

Каким должен быть разгонный двигатель гиперзвукового самолета?

Ю. И. Лобановский

Краткое содержание

Предложенный 15 лет назад гиперзвуковой воздушно-реактивный двигатель – сайнерджет сравнивается с разрабатываемым в настоящее время компанией Reaction Engines Ltd двигателем SABRE. Показано, что сайнерджет по всем показателям превосходит SABRE.

Ключевые слова: гиперзвуковой самолет – воздушно-реактивный двигатель – эффективность – синергетический двигатель

Таблица символов

M – число Маха

I_{sp} – удельный импульс

m – степень двухконтурности

В настоящее время снова возникает реальный интерес к гиперзвуковым полетам в атмосфере, в том числе для более гибкого и дешевого выведения полезных нагрузок на низкие околоземные орбиты [1], а также для пассажирских перевозок на трансконтинентальные расстояния [2]. Описанные в вышеприведенных ссылках концепции многоразового аэрокосмического носителя SKYLON и крейсерского гиперзвукового самолета в рамках программы LARCAT A2 основаны, в первую очередь, на проекте воздушно-реактивного двигателя (ВРД) с охлаждением воздушного потока горючим – жидким водородом. Один из вариантов этого двигателя – SABRE должен обеспечить разгон аэрокосмического носителя до умеренных гиперзвуковых чисел Маха $M \approx 5.5$ [3], а другой – Scimitar – разгон гиперзвукового самолета до $M \approx 5$ и его крейсерский полет на этом режиме [4]. Совсем недавно, в конце ноября 2012 года, были проведены успешные испытания критического элемента данной технологии – теплообменника, на котором температура протекающего через него воздуха была снижена, примерно, с 1300 К до 120 К «менее чем за 0.01 с и без блокирования потока инеем на стенках» элементов теплообменника [5]. Таким образом, данная технология снова, как и 55 лет [6, 7], становится практически реализуемой, и вопрос об оптимальной схеме воздушно-реактивного двигателя с охлаждением потока жидким водородом начинает выходить за рамки чисто академических изысканий.

Критически важными параметрами разгонного двигателя гиперзвукового самолета являются его удельный импульс, удельная лобовая тяга и вес. Последние два параметра в первом приближении обобщенно можно представить в виде интегрального показателя – отношения тяги к весу. Двигатель SABRE (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine) позиционируется его компанией-разработчиком Reaction Engines Ltd как обладающий беспрецедентным уровнем этих характеристик среди воздушно-реактивных двигателей [3]. Однако полтора десятка лет назад в России уже была разработана концепция синергетического воздушно-реактивного двигателя (Synergetic Air-Breathing Jet Engine) существенно превосходящего по этим показателям двигатель компании Reaction Engines Ltd. Да и сам термин «синергетический (synergetic)» для двигателя впервые был применен именно во время проведения этих исследований в 1995 году. На предложенную тогда схему было получено положительное заключение ЦИАМ, были поданы 3 российские заявки на патент, а также заявка на американский патент [8 – 11], на которую в январе 1999 года было получено положительное решение USPTO. Однако дальнейший процесс патентования был приостановлен автором в связи с прекращением к этому времени всех полномасштабных программ разработки гиперзвуковых летательных аппаратов, в которых подобные двигатели могли бы иметь применение. Это, при отсутствии внешней поддержки, поставило под сомнение финансовую целесообразность дальнейших вложений в процесс патентования.

Сейчас, спустя 15 лет, автор, являясь приверженцем открытого общества, готов дать необходимую информацию о той разработке любой организации, заинтересованной в ее развитии и практическом применении. В данной статье показаны общая схема одного из вариантов синергетического воздушно-реактивного двигателя (сайнерджета), а также основные его характеристики, получение с помощью расчетной модели в рамках реального газа. В отличие от концепции компании Reaction Engines Ltd концепция сайнерджета не предполагает глубокого переохлаждения набегающего потока и очень высоких (ракетных) степеней его сжатия, что автоматически снимает проблемы с льдообразованием на теплообменнике. В целом, конструктивно все его варианты гораздо ближе к традиционным турбокомпрессорным ВРД, особенно к так называемым пароводородным (см. [6]), которые и являлись исходной точкой в данной разработке. Однако в отличие от них более сложная схема взаимодействия потоков воздуха и водорода, оптимизированная для разгона в диапазоне чисел Маха 0 – 5.5, позволила значительно поднять удельный импульс и удельную лобовую тягу сайнерджета по сравнению с

пароводородным двигателем и сохранить отношение его стартовой тяги к весу на уровне около 15, что несколько превышает соответствующие показатели двигателя компании Reaction Engines Ltd. При больших числах Маха и уровне скоростного напора на траектории разгона в 50 кПа тяга сайнерджета оказывается более чем на 30 % выше стартовой, что приводит там к дальнейшему росту этого отношения.

Не последним обстоятельством является также возможность резкого увеличения тяги сайнерджета за счет умеренного снижения удельного импульса в области так называемого «бутылочного горла (bottleneck)», в которое попадают гиперзвуковые аппараты с ВРД на трансзвуковых и малых сверхзвуковых числах Маха ($M = 1.1 - 1.5$). Здесь падает тяга всех воздушно-реактивных двигателей, в то время как волновое аэродинамическое сопротивление летательных аппаратов сильно растет, и, кроме того, из-за недорасширения выхлопной струи резко увеличиваются потери тяги в соплах аппаратов, рассчитанных на гиперзвуковой полет.

Еще одним важным преимуществом сайнерджета, действительно позволяющим его создать в отличие от пароводородного двигателя, является значительное увеличение потока водорода, проходящего через основную пароводородную турбину двигателя при одновременном снижении его расхода в камерах сгорания. Именно этот эффект, реализуемый с помощью специального водородного модуля, названного сайнерджайзером, позволяет иметь на последних венцах пароводородной турбины лопатки, высота которых больше, чем минимально допустимая ее величина по проектным ограничениям. Возможно, нерешенность именно этой проблемы была одной из основных причин прекращения более полувека назад работ над единственным дошедшим до стендовой стадии испытаний пароводородным двигателем модели 304 компании Pratt & Whitney [6].

Общая схема сайнерджета из заявки на американский патент [11] показана на рис. 1.

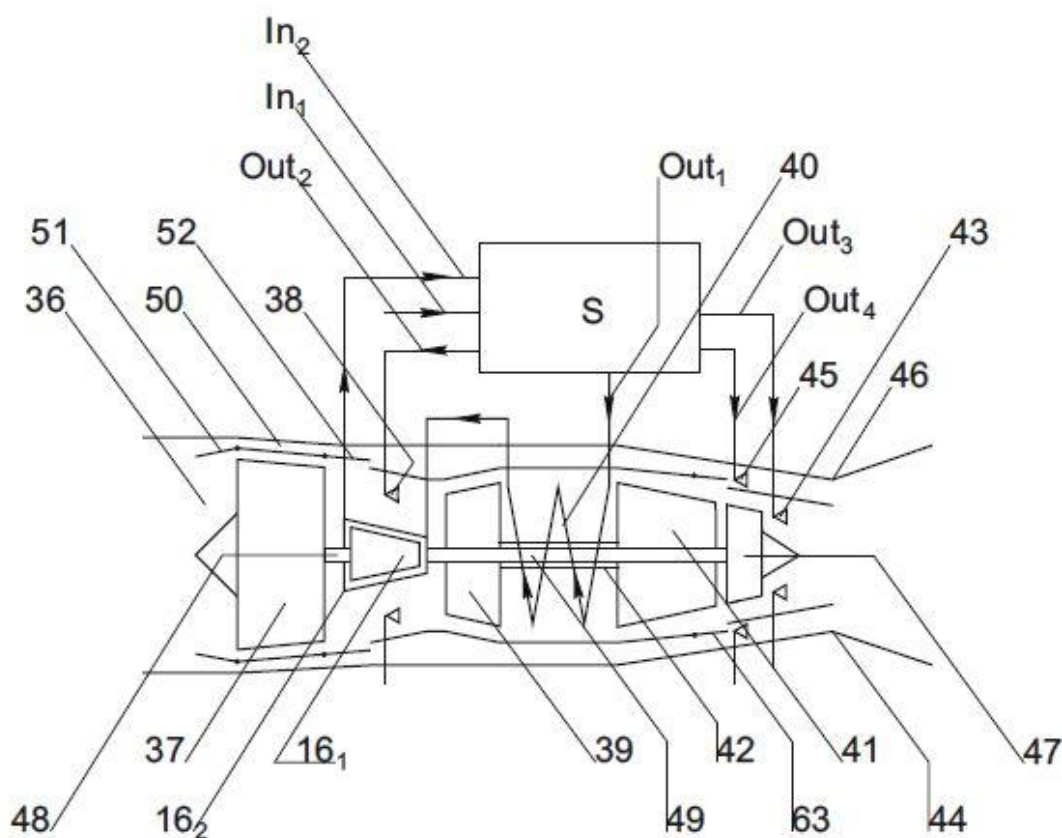


Рис. 1

Фронтальный компрессор 37, приводимый в движение одним из роторов биротативной пароводородной турбины 16 сжимает набегающий поток, заторможенный воздухозаборником, и далее текущий во внутреннем и внешнем контурах двухконтурного ВРД. Створки перепуска 52 и 63 предназначены для управления в нештатных режимах работы и могут быть, в принципе, заменены просто стенкой корпуса без каких-либо отверстий. Далее во внутреннем контуре происходит нагрев потока вследствие сжигания

некоторой части водорода во фронтальной камере сгорания 38. При этом доля горючего, подаваемого в нее, изменяется по числам Маха полета так, чтобы температура потока за ней была постоянна или изменялась по заданной программе (исследования показали, что при оптимизации режима работы двигателя, может оказаться полезной так называемая его «температурная раскрутка»). Далее, сжатый и нагретый газ расширяется на газовой турбине 39 и охлаждается на теплообменнике 40 до температуры порядка 300 К, а после этого снова сжимается ступенями терминального и форсажного компрессоров 41 и 47, приводимыми, соответственно, газовой турбиной 39 и вторым ротором биротативной турбины 16. Сжатый на компрессорах поток подогревается в терминальной камере сгорания 43, и, смешавшись с нагретым в камере сгорания 45 потоком внешнего контура, расширяется в сопле двигателя и далее, во внешнем сопле типа аэроспайк [12], образованным хвостовой частью аппарата.

Следует отметить, что все элементы ядра сайнерджета – внутреннего генераторного контура от фронтальной камеры сгорания 38 до форсажного компрессора 47 в течение всего разгона могут работать при фиксированной температуре потока, то есть в фиксированной рабочей точке, что достигается перераспределением расходов горючего между камерами сгорания 38, 43 и 45. Подобное расположение турбины и теплообменника впервые было предложено в схеме инверсного воздушно-реактивного двигателя [13]. Следует отметить, что однорежимность работы основного блока двигателя может серьезно упростить его конструкцию. Двухконтурность газового потока (то есть отношение расходов газа во внешнем и внутреннем (генераторном) контурах двигателя), степень которой после предварительной оптимизации характеристик сайнерджета оказалась порядка $m \approx 0.5 - 0.6$, а также «двухконтурность» потока водорода в упомянутом выше чисто водородном модуле – сайнерджайзере, обозначенном на рис. 1 буквой S, позволили достичь полного баланса между хладоресурсом горючего и потребностями охлаждения газового потока в генераторном контуре сайнерджета при расходе водорода на уровне 0.9 от стехиометрического, в отличие от значения 3 у соответствующего показателя двигателя SABRE. Это и стало причиной того, что удельный импульс сайнерджета в зависимости от полетного числа Маха в 1.7 – 2.7 раза выше, чем у двигателя компании Reaction Engines Ltd.

Важнейшим модулем описываемого двигателя является его специализированный водородный блок – сайнерджайзер. С его помощью организуется замкнутое кольцевое течение водорода через выход из сайнерджайзера Out_1 , основной водородно-газовый теплообменник 40, основную пароводородную турбину 16 и вход In_2 в сайнерджайзер для замыкания с его помощью этого потока. При этом расход водорода в замкнутой петле превышает расход на входе In_1 из топливных баков летательного аппарата (и равный ему суммарный расход на выходах из сайнерджайзера Out_2 , Out_3 и Out_4 в камеры сгорания) более чем в 2 раза. Так как в процессе этого кольцевого движения нагретый в основном теплообменнике водород охлаждается на пароводородной турбине, отдавая на ней не менее 60 % энтальпии, то хладоресурс потока водорода в замкнутой петле на выходе Out_1 возрастает более чем в 1.5 раза по сравнению с хладоресурсом потока водорода на входе в сайнерджайзер In_1 . Именно этот эффект вместе со сравнительно малой степенью двухконтурности сайнерджета по газу позволяет охладить газовый поток в его генераторном ядре до уровня комнатных температур перед терминальным компрессором при расходе водорода ниже стехиометрического и при всех числах Маха от 0 до ~ 5.5.

После того как водород через вход In_2 попадает в сайнерджайзер, он охлаждается там в теплообменнике-регенераторе на противотоке с поступившим из топливных баков через вход In_1 криогенным водородом и далее для компенсации расширения на основной турбине и потерь в тракте сжимается в компрессоре. Это происходит за счет работы расширения на турбине нагретшегося и ранее сильно сжатого насосом входного потока водорода. Таким образом, своеобразный «полузамкнутый» цикл работы сайнерджайзера позволяет сбалансировать в замкнутой водородной петле потоки массы и энергии с увеличением расхода водорода в ней примерно 2.1 раза, а его хладоресурса в 1.6 раза. При этом вследствие того, что расход водорода в этой петле примерно в 1.8 раз меньше расхода газа в генераторном контуре двигателя, а также из-за больших давлений в трактах сайнерджайзера и высоких коэффициентов теплообмена на чисто водородном теплообменнике-регенераторе, размеры сайнерджайзера невелики, а его масса, по оценкам, составляет не более 7.5 % от массы всего двигателя.

Удельные импульсы одного из вариантов сайнерджета (лиловая кривая, помеченная черным кружком), типичного пароводородного двигателя, описанного в ссылке [14] (синяя кривая, помеченная серым квадратиком)], а также двигателя SABRE (непомеченная черная кривая) [15], на расчетном режиме работы сопла показаны на рис. 2.

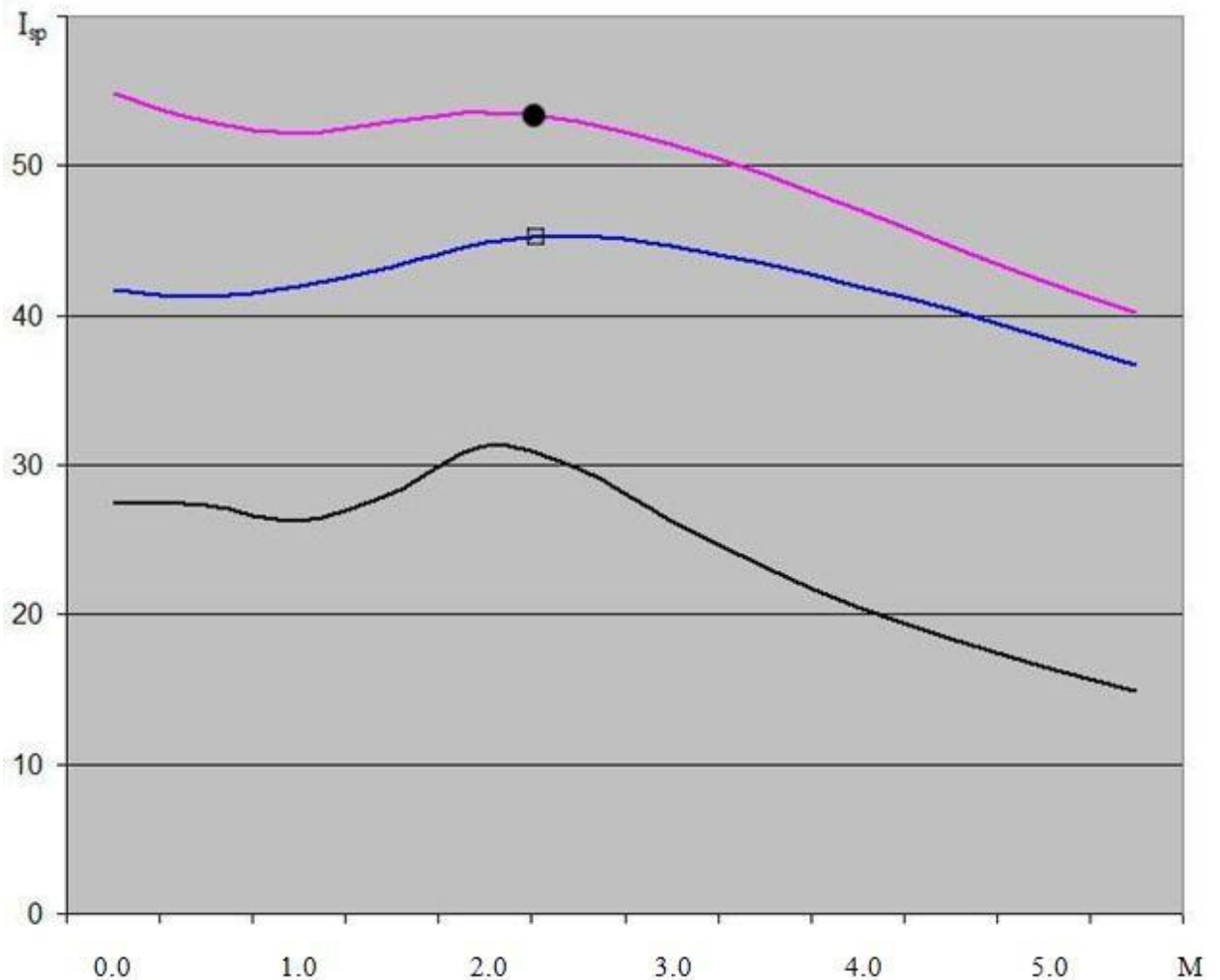


Рис. 2

Видно, что SABRE, представляющий собой комбинацию воздушно-реактивных и ракетных двигателей, по этому показателю очень сильно уступает двигателям, рассчитанным исключительно для работы при полетах гиперзвукового аппарата в атмосфере. Кроме того, как уже упоминалось выше, нет никаких оснований ожидать, что этот двигатель имеет какие-либо преимущества по удельной лобовой тяге и удельной тяговооруженности.

Единственным его преимуществом при использовании в качестве силовой установки многоразового одноступенчатого аэрокосмического носителя является то, что SABRE, в принципе, способен обеспечить разгон со старта до выхода на орбиту. Однако, исследования показали, что одноступенчатые многоразовые носители могут иметь смысл только при низких долях массы конструкции в стартовой массе аппарата – не более 25 % при чрезвычайно эффективной силовой установке [16]. Со значительно менее эффективным двигателем компании Reaction Engines Ltd по ее же оценкам этот параметр снижается до 15 % [17]. При этом для современных самолетов он, обычно, оказывается не меньше 40 %. Сравнительно недавняя попытка создания в рамках программы NASP аэрокосмического аппарата X-30 даже с заметно большей, чем 15 %, относительной массой конструкции завершилась неудачей [18], несмотря на то, что она предпринималась всей аэрокосмической промышленностью США – существенно более мощной и опытной в этом деле структурой, чем небольшая английская компания, концентрирующая свои усилия исключительно на разработке двигателя. А на двухступенчатом аэрокосмическом носителе нет никакой необходимости объединять воздушно-реактивные и ракетные двигатели вместе. Кроме того, это совершенно ненужно и для крейсерских гиперзвуковых летательных аппаратов.

Таким образом, это единственное преимущество двигателя SABRE является, некоторым образом, чисто абстрактным и неприменимым в текущей практике конструирования реальных гиперзвуковых аппаратов. Кроме того, ясно, что переход этого двигателя с атмосферного режима на ракетный чрезвычайно сильно изменит рабочее состояние его системы охлаждения и камеры сгорания. Поэтому нет никаких гарантий, что

в конструкции ракетного блока двигателя компании Reaction Engines Ltd удастся реально, или, по крайней мере, достаточно эффективно, совместить эти столь различные режимы его работы.

Таким образом, эксперименты с водородно-воздушными теплообменниками, проводимые в рамках программы создания двигателя SABRE являются чрезвычайно интересными и полезными. Однако продвигаемая компанией Reaction Engines Ltd концепция двигателей для гиперзвуковых аппаратов с системной точки зрения представляются принципиально ошибочной. Кроме того, из результатов расчетов следует, что сайнерджет – синергетический гиперзвуковой воздушно-реактивный двигатель, разработанный полтора десятка лет назад именно на основе системных принципов, способен обеспечить существенно более высокие тягово-расходные характеристики, чем двигатель SABRE.

Литература

1. Space Access: SKYLON. *Reaction Engines Ltd* // http://www.reactionengines.co.uk/space_skylon.html
2. LAPCAT A2. *Reaction Engines Ltd* // <http://www.reactionengines.co.uk/lapcat.html>
3. The SABRE Engine. *Reaction Engines Ltd* // <http://www.reactionengines.co.uk/sabre.html>
4. F. Jivraj F., R. Varvill, A. Bond, G. Paniagua – The Scimitar Precooled Mach 5 Engine. 2ND EUCASS // https://spiral.imperial.ac.uk:8443/bitstream/10044/1/1456/1/EUCASS07_scimitar_5_08_03.pdf
5. The Biggest Breakthrough in Propulsion since the Jet Engine. *Reaction Engines Ltd. News Updates*, 28.11.2012 // http://www.reactionengines.co.uk/news_updates.html
6. The Model 304 Engine. *Liquid hydrogen as a Propulsion Fuel, 1945 – 1959. Part II, Suntan. NASA History Program Office* // <http://history.nasa.gov/SP-4404/ch8-9.htm>
7. Engine Tests. *Liquid hydrogen as a Propulsion Fuel, 1945 – 1959. Part II, Suntan. NASA History Program Office* // <http://history.nasa.gov/SP-4404/ch8-10.htm>
8. Ю. И. Лобановский – Синергетический воздушно-реактивный двигатель. *Российская заявка на патент N 95 105 006*, 1995.
9. Ю. И. Лобановский – Гиперзвуковой синергетический воздушно-реактивный двигатель. *Российская заявка на патент N 97 107 994*, 1997.
10. Ю. И. Лобановский – Синергетический гиперзвуковой воздушно-реактивный двигатель. *Российская заявка на патент N 97 114 471*, 1997.
11. Yu. Lobanovsky – Hypersonic Synergetic Air-Breathing Jet Engine. *U.S. Patent Application*, no 08/939 917, 1997.
12. Космонавтика (Энциклопедия), под ред. В. П. Глушко. Москва, *Советская Энциклопедия*, 1985.
13. Y. Ribaud – Propulseur a Composants Inverses, a Alimentation Modulee. *French Patent* no 2 687 433, 1992.
14. A. Lanshin, N. Dulepov – Rational Schemes and Performances of the ATR-Engines. *SAE Technical Paper* no 900993, 1990.
15. R. Varvill, A. Bond – A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers. *JBIS*, vol. 56, 2003 // http://www.reactionengines.co.uk/tech_docs/JBIS_v56_108-117.pdf
16. Yu. Lobanovsky – Efficiency Analysis of Reusable Aerospace Launchers. *Aerospace Science and Technologies*, no 1, 1997 // <http://www.synerjetics.ru/article/art1997.htm>
17. Space Access: SKYLON – Technical / Reaction Engines Ltd // http://www.reactionengines.co.uk/space_skylon_tech.html
18. Rockwell X-30. *Wikipedia* // http://en.wikipedia.org/wiki/Rockwell_X-30

Москва,
15.02.2013

Ю. И. Лобановский