

УДК 621.455.2

Расчетные характеристики потока слабоионизованного газа в канале малого диаметра двигателя с дополнительным подводом тепла

Аристархов Денис Андреевич

aristarhovda@bmstu.ru

Кондаков Егор Евгеньевич

kondakov@bmstu.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Разработана модель ускорения водородного потока в цилиндрическом канале тепловой камеры с постоянным подводом тепла с учетом развития гидродинамического пограничного слоя. Получено радиальное распределение объемного тепловыделения в электродуговом канале, среднемассовой скорости и температуры вдоль оси канала, распределение радиальных профилей скорости и температуры в различных сечениях канала, изменение толщины пограничного слоя в осевом направлении. Сделаны выводы об учете влияния пограничного слоя при проектировании дугowych ускорителей.

Ключевые слова: дуговой ускоритель, электродуговой канал, дозвуковое ускорение, пограничный слой, дополнительный подвод тепла

Введение. Для достижения оптимальной цены тяги и удельной энергетической массы на этапах довыведения космического аппарата предпочтительнее использовать электродуговой ускоритель вместо электростатического в качестве маршевого [1]. В данной работе представлена аналитическая модель, позволяющая исследовать закономерности развития пограничных слоев и радиальных профилей скорости и температуры в цилиндрическом канале ускорителя с интенсивным теплоподводом, что способствует более корректной оценке удельных характеристик дугowych ускорителей.

Методы и материалы; результаты. Проведены численные и аналитические расчеты газодинамических и термодинамических параметров водорода в цилиндрическом канале электродугового ускорителя с заданным диаметром $d = 2$ мм и мощностью 1 кВт. Из решения уравнения Эленбааса — Геллера методом Рунге — Кутты получено радиальное распределение объемного тепловыделения. Согласно теории расчета газодинамических параметров потока в ускорителе, предложенной А.В. Квасниковым [2] на основе термодинамики рабочего процесса идеального ракетного двигателя со сложными циклами, были найдены распределения среднемассовой скорости и температуры вдоль оси электродугового канала. Скорость потока в критическом сечении на выходе из канала длиной 6 мм равнялась 2600 м/с ($M = 1$). Расчет выполнен для турбулентного режима течения с использованием стандартных зависимостей для турбулентного пограничного слоя [3]. Рассчитан профиль скорости и температуры. Использован степенной закон распределения скорости, характерный для турбулентных течений, показатель степени определялся чис-

лом Рейнольдса. Параболический профиль температуры соответствовал решению уравнения энергии для стационарного теплопереноса. Толщина пограничного слоя рассчитывалась по формуле Блазиуса [3] на основе локальных чисел Рейнольдса с поправкой на турбулентное течение [4].

Анализ распределений среднemasсовой скорости и температуры вдоль оси канала показал увеличение скорости потока в 6 раз и увеличение температуры потока в 4 раза относительно входных значений в канале. В начале канала градиент профиля скорости слабо изменялся в радиальном направлении и увеличивался лишь в пристеночной области. По мере движения потока профиль становился более крутым, и увеличение градиента скорости начиналось ближе к оси канала, что говорит об увеличении толщины пограничного слоя, что подтверждается полученным графиком зависимости толщины пограничного слоя от расстояния вдоль оси канала, где толщина пограничного слоя в критическом сечении достигала 0,15 мм.

Закключение. Разработанная модель позволила рассчитать газодинамические и термодинамические параметры потока водорода в электродуговом ускорителе, показав значительный рост скорости и температуры вдоль канала и развитие турбулентного пограничного слоя. Вследствие этого, из-за расчетной толщины вытеснения в критическом сечении $\approx 0,05$ мм, эффективная площадь сечения канала снижается до 10 %, что должно учитываться при проектировании канала электродугового ускорителя. Полученные результаты дают основу для дальнейших расчетов с использованием более сложных моделей, учитывающих теплообмен со стенкой через пограничный слой, газодинамические и тепловые потери в пограничном слое, потери на ионизацию и диссоциацию водорода, прикатодные и прианодные потери в дуговом разряде.

Список источников

- [1] Гришин С.Д., Лесков Л.В. *Электрические ракетные двигатели космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1975, 273 с.
- [2] Квасников А.В. *Теория жидкостных ракетных двигателей*. Ленинград, Судпромгиз, 1959, 538 с.
- [3] Абрамович Г.Н. *Прикладная газовая динамика*. Москва, Наука, 1991, 600 с.
- [4] Сергель О.С. *Прикладная гидрогазодинамика*. Москва, Машиностроение, 1981, 374 с.