1
IV+ с конца 1970-х гг. до середины 1990-х гг.	Военные	ТРДФ $\gamma = 0,130...0,104$	$\pi_{\Sigma} = 27...34$ $Z_c = 3 + (7...10)$	$T_{CA} = 1650...1750$ К $Z_c = (1...2) + (1...2)$	0,2...0,5	2,0...2,5
	Гражданские	ТРДД	$\pi_{\Sigma} = 30...38$ $Z_{\text{кв}} = 9...14$	$T_{CA} = 1550...1640$ К $Z_c = (1...2) + (4...5)$	4,3...6,6	< 1
V с начала 1980 гг.	Военные	ТРДФ $\gamma = 0,120...0,100$	$\pi_{\Sigma} = 24...35$ $Z_c = (2...3) + (5...6)$	$T_{CA} = 1750...1850$ К $Z_c = 1+1$	0,2...0,5	2,0...2,5
	Гражданские	ТРДД	$\pi_{\Sigma} = 32...45$ $Z_{\text{кв}} = 6...12$	$T_{CA} = 1610...1780$ К $Z_c = (1...2) + (3...7)$	6...9 11...17	< 1
VI позднее 2003 года	Военные (целовой облик)	ТРДФ $\gamma = 0,080...0,050$	$\pi_{\Sigma} = 25...40$ $Z_c = (1...2) + (1...5)$	$T_{CA} = 2100...2350$ К $Z_c = 1+1$	0,2...0,6	< 2,5
	Гражданские	ТРД	$\pi_{\Sigma} = 50...60$ $Z_{\text{кв}} = 6$	$T_{CA} = 1900...2000$ $K_{\text{пр}} = 1+4$	10...11	0,95

Таблица 3

Поколения авиационных ГТД

Поколения, годы	Назначение самолетов	Основные схемы двигателей	Компрессор	Турбина	Удельный вес	Удельный расход топлива $M_{\Sigma} = 0,8$, $H = 11$ км	Степень двухконтурности	M _{пax}
Первое, 1940-е	Военные	ТРД, ТРДФ, ТВД	Одновальный осевой или центробежный $\pi_{\Sigma} = 3...5,5$	Неохлаждаемая $T_{CA}^* = 900...1150$ К	0,6–1,0	1,2–1,4* (ТРД)	0	<1,0
Второе, 1950-е	Военные	ТРДФ, ТРД, ТВД	Осевой одновальный с регулируемыми НА или двухвальный $\pi_{\Sigma} = 7...13$	Неохлаждаемая (охлаждаемые лопатки первого СА). $T_{CA}^* = 1150...1250$ К	0,22...0,26 (военные)	0,8...1,1 (ТРД)*	0	2...2,3
	Гражданские	ТВД, ТРД			–	0,25 (ТВД)**	0	<1,0
Третье 1960-е	Гражданские	ТРДД	Осевой двухвальный или одновальный $\pi_{\Sigma} = 10...15$ (ТРД) и с $\pi_{\Sigma} = 16...20$ (ТРДД)	С внутренним конвективным охлаждением лопаток $T_{CA}^* = 1300...1450$ К	–	0,8...0,7	0,5...2,5	<1,0
		ТРД(СПС)			–	–	0	2,0...2,2
	Военные	ТРДФ, ТРДВВП			0,14...0,18	–	–	2,5...3,0
		ТРДФ (ТРДД)			–	0,7...1,5	<2,5 (<1,0)	

Четвертое, 1970—1980	Военные	ТРДДФ	Осевой двухвальный или трехвальный $\lambda_{\Sigma}^* = 20...30$	С конвективно-плечным охлаждением лопаток $T_{\Gamma}^* = -1500...1700$ К	0,12...0,1	—	0,4...2,0	2,2...2,5
		ТРДД			—	—	6...8	<1,0
	Гражданские	ТРДД			—	0,65...0,58*	4...6	<1,0
Пятое, 1990—2010	Военные	ТРДДФ	Осевой двухвальный $\lambda_{\Sigma}^* = 25...35$	С конвективно-плечным охлаждением монокристаллических лопаток $T_{\Gamma}^* = -1850...1950$ К	-0,1	—	0,2...0,4	2,0...2,5
	Гражданские	ТРДД тягой от 100 до 500 кН	Осевой двух- (трех-) вальный $\lambda_{\Sigma}^* = 35...50$	$T_{\Gamma}^* = -1700...1800$ К	—	0,55...0,45* ***	от 5...6 до 8...12 (15...20) ***	<1,0

Примечание: * – кг/(даН·ч); ** – кг/(кВт·ч); *** – большие C_{y0} и меньшие t относятся к ТРДД с тягой ≈ 100 кН.

Основная часть исследований

Двигателей, разработанных специально для УТС и УБС, значительно меньше, чем двигателей разработанных для боевых самолетов, особенно это относится к ТРДД. Анализ конструктивно-компоновочных схем двигателей показывает, что существует только две модели ТРДД разработанных специально для УТС и УБС – двигатели семейства Larzac и ДВ-2 [9-11]. Остальные ТРДД, которые применяются сейчас на УТС и УБС (ADOUR, АИ-25ТЛ, F-124) либо были разработаны для применения на истребителях, либо являлись адаптированной версией гражданского двигателя (двигатель АИ-25ТЛ создан на базе гражданского ТРДД АИ-25). Например, двигатель ADOUR разрабатывался для применения на истребителе-бомбардировщике Jaguar, а двигатель F-124 создан на базе F-125, который был разработан для истребителя F-СК-1.

Таким образом, двигатели Larzac и ДВ-2 можно рассматривать как первое поколение ТРДД специально разработанных для УТС и УБС. Поэтому сравнение двигателя АИ-222-25, для определения его поколения необходимо проводить с двигателем ДВ-2 как наиболее близким по размерности.

Для определения поколения авиационных двигателей АИ-222-25 (табл. 4) и АИ-222-25Ф (табл. 5) по общепринятой шкале поколений двигателей для боевых самолетов (истребителей), проведем сравнение с классическим двигателем 4-го поколения РД-33 и представителями 5-го поколения двигателями F414 и EJ200. Сравнить с двигателями F-125, близкими по размерности к АИ-222, не совсем корректно ввиду специфичной конструктивной схемы двигателя F-125 (у него в компрессоре высокого

давления применена центробежная ступень). При чем в большей мере это сравнение будет касаться ТРДДФ АИ-222-25Ф.

Определять поколение двигателя по параметрам термодинамического цикла справедливо, в случае если назначение двигателей, а, следовательно, и требования к двигателям аналогичные. В нашем случае это не так. Принятые для сравнения и определения поколения ТРДДФ применяются на самолетах истребителях, причем двигатели 5-го поколения обеспечивают сверхзвуковую скорость полета самолета без использования форсажных режимов. Двигатель АИ-222-25Ф разрабатывался, в первую очередь, для УБС и ЛБС, к которым не выдвигались требования длительного полета на сверхзвуковой скорости и обеспечения высотного перехвата на сверхзвуковой скорости. Поэтому параметры термодинамического цикла двигателя АИ-222-25Ф не могут сравниваться с аналогичными параметрами двигателей 4-го и, тем более, 5-го поколений.

Для сравнения и определения поколения в качестве критериев принято следующее:

- тягово-массовые показатели – отношение удельной тяги на режиме полного форсажа к удельному весу двигателя;
- показатели экономичности – удельный расход топлива на режиме полного форсажа;
- показатели газодинамической нагрузки – средняя степень повышения полного давления в ступенях компрессора низкого давления (КНД) (вентилятора) и компрессора высокого давления (КВД);
- наличие электронной системы управления типа FADEC.

Каждому из критериев назначен удельный вес.

В исследованиях принято, что все критерии равноценны и имеют удельный вес равный 0,25. Так как двигатели РД-33, F414 и EJ200 достигают максимальных приведенных расходов воздуха в условиях старта, а ТРДДФ АИ-222-25Ф достигает указанных расходов в высотных условиях, то определение тягово-массовых показателей для двигателя АИ-222К-25Ф проводились при значениях тяги, которую он развил бы при максимальном приведенном расходе воздуха в условиях старта. При этом тяга АИ-222-25Ф будет составлять 4867 кгс. Так же учитывался фактор размерности двигателя, который определялся в зависимости от расхода воздуха через двигатель. Коэффициент влияния размерности опреде-

лялся из показателей $P_{уд}$ двигателей 4-го поколения РД-33 и F-125, которые близки по параметрам термодинамического цикла, но при этом имеют различные величины расхода воздуха и $P_{уд}$.

В качестве показателей экономичности был принят удельный расход топлива $C_{уд}$ на режиме полного форсажа. Рассматривать значения $C_{уд}$ на максимальном режиме не совсем корректно, так как на его значение в значительной мере окажут влияние параметры термодинамического цикла и, в первую очередь, значение степени двухконтурности. В то же время на значение $C_{уд}$ на форсажных режимах оказывает большое значение качество сгорания топлива.

Таблица 4

Расчет поколения ТРДД для УТС

Удельный вес критериев	Показатели и характеристики	Наименование двигателя				
		ДВ-2, Ларзак 04	АИ-222-25	Adour 871	F-124	XXX
	Поколение	4	определяется	определяется	определяется	5
	Тягово-массовые показатели					
0,25	Коэффициент размерности	1	1,0000	1,0000	1,0000	1
	Удельная тяга (форсаж) / Удельный сухой вес (форсаж)	224,10	287,54	285,80	360,41	289,94
	Отношение к 4-му поколению	1,0000	1,2831	1,2753	1,6082	1,2938
	Определенное поколение	4,00	4,96	4,94	6,07	5,00
	Показатели экономичности					
0,25	Величина $C_{уд}$, кг/(кгс ч)	0,655	0,64	0,78	0,81	0,55
	Отношение к 4-му поколению	1,0000	0,9771	1,1908	1,2366	0,8439
	Определенное поколение	4,00	4,15	2,78	2,48	5,00
	Показатели газодинамической нагрузки					
0,125	Среднее значение π ступени КНД	1,4832	1,6093	0,0000	1,4812	1,8370
	Отношение к 4-му поколению	1,0000	1,0850	0,0000	0,9987	1,2385
	Определенное поколение	4,00	4,36	0,00	3,99	5,00
0,125	Среднее значение π ступени КВД	1,3703	1,3831	1,4140	1,4295	1,4670
	Отношение к 4-му поколению	1,0000	1,0093	1,0318	1,0432	1,0705
	Определенное поколение	4,00	3,96	4,45	4,61	5,00
0,25	САУ типа FADEC	0,5	1	0,5	1	1
	Отношение к 4-му поколению	1,00	2,00	1,00	2,00	2,00
	Определенное поколение	4,00	4,57	4,04	4,46	5,00

Выводы по исследованию

Из анализа проведенных результатов, представленных в табл. 4 и 5, следует, что двигатель АИ-222-25Ф соответствует поколению **4,53**. По тягово-массовым показателям ТРДДФ АИ-222-25Ф практически соответствует двигателям 4-го поколения, по показателям газодинамической нагрузки он превосходит 4-е поколение (особенно это касается вентилятора с показателем 4,88). Применяемая система автоматического управления в составе двигателя

АИ-222-25Ф соответствует требованиям к двигателям 5-го поколения.

Исследованный тем же подходом двигатель АИ-222-25 соответствует поколению **4,57**. Применяемая система автоматического управления в составе двигателя АИ-222-25 соответствует требованиям к двигателям 5-го поколения, тягово-массовые показатели почти соответствуют двигателям 5-го поколения.

В данный период в Военно-Воздушных Силах наиболее развитых стран мира начался переход на

новое (пятое) поколение боевой авиационной техники. Но ввиду высокой стоимости данных летательных аппаратов наиболее широкое распространение получают боевые самолеты так называемых поколений 4+, 4++. Именно этому поколению и соответствуют двигатели семейства АИ-222 разработ-

ка и производство которых идет в Украине. Следовательно, было бы рационально использовать данное семейство двигателей в интересах авиации Воздушных Сил Вооруженных Сил Украины при обновлении парка учебно-боевых или боевых летательных аппаратов.

Таблица 5

Расчет поколения ТРДДФ

Удельный вес критериев	Характеристики	Наименование двигателя			
		РД-33	F414-GE-400, EJ200	АИ-222-25Ф	F125
	Исходное поколение двигателя	4	5	Определяется	Определяется
Тягово-массовые показатели					
0,25	Коэффициент размерности	1	1	1,0842	1,12
	Удельная тяга (форсаж) / Удельный сухой вес (форсаж)	859,19	1111,61	857,18	739,51
	Отношение к 4-му поколению	1,0	1,2938	0,9977	0,8607
	Определенное поколение	4,0	5,0	3,99	3,53
Показатели экономичности					
0,25	Величина $C_{уд ф}$, кг/(кгс ч)	2,05	1,73	1,9	2,06
	Отношение к 4-му поколению	1,0	0,8439	0,9268	1,0049
	Определенное поколение	4,0	5,0	4,47	3,97
Показатели газодинамической нагрузки					
0,125	Среднее значение π ступени КНД	1,3312	1,6487	1,6093	1,4812
	Отношение к 4-му поколению	1,0000	1,2385	1,2090	1,1127
	Определенное поколение	4,00	5,00	4,88	4,47
0,125	Среднее значение π ступени КВД	1,2414	1,3289	1,2776	1,4295
	Отношение к 4-му поколению	1,0000	1,0705	1,0292	1,1515
	Определенное поколение	4,00	5,0	4,41	6,15
0,25	CAV типа FADEC	0,5	1	1	1
	Отношение к 4-му поколению	1,0	2,0	2,0	2,00
	Определенное поколение	4,0	5,0	4,53	4,45

Перспективы дальнейших исследований

Результаты исследования показывают, в каком направлении рационально развивать семейство двигателей АИ-222. А именно:

– в направлении повышения тяговых характеристик, при максимальном сохранении геометрических и массовых показателей, что необходимо, в первую очередь, для ТРДДФ;

– повышать напорность компрессоров высоко-го давления, возможно даже без увеличения степени повышения давления, это будет справедливо как для ТРДД, так и для ТРДДФ.

Список литературы

1. Военная авиация. Оружие и технологии России. Энциклопедия 21 век. Том 4 / Под общей ред. С. Иванова. –

М.: Издательский дом "Оружие и технологии", 2002. – 783 с.

2. Дональд Д. Энциклопедия военной авиации / Дэвид Дональд, Йон Лейк. – Перевод с англ. А. Бердов, И. Мальцев, А. Алексеев. – Изд-во "Омега", 2003. – 443 с.

3. Современная авиация России / 3-е доп. издание. – М.: ООО "Военный Парад", 2007. – 400 с.

4. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей. / Под общей ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.

5. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

6. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и газотурбинных установок: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т.1. – 208 с.

7. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей / Ю.Н. Нечаев. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1990. – 878 с.

8. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.И. Бакулев, В.А. Голубев, Б.А. Крылов, Е.Ю. Марчуков, Ю.Н. Нечаев, И.И. Онищук, В.А. Сосунов, В.М. Чепкин. – Москва: МАИ, 2003. – 688 с.

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

10. Иностранные авиационные двигатели. /Под ред. Л.И. Соркина. – М.: ЦИАМ, 13 издание. – 2000. – 203 с.

11. Авиационные двигатели / Под ред. И.Г. Шустова. – М.: ООО ИД "Аэросфера". 2007. – 328 с.

12. Турбореактивные двухконтурные двигатели для боевой авиации: справ. пособие/В.В. Нерубаский. – Х: Нац. аэрокосм. ун-т Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2011. – Ч. 4. – 284 с.

13. Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-222-25Ф. Дополнение к Эскизному проекту/ ГП "Ивченко-Прогресс", 2002. – 441 с.

14. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой АИ-222К-25Ф. Эскизный проект. Книга 1 / ГП "Ивченко-Прогресс", 2005. – 256 с.

Поступила в редколлегию 10.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, с.н.с. Е.А. Украинец, Харьковский университет Воздушных Сил имени И. Кожедуба, Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ПОКОЛІННЯ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА СІМЕЙСТВА АІ-222 ДЛЯ ЛЕГКИХ БОЙОВИХ ЛІТАКІВ

В.В. Логінов, І.Ф. Кравченко, І.І. Курпачов, О.В. Єланський

В статті приведений спосіб визначення покоління авіаційного двигуна сімейства АІ-222 для легких бойових літаків. Показано, що появи нових поколінь двигунів передують виникнення принципово нових потреб авіаційної техніки, які не можуть бути задоволені існуючими її складовими. Проведена оцінка технічної досконалості авіаційних двигунів і обґрунтовано їх технічний розвиток, що в значній мірі зумовлює завоювання авіацією якісно нових показників і областей застосування. Показано, що двигун АІ-222-25Ф по тягово-масових показниках відповідає двигунам 4-го покоління, а по показниках газодинамічного навантаження він набагато перевищує 4-е покоління. Система автоматичного керування двигуном, що застосовується в його складі, відповідає вимогам до двигунів 5-го покоління.

Ключові слова: покоління двигуна, силова установка, характеристики двигуна АІ-222-25Ф, літальний апарат, легкий бойовий літак.

DETERMINATION OF GENERATION OF AVIATION ENGINE OF FAMILY OF AI-222 FOR LIGHT COMBAT AIRCRAFT

V.V. Loginov, I.F. Kravchenko, I.I. Kurpuchov, A.V. Yelansky

In the article the method of determination of generation of aviation engine of the AI-222 family for light combat aircraft is resulted. It is shown, that the origin of principle of new necessities of aviation technique, which can not be satisfied by its constituents, precedes to appearance of new generations of engines. Estimation of technical perfection of aviation engines is conducted and their technical development is grounded, that largely predetermines the conquest by aviation high-quality new indexes and application domains. It is shown, that engine AI-222-25F on power-mass indexes corresponds to the engines of 4th generation, and on the indexes of the gazodynamic loading he far excels a 4th generation. The system of automatic control of engine, that is used in his composition, conforms to requirement to the engines of 5th generation.

Keywords: generation of engine, power-plant, characteristics of the AI-222-25F engine, aircraft, light combat aircraft.