

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ПО ВЫБРОСАМ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ И РАСХОДУ ТОПЛИВА НОВЕЙШИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Диденко А.А., Матвеев С.Г., Цыганов А.М.;
Самарский университет, г. Самара, didenko.aa@ssau.ru

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, тяга двигателя, малоэмиссионная камера сгорания, индексы эмиссии, окислы азота, расход топлива, форсуночное устройство.

Новейшие турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) и двигатели ближайшей перспективы гражданской авиации имеют высокие параметры термодинамического цикла – суммарная степень повышения давления воздуха в двигателе $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 44 \dots 48$ (до 60 - в проектах), температура воздуха на входе в камеру сгорания (КС) $T_{\text{к}}^* = 850 \dots 920$ К (до 970 К), температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^* = 1750 \dots 1920$ К и степень двухконтурности $m = 8 \dots 12$ [1, 3]. Как известно, повышение температуры воздуха на входе в КС и газа на выходе из неё приводит к нелинейному увеличению индексов эмиссии окислов азота NO_x (NO , NO_2 , N_2O), концентрации которых в струе на выходе из двигателя, а также окиси углерода CO и несгоревших углеводородов УНС , жестко ограничиваются нормами ИКАО, при этом требования по эмиссии NO_x регулярно ужесточаются [1, 2]. Поэтому для двигателей с высокими параметрами цикла актуальной является задача создания малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС), которая с некоторым запасом обеспечивала бы выполнение действующих и перспективных норм ИКАО [3].

Фирма Дженерал Электрик (GE, США) на свои новейшие двухвальные двигатели GEнхустанавливает разработанные ею МЭКС схемы *TAPS* [1], которые в совокупности с двигательными данными, работой и параметрами других узлов обеспечивают запас в 15-45 % в значениях параметра эмиссии окислов азота Π_{NO_x} (г/кН) по сравнению с действующими нормами CAEP8 и ближайшими конкурентами – двухвальными двигателями PW4000 фирмы Пратт-Уитни (PW, США) и трёхвальными двигателями Trent-XWB фирмы Роллс-Ройс (RR, Англ.). Также хорошие, но более скромные показатели по Π_{NO_x} имеют двухвальные двигатели LEAP-X консорциума CFMI (GE+Snecma (Фр.)), также с камерами сгорания схемы *TAPS* от GE, по сравнению с основными конкурентами – двухвальными двигателями серий PW1000G/PW1400G с редуктором в турбокомпрессоре второго контура (PW, США).

В данной работе выполнен сравнительный анализ, представленных графически в зависимости от тяги двигателя R (кН), характеристик по выбросам вредных веществ – индексам эмиссии $EI \cdot \text{NO}_x$ (г/кг-топл.) и расходу топлива G_{T} (кг/с) перечисленных двигателей с камерами сгорания различных схем с двигателями GEнх и LEAP-X с МЭКС схемы *TAPS*. Данные для сравнения взяты из электронной базы ИКАО [1].

Сначала данные по индексам азота $EI \cdot \text{NO}_x$ и расходу топлива G_{T} двигателей большой тяги GEнх (*TAPS*) сопоставляются с характеристиками двигателей большой тяги CF6-80 и GE90 этой же фирмы GE: двигатели CF6-80 – с камерами сгорания схемы SACStandarti LEC, двигатели GE90-90 – с камерами сгорания C-PEC, DAC-I, DAC-II. Затем сопоставляется протекание характеристик с двигателями фирмы RRTrent-XWB с КС схемы Phase 5 (эксклюзивная КС с низкой эмиссией фирмы RR типа LEC).

В следующей части даётся сравнение протекания характеристик $EI \cdot \text{NO}_x$ и G_{T} двигателя LEAP-X с характеристиками двигателей этого же консорциума CFMI–CFM.56 с камерами сгорания SACStand., DAC, DAC-II и TechInsertion. Затем делается сравнение с характеристиками двигателей – конкурентов фирмы PW – PW1130, PW1133, PW1127 и другими из этих серий, у которых установлена камера сгорания схем TALON и TALON-II.

Предварительные комментарии следующие. Так как суммарное количество выбрасываемого двигателем вредного вещества в граммах за СВПЦ (стандартный взлетно-

посадочный цикл ICAO) зависит не только от $EI.NO_x$ (г/кг-топл.) – характеристики собственно камеры сгорания, но и определяется общим расходом топлива G_T (кг/с) на каждом из контрольных режимов СВППЦ (взлет, набор высоты, снижение, малый газ), поэтому предпринята попытка сравнить указанные характеристики не в зависимости от $\pi_{к\Sigma}^*$ или T_k^* , как обычно это делают при сравнении КС, а в зависимости от тяги двигателя R (кН) на данном режиме его работы.

Основные комментарии. Во всех рассмотренных группах сравнения результаты получаются качественно схожими в части фактических преимуществ ТРДД с МЭКС схемы *TAPS*:

- На режимах 4 (з.м.г.) и 3 (сниж.) расход топлива G_T (кг/с) по тяге двигателя R (кН) у двигателя $GE9x(TAPS)$ получается несколько ниже, чем у предшественников – типа GE90-90 или у конкурентов - Trent-XWB; далее, на режиме 5 (крейсерский) расход топлива G_T оказывается почти одинаковым или незначительно больше; затем при возрастании тяги двигателя R (кН) расход топлива у всех двигателей продолжает возрастать, но некоторое превышение расхода топлива у $GE9x$ увеличивается, причем на режимах 2 (н.в.) и 1 (взл.) всё заметнее;

- Индексы эмиссии $EI.NO_x$ на режимах 4 и 3 оказываются одинаковыми с конкурентами и немного ниже, чем у своих двигателей-предшественников; в диапазоне крейсерских режимов 5 индексы эмиссии $EI.NO_x$ у $GE9x(TAPS)$ значительно ниже, чем у конкурентов, но начинают резко возрастать, причём более резко, чем у конкурентов, и становятся, как правило, заметно выше последних на режимах 2 (н.в.) и 1 (взл.).

Полученные результаты сравнительного анализа для авторов оказались в целом несколько неожиданными.

Отмеченные особенности проявились не только в протекании характеристик двигателей большой тяги, но и у двигателей средней тяги LEAP-X (*TAPS*), что также интересно, но с большим проигрышем перед конкурентами – PW1100G/PW1200G. При этом индексы эмиссии $EI.NO_x$ с повышением тяги и с переходом к режимам 2 и 1, как уже отмечалось для двигателей $GE9x$, возрастают у LEAP-X в значительно большей степени, чем у конкурентов.

Таким образом, приведённые результаты сопоставительного анализа протекания зависимостей индексов эмиссии $EI.NO_x$ и расхода топлива G_T по тяге двигателя R показывают, что в условиях двигателя преимущество КС новейшей схемы *TAPS*, по-видимому, может маскироваться изменением параметров самого двигателя, но возможно и не обладают очевидными преимуществами. Последнее требует дополнительного исследования в сопоставлении с характеристиками опытных КС схемы LDI, особенно для двигателей с $\pi_{к\Sigma}^* \geq 50$ (52...54 и более).

Список литературы

1. ICAO Engine Emissions Databank-Issue (26, 26A, 28, 29 www.icao.int).
2. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [Текст] / ICAO, Т. II «Эмиссия авиационных двигателей». – Quebec, Canada НЗС 5Н7/ 2008 (www.icao.int/)
3. Диденко, А.А. Исследование параметрического, термогазодинамического и экологического совершенства высокоэффективных авиационных ГТД и их камер сгорания [Текст] / А.А. Диденко, С.В. Лукачев, А.М. Цыганов // Авиадвигатели XXI века. Москва, 25-27 ноября 2015 г.: сб. тезисов докл. – М.: ЦИАМ, 2015. – С. 399-401.

Сведения об авторах

Диденко Алексей Александрович, канд. техн. наук, доцент. Область научных интересов: рабочий процесс камер сгорания газотурбинных двигателей.

Матвеев Сергей Геннадьевич, канд. техн. наук, профессор. Область научных интересов: рабочий процесс камер сгорания газотурбинных двигателей.

Цыганов Александр Михайлович, канд. техн. наук, доцент. Область научных интересов: рабочий процесс камер сгорания газотурбинных двигателей.

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE EMISSION AND FUEL FLOW CHARACTERISTICS OF THE MODERN AND FUTURE AVIATION GAST URBINE ENGINES

Didenko A.A., Matveev S.G., Tsyganov A.M.;
Samara University, Samara, didenko.aa@ssau.ru

Keywords: bypass turbojet engine, engine thrust, low-emission combustion chamber, emission indices, nitrogen oxides, fuel flow, nozzle device.

A comparative analysis of the behaviour of nitrogen oxides emission and fuel flow depending on engine thrust in the range of ICAO takeoff and landing cycle modes for GENx and LEAP-X engines with TAPS (GE) combustion chambers was performed in comparison with similar characteristics of CF6-80, GE90-90, Trent-XWB engines and, respectively, CFM.56 and PW1100G/PW1200G engines with SAC Stand., LEC, Phase 5, Tech Insert., DAC, and TALON combustion chambers.