

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ  
АКТИВНОЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ТЕПЛОЗАЩИТЫ НА  
ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ.**

***Кромка Ксения Владимировна***

*студентка группы 60-610С*

*Московского авиационного института*

*Россия*

*г. Москва*

***Бродский Марк Юрьевич***

*студент группы 60-610С*

*Московского авиационного института*

*Россия*

*г. Москва*

## СОДЕРЖАНИЕ

1	Цель работы.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
2	Текущее состояние проблемы .....	<b>Error! Bookmark not defined.4</b>
3.	Прототипы.....	<b>Error! Bookmark not defined.6</b>
4.	Возможности электромагнитной теплозащиты.....	<b>Error! Bookmark not defined.0</b>
5.	Заключение .....	24
	Библиографический список .....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>

## **1. Цель работы**

Целью данной работы является: исследование возможности воздействия электромагнитным полем на основные характеристики скачка уплотнения образующегося перед летательным аппаратом (ЛА), движущимся в плотных слоях атмосферы со скоростью превышающей скорость звука в пять и более раз, для снижения конвективного аэродинамического нагрева элементов его конструкции.

## 2. Текущее состояние проблемы

Основным препятствием на пути создания летательных аппаратов имеющих скорость полёта более 5 М в плотных слоях атмосферы на текущем этапе развития техники является так называемый «тепловой барьер» - явление интенсивного аэродинамического нагрева элементов конструкции ЛА. Более всего ему подвержены: передние кромки аэродинамических плоскостей, носовые (головные) обтекатели и входные устройства воздухозаборников [10].

Масса средств обеспечивающих отвод тепла от поверхности изделия зависит от их типа, и величины теплового потока.

Наименьшей массой обладают так называемые горячие конструкции с радиационным (лучистым) охлаждением, однако область их применения ограничивается жаропрочностью и жаростойкостью конструкционных материалов. В настоящее время их рабочая температура достигает 1200С ( 1473,15К ), что соответствует, сбрасываемому абсолютно чёрным телом тепловому потоку (q):  $q := \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 = 2.671 \times 10^5 \text{ Вт/М}^2$

При условии, что постоянная Стефана-Больцмана принята равной  $\sigma := 5.670400 \cdot 10^{-8}$ , а коэффициент черноты поверхности  $\varepsilon=1$ .

Для сравнения тепловой поток в передней критической точке (ПКТ) сферы радиусом 0,1 М при скорости полёт 5км/с на высоте 50 км в соответствии с уравнением Фея-Риддела [3] составит:

$$q := 0.763 \cdot (Pr_{w_3})^{-0.6} \cdot (\rho_{0_3} \cdot u_{0_3})^{0.4} \cdot (\rho_{w_3} \cdot uw)^{0.1} \cdot (\beta_3)^{0.5} \cdot \left[ 1 + \left[ (Le_3)^n - 1 \right] \frac{Id_3}{10_3} \right] \cdot (I_{e_{0,3}} - I_w) = 7.956 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

Что бы сбрасывать такое количество теплоты путём излучения, температура абсолютно чёрной обшивки должна была бы составить:

$$T_{\text{ww}} := \sqrt[4]{\frac{q}{(\varepsilon \cdot \sigma)}} = 6.12 \times 10^3 \text{ К}$$

Не один известный материал не способен длительное время существовать при подобных температурах.

Использование абляционных теплозащитных покрытий на многоразовых ЛА не целесообразно.

Другим решением, обеспечивающим вынос тепла из системы, без его накопления в конструкции, может стать регенерационное охлаждение одним из компонентов топлива. [3]

Однако масса рубашек охлаждения ЖРД значительна, и установка аналогичных средств на все теплонагруженные участки изделия негативно скажется на его массовых характеристиках.

Более целесообразным может оказаться снижение интенсивности поступления тепла, до уровня определяемого ограниченными возможностями по его сбросу.

Интенсивность теплообмена между поверхностью конструкции и обтекающим её потоком определяется их температурами и скоростями течения в сжатом и пограничном слоях. Скорость в сжатом слое зависит от расстояния между скачком уплотнения и передней критической точкой. Поэтому наиболее логичным решением представляется отодвинуть ударную волну за счёт использования аэродинамических сил, увеличив радиус затупления носка [3].

Однако применение такого подхода отрицательно сказывается на лётных характеристиках ЛА и имеет ряд конструкционных ограничений. Более того, уменьшая конвективный нагрев таким способом, мы увеличиваем нагрев лучистый, что нежелательно, если аппарат будет входить в атмосферу со второй космической скоростью, например, возвращаясь с Луны [6].

### 3. Прототипы

Во многих странах мира ведутся разработки летательных аппаратов способных двигаться в атмосфере со скоростями более двух километров в секунду без потери летно-технических характеристик.

В настоящее время наиболее проработанным из них считается британская проект Скайлон. Находящийся на стадии ОКР космолёт может иметь массу около 300т и тяговооружённость меньше единицы, что совершенно не мешает ему осуществлять горизонтальный полёт, включая взлёт и посадку, аналогично современным авиалайнерам. По замыслу конструкторов на протяжении атмосферного участка полёта двигатель ЛА должен использовать в качестве окислителя кислород, содержащийся в воздухе. Достигающаяся этим экономия массы оказывается столь значительной, что позволяет отказаться от сбрасываемых ступеней, и установив теплозащиту сделать ЛА полностью возвращаемым (многократным).

Другим глубоко проработанным проектом является разрабатывавшийся в Североамериканских Соединённых Штатах в 80-е годы комплекс Х-30.

Однако из-за чрезмерной стоимости работ оба проекта не продвинулись дальше стендовой отработки (Скайлон) и создания заделов (Х-30).

При составлении данного доклада были проанализированы известные данные об экспериментальных американских аппаратах Х-43 и Х-37 (Лётная отработка прямоточного двигателя и системы возвращения, соответственно) и решения, предложенные нашими разработчиками в рамках проектов гиперзвуковой летающей лаборатории Игла и многократной авиационно-космической системы (МАКС). [13]

Лётно-технические характеристики высокоскоростного летательного аппарата (ЛА) во многом определяются энергетическими возможностями его двигательной установки. От вида используемых двигателей, зависит конструктивный облик всей машины, а следовательно, возможные условия её эксплуатации.

Использование ресурсов воздушной среды даёт значительные преимущества.

Если для ракеты с ЖРД атмосфера земли является исключительно нежелательным препятствием - причиной аэродинамических потерь и траекторных возмущений, то для ракеты с ВРД она оказывается практически неисчерпаемым источником содержащего кислород рабочего тела.

Существующие прямоточные воздушно реактивные двигатели (ПВРД) способны устойчиво работать на скоростях до 15 М и высотах до 50 км. Тяга их при этом достигает 10-15т. Эти значения могут показаться недостаточными для ракеты носителя (РН), но удельный импульс ПВРД достигает 800-1470с [14].

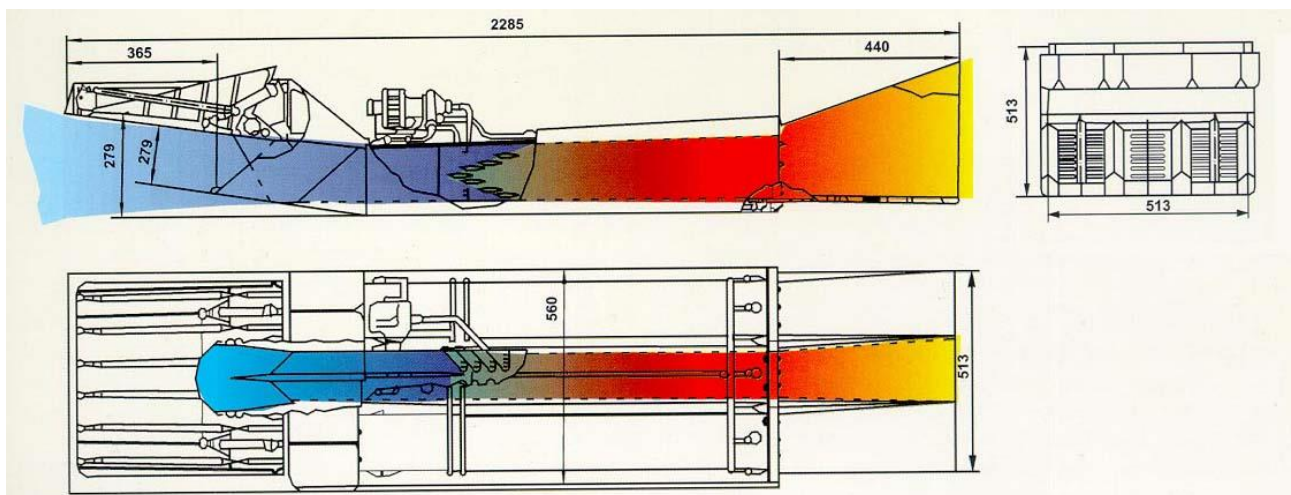


Рис. 1 – ГПВРД разрабатываемый ЦИАМ для ГЛЛ „Игла” [14].

Двигатель (ГПВРД) разрабатываемый ЦИАМ для ГЛЛ Игла	
Тяга двигателя	14700 кгс
расход водорода	1 кг
Скоростной диапазон	6...14 М
Высота полета	20...50 км
Скоростной напор	12...70 кПа

Как любое устройство использующее ресурсы внешней среды ГПВРД зависит от её состояния (наличия) [14].

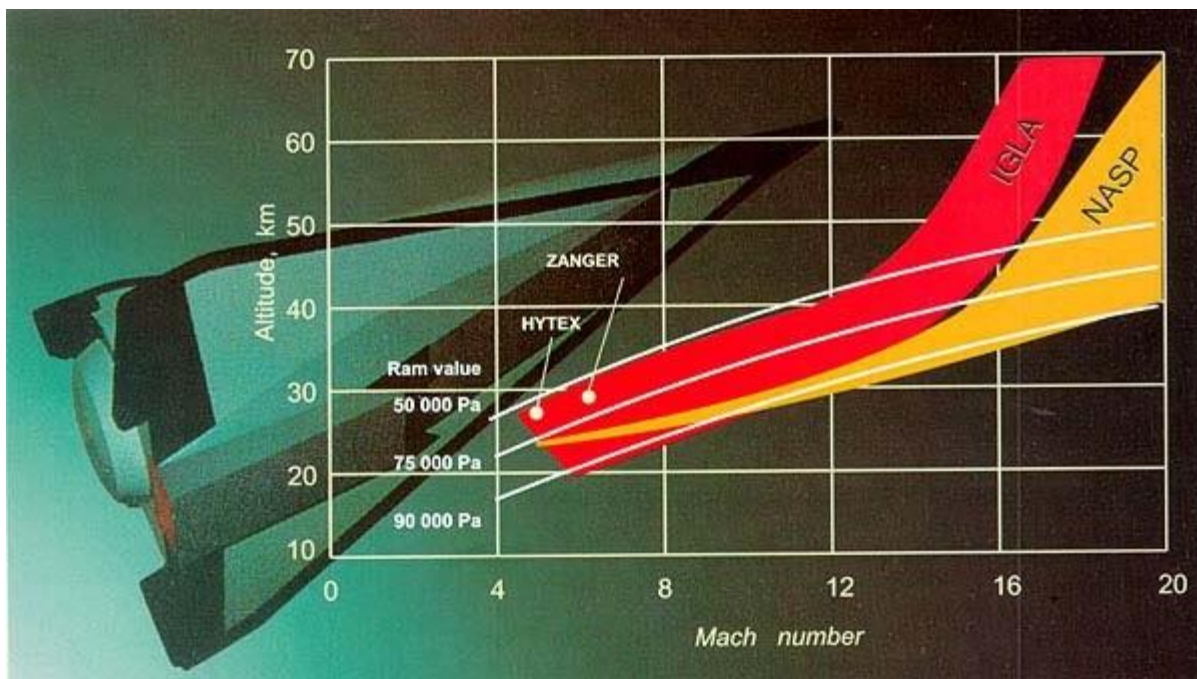


Рис. 2 – Возможные рабочие диапазоны скоростей, высот и скоростных напоров для отечественной „Иглы” и американского X-30 [14]

Поэтому для обеспечения эффективной работы ПВРД требуется траектория выведения с продолжительным атмосферным участком, следствием чего являются высокий аэродинамический нагрев аппарата во время разгона.

Поскольку при скоростях полёта до второй космической конвективный теплообмен преобладает над лучистым, а перспективные прямоточные двигатели способны обеспечить разгон до скоростей не более 15М, и дальнейшее ускорение при помощи ЖРД целесообразнее производить уже в безвоздушном пространстве, где удельный импульс ракетных двигателей максимален, наиболее остро стоит проблема снижения конвективного аэродинамического нагрева [5].

Распределение тепловых потоков по поверхности планера неравномерно, и определяется характером обтекания, который зависит от аэродинамического облика ЛА. Обычно наибольшим тепловым нагрузкам



подвергаются головные обтекатели, передние кромки крыльев и воздухозаборников [10].

Известно, что интенсивность конвективного нагрева зависит от градиента скорости в пограничном слое. Градиент скорости же зависит от расстояния до ударной волны. Следовательно, увеличив расстояние до скачка уплотнения, мы снизим нагрев обшивки [4].

Однако обеспечение высокого аэродинамического качества на гиперзвуковой скорости накладывает ряд ограничений на форму изделия.

#### 4. Возможности электромагнитной теплозащиты

Для разрешения возникшего противоречия между требованиями аэродинамики (достижение максимального аэродинамического качества) и тепловой защиты (снижение тепловых потоков через обшивку ЛА) необходимо использование иных, не аэродинамических сил, для воздействия на характеристики скачка уплотнения, а через них и на сжатый и пограничный слои.

Для определения природы таких сил нужно рассмотреть, свойства ударной волны, образующейся перед объектом, летящим на скорости более 5 М, не связанные с термодинамическими и гидрогазодинамическими процессами в ней напрямую. В первую очередь - электромагнитные.

Очевидно, что если с летящим на высокой скорости аппаратом пропадает радиосвязь, то электромагнитные свойства ударной волны должны отличаться от свойств не возмущённой атмосферы.

Известно, что ионосфера Земли - атмосферный слой состоящий из смеси газа с нейтральными атомами и молекулами (в основном азота  $N_2$  и кислорода  $O_2$ ) и квазинейтральной плазмы, содержащий достаточное количество заряженных частиц (около 1000 ионов и электронов на  $см^2$ ), что бы препятствовать прохождению радиосигналов с частотами от 2 до 7 МГц [9].

Для связи с входящими в атмосферу земли космическими аппаратами (КА) используются волны сантиметрового диапазона с частотами от 3000 до 30000 МГц [13]. Эти волны легко преодолевают ионосферу и уходят в космическое пространство. Если во время торможения в плотных слоях атмосферы связь с КА пропадает, значит, собственная частота содержащейся в ударной волне плазмы должна быть не ниже 3000 МГц [13].

Зная частоту собственных колебаний плазмы, мы можем найти минимальную концентрацию содержащихся в ней электронов:

$$f := 30 \cdot 10^9 \text{ Гц}$$
$$n_e := \left( \frac{f}{0.9 \cdot 10^4} \right)^2 = 1.111 \times 10^{13}$$

Если учесть, что на высоте 50 километров концентрация молекул воздуха в невозмущённой атмосфере составляет в соответствии с [9]:

$$N := 1.8 \cdot 10^{26}$$

$$\frac{ne}{N} = 6.173 \times 10^{-14}$$

Однако, что произойдёт с этими электронами при попадании в магнитное поле с интенсивностью порядка нескольких Тесла.

На движущийся в магнитном поле заряд действует сила Лоренца, пропорциональная его величине, скорости и индукции поля. На пример, электродвижущая сила (ЭДС) действующая на электрон, влетевший со скоростью 350 м/с в магнитное поле напряжённостью 1 Тл, будет эквивалентна перепаду напряжения 350 В/м. При скорости 5М уже 1750 В/м. С разряжением атмосферы напряжение необходимое для электрического пробоя падает.

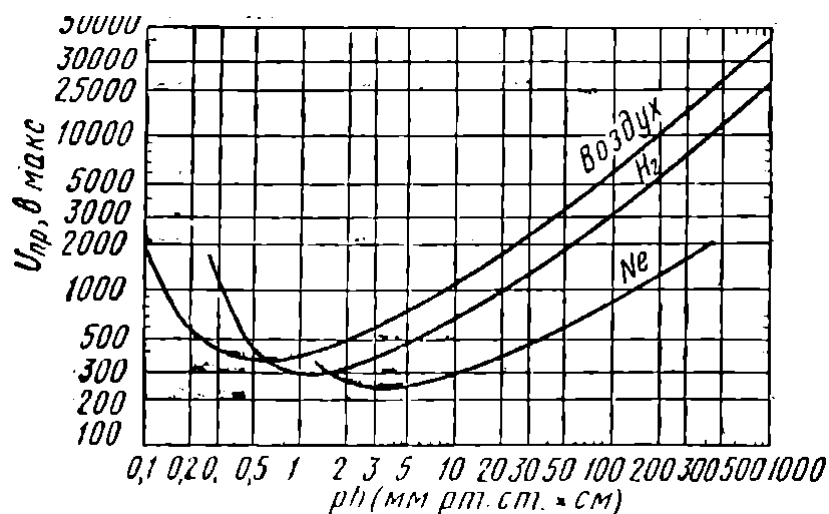


Рис. 3 – Кривые Пашена для воздуха водорода и неона [13]

При наличии достаточной концентрации свободных электронов, становится возможна ионизация нейтральных атомов электронным ударом [8]. Могущая привести к росту концентрации ионов до значений близких к дуговым разрядам (0,01-0,1%).

Вещество, подвергшееся столь значительной ионизации начинает проявлять на макро уровне свойства частично ионизованной плазмы.

В том числе антиферромагнетизм – способность сверхпроводящей фазы (которой по определению является плазма) благодаря нулевому электрическому сопротивлению вытеснять магнитное поле из своего объёма.

Следствием этого должен стать эффект Мейснера – явление вызываемое токами, наводимыми в сверхпроводнике внешним магнитным полем, и проявляющееся в отталкивании источника внешнего поля от сверхпроводника магнитным полем этих токов, равным ему по модулю, но противоположным по направлению [13].

Данный эффект получил широкое применение в области исследований в интересах программ освоения термоядерной энергии, как средство удержания высокотемпературной плазмы.

С технической точки зрения задача управления течением плазмы вокруг объекта много проще задачи удержания плазмы внутри заданного объёма.

Возникающие в таких условиях явления хорошо изучены в природе, на примере окрестностей магнитопаузы Земли, где плазма солнечного ветра встречая на своём пути препятствие в виде магнитного поля планеты, тормозится образуя так называемую „головную ударную волну”.

Выполненные расчёты показывают принципиальную возможность изменения параметров скачка уплотнения, сжатого и пограничного слоёв вокруг бесконечно длинного профиля крыла при воздействии на них магнитных полями высокой интенсивности.

В реальной конструкции целесообразно изготовить часть элементов консолей крыла из материалов с высокой магнитной проницаемостью (например, из магнитно мягких сталей) и намагничивать их при помощи обмоток размещённых внутри фюзеляжа аппарата. Использование частей крыла в качестве магнитопроводов, означает, что их температура не должна

превысить точку Кюри. А максимальная индукция магнитного поля ограничена условием гистерезиса и не может превысить 2,5 Тл.

В таком случае расходуемая на намагничивание одного метра размаха крыла электрическая мощность составит около 5-10 кВт.

В качестве источника энергии для системы целесообразно использовать термоэлектрические элементы Пельтье, которые можно разместить в качестве теплоизоляции на поверхности крыла, так же возможно использование содержащих цезий термоэмиссионных элементов [10]. Для достаточно крупного аппарата может оказаться целесообразным применение сверхпроводящей катушки, охлаждаемой криогенными компонентами топлива.

В целях упрощения расчётов притуплённый скруглением клин, которым в первом приближении является передняя кромка крыла высокоскоростного летательного аппарата, рассматривался, не как цельный намагниченный объект сложной формы, а как система точечных источников магнитного поля.

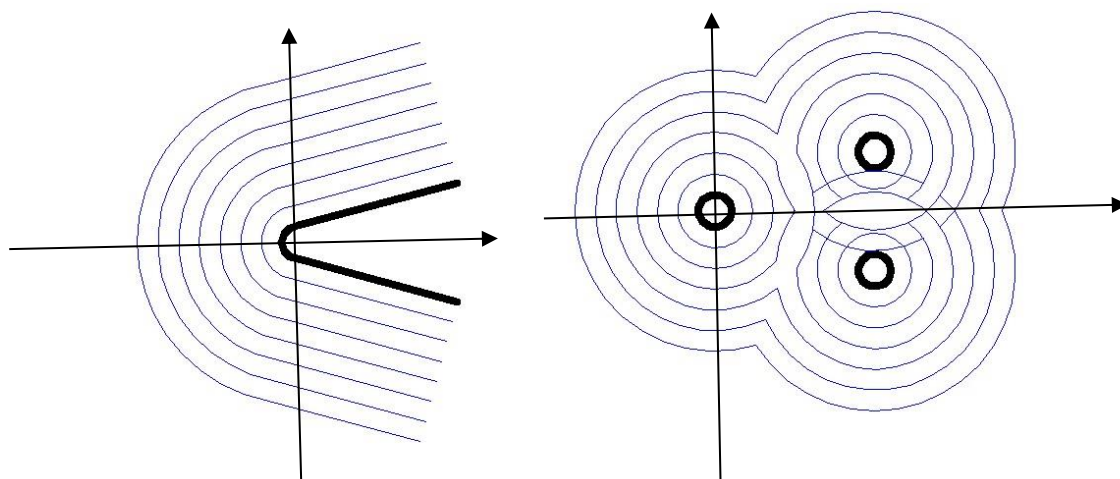


Рис. 4 – Эквипотенциальные линии магнитного поля вокруг намагниченного притупленного клина (слева) и имитирующей его группы точечных источников (справа)

Рассчитанные по теореме Остроградского-Гаусса картины эквипотенциальных поверхностей (не путать с силовыми линиями)

магнитного поля в таком случае не будут полностью идентичны, но их вид будет достаточно схож в области 2 и 3 квадрантов, которые нас интересуют.

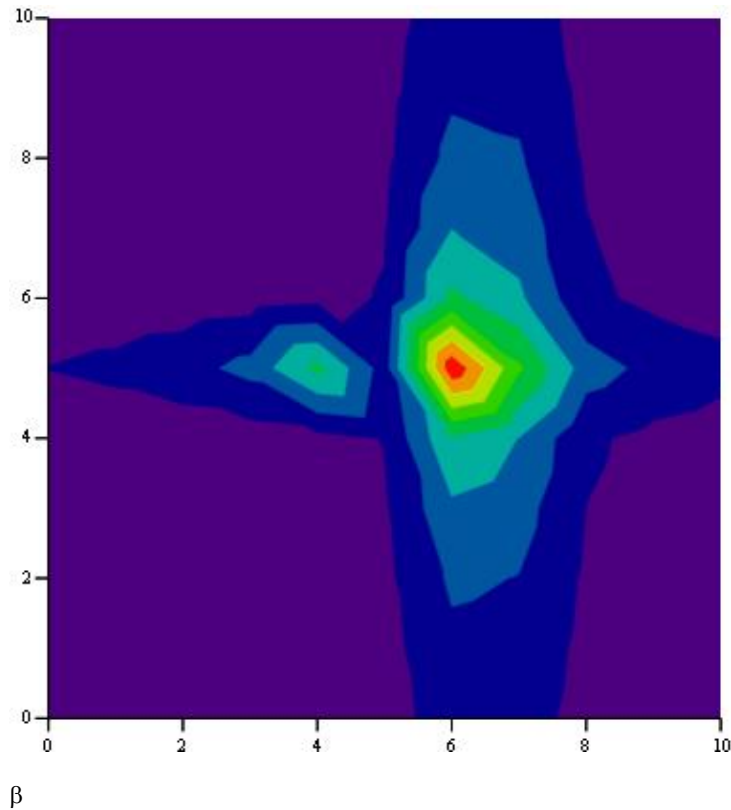


Рис. 5 – Численная модель напряжённости магнитного поля построенная в Mathcad

Из предположения, что ударная волна должна находиться в зоне, где аэродинамические и электромагнитные силы уравновесят друг друга, расстояние от передней критической точкой до скачка уплотнения принято равным расстоянию от передней критической точки до точки, в которой давление, создаваемое силой Ампера, падает до значения равного значению скоростного напора набегающего потока:

$$\Delta x_{p_k} := \frac{\frac{\max(B)}{u_0} \cdot \max(B) \cdot \frac{ne}{N}}{\frac{(\rho_k) \cdot (V_k)^2}{2}}$$

Проведённое численное моделирование обтекания конуса с углом полураствора  $5^\circ$  и радиусом затупления 0,1 м сверхзвуковым потоком:

- со скоростью 1800 м/с на высоте 25000 м,
- со скоростью 2700 м/с на высоте 30000 м,
- со скоростью 4000 м/с на высоте 40000 м,
- со скоростью 5000 м/с на высоте 50000 м,

показывает, что при воздействии магнитного поля интенсивностью 2,5 Тл, расстояние от скачка уплотнения до передней критической точки ( $\Delta$ ) увеличивается с ростом высоты (h) и разряжения атмосферы.

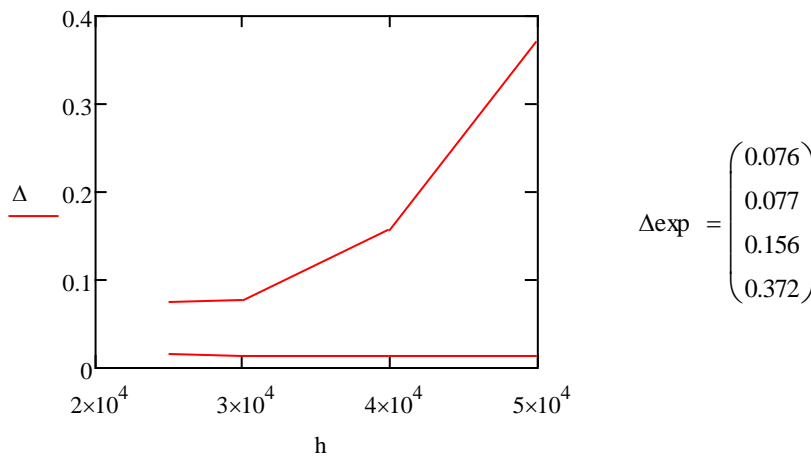


Рис. 6 – Зависимость расстояние от ударной волны до ПКТ ( $\Delta$ ), от высоты полёта h, для образованного только аэродинамическими силами скачка уплотнения – график снизу, для скачка уплотнения отодвигаемого магнитным полем - график сверху

Скорости и высоты при моделировании подбирались таким образом, что бы значения скоростного напора и положение формируемой только аэродинамическими силами ударной волны во всех четырёх случаях были максимально схожи.

$$\rho_k \cdot \frac{[(v_k)^2]}{2} = \Delta_k := 0.66 \cdot \frac{\varepsilon_k \cdot R0}{(1 - \varepsilon_k)}$$

$6.581 \cdot 10^4$
$6.525 \cdot 10^4$
$3.2 \cdot 10^4$
$1.344 \cdot 10^4$

$$\Delta = \begin{pmatrix} 0.015 \\ 0.014 \\ 0.014 \\ 0.014 \end{pmatrix} \text{ М}$$

Зная расстояние до ударной волны ( $\Delta_{\text{exp}}$ ), можно определить эффективный радиус затупления ( $R_{0\text{ef}}$ ), и проведя расчёты в соответствии с алгоритмами [4], найти градиент скорости в пограничном слое ( $\beta_{\text{exp}}$ ), параметр теплообмена ( $\alpha$ ) и тепловые потоки ( $q$ ).

$$R_{0\text{ef}_k} := \frac{\Delta_{\text{exp}_k}}{\left[ 0.66 \cdot \frac{\varepsilon_k}{(1 - \varepsilon_k)} \right]}$$

$$\beta_{\text{exp}_k} := \frac{C_k}{R_{0\text{ef}_k}} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{(P_{0k} - P_k)}{\rho_{0k}}}$$

$$\alpha_{i,k} := C_{p_k} \cdot 0.763 \cdot \frac{uw}{X_{\text{ef}_{i,k}}} \cdot \sqrt{Re_{\text{ef}_{i,k}}} \cdot (Pr_{w_k})^{-0.6} \cdot \left[ \frac{(\rho_{e_{i,k}} \cdot ue)}{(\rho_{w_{i,k}} \cdot uw)} \right]^{0.4} \cdot \left[ 1 + \left[ (Le_k)^n - 1 \right] \right] \cdot \frac{Id_k}{Ie_{i,k}}$$

$$Q_{i,k} := \frac{\alpha_{i,k}}{C_{p_k}} (Ie_{i,k} - Iw)$$

Расчёты, результаты которых приведены на рисунке 7, показывают, что с увеличением высоты полёта ( $h$ ), и как следствие, расстояния до ударной волны ( $\Delta$ ) градиент скорости ( $\beta$ ) в пограничном слое уменьшается, физически это можно объяснить с помощью принципа неразрывности течения, согласно которому при сохранении постоянного расхода среды (площади миделя и скорости полёта) увеличение площади проходного сечения (области между корпусом и ударной водной) приводит к снижению скорости потока.



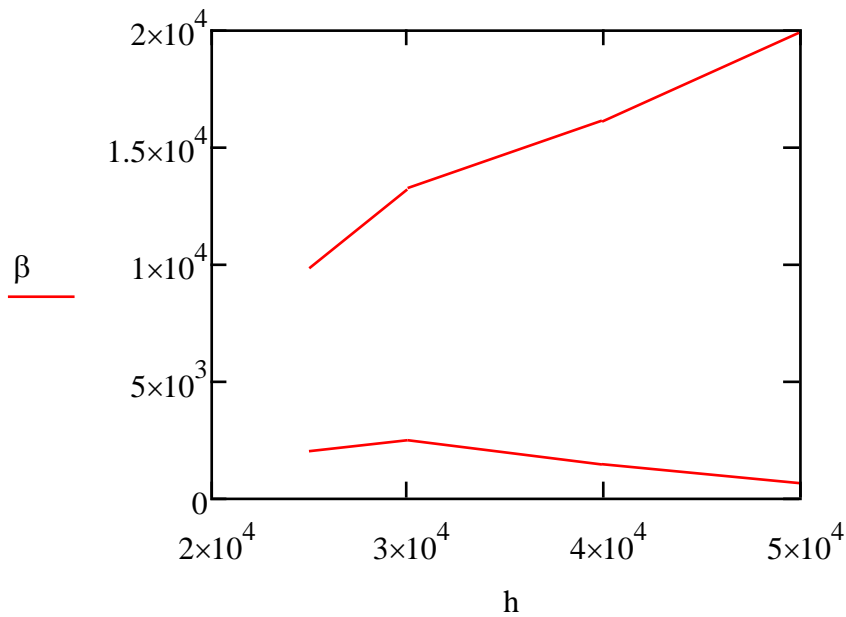


Рис. 7 – Графики изменения градиента скорости ( $\beta$ ) в пограничном слое в зависимости от высоты полёта ( $h$ ), при скорости движения ( $V$ ) обеспечивающей близкие значения скоростных напоров, график сверху - для скачка уплотнения образуемого только аэродинамическими силами, график снизу - для скачка уплотнения подвергающегося действию магнитного поля

Снижение скорости течения газа в сжатом и пограничном слоях приводит к уменьшению интенсивности конвективного теплообмена, следствием чего является значительное снижение теплового потока ( $q$ ) в передней критической точке, представленное на рисунке 8.

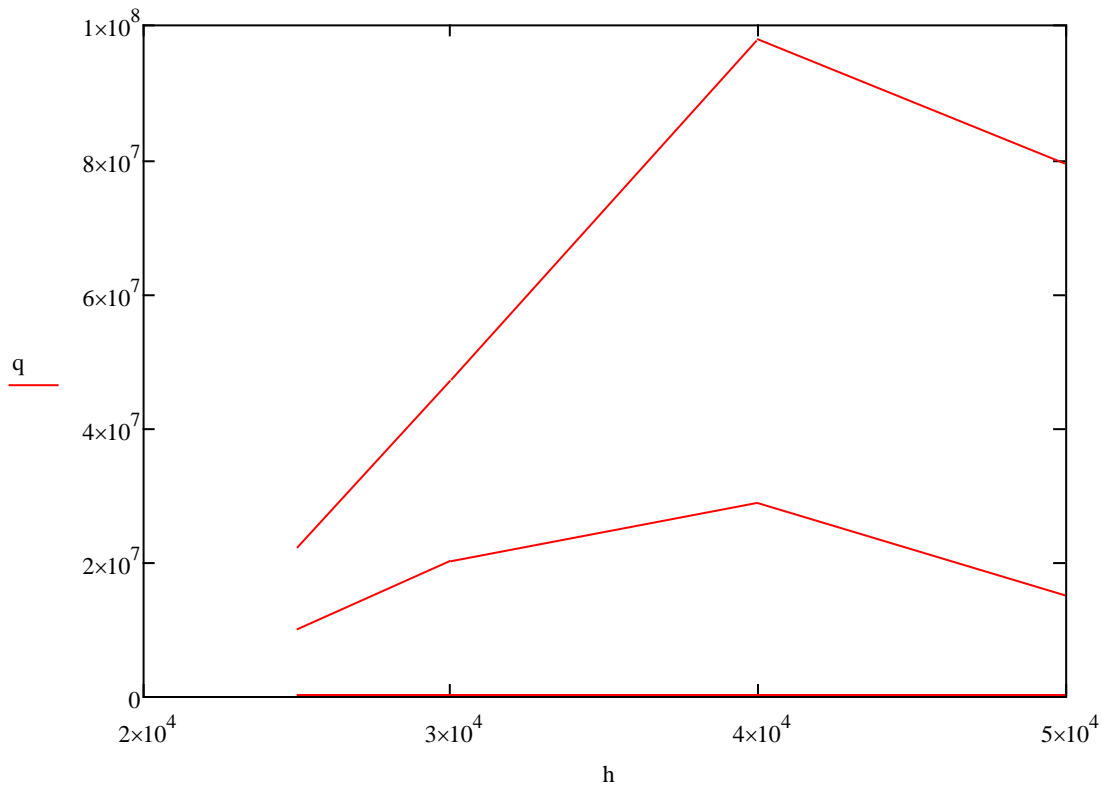


Рис. 8 – Графики изменения теплового потока ( $q$ ) от высоты полёта ( $h$ ) для случая траектории движения ЛА с постоянным скоростным напором, верхний график - для скачка уплотнения образуемого только аэродинамическими силами, нижний график - для скачка уплотнения подвергающегося действию магнитного поля

В соответствии с приведенными ниже расчётами при скорости полёта 1800 м/с на высоте 25000 м тепловой поток в передней критической точке сокращается на 55%

$$\alpha_0 := C_{p_0} \cdot 0.763 \cdot (\text{Pr}_{w_0})^{-0.6} \cdot (\rho_0 \cdot u_0)^{0.4} \cdot (\rho_w \cdot u_w)^{0.1} \cdot (\beta_0)^{0.5} \cdot \left[ 1 + \left[ (\text{Le}_0)^n - 1 \right] \frac{\text{Id}_0}{\text{I}_0} \right] = 1.789 \times 10^4$$

$$\alpha_{0\text{exp}_0} := C_{p_0} \cdot 0.763 \cdot (\text{Pr}_{w_0})^{-0.6} \cdot (\rho_0 \cdot u_0)^{0.4} \cdot (\rho_w \cdot u_w)^{0.1} \cdot (\beta_{\text{exp}_0})^{0.5} \cdot \left[ 1 + \left[ (\text{Le}_0)^n - 1 \right] \frac{\text{Id}_0}{\text{I}_0} \right] = 8.049 \times 10^3$$

$$Q_{0,0} := \frac{\alpha_{0,0}}{C_{p0}} (I_{e_{0,0}} - I_w) = 2.236 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

$$Q_{\text{exp}_{0,0}} := \frac{\alpha_{0\text{exp}_0}}{C_{p0}} (I_{e_{0,0}} - I_w) = 1.006 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

$$1 - \frac{(Q_{\text{exp}_{0,0}})}{Q_{0,0}} = 0.55$$

Рассчитанный график (Рис. 9 ) интенсивности теплового потока ( $q$ ) на поверхности сферического затупления и конуса в зависимости от расстояния до передней критической точки ( $X$ ) демонстрирует снижение нагрева обшивки за пределами области передней критической точки , на 50,9 – 55,5% .

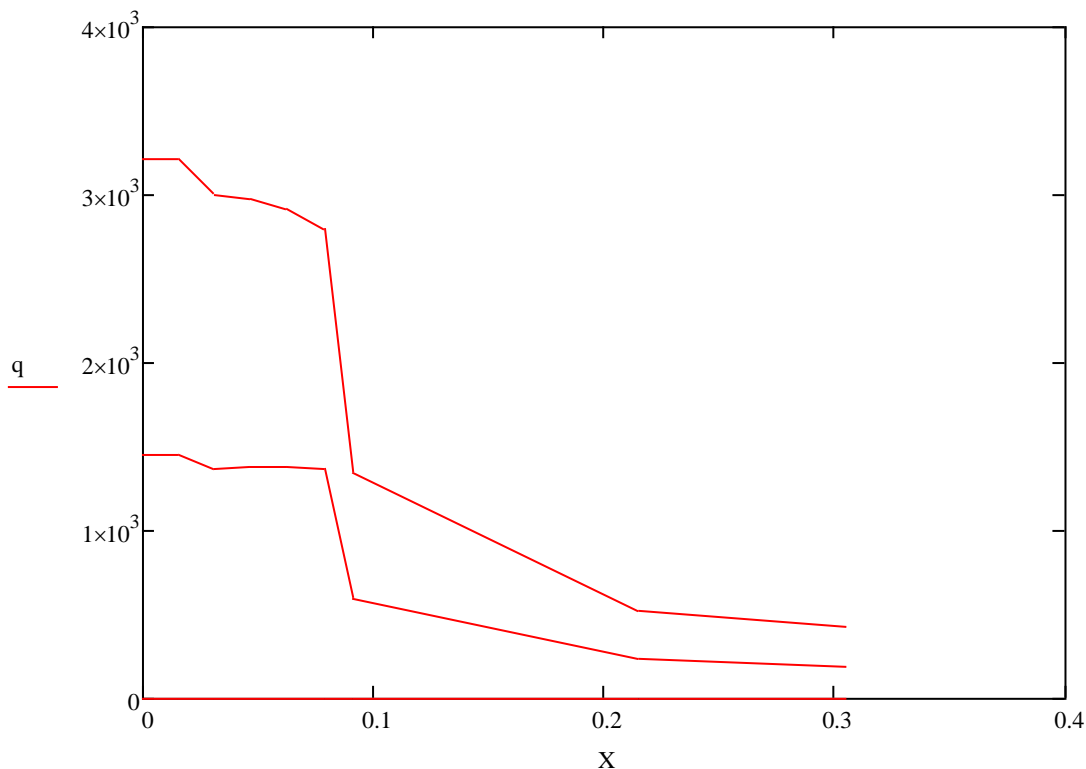


Рис. 9 – Зависимость интенсивности теплового потока ( $q$ ) на поверхности затупленного конуса, за пределами области передней критической точки, от расстояния до ПКТ ( $X$ ) при скорости полёта 1800 м/с на высоте 25000 м, верхний график - для скачка уплотнения образуемого только аэродинамическими силами, нижний график - скачок уплотнения подвергающийся воздействию магнитного поля.

При скорости набегающего потока 2700 м/с на высоте 30000 м снижение теплового потока в передней критической точке должно составить 56,9%.

$$\alpha_{0,1} := C_{p_1} \cdot 0.763 \cdot (\text{Pr}_{w_1})^{-0.6} \cdot (\rho_{0,1} \cdot u_{0,1})^{0.4} \cdot (\rho_{w_1} \cdot u_w)^{0.1} \cdot (\beta_1)^{0.5} \cdot \left[ 1 + \left[ (\text{Le}_1)^n - 1 \right] \frac{\text{Id}_1}{\text{Io}_1} \right] = 3.793 \times 10^4$$

$$\alpha_{0\text{exp},1} := C_{p_1} \cdot 0.763 \cdot (\text{Pr}_{w_1})^{-0.6} \cdot (\rho_{0,1} \cdot u_{0,1})^{0.4} \cdot (\rho_{w_1} \cdot u_w)^{0.1} \cdot (\beta_{\text{exp},1})^{0.5} \cdot \left[ 1 + \left[ (\text{Le}_1)^n - 1 \right] \frac{\text{Id}_1}{\text{Io}_1} \right] = 1.634 \times 10^4$$

$$Q_{0,1} := \frac{\alpha_{0,1}}{C_{p_1}} (I_{e_{0,1}} - I_w) = 4.725 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

$$Q_{\text{exp},0,1} := \frac{\alpha_{0\text{exp},1}}{C_{p_1}} (I_{e_{0,1}} - I_w) = 2.035 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

$$1 - \frac{(Q_{\text{exp},0,1})}{Q_{0,1}} = 0.569$$

За пределами области передней критической точки ожидается снижение теплового потока на 53,7 - 57,5%:

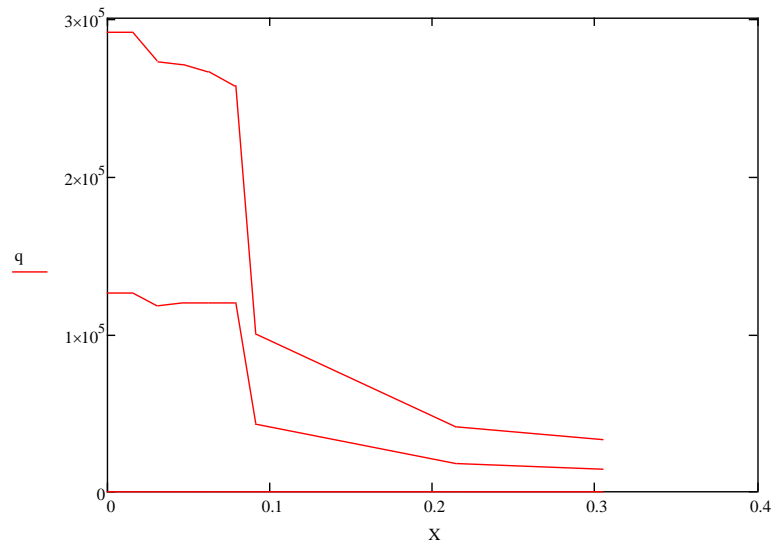


Рис. 10 – Зависимость интенсивности теплового потока ( $q$ ) на поверхности затупленного конуса, за пределами области передней критической точки, от расстояния до ПКТ ( $X$ ) при скорости полёта 2700 м/с на высоте 30000 м, верхний график - для скачка уплотнения, образуемого только аэродинамическими силами, нижний график - для скачка уплотнения подвергнувшегося воздействию магнитного поля.

При скорости полёта 4000 М/С на высоте 40000 тепловые нагрузки достигают максимального значения из рассматривавшихся. В передней критической точке по расчётам блокируется 70% поступающего тепла.

$$Q_{0,2} := \frac{\alpha_{0,2}}{Cp_2} (Ie_{0,2} - Iw) = 9.782 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

$$Q_{\text{exp}0,2} := \frac{\alpha_{\text{exp}0,2}}{Cp_2} (Ie_{0,2} - Iw) = 2.898 \times 10^7 \text{ Вт/М}^2$$

$$1 - \frac{Q_{\text{exp}0,2}}{Q_{0,2}} = 0.704$$

Тепловой поток за пределами области передней критической точки снижается на 67,6 – 71%, достигая на сферическом затуплении  $2 \cdot 10^5$  Вт/М<sup>2</sup> (Рис. 11).

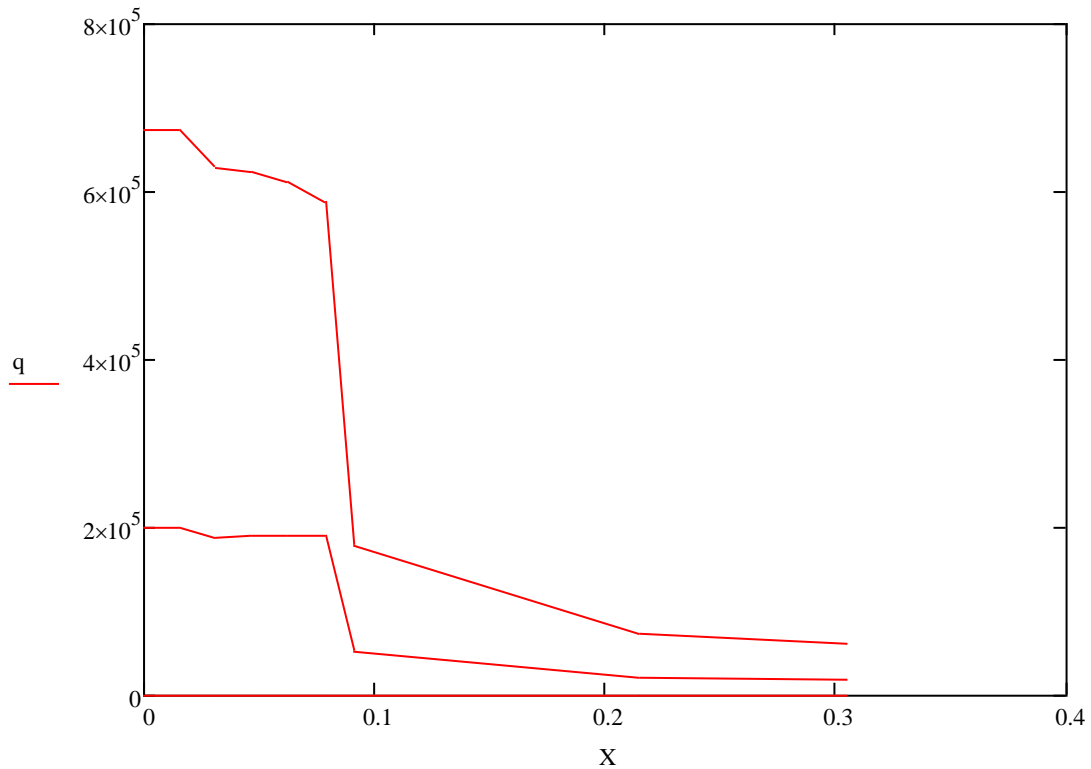


Рис. 11 – Зависимость интенсивности теплового потока ( $q$ ) на поверхности затупленного конуса, за пределами области передней критической точки, от расстояния до ПКТ ( $X$ ) при скорости полёта 4000 м/с на высоте 40000 м, верхний график - для скачка уплотнения образуемого только аэродинамическими силами, нижний график для скачка уплотнения подвергающегося воздействию магнитного поля.

При скорости полёта 5000 М/С на высоте 50000 м благодаря разряжению атмосферы эффективность электромагнитной теплозащиты становится максимальной. В передней критической точке теоретически удаётся заблокировать до 80% теплового потока.

$$Q_{0,3} := \frac{\alpha_{0,3}}{C_{p3}} (I_{e0,3} - I_w) = 7,956 \times 10^7$$

$$Q_{\text{exp}0,3} := \frac{\alpha_{\text{exp}0,3}}{C_{p3}} (I_{e0,3} - I_w) = 1.519 \times 10^7$$

$$1 - \frac{Q_{\text{exp}0,3}}{Q_{0,3}} = 0.809$$

Тепловой поток за пределами области передней критической точки снижается на 80,5 – 80,9%:

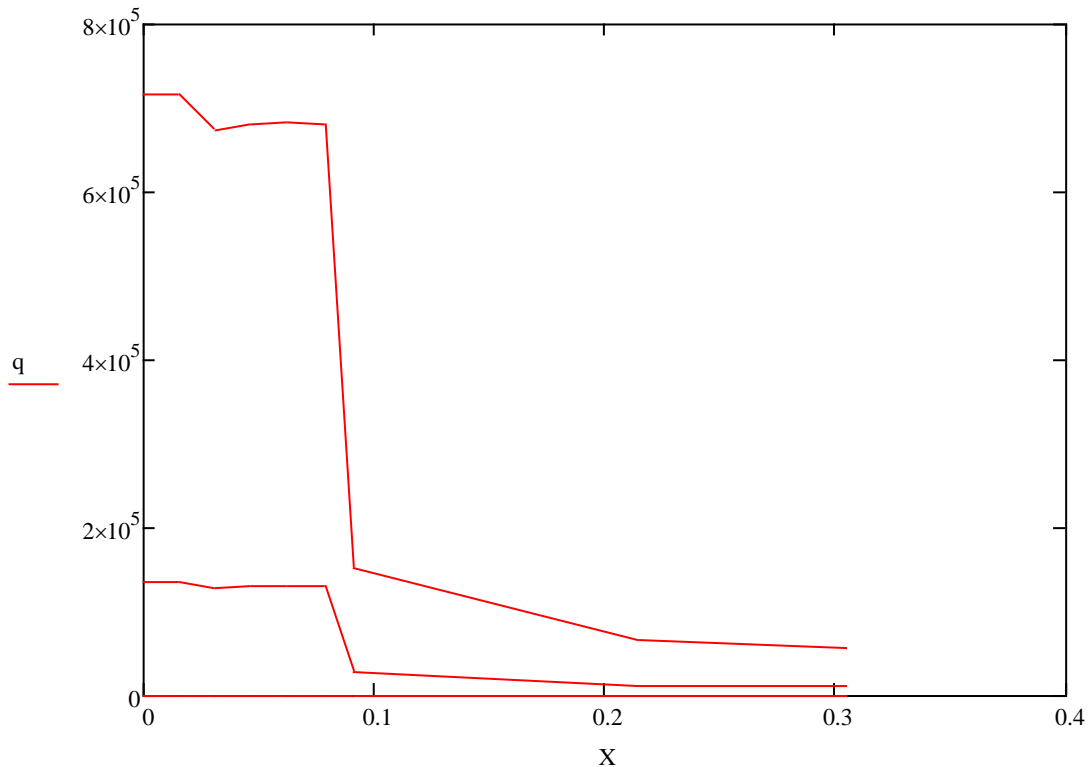


Рис. 12 – Зависимость интенсивности теплового потока ( $q$ ) на поверхности затупленного конуса, за пределами области передней критической точки, от расстояния до ПКТ ( $X$ ) при скорости полёта 5000 м/с на высоте 50000 м, верхний график - для скачка уплотнения образуемого только аэродинамическими силами, нижний график для скачка уплотнения, подвергающегося воздействию магнитного поля.

## **5. Заключение.**

В соответствии с проведёнными расчётами следует, что применение электромагнитной теплозащиты обеспечивает снижение аэродинамического нагрева аппарата, делающее возможным применение горячих конструкций с радиационным охлаждением, с использованием тяжёлых систем регенерационного охлаждения только в области передней критической точки головного обтекателя, передних кромок крыла и воздухозаборников, что позволяет значительно снизить долю массы средств теплозащиты в массе летательного аппарата.



## Библиографический список

1. Бураго С. Г. - „Аэродинамический расчёт маневренного ЛА"
2. Бураго С. Г. - „Аэродинамические характеристики летательных аппаратов и их частей"
3. Никитин П. В. – „Тепловая защита” – учебник высшей школы.
4. Никитин П. В. - Методические указания к расчётно-графической работе №40 „Расчёт теплообмена на поверхности космического аппарата притуплённой формы при полёте в атмосфере земли с гиперзвуковой скоростью”
5. Никитин П. В. , Шкуратенко А.А. – „Влияние каталитически активной поверхности на интенсивность теплообмена"
6. Каменков Е. Ф. и Константинов М. С. – „Механика Космического полёта" - учебник высшей школы.
7. Каменков Е. Ф. – „Маневрирование спускаемых аппаратов: гиперболические скорости входа в атмосферу" - учебник высшей школы.
8. Власов В.И., Залогин Г. Н., Прутько К.А. – „Возбуждение электронных состояний и ионизация атомов за сильными ударными волнами в воздухе“
9. Ерухимов Л.М. „Ионосфера Земли как космическая плазменная лаборатория“
10. Колычев А. В. - „Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом нагреве и границы ее применимости Колычев А. В. “
11. Фирсюк С. О. Проектирование ракет-носителей с помощью программы "DEP": учебное пособие - М.: МАИ, 2005.
12. ГОСТ 7.32-2001 Отчёт о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления.
13. [ru.wikipedia.org](http://ru.wikipedia.org)

14. [ciam.ru](http://ciam.ru)

15. [buran.ru](http://buran.ru)