ТЕПЛОФИЗИКА ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР, 2010, № 1 (дополнительный), с. 93–101

УДК 533.9

СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ВОЗДУХОМ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПРИ ИНИЦИИРОВАНИИ СКОЛЬЗЯЩЕГО РАЗРЯДА НА ЕГО ПОВЕРХНОСТИ

© 2010 г. В. С. Аксенов[1], В. В. Голуб[2], С. А. Губин[1], А. С. Савельев[3], В. А. Сеченов[3], Э. Е. Сон[2]

[1]*Московский инженерно-физический институт, Москва*
[2]*Объединенный институт высоких температур РАН, Москва*
[3]*Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный*
Поступила в редакцию 15.09.2009 г.

Исследовано обтекание профиля крыла сверхзвуковым потоком в присутствии скользящего разряда на его поверхности. Получены картины потока воздуха вокруг профиля крыла с разрядом и без него. Дуговой скользящий разряд по проводящей поверхности инициировался в моноимпульсном и частотном режиме до 40 Гц с энергиями от 1 Дж до 100 Дж и напряжением до 5 кВ. За счет конструкции разрядника с проводящей поверхностью дуговой скользящий разряд удается получить при длине промежутка воздуха в несколько дециметров. При этом эффективная пробойная напряженность электрического поля уменьшается на два порядка по сравнению с обычным дуговым разрядом. При инициировании разряда на обтекаемой поверхности крыла возникает ударная волна и происходит перераспределение потока вокруг профиля. Вследствие этого, на поверхности профиля появляется управляющая сила во временно́м промежутке, равном пролетному времени газа над профилем. Экспериментально получены условия устойчивого инициирования дугового скользящего разряда в сверхзвуковом потоке воздуха. Измерен управляющий импульс, возникающий при инициировании скользящего разряда на поверхности профиля крыла.

PACS: 52.30.-q, 52.90.+z

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время хорошо изучены аэродинамические органы управления, существуют модели для точного расчета управления траекторией летательного аппарата с помощью классических органов управления. Но есть режимы полета, когда классические органы управления не могут работать эффективно, например в условиях критических углов атаки [1]. При таких параметрах полета могут появляться отрывные течения, что приводит к перераспределению давления на крыле летательного аппарата и, таким образом, к ухудшению управляемости, так как обычные органы управления работают эффективно при безотрывном обтекании крыла. В связи с этим были предприняты попытки использования активных элементов, расположенных на поверхности летательного аппарата для управления траекторией с применением неаэродинамических принципов. Первые успешные попытки были предприняты с помощью вдува сверхзвуковой воздушной струи из цели в сверхзвуковой поток [2]. Получены распределения давления на поверхности, где происходит вдув струи, а также шлиренфотографии взаимодействия вдуваемой струи со сверхзвуковым потоком. Этот метод позволяет создать картину сложных пространственных скачков уплотнения и неоднородных вихревых возвратных течений на поверхности ЛА.

Для создания усилия, управляющего траекторией полета, в данной работе в качестве активного элемента управления используется инициируемый на профиле крыла скользящий разряд по проводящей поверхности. Упрощенно воздействие разряда на обтекание тела можно представить следующим образом. При резком локальном выделении тепла на поверхности профиля крыла в сверхзвуковом потоке с помощью разряда газ разогревается до температуры в несколько тысяч градусов. При этом в точке инициирования разряда возникает ударная волна, приводящая к перераспределению давления на поверхности профиля. При достаточной интенсивности ударной волны ламинарный пограничный слой может оторваться от поверхности. В конечном счете, на поверхность крыла действует (в течение некоторого промежутка времени) результирующая сила. Если учесть время действия, то можно сказать, что обтекаемое тело получает импульс, равный произведению силы на время ее действия.

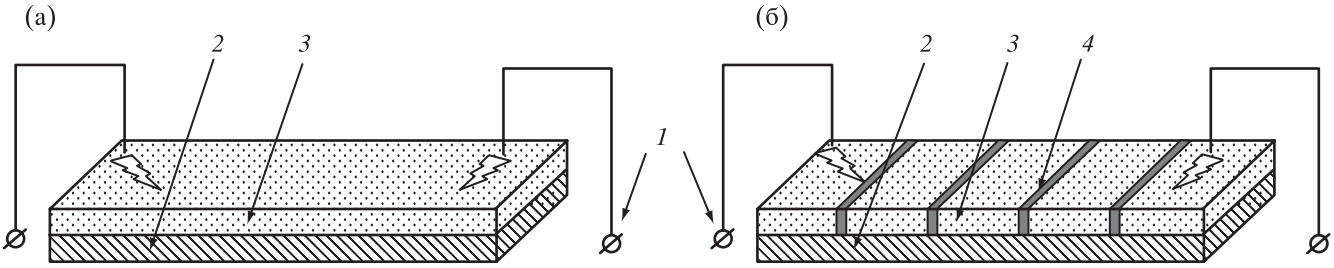

Рис. 1. Обычная (а) и модифицированная (б) схема разрядника для инициирования скользящего разряда по проводящей поверхности: *1* – электроды, *2* – диэлектрическая подложка, *3* –проводящая поверхность, *4* – диэлектрический зазор.

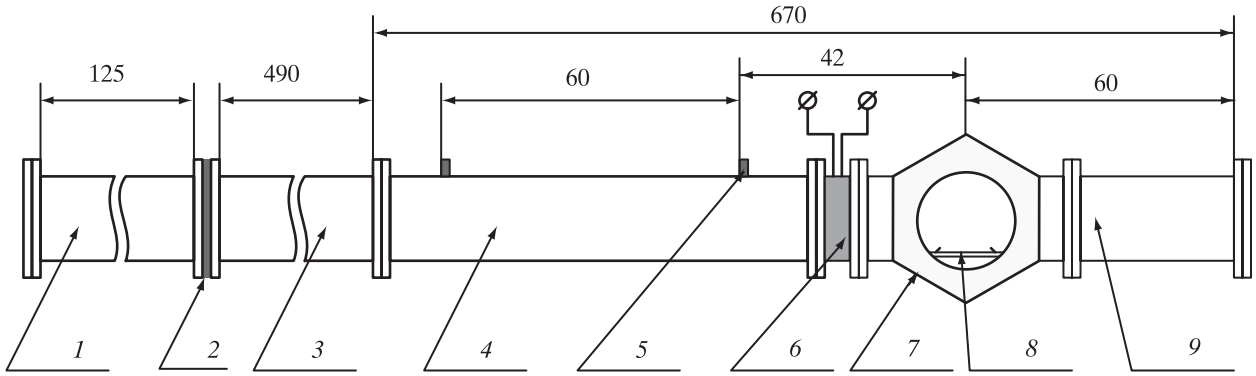

Рис. 2. Схема ударной трубы для моделирования потока воздуха с различными значениями статического давления и скорости набегающего потока: *1* – секция высокого давления; *2* – мембрана; *3* – секция низкого давления; *4* – измерительная секция; *5* – датчик давления; *6* – диэлектрическая секция с высоковольтными проводами; *7* – прозрачная секция; *8* – разрядник; *9* – торцевая секция.

Использование дугового скользящего разряда по проводящей поверхности определяется следующими соображениями. При инициировании обычного дугового разряда в воздухе необходимо приложить пробойное напряжение между электродами разрядника. Для воздуха оно обычно составляет 30 МВ/м. Если инициировать разряд в канале длиной 10 см, то необходимое напряжение составит 300 кВ при нормальных условиях. В сверхзвуковом потоке газа эта величина зависит от давления газа, разрядного тока, конфигурации электродов, длительности разряда, примесей газовой смеси [3] и т.д. При использовании дугового скользящего разряда по проводящей поверхности эта величина составляет 2.5–5 кВ, что соответствует уменьшению результирующего электрического поля на два порядка.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Скользящий разряд по проводящей поверхности. Для инициирования скользящего разряда на проводящей поверхности были разработаны конструкции разрядников, представленные на рис. 1. Общая схема разрядника для получения скользящего разряда по проводящей поверхности представлена на рис. 1а. На диэлектрическую подложку *2* приклеивается проводящая полоска 3 длиной 10 см и шириной 5 мм из проводящего электричество вещества, у концов подложки на расстоянии 1–2 мм крепятся металлические электроды *1*, к которым подается высокое напряжение *U*. Схема включения разрядника представляет собой набор конденсаторов *C*, с помощью которых регулируется общая емкость, что позволяет варьировать энергию одного разряда. Переменное сопротивление *R* регулирует скорость зарядки конденсаторов, определяя при этом частоту работы разрядника. После зарядки емкостей до определенного напряжения возникает пробой промежутка воздуха между электродами и полоской, затем начальные лидеры двигаются навстречу друг другу и, замыкаясь, образуют однородный плазменный шнур между электродами, в котором электрическая энергия выделяется в виде излучения света и теплового нагрева воздуха. Оказывается, что за счет начальной ионизации газа около электродов пробойное напряжение резко уменьшается.

Ударная труба. Одной из задач данной работы было определение условий, при которых инициирование скользящего дугового разряда возможно. К таким условиям, прежде всего, относятся эффективная напряженность электрического поля (отношение напряжения на электродах к расстоянию между ними), скорость набегающего потока воздуха и статическое давление воздуха. Для обеспечения широких диапазонов давления и скорости потока применялась ударная труба, схема которой представлена на рис. 2.

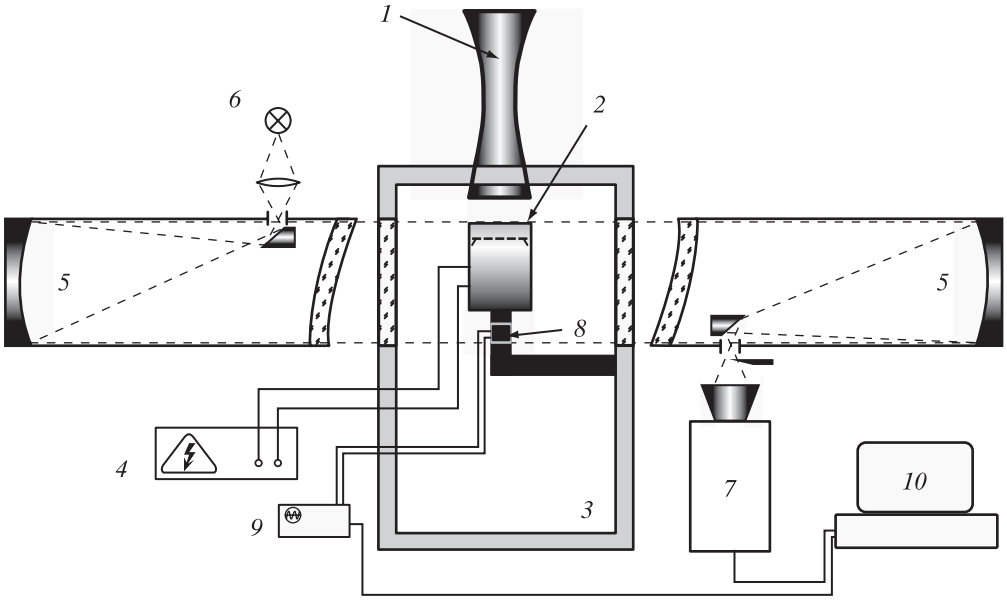

Рис. 3. Схема сверхзвуковой вакуумной аэродинамической трубы периодического действия СТ-4.

Инициирование разряда происходило при пробое промежутка между электродами и поверхностью проводящего графита разрядника, помещенного в измерительную секцию низкого давления *7*, причем разрядный промежуток можно было располагать перпендикулярно или вдоль оси ударной трубы. Расстояние между электродами составляло 60 мм. Общая накопительная электрическая емкость равнялась 50 мкФ. Начальные значения напряжения варьировались от 2.6 до 3.35 кВ. Камера низкого давления заполнялась воздухом при различных значениях давления от 0.09 до 1 атм. Развитие электрического разряда в высокоскоростном потоке воздуха за фронтом ударной волны визуализировалось при помощи шлирного и интерференционного фотографирования с использованием системы, состоящей из теневого прибора ИАБ-458 [4], сдвиговой интерференционной приставки РП-452 и скоростной кинокамеры СФР. Модифицированный рубиновый лазер ОГМ-20 использовался в качестве импульсного источника света, дающего серию вспышек с длительностью каждой из них около 100 нс.

Сверхзвуковая аэродинамическая труба. Процесс обтекания моделей профилей исследовался на вакуумной аэродинамической трубе периодического действия в сверхзвуковом потоке воздуха с числом Маха M = 2 и числом Рейнольдса 10^6. Максимальное время поддержания стационарного сверхзвукового потока при M = 2 составляет 60 с, а массовый расход воздуха через сопло – примерно 1 кг/с. Схема установки представлена на рис. 3.

Через сопло *1* воздух из атмосферы наполняет предварительно откачанные до вакуума камеру *3* и соединенные с ней газгольдеры общим объемом 240 м^3. На выходе из сопла формируется сверхзвуковой поток, в который помещается профиль крыла *2* с разрядником, подсоединенным к высоковольтному оборудованию *4*. Скорость этого потока составляет 520 м/с (число Маха M = 2.0), статическое давление в потоке равно 0.13 атм. Камера *3* имеет два окна из оптического стекла. Через них ведется наблюдение с помощью теневого прибора *5* (ИАБ-451), выполненного по зеркально-менисковой схеме Максутова. Теневой прибор для получения теневых картин обтекания профиля снабжен скоростной CMOS-видеокамерой *7* со скоростью съемки от 1 до 64 кГц и выдержками не менее 1 мкс. Профиль крыла выполнен из диэлектрического материала (текстолит или оргстекло), на верхнюю поверхность профиля вмонтирован разрядник так, чтобы не возмущать набегающий поток. Профиль крыла крепится к поворотному механизму камеры с помощью аэродинамического держателя *8*, в конструкции которого предусмотрен тензодатчик для измерения в нем напряжений, создаваемых отклонением профиля крыла в потоке воздуха. Сигнал тензодатчика передается на АЦП *9*, запись и обработка данных происходит на компьютере *10*. Сверхзвуковое течение воздуха за соплом продолжается примерно 60 с.

ПАРАМЕТРЫ СКОЛЬЗЯЩЕГО РАЗРЯДА В ПОКОЯЩЕМСЯ ВОЗДУХЕ

В экспериментах на ударной трубе использовалось два способа измерения скорости движения лидера. Первый способ – измерение скорости на

основе данных покадровой съемки процесса. При этом по отдельным кадрам определялось расстояние, проходимое лидером, и время между кадрами. Эти данные использовались для нахождения средней скорости лидера.

Второй способ – использование осциллограмм записи тока и напряжения, регистрирующих время движения лидера до замыкания с заземленным зондом, который расположен между электродами и соединен с заземленным электродом разрядника. Средняя скорость движения лидера определялась на основе данных о времени прохождения лидером расстояния между инициирующим электродом и зондом – $t_{ср}$.

При инициировании разрядника возникает пробой искрового зазора электрода, плазменный фронт распространяется по направлению к заземленному электроду. При достижении зонда возникает дуговой разряд, разряжающий конденсатор. Применение электрода – перехватчика плазменного контакта позволяет проводить измерение средней скорости на любом участке межэлектродного промежутка, в том числе и на начальном участке его распространения при относительно небольших изменениях напряженности поля, обусловленных разрядкой конденсатора и уменьшением незакороченного лидером участка проводящей поверхности стержня. Рабочий участок стержня изменялся в диапазоне $L = 30 – 203$ мм.

Средняя скорость скользящего разряда определялась по формуле $D_{cp} = L/t_{ср}$. Средняя ошибка измерений составляла ± 5%. Эксперименты проводились в атмосфере при нормальных условиях. На рис. 4 представлена зависимость скорости распространения лидера от начальной напряженности электрического поля между электродами разрядника.

Проведено измерение избыточного давления на фронте ударной волны, возникающей при инициировании скользящего дугового разряда в покоящемся воздухе при давлении 1 атм. Методика измерения была следующей. В ударной трубе получены скоростные шлирен-кинограммы образования ударной волны после пробоя воздушного промежутка. По последовательным кадрам определялось число Маха ударной волны, что позволило оценить избыточное давление на ее фронте в зависимости от начальной напряженности электрического поля (рис. 5).

Эксперимент на ударной трубе (рис. 2) показал, что скользящий разряд может иметь завершенную или незавершенную финальные стадии развития. Незавершенная стадия характеризуется меньшим разрядным током и меньшей долей энергии, выделяемой в газовую среду. Оставшаяся часть запасенной в электрических емкостях энергии выделяется в материале проводящей подложки, что приводит к постепенному разрушению разрядника. При незавершенной стадии амплитуда тока составляет всего несколько сот ампер, а накопительная емкость разряжается в течение времени порядка 1 мс. В случае

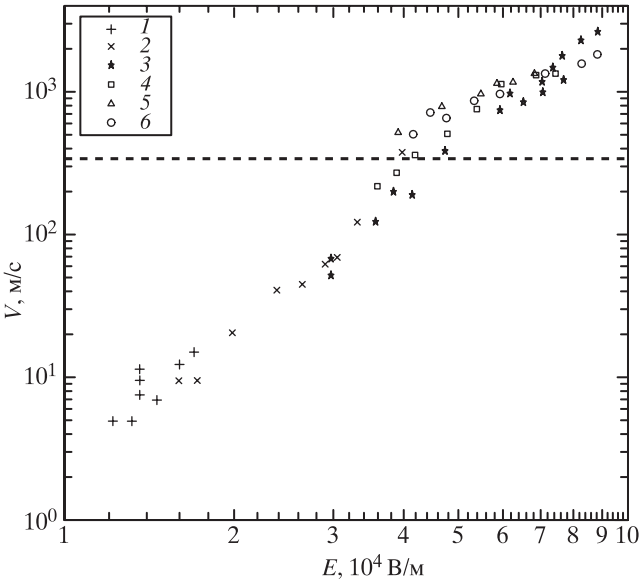

Рис. 4. Зависимость скорости лидера от напряженности электрического поля: *1, 2* – материал проводящей поверхности графит 4 × 2, погонное сопротивление ρ = 1.6 Ом/мм; *3* – графит *D* = 1.9 мм, ρ = 0.25 Ом/мм; *4* – ТВО-10, ρ = 0.315 Ом/мм; *5, 6* – карбидокремний, *D* = 8 мм, ρ = 0.08 Ом/мм; пунктирная линия – скорость звука в воздухе при температуре 20 °С (347 м/с).

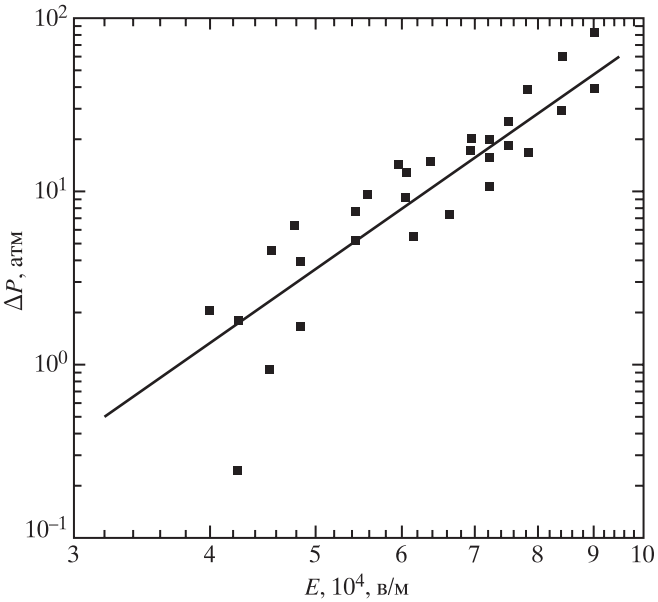

Рис. 5. Зависимость избыточного давления на фронте ударной волны от начальной напряженности электрического поля.

завершенной стадии максимальный ток составляет десять тысяч ампер, время разряда – примерно 50 мкс, при этом бóльшая часть электрической энергии выделяется в газе около поверхности разрядника в месте пробоя.

УСЛОВИЯ УСТОЙЧИВОГО ИНИЦИИРОВАНИЯ СКОЛЬЗЯЩЕГО РАЗРЯДА В ПОТОКЕ ВОЗДУХА

С помощью скоростной шлирен-кинограммы можно видеть процесс инициирования дугового скользящего разряда в скоростном потоке воздуха. В прозрачную секцию ударной трубы (см. рис. 2) помещался разрядник, подключенный к высоковольтному источнику питания (оборудованию). Камера низкого давления заполнялась воздухом при различных начальных давлениях. После заполнения камеры высокого давления газом при определенном давлении мембрана раскрывалась. В воздухе образовывалась ударная волна с различными значениями чисел Маха и статического давления, создававшая поток воздуха за ее фронтом. По сигналу датчиков давления производилась синхронизация инициирования скользящего разряда и оптической регистрации.

При реализации завершенной стадии разряда плазменный шнур замыкает подводящие электроды и наибольшее энерговыделение происходит в газовой среде. На рис. 6 представлена скоростная шлирен-кинограмма развития скользящего разряда с замыканием лидеров и образованием плазменного шнура (скорость набегающего потока 230 м/с, направление движения потока показано стрелками, давление – 1 атм, начальное напряжение на электродах – 2.5 кВ). Сравнение кинограмм, сделанных в условиях покоящегося воздуха и высокоскоростных потоков воздуха, показывает, что главное отличие заключается в искажении обычно симметричной и близкой к цилиндрической формы фронта ударной волны, генерируемой разрядом, и в смещении фронта в направлении, перпендикулярном движению высокоскоростного потока воздуха.

Оказалось, что начиная с определенной скорости потока, развитие скользящего разряда в движущемся газе заканчивается на незавершенной стадии. При этом скоростной поток воздуха сдувает электрическую дугу, не давая плазме замыкать электроды. На рис. 7 представлены последовательные шлирен-фотографии развития скользящего разряда, соответствующие незавершенной стадии развития при скорости потока 232 м/с, давлении 1 атм. и начальном напряжении на электродах 2.0 кВ. Стрелкой показано направление распространения потока воздуха. На кинограмме видна часть плазменного шнура, смещенного в направлении движения потока воздуха за фронтом ударной волны. При этом не образуется электрической дуги, а энергия разряда

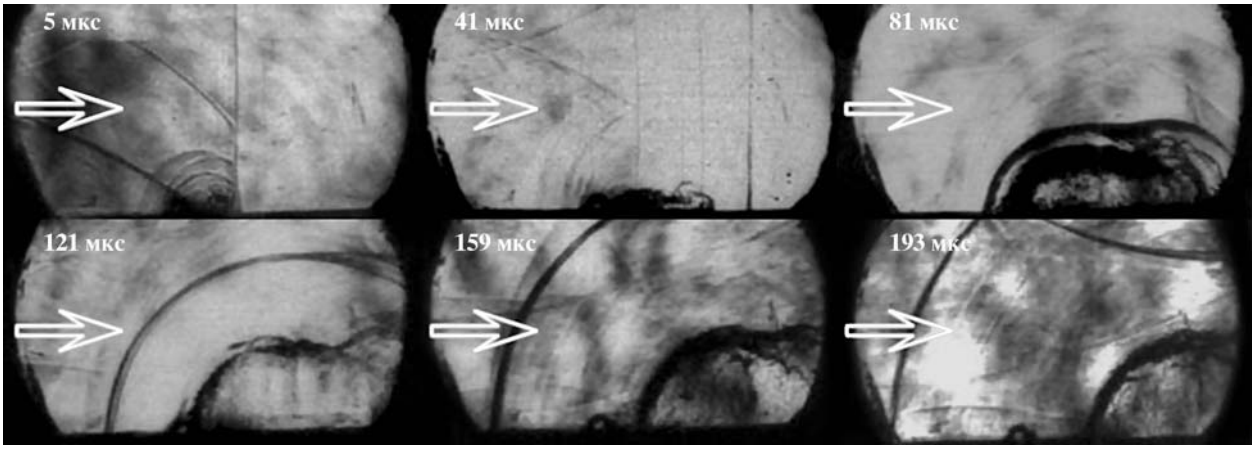

Рис. 6. Шлирен-кинограмма развития скользящего разряда в потоке воздуха с образованием плазменного однородного шнура.

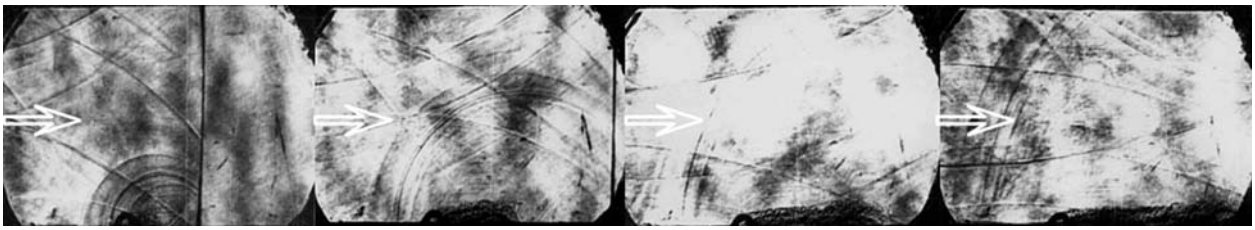

Рис. 7. Шлирен-кинограмма развития дугового скользящего разряда без образования однородного плазменного шнура.

выделяется постепенно за время, превышающее время разряда в обычном устойчивом режиме в три–пять раз.

На основе осциллограмм и шлирен-кинограмм развития разряда в потоке воздуха получены следующие условия устойчивого инициирования скользящего дугового разряда с завершающей стадией между электродами, отстоящими на 60 мм друг от друга.

1. Устойчивое инициирование скользящего разряда осуществлялось во всем диапазоне начальных давлений и чисел Маха ударных волн при начальном напряжении на разряднике $U > 2.5$ кВ.

2. При $U < 2$ кВ инициирование скользящего разряда становилось неустойчивым даже для условий покоящейся атмосферы при любом значении начального давления в исследуемом диапазоне 0.1–1 атм.

3. В области значений 2 кВ $< U <$ 2.5 кВ при начальном давлении воздуха $P = 0.5$ атм. и скорости набегающего потока с числом Маха M > 1.3 реализовывались критические условия инициирования разряда без образования электрической дуги и возникновения ударной волны в воздухе.

Следует отметить, что была разработана модифицированная схема разрядника, в которой проводящая поверхность представляет собой сегментированную структуру: чередование сегментов графита, разделенных между собой диэлектрической пленкой толщиной 0.15 мм (рис. 1б). Количество сегментов варьировалось от трех до двух десятков в одном разряднике. Эксперимент показал, что использование сегментированной проводящей поверхности позволяет получать завершенную стадию разряда в случае меньших значений напряжения на электродах разрядника при прочих равных условиях (скорость потока, давление), чем в случае цельной проводящей поверхности (рис. 1а).

СКОЛЬЗЯЩИЙ РАЗРЯД В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

Использование дугового скользящего разряда по проводящей поверхности имеет следующие основные преимущества.

– Малое значение пробойного напряжения (по сравнению с классическим дуговым разрядом эффективная электрическая прочность меньше в случае скользящего разряда на два порядка). Как следствие, возможность инициирования разряда на относительно больших расстояниях между электродами.

– Возможность инициирования разряда как в дозвуковых, так и в сверхзвуковых потоках воздуха.

– Возможность работы в широком диапазоне энергий разряда. Большая величина энерговклада лимитируется мощностью питающего источника и максимальными тепловыми нагрузками, которые способен выдержать материал разрядника.

– Возможность работы в широком диапазоне рабочих значений отношения пробойного напряжения к статическому давлению газа E/p.

– Устойчивость скользящего разряда к повышенной влажности воздушного потока [5].

Среди недостатков использования скользящего разряда в качестве активного компонента управления потоком вблизи аппарата можно выделить существование незавершенной стадии развития, характеризующейся высоким тепловыделением в веществе проводящей подложки и приводящей к термическому разрушению разрядника. Это обстоятельство, прежде всего, накладывает ограничения на частоту инициирования разряда и на энергию импульса. В данной работе удалось получить устойчивое инициирование разряда с энергией до 300 Дж. Максимальная частота составила 40 Гц. На рис. 8 представлены последовательные шлирен-фотографии процесса инициирования скользящего

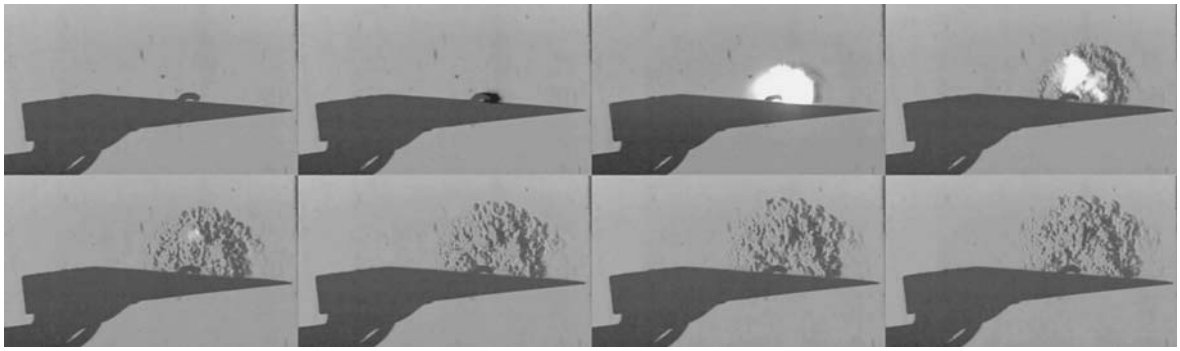

Рис. 8. Шлирен-фотографии процесса инициирования разряда без потока воздуха. Временно́й сдвиг между последовательными кадрами – 500 мкс, выдержка – 100 мкс.

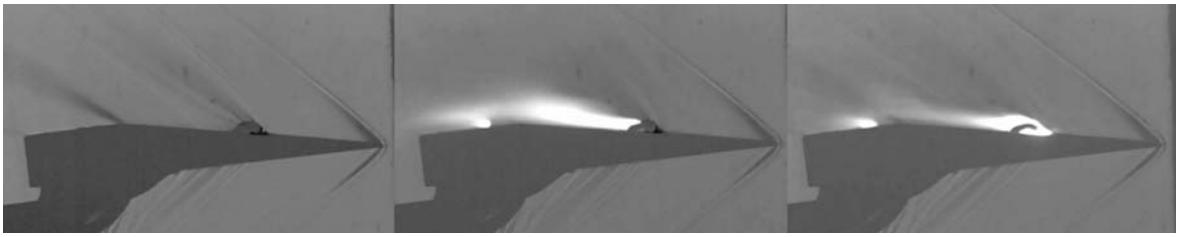

Рис. 9. Шлирен-фотографии инициирования разряда в сверхзвуковом потоке воздуха. Время экспозиции каждого кадра – 100 мкс.

разряда на поверхности аэродинамической модели (клин) и дальнейшей релаксации возбужденного газа около разрядной области. Модифицированный разрядник, вмонтированный в клин, имеет три сегмента длиной 2 см каждый. Клин закреплен в камере сверхзвуковой аэродинамической трубы (рис. 3) с помощью аэродинамического держателя, позволяющего измерять силу, направленную вертикально. Первый кадр соответствует покоящейся атмосфере без инициирования скользящего разряда. На втором кадре видно начало разряда и образование лидера в зазоре между электродами и проводящей поверхностью. Третий кадр показывает образование области свечения плазмы и разлет продуктов разрушения графитовой подложки. Следующие кадры отражают довольно медленный (по сравнению с процессом развития скользящего разряда) процесс релаксации газового объема и турбулизации, в котором выделялось тепло.

Обнаружено, что при инициировании скользящего разряда в сверхзвуковом потоке (в случае той же запасенной в емкостях электрической энергии около 30 Дж) присутствие скоростного потока воздуха изменяет тепловые нагрузки на материал проводящей подложки. При этом термического разрушения материала не наблюдается. На шлирен-фотографиях (рис. 9) можно видеть картину обтекания клина, установленного под небольшим углом атаки, сверхзвуковым потоком воздуха при инициировании скользящего разряда. На первой фотографии виден лидер, образовавшийся между электродами и проводящей полоской. Далее происходит замыкание лидеров с образованием плазменного шнура и выделением большей части электрической энергии в виде тепла. На третьей фотографии запечатлена завершающая стадия развития разряда, когда плазменное образование сносится потоком воздуха, но выделение энергии (в виде светового излучения и тепла) продолжается. Малая область свечения на фотографиях – это пробой разряда на металлический крепежный элемент клина, который закреплен в рабочей камере аэродинамической трубы.

При просмотре последовательных кадров шлирен-кинограммы становится очевидным, что профиль крыла в потоке воздуха колеблется с небольшой постоянной амплитудой. Этот факт также регистрируется с помощью показаний тензодатчика, установленного на аэродинамический держатель. Данное обстоятельство необходимо принимать во внимание при измерении управляющего импульса, создаваемого скользящим разрядом на поверхности модели крыла.

Инициирование разряда на поверхности клина возбуждает затухающие колебания. Тензодатчик аэродинамического держателя регистрирует эти колебания. Следует отметить, что при обтекании тела потоком воздуха всегда существуют колебания профиля. Поэтому при выделении энергии на поверхности обтекаемого тела амплитуда колебаний изменяется: увеличивается, если включить разряд синфазно, и уменьшается, если включить его в противофазе. На рис. 10 представлены типичные осциллограммы, где одна кривая соответстует случаю “в фазе”, другая – “в противофазе”. Сплошная кривая – усредненное во времени увеличение амплитуды, наблюдаемое в эксперименте.

Для измерения импульса, создаваемого на поверхности профиля с помощью инициирования скользящего разряда, была проведена калибровка весов. В место разряда на разрядник падал пластилиновый шарик массой 5 г с высоты 1 м так, что соударение можно считать абсолютно неупругим. В со-

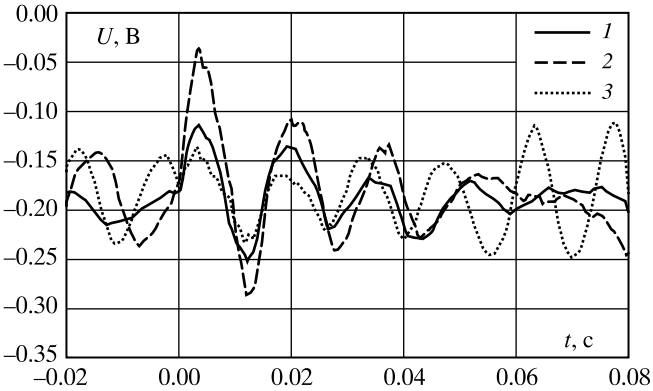

Рис. 10. Типичные осциллограммы сигнала тензодатчика колебаний профиля в сверхзвуковом потоке воздуха: *1* – усредненный сигнал, *2* – включение в фазе, *3* – в противофазе.

ответствии с законами сохранения можно определить импульс, приобретаемый разрядником при соударении, и измерить его с помощью весов. Так как тензодачтик является линейным устройством, амплитуду сигнала можно пересчитать в импульс, который приобретает профиль с разрядником после соударения или при разряде на его поверхности. При калибровке чувствительность весов определялась с точностью не хуже чем 2%. В измерениях, проводимых при инициировании скользящего разряда, учитывались помехи от электрического разряда. Длительность разряда в среднем составляла 100 мкс, а быстродействие АЦП – 1 кГц, поэтому электрические "наводки" от разряда на осциллограммах были видны как отдельные точечные выбросы. Наличие таких выбросов на точность измерений влияния не оказывало.

Проведено измерение дополнительного импульса, приобретаемого телом, обтекаемым воздушным потоком, при быстром выделении на его поверхности тепловой энергии с помощью скользящего разряда. При максимально допустимых значениях энергии разряда (E = 250–300 Дж) величина этого импульса составляет примерно $P = 10^{-2}$ Н · с.

Имеет смысл ввести понятие эффективности скользящего разряда $\eta = P/E$, где E – запасенная в емкостях электрическая энергия, а P – импульс, приобретаемый профилем крыла после инициирования разряда. В сверхзвуковом потоке воздуха эффективность составляет около 0.4×10^{-4} с/м. Для сравнения: эффективность создания импульса пули в современном огнестрельном оружии составляет величину порядка 10^{-3} с/м, если за E принять теплоту сгорания порохового заряда, а за импульс P – произведение скорости пули на ее массу. Таким образом, эффективность создания управляющего импульса при инициировании скользящего разряда на поверхности модели крыла на один порядок меньше, чем эффективность устройства, разработанного для максимально эффективного создания импульса.

ДИНАМИКА РАСШИРЕНИЯ НАГРЕТОГО ПЛАЗМЕННОГО ОБЪЕМА

Динамика расширения объема плазмы при выделении энергии скользящего разряда на поверхности аналогична автомодельной задаче о сильном точечном взрыве ядерного заряда, распространяющегося в полупространство.

Оценим следующие параметры задачи. Выделяемая в газ при каждом импульсе электрическая энергия, запасенная в конденсаторах, равна

$$E_0 = \frac{CU^2}{2}.$$

Из теории подобия следует, что радиус сферической нагретой области зависит от времени, плотности окружающего воздуха и выделенной энергии

$$r = f(t, \rho, E_0).$$

Два из этих параметров зависят от массы:

$$[\rho] = \frac{M}{L^3}, \quad [E_0] = \frac{ML^2}{T^2},$$

откуда следует, что решение задачи может зависеть только от их отношения

$$\frac{E_0}{\rho} = \frac{ML^2}{T^2}\frac{L^3}{\mathrm{M}} = \frac{L^5}{T^2}.$$

В модели точечного источника тепла принимаем

$$L = r, \quad T = t,$$

где r, t – пространственная координата (расстояние от источника энерговыделения) и время с момента выделения энергии. Следовательно,

$$\frac{E_0}{\rho} = \mathrm{const}\,\frac{r^5}{t^2}.$$

Точное решение [6] дает const ≈ 1. Зависимость радиуса нагретого объема от времени

$$r = \left(\frac{E_0 t^2}{\rho}\right)^{1/5}$$

хорошо согласуется с экспериментальными результатами. Из них известно, что

$$\ln r = \frac{2}{5}\ln t + \frac{1}{5}\ln\frac{E_0}{\rho}.$$

При экстраполяции к нулю можно определить E_0/ρ. В данном случае величина E_0 известна и объем, в котором выделяется энергия, может быть оценен как объем газа, вовлеченного в электрический дуговой разряд, $\Delta V = sL$, где L – расстояние между электродами, s – площадь сечения плазменного шнура.

После выделения энергии нагретый объем начинает расширяться и выделенная энергия переходит в тепловую за короткий промежуток времени. Кинетическая энергия потока газа находится в соответствии с уравнением для энтальпии

$$h(T) + \frac{u^2}{2} = cpT_0 + \frac{E_0}{\rho\Delta V}.$$

В случае бóльших энергий фронт нагретого объема будет двигаться со звуковой скоростью, что дает оценку температуры газа, которую можно сравнить с плотностью энергии в расширяющемся объеме.

Сила, действующей перпендикулярно на поверхность в момент времени t, имеет вид

$$F_y(t) = \int_A p(t)\,dA,$$

где A – площадь поверхности, занятой плазмой.

При периодическом выделении энергии значение давления будет колебаться во времени и результирующая сила может быть определена с помощью усреднения по времени. Если время релаксации мало́ по сравнению с периодом повторения разряда, то плазма будет распадаться за время между двумя последовательными импульсами. Для наблюдения этого в эксперименте необходимо использовать скоростную камеру с соответствующим временем разрешения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Найдены условия устойчивого инициирования дугового скользящего разряда в потоке воздуха. Экспериментально показано, что при значении эффективной напряженности, большей чем 0.4 кВ/см, реализуется завершающая стадия разряда с максимальным энерговыделением и образованием ударной волны в потоке воздуха с числами Маха до 3.0. При напряженности меньше 0.3 кВ/см инициирование разряда является неустойчивым в диапазонах изменения давления 0.1–1.0 атм. и чисел Маха потока воздуха 0.1–3.0. Показана возможность устойчивого инициирования дугового скользящего разряда в стационарном сверхзвуковом потоке воздуха в частотном режиме. В этом режиме электрическая энергия одного импульса составляла от 1 до 300 Дж, а максимальная частота инициирования скользящего разряда – 40 Гц. Измерен дополнительный управляющий импульс, создаваемый при инициировании электрического разряда на поверхности модели крыла в сверхзвуковом потоке воздуха. Сделана оценка эффективности создания управляющего импульса с помощью дугового скользящего разряда. Показана возможность альтернативного управления летательным аппаратом с помощью электрического разряда и локального энерговыделения в месте инициирования разряда.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Калугин В.Т.* Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. С. 688.
2. *Spaid F.W., Zukoski E.E.* A Study of the Interaction of Gaseous Jets from Transverse Slots with Supersonic External Flows // AIAA Journal. 0001-1452. 1968. V. 6. № 2. P. 205.
3. *Ершов А.П., Колесников Е.Б., Логунов А.А., Черноков В.А.* Параметры электродных разрядов в сверхзвуковых потоках воздуха // ТВТ. 2009. Т. 47. № 2. С. 183.
4. *Васильев Л.А.* Теневые методы. М.: Наука, 1968. С. 400.
5. *Aksenov V.S., Golub V.V., Gubin S.A. et al.* Sliding Discharge Control for Aircraft // AIAA 2009-696. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando. Florida, Jan. 5–8 2009.
6. *Taylor G.* The Formation of a Blast Wave by a Very Intense Explosion // Proceedings of Royal Society A. 1950 V. 201. P. 175.