

УДК 535.71

**О «новых методологиях обработки»
результатов расчетов ВРД с горением
во вращающихся детонационных волнах
и результатов измерения сил
при испытаниях моделей прямоточных ВРД
на сверхзвуковых стендах***

А.Н. Крайко

*Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова, Москва*

E-mail: akraiko@ciam.ru

Показана ошибочность развиваемых и пропагандируемых С.М. Фроловым и В.И. Звезгинцевым с коллегами «новых методологий» обработки и использования результатов расчетов воздушно-реактивных двигателей (ВРД) с горением во вращающихся детонационных волнах, а в последнее время в гораздо большей степени — результатов измерений сил, испытываемых моделями прямоточных (безроторных) ВРД при их «горячих» и «холодных» продувках на сверхзвуковых стендах.

Ключевые слова: воздушно-реактивный двигатель (ВРД) с вращающимися детонационными волнами (RDE); силы, измеряемые в «горячих» и «холодных» продувках; модель на сверхзвуковом стенде; эффективная тяга.

В последнее время большое внимание уделяется двигателям с горением во вращающихся детонационных волнах (Rotating Detonation Engine — RDE) [1 – 5]. При переходе во вращающуюся систему координат течение в RDE становится стационарным. При исключении потерь на нестационарность это позволяет надеяться на высокие тяговые характеристики RDE. Такой надежде, правда, противоречат результаты расчетов [6] и экспериментов [7 – 9], при том что интерес к RDE во многом подогревают сообщения о больших тягах, якобы замеренных в аэродинамических трубах ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН в указанных экспериментах. На самом же деле, «большие тяги» — результат неверной методологии обработки результатов измерений. При показе ошибочности этой методологии оставим в стороне, как и в работе [10], вопросы качества расчетов [6] и измерений [7 – 9].

* Работа выполнена при поддержке РФФИ (код проекта 20-01-00100).

В лучшем из рассчитанных авторами [6] RDE при полете с числом Маха $M_0 = 5$ на высоте 20 км горит идеально перемешанная стехиометрическая водородно-воздушная смесь. «Эффективной тягой» F_E и «силой внешнего сопротивления» $R < 0$ в этой работе названы проекция на обратную вектору V_0 ось z сил, действующих на все такие же, как на рис. 1, обтекаемые поверхности, и такая же проекция сил, действующих на внешнюю часть мотогондолы и на центральное тело до входа в кольцевой канал воздухозаборника. «Тяга двигателя» в [6] — $F = F_E - R$ — это проекция на ось z сил, действующих только на его «внутренность». Исключение из тяги сопротивления внешней поверхности мотогондолы общепринято, в отличие от сопротивления головной части центрального тела. Исключение сопротивления головной части центрального тела — новация, необоснованно увеличивающая тягу RDE, рассчитанных в [6]. Наибольшие из полученных в этой работе значений $F_E = 1,9$ кН при $R = -2,8$ кН, $F = 4,6$ кН и удельном импульсе $I_{sp} = 2350$ с. В действительности к F_E следует добавить не превышающий по оценкам [10] 1,7 кН модуль сопротивления внешней поверхности мотогондолы, что дает $F = 3,6$ кН и $I_{sp} = 1830$ с. У водородно-воздушного стехиометрического прямооточного ВРД с медленным горением (ПВРД) для тех же условий полета и с сопротивлением всего центрального тела $I_{sp} \approx 4100$ с, что примерно вдвое превышает и правильное (1830 с), и завышенное (2350 с) значения лучшего RDE из рассчитанных в работе [6].

Исключение сопротивления части центрального тела является не столь существенным по сравнению с добавками, введенными в работах [7–9] к замеренной в аэродинамических трубах ИТПМ СО РАН «эффективной тяге» модели RDE. Читаем в [7]: «Измеренная эффективная тяга ... модели детонационного прямооточного ВРД оказалась либо близкой к нулевой, либо положительной (около 0,1 кН), несмотря на повышенное гидродинамическое сопротивление модели с присоединенными устройствами иницирования и дроссельными дисками, а также с системой измерения тяги ...» и в [8, 9]: «... зажигание водорода в огневом испытании приводит к уменьшению отрицательной составляющей мгновенной силы почти до нуля». На самом деле «близкая к нулю» и «почти до нуля» соответствуют (см. рис. 4 в [7] и [9] и рис. 8 в [8]) значениям до $-1,2$ кН (что означает не тягу, а сопротивление) большей части рабочего режима трубы, т. е. в [7–9] работающая (в «горячих испытаниях») модель RDE тяги не создавала. Разумеется, в это внесли вклад внешние «устройство иницирования», «система измерения тяги», магистрали подачи топлива, провода зажигания и измерительной аппаратуры и др. Именно их сопротивление следовало бы добавить (со знаком минус) к измеренной близкой к нулю или отрицательной эффективной тяге. Этого, однако, слишком мало, ибо даже сопротивление части центрального тела [6] дало слишком малый (для конкуренции с ПВРД) «прирост» тяги.

«Нужный» эффект в работах [7–9] достигнут при испытании неработающей модели с добавлением замеренного в такой «холодной продувке» модуля большого сопротивления к близкой к нулю или отрицательной измеренной в «горячем испытании» эффективной тяге. Именно так якобы «экспериментально определенные» тяга (названная «внутренней») и удельный импульс достигли значений 2,2 кН и 3600 с. Приведенные величины,

однако, неверны, как и противоречащая всему отечественному и мировому опыту принятая в [7–9] методология их «экспериментального

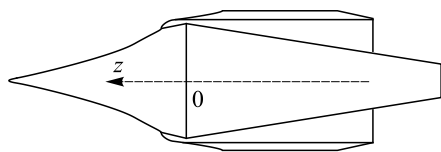
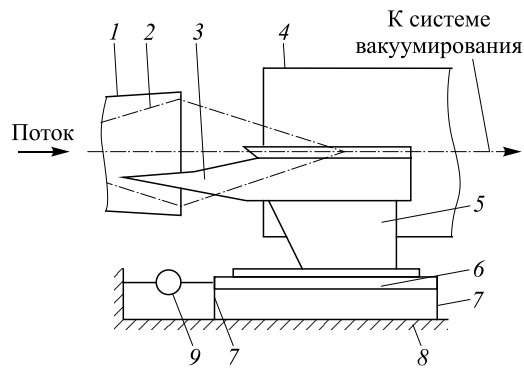


Рис. 1. Меридиональное сечение одного из рассчитанных в работе [6] RDE.

Рис. 2. Объект испытаний на сверхзвуковом стенде.

- 1 — сопло, 2 — рабочий ромб, 3 — объект испытаний, 4 — диффузор, 5 — пилон, 6 — силовая платформа с упругими элементами (7), 8 — основание стенда, 9 — измеритель «осевой» силы.



получения». Ошибочность такой же методологии [11–13] (авторов и соавторов работ [6–9]) определения тяговых характеристик по результатам расчета течений в работающем и «продуваемом без горения» ВРД с горением в пульсирующих детонационных волнах показана в [10].

Проанализируем подробнее принятую в [7–9] и пропагандируемую в [14, 15] методологию «экспериментального получения» тяговых характеристик с привлечением сопротивления модели, измеренного в «холодной продувке». Такой анализ нужен и потому, что правильно реализованные «холодные продувки», в отличие от их профанации в [7–9, 11–15], действительно привлекаются для получения тяговых характеристик моделей безроторных ВРД при испытаниях на сверхзвуковых стендах [16, 17].

Согласно вышеизложенному, перечислим то, что мешает правильному измерению тяги работающей модели ВРД в сверхзвуковом потоке стенда. Во-первых, ВРД будет работать на летательном аппарате с общими с ним, но отличными от модели «внешними» обводами. Во-вторых, размеры модели и стенда часто таковы, что воспроизвести ожидаемое в полете течение удастся лишь вблизи входа в модель. В-третьих, даже на большом стенде модель крепится на пилоне измерителя силы F_h , которая действует на «объект испытаний», включающий модель, пилон и ряд иных «возмущающих факторов». Сказанное поясняет рис. 2 из [16], а представление о моделях, которые испытывались в работах [7–9], дает фотография, приведенная на рис. 3.

Понятно стремление выделить из F_h «эффективную» тягу F_E , на величину которой слабо влияют отличие внешних обводов и течений, наличие пилона и любых других «возмущающих факторов». Для некоторых типов ВРД это возможно, если «горячую продувку»

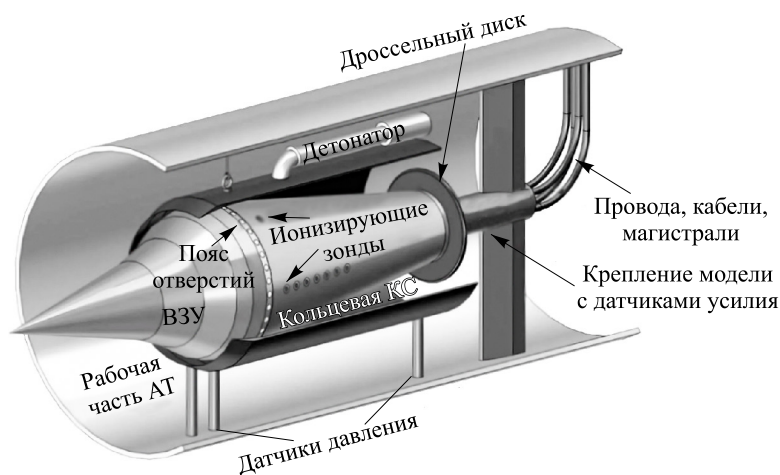


Рис. 3. Модель RDE, которая испытывалась авторами [7–9].

(отмечено индексом «h») дополнить «холодной продувкой» (индекс «с») с измерением сопротивления ($F_c < 0$) неработающей модели с пилоном и прочими возмущающими факторами. Здесь отрицательны (положительны) силы, направленные по (против) скорости потока. В холодной продувке модель следует продувать так, чтобы потоки на входе и вне её (до сечения среза сопла) были близки к потокам в горячей продувке. Именно это объясняет ограничение исследования [16] «безроторными» ВРД (роторы — компрессор и турбина — делают такую продувку невозможной). При близости этих потоков эффективную тягу определит формула $F_E = F_h - F_c > F_h$ с сопротивлением $F_c < 0$ пилонна, внешней поверхности модели и иных возмущающих факторов в холодной продувке. Остается найти $F_c = F_c - F_i$ по F_c и силе сопротивления $F_i < 0$ внутреннего канала (проточного тракта) модели и центрального тела ее сопла в холодной продувке. В работах [16, 17] для определения F_i привлекаются уравнения одномерного приближения без горения и измеряемые в холодной продувке давление газа и температура на стенках проточного тракта модели и давление на центральном теле сопла.

Степень расширения сопла модели двигателя определяют по давлению в работающей камере сгорания, которое в разы больше давления в той же камере при холодной продувке. Следовательно, при холодной продувке это же сопло будет перерасширено, и значительную часть его расширяющегося участка займет примыкающая к выходному сечению отрывная зона. В моделях, которые испытывались в работах [7–9], большие отрывные зоны всегда примыкали к сужающемуся центральному телу сопла с частично перекрывающими поток дроссельными дисками (рис. 3). Наличие и протяженность таких отрывных зон достаточно аккуратно определяет близкое к постоянному давление на стенке канала переменной площади. Хотя на таких участках одномерное приближение не работает, их вклад в силу сопротивления F_i находится интегрированием близкого к постоянному давления, измеряемого на стенках канала. В результате для неработающей модели с запущенным воздухозаборником уравнения одномерного приближения, дополненные измеренными давлением и температурой на стенках внутреннего тракта модели и давлением на центральном теле сопла, определяют с высокой точностью силу сопротивления F_i .

В отличие от сказанного выше, авторов [7–9, 11–15] не интересует выполнение описанных выше условий испытания модели в холодной продувке. Более того, как видно из письма В.И. Звездинцева одному из авторов [16], ему и его коллегам непонятно, зачем делить F_c и F_h на какие-то составляющие. Проще (цитирую это письмо), «не особенно заморачиваясь с разделением этих сил на составляющие компоненты», считать «эффективной тягой» разность $F_h - F_c$. Это и проще, и престижнее, и позволяет обосновывать якобы экспериментально подтверждаемые, а в действительности мнимые достижения. Авторы [14] в отличие от [16], измеряют полную силу сопротивления модели F_c в холодной продувке и, «не заморачиваясь с её разделением на компоненты», добавляют $|F_c|$ к тяге, замеренной в горячей продувке. Хотя $|F_c|$ в разы больше тяги, замеренной в горячей продувке, это не мешает им, вопреки очевидному, утверждать, что подходы [14] и [16] тождественны.

То, сколь значительные «псевдоувеличения» тяги позволяет получать подобная методология, показывает взятый из [7] рис. 4. На нем приведены результаты прямого измерения сил, действующих на модель в горячей и в холодной продувках, а эффективная «тяга» соответствует разности сплошной и штриховой кривых. Сначала такая «методология» была введена С.М. Фроловым в расчетных исследованиях [11–13]. Однако

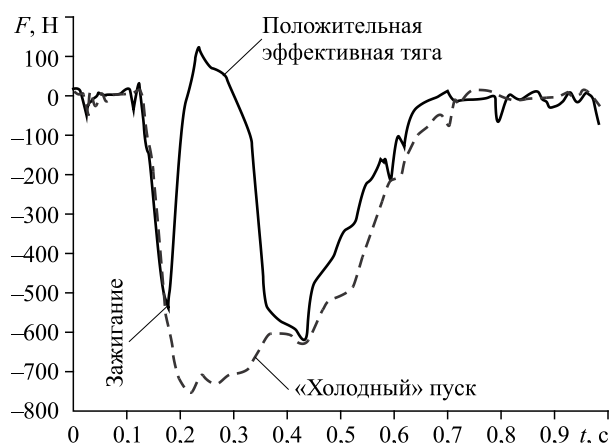


Рис. 4. Кривые прямых измерений сил, действовавших на модель RDE [7–9] с пилоном и иными возмущающими факторами в «горячей» (сплошная кривая) и «холодной» (штриховая кривая) продувках.

«численные холодные продувки» заведомо излишни, поскольку в расчетах набегающий поток предполагается таким, как ожидается в полете: нет возмущающих факторов, а при необходимости работа двигателя может рассчитываться с учетом его интеграции с летательным аппаратом. Ранее на несостоятельность «методологии Фролова–Звегинцева» указывалось неоднократно (см., например, [10, 18, 19]).

Согласно [19], низкие тяговые характеристики RDE — следствие большой неравномерности параметров газа, включая неравномерность давления по радиальной координате в подобластях течения, примыкающих к детонационным волнам и вращающихся вместе с ними.

Список литературы

1. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov E.F. Continuous spin detonations // J. of Propulsion and Power. 2006. Vol. 22, No. 6. P. 1204–1216.
2. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: ИГ им. М.А. Лаврентьева СО РАН, 2013. 422 с.
3. Fievisohn R.T., Kenneth H.Yu. Steady-state analysis of rotating detonation engine flowfields with the method of characteristics // J. of Propulsion and Power. 2017. Vol. 33, No. 1. P. 89–99.
4. Tsuboi N., Eto S., Hayashi A.K., Kojima T. Front cellular structure and thrust performance on hydrogen-oxygen rotating detonation engine // J. of Propulsion and Power. 2017. Vol. 33, No. 1. P. 100–111.
5. Rankin B.A., Kaemming T.A., Theuerkauf S.W., Schauer F.R. Overview of performance, application, and analysis of rotating detonation engine technologies // J. of Propulsion and Power. 2017. Vol. 33, No. 1. P. 131–143.
6. Дубровский А.В., Иванов В.С., Зангиев А.Э., Фролов С.М. Трехмерное численное моделирование характеристик прямоточной воздушно-реактивной силовой установки с непрерывно-детонационной камерой сгорания в условиях сверхзвукового полета // Химическая физика. 2016. Т. 35, № 6. С. 49–63.
7. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С., Аксёнов В.С., Шамшин И.О., Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Берлин А.А., Фомин В.М. Непрерывно-детонационное горение водорода: результаты испытаний в аэродинамической трубе // Физика горения и взрыва. 2018. Т. 54, № 3. С. 116–123.
8. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С., Аксёнов В.С., Шамшин И.О., Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Берлин А.А., Фомин В.М., Шиплюк А.Н., Яковлев Н.Н. Модель детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя: испытания в аэродинамической трубе при обтекании воздушным потоком с числом Маха 5,7 и температурой торможения 1500 К // Горение и взрыв. 2018. Т. 11, № 1. С. 54–62.
9. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С., Аксёнов В.С., Шамшин И.О., Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Берлин А.А., Фомин В.М., Шиплюк А.Н., Яковлев Н.Н. Испытания модели детонационного прямоточного двигателя в аэродинамической трубе при обтекании воздушным потоком с числом Маха 5,7 и температурой торможения 1500 К // Докл. РАН. 2018. Т. 481, № 3. С. 277–281.

10. Егорян А.Д., Крайко А.Н., Пьянков К.С., Тишин А.П. О расчете характеристик импульсного детонационного двигателя и их сравнении с характеристиками ПВРД // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 2. С. 307–310.
11. Иванов В.С., Фролов С.М. Математическое моделирование рабочего процесса и тяговых характеристик воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета // Химическая физика. 2011. Т. 30, № 7. С. 48–61.
12. Зангиев А.Э., Иванов В.С., Фролов С.М. Тяговые характеристики импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета на разных высотах // Химическая физика. 2013. Т. 32, № 5. С. 62–75.
13. Зангиев А.Э., Иванов В.С., Фролов С.М. Сравнение трехмерного и двумерного расчетов тяговых характеристик воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета // Химическая физика. 2014. Т. 33, № 12. С. 37–41.
14. Внучков Д.А., Звезинцев В.И., Наливайченко Д.Г., Смоляга В.И., Степанов А.В. Испытания ПВРД твердого топлива с измерением тяговых характеристик в аэродинамических установках // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 4. С. 629–635.
15. Звезинцев В.И. Реальные и мнимые проблемы прямоточных воздушно-реактивных двигателей // Мат. XXII междунар. конф. по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2019), Алушта, 24–31 мая 2019 г. М.: Изд-во МАИ, 2019. 816 с. С. 724–726.
16. Семенов В.Л., Александров В.Ю., Прохоров А.Н., Арефьев К.Ю., Кручков С.В. Методические аспекты определения тяги безроторных воздушно-реактивных двигателей при стендовых и летных испытаниях // Изв. ВУЗов. Машиностроение. 2019. № 11. С. 86–97.
17. Крайко А.Н. Об определении тяги прямоточных реактивных двигателей при стендовых испытаниях и в расчетах // Мат. XXXII Научно-техн. конф. по аэродинамике. 28–29 октября 2021 г., Моск. обл., Ногинск, Парк-отель "Яхонты". ЦАГИ, 2021. 103 с. С. 71–72.
18. Крайко А.Н., Валиев Х.Ф., Егорян А.Д. О преимуществах детонационного горения и о реализации стационарных течений с детонационной волной в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей // Экстремальные состояния вещества. Детонация. Ударные волны / Тр. междунаrodn. конф. XXI Харитоновские тематические научные чтения / Под ред. А.Л. Михайлова. Саров: Изд-во РФЯЦ-ВНИИЭФ. 2019. Т. 1. 441 с. С. 24–32.
19. Егорян А.Д., Крайко А.Н. Сравнение воздушно-реактивных двигателей с медленным и детонационным горением // Изв. РАН. МЖГ. 2020. № 2. С. 273–287.

*Статья поступила в редакцию 24 марта 2022 г.,
после доработки — 24 марта 2022 г.,
принята к публикации 2 сентября 2022 г.*