

Влияние скорости потока на поверхностях сжатия воздухозаборника на эффективность слива пограничного слоя

М. А. Гольдфельд

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия*

Аннотация

Представлены результаты аналитического и экспериментального исследования зависимости коэффициентов расхода для систем слива при числах Маха полета от 3 до 7. Для расчета использовалась аналитическая модель с фиксированным выходом системы слива при сверхкритическом режиме течения, которая позволяет варьировать количество отводимого воздуха в зависимости от местных условий и характеристик системы слива пограничного слоя. Эксперименты для измерения коэффициента расхода отверстий слива были выполнены в аэродинамической трубе при локальных числах Маха перед областью слива пограничного слоя от 2,5 до 5,96. Модель имела длинную носовую часть для моделирования толстого пограничного слоя перед областью слива пограничного слоя. В результате были получены новые экспериментальные данные о коэффициентах расхода и общая зависимость до числа 6 для углов наклона канала слива 90° и 45° . Показано, что при увеличении локального числа Маха наблюдается тенденция к снижению коэффициента расхода, и эта тенденция усиливается при уменьшении угла наклона канала. Эти данные были использованы для оценки применимости известных аналитических моделей для определения свойств систем слива в условиях гиперзвуковых скоростей потока.

Ключевые слова

пограничный слой, канал слива, гиперзвуковая скорость, воздухозаборник, расход воздуха, эксперимент, моделирование

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект № АААА-А17-117030610126-4).

Экспериментальная часть работы выполнена на базе ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Для цитирования

Гольдфельд М. А. Влияние скорости потока на поверхностях сжатия воздухозаборника на эффективность слива пограничного слоя // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 3. С. 15–25. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-3-15-25

Influence of Flow Speed on the Compression Surfaces of Inlet on Efficiency of the Boundary Layer Bleed

M. A. Goldfeld

*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

The paper presents the results of analytical and experimental study of the bleed coefficient at high flight Mach numbers from 3 to 7. For the calculation, an analytical model was used model with a fixed exit in the supercritical bleed mode, which allows varying the bleed air mass depending on flow conditions and parameter bleed system. The measurement of the bleed flow coefficients were performed for three bleed configurations in a wind tunnel at local Mach

numbers in front of the bleed area from 2.5 to 5.96. The model had a long forebody, so that before the bleed area there was a thick boundary layer. As a result, new experimental data on bleed coefficient and its general dependence on the Mach numbers up to 6 and the bleed angles of 90 and 45° were obtained. It is revealed that at increase in the local Mach number, the tendency is observed towards a decrease in the bleed coefficient, and this tendency intensifies with decrease in the bleed channel inclination. These data were used to evaluate known analytical models to determine the characteristics of bleed systems at hypersonic flow velocity analytical models to determine the characteristics of bleed systems at hypersonic flow velocity.

Keywords

boundary layer, bleed channel, hypersonic speed, air inlet, mass flow rate, experiment, simulation.

Funding

The work was completed within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the State Academies of Sciences for 2013–2020 (project AAAA-A17-117030610126-4).

The experimental research was conducted at the Joint Access Center «Mechanics» of ITAM SB RAS.

For citation

Goldfeld M. A. Influence of Flow Speed on the Compression Surfaces of Inlet on Efficiency of the Boundary Layer Bleed. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 3, p. 15–25. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-3-15-25

Введение

Одним из наиболее эффективных подходов к управлению течением в воздухозаборниках различного типа является слив пограничного слоя (ПС), что позволяет предотвратить отрыв ПС и заклинивание канала [1–3]. Смысл такого процесса управления состоит в том, чтобы удалить низкоэнергетическую часть ПС, которая способствует отрыву потока и приводит к ухудшению характеристик воздухозаборника. В результате удается снизить потери, предотвратить отрыв ПС и обеспечить запуск воздухозаборника [3]. Обычно слив ПС реализуется через систему перфорированных (пористых) областей на поверхностях сжатия вблизи входа в канал или в областях взаимодействия ударных волн с ПС. Перфорация, как правило, представляет собой круглые отверстия или щели с характерным размером, намного меньшим, чем масштаб воздухозаборника. Очевидно, влияние условий обтекания носовой части летательного аппарата и входа в воздухозаборник являются определяющими для обеспечения эффективной работы системы слива ПС [4].

В настоящее время имеется обширный опыт исследования и применения управления течением на входе в канал для воздухозаборников различных типов (плоские, осесимметричные, смешанного сжатия) [5; 6]. На начальном этапе исследований усилия были сосредоточены на изучении общих характеристик систем слива и их влияния на структуру течения и запуск воздухозаборника [7]. Анализ известных исследований свидетельствует, что разработка систем слива воздуха для входных устройств базируется на экспериментальных данных и эмпирических зависимостях, которые играют решающую роль в процессе моделирования таких течений [8–10]. В результате этих исследований было показано, что при организации слива ПС на поверхностях сжатия воздухозаборника приходится сталкиваться со сложными проблемами, от решения которых зависит расход сливаемого воздуха и его влияние на эффективность работы входного устройства.

Обычно задача состоит в определении коэффициента расхода сливаемого воздуха (Cd) в зависимости от диаметра сливного отверстия (суммарной площади слива ПС) и отношения полного давления на внешней границе пограничного слоя и в камере слива (P_{blch}/P_t) [8]. Другим важным геометрическим параметром является угол наклона канала слива. Уменьшение угла наклона канала с 90 до 20° ведет к росту Cd более чем в 2 раза в диапазоне чисел Маха 1,25–2,46 [9]. Вместе с очевидными геометрическими и газодинамическими параметрами при определении Cd необходимо учитывать структуру потока перед областью слива ПС, отрыв ПС, относительную длину канала и плотность упаковки отверстий на поверхности слива [10]. Кроме этого, на эффективность слива ПС оказывает влияние отношение диаметра отверстия к толщине вытеснения пограничного слоя d/δ^* , которое влияет на формирование зон

отрыва в канале слива и приводит снижению массового расхода сливаемого воздуха [11]. Аналогичное влияние оказывает относительная длина канала слива d/L .

Для расчета систем слива ПС используются различные полуэмпирические модели, которые созданы на основе многочисленных экспериментальных данных. Большое количество таких данных позволяет разрабатывать и верифицировать различные аналитические подходы [12] и одновременно является причиной противоречивости некоторых результатов в силу многопараметрического характера задачи. Вместе с экспериментальными исследованиями и аналитическими моделями последнее время широко используются методы численного моделирования [13; 14]. В результате становится возможным не только предсказать влияние слива ПС на характеристики воздухозаборника, но и определить структуру течения, скорость потока, эффективную площадь канала и зависимость этих параметров от условий течения на поверхностях сжатия. Применение методов CFD позволяет глубже понять тонкую структуру потока в каналах слива, что не всегда возможно в рамках эксперимента, и выбрать методы управления течением.

Большинство упомянутых выше исследований слива ПС были сосредоточены на изучении течений применительно к воздухозаборникам с полетным числом Маха от 0,8 до 3,5. Вместе с этим опубликованы отдельные данные, которые свидетельствуют, что с увеличением числа Маха можно ожидать роста сливаемого воздуха ввиду усиления необходимости удаления части пограничного слоя и предотвращения его отрыва, а также обеспечения устойчивой работы двигателя [15; 16]. Однако эти исследования обозначают пока только тенденции и требуют эмпирической проверки в аэродинамической трубе.

Цель настоящей работы состояла в изучении слива пограничного слоя на поверхности сжатия гиперзвукового воздухозаборника и оценки возможности применения известных моделей и аналитических соотношений при расширении полетных чисел Маха до 7. Одновременно задача заключалась в определении влияния системы слива воздуха на характеристики и условия запуска воздухозаборника.

Модель и методика исследования

Для изучения свойств пористого слива ПС использовалась модель носовой части, за которой устанавливался двухскачковый воздухозаборник с предполагаемым максимальным числом Маха около 8 (рис. 1). Модель имела сменную обечайку, что позволяло моделировать взаимодействие ударной волны с пограничным слоем в области слива.

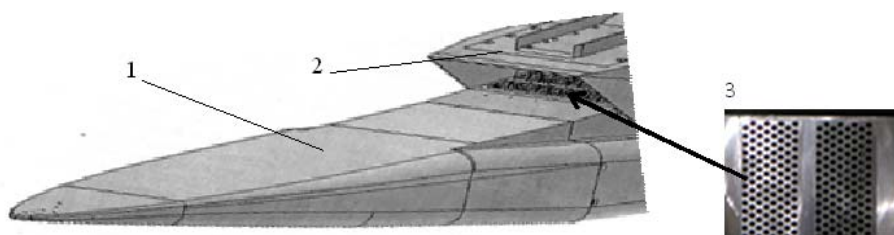


Рис. 1. Схема модели:

1 – носовая часть; 2 – обечайка; 3 – поверхность слива

Fig. 1. Scheme of the model:

1 – forebody; 2 – cowl; 3 – bleed surface

Перед входом в канал располагалась область слива ПС со сменными панелями (рис. 2). В исследованиях использовались вставки с одним или двумя рядами отверстий диаметром $d = 4$ мм для слива ПС. В каждом ряду отверстия были расположены на расстоянии 13 мм

друг от друга, что исключало их взаимное влияние. В обоих случаях опыты проводились при углах наклона отверстий слива 90 и 45°.

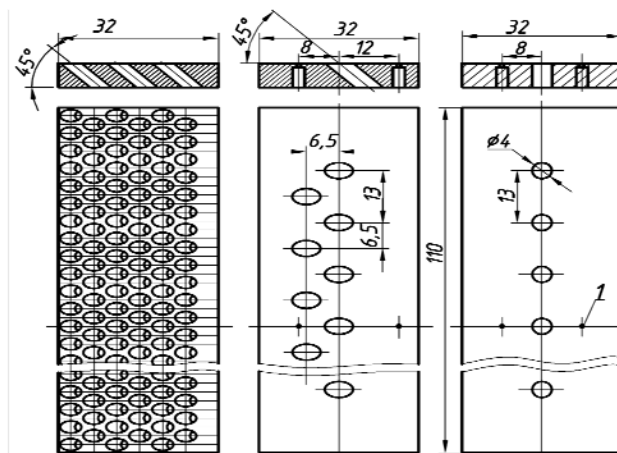


Рис. 2. Схемы слива пограничного слоя (*l* – приемник давления).
Все размеры в миллиметрах

Fig. 2. Schemes of porous bleed model. All dimensions in mm

Для оценки влияния слива ПС на запуск и расходные характеристики воздухозаборника [17] использовалась плотная упаковка из 147 отверстий слива с наклоном оси канала 45° и шахматным расположением отверстий слива (см. рис. 2, слева).

Сливаемый поток поступал в общую камеру слива и затем отводился через общий выходной канал, который имел фиксированную площадь критического сечения (рис. 3). Величина этой площади изменялась в зависимости от общей площади отверстий слива. Для определения расхода воздуха измерялись давления в камере слива и в критическом сечении сопла. Опыты показали, что при всех режимах испытаний реализовались критический или сверхкритический режимы истечения, что обусловлено достаточным уровнем повышения давления уже при числе Маха 3 даже при нулевом угле атаки.

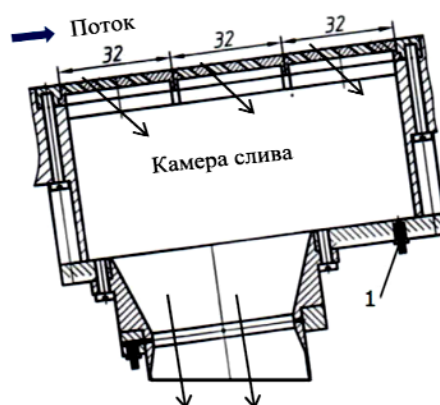


Рис. 3. Камера слива и измерительное сопло (*l* – приемник давления)

Fig. 3. Bleed chamber and measuring nozzle (*l* – pressure tap)

Для расчета параметров пористого слива ПС использовалась модель системы слива с фиксированной площадью выходного сечения, предложенная в [17]. Предполагается, что баланс массового расхода воздуха через отверстия в области отбора воздуха m_{bl} и массовый расход через выходной канал выпускной камеры m_{ex} остаются постоянными, т. е. $m_{bl} = m_{ex}$, и коэффициент слива воздуха можно определить по соотношению

$$C_d A_{bl} \rho_t U_{ch} = C_{ex} A_{nz}^* \rho_{ex} U_{nz}^*, \quad (1)$$

где C_d , A_{bl} , U_{ch} – общий коэффициент расхода, площадь и скорость в каналах слива, C_{ex} , A_{bl}^* , U_{nz}^* – коэффициент слива, площадь критического сечения и скорость в критическом сечении измерительного сопла камеры слива соответственно. Основное предположение состоит в том, что коэффициент расхода отверстий слива C_d является общим для всей области слива ПС и оценивается на основе обработки эмпирических данных для потоков на плоской пластине с одиночными каналами или пористыми областями слива ПС. Поскольку число Маха в камере слива очень мало ввиду ее большого объема, полное давление в камере равно статическому давлению, и полная температура равна полной температуре в ядре потока над областью слива. Площадь выходного канала определяется из условия критического истечения на выходе ($M = 1$), что было подтверждено результатами калибровки измерительного канала. Коэффициент расхода измерительного сопла C_{nz} зависит от условий течения и геометрии выхода и является известной величиной. Модель слива предполагает непрерывный слив ПС во всей области без идентификации каждого отверстия. Граничные условия задаются для всех точек поверхности в области слива и учитывают разворот сливаемого потока на передней стенке отверстия слива в течении Прандтля – Майера, как предложено в [19].

Экспериментальные исследования слива пограничного слоя были выполнены в аэродинамической трубе Т-313 [20] при числах Маха набегающего потока от 3 до 7, что соответствует локальному числу Маха перед областью слива от 2,5 до 5,96. Опыты были проведены в диапазоне полных давлений 0,2–1,2 МПа, полных температур 270–420 К и чисел Рейнольдса $(18–56)10^6$ 1/м. На длинной носовой части модели перед областью слива реализовался пограничный слой толщиной от 6,2 до 12,8 мм [21]. Измерения показали, что вследствие трехмерного обтекания толщина слоя снижалась к боковым кромкам носовой части примерно на 10–18 % в зависимости от числа Маха. В этих условиях отношение диаметра каналов слива к толщине вытеснения (d/δ^*) в зависимости от условий обтекания изменялось в диапазоне от 1,0 до 3,2.

При выполнении экспериментов измерялось распределение давления на носовой части модели в продольном и поперечном направлениях перед областью слива и за ней. Полное давление Пито измерялось в трех поперечных сечениях перед областью слива для определения параметров пограничного слоя. При испытаниях воздухозаборника определялся запуск, измерялись коэффициенты расхода воздуха и восстановления полного давления для оценки влияния слива пограничного слоя на характеристики воздухозаборника.

Результаты

Эффективность системы слива пограничного слоя зависит от того, насколько успешно удаляется низкоэнергетическая часть пограничного слоя и зависит от величины коэффициента расхода каналов слива. Этот коэффициент определяется как массовый расход сливаемого газа через канал слива, нормированный теоретическим максимальным расходом, который может реализоваться при идеальных условиях критического истечения.

Изменение коэффициента расхода зависит главным образом от числа Маха, угла наклона канала слива и относительного давления в камере слива, P_{blch}/P_t . Величина P_{blch}/P_t определяет режим истечения, а именно докритический ($M < 1$), критический ($M = 1$) и сверхкритический ($M > 1$). Другие свойства течения оказывают влияние на величину C_d , такие как диаметр и форма отверстия, относительная длина канала, расстояние между отверстиями, размер ка-

меры слива и др. Однако их влияние, как показали многочисленные эксперименты [8], не так значительно. При таких условиях обобщение и анализ данных крайне затруднен и требует выполнения большого объема экспериментов. Поэтому здесь обсуждается влияние основных параметров, по которым известно необходимое количество эмпирических данных для оценки достоверности полученных результатов.

Для получения коэффициента расхода слива ПС при больших числах Маха были выполнены измерения давления на поверхностях сжатия и на выходе из канала слива на модели. Было установлено, что для всех условий испытаний при $M > 3$ реализовался сверхкритический перепад давления $P_{blch}/P_t < 0,528$, при котором достигается максимальный коэффициент расхода для фиксированного числа Маха. Для определения коэффициента расхода слива ПС был применен метод, предложенный в работе [19]. В качестве исходных данных использовалось измеренное давление перед каналами слива, в камере слива и в критическом сечении выходного сопла. Коэффициент расхода выходного сопла предполагался известным по результатам калибровки сопел различного размера.

В результате выполненных расчетов были получены данные о влиянии числа Маха и угла наклона канала слива на изменение коэффициента слива ПС. На рис. 4 показано, что снижение коэффициента слива ПС при больших числах Маха заметно замедляется, но эти кривые качественно повторяют таковые для небольших сверхзвуковых скоростей потока. Можно видеть также, что экспериментальные данные систематически превышают расчетные оценки. Влияние угла наклона канала слива сохраняется во всем диапазоне рассмотренных чисел Маха.

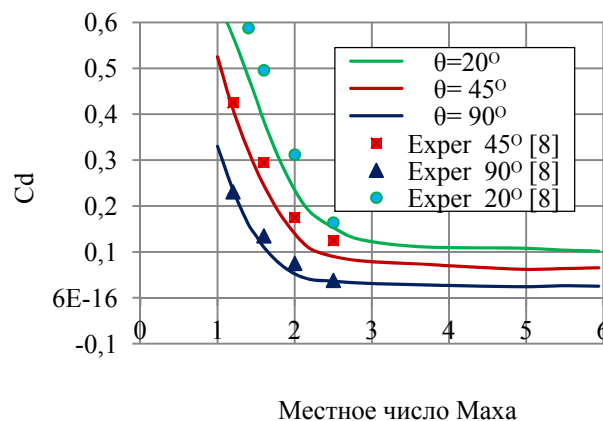


Рис. 4. Зависимость коэффициента слива ПС от числа Маха перед областью слива

Fig. 4. Bleed coefficient vs Mach number

Были получены зависимости коэффициента слива ПС от относительного давления в канале слива $C_d(P_{blch}/P_w)$ при дросселировании выходного сопла камеры слива. Это давление фактически соответствует отношению давлений на внешней границе пограничного слоя над областью слива ПС и в камере слива, и оно зависит от степени дросселирования выходного канала.

На рис. 5 приведено сравнение данных для диапазона чисел Маха от 1,2 до 2,46 из работы [18] и данных настоящей работы для диапазона чисел Маха от 2,8 до 5,96. Во всех случаях рассматривался сверхкритический режим слива ПС. Эти данные свидетельствуют, что влияние относительного давления на коэффициент слива ПС при увеличении числа Маха ведет к снижению величины C_d по мере роста полного давления на поверхности сжатия. Проведенное сравнение показывает, что диапазон изменения коэффициента слива ПС очень широк даже при ограничении входных условий (число Маха, угол канала слива).

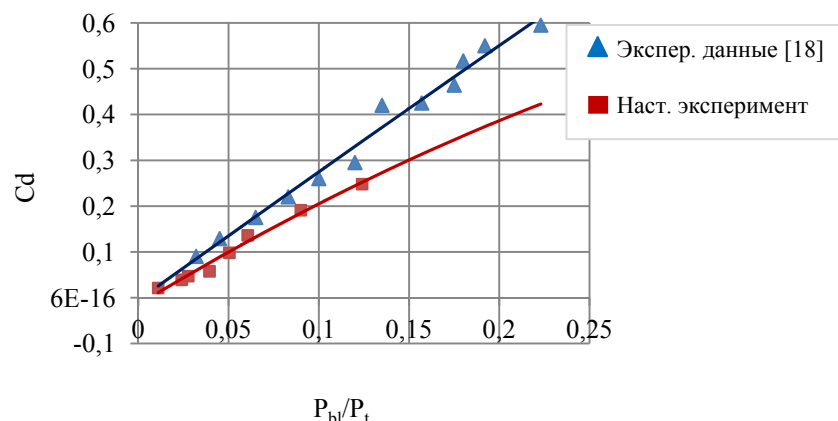


Рис. 5. Зависимость коэффициента слива ПС от относительного давления в канале слива

Fig. 5. Bleed coefficient vs relative pressure

Поэтому предпринимаются попытки обобщения известных данных для облегчения их практического использования [22]. Применение известных аналитических соотношений [18; 22] для описания зависимости коэффициента слива от относительного давления показывает, что экспериментальные данные не всегда удовлетворительно согласуются с расчетом (рис. 6) и, как правило, расчет дает завышенное значение коэффициента слива ПС. Такой результат является характерным как для сверхзвуковых, так и для гиперзвуковых скоростей потока. Надо подчеркнуть, что прямое сравнение свойств систем слива ПС затруднительно, поскольку не всегда совпадают масштабные эффекты (d , d/δ), которые оказывают влияние на структуру течения в канале слива [10; 22].

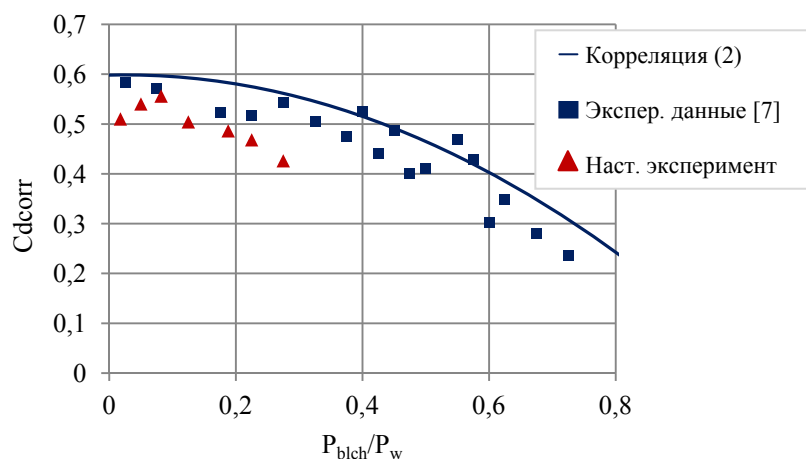


Рис. 6. Обобщенная зависимость коэффициента слива ПС от относительного давления в канале слива

Fig. 6. Bleed flow coefficient vs relative pressure

Анализ известных данных показал, что, несмотря на многопараметрический характер задачи, для сверхкритического режима слива ПС можно получить зависимость коэффициента расхода от числа Маха (рис. 7). Сравнение полученных экспериментальных данных с расче-

том и данными работы [8] (для $M = 2,2$ и $2,46$: светлые символы на рис. 7) показывает их удовлетворительное соответствие, несмотря на различие начальных данных для этих двух случаев.

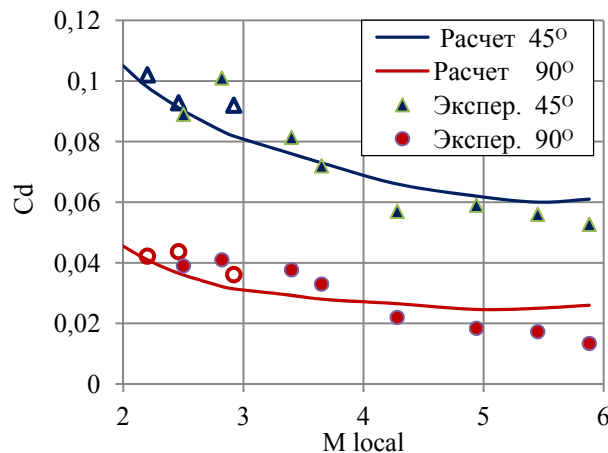


Рис. 7. Изменение коэффициента слива ПС для полетных чисел Маха от 3 до 7

Fig. 7. Bleed flow coefficient vs Mach number

Приведенные данные демонстрируют значительное снижение коэффициента расхода при увеличении числа Маха до 6. Можно видеть, что при $M = 2,5$ и $2,92$ результаты расчета и эксперимента удовлетворительно согласуются, тогда как при $M > 3$ расчет дает завышенную оценку для коэффициента слива ПС. Причина такого различия может состоять в увеличении интенсивности «барьерного» скачка на задней стенке отверстия слива при увеличении числа Маха, наполненности профилей скорости пограничного слоя и несовпадении начальных условий (число Рейнольдса, взаимное влияние отверстий). Следует отметить, что здесь рассматривается только сверхкритический режим течения, но при небольших сверхзвуковых скоростях могут реализоваться одновременно все режимы течения, особенно при многорядной плотной упаковке отверстий на поверхностях сжатия.

Тем не менее выполненные расчеты слива пограничного слоя для гиперзвукового воздухозаборника в диапазоне для чисел Маха от 3 до 7 свидетельствуют, что использованная модель слива ПС обеспечивает реалистичное предсказание массового расхода. Полученные данные показывают, что для предотвращения отрыва и реализации запуска воздухозаборника достаточно обеспечить массовый расход слива ПС около 5 % общего расхода воздуха через воздухозаборник (рис. 8). Можно видеть, что слив пограничного слоя приводит к предотвращению отрыва пограничного слоя, повышению давления перед входом в канал воздухозаборника и, как следствие, к увеличению расхода воздуха более чем на 30 %. Такой эффект сохранялся во всем исследованном диапазоне чисел Маха и углов атаки.

Анализ изменения массового расхода сливаемого воздуха показал [17], что с увеличением числа Маха возрастает не только абсолютная величина расхода сливаемого воздуха, но и его относительная величина (рис. 9). Рост расхода сливаемого воздуха происходит, несмотря на значительное снижение коэффициента расхода слива ПС, в силу увеличения относительного давления в каналах слива при увеличении локального числа Маха перед областью слива. Можно предположить, что полученное различие расчетных и экспериментальных данных обусловлено двумя причинами: некорректным применением эмпирического коэффициента расхода сливных отверстий C_d для условий настоящего эксперимента и увеличением интенсивности веера волн разрежения на отверстиях слива ПС, который приводит к снижению эффективного сечения канала.

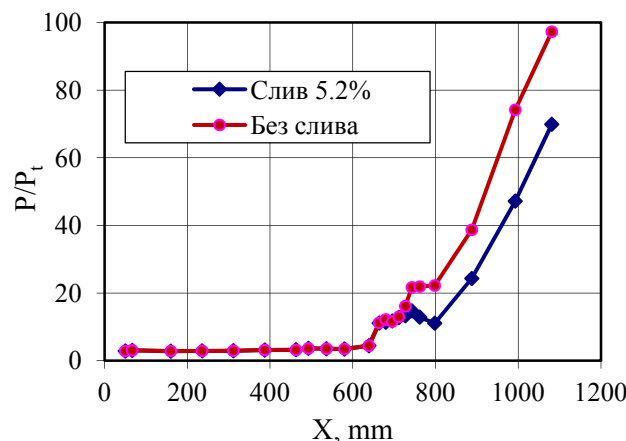


Рис. 8. Влияние слива ПС на распределение давления в воздухозаборнике

Fig. 8. Bleed influence on the pressure distribution at Mach number of 6

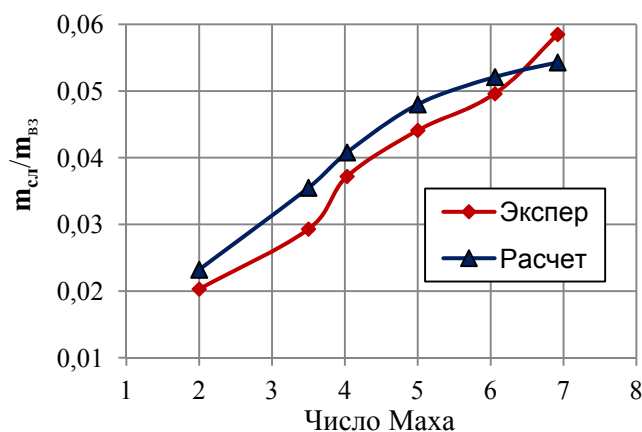


Рис. 9. Относительный массовый расход слива ПС в зависимости от числа Маха свободного потока

Fig. 9. Relative bleed mass flow rate vs freestream Mach number

Заключение

В работе представлены данные о коэффициентах расхода систем слива для 3-х конфигураций их расположения на панели слива пограничного слоя при локальных числах Маха от 2,5 до 6, что соответствует числам Маха полета от 3 до 7. Эти данные использовались для оценки применимости известных аналитических моделей для определения характеристик систем слива при разработке гиперзвуковых входных устройств.

Полученные данные указывают на то, что известные аналитические модели позволяют корректно прогнозировать влияние относительного давления и угла наклона отверстий слива пограничного слоя на коэффициент расхода при гиперзвуковых скоростях потока перед областью слива ПС.

Показано, что при увеличении локального числа Маха наблюдается тенденция к снижению коэффициента расхода слива вследствие увеличения интенсивности барьерного скачка на задней стенке отверстия слива и зоны рециркуляции в канале.

Установлено, что при росте числа Маха снижение угла наклона отверстия слива приводит к большему снижению коэффициента расхода слива пограничного слоя, чем при небольших сверхзвуковых скоростях потока.

Использованный подход позволяет осуществить аналитическое определение расходных характеристик системы слива пограничного слоя, которые затем могут быть оптимизированы в аэродинамической трубе с меньшим количеством испытаний.

Список литературы / References

1. **Seddon J., Goldsmith E.** Intake Aerodynamics. In: AIAA Education Ser. Reston, 1985, 426 p.
2. **Van Wie D. M.** Scramjet Inlets in Scramjet Propulsion. In: AIAA. Eds. E. T. Curran, S. N. B. Murthy. Reston, VA, 2000, vol. 189, p. 447–511.
3. **Herrmann D., Gulhan A.** Experimental Analysis of Inlet Characteristics of an Airbreathing Missile with Boundary-Layer Bleed. *J. of Propulsion and Power*, 2015, vol. 31, no. 1, p. 170–179.
4. **Choe Y., Kim C.** Numerical Investigation of Bleed Effects on Supersonic Inlet under Various Bleed and Inlet Conditions. In: 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference. AIAA Paper 2016-3564. 11 p.
5. **Hamed A., Shang J.** Survey of validation data base for shockwave boundary-layer interactions in supersonic inlets. *J. of Propulsion and Power*, 1991, vol. 7, no. 4, p. 617–25.
6. **Surber L., Tinapple J.** Inlet Flow Control Technology Learning from History, Reinventing the Future. In: AIAA Paper 2012-0012. 19 p.
7. **Mayer D. W., Paynter G. C.** Boundary Conditions for Unsteady Supersonic Inlet Analyses. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 6, p. 1200–1206.
8. **Willis B., Davis D., Hingst W.** Flow Coefficient Behavior for Boundary-Layer Bleed Holes and Slots. In: 33rd AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit. Reno, NV, 1995, AIAA Paper 1995-031.
9. **Harloff G. J., Smith G. E.** Supersonic-Inlet Boundary-Layer Bleed Flow. *AIAA Journal*, 1996, vol. 34, no. 4, p. 778–785.
10. **Davis D. O., Vyas M., Slater J. W.** Research on Supersonic Inlet Bleed. In: 50th AIAA Aerospace Science Meeting. Nashville, TN, 2012, AIAA Paper 2012-0272, 12p.
11. **Paynter G. C., Treiber D. A., Kneeling W. D.** Modeling supersonic inlet boundary-layer bleed roughness. *J. of Propulsion and Power*, 1993, vol. 9, no. 4, p. 622–627.
12. **Eichorn M., Barnhart P., Davis D., Vyas M., Slater J.** Effect of Boundary-Layer Bleed Hole Inclination Angle and Scaling on Flow Coefficient Behavior. In: 51st Aerospace Science Conference. Grapevine, Texas, 2013, AIAA-2013-0424, 19 p.
13. **Duncan S. A., Orkwis P. D., Ugolotti M.** CFD Investigation of Supersonic Bleed with Discretely Modeled Holes in Cambridge Wind Tunnel. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, 2016, AIAA Paper 2016-0333, 24 p.
14. **Chang D., Crowe D. S., Sherer S.** CFD Investigation Using Bleed as a Method of Active Flow Control. In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017, AIAA Paper 2017-1423.
15. **Schulte D., Henckels A., Wepler U.** Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets using Bleed. *Aerospace Science Technology*, 1998, vol. 2, p. 231–239.
16. **Tan H.-J., Li C.-H., Zhang Y.** Investigation of a Fluidic Shock Control Method for Hypersonic Inlets. *J. of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26, no. 5, p. 1072–1083.
17. **Falempin F., Goldfeld M. A., Semenova Yu. V., Starov A. V., and Timofeev K. Yu.** Experimental study of different control methods for hypersonic air inlets. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2008, vol. 15, no. 1, p. 1–9. (in Russ.)

18. **Slater J. W., Saunders J. D.** Modeling of Fixed-Exit Porous Bleed Systems. *J. of Prop and Power*, 2010, vol. 26, no. 2, p. 193–202.
19. **Morell A., Hamed A.** Supersonic expansion based model for 3D flow through bleed hole rows. In: 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Dallas, Texas. 2013. AIAA 2013-0426. 11 p.
20. **Zapryagaev V. I., Mazhul I. I., and Maksimov A. I.** Flow field study in the T-313 wind-tunnel test section for $M = 7$. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2013, vol. 20, no. 2, p. 166–180. (in Russ.)
21. **Orlik E., Fedioun I., Davidenko D.** Boundary-Layer Transition on a Hypersonic Forebody: Experiments and Calculations. *J. of Spacecraft and Rockets*, 2011, vol. 48, no. 4, p. 545–552.
22. **Slater J. W.** Improvements in Modeling 90° Bleed Holes for Supersonic Inlets. In: 7th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Orlando, FL. 2009. AIAA Paper 2009-0710, 12 p.

Материал поступил в редколлегию
Received
08.07.2019

Сведения об авторе / Information about the Author

Гольдфельд Марат Абрамович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/3, Новосибирск, 630090, Россия)

Maran A. Goldfeld, Candidate of Technical Sciences (PhD), Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)
gold@itam.nsc.ru