

МАЛОИЗВЕСТНЫЕ ФАКТЫ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА В ЖИДКОСТНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Филин Н.А.^{1*}, Мкртчян М.К.^{2**}

¹ *Исследовательский центр им. М.В. Келдыша (Центр Келдыша),
ул. Онежская, 8, Москва, 125438, Россия*

² *Научно-производственное предприятие «Регион»,
Каширское шоссе, 13А, Москва, 115230, Россия*

* *e-mail: nafilin@mail.ru*

** *e-mail: mger_97@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 01.06.2021

Представлены малоизвестные факты истории создания первого в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) турбонасосного агрегата, благодаря которому, после его совершенствования специалистами советской школы, были обеспечены большая дальность полета ракеты-носителя и прорыв в космическое пространство.

Статья посвящена Овсянникову Борису Викторовичу — крупному ученому, доктору технических наук, профессору, заслуженному деятелю науки, автору учебников по теории и расчёту турбонасосных агрегатов ЖРД. Столетие со дня рождения Бориса Викторовича отмечается 13 мая 2021 года. Благодаря его учебникам и лекциям было подготовлено много ученых, конструкторов и расчетчиков, создавших уникальные изделия ракетно-космической техники, которые обеспечили ракетно-ядерный щит нашей страны и приоритет в освоении космического пространства.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, жидкостный ракетный двигатель, турбонасосный агрегат.

Введение

История — наука объективная, и она не зависит от субъективного мнения людей. История — это то, что было на самом деле, фактическая фотография действительности. Но у этой науки есть один очень большой недостаток — вероятность её фальсификации.

О первой ракете V-2 большой дальности много написано как зарубежными, так и советскими авторами. В разные периоды многие оценки не совпадали, не все факты освещались, по-разному трактовались. Но сам факт создания мощной ракеты не оспаривался — его подтверждением были многочисленные фото- и кинодокументы, воспоминания очевидцев-участников событий, а также архивные документы и образцы ракетной техники.

Ракета V-2 была создана в Германии в период Второй мировой войны. Она создавалась в инициативном порядке группой специалистов в рамках министерства обороны Германии. Пона-

добилось время, чтобы убедить руководителей нацистской Германии в необходимости создания мощных космических ракет, которые могли преодолевать континенты и выходить в открытый космос. В итоге 7 июля 1943 года проекту «Пенемюнде» был присвоен статус высшей приоритетности в программе вооружения Германии [1].

Вот так было принято историческое решение о переориентировании мирного космического направления развития ракетной техники в целевую программу создания оружия возмездия. После чего первоначальное наименование ракеты проект «А-4» было заменено на «V-2» («ФАУ-2»), и под этим именем она вошла в историю.

1. Создание группы единомышленников

В 30-е годы двадцатого столетия в передовых странах мира (СССР, США, Германия, Франция) оживился интерес к ракетам с целью освоения космического пространства. В Германии в отделе

баллистики и боеприпасов управления вооружений сухопутных войск был создан исследовательский отдел. Разработку ракет на жидком топливе в 1931 г. возглавил капитан Вальтер Дорнбергер, который привлек к этим работам практически всех энтузиастов-изобретателей, ранее занимавшихся созданием жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).



Вальтер Роберт Дорнбергер, руководитель проекта А-4

Дорнбергером В.Р. была создана группа ученых и конструкторов в составе: Артура Рудольфа, Вальтера Тиля (специалист по двигателям), Генриха Грюнова, Вальтера Риделя, Гельмута Вальтера (конструктор серии реактивных двигателей «Вальтер»), Вернера фон Брауна (помощник В.Р. Дорнбергера и технический руководитель разработки ракет), Гельмута Гретгрупа (в дальнейшем после 1945 года он руководил группой немецких ракетчиков в СССР), Пюлленберга, Шлурике, Пюльмана, Хермана и других. Этой группой за десятилетие было создано пять новейших ракет на жидком ракетном топливе. Первые три ракеты А-1, А-2 и А-3 были прототипами главной мощной ракеты А-4. Узлы и агрегаты малых по тяге ракет А-2 и А-3 послужили основой для отработки узлов и агрегатов ракеты А-4.

Была создана экспериментальная база — начиная от артиллерийских полигонов Куммерсдорфа и кончая полигоном в Пенемюнде. Изобретательность, настойчивость и организаторский профессионализм — все эти качества были проявлены благодаря таланту и упорству немно-

численной сплоченной группы ракетчиков, созданной В.Р. Дорнбергером.

Первый успешный запуск ракеты А-4 (ему предшествовали два неудачных) был проведен 3 октября 1942 года со стартовой площадки испытательного стенда № 7 германского института ракетного вооружения в Пенемюнде. В этот день ракета на жидком топливе впервые достигла скорости звука и небывалой до того времени высоты 85—90 км. Дальность полета составила 190 км. Впервые было доказано, что можно разрабатывать ракеты, летающие на сверхзвуковых скоростях.

Двигатель конструкции Вальтера Тиля для баллистической ракеты ФАУ-2 был самым мощным по тяге ЖРД своего времени (25 т ≈ 245 кН), опережая ближайших конкурентов на порядок. В состав ЖРД впервые в истории ракетной техники входил турбонасосный агрегат. Двигатель В. Тиль имел не только большое историческое значение в качестве устройства, позволяющего создать и испытать первые баллистические ракеты дальнего действия, но и оказал влияние на дальнейшее развитие ЖРД.



Вальтер Тиль, конструктор ЖРД проекта А-4

2. Революционные решения ФАУ-2

Первый вариант конструкции ракеты А-4, подготовленный группой ракетчиков, обсуждался в узком кругу специалистов: Дорнбергером, фон

Брауном и Риделем [1]. Руководители проекта оценили, насколько амбициозен проект. Но он предвещал большие перспективы, и руководители проекта стали формулировать проблемы, которые предстояло преодолеть. Стало понятно, что на разработку, изготовление и испытания понадобятся годы. Потребуется создание дополнительных лабораторий и цехов для испытания ракеты на сверхзвуковых скоростях. Но в то время в Германии отсутствовала аэродинамическая труба с нужными параметрами. Необходимо было изменить систему подачи горючего. Было признано целесообразным от системы подачи под давлением перейти к легкой по весу насосной системе. На тот момент не существовало насосов, которые могли подавать жидкий кислород температурой минус 185 градусов по Цельсию. Каким должен быть привод для вращения насосов, возможно, с помощью газовой турбины? Каким должно быть устройство для формирования рабочего тела турбины: с помощью выхлопных газов из камеры сгорания или другим способом? Отсутствовали приборы, обеспечивающие измерения скорости воздуха с необходимой точностью, чтобы можно было отключить двигатель точно в нужный момент времени.

Проблем было много!

Было принято решение двигаться вперед осторожно, шаг за шагом отработывая каждый узел. Для этого активно привлекались маломощные ракеты, и прежде всего А-3.

Хотя фон Брауном и Риделем были внесены многие идеи, успехи в конструировании двигателя А-4 — главным образом заслуга доктора Вальтера Тилля. Благодаря Тиллю были приняты важные решения относительно подбора лучшей смеси, оптимальной формы двигателя и выбора горючего.

Чтобы добиться полного сгорания топлива была увеличена длина камеры сгорания и отрегулировано встречное давление струй в целях снижения неоднородности. Дорнбергер предложил распылять топливо для лучшего воспламенения, а Тиль нашел решение этой идеи с помощью специальных центробежных форсунок. С целью равномерного поджига 25-тонного двигателя А-4 фон Браун предложил разместить восемнадцать однотипных форсунок в головной части камеры. Так была изобретена форсуночная головка. Инженер Пюльман, коллега доктора Тилля, внес дельное предложение — оросить отдельные теплонапряженные области на внутренних стенках камеры спиртом (применялся в ка-

честве горючего), для создания охлаждающей пленки. А Тиль первым рискнул использовать для стенок камеры сваренные стальные листы вместо алюминия и сделать стенки в целях охлаждения двухслойными с полостью для внутреннего потока горючего. Фактически это было изобретение регенерационного охлаждения и прототип рубашечной конструкции.

Но главным изобретением в проекте ФАУ-2 (А-4) являлось применение центробежных насосов. Вернер фон Браун проблему насосов решил путем использования в ЖРД пожарных насосов. Тем самым он предвосхитил начало новой эры ЖРД — эры турбонасосных агрегатов (ТНА).



Вернер фон Браун в своём кабинете в Пенемюнде

Сконструировать подобный насос казалось практически невозможным. Ведь он должен был выполнять ряд непростых функций: подавать сжиженный газ, являющийся одним из компонентов топлива, под давлением ~21 атм и перекачивать при этом более чем 190 литров топлива в секунду. Помимо этого он должен быть довольно простым в плане конструкции и достаточно легким. Кроме того, насос должен был запускаться и переходить на полную мощность в течение очень короткого промежутка времени (~ 6 с). Излагая персоналу насосного завода свои требования, предъявляемые к ракетным насосам для ФАУ, фон Браун невольно ожидал от людей возражений, но весь персонал завода, выпускающего насосы, оказался готов к таким требованиям. Вместо возражений все слушали молча и одобрительно. Специалисты сразу предложили конкретное решение — необходимый насос во многом похож на один из видов пожарного цен-

тробежного насоса. В качестве привода было предложено использовать газовую турбину и парогенератор.

3. Внедрение ТНА

Практически все пионерские решения, сделанные при разработке А-4 (ФАУ-2), были использованы и продолжают применяться при создании современных крупногабаритных жидкостных ракетных двигателей. Немецкие ученые разработали и впервые внедрили надежную пневмогидросхему (ПГС) в ЖРД. Ими разработана конструкция основных рабочих узлов и агрегатов ЖРД и внедрены новейшие изобретения:

- конструкция камеры сгорания с надежным охлаждением;
- ТНА;
- парогазогенератор;
- использование в парогазогенераторе третьего компонента — перекиси водорода;
- регенерационное охлаждение стенок камеры одним из компонентов топлива;
- пленочное охлаждение теплонапряженных участков (критического сечения сопла и стенок камеры);
- центробежные форсунки и форсуночная головка;

- разработка многочисленных клапанов, редукторов, жиклеров, фильтров, горловин;
- двухступенчатая одновальная турбина.

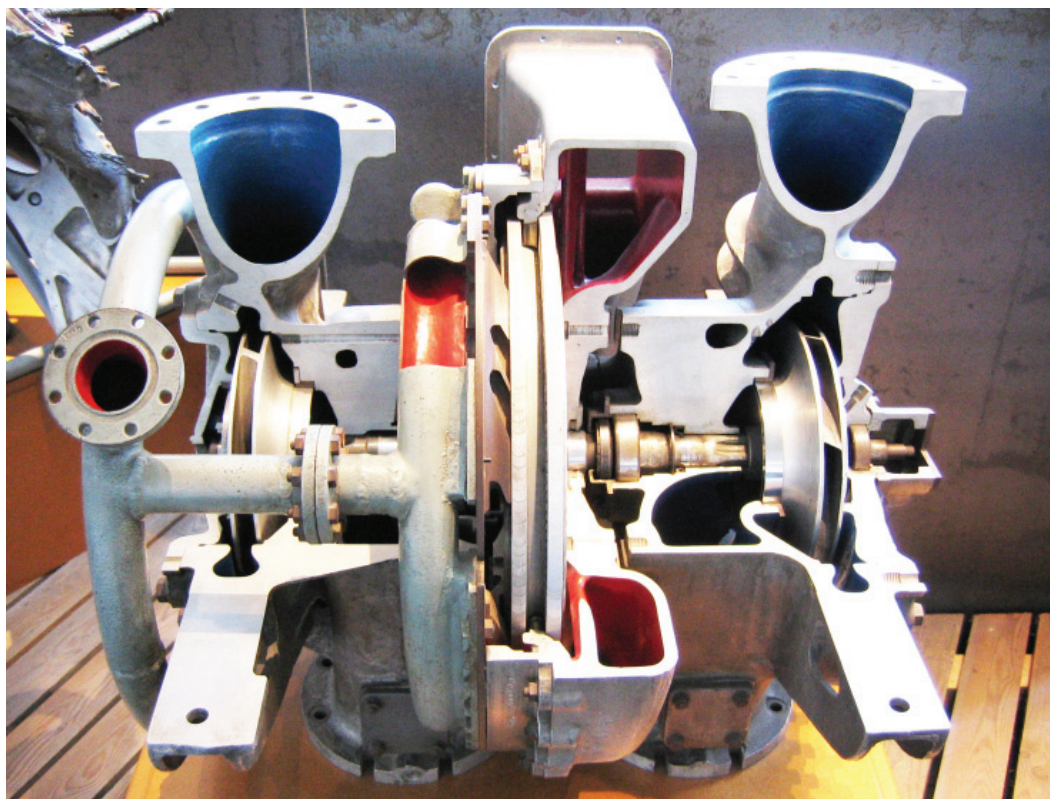
Но все же основным изобретением эры ЖРД был турбонасосный агрегат, и именно благодаря его появлению в составе ЖРД стали возможными все перечисленные пионерские изобретения. Причиной внедрения ТНА в состав ЖРД был не поиск дополнительных проблем, а переход на новый, не виданный до сих пор, уровень мощности, который необходим для преодоления сверхзвукового барьера и выхода в космос.

На тот момент и до настоящего времени этот агрегат является самым востребованным в ЖРД, и ему уделяется самое пристальное внимание. Именно этот агрегат позволяеткратно повысить расход подачи компонентов, а значит, резко поднять тягу и мощность ракетного двигателя, дальность полета ракеты. За мощность N отвечает именно ТНА, она выражается в виде произведения удельного импульса тяги на тягу:

$$N = J_{\text{уд}} P, \quad (1)$$

где P линейно зависит от расхода компонента \dot{m} ,

$$P = \dot{m} J_{\text{уд}} \quad \text{или} \quad N \sim \dot{m} J_{\text{уд}}^2. \quad (2)$$



Турбонасос ФАУ-2 (А-4)

При выбранном составе топлива мощность будет определяться только расходом, который способны подать в камеру насосы ТНА [2].

Турбонасосный агрегат ФАУ-2 представлял собой единую конструкцию, в которой на одном валу монтировались двухступенчатая турбина, работающая на парогазе, и два центробежных насоса для подачи компонентов топлива.

Номинальные значения основных параметров турбонасосного агрегата:

- рабочее давление парогаса 2,14 МПа (21 атм);
- температура 500 °С;
- мощность турбины 496 кВт (675 л.с.) при 5000 об/мин;
- расход парогаса 1,68 кг/с;
- производительность кислородного насоса (окислителя) 75 кг/с;
- давление подачи кислородного насоса 2,45 МПа (24 атм);
- производительность спиртового насоса (горючего) 50 кг/с;
- давление подачи спиртового насоса 2,55 МПа (25 атм);
- общий вес турбонасосного агрегата 160 кг.

На основании разработки была создана принципиальная схема двигателя, представленная на рис. 1.

Парогазогенератор состоял из бака, содержащего перекись водорода, бачка с раствором перманганата натрия и реактора. С помощью сжатого воздуха, хранящегося в отдельных баллонах, перекись водорода и перманганат подавались в реактор. Там происходило бурное разложение перекиси водорода на водяной пар и кислород с выделением тепла. Образовавшийся парогаз по трубопроводу подавался на турбину турбонасосного агрегата. Вес парогазогенератора составлял 148 кг. Все агрегаты двигателя смонтированы на раме, которая крепилась к нижнему силовому шпангоуту топливного отсека. Вес моторамы составлял 56 кг. На рис. 2 приведен общий вид ракеты ФАУ-2.

Турбонасосный агрегат решал проблему с расходом и, тем самым, проблему преодоления порога мощности, необходимого для дальних полетов в космос. Все современные космические ракеты используют ТНА как безальтернативный аппарат подачи больших расходов топлива в камеру сгорания, обеспечивающих необходимую мощность и тягу ЖРД.

Немецкие ученые создали поистине уникальный агрегат, а вместе с ним уникальную ракету.

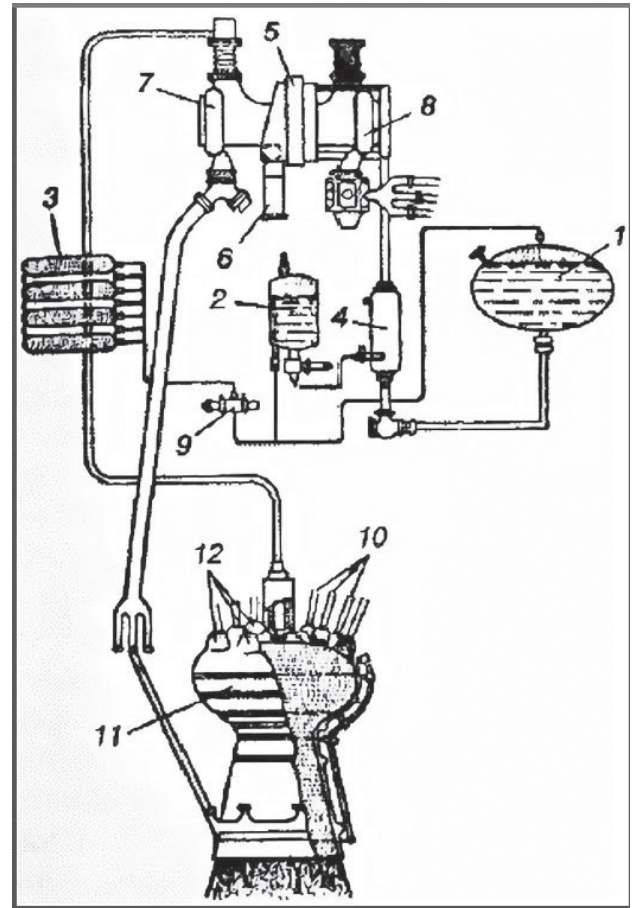


Рис. 1. Принципиальная схема двигателя ракеты ФАУ-2: 1 — бак с перекисью водорода; 2 — бачок с перманганатом натрия (катализатор для разложения перекиси водорода); 3 — баллоны со сжатым воздухом; 4 — парогазогенератор; 5 — турбина; 6 — выхлопной патрубок отработанного парогаса; 7 — насос горючего; 8 — насос окислителя; 9 — редуктор; 10 — трубопроводы подачи кислорода; 11 — камера сгорания; 12 — форкамеры

Фактически под общим руководством В.Р. Дорнбергера была создана новая отрасль индустрии — ракетостроение. В последующем многие решения ФАУ-2 были использованы советскими и зарубежными разработчиками ракетных двигателей в своих новейших изделиях, в частности, при создании под руководством С.П. Королева и В.П. Глушко баллистической ракеты средней дальности Р-1 [3]. Историческое значение ракет А-4 и Р-1 нельзя преуменьшать. Это был первый прорыв в совершенно новую область техники [4].

Нельзя умалять заслугу отечественных ученых, их самоотверженный труд, но первыми на тот момент были немецкие ученые В. Р. Дорнбергер, В. Тиль, В. фон Браун и др.



Рис. 2. Общий вид ФАУ-2

Тем не менее, основная находка немецких ученых — ТНА — наряду с революционным скачком, привнесла в жизнь ракетчиков много забот. Беспристрастный анализ неудач, связанных с этим агрегатом, показывает, что в большинстве случаев основная причина отказов двигателя именно в ТНА [5, 6]. Известно, что в процессе доводки новых ЖРД, вследствие высоких статических и динамических нагрузок, на долю агрегатов системы подачи приходится значительное количество от общего числа отказов ЖРД [7, 8]. Для современных двигателей типа SSME из-за недостаточного научно-технического задела по ТНА число отказов по вине ТНА достигало 75%. Такое большое число отказов связано с тем, что узлы ТНА подвергаются воздействию как высоких температур, так и сил, обусловленных значительными скоростями вращения.

На конструкцию ТНА действуют предельно высокие энергетические параметры (давление за насосами до 60 МПа, температура газа перед турбиной до 1000 К, окружные скорости ротора до 650 м/с, удельная мощность турбины до 135 кВт/кг). В настоящее время предъявляются дополнительные требования по обеспечению надежности ТНА при многократном включении и длительном ресурсе [9, 10]. При разработке двигателей ЖРД нового поколения потребовались решения целого ряда научных, конструкторских и технологических проблем, включая проблемы снижения динамических многоцикловых нагрузок.

Известно, что одна из самых коварных причин аварий роторных машин — не статическое нагружение, а так называемая усталость — постепенно накапливающийся эффект действия циклических динамических нагрузок, приводящий к поломке валов, турбинных лопаток, штоков машин и других деталей.

Разработка физических моделей, объясняющих механизм усталостного разрушения, крайне затруднена. Несмотря на множество работ по усталостной прочности [11—14], проблема разделения физико-механических свойств материала и напряженно-деформированного состояния

конструкции до конца не решена. В элементах конструкции ЖРД часто возникает многоцикловая усталость, вызванная высокочастотными вибрационными нагрузками [15—17]. Многоцикловая усталость от действия периодических динамических нагрузок исследуется и анализируется преимущественно по результатам натурных испытаний.

Поэтому представляется весьма актуальным применять новые методы анализа, включая сочетание различных методов диагностики роторных машин (в первую очередь, методы вибрационной диагностики) для определения источника и природы повышенных динамических нагрузок с целью возможного их устранения или снижения воздействия на конструкцию [18—20]. Важным направлением совершенствования ТНА считается разработка и внедрение методов вибрационной диагностики критических узлов ТНА ЖРД, отказ которых наиболее вероятен. Они являются первоочередными объектами диагностирования. Для ТНА ЖРД критические узлы включают в себя: подшипниковые опоры, валы роторов, узлы автомата осевой разгрузки, уплотнения насосов и турбины, сопловой аппарат турбины, рабочие колеса шнеков, насосов и турбины, направляющие аппараты насосов и турбины, трубопроводы и технологические трубки подвода компонента топлива.

Выводы

С помощью методов вибродиагностики ТНА были обнаружены, идентифицированы и устранены труднораспознаваемые скрытые дефекты, не обнаруживаемые другими методами и средствами контроля, предусмотренными нормативной документацией. Неисправности узлов ТНА вызывали повышенные вибропульсационные нагрузки, приводившие в отдельных случаях к отказам и авариям ЖРД. Были выявлены и подробно исследованы не встречавшиеся ранее в практике отечественного и зарубежного ЖРД-строения эффекты и явления.

Библиографический список

1. Дорнбергер В.Р. ФАУ-2. Сверхоружие третьего рейха. 1930-1945. — М.: Центрполиграф, 2004. — 350 с.
2. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1986. — 376 с.
3. Рахманин В.Ф. О «немецком следе» в истории отечественного ракетостроения // Двигатель. 2005. № 1(37), 2(38), 4(40), 6(42).
4. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Т. 1. От самолетов до ракет. — М.: РТСофт, 2006. — 350 с.
5. Liu S.J., Liang G.Z. Failure modes of space shuttle main engine high-pressure fuel turbopump // Journal of Aerospace Power. 2015. No. 3, pp. 611-626. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.03.012
6. Vartha V., Kumar M.S.A., Mathew S. et al. Failure analysis of ball-bearing of turbo-pump used in Liquid Rocket Engine // Materials Science Forum. 2015. Vols. 830-831, pp. 709-712. DOI: 10.4028/www.scientific.net/MSF.830-831.709
7. Зуев А.А., Арнольд А.А., Назаров В.П. Участки динамически нестабилизированных течений в характерных каналах проточных частей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 167-185. DOI: 10.34759/vst-2020-3-167-185
8. Назаров В.П., Яцененко В.Г., Коломенцев А.И. Конструктивно-технологические факторы стабильности энергетических параметров турбонасосных агрегатов ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 5. С. 101-105.
9. Копылов Ю.Р. К проблеме обеспечения технологической надежности турбонасосных агрегатов // Насосы. Турбины. Системы. 2012. №1(2). С. 34-42.
10. Кривошеев И.А., Ивашин А.Ф., Осипов Е.В., Березовский А.В. Увеличение надежности и ресурса двигателей летательных аппаратов путем снижения вибрационных нагрузок в турбонасосных агрегатах // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22. № 3(81). С. 56-62.
11. Porto B.F., Souto C.A. Dynamic analysis of a liquid rocket turbo-pump // 18th International Congress on Sound and Vibration (10-14 July 2011, Rio de Janeiro, Brazil).
12. Sias D.F., de Barros E., Souto C.A., de Almedia D.S. Dynamic analysis of a liquid rocket turbopump unit // 23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering (6-11 December 2015; Rio de Janeiro, Brazil). DOI: 10.20906/CPS/COB-2015-1034
13. Uchiyumi M., Sakazume N., Kamijo K., Hashimoto T., Warashina S., Mihara R. Fatigue Strength of Rocket pump inducers // Turbomachinery. 2004. Vol. 32. No. 1, pp. 51-59. DOI: 10.11458/tsj.32.51
14. Li Y., Sun B., Fang J., Liang T. Vibration fatigue of turbine blade for liquid rocket engine // AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (8-12 January 2018; Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2018-1226
15. Kanda T. Off-Design Combustion in Liquid-Propellant Rocket Engine with High-Frequency Instability // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2019. Vol. 62. No. 6, pp. 331-333. DOI: 10.2322/tjsass.62.331
16. Du D., He E., Huang D., Wang G. Intense vibration mechanism analysis and vibration control technology for the combustion chamber of a liquid rocket engine // Journal of Sound and Vibration. 2018. Vol. 437, pp. 53-67. DOI: 10.1016/j.jsv.2018.08.023
17. Кривошеев И.А., Ивашин А.Ф., Осипов Е.В., Чебаков А.В. Обеспечение герметичности турбонасосных агрегатов в составе двигателей летательных аппаратов при воздействии высоких вибрационных нагрузок // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22. № 4(82). С. 70-79.
18. Inoue T., Araki Y., Uchiyumi M., Adachi K. Development of Reduced Model and Vibration Analysis of a High Pressure Fuel Turbopump Using Complex Modal Analysis // Turbomachinery. 2012. Vol. 40. No. 6, pp. 370-379. DOI: 10.11458/tsj.32.51
19. DiMaggio S.J., Sako B.H. Basic system identification for condition monitoring of turbopumps [rocket engines] // IEEE Aerospace Conference Proceedings. 2001. Vol. 7. DOI: 10.1109/AERO.2001.931395
20. Баженов Д.Н., Шмаков А.Н., Ковалев И.Н. Повышение эффективности динамической балансировки ротора турбонасосного агрегата // Решетневские чтения. 2011. Т. 1. С. 110-111.

LITTLE-KNOWN FACTS OF TURBOPUMP UNIT CREATION HISTORY IN LIQUID ROCKET ENGINE

Filin N.A.^{1*}, Mkrtchyan M.K.^{2**}

¹ Keldysh Research Center (Keldysh Center),
8, Onezhskaya str., Moscow, 125438, Russia

² Research and Production Enterprise "Region",
13A, Kashirskoe shosse, Moscow, 115230, Russia

* e-mail: nafilin@mail.ru

** e-mail: mger_97@mail.ru

Abstract

The turbopump unit (TPU) solves the problem with the flow rate and, thus, the problem of overcoming the power threshold necessary for long-distance flights into space. All modern space rockets employing a turbopump as an alternative device for supplying high fuel consumption to the combustion chamber, ensuring the necessary power and thrust of a liquid-propellant rocket engine (LPRE).

The V-2 rocket was created in Germany during the Second World War. It was being developed on an initiative basis by a group of specialists within the framework of the German Ministry of Defense. It took a lot of time and trouble to convince the leaders of Nazi Germany of the need to create powerful space rockets that could cross continents and go into outer space. As the result, on July 7, 1943, the decision was made to assign the Peenemunde project the status of the highest priority in the German armament program. After that, the original name of the rocket "A-4" project was changed to "V-2", and under this name, it became a history.

The basic invention of the V-2 (A-4) rocket was the centrifugal pumps application. Werner von Braun solved the problem of pumps by using fire pumps in the LPRE. Thus, he anticipated the beginning of a new era of LPRE - the era of turbopump.

It seemed almost impossible to design such a pump. After all, it had to perform a number of complex functions, such as supplying liquefied gas, which was one of the fuel components, at a pressure of about 21 atm, and pump herewith more than 190 liters of fuel per second. In addition, it should be quite simple in terms of design and quite light. Besides, the pump had to be started and switched to full power within a very short period of time (~6 s). Explaining to the pumping factory staff his requirements for rocket pumps for the V-2, von Braun involuntarily expected objections from people, but they did not follow. The entire staff of the pumps

producing factory was ready for such requirements. Instead of objections, everyone listened, silently and approvingly. Specialists immediately offered a specific solution – the necessary pump was in many ways similar to one of the fire centrifugal pump types. A gas turbine and a steam generator were proposed to be employed as a drive.

The V-2 turbopump represented a single structure in which a two-stage turbine powered by steam gas and two centrifugal pumps for fuel components supplying were mounted on one shaft.

German scientists have created a truly unique unit, and together with it a unique rocket. In fact, a new branch of the industry was created, namely, rocket engineering under the general leadership of V. R. Dornberger. Subsequently, many V-2 solutions were used by Soviet and foreign rocket engine developers in their latest products, in particular, when creating the R-1 medium-range ballistic missile under the leadership of S. P. Korolev and V. P. Glushko. The historical significance of the A-4 and R-1 missiles cannot be underestimated. This was the first breakthrough into a completely new field of technology. It is impossible to derogate the merit of domestic scientists, their dedicated work, but German scientists V. R. Dornberger, V. Thiel, V. von Braun and others were the first at that time.

Nevertheless, the main finding of German scientists, the turbopump, along with a revolutionary leap, brought a lot of worries into the life of rocket scientists. The impartial analysis of the failures associated with this unit revealed that in most cases the main cause of engine failures was due to the turbopump. It is well-known, that one of the most insidious causes of rotary machines accidents is the so-called fatigue, i.e. the gradually accumulating effect of cyclic dynamic loads, leading to the breakage of shafts, turbine blades, machine rods and other parts.

Thus, it seems rather relevant to apply new methods of analysis, including a combination of various methods of rotary machines diagnostics (primarily, methods of vibration diagnostics) to determine the source and nature of increased dynamic loads to eliminate them or reduce their impact on the structure.

As practice has revealed, hard-to-detect furtive defects, which were not detected by the other methods and control means, specified by the regulatory documentation, were detected, identified and eliminated by the TPU vibration diagnostics. Malfunctions of the turbopump subassemblies caused increased vibration-pulsation loads, leading in some cases to the LPRE failures and emergencies.

The effects and phenomena that were not previously encountered with in the practice of domestic and foreign LPRE-building were identified and studied in detail.

Keywords: space-rocket technology, liquid-propellant rocket engine, turbo pump unit.

References

1. Dornberger V.R. *FAU-2. Sverkhorozhnie tret'ego reikha. 1930-1945* (VAU-2. Superweapon of the Third Reich. 1930-1945), Moscow, Tsentrpoligraf, 2004, 350 p.
2. Ovsyannikov B.V., Borovskii B.I. *Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Theory and calculation of power units for liquid rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 376 p.
3. Rakhmanin V.F. *Dvigatel'*, 2005, no. 1(37), 2(38), 4(40), 6(42).
4. Chertok B.E. *Rakety i lyudi. T. 1. Ot samoletov do raket* (Rockets and people. Vol. 1. From airplanes to missiles), Moscow, RTSoft, 2006, 350 p.
5. Liu S.J., Liang G.Z. Failure modes of space shuttle main engine high-pressure fuel turbopump. *Journal of Aerospace Power*, 2015, no. 3, pp. 611-626. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.03.012
6. Vartha V., Kumar M.S.A., Mathew S. et al. Failure analysis of ball-bearing of turbo-pump used in Liquid Rocket Engine. *Materials Science Forum*, 2015, vols. 830-831, pp. 709-712. DOI: 10.4028/www.scientific.net/MSF.830-831.709
7. Zuev A.A., Arngol'd A.A., Nazarov V.P. Sections of dynamically non-stabilized flows in characteristic channels of the air-gas channels of liquid rocket engines turbopump units. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 167-185. DOI: 10.34759/vst-2020-3-167-185
8. Nazarov V.P., Yatsunenkov V.G., Kolomentsev A.I. Constructive and technological factors of stability of energy parameters in turbo pump assemblies of rocket engines. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 101-105.
9. Kopylov Yu.R. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2012, no. 1(2), pp. 34-42.
10. Krivosheev I.A., Ivashin A.F., Osipov E.V., Berezovskii A.V. *Vestnik UGATU*, 2018, vol. 22, no. 3(81), pp. 56-62.
11. Porto B.F., Souto C.A. Dynamic analysis of a liquid rocket turbo-pump. *18th International Congress on Sound and Vibration (10-14 July 2011, Rio de Janeiro, Brazil)*.
12. Sias D.F., de Barros E., Souto C.A., de Almedia D.S. Dynamic analysis of a liquid rocket turbopump unit. *23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering (6-11 December 2015; Rio de Janeiro, Brazil)*. DOI: 10.20906/CPS/COB-2015-1034
13. Uchiumi M., Sakazume N., Kamijo K., Hashimoto T., Warashina S., Mihara R. Fatigue Strength of Rocket pump inducers. *Turbomachinery*, 2004, vol. 32, no. 1, pp. 51-59. DOI: 10.11458/tsj.32.51
14. Li Y., Sun B., Fang J., Liang T. Vibration fatigue of turbine blade for liquid rocket engine. *AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (8-12 January 2018; Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2018-1226
15. Kanda T. Off-Design Combustion in Liquid-Propellant Rocket Engine with High-Frequency Instability. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2019, vol. 62, no. 6, pp. 331-333. DOI: 10.2322/tjsass.62.331
16. Du D., He E., Huang D., Wang G. Intense vibration mechanism analysis and vibration control technology for the combustion chamber of a liquid rocket engine. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, vol. 437, pp. 53-67. DOI: 10.1016/j.jsv.2018.08.023
17. Krivosheev I.A., Ivashin A.F., Osipov E.V., Chebakov A.V. *Vestnik UGATU*, 2018, vol. 22, no. 4(82), pp. 70-79.
18. Inoue T., Araki Y., Uchiumi M., Adachi K. Development of Reduced Model and Vibration Analysis of a High Pressure Fuel Turbopump Using Complex Modal Analysis. *Turbomachinery*, 2012, vol. 40, no. 6, pp. 370-379. DOI: 10.11458/tsj.32.51
19. DiMaggio S.J., Sako B.H. Basic system identification for condition monitoring of turbopumps [rocket engines]. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2001, vol. 7. DOI: 10.1109/AERO.2001.931395
20. Bazhenov D.N., Shmakov A.N., Kovalev I.N. *Reshetnevskie chteniya*, 2011, vol. 1, pp. 110-111.