

## О выборе схемы силовой установки первой ступени аэрокосмического самолета

Ю. И. Лобановский

### Краткое содержание

В работе обосновываются принципы построения комбинированной силовой установки многоцветного аэрокосмического носителя, использующего воздушно-реактивные двигатели (ВРД) – аэрокосмического самолета (АКС). Показана необходимость разработки разгонного турбокомпрессорного двигателя новой схемы для диапазона чисел Маха полета носителя от 0 до 5 – 6.

*Ключевые слова:* Многоцветный аэрокосмический носитель – Аэрокосмический самолет – АКС – Воздушно-реактивный двигатель – Скрэмджет – Число Маха – Сверхзвуковое горение – Температура – Компрессор – Турбина – Степень сжатия – Сайнерджет

### Таблица символов

$M$  – число Маха полета  
 $v$  – скорость полета  
 $\Delta v$  – увеличение скорости реактивной струи в двигателе  
 $I_{sp}$  – удельный импульс  
 $\alpha$  – коэффициент избытка окислителя  
 $S$  – стехиометрический коэффициент  
 $T$  – статическая температура газа  
 $T^*$  – температура торможения  
 $\kappa$  – показатель адиабаты  
 $q$  – скоростной напор  
 $T_c^*$  – температура торможения газа на входе в компрессор  
 $T_t^*$  – температура торможения газа на входе в турбину  
 $\pi_c$  – степень сжатия компрессора  
 $\pi_t$  – степень расширения турбины  
 $\eta_c$  – коэффициент полезного действия компрессора  
 $\eta_t$  – коэффициент полезного действия турбины

Разработка многоцветного аэрокосмического носителя показала, что такой аппарат для эффективного исполнения своих функций должен состоять из двух ступеней, причем первая его ступень должна совершать полет с помощью воздушно-реактивных двигателей при числах чисел Маха  $M$  от 0 до 12 – 12.5 [1]. Таким образом, эффективный многоцветный носитель должен быть аэрокосмическим самолетом. При  $M > 7$  единственным работоспособным воздушно-реактивным двигателем является гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) или скрэмджет.

Скрэмджет в целом представляет собой профилированную трубу, в которую впрыскивается горючее. В рассмотренном диапазоне чисел Маха полета им может быть только водород. Воздух на входе в скрэмджет тормозится в системе скачков уплотнения, создаваемых как самим аэрокосмическим самолетом, так и его воздухозаборником, однако, скорость потока во всем газоздушном тракте двигателя остается сверхзвуковой. При диффузионном горении водорода (без возникновения в зоне горения ударных волн) такой двигатель способен иметь достаточно высокие уровни тяги и удельного импульса при  $M \geq 5.5 - 6$ . При уменьшении числа Маха полета вплоть до  $M \approx 5$  его характеристики постепенно снижаются, однако все еще могут оставаться более-менее приемлемыми (см., например, [2]). При меньших числах Маха необходимо переходить на режим дозвукового горения, что требует изменения геометрии канала двигателя и/или места впрыска водорода в поток воздуха.

Приращение импульса потока газов в результате работы скрэмджета невелико: в окрестности верхней границы рассматриваемого рабочего режима оно может не превышать 10 % от импульса набегающего потока. Это означает, что такой двигатель чрезвычайно чувствителен к уровню потерь, возникающих при движении газа по его газоздушному тракту. Сопло с внешним расширением струи обеспечивает режим работы скрэмджета близкий к расчетному, а на расчетном режиме удельный импульс  $I_{sp}$  можно оценить следующим образом:

$$I_{sp} = (1 + \alpha S) \Delta v + v,$$

где  $\alpha$  – коэффициент избытка окислителя (воздуха),  $S$  – стехиометрический коэффициент (для смеси воздуха и водорода  $S = 34.2$ ),  $\Delta v$  – увеличение скорости реактивной струи в двигателе,  $v$  – скорость полета. При максимальной скорости полета первой ступени АКС 4.0 км/с ( $M = 12.5$ ), составляющей, примерно,

половину орбитальной, оптимальный для его разгона коэффициент избытка окислителя меньше 1 ( $\alpha = 0.8 - 0.9$ ). Так что для оценки можно принять, что  $1 + \alpha S = 30$ . Тогда при  $\Delta v = 0.4$  км/с и, соответственно, скорости истечения струи 4.4 км/с, удельный импульс скрэмджета будет равен 16 км/с. Если, вследствие увеличения потерь в газоздушном тракте двигателя скорость истечения уменьшится всего на 5%, то удельный импульс скрэмджета упадет более чем на 40% – до 9.4 км/с.

Работа скрэмджета в режиме как сверх- так и дозвукового горения предъявляет различные требования к геометрии канала, например, на дозвуковом режиме используют уступы в камере сгорания для устойчивого горения водорода. При сверхзвуковом режиме эти уступы создают заметные дополнительные гидравлические потери, которые, как видно из предыдущих оценок, могут привести к очень значительному падению удельного импульса двигателя. Изменение места впрыска водорода в поток означает необходимость создания двух камер сгорания у двухрежимного скрэмджета, что также приводит к увеличению потерь и дальнейшему падению удельного импульса двигателя, особенно на больших скоростях полета. Все это может сильно ухудшить общую эффективность АКС.

Скрэмджет расходует большую часть топлива при разгоне первой ступени АКС (не менее 60 – 65%), поэтому именно характеристики этого двигателя в первую очередь и определяют общие затраты топлива на ее разгон, а, значит, и относительную массу его второй ступени. Поэтому, скрэмджет должен получить своеобразный режим наибольшего благоприятствования, и, следовательно, он должен работать только в основном своем режиме – режиме сверхзвукового горения. При этом его характеристики будут максимально высокими, а он сам – наиболее простым, легким и дешевым.

Для этого АКС должен быть разогнан минимум до  $M \approx 5$  (а лучше – до  $M \approx 6$ ) с помощью другого воздушно-реактивного двигателя. Естественно предположить, что на современном уровне развития технологии такой силовой установкой может быть только турбокомпрессорный двигатель. Как известно, попытки создать эффективный разгонный двигатель иного типа успехом не увенчались. Единственным эффективным и широко применяющимся на практике типом турбокомпрессорного двигателя является турбореактивный – ТРД (и, особенно, его двухконтурная разновидность – ТРДД). Бесспорно, ТРД является одним из технологических шедевров нашей цивилизации, однако он способен достаточно эффективно работать только до тех пор, пока температура торможения потока на входе в его компрессор  $T_c^*$  остается в 3 – 4 раза ниже, чем температура потока перед его турбиной  $T_t^*$ . Как известно, температура торможения  $T^*$  в идеальном газе является квадратичной функцией числа Маха полета [3]:

$$T^* = T \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right),$$

где  $T$  – статическая температура набегающего потока,  $\kappa$  – показатель адиабаты (для воздуха  $\kappa = 1.4$ ),  $M$  – число Маха полета. Модель идеального газа при числах Маха  $M \leq 5 - 6$  достаточно адекватно описывает реальность. При ограничении температуры  $T_t^*$  перед турбиной практически достижимой в обозримом будущем величиной  $T_t^* = 2000$  К, максимальное число Маха, до которого может действовать ТРД, будет близко  $M \approx 3.5$ . На типичной траектории разгона со скоростным напором  $q = 50$  кПа близкие к этому значению числа Маха достигаются в зоне атмосферы с практически постоянной температурой – так называемой тропопаузе, где  $T = 217$  К. Тогда при  $M = 3.5$  температура на входе в компрессор  $T_c^*$  будет составлять 750 К.

Связь между степенью сжатия компрессора  $\pi_c$ , степенью расширения турбины  $\pi_t$  и температурами газа перед ними при условии того, что вся мощность турбины используется для вращения компрессора, легко получить из выражений для работы лопаточной машины [3]:

$$\pi_c = \left[ 1 + \eta_c \eta_t \left( \frac{T_t^*}{T_c^*} \right) \left( 1 - \pi_t^{-(\kappa-1)/\kappa} \right) \right]^{\kappa/(\kappa-1)},$$

где  $\eta_c$  – коэффициент полезного действия компрессора,  $\eta_t$  – аналогичный параметр турбины. Коэффициент  $\eta_c$  для компрессоров, состоящих из небольшого числа ступеней и работающих в широком диапазоне рабочих параметров, можно оценить величиной 0.80 – 0.85, коэффициент  $\eta_t = 0.90 - 0.95$ , так что их произведение будет иметь значение около 0.75. Если степень расширения на турбине  $\pi_t = 2.0$ , то на старте АКС при температуре воздуха 288 К перед компрессором и 2000 К перед турбиной степень сжатия компрессора будет равна  $\pi_c = 10.1$ , а степень повышения давления в турбокомпрессорном модуле ТРД  $\pi_c/\pi_t$  составит около 5.0. При увеличении температуры воздуха перед компрессором до 750 К степень сжатия компрессора упадет до  $\pi_c = 2.9$ , и отношение  $\pi_c/\pi_t$  окажется менее 1.5 даже без учета гидравлических потерь в газо-воздушном канале двигателя. Увеличение степени расширения на турбине до величины  $\pi_t = 2.5$ , при температуре воздуха 288 К приводит к росту степени сжатия компрессора  $\pi_c = 15.8$  и параметра  $\pi_c/\pi_t$  до 6.3. Однако, при температуре перед компрессором 750 К степень повышения давления в турбокомпрессорном

модуле ТРД остается на уровне  $\pi_c/\pi_t \approx 1.5$ . Таким образом, при числах Маха полета 3.5 – 4 происходит так называемое «вырождение» турбореактивного двигателя, и он не может входить в состав силовой установки АКС, использующего скрэмджет только в режиме сверхзвукового горения. Комбинированные турбопрямоточные двигатели, которые в принципе могли бы использоваться при больших числах Маха, должны иметь воздушный канал вокруг ТРД. Если к этому каналу большого сечения будет добавлен еще и параллельный канал для скрэмджета, то такая силовая установка становится чрезмерно громоздкой для применения на АКС.

Поэтому, одним из необходимых условий резкого снижения затрат на выведение полезных нагрузок на низкие околоземные орбиты является создание достаточно компактного разгонного воздушно-реактивного двигателя, эффективного в диапазоне чисел Маха от  $M = 0$  до  $M = 5 - 6$ . Однако, все существующие на данный момент схемы турбокомпрессорных двигателей являются, как было показано выше, либо чрезмерно чувствительными к изменению внешних условий (а при разгоне АКС и температура и давление на входе в двигатель возрастают не менее чем в 5 раз), либо не обладают достаточно высокими характеристиками при до- и трансзвуковых скоростях полета (последнее относится к ракетно-турбинным двигателям) [4]. Это вызвано тем, что технические решения, эффективные при малых скоростях полета, становятся бессмысленными или даже вредными при больших скоростях, и наоборот. Подобная коллизия не позволяла до сих пор получать высокие тягово-экономические характеристики разгонных турбокомпрессорных двигателей на всей траектории разгона до достижения режима сверхзвукового горения. Кроме того, на трансзвуковых скоростях полета отношение их тяги к сопротивлению гиперзвукового летательного аппарата значительно уменьшается, приводя к возникновению так называемого «трансзвукового горла», что также препятствует эффективному разгону, а то и просто исключает возможность его продолжения.

Анализ конфликтов при взаимодействии основных агрегатов турбокомпрессорного двигателя с горючим – криогенным водородом и окислителем и рабочим телом – атмосферным воздухом, а также при взаимодействии этих агрегатов между собой, позволяет найти способы решения указанных выше проблем, используя уникальные физико-химические свойства криогенного водорода. Однако преодоление этих конфликтов приводит к появлению новых уже чисто технологических проблем, без разрешения которых невозможно создание эффективной силовой установки. Таким образом, возникает последовательность технических решений, определяющая, как полагает автор, единственно возможный путь создания эффективного разгонного турбокомпрессорного двигателя для гиперзвуковых летательных аппаратов, названного гиперзвуковым синергетическим двигателем (сайнерджетом). Описанию его схемы посвящена статья [5] из раздела «Силовые установки» сайта.

#### Ссылки

1. Yu. Lobanovsky – Efficiency Analysis of Reusable Aerospace Launchers. *Aerospace Science and Technologies*, no 1, 1997 // <http://www.synerjetics.ru/article/synerjet.htm>
2. D. L. Kors – Design Considerations for Combined Air Breathing-Rocket Propulsion Systems. *AIAA-90-5216*, 1990.
3. Л. И. Седов – Механика сплошной среды, том II, Москва, Наука, 1976.
4. M. Minoda, K. Sakata, T. Tamaki, T. Saitoh, A. Yasuda – Feasibility Study of Air-Breathing Turbo-Engines for Horizontal Take-Off and Landing Space Plane. *AIAA-89-2296*, 1989.
5. Ю. И. Лобановский – Каким должен быть разгонный двигатель гиперзвукового самолета? *Synerjetics Group*, 15.02.2013 // <http://www.synerjetics.ru/article/synerjet.htm>

Москва

28.12.2003, 30.11.2013

Ю. И. Лобановский