

Разработка методов моделирования и исследование воздействия плазмы и нагретого воздуха на двигатели летательных аппаратов

Христофоров Б. Д.

Христофоров Борис Дмитриевич / Khristoforov Boris Dmitrievich - доктор технических наук, кандидат физико-математических наук, профессор геофизики, ведущий научный сотрудник, лаборатория литосферно-геосферных связей, Институт динамики геосфер РАН, г. Москва

Аннотация: разработаны методы моделирования воздействия плазмы и нагретого воздуха на двигатели летательных аппаратов при взрывах и разрядах. Определены уровни энергии необходимые для нарушения газодинамической устойчивости двигателей при разных режимах их работы на низких высотах и дозвуковых скоростях.

Ключевые слова: электрический разряд, лазерное облучение, плазма, нагретый воздух, газодинамическая устойчивость, двигатели самолетов, моделирование.

Введение

Взрывы ВВ, электрические разряды и лазерное облучение в режимах плазмообразования широко применяются в производстве, научных исследованиях, моделировании динамических процессов взрывного типа в геофизике [1, 2]. Проведены многочисленные разработки, связанные с их моделированием [3, 4]. Возможность направлять и концентрировать действие взрыва, разряда и облучения трубами широко применяется при модельных исследованиях [5, 6]. Меняя состав продуктов взрыва ВВ, можно менять параметры испускаемого излучения для защиты летательных аппаратов от ракет с самонаведением [7, 8]. Разработанные методы моделирования действия молнии и грома электрическим разрядом и лазерным облучением и измерительная аппаратура рассмотрены в [2, 3, 7]. Ниже приведены результаты исследований параметров ударных волн и плазмы при взрывах, разрядах и лазерном облучении на входе и внутри воздухозаборников летательных аппаратов для моделирования воздействия гроз, пожаров на летательные аппараты и определения характерных уровней энергии воздействия необходимой для нарушения газодинамической устойчивости реактивных двигателей.

Методика и аппаратура

На рис.1, 2 показаны типичные установки для отработки методик и проведения модельных исследований, а также фотография ударной волны (УВ) вытекающей из трубы при взрыве в ней ВВ [2]. На рис.3 показан характерный самолет, применявшийся в модельных исследованиях.

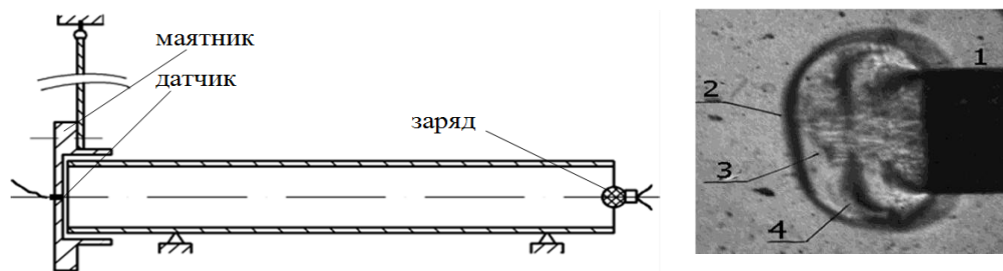


Рис. 1. Исследование действия взрыва ВВ в трубах и фотография УВ вытекающей из трубы после взрыва



Рис. 2. Слева - воздухозаборник летательного аппарата

Справа разряд на конусе у входа в воздухозаборник вид сбоку, время слева направо и сверху вниз, между кадрами 13,5 мкс. Внизу затекание плазмы разряда в воздухозаборник. Вид спереди, время между кадрами 330 мкс. Энергия разряда $E_0 = 18$ кДж.

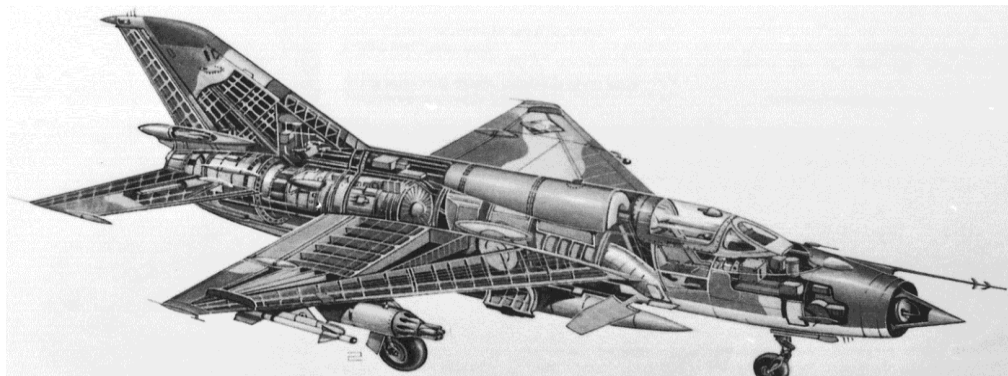


Рис.3. Самолёт похожий на применявшийся в модельных исследованиях

В опытах с разрядом применялась батарея конденсаторов емкостью до 13000 мкФ, напряжением до 5 кВ, запасаемой энергией до 160 кДж. При разряде батареи через плоский проводник возникал электрический взрыв. При облучении преград импульсными лазерами на длине волны 1,315 мкм возникал плазменный факел с параметрами характерными для разряда с той же энергией. При взрывах, разрядах и облучении скоростные фотокамеры с разных направлений регистрировали плазменный факел. Для измерения параметров лазерного излучения применялся специальный измерительный комплекс [1,2].

Результаты измерений.

В таблицах 1, 2 и рис.4 приведены различные варианты измерений параметров УВ при взрывах ВВ на входе в трубы, где mQ – энергия взрыва, L , X – длина труб и расстояние от заряда до датчика, ΔP_m , τ_+ , J_+ , I_+ соответственно приращение максимального давления, длительность, полный и удельный импульс положительной фазы УВ.

Таблица 1. Параметры отраженных УВ на расстоянии L в трубах при взрывах ВВ

| mQ , кДж | I , Нсек | J , Пас | ΔP_m , МПа | mQ/S , МДж/м ² | mQ , кДж | I , Нсек | J , Пас | ΔP_m , МПа | mQ/S , МДж/м ² |
|---|---------------|--------------|-----------------------|--------------------------------|--|---------------|--------------|-----------------------|--------------------------------|
| L = 1 м, r = 0,075 м, S = 0,0177 м ² | | | | | L = 0,5 м, r = 0,046 м, S = 0,00664 м ² | | | | |
| Взрывы у открытого конца труб | | | | | | | | | |
| 52,5 | 27,9 | 1580 | 10 | 2,98 | 52,5 | 24,5 | 3700 | 62 | 7,91 |
| 76 | 36,4 | 2070 | 13,7 | 4,3 | 68,4 | 31 | 4700 | 85 | 10,4 |
| Взрывы у закрытого конца труб | | | | | | | | | |
| 26,3 | 27,4 | 1550 | 9,1 | 1,49 | 26,3 | 23,6 | 3550 | 61 | 3,96 |
| 40,6 | 40,7 | 2300 | 14,8 | 2,30 | 38,7 | 34,4 | 5180 | 94 | 5,83 |

Таблица 2. Параметры выходящих из труб УВ на расстоянии X при взрывах ВВ

| mQ , кДж | X , м | ΔP_m , МПа | τ_+ , мкс | J_+ , Пас | I_+ , Нс | mQ , кДж | X , м | ΔP_m , МПа | τ_+ , мкс | J_+ , Пас |
|---|------------|-----------------------|-------------------|----------------|---------------|--|------------|-----------------------|-------------------|----------------|
| L = 1 м, r = 0,075 м, S = 0,0177 м ² | | | | | | L = 0,5 м, r = 0,046 м, S = 0,00664 м ² | | | | |
| Взрывы у открытого конца труб | | | | | | | | | | |
| 27,3 | 0,98 | 1,3 | 0,6 | 280 | 4,95 | 3,87 | 0,48 | 0,72 | 0,4 | 120 |
| 27,3 | 1,0 | 1,2 | 0,44 | 180 | 3,18 | 3,87 | 0,50 | 0,7 | 0,35 | 110 |
| 73 | 1,0 | 2,01 | 0,61 | 520 | 9,2 | 73,4 | 0,50 | 9,2 | 0,35 | 1420 |
| Взрывы у закрытого конца труб | | | | | | | | | | |

| | | | | | | | | | | |
|------|------|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|
| 27,4 | 0,98 | 1,5 | 0,65 | 577 | 10,2 | 3,87 | 0,48 | 1,5 | 0,45 | 223 |
| 40,5 | 0,98 | 2,2 | 0,71 | 904 | 16,0 | 26,4 | 0,48 | 6,7 | 0,48 | 1405 |
| 76 | 0,98 | 3,7 | 0,75 | 1605 | 28,4 | 73,1 | 0,48 | 17,0 | 0,58 | 3530 |

В таблицах 3, 4 приведены характерные результаты измерений при разряде и облучении на конусе самолета в 10 см от входа в ВЗ после окончания выделения энергии и данные измерений в ВЗ, где E - полная энергия плазмы с учетом энергии горения инициатора разряда из фольги, E_0 - энергия вложенная в инициатор массой m_1 , h и V_1 - высота подъема и объем факела на преграде к концу выделения энергии. $T_{я\text{ ик}}$ - яркостная температура плазмы в ИК области. $\Delta\pi_{0,5}$, $\Delta\pi_{3,4}$, $\Delta\pi_{6,4}$ - безразмерные давления на фронте УВ внутри ВЗ на расстояниях $L = 0,5; 3,4$ и $6,4$ м от входа в ВЗ.

Таблица 3. Параметры разрядной и лазерной плазмы перед ВЗ летательного аппарата

| | Разрядная плазма | | | | Лазерная плазма | | | |
|------------------------|------------------|------|------|------|-----------------|------|----|----|
| | 35 | 27 | 19 | 14 | 23 | 19,5 | 18 | 30 |
| E , кДж | 35 | 27 | 19 | 14 | 23 | 19,5 | 18 | 30 |
| E_0 , кДж | 31 | 22,7 | 15 | 10,4 | - | - | - | - |
| m_1 , г | 0,14 | 0,14 | 0,14 | 0,14 | - | - | - | - |
| V_1 , литр | 52 | 42 | 26 | 20 | 31 | 29 | - | - |
| $T_{я\text{ ик}}$, кК | 27,5 | 21 | 22 | 21 | - | 23 | - | 32 |

Таблица 4. Безразмерное давление на фронте УВ в ВЗ ЛА при разрядах и облучении (звездочки в значениях энергии)

| | | | | | | | | | |
|-------------------|-------|-------|-------|------|------|------|-------|-------|-------|
| E , кДж | 20,8* | 24,2 | 15,7 | 16,4 | 18,3 | 21,4 | 30,3* | 26,7 | 35,5 |
| $\Delta\pi_{0,5}$ | 1,77 | 1,9 | 1,65 | 2,27 | 2,27 | 2,28 | 3,3 | 3,19 | 3,40 |
| $\Delta\pi_{3,4}$ | 0,16 | 0,2 | 0,14 | 0,2 | 0,21 | 0,21 | 0,38 | 0,37 | 0,41 |
| $\Delta\pi_{6,4}$ | 0,013 | 0,016 | 0,011 | 0,06 | 0,06 | 0,07 | 0,080 | 0,070 | 0,090 |
| $n\%$ | 0 | 0 | 0 | 70 | 70 | 70 | 93 | 93 | 93 |

Обсуждение результатов.

Параметры фронта и условия перехода в трубе сферической УВ в плоскую при взрыве мощных ВВ в трубах разного диаметра приведены в [5, 6]. Разработана методика определения параметров фронта УВ в трубах в ближней зоне и эмпирические формулы (1,2) для их расчета при модельных исследованиях. При взрывах на входе трубы

$$\Delta P_m = (0,79E/X + 0,39 (E/X)^{0,5}) \exp(-0,004X/r); \tau_+ = X; \\ J_+ = 1000 \Delta P_m \tau_+ / 2 \quad (1)$$

где ΔP_m в МПа, $E = mQ/2S$ в МДж/м², τ_+ в мс, X в м, J_+ в Пас, сечение трубы $S = \pi r^2$. Давление отраженной ударной волны определялось по формуле: $\Delta P_m = K_p (0,79E/X + 0,39 (E/X)^{0,5}) \exp(-0,004X/r)$;

$$K_p = 5,48 \Delta P_m^{0,245} \quad (2)$$

На рис. 4 проведено сравнение расчетов и измерений зависимостей J и ΔP_m от энергии взрыва mQ для отраженных УВ при взрывах ВВ у закрытого и открытого концов труб с применением формул (1,2), когда $E = mQ/S$ и $mQ/2S$ МДж/м², соответственно. При одинаковых массах ВВ и длинах труб L давление и импульс УВ примерно вдвое выше при взрыве у закрытого конца. При расчетах применялся измеренный коэффициент отражения импульса $K_j = 2,06$.

Измерения и расчеты параметров УВ в трубах показали, что при отражении от преграды можно почти вдвое увеличить удельный импульс по сравнению с прямой УВ. Снижение давлений по сравнению с контактным взрывом позволяет отказаться от защитных экранов и прокладок во взрывных двигателях увеличить полезную массу M разгоняемых устройств и КПД действия взрыва [6 - 7].

На рис.5 показаны зависимости приведенных объемов от приведенного времени $(V/E)(t/E^{1/3})$ для различных взрывных процессов. Звезда - характерное значение V_1/E для молнии после окончания разряда [2, 3].

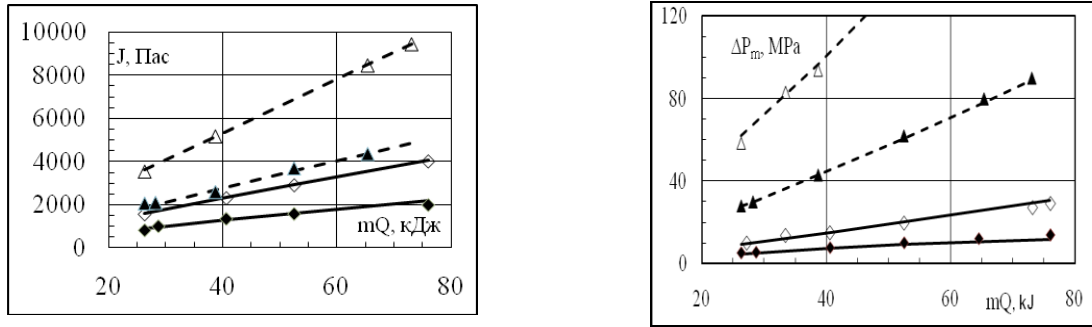


Рис. 4. Зависимости удельного импульса J и максимального давления ΔP_m от энергии взрыва mQ в отраженных УВ при взрывах у открытого и закрытого конца труб соответственно (сплошные и прозрачные маркеры). Сплошные линии и пунктир-расчеты для $L = 1$ и $0,5$ м по формулам (1,2)

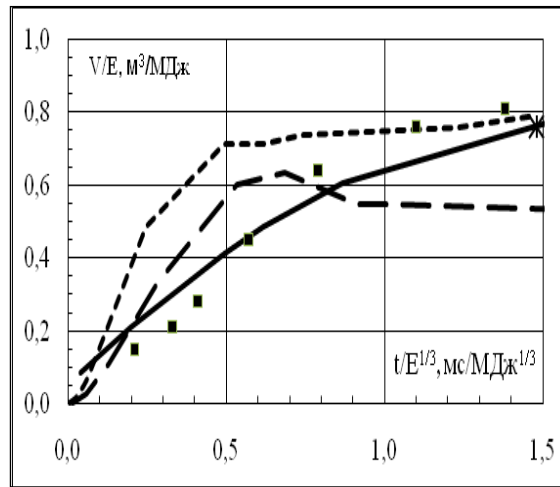


Рис. 5. Зависимости $(V/E)/(t/E^{1/3})$ для взрывных процессов. Мелкий пунктир - взрыв 11 г смеси 50/50 литого ТГ 50/59 [1]

Крупный пунктир - расчет Броуда взрыва тротила. Сплошная линия - расчет Броуда для изотермы 3 кК взрыва горячей сферы [10]. Квадраты – разряд и облучение на конусе самолета с энергией $E = 32$ кДж при $n_1 = 0$, когда двигатель не работает.

Результаты измерения объемов V плазмы на конусе после окончания разряда приведенных на рис. 5 и таблице 3, можно описать эмпирической формулой $V/E_0 = 0,91 + 29 m_1/E$. При $m_1/E_0 \sim 0$, $V_1/E_0 = 0,91$, что близко к расчету Броуда [10] для объема ограниченного изотермой 3 кК, для которой V_1/E около $0,75$ м³/МДж, что характерно для разряда при молнии.

В таблице 4 и на рис. 6 приведены зависимости $\Delta\pi(r/E^{1/2})$ внутри ВЗ при разных энергиях плазмы и скоростях вращения ротора двигателя от $n = 0$ до $n = 0,93$ ($r = 0,5; 3,4$ и $6,4$ м – расстояния от датчиков в ВЗ до его входа). С увеличением n давление $\Delta\pi$ существенно возрастает. Наличие излома на зависимостях $\Delta\pi(r/E^{1/2})$ на рис.8, от приведенного расстояния вызвано торможением УВ расширяющимся конусом в ВЗ до расстояния 3 м.

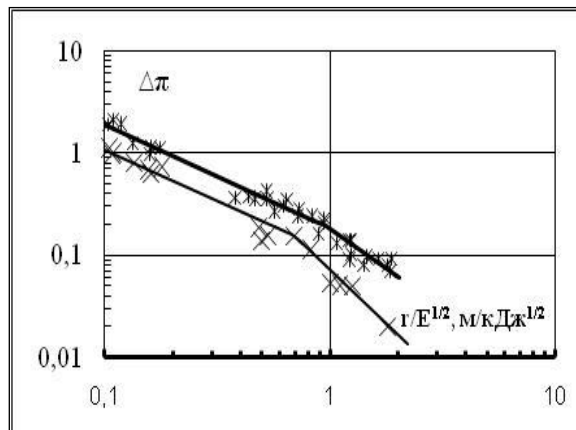


Рис 6. Зависимость приращения Δp максимального давления УВ от приведенного расстояния $r/E^{1/2}$ в м/кДж^{1/2} внутри воздухозаборника при частотах вращения двигателя $n = 0$ - кресты, $n = 0,7$ – звезды, r – расстояние УВ от разряда, E – энергия, вложенная в факел

Проведенные наземные исследования показали, что втекание взрывной, разрядной и лазерной плазмы в воздухозаборник ЛА приводит к потере газодинамической устойчивости их газотурбинных двигателей, переход в помпаж и прекращение их работы. Отработанные методы моделирования действия молнии на двигатели ЛА позволили тарировать антипомпажные системы и оценить минимальную энергию плазмы необходимую для поражения ЛА типа МИГ17-23. В условиях опытов антипомпажные системы обычно не успевали восстановить работу двигателя.

С ростом значения $n\%$ определяющего скорость продувки двигателя необходимая для срыва его газодинамической устойчивости энергия нагретого газа становилась меньше. При $n = 93\%$ затраты энергии плазмы минимальны. Срыв в работе ГТД наступал после прохождения УВ и областью нагретого газа двигателя, носил вероятностный характер и зависел от энергии или объема плазмы и числа оборотов двигателя. Нарушения в его работе сопровождалось выбросом нагретого газа из ВЗ, который регистрировался тепловыми датчиками после прохождения области нагретого газа через компрессор и из сопла, который регистрировался фотокамерами.

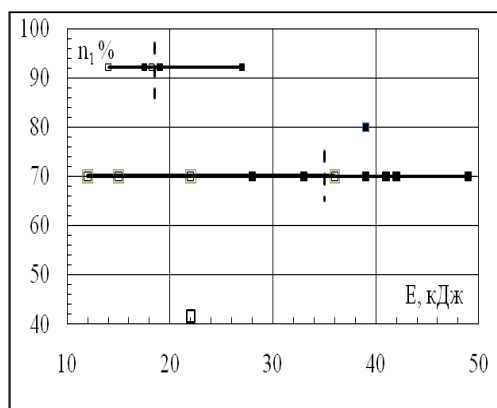


Рис.7. Диаграмма, характеризующая энергетические границы срыва (вертикальные линии) работы газотурбинного двигателя при разных частотах $n\%$

Темные и светлые квадраты – нарушение динамической устойчивости двигателя и его отсутствие.

Моделирование воздействия молнии на ЛА, летящие на низких высотах и дозвуковых скоростях, проводились также при его встречном обдуве со скоростями до 500 км/час из сопла другого ЛА [2]. Возможно гибель ИЛ - 16 при тушении лесных пожаров связана с нарушением газодинамической устойчивости двигателя при попадании продуктов горения в воздухозаборник.

Заключение

Приведены результаты исследований параметров ударных волн и плазменного факела при взрывах, разрядах и лазерном облучении на входе труб, при отработке методов моделирования воздействия плазмы и нагретого газа на летательные аппараты. Измерены параметры УВ и нагретого газа на входе и внутри воздухозаборников летательных аппаратов при разрядах и лазерном облучении. Определены минимальные уровни энергии необходимые для нарушения газодинамической устойчивости авиационных двигателей при разных режимах их работы на низких высотах и дозвуковых скоростях.

Литература

1. *Христофоров Б. Д.* Параметры радиационных и газодинамических процессов воздушных, приземных и наземных взрывов зарядов массой до 1000 т. // Физика горения и взрыва, 2014. Т. 50. № 1. С. 107.-114.
2. *Христофоров Б. Д.* Моделирование газодинамических процессов при грозах мощными электрическими разрядами//Физика горения и взрыва, 2010. Т. 46. № 1. С. 14-19.
3. *Христофоров Б. Д.* Моделирование параметров молнии и грома мощным электрическим разрядом и излучением//Академический журнал Западной Сибири, 2013. Т. 9. № 5. С. 116–120.
4. *Соловьев В. О., Христофоров Б. Д.* Моделирование воздействия рентгеновского излучения на ячеистую структуру камеры ЯЭУ // Атомная энергия. 2008. Т. 105. - №1. С. 32-38.
5. *Khristoforov V.* Investigation of shock wave parameters at explosives blasts in the tubes with air //Universal journal of engineering science. 2013.-(2). P.28–33.
6. *Khristoforov V.* The Study of Large Plastic Deformation and Fracture of Plates by Blast of Explosives in the Tubes// Universal Journal of Engineering Science, 2014. N. 2. P. 49-53.
7. *Соловьёв В. О.* Факторы, влияющие на кпд многоимпульсных взрывных устройств с отражателями // Проблемы машиностроения и автоматизации, 2002. № 3. С. 50-55.
8. *Рождественский В. Б., Христофоров Б. Д., Юрьев В. Л.* Влияние состава продуктов на радиационные характеристики взрыва ВВ в воздухе // Физика горения и взрыва, 1989. № 5. С. 145-148.
9. *Адушкин В. В., Гарнов В. В., Дивнов И. И., Христофоров Б. Д. и др.* Моделирование эволюции газо - пылевого облака, вызванное ударами астероидов и комет // ДАН РФ. 332: (1). 85- 88. Сентябрь. 1993.
10. *Брод Г.* Гидродинамика взрывов // Расчеты взрывов на ЭВМ. М.: Мир, 1976.
11. *Гельфанд Б. Е., Сильников М. В.* Барометрическое действие взрывов // СПб. Издательство Астерион, 2006.