

Технология сборки усовершенствованного устройства, применяемого для осевой фиксации вала в труднодоступном месте

E.V. Shekhovtseva

The assembly technology of improved device used for axial fixing of a shaft in a hard-to-reach place

Аннотация. Выполнен анализ конструкций различных узлов осевой фиксации тел вращения в авиационных двигателях. Предложена усовершенствованная конструкция устройства для осевой фиксации концентрично установленных валов. Разработана технология сборки предложенного фиксирующего устройства.

Abstract. The analysis of design of different units with axial fixing of rotation bodies in aviation engines has been performed. The improved design of the device for axial fixing of concentric installed shafts has been suggested. The assembly technology of the designed fixing device has been developed.

Ключевые слова: устройство для осевой фиксации, вал, крепежный и стопорный элементы, технология сборки, технологичность
Key words: the device for axial fixing, shaft, fixture and lock elements, assembly technology, technological effectiveness

1. Введение

Развитие авиации требует интенсивных научных исследований и разработок по усовершенствованию конструкций двигателей, отдельных узлов, а также технологий по их изготовлению и сборке. Современное двигателестроение направлено по пути повышения параметров двигателей и уменьшения их габаритов. В процессе усовершенствования двигателей для малой авиации осуществляется разработка методов крепления различных тел вращения в труднодоступных местах, в частности в редукторах.

Тенденции развития проектирования и производства малоразмерных газотурбинных двигателей обусловлены такими требованиями заказчика, как уменьшение габаритно-массовых характеристик двигателя и обеспечение надежности его работы. Одним из решений данных проблем является уменьшение осевого размера, что приводит к необходимости разработки способа фиксации тел вращения в труднодоступных местах (как правило, два вала устанавливаются концентрично друг другу).

2. Анализ существующих конструкций фиксации концентрично установленных валов

В настоящее время в основном используются конструкции (рис. 1-3) для осевой фиксации вала, находящегося в наружном полой валу, которые выполнены в виде гаек, установленных на внутренний вал с упором в торец наружного вала и зафиксированных с помощью стопорного элемента (Скубачевский, 1974; Сычев и др., 2012; Лягина и др., 2005; Полетучий, Рыдченко, 1994).

Недостатком данных конструкций для осевой фиксации внутреннего вала относительно наружного вала является то, что они могут быть использованы только тогда, когда часть внутреннего вала, на которой располагается гайка, выступает из полости наружного вала и появляется опасность упора гайки в торец наружного вала.

Более оптимальная конструкция для осевой фиксации вала (рис. 4) (Скубачевский, 1974; Авиадвигатели "Сатурн", 2003), расположенного в наружном полой валу, содержит подпружиненную относительно внутреннего вала стопорную втулку с наружными шлицами и крепежный резьбовой элемент с внутренней полостью, на стенках которой выполнены шлицы, взаимодействующие с наружными шлицами стопорной втулки.

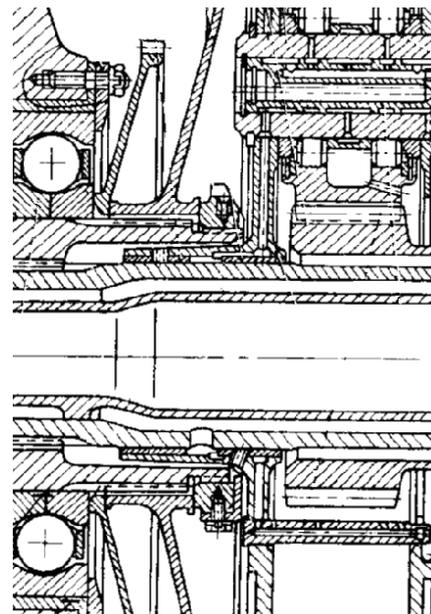


Рис. 1. Узел редуктора ТВД АИ-20

Крепежный элемент имеет резьбовое соединение с внутренним валом и установлен с упором в выступ на стенке в полости наружного вала. Стопорная втулка содержит дополнительные наружные шлицы, которыми соединена с внутренним валом.

Недостатком такого устройства осевой фиксации внутреннего вала относительно полого является то, что его осевые размеры диктуются расстоянием от места соединения резьбового элемента с внутренним валом до выступа, выполненного в полости наружного вала на его стенке, в который упирается головка резьбового элемента, что требует высокой точности изготовления элементов устройства. Следует отметить, что сборка данного устройства является нетехнологичной.

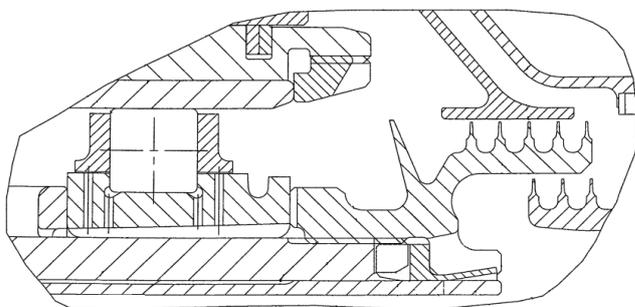


Рис. 2. Опора газотурбинного двигателя

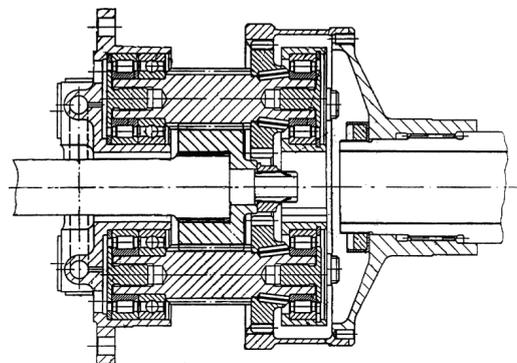


Рис. 3. Редуктор турбореактивного двигателя

3. Разработка усовершенствованного устройства для осевой фиксации вала

В процессе усовершенствования конструкции узла фиксации концентричных валов решаются задачи уменьшения осевого размера конструкции узла и упрощения конфигурации входящих деталей.

Для устранения вышеперечисленных недостатков существующих конструкций и для уменьшения осевых габаритов двигателя был разработан способ крепления и стопорения концентрично установленных валов (рис. 5) (Никифоров, Шеховцева, 2012).

Сравнив конструкции узлов двигателя, представленных на рис. 4 и 5 (Скубачевский, 1974; *Авиадвигатели "Сатурн"*, 2003; Никифоров, Шеховцева, 2012), можно отметить, что общим для обеих конструкций является то, что устройство для осевой фиксации вала, расположенного внутри полого вала, содержит подпружиненную стопорную втулку с наружными шлицами и крепежный резьбовой элемент с внутренней полостью, на стенках которой выполнены шлицы, взаимодействующие с наружными шлицами стопорной втулки. На внутренней поверхности стенки наружного вала выполнен выступ, и крепежный резьбовой элемент установлен с упором в него. Отличительными чертами конструкций устройств для осевой фиксации вала внутри полого вала, показанных на рис. 4 и 5, является то, что стопорная втулка и крепежный резьбовой элемент расположены на внутреннем валу, стопорная втулка снабжена внутренними шлицами, а внутренний вал – наружными, которыми взаимодействует с внутренними шлицами втулки, при этом стопорная втулка подпружинена относительно крепежного резьбового элемента. Для удобства монтажа наружная поверхность данного элемента и внутренняя поверхность стопорной втулки снабжены установочными элементами, например шлицами или многоугольниками; резьбой (или рукояткой) типа "грибок" или отверстием, ось которого перпендикулярна оси крепежного резьбового элемента.

Поставленная цель разработки достигается за счет того, что устройство (рис. 5) для осевой фиксации вала 1, расположенного внутри наружного полого вала 2, содержит подпружиненную стопорную втулку 3 с наружными шлицами 4 и крепежный резьбовой элемент 5, выполненный в виде гайки или резьбовой втулки с внутренней полостью 6, на стенках которой установлены шлицы 7, взаимодействующие с наружными шлицами 4 стопорной втулки 3. На внутренней поверхности стенки наружного вала 2 выполнен выступ 8. Крепежный резьбовой элемент 5 установлен на внутреннем валу 1 с упором в выступ 8 и имеет с валом 1 резьбовое соединение 9. Стопорная втулка 3 также расположена на внутреннем валу 1 в полости 6 крепежного резьбового элемента 5 и снабжена внутренними шлицами 10, а внутренний вал – наружными шлицами 11, которыми взаимодействует с внутренними шлицами 10 втулки 3. Стопорная втулка 3 подпружинена пружиной сжатия 12 относительно крепежного резьбового элемента 5, пружина 12 зафиксирована в полости 6 с помощью стопорного кольца 13.

Для удобства монтажа наружная поверхность крепежного элемента 5 может быть снабжена шлицами 14 или выполнена в виде четырехгранника или шестигранника (на рис. 5 не показаны).

Внутренняя поверхность стопорной втулки 3 для удобства ее установки может быть снабжена резьбой 15 или выполнена в виде рукоятки типа "грибок", а также в виде отверстия, ось которого перпендикулярна оси крепежного резьбового элемента 5 (на рис. 5 не показаны).

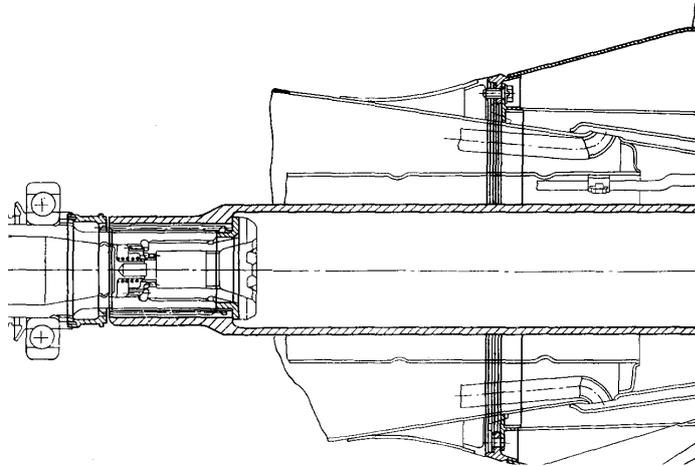


Рис. 4. Конструкция разъемного ротора турбины низкого давления турбовинтового двигателя

4. Технология сборки спроектированного устройства для осевой фиксации вала

Предварительная сборка устройства осуществляется следующим образом (рис. 5).

В полость 6 крепежного резьбового элемента 5 устанавливается подпружиненная пружиной 12 стопорная втулка 3, при этом ее наружные шлицы 4 входят в зацепление со шлицами 7 резьбового крепежного элемента 5. Втулка 3 базируется по шлицам 7 в крепежном элементе 5 и пружина 12 фиксируется стопорным кольцом 13.

Монтаж разработанной конструкции на ротор двигателя осуществляется в приспособлении с базированием крепежного элемента 5 по шлицам 14. Затем стопорная втулка 3 смещается влево, пружина 12 сжимается, и крепежный резьбовой элемент устанавливается на вал 1 по резьбовому соединению 9 до упора в выступ 8 на внутренней поверхности стенки полого вала 2. Затем стопорная втулка 3 смещается вправо, ее шлицы 10 входят в зацепление со шлицами 11 вала 1, в результате чего осуществляется стопорение крепежного элемента 5, и приспособление снимается.

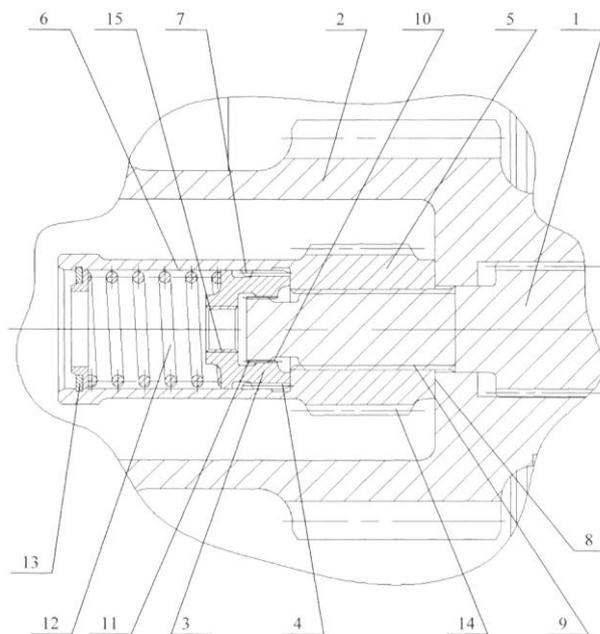


Рис. 5. Устройство для осевой фиксации вала в труднодоступных местах

5. Заключение

Спроектированная конструкция устройства для осевой фиксации вала в труднодоступном месте позволяет повысить технологичность изготовления ее деталей. Осевой размер устройства не зависит от взаимного расположения наружного и внутреннего валов, т.к. их взаимное крепление и стопорение осуществляется внутри полого вала, следовательно, появляется возможность производства деталей конструкции с меньшей степенью точности.

Данная конструкция нашла применение в одном из двигателей, выпускаемых ОАО «НПО "Сатурн"» (г. Рыбинск); устройство успешно прошло испытания и сертификацию в качестве составной части газотурбинного двигателя.

Литература

- Авиадвигатели "Сатурна". Гл. ред. А. Алешин. НПО "Сатурн", "Полигон-Пресс"; М., SAARIJÄRVEN OFFSET OY, 320 с., 2003.
- Лягина В.С., Макарова С.В., Пайкина А.Г. и др.** Турбореактивный двигатель. Патент 2264553 Российская Федерация, МПК7 F02K3/072, F02C7/36, F01D1/30. Патентообладатель: ЗАО "Энергетика". № 2004112290/06; заявл. 23.04.2004; опубл. 20.11.2005.
- Никифоров В.А., Шеховцева Е.В.** Устройство для осевой фиксации вала. Патент 115025 Российская Федерация, МПК7 F04D 29/60. Патентообладатель: ОАО "НПО "Сатурн". № 2011139873/06; заявл. 30.09.2011; опубл. 20.04.2012, Бюл. № 11.
- Полетучий А.И., Рыдченко В.М.** Основы конструирования авиационных редукторов. Альбом конструкций. Учеб. пособие. В 2 ч. Харьков, Харьковский авиационный институт, ч. 2, 29 с., 1994.
- Скубачевский Г.С.** Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. М., Машиностроение, 540 с., 1974.
- Сычев В.К., Язев В.М., Кузнецов В.А.** Опора газотурбинного двигателя. Патент 2459966 Российская Федерация, МПК7 F02C7/06. Патентообладатель: ОАО "Авиадвигатель". № 2011113379/06; заявл. 06.04.2011; опубл. 27.08.2012.

References

- Aviadvigateli "Saturna" [Aircraft engines of "Saturn"]. Gl. red. A. Aleshin. NPO "Saturn", "Poligon-Press"; M., SAARIJÄRVEN OFFSET OY, 320 p., 2003.
- Lyagina V.S., Makarova S.V., Paykina A.G. i dr.** Turboreaktivnyy dvigatel [Turbojet]. Patent 2264553 Rossiyskaya Federatsiya, MPK7 F02K3/072, F02C7/36, F01D1/30. Patentobladatel: ZAO "Energetika". N 2004112290/06; zayavl. 23.04.2004; opubl. 20.11.2005.
- Nikiforov V.A., Shekhovtseva E.V.** Ustroystvo dlya osevoy fiksatsii vala [The device for axial fixing]. Patent 115025 Rossiyskaya Federatsiya, MPK7 F04D 29/60. Patentobladatel: OAO "NPO "Saturn". N 2011139873/06; zayavl. 30.09.2011; opubl. 20.04.2012, Byul. N 11.
- Poletuchiy A.I., Ryidchenko V.M.** Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh reduktorov [Basis of designing of aviation reducers. Album of designs]. Albom konstruksiy. Ucheb. posobie. V 2 ch. Harkov, Harkovskiy aviatsionnyy institut, ch. 2, 29 p., 1994.
- Skubachevskiy G.S.** Aviatsionnyie gazoturbinnye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley [Aviation gas turbine engines. Design and calculation of parts]. M., Mashinostroenie, 540 p., 1974.
- Sychev V.K., Yazev V.M., Kuznetsov V.A.** Opора gazoturbinnogo dvigatelya [Support of gas turbine engine]. Patent 2459966 Rossiyskaya Federatsiya, MPK7 F02C7/06. Patentobladatel: OAO "Aviadvigatel". N 2011113379/06; zayavl. 06.04.2011; opubl. 27.08.2012.

Информация об авторе

Шеховцева Евгения Владимировна – ОАО «НПО "Сатурн"», опытно-конструкторское бюро, канд. техн. наук, вед. инженер-конструктор, e-mail: janevsh@mail.ru

Shekhovtseva E.V. – PC «SPA "SATURN"», Design Department, Cand. of Tech. Sci., Leading Design Engineer, e-mail: janevsh@mail.ru