

УДК 629.735.03-251

И.А. Семериков

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

ОБЕСПЕЧЕНИЕ СООСНОСТИ ОПОР РОТОРА ГАЗОГЕНЕРАТОРА В КОНСТРУКЦИЯХ СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В работе рассмотрены конструкции современных авиационных двигателей (ПС-90А, CF6-80, GE-90, CFM-56, PW-6000, PW-1000G) и особенности технологии их сборки. Особое внимание уделено анализу конструктивных элементов, обеспечивающих соосность опор газогенератора. Анализ конструкции двигателей проведен по нескольким критериям: конструктивная схема газогенератора, количество опор, место расположения задней опоры, наличие центрирующих элементов по корпусам, количество силовых корпусов. Результаты сравнения сведены в общую таблицу.

Основываясь на проведенном анализе, можно отметить, что в конструкции отечественного двигателя ПС-90А применяются такие методы обеспечения соосности опор газогенератора, как точная обработка входящих деталей и применение регулировочных элементов. В конструкции двигателей иностранной разработки применяется точное изготовление корпусных и роторных деталей, влияющих на соосность, и используются в основном центрирующие элементы в виде цилиндрических поясков по корпусным и роторным деталям. В целом необходимо отметить, что развитие конструкции двигателей связано со стремлением уменьшить количество деталей, как роторных, так и статорных, влияющих на соосность опор.

Результаты анализа конструкций современных авиационных двигателей и тенденций их изменений используются при создании авиационного двухконтурного двигателя пятого поколения типа ПД-14.

Ключевые слова: конструкция газогенератора, сборка газогенератора, соосность опор, расположение опор газогенератора, обеспечение соосности опор.

I.A. Semerikov

OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

ENSURING THE ENGINE CORE BEARING SUPPORT ALIGNMENT OF MODERN AERO-ENGINES

The paper considers designs of modern aero-engines (PS-90A, CF6-80, GE-90, CFM-56, PW-6000, PW-1000G) and specifics of their assembly process. Special attention is paid to analysis of structural elements providing the alignment of engine core bearings. Engine design analysis is performed using several criteria: engine core configuration, number of bearings, turbine exhaust case position, presence of centering elements in casings, number of structural casings. The results of comparison are summed up in a common table.

According to results of the analysis one can see that the Russian PS-90A engine is designed with such engine core bearing alignment methods as precision machining of components and use of adjustment elements. Foreign engines are designed using the method of precision manufacturing of

casings and rotating components having influence on alignment and the centering elements in the form of cylindrical bands at casings and rotating components are mainly used. On the whole, it should be mentioned that evolution of engine design is associated with the desire to reduce the number of parts, both rotating and static, which produce effect on bearings alignment.

The results of analysis of modern aero-engines design and design trends are used to develop the bypass PD-14 engine of the 5th generation.

Keywords: engine core configuration, engine core assembly, bearing support alignment, arrangement of support of gas generator, ensuring coaxiality of support.

Одной из основных задач при проектировании авиационных двигателей является обеспечение соосности опор ротора газогенератора. Чем больше опор ротора газогенератора, тем решение задачи обеспечения соосности становится сложнее.

Соосность посадочных мест, необходимая для нормальной работы подшипников, требует обеспечения совпадения осей посадочных шеек вала и отверстий корпусов после монтажа. Если не приняты меры для компенсации возможных конструктивных или технологических дефектов, нарушающих соосность, работа узла будет ненормальной вследствие перекоса колец и перегрузки тел качения [1]. Обеспечение соосности опор влияет на величину взаимного перекоса наружного и внутреннего колец подшипников опор ротора. Чем меньше отклонение от несоосности опор, связанное с точностью изготовления деталей, тем взаимный перекос колец подшипников меньше и большая величина допустимого значения взаимного перекоса идет в запас. В процессе работы двигателя величина взаимного перекоса колец подшипников опор ротора увеличивается за счет теплового расширения роторных и статорных деталей. Чем меньше величина взаимного перекоса колец подшипников, тем в более благоприятных условиях работают подшипники, соответственно, выше ресурс и надежность подшипников.

Для достижения минимального значения несоосности обычно применяют следующие мероприятия:

- уменьшение количества деталей, входящих в силовую схему двигателя, точность изготовления которых влияет на соосность опор;
- точное изготовление всех деталей, входящих в силовую схему двигателя и влияющих на соосность опор;
- применение совместной механической обработки на станке нескольких собранных деталей, входящих в силовую схему двигателя, которые влияют на соосность опор. При этом по отдельности допуски на изготовление деталей, входящих в пакет для обработки, могут быть стандартные, не зажатые;

- применение регулировочных элементов (эксцентрики и клиновидные кольца) в конструкции опор для выправления радиального смещения опор (соосность опор) и уменьшения торцевого перекоса (торцевое биение при контроле вращения ротора относительно статора);

- аналитическая оценка влияния теплового расширения деталей ГТД на соосность опор с использованием современных расчетных технологий и компьютерных программ;

- другие способы.

Под силовой схемой двигателя понимается система силовых деталей, предназначенных для восприятия нагрузок, действующих на элементы двигателя, и передача их результирующей на узлы крепления двигателя к самолету. Она состоит из силовой схемы ротора и силовой схемы корпуса [2].

Рассмотрим конструкцию современных двухконтурных двигателей, таких как отечественный двигатель ПС-90А и зарубежные двигатели CF6-80, GE-90, CFM-56, PW-6000, PW-1000G.

На рис. 1 представлен газогенератор двигателя ПС-90А. Двигатель разработан ОАО «Авиадвигатель» (Россия, г. Пермь) и устанавливается на семейства самолетов Ту-204/Ту-214 и Ил-96 [3]. Двигатель ПС-90А имеет несколько модификаций (ПС-90А1, ПС-90А2, ПС-90А3, ПС-90А-76), на базе данного двигателя разработаны также установки для перекачки газа и выработки электроэнергии (ГТУ-12П, ГТУ-16П, ГТУ-25П) [4].

Ротор газогенератора имеет три опоры. Передняя опора – роликовый подшипник, средняя опора – шариковый подшипник, задняя опора – роликовый подшипник (расположена перед турбиной высокого давления). Передняя и задняя опоры выполнены упруго-демпферными [3].

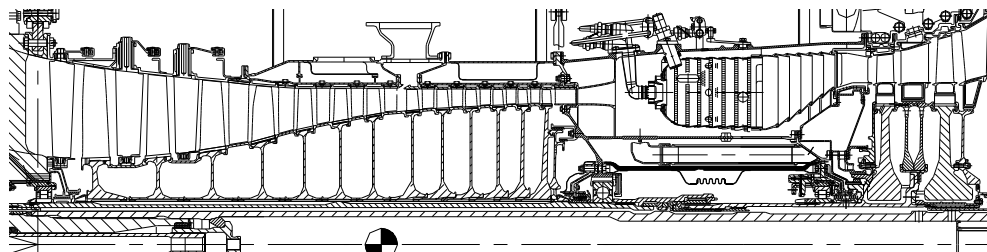


Рис. 1. Газогенератор двигателя ПС-90А

Корпусы газогенератора соединены между собой фланцевыми болтовыми соединениями. Центрирование по всем корпусам компрессора высокого давления и на стыке с камерой сгорания выполнено при помощи цилиндрических выступов. Пример центрирования с помощью цилиндрических выступов показан на рис. 2.

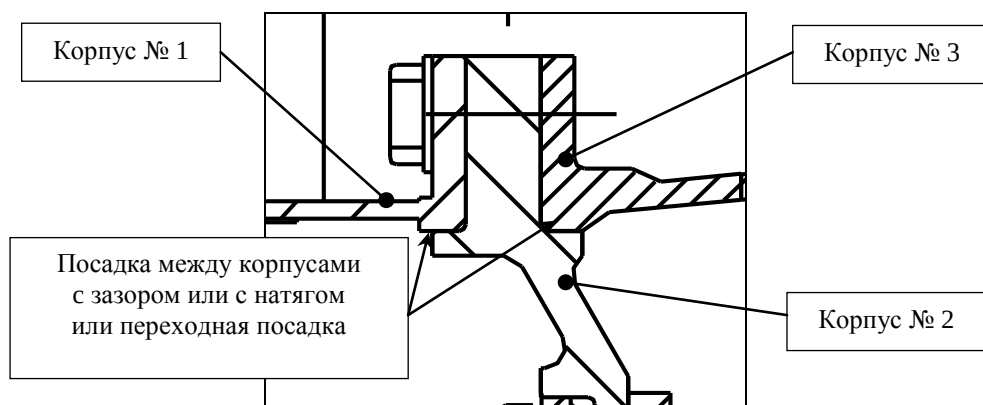


Рис. 2. Центрирование с помощью цилиндрических выступов

В конструкторской практике центрирование между корпусными деталями может быть выполнено при помощи штифтов и призонных болтов [5]. У каждого из способов есть свои достоинства и недостатки.

В стыке корпуса камеры сгорания и турбины высокого давления центрирования нет, и далее на корпусах турбины высокого давления центрирования нет. Количество корпусных деталей в компрессоре высокого давления – 6, в камере сгорания – 2, в турбине высокого давления – 2.

В конструкции роторов компрессора высокого давления и турбины высокого давления диски устанавливаются на валы. Соединение между роторами выполнено при помощи шлицевой муфты. Центрирование осуществляется при помощи цилиндрических выступов. Между роторными деталями компрессора высокого давления и турбины высокого давления центрирование также выполнено при помощи цилиндрических выступов.

К достоинству данной конструкции следует отнести то, что при сборке газогенератора допустимый перекос колец подшипников ротора компрессора высокого давления обеспечивается за счет точного изго-

товления деталей и их центрирования при помощи цилиндрических посадок. Рекомендованная величина взаимного перекоса колец согласно ГОСТ 3325–85 составляет:

- у роликового подшипника – $6'$;
- шарикового подшипника – $5'$ ¹.

Рекомендованные значения перекоса колец от технологических погрешностей обработки посадочных мест и сборки не должны превышать максимального значения с коэффициентом 0,5.

Проверка торцевого и радиального биений по корпусам проводится при окончательной сборке с ротором компрессора высокого давления, с проверкой после постановки каждого корпуса. При сборке турбины высокого давления опора ротора выставляется concentрично опорам компрессора высокого давления с подбором соответствующих эксцентрикового и клиновидного колец, при постановке третьей опоры ротора. Корпусы турбины высокого давления имеют возможность смещения друг относительно друга для обеспечения радиальных зазоров по рабочим лопаткам, это также является достоинством конструкции.

На рис. 3 представлен газогенератор двигателя CF6-80. Двигатель разработан фирмой General Electric и устанавливается на такие самолеты, как Boeing 747-300, Boeing 747-400, Boeing 767, A-300-600, A-310-300, A-310-200 [6].

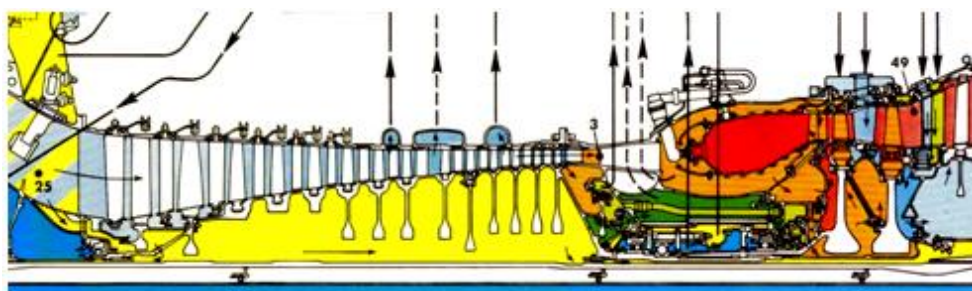


Рис. 3. Газогенератор двигателя CF6-80

Ротор газогенератора двигателя имеет три опоры. Передняя опора – роликовый подшипник. Средняя опора ротора сдвоенная и состоит из роликового и шарикового подшипников: роликовый подшипник вос-

¹ ГОСТ 3325–85. Подшипники качения. Поля допусков и технические требования к посадочным поверхностям валов и корпусов. Посадки.

принимает радиальные нагрузки, а шариковый – осевые нагрузки. Задняя опора ротора – роликовый подшипник, расположена перед турбиной высокого давления, следовательно, турбина высокого давления имеет консольное расположение относительно опор, это, в свою очередь, увеличивает нагрузку на роликовый подшипник задней опоры ротора. Средняя и задняя опоры ротора упруго-демпферные.

Корпусы газогенератора соединены между собой фланцевыми болтовыми соединениями. Центрирование в стыке корпусов выполнено при помощи цилиндрических выступов, так же как и в стыке корпусов компрессора высокого давления двигателя ПС-90А. Количество силовых корпусных деталей в компрессоре высокого давления – 1, в камере сгорания – 1, в турбине высокого давления – 1.

Между роторными деталями центрирование выполнено при помощи цилиндрических выступов. В стыке роторов КВД и ТВД применено шлицевое соединение с двойной центровкой.

Анализ конструкции показывает, что в конструкции газогенератора двигателя CF6-80 нет явных регулировочных элементов. Точное изготовление и центрирование корпусных деталей позволяют обеспечить требуемую соосность опор ротора газогенератора (это является достоинством конструкции). Возможно, регулировка выполняется за счет деталей, у которых не регламентировано расположение в окружном направлении.

На рис. 4 представлен газогенератор двигателя GE-90. Двигатель разработан фирмой General Electric, имеет несколько модификаций, которые устанавливаются на такие самолеты, как Boeing 777-200IGW, Boeing 777-200ER, Boeing 777-300, Boeing 777-200X, Boeing 777-300X [7].

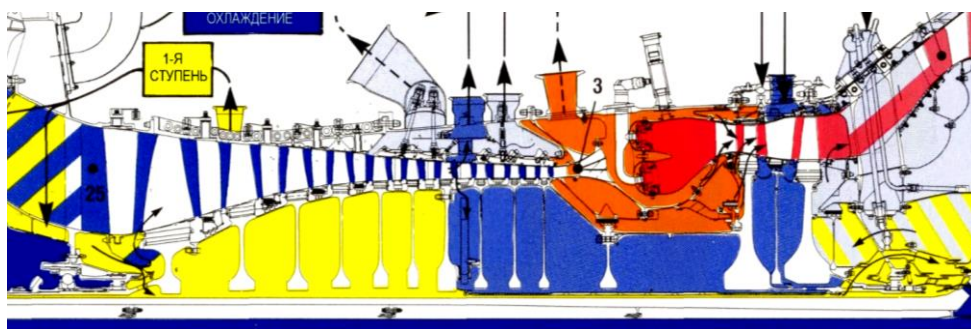


Рис. 4. Газогенератор двигателя GE-90

Ротор газогенератора имеет две опоры. Передняя опора сдвоенная, шариковый подшипник воспринимает осевые нагрузки, роликовый подшипник воспринимает радиальные нагрузки. Задняя опора ротора – роликовый подшипник, расположена за турбиной высокого давления. Передняя опора выполнена упруго-демпферной.

Корпусы газогенератора соединены между собой фланцевыми болтовыми соединениями. Центрирование в стыке корпусов выполнено при помощи цилиндрических выступов, аналогично ПС-90А. Количество корпусных деталей в компрессоре высокого давления – 2, в камере сгорания – 3, в турбине высокого давления – 2.

Между роторными деталями центрирование выполнено при помощи цилиндрических выступов. В стыке роторов компрессора высокого давления и турбины высокого давления применены центровка и болтовое соединение.

Анализ конструкции показывает, что в конструкции газогенератора двигателя GE-90 нет явных регулировочных элементов. Соосность опор обеспечивается за счет точного изготовления деталей и их центрирования. Возможно, регулировка выполняется за счет деталей, у которых не регламентировано расположение в окружном направлении.

На рис. 5 представлен газогенератор двигателя CFM56-7B. Двигатель разработан фирмой CFMI и устанавливается на самолет Boeing 737 [7].

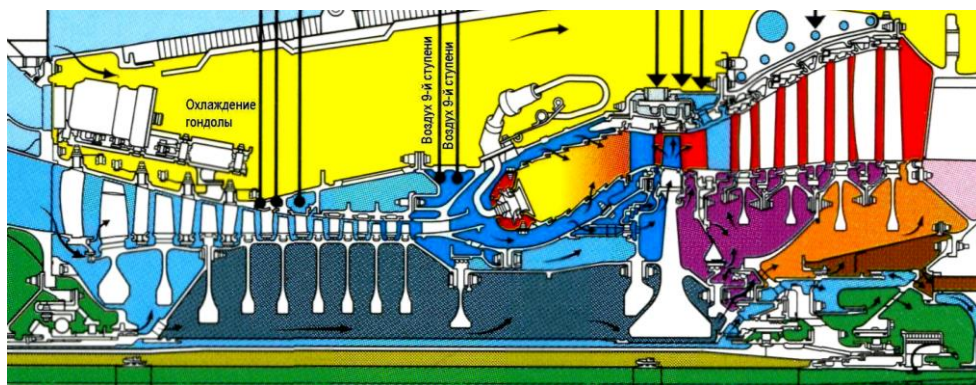


Рис. 5. Газогенератор двигателя CFM56-7B

Ротор газогенератора имеет две опоры. Передняя опора сдвоенная, шариковый подшипник воспринимает осевые нагрузки, ролико-

вый подшипник воспринимает радиальные нагрузки. Задняя опора ротора – роликовый подшипник, расположена за турбиной высокого давления. При этом подшипник имеет межроторное расположение, т.е. наружное кольцо подшипника расположено в роторе высокого давления, а внутреннее кольцо подшипника на роторе низкого давления, и радиальные нагрузки от подшипника передаются от ротора газогенератора на ротор низкого давления двигателя и далее на узел задней опоры турбины низкого давления.

Корпусы газогенератора соединены между собой фланцевыми болтовыми соединениями. Центрирование в стыке корпусов выполнено при помощи цилиндрических выступов, аналогично ПС-90А. Количество корпусных деталей в компрессоре высокого давления – 1, в камере сгорания – 2 (корпус камеры сгорания и турбины высокого давления единый), в турбине низкого давления – 3 (включая корпус задней опоры ротора низкого давления).

Между роторными деталями центрирование выполнено при помощи цилиндрических выступов. В стыке роторов компрессора высокого давления и турбины высокого давления применено болтовое соединение.

Анализ конструкции показывает, что в конструкции газогенератора двигателя CFM56-7В нет явных регулировочных элементов. Соосность опор обеспечивается за счет точного изготовления деталей и их центрирования. Возможно, регулировка выполняется за счет деталей, у которых не регламентировано расположение в окружном направлении.

На рис. 6 представлен двигатель PW-6000. Основной изготовитель двигателя – фирма Pratt&Whitney. Двигатель устанавливается на самолет А-318 [7].

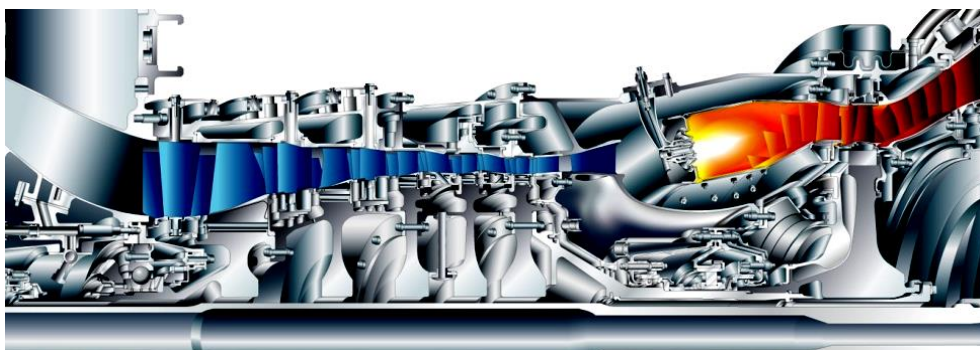


Рис. 6. Газогенератор двигателя PW-6000

Ротор газогенератора имеет две опоры. Передняя опора – шариковый подшипник, воспринимает осевые нагрузки. Задняя опора ротора – роликовый подшипник, расположена перед турбиной высокого давления, это, в свою очередь, увеличивает нагрузку на роликовый подшипник.

Корпусы газогенератора соединены между собой фланцевыми болтовыми соединениями. Центрирование в стыке корпусов выполнено при помощи цилиндрических выступов, аналогично ПС-90А. Количество корпусных деталей в компрессоре высокого давления – 3, в камере сгорания – 2, в турбине высокого давления – 1 (корпус турбины высокого давления и турбины низкого давления единый).

Между роторными деталями центрирование выполнено при помощи цилиндрических выступов. В стыке роторов компрессора высокого давления и турбины высокого давления применено шлицевое соединение с двойной центровкой.

Анализ конструкции показывает, что в конструкции газогенератора двигателя PW-6000 нет явных регулировочных элементов. Соосность опор обеспечивается за счет точного изготовления деталей и их центрирования. Возможно, регулировка выполняется за счет деталей, у которых не регламентировано расположение в окружном направлении.

На рис. 7 представлен двигатель PW-1000G. Двигатель разрабатывается компанией Pratt&Whitney в кооперации с другими известными фирмами. Модификацию данного двигателя PW-1217G планируют разработать для самолета MRJ фирмы Mitsubishi, а модификацию PW-1524G – для самолета CSeries фирмы Bombardier и для самолета MC-21 компании «Иркут» [8].

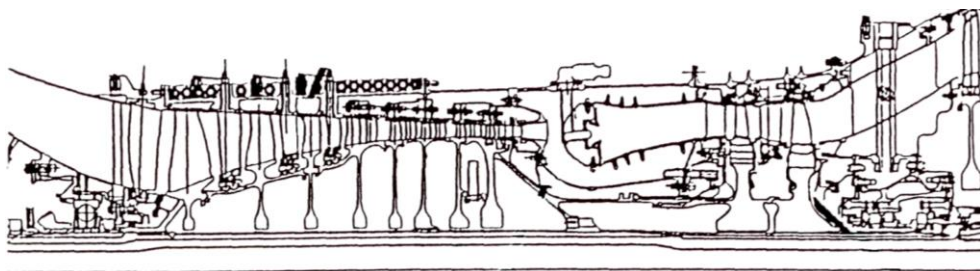


Рис. 7. Газогенератор двигателя PW-1000G

Ротор газогенератора имеет две опоры. Передняя опора – шариковый подшипник, воспринимает осевые нагрузки. Задняя опора рото-

ра – роликовый подшипник, расположена за турбиной высокого давления. Передняя опора выполнена упруго-демпферной.

Корпусы газогенератора соединены между собой фланцевыми болтовыми соединениями. Центрирование в стыке корпусов выполнено при помощи цилиндрических выступов, аналогично ПС-90А. Количество корпусных деталей в компрессоре высокого давления – 1, в камере сгорания – 1 (частично является корпусом компрессора высокого давления), в турбине высокого давления – 2.

Между роторными деталями центрирование выполнено при помощи цилиндрических выступов. Ротор компрессора высокого давления стяжной, и в конструкции присутствует единый вал. Роторы компрессора высокого давления и турбины высокого давления соединены между собой при помощи шлицевого соединения.

Анализ конструкции показывает, что в конструкции газогенератора двигателя PW-1000G нет явных регулировочных элементов (аналогично конструкции газогенератора двигателя PW-6000). Соосность опор обеспечивается за счет точного изготовления деталей и их центрирования. Возможно, регулировка выполняется за счет деталей, у которых не регламентировано расположение в окружном направлении.

Результаты сравнения конструкций газогенераторов двигателей отечественной и иностранной разработки обобщены в таблице.

По результатам анализа конструкции двигателей можно отметить, что в конструкции отечественного двигателя ПС-90А применяются несколько методов обеспечения соосности опор газогенератора, такие как точная обработка входящих деталей и использование регулировочных элементов. В стыке корпусных деталей тоже применяются центрирующие элементы в виде цилиндрических поясков, но в некоторых стыках центрирование отсутствует. Это связано с технологией сборки газогенератора.

В конструкции двигателей иностранной разработки применяется метод обеспечения соосности опор ротора газогенератора за счет точности изготовления корпусных и роторных деталей, влияющих на соосность, и применения в основном центрирующих элементов в виде цилиндрических поясков по корпусным и роторным деталям. Также нужно отметить, что в конструкции проектировщики стремятся уменьшить количество деталей, как роторных, так и статорных, влияющих на соосность опор. Применение других методов обеспечения со-

осности не исключается, так как в официальных источниках информации мало встречается данных по технологии и способам сборки двигателей.

Сравнение конструкций газогенераторов двигателей отечественной и зарубежной разработки

Параметр для сравнения		Двигатель					
		ПС-90А	CF6-80	GE-90	CFM-56	PW-6000	PW-1000
Схема газогенератора		13 + 2	14 + 2	10 + 2	9 + 1	5 + 1	8 + 2
Количество опор газогенератора		3	3	2	2	2	2
Расположение задней опоры газогенератора		под КС	под КС	за ТВД	за ТВД	под КС	за ТВД
Центрирование по корпусам	ПК+КВД	+	+	+	+	+	+
	КВД	+	стыков нет	+	+	+	+
	КВД+КС	+	+	+	+	+	+
	КС+ТВД	–	+	+	+	+	+
	ТВД	–	+	+	+	корпус единый для ТВД и ТНД	+
Количество корпусов у газогенератора (КВД/КС/ТВД)		6/2/2	1/1/1	2/3/2	1/2/3	3/1/1	1/1/2
Дата сертификации двигателя		1993 г.	CF6-80C2 – 1985 г.	2003 г.	CFM56-2 – 1979 г.; CFM56-5C – 2003 г.	2005 г.	2012 г.

Результаты анализа конструкций современных авиационных двигателей отечественной и западной разработки и тенденций их изменений используются при создании авиационного двухконтурного двигателя пятого поколения типа ПД-14.

Выбранное конструктивно-схемное решение должно отвечать как минимум следующим требованиям [9]:

- обеспечить в соответствии с основным назначением двигателя и его параметрами минимальные размеры и массу двигателя при полном удовлетворении норм прочности и надежности конструкции;
- способствовать минимальному уровню вибраций двигателя с учетом действующих норм.

Библиографический список

1. Перель Л.Я. Подшипники качения: Расчет, проектирование и обслуживание опор. Справочник. – М.: Машиностроение, 1983. – 534 с.
2. Хронин Д.В. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 565 с.
3. Нихамкин М.А., Зальцман М.М. Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А: учеб. пособие. – 2-е изд., испр. и доп. / Перм. гос. техн. ун-т. – Пермь, 2002. – 108 с.
4. Иноземцев А.А. Энергетические и промышленные газотурбинные установки на базе авиационных ТРДД ОАО «Авиадвигатель». Принцип конвертации // Тяжелое машиностроение. – 2009. – № 9. – С. 2–6.
5. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
6. Иностранные авиационные двигатели (По данным иностранной печати) / под ред. Л.И. Соркина. – 11-е изд. – М.: Изд-во ЦИАМ, 1987.
7. Иностранные авиационные двигатели. 2005: Справочник ЦИАМ / В.А. Скибин, В.И. Солонин. – М.: Авиамир, 2005. – 592 с.
8. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник (по материалам зарубежных публикаций). – Вып. 15 (2010). – М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. – 413 с.
9. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. – М.: Машиностроение, 2005. – 336 с.

References

1. Perel L.Ya. Podshipniki kacheniya: Raschet, proektirovanie i obsluzhivanie opor [Rolling-contact bearings: Calculation, designing and service of support]. Moscow: Mashinostroenie, 1984. 534 p.

2. Khronin D.V. Konstruktsiya i proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnykh dvigateley [Design and designing of air gas-turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1989. 565 p.

3. Nikhamkin M.A., Zaltsman M.M. Konstruktsiya osnovnykh uzlov dvigatelya PS-90A [PS-90A2 Engine Basic Components Design]. Perm State Technical University, 2002. 108 p.

4. Inozemtsev A.A. Energeticheskie i promyshlennye gazoturbinnye ustanovki na baze aviatsionnykh TRDD OAO “Aviadvigatel”. Printsip konvertatsii [Power generation and industrial gas turbines based on Aviadvigatel’s engines. Conversion principle]. *Tyazheloe Mashinostroenie*, 2009, vol. 9, pp. 2-6.

5. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Aircraft engine and power generation gas turbine development fundamentals]. Moscow: Mashinostroenie, 2008. Vol. 2. 386 p.

6. Solonin V.I. Inostrannye aviatsionnye dvigateli [Foreign aircraft engines]. CIAM Handbook, 1987.

7. Skibin V.A., Solonin V.I. Inostrannye aviatsionnye dvigateli [Foreign aircraft engines]. CIAM Handbook. Moscow: Aviamir, 2005.

8. Inostrannye aviatsionnye dvigateli i gazoturbinnye ustanovki [Foreign aircraft engines and gas turbine power plants]. Handbook. Moscow: Tsentralnyy Institut Aviatsionnogo Motorostroeniya, 2010. 413 p.

9. Zrellov V.A. Otechestvennye gazoturbinnye dvigateli. Osnovnye parametry i konstruktivnye skhemy [Domestic gas-turbine engines. Key parameters and design concepts]. Moscow: Mashinostroenie, 2005. 336 p.

Получено 10.03.2014

Об авторах

Семериков Иван Алексеевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: ivan.semer.perm@yandex.ru).

About the authors

Semerikov Ivan Alekseevich (Perm, Russian Federation) – Design Engineer, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: ivan.semer.perm@yandex.ru).